

Capitolo 1

MOTORI ENDOREATTORI

SOLUZIONE ESERCIZI PROPOSTI (Vedi testo pag. 157 ÷ 158)

ESERCIZIO 1

Con i dati riportati nel testo, decollo dello Space Shuttle dal Kennedy Space Center, determino la spinta totale al lift-off:

Spinta dell'endoreattore a propellenti solidi **SOLID ROCKET BOOSTER (SRB)** $T_{SRB} = 11140000 \text{ N}$

Spinta dell'endoreattore a propellenti liquidi **SPACE SHUTTLE MAIN ENGINE (SSME)** $T_{SSME} = 1668000 \text{ N}$

Lo Space Shuttle decolla con due SRB e tre SSME per cui la spinta totale al decollo risulta:

$$T = 2 T_{SRB} + 3 T_{SSME} = 2 \cdot 11140000 + 3 \cdot 1668000 = 27284000 \text{ N}$$

Calcolo il peso al decollo:

$$Q = m g = 2047144 \cdot 9,81 = 20082482,64 \text{ N}$$

Conoscendo la massa totale al decollo posso calcolare l'**accelerazione**:

$$F = m a \quad \rightarrow \quad a = \frac{F}{m} = \frac{T - Q}{m} = \frac{27284000 - 20082482,64}{2047144} = 3,52 \text{ m/s}^2$$

ESERCIZIO 2

Con i dati del problema, endoreattore a propellenti liquidi, dall'equazione di Tsiolkovsky, calcolo la costante del motore:

$$\Delta V = g_0 i_0 \ln k \quad \rightarrow \quad k = e^{\left(\frac{\Delta V}{g_0 i_0}\right)} = e^{\left(\frac{2700}{9,81 \cdot 321}\right)} = 2,357$$

Calcolo la massa iniziale complessiva:

$$M_i = M_f k = 1000 \cdot 2,357 = 2357 \text{ Kg}$$

Quindi la massa propulsiva risulta $m_p = M_i - M_f = 2357 - 1000 = 1357 \text{ Kg}$, per cui posso ricavare la massa del propellente 1 e la massa del propellente 2:

$$m_p = m_1 + m_2 = m_1 \left(1 + \frac{\rho_2}{\rho_1}\right) \quad \rightarrow \quad m_1 = \frac{m_p}{1 + \frac{\rho_2}{\rho_1}} = \frac{1357}{1 + \frac{1,45}{0,88}} = 512 \text{ Kg}$$

$$m_p = m_1 + m_2 \quad \rightarrow \quad m_2 = m_p - m_1 = 1357 - 512 = 845 \text{ Kg}$$

Calcolo il coefficiente di flusso dei gas combusti:

$$c_F = 0,02 \frac{P_c}{P_e} = 0,02 \frac{2040000}{22600} = 1,8$$

Calcolo l'area di gola dell'ugello:

$$A_t = \frac{T}{P_c c_F} = \frac{1334}{2040000 \cdot 1,8} = 3,63 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2 = 363 \text{ mm}^2$$

Quindi il **diametro di gola dell'ugello** risulta:

$$D_t = \sqrt{\frac{4 A_t}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 363}{\pi}} = 21,5 \text{ mm}$$

Calcolo l'area di efflusso:

$$A_e = 9 A_t = 9 \cdot 3,63 \cdot 10^{-4} = 32,67 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2 = 32670 \text{ mm}^2$$

Quindi il **diametro di efflusso dell'ugello** risulta:

$$D_e = \sqrt{\frac{4 A_e}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 32670}{\pi}} = 204 \text{ mm}$$

ESERCIZIO 3

Con i dati del problema, endoreattore a propellente solido, ipotizzando il coefficiente di flusso dei gas combusti $C_F = 1,74$, calcolo la velocità di uscita:

$$V_u = \frac{g_0 i_v}{C_F} = \frac{9,81 \cdot 280}{1,74} = 1579 \text{ m/s}$$

Calcolo la spinta nel vuoto:

$$T_v = \frac{m_p}{t_c} g_0 i_v = \frac{240000}{120} \cdot 9,81 \cdot 280 = 5493600 \text{ N}$$

Sapendo che:

$$T_v = T_0 + P_e A_e$$

Ipotizzando la pressione di efflusso $P_e = 100 \text{ kPa}$, calcolo l'area di efflusso:

$$A_e = \frac{T_v - T_0}{P_e} = \frac{5493600 - 5000000}{100000} = 4,936 \text{ m}^2$$

Dato che la portata dei gas $p_g = m_p/t_c = 240000/120 = 2000 \text{ Kg/s}$, posso calcolare la **pressione in camera di combustione**:

$$P_c = \frac{p_g V_u}{A_t} = \frac{2000 \cdot 1579}{0,493} = 6405679 \text{ N/m}^2 = 6,41 \text{ MPa}$$

Ipotizzando $A_e = 10 A_t$, calcolo **l'area di gola**:

$$A_t = \frac{A_e}{10} = \frac{4,936}{10} = 0,493 \text{ m}^2$$

Ipotizzando la velocità di entrata in camera di combustione $V_c = 5,7 \text{ mm/s} = 0,0057 \text{ m/s}$ posso calcolare l'area di combustione:

$$A_c = \frac{p_g}{\rho_p V_c} = \frac{2000}{1800 \cdot 0,0057} = 195 \text{ m}^2$$

Quindi il **rapporto tra area di combustione e area di gola** risulta:

$$\frac{A_c}{A_t} = \frac{195}{0,493} = 395$$

ESERCIZIO 4

Con i dati del problema, endoreattore a propellente solido dell'esercizio 3, calcolo la **spinta nel vuoto**:

$$T_v = P_c A_t C_F = 6405679 \cdot 0,493 \cdot 1,74 = 5494919 \text{ N}$$

Calcolo la spinta a livello del mare:

$$T_v = T_0 + P_e A_e \quad \rightarrow \quad T_0 = T_v - P_e A_e = 5494919 - 100000 \cdot 4,936 = 5001319 \text{ N}$$

Calcolo la **durata della combustione**:

$$t_c = \frac{m_g}{p_g} = \frac{240000}{2000} = 120 \text{ sec}$$

Calcolo l'**impulso specifico a livello del mare**:

$$i_0 = \frac{T_0}{p_g g_0} = \frac{5001319}{2000 \cdot 9,81} = 255 \text{ sec}$$

Calcolo l'**impulso specifico nel vuoto**:

$$i_v = \frac{T_v}{p_g g_0} = \frac{5494919}{2000 \cdot 9,81} = 280 \text{ sec}$$

=====

Maurizio

MOTORI ENDOREATTORI

Definizioni	Formule
<p>La spinta (T) del motore endoreattore espressa in [N] risulta indipendente dalla quota e dalla velocità e può essere calcolata conoscendo (p_g) portata dei gas di scarico [Kg/s], e (V_u) velocità di uscita dei gas dall'ugello di scarico</p> <p>Per meglio definire le prestazioni di un endoreattore si preferisce fare riferimento all'impulso specifico (i) definito come il rapporto tra l'impulso della spinta (prodotto della spinta per il tempo espresso in [N s]), e il peso del propellente (prodotto della massa del propellente per l'accelerazione di gravità espresso in [N])</p>	$T = p_g V_u$ $i = \frac{T t}{m_p g}$
<p>Endoreattore a propellenti liquidi</p> <p>Velocità (ΔV), conoscendo $g_0 = 9,81 \text{ m/s}^2$, (i_0) impulso specifico a quota zero e (k) costante del motore.</p> <p>Coefficiente di flusso di gas combusti (c_F), conoscendo (P_c) pressione in camera di combustione, (P_e) pressione di efflusso.</p> <p>Ugello, area di gola (A_t) conoscendo la spinta (T)</p> <p>Area di efflusso (A_e), sapendo che il rapporto (A_e/A_t) è circa 9, vedi figura 13</p> <p>Massa totale propellenti (m_p) = $m_1 + m_2$ conoscendo le densità dei due propellenti</p>	$\Delta V = g_0 i_0 \ln k$ $c_F = 0,02 \frac{P_c}{P_e}$ $A_t = \frac{T}{P_c c_F}$ $A_e = 9 A_t$ $m_p = \left(\frac{\rho_2}{\rho_1} + 1 \right) m_1$
<p>Endoreattore a propellente solidi</p> <p>Spinta a quota zero (T_0), conoscendo la portata dei gas (p_g) e l'impulso specifico a quota zero.</p> <p>Spinta nel vuoto (T_v), conoscendo la pressione di efflusso (P_e) e l'area di efflusso (A_e).</p> <p>Tempo di combustione (t_c), conoscendo la massa dei propellenti (m_p) e la portata dei gas in uscita (p_g).</p> <p>Impulso specifico a quota zero (i_0)</p> <p>Impulso specifico nel vuoto (i_v)</p>	$T_0 = p_g g_0 i_0$ $T_v = T_0 + P_e A_e$ $t_c = \frac{m_p}{p_g}$ $i_0 = \frac{T_0}{p_g g_0}$ $i_v = \frac{T_v}{p_g g_0}$

