

## Sistemi di propulsione elettrotermica (\*)

R. MONTI (\*\*)

Ricevuto il 18 Maggio 1963

**RIASSUNTO.** — Si pongono in risalto le limitazioni della propulsione chimica rispetto a quella termica non convenzionale e si esaminano i problemi e le applicazioni dei sistemi elettrotermici. Si illustrano alcune proposte per migliorare il processo di riassociazione all'interno dell'ugello in presenza di fenomeni di non-equilibrio chimico.

**SUMMARY.** — The problems related to the construction and to the applications of the electrothermal propulsive devices are pointed out. The nozzle behavior is examined when chemical non-equilibrium phenomena are present because of the high temperature and the high velocity of the gas propellant.

With reference to a linearized analysis which yields some information about the design parameters to be considered in the present case, some proposal, for increasing the so called non-equilibrium efficiency, are considered either suitably shaping the nozzle contour or trying to influence the chemical kinetics of the dissociation reaction during the propellant expansion inside the nozzle.

The mentioned proposals will be considered in details in the next future.

### 1. — INTRODUZIONE.

Sistemi propulsivi termici sono quelli che convertono energia termica contenuta in un propellente ad alta temperatura, a mezzo di una espansione in un ugello, in energia cinetica. L'ugello è quindi il sistema che converte energia disordinata delle particelle (energia termica) in energia ordinata (energia cinetica del getto).

---

(\*) Nota presentata al 2° Congresso Internazionale Tecnico Scientifico dello Spazio. Roma, 19-23 Giugno 1962.

(\*\*) Istituto di Aeronautica. Università di Napoli.

La velocità di scarico di un ugello, se il processo all'interno di esso è adiabatico, può immediatamente ricavarsi dalla conoscenza delle entalpie totali per unità di massa (sensibili più quelle di riferimento) all'ingresso dell'ugello ( $h_i$ ) e all'uscita da esso ( $h_u$ ) dalla:

$$V_u = \sqrt{2} \sqrt{h_i - h_u}. \quad [1]$$

La [1] esprime un bilancio energetico eguagliando la diminuzione di entalpia alla energia cinetica del getto nel caso che  $V_i = 0$ .

Introducendo i rendimenti  $\varepsilon_{\text{tch}}$   $\varepsilon_{\text{ad}}$  definiti in seguito, nella (1), e indicando con  $H_i$  la entalpia per Kg mole (Cal/Kg mole), con  $m$  il peso molecolare del gas e con  $I_{sp}$  l'impulso specifico (secondi), si ha:

$$I_{sp} = \frac{V_u}{g} = K \sqrt{\varepsilon_{\text{tch}} \varepsilon_{\text{ad}}} \sqrt{\frac{H_i}{m}}. \quad [2]$$

La [2] sintetizza i limiti e le possibilità dei sistemi propulsivi termici. Infatti l'impulso specifico che, pur non essendo l'unico parametro da prendere in esame nei sistemi di propulsione spaziale, è il parametro di maggiore importanza per missioni spaziali particolarmente lontane (\*), può essere incrementato, rispetto ai sistemi convenzionali, soltanto se:

— Si aumenta il valore di  $H_i$  cioè della energia posseduta dalle singole particelle all'ingresso dell'ugello; tale energia è, per ogni propellente, funzione crescente della temperatura.

— Si diminuisce  $m$  cioè, a pari  $H_i$ , si aumenta l'energia per unità di peso di fluido.

— Si migliorano valori del prodotto  $\varepsilon_{\text{tch}} \varepsilon_{\text{ad}}$ .

Il processo secondo cui viene incrementata la temperatura del propellente è diverso a seconda che si tratta di:

1) razzi chimici nei quali avviene un processo di combustione che converte l'energia chimica (energia potenziale inerente alla struttura

---

(\*) Il valore di  $I_{sp}$  che ottimizza la massa totale del veicolo spaziale per un tipo di sistema propulsivo e per una assegnata missione spaziale, individuata normalmente dal valore dell'incremento della velocità e dal carico utile, cresce con la lontananza della missione stessa. Per i sistemi chimici e per un dato propellente si raggiunge un compromesso tra incrementi di  $I_{sp}$ , e la conseguente diminuzione del peso del propellente, e incremento del peso strutturale al crescere del rapporto delle pressioni. Per i sistemi non convenzionali il compromesso è raggiunto tra peso del propellente necessario (che diminuisce con  $I_{sp}$ ) e peso dell'apparato sorgente-convertitore-generatore di spinta (la cui potenza e peso cresce con  $I_{sp}$ ).

molecolare del propellente) in energia termica (energia media competente ai gradi di libertà interni, traslatori, rotatori, vibratori) e in altre forme di energia (dissociazione, ionizzazione).

2) Razzi nucleari, solari o elettrotermici per i quali l'energia viene ceduta al propellente da una sorgente esterna a mezzo di trasmissione di calore o direttamente (sistema solare o nucleare) o tramite la conversione di essa energia in energia elettrica; in questi ultimi tipi vi è ovviamente necessità di apparati di conversione dell'energia, messa a disposizione dalla sorgente, in energia elettrica e di particolari sistemi che convertono l'energia elettrica, in energia termica da trasmettere al propellente (archi elettrici, resistenze ohmiche, ecc.).

Per i razzi chimici il valore di  $H_i$  è limitato dal contenuto energetico dei carburanti (per carburanti avanzati del tipo  $H_2 - O_2$ ,  $H_i \simeq 25$  Cal/gm mole) mentre per i sistemi non convenzionali, in particolare gli elettrotermici, il valore di  $H_i$  è teoricamente illimitato nel senso che, se non intervenissero difficoltà tecnologiche e di disponibilità di energia, si potrebbe immettere una quantità di energia, per particella, grande a piacere; in pratica, per esempio, per  $H_2$  il valore limite tecnologico (corrispondente ad una temperatura di 15.000 °K) è di  $H_i \simeq 200$  Cal/urg mole. Pertanto solo con i sistemi di propulsione avanzata, che utilizzano il principio di immettere nel propellente energia messa a disposizione da un'altra sorgente anziché sfruttare solo quella chimica contenuta nel propellente stesso, si possono realizzare grandi  $Isp$  e quindi compiere missioni negate ai propellenti chimici. Per i sistemi chimici, inoltre, vi è la ulteriore limitazione del valore di  $m$ , dovuta alla presenza dell'ossidante che ha un peso molecolare molto grande. Questa è forse la ragione principale che ha spinto verso nuove soluzioni; infatti, anche con un valore di  $H_i$  pari a quello che si ha per combustione  $H_2 - O_2$  con rapporto corrispondente all'impulso specifico massimo ( $n_{H_2}/n_{O_2} \simeq 4$ ) un sistema elettrotermico, con propellente  $H_2$ , raggiunge un impulso specifico circa 2,5 volte maggiore del sistema chimico.

## 2. - SVILUPPO ATTUALE DEI MOTORI ELETTROTERMICI.

Tra i sistemi termici non convenzionali (non chimici) il sistema di propulsione elettrotermica riceve notevolissima attenzione ed è quello in fase decisamente più avanzata anche perché il suo componente principale (arco elettrico) è stato ed è attualmente sviluppato anche per applicazioni non propulsive (plasma-jet, tunnel a vento ad arco, ecc.) che

adottano un arco elettrico dalle caratteristiche molto simili a quello di un arco-jet.

Innanzitutto vale la pena richiamare quali sono le potenzialità di un sistema propulsivo elettrotermico con particolare riferimento al possibile impiego spaziale che si sta concretizzando con la messa a punto del progetto SNAP 8 e di altri reattori nucleari. Come è noto il reattore nucleare SNAP 8, generatore di energia elettrica per impieghi spaziali, produce una potenza elettrica di 30 o 60 KW a secondo che si prevedono uno o due gruppi di turbogeneratori.

Molti studi e proposte di missioni spaziali sono state fatte prevedendo l'impiego dello SNAP 8 con sistemi di propulsione elettrotermica, a ioni ed a plasma, tra essi il più immediato sembra sia proprio un sistema ad arco elettrico. Per tale sistema le missioni possibili sono molte e si cita qui solo quella attualissima del lancio, nel piano equatoriale terrestre, di un satellite per comunicazioni che ruoti con la stessa velocità angolare della terra in modo da risultare fisso rispetto ad un osservatore terrestre.

In linea di massima i vantaggi dell'uso di un razzo ad arco rispetto ad un razzo chimico sono:

- 1) Possibilità di portare carichi maggiori anche se in tempi più lunghi (data la piccolezza del rapporto spinta/peso);
- 2) Ottima possibilità della regolazione della spinta;
- 3) Disponibilità di una grande potenza elettrica una volta portata a compimento la missione.

Queste caratteristiche rendono particolarmente adatto questo sistema propulsivo per la missione sopracitata. Si pensa <sup>(6)</sup> per esempio, di variazione delle dimensioni, sostituzione delle parti consumate ed inquinare un razzo (di circa 4000 kg) inizialmente su un'orbita di circa 500 km, a mezzo di un booster Atlas e successivamente, a mezzo di un arco-jet alimentato dalla SNAP 8 (0,5 kg di spinta con  $I_{sp} = 1100$  sec.) di portare nell'orbita prevista (circa 36.000 km), con una traiettoria a spirale, il carico utile di circa 900 kg più la centrale elettrica. Questo per mettere in risalto l'attuabilità del problema e la sua pratica attuazione.

Un arco-jet è composto semplicemente da due elettrodi di cui uno (l'anodo) è a forma di ugello e l'altro a forma di una spina conica (Vedi Fig. 1); normalmente il propellente entra nella zona dell'arco tangenzialmente in modo da provocare una rotazione dell'arco, in tal modo evi-

tando punti caldi e le conseguenti forti erosioni, e provvedendo a rendere uniforme la temperatura e la composizione del gas all'ingresso dell'ugello. I problemi principali di un sistema propulsivo ad arco sono:

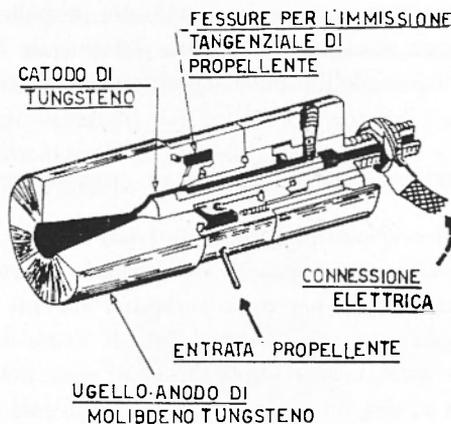


Fig. 1

- consumo degli elettrodi;
- inquinamento del flusso;
- raffreddamento;
- rendimento di conversione;
- uniformizzazione del propellente a monte dell'ugello;
- scelta del propellente;
- tipo di potenza elettrica da impiegarsi;
- avviamento dell'arco;
- progetto dell'ugello.

Questi per citare solo i problemi più importanti o, comunque, quelli più caratteristici di questo sistema: evidentemente, accanto ai problemi citati, esistono quelli comuni a tutti i sistemi propulsivi avanzati che prevedono l'impiego di un reattore nucleare: peso, dimensioni, schermaggio, sicurezza di funzionamento, regolazione dei vari componenti ecc.

Si discutono brevemente i vari problemi elencati e si prenderà poi in esame più dettagliato la progettazione dell'ugello ed i problemi relativi.

### 3. - CONSUMO DEGLI ELETTRODI - INQUINAMENTO.

La realizzazione di una durata degli elettrodi molto lunga è stato uno dei problemi più spinosi della evoluzione degli archi elettrici; se per applicazioni terrestri, possono essere tollerate forti erosioni, nello spazio, invece, avere una durata lunga è una « conditio sine qua non » per le ovvie complicazioni di alimentazione degli elettrodi che si consumano.

namento del getto con i relativi peggioramenti delle caratteristiche propulsive.

Infatti, dato l'elevatissimo peso molecolare delle sostanze metalliche costituenti gli elettrodi, paragonato a quello del propellente (che è circa 2 ordini di grandezza minore), anche una percentuale bassa di erosione può peggiorare il valore dell'impulso specifico del sistema.

#### 4. - RAFFREDDAMENTO - RENDIMENTO DI CONVERSIONE.

Per poter ridurre il consumo degli elettrodi e poter avere valori non eccessivi delle sollecitazioni termiche è necessario prevedere un raffreddamento. Il raffreddamento per convezione nei sistemi di laboratorio è notevolmente semplificato per la possibilità di avere a disposizione un liquido refrigerante senza nessuna limitazione di peso; nello spazio, invece, bisognerà ricorrere ai sistemi già proposti ed impiegati nei razzi chimici per valori molto alti della trasmissione di calore e cioè sistemi a rigenerazione (a film di liquido o a traspirazione attraverso gli elettrodi).

Il raffreddamento del sistema evidentemente costituisce una perdita per il sistema propulsivo. Si può definire un rendimento globale di conversione ( $\epsilon_{\text{con}}$ ) come il rapporto tra l'energia elettrica a disposizione ( $P_e = I V$ ) e quella effettivamente somministrata al fluido ( $\Delta H_i \cdot w$ ).

$$\epsilon_{\text{con}} = \frac{\Delta H_i}{I V} w \quad [3]$$

dove  $w$  è la portata di massa di propellente e  $\Delta H_i$  l'energia incamerata dal propellente per unità di massa.

Il rendimento  $\epsilon_{\text{con}}$  così definito dipenderà anche dalle caratteristiche elettriche del sistema. Più precisamente la corrente elettrica ( $I$ ) di alimentazione dell'arco dovrà circolare anche negli elettrodi e nei circuiti ad essi connessi; questa corrente e l'inevitabile resistenza elettrica degli elettrodi e dei circuiti darà luogo a una potenza dissipata per effetto Joule  $I^2 R_e = V_e I$  dove  $V_e$  è la caduta nel circuito (principalmente negli elettrodi). Se si indica con  $V_a$  la caduta Ohmica attraverso l'arco, tenendo presente che la potenza dissipata nel circuito può ritenersi persa ai fini propulsivi, si potrà definire ancora un rendimento elettrico ( $\epsilon_{\text{el}}$ ) come rapporto tra la potenza utilizzabile (a meno di perdite per trasmissione di calore) e quella totale necessaria per far funzionare il sistema ( $I V$ )

$$\epsilon_{\text{el}} = \frac{P_a}{P} = \frac{I V_a}{I (V_a + V_e)} = \frac{1}{1 + \frac{R_e}{R_a}} \quad [4]$$

quindi il valore del rapporto  $R_c/R_a$  è indicativo del rendimento di funzionamento dell'arco. Questo valore dipende, oltre che da altri fattori, anche dalla potenza di gioco perché, all'aumentare della potenza, aumenta la temperatura, il grado di ionizzazione, e quindi la conducibilità del propellente nella zona dell'arco; ciò provoca un aumento del rapporto  $R_c/R_a$  e una diminuzione del rendimento  $\epsilon_{el}$  e quindi di  $\epsilon_{con}$ . I problemi della durata degli elettrodi, dell'inquinamento del flusso, del raffreddamento e del rendimento di conversione sono legati tra loro e la soluzione migliore è un compromesso tra i diversi fattori.

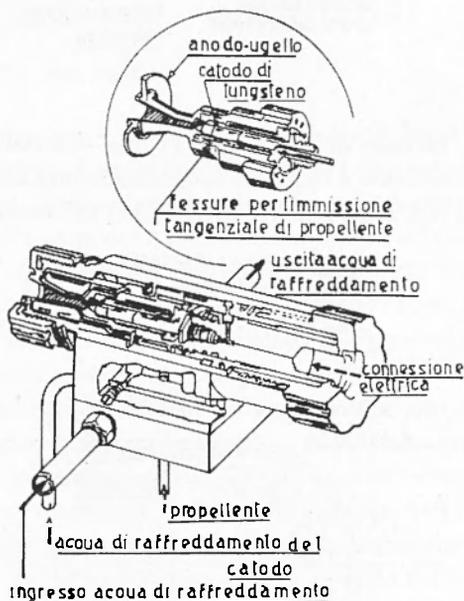


Fig. 2

Se il sistema di raffreddamento prescelto è per radiazione (Vedi Fig. 1) allora cura particolare va posta nella scelta di materiali, altamente refrattari, e nella realizzazione di una temperatura il più uniforme possibile onde evitare punti caldi, e quindi fusioni o sublimazioni locali e, contemporaneamente, un inquinamento del getto, con conseguente innalzamento del peso molecolare e riduzione di  $I_{sp}$ . Una soluzione caratteristica per il raffreddamento ad acqua, per apparati sperimentali da laboratorio, è illustrata in Fig. 2. Il materiale impiegato comunemente per il catodo è il tungsteno e per l'anodo, invece, a seconda del tipo di raffreddamento, rame o tungsteno.

Un'altra possibile soluzione di alcuni dei problemi elencati e precisamente dell'inquinamento del getto e delle erosioni degli elettrodi prevede un movimento dell'arco elettrico in modo tale che esso non resti fisso

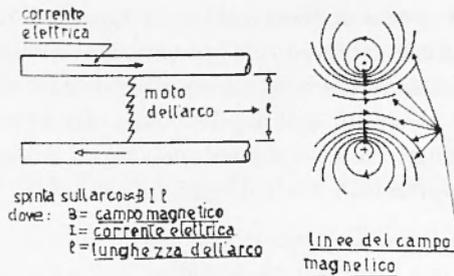


Fig. 3

ma ruoti intorno all'asse di simmetria di due elettrodi concentrici. A questo scopo il propellente è immesso tangenzialmente in modo da provocare una rotazione dell'arco, oppure, sfruttando l'interazione tra la scarica

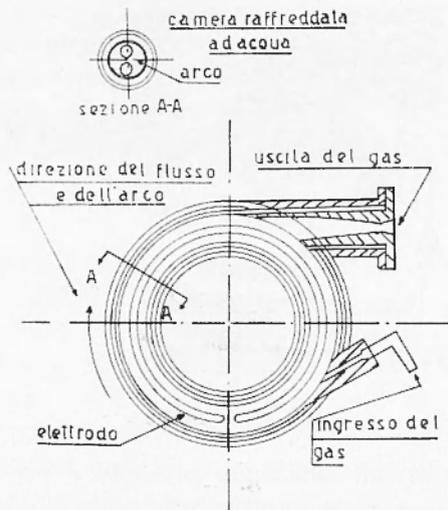


Fig. 4

elettrica e un campo magnetico, generalmente quello indotto dalla stessa corrente di alimentazione dell'arco (Vedi Fig. 3), si mette in moto l'arco migliorando la uniformità del gas all'ingresso dell'ugello.

La proposta dei metodi accennati è giustificata anche dalla considerazione che, per migliorare il rendimento del trasferimento di energia tra l'arco elettrico e il fluido, bisogna provocare il massimo numero di colli-

sioni tra le particelle di fluido, attraverso le quali passa l'arco elettrico, e che quindi sono altamente eccitate nei diversi gradi di libertà, e le altre che vengono riscaldate proprio in seguito a collisione con le prime. Questo si realizza creando nell'unità di tempo un gran numero di tali particelle eccitate (forti correnti) con un libero cammino medio corto (alta pressione) e interessando un forte volume di fluido (moto rapido dell'arco). Il principio è sfruttato nell'arco jet illustrato in Fig. 4 nel quale un arco tra due elettrodi concentrici circolari è messo in rotazione, con velocità maggiore della velocità del flusso tangenziale di propellente.

#### 5. - UNIFORMITÀ DEL FLUSSO.

In genere per poter ottenere una buona uniformità del getto bisognerebbe immettere il propellente ad alta temperatura in una camera di ristagno nella quale, a mezzo di collisioni, le particelle, provenienti direttamente dalla zona dell'arco, possano cedere ad altre che posseggono energia minore, quella parte dell'energia eccedente l'energia media. In questa fase, quindi, parte dell'energia di ionizzazione e di dissociazione delle particelle, interessate dall'arco elettrico, viene recuperata, dal punto di vista propulsivo, perchè ceduta e convertita in energia termica delle particelle circostanti più fredde. È conveniente poter disporre di una camera di ristagno, le cui dimensioni vanno fissate prendendo in considerazione i tempi caratteristici per gli scambi energetici tra le particelle (19), peso, dimensioni, flusso di energia sotto forma di calore attraverso le pareti, geometria e difficoltà tecnologiche. Anche se la turbolenza facilita molto un livellamento energetico tuttavia essa dà luogo a dissipazioni e pertanto bisogna limitarne l'entità a valori accettabili: uno dei sistemi è, per esempio, quello già illustrato in Fig. 4 che sembra possa diminuire la turbolenza a mezzo di un riscaldamento del gas più graduale di altri sistemi proposti. Il problema della protezione dell'ugello e di altre parti, sollecitate termicamente, è comune a quello relativo ai razzi chimici.

#### 6. - SCELTA DEL PROPELLENTE.

Per quanto riguarda la scelta del propellente la questione è molto dibattuta tra  $H_2$ ,  $H_2$ ,  $A_2$ ,  $NH_3$  e bipropellenti (tipo  $H_2 + Li$ ). Ognuno di questi propellenti presenta caratteristiche tali da farli prefe-

riè in applicazioni particolari. I fattori che giocano nella scelta di un propellente sono svariati e precisamente si auspica:

- un basso peso molecolare  $m$ ;
- un propellente non criogenico (qualità in genere in contraddizione con la precedente);
- buone caratteristiche di immagazzinamento, maneggevolezza, non tossicità, alto peso specifico;
- bassa reattività, soprattutto con i materiali costituenti gli elettrodi;
- basso numero di atomi costituenti la molecola. Buone caratteristiche di dissociazione e ionizzazione. Caratteristiche tali da generare un arco elettrico stabile.

Tutti i requisiti elencati sono ovvi, una menzione merita soltanto l'ultimo gruppo. Una molecola con molti atomi oltre a comportare, necessariamente, un forte peso molecolare comporta, ad alte temperature, forti valori dell'energia spesa per la dissociazione del propellente; questa energia è, nella migliore delle ipotesi, recuperata nell'ugello con grado di sfruttabilità minore (l'energia liberata dalle reazioni di riassociazione viene fornita al propellente a pressioni più basse di quella della camera di ristagno).

In Fig. 5 si riportano le caratteristiche dei più importanti tipi di propellenti proposti. Si nota come per l'idrogeno è possibile realizzare il massimo  $I_{sp}$ , a parità di temperatura di ristagno, rispetto ad altri propellenti, ma il rendimento per flusso congelato (supponendo cioè che la composizione del gas resti costante durante l'espansione, ed eguale a quella del ristagno), è molto basso rispetto all'elio che, essendo monoatomico, non si dissocia.

Per quanto riguarda le caratteristiche di ionizzazione è importante notare che un forte valore del potenziale di ionizzazione migliora il valore di  $\epsilon_{ei}$  al crescere di  $I_{sp}$ . In tal caso, infatti, il grado di ionizzazione non varia eccessivamente al crescere della temperatura (e quindi della potenza dell'arco a pari portata) nella zona dell'arco e in conseguenza anche la conducibilità dell'arco non diminuisce molto e il rapporto  $R_u/R_e$  risulta solo poco minore.

La stabilità dell'arco deriva dalla dimensione dello stesso. Se l'arco ha una piccola sezione normale una accidentale distorsione di esso porta ad una resistenza maggiore e ad un pericolo di interruzione dell'arco (o comunque di instabilità); se la sezione normale è grande, come nel caso dei propellenti monoatomici, l'effetto è meno sentito. Per ovviare all'in-

conveniente della instabilità, al forte flusso di calore alle pareti e, soprattutto, per migliorare il valore di  $\varepsilon_{\text{teh}}$  si è proposto l'impiego di  $H_2 + Li$ ; quest'ultimo elemento è monoatomico ed ha una bassa energia di ioniz-

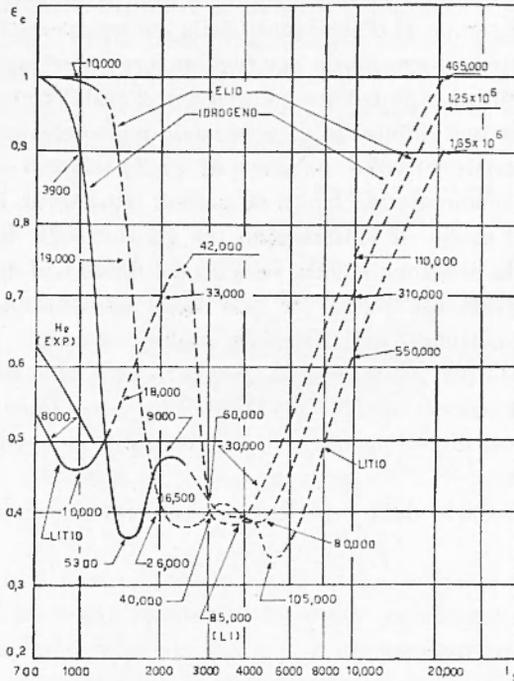


Fig. 5

zazione (5,39ev) rispetto all'idrogeno (13,6ev). Il  $L$  è immesso nella zona dell'arco e l' $H_2$  forma un vortice attorno ad esso e protegge le pareti della camera. In tal modo può aversi una temperatura della miscela abbastanza bassa all'ingresso dell'ugello e quindi un piccolo grado di ionizzazione dell' $H_2$ .

#### 7. - TIPO DI POTENZA ELETTRICA.

La scelta del tipo di corrente elettrica è abbastanza controversa il che è un indice che sia la corrente alternata che quella continua hanno un loro campo di applicazione; qualche volta il tipo adoperato dipende unicamente dal tipo di potenza elettrica disponibile. La corrente alternata ha il problema fondamentale della riaccensione dell'arco due volte

per ogni periodo; la facilità del ristabilimento dell'arco dipende sostanzialmente dalla conduttività del fluido nella zona dell'arco cioè dal suo grado di ionizzazione all'atto dell'applicazione della differenza di potenziale. Ovviamente questa ionizzazione, al cessare della corrente, tende a diminuire e, se il tempo di rilassamento della ionizzazione è breve rispetto al semiperiodo (tempo necessario per raggiungere valori alti della differenza di potenziale ai capi dell'arco) l'arco non si stabilizzerà più, a meno che non si abbia una differenza di potenziale molto elevata (fino ad un valore del potenziale 20 volte maggiore di quello relativo alle condizioni normali di funzionamento per c.a. a 60 periodi trifase) [2]. La velocità di diminuzione del grado di ionizzazione tra gli elettrodi diminuisce con l'aumentare della pressione e della velocità del fluido e al diminuire della temperatura circostante l'arco. Si può agire aumentando il numero delle fasi e immettendo del materiale molto ionizzabile (seeding). La corrente alternata può essere comoda per la facilità della sua produzione e della trasformazione nonché per provocare spostamenti alternativi dell'arco, a mezzo di campi magnetici autoindotti, per evitare ablazioni sugli elettrodi.

La maggior parte delle esperienze è stata finora condotta con corrente continua.

#### 8. - AVVIAMENTO DELL'ARCO.

Il problema dell'avviamento dell'arco presenta anche qualche difficoltà connessa con l'eventuale esigenza di dover provvedere a successive accensioni. Un metodo ovvio è quello di portare a contatto i due elettrodi o comunque ad una distanza molto piccola; per fare ciò si ha bisogno di un meccanismo di avanzamento, per esempio, del catodo. Vero è che, a volte, un sistema di alimentazione può risultare necessario per alimentare il catodo a causa del consumo di esso durante il funzionamento; nel caso però che questa alimentazione non sia prevista, un simile sistema potrebbe risultare troppo complesso. Si può pensare ad un circuito elettrico che funzioni da interruttore a mezzo di trasformatori ad impulsi che fanno scoccare un piccolo arco in prossimità di due elettrodi e quindi innescano l'arco principale; bisogna provvedere in tal caso ad un isolamento di questo circuito o, meglio, ad un successivo allontanamento di esso dalla zona dell'arco per evitarne la distruzione. Il sistema più semplice e più sicuro potrebbe essere quello di iniettare tra gli elettrodi un fluido conduttore oppure un gas a basso potenziale di ionizzazione.

## 9. - RESISTO-JET.

Una menzione particolare merita un altro tipo di sistema elettrotermico: il resisto-jet (?). Come dalla stessa parola, questo è un sistema elettrotermico che sfrutta l'effetto Joule in una resistenza elettrica, di materiale speciale, per somministrare energia, sotto forma di calore, ad un propellente a basso peso molecolare (per es.  $H_2$  o  $H_2O$ ).

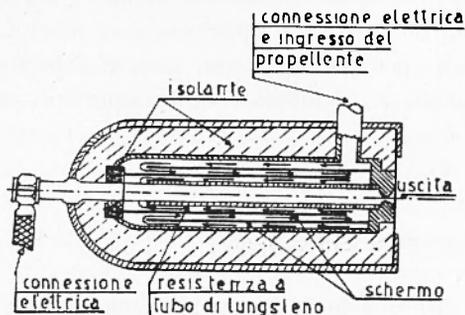


Fig. 6

La resistenza è di tungsteno e può arrivare fino a temperature di  $3000^\circ$  in atmosfera non ossidante; in queste condizioni con  $H_2$  si può arrivare fino a  $I_{sp} = 1000$  sec. La Fig. 6 illustra il possibile schema di riscaldamento del propellente a rigenerazione. I vantaggi di questa soluzione sono:

- 1) semplicità e basso potenziale elettrico necessario per il funzionamento;
- 2) facilità della regolazione della spinta e dell'impulso specifico;
- 3) accoppiamenti a diversi generatori di corrente sia alternata che continua;
- 4) nessun problema di avviamento;
- 5) buoni valori di  $\epsilon_{con}$ .

D'altra parte, però, l'impiego è limitato a valori di  $I_{sp} \approx 1000$  (per  $H_2$ ) ed inoltre, per una durata ragionevole della resistenza, non bisogna superare il limite di  $25 \text{ W/cm}^2$  di superficie.

L'impiego di materiali migliori del tungsteno (come carburi di Niobio, Tantalio, e Afnio) possono incrementare i valori di  $I_{sp}$  oltre il 10%.

Per il resisto-jet la pressione operativa va scelta considerando che, da un lato, un valore alto di essa incrementa la trasmissione del calore

dall'elemento resistivo al fluido e quindi incrementa il valore di  $\varepsilon_{\text{con}}$ , dall'altro incrementa le sollecitazioni e fa diventare critiche le dimensioni della sezione di gola a causa delle erosioni. In seguito a questo bilancio la pressione migliore sembra essere attorno a  $2 \div 3$  atmosfere per impiego di  $H_2$  e per una pressione all'esterno circa zero.

Infine resta il problema, che si vuole esaminare più da vicino, del processo di conversione della energia del fluido a monte dell'ugello, in energia cinetica del getto all'uscita.

Il problema è comune a tutti i sistemi termici e pertanto l'importanza di realizzare buoni rendimenti di conversione va al di là dei sistemi elettrotermici anche se, per questi sistemi, date le altissime temperature di ristagno raggiungibili, il problema assume aspetti di particolare importanza.

#### 10. - RENDIMENTI DELL'UGELLO.

L'energia a disposizione per la conversione (entalpia totale del propellente) è immagazzinata in diverse forme energetiche associate ai gradi di libertà interna (traslatori, rotatori, vibratori) e ai fenomeni di dissociazione e di ionizzazione delle particelle.

Questi gradi di libertà sono eccitati, cioè esiste una certa energia ad essi associata, man mano che la temperatura cresce.

Poiché esiste la possibilità di scambio tra le forme energetiche sopraelencate, via via che l'energia traslatoria viene convertita nell'ugello in energia cinetica, gli altri gradi di libertà, per ristabilire le condizioni di equilibrio che comportano una ben definita distribuzione dell'energia totale fra tutti i gradi di libertà, cedono parte della energia ad essi associata al grado di libertà traslatoria.

Questi scambi sono caratterizzati, da un certo numero statistico di collisioni e, poiché l'intervallo medio del tempo tra due collisioni successive è finito ed è determinato dal valore della pressione e della temperatura, si avrà un valore finito del tempo necessario per il raggiungimento dell'equilibrio (tempo di rilassamento e tempo chimico caratteristico, se si parla di equilibrio chimico tra diverse speci molecolari).

Il raggiungimento dell'equilibrio di un particolare processo, come si metterà meglio in risalto in seguito, nel moto di un fluido si ha solo se il tempo caratteristico del processo è trascurabile rispetto ad un tempo caratteristico macroscopico (nel caso particolare rappresentato, per esempio, dal tempo di permanenza della particella fluida nell'interno dell'u-

gello). Si può anticipare che, per espansioni forti e ugelli corti, dati i brevissimi tempi di permanenza, difficilmente si raggiungeranno le condizioni di equilibrio e quindi parte dell'energia, che in equilibrio sarebbe disponibile per la conversione in energia cinetica, è invece esclusa dal processo di conversione e resta contenuta nel fluido allo scarico.

Un'analisi dei tempi caratteristici ha mostrato che gli scambi energetici tra i gradi di libertà traslazionali, rotazionali e vibrazionali avvengono in tempi molto piccoli rispetto al tempo macroscopico  $t_M$  (anche se il tempo di rilassamento vibrazionale è più lungo di quello rotazionale di diversi ordini di grandezza) e poiché, viceversa, i tempi caratteristici chimici delle reazioni di dissociazione e ionizzazione sono relativamente lunghi rispetto a  $t_M$  (per ugelli convenzionali e forti espansioni), si può definire flusso congelato quello per il quale la composizione chimica resta costante e uguale a quella all'ingresso dell'ugello mentre i gradi di libertà traslatoria, rotatoria e vibratoria (energia termica) sono in equilibrio.

Il mancato raggiungimento dell'equilibrio in un ugello di scarico può essere valutato globalmente, ai fini propulsivi, a mezzo di un rendimento, che si indica con  $\varepsilon_{\text{teh}}$  (\*), che esprime il rapporto tra l'energia convertita in energia cinetica ( $h_i - h_u$ ) e l'energia che sarebbe convertita se il fluido fosse in condizioni di equilibrio all'interno dell'ugello ( $h_i - h_u^e$ ).

$$\varepsilon_{\text{teh}} = \frac{h_i - h_u}{h_i - h_u^e} \quad [5]$$

dove gli indici  $i$  ed  $u$  indicano, rispettivamente, le condizioni all'ingresso e all'uscita dell'ugello di scarico.

Il rendimento  $\varepsilon_{\text{teh}}$ , come definito dalla [5] potrà variare entro i limiti  $1 \leq \varepsilon_{\text{teh}} \leq \varepsilon_c$  dove

$$\varepsilon_c = \frac{h_i - h_u^c}{h_i - h_u^e} \quad [6]$$

è il rendimento congelato e  $h_u^c$  è l'entalpia competente al gas all'uscita dell'ugello se la composizione rimanesse costante ed uguale a quella del gas all'ingresso dell'ugello (efflusso congelato). Evidentemente  $h_u^c$  è il valore massimo della entalpia allo scarico che può aversi con una certa geometria, con certe condizioni iniziali e con un certo valore della pressione esterna; a questo valore corrisponde il minimo valore del rendimento di non/equilibrio  $\varepsilon_{\text{teh}}$ .

---

(\*) L'indice *teh* vuole indicare che tale rendimento dipende da un tempo chimico caratteristico diverso da zero.

Viceversa, se i tempi caratteristici chimici fossero molto minori del tempo caratteristico macroscopico, al limite se i loro rapporti sono zero, si potrebbero realizzare, durante la fase di espansione, le condizioni di equilibrio chimico e quindi avere la massima energia possibile convertita in energia cinetica ( $h_u = h_u^e$ ;  $\varepsilon_{\text{tch}} \equiv 1$ ).

In pratica si avrà un valore di  $\varepsilon_{\text{tch}} < 1$  e quindi non tutta l'energia immagazzinata sotto forma chimica (normalmente dissociazione) verrà recuperata nell'ugello.

Il rendimento adiabatico dell'ugello si definisce:

$$\varepsilon_{\text{ad}} = \frac{h_i - h_u^e}{h_i} \quad [7]$$

cioè esso è il rapporto tra l'energia cinetica all'uscita, per un processo di espansione in equilibrio termodinamico, e l'energia contenuta nel fluido all'ingresso dell'ugello. In assenza di cause dissipative all'interno del gas e per espansione adiabatica:

$$\varepsilon_{\text{ad}} = f(A^*/A_u, P^*/P_u)$$

dove  $A^*$  e  $p^*$  sono, rispettivamente, i valori critici dell'area della sezione normale e della pressione (\*). Evidentemente il rendimento globale dell'ugello è  $\varepsilon = \varepsilon_{\text{tch}} \varepsilon_{\text{ad}}$ .

Il considerare, accanto a  $\varepsilon_{\text{ad}}$  anche il rendimento  $\varepsilon_{\text{tch}}$  è il fatto nuovo della propulsione elettrotermica rispetto alla chimica; infatti, se prima si poteva trascurare un non equilibrio chimico durante l'espansione perché esso portava a perdite di non più del 5 ÷ 10% dell'energia utilizzabile, adesso, invece, date le temperature raggiunte e dato che i livelli energetici sono superiori ai livelli di dissociazione e, spesso, anche a quelli di ionizzazione, queste perdite possono raggiungere valori molto alti, per es. nel caso di  $H_2$  e  $Isp \approx 1500$  sec (V. Fig. 5) si ha  $\varepsilon_c = 0,35$ . Questo è un valore quasi inaccettabile e pertanto nasce il problema di come migliorare l'equilibrio nella fase di espansione in modo tale che  $\varepsilon_{\text{tch}}$  risulti sostanzialmente maggiore di  $\varepsilon_c$ .

Si può pensare di utilizzare propellenti che, a parità di  $Isp$ , esibiscano valori più elevati di  $\varepsilon_c$  in modo tale da non doversi stare a preoccupare eccessivamente del raggiungimento dell'equilibrio nell'ugello. Questo è

---

(\*) Nel caso più semplice in cui  $c_p = \text{cost.}$  ed espansione corretta ( $p_u = p_{\text{est}}$ ) si ha:  $\varepsilon_{\text{ad}} = 1 - \left(\frac{p_u}{p_i}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$ .

il caso di propellenti monoatomici per i quali, ovviamente, non si ha il fenomeno della dissociazione (per es., per  $H_e$  a  $Isp \simeq 1300$ ,  $\epsilon_c \simeq 0,95$  [Vedi Fig. 5]).

D'altro canto però, se si pensa a sistemi propulsivi ad elevatissimo  $Isp$  dovrà adoperarsi necessariamente l'idrogeno che ha il più basso peso atomico e quindi raggiungerà il massimo  $Isp$  a parità di temperatura totale rispetto a qualsiasi altro propellente. Ecco quindi la necessità di studiare la fase di espansione allo scopo precipuo di migliorarne il valore di  $\epsilon_{tech}$ . Questo è stato fatto, in una analisi approssimata in <sup>(10)</sup>, partendo dalle equazioni dell'aerotermodinamica, linearizzandole e discutendo alcuni casi di maggiore interesse pratico. Si sono individuati i parametri essenziali che entrano in gioco nel processo e si è pervenuto a dei criteri per la determinazione del profilo dell'ugello onde migliorare il valore di  $\epsilon_{tech}$ .

## 11. - PROPOSTE.

In relazione alla disamina fatta si sono considerate alcune possibilità per massimizzare il valore di  $\epsilon_{tech}$ .

Le proposte cui qui si accenna, sono attualmente in esame presso l'Istituto d'Aerodinamica dell'Università di Napoli e, tranne quando se ne fa esplicitamente menzione, non sembra siano state esaminate da altri autori.

### 11.1. - Ugelli non convenzionali.

Per rendere il grado di dissociazione minimo si può pensare di fare ricorso ad ugelli non convenzionali che sostituiscono la espansione graduale, all'interno di un ugello convenzionale, con una espansione attorno ad uno spigolo (ugello a spina) (Vedi Fig. 7). Per questi ugelli (come anche per ugelli a espansione-deflessione) la corrente, in corrispondenza della sezione di gola, non è diretta lungo l'asse di simmetria dell'ugello (direzione della spinta). Nell'ugello a spina essa è diretta verso l'interno ed il rapporto tra la pressione critica e quella ambiente è tale da far espandere la corrente attorno allo spigolo esterno in modo che alla fine dell'espansione la corrente è diretta assialmente. La parte interna subisce, invece, una variazione graduale di direzione fino a portarsi anche essa in direzione assiale.

I vantaggi di questa soluzione, già proposta per razzi chimici convenzionali in assenza di fenomeni di non equilibrio, sono:

- 1) riduzione della lunghezza (circa il 40% di un ugello convenzionale);
- 2) impossibilità di sovra-espansione, e quindi assenza di onde d'urto, al variare della pressione esterna;
- 3) semplificazione del problema del raffreddamento.

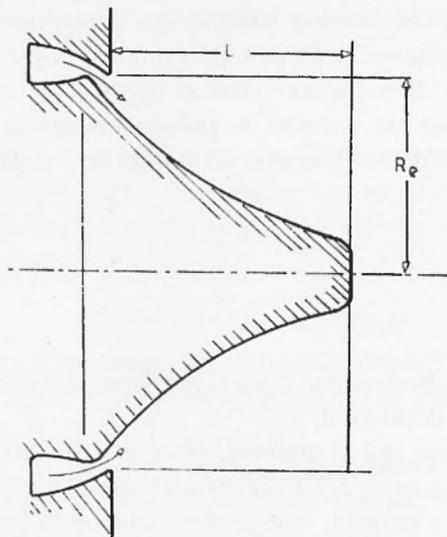


Fig. 7

Un simile ugello può risultare particolarmente interessante, per il campo in esame, cioè in presenza di fenomeni di non-equilibrio, data la rapida espansione iniziale, con il conseguente grande volume occupato dal gas durante il processo di espansione<sup>(\*)</sup>, e l'assenza di sovra-espansione. Andrebbero comunque fatti studi teorici e determinazioni sperimentali al riguardo onde controllarne i vantaggi.

#### 11.2. - Ugelli ad espansione incorretta (\*).

Un'espansione incorretta, in presenza di condizioni di non equilibrio, risulta notevolmente complessa per la eventuale presenza di discontinuità termofluidodinamiche e chimiche.

(\*) Si intende per espansione incorretta quella per la quale la pressione all'uscita dell'ugello ( $p_u$ ) è diversa dalla pressione ambiente ( $p_a$ ).

Riferendosi ad una stessa lunghezza dell'ugello e ad una espansione corretta, una sovra-espansione, che peggiora il valore di  $\epsilon_{ad}$  ha un effetto complesso su  $\epsilon_{tech}$ ; infatti valori più bassi della pressione, da un lato incrementano il valore del volume a disposizione (a pari lunghezze), dall'altro, però, provocano una diminuzione di  $\frac{I_1 B \alpha}{V_0}$  e quindi possono in definitiva provocare sia un aumento che una diminuzione di  $\epsilon_{tech}$  (10).

L'effetto di una sotto-espansione, invece porterebbe, a prima vista, ad una diminuzione di  $\epsilon_{tech}$  perché il propellente si troverà all'uscita dell'ugello con grado di dissociazione (o ionizzazione) maggiore di quello che avrebbe se fosse alla pressione (minore) esterna.

### 11.3. - *Iniezione Catalitica.*

Si può pensare di incrementare  $L_1 B \alpha$  o, globalmente, i parametri termodinamici da cui dipende il grado di dissociazione allo scarico (10), che sono funzioni di stato, iniettando, per esempio, un opportuno fluido

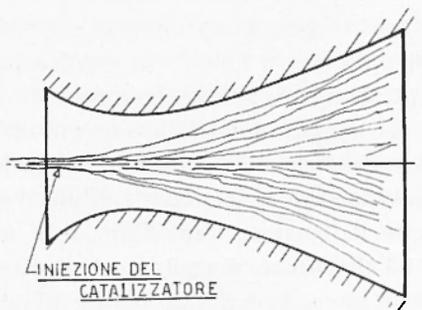


Fig. 8

catalizzatore per la reazione di riassociazione (Vedi Fig. 8) e di neutralizzazione. Le caratteristiche di tale fluido dovranno essere quindi tali da incrementare la stabilità chimica del sistema (cioè aumentare la forza, o affinità che tende a richiamare il sistema nelle condizioni di equilibrio). Un problema analogo è stato, molto recentemente, indagato (11) prendendo in considerazioni superfici catalitiche per la ricombinazione.

### 11.4. - *Sistemi a più reazioni.*

Si può pensare di realizzare un opportuno accoppiamento con una o più reazioni chimiche la cui presenza influenzi, nel senso voluto, la velocità della reazione principale (riassociazione o neutralizzazione). Nel caso

di due reazioni le equazioni cinetiche dovranno scriversi, nei limiti dell'approssimazione lineare della termodinamica dei processi irreversibili:

$$\begin{aligned} a_1 &= -L_{11} A_1 - L_{12} A_2 \\ a_2 &= -L_{21} A_1 - L_{22} A_2 \end{aligned}$$

dove  $a_i$  sono le velocità di reazioni chimiche (per la reazione principale sarà la velocità di dissociazione),  $A_i$  sono le affinità chimiche e  $L_{ij}$  sono i coefficienti cinetici.

I parametri adimensionali delle analisi avranno una forma più complessa, di quelli di cui in (10), per la presenza tra l'altro, del coefficiente cinetico  $L_{12}$  con il segno + o - a seconda dell'accoppiamento tra le reazioni. Una prima indagine preliminare (12) è stata fatta per il caso di due reazioni chimiche, e si sono determinate il segno delle variazioni delle lunghezze di rilassamento in dipendenza del segno dell'accoppiamento delle reazioni (segno di  $L_{12} = L_{21}$ ).

L'importanza di questi risultati e la loro applicabilità può comprendersi quando si pensa alla possibilità di fare avvenire, nell'ugello, una reazione artificiale creata con la introduzione di una o più sostanze.

Il caso già analizzato teoricamente è relativo ad un condotto a sezione costante all'ingresso dal quale il fluido è in condizione di non equilibrio. Il caso dell'ugello, pur non permettendo le immediate deduzioni fatte nel caso di area costante, è analogo; infatti dopo una prima rapida espansione la miscela non sarà in condizione di equilibrio; partendo da una data condizione, bisogna « sovrapporre » i due effetti di una velocità di reazione, che tende a riportare il sistema in equilibrio, e di una divergenza del condotto che tende ad allontanare maggiormente il sistema dall'equilibrio. Il sistema si presta ad essere linearizzato per piccole divergenze del condotto e la soluzione di ordine zero è proprio quella ad area costante già discussa. È evidente che per pratiche applicazioni, il rapporto tra la massa dei reagenti della reazione « principale » (cioè quella relativa al processo di conversione in energia traslazionale delle altre forme di energia del propellente) e quelle della reazione « pilota » (cioè quella artificialmente provocata) deve essere il maggiore possibile. Cioè, in sostanza, dovrebbe essere minima la quantità di additivi che si immettono nel flusso (potrebbe, per esempio, bastare una sola sostanza che reagisce con il propellente usato e che, con tale reazione, accelera la reazione di riassociazione o di neutralizzazione).

#### 11.5. - Immissione di energia nell'ugello.

Un ultimo criterio può essere quello di rendere minimo il grado di dissociazione o ionizzazione del propellente. Si può pensare che realizzare

ciò limitando non la temperatura totale, determinata dal valore dell'energia immessa e dall' $I_{sp}$  che si vuole realizzare, ma la temperatura statica, questo si può fare aggiungendo energia al propellente mentre questo si espande e quindi tende a raffreddarsi (\*).

È ben evidente che questo porta ad una diminuzione di  $\epsilon_{ad}$  (l'energia viene somministrata con grado di sfruttabilità minore) ma, se si realizza un sensibile miglioramento del valore di  $\epsilon_{tech}$  (al limite 1, se non si oltrepassano i livelli energetici della dissociazione e ionizzazione), può darsi si abbia un valore massimo del prodotto  $\epsilon_{tech} \times \epsilon_{ad}$  e ne risulti, pertanto, una convenienza nel seguire questo criterio.

## 12. - CONCLUSIONI.

Si sono indicati i problemi relativi alla costruzione e alle applicazioni di sistemi propulsivi elettrotermici ed in particolare si è esaminato il comportamento dell'ugello. Il problema è comune a quello degli ugelli di razzi termici spinti per i quali cioè si superano i livelli energetici di dissociazione del propellente adoperato. Riferendosi ad una analisi linearizzata, che ha messo in luce i parametri che direttamente influenzano la conversione di energia chimica in energia cinetica in un ugello in presenza di fenomeni di non equilibrio, si sono accennate ad alcune proposte, da indagare ulteriormente, allo scopo di migliorare il rendimento  $\epsilon_{tech}$  che penalizza sempre maggiormente i sistemi termici all'aumentare dell'impulso specifico.

## BIBLIOGRAFIA

- (<sup>1</sup>) MAC C. ADAMS and MORTON CAMAC, *The Arc Heated Plasma Thrust Chamber*. Presented at the ARS Controllable Satellites Conference, M.I.T., April 30-May 1, 1959 (791-59).
- (<sup>2</sup>) J. W. REID, *Recent Advances in High Pressure, High Power Arcs*, American Rocket Society - Space Flight Report to the Nation. New York Coliseum, October 9-15, 1961 (2127-61).
- (<sup>3</sup>) R. R. JOHN, I. F. CONNORS, A. MIRONER and H. MACOMBER, *Arc Jet Engine Performance - Experiment and Theory*. Presented at the ARS 15th Annual Meeting, Shoreham Hotel, Washington, D.C., December 5-9, 1960 (1505-60).

---

(\*) Bisogna tenere però presenti le ovvie complicazioni tecnologiche connesse con il sistema di immissione di energia in una corrente fluida ed entalpia totale molto elevata.

- (4) H. O. NOESKE, R. R. KASSNER, *Analytical Investigation of A Bipropellant Arcjet*. American Rocket Society Space Flight Report to the Nation, New York Coliseum, October 9-15, 1961 (2125-61).
  - (5) THOMAS R. BROGAN, *Preliminary Evaluation of Helium as an Electric Arc Heated Propellant*. Presented at the ARS 13th Annual Meeting, New York, N.Y. Nov., 17-21, 1958.
  - (6) MICHAEL I. YARMOVYCH, FRANCIS J. DAVIDSON, JACK LAMBERT, ALAN MIRONER, *The Arc Jet Propelled Space Vehicle*. American Rocket Society Space Flight Report to the Nation, New York Coliseum, October 9-15, 1961 (2131-61).
  - (7) JAMES M. HOWARD, *The Resistojet*. American Rocket Society Space Flight Report to the Nation; New York Coliseum, October 9-15, 1961 (2126-61).
  - (8) GORDON L. CANN ADRIANO, C. DUCATI, GABRIEL M., GIANNINI WILLIS A. STONEY, *The Arc jet*. Second Advances Propulsion Symposium, Cambridge Massachusetts on 7-8 October 1959.
  - (9) M. CAMAC and G. S. JANES, *Applied Magnetohydrodynamics at Avco Everett Research Laboratory*. Presented at the ARS-Northwestern Gas Dynamics Symposium, Northwestern University, Evanston, Illinois, August 24-26, 1959 (902-59).
  - (10) R. MONTI, *Analisi linearizzata sull'efflusso non in equilibrio in ugelli di razzi*. In corso di pubblicazione.
  - (11) S. S. PENNER and J. PORTER, *Chemical reactions during in Rocket nozzles*. AROD 834: 52, Tech. Report 37, Febr. 1962.
  - (12) L. G. NAPOLITANO, *Moti linearizzati non in equilibrio di miscela bireagenti*. Atti del Simposio sulle Alte temperature, Politecnico di Torino, 9-12 Sett. 1962.
-