

rm

# rivista di meccanica

415

15 dicembre 1967 • lire 350

rivista quindicinale

BORLA pag. 29,=



ETAS  
KOMPASS

**Ross** Componenti pneumatici

## PERCHE' MISSILI PLURISTADIO?

p. i. Piero BORIA  
progettista

### 1) PREMESSA

Dopo avere sottolineato, in un precedente articolo, l'importanza che la velocità di efflusso riveste nella propulsione a reazione, è molto utile vedere come esista un semplice, ma importantissimo, legame tra di essa e la «velocità caratteristica» di un razzo (che più innanzi definiremo).

Si dimostra, con considerazioni abbastanza semplici ma rigorose, che ad un razzo cosmico si richiede una certa velocità minima (la «velocità di fuga»), che la velocità raggiunta dipende dalle sue caratteristiche costruttive e dalla velocità del getto termico, e che (dati i limiti pratici attuali di questi fattori) la velocità di fuga risulta irraggiungibile senza l'adozione di missili pluristadio.

Così alla domanda posta nel titolo daremo una risposta, esauriente almeno in relazione al carattere di queste note. Al lettore appassionato di problemi connessi all'esplorazione cosmica è doveroso indicare una pubblicazione completa e rigorosa di Wernher von Braun dal titolo «Das Marsprojekt - Studie einer interplanetarischen Expedition» («Il progetto Marte») edizioni Umschau Verlag - Frankfurt am Main, 1952. Tale pubblicazione riporta lo studio dettagliato, accompagnato dai relativi calcoli, di una spedizione interplanetaria su Marte.

### 2) VELOCITA' RICHIESTE AI RAZZI INTERPLANETARI

Per apprezzare l'ordine di grandezza delle velocità richieste ai razzi inter-

planetari, vediamo quali condizioni si devono verificare affinché un mobile in partenza dalla terra possa abbandonare il campo gravitazionale terrestre. Tale campo è praticamente sferico poiché in tutti i punti della stessa sfera, avente il centro coincidente col bariocentro terrestre, l'intensità del campo è praticamente costante. Se la terra si trovasse sola nello spazio il problema consisterebbe nel definire la velocità iniziale necessaria a portare il mobile a distanza infinita (più in generale a portare il mobile fuori del campo gravitazionale: velocità di fuga). La differenza tra la velocità di fuga dalla terra nel caso reale e nel caso ideale (nel caso, cioè, in cui essa sia sola nello spazio) è trascurabile, quanto ad ordine di grandezza, per cui la seconda ipotesi fornisce un dato assai bene approssimato al reale. E' chiaro che la velocità di fuga corrisponde, d'accordo con quanto premesso, alla velocità minima richiesta ad un razzo interplanetario. Tenendo conto del fatto che il tempo di combustione dei propellenti è trascurabile rispetto alla durata di un viaggio, il mobile può essere considerato come dotato solo di un moto inerziale con velocità iniziale non inferiore a quella di fuga.

Per il principio di conservazione dell'energia, la somma della energia cinetica  $E_c$  e dell'energia potenziale  $E_p$  di un mobile dotato di moto inerziale in un campo gravitazionale conservativo è costante; quindi indicando con indice « i » i simboli che si riferiscono alle condizioni iniziali e con l'indice « ∞ » quelli che si riferiscono al mobile all'infinito (pensando la terra sola nello

spazio); possiamo scrivere:

$$E_c + E_p = E_{c_0} + E_{p_0} \quad (1)$$

La forza newtoniana  $P$  con cui il mobile è attratto dal campo gravitazionale terrestre (forza-peso) è data dalla relazione  $P = k (mM/r^2)$  dove  $k$  è la costante di gravitazione universale mentre  $m$  ed  $M$  rappresentano rispettivamente la massa del mobile e della terra, ed  $r$  la distanza intercorrente tra i loro baricentri. Si deduce immediatamente che l'energia potenziale del mobile, con tali simboli, è  $E_p = P r$ ; e quindi, per la legge di Newton, possiamo scrivere:

$$E_p = -k \frac{mM}{r}$$

Il segno negativo è stato introdotto in base alla seguente considerazione: se l'energia potenziale del mobile è massima a distanza infinita dal centro d'attrazione e se, a distanza infinita, (com'è ovvio) l'attrazione è zero, vuol dire che il campo di variazione della energia potenziale coincide con un campo di valori numerici negativi.

Per quanto riguarda l'energia cinetica, la condizione di minima energia impone che all'infinito il mobile giunga con velocità zero (tale velocità potrebbe, infatti, anche essere maggiore); in tal caso  $E_{c_0} = 0$ ; mentre  $E_c = 1/2$

( $mV_0^2$ ). Introducendo i valori fin qui incontrati nella (1) e ricordando che, per convenzione,  $E_{p_0} = 0$ , otteniamo:

$$\frac{mV_0^2}{2} - k \frac{mM}{r_0} = 0; \quad (2)$$

dove  $V_0$  rappresenta la velocità di fuga.

Con velocità iniziali minori, che non permettono la fuga, il mobile, dopo un tempo finito, ricadrà sulla terra (non calcolando l'attrito atmosferico) con velocità finale uguale a  $-V_0$ , mentre velocità maggiori permettono il raggiungimento dell'infinito (ovviamente dopo un tempo pure infinito) con velocità maggiore di zero calcolabile con la (1).

Esplicitando la velocità di fuga dalla (2) otteniamo:

$$V_0 = \sqrt{2k \frac{M}{r_0}} \quad (3)$$

Per rendere più immediata l'utilizzazione della (3), vi possiamo introdurre l'accelerazione di gravità  $g = kM/r^2$ . Con semplici passaggi si ottiene:

$$V_0 = \sqrt{2g r_0} \quad (4)$$

Ammettendo che il missile inizi il suo moto a velocità  $V_0$  e a quota zero, nella (4) possiamo sostituire i seguenti valori:  $g = 9,8 \text{ m/s}^2$ ;  $r_0 = 6,38 \cdot 10^6 \text{ m}$  (= raggio terrestre) ottenendo così

$$V_0 = 11,19 \cdot 10^3 \text{ m/s.}$$

### 3) RAPPORTO DI MASSA (o numero di Tsiolkovski)

Vedremo ora, in dettaglio, che la velocità di fine combustione di un missile può essere espressa come una semplice funzione delle sue caratteristiche costruttive e della velocità del getto.

Il consumo dei propellenti comporta una continua diminuzione della massa propulsa (ciò vale anche per gli esoreattori; ma, a parità di lavoro compiuto, la diminuzione di massa nei razzi sarà ben maggiore). Per fissare le idee immaginiamo un grande aeroplano il cui peso (a medio carico) sia di 120.000 kp, di cui 45.000 dovuti al combustibile: se dopo un viaggio l'aereo atterra con 40.000 kp in meno (corrispondenti al combustibile consumato) la progressiva diminuzione di peso avrà permesso di volare in condizioni richiedenti progressive diminuzioni di potenza e, quindi, minor consumo nella unità di tempo.

Se nei calcoli relativi ai piccoli aerei la variazione di massa è a volte trascurabile, essa non lo è mai nei razzi. Se in un intervallo di tempo infinitesimo,  $dt$ , la massa  $m$  del mobile diminuisce di una quantità pure infinitesima  $dm$ , possiamo scrivere che la variazione (negativa) di massa nell'unità di tempo,  $-dm/dt$ , corrisponde alla massa di propellenti che escono dall'eiettore nell'unità di tempo (che indichiamo con  $Q$ ). Essendo  $F = Qw$  (vedi R.d.M. n. 390), sarà anche:

$$F = - \frac{dm}{dt} w; \quad (5)$$

da cui segue immediatamente che

$$F dt = - dm w. \quad (6)$$

in pratica realizzabili (rispettivamente 8,35 e 9,8) si ottiene dalla (10)  $\lambda = 50$ . Con tali valori possiamo stabilire alcuni dati caratteristici di un missile « verosimile » del quale calcoleremo, a titolo d'esempio, la velocità caratteristica:

massa del carico utile	10 kp = 2 %
massa della struttura	50 kp = 10 %
massa del combustibile	440 kp = 88 %
massa totale	500 kp 100 %

Ammettendo che la velocità del getto motore sia  $w = 4000$  m/s, la (8) ci permette di scrivere:

$$V_f = w \ln \tau = 4000 \cdot 2,12 = 8480 \text{ m/s.}$$

La velocità ottenuta è chiaramente inferiore alla velocità di fuga, mentre i dati costruttivi ammessi nell'ipotesi sono, in pratica, poco migliorabili. Anche annullando il carico utile (che costituisce solo il 2 % della massa totale iniziale) la velocità caratteristica migliora di poco (v. fig. 4).

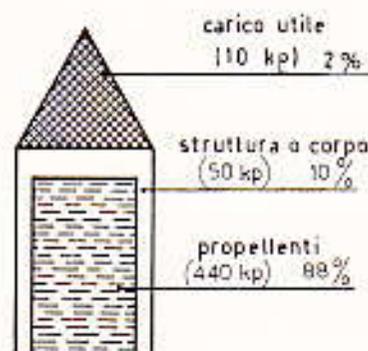


Fig. 4 - Missile monostadio schematizzato.

Se fosse possibile la separazione progressiva delle parti (serbatoi, strutture, condutture ecc.) che col procedere del volo diventano esuberanti si avrebbe quel che viene definito un « missile continuo ». Se, poi, i pezzi « inutili » fossero capaci di combinarsi progressivamente dando luogo alla spinta, si avrebbe il cosiddetto « missile perfetto »: è chiaro che ambedue le soluzioni costituiscono (almeno per ora) delle mere curiosità teoriche.

Tuttavia il raggiungimento della velocità di fuga è possibile adottando la tecnica dei missili pluristadio. Come è noto si tratta di un insieme di missili monostadio collegati in serie così da

costituire un unico missile. Quanto maggiore è il numero degli stadi (cioè delle parti autonome costituenti), tanto maggiore sarà la velocità caratteristica dell'ultimo stadio (contenente l'eventuale carico utile). Nel caso ipotetico in cui il numero degli stadi sia infinito si ha un missile continuo.

Un semplice esempio dimostra i vantaggi dell'adozione dei pluristadi: supponiamo che il missile di 500 kp, dianzi considerato, venga sovrapposto ed opportunamente collegato ad un altro missile più grande in scala 50:1 (naturalmente non è necessario che esista una esatta similitudine tra i vari stadi, anzi, si hanno vari casi pratici di stadi diversissimi, diversi perfino nel tipo di propellente usato). Ovviamente come carico utile del primo stadio è da considerare il missile più piccolo. Anche il rapporto di massa del nuovo missile è  $\tau = 8,35$ ; e  $w = 4000$  m/s, per cui la sua velocità di fine combustione sarà pure 8480 m/s. Quando i due stadi si separano ed entra in funzione il motore del secondo (ed ultimo) stadio, alla velocità iniziale impressa dal primo stadio si sommano gli incrementi di velocità dovuti alla spinta del secondo motore. Così la velocità finale del carico utile,  $V_f'$ , sarà doppia rispetto alle condizioni di cui all'esempio precedente:  $V_f' = 2 V_f = 2 \cdot 8480$  m/s, ampiamente superiore alla velocità di fuga dalla terra.

L'adozione dei missili pluristadio risulta quindi, allo stato attuale della tecnica, indispensabile nei viaggi interplanetari, che richiedono velocità minime di 11,2 km/s. La tecnica costruttiva esige grandi « raffinatezze », perchè con l'aumentare del numero degli stadi le probabilità di guasti si moltiplicano. Infatti ogni stadio dev'essere autonomo ed a funzionamento sincronizzato con quello degli altri stadi. A questo punto ci si può chiedere come sia possibile l'esplorazione del cosmo se già l'uscita dal campo gravitazionale terrestre di una certa massa utile richiede l'utilizzazione di un missile di massa assai maggiore ed il consumo di grandi quantità di combustibile. Un veicolo per l'esplorazione cosmica dovrà essere in grado di fornire l'energia necessaria alle manovre ed alle accelerazioni cui dovrà essere sottoposto dopo avere abbandonato il campo gravitazionale terrestre. Dovrà, quindi, di-

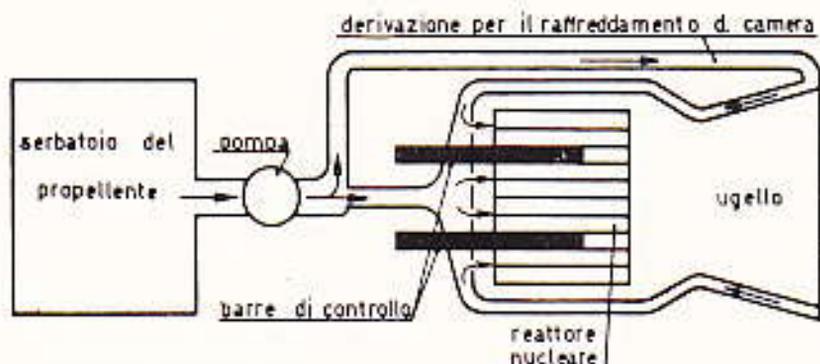


Fig. 5 - Schema di endoreattore atomico a propellente liquido.

sporre di una certa riserva di energia trasformabile nelle varie forme necessarie con i rendimenti massimi possibili. L'utilizzazione di fonti d'energia non chimica è un capitolo aperto e di grande attualità nella conquista spaziale: a titolo puramente informativo nel paragrafo che segue riportiamo alcune informazioni raccolte sull'interessante argomento.

#### 5) PROPULSORI UTILIZZANTI FONTI D'ENERGIA NON CHIMICA

Con il progredire delle ricerche sullo sfruttamento pacifico dell'energia atomica è più che naturale che gli scienziati abbiano iniziato, già da molti anni, lo studio della sua applicazione alla propulsione aerea e spaziale.

Nel 1947, sotto la sigla NEPA (Nu-

clear Energy for Propulsion of Aircraft), negli U.S.A. venne affrontato tale problema che, tuttavia, non ha ancora portato ad alcuna realizzazione pratica nota (benchè cifre astronomiche siano state investite nelle ricerche).

Con il progetto « Rover » gli Stati Uniti giunsero nel '59 alla prima esperienza statica di una pila atomica destinata a funzionare in volo.

In fig. 5 è schematizzato un motore razzo « a circuito chiuso », denominato così perchè il combustibile nucleare è separato dal getto, che è costituito da una sostanza propellente conservata in serbatoi dai quali fluisce alla camera di riscaldamento grazie ad una pompa. Nella stessa camera ha luogo lo scambio termico tra la pila ed il propellen-

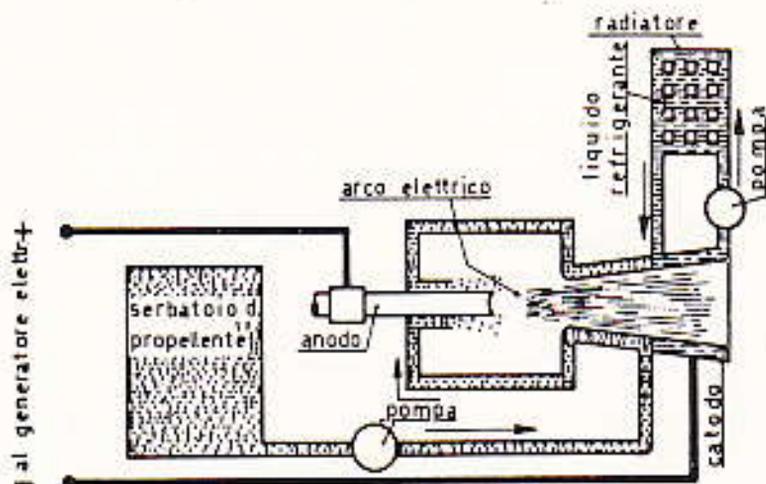


Fig. 6 - Schema di endoreattore ad arco elettrico.

te che, da qui in poi, si comporta analogamente ad un getto termochimico.

La Pratt & Whitney ha allo studio l'utilizzazione di un liquido intermedio (per esempio sodio o piombo) che sottragga calore alla pila cedendolo al propellente.

È possibile evitare certe difficoltà costruttive e gli svantaggi sul rendimento dovuti all'adozione di scambiatori di calore facendo sì che nella camera di combustione la pila liberi la sua energia in presenza del propellente: si ha allora un propulsore atomico « a ciclo aperto » (allo studio presso la General Electric).

cola centrale atomica oppure i raggi solari. La velocità di efflusso può raggiungere i 15.000 m/s ed anche più, però la portata di massa ottenibile è assai piccola rispetto alle portate dei getti termochimici e questo sistema può essere utilizzato ove i campi gravitazionali hanno intensità minime.

Limiti operativi ancor più ristretti sono imposti dalla utilizzazione del motore ionico schematizzato nella figura 7: contrariamente agli altri motori non vi si incontra un propellente che si riscalda e che viene fatto espandere. I vapori di metalli facilmente ionizzabili, quali il rubidio ed il cesio, ven-

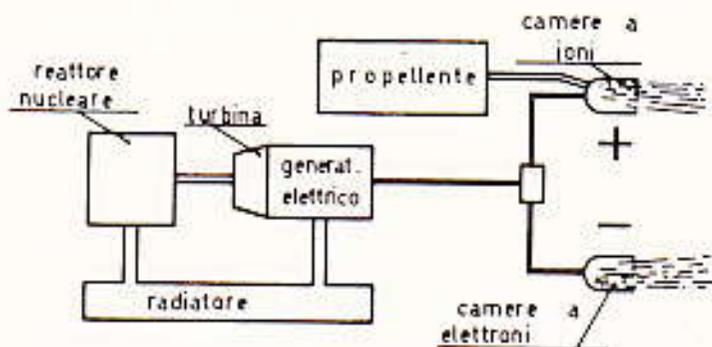


Fig. 7 - Schema di motore-razzo a ioni.

Il propulsore atomico risulta, però, di dimensioni e peso tali da dover essere escluso a priori, a detta di molti specialisti, da qualunque applicazione pratica sia nella versione a ciclo chiuso sia in quella a ciclo aperto. Il tutto senza contare il pericolo di contaminazione radioattiva (specialmente nel secondo tipo).

Un altro progetto di propulsore non chimico mira all'utilizzazione dell'energia termica sviluppata da un arco elettrico. Tale progetto (schematizzato in fig. 6) prevede la sistemazione di un elettrodo positivo in posizione coassiale ed incastrato nella camera di riscaldamento. L'ugello, raffreddato ad una temperatura tale da garantirne la stabilità meccanica, costituisce l'elettrodo negativo. Il propellente introdotto, in presenza dell'arco, si riscalda aumentando di pressione: il propellente più indicato è l'idrogeno. La fonte d'energia elettrica potrebbero essere una pic-

gono ionizzati grazie all'effetto di una corrente elettrica a 220 volt. Sotto l'azione di un campo elettrico gli ioni positivi vengono accelerati e, poco dopo avere abbandonato le cellule ioniche, si riuniscono agli elettroni prima perduti. Ne risulta un getto di gas ad alta temperatura (un getto di plasma) dotato di una velocità di 80-100 km/s. L'accelerazione che una spinta così ottenuta può fornire all'enorme massa che costituisce il motore è dell'ordine di  $10^{-1} g$  (ove  $1 g = 9,8 m/s^2$ ) in uno spazio libero immaginario. In compenso, tale spinta può essere mantenuta per lungo tempo cosicché non è da escludere che la propulsione ionica possa interessare praticamente i voli cosmici.

## 6) CONCLUSIONE

Con queste considerazioni si conclude la breve serie di articoli riguardanti alcuni aspetti della propulsione aerea.

Speriamo di avere raggiunto l'intento di chiarire al lettore, con un'esposizione semplice e sintetica, ma esatta, l'importanza di certi dati che spesso ricorrono nella stampa informativa non specializzata.

Il lettore desideroso di approfondire la materia può reperire facilmente te-

sti specializzati, anche ad alto livello scientifico. L'importante, ai fini di queste note, è che i pochi dei molti aspetti trattati abbiano soddisfatto il più completamente possibile la giusta curiosità dei nostri lettori, che quotidianamente sentono parlare di tanti attuali problemi spaziali.

---