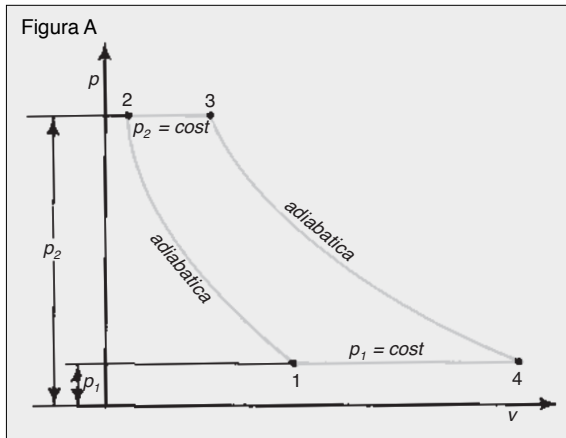


Capitolo 20

Il principio di funzionamento di una turbina a gas è noto da molti anni e segue il ciclo termico **Brayton**; nella realizzazione pratica un compressore aspira aria prelevata dall'ambiente esterno (punto 1 figura A) e la comprime (**in teoria secondo una adiabatica**



fica) fino alla pressione p_2 , elevandone la temperatura a T_2 . L'aria compressa penetra nel **combustore** ove viene contemporaneamente iniettato il combustibile che si infiamma, sia per l'elevata temperatura conseguente alla compressione, sia per l'intervento dell'organo iniettore, dando luogo a una grande quantità di gas combusti che possono esplicare un certo lavoro di espansione; **la combustione non è istantanea ma graduale e si può teoricamente ritenere che la relativa trasformazione (2→3) avvenga a pressione costante**. I prodotti della combustione vengono inviati in una turbina (concettualmente simile a una turbina a vapore) ove si espandono entro i canali mobili ricavati nella palettatura della girante, conferendo a quest'ultima un moto di rotazione; **l'espansione si ritiene adiabatica (3→4)**. I gas, esaurita la pressione di cui dispongono, si scaricano nell'ambiente esterno **secondo la linea a pressione costante (4→1)**. Il rendimento termico ideale si esprime con la relazione del ciclo di Brayton:

$$\eta_{id} = \frac{1}{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

che dipende dal rapporto di compressione conferito all'aria comburente. Per incrementare il rendimento si può elevare il rapporto di compressione tenendo presente che con l'aumentare della pressione finale, cresce anche la temperatura del fluido e dei gas prodotti, i quali, immessi nella turbina, la sottopongono a forti sollecitazioni termiche. Questo ostacolo fu superato sia con la riduzione della temperatura di combustione (immettendo nella relativa camera più aria di quella necessaria) sia con materiali adatti a lavorare a temperature di $\approx 700^\circ\text{C}$. Quanto descritto riguarda una turbina a

gas funzionante **a ciclo aperto**: il compressore è alimentato da aria prelevata dall'ambiente e nell'ambiente vengono scaricati i gas combusti. In una turbina a ciclo chiuso invece il fluido di lavoro è separato dall'atmosfera, viene riscaldato dopo la compressione e raffreddato dopo l'espansione in turbina; si può quindi lavorare con pressioni inferiori a quella atmosferica. Nel caso reale, la compressione e l'espansione non sono adiabatiche e la combustione non avviene a pressione costante.

Una turbina a gas può avere un solo asse (turbina monoalbero: adatta a lavorare in condizioni di velocità costante) o più assi, normalmente due (turbina bialbero: adatta quando si debba variare velocità e potenza erogata in un intervallo abbastanza esteso). Il compressore può essere centrifugo, a uno o più stadi (per potenze fino a 2000 kW), o assiale.

Per migliorare il rendimento termico ideale, si utilizza il calore residuo contenuto nei gas espulsi dalla turbina (a una temperatura di $300 \div 350^\circ\text{C}$) preriscaldando l'aria comburente, conseguendo una riduzione del lavoro assorbito dal compressore. L'impianto a recupero di calore (detto **a rigenerazione**) segue un ciclo termico noto come **ciclo di Ericson**, e il suo rendimento si approssima a quello di un ciclo di Carnot. L'impossibilità di realizzare la compressione e l'espansione isoterme

portò a una soluzione di compromesso, sdoppiando le due fasi e recuperando parte del calore di scarico **suddividendo il ciclo in due o più cicli elementari del tipo Brayton**. Non si possono considerare **turbine a gas** quelle che utilizzano i gas di scarico di grandi motori alternativi; queste possono essere definite **turbine ausiliarie** o con un termine più generico **espansori rotanti**.

Il **rendimento totale** della macchina è dato dal rapporto fra il lavoro utile L_u e il calore speso Q_1 :

$$\eta_t = \frac{P_u}{q_{mc} \cdot P_{ci}} \quad (20.3)$$

dove q_{mc} è la massa di combustibile e P_{ci} il potere calorifico; tale rendimento è inteso come **rendimento globale dell'impianto**, cioè in esso sono compresi: il rendimento del compressore η_c , del combustore η_g , degli accessori (scambiatori, recuperatori, tubazioni ecc.) η_a , della turbina η e il rendimento termico ideale del ciclo η_{id} . Il rendimento della turbina è funzione dei due rendimenti parziali già esaminati nel caso delle turbine a vapore: rendimento indicato η_i e rendimento meccanico η_m .

Vediamo alcuni **particolari costruttivi**: le differenze fra la turbina a gas (intesa esclusivamente come macchina motrice) e quella a vapore sono:

- minor variazione del volume specifico del gas in

confronto a quello del vapore;

- a parità di potenza, una maggior portata volumetrica di gas: ciò consente di eliminare i salti di velocità caratteristici delle turbine a vapore;
- minor salto di entalpia: ciò non necessita di ricorrere a un notevole numero di corone palettate.

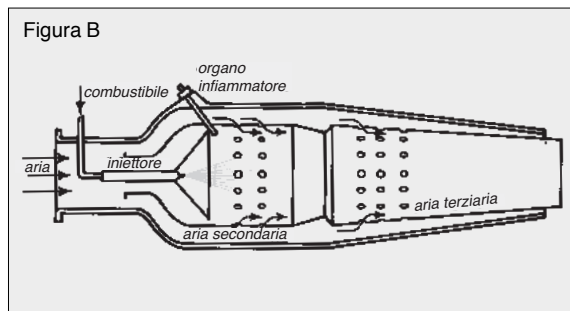
La turbina a gas risulta perciò più compatta, costruttivamente meno complessa, e in genere del tipo a reazione in virtù del salto entalpico relativamente modesto. La forma delle palette deve soddisfare i due aforismi idraulici; si adotta l'acciaio inossidabile (fino a 600 °C), leghe a base di nichel (750 °C) o leghe speciali contenenti cromo, nichel e cobalto per temperature intorno agli 850 °C. I materiali ceramici, pur essendo adatte a temperature di esercizio di $\cong 1200$ °C, non è consigliabile in tutti i casi per la sua fragilità alle forti sollecitazioni dinamiche che si manifestano.

Le palette sono fissate alla girante con il consueto codolo dentellato e portano il relativo distanziatore per conferire al canale la dovuta dimensione.

I combustori (figura B) sono costituiti in genere da due camere cilindriche coassiali: la camera interna, dove si miscelano il combustibile e una giusta quantità di aria

e avviene la combustione con sviluppo di gas a 2000 K. Nell'intercapedine circola altra aria, che contribuisce a raffreddare le pareti della camera di combustione e, penetrandovi parzialmente attraverso le feritoie, si miscela con i gas combusti abbassandone la temperatura a limiti tollerabili. **L'involucro** esterno è costantemente refrigerato dall'aria circolante nell'intercapedine, deve resistere alle sollecitazioni meccaniche dovute alla differenza di pressione fra l'esterno e l'interno e deve essere provvisto di opportuni organi di dilatazione. **Negli impianti fissi** (per potenze non elevate) si adotta **un solo combustore**, mentre per potenze elevate e per **gli impianti mobili** (nell'aeronautica) si ricorre spesso a un **numero maggiore di combustori disposti a corona intorno alla cassa della turbina**.

Le turbine a gas consentono un'ampia scelta del tipo di combustibile: metano, kerosene o nafta. I compressori sono sempre di tipo rotativo (centrifugo, assiale o misto).



L'**avviamento** spontaneo di una turbina a gas è possibile solo nel caso in cui l'aria venga fornita da un compressore indipendente, cosa che in generale non avviene poiché il compressore è calettato sullo stesso asse della motrice e pertanto si rende necessaria l'installazione di un **motore di lancio** che consenta al compressore di aspirare una quantità di aria sufficiente alla prima combustione. Nelle macchine che impiegano nafta pesante, si ricorre, in fase di avviamento al kerosene (meno denso) fino a quando non si siano stabilizzate le temperature; in seguito la combustione prosegue con la nafta.

Durante la marcia a regime dovrà essere assiduamente controllata la temperatura dei gas all'ingresso in turbina, la cui costanza nel tempo è indice di un corretto funzionamento del combustore; si controllerà anche la pressione dell'aria e la temperatura dell'olio all'uscita dei supporti.

Il più semplice sistema di **regolazione della potenza**, consiste nel ridurre la quantità di nafta inviata al combustore ma ciò riduce la temperatura di combustione, il salto di entalpia nella turbina, il rendimento totale, la temperatura dei gas di scarico con i quali sono alimentati gli scambiatori. È necessario **una riduzione della quantità di aria inviata dal compressore in modo da mantenere costante il rapporto aria-combustibile e quindi la temperatura di fine combustione**. Tale regolazione può essere effettuata:

- parzializzando l'introduzione del gas nella turbina (se le prime giranti sono del tipo ad azione);
- orientando diversamente le palette del distributore (se si tratta di turbina a reazione);
- operando su una valvola di strozzamento inserita fra il combustore e la turbina;
- riducendo il regime del compressore oppure spillando una parte dell'aria da esso prodotta.

Le turbine possono essere regolate a velocità di rotazione costante o a velocità di rotazione variabile.

Altra distinzione è fatta in base al tipo di macchina: turbine *heavy duty* e turbine di derivazione aeronautica (*aeroderivative*). Queste ultime derivano dai motori sviluppati per l'aeronautica civile e militare.

La **turboelica**, impiegata nella propulsione aerea, consiste nell'accoppiamento tra il propulsore (elica) e la turbina che le fornisce potenza: l'elica è calettata su un albero coassiale a quello della turbina e da essa azionato tramite un riduttore a ruote dentate, vista la differenza tra velocità di rotazione della turbina e quella dell'elica. Si può eliminare l'azione dell'elica, affidando il moto dell'aereo alla sola spinta prodotta dai gas di scarico (**turboreattore**), riducendo la potenza sviluppata dalla turbina a valori sufficienti ad assicurare il moto del compressore e delle pompe del combustibile.

I motori esaminati finora (esoreattori) richiedono aria per alimentare la combustione e non possono quindi funzionare al di fuori dell'atmosfera. Per volare nello spazio è necessario utilizzare gli **endoreattori** (o motori a razzo) che, per produrre la spinta, si basano sul principio di azione e reazione, ossia sull'espulsione ad alta velocità di materia trasportata a bordo. Se q_m è la portata della materia espulsa e v è la sua velocità, la spinta che si esercita sull'endoreattore è $F = q_m \cdot v$. Gli endoreattori possono essere termici, elettrostatici (a espulsioni di ioni accelerati da campi elettrostatici) e elettromagnetici

(a espulsione di un plasma accelerato da campi elettromagnetici); questi ultimi due tipi necessitano però di energia elettrica a bordo. Quelli termici sono principalmente chimici. L'endoreattore trasporta con sé non solo l'agente combustibile, ma anche l'agente comburente (ossidante); si possono avere i seguenti casi: bipropellente liquido (idrogeno e ossigeno), propellente solido a doppia base (la sua molecola contiene sia il combustibile che l'ossidante necessari alla combustione), bipropellente ibrido liquido e solido (ossidante allo stato liquido e combustibile allo stato solido).