

## I RAZZI: DAI FUOCHI D'ARTIFICIO AI VIAGGI INTERPLANETARI

### Approfondimento

### CENNI SU ALCUNI CONCETTI FONDAMENTALI DELLA PROPULSIONE A RAZZO

di Gianluca Lapini\*

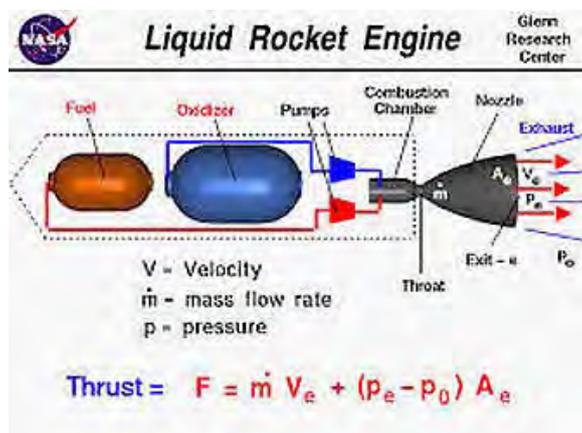
*La forza propulsiva che spinge un missile, definita da un'«equazione della spinta» dipende da vari fattori, che vengono illustrati in questo Approfondimento. I più importanti risultano l'impulso specifico ponderale e il rapporto spinta peso. Una ottimizzazione della forza propulsiva richiede poi in generale l'uso di un razzo a più stadi. Vengono infine analizzate brevemente le prospettive future dei viaggi spaziali.*

\* Ingegnere. Già ricercatore presso CISE e CESI Ricerca S.p.a.

Nei motori a razzo di tipo chimico, un *combustibile* ed un *comburente*, detti anche *propellenti*, reagiscono violentemente fra di loro in una *camera di combustione* per generare gas e vapori che vengono espulsi a velocità molte volte superiore a quella del suono attraverso un *ugello di forma convergente-divergente* (gli ugelli di scarico moderni hanno una tipica forma a "campana", che fornisce prestazioni migliori rispetto alla semplice forma conica) che è fatto apposta per trasformare nella massima velocità possibile la pressione che si genera per effetto della violenta combustione.

In tal modo i gas acquistano una elevata "quantità di moto" e sono in così in grado di imprimere al missile, per reazione, velocità ipersoniche, cioè dello stesso ordine di grandezza di quelle dei gas espulsi. La presenza del comburente è indispensabile perché il motore a razzo, detto anche "endoreattore", possa funzionare anche nel vuoto, e lo differenzia profondamente dal motore a getto, o a reazione, che funziona in base allo stesso principio, ma può lavorare solamente nell'atmosfera.

La forza propulsiva generata da un motore a razzo viene definita dalla «equazione della spinta».



Come si vede essa è formata da due termini: il primo, ed il principale, è dato dal prodotto della velocità di eiezione dei gas di scarico per la loro portata in massa, cioè della quantità di gas espulsi dall'ugello nell'unità di tempo, il secondo termine è dato dal prodotto dell'area dell'ugello per la differenza delle pressioni fra l'ambiente esterno e lo sbocco dell'ugello stesso.

### L'impulso specifico ponderale

E' evidente, come si è sopra accennato, che la spinta è tanto maggiore quanto più gas si riesce ad espellere dall'ugello ad alta velocità; dunque i propellenti migliori sono quelli che a parità di portata ottengono velocità di eiezione più elevate. Questo concetto fondamentale viene espresso mediante un sintetico parametro definito «impulso specifico ponderale», con il quale si caratterizzano i vari tipi di motori a razzo (ed anche altri propulsori). Esso quantifica la spinta fornita da un sistema propulsivo per una portata in peso unitaria di propellente, ed è quindi un indicatore fondamentale della sua efficienza. Viene quindi definito come il rapporto:

$$I_s = F / \dot{W} = F / \dot{m} g_0$$

(dove  $g_0$  è il valore standard dell'accelerazione di gravità )

Nel caso di "ugello adattato", cioè che espande il flusso di gas fino alla pressione atmosferica, la formula diviene:

$$I_s = V_e / g_0$$

(dove  $V_e$  è la velocità di eiezione dei gas)

Per vari tipi di razzi, i valori tipici di  $I_s$  (che vengono espressi in secondi) sono elencati nella seguente tabella:

	razzi chimici	razzi nucleari	razzi elettrici
$I_s$	250 s (mono propellenti liquidi)	1.500 s (a nucleo solido)	300 s (resistogetti)
$I_s$	180-300 s (propellenti solidi)	6.000 s (a nucleo gassoso)	1.500 s (sistemi ad arco)
$I_s$	300-350 s (sistemi di tipo ibrido)		10.000 s (sistemi a plasma)
$I_s$	400 s (propellenti liquidi stivabili)		100.000 s (sistemi a ioni)
$I_s$	500 s (propellenti liquidi criogenici)		

Una variante interessante di questo parametro è l'«impulso specifico volumetrico»:

$$I_v = \rho I_s$$

dove  $\rho$  è la densità media dei propellenti nei serbatoi.

Esso quantifica la spinta che un sistema propulsivo sviluppa per unità di volume occupato, quindi dà una indicazione del volume dei serbatoi che è necessario costruire per contenerlo; ad esempio, l'idrogeno liquido ha un ottimo  $I_s$ , ma un non altrettanto buono  $I_v$ , perché la sua densità è molto bassa (70 kg/m<sup>3</sup>), richiedendo pertanto grandi serbatoi.

### Il rapporto spinta peso

Un altro parametro fondamentale dei razzi è il «rapporto spinta peso» ( $S/W$ ); si tratta di un parametro adimensionale che può avere valori molto diversi a seconda del tipo di propulsore e della missione che deve svolgere.

I valori tipici sono i seguenti:

per sistemi di lancio:  $S/W \approx 1.2 - 1.7$  (propulsione chimica)

per trasferimento orbitale:  $S/W \approx 0.2$  (propulsione chimica)

per navigazione spaziale:  $S/W$  (arcogetti  $\approx 10^{-3}$ ; al plasma  $\approx 10^{-4}$ ; ioni  $\approx 10^{-5}$ )

Rapporti  $S/W$  maggiori dell'unità sono garantiti solo dai propulsori chimici, i soli al momento utilizzabili in sistemi di lancio, nei quali per sollevarsi dalla superficie terrestre e

per acquistare velocità è necessario generare una spinta superiore al peso del missile.

Rapporti  $S/W$  molto minori dell'unità caratterizzano i «propulsori elettrici», che peraltro hanno elevati valori di  $I_s$  (*impulso specifico*), utili in missioni orbitali o interplanetarie. Le missioni di trasferimento orbitale rappresentano una fascia intermedia di operazioni in cui sono utilizzabili tanto i sistemi di propulsione chimica quanto quelli di propulsione elettrica. Le diverse potenze in gioco determinano peraltro tempi di trasferimento molto diversi.

### L'equazione di Tsiolkovskii

La capacità di un razzo di produrre le elevate velocità necessarie ad entrare in orbita attorno alla Terra (minimo circa 8,4 km/sec) o di sfuggire alla gravità terrestre (velocità di fuga circa 11,3 km/sec), ed il conseguente consumo di propellenti necessari a far ciò, vengono sinteticamente espresse in una formula denominata «equazione di Tsiolkovskii», (o equazione ideale del razzo) che si può esprimere nella seguente forma:

$$\Delta v = I_s g_0 \ln (m_0/m_1)$$

nella quale è evidente una proporzionalità diretta fra l'incremento di velocità conseguito dal razzo  $\Delta v$  e l'impulso specifico del sistema propulsivo utilizzato (come è logico aspettarsi razzi con impulsi specifici elevati, cioè in sostanza con elevate velocità di eiezione, producono risultati migliori), mentre esiste una proporzionalità logaritmica con il rapporto fra la massa totale iniziale del razzo  $m_0$  e la massa finale  $m_1$ ; questo rapporto è ovviamente tanto più grande quando più piccola è la massa finale residua, cioè quanta più massa del razzo era costituita da, ed è stata bruciata come combustibile.

Considerando che i razzi chimici migliori hanno un  $I_s=450$  e che il «rapporto ponderale» tipico ( $MR= m_1/m_0$ ) è attorno a 0,15, in altri termini che la massa strutturale del razzo (serbatoi, involucro, motori, strumentazione) è dell'ordine del 15% della massa totale iniziale, si ottengono valori di  $\Delta v \sim 8,4$  km/sec che sono appena sufficienti ad entrare in orbita con un razzo semplice, o monostadio.

### Razzi a più stadi

L'equazione di Tsiolkovskii suggerisce quindi di ridurre ulteriormente il rapporto ponderale, il che viene ottenuto, non potendo ridurre il peso della struttura oltre certi limiti, liberandosi della massa non più utile: ciò viene ottenuto con il ben noto sistema di dividere il razzo in più stadi, cioè di costruirlo come una serie di veicoli singoli, ciascuno dei quali è in grado di funzionare autonomamente. Lo stadio viene sganciato quando ha esaurito il propellente trasportato; si abbandona così la parte di massa inerte non più necessaria ai fini della missione, evitando di continuare ad accelerarla. Un altro vantaggio della tecnica multistadio è che essa permette di impiegare nei diversi stadi ugelli ottimizzati per le diverse quote consentendo un ulteriore incremento della velocità finale.

La suddivisione di un veicolo in più stadi consente dunque di ottimizzare il rapporto di massa. Peraltro all'aumentare del numero degli stadi aumenta la complessità del sistema, mentre diminuisce il guadagno nell'incremento di velocità  $\Delta V$ ; per questo motivo in pratica non si usano mai più di 3-4 stadi.

### Le future missioni spaziali

Accenniamo solo di sfuggita al fatto che nelle missioni interplanetarie di lunga durata (ad esempio quelle delle famose sonde Explorer o della sonda Rosetta) i  $\Delta V$  necessari a spostarsi fra le orbite dei pianeti vengono ottenuti non solo con la spinta dei razzi, ed il conseguente consumo di propellenti, ma anche con apposite manovre denominate «fionda gravitazionale» (o *gravity assist*) nelle quali si sfruttano il campo gravitazionale e la elevata velocità dei pianeti lungo le loro orbite, per imprimere una «spinta gratuita» al veicolo spaziale. Questa tecnica ha peraltro lo svantaggio di costringere spesso ad un notevole allungamento dei percorsi e dei tempi di volo, e non è quindi adatta ai percorsi interplanetari con equipaggio umano (ad esempio

le missioni verso Marte) che richiederebbero invece, per abbreviare i tempi, energie e *Is* largamente superiori ai valori conseguiti con la tecnologia di oggi; per esempio velocità di missione dell'ordine di 100 – 1.000 Km/s (10 – 100 volte superiori alle attuali), sarebbero necessarie per una missione verso Marte di cui si volesse limitare la durata a due mesi. Queste prestazioni eccedono ampiamente le possibilità consentite dalla propulsione chimica, che peraltro al momento resta l'unica presa in considerazione per i viaggi con equipaggio umano verso Marte, la cui durata non è di conseguenza riducibile a meno di 6-7 mesi<sup>1</sup>.

La propulsione termica a fissione nucleare, che ha una densità teorica di energia, enormemente più alta rispetto a quella dei sistemi chimici attuali, a causa della difficoltà di conversione dell'energia nucleare in energia utile del getto, dovrebbe consentire un incremento stimabile in circa un ordine di grandezza. Potendo invece impiegare i prodotti di reazione nucleare direttamente come fluido propellente si otterrebbero rendimenti globali estremamente più elevati, ma evidentemente con problemi ambientali e difficoltà tecnologiche oggi difficilmente stimabili.

*Gianluca Lapini (Ingegnere. Già ricercatore presso CISE e CESI Ricerca S.p.a.)*

#### Note

<sup>1</sup> Come è noto la permanenza del corpo umano in assenza di gravità per lunghi periodi, pone dei grossi problemi di debilitazione degli equipaggi, che negli spazi interplanetari risulteranno sottoposti anche un bombardamento di radiazioni e raggi cosmici superiori a quelli subiti in orbite terrestri. Si tratta di due problemi aperti, che pongono, almeno al momento, delle ulteriori incognite, oltre alla fattibilità tecnica, sulla reale possibilità di lunghe missioni interplanetarie con equipaggio umano.