

Gli appunti contenuti nel presente file sono la sintesi di una lezione e costituiscono un ausilio didattico nell'ambito del corso di *Complementi di Macchine*, tenuto presso la Facoltà di Ingegneria dell'Università di Parma.

Il file è disponibile nella pagina web personale del docente.

Non ne è consentita la riproduzione, né la stampa, né la diffusione con altro mezzo.

PROPULSIONE A RAZZO

Principi

Definizioni

Un motore a razzo (detto anche endoreattore) è un propulsore a getto caratterizzato dal fatto che tutta la massa utilizzata per il flusso propulsivo è stata immagazzinata a bordo del razzo, e nulla viene prelevato dall'ambiente durante il volo.

In questo modo vengono cassate tutte le limitazioni viste durante lo studio dei propulsori ad elica e a getto, ma a respirazione d'aria, legate alla componente cinetica in ingresso al propulsore: il razzo non soggiace ad alcuna restrizione riguardo alla velocità massima operativa. Inoltre, siccome il suo funzionamento non è debitore all'ambiente della fornitura del comburente, l'endoreattore rimane l'unico propulsore a getto utilizzabile nel volo extra-atmosferico.

Si chiama propellente il materiale di consumo caricato nel razzo prima della partenza, e destinato alla formazione del flusso propulsivo.

Impulso specifico

Nel caso del razzo (fig. 1) si considera ovviamente il solo impulso specifico riferito alla portata \dot{m}_f : questa, oltre a rappresentare il consumo istantaneo di propellente, esprime anche la portata massica evacuata allo scarico dell'ugello, cioè la portata del flusso propulsivo.

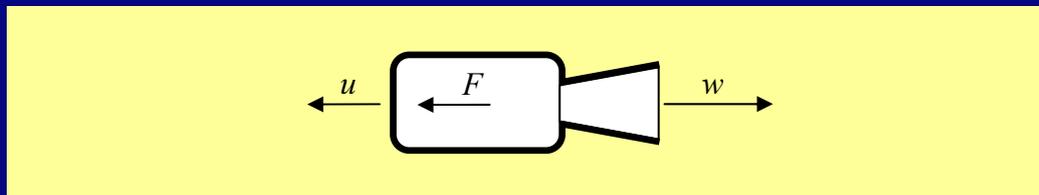


Figura 1

La spinta F risulta semplicemente

$$F = \dot{m}_f w$$

dove con w si è indicata, analogamente a quanto fatto nel corso dell'analisi dei propulsori a respirazione d'aria, la velocità d'uscita dal volume di controllo, nell'ipotesi di equilibrio delle pressioni sulla corrispondente superficie permeabile.

Per l'impulso specifico si ottiene

$$I_f = \frac{F}{\dot{m}_f} = \frac{\dot{m}_f w}{\dot{m}_f} = w$$

È invalso l'uso, derivato dall'impiego del sistema tecnico, di riferire l'impulso specifico alla portata ponderale $\dot{G} = \dot{m} g$, per cui si definisce anche \mathcal{J}_f

$$\mathcal{J}_f = \frac{F}{\dot{G}_f} = \frac{\dot{m}_f w}{\dot{m}_f g} = \frac{w}{g} = \frac{I_f}{g}$$

che ha le dimensioni di un tempo e si misura in [s].

È preferibile, nel corso delle scelte di progetto, e nello sviluppo di un endoreattore, mirare ad alti valori dell'impulso specifico. Questo significa realizzare l'effetto utile desiderato, la spinta, con il minimo consumo di propellente; ovvero l'impulso totale \mathcal{S} con un più basso valore della massa di propellente caricata a bordo del veicolo alla partenza.

Infatti il consumo specifico

$$\underline{m}_f = \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{1}{I_f}$$

risulta essere esattamente il reciproco dell'impulso specifico, mentre per l'impulso totale si ottiene

$$\mathcal{I} = \int_0^{\mathcal{T}} F dt = \int_0^{\mathcal{T}} \dot{m}_f w dt = \bar{w} \int_0^{\mathcal{T}} \dot{m}_f dt = \bar{I}_f m_f \mathcal{T}$$

dove \mathcal{T} è il tempo di fuoco.

In un razzo la massa di propellente m_f rappresenta una frazione molto grande (può arrivare quasi al 90%) della massa totale alla partenza m_{LO} : nel caso di missione spaziale

$$m_{LO} = m_e + m_f + m_{PL}$$

il resto essendo costituito dalla tara, cioè le strutture e l'impianto propulsivo (m_e), e dal carico pagante (m_{PL}). In altre applicazioni (es. JATO¹, razzi di controllo dell'assetto), il razzo costituisce un sistema ausiliario, ed i numeri sono ben diversi: nondimeno l'interesse ad alti valori di I_f rimane perché, come sempre in aeronautica ed ancor più in astronautica, è fondamentale ridurre al minimo le masse.

Il consumo di propellente è causa di una riduzione della massa del veicolo m_{SC}

$$\frac{dm_{SC}}{dt} = -\dot{m}_f$$

Si consideri per semplicità un caso di volo extra-atmosferico ($D=0$) e si trascurino le variazioni della distanza dalla terra (o corpo celeste pertinente), così da poter scrivere semplicemente²:

$$F = m_{SC} \frac{du}{dt}$$

Poiché

$$F = \dot{m}_f w$$

risulta che

$$-\frac{dm_{SC}}{dt} w = m_{SC} \frac{du}{dt}$$

che, separando le variabili, fornisce

$$du = -w \frac{dm_{SC}}{m_{SC}}$$

e integrando fra due condizioni generiche 1 e 2

$$u_2 - u_1 = -w (\ln m_2 - \ln m_1)$$

che può essere convenientemente scritta

$$\Delta u = I_f \ln \frac{m_1}{m_2}$$

Per un veicolo monostadio, si considerari il caso di $m_1 = m_{LO}$ (partenza) ed $m_2 = m_e + m_{PL}$ (*burnout*).

A parità di incremento di velocità, l'impulso specifico determina il rapporto delle masse: questo rapporto raggiunge valori molto più grandi rispetto sia ai veicoli terrestri che agli aeromobili propulsi da motori a respirazione d'aria. Nel caso delle storiche V2³, con $w \approx 2200$ m/s per $\mathcal{T} = 65$ s si otteneva una accelerazione da $u_1 = 0$ a $u_2 \approx 2500$ m/s con un rapporto di masse $m_1/m_2 \approx 3$.

¹ JATO sta per *Jet Assisted Take-Off*: si tratta di razzi utilizzati fra il 1935 ed il 1970 in aggiunta ai motori del velivolo per consentire il decollo di aerei pesanti da aeroporti secondari, specialmente se a notevole altitudine.

² Nello studio del moto dei veicoli spaziali con i metodi dell'Astrodinamica, in molti transitori (es. trasferimento fra orbite diverse) la forza gravitazionale è presa in conto come perturbazione.

³ La cosiddetta V2 ("Vengeance weapon 2"), chiamata "A4" in Germania, fu il primo missile balistico della storia.

Considerando che la velocità orbitale intorno alla terra è, per un'orbita bassa ($z = 320$ km)

$$u_{oE} = \sqrt{g r} = \sqrt{\left(g_0 + r_0 \omega_E^2\right) \frac{r_0^2}{r}} \approx \sqrt{\left[9.8 + 6.38 \cdot 10^6 \cdot \left(\frac{2\pi}{1436 \cdot 60}\right)^2\right] \frac{(6.38 \cdot 10^6)^2}{6.7 \cdot 10^6}} = 7730 \text{ m/s}$$

per mettere in orbita un satellite troppe sarebbero le difficoltà a realizzare il necessario rapporto di massa. Si preferisce ricorrere alla suddivisione in stadi del vettore, e/o all'adozione di serbatoi e booster staccabili, sfruttando il principio di eliminare masse divenuti inutili una volta esaurito il propellente. Ciò consente anche di dimensionare i propulsori degli stadi successivi al primo per una spinta inferiore, evitando così di raggiungere valori troppo alti di accelerazione via via che la massa del veicolo diminuisce, o di dover operare con spinte troppo basse rispetto al valore nominale.

Rendimento propulsivo

Il rendimento propulsivo del razzo si deduce dall'espressione generale

$$\eta_p = \frac{P_u}{\Delta \dot{E}_k} = \frac{\dot{m}_f w \cdot u}{\frac{1}{2} \dot{m}_f w^2 + \frac{1}{2} \dot{m}_f u^2} = \frac{2 \frac{u}{w}}{1 + \left(\frac{u}{w}\right)^2}$$

Questa funzione si comporta per certi versi in maniera simile a quella scritta per i propulsori a respirazione d'aria, e cioè:

$$\begin{aligned} \eta_p &= 0 && \text{per } u/w = 0 \\ \eta_p &= 1 && \text{per } u/w = 1 \end{aligned}$$

Presenta invece un andamento del tutto diverso per $u/w > 1$

Come si vede dal diagramma di fig. 2, e si può verificare con calcoli elementari, il rendimento propulsivo non crolla quando la velocità di volo eccede, in modulo, la velocità di scarico: anzi, si mantiene discretamente elevato anche per $u/w \gg 1$, e non si annulla per nessun valore finito di u/w . Ciò rende il razzo particolarmente adatto al volo ad altissima velocità, e lo libera da ogni vincolo di velocità massima. Questo comportamento è dovuto al fatto che la spinta è indipendente dalla velocità, in quanto non esiste, nell'equazione della quantità di moto applicata al propulsore, alcun termine (quale quello legato all'introduzione dell'aria nel motore) dipendente dalla velocità di volo.

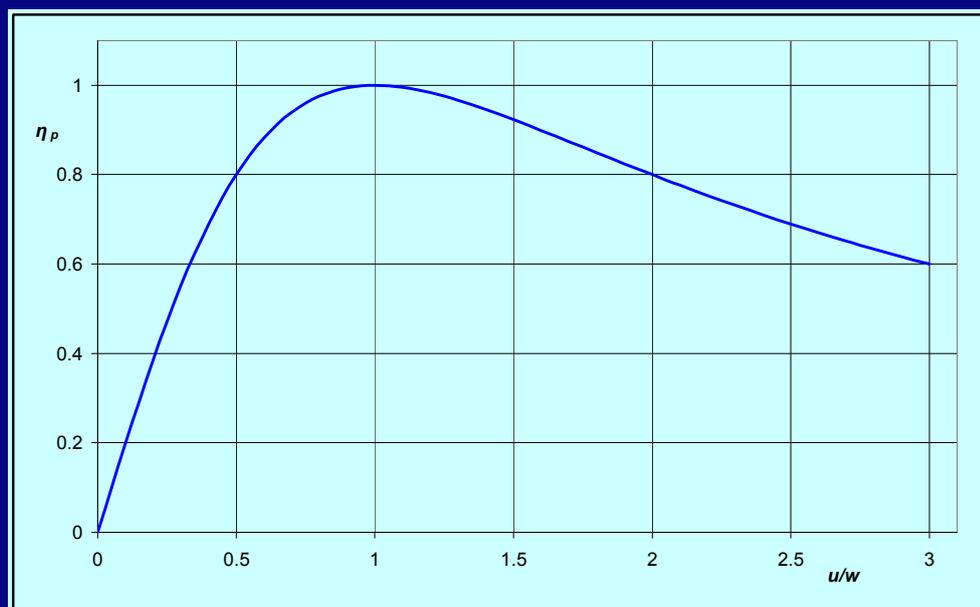


Figura 2

Il valore massimo, e unitario, per $u/w=1$ è anche qui giustificato dal fatto che la velocità assoluta dei gas di scarico, in questa condizione, è non solo minima, ma addirittura nulla.

Si osserva l'importanza di aver considerato, nell'espressione di $\Delta \dot{E}_k$, anche il termine relativo all'energia cinetica acquisita dal propellente ancora nel serbatoio ($1/2 \dot{m}_f u^2$). Si dà il caso che, in assenza di questo termine, il rendimento risulterebbe sistematicamente superiore all'unità per $u/w > 1$, il che è incompatibile col significato della parola *rendimento*, che va sempre inteso come rapporto fra energia prodotta ed energia consumata da certo sistema, nella fattispecie il sistema propulsivo.

Tipi di razzo

I motori a razzo si distinguono in primo luogo per il tipo di energia impiegata nella generazione della spinta. Si considerano:

- razzi chimici
- razzi nucleari
- razzi elettrici
- propulsori basati su altri principi (solare termico, vela solare, ecc.)

Fino ad oggi hanno trovato applicazione propulsiva, sia militare che astronautica, solo i razzi chimici, e solo di questi si accennano nel seguito alcuni principi.

Razzi chimici

In un razzo chimico si impiegano reazioni chimiche esotermiche per generare gas ad alta temperatura e alta pressione: i gas espandono poi in un ugello, necessariamente convergente-divergente, fino a raggiungere l'elevata velocità di scarico necessaria per produrre la spinta.

Si distinguono, per lo stato fisico in cui il propellente è conservato a bordo:

- razzi a propellente solido;
- razzi a propellente liquido;
- razzi a propellente gassoso;

gli ultimi, sebbene più semplici, sempre meno usati a causa delle loro modeste prestazioni.

Razzi a propellente solido

I razzi a propellente solido sono di certo i più antichi: si ritiene che fossero conosciuti in Cina fin dal VII secolo d.C. , e sono stati impiegati in occidente, su vasta scala, a partire dall'inizio del 1800. Il propellente ha composizione chimica affine agli esplosivi, ma la sua combustione è molto più lenta.

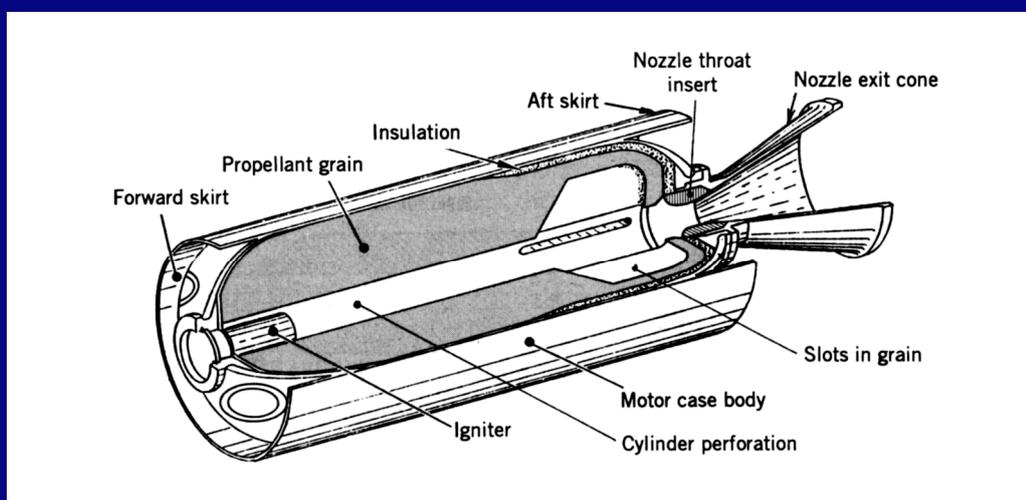


Figura 3

Il razzo ha configurazione molto semplice (fig. 3): un involucro resistente alla pressione, con un'apertura a forma di ugello di De Laval, contiene uno o più *grani* di propellente, opportunamente sagomati; completa il sistema un dispositivo di accensione.

Una volta iniziate, le reazioni chimiche procedono sulla superficie libera del grano, la cui forma determina, insieme alla pressione che si instaura nella camera, la portata di gas, e di conseguenza la spinta. Non c'è possibilità di regolare la spinta a posteriori, né con controlli automatici, né da parte del pilota se presente sul veicolo.

Ritenuti, per un ampio periodo, adatti solo ad applicazioni leggere (sia militari che civili), gli endoreattori a propellente solido hanno guadagnato, a partire dagli anni '80, un posto di primo piano nella tecnologia dei vettori spaziali, come razzi booster (SRB nello Space Shuttle, fig. 4).

A fronte di valori contenuti dell'impulso specifico, i razzi a propellente solido consentono i più alti valori del rapporto di massa m_1/m_2 .

Razzi a propellente liquido

I razzi a propellente liquido hanno visto l'inizio del loro sviluppo negli anni '30 del secolo XX⁴. La prima realizzazione di rilievo fu il propulsore del già citato missile V2, molto avanzato per l'epoca, cui si ispirarono molte applicazioni successive, sia militari che spaziali. L'astronautica è debitrice del suo successo alla tecnologia del razzo a propellente liquido.

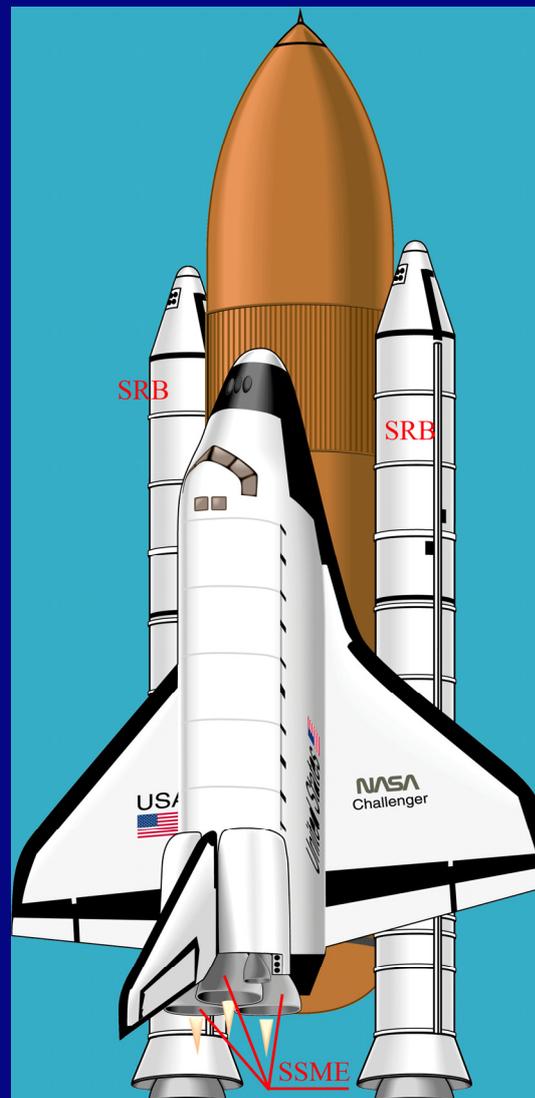


Figura 4

⁴ Robert Hutchins Goddard iniziò a lanciare razzi-sonda a propellente liquido nel 1926.

Si distinguono sistemi:

- monopropellenti
- bipropellenti.

Nel caso di bipropellente, uno dei fluidi svolge la funzione di combustibile, l'altro di ossidante. Se i due reagiscono spontaneamente venendo in contatto (propellenti ipergolici), non occorre provvedere dispositivi di accensione, purché le reazioni si avviino abbastanza rapidamente da evitare accumuli in camera con rischio di esplosione; negli altri casi esiste un dispositivo di accensione.

Sono state impiegate sostanze anche molto diverse, ed ancor più ne sono state studiate. I migliori propellenti di pratico impiego, quanto ad impulso specifico, sono idrogeno e ossigeno, ma presentano l'inconveniente di dover essere mantenuti a bassissima temperatura.

La reazione dei monopropellenti è invece iniziata da una sorgente termica o da un catalizzatore.

Un esempio di monopropellente è l'idrazina N_2H_4 , impiegata oggi nei generatori di gas delle turbopompe e nei razzi di controllo dell'assetto: l'iridio ne catalizza la decomposizione a temperatura ordinaria:



che è fortemente esotermica, e normalmente seguita da una parziale decomposizione dell'ammoniaca.

La tab. 1 riporta alcuni fra i propellenti più interessanti, con valori indicativi di \mathcal{I}_f .

L'impianto che utilizza propellenti liquidi, soprattutto se bipropellenti, è assai più complesso rispetto al razzo a propellente solido: i serbatoi sono distinti dalla camera di combustione e separati, e in caso di fluidi criogenici (O_2 ed H_2 liquidi) sono dotati di adeguato isolamento termico. Si è giunti all'impiego dell' H_2 liquido molto più tardi che per l' O_2 , a causa delle diverse temperature cui questi propellenti vanno mantenuti: le temperature di ebollizione sono rispettivamente 20.5 K e 90 K, ed in più l'idrogeno liquido presenta notevoli difficoltà di immagazzinamento a causa della conversione spontanea dalla forma orto alla forma para⁵ con sviluppo di calore ($\tilde{q}_{tr} \approx 1.4$ MJ/kmol, mentre per la vaporizzazione il calore latente è $\tilde{q}_{vap} \approx 0.9$ MJ/kmol solamente)

Occorre poi iniettare in camera di combustione il combustibile e l'ossidante, con le portate richieste e nel rapporto dovuto: si distinguono due tipi di alimentazione (fig. 5):

- con gas in pressione: il gas ad alta pressione, contenuto in un serbatoio separato (G), viene fatto affluire nella parte superiore dei serbatoi del propellente, sì da spingere i liquidi in camera di combustione (CdC in figura);
- mediante turbopompe, mosse da turbine alimentate da un generatore di gas caldi (GG): è questo l'unico sistema impiegato nei motori a razzo di grande taglia.

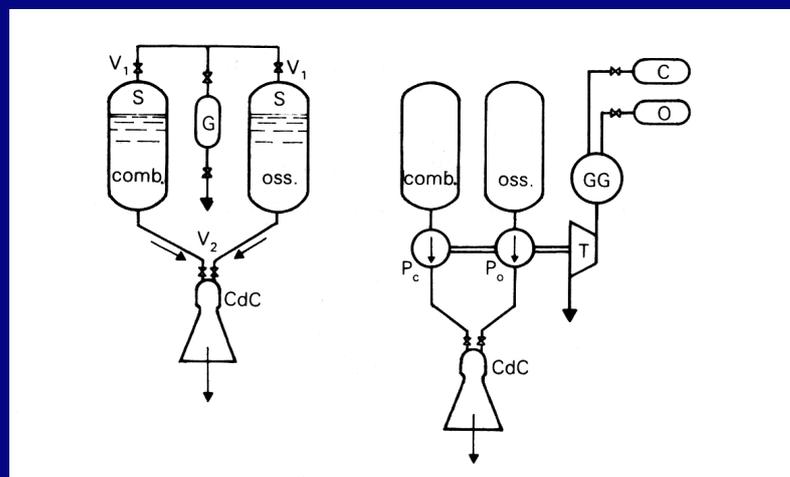


Figura 5

⁵ Para-idrogeno ed orto-idrogeno differiscono per lo spin dei nuclei dei due atomi che formano la molecola, nell'un caso di verso concorde, nell'altro discorde. A temperatura ambiente le due forme sono in equilibrio nella misura 75% orto e 25% para; alla temperatura di ebollizione l'equilibrio si raggiunge con 0.3% di orto-idrogeno e 99.7% para-idrogeno

Combustibile	Ossidante	p_{cc} [bar]	m_{OX}/m_c	\mathcal{J}_f [s]	condizioni	applicazione	fonte
H ₂ liquido	O ₂ liquido	189	6.03	452	vuoto	Space Shuttle	Sutton & Biblarz
H ₂ liquido	O ₂ liquido	189	6.03	361	SL	Space Shuttle	Sutton & Biblarz
H ₂ liquido	O ₂ liquido	69	4.05	389	SL		Sutton & Biblarz
RP-1 (kerosene)	O ₂ liquido	68	2.27	265	SL	Saturn V	Sutton & Biblarz
75% C ₂ H ₅ OH	O ₂ liquido	22	1.35	218	SL	Redstone launcher	Sutton & Biblarz
75% C ₂ H ₅ OH	O ₂ liquido	15	1.24	203	SL	V2	Sutton
75% C ₂ H ₅ OH	O ₂ liquido	15	1.24	242	vuoto	V2	Sutton
H ₂ liquido	F ₂	69	7.9	411	SL		Sutton & Biblarz
momo-metil-idrazina	N ₂ O ₄	69	2.15	289	SL		Sutton & Biblarz
H ₂	HNO ₃	21	12.6	298	SL		Kitt & Evered
H ₂	N ₂ O ₄	21	11.5	279	SL		Kitt & Evered
N ₂ H ₄	H ₂ O ₂	34	1.7	266	SL		Kitt & Evered
JP-4 (kerosene)	H ₂ O ₂	34	1.7	249	SL		Kitt & Evered
N ₂ H ₄	HNO ₃	34	1.3	260	SL		Kitt & Evered

Tabella 1

Velocità di scarico ideale

A seguito di una espansione completa, adiabatica e reversibile, la velocità di uscita dall'ugello può essere calcolata con l'equazione di De Saint Venant:

$$w_{th} = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} RT_b \left[1 - \left(\frac{p_{ex}}{p_b} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]}$$

dove T_b è la temperatura finale di combustione e p_b la pressione in camera.

La velocità così calcolata, e quindi l'impulso specifico corrispondente, dipende anche dalla pressione esterna p_{ex} , ed è massima, a parità di tutte le altre variabili, per $p_{ex} \rightarrow 0$:

$$(w_{th})_{p=0} = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} RT_b} = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \frac{\tilde{R}}{\tilde{m}} T_b}$$

Sebbene l'impulso specifico nel vuoto dipenda anche dalla temperatura finale di combustione T_b e da κ , le più grandi differenze fra i diversi propellenti, e, per una medesima coppia, al variare del rapporto di massa fra ossidante e combustibile $\alpha = m_{OX}/m_c$, sono prodotte dalle variazioni della massa molare media dei prodotti di reazione.

Più bassa è \tilde{m} , più alta sarà la velocità di scarico. Questa è la ragione per cui l'impiego dell'idrogeno consente più alti valori di \mathcal{J} (tab.1); in più, sempre per minimizzare \tilde{m} , conviene bruciare con $\alpha < \alpha_{st}$.

La combustione stechiometrica dell'idrogeno



richiede

$$\alpha_{st} = \frac{\frac{1}{2} \tilde{m}_{O_2}}{\tilde{m}_{H_2}} = \frac{\frac{1}{2} \cdot 32}{2} = 8$$

ma tutti i valori del rapporto di massa in tab. 1 sono inferiori. Bruciando in difetto di O₂, i prodotti di reazione, oltre all' H₂O ed alle specie più leggere generate dalla dissociazione ad alta temperatura, conterranno anche H₂ incombusto, di massa molare pari 9 volte più bassa dell' H₂O, quindi capace di alterare significativamente il valor medio di \tilde{m} dei gas che espandono nell'ugello.

L'ugello reale

L'ugello reale, oltre ad essere sede di perdite, non è comunque capace di realizzare la $(w_{th})_{p=0}$ in quanto deve avere un rapporto d'aree, fra la bocca di scarico e la gola Ω_2/Ω_{cr} , finito. Finché l'ugello è sottoespandente, condizione che si verifica sempre nel vuoto, si instaura nella sezione di scarico una pressione $p_2 > p_{ex}$.

La velocità di scarico diventa allora

$$w_2 = \sqrt{\eta_u} \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} RT_b \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_b} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]}$$

dove η_u è il rendimento dell'ugello, e la spinta deve essere calcolata tenendo anche conto della differenza delle pressioni

$$F = \dot{m}_f w_2 + \Omega_2 (p_2 - p_{ex})$$

La presenza del termine aggiuntivo $\Omega_2 (p_2 - p_{ex})$, sempre presente quando l'ugello è sottoespandente, non deve trarre in inganno: la spinta non è aumentata, ma è sempre inferiore al caso di espansione corretta, corrispondente all'equilibrio delle pressioni sulla bocca di scarico ($p_2 = p_{ex}$).

Senza bisogno di sviluppare calcoli, che sarebbero oltremodo complessi, si giunge a questa conclusione osservando che la spinta altro non è che la risultante delle pressioni statiche agenti su tutte le superfici, interne ed esterne, del motore. Si consideri un ugello conformato in modo da raggiungere la condizione $p_2 = p_{ex}$, con una sezione Ω_2^* : se a questo togliamo un tratto terminale (ovviamente divergente), armandoci a $\Omega_2 < \Omega_2^*$, abbiamo eliminato un tratto di parete che forniva una spinta positiva, in quanto su di essa la pressione interna era ovunque $p_{in} > p_{ex}$ mentre all'esterno vigeva sempre la pressione p_{ex} .

Una ulteriore causa di perdita di spinta, oltre alla sottoespansione e alle perdite associate alle dissipazioni interne, è rappresentata dalla divergenza in uscita: a causa di questa una parte consistente della portata assume una componente radiale di velocità che non produce spinta, sebbene si sia utilizzata una frazione del salto entalpico per generare la corrispondente energia cinetica.

Per questa ragione gli ugelli, anche se destinati a funzionare nel vuoto, sono preferibilmente disegnati con una tipica forma a campana (fig. 6), che permette di ridurre la divergenza in prossimità della bocca di scarico.



Figura 6