

ALMA MATER STUDIORUM  
UNIVERSITÀ DI BOLOGNA

Scuola di Ingegneria e Architettura  
Sede di Forlì

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale  
Classe L-9

Elaborato finale di laurea  
in Propulsione Aerospaziale

**Studio preliminare di un sistema di alimentazione ibrido  
per razzi a propellenti liquidi**

**Candidato**  
Giacomo Venzo

**Relatore**  
Prof. Ing. Fabrizio Ponti

Anno Accademico 2018/2019



*A nonna Mina*



## **Abstract**

A hybrid feed system for liquid propellant rockets is analysed in this thesis. In the hybrid system, pumps are driven by both a turbine and an electric motor installed on the same shaft, where the turbine is powered by the regenerative cooling of the nozzle. In the first chapter, the mass of this system, the one of a gas-generator turbopump system and the mass of an electric pump feed system are compared. Masses are evaluated in function of five parameters: turbine expansion rate, turbine gas inlet temperature, combustion chamber pressure, initial pressure of the pressurising gas, and burn time. Only the main components are considered in the masses evaluation and various technologies are taken into account for the batteries, including Li-Po and Li-Ion. Two cases of study are carried out in Chapter 4: the American Falcon 9 and the European Vega E. The hybrid solution turns out to be convenient when applied to light rockets, not only thanks to its lightness but also thanks to its flexibility.



## Sommario

Oggetto di questa tesi è un sistema di alimentazione ibrido per razzi a propellente liquido, in cui le pompe vengono trascinate da un motore elettrico e da una turbina, montati sullo stesso albero; la turbina viene azionata dal circuito di raffreddamento rigenerativo dell'ugello. La massa dei componenti principali di questo sistema viene confrontata con quella del sistema tradizionale a Turbopompa e con quella del sistema ad Elettropompa. La massa dei tre sistemi viene esaminata al variare di cinque parametri, che sono il salto di pressione nell'espansione in turbina, la temperatura in ingresso alla turbina, la pressione in camera di combustione, la pressione di precarica del gas pressurizzante e il tempo di combustione; varie tipologie di batterie presenti in commercio sono prese in considerazione, fra le quali quelle a polimeri e a ioni di litio. A titolo di esempio, sono riportati due casi di studio: il primo relativo allo statunitense Falcon 9; il secondo riguardante l'europeo Vega E. Il sistema ibrido risulta una valida alternativa per gli stadi finali di vettori leggeri, non solo grazie alla maggior leggerezza ma anche per la sua flessibilità e facilità di riaccensione.





# Indice

<b>1</b>	<b>Introduzione</b>	<b>1</b>
<b>2</b>	<b>Stima delle masse</b>	<b>5</b>
2.1	Sistema a gas pressurizzato . . . . .	5
2.2	Sistema a turbopompa . . . . .	10
2.3	Sistema a elettropompa . . . . .	15
2.4	Sistema ibrido . . . . .	18
<b>3</b>	<b>Stima delle cifre di merito</b>	<b>21</b>
3.1	SpaceX Falcon 9 . . . . .	21
3.2	Avio Vega E . . . . .	26
3.3	Batterie . . . . .	29
<b>4</b>	<b>Risultati</b>	<b>31</b>
4.1	Caso di studio - Falcon 9 . . . . .	31
4.2	Caso di studio - Vega E . . . . .	40
4.3	Analisi dettagliata dell'effetto di $\Delta k$ . . . . .	44
<b>5</b>	<b>Riflessioni conclusive</b>	<b>49</b>



# Capitolo 1

## Introduzione

Il motore a razzo, detto anche endoreattore, è una tipologia di motore basata sul principio di azione e reazione, o per meglio dire su quello di conservazione della quantità di moto [8]: la spinta viene generata, infatti, accelerando all'indietro i gas di scarico in uscita dall'ugello. I motori a razzo si dividono, a seconda della fase del propellente che consumano, in razzi a propellente solido e razzi a propellente liquido; questi ultimi in particolare vengono trattati in questa tesi. I loro componenti fondamentali sono:

- i serbatoi di propellente, ovvero combustibile e comburente
- il serbatoio di gas pressurizzante inerte
- il sistema di alimentazione
- una camera di combustione e l'ugello di espansione

Mentre la funzione del gas pressurizzante è quella di mantenere in pressione i serbatoi di propellente, il sistema di alimentazione ha il compito di portare i propellenti alla camera di combustione alla giusta portata e pressione; quest'ultima è la principale problematica legata al sistema di alimentazione, poiché la pressione necessaria a consentire l'iniezione in camera di combustione potrebbe essere molto elevata. Infatti, la spinta generata da un motore di questo tipo può essere calcolata attraverso la semplice relazione [8]:

$$T = C_{\mathcal{F}} p_{cc} A^*$$

Dove

$C_{\mathcal{F}}$  è una costante detta coefficiente di spinta

$p_{cc}$  è la pressione della camera di combustione

$A^*$  è la sezione di gola dell'ugello

che evidenzia come per ottenere una grande spinta sia necessario aumentare la pressione in camera di combustione. I sistemi di alimentazione ad oggi più utilizzati sono a gas pressurizzato e a turbopompa [7, 10]. Il primo, in cui l'iniezione avviene spontaneamente poiché i propellenti sono ad una pressione maggiore rispetto alla camera di combustione, è il più semplice ed è diffuso su razzi di dimensioni modeste e con  $p_{cc}$  relativamente basse; per alte pressioni questo sistema risulta, al contrario, svantaggioso a causa della grande quantità di gas pressurizzante necessario e della massa del suo serbatoio, che deve essere dimensionato per sopportarne l'elevata pressione. Il secondo si basa su pompe che incrementano la pressione dei propellenti fino a renderne possibile l'iniezione; le pompe vengono mosse da una turbina che è trascinata, a seconda dei casi, dal combustibile stesso incrementato in contenuto entalpico attraverso il circuito di raffreddamento dell'ugello, oppure dai gas di scarico prodotti da una camera di combustione secondaria, come illustrato in Figura 1.1. Questo permette di mantenere i propellenti ad una pressione minore, ma di portarli ad una pressione maggiore rispetto al sistema a gas pressurizzante e, nonostante il maggior grado di complessità, risulta conveniente quando la pressione in camera di combustione è ragguardevole.

È stato proposto e studiato un sistema a elettropompa, in cui la pompa viene trascinata da un motore elettrico alimentato a batteria [5, 7, 11] che, seppur promettente [cfr. 6], non ha ancora avuto applicazioni pratiche diffuse. I suoi principali vantaggi sono la facilità di controllo e regolazione, attuabili comandando la potenza erogata dalla batteria, la facilità di riaccensione e il fatto di non necessitare di una carica pirotecnica per l'avviamento; un

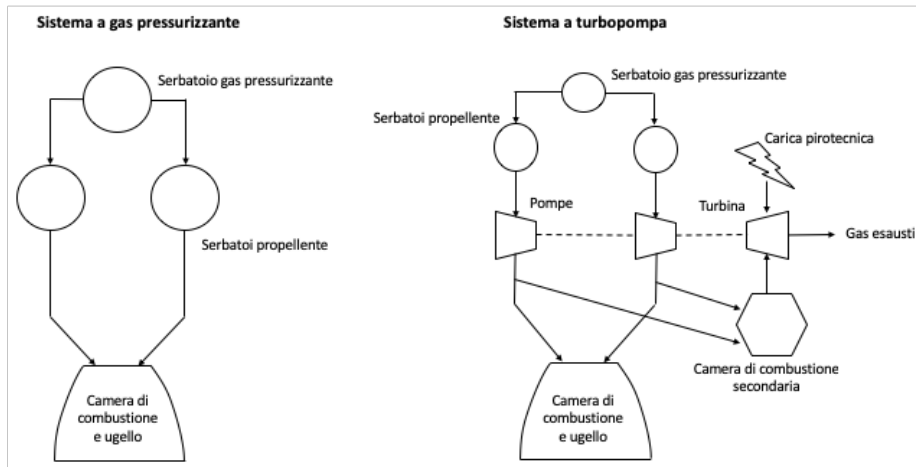


Figura 1.1: Sistemi di alimentazione tradizionali

altro vantaggio di questo sistema è la possibilità di ricaricare le batterie e di riutilizzarle nel caso di razzi riusabili, come il Falcon 9 prodotto dall'azienda californiana SpaceX [1]. In questo modo, in caso di missioni ripetute, il costo unitario per missione viene ulteriormente abbattuto e lo spazio risulterebbe così ancora più accessibile. Oggetto di questo elaborato è, invece, lo studio preliminare di un sistema ibrido turbopompa-elettropompa che permette di coniugare l'elevata densità di potenza del sistema a turbopompa con i notevoli vantaggi del sistema elettrico; esso è composto da pompe trascinate da un motore elettrico e da una turbina, montata sul medesimo albero, azionata sfruttando il raffreddamento rigenerativo dell'ugello. Uno schema di questi ultimi sistemi è riportato in Figura 1.2.

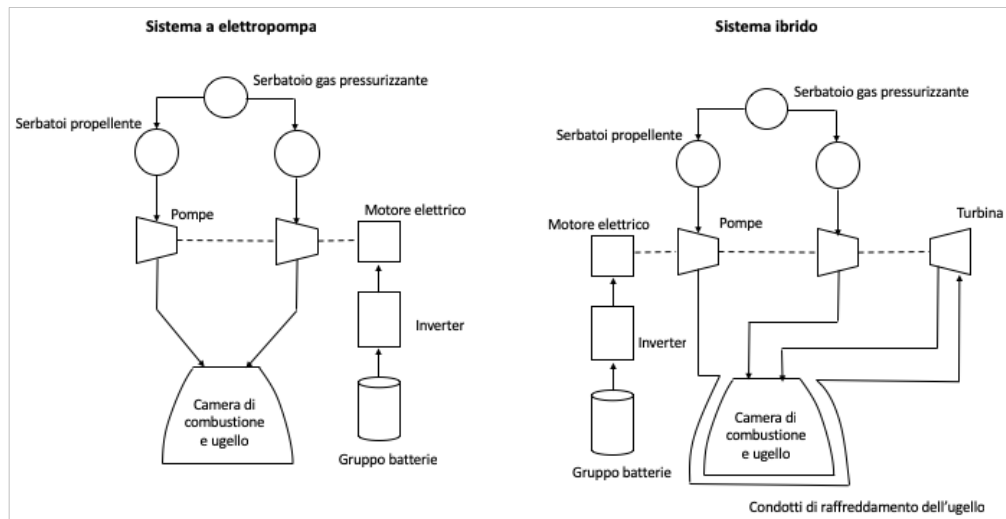


Figura 1.2: Sistemi di alimentazione elettrici

# Capitolo 2

## Stima delle masse

In questo capitolo sono valutate le masse dei più comuni sistemi di alimentazione per razzi a propellente liquido, per poterle poi confrontare. In particolare, sono stati presi in considerazione i sistemi a gas pressurizzato, a turbopompa, a elettropompa e il sistema ibrido turbopompa-elettropompa, oggetto di questa tesi. Come già fatto in precedenti studi [7, 10], in questa trattazione sono stati considerati soltanto i componenti più importanti dei diversi sistemi di alimentazione, e sono stati trascurati componenti quali le valvole e le tubazioni.

### 2.1 Sistema a gas pressurizzato

La massa dei principali componenti di un sistema propulsivo a gas pressurizzato, come da precedenti studi [5, 7, 10, 11], può essere espressa attraverso la relazione:

$$m_{pgs} = m_g + m_{t,g} + m_{t,f} + m_{t,o} \quad (2.1)$$

Dove

$m_g$  è la massa del gas pressurizzante

$m_{t,g}$  è la massa del serbatoio del gas pressurizzante

$m_{t,f}$  è la massa del serbatoio del combustibile

$m_{t,0}$  è la massa del serbatoio dell'ossidante

Si procede ora con la stima della massa dei singoli componenti.

**Massa del gas pressurizzante** La massa del gas pressurizzante può essere calcolata a partire dalle condizioni iniziale e finale in cui il gas viene a trovarsi [cfr. 8]. Nella prima, il gas in pressione è interamente contenuto nel suo serbatoio, alla pressione di precarica; nella condizione finale, invece, il gas si trova anche nei due serbatoi di propellente ad una pressione tale da consentirne l'iniezione. Considerando un gas pressurizzante perfetto, si ha:

$$\begin{cases} m_g = m_{g,t} + m_{g,p} \\ pV = mRT, \quad R = \frac{R_0}{M_{M,g}} \end{cases} \quad (2.2)$$

Dove

$m_{g,t}$  è la massa del gas pressurizzante rimasta nel serbatoio all'istante finale

$m_{g,p}$  è la massa del gas pressurizzante inviata nei serbatoi di propellente

$R_0 = 8,314 \frac{\text{J}}{\text{kgK}}$  è la costante universale dei gas

$M_{M,g}$  è la massa molare del gas pressurizzante

Quindi, ipotizzando uno svuotamento sufficientemente lento da poter essere considerato isoterma, si ottiene:

$$\frac{p_{g,0}V_{t,g}}{RT_0} = \frac{p_{g,t}V_{t,g}}{RT_0} + \frac{p_p V_{t,p}}{RT_0}$$

$$V_{t,g} = \frac{p_p}{p_{g,0} - p_{g,t}} V_{t,p} \quad (2.3)$$

$$\Rightarrow m_g = \frac{p_{g,0}}{RT_0} \cdot \frac{p_p}{p_{g,0} - p_{g,t}} V_{t,p}$$

$$= \frac{p_p V_{t,p}}{RT_0} \left( \frac{1}{1 - \frac{p_{g,t}}{p_{g,0}}} \right) \quad (2.4)$$



Dove

$p_{g,0}$  è la pressione iniziale del gas pressurizzante

$p_{g,t}$  è la pressione finale del gas pressurizzante rimasto nel serbatoio

$p_p$  è la pressione dei propellenti

$V_{t,g}$  è il volume del serbatoio del gas

$V_{t,p}$  è il volume dei serbatoi di propellente

Nel caso in cui la trasformazione non possa essere considerata isoterma, invece, sarà sufficiente considerare [8]:

$$m_g = k \frac{p_p V_{t,p}}{RT_0} \left( \frac{1}{1 - \frac{p_{g,t}}{p_{g,0}}} \right) \quad (2.5)$$

Dove  $k$  è il rapporto  $\frac{c_p}{c_v}$

È possibile definire dei parametri che permettono di esprimere in modo più semplice l'equazione della massa di gas pressurizzato appena derivata, evidenziandone la dipendenza da parametri caratteristici della motorizzazione quali la pressione in camera di combustione ( $p_{cc}$ ) o la massa di propellente caricata ( $m_p$ ). Siano:

$$k_{p,1} = \frac{p_{g,t}}{p_{cc}} \quad (2.6)$$

$$k_u = \frac{V_{t,o}}{V_o} = \frac{V_{t,f}}{V_f} \quad (2.7)$$

$$k_g = \frac{p_p}{p_{g,t}} \quad (2.8)$$

In cui  $k_u$  è il *coefficiente di riempimento* dei serbatoi, che non vengono riempiti completamente per consentire aggiustamenti di volume dei propellenti. Inoltre, considerando il rapporto di miscela

$$O/F := \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_f} = \frac{\rho_o \dot{V}_o}{\rho_f \dot{V}_f} \quad (2.9)$$

è possibile scrivere

$$\dot{V}_o = \frac{O/F}{\rho_o} \left( \frac{1}{1+O/F} \right) \dot{m}_p := \alpha_o \dot{m}_p \quad (2.10)$$

$$\dot{V}_f = \frac{1}{\rho_f} \left( \frac{1}{1+O/F} \right) \dot{m}_p := \alpha_f \dot{m}_p \quad (2.11)$$

definendo così i parametri  $\alpha_o$  e  $\alpha_f$ , che permettono di ricavare:

$$V_p = V_o + V_f = \alpha_o m_p + \alpha_f m_p := \alpha m_p \quad (2.12)$$

Introducendo i coefficienti definiti in (2.6 - 2.8) e sostituendo la relazione 2.12 nella 2.5, si ottiene l'equazione finale della massa del gas pressurizzato:

$$m_g = k_g k_{p,1} k_u \alpha \frac{M_{M,g}}{R_0} \cdot \frac{k m_p p_{cc}}{T_0 (1 - k_p \frac{p_{cc}}{p_{g,0}})} \quad (2.13)$$

**Massa dei serbatoi** In generale la massa dei serbatoi può essere definita a partire dalla densità del materiale di cui sono costituiti, considerandone lo spessore  $\tau$  e la superficie  $S$ :

$$m_t = \rho_t S_t \tau_t \quad (2.14)$$

Supponendo dei serbatoi sferici di raggio  $r$ , è possibile definire lo spessore attraverso le formule di Mariotte [7, 11]:

$$\begin{aligned} \tau_t &= \frac{rp}{2\sigma} \\ \tau_t &= \frac{p}{2\sigma} \sqrt[3]{\frac{4V_t}{3\pi}} \end{aligned} \quad (2.15)$$

Dove

$p$  è la pressione all'interno del serbatoio

$\sigma$  è il massimo stress ammesso dal materiale di cui è composto il serbatoio

Ricordando la formula della superficie della sfera e sostituendo l'Equazione 2.15 nella 2.14, si ottiene l'espressione generica per la massa di un serbatoio:

$$\begin{aligned} m_t &= \rho_t \left[ 4\pi \left( \frac{3V_t}{4\pi} \right)^{2/3} \right] \frac{p}{2\sigma} \left( \frac{3V_t}{4\pi} \right)^{1/3} \\ &= \rho_t \frac{3}{2\sigma} V_t p \end{aligned} \quad (2.16)$$

Per quanto riguarda il serbatoio di gas pressurizzato, il suo volume coincide con il volume del gas che esso contiene; sostituendo l'equazione del volume del gas (2.3) nella relazione 2.16 appena ottenuta, si ottiene che:

$$m_{t,g} = \frac{3}{2\sigma_g} \rho_{t,g} k_g k_{p,1} k_u \alpha \frac{k m_p p_{cc}}{1 - k_p \frac{p_{cc}}{p_{g,0}}} k_{t,g} \quad (2.17)$$

in cui è stato aggiunto un coefficiente di sicurezza  $k_{t,g}$

Similmente è possibile calcolare la massa dei serbatoi di propellente, utilizzando i coefficienti definiti da 2.10 e 2.11:

$$m_{t,p} = \frac{3}{2\sigma_p} \rho_{t,p} \alpha_p k_{p,1} k_u k_{t,p} p_{cc} m_p \quad (2.18)$$

dove  $\alpha_p$  può essere sostituito da  $\alpha_f$ , da  $\alpha_o$  o da  $\alpha$ .

Per motivi di compattezza si introducono i coefficienti

$$C_1 = k k_g k_{p,1} k_u \alpha \left( \frac{M_{M,g}}{R_0 T_0} + \frac{3}{2\sigma_g} \rho_{t,g} k_{t,g} \right) \quad (2.19)$$

$$C_2 = \frac{3}{2\sigma_p} \rho_{t,p} \alpha k_{p,1} k_u k_{t,p} \quad (2.20)$$

e, combinando l'Equazione 2.1 con le Equazioni 2.5, 2.17 e 2.18, si ottiene la forma definitiva compatta della massa del sistema a gas pressurizzato:

$$m_{pgs} = \left( \frac{C_1}{1 - k_{p,1} \frac{p_{cc}}{p_0}} + C_2 \right) p_{cc} m_p \quad (2.21)$$

## 2.2 Sistema a turbopompa

Il sistema preso in analisi in questa sezione è una motorizzazione del tipo a turbopompa, con gas generator e con raffreddamento della camera di combustione secondaria ad acqua [cfr. 10]. Come da letteratura [5, 7, 10, 11], la massa di una motorizzazione a turbopompa può essere stimata a partire dai suoi principali componenti, ovvero:

$$m_{tps} = m_g + m_{t,g} + m_{t,f} + m_{t,o} + m_{t,w} + m_{pu} + m_{tu} + m_w + m_{f,gg} + m_{gg} \quad (2.22)$$

Dove

$m_{t,w}$  è la massa del serbatoio d'acqua

$m_{pu}$  è la massa delle pompe

$m_{tu}$  è la massa della turbina

$m_w$  è la massa d'acqua di raffreddamento

$m_{f,gg}$  è la massa di combustibile usata nel gas generator

$m_{gg}$  è la massa della camera di combustione secondaria

Si procede ora con la stima della massa dei singoli componenti.

**Massa dei serbatoi** Lo spessore dei serbatoi può essere calcolato, come nel paragrafo precedente, facendo uso delle formule di Mariotte; è necessario tuttavia definire uno spessore minimo  $\tau_{min}$  per i serbatoi di propellente, che si trovano ad una pressione in genere inferiore rispetto al sistema a gas pressurizzato, nel caso in cui lo spessore calcolato come sopra fosse troppo piccolo [10]. In questo caso si avrebbe:

$$\begin{aligned} m_{t,p} &= \rho_{t,p} 4\pi \left( \frac{3V_p}{4\pi} \right)^{2/3} \tau_{min} \\ &= \rho_{t,p} \sqrt[3]{4\pi} (3k_u \alpha_p m_p)^{2/3} \tau_{min} \end{aligned} \quad (2.23)$$

**Massa del gas generator** La massa del gas generator in sé è stimata applicando il metodo dello *stay time* [10]; in particolare, immaginando il gas generator di forma sferica, è possibile calcolarne il volume attraverso la relazione:

$$V_{gg} = t_s \frac{m_{f,gg}}{t_b \rho_{gas}} \quad (2.24)$$

Dove

$t_s$  è lo stay time

$t_b$  è il tempo di funzionamento della motorizzazione (*burn time*)

$\rho_{gas}$  è la densità dei gas di scarico del gas generator

Con le stesse leggi utilizzate per calcolare la massa dei serbatoi, e inserendo un coefficiente di sicurezza  $k_{gg}$ , si ottiene una massa del gas generator pari a:

$$m_{gg} = \frac{3}{2\sigma_{gg}} k_{gg} \rho_{gg} p_{gg} V_{gg} \quad (2.25)$$

che verrà riscritta in seguito utilizzando successive considerazioni. In quest'ultima equazione,  $\rho_{gg}$  indica la densità del materiale con cui il gas generator è costruito, e non la densità dei gas di scarico ( $\rho_{gas}$ ).

**Massa del gruppo turbopompa** Sia la massa della turbina sia la massa delle pompe possono essere trovate a partire dalle rispettive potenze. La potenza assorbita da una pompa è:

$$P_{pu} = Q \Delta p = \Delta p_{pu} \frac{V_{pu}}{t_b} \quad (2.26)$$

dove  $Q$  indica la portata e  $\Delta p$  il salto di pressione provocato dalla pompa. Considerando, per semplicità, salti di pressione uguali per combustibile, comburente e acqua di raffreddamento, risulta:

$$P_{pu} = \Delta p \frac{V_f + V_o + V_w}{t_b} \quad (2.27)$$

Per meglio esplicitare questo valore in funzione delle caratteristiche della motorizzazione, in analogia con le Equazioni 2.10 e 2.11 si introduce il parametro

$$\alpha_w = \frac{V_w}{m_p} = \frac{W/F}{\rho_w} \cdot \frac{1}{1 + O/F} \quad (2.28)$$

in cui  $W/F$  è definito per il liquido refrigerante in analogia al rapporto di miscela, per poter scrivere

$$\alpha' = \beta_f \alpha_f + \alpha_o + \alpha_w \quad (2.29)$$

dove compare il termine  $\beta_f$  che tiene conto della quantità di combustibile consumata nel gas generator. Applicando una sostituzione analoga a quella effettuata in 2.12, la potenza assorbita dalle pompe risulta pari a

$$P_{pu} = k_{p,2} p_{cc} \frac{\alpha' m_p}{t_b} \quad \text{con} \quad k_{p,2} = \frac{\Delta p}{p_{cc}} \quad (2.30)$$

Introducendo il parametro *densità di potenza* della pompa, definito come

$$\delta_{pu} := \frac{P_{pu}}{m_{pu}} \quad (2.31)$$

la massa delle pompe risulta pari a:

$$m_{pu} = \frac{P_{pu}}{\delta_{pu}} = k_{p,2} p_{cc} \frac{\alpha' m_p}{t_b \delta_{pu}} \quad (2.32)$$

La potenza assorbita dalle pompe viene fornita dalla turbina; considerando un parametro  $\delta_{tu}$  analogo a  $\delta_{pu}$ , e ricordando che le pompe hanno un'efficienza definita come

$$\eta_{pu} := \frac{P_{pu}}{P_{tu}} \quad (2.33)$$

si ottiene per la massa della turbina la relazione:

$$m_{tu} = \frac{P_{pu}}{\delta_{tu} \eta_{pu}} \quad (2.34)$$

La turbina genera la potenza  $P_{tu}$  attraverso il salto entalpico che provoca

nei gas caldi in uscita dal gas generator, dunque essa può essere riscritta come

$$P_{tu} = \eta_{tu} \frac{\Delta h_{tu} m_{f,gg}}{t_b} \quad (2.35)$$

Dove

$\eta_{tu}$  è il rendimento della turbina

$\Delta h_{tu}$  è il salto entalpico effettuato dalla turbina

Combinando l'Equazione 2.35 appena ricavata con la 2.30 e la 2.33, è possibile ricavare un'espressione per  $m_{f,gg}$ :

$$\begin{aligned} m_{f,gg} &= \frac{t_b P_{tu}}{\eta_{tu} \Delta h_{tu}} \\ &= \frac{t_b P_{pu}}{\eta_{tu} \eta_{pu} \Delta h_{tu}} \\ &= k_{p,2} \frac{p_{cc} \alpha' m_p}{\eta_{tu} \eta_{pu} \Delta h_{tu}} \end{aligned} \quad (2.36)$$

da cui ricavare l'espressione analitica di  $\beta_f$ :

$$\beta_f = \frac{1 + \psi(\alpha_o + \alpha_w) p_{cc}}{1 - \psi \alpha_f p_{cc}} \quad \text{con} \quad \psi = \frac{(1 + O/F) k_{p,2}}{\eta_{pu} \eta_{tu} \Delta h_{tu}} \quad (2.37)$$

Per ultimo, in analogia con il termine  $O/F$ , l'espressione della massa di acqua utilizzata per il raffreddamento è:

$$m_w = \frac{W/F}{1 + O/F} \cdot \frac{\alpha' k_{p,2}}{\eta_{pu} \eta_{tu} \Delta h_{tu}} p_{cc} m_p \quad (2.38)$$

Per motivi di compattezza si introducono i coefficienti

$$D_1 = k_g k_{p,1} k_u \alpha' k \left( \frac{M_{M,g}}{R_0 T_0} + \frac{3}{2\sigma_g} \rho_{t,g} k_{t,g} \right) \quad (2.39)$$

$$D_2 = \frac{3}{2\sigma_p} \rho_{t,p} \beta_f \alpha_f k_{p,1} k_u k_{t,p} \quad (2.40)$$

$$D_3 = \rho_{t,p} \sqrt[3]{4\pi} (3\beta_f \alpha_f k_u)^{2/3} \tau_{min} \quad (2.41)$$

$$D_4 = \frac{3}{2\sigma_p} \rho_{t,p} \alpha_o k_{p,1} k_u k_{t,p} \quad (2.42)$$

$$D_5 = \rho_{t,p} \sqrt[3]{4\pi} (3\alpha_o k_u)^{2/3} \tau_{min} \quad (2.43)$$

$$D_6 = \frac{3}{2\sigma_p} \rho_{t,p} \alpha_w k_{p,1} k_u k_{t,p} \quad (2.44)$$

$$D_7 = \rho_{t,p} \sqrt[3]{4\pi} (3\alpha_w k_u)^{2/3} \tau_{min} \quad (2.45)$$

$$D_8 = \left( 1 + \frac{W/F}{1 + O/F} \right) \frac{\alpha' k_{p,2}}{\eta_{pu} \eta_{tu} \Delta h_{tu}} \quad (2.46)$$

$$D_9 = k_{p,2} \alpha' \left( \frac{1}{\delta_{pu}} + \frac{1}{\eta_{pu} \delta_{tu}} + \frac{3k_{gg} \rho_{gg} p_{gg}}{2\sigma_{gg} \rho_{gas}} \cdot t_s \cdot \frac{1}{\eta_{pu} \eta_{tu} \Delta h_{tu}} \right) \quad (2.47)$$

che, combinati con l'Equazione 2.22 e le masse parziali ottenute in questo paragrafo e nel precedente, permettono di scrivere la forma compatta completa della massa del sistema a turbopompa come:

$$\begin{aligned} m_{tps} = & D_1 \frac{p_{cc} m_p}{1 - k_{p,1} \frac{p_{cc}}{p_0}} + \max \left( D_2 p_{cc}; \frac{D_3}{m_p^{1/3}} \right) m_p + \max \left( D_4 p_{cc}; \frac{D_5}{m_p^{1/3}} \right) m_p + \\ & + \max \left( D_6 p_{cc}; \frac{D_7}{m_p^{1/3}} \right) m_p + D_8 p_{cc} m_p + D_9 \frac{p_{cc} m_p}{t_b} \end{aligned} \quad (2.48)$$



## 2.3 Sistema a elettropompa

La massa di un sistema a elettropompa può essere scritta come somma delle masse dei principali componenti:

$$m_{eps} = m_g + m_{t,g} + m_{t,f} + m_{t,o} + m_{pu} + m_{em} + m_{inv} + m_{bat} \quad (2.49)$$

Dove

$m_{em}$  è la massa del motore elettrico

$m_{inv}$  è la massa dell'inverter

$m_{bat}$  è la massa delle batterie

Si procede ora con la stima della massa dei singoli componenti.

**Massa del motore elettrico** La potenza richiesta al motore elettrico è, a meno di perdite per rendimenti, pari a quella assorbita dalle pompe:

$$P_{em} = \frac{P_{pu}}{\eta_{pu}} \quad (2.50)$$

Introducendo un parametro *densità di potenza* del motore elettrico  $\delta_{em}$ , come già fatto in 2.31, è possibile scrivere

$$m_{em} = \frac{P_{em}}{\delta_{em}} = \frac{P_{pu}}{\delta_{em}\eta_{pu}} \quad (2.51)$$

che, ricordando l'Equazione 2.30, può essere riscritta come:

$$m_{em} = \frac{k_{p,2} p_{cc} \alpha m_p}{\eta_{pu} \delta_{em} t_b} \quad (2.52)$$

**Massa dell'inverter** Similmente a quanto fatto per il motore elettrico, considerando parametri  $\eta_{em}$  e  $\delta_{inv}$  con significato analogo a quelli già visti, la massa dell'inverter risulta essere:

$$m_{inv} = \frac{k_{p,2} p_{cc} \alpha m_p}{\eta_{pu} \eta_{em} \delta_{inv} t_b} \quad (2.53)$$

**Massa delle batterie** Considerazioni simili valgono per le batterie, le quali, tuttavia, in virtù dei meccanismi attraverso i quali erogano corrente, sono limitate sia in energia sia in potenza. Ciò significa che una batteria non solo è limitata dalla quantità di energia che deve fornire, ma anche dalla velocità a cui deve fornirla [cfr. 5]. Si introducono quindi due parametri, detti *densità di energia* ( $\delta_E$ ) e *densità di potenza* ( $\delta_P$ ), definiti come

$$\delta_E = \frac{E_{bat}}{m_{bat}} \quad \wedge \quad \delta_P = \frac{P_{bat}}{m_{bat}} \quad (2.54)$$

dove

$$E_{bat} = \frac{P_{inv}}{\eta_{inv}} = \frac{k_{p,2} p_{cc} \alpha m_p}{\eta_{inv} \eta_{pu} \eta_{em}} \quad (2.55)$$

$$P_{bat} = \frac{E_{bat}}{t_b} \quad (2.56)$$

che permettono di calcolare la massa delle batterie attraverso la relazione:

$$m_{bat} = k_b \cdot \max\left(\frac{P_{bat}}{\delta_P}; \frac{E_{bat}}{\delta_E}\right) \quad (2.57)$$

Per motivi di compattezza si introducono i coefficienti

$$E_1 = k_g k_{p,1} k_u \alpha k \left( \frac{M_{M,g}}{R_0 T_0} + \frac{3}{2\sigma_g} \rho_{t,g} k_{t,g} \right) \quad (2.58)$$

$$E_2 = \frac{3}{2\sigma_p} \rho_{t,p} \alpha_f k_{p,1} k_u k_{t,p} \quad (2.59)$$

$$E_3 = \rho_{t,p} \sqrt[3]{4\pi} (3\alpha_f k_u)^{2/3} \tau_{min} \quad (2.60)$$

$$E_4 = \frac{3}{2\sigma_p} \rho_{t,p} \alpha_o k_{p,1} k_u k_{t,p} \quad (2.61)$$

$$E_5 = \rho_{t,p} \sqrt[3]{4\pi} (3\alpha_o k_u)^{2/3} \tau_{min} \quad (2.62)$$

$$E_6 = k_{p,2} \alpha \left( \frac{1}{\delta_{pu}} + \frac{1}{\eta_{pu} \delta_{em}} + \frac{1}{\eta_{pu} \eta_{em} \delta_{inv}} \right) \quad (2.63)$$

$$E_7 = \frac{k_b k_{p,2} \alpha}{\eta_{pu} \eta_{em} \eta_{inv} \delta_E} \quad (2.64)$$

$$E_8 = \frac{k_b k_{p,2} \alpha}{\eta_{pu} \eta_{em} \eta_{inv} \delta_P} \quad (2.65)$$

che, combinati con l'Equazione 2.49 e le masse parziali ottenute in questo paragrafo e nei precedenti, permettono di scrivere la forma compatta completa della massa del sistema a elettropompa come:

$$\begin{aligned} m_{eps} = & E_1 \frac{p_{cc} m_p}{1 - k_{p,1} \frac{p_{cc}}{p_0}} + \max\left(E_2 p_{cc}; \frac{E_3}{m_p^{1/3}}\right) m_p + \max\left(E_4 p_{cc}; \frac{E_5}{m_p^{1/3}}\right) m_p + \\ & + E_6 \frac{p_{cc} m_p}{t_b} + \max\left(E_7; \frac{E_8}{t_b}\right) p_{cc} m_p \end{aligned} \quad (2.66)$$

## 2.4 Sistema ibrido

La massa di un sistema ibrido può essere scritta come somma delle masse dei principali componenti:

$$m_{hyb} = m_g + m_{t,g} + m_{t,f} + m_{t,o} + m_{pu} + m_{tu} + m_{em} + m_{inv} + m_{bat} \quad (2.67)$$

la cui determinazione delle masse è stata ampiamente trattata nei paragrafi precedenti; la differenza principale rispetto a quanto già esposto è la determinazione della potenze in gioco, da cui poi ricavare le masse. In particolare, il metodo per calcolare la potenza estratta dalla turbina è diverso rispetto a quello presentato nell'Equazione 2.35, perché in questa configurazione non c'è un gas generator e il carburante, dopo l'espansione in turbina, deve essere iniettato nella camera di combustione.

**Massa delle pompe** Ricordando l'Equazione 2.30 e l'Equazione 2.31, la potenza richiesta dalle pompe e la loro massa risultano essere rispettivamente:

$$P_{pu} = (k_{p,2} + \Delta k)p_{cc} \frac{\alpha m_p}{t_b} \quad (2.68)$$

$$m_{pu} = \frac{P_{pu}}{\delta_{pu}} \quad (2.69)$$

Dove  $\Delta k$  è il salto di pressione aggiuntivo che è necessario considerare nel sistema ibrido per consentire l'espansione in turbina del carburante, ovvero il salto di pressione effettuato nella turbina.

**Massa della turbina** La potenza estratta dalla turbina può essere scritta, ricordando le equazioni del lavoro di espansione, come

$$P_{tu} = \dot{m}_f \eta_{tu} \left[ \frac{k}{k-1} RT_{in} \left( 1 - \frac{k_{p,2}}{k_{p,2} + \Delta k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \quad (2.70)$$

Dove  $T_{in}$  è la temperatura del fluido in ingresso alla turbina. In modo analogo a quando fatto per la massa delle pompe si ricava la massa della turbina:

$$m_{tu} = \frac{P_{tu}}{\delta_{tu}} \quad (2.71)$$

**Massa del gruppo elettrico** Il motore elettrico deve fornire la parte di potenza che la turbina non è in grado di fornire. Combinando l'Equazione 2.68 con l'Equazione 2.70 è possibile scrivere

$$P_{em} = \frac{P_{pu} - P_{tu}}{\eta_{pu}} \quad (2.72)$$

da cui, ricordando le Equazioni 2.51 e successive, si ricavano le espressioni per le masse:

$$m_{em} = \frac{P_{em}}{\delta_{em}} \quad (2.73)$$

$$m_{inv} = \frac{P_{em}}{\eta_{em}\delta_{inv}} \quad (2.74)$$

$$P_{bat} = \frac{P_{em}}{\eta_{em}\eta_{inv}} \quad (2.75)$$

$$m_b = k_b \cdot \max\left(\frac{P_{bat}}{\delta_P}; \frac{E_{bat}}{\delta_E}\right) \quad (2.76)$$

Sommando le masse parziali si ottiene la massa totale; si nota che i componenti  $m_g$ ,  $m_{t,g}$ ,  $m_{t,f}$  e  $m_{t,o}$  sono uguali a quelli valutati per il sistema a elettropompa, in quanto nelle espressioni delle loro masse non compare alcuna potenza.



# Capitolo 3

## Stima delle cifre di merito

Al fine di quantificare la convenienza o meno del sistema ibrido rispetto ai sistemi a turbopompa ed elettrico è necessario realizzare dei casi di studio ed introdurre delle cifre di merito; in questa tesi sono trattati il Falcon 9 prodotto dall'azienda californiana SpaceX [1], innovativo razzo parzialmente riusabile, e il missile Vega E in fase di sviluppo dall'azienda italiana Avio [2], il cui ultimo stadio propulso a metano aprirà la strada ad una nuova generazione di razzi a propellente verde. Inoltre, nel caso in cui lo sviluppo del motore Raptor da parte di SpaceX procedesse come previsto, il Falcon 9 potrebbe diventare il primo razzo completamente alimentato a metano mai realizzato [3].

### 3.1 SpaceX Falcon 9

Il Falcon 9 (Figura 3.1) è un vettore di lancio orbitale medio/pesante a due stadi a liquido parzialmente riutilizzabile realizzato da SpaceX, azienda con sede a Hawthorne, CA, Stati Uniti; il numero 9 indica il numero di motorizzazioni installate nel primo stadio del missile, con otto motori che circondano quello centrale.

Tutte le nove motorizzazioni, come pure quella montata sul secondo stadio, sono motori Merlin 1D alimentati con i propellenti tradizionali ossigeno liquido e RP-1 (rocket propellant 1), una speciale miscela di cherosene che non presenta il pericolo di otturare le tubazioni del raffreddamento rigenerativo;

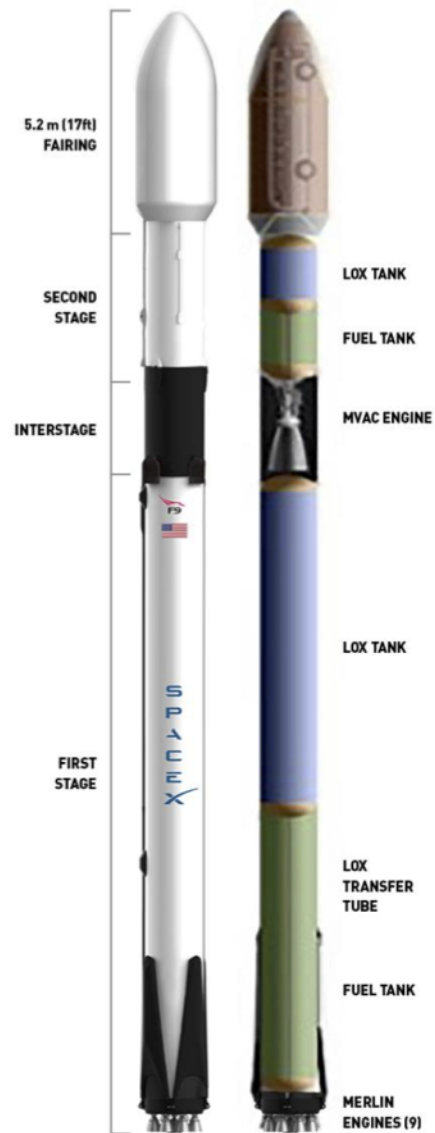


Figura 3.1: Rappresentazione schematica del Falcon 9



Tabella 3.1: Caratteristiche generali del Falcon 9

Numero di stadi	2
Altezza [m]	70
Diametro [m]	3,7
Massa [m]	549 054
Carico utile LEO [kg]	22 800
Carico utile GTO [kg]	8300
Carico utile Marte [kg]	4020

esso, pur possedendo un impulso specifico minore rispetto ad altri carburanti disponibili come l'idrogeno liquido, è molto più economico, più stabile a condizioni ambientali, è caratterizzato da una densità più elevata e non presenta particolari rischi di esplosione. I propellenti sono immagazzinati in serbatoi di una speciale lega di alluminio e litio. Rispetto alla precedente versione Merlin 1C, il Merlin 1D è stato notevolmente migliorato ed è in grado di ridurre la potenza erogata fino al 70% di quella massima, rendendo possibile la diminuzione della spinta tramite regolazione della potenza invece che tramite lo spegnimento parziale dei motori; esso presenta, inoltre, l'impulso specifico maggiore mai misurato su una motorizzazione alimentata a cherosene ( $I_s = 311$  s). Sono state presentate quattro versioni del Falcon 9, in ordine temporale 1.0, 1.1, Full thrust e Block 5, di cui solo l'ultima è ancora in servizio e viene anche utilizzata dalla NASA per rifornire la SSI [1, 4]. Caratteristica peculiare di questo lanciatore è il poter completare la missione anche in caso di avaria ad uno dei motori dello stadio principale. Esso può essere equipaggiato con la capsula cargo Dragon, utilizzata per i rifornimenti alla SSI, oppure con un payload tradizionale per la messa in orbita di satelliti, ed è molto affidabile sia per quanto riguarda la messa in orbita sia per quanto riguarda l'atterraggio dei componenti riutilizzabili. È attualmente in fase di sviluppo una capsula Dragon modificata per consentire il trasporto di esseri umani. Nella Tabella 3.1 sono riportate le caratteristiche principali del vettore, estrapolate dal sito del produttore.

Il primo stadio, il principale, permette al razzo di raggiungere lo spazio; esso presenta alcuni accorgimenti tecnici che permettono una maggiore sicurezza

del lancio e del carico, ovvero un sistema che verifica il corretto funzionamento di tutti i motori prima di rilasciare il veicolo e un sistema di diminuzione della spinta nelle fasi finali del volo, quando la maggior parte del carburante è stata bruciata e la massa totale è quindi minore, per evitare che il carico subisca accelerazioni di grande entità. Le caratteristiche di questo stadio [4] sono riportate nella Tabella 3.2.

Tabella 3.2: Caratteristiche del primo stadio - Falcon 9

Tempo di combustione [s]	162
Spinta SLM [kN]	7607
Volume di ossidante [L]	146 000
Volume di carburante [L]	94 000

Il secondo stadio è necessario per l'iniezione in orbita del carico e per le manovre di precisione, può essere acceso più volte e presenta, per motivi di sicurezza, un sistema di accensione ridondante. Il primo e il secondo stadio sono collegati fra loro attraverso un interstadio in materiale composito ad azionamento completamente pneumatico. Questa scelta è stata dettata dalla volontà di avere un meccanismo di separazione il più affidabile possibile e, a differenza di quelli pirotecnici della concorrenza, verificabile al suolo [1]. Nella Tabella 3.3 sono riportate le caratteristiche principali di questo stadio [4].

Tabella 3.3: Caratteristiche del secondo stadio - Falcon 9

Tempo di combustione [s]	397
Spinta SLM [kN]	934
Volume di ossidante [L]	27 600
Volume di carburante [L]	17 400

A partire da questi dati, e da altri ricavati dalle fonti già citate, sono stati estrapolati i parametri della Tabella 3.4, che saranno inseriti negli script per esaminare le prestazioni dei tre sistemi a turbopompa, a elettropompa ed ibrido. All'occorrenza sono stati presi in considerazione anche i dati utilizzati in precedenti studi sulla motorizzazione a elettropompa [7, 10], opportunamente modificati per adattarsi al caso in esame, e cifre di merito disponibili su siti specializzati [12].

Tabella 3.4: Parametri script del Falcon 9

Parametro	Valore
$p_{cc}$	[MPa] 6,67
$p_0$	[MPa] 38
$p_{t,p}$	[MPa] 0,745
$O/F$	2,33
$\sigma_p$	[MPa] 370
$\sigma_g$	[MPa] 3300
$\sigma_{gg}$	[MPa] 524
$\rho_{t,p}$	[kg/m <sup>3</sup> ] 2700
$\rho_{gg}$	[kg/m <sup>3</sup> ] 8890
$\rho_{gas}$	[kg/m <sup>3</sup> ] 6,5
$\rho_o$	[kg/m <sup>3</sup> ] 1141
$\rho_f$	[kg/m <sup>3</sup> ] 915
$\eta_{pu}$	0,75
$\eta_{tu}$	0,70
$\eta_{em}$	0,9
$\eta_{inv}$	0,95
$k_g$	0,9
$k_{p,1}$	0,14
$k_{p,2}$	1,8
$k_u$	1,05
stay time	[s] 0,001
$\Delta h$	[KJ] 1060
$\tau_{min}$	[mm] 1

## 3.2 Avio Vega E

Il Vega E sarà un piccolo lanciatore europeo, progettato con l'obiettivo di rendere lo spazio più economico che, a partire dal 2024, permetterà di inserire in orbite diverse più satelliti nel corso della stessa missione, mantenendo inalterata l'affidabilità tipica della famiglia Vega [2].

Il vettore avrà una struttura a tre stadi; il primo, equipaggiato con motorizzazione P120C, utilizzerà propellente solido contenuto in un involucro di fibra di carbonio realizzato a partire da preimpregnati epossidici. Visto l'ingente investimento per lo sviluppo di una motorizzazione di questo tipo, essa verrà utilizzata anche come booster del futuro Ariane 6 e come primo stadio del Vega C. Le sue principali caratteristiche [2] sono riportate in Tabella 3.5.

Tabella 3.5: Caratteristiche del primo stadio - Vega E

Tempo di combustione [s]	132,8
Spinta media [kN]	4500
Massa di propellente [t]	143,6

Il secondo stadio sarà equipaggiato con la motorizzazione a propellente solido Zefiro 40 come in Tabella 3.6, interamente sviluppata da Avio a partire dal 2011 con l'obiettivo di creare un motore in grado di dettare un nuovo standard internazionale e di superare i limiti della precedente versione Zefiro 23 [2].

Tabella 3.6: Caratteristiche del secondo stadio - Vega E

Tempo di combustione [s]	92,9
Spinta media [kN]	1304
Massa di propellente [t]	36,2

Il terzo stadio, esaminato in questo elaborato, è a propellenti liquidi, in particolare metano ed ossigeno, e sostituirà l'attuale motore di apogeo AVUM per il posizionamento di satelliti in orbite medio/basse; il motore M10 (Figura 3.2) con cui sarà equipaggiato sta venendo sviluppato da una cordata

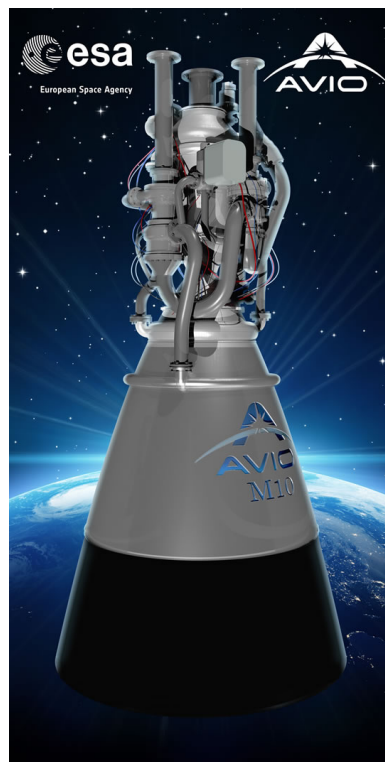


Figura 3.2: Grafica del Motore M10 pubblicata da Avio

industriale internazionale, formata da Italia, Francia, Belgio, Svizzera, Austria, Romania e Repubblica Ceca, capeggiata dall'azienda italiana Avio. Esso ha l'obiettivo di aumentare la competitività dei lanciatori europei beneficiando il più possibile delle infrastrutture già esistenti per i modelli Vega e Vega C. Al pari del Merlin 1D montato sul Falcon 9, l'M10 è in grado di ridurre la spinta erogata durante il funzionamento, in particolare fino al 75% [2]. Le principali caratteristiche dello stadio, assieme ai valori che sono stati utilizzati negli script, sono elencati nella Tabella 3.7. Alcuni dati, non ancora disponibili, sono stati adattati da quelli del vettore simile Vega C oppure da precedenti studi riguardo l'uso di elettropompe per applicazioni spaziali [7].

Tabella 3.7: Parametri script del Vega E

Parametro		Valore
$p_{cc}$	[bar]	78,8
$p_0$	[bar]	35,6
$p_{t,p}$	[bar]	3
$O/F$		3,4
$\sigma_p$	[MPa]	250
$\sigma_g$	[MPa]	3300
$\sigma_{gg}$	[MPa]	524
$\rho_{t,p}$	[kg/m <sup>3</sup> ]	2850
$\rho_{gg}$	[kg/m <sup>3</sup> ]	8890
$\rho_{gas}$	[kg/m <sup>3</sup> ]	6,5
$\rho_o$	[kg/m <sup>3</sup> ]	1141
$\rho_f$	[kg/m <sup>3</sup> ]	422,62
$\eta_{pu}$		0,75
$\eta_{tu}$		0,70
$\eta_{em}$		0,9
$\eta_{inv}$		0,95
$k_g$		0,9
$k_{p,1}$		0,1
$k_{p,2}$		1,3
$k_u$		1,05
stay time	[s]	0,001
$\Delta h$	[KJ]	1060
$\tau_{min}$	[mm]	1
$t_b$ max	[s]	612
$m_p$	[kg]	740

### 3.3 Batterie

La ricerca scientifica riguardante le batterie ha avuto, negli ultimi tempi, particolare attenzione vista la transizione sempre più marcata, in molti campi, verso tecnologie almeno parzialmente alimentate elettricamente. Attualmente si cerca di implementare batterie che abbiano valori elevati sia di densità di potenza sia di densità di energia. A differenza di altre forme di accumulo di energia, la capacità di erogare energia delle batteria è legata non solo alla quantità di energia richiesta, ma anche alla velocità con cui essa è richiesta; infatti, una batteria contenente molta energia potrebbe essere in grado di erogarla soltanto in un tempo lungo, risultando completamente inutile per applicazioni che richiedono un'elevata velocità di scarica (cfr. Paragrafo 2.3). La tecnologia più promettente durante la scrittura di questa tesi è quella basata su composti del litio [cfr. 7], nelle tre declinazioni

- polimeri di litio (Li-Po)
- ioni di litio (Li-Ion)
- litio solfuro (Li-S)

le cui cifre di merito, disponibili in letteratura [10], sono elencate in Tabella 3.8. È evidente come, ad esempio, le batterie del tipo Li-S siano più convenienti per

Tabella 3.8: Cifre di merito di batterie al litio

Tecnologia	Densità di energia [Wh/kg]	Densità di potenza [W/kg]
Li-Po	130	6000
Li-Ion	220	2000
Li-S	350	1200

tempi di scarica lunghi rispetto a quelle Li-Po che, pur avendo un contenuto energetico specifico minore, risultano più adatte ad applicazioni di breve durata grazie all'elevata densità di potenza. Al riguardo è possibile definire un parametro, indicato con  $t_{opt}$  e chiamato *tempo di funzionamento ottimale*, che rappresenta il tempo di scarica che meglio permette di sfruttare il contenuto

energetico della batteria:

$$t_{opt} = \frac{\delta_E}{\delta_P} \quad (3.1)$$

Applicando questo risultato all'analisi portata avanti in questa tesi, risulta che se il tempo di combustione della motorizzazione coincide con il tempo ottimale di scarica della batteria, allora essa viene sfruttata al massimo, in energia ed in potenza. I tempi ideali di scarica per le batterie presentate in Tabella 3.8 sono elencate nella Tabella 3.9.

Tabella 3.9: Tempi ottimali di scarica

Tecnologia	$t_{opt}$ [s]
Li-Po	78
Li-Ion	396
Li-S	1050

Una tecnologia promettente è la batteria zinco-aria, la quale ha un costo molto minore rispetto alle controparti al litio e, anche se batterie ad alta capacità sono ancora in fase sperimentale, è caratterizzata da un contenuto energetico fino a cinque volte maggiore. Le batterie zinco-aria, però, non sono facilmente ricaricabili, anche se la ricerca scientifica è focalizzata su questo aspetto. Il loro funzionamento è normalmente legato al dover essere esposte all'aria e in particolare all'ossigeno, il che è un problema per applicazioni spaziali; tuttavia, considerandone le elevate densità sia di potenza sia di energia e dato che l'ossigeno liquido è molto diffuso come propellente ad uso spaziale, questa tecnologia potrebbe, in futuro, essere implementata anche in contesti extra atmosferici.



# Capitolo 4

## Risultati

In questo capitolo sono riportati in forma di grafici e discussi i risultati ottenuti applicando le equazioni ricavate nel Capitolo 2 ai due stadi del Falcon 9 ed all'ultimo stadio del Vega E, con lo scopo di verificare se il sistema di alimentazione ibrido possa essere una valida alternativa ai sistemi a Turbopompa e ad Elettropompa. Il parametro utilizzato per valutare la convenienza di un sistema propulsivo rispetto ad un altro è il rapporto massa totale su massa di propellente ( $m/m_p$ ); dunque, il sistema più vantaggioso dal punto di vista della sola massa è quello il cui valore del detto rapporto è più basso. Per quantificare quanto questo rapporto sia dipendente dai molteplici parametri che compaiono nelle espressioni delle masse totali, si è deciso di far variare i seguenti: salto di pressione nell'espansione in turbina  $\Delta k$ , temperatura del gas in ingresso alla turbina  $T_{in}$  [K], pressione iniziale del gas pressurizzante  $p_0$  [Pa], pressione in camera di combustione  $p_{cc}$  [Pa] e tempo di combustione  $t_b$  [s]. Al contrario, e a differenza di precedenti studi [7], non si sono riportati i grafici relativi alla variazione della massa di propellente  $m_p$  poiché rivelatisi di scarso interesse.

### 4.1 Caso di studio - Falcon 9

Per il presente caso di studio sono stati utilizzati i valori riportati in Tabella 3.1; le batterie, invece, sono state scelte fra quelle elencate in Tabella 3.8

in modo tale da utilizzare sempre quella più opportuna in relazione al tempo di combustione dello stadio considerato. In particolare, per il primo stadio è stato preso in esempio il modello ai polimeri di litio, mentre per il secondo stadio le batterie agli ioni di litio.

**Salto di pressione in turbina** La variazione del salto di pressione aggiuntivo che la pompa deve fornire nel caso di sistema ibrido compare, nell'espressione della massa, come frazione della pressione in camera di combustione. I risultati ottenuti per entrambi gli stadi sono riportati in Figura 4.1 e Figura 4.2.

Coerentemente con quanto affermato nel Capitolo 2, la massa dei sistemi a Turbopompa e ad Elettropompa è costante al variare di  $\Delta k$ , in quanto soltanto la massa del sistema ibrido, sfruttando il raffreddamento rigenerativo dell'ugello, ne è dipendente. Essa, difatti, presenta un andamento approssimativamente parabolico con il parametro in esame, e si minimizza in corrispondenza del 20%\30% della pressione in camera di combustione. In particolare, per il primo stadio questo valore è pari al 25%, mentre per il secondo è pari al 28%. Questi punti di minimo sono stati presi come riferimento nello studio degli altri parametri, in quanto verosimilmente permettono di simulare la migliore situazione possibile per la motorizzazione. Purtroppo si nota che, nonostante il sistema ibrido risulti vantaggioso rispetto al sistema a Elettropompa per un ampio intervallo di valori di  $\Delta k$ , altrettanto non si può dire nei confronti del sistema tradizionale a Turbopompa, che in questo caso rimane sempre il più leggero.

**Temperatura in ingresso alla turbina** Analogamente al salto di pressione in turbina  $\Delta k$ , anche la temperatura in ingresso alla turbina ha effetto soltanto sulla massa del sistema ibrido; esso, infatti, è l'unico ad utilizzare il sistema di raffreddamento rigenerativo dell'ugello come fonte di energia per movimentare le pompe. In Figura 4.3 e Figura 4.4 sono riportati i grafici ottenuti.

Com'è facilmente deducibile dall'Equazione 2.70, essendo l'energia estratta dalla turbina proporzionale direttamente alla temperatura dei gas in ingresso

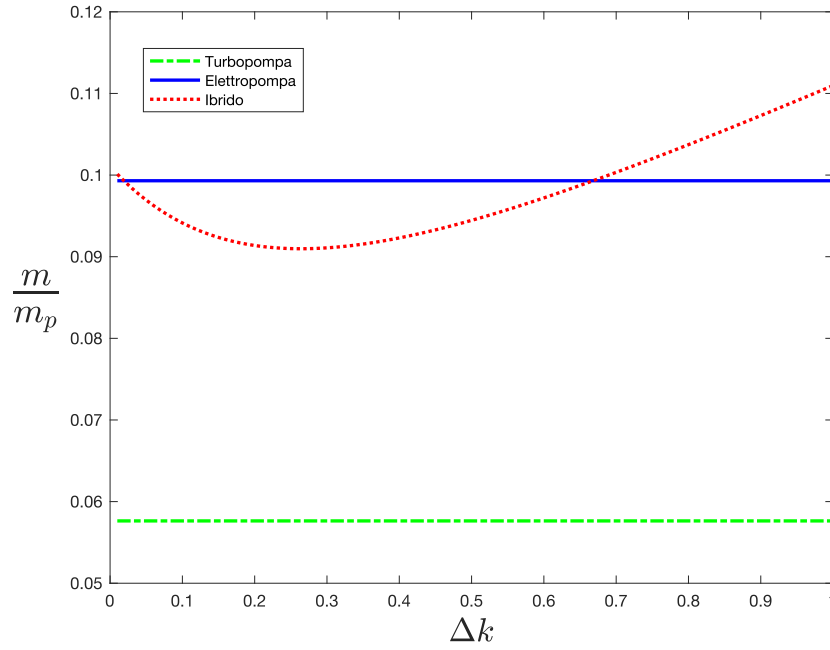


Figura 4.1:  $m/m_p$  vs  $\Delta k$  - Primo stadio Falcon 9

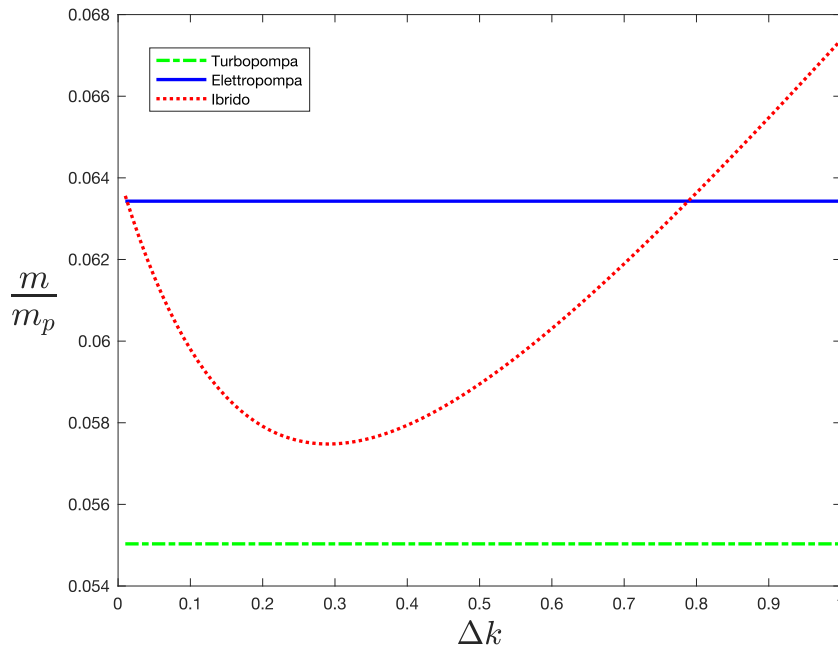


Figura 4.2:  $m/m_p$  vs  $\Delta k$  - Secondo stadio Falcon 9

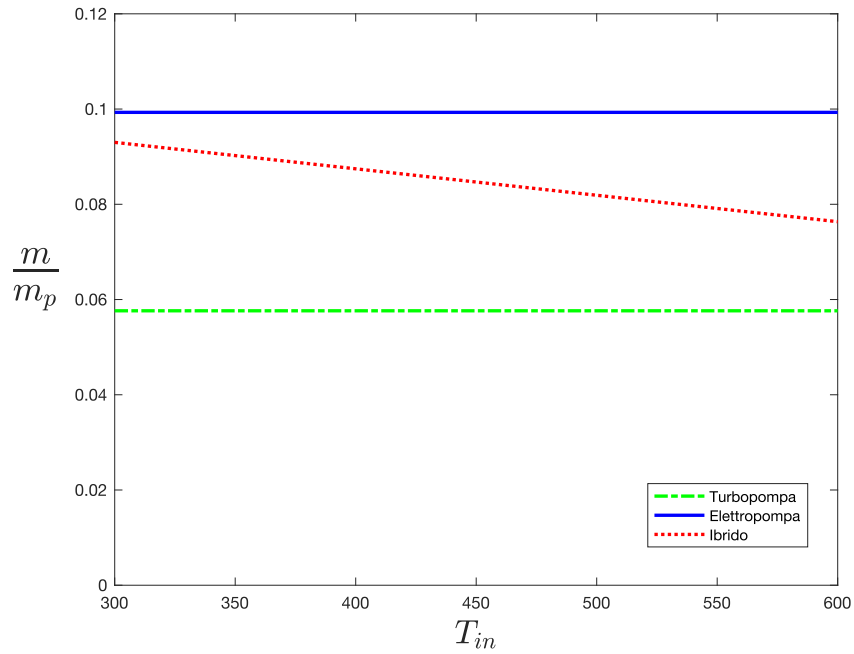


Figura 4.3:  $m/m_p$  vs  $T_{in}$  - Primo stadio Falcon 9

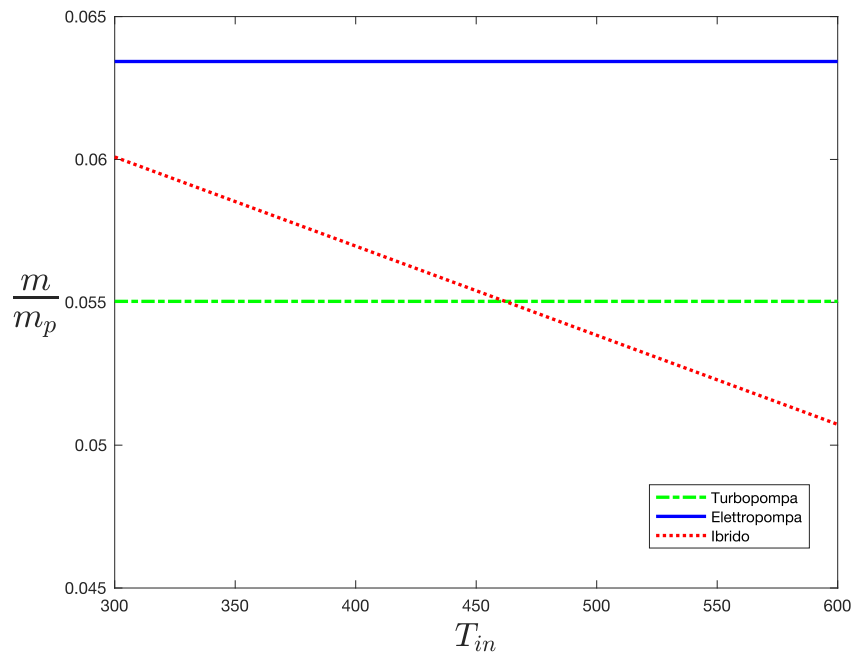


Figura 4.4:  $m/m_p$  vs  $T_{in}$  - Secondo stadio Falcon 9

ad essa, valori più elevati di  $T_{in}$  portano ad un peso minore della motorizzazione; più energia si riesce ad estrarre dal gruppo turbopompa, infatti, meno energia deve essere immagazzinata nelle batterie ed elaborata dall'elettropompa, portando benefici in termini di peso. Nonostante temperature in ingresso alla turbina più elevate avrebbero sicuramente condotto a risultati più promettenti per il sistema ibrido, al fine di rendere questo studio più verosimile, e coerentemente con quanto esposto in precedenti studi [9], essa è stata fissata a 450 K nelle simulazioni a seguire.

**Pressione di precarica del gas pressurizzante** Pressioni di precarica del gas pressurizzante elevate, come si evince dai grafici in Figura 4.5 e in Figura 4.6, hanno come effetto quello di ridurre il peso finale di tutte le motorizzazioni, con la stessa tendenza indipendentemente dal tipo di sistema di alimentazione implementato. Ciò accade perché l'espressione per quella frazione di massa è identica per tutti e tre i sistemi.

La maggior efficienza è dovuta alla massa di gas pressurizzante necessaria, che diminuisce all'aumentare di  $p_0$ ; il beneficio viene, tuttavia, progressivamente ridotto dall'aumento della massa del serbatoio, il quale deve contrastare la sempre maggiore pressione al suo interno. È infatti evidente come la diminuzione del peso sia più marcata per valori in proporzione bassi della  $p_0$ .

**Pressione in camera di combustione** I risultati ottenuti variando la pressione in camera di combustione, riportati come grafici in Figura 4.7 e in Figura 4.8, permettono di evidenziare i possibili margini di miglioramento introducibili su questo vettore, nonostante i motori Merlin lavorino ad una  $p_{cc}$  pari a 6,67 MPa, rimasta praticamente costante durante tutto lo sviluppo di questo motore. Si nota il primo risultato positivo per il sistema ibrido applicato al Falcon 9: infatti, per pressioni in camera di combustione relativamente basse, il sistema ibrido risulta vantaggioso non solo rispetto a quello ad Elettropompa ma anche rispetto a quello a Turbopompa. Il risultato più promettente si ottiene per il secondo stadio, che è caratterizzato da un tempo di combustione più lungo e da una massa caricata di propellente minore.

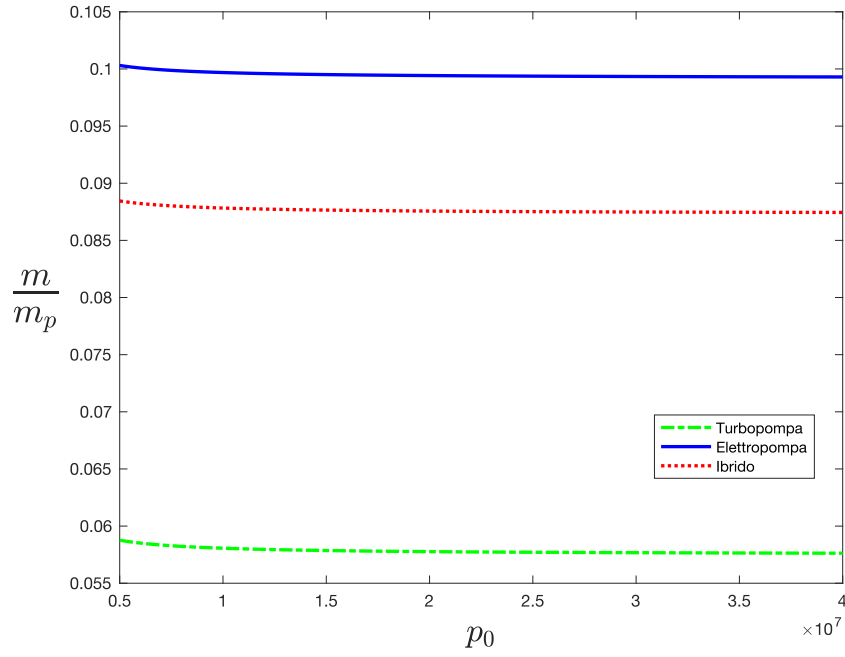


Figura 4.5:  $m/m_p$  vs  $p_0$  - Primo stadio Falcon 9

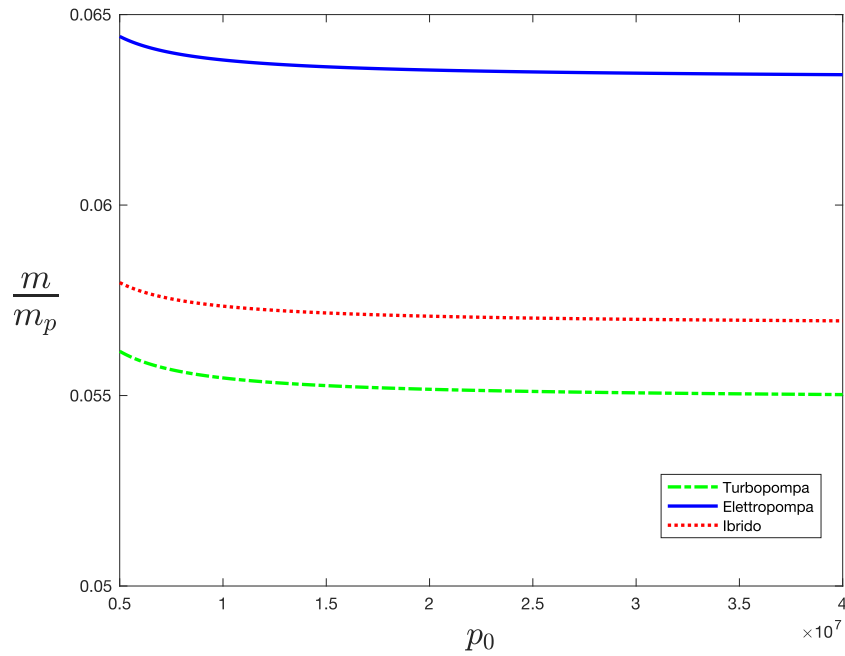


Figura 4.6:  $m/m_p$  vs  $p_0$  - Secondo stadio Falcon 9

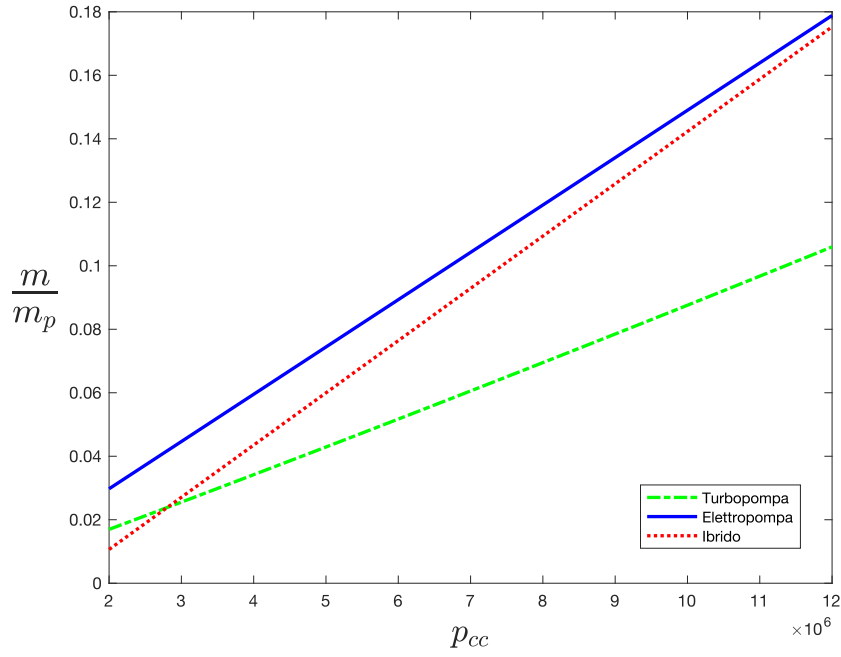


Figura 4.7:  $m/m_p$  vs  $p_{cc}$  - Primo stadio Falcon 9

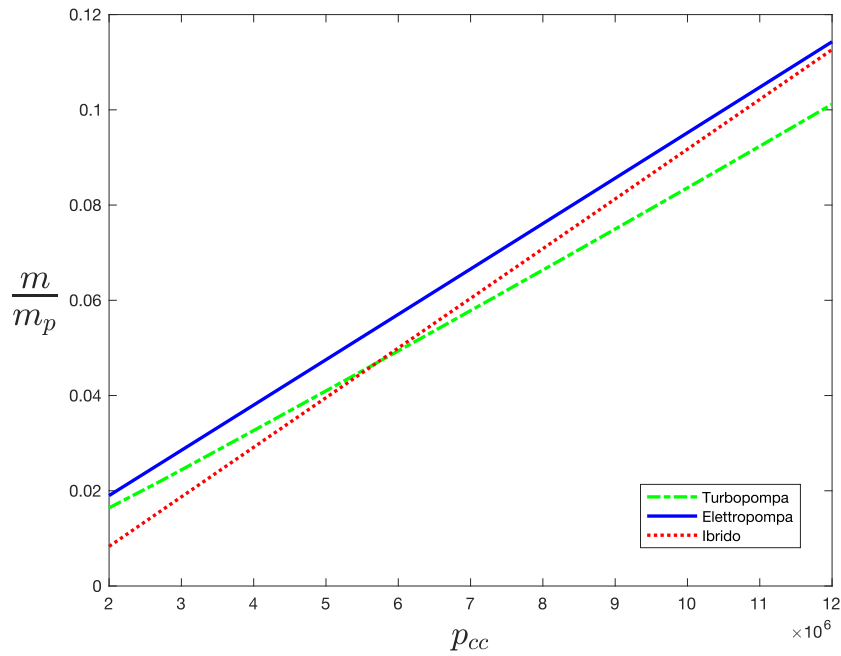


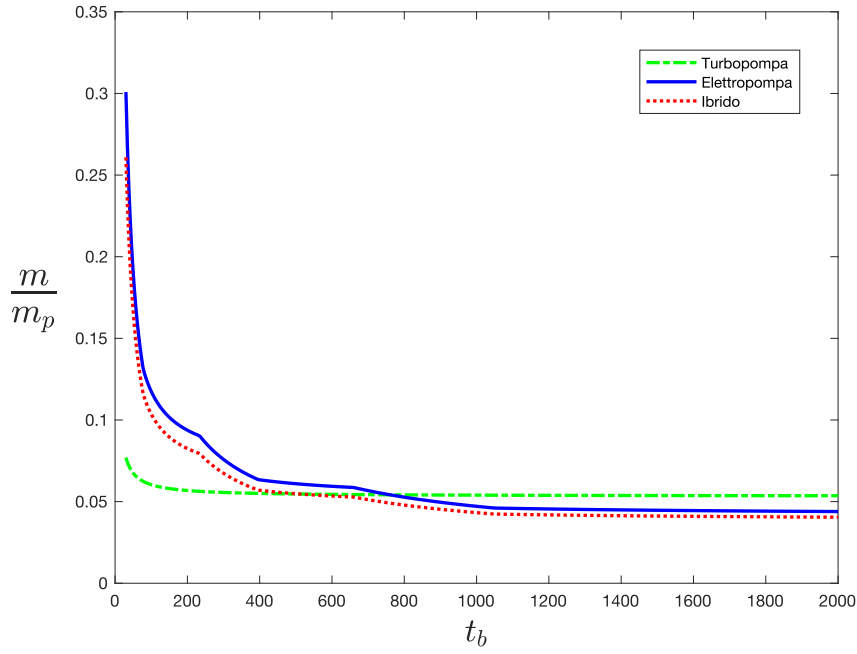
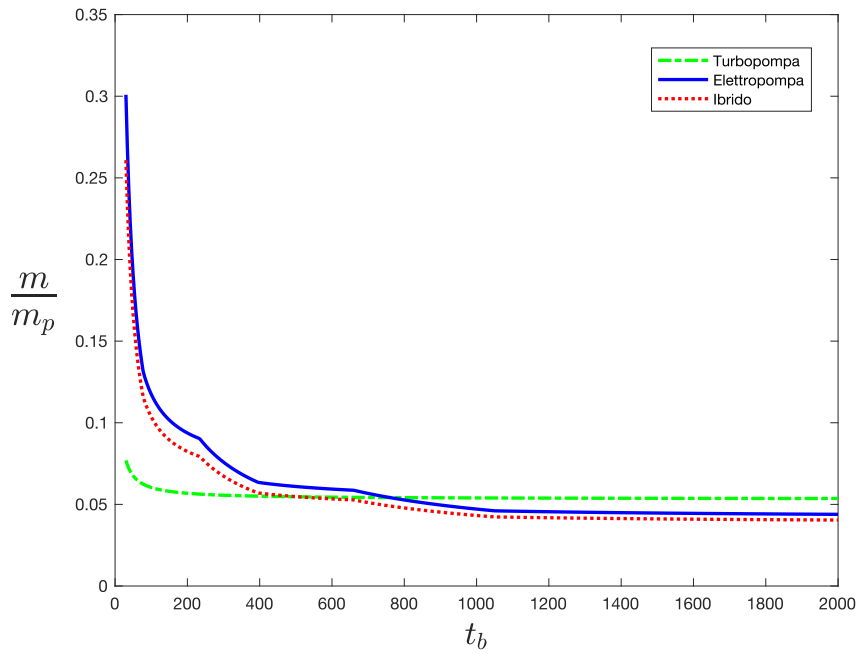
Figura 4.8:  $m/m_p$  vs  $p_{cc}$  - Secondo stadio Falcon 9

Questi risultati si spiegano anche considerando che nel sistema a Turbopompa figura il parametro  $\beta_f$ , definito dall'Equazione 2.37, il quale è proporzionale a  $p_{cc}$ ; inoltre, è importante ricordare che, confrontando le equazioni che esprimono la massa totale dei vari sistemi, i termini del sistema a Turbopompa che aumentano con essa danno un contributo più marcato rispetto alle controparti aventi parti azionate elettricamente.

**Tempo di funzionamento** Il tempo di funzionamento, per entrambi gli stadi del Falcon 9, non è un valore facilmente modificabile. È tuttavia di interesse studiare come una variazione di questo parametro possa portare a dei miglioramenti nelle prestazioni del razzo. Dai grafici in Figura 4.9 e in Figura 4.10, infatti, si capisce che per tempi di combustione elevati il sistema ibrido proposto e quello ad Elettropompa, oggetto di precedenti studi [5, 7, 10], possono risultare convenienti.

L'andamento peculiare di questi grafici, in particolare per quanto riguarda i rami dei sistemi ibrido ed elettrico, i quali presentano varie cuspidi e diversi cambiamenti di pendenza, è dovuto alla premessa sul tipo di batteria usata nella simulazione: scegliere di utilizzare sempre la batteria migliore in funzione del tempo di combustione, infatti, significa cambiare la batteria installata man mano che il tempo di combustione aumenta, passando dalle Li-Po alle Li-Ion, ed infine terminando con le Li-S [cfr. Tabella 3.9]. L'andamento sostanzialmente costante per tempi di combustione elevati, invece, si spiega osservando la proporzionalità fra le masse dei componenti in cui compare il tempo di combustione e il tempo di combustione stesso; essendo questa proporzionalità inversa, infatti, per tempi di combustione consistenti i termini in cui  $t_b$  compare tendono ad essere trascurabili rispetto agli altri e dunque il rapporto  $m/m_p$  tende ad esserne indipendente. Per ultimo, si nota che la massa raggiunta dal sistema ibrido, pur essendo minore rispetto a quella del sistema puramente ad Elettropompa, non ne risulta sensibilmente minore; perciò, il sistema ibrido non è particolarmente vantaggioso.



Figura 4.9:  $m/m_p$  vs  $t_b$  - Primo stadio Falcon 9Figura 4.10:  $m/m_p$  vs  $t_b$  - Secondo stadio Falcon 9

## 4.2 Caso di studio - Vega E

Per questo caso di studio sono stati utilizzati i dati riportati nella Tabella 3.7, e per quanto riguarda le batterie valgono considerazioni analoghe a quelle riportate nel precedente paragrafo. La batteria scelta per la simulazione relativa al Vega E, dunque, è quella Li-Ion.

**Salto di pressione in turbina** Come già spiegato nel commento relativo all'effetto di  $\Delta k$  sui due stadi del Falcon 9, anche nell'ultimo stadio del Vega E esso influenza soltanto la prestazione del sistema ibrido, come si desume dal grafico in Figura 4.11.

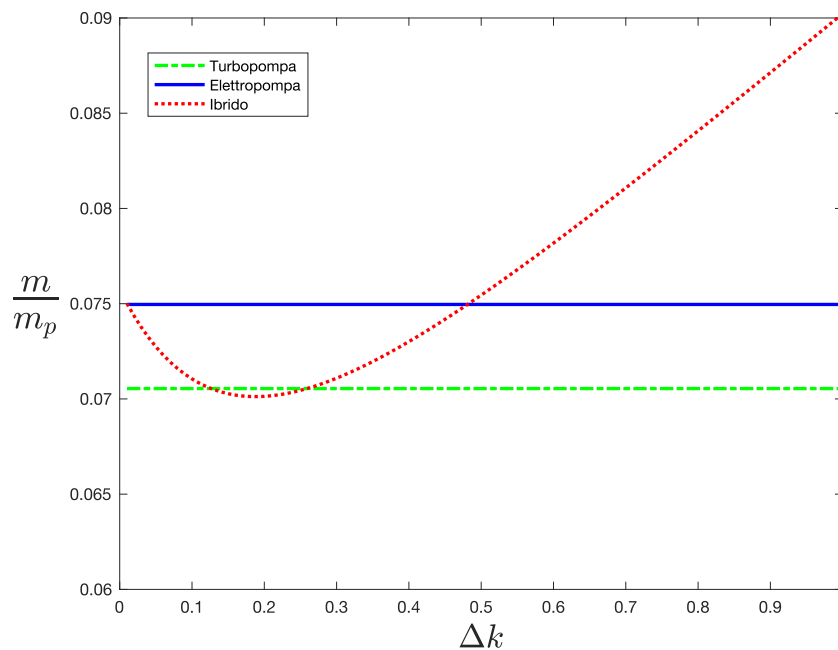


Figura 4.11:  $m/m_p$  vs  $\Delta k$  - Vega E

Nella simulazione riguardante il vettore europeo, a differenza di quella pertinente al Falcon 9, sono presenti punti di funzionamento in cui il sistema ibrido risulta vantaggioso non solo rispetto al sistema ad Elettropompa, ma anche rispetto a quello a Turbopompa; il punto di funzionamento migliore, preso come riferimento per lo studio dell'influenza degli altri parametri sul

rapporto  $m/m_p$ , corrisponde ad un salto di pressione pari al 18% della pressione in camera di combustione.

**Temperatura in ingresso alla turbina** Com'era scontato tenendo in considerazione la Figura 4.3 e la Figura 4.4, anche la Figura 4.12 esprime una dipendenza lineare della massa del sistema ibrido dalla temperatura  $T_{in}$ .

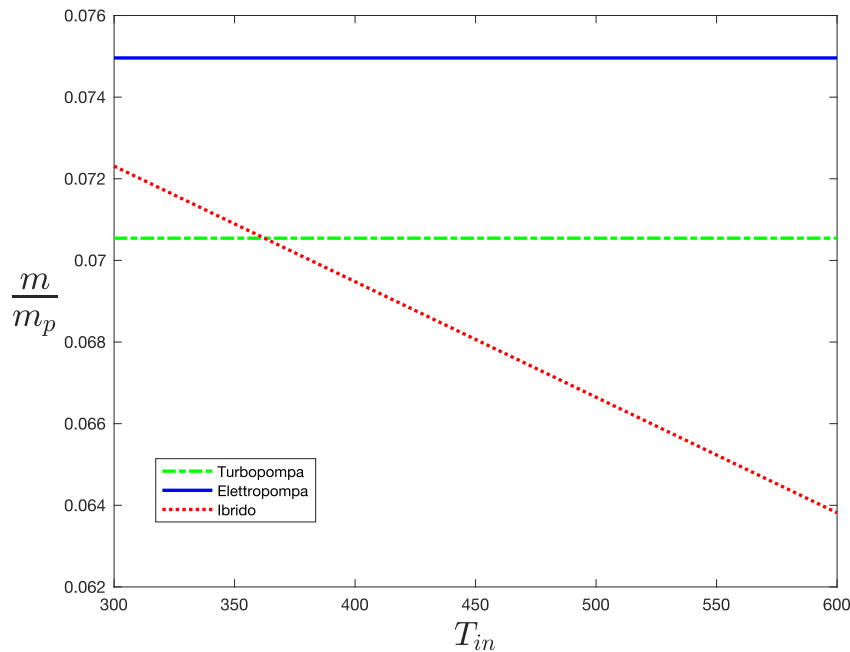


Figura 4.12:  $m/m_p$  vs  $T_{in}$  - Vega E

A differenza dei casi già analizzati concernenti il vettore statunitense, però, in questo caso di studio il sistema di alimentazione ibrido risulta sensibilmente vantaggioso, confrontato con la versione ad Elettropompa, già a partire da valori di temperatura limitati (300 K, punto di inizio della simulazione). Il valore di temperatura per cui esso comincia ad essere una valida alternativa al sistema tradizionale è, inoltre, parecchio minore se relazionata con quella del missile prodotto da Space X. Similmente a quanto già fatto per quest'ultimo, e coerentemente con precedenti pubblicazioni [9], il valore di  $T_{in}$  è comunque stato fissato a 450 K. Se valori più elevati potessero essere raggiunti per questo

parametro, i risultati esposti in questa tesi semplicemente sottostimerebbero le reali prestazioni del sistema ibrido.

**Pressione di precarica del gas pressurizzante** Anche per il Vega E la tendenza della massa in funzione di  $p_0$  è quella di diminuire, prima più marcatamente e man mano più dolcemente all'aumentare della pressione (Figura 4.13), per ogni tipo di alimentazione. Come già detto, ciò è dovuto alla minore massa di gas pressurizzante necessaria all'aumentare della pressione a cui si trova, ma allo stesso tempo alla maggiore quantità di materiale del serbatoio necessaria alla sopportazione di una pressione tanto elevata.

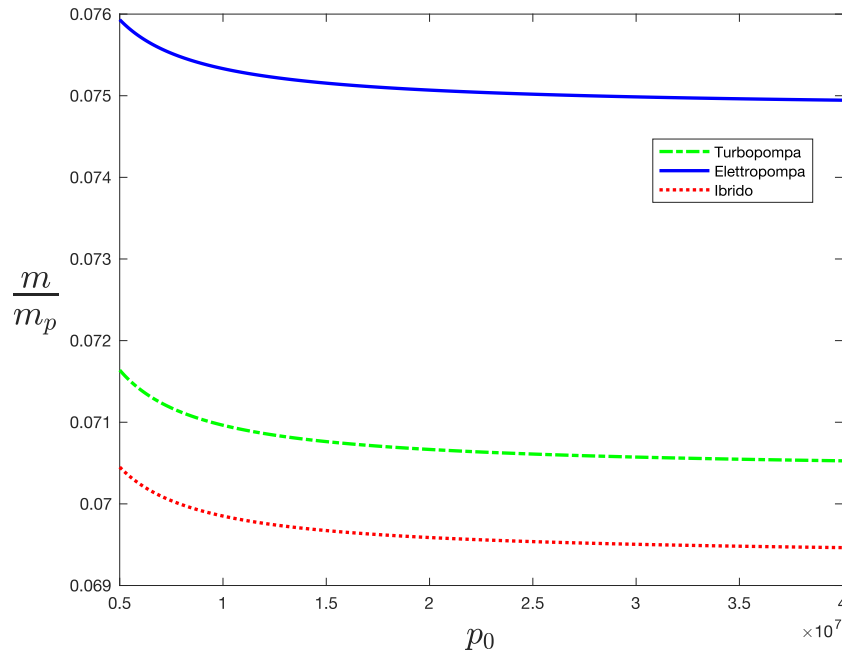


Figura 4.13:  $m/m_p$  vs  $p_0$  - Vega E

Nel caso in esame, inoltre, si nota come il sistema ibrido sia un'alternativa molto valida ai sistemi di pompaggio dei propellenti ad oggi utilizzati nei razzi vettori.

**Pressione in camera di combustione** Studiando l'effetto della variazione della  $p_{cc}$  sull'ultimo stadio del Vega E si ottiene un grafico interessante;

è possibile notare, infatti, in Figura 4.14 dei cambiamenti di pendenza per valori della pressione in camera di combustione intorno agli 8/10 MPa. Questo comportamento si spiega considerando lo spessore minimo fissato per i serbatoi di propellente, in quanto le variazioni di inclinazione si verificano quando lo spessore dei serbatoi di carburante, di comburente e, nel caso a Turbopompa, di acqua, passa dall'essere dettato dallo spessore minimo, costante, ad uno spessore variabile determinato dalla pressione a cui il contenuto è immagazzinato.

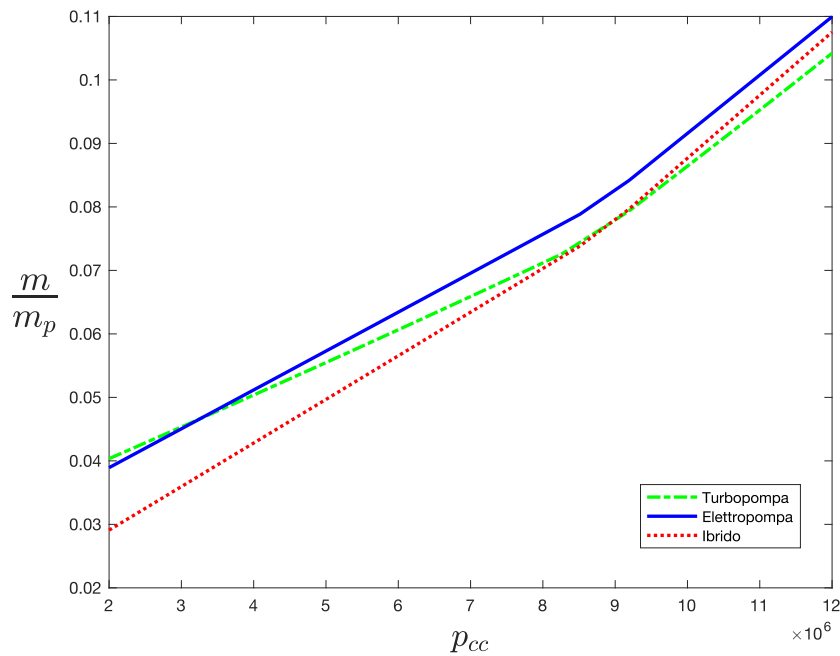


Figura 4.14:  $m/m_p$  vs  $p_{cc}$  - Vega E

Il sistema ibrido è vantaggioso per un intervallo consistente di  $p_{cc}$ , ed in particolare per pressione relativamente basse, fino a 7 MPa; per valori estremamente bassi, inoltre, il sistema a Turbopompa risulta peggiore anche del sistema ad Elettropompa. All'aumentare del parametro in esame la differenza fra i sistemi diminuisce sempre più, fino a che per valori superiori a 10 MPa il sistema tradizionale diventa sensibilmente la scelta migliore in termini di massa; il sistema ibrido rimane comunque vantaggioso se confrontato con la controparte esclusivamente elettrica.

**Tempo di funzionamento** Il diagramma in Figura 4.15 presenta le stesse peculiarità dei suoi analoghi in Figura 4.9 e in Figura 4.10.

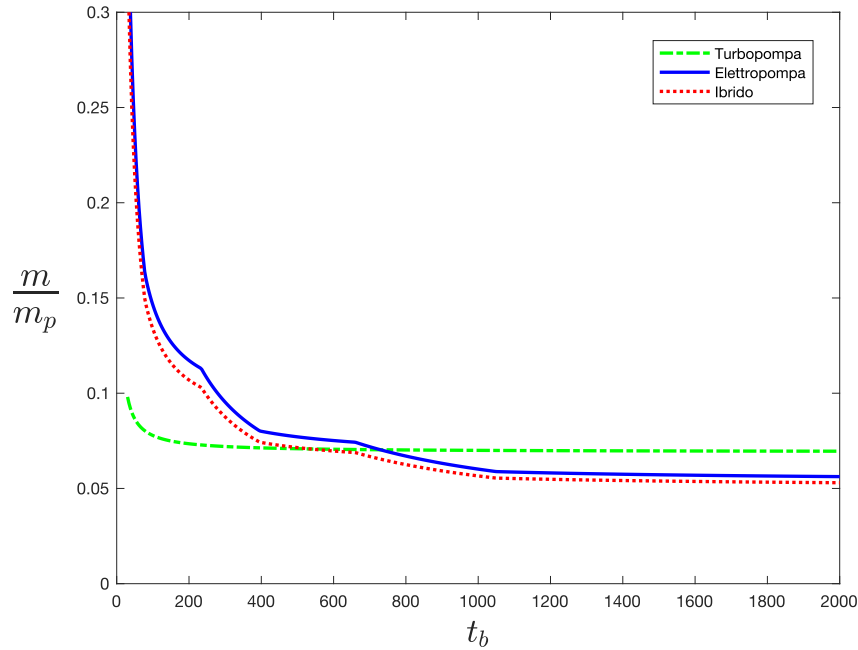


Figura 4.15:  $m/m_p$  vs  $t_b$  - Vega E

Si evidenzia come il sistema ibrido inizi ad essere vantaggioso, per la configurazione esaminata, a partire da tempi di combustione di circa 600 s, e che in ogni caso esso è più leggero rispetto alla soluzione ad Elettropompa.

### 4.3 Analisi dettagliata dell'effetto di $\Delta k$

I grafici nelle Figure 4.1, 4.2 e 4.11 sono di particolare interesse e vengono analizzati in modo più approfondito in questa sezione. Specificatamente, si cerca il motivo della forma approssimativamente parabolica della curva relativa al sistema ibrido; in prima battuta, infatti, si aspetta che la convenienza del sistema ibrido aumenti con il salto di pressione a cavallo della turbina. Tuttavia, come già ampiamente discusso, la massa del sistema diminuisce solo inizialmente, raggiungendo poi un punto di minimo oltre al quale essa

aumenta fino a diventare maggiore anche rispetto a quella del sistema ad Elettropompa.

Per meglio approfondire questo aspetto è necessario innanzitutto esaminare la potenza generata dalla turbina, confrontandola con quella richiesta per farla funzionare, ovvero per generare il salto di pressione aggiuntivo  $\Delta k$ . Dai grafici in Figura 4.16, relativi al Vega E, si deduce chiaramente come la potenza estratta dal raffreddamento rigenerativo non aumenti linearmente con il salto di pressione effettuato dalla turbina, bensì come tenda a stabilizzarsi. L'intersezione fra la curva di potenza della turbina e la retta di potenza aggiuntiva, inoltre, indica il salto di pressione a partire dal quale la turbina non genera l'energia necessaria al suo funzionamento, da cui quindi il sistema ibrido risulta svantaggioso anche rispetto a quello ad Elettropompa.

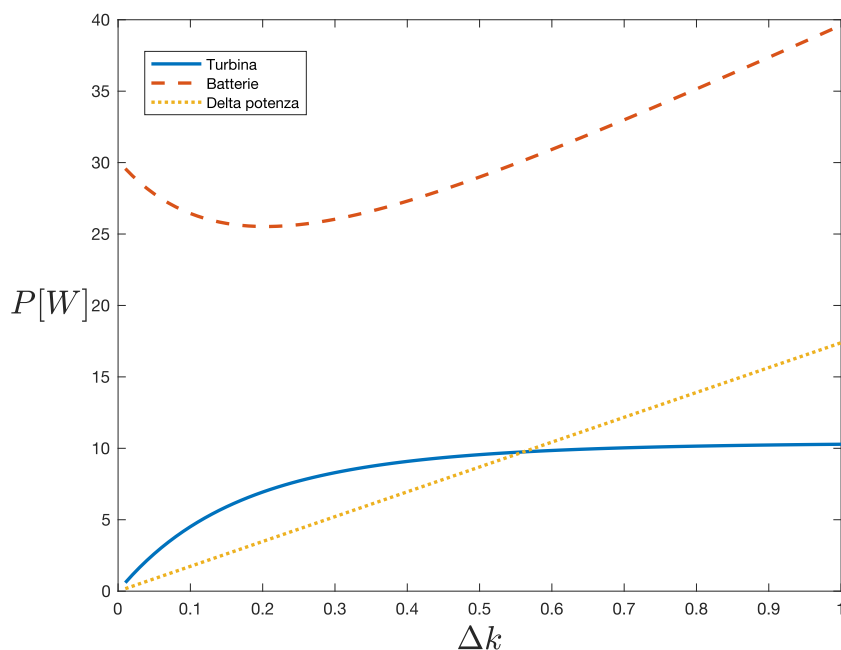


Figura 4.16: Potenze parziali vs  $\Delta k$

La potenza che deve essere erogata dalle batterie diminuisce fintantoché ad un incremento della potenza assorbita per portare il carburante ad un pressione più elevata corrisponde un incremento maggiore di potenza estratta dalla turbina. Quando, al contrario, la potenza aggiuntiva ricavata dall'espansione

è minore di quella assorbita dalla pompa, la potenza richiesta alle batterie, le quali danno il contributo maggiore alla massa del sistema, aumenta. Questo aspetto si traduce, graficamente, nell'andamento decrescente della curva di potenza erogata dalle batterie fino a quando la tangente alla curva di potenza della turbina è più inclinata rispetto alla retta della potenza aggiuntiva; in seguito la potenza richiesta al gruppo elettrico torna a crescere.

Pertanto, la forma peculiare della curva  $m/m_p$  al variare di  $\Delta k$  per il sistema ibrido è dovuta allo stabilizzarsi del valore della potenza estratta dalla turbina al variare del parametro. Per spiegare questo fenomeno occorre esaminare i diagrammi termodinamici riportanti le trasformazioni cui va incontro il carburante al variare di  $\Delta k$ ; quello relativo ad un valore intermedio di pressione nel circuito di raffreddamento è riportato in Figura 4.17. La distanza verticale fra i punti A e B indica l'entalpia spesa per comprimere il gas, la distanza fra i punti C e D quella estratta dalla turbina.

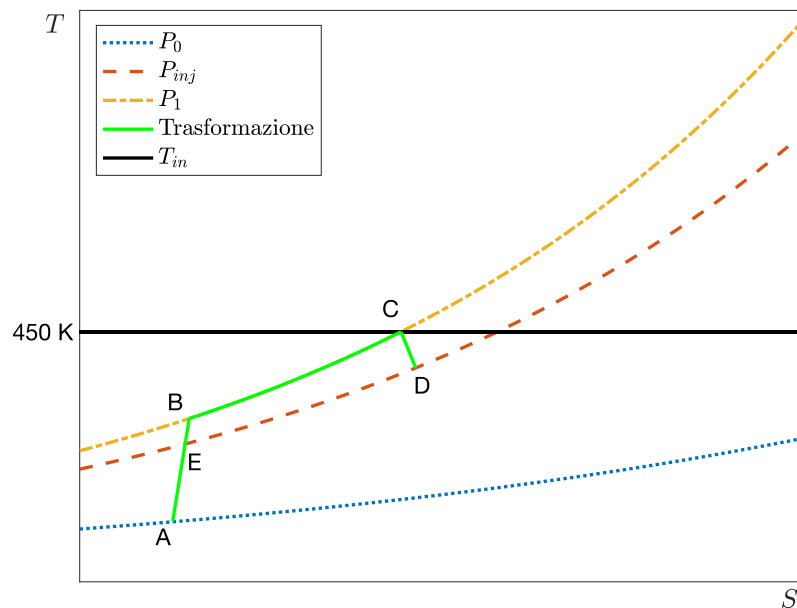


Figura 4.17: Diagramma termodinamico - Pressione intermedia

Essendo la temperatura in ingresso alla turbina supposta indipendente dalla pressione del carburante nel circuito di raffreddamento [9], all'aumen-



tare del salto entalpico provocato dalla pompa il contenuto entalpico finale del propellente è sempre lo stesso. Di conseguenza, il vantaggio dato dal riscaldamento del carburante diminuisce con l'avvicinarsi della temperatura in uscita dalla pompa alla temperatura in ingresso alla turbina; in una prima fase, questo effetto malefico viene bilanciato dalla convenienza data dallo sfruttamento del salto entalpico attraverso una differenza di pressione più spinta, ma successivamente il margine di guadagno si assottiglia sempre più fino ad annullarsi. Questo aspetto si può osservare in modo più evidente nei grafici in Figura 4.18 e in Figura 4.19, nei quali la pressione nel circuito di raffreddamento è prossima a quella di iniezione e molto più alta, rispettivamente.

In definitiva, il sistema ibrido si rivela conveniente fintantoché l'entalpia estratta, ovvero la distanza verticale CD, è maggiore di quella necessaria a portare il carburante ad una pressione maggiore, quindi la distanza verticale EB.

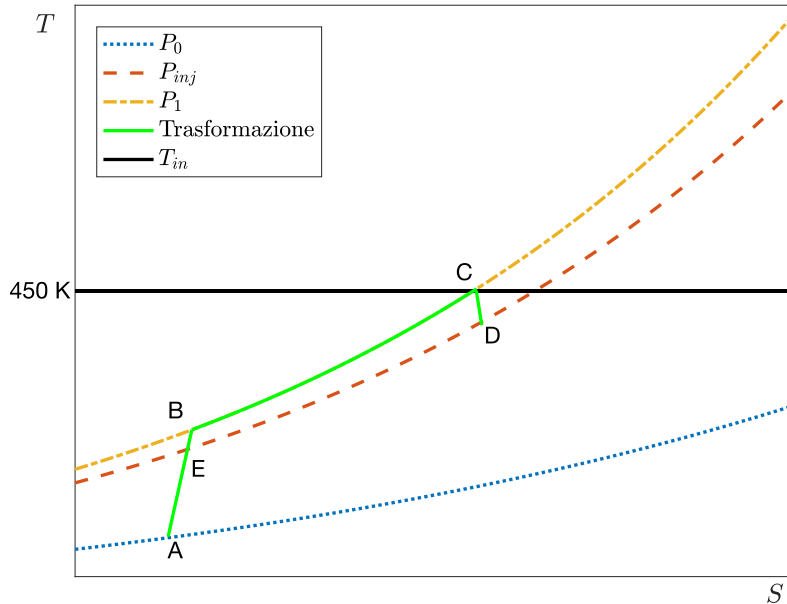


Figura 4.18: Diagramma termodinamico - Pressione bassa

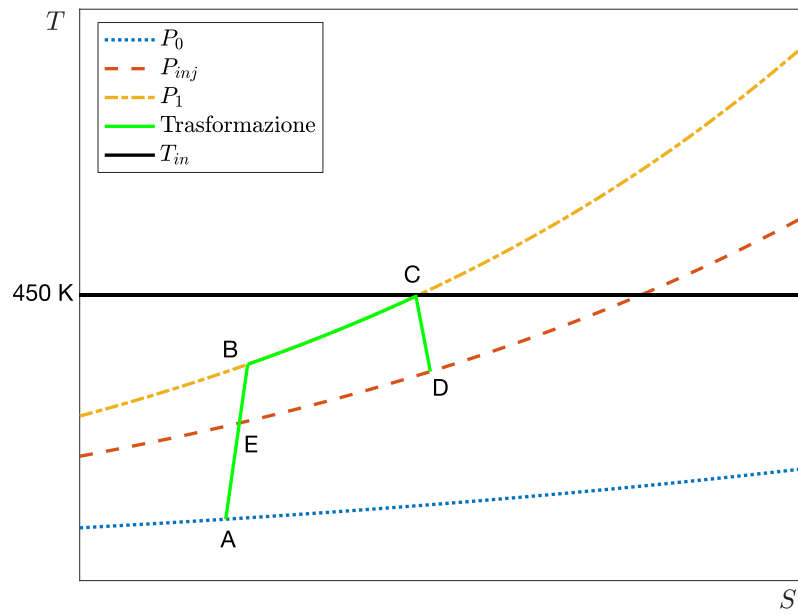


Figura 4.19: Diagramma termodinamico - Pressione alta

# Capitolo 5

## Riflessioni conclusive

I risultati esposti e commentati nel Capitolo 4 permettono di asserire che il sistema di alimentazione ibrido per razzi a propellente liquido, il cui studio preliminare è oggetto di questa tesi, può risultare vantaggioso in termini di leggerezza sia rispetto alle motorizzazioni a Turbopompa, ad oggi le più utilizzate, sia rispetto alle più recenti motorizzazioni ad Elettropompa.

In particolare, essendo il sistema ibrido dimostratosi adeguato soprattutto in applicazione al Vega E, esso può essere un valido concorrente ad altri sistemi per gli stadi terminali di razzi vettori leggeri, e comunque in caso di tempi di combustione elevati. La convenienza per lunghi tempi di funzionamento è legata alla migliore condizione di lavoro delle batterie per la parte elettrica, analogamente a quanto concluso in precedenti trattazioni sul sistema di alimentazione ad Elettropompa [7]. Risultati meno ottimistici sono stati ottenuti per il Falcon 9, suggerendo che quindi questo sistema alternativo non sia altrettanto valido per vettori più pesanti, per brevi tempi di combustione o per gli stadi iniziali.

Nonostante il sistema ibrido non sempre sia più leggero di quello tradizionale, non bisogna dimenticare che in moltissimi casi esso è più leggero di quello elettrico, pur mantenendone i vantaggi. Potrebbe dunque, anche se sconveniente dal punto di vista della sola massa, essere comunque presa in considerazione l'installazione di un sistema ibrido, che, fra gli altri vantaggi trattati nel Capitolo 1, non necessita di cariche pirotecniche per l'accensione

ed è più facilmente controllabile e regolabile. Queste caratteristiche lo rendono versatile e appetibile soprattutto quando sono necessarie accensioni multiple, come negli stadi terminali, per i quali i risultati sperimentali si sono dimostrati più incoraggianti.

Infine, installare su un vettore un sistema ibrido consentirebbe di effettuare più lanci con lo stesso pacco di batterie, portando ad un costo per missione ancora minore rispetto a quello oggi garantito dall'uso di razzi riusabili. Quindi, anche se il costo di una sola missione potrebbe risultare superiore a causa della massa maggiore rispetto al sistema a Turbopompa, la combinazione di riusabilità e flessibilità potrebbe in ogni caso favorire il sistema ibrido, data la massa minore in rapporto al sistema elettrico.

Riassumendo, il sistema ibrido proposto in questo elaborato presenta delle potenzialità di margine che ne fanno una valida alternativa per gli stadi finali dei più moderni lanciatori, in uso ed in via di sviluppo, non solo per la sua leggerezza ma soprattutto per la sua versatilità. Questi margini, inoltre, sono destinati ad ampliarsi con l'avanzamento tecnologico, in particolare per quanto riguarda il miglioramento delle prestazioni delle batterie.

# Bibliografia

- [1] URL: <https://www.spacex.com/falcon9> (visitato il 27/03/2019).
- [2] URL: <http://www.avio.com/vega-2/vega-e/> (visitato il 29/03/2019).
- [3] URL: [https://web.archive.org/web/20160611083349/http://seradata.com/SSI/2012/11/musk\\_goes\\_for\\_methane-burning/](https://web.archive.org/web/20160611083349/http://seradata.com/SSI/2012/11/musk_goes_for_methane-burning/) (visitato il 01/04/2019).
- [4] URL: <http://www.spaceflight101.net/falcon-9-launch-vehicle-information.html> (visitato il 29/03/2019).
- [5] H.-D. Kwak et al. *Performance assessment of electrically driven pump-fed LOX/kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle*. Paper. *Aeros. Sci. Technol.*, 2018. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.02.033>.
- [6] J. Deeken G. Waxenegger-Wilfing R.H.S. Hahn. *Studies on electric pump-fed liquid rocket engines for micro-launchers*. Paper. German Aerospace Center, 2018.
- [7] F. Galli. «Sistema di alimentazione elettrico per razzi a propellente liquido». Alma Mater Studiorum - Università di Bologna, 2018.
- [8] O. Biblarz G.P. Sutton. *Rocket propulsion elements*. A cura di Wiley. 2017.
- [9] M. Onofri M. Leonardi F. Nasuti. *Basic Analysis of a LOX/Methane Expander Bleed Engine*. 2017.
- [10] D. Lentini P.A. Pavlov Rachov H. Tacca. *Electric feed systems for liquid propellant rockets*. Paper. Universidad de Buenos Aires, Sapienza Università di Roma, 2012.

- [11] P. Rachov. *Electric feed systems for liquid propellant rocket engines*. Paper. Universidad de Buenos Aires, 2010.
- [12] A.N. Siddiquee Z.A. Khan N.Z. Khan. *Friction Stir Welding: Dissimilar Aluminium Alloys*. A cura di CRC Press. 2017.