

I propulsori aerospaziali

1. Generalità

Durante ogni fase del volo di un aeromobile, occorre generare delle forze che devono vincere le forze aerodinamiche che si oppongono al suo avanzamento nell'aria. Così, facendo riferimento per semplicità ad un velivolo

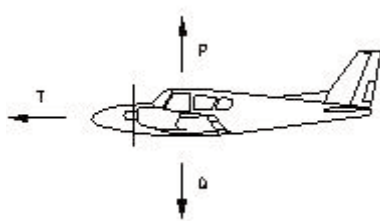


Fig. 1 - Le quattro forze agenti in volo orizzontale rettilineo uniforme

in volo orizzontale uniforme (fig. 1), occorre una forza aerodinamica di portanza che si oppone al peso del velivolo e ne permette quindi il sostentamento, ed occorre una spinta o trazione, per vincere la resistenza aerodinamica che si oppone all'avanzamento del velivolo nell'aria.

La spinta è quindi una forza propulsiva che è generata dall'impianto propulsore, il quale deve essere capace di trasformare l'energia chimica contenuta nel carburante in energia cinetica posseduta dal velivolo. Nel caso degli aeromobili, la forza propulsiva si ottiene per reazione, basandosi quindi sul terzo principio della dinamica, il quale afferma che ad ogni azione corrisponde una reazione uguale e contraria: così, se l'apparato propulsore fornisce ad una certa massa d'aria una spinta in una data direzione, l'apparato propulsore stesso e quindi l'intero velivolo riceve dall'aria, per reazione, una spinta uguale e contraria.

2. La spinta

Per giungere ad una espressione semplice della spinta, si può partire dal secondo principio della dinamica, secondo il quale la forza è pari alla massa per l'accelerazione

$$F = m a$$

Dividendo e moltiplicando il secondo membro della precedente espressione per il generico intervallo di tempo Δt , si ottiene l'espressione

$$F = \frac{m a \Delta t}{\Delta t}$$

Ora, tenendo presente che l'accelerazione è la variazione di velocità rispetto al tempo, ovvero

$$a = \frac{\Delta v}{\Delta t}$$

dalla quale è immediato ricavare l'espressione

$$a \Delta t = \Delta v$$

e, indicando con $\dot{m}$ la portata d'aria in massa, pari al rapporto tra la massa e l'intervallo di tempo

$$\dot{m} = \frac{m}{\Delta t}$$

si trova per la forza l'espressione

$$F = \dot{m} \Delta v$$

Quindi, se con $\dot{m}$ si indica la portata in massa di aria trattata dal propulsore, e con Δv l'incremento di velocità fornito alla massa d'aria nell'attraversamento del propulsore, pari quindi alla differenza tra la velocità in uscita dal propulsore V_J e la velocità in ingresso del propulsore V_0 , la quale è poi proprio la velocità di volo, ovvero

$$\Delta v = V_J - V_0$$

si ottiene facilmente per la spinta l'espressione

$$S = \dot{m} (V_J - V_0)$$

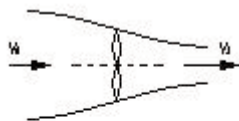
in cui, se la velocità e la portata d'aria sono espresse nelle usuali unità di misura del Sistema Internazionale

$$\begin{aligned} [V] &= \frac{m}{s} \\ [\dot{m}] &= \frac{kg}{s} \end{aligned}$$

si ottiene la spinta espressa in N (newton)

$$[S] = \frac{\text{kg}}{\text{s}} \frac{\text{m}}{\text{s}} = \frac{\text{kg}}{\text{s}^2} \frac{\text{m}}{\text{s}} = \text{N}$$

Da quanto detto consegue che la spinta per un aeromobile si ottiene imprimendo una accelerazione ad una portata d'aria. La spinta quindi dipende dalla portata d'aria trattata e dall'incremento di velocità impresso. Pertanto, lo



stesso valore della spinta può essere ottenuto sia imprimendo un piccolo incremento di velocità ad una grande portata d'aria, sia imprimendo un grande incremento di velocità ad una piccola portata d'aria.



Così in pratica si ha che (fig. 2) in linea di principio, a parità di spinta erogata la propulsione ad elica imprime piccoli incrementi di velocità a grandi portate d'aria,

mentre la propulsione a getto imprime notevoli incrementi di velocità a relativamente piccole masse d'aria.

Fig. 2 - Differenza tra elica e getto: a parità di spinta erogata, l'elica imprime piccoli incrementi di velocità a grandi portate d'aria, mentre il getto imprime grandi incrementi di velocità a piccole masse d'aria.

3. I propulsori aerospaziali

Da un punto di vista assai generale, la propulsione aeronautica può essere classificata sulla distinzione tra esoreattori ed endoreattori: gli esoreattori sono propulsori nei quali la spinta viene generata prelevando ed accelerando aria che si trova nell'ambiente esterno al propulsore stesso; gli endoreattori sono propulsori nei quali la spinta viene generata utilizzando un getto non contenente aria atmosferica, generato ed eiettato mediante materia interamente trasportata a bordo del velivolo.

In base a questo ragionamento, i propulsori aerospaziali possono essere classificati come in fig. 3. Da quanto detto, gli esoreattori possono essere utilizzati solo su aeromobili il cui impiego è limitato a quote di volo alle quali l'aria atmosferica possiede una densità tale da consentire un utilizzo vantaggioso ai fini della propulsione aerea. A differenza di questi, gli endoreattori sono propulsori alimentati da comburente e combustibile entrambi portati a bordo del velivolo in appositi serbatoi: ciò assicura il loro utilizzo anche al di fuori dell'atmosfera, per cui vengono prevalentemente impiegati come propulsori per missioni spaziali.

Da un punto di vista più aeronautico, cioè più legato al volo in atmosfera

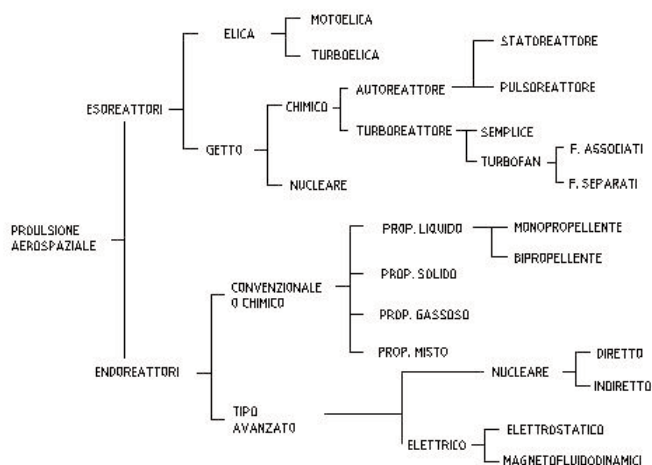


Fig. 3 - Classificazione generale dei propulsori aerospaziali.

terrestre, si è detto che la propulsione può avvenire sia mediante eliche, sia

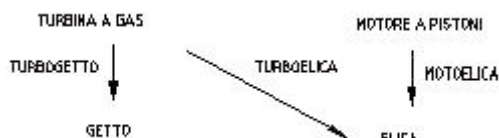


Fig. 4 - Diversi sistemi per la propulsione di aeromobili

mediante getto; un semplice schema può quindi essere fatto come in fig. 4, dal quale si vede come un propulsore a elica può essere azionato sia mediante un motore a pistoni (motoelica) sia mediante una turbina a gas (turboelica) mentre un motore a getto può essere azionato solamente da una turbina a gas (turbogetto).

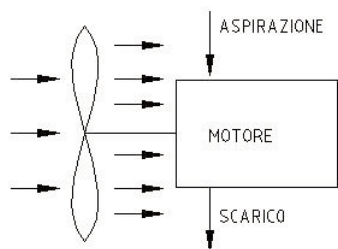


Fig. 5 - Schema di esoreattore ad elica, in cui si distinguono il fluido di lavoro del motore ed il fluido propulsivo, cioè l'aria

A questo proposito, occorre notare che gli esoreattori ad elica sono propulsori nei quali la massa di fluido del quale si incrementa la velocità ai fini della propulsione non è la stessa che evolve nel ciclo termodinamico del motore e necessaria al suo funzionamento: in fig. 5 si vede come l'aria che interessa il motore è diversa da quella che interessa l'elica e quindi la spinta. Quindi in questo caso come detto è possibile differenziare, negli esoreattori ad elica, il gruppo

propulsivo propriamente detto cioè l'elica, dal gruppo motore vero e proprio, che può essere un motore a pistoni o una turbina a gas; per quanto riguarda l'elica, si rimanda ai testi citati in bibliografia.

Da un punto di vista più generale, nel quale per propulsione si intende un processo che determina il movimento di un corpo mediante l'applicazione di

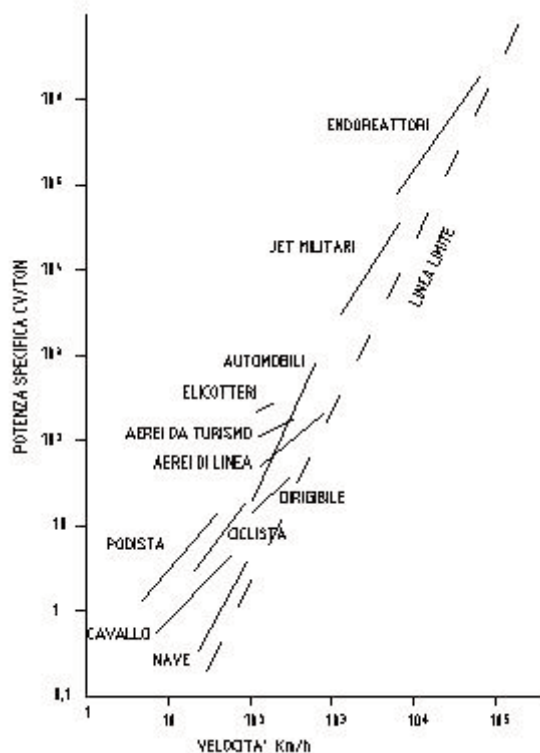


Fig. 6 - Diagramma di Gabrielli Kármán

forze esterne, i propulsori sono le macchine che realizzano tali processi; accoppiati a differenti veicoli, i propulsori presentano zone ben delimitate di utile e possibile applicazione. A tale scopo viene tracciato il diagramma di Gabrielli Kármán, dove in ascissa è riportata in scala logaritmica la velocità massima del veicolo misurata in chilometri orari ed in ordinata è riportata, sempre scala logaritmica, la potenza specifica del suo propulsore, misurata in cavalli per tonnellata (fig. 6). Questo diagramma, realizzato su basi statistiche, evidenzia l'esistenza di una legge limite, cioè di una potenza specifica minima per una assegnata velocità massima, indipendentemente dal fatto che

il veicolo sia aereo, navale o terrestre: esistono in pratica dei limiti fisici per cui l'ottenimento di certe velocità è possibile solo a prezzo di opportune potenze specifiche.

4. Il motoelica

I motori a pistoni sono stati naturalmente i primi motori per aeromobili, mentre al giorno d'oggi sono utilizzati solamente sui velivoli più piccoli dell'aviazione generale; nella quasi totalità sono motori a quattro tempi, mentre il due tempi è utilizzato solo su alcuni ultraleggeri ed il motore diesel è usato solo in via sperimentale.

Pur non presentando sostanziali differenze con i motori a pistoni per autotrazione, i motori aeronautici richiedono dei particolari requisiti, alcuni dei quali sono elencati di seguito.

- **Leggerezza.** Il peso è naturalmente un parametro che deve essere ridotto al minimo, ottimizzando il disegno dei vari componenti ed utilizzando dove possibile leghe leggere.

- **Potenze elevate.** Le sempre maggiori esigenze in termini di prestazioni come velocità, carico pagante e quote di volo richiedono motori sempre più potenti.

- **Elevato rapporto potenza peso.** Questo requisito, che riassume in sé i due precedenti, significa ottenere motori con potenze elevate e pesi contenuti.

- **Sicurezza di funzionamento.** Per garantire un buon margine di sicurezza di funzionamento, molti impianti del motore, come ad esempio l'accensione, sono doppi mentre il regime di giri di solito è contenuto, se paragonato a motori per autotrazione; inoltre tutti i motori per aviazione subiscono frequenti revisioni di ogni componente secondo programmi prestabiliti dal costruttore, che possono anche comportare sostituzioni anche in assenza di avarie manifeste.

- **Bassi consumi specifici.** L'aumento dell'autonomia chilometrica a parità di carburante imbarcato richiede la diminuzione dei consumi specifici, in particolare ai regimi di crociera.

- **Minimi ingombri frontali.** Per poter avere delle fusoliera con un buon comportamento aerodinamico, è bene che i motori offrano il minimo ingombro frontale, che però richiede un accurato progetto dell'impianto di raffreddamento.

Per ottenere elevate potenze con pesi limitati, in genere occorre aumentare il numero di giri; di contro, per garantire il corretto funzionamento dell'elica dal punto di vista aerodinamico, occorre tenere il numero di giri piuttosto basso; ci si trova così davanti a due esigenze contrastanti. Quindi, quando le potenze

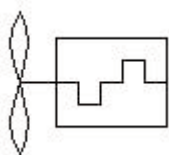


Fig. 7 - Schema di elica in presa diretta, in cui elica e motore hanno lo stesso numero di giri

richieste non sono eccessive, si possono usare eliche in presa diretta con l'albero motore in cui quindi il numero di giri dell'elica è pari al numero di giri del motore (fig. 7). Quando invece le potenze richieste sono elevate ed occorre necessariamente aumentare il

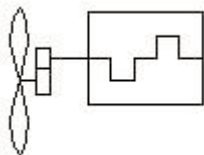


Fig. 8 - Schema di elica collegata al motore mediante riduttore di giri

numero di giri del motore, per mantenere il numero di giri dell'elica entro valori accettabili si ricorre al

riduttore, frapposto fra l'albero motore e l'elica (fig. 8).

Uno dei principali svantaggi del motore a pistoni nell'uso aeronautico è che la potenza erogata diminuisce sensibilmente con l'aumento della quota di volo. Per ovviare a questo inconveniente, si ricorre ai motori alleggeriti ed ai motori sovralimentati.

5. I turboelica

Il turboelica è un tipo di propulsore aeronautico che nasce dall'accoppiamento di un'elica, che rappresenta il propulsore vero e proprio, e di un impianto di turbina a gas, che rappresenta il motore vero e proprio che deve fornire la potenza all'elica. Si tratta di un tipo di propulsore che è in grado di fornire un rapporto potenza peso più favorevole di quello fornito dal motoelica, e viene impiegato su velivoli da trasporto merci o passeggeri quando le velocità richieste non sono molto elevate, dell'ordine di circa 500 km/h o 280 kts.

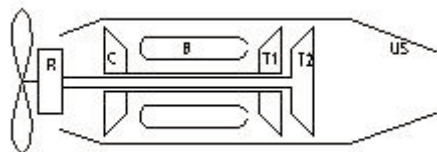


Fig. 9 - Schema meccanico di turboelica bialbero.

Uno schema meccanico del turboelica è mostrato in fig. 9: con riferimento a questo schema, il principio di funzionamento è il seguente. L'aria, dopo essere stata captata da una presa d'aria esterna, viene convogliata in un

compressore, che può essere assiale o centrifugo, il quale effettua una compressione dell'aria e la invia nella camera di combustione, nella quale all'aria compressa viene miscelato il combustibile nelle opportune proporzioni

e conseguentemente si sviluppa la reazione di combustione, con la formazione di un gas ad elevati valori di temperatura e pressione; questo gas viene fatto espandere nella turbina che serve ad azionare il compressore, detta turbina di alta pressione; in seguito, viene fatto espandere ulteriormente nella successiva turbina, detta di bassa pressione, la quale mette in rotazione l'albero motore vero e proprio e, dopo una riduzione di giri mediante il riduttore, l'elica. Infine, i gas di scarico vengono espulsi all'esterno mediante l'ugello di scarico; in alcuni casi quest'ultima fase riesce a fornire una spinta residua.

La turbina a gas di questo tipo di propulsore è naturalmente a ciclo aperto e funziona con rapporti di compressione dell'ordine di $6 \div 14$. La soluzione più diffusa è quella bialbero, come quella illustrata in precedenza, nella quale un albero collega la turbina all'elica, mentre l'altro, coassiale, collega l'altra turbina al compressore; meno frequentemente, vengono usate anche soluzioni monoalbero.

Siccome il rendimento delle turbine a gas raggiunge valori soddisfacenti quando queste ruotano ad elevato numero di giri, dell'ordine dei $10000 \div 15000$ giri/min, mentre il rendimento di un'elica risulta accettabile per numeri di giri non troppo elevati, dell'ordine dei $1000 \div 2000$ giri/min, per i turboelica è necessario interporre tra la turbina a gas e l'elica un opportuno riduttore di giri, il quale tuttavia risulta tanto più complesso e pesante quanto più elevato è il rapporto di riduzione; a seconda delle realizzazioni, in genere si hanno rapporti di riduzione compresi tra 10 e 20. Per ridurre gli inconvenienti di cui sopra, le moderne eliche per turboelica vengono costruite con diametro ridotto, profili sottili, elevato numero di pale, ottenendosi così eliche molto leggere che

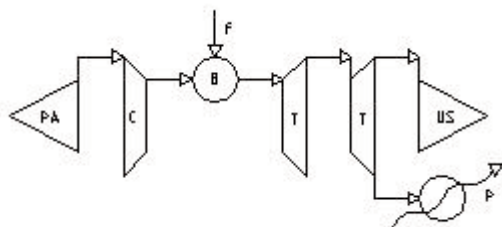


Fig. 10 - Pubblicità del 1955 che evidenzia che il motore produce una spinta anche con i gas di scarico.

possono essere accoppiate a turbine a gas con l'utilizzo di riduttori a basso rapporto di riduzione, e quindi semplici e leggeri.

Nei moderni turboelica la spinta propulsiva viene, in massima parte, fornita dall'elica; tuttavia, un opportuno disegno dell'ugello di scarico consente di incrementare la spinta totale sfruttando al massimo l'energia residua posseduta dai gas di scarico dopo

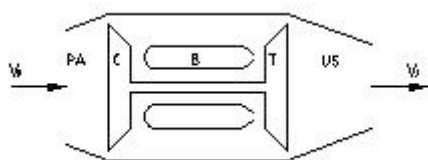


Fig. 11 - Schema fluidodinamico di un turboelica.

che hanno attraversato le turbine; l'incremento di spinta così conseguibile può in alcuni casi arrivare anche al 20%; in questo caso si parla di esoreattori misti, nei quali la spinta è ottenuta sia dall'elica sia dal getto. Questa soluzione tecnica, per quanto oggi possa sembrare ovvia e naturale, ha rappresentato un grosso progresso nel campo della propulsione aeronautica; in fig. 10 è riportata una

pubblicità del 1955 che evidenzia in modo suggestivo il fatto che il motore riesce a produrre una certa spinta anche con i gas di scarico.

Volendo evidenziare l'aspetto fluidodinamico di un turboelica, trascurando i collegamenti meccanici, si può ricorrere ad uno schema come quello mostrato in fig. 11. In questo schema, oltre a quanto già evidenziato in fig. 9, si evidenzia il combustibile fornito al bruciatore, e la potenza P erogata dalla turbina di bassa pressione che aziona l'elica.

6. Il turbogetto o turboreattore

Quando il campo di velocità di volo supera i 500 km/h, non può più essere utilizzato il turboelica, ed occorre ricorrere al turbogetto o turboreattore: questo può considerarsi come una logica conseguenza del turboelica nel quale viene esaltato il ruolo svolto dai gas di scarico a scapito di quello dell'elica, che pertanto viene a mancare. Il turbogetto semplice è essenzialmente un impianto di turbina a gas in cui il lavoro prodotto dalla turbina viene utilizzato solo per azionare il compressore.

Con riferimento alla fig. 12, nella quale è riportato lo schema meccanico di un turbogetto semplice, il principio di funzionamento di tale propulsore può essere spiegato come segue. Una presa d'aria esterna capta l'aria necessaria al funzionamento del motore, che dopo essere stata rallentata e quindi compressa, viene inviata al compressore, che in genere è assiale ma può anche essere di tipo centrifugo, dal quale ne fuoriesce ad elevata pressione e

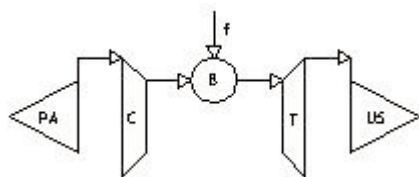


Fig. 12 - Schema meccanico di un turbogetto semplice.

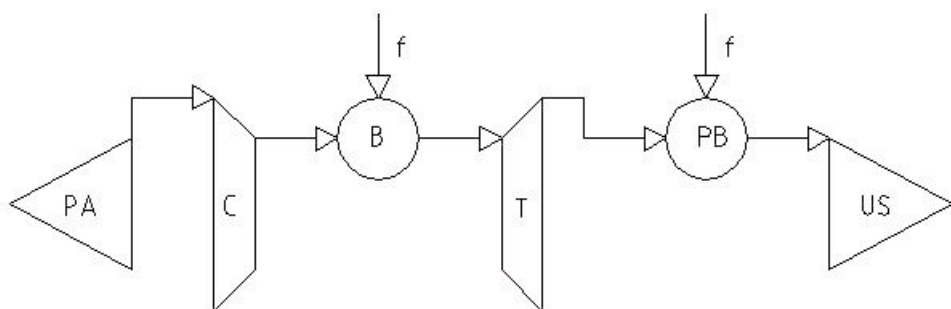


Fig. 13 - Schema fluidodinamico di un turbogetto semplice.

bassa velocità; a questo punto viene immessa nel bruciatore, entro il quale viene miscelata al combustibile e successivamente sottoposta a reazione di combustione. I gas generati dalla combustione, ad elevata pressione e temperatura, vengono quindi inviati alla turbina, la quale aziona il compressore e tutti gli organi ausiliari, dopodiché vengono convogliati in un ugello di scarico opportunamente sagomato, nel quale aumentano la propria velocità fornendo quindi la spinta propulsiva. Da un punto di vista fluidodinamico, lo schema del turbogetto semplice è riportato in fig. 13.

Nel caso di turbogetti utilizzati su velivoli militari, al decollo oppure in manovre di emergenza, il turbogetto potrebbe presentare problemi a causa di insufficienti valori della spinta; in tal caso si utilizza il postcombustore o

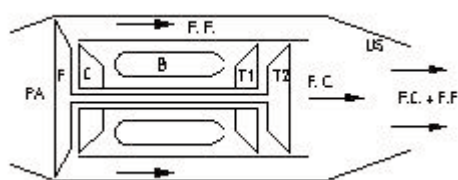


Fig. 14 - Schema fluidodinamico di un turbogetto con postbruciatore

postbruciatore, il quale non è altro che un prolungamento del condotto cilindrico posto tra l'uscita della turbina e l'ingresso dell'ugello di scarico. All'occorrenza, in tale condotto viene iniettata una ulteriore quantità di combustibile il quale, a contatto con i gas ad elevata temperatura, si incendia ed incrementa la temperatura del fluido, e ciò si traduce in un sostanzioso

aumento di spinta, al prezzo però di un notevole incremento dei consumi; la fig. 14 mostra uno schema fluidodinamico del turbogetto con postbruciatore.

7. Il turbofan

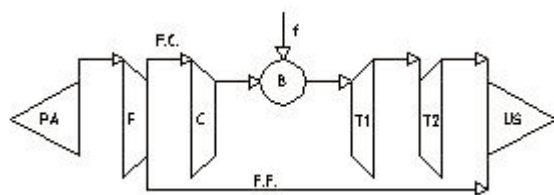


Fig. 15 - Schema meccanico di un turbofan a flussi associati.

Come detto in precedenza, i turboelica sono idonei a velivoli i cui campi di velocità di volo si mantengono al di sotto dei 500 km/h; al contrario quando sono richieste velocità prossime o superiori alla velocità del suono, ovvero circa 1000 km/h, è necessario utilizzare il

turbogetto. Il turbofan, o turbogetto a doppio flusso, è un propulsore a getto che rappresenta un compromesso tra turboelica e turbogetto: impiegato quasi universalmente nel trasporto civile, per velocità di poco inferiori a quelle soniche, ha rappresentato una grossa spinta evolutiva del trasporto aereo a lungo raggio, offrendo consumi inferiori a quelli richiesti dal turbogetto di pari spinta, con l'ulteriore vantaggio di una più bassa rumorosità di esercizio.

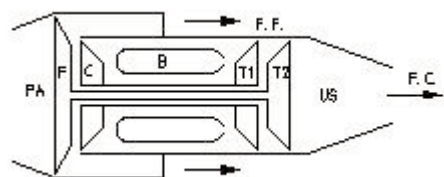


Fig. 16 - Schema fluidodinamico di un turbofan a flussi associati.

In linea di principio si tratta di una turbina a gas, di solito bialbero, nella quale la seconda turbina muove un grosso ventilatore (fan) che accelera elevate masse d'aria contribuendo ad aumentare la spinta. Per questo tipo di propulsore, si possono distinguere sostanzialmente due configurazioni fondamentali: il turbofan a

flussi associati ed il turbofan a flussi separati.

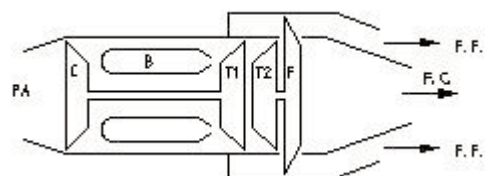


Fig. 17 - Schema meccanico di un turbofan a flussi separati.

Il turbofan a flussi associati, rappresentato schematicamente in fig. 15, funziona sostanzialmente come un turbogetto semplice. L'aria, captata da una idonea presa d'aria, viene inviata ad un grosso ventilatore (fan) che ne aumenta la velocità; parte di quest'aria trattata dal ventilatore, a valle di questo, viene poi lavorata dal compressore, dal bruciatore e dalle due

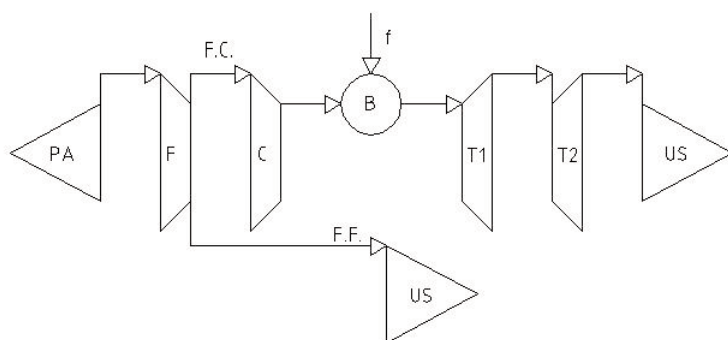


Fig. 18 - Schema meccanico di un turbofan a flussi separati di tipo aft-fan.

turbine, in un ciclo termodinamico del tutto analogo quanto visto in precedenza per il turbogetto semplice; l'aria soggetta a questo ciclo termodinamico viene indicata come flusso caldo. La restante parte dell'aria trattata dal fan, definita flusso freddo, viene invece fatta confluire direttamente nell'ugello di scarico; pertanto nell'ugello di scarico si miscelano tra loro il flusso caldo ed il flusso freddo; in tale modo si diminuisce la temperatura dei gas di scarico e di conseguenza si abbassa la velocità di efflusso e la rumorosità.

In fig. 16 è mostrato uno schema fluidodinamico del turbofan a flussi associati, dal quale è facile vedere come tutta l'aria entrante nella presa d'aria viene trattata dal fan e successivamente suddivisa in flusso freddo e flusso caldo. Come si vede dalla figura precedente, questo tipo di turbofan consente, all'occorrenza, l'utilizzo del postbruciatore: praticamente tutti propulsori di velivoli a getto militari ad elevate prestazioni, usano i turbofan a flussi associati con postbruciatore.

Il turbofan a flussi separati, mostrato schematicamente in fig. 17, funziona con un principio del tutto analogo a quello relativo al turbofan a flussi associati; l'unica differenza è che il flusso freddo viene subito scaricato all'esterno, mediante un apposito effusore, senza essere direttamente mescolato al flusso caldo.

A volte, con uno schema e struttura alternativa, il turbofan a flussi separati viene realizzato con una soluzione indicata con aft-fan, caratterizzata dal fatto che la posizione del fan è piuttosto arretrata rispetto alla presa d'aria, in cui la ventola tratta solo il flusso freddo e non tutta l'aria aspirata dal motore (flusso freddo più flusso caldo) come nel caso visto in precedenza; in fig. 18 viene

rappresentata schematicamente la soluzione aft-fan. Come si vede dalla figura, in questo caso si può evitare di usare due alberi coassiali, contrariamente a quanto succede per la soluzione tradizionale con ventola anteriore.



Fig. 19 - Schema fluidodinamico di un turbofan a flussi separati.

Infine, in fig. 19, è mostrato uno schema fluidodinamico del turbofan a flussi separati, dal quale si vede subito che questo tipo di soluzione richiede l'uso di due distinti ugelli di scarico, uno per il flusso caldo ed uno per il flusso freddo. Si vede subito pure come una simile soluzione non consenta l'uso del postbruciatore.

Comunque, a prescindere dalla soluzione costruttiva adottata, la spinta di un turbofan viene ottenuta come risultato di una maggiore portata d'aria che esce a velocità inferiori, se paragonate a quelle relative al turbogetto semplice. Uno dei parametri più indicativi del turbofan è il rapporto di bypass (bypass ratio, BPR) definito come il rapporto tra la portata d'aria del flusso freddo e la portata d'aria del flusso caldo

$$BPR = \frac{\dot{m}_{FF}}{\dot{m}_{FC}}$$

Variando opportunamente il BPR si riesce ad ottenere il desiderato valore di spinta in funzione del particolare utilizzo del propulsore. Generalmente questa grandezza assume valori del tipo

$$1,5 \leq BPR \leq 4$$

ma possono essere raggiunti, per particolari applicazioni, valori più elevati; a parità di altre condizioni operative, si può dire che maggiori valori del BPR permettono di ridurre i consumi e conseguentemente di aumentare i rendimenti. Comunque, riguardo al turbogetto, a parità di prestazioni, il consumo specifico di combustibile del turbofan è circa il 75% di quello di un turbogetto, cioè

$$C_{S,FAN} \approx \frac{3}{4} C_{S,JET}$$

Altro notevole vantaggio del turbofan rispetto al turbogetto è la riduzione del rumore provocato dal getto, a causa della diminuzione della velocità del getto

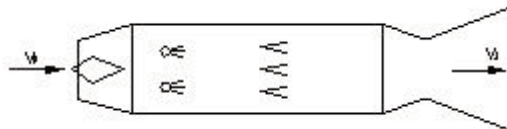
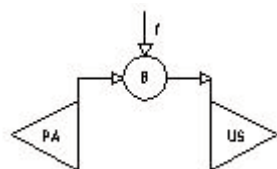


Fig. 20 - Schema di funzionamento di uno statoreattore subsonico.

stesso: infatti essendo il rumore del getto proporzionale circa all'ottava potenza della velocità del getto stesso, una pur lieve diminuzione di velocità genera una apprezzabile diminuzione del rumore. Questo fatto consente di aumentare il comfort dei passeggeri, e di



diminuire l'impatto ambientale degli aeroporti sulle zone abitate circostanti.

Fig. 21 - Schema realizzativo di uno statoreattore supersonico.

8. Lo statoreattore

In linea di principio lo statoreattore, o autoreattore o ramjet, può essere considerato il più semplice tra i propulsori a getto, in quanto non presenta alcun organo in movimento. Uno schema di statoreattore è mostrato in fig. 20, dalla quale si può vedere l'estrema semplicità di questo propulsore.

Il principio di funzionamento è il seguente: l'aria esterna, captata dalla presa d'aria, viene da questa rallentata e quindi compressa, e successivamente inviata direttamente alla camera di combustione, dove viene miscelata con il combustibile e quindi la miscela risultante viene fatta bruciare; i gas caldi vengono quindi espulsi mediante l'ugello di scarico, fornendo per reazione la spinta propulsiva.

Sebbene in base al principio di funzionamento la realizzazione pratica di uno statoreattore sembri piuttosto semplice, in realtà risulta alquanto complessa in quanto, per ottenere un rendimento globale soddisfacente, è necessario che l'aria entri nella presa d'aria ad un ben determinato numero di Mach, cioè al numero di Mach di progetto della presa d'aria, all'interno della quale deve avvenire anche la fase di compressione; per ogni altro valore del numero di Mach di volo il rendimento della presa d'aria peggiora bruscamente, la compressione avviene in modo incompleto ed il funzionamento dello statoreattore avviene con prestazioni in pratica inaccettabili, o addirittura

risulta impossibile.

Questi problemi hanno a tutt'oggi limitato fortemente la diffusione dello statoreattore, nonostante la sua semplicità costruttiva. Per allargare il campo di velocità entro il quale lo statoreattore funziona con rendimenti soddisfacenti, sono state realizzate prese d'aria ed ugelli di scarico a geometria variabile in volo: si intuisce facilmente come tale soluzione, sebbene migliori il campo di funzionamento dello statoreattore, comporti problemi realizzativi e gestionali non semplici né immediatamente risolvibili.

La fig. 21 mostra uno schema di statoreattore supersonico, che differisce sostanzialmente da quello subsonico per la presa d'aria, che presenta una

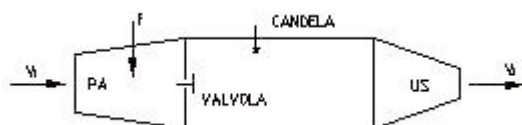


Fig. 22 - Schema fluidodinamico di uno statoreattore.

parte supersonica ed una subsonica, e per l'ugello di scarico che deve essere convergente divergente. La semplicità realizzativa e concettuale dello statoreattore è evidenziata in fig. 22, in cui si riporta uno schema fluidodinamico di tale tipo di propulsore.

9. Il pulsoreattore

Il pulsoreattore può essere considerato una variante dello statoreattore; a differenza di questo, nel quale la combustione avviene con continuità per l'apporto costante e continuo di miscela aria combustibile nella camera di combustione analogamente a quanto succede nel turbogetto, il pulsoreattore ha un funzionamento intermittente in quanto la camera di combustione funziona anche da polmone per richiamare nuova miscela quando quella che è stata combusta fuoriesce dall'ugello di scarico.

Uno schema del pulsoreattore è mostrato in fig. 23, rispetto al quale in seguito si espone il principio di funzionamento. La presa d'aria, al solito, capta l'aria esterna; in questa viene subito iniettato il combustibile che si mescola all'aria formando la miscela; attraverso la valvola aperta la miscela entra nella camera di combustione dove viene sottoposta a combustione. I gas, espandendosi, causano la chiusura della valvola di aspirazione impedendo



Fig. 23 - Schema di funzionamento di un pulsoreattore.

che essi stessi fuoriescano dalla presa d'aria, e così vengono indirizzati nell'ugello di scarico e quindi all'esterno, generando la spinta propulsiva. Dopo che i gas combusti sono stati scaricati e quindi la pressione in camera di combustione è diminuita, automaticamente si riapre la valvola di aspirazione, consentendo alla miscela fresca di entrare e quindi ripetere il ciclo.

Come si vede, il pulsoreattore richiede un sistema di valvole di aspirazione ed una candela che inneschi la combustione. La combustione, in effetti, è una vera e propria esplosione sicché il rumore che si genera dal funzionamento del pulsoreattore è assordante, come pure sono notevolissime le vibrazioni. Ovviamente, uno dei punti più delicati del pulsoreattore è il sistema di valvole di aspirazione, che devono essere

leggere per consentire il rapido moto di apertura e chiusura, e contemporaneamente resistenti in quanto esposte a sollecitazioni termiche e meccaniche molto elevate.

Il vantaggio del pulsoreattore rispetto allo statoreattore è che il suo rendimento è meno influenzato dalla velocità di volo: in particolare il pulsoreattore è in grado di erogare una spinta anche a punto fisso, mentre lo statoreattore richiede una precisa velocità di volo per garantire un regolare funzionamento.

10. Gli endoreattori

Come detto in precedenza, gli esoreattori richiedono, per il loro funzionamento, il costante e continuo apporto di aria esterna, in quanto il velivolo contiene al suo interno solo il combustibile; in genere, poiché la densità dell'aria diminuisce con la quota, anche la spinta erogata dall'esoreattore diminuisce all'aumentare della quota di volo.

Gli endoreattori invece sono dei propulsori per i quali sia il comburente che

il combustibile sono imbarcati a bordo del velivolo; questo fatto assicura il loro funzionamento anche al di fuori dell'atmosfera e li rende in pratica gli unici propulsori idonei al volo spaziale o al volo alle quote elevate, alle quali l'atmosfera, pur presente, è talmente rarefatta da non poter essere utilizzata come comburente. Quindi, siccome il funzionamento degli endoreattori non richiede apporto di aria esterna, questi propulsori sono in grado di erogare una spinta indipendente dalla quota di volo; anzi, in alcuni casi, si riesce ad ottenere una spinta che aumenta all'aumentare della quota.

Come mostrato in fig. 3, una prima classificazione degli endoreattori è basata sulla definizione di propellente: si definisce propellente la massa dei gas che viene accelerata ed espulsa per generare, per reazione, una spinta. Così, il propellente dei motoelica è l'aria, mentre il carburante inteso come la massa contenente l'energia necessaria al funzionamento del motore, è formato da una miscela di combustibile ed aria esterna; nel caso del turbogetto il propellente è la massa dei gas di scarico, residui della combustione.

Pertanto, si può procedere ad una prima classificazione degli endoreattori in due tipi, a seconda che il propellente coincida o meno con il carburante; procedendo in questo modo si hanno gli endoreattori chimici o a reazione chimica, per i quali il propellente ed il carburante coincidono; gli endoreattori avanzati, per i quali il propellente è diverso dal carburante.

Gli endoreattori chimici o convenzionali costituiscono attualmente la totalità o quasi dei propulsori impiegati per le missioni extra atmosferiche, data la loro semplicità costruttiva e l'elevata affidabilità anche in condizioni ambientali estreme; inoltre, il loro impiego in qualità di propulsore ausiliario o principale è abbastanza diffuso anche nel campo del volo atmosferico, in particolare per applicazioni militari.

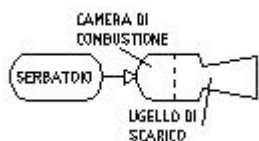


Fig. 24 - Schema di funzionamento di un endoreattore chimico o convenzionale.

In linea di principio, un endoreattore chimico è costituito schematicamente come mostrato in fig. 24, nella quale si identificano tre componenti principali: un serbatoio nel quale viene immagazzinato il propellente, dotato di energia chimica; una camera di combustione nella quale il propellente, a seguito di una reazione di combustione, acquisisce un elevato contenuto di

energia termica a scapito dell'energia chimica inizialmente posseduta; un ugello di scarico mediante il quale il propellente subisce un incremento di

energia cinetica a scapito dell'energia termica posseduta precedentemente. Richiamando l'espressione della spinta, che qui si ripete

$$S = \dot{m} (V_J - V_0)$$

nel caso degli endoreattori, in cui non c'è il contributo alla spinta da parte di aria esterna, tale espressione si modifica nella più semplice

$$S = \dot{m} V_J$$

Dalla precedente si vede come la spinta è tanto maggiore quanto maggiore è la portata in massa dei gas di scarico e la loro velocità di eiezione. Tuttavia,

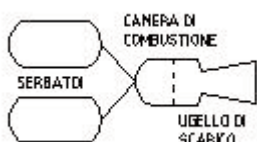


Fig. 25 - Schema di un endoreattore chimico a monopropellente liquido.

non sempre è possibile e semplice realizzare contemporaneamente queste due condizioni: infatti, come è anche intuitivo, per accelerare una particella leggera occorre meno energia di quanta ne occorre per accelerarne una pesante; pertanto, a parità di energia termica sviluppata in camera di combustione, può essere conferita una maggiore energia cinetica ad una miscela di gas a basso peso molecolare. Naturalmente, l'energia termica

sviluppata in camera di combustione trova un vincolo imposto dal raggiungimento dei limiti tecnologici di resistenza meccanica e termica dei materiali impiegati per la costruzione della camera di combustione e dell'ugello di scarico.

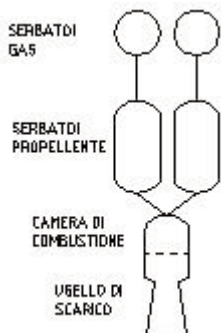


Fig. 26 - Schema di un endoreattore chimico a bipropellente liquido.

Procedendo ad una ulteriore classificazione degli endoreattori chimici, questi possono essere suddivisi in quattro classi, a seconda dello stato fisico nel quale il propellente viene immagazzinato a bordo del velivolo: si ottengono così endoreattori chimici:

- a propellente liquido;
- a propellente solido;
- a propellente gassoso;
- a propellente misto.

Gli endoreattori chimici a propellente liquido

Gli endoreattori chimici a propellente liquido funzionano mediante un apporto continuo di una miscela di comburente, o ossidante, e di combustibile in una camera

di combustione, all'interno della quale questa miscela è sottoposta ad una reazione chimica di combustione originando i gas caldi che vengono convogliati e fatti defluire attraverso un apposito ugello di scarico propulsivo.

In dipendenza dal fatto che la miscela di comburente e combustibile sia già formata nel serbatoio o si formi in camera di combustione, gli endoreattori chimici a propellente liquido possono ancora essere suddivisi in monopropellenti e bipropellenti.

I monopropellenti sono dei composti chimici i quali, in presenza di un apposito catalizzatore presente in camera di combustione, si decompongono sviluppando energia termica; questo tipo di soluzione richiede sistemi di alimentazione più semplici rispetto ai bipropellenti, ma è in grado di fornire prestazioni meno elevate; in fig. 25 è riportato lo schema di un endoreattore a monopropellente liquido.

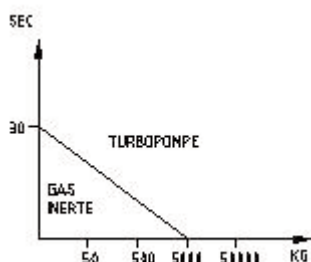


Fig. 28 - Sistema di alimentazione del propellente liquido mediante turbopompe.

I bipropellenti sono costituiti generalmente da un ossidante e da un combustibile stivati separatamente, che si combinano solo all'interno della camera di combustione; inoltre, qualora la reazione di combustione tra ossidante e combustibile avvenga in maniera spontanea in camera di combustione senza la necessità di

catalizzatori o sistemi di accensione, questi due componenti formano una miscela definita ipergolica; in fig. 26 è riportato lo schema di un endoreattore a bipropellente liquido. Infine i bipropellenti possono essere del tipo criogenico, cioè allo stato liquido solo a temperature estremamente basse, oppure immagazzinabili, cioè allo stato liquido a temperatura ambiente.

Una delle caratteristiche costruttive principali degli endoreattori chimici a propellente liquido riguarda l'impianto di alimentazione dei propellenti in camera di combustione, per il quale vengono utilizzati fondamentalmente due sistemi, il sistema a gas inerte ed il sistema a turbopompe.

Nel sistema a gas inerte, rappresentato in fig. 27, i serbatoi del propellente vengono pressurizzati con un gas inerte, contenuto in apposite bombole: la pressione esercitata dal gas, dell'ordine di grandezza delle 25

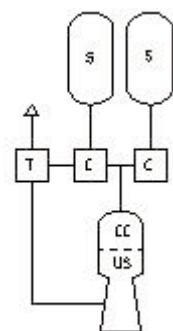


Fig. 27 - Sistema di alimentazione del propellente liquido a gas inerte.



Fig. 29 - Criterio di scelta del sistema di alimentazione del propellente liquido.

atm, consente la fuoriuscita dei propellenti dai serbatoi verso la camera di combustione; tuttavia, dovendo le pareti dei serbatoi del propellente resistere alla pressione del gas inerte, che rappresenta una notevole sollecitazione meccanica, il sistema risulta piuttosto pesante e quindi il suo impiego viene limitato ai missili

di piccola potenza.

Nel sistema di alimentazione a turbopompe, un gruppo di turbopompe provvede a pressurizzare il propellente, a valle del serbatoio, ad una pressione di circa 5 atm ed a inviarlo alla camera di combustione. Con questo sistema i serbatoi devono essere dimensionati per il solo carico statico e dinamico del propellente, e pertanto si ottiene un sistema complessivamente più leggero, il

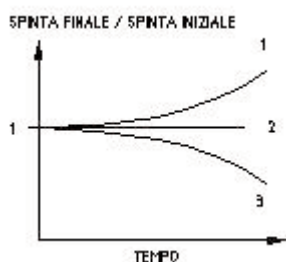


Fig. 30 - Schema di un endoreattore chimico a propellente solido.

quale però presenta lo svantaggio di una maggiore complicazione costruttiva per la presenza delle turbopompe. In fig. 28 è mostrato uno schema dell'impianto propellente a turbopompe: dall'ugello di scarico si preleva del gas in pressione, il quale viene fatto espandere in una o più turbine, le quali comandano meccanicamente i compressori che alimentano la camera di combustione.

Il campo di impiego dei due sistemi di alimentazione viene evidenziato nel diagramma di fig. 29 nel quale, in ordinata, è riportato il tempo di funzionamento mentre in ascissa, in scala logaritmica, viene riportata la spinta erogata. Da tale grafico si vede come per i bassi valori di spinta erogata e per brevi periodi di funzionamento è preferibile il sistema di alimentazione a gas inerte, mentre per elevati valori della spinta e per lunghi periodi di funzionamento è preferibile il sistema di alimentazione dei propellenti a turbopompe.

Si vuole infine evidenziare come, indipendentemente dal tipo di alimentazione e dal propellente utilizzato, gli endoreattori a propellente liquido

offrono il vantaggio di consentire la regolazione della spinta in intensità e durata, permettendo lo spegnimento e la riattivazione del motore senza incertezza, con un elevato grado di affidabilità, contrariamente a quanto succede per gli endoreattori a propellenti solidi.

Gli endoreattori chimici a propellente solido

Gli endoreattori chimici a propellente solido sono senz'altro i più semplici propulsori, che consentono di raggiungere prestazioni elevate in termini di spinta erogata, insieme ad una elevata affidabilità di funzionamento; possono inoltre essere considerati tra i più antichi propulsori, in quanto le origini del razzo risalgono alla Cina del 2000 a.C.

In fig. 2.30 è mostrato lo schema di un endoreattore chimico a propellente solido, il cui principio di funzionamento è il seguente. Il propellente è costituito da una massa solida in condizioni di equilibrio, immagazzinato in un serbatoio che ha anche la funzione di camera di combustione; la fiamma deve essere innescata da un apposito impianto ignitore. Una volta innescata la reazione di combustione il propellente brucia producendo dei gas ad elevata temperatura e pressione, i quali vengono indirizzati ad un ugello propulsivo e scaricati

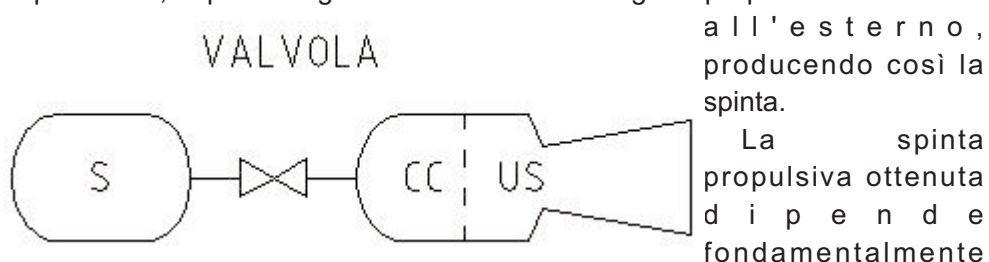


Fig. 31 - Andamento della spinta nel tempo per diversi grani di propellente.

superficie del propellente solido esposta alla fiamma. Mentre la pressione, la temperatura e la velocità di combustione dipendono principalmente dal tipo di propellente utilizzato, la superficie di propellente esposta alla fiamma dipende essenzialmente dalle dimensioni e dalla forma geometrica del propellente solido: queste caratteristiche costituiscono il grano del propellente, e le variazioni del grano consentono di ottenere i diversi andamenti della spinta in funzione del tempo.

Infatti, fig. 31, si considerino tre diversi tipi di grano, caratterizzati da

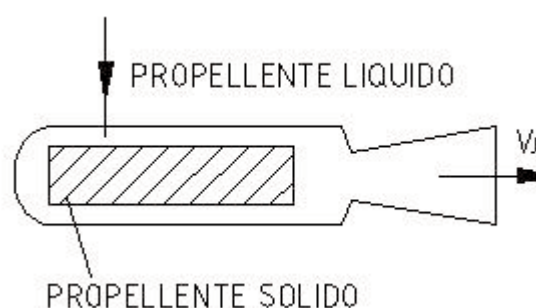


Fig. 32 - Schema di un endoreattore convenzionale a propellente gassoso.

proprie direzioni di propagazione della fiamma, nell'ipotesi che, ad inizio combustione, erogino tutti la medesima spinta. La configurazione del grano indicata con il numero 1 è cilindrica cava, la cui superficie di fiamma è quella cilindrica interna, che quindi si muove dall'interno all'esterno come indicato dalle frecce; più o meno la medesima cosa si può dire per la configurazione 2, per la quale però la sezione cava interna non

è circolare ma a stella; infine, la configurazione 3 è relativa ad un grano cilindrico pieno la cui superficie di fiamma è quella esterna che si muove quindi dall'esterno all'interno. Considerando l'andamento della spinta erogata nel tempo, riferita alla spinta iniziale, si vede che per la configurazione 1 la spinta aumenta con il tempo in quanto aumenta la superficie di fiamma; per la configurazione 2 la spinta rimane più o meno costante con il tempo, perché

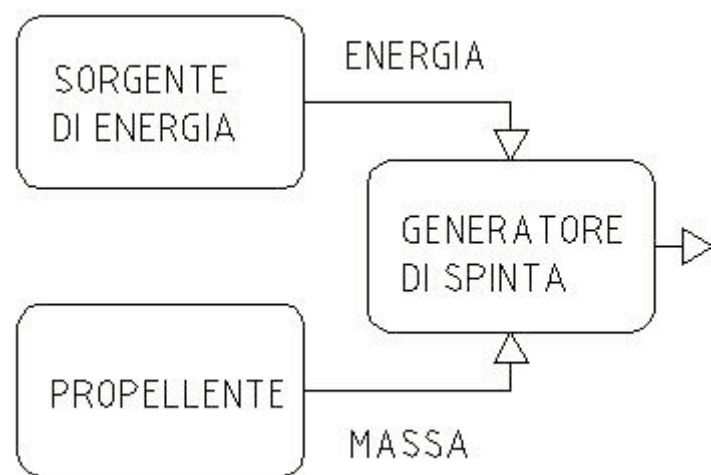


Fig. 33 - Schema di un endoreattore chimico a propellente misto.

circa costante rimane la superficie di fiamma, mentre per la configurazione 3 la spinta diminuisce con il tempo perché la superficie di fiamma diminuisce.

C o m u n q u e , indipendentemente dalla geometria del grano, gli endoreattori chimici a propellente solido possono fornire spinte variabili da

pochi chili a centinaia di tonnellate, per una durata massima dell'ordine del centinaio di secondi, e naturalmente alla fine della missione l'involucro risulta

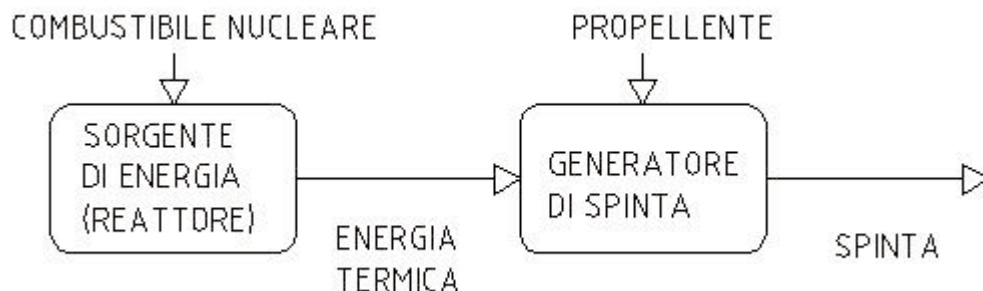


Fig. 34 - Schema generico di un endoreattore di tipo avanzato.

praticamente inutilizzabile ed è quindi a perdere; inoltre, particolare cura deve essere posta nel dimensionamento dell'ugello di scarico, per il quale occorre tenere presenti le forti usure cui è soggetto a causa delle particelle solide incombuste che inevitabilmente si producono nella combustione.

Contrariamente a quanto visto per i propellenti liquidi, una grave limitazione



Fig. 35 - Schema di endoreattore avanzato nucleare diretto.

nell'utilizzo del propellente solido è il fatto che la spinta non può essere variata in intensità, e soprattutto il motore non può essere spento e riacceso, ma una volta avviato funziona fino all'esaurimento del propellente; attualmente sono però allo studio degli

accorgimenti che dovrebbero riuscire ad eliminare o a minimizzare questi inconvenienti.

Gli endoreattori chimici a propellente gassoso

Gli endoreattori chimici a propellente gassoso, il cui schema è riportato in fig. 32, sono molto semplici e sono costituiti sostanzialmente da un serbatoio che contiene il gas ad elevata pressione, dell'ordine di circa 200 atm, il quale attraverso una apposita valvola riduttrice di pressione viene inviato all'ugello di

scarico.

In generale il loro impiego è limitato a missili di piccole dimensioni e basso costo. Attualmente i motori a propellenti gassosi a gas inerte, come l'azoto, vengono utilizzati per il controllo dell'assetto e della stabilità dei veicoli spaziali; in questo caso vengono infatti richieste spinte modeste, dell'ordine del chilo, per brevi intervalli di tempo, anche frazioni di secondo.

Gli endoreattori chimici a propellente misto

Gli endoreattori chimici a propellente misto, il cui stato attuale è quello di sperimentazione, sono costituiti come mostrato in fig. 33, da un propellente solido, che in genere è il combustibile, ed un propellente liquido, che di solito è il comburente. Il gas di scarico viene prodotto mediante iniezione del propellente liquido su quello solido; per semplice contatto o con l'ausilio di un catalizzatore, si sviluppa la reazione di combustione e i gas caldi, al solito, vengono indirizzati all'esterno mediante l'ugello propulsivo.

Questi propulsori uniscono la semplicità e solidità tipiche del motore a propellente solido con il vantaggio che, dosando opportunamente il flusso di propellente liquido, si riesce a dosare la spinta e, soprattutto, si può spegnere e riaccendere il motore a seconda delle esigenze della missione.

Gli endoreattori di tipo avanzato

Gli endoreattori di tipo avanzato, sostanzialmente ancora in fase di sperimentazione e ricerca, si differenziano da quelli convenzionali, visti sommariamente in precedenza, per il fatto che il propellente ed il combustibile sono distinti: il combustibile genera energia che serve ad accelerare la massa fornita dal propellente, per cui si riesce a generare una spinta; uno schema generico di endoreattore di tipo avanzato è riportato in fig. 34.

Occorre evidenziare tuttavia che, allo stato attuale, le spinte fornite dagli endoreattori avanzati sono piuttosto modeste, in grado di conseguire accelerazioni dell'ordine del centesimo dell'accelerazione di gravità; il vantaggio di poter fornire spinte pur piccole per lunghi periodi di tempo, anche per anni, rende il loro impiego pratico utile per la propulsione di veicoli per missioni nello spazio profondo, lontano cioè dai campi gravitazionali dei corpi celesti.

Come mostrato nello schema di fig. 3, gli endoreattori di tipo avanzato possono essere classificati in base alla natura del processo energetico, che può essere di tipo nucleare o elettrico. Gli endoreattori nucleari, a loro volta,

possono essere di tipo diretto o di tipo indiretto.

Un endoreattore avanzato nucleare diretto può essere rappresentato schematicamente come mostrato in fig. 35. La sorgente di energia, alimentata dal combustibile nucleare, produce energia termica o calore; il propellente viene riscaldato da tale calore e fatto quindi espandere in un apposito ugello per generare la spinta.

Un endoreattore avanzato nucleare indiretto è mostrato in fig. 36. In questo tipo di propulsore, dopo che il reattore ha generato dal combustibile nucleare l'energia termica, questa viene trasformata in energia elettrica da un apposito convertitore di energia; a questo punto mediante resistenze o mediante archi elettrici viene riscaldato il propellente, il quale scaricandosi attraverso l'ugello propulsivo genera la spinta. Più precisamente, quando si utilizzano resistenze elettriche si ottiene un endoreattore definito resistojet, mentre quando si utilizzano degli archi elettrici si ottiene un arcjet.

Con questo sistema si riescono a raggiungere più elevate temperature del propellente rispetto al sistema nucleare diretto. Gli endoreattori di tipo avanzato elettrici sfruttano forze di natura elettrica o elettromagnetica per accelerare il propellente. Infatti, gli endoreattori chimici e nucleari hanno in comune il fatto di accelerare il propellente mediante un ugello propulsivo, indipendentemente dal tipo di sorgente di energia, mentre la necessità di avere sempre maggiori velocità di uscita per ottenere delle spinte anche piccole ma per lunghi periodi di tempo, quali ad esempio occorrono per i viaggi interplanetari, ha condotto allo studio dei propulsori elettrici.

I propulsori elettrostatici o a ioni sfruttano forze di natura elettrostatica per accelerare il propellente, che assume in questo caso la natura di fluido costituito dagli ioni, cioè particelle cariche elettrostaticamente. I propulsori magneto fluido dinamici sfruttano invece forze di natura elettromagnetica per accelerare il propellente, che in questo caso assume la natura di plasma, cioè gas ionizzato ma neutro a livello macroscopico.

Un grave svantaggio dei propulsori elettrici, tale da limitarne fortemente il campo di azione, è che risultano molto pesanti in relazione alle spinte erogate, cioè hanno valori molto bassi del rapporto spinta peso.