

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI NAPOLI FEDERICO II
DIPARTIMENTO DI SCIENZA E INGEGNERIA DELLO SPAZIO

**Esercitazioni del corso di:
Propulsione Aerospaziale**

Professoressa: A. Russo Sorge

Esercitazione n°01:
**Progetto di massima di un endoreattore a propellenti liquidi
conservabili**

Studente: Petrosino Francesco
Matricola: 347/680

1. Scopi dell'esercitazione

Il razzo a propellenti liquidi è un tipo di razzo chimico in cui i propellenti sono contenuti e immessi in camera di combustione allo stato liquido. I requisiti richiesti nella progettazione preliminare del razzo sono i seguenti:

- Ossidante : acido nitrico HNO_3
- Combustibile : anilina $\text{C}_6\text{H}_5\text{NH}_2$
- Rapporto di miscelamento: $r = 2.75$
- Pressione in camera: $p_0 = 20 \text{ atm}$
- Pressione atmosferica: $p_a = 1 \text{ atm}$
- Spinta: $S = 4500 \text{ N}$
- Δp iniettore: $\Delta p = 5.5 \text{ atm}$
- Temperatura di combustione: $T_0 = 3000 \text{ K}$
- Peso molecolare medio: $\bar{m} = 11.2 \frac{\text{kg}}{\text{kmol}}$
- Impulso specifico ideale: $I_{sp} = 220 \text{ sec}$
- Rapporto dei calori specifici: $\gamma_m = 1.2$

2. Dimensionamento del sistema di alimentazione

Il sistema di alimentazione ha il compito di iniettare i propellenti in camera di combustione. I due sistemi maggiormente usati sono i seguenti:

- Sistema a pressurizzazione
- Sistema a turbopompe

Il sistema di alimentazione a turbopompe, usato per razzi grandi ad alte spinte ed elevati tempi di funzionamento, è caratterizzato da un sistema di pompe mosse da turbine. Le turbine a loro volta sono alimentate da un generatore di gas. Il sistema di alimentazione a turbopompe ha dunque parti in movimento soggette ad eventuali rotture, inoltre il generatore di gas che muove le turbine, ha bisogno di un sistema di alimentazione che accresce notevolmente la complessità e il peso della struttura. Se non è previsto un elevato tempo di funzionamento del razzo, è preferibile scegliere un sistema di alimentazione più semplice e leggero, come quello a pressurizzazione.

Il sistema a pressurizzazione mediante gas freddi compressi consiste in un serbatoio di gas freddo sotto pressione collegato mediante condotti e valvole di regolazione per la pressione ai serbatoi di ossidante e di combustibile. La bombola di gas deve portare ciascun propellente alla pressione:

$$p = p_{cc} + \Delta p_{in} + \Delta p_{pc}$$

dove p_{cc} rappresenta la pressione in camera di combustione, Δp_{in} il salto di pressione attraverso l'iniettore e Δp_{pc} le perdite di carico. Per progettare il sistema bisogna determinare la massa di gas sotto pressione necessaria per il funzionamento fino al totale svuotamento dei serbatoi dei propellenti. Considerando il processo adiabatico ed applicando l'equazione di conservazione dell'energia fra l'istante iniziale e quello finale del processo di pressurizzazione si ottiene:

$$M_i = \gamma \left(\frac{p_s V_s}{RT_i} \right) \frac{1}{1 - \frac{p_f}{p_i}}$$

dove M_i è proprio la massa di gas iniziale contenuta nel serbatoio. La pressione finale del gas nella bombola p_f è data da $p_f = p_s + \Delta p$, dove p_s è la pressione finale del gas nei serbatoi dei propellenti e Δp il salto di pressione attraverso gli iniettori (che al limite può essere nullo). La massa iniziale di gas dipende quindi direttamente dal volume del serbatoio e inversamente dalla temperatura T_i . In fase di progetto vengono fissati i valori di p_s e V_s , si sceglie il gas pressurizzante e si cercano i valori ottimi di massa e pressione iniziale nel serbatoio. È conveniente scegliere un valore elevato

di p_i per ottenere la minima massa iniziale possibile. Il guadagno sulla massa iniziale è talmente forte da rendere trascurabile l'aumento di spessore delle pareti della bombola.

3. Dimensionamento dell'iniettore

L'iniettore ha il compito di inviare il propellente in camera di combustione nelle condizioni ottimali per la reazione chimica con l'altro propellente. Per moto unidimensionale e fluido incompressibile, dall'equazione di Bernoulli si ricava la velocità di iniezione ideale:

$$V_i = \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho}}$$

Poiché in realtà il flusso non è unidimensionale, tale velocità va moltiplicata per un coefficiente di efflusso c_D funzione della geometria, del salto di pressione, della pressione in camera di combustione, della temperatura e del propellente.

Per effettuare il proporzionamento degli iniettori è necessario conoscere la portata totale dei propellenti e le portate di combustibile e ossidante. Si ha infatti:

$$A_t = \frac{\dot{m}_t}{\rho V}$$

dove A_t è l'area totale dell'iniettore. Saranno poi stabiliti il numero dei fori e l'area di ognuno di essi mediante le relazioni:

$$A_{oss} = \frac{\dot{m}_{oss}}{\rho_{oss}(V_i)_{oss}} \quad A_{comb} = \frac{\dot{m}_{comb}}{\rho_{comb}(V_i)_{comb}}$$

Con i dati assegnati è possibile determinare le portate di ossidante e combustibile. Si ha infatti:

$$\dot{m}_{oss} = \frac{r}{r+1} \dot{m} \quad \dot{m}_{comb} = \frac{1}{r+1} \dot{m}$$

Dall'espressione della spinta e dell'impulso specifico possiamo determinare il valore della portata totale. Sappiamo che $S = \dot{m}c$ e che $I_{sp} = \frac{c}{g_0}$, dove $g_0 = 9.81 \frac{m}{sec^2}$ è l'accelerazione di gravità a

livello del mare.

Dall'espressione dell'impulso specifico si ricava il valore della velocità di efflusso

$c = I_{sp} \cdot g_0 = 2158 \frac{m}{sec}$, e sostituendo tale valore nell'espressione della spinta si ottiene il valore

della portata totale $\dot{m} = \frac{S}{c} = 2.085 \frac{kg}{sec}$.

A questo punto è possibile calcolare le portate di ossidante e di combustibile:

$$\dot{m}_{oss} = 1.529 \frac{kg}{sec} \quad \dot{m}_{comb} = 0.556 \frac{kg}{sec}$$

4. Dimensionamento del sistema di accensione

Il sistema di accensione verrà scelto in base al tipo di propellenti usati. Se infatti i propellenti sono ipergolici, sarà sufficiente costruire gli iniettori in maniera tale che i getti dei due propellenti si incontrino sotto un angolo tale da poter reagire immediatamente. Se invece i propellenti non sono ipergolici sarà necessario scegliere un sistema di accensione ausiliario (resistenza elettrica, cartuccia di esplosivo ecc...) che porti i propellenti alla temperatura alla quale cominciano a reagire. Il ritardo all'accensione non deve superare i millesimi di secondo, per evitare l'accumulo di propellente in camera di combustione.

5. Dimensionamento della camera di combustione

In camera di combustione avviene la reazione chimica tra ossidante e combustibile. La combustione, che avviene in fase gassosa, può essere distribuita o ritardata a seconda che i propellenti siano o meno ipergolici. La camera deve essere dimensionata in modo tale da permettere ai propellenti di miscelarsi, evaporare e bruciare completamente. Il volume della camera di combustione deve essere inoltre scelto tenendo conto di questi fattori:

- il prodotto tra flusso termico medio e superficie esposta della camera deve essere minimo;
- l'incidenza sul peso della struttura deve essere la minima possibile;
- non devono verificarsi fenomeni di risonanza;

Indicando con V_{cc} il volume della camera di combustione, con \dot{m} la portata, con $\bar{\rho}_0$ la densità media della miscela e con τ_p il tempo di permanenza in camera, si ha :

$$\tau_p = \frac{\bar{\rho}_0 V_{cc}}{\dot{m}} \quad \text{dove} \quad \dot{m} = \frac{p_0 A_{cr}}{c^*}$$

Dal nomogramma G.P.Russo, noto il rapporto $p_0/p_a = 20$, ricaviamo il coefficiente di spinta caratteristico c_f^0 ed il rapporto $\varepsilon = A_u/A_{cr}$ tra la sezione di uscita dell'ugello e la sua area di gola:

$$\frac{p_0}{p_a} = 20, \quad \gamma = 1.2 \Rightarrow c_f^0 = 1.6, \quad \varepsilon = \frac{A_u}{A_{cr}} = 3$$

Calcoliamo l'area critica: $S = \dot{m} c = c_f^0 p_0 A_{cr} \Rightarrow A_{cr} = \frac{S}{c_f^0 p_0} = 0.0014 \text{ m}^2$.

L'area di uscita è: $A_u = \frac{A_u}{A_{cr}} A_{cr} = 0.0042 \text{ m}^2$.

Possiamo porre $\tau_p = \tau_\gamma$, dove τ_γ è il tempo caratteristico delle reazioni chimiche che deve essere $2 \cdot 10^{-3} \leq \tau_\gamma \leq 7 \cdot 10^{-3}$. Sostituendo l'espressione della portata e ponendo $\tau_\gamma = 4 \cdot 10^{-3}$ si ottiene :

$$\tau_r = \frac{\bar{\rho}_0 L^* A_{cr} c^*}{p_0 A_{cr}}$$

da cui si ottiene:

$$L^* = \sqrt{RT_0} \tau_r \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$$

Nel caso in esame si ha dunque:

$$L^* = \sqrt{\frac{8.31 \cdot 10^3}{11.2}} \cdot 3000 \cdot 4 \cdot 10^{-3} \cdot \sqrt{1.2 \cdot \left(\frac{2}{2.2} \right)^{0.2}} = 3.65 \text{ m} \Rightarrow V_{cc} = L^* A_{cr}$$

Le dimensioni reali della camera di combustione si determinano una volta noto il numero di Mach all'ingresso dell'ugello. Per minimizzare la perdita di pressione di ristagno in camera, deve essere sia il numero di Mach $\ll 1$ sia il flusso di massa molto piccolo, come si evince dall'analisi della curva di Rayleigh nel piano T-s. Ipotizziamo un valore del numero di Mach all'ingresso dell'ugello pari a 0.1; dalle tabelle del flusso isoentropico (tratte dagli appunti del corso di Gasdinamica, valide per $\gamma = 1.4$), determiniamo il rapporto delle aree, la sezione della camera di combustione e la sua lunghezza:

$$\frac{A_{cc}}{A_{cr}} = 5.82 \Rightarrow A_{cc} = 0.0082 \text{ m}^2 \Rightarrow L = L^* \frac{A_{cr}}{A_{cc}} = 0.63 \text{ m}.$$

Infine si ha: $V_{cc} = 0.0052 \text{ m}^3$.

La forma della camera di combustione è cilindrica con fondi emisferici.

6. Dimensionamento dell'ugello

L'ugello è il generatore di spinta, in esso avviene la conversione di energia termica in energia cinetica. Ricordiamo l'espressione della spinta S:

$$S = p_0 A_{cr} \sqrt{1 - \left(\frac{p_u}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \cdot \sqrt{\gamma} \cdot \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \cdot \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} + (p_u - p_a) A_u$$

Si ha inoltre $S = c_F p_0 A_{cr}$ dove c_F rappresenta il coefficiente di spinta. In condizioni di efflusso corretto, si ha $p_u = p_a$ e il coefficiente di spinta assume il massimo valore in corrispondenza del rapporto tra le pressioni p_a/p_0 . Si ha cioè:

$$C_F^0 = \sqrt{1 - \left(\frac{p_a}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \cdot f(\gamma)$$

Nel caso in esame, la pressione statica di riferimento è $p_a = 1$ atm, cioè la pressione atmosferica a livello del mare. Se l'ugello è adattato a $p = p_a$, allora esso funzionerà in regime di sottoespansione a qualunque quota al di sopra del livello del mare. Per dimensionare le aree dell'ugello in modo da ottenere il coefficiente di spinta ottimale, si deve ricorrere alla relazione:

$$C_F = \sqrt{1 - \left(\frac{p_u}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \cdot f(\gamma) + \left(\frac{p_u - p_a}{p_0}\right) \frac{A_u}{A_{cr}}$$

L'andamento del coefficiente di spinta in funzione del rapporto A_u/A_{cr} è noto per ogni valore del rapporto tra le pressioni p_0/p_a , cosa fatta durante il dimensionamento della camera di combustione. Sulla curva corrispondente a tale valore del rapporto tra le pressioni, il massimo rappresenta quindi il valore ottimo del coefficiente di spinta.

Bisogna ora determinare il tipo di ugello. E' possibile scegliere tra ugello conico, caratterizzato da un angolo di semiapertura $\alpha \approx 15^\circ$ e ugello a campana il profilo viene disegnato con l'ausilio di appositi diagrammi. Nell'ugello a campana, il fluido viene fatto espandere intorno ad un angolo maggiore rispetto a quello di semiapertura dell'ugello conico e poi viene raddrizzato più o meno bruscamente. Tale tipo di ugello pertanto risulterà notevolmente più corto rispetto a quello conico ed è pertanto adatto nei casi in cui si desideri limitare l'ingombro e il peso.

7. Dimensionamento del sistema di raffreddamento

Il sistema di raffreddamento assegnato è di tipo rigenerativo. Tale sistema consiste nel rivestimento delle pareti da raffreddare con una camicia nella quale si fa circolare il liquido refrigerante. Tale liquido coincide con uno dei due propellenti, solitamente il combustibile perché dotato di migliori capacità di scambio termico e per evitare problemi di ossidazione nei condotti del sistema di raffreddamento. E' importante che la temperatura del fluido si mantenga sempre minore di quella di ebollizione, in modo che il refrigerante rimanga allo stato liquido.

Effettuando il bilancio tra i flussi termici convettivi e quello conduttivo attraverso la parete si ha:

$$h_g (T_{0\infty} - T_{pg}) = \frac{k}{s} (T_{pg} - T_{pl}) = h_l (T_{pl} - T_l)$$

dove: $T_{0\infty}$ è la temperatura di ristagno interna, T_{pg} è la temperatura di parete dal lato dei gas caldi, T_{pl} è la temperatura di parete dal lato del liquido refrigerante, T_l è la temperatura statica del liquido refrigerante, s è lo spessore della parete, k è la conducibilità termica della parete, h_g e h_l sono i coefficienti di scambio termico convettivo del gas e del liquido rispettivamente.

Dalle tre uguaglianze su scritte è possibile ricavare i valori di T_{pg} e T_{pl} .

Tali valori andranno determinati mediante un procedimento iterativo. Infatti i coefficienti di scambio termico per convezione dipendono dal diametro dei tubi del sistema di raffreddamento. Si

ha infatti un relazione del tipo $h = f\left(\frac{1}{D^{0.2}}\right)$. Inizialmente il valore di D è incognito, per cui si deve fissare un primo valore di tentativo e reiterare il procedimento fino alla determinazione delle due temperature di parete, che devono essere minori di quella ammissibile.

Si può ricavare un primo valore di tentativo dello spessore considerando solo delle tensioni derivanti dalla pressione all'interno ed imponendo che la σ sia di poco inferiore alla σ_{amm} per quel materiale: $s = \frac{pD}{2\sigma}$. Si deve, inoltre, verificare che le tensioni termiche derivanti dal salto di temperatura tra le due facce della parete (avendo calcolato T_{pg} e T_{pl}), sommate a quelle dovute alla pressione interna, siano minori della σ_{amm} . Se ciò non è verificato, si modifica il sistema di raffreddamento.

Nel caso in cui lo spessore della parete è in grado di sopportare le suddette tensioni termiche, ricaviamo \dot{q} e da $\dot{Q} = \dot{q}A = \dot{m}_r c (T_f - T_i)$ siamo in grado di determinare la portata di refrigerante effettivamente necessaria.