

# Lezione 18

## Endoreattori a propellente liquido

### 18.1 Introduzione

Rispetto agli endoreattori a propellente solido, gli endoreattori a propellente liquido sono caratterizzati da una maggiore complessità costruttiva e da un maggior numero di componenti. Questo è chiaramente uno svantaggio in quanto aumenta i costi e riduce l'affidabilità. Tuttavia, a questo svantaggio vanno contrapposte alcune proprietà che per alcune applicazioni li rendono nettamente superiori e per altre insostituibili con un endoreattore a propellente solido. Queste sono principalmente l'impulso specifico più elevato, la possibilità di regolazione della spinta (in qualche modo come nei motori terrestri e aeronautici, tutti a combustibile liquido), la possibilità di progettare motori che possano essere accesi e spenti più volte, e la possibilità di riutilizzo. Altra caratteristica da ricordare è la possibilità di avere gas di scarico poco inquinanti. In base a queste proprietà si vedrà che questo tipo di endoreattori ha trovato vasta applicazione nei motori dei diversi stadi di lanciatori, nei piccoli motori per il controllo di assetto, per manovre, per correzioni di traiettoria, nei motori riaccendibili o con spinta regolabile in generale e nei motori riutilizzabili.

La struttura di un endoreattore a propellente liquido è relativamente più complessa di quella degli endoreattori a propellente solido. In essi è possibile distinguere tre sistemi principali, costituiti a loro volta da alcuni sottosistemi (Fig. 18.1):

- a) I *serbatoi* di propellente;
- b) Il *sistema di alimentazione*, con i sottosistemi:
  - meccanismo di alimentazione dei propellenti (mediante gas pressurizzante o turbopompe);
  - condotti di alimentazione;
  - valvole;
- c) La *camera di spinta*, con i sottosistemi:
  - iniettori;
  - camera di combustione;
  - ugello;
  - sistema di raffreddamento;
  - sistema di accensione.



**Figura 18.1:** Schema dei principali sottosistemi che caratterizzano un endoreattore a propellente liquido.

Gli endoreattori a propellente liquido possono essere classificati in base a diversi criteri. Qui si richiamano alcune delle principali classificazioni:

In base alla missione	<ul style="list-style-type: none"> <li>Propulsione principale (impartire un elevato <math>\Delta V</math>)</li> <li>Propulsione ausiliaria (assetto, correzioni di traiettoria)</li> </ul>
In base al propellente	<ul style="list-style-type: none"> <li>Monopropellente (un unico liquido che si decompone esotermicamente)</li> <li>Bipropellente (due liquidi separati: combustibile e ossidante)</li> </ul>
In base al sistema di alimentazione	<ul style="list-style-type: none"> <li>Gas pressurizzante</li> <li>Turbopompe</li> </ul>

Prima di analizzare in dettaglio i suddetti sistemi saranno descritte le caratteristiche principali dei propellenti liquidi più utilizzati.

## 18.2 Propellenti

I propellenti liquidi possono essere divisi in bipropellenti e monopropellenti. I bipropellenti a loro volta possono essere del tipo **criogenico** (cioè allo stato liquido solo a temperature estremamente basse) o **immagazzinabili** (*storable*, allo stato liquido a temperatura ambiente); generalmente un sistema bipropellente è costituito da un ossidante e da un combustibile stivati separatamente e che si combinano solo nella camera di combustione. Ossidante e combustibile di un sistema bipropellente sono detti **ipergolici**

se, messi a contatto, reagiscono spontaneamente iniziando così processo di combustione. I monopropellenti sono invece costituiti da un'unica sostanza che si decompone per effetto di un catalizzatore producendo gas ad alta temperatura; essi richiedono sistemi di alimentazione più semplici rispetto ai bipropellenti, ma sono in grado di fornire prestazioni meno elevate.

### 18.2.1 Requisiti

I requisiti richiesti ai propellenti liquidi possono essere suddivisi in varie categorie:

**Energetici:** si riferiscono alla quantità di energia che essi sono in grado di fornire e alle prestazioni che ne derivano. In particolare sono desiderabili propellenti che presentino le seguenti caratteristiche:

- elevato calore di reazione per unità di massa dei reagenti;
- basso peso molecolare dei prodotti di combustione.

**Fisici:** si riferiscono alle caratteristiche relative alla tossicità e pericolosità in generale, e a problemi operativi di stivaggio, alimentazione, raffreddamento. In particolare sono desiderabili propellenti che presentino le seguenti caratteristiche:

**bassa temperatura di congelamento** per evitare il passaggio alla fase solida in condizioni operative o di immagazzinamento a bassa temperatura ambiente;

**elevata densità** poiché comporta una riduzione del volume dei serbatoi ed un aumento dell'impulso specifico volumetrico  $I_d = I_{sp}\rho_p$ ;

**stabilità chimica, fisica ed agli urti** che comporta scarsa sensibilità alle variazioni di temperatura (decomposizioni con autoaccensione e formazione di depositi nei sistemi di raffreddamento – *coking* – o durante l'immagazzinamento), scarsa reattività con i materiali a contatto (contenitori, serbatoi, condotti ...) per evitare la formazione di prodotti indesiderati, la corrosione delle parti a contatto o pericoli al personale, scarsa reattività a contatto con l'atmosfera o con impurità (organiche e non) per evitare detonazione od autoaccensione, ed infine eventuali urti non devono poter innescare reazioni indesiderate;

**mancanza di tossicità** dei propellenti e dei prodotti di combustione per salvaguardare il personale addetto alla produzione od immagazzinamento, e l'eventuale equipaggio;

**elevata conduttività termica** per migliorare l'efficienza dei sistemi di raffreddamento;

**bassa viscosità** per ridurre le perdite di carico nel sistema di alimentazione;

**bassa tensione di vapore** permette di limitare il volume vuoto che è necessario lasciare nei serbatoi;

**limitata frazione di massa solida o liquida nei prodotti di combustione** per evitare erosione o deposito nell'ugello e realizzare una completa conversione di energia termica in energia cinetica;

**ipergolicità dei propellenti** perché permette di eliminare l'apparato di accensione;

**gas di scarico poco luminosi** importante per applicazioni militari;

**immagazzinabilità a temperatura ambiente** per evitare le difficoltà connesse all'uso di propellenti criogenici.

**Economici:** si riferiscono alla facilità ed economicità di approvvigionamento e produzione, e quindi è desiderabile avere:

- facilità di approvvigionamento;
- facilità di produzione;
- facilità di trasporto;
- costi limitati.

### 18.2.2 Ossidanti

I principali ossidanti impiegati negli endoreattori bipropellente sono:

#### Ossigeno ( $O_2$ )

Criogenico ( $T_v = 90\text{ K}$ ),<sup>1</sup> elevata densità ( $1140\text{ kg/m}^3$ ). Per quantità elevate va prodotto vicino al luogo di utilizzo.

#### Fluoro ( $F_2$ )

Criogenico ( $T_v = 85\text{ K}$ ), densità molto alta ( $1509\text{ kg/m}^3$ ), massime energia e prestazioni. Svantaggi: estrema tossicità, reattività e corrosività, tossicità dei prodotti di combustione.

#### Acido Nitrico ( $HNO_3$ )

Liquido tra le temperature  $T_s = 232\text{ K}$  e  $T_v = 356\text{ K}$ . Altamente corrosivo, si usa miscelato ad altre sostanze. Densità molto alta ( $1549\text{ kg/m}^3$  a  $273.15\text{ K}$ ).

#### Tetrossido di Azoto ( $N_2O_4$ )

Liquido tra le temperature  $T_s = 262\text{ K}$  e  $T_v = 294\text{ K}$ . E' il più comune ossidante immagazzinabile (richiede contenitori a tenuta per la sua elevata tensione di vapore). Densità alta ( $1447\text{ kg/m}^3$  a  $293\text{ K}$ ).

### 18.2.3 Combustibili

I principali combustibili impiegati negli endoreattori bipropellente sono:

#### Idrocarburi ( $CH_x$ )

(indicati anche genericamente con HC o con la formula chimica  $C_nH_m$ ). Sono caratterizzati da economicità, disponibilità, facilità di trasporto. Negli USA è impiegato l'RP-1 ( $CH_{1.96}$  simile cherosene,  $\rho \sim 800\text{ kg/m}^3$ ) che minimizza il *fouling* (formazione di depositi appiccicosi nei canali di raffreddamento); tra gli idrocarburi è anche il metano ( $CH_4$ ), criogenico ( $T_v = 112\text{ K}$ ), ma comunque più denso ed economico di  $H_2$ .

#### Idrogeno ( $H_2$ )

Criogenico ( $T_v = 20\text{ K}$ ), il meno denso ( $\rho = 70\text{ kg/m}^3$ ). Difficoltà a causa della  $T$  molto bassa. Grandi volumi di serbatoi. Infiammabile, esplosivo, ma elevato  $I_{sp}$ .

#### Idrazina ( $N_2H_4$ )

Stabile per lunghi periodi (anche 15 anni), elevata  $T_s$  ( $275\text{ K}$ ),  $T_v = 387\text{ K}$ .  $\rho = 1023\text{ kg/m}^3$  a  $293\text{ K}$ .

<sup>1</sup> $T_v$  = temperatura di ebollizione alla pressione atmosferica.

#### Dimetilidrazina non simmetrica, UDMH ( $(CH_3)_2NNH_2$ )

Composto organico dell'idrazina, proprietà simili.  $T_s$  più bassa ( $216\text{ K}$ ),  $T_v = 336\text{ K}$ ,  $I_{sp}$  lievemente più basso,  $\rho = 850\text{ kg/m}^3$  a  $244\text{ K}$ .

#### Monometilidrazina, MMH ( $CH_3NHNH_2$ )

Composto organico dell'idrazina, proprietà simili. Ma miglior range di  $T$  per lo stato liquido ( $T_s = 221\text{ K}$ ,  $T_v = 361\text{ K}$ ), resistenza agli urti, proprietà termiche.

#### Aerozina

Miscela composta al 50% di UDMH e al 50% di Idrazina.

### 18.2.4 Monopropellenti

La semplicità dei sistemi di controllo e di alimentazione nel caso dell'impiego di un unico propellente, rendono i monopropellenti interessanti per alcune applicazioni. Il più comune monopropellente è l'idrazina, già vista tra i combustibili per sistema bipropellente, e che viene usata come monopropellente in piccoli motori per il controllo di assetto e traiettoria di satelliti e come generatore di gas (per le turbopompe di sistemi bipropellente). Come illustrato in Fig. 18.2 il propellente viene fatto passare attraverso

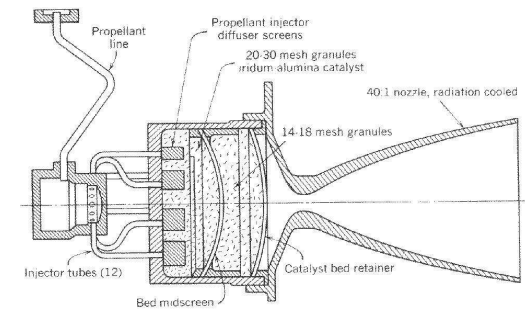


Figura 18.2: Schema di sistema monopropellente (da [4]).

un catalizzatore che ne accelera la decomposizione esotermica. Il gas prodotto dalla decomposizione è a temperature elevate (ma più basse di quelle che si ottengono dalla combustione) e viene accelerato nell'ugello. I valori di temperatura che si raggiungono non sono così elevati da rendere necessario un sistema di raffreddamento. Nel caso dell'idrazina la temperatura totale nell'ugello non supera i  $1400\text{ K}$ . La reazione di decomposizione dell'idrazina è la seguente:



( $x$  dipende dal catalizzatore) (18.1)

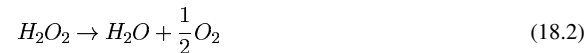
Un sistema monopropellente ad idrazina è in grado di fornire nel vuoto  $I_{sp} = 200 - 250\text{ s}$ , e spinte tra  $0.5$  e  $14000\text{ N}$  per periodi anche brevissimi (accensioni di durata dell'ordine dei millisecondi).

Espansione da $p_c = 6.94$ MPa a $p_a = 0.1$ MPa						
Ossidante	Combustibile	O/F	$T_c$ (K)	$\bar{\rho}$ (g/cm <sup>3</sup> )	$c^*$ (m/s)	$I_{sp}$ (s)
$O_2$	$H_2$	4.13	3013	0.29	2416	389
$O_2$	$RP1$	2.58	3676	1.03	1799	300
$F_2$	$H_2$	7.94	3962	0.46	2556	411
$N_2O_4$	$MMH$	2.17	3396	1.19	1745	288
$N_2O_4$	$0.5(N_2H_4)+0.5(UDMH)$	1.98	3368	1.12	1747	288
Espansione da $p_c = 6.94$ MPa al vuoto con $\varepsilon = 40$						
Ossidante	Combustibile	O/F	$T_c$ (K)	$\bar{\rho}$ (g/cm <sup>3</sup> )	$c^*$ (m/s)	$I_{sp}$ (s)
$O_2$	$H_2$	4.83	3251	0.32	2386	455
$O_2$	$RP1$	2.77	3701	1.03	1783	358
$F_2$	$H_2$	9.74	4258	0.52	2530	479
$N_2O_4$	$MMH$	2.37	3398	1.20	1724	342
$N_2O_4$	$0.5(N_2H_4)+0.5(UDMH)$	2.15	3369	1.20	1731	342

Il rapporto di miscela è quello che dà il massimo impulso specifico calcolato nell'ipotesi di flusso monodimensionale in equilibrio chimico.  $\bar{\rho}$  = densità media dei propellenti allo stato liquido.

**Tabella 18.1:** Prestazioni dei diversi propellenti liquidi (adattato da [2]).

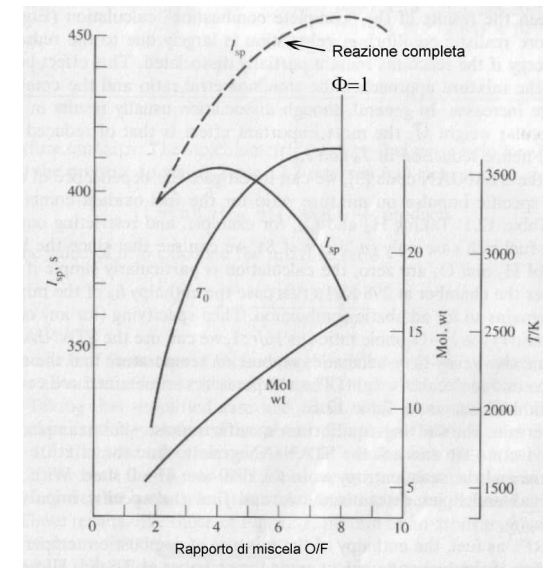
Oltre all'idrazina è stato impiegato come monopropellente il **Perossido di Idrogeno** ( $H_2O_2$ ), in grado di fornire  $I_{sp} = 145$  s attraverso la reazione di decomposizione:



La maggiore instabilità del perossido di idrogeno e le sue modeste prestazioni rispetto all'idrazina hanno fatto preferire però quest'ultima come monopropellente.

### 18.2.5 Sistemi bipropellente: rapporto di miscela

La famiglia di endoreattori a propellente liquido più diffusa è quella dei bipropellenti. In questo caso le caratteristiche e le prestazioni dell'endoreattore dipenderanno non solo dai propellenti selezionati ma anche dal rapporto di miscela. Da quanto visto nella Lezione 10 il massimo rilascio di calore per unità di massa di reagenti si ha quando tutti i reagenti si trasformano in prodotti (reazione stechiometrica) e cioè quando i propellenti sono in rapporto di miscela stechiometrico (rapporto di equivalenza  $\varphi = 1$ ). In realtà invece le massime prestazioni che possono essere ottenuti con una coppia ossidante combustibile si ha per rapporti di equivalenza diversi da uno (vedi Tab. 18.1). La ragione è nel fatto che per avere le massime prestazioni ( $I_{sp}$ ) va massimizzato il rapporto  $T_c/M$  e che non si potrà adottare l'ipotesi semplificativa che la reazione di combustione sia completa e che tutto il calore rilasciato dalla reazione venga trasformato in energia cinetica dei prodotti. In particolare, se si considera l'equilibrio chimico in camera di combustione, la temperatura massima si avrà ancora per  $\varphi \simeq 1$ , vedi l'andamento mostrato per  $H_2 - O_2$  in Fig. 18.3, ma l'impulso specifico ha un massimo per  $\varphi \sim 2$ . Infatti, in questo caso i prodotti di combustione risultano ricchi di  $H_2$  e quindi la loro massa molare media è più bassa che nel caso stechiometrico, con conseguente beneficio sul rapporto  $T_c/M$  e quindi su  $I_{sp}$ . In Fig. 18.3 è riportato per confronto in tratteggio anche l'andamento dell'impulso specifico nel caso in cui si considera la reazione completa (nel caso specifico la condizione in cui tutto l' $H_2$  o l' $O_2$  si trasforma in  $H_2O$  e i

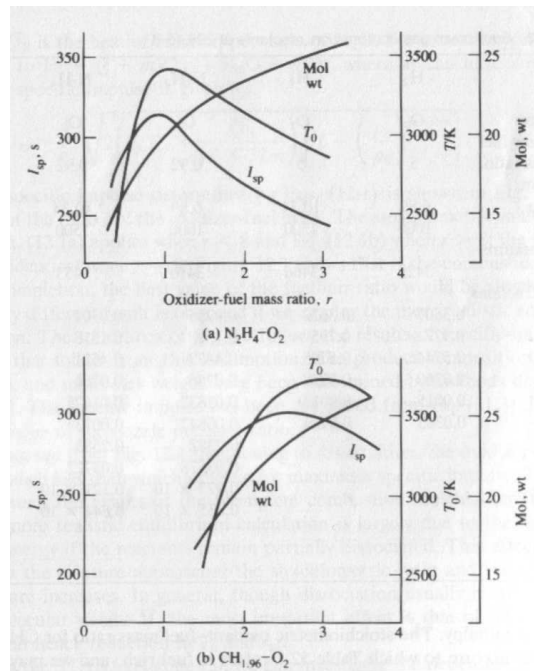


**Figura 18.3:** Impulso specifico, temperatura in camera di combustione e massa molare media dei prodotti di combustione in funzione del rapporto di miscela per un sistema bipropellente ad  $H_2$  e  $O_2$  (adattato da [2]).

prodotti di combustione sono costituiti da  $H_2$  e  $H_2O$  nel caso di miscela ricca e da  $O_2$  e  $H_2O$  nel caso di miscela povera) che ha un massimo per  $\varphi = 1$ . Il valore massimo di impulso specifico in funzione del rapporto di miscela  $O/F$  è mostrato in Fig. 18.4 anche per il caso di idrazina/ossigeno ( $(O/F)_{st} = 1$ ) e RP-1/ossigeno ( $(O/F)_{st} = 3.4$ ). Si osserva che le condizioni stechiometriche possono essere individuate nel grafico dal massimo della temperatura, e in entrambi i casi il massimo impulso specifico è spostato nel campo delle miscele ricche. Il valore di ottimo mostrato nelle figure è in realtà dipendente dalle ipotesi fatte (flusso sempre in equilibrio chimico attraverso tutto l'ugello, mentre in realtà bisogna considerare la chimica a velocità finita, soprattutto nel divergente) e dal particolare caso considerato, che si riferisce ad un'assegnata  $p_c$  (effetto di  $p_c$  sulla composizione di equilibrio) e ad un assegnato ugello (la composizione di equilibrio della miscela di prodotti di combustione nella sezione di efflusso dipende dal rapporto d'area  $\epsilon$  considerato, ciò spiega i diversi ottimi delle due tabelle in Tab. 18.1). Va infine sottolineato che il rapporto di miscela ottimo potrà essere selezionato non soltanto in base al massimo impulso specifico ma anche in funzione della densità dei propellenti allo stato liquido e quindi all'ingombro e peso dei serbatoi necessari.

## 18.3 Camera di spinta

La camera di spinta (Fig. 18.5) costituisce la parte del propulsore in cui i propellenti vengono mescolati, bruciati e accelerati per generare la spinta. Come già visto essa comprende diversi sottosistemi:



**Figura 18.4:** Impulso specifico, temperatura in camera di combustione e massa molare media dei prodotti di combustione in funzione del rapporto di miscela per le combinazioni di propellenti idrazina/ossigeno e RP-1/ossigeno (da [2]).

### Iniettori

Gli iniettori provvedono all'immissione (allo stato liquido o gassoso) dei propellenti nella camera di combustione.

### Camera di combustione

E' il sottosistema dove i propellenti, iniettati allo stato liquido o gassoso, atomizzano, vaporizzano, si mescolano e reagiscono per generare i prodotti ad alta temperatura. Lo studio della camera di combustione comprende tutta la regione tra gli iniettori e la sezione di gola.

### Ugello

E' il sottosistema in cui i prodotti della combustione vengono accelerati ad alte velocità, ha forma convergente-divergente. Avendone già parlato diffusamente in Lezione 16, qui si farà cenno ad altre caratteristiche principalmente correlate al problema del raffreddamento delle sue pareti.

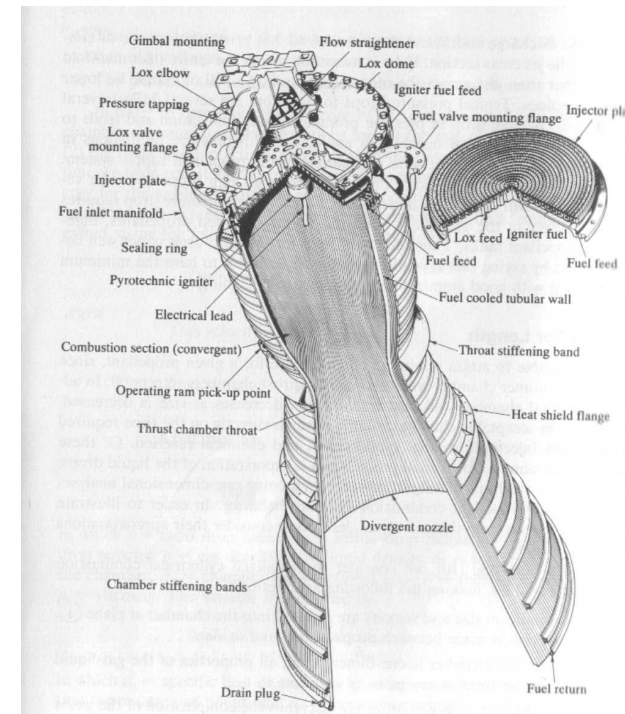
### Sistema di raffreddamento

E' il sottosistema necessario per mantenere la temperatura dei materiali che costituiscono camera

di combustione e ugello entro i valori consentiti, nonostante le elevate temperature dei gas prodotti dalla combustione.

### Sistema di accensione

E' il sistema che provvede all'accensione della miscela di reagenti (nel caso in cui essi non siano ipergolici).



**Figura 18.5:** Spaccato di una camera di spinta (da [2]).

### 18.3.1 Iniettori

I propellenti liquidi sono iniettati nella camera di combustione attraverso gli iniettori (Fig. 18.6). Questi sono ugelli attraverso cui il propellente liquido (o in alcuni casi già allo stato gassoso) viene spruzzato nella camera di combustione. Il progetto degli iniettori ha lo scopo di atomizzare e mescolare nel più breve spazio possibile combustibile e ossidante in modo da ridurre le dimensioni della camera di combustione. Essi si distinguono da quelli degli esoreattori solo per il fatto che devono essere iniettati sia combustibile sia ossidante, e quindi gli iniettori devono essere disposti in modo da favorirne il mescolamento.

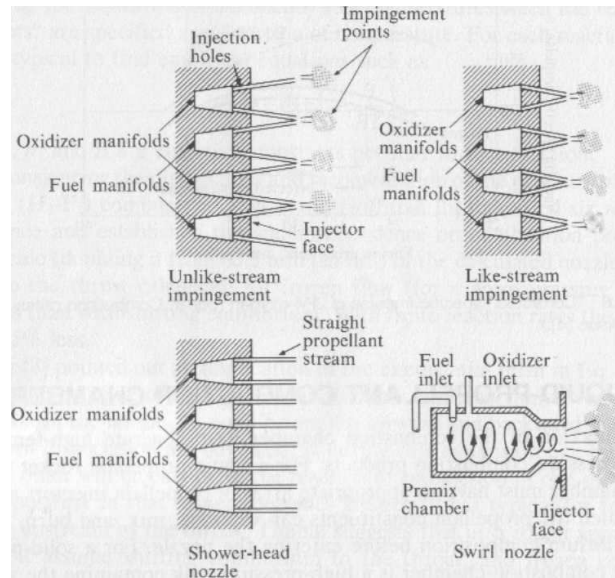


Figura 18.6: Diagramma schematico di alcuni sistemi di iniezione [2].

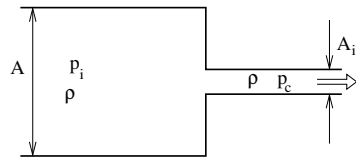


Figura 18.7: Schema di un iniettore.

Dall'esame di Fig. 18.7 si può scrivere una semplice relazione tra le caratteristiche "idrauliche" del sistema di iniezione (nell'ipotesi di iniezione di liquido) e cioè:

$$\dot{m}_i = C_d A_i \sqrt{2 \rho_p \Delta p} \quad \text{dove:} \quad \begin{cases} \dot{m}_i & \text{portata attraverso l'iniettore} \\ \rho_p & \text{densità del liquido} \\ A_i & \text{sezione di efflusso dell'iniettore} \\ \Delta p = p_i - p_c & \text{salto di pressione attraverso l'iniettore} \\ C_d & \text{coefficiente di scarico} \end{cases} \quad (18.3)$$

Questa relazione può essere facilmente ricavata nell'ipotesi di velocità nella sezione di ingresso trascurabile rispetto a quella nella sezione di efflusso, per un fluido incomprimibile dove  $\Delta h = (\Delta p)/\rho$  e considerando che l'area di efflusso effettiva sarà ridotta per gli effetti di flusso non ideale (tenuti in conto attraverso  $C_d$ ).

Le proprietà richieste agli iniettori sono:

- da una parte, piccolo  $\Delta p$  per ridurre le perdite di pressione totale attraverso l'iniettore e quindi la prevalenza richiesta alle pompe;
- dall'altra, elevato  $\Delta p$  per evitare problemi di instabilità e migliorare l'atomizzazione dei liquidi.

Queste contrastanti richieste rendono necessario un compromesso, che sarà diverso a seconda dell'applicazione considerata.

### 18.3.2 Camera di combustione

Si tratta della regione in cui i propellenti liquidi vengono iniettati, atomizzano, vaporizzano, si mescolano e reagiscono per generare i prodotti di reazione ad alta temperatura che poi vengono accelerati nell'ugello propulsivo. Diversi aspetti governano la progettazione di questo componente, è quindi interessante analizzarli per capire come essa va realizzata per svolgere il suo compito nel modo più efficiente. In particolare, è opportuno che:

- Il volume ( $\mathcal{V}_c$ ) sia grande abbastanza da permettere mescolamento, evaporazione e combustione completa dei reagenti;
- La superficie delle pareti della camera siano per quanto possibile minimizzate per ridurre il raffreddamento necessario e minimizzare il peso;
- Per semplicità costruttiva, la forma della camera di combustione sia cilindrica;
- La velocità dei gas sia bassa, per evitare perdite di pressione totale;
- In alcuni casi la lunghezza della camera di combustione sia minima per ridurre la lunghezza totale del veicolo e quindi la massa strutturale.

Poiché anche queste considerazioni evidenziano requisiti in conflitto tra loro, la scelta finale dovrà essere data da un compromesso che potrà ritenere più importante un punto o l'altro a seconda delle applicazioni.

La camera di combustione deve avere dimensioni sufficienti perché i propellenti abbiano il tempo di reagire fino a raggiungere l'equilibrio. Come accennato, il tempo e quindi lo spazio necessario dipendono anche della prestazione degli iniettori.<sup>2</sup> E' evidente inoltre che si desiderano camere per quanto possibile piccole per ridurre i pesi.<sup>3</sup>

Si consideri dunque una camera di combustione di volume  $\mathcal{V}_c$  in cui i propellenti e il gas propulsivo risultante siano mediamente ad una densità  $\rho_c$ . La massa di gas all'interno della camera di combustione sarà  $m_c = \rho_c \mathcal{V}_c$ , ed essendo  $\dot{m}$  la portata di gas attraverso di essa, il tempo di residenza di una particella nella camera di combustione può essere stimato come:

$$t_c = \frac{\rho_c \mathcal{V}_c}{\dot{m}} \quad (18.4)$$

<sup>2</sup>Una maggiore efficienza degli iniettori porta ad una riduzione delle dimensioni della camera di combustione.

<sup>3</sup>In questo senso va notato che pressioni più elevate, e di conseguenza densità, riducono il volume necessario ma aumentano la robustezza necessaria (e quindi il peso della struttura) per unità d'area. Per limitare il peso è utile anche avere il minimo rapporto superficie/volume (forma sferica). In questo bilancio piccole superficie riducono lo scambio termico, ma piccoli volumi lo aumentano come conseguenza della più elevata velocità del gas caldo.

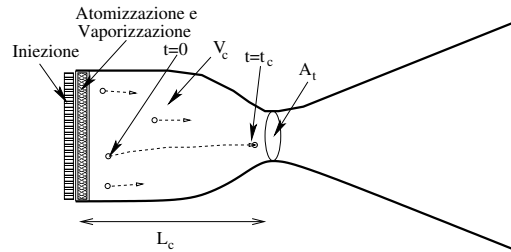


Figura 18.8: Schema di camera di combustione.

Se si indica con  $t^*$  il tempo di residenza richiesto dal raggiungimento dell'equilibrio chimico si ha:

$$t_c \geq t^* \quad \text{e quindi} \quad \mathcal{V}_c \geq \frac{\dot{m} t^*}{\rho_c} \quad (18.5)$$

Adottando l'ulteriore ipotesi semplificativa che la camera di combustione sia riempita principalmente dai prodotti della combustione per cui sia ragionevole approssimare il gas nella camera come un gas ideale avente la composizione dei prodotti di combustione e la pressione e temperatura siano pari a quelle totali nell'ugello, si ha:

$$\dot{m} = \Gamma \frac{p_c A_t}{\sqrt{RT_c}} \quad \text{e sia} \quad \rho_c = \frac{p_c}{RT_c} \quad (18.6)$$

e, sostituendo nella (18.5):

$$\mathcal{V}_c \geq \frac{\Gamma p_c A_t t^*}{\rho_c \sqrt{RT_c}} = \frac{\Gamma p_c A_t RT_c t^*}{p_c \sqrt{RT_c}} = \Gamma A_t t^* \sqrt{RT_c} \quad (18.7)$$

Introducendo la lunghezza  $L_c = \mathcal{V}_c / A_t$ , indice della dimensione assiale del combustore, si ottiene:

$$L_c = \frac{\mathcal{V}_c}{A_t} \geq \Gamma A_t t^* \sqrt{RT_c} \quad (18.8)$$

Si può allora introdurre la lunghezza caratteristica  $L^*$  che indica la minima dimensione assiale della camera di combustione perché le reazioni chimiche abbiano il tempo necessario:

$$L_c \geq L^* \quad \text{con} \quad L^* = t^* \Gamma \sqrt{RT_c} \quad (18.9)$$

che, ricordando la definizione di velocità caratteristica  $c^* = \sqrt{RT_c} / \Gamma$ , si può scrivere anche come;

$$L^* = t^* \Gamma^2 c^* \quad (18.10)$$

La lunghezza caratteristica  $L^*$  dipende dalle caratteristiche del propellente allo stesso modo dell'impulso specifico e cioè attraverso  $c^*$ . È interessante osservare che ci si aspetterebbe una riduzione di  $L^*$  (camere più piccole) in corrispondenza ad un aumento di  $c^*$ , a causa della riduzione di portata ( $\dot{m} = p_c A_t / c^*$ ). In realtà non è così perché aumentando  $c^*$  diminuisce anche la densità del gas in camera di combustione e quindi la massa di gas contenuta in camera di combustione diminuisce con  $c^*$  più rapidamente di  $\dot{m}$  con il risultato complessivo di una riduzione del tempo di residenza ( $t_c = L_c / (\Gamma^2 c^*)$ ) e conseguentemente un aumento di  $L^*$ . È interessante sottolineare che  $L^*$  non dipende da  $p_c$ , e il trade-off tra impulso specifico (si desidera elevato e cresce con  $c^*$ ) e la dimensione della camera di combustione (si desidera piccola e decresce con  $c^*$ ). Tipici valori di  $L^*$  sono compresi tra 0.5 e 4.0 m [4].

### 18.3.3 Sistema di raffreddamento

Le temperature di combustione dei propellenti degli endoreattori sono in genere più elevate dei punti di fusione dei metalli e delle leghe metalliche comunemente usati, ed anche di molti materiali refrattari. Il raffreddamento delle pareti della camera è quindi necessario per evitare che la temperatura riduca eccessivamente le caratteristiche di resistenza del materiale. La quantità di calore trasferita dai gas alle pareti raggiunge al massimo il 5% dell'energia totale generata dalla reazione di combustione. La maggior parte di questo calore viene trasferita alle pareti per convezione mentre una quantità tra il 5% e il 25% viene trasferita per radiazione.

Si distinguono due classi di sistemi di controllo termico delle pareti:

#### Metodi attivi:

sistemi di raffreddamento che sottraggono calore alle pareti mediante convezione forzata.

#### Metodi passivi:

sistemi in cui il raggiungimento di temperature troppo elevate delle pareti è evitato grazie alla radiazione o all'isolamento (protezioni termiche).

I principali sistemi di raffreddamento impiegati sono i seguenti:

#### 1. Raffreddamento rigenerativo (attivo)

Uno dei propellenti viene fatto fluire nei circuiti di raffreddamento prima di essere immesso in camera di combustione. Il calore raccolto dal raffreddamento delle pareti non viene disperso, ma utilizzato per scaldare il propellente.

#### 2. Raffreddamento a caduta (attivo)

Analogo al precedente, ma la portata di propellente utilizzata per il raffreddamento costituisce soltanto una parte della portata totale di propellente impiegata, e anziché essere iniettata in camera di combustione viene scaricata separatamente (più semplice ma meno efficiente).

#### 3. Raffreddamento a film (attivo)

Parte del propellente viene iniettata tangenzialmente in prossimità delle pareti in modo da costituire un film freddo che protegge le pareti dell'ugello dalle elevate temperature del gas combusto.

#### 4. Raffreddamento radiativo (passivo)

Il raffreddamento avviene semplicemente per irraggiamento verso l'esterno senza utilizzare propellente. Può essere utilizzato se le temperature dei gas non sono molto elevate.

### 18.3.4 Sistema di accensione

Il sistema di accensione si rende necessario in tutti i casi in cui i propellenti non siano ipergolici, come ad esempio il caso della combinazione idrogeno/ossigeno liquidi. Una volta accesa la fiamma sopravvive spontaneamente. L'ignitore può essere una candela, soprattutto nel caso in cui si richiedano più accensioni, o anche un sistema pirotecnico (cioè una carica di propellente solido) nel caso di un'unica accensione (la carica va sostituita ad ogni volo nel caso di veicoli riutilizzabili), o un sistema ipergolico.

## 18.4 Sistema di alimentazione

Il sistema di alimentazione permette ai propellenti di affluire nella camera di spinta. Come si è visto, la spinta è proporzionale a  $p_c$  e quindi possono interessare  $p_c$  elevate (fino a 20 MPa). Il valore di portata e di pressione che si stabilisce dipenderà dalle caratteristiche del sistema di iniezione e dalla pressione dei propellenti a monte di esso. In particolare, in un sistema bipropellente sarà:

$$\dot{m}_p = \dot{m}_o + \dot{m}_f \quad (18.11)$$

Se si fissa l'attenzione su uno dei due propellenti (ad esempio sull'ossidante, ma vale un discorso analogo per il combustibile) si può riscrivere la relazione tra portata e pressione in camera di combustione come:

$$\dot{m}_o = \left[ \frac{(O/F)}{(O/F) + 1} \right] \cdot \frac{\Gamma p_c A_t}{\sqrt{RT_c}} \quad (18.12)$$

Si è visto inoltre che la portata dipende anche dal salto di pressione attraverso gli iniettori e, ricordando la (18.3) nel caso di  $N_o$  iniettori uguali per l'ossidante si ha:

$$\dot{m}_o = N_o \dot{m}_i = N_o C_d A_i \sqrt{2 \rho_o \Delta p} \quad (18.13)$$

Combinando le equazioni si ottiene:

$$p_{i,o} = p_c + \left[ \frac{(O/F) \Gamma p_c A_t}{(1 + O/F) N_o C_d A_i} \right]^2 \frac{1}{2 \rho_o R T_c} \quad (18.14)$$

Quindi il propellente liquido deve raggiungere gli iniettori con una pressione pari a  $p_{i,o}$ , superiore a  $p_c$ . La pressurizzazione dei liquidi viene generalmente fatta in uno dei seguenti modi:

- a) **sistema a gas pressurizzante** (*gas-pressure feed system*)  
mediante un gas stivato ad alta pressione che viene usato per mantenere elevata la pressione dei liquidi nei serbatoi;
  - è il sistema che dà prestazioni superiori per  $p_c$  basse e cioè per motori con basso rapporto spinta/peso (di solito  $< 0.6$ ) e quando ci sono ripetuti brevi impulsi.
- b) **sistema a turbopompe** (*turbopump feed system*)  
La pressione dei liquidi nei serbatoi rimane bassa e la pressione di iniezione dei liquidi è ottenuta mediante pompe, almeno una per ciascun propellente, e che in genere sono mosse da turbine.
  - è il sistema che dà prestazioni superiori per  $p_c$  elevate e cioè per motori con elevato impulso totale

In ogni caso nella progettazione del sistema di alimentazione andranno considerati, *condotti, valvole, ...*, e spesso anche i *serbatoi* in quanto le loro caratteristiche sono strettamente correlate al tipo di sistema di alimentazione.

### 18.4.1 Serbatoi

I serbatoi sono un componente molto importante degli endoreattori in quanto possono costituire gran parte della loro massa strutturale. Il numero e le caratteristiche dei serbatoi dipendono dal particolare tipo di endoreattore considerato. Per avere un'idea delle differenze si considerano i casi più generali. Nel caso di un monopropellente può essere sufficiente un solo serbatoio mentre in quello di bipropellente andranno considerati almeno due serbatoi distinti: uno per il combustibile l'altro per l'ossidante. A questi va aggiunto, un ulteriore serbatoio nel caso di endoreattori alimentati con un gas pressurizzante: il serbatoio che contiene quest'ultimo (§ 18.4.2).

I requisiti che devono soddisfare i serbatoi sono al solito minimo peso, compatibilità con i propellenti (problema che si può rivelare decisivo) e resistenza strutturale ai carichi cui sono soggetti e cioè peso e pressione dei liquidi o gas. In particolare risulta evidente che quanto maggiore è la pressione del liquido o gas stivato nel serbatoio tanto maggiore dovrà essere lo spessore delle pareti del serbatoio e quindi il suo peso.

Un ruolo importante è anche giocato dalla forma che non sempre è quella più conveniente in termini di peso. Infatti quest'ultima sarebbe a parità di pressione e volume quella sferica. Questa forma è però poco adatta per i veicoli che operano all'interno dell'atmosfera.

Si distinguono tre tipologie di serbatoi che si possono trovare negli endoreattori a propellente liquido:

#### Alta pressione (20 – 30 MPa)

Di solito sferici contengono il gas ad alta pressione che pressurizza i propellenti liquidi negli endoreattori alimentati a gas pressurizzante.

#### Media pressione (2 – 6 MPa)

Contengono i propellenti liquidi negli endoreattori con sistema di alimentazione a gas pressurizzante (la pressione dei liquidi nei serbatoi deve essere superiore a  $p_c$ ).

#### Bassa pressione (0.1 – 0.6 MPa)

Contengono i propellenti liquidi negli endoreattori con sistema di alimentazione a turbopompe (una leggera sovrappressione è necessaria per evitare problemi di cavitazione nelle pompe).

### 18.4.2 Sistema di alimentazione a gas pressurizzante

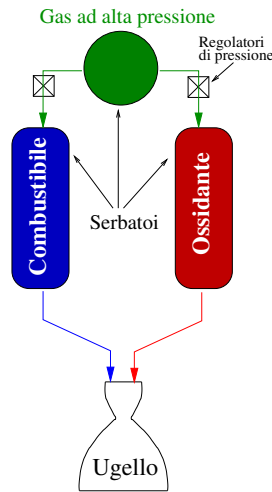
Il sistema di alimentazione a gas pressurizzante (vedi Fig. 18.9) è caratterizzato da un gas inerte stivato ad alta pressione che viene fatto fluire nei serbatoi del propellente liquido in modo controllato attraverso regolatori di pressione. In questo modo la pressione nei serbatoi di propellente viene mantenuta costante anche quando il propellente si consuma. La caratteristica principale di questo sistema di alimentazione è la sua semplicità, tuttavia il fatto che i liquidi siano mantenuti a pressioni elevate nei serbatoi rende questi serbatoi sempre più pesanti al crescere della  $p_c$  desiderata in camera di combustione. I gas più comunemente usati per la pressurizzazione dei propellenti liquidi sono:

**Aria.** Ha il vantaggio di essere economica e quindi viene usata quando non reagisce con il propellente.

**Azoto ( $N_2$ ).** Gas inerte, anch'esso facilmente disponibile. Può essere però usato con combustibili senza pericoli (in alcuni però è solubile:  $O_2, N_2O_4$ ).

**Elio ( $He$ ).** Gas inerte, più costoso. Il basso peso molecolare consente però di pressurizzare allo stesso modo la stessa quantità di propellente con una massa minore di gas pressurizzante.





**Figura 18.9:** Schema di sistema di alimentazione a gas pressurizzante per un bipropellente.

La quantità di gas pressurizzante da immagazzinare deve essere tale da garantire che all'ultimo istante di funzionamento, la pressione in camera di combustione sia ancora quella di progetto. Ciò equivale a dire che quando tutto il propellente è esaurito i serbatoi devono essere stati riempiti dal gas pressurizzante, ad una pressione  $p_p$  superiore a quella in camera di combustione. E' evidente che la massa aggiuntiva dovuta al sistema di alimentazione dipende in questo caso oltre che dalla pressione alla quale vengono mantenuti i propellenti nei serbatoi, anche dalla massa del gas pressurizzante e del suo serbatoio. Si può quindi fare una stima delle masse del sistema di alimentazione come segue. Si consideri per la semplicità il caso dell'endoreattore a monopropellente schematizzato in Fig. 18.10. Seguendo la schematizzazione di Fig. 18.10 si definiscono le seguenti masse:

$m_{g,i}$  = Massa di gas pressurizzante inizialmente presente nel serbatoio di gas;

$m_{g,f}$  = Massa di gas pressurizzante presente all'istante finale nel serbatoio di gas;

$m_{g,s}$  = Massa di gas pressurizzante presente all'istante finale nel serbatoio di propellente;

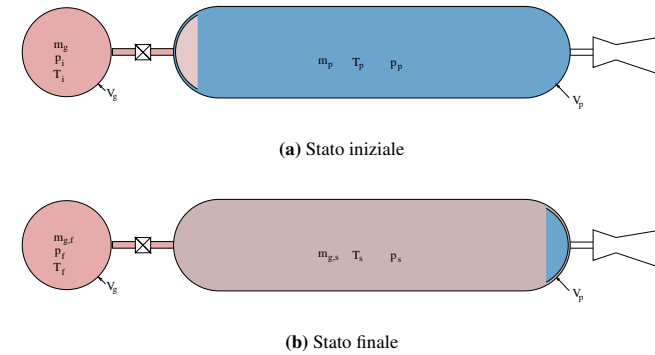
$$m_{g,i} = m_{g,f} + m_{g,s}$$

Il lavoro compiuto dal gas pressurizzante spingendo il propellente via dal serbatoio a pressione costante è pari alla pressione  $p_p$  per la variazione di volume ( $\mathcal{V}_p$  pari al volume del serbatoio di propellente), e, se si considera un sistema adiabatico, anche alla variazione di energia interna del gas:

$$E_{g,i} - (E_{g,f} + E_{g,s}) = p_p \mathcal{V}_p \quad (18.15)$$

dove  $E$  è l'energia interna del gas, data dal prodotto della massa di gas per l'energia interna specifica  $e$ , che nell'ipotesi di gas ideale può essere espressa come  $e = c_v T$ . Quindi:

$$m_{g,i} c_v T_i - (m_{g,f} c_v T_f + m_{g,s} c_v T_s) = p_p \mathcal{V}_p \quad (18.16)$$



**Figura 18.10:** Sistema Monopropellente

Si osserva che il gas all'istante finale, nel serbatoio di propellente occupa il volume  $\mathcal{V}_p$  ad una pressione  $p_p$ , e quindi  $p_p \mathcal{V}_p = R m_{g,s} T_s$ . Invece per quanto riguarda il gas nel serbatoio di gas pressurizzante si ha che  $\mathcal{V}_i = \mathcal{V}_f$  e quindi  $p_f/p_i = (m_{g,f} T_f)/(m_{g,i} T_i)$ . Sostituendo queste relazioni si ottiene:

$$c_v m_{g,i} T_i \left(1 - \frac{p_f}{p_i}\right) - c_v \frac{p_p \mathcal{V}_p}{R} = p_p \mathcal{V}_p \quad (18.17)$$

Ricordando che  $c_v = R/(\gamma - 1)$ , si ha il risultato:

$$m_{g,i} = m_g = \frac{p_p \mathcal{V}_p (1 + c_v/R)}{c_v T_i (1 - p_f/p_i)} = \frac{\gamma p_p \mathcal{V}_p}{R T_i (1 - p_f/p_i)} \quad (18.18)$$

Si osserva che la massa di gas pressurizzante, oltre ad essere proporzionale alla pressione del propellente nei serbatoi e al volume che essi occupano (e quindi alla massa di propellente stivato,  $m_p = \rho_p \mathcal{V}_p$ ), è direttamente proporzionale a  $\gamma$  e al peso molecolare  $\mathcal{M}$  (essendo  $R = \mathcal{R}/\mathcal{M}$ ). Di qui il vantaggio nell'utilizzo di elio come gas pressurizzante, in quanto i vantaggi dovuti al basso peso molecolare sono superiori allo svantaggio di avere  $\gamma$  più elevato (gas monoatomico,  $\gamma = 1.67$ ). Si osserva anche il vantaggio, dal punto di vista della massa di gas pressurizzante necessaria, di stivare il gas a pressioni elevate ( $m_g$  diminuisce con  $p_i$ ). Tuttavia elevati valori di  $p_i$  comportano anche un aumento dello spessore delle pareti del serbatoio di gas (la cui superficie però si riduce per la riduzione del volume di gas).

Poiché stivare il propellente e il gas pressurizzante a determinate pressioni ha conseguenze sullo spessore minimo dei materiali che costituiscono i serbatoi e quindi sulla massa del sistema di alimentazione, per una corretta valutazione di quest'ultima occorre quindi anche considerare le masse dei serbatoi. Per fare questo si può determinare lo spessore minimo  $d$  dalle formule di Mariotte, che lo esprimono in funzione della tensione massima ammissibile del materiale  $\sigma$  della pressione del serbatoio  $p$  e del raggio  $r$  della sfera (o della sezione trasversale del cilindro):

$$\begin{cases} d = n_s p r / (2\sigma) & \text{serbatoio sferico} \\ d = n_s p r / (\sigma) & \text{serbatoio cilindrico} \end{cases} \quad (18.19)$$

dove  $n_s > 1$  è un coefficiente di sicurezza (è pari ad 1 se si considera la pressione di rottura anziché la pressione effettiva all'interno del serbatoio). La massa di un serbatoio sferico si può dunque scrivere:

$$m_s = \rho_s A_t d = 4\pi r^2 \rho_s d = \frac{4\pi r^3 \rho_s n_s p}{2\sigma} = \frac{3\rho_s n_s p \mathcal{V}}{2\sigma} \quad (18.20)$$

dove  $A_t$  è l'area della superficie del serbatoio (superficie laterale della sfera),  $\rho_s$  la densità del materiale che lo costituisce e  $\mathcal{V}$  il volume. Per serbatoi cilindrici la relazione è analoga tranne per il fatto che, anziché il fattore  $(3/2)$  c'è un fattore 2. Per il serbatoio di gas pressurizzante, osservando che  $p_i \mathcal{V}_i = m_g R T_i$ , si ha:

$$m_{s,g} = m_g R T_i \frac{3\rho_s n_s}{2\sigma} \quad (18.21)$$

Per il serbatoio di propellente (se sferico) si ha:

$$m_{s,p} = p_p \mathcal{V}_p \frac{3\rho_s n_s}{2\sigma} \quad (18.22)$$

Quindi la massa totale del sistema di alimentazione (del sistema monopropellente considerato, e nell'ipotesi che i serbatoi siano entrambi sferici) è  $\propto \mathcal{V}_p p_p$ :

$$m_{tot} = m_g + m_{s,g} + m_{s,p} = \left[ \left( \frac{1}{R T_i} + \frac{3 n_s \rho_s}{2 \sigma_s} \right) \frac{\gamma}{1 - p_f/p_i} + \frac{3 n_s \rho_s}{2 \sigma_s} \right] \mathcal{V}_p p_p \quad (18.23)$$

Il sistema a gas pressurizzato è impiegato per la sua semplicità in motori il cui obiettivo è quello di fornire piccole brevi e ripetute spinte (endoreattori a gas freddo, a monopropellente e a bipropellente liquido).

### 18.4.3 Sistema di alimentazione a turbopompe

Si è visto che un sistema di alimentazione semplice è quello a gas pressurizzante. La ragione per l'introduzione di un diverso sistema di alimentazione, quello a turbopompe, più complicato, risiede nel fatto che la massa del sistema di alimentazione a gas pressurizzante è proporzionale alla pressione nei serbatoi (indicata con  $p_p$ ), a sua volta proporzionale alla pressione in camera di combustione. Se si desiderano spinte elevate, e quindi  $p_c$  elevata, il sistema a gas pressurizzante è limitato dall'aumento della massa inerte (dei serbatoi). Questo limite diventa importante soprattutto quando si considerano propulsori con elevato impulso totale (si ricorda infatti  $m_s \propto m_p p_p$ ). Seguendo allora il principio sfruttato nel ciclo turbogas dove dell'energia di combustione viene utilizzata per comprimere il fluido propulsivo a monte della combustione, è stato introdotto il sistema di alimentazione a turbopompe, dove parte dell'energia del processo di combustione (o energia prelevata da altre sorgenti) è sfruttata per pressurizzare i propellenti. In questo modo si possono realizzare serbatoi leggeri, in quanto i propellenti vengono posti in pressione a valle dei serbatoi, anche con valori elevati della pressione in camera di combustione. Si osserva che essendo i propellenti allo stato liquido il lavoro di compressione è di gran lunga inferiore a quello necessario a comprimere un gas. Quindi il concetto di sistema di alimentazione a turbopompe è quello di sfruttare parte dell'energia del processo di combustione (o di prelevarla da altre sorgenti) per pressurizzare i propellenti. Questo consente da una parte di avere serbatoi leggeri in cui il liquido può stare a bassa pressione, e dall'altra di avere la possibilità di regolare il valore della  $p_c$  in camera, cosa meno facile coi sistemi a gas pressurizzato. Il confronto dell'aumento della massa del

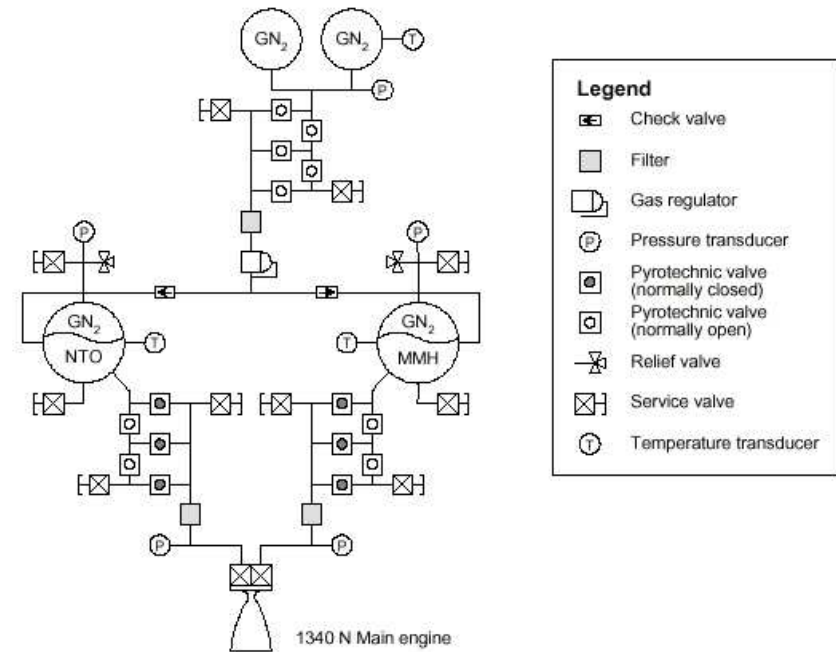


Figura 18.11: Sistema bipropellente alimentato a gas pressurizzante della sonda Mariner 9.

sistema di alimentazione con la pressione in camera di combustione per i due sistemi di alimentazione, è mostrato qualitativamente in Fig. 18.12 per diversi valori della massa di propellente  $m_p$ .

Il principio di funzionamento del sistema di alimentazione a turbopompe è dunque il seguente: i propellenti liquidi passano attraverso una o più pompe dove vengono pressurizzati prima di essere iniettati nella camera. L'energia viene fornita alla pompa da una turbina mossa dall'espansione di un gas caldo, che può essere ottenuto in diversi modi. Il gruppo costituito dalla turbina e dalla pompa (turbopompa) può essere realizzato con diverse configurazioni. In particolare, si hanno due classi principali:

- **CICLO APERTO:** Il gas di scarico della turbina è iniettato nel divergente a bassa pressione oppure espulso separatamente (turbina in parallelo con la camera di combustione).
- **CICLO CHIUSO:** Il gas di scarico della turbina è iniettato nella camera di combustione (turbina in serie con la camera di combustione).

Come illustrato in Fig. 18.14 si possono avere diverse configurazioni. Sia nei cicli aperti che in quelli chiusi si può aver un'unica turbina che muove due pompe sullo stesso albero (eventualmente con dei riduttori) o una turbina per ciascuna pompa. In quest'ultimo caso le turbine possono essere mosse dallo stesso gas. Ci possono essere più pompe per ogni propellente (per esempio viene aggiunta una pompa a bassa velocità e prevalenza per evitare cavitazione). Possono essere fatte diverse scelte per il

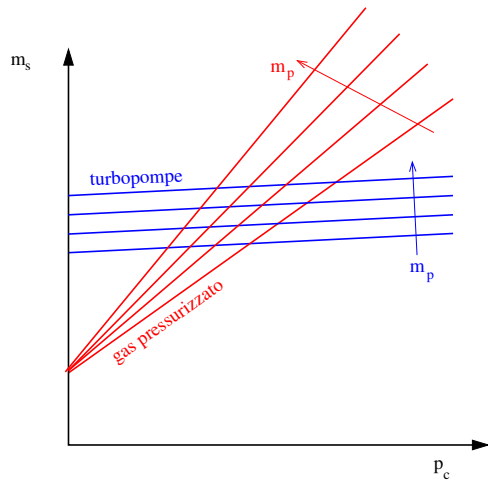


Figura 18.12: Confronto qualitativo tra la massa di alimentazione a gas pressurizzante e a turbopompe.

gas che muove la turbina: il combustibile energizzato dal raffreddamento delle pareti dell'ugello, oppure gas direttamente spillato dalla camera di combustione, oppure ancora gas generato separatamente in un apposito componente detto generatore di gas (o precombustore in alcuni casi). In quest'ultimo caso il gas può essere generato sia dai propellenti stessi, sia da propellenti specifici, come ad esempio un monopropellente o un propellente solido.

E' stato visto che per una turbina si può scrivere la potenza generata come pari a:

$$\dot{L}_T = \dot{m}_T \eta_T c_p T_0 \left[ 1 - \left( \frac{p_{T,e}}{p_{T,i}} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] \tag{18.24}$$

Tale potenza muoverà le pompe dei propellenti, e quindi nel caso di una pompa per ciascun propellente, si ha

$$\dot{L}_{P,F} = \frac{\dot{m}_F}{\eta_F} \left( \frac{\Delta p_F}{\rho_F} \right) \quad \dot{L}_{P,O} = \frac{\dot{m}_O}{\eta_O} \left( \frac{\Delta p_O}{\rho_O} \right) \tag{18.25}$$

avendo ricordato che anche per una pompa si può scrivere  $\dot{L} = \dot{m} \Delta h$  e che, per un fluido incompressibile isentropico, da  $T ds = dh - dp/\rho$  si ottiene  $\Delta h = \Delta p/\rho$ . In condizioni di funzionamento stazionario deve essere  $\dot{L}_T = \dot{L}_P$  per ciascun gruppo turbina pompa. Ovviamente ciò deve essere ottenuto con gli organi rotanti montati sullo stesso albero o su alberi diversi collegati da un riduttore e quindi ci sarà anche una relazione tra i numeri di giri  $N_T$  e  $N_P$ .

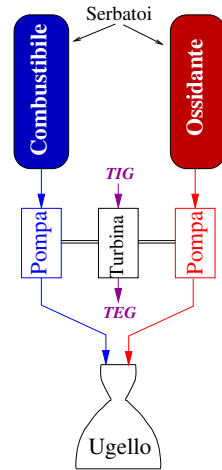


Figura 18.13: Schema di un endoreattore a propellente liquido con sistema di alimentazione a turbopompe.

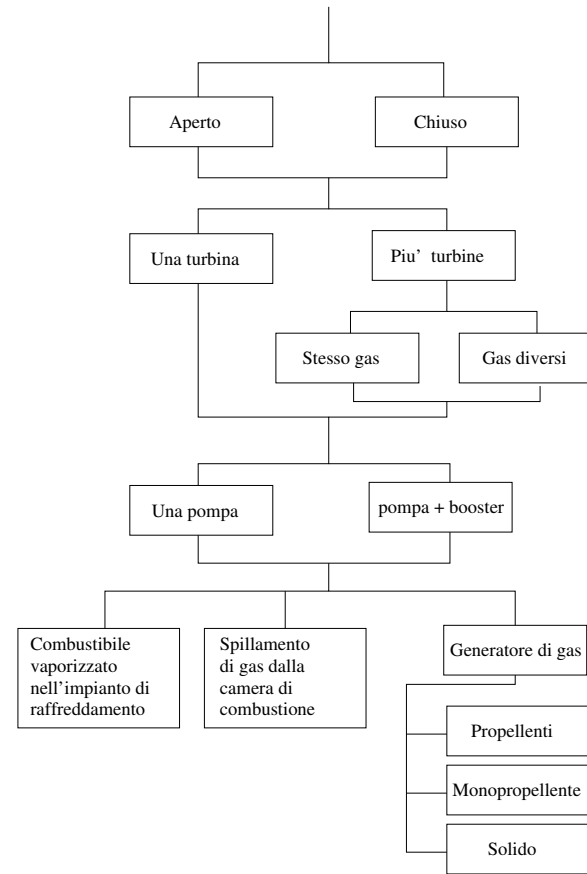
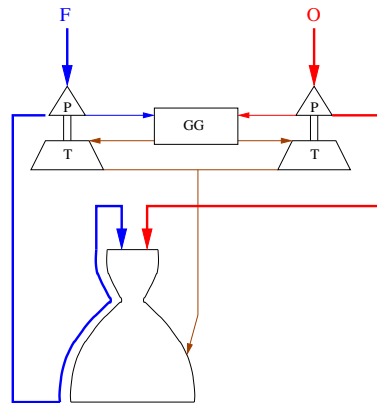


Figura 18.14: Possibili configurazioni di sistemi di alimentazione a turbopompe.

Ciclo a Generatore di Gas (Aperto)

Nel ciclo a generatore di gas, la turbina è mossa dall'espansione di un gas prodotto dalla combustione di un propellente solido o di un monopropellente o degli stessi propellenti impiegati per il sistema propulsivo principale. Questo gas a valle dell'espansione in turbina viene espulso separatamente oppure iniettato nel divergente dell'ugello (in una regione in cui la pressione è quindi sensibilmente più bassa che in camera di combustione). Lo schema illustrato in Fig. 18.15 si riferisce al caso in cui gli stessi propellenti vengono utilizzati nel generatore di gas e nella camera di combustione principale. Dopo essere stati pressurizzati dalle pompe (P), parte dei propellenti liquidi anziché andare direttamente (od eventualmente dopo essere stato utilizzato per raffreddare la camera di spinta) in camera di combustione viene inviato nel generatore di gas. Il generatore di gas (GG) è una camera di combustione in cui



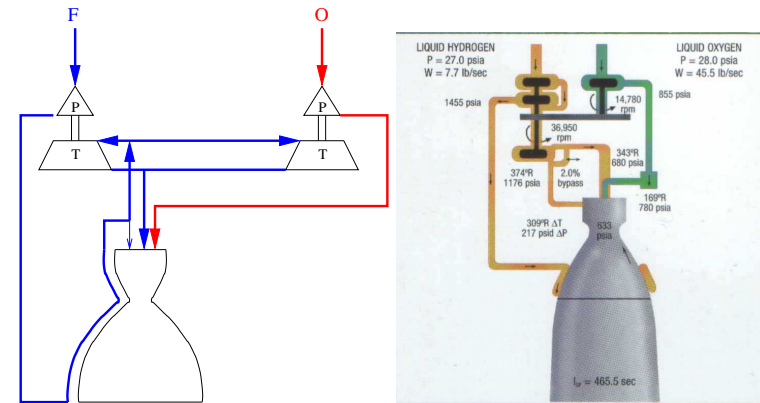


**Figura 18.15:** Schema di sistema di alimentazione a turbopompe con ciclo a generatore di gas (TEG=Turbine Exhaust Gas).

i propellenti sono presenti in frazioni tali da avere una temperatura all'uscita compatibile con quella massima ammissibile dalle turbine. Diversamente dal caso aeronautico in questo caso si accettano anche rendimenti bassi e palette non raffreddate allo scopo di ridurre al massimo il peso delle turbopompe. Per questa ragione la temperatura dei gas all'ingresso in turbina dovrà essere  $T \approx 900 \div 1400K$ , e ciò sarà ottenuto quindi con rapporti di miscela diversi da quelli richiesti nella camera di combustione principale. Trattandosi di un ciclo aperto è disponibile teoricamente un rapporto di pressione in turbina pari a quello che si ha tra camera e sezione di efflusso dell'ugello (almeno). Con tali rapporti di pressione si possono ottenere potenze elevate anche con portate di propellente molto più piccole di quelle elaborate dalle pompe (si tratta in genere dell'1-5% di  $\dot{m}_p$ ). Tra le proprietà di questo ciclo vanno ricordate semplicità, ampia possibilità di regolazione con piccole variazioni di portata, limite nelle prestazioni dovuto al cattivo sfruttamento del propellente utilizzato dal generatore di gas.

### Ciclo Expander (Chiuso)

Il ciclo *expander* è illustrato schematicamente in Fig. 18.16. In questo caso non è presente un generatore di gas ma il gas viene ottenuto attraverso il riscaldamento del propellente impiegato come refrigerante della camera di spinta. Nell'esempio (come accade di frequente nelle applicazioni) è il combustibile ad essere impiegato come refrigerante e quindi come gas che espande in turbina. Rispetto al ciclo a generatore di gas bisognerà considerare che il rapporto di pressione utilizzabile in turbina sarà limitato dal fatto che il gas dopo essere stato elaborato in turbina dovrà essere immesso in camera di combustione (ciclo chiuso). Quindi per ottenere  $p_c$  sufficientemente elevate bisognerà utilizzare turbine con piccoli rapporti di pressione ed elevate portate. Ad esempio in cicli expander in cui il combustibile e refrigerante è l'idrogeno, dall'85% al 95% dell'idrogeno va in turbina. Si tratta di un ciclo semplice (affidabile) ma limitato nella pressione massima che può permettere di realizzare in camera di combustione (fino a 7 MPa). Il limite è nel calore che può essere assorbito nel circuito di raffreddamento. Come tutti i cicli chiusi, il ciclo expander permette i massimi valori di  $I_{sp}$  (il propellente va tutto in camera di combustione).



**Figura 18.16:** Schema di sistema di alimentazione a turbopompe con ciclo *expander* ed esempio applicativo (motore di stadio superiore LOX/LH2 del lanciatore Atlas).

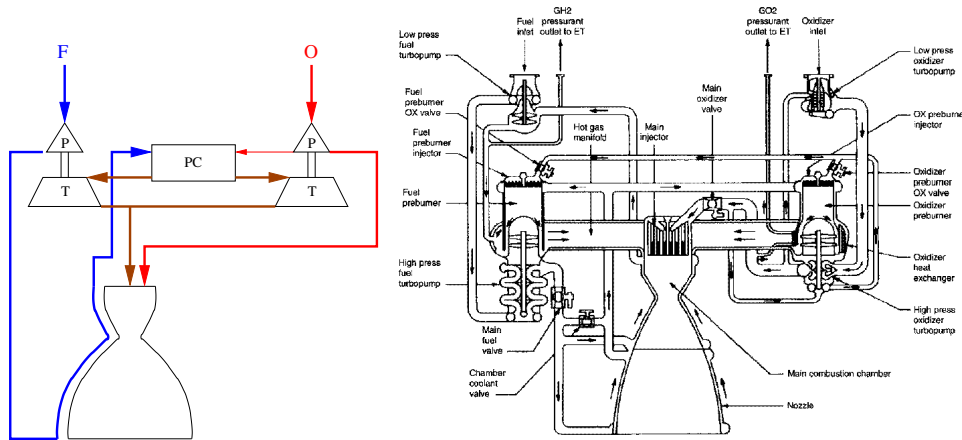
### Ciclo *staged combustion* (Chiuso)

Il ciclo *staged combustion* (ciclo a combustione stadiata o ciclo a precombustione) è simile al ciclo a generatore di gas, con la caratteristica però che in questo caso il gas che esce dalla turbina viene immesso in camera di combustione anziché essere espulso separatamente. Per questa ragione la camera di combustione dove parte dei propellenti viene bruciata per ottenere la potenza in turbina viene detta in questo caso precombustore (lo stesso propellente passa attraverso precombustore e camera di combustione principale). Come nel caso del ciclo expander, essendo il ciclo chiuso il rapporto di pressione che può essere elaborato in turbina è limitato dal dover introdurre i gas in un ambiente ad alta pressione (la camera di combustione). Di conseguenza anche in questo caso sono richieste portate elevate in turbina. Rispetto al caso del generatore di gas una portata di propellenti molto più elevata passerà quindi per precombustore e turbina, anche se, dovendo essere il rapporto di miscela diverso nel precombustore e nella camera di combustione a causa della massima temperatura ammissibile in turbina, una parte dei propellenti andrà direttamente in camera di combustione ad esempio nello schema illustrato in Fig. 18.17 tutto il combustibile e solo parte dell'ossidante vanno nel precombustore, (PC). Con questo ciclo si possono ottenere pressioni in camera di combustione molto elevate (p.es. 20 MPa per il motore principale dello Space Shuttle) ed è quello che fornisce i massimi valori di impulso specifico. Va sottolineato però che ciò è ottenuto al costo della complicazione del sistema dovuta soprattutto alle alte pressioni presenti in tutte le tubazioni e nelle turbopompe.

## Domande di verifica

**18.1** Quali sono le parti principali che compongono un endoreattore a propellente liquido?

**18.2** Quali sono i vantaggi dell'impiego di elio come gas pressurizzante (p.es. rispetto all'azoto) e quali gli svantaggi?



**Figura 18.17:** Schema di sistema di alimentazione a turbopompe con ciclo *staged combustion* ed esempio applicativo (motore principale LOX/LH<sub>2</sub> dello Space Shuttle).

- 18.3** Qual'è la differenza tra sistema bipropellente e sistema monopropellente?
- 18.4** Qual'è la differenza tra sistemi criogenici e immagazzinabili?
- 18.5** Cosa si intende per propellenti ipergolici?
- 18.6** Indicare almeno due tipi diversi di ossidanti usati negli endoreattori a propellente liquido.
- 18.7** Indicare almeno due tipi diversi di combustibili usati negli endoreattori a propellente liquido.
- 18.8** Qual'è il più comune monopropellente?
- 18.9** Indicare alcune tra le più comuni combinazioni di combustibile e ossidante utilizzate per gli endoreattori a propellenti liquidi.
- 18.10** Perché vengono utilizzati rapporti di miscela diversi da quello stechiometrico?
- 18.11** In endoreattori ad ossigeno e idrogeno liquidi la miscela viene realizzata ricca, stechiometrica o povera?
- 18.12** Cos'è la lunghezza caratteristica di una camera di combustione? da quali proprietà dipende?
- 18.13** Indicare alcuni gas utilizzati come pressurizzanti.
- 18.14** Quali sono le differenze tra sistemi di alimentazione a gas pressurizzante e sistemi di alimentazione a turbopompe?
- 18.15** Descrivere il funzionamento di un endoreattore a propellente liquido alimentato a turbopompe.

- 18.16** Descrivere il funzionamento di un endoreattore a propellente liquido alimentato a gas pressurizzante.
- 18.17** Quando conviene utilizzare un sistema a turbopompe rispetto ad un sistema a gas pressurizzante?
- 18.18** Quali sono le differenze tra ciclo chiuso e ciclo aperto in un sistema di alimentazione a turbopompe?

## Esercizi svolti

- 18.1** Calcolare la massa del sistema di alimentazione, inclusiva della massa dei serbatoi e del gas pressurizzante, di un motore bipropellente a monometilidrazina e tetrossido di azoto operante nel vuoto. Il sistema propulsivo deve essere in grado di fornire  $\Delta V = 2700$  m/s (inserimento in orbita marziana) rimanendo con una massa finale  $m_f = 1000$  kg. Dimensionare anche gli ugelli (calcolo di  $A_e$  e  $A_t$ ) che forniscono l'espansione del gas, sapendo che il sistema propulsivo è costituito da 4 ugelli, ciascuno con una spinta di 1334 N, e i serbatoi (calcolo del diametro) aventi tutti forma sferica, sapendo che il volume di combustibile e ossidante utilizzati è lo stesso. Sono note le seguenti caratteristiche:

- Camera di spinta:
  - $p_c = 2.04$  MPa;
  - $p_e = 22.6$  kPa;
  - $\gamma = 1.4$  ( $\Gamma = 0.656$ );
  - $I_{sp,vac} = 312$  s;
- Gas pressurizzante (elio):
  - $\gamma = 1,67$ ;
  - $p_i = 27.21$  MPa (pressione iniziale nel serbatoio di gas);
  - $p_f = 3.741$  MPa (pressione finale nel serbatoio di gas);
  - $T_i = 300$  K (temperatura iniziale nel serbatoio di gas);
- Propellenti:
  - $p_p = 2.721$  MPa (pressione dei propellenti nei serbatoi);
  - $\rho_F = 0.88$  g/cm<sup>3</sup>;
  - $\rho_O = 1.45$  g/cm<sup>3</sup>;
- Serbatoi (tutti in Titanio):
  - $p_{i,max} = n_{s,i} p_i = 34.014$  MPa (pressione di rottura serbatoio di gas pressurizzante);
  - $p_{p,max} = n_{s,p} p_p = 3.265$  MPa (pressione di rottura serbatoi di propellenti);
  - $\sigma = 0.68$  GPa (carico di rottura serbatoi);
  - $\rho_s = 4430$  kg/m<sup>3</sup> (densità Titanio);

**SOLUZIONE**

Calcolo di  $m_p$ ,  $m_o$ ,  $m_f$ ,  $\mathcal{V}_F$ ,  $\mathcal{V}_O$ ,  $O/F$ :

Dall'eq. di Tsolkowski:

$$\Delta V = g_0 I_{sp} \ln K_m \rightarrow K_m = 2.417$$

Essendo  $m_j = 1000$  kg si ha  $m_0 = 2417$  kg (massa iniziale complessiva)

quindi  $m_p = 1417$  kg.

Poiché  $\mathcal{V}_O = \mathcal{V}_p \Rightarrow m_p/\rho_p = m_o/\rho_o$ :

quindi  $O/F = \rho_o/\rho_p = 1.648$

$m_p = m_o + m_f = (O/F + 1)m_f \Rightarrow m_f = 535$  kg e  $m_o = 882$  kg

Quindi  $\mathcal{V}_O = \mathcal{V}_p = m_o/\rho_o = 0.608$  m<sup>3</sup>

Calcolo di massa e volume di gas pressurizzante:

Ricordiamo  $m_g = \frac{\gamma p_p \mathcal{V}_p}{RT_i(1 - p_i/p_i)}$  dove per  $\mathcal{V}_p = \mathcal{V}_O + \mathcal{V}_F$  essendo  $p_p$  uguale per i due propellenti.

Si ottiene:  $m_g = 10.27$  kg e

$$\mathcal{V}_g = m_g RT_i / p_i = 0.235$$
 m<sup>3</sup>

Calcolo della massa dei serbatoi e massa totale del sistema di alimentazione.

Per un serbatoio sferico si ha:

$$m_s = \rho_s A_t d = \frac{3}{2} \frac{\rho_s n_s p \mathcal{V}}{\sigma} = \left( \frac{3}{2} \frac{\rho_s}{\sigma} \right) p_{max} \mathcal{V}$$

Essendo tutti i serbatoi sferici e costituiti dallo stesso materiale il termine tra parentesi è comune a tutti e tre i serbatoi e pari a  $(3 \rho_s)/(2\sigma) = 9.772$  kg m<sup>-3</sup> MPa<sup>-1</sup>

Per calcolare la massa dei serbatoi basta dunque conoscere  $\mathcal{V}$  e  $p_{max}$  e quindi:

- Gas pressurizzante:  $p_{max} = 34.014$  MPa e  $\mathcal{V} = 0.235$  m<sup>3</sup>  $\rightarrow m_{sg} = 78.1$  kg;
- Combustibile:  $p_{max} = 3.265$  MPa e  $\mathcal{V} = 0.608$  m<sup>3</sup>  $\rightarrow m_{sf} = 19.4$  kg;
- Ossidante:  $p_{max} = 3.265$  MPa e  $\mathcal{V} = 0.608$  m<sup>3</sup>  $\rightarrow m_{so} = 19.4$  kg;

Quindi la massa complessiva del sistema di alimentazione è:

$$m_{sd} = m_{sg} + m_{sf} + m_{so} + m_g = 127.2$$
 kg

Dimensionamento dell'ugello: calcolo di  $A_e$  e  $A_t$ :

Sapendo che  $\gamma = 1.24$  e  $p_c/p_e = 1604$  si ottiene  $M_e = 5.14$  e di conseguenza applicando la legge delle aree  $A_e/A_t = 90$  e dall'espressione di  $C_F$  nel vuoto in funzione di  $\gamma$ ,  $p_c/p_e$  e  $A_e/A_t$  si ha  $C_{F,vac} = 1.895$ .

Si può allora calcolare  $A_t = F_{vac}/(p_c C_{F,vac}) = 3.45 \cdot 10^{-4}$  m<sup>2</sup>

Quindi  $D_t = 21$  mm e  $D_e = 199$  mm.

Dimensionamento serbatoi: Si calcola il diametro dal volume della sfera

$$D_{sg} = 2 \sqrt[3]{3\mathcal{V}_g/(4\pi)} = 766$$
 mm

$$D_{so} = 2 \sqrt[3]{3\mathcal{V}_O/(4\pi)} = 1051$$
 mm

$$D_{sf} = 2 \sqrt[3]{3\mathcal{V}_F/(4\pi)} = 1051$$
 mm

## Bibliografia

- [1] M. Di Giacinto. *Dispense del corso di Endoreattori*. Università di Roma “La Sapienza”, Roma.
- [2] P. G. Hill and C. R. Peterson. *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*. Addison-Wesley Publishing Company, Inc., Reading, MA, USA, second edition, 1992.
- [3] R. W. Humble, G. N. Henry, and W. J. Larson. *Space Propulsion Analysis and Design*. The McGraw-Hill Companies, Inc., New York, NY, USA, 1995.
- [4] G. P. Sutton. *Rocket Propulsion Elements*. John Wiley & Sons, Inc., New York, NY, USA, sixth edition, 1992.