

# Influenza della quota e della velocità sui motopropulsori del volo

(Conferenza tenuta il 3 Marzo alla Società degli Ingegneri e degli Architetti in Torino)

*L'autore esamina le modalità e i limiti di applicazione al volo del razzo, del turboreattore e dell'autoreattore rilevando le analogie concettuali che legano fra loro queste diverse macchine*

## *Le tre epoche della motorizzazione.*

La utilizzazione del calore per lo sviluppo dell'energia meccanica corrisponde, nella storia del progresso umano, a tre modi distinti di operare delle macchine che la realizzano, secondochè le sostanze termogene che agiscono nel loro interno sono un esplosivo, ovvero il vapore d'acqua, o finalmente un derivato del petrolio.

L'inizio delle grandiose applicazioni di ciascuno di questi potenziatori del lavoro umano segna il principio di un'era storica diversa.

La scoperta della polvere pirica prelude all'era moderna; la macchina a vapore di Watt inaugura con l'inizio del secolo XIX la motorizzazione industriale a quella dei trasporti per via d'acqua col Fulton e per via ferrata con lo Stephenson; il motore a combustione interna iniziandosi il XX secolo, la esalta fino a rendere possibile il volo meccanico.

Ma le tre grandi scoperte non sono scomparse nè scompariranno per lasciare il luogo ad altre: sono anzi in continua evoluzione di perfezionamenti.

Le armi da fuoco, pure costituendo la più antica macchina termica, hanno segnato, anche recentemente, nuovi cospicui progressi. Di pari passo progredisce la tecnica del razzo, che dal punto di vista funzionale, si può considerare come un mortaio invertito, perchè dà movimento per reazione alla capsula contenente la carica, invece che al proietto.

La motrice a vapore, trasformatasi al principio di questo secolo in macchina rotativa, si è oggi affermata come la dominatrice del campo delle grandi centrali termiche; ma ha contemporaneamente segnato la via al divenire della turbina a gas; e questa, combinandosi col modo di operare del razzo, ha creato il propulsore a getto, per raggiungere e superare in volo la velocità del suono.

Così l'umano progresso cammina, anche in questo settore non solo con la ideazione di nuovi principi e di nuovi strumenti, ma con la rielaborazione di quelli già sfruttati, per elevarne il potenziale ed ampliarne i campi d'azione.

## *Le sostanze termogene nei razzi.*

La bocca da fuoco utilizza la forza espansiva dei gas sviluppati dalla combustione delle polveri o degli esplosivi. Il loro carattere essenziale è quello di essere sostanze termogene integrali, cioè composti o miscele combustibili contenenti anche il comburente, e quindi capaci della reazione calorifica senza il sussidio dell'aria.

Ciò conferisce al razzo una preziosa autonomia, che lo rende capace di operare anche fuori dell'atmosfera; ma crea la difficoltà della stabilizzazione delle sostanze termogene che esso utilizza, per evitarne lo scoppio, mentre aumenta il peso delle scorte che occorre trasportare come dotazione dell'apparato motore nei mezzi di locomozione.

Basso è di fatto il potere calorifico delle polveri e degli esplosivi rispetto a quello degli idrocarburi, soltanto perchè quelli contengono l'ossigeno comburente, che questi trovano nell'atmosfera.

Perciò un kg. di nitroglicerina  $C_3H_5O_3(NO_2)_3$ , può sviluppare soltanto 1580 calorie, mentre una benzina, come miscela di idrocarburi liquidi della serie paraffinica, del tipo eptano  $C_7H_{16}$ , ne sviluppa da 10 a 11 mila.

Ma se aggiungiamo ad essa l'ossigeno, necessario alla combustione, che ha un peso 3,52 volte maggiore del suo, il potere calorifico del complesso si riduce a 2200 calorie per Kg.

Se poi ricorriamo ad una sostanza ossidante, quale il perclorato potassico  $K. Cl. O_4$ , di peso circa il doppio dell'ossigeno contenuto, il potere calorifico discende a 1250 calorie per Kg.

È cioè inferiore a quello della nitroglicerina.

D'altra parte l'uso degli esplosivi come sostanza termogena evita la complicazione e la spesa di un compressore per dare all'aria aspirata la pressione preliminare necessaria a potenziare il calore ceduto al ciclo nella sua funzione energetica.

Il rendimento di questa funzione che nel razzo, come nella bocca da fuoco, è dato dal rapporto fra l'energia cinetica comunicata al corpo mobile e l'equivalente meccanico del calore disponibile nella sostanza termogena adoperata, è molto basso sia per la energia residua dei gas espulsi, sia perchè la introduzione di calore in essi non avviene tutta alla temperatura massima.

Perciò l'uso degli esplosivi nelle macchine termiche a funzionamento continuo non ha trovato sviluppi.

## *Velocità raggiungibili nei razzi.*

Invece la evoluzione del razzo è in continuo progresso nel duplice indirizzo di aumentare la velocità di afflusso dei gas dalla capsula di reazione elevandone la temperatura, e di accrescere il rapporto fra il peso della carica ed il peso totale per raggiungere una velocità progressiva prossima, il più possibile, a quella di efflusso dei gas.

È noto che l'ugello di emissione funziona nel modo più sicuro se la velocità del getto non supera

quella del suono, che in ogni caso regna nella sezione ristretta dell'orifizio ed è uguale a

$$\sqrt{K \cdot g \cdot R \cdot T} = 20 \sqrt{T}$$

essendo K il rapporto dei calori specifici, g la gravità ed R la costante di elasticità dei gas biatomici, supposta T la loro temperatura assoluta nella suddetta sezione.

Portando questa temperatura ad un migliaio di gradi si ha dunque una velocità di 600 m. al secondo.

Questi valori possono essere superati, sia facendo seguire la sezione ristretta da una divergente, nel quale il getto si accelera, sia ricorrendo ad esplosivi che evitano la dissociazione dei prodotti gassosi alle alte temperature ed a leghe metalliche capaci di sopportarle.

Fu lungamente studiato anche fra noi il nitrometano  $\text{CH}_3 \text{NO}_2$ , al quale si diede il nome di Ergol. È un liquido mobile incolore, di facile preparazione, che nella reazione, dal punto di vista termico, più favorevole, si scinde in anidride carbonica, idrogeno ed azoto liberi, sviluppando 65,6 calorie per grammo molecola, cioè circa 1000 calorie per Kg. Iniettandolo nella camera di reazione alla pressione di 70 a 100 atmosfere, si può elevare la temperatura ad oltre 2000° C, ottenendo una velocità di afflusso di 1000 m/s. Ma la sua stabilità risulta, per questa operazione, compromessa.

Citiamo ancora i monergoli: miscele di nitrato di metile e metanolo nelle proporzioni rispettive del 75 e del 25 %; gli ipergoli, costituiti di due liquidi, l'acido nitrico concentrato, ed una miscela di idrato di idrazina e metanolo; i propulsori solidi utilizzanti una miscela plastica del combustibile, costituita di 2 parti di asfalto e di una di un idrocarburo paraffinico, mescolato col perclorato potassico, già citato come ossidante, tirata in fili per graduare la velocità di reazione lungo essi come lungo una miccia.

Così si fabbricano oggi correntemente i razzi, per appoggiare la partenza degli aeroplani a getto.

Così si costruiscono i missili, per raggiungere le altissime quote, sottraendosi alla resistenza dell'aria, onde ottenere amplissime gittate, sia a scopo bellico, sia col fine di esplorare le condizioni fisiche e in particolare le temperature della stratosfera più remota, con gli strumenti registratori sistemati a bordo.

A parte la loro finalità queste macchine, come trasformatrici dell'energia termica in meccanica, rappresentano le condizioni ideali di una funzionalità indipendente dall'ambiente esterno, e costituiscono quindi il termine di paragone dei moto propulsori a getto, che hanno coi razzi una spiccata affinità.

### Caratteri del turbo reattore dipendenti dalla funzione del compressore.

Il turbo reattore si differenzia però nettamente perchè è asservito all'atmosfera, dalla quale deve captare l'aria in misura eccezionalmente elevata, rispetto agli altri motori a combustione interna.

Di fatto il rapporto fra il peso del carburante e il peso dell'aria introdotta invece di 1/15 si riduce in queste macchine ad 1/70, e ciò sia per limitare la temperatura delle pale della turbina che la corrente dei gas combusti investe, mentre la centrifugazione cimenta, sia perchè la spinta propulsiva che il getto a reazione suscita, a pari energia comunicata ad esso, cresce più rapidamente col crescere della portata che col crescere della velocità.

Adunque le analogie col razzo si limitano alla identità dello strumento propulsivo, mentre il compressore, che nel razzo manca affatto, è parte sostanziale del turbo reattore e solo alle velocità più spinte, può venire gradualmente sostituito dalla presa dinamica.

D'altra parte si può stabilire una analogia istruttiva fra il turbo reattore ed il propulsore ad elica, se si pensa che l'elica può venire alloggiata dentro il fuso cavo della macchina, riducendone il diametro, aumentando il numero delle pale per ogni schiera e rendendola multipla invece che semplice, o tutto al più doppia, come nei sistemi controrotanti, oggi largamente usati.

Così l'elica diventa il compressore assiale del turbo reattore, che ne alimenta la motrice propriamente detta, costituita dalla camera di combustione e dalla turbina.

Il getto di reazione è la corrente dei gas di scarico, che sussiste in ogni motore a combustione interna, e che qui si unisce con la corrente di scia del propulsore ad elica, introdotta nella macchina, invece che lasciata libera, o convogliata in parte per refrigerarla.

Questa equivalenza rende intuitive alcune proprietà del turbo reattore, che le misure dirette hanno messo in evidenza, e che derivano dal fatto che il compressore elicoidale è un'elica a pale fisse.

Essa consiste nella influenza della velocità di volo sulla spinta per un dato numero di giri del rotore.

Poichè la macchina viene progettata per un regime fondamentale di esercizio, gli angoli di orientazione delle pale del compressore sono quelli per i quali la velocità assiale della corrente d'aria e quella periferica delle schiere, insieme combinate per differenza, orientano il flusso nella direzione di rendimento massimo dei profili.

Aumentando la velocità di volo cresce naturalmente la componente assiale del flusso e il compressore, finchè il numero di giri è basso, si comporta come una vite mordente nell'aria, che avanzi troppo in fretta rispetto al suo passo, e quindi spinge meno energicamente.

L'opposto succede coi numeri di giri più elevati, quando, per mettere l'elica nelle condizioni ottime, bisogna aumentarne la velocità assiale, ciò che avviene accrescendo la velocità di volo che favorisce l'aumento della portata.

Si verifica per conseguenza questo fatto che la spinta diminuisce alle basse andature quando cresce la velocità di volo ed aumenta invece alle andature spinte.

Per le condizioni ottime di progetto la spinta è quasi indipendente dalla velocità di volo.

In un De Havilland Ghost, ad esempio, a 9000 giri circa la spinta è praticamente costante alle varie velocità.

Il turbo reattore ben calcolato può dunque presentare questa singolare proprietà che lo assimila al razzo, ma soltanto per una determinata andatura.

Se le pale del suo compressore assiale e quelle della sua turbina potessero cambiare orientazione, come avviene nelle eliche moderne, dotate di un variatore del passo, la costanza della spinta potrebbe verificarsi con una certa approssimazione per numeri di giri diversi.

Con un compressore centrifugo questo risultato sarebbe più difficile a raggiungere, anche disponendo di un accoppiamento a rapporto variabile fra compressore e turbina.

### Influenza della quota.

Meno facile a spiegarsi in modo intuitivo è l'influenza della quota. Con essa si modificano la densità e la temperatura dell'aria nella atmosfera standardizzata, per la quale, al di sotto della tropopausa, cioè al di sotto della quota di 10.800 m. per la nostra latitudine, si ammette una diminuzione regolare di 13° C ogni 2000 m. di salita.

Premettiamo che la spinta di un turbogetto, che noi calcoliamo con la quantità di moto del flusso uscente, è, di fatto, il risultato della pressione totale applicata al fasciame esterno e sopra tutto alla parete interna della macchina, e prevalentemente è dovuta alla presenza delle due luci: quella di captazione dell'aria a prora e quella di fuoruscita dello scarico a poppa.

Sull'area di queste due luci la pressione non opera, perchè manca la parete che dovrebbe raccogliarla; ciò che, nel caso del razzo, ove la luce anteriore manca, risulta più evidente, non essendo la pressione interna sul vertice di prora equilibrata da quella di senso opposto sulla bocca di efflusso, aperta a poppa.

Ma la pressione totale  $p$ , è la somma della pressione statica e di quella dinamica, la quale, per un dato regime, può variare da punto a punto proporzionalmente alla pressione di arresto  $\frac{1}{2} \rho V^2$ , secondo rapporti  $\alpha$  invariabilmente definiti per ogni posizione del punto sulla parete della macchina.

Le spinte di due regimi diversi staranno dunque nel rapporto delle pressioni statiche, se le pressioni dinamiche di arresto ammettono lo stesso rapporto, se cioè l'espressione di  $P_1 = p + \alpha \frac{1}{2} \rho V^2$  si può mettere sotto la forma

$$P_1 = p \left[ 1 + \alpha \frac{1}{2} \frac{\rho V^2}{p} \right]$$

avendo  $\frac{\rho V^2}{p}$  il medesimo valore nei due regimi. Ciò avviene se  $V^2/T$  ha, nei suddetti regimi, lo stesso valore, per le note leggi dei gas perfetti.

### Legge di similitudine.

Naturalmente nei due regimi deve contemporaneamente essere identico il rapporto fra la velocità di volo e la velocità angolare del rotore.

Si definisce così una legge di similitudine fra il comportamento di uno stesso rotore a due quote diverse e con velocità diverse, la quale dice che le velocità, siano progressive, siano rotatorie, devono essere direttamente proporzionali alle radici quadrate delle temperature assolute, corrispondenti alle quote.

Nota allora la spinta a quota zero per un dato numero di giri ed una data velocità di volo, si dedurrà per una quota diversa, in cui regna la temperatura T, il nuovo numero di giri e la nuova velocità moltiplicando per  $\sqrt{T/288}$ , e la spinta moltiplicando per il rapporto delle pressioni statiche delle due quote.

Così se un turboreattore a quota zero, operando a 10.000 giri ed alla velocità oraria di 500 miglia sviluppa 4900 libbre di spinta, lo stesso reattore alla quota di 25.000 piedi, ove la pressione è ridotta nel rapporto 0,377 e la radice quadra della temperatura nel rapporto 0,91, potrà sviluppare  $4900 \cdot 0,377 = 1850$  libbre di spinte, tenendo la velocità rotatoria di 9100 giri con la velocità di volo di 455 miglia.

Ritenendo poi che in due regimi corrispondenti nella similitudine il rendimento abbia lo stesso valore, e quindi i consumi varino proporzionalmente alle potenze sviluppate (prodotto delle spinte per le velocità), dal consumo a quota zero della prima andatura si deduce quello a quota diversa della seconda, moltiplicandolo per il prodotto del rapporto fra le pressioni per quello fra le velocità.

Tale prodotto nell'esempio citato è  $0,377 \times 0,91 = 0,343$ . Quindi se il consumo a quota zero è 10 mila giri è di 2200 Kg. all'ora, a 25 mila piedi e con l'andatura di 9100 giri si deve ridurre a 755 Kg.

### Il consumo per miglio volato a quote diverse.

Su queste basi sono generalmente fondati i calcoli di previsione del consumo per miglio volato, dai quali dipende il raggio di azione dell'aereo con turbogetto.

Si supponga per semplicità che il coefficiente di resistenza dell'aereo rimanga, alle diverse velocità di volo, costante, il che significa trascurare l'aumento della resistenza indotta dovuto ai maggiori valori del coefficiente di portanza alle piccole velocità, per le quali l'apparecchio deve avere un assetto più impennato. Si conclude allora che, per un dato valore della spinta a quote diverse, le velocità devono variare in modo di non modificare la pressione dinamica  $\frac{1}{2} \rho V^2$ .

Date allora velocità e quote, essendo stata prefissata la spinta, si deduce il numero di giri e il consumo di carburante, da prima nell'unità di tempo, poi per unità di percorso, per esempio per miglio volato.

Per il già citato motore De Havilland Ghost è stata calcolata la tabella seguente :

quota in piedi	densità Kg (incent)	V <sub>crit</sub>	velocità in miglia all'ora	spinta di 1500 lb.		spinta di 1000 lb.	
				pot.	consumi Kg/miglio	pot.	consumi Kg/miglio
0	0,125	1	300	7,600	2,50	6,650	2,2
10.000	0,0927	1,16	348	7,100	2,09	7,550	1,72
20.000	0,0673	1,36	400	5,560	1,70	7,700	1,25
30.000	0,0476	1,52	456	3,860	1,42	8,200	0,95
40.000	0,0315	1,99	600	9,150	0,92	8,450	0,68
45.000	0,0197	2,24	672	9,400	1,07	8,700	0,60
50.000		2,52	—	—	—	8,850	0,53

Appare subito che, col crescere della quota, diminuisce rapidamente il consumo per miglio volato, e quindi cresce l'autonomia per una data scorta di combustibile, e ciò tanto per l'andatura spinta (azione propulsiva di 1500 libbre) quanto per una moderata (azione propulsiva di 1000 libbre).

Per la prima anzi le condizioni ottime sarebbero raggiunte alla quota di 12.000 m. al disopra della quale il consumo, dopo essere disceso al valore 0,92, comincerebbe a crescere.

Per la seconda invece il consumo continuerebbe a diminuire.

Bisogna però notare che la velocità di 600 miglia all'ora, uguale circa a 1000 Km. orari, è già tanto prossima alla velocità del suono, soprattutto date le basse temperature che regnano nella zona della tropopausa che la ipotesi del coefficiente di resistenza costante cessa di essere accettabile.

Particolarmente istruttivo è il confronto fra il consumo del miglio volato con un turbo reattore e quello corrispondente al propulsore ad elica.

Se difatto sostituiamo un gruppo motore di tipo tradizionale, della potenza di 1430 cavalli, il quale, con eliche di adeguato passo e rendimento 0,85, può sviluppare come il turbo reattore 1500 libbre di spinta alla velocità di 300 miglia, ne deduciamo un consumo di 1,19 Kg. per miglio volato, nettamente inferiore a quelli calcolati per il turbo getto fino alla quota di 10 mila metri.

Se ne conclude, ciò che è già dimostrato dall'esercizio delle aviolinee transcontinentali, che il vantaggio dei nuovi sistemi di propulsione a getto può essere anche sensibile rispetto alla economia dei consumi, soltanto se si raggiungono quote di volo prossime alla tropopausa, mentre d'altra parte i turbo reattori realizzano velocità molto maggiori dei gruppi tradizionali ad elica, anche per quote inferiori.

### L'Autoreattore.

L'aumento della velocità e della quota, oltre i limiti di buon rendimento per il turboreattore, ha condotto ad un termopropulsore, che rappresenta l'ultimo stadio possibile della evoluzione del motore termico: l'autoreattore, altrettanto semplice quanto il razzo, perchè privo come esso di qualsiasi meccanismo animato di movimenti proprii, in quanto la compressione è tutta compiuta dalla presa dinamica, e quindi, soppresso il compressore, a nulla più serve la turbina.

Però l'asservimento alle condizioni esterne dell'atmosfera, dalla quale viene captata l'aria necessaria alla combustione, impone velocità altissime per realizzare con la sola presa dinamica un rapporto di compressione sufficiente ad assicurare un buon rendimento al ciclo termico.

Con la velocità del suono tale rapporto può accostarsi ad 1,9, valore ancora scarso al fine accennato, tantochè l'indice di consumo corrispondente si valuta a 2,7, cioè il peso del combustibile bruciato nell'unità di tempo è 2,7 volte la spinta sviluppata dalla macchina.

Il campo di azione dell'autoreattore è dunque tutto ipersonico, ciò che ha un lato vantaggioso, in quanto, superata la velocità acustica, la legge incrementale della resistenza aerodinamica diventa meno rapida.

La macchina termica si identifica di fatto con l'aeromobile, il quale, avanzando, comprime l'aria con la sua prora, ne potenzia il flusso nella cavità interna del fuso motore con la combustione e provoca la spinta con la reazione del getto di scarico, per il quale bisogna raggiungere velocità molto superiori a quella del volo, realizzando temperature nella camera di combustione assai più alte che nel turboreattore.

Ma i limiti imposti dal pericolo del surriscaldamento delle palette fortemente centrifugate della turbina hanno naturalmente cessato di esistere; quindi le difficoltà metallurgiche sono meno ardue.

Per contro la limitazione dell'ingombro e del peso della macchina diventano fattori essenziali delle sue possibilità, mentre il problema del suo tracciamento, in osservanza alle leggi della gas dinamica, diventa il problema fondamentale della sua progettazione.

I successivi tronchi convergenti o divergenti della cavità in cui si svolge il flusso dell'aria e dei gas combusti, come le accidentalità che separano un tronco dall'altro corrispondono a fasi successive del fenomeno termodinamico che occorre realizzare, e che si svolge in modo difettoso se il tracciato è scorretto; mentre il profilo esterno deve soddisfare alla condizione della minima resistenza per il regime di velocità considerato come fondamentale dell'aeromobile.

Per quanto riguarda l'avviamento, l'autoreattore, incapace di partenza autonoma, richiede, per raggiungere il suo regime, l'ausilio di altri motopropulsori meno spinti, ovvero quello del razzo che può percorrere da solo tutte le fasi della esaltazione della velocità, ma ben presto si esaurisce.

La visione panoramica delle possibilità della macchina termica applicata alla locomozione è dunque oggi completa.

Ma l'ingegnere ha ancora un lungo cammino da percorrere per tradurla intieramente in atto, poiché le realizzazioni richiedono un grandioso complesso di ideazioni particolareggiate e di perfezionamenti per i quali è necessaria la più larga collaborazione dei tecnici e degli esecutori, come in ogni concreta conquista dell'ingegno umano.

Modesto Panetti