

MOTORI A TURBINA

Rispetto ai motori a pistoni, le varie fasi vengono realizzate in diverse parti del motore e non più in un unico sistema come il cilindro-pistone.

Gli organi fondamentali sono:

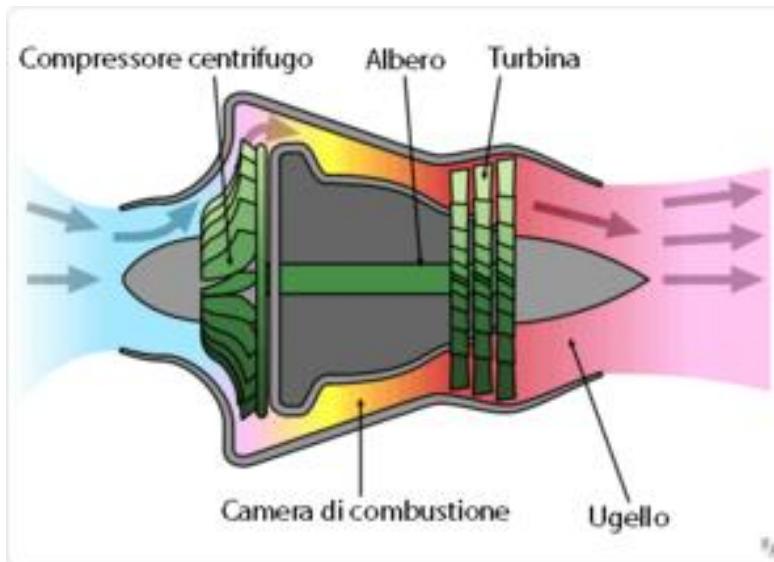
Il compressore, è una specie di ventola (vedi successivi disegni e fotografie) che realizza la compressione dell'aria. Questa macchina richiede potenza al suo albero e la trasforma in compressione dell'aria.

La turbina, è una specie di ventola fra le cui palette i gas si espandono, cioè perdono pressione per trasformarla in potenza meccanica all'albero.

Vediamo gli schemi ed il funzionamento di queste macchine in ordine cronologico in cui sono state sviluppate e successivamente impiegate in campo aeronautico.

Turbogetto

E' una macchina concepita negli anni 1940 ed ha avuto le sue prime applicazioni sui primi caccia a reazione della storia impiegati anche verso la fine della seconda guerra mondiale.

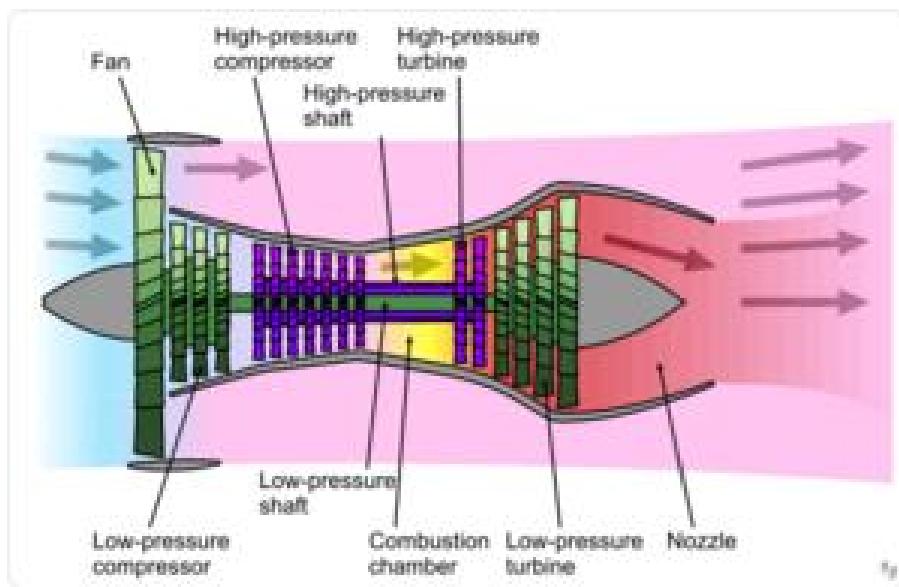


Nella parte anteriore vi è la cosiddetta "presa d'aria" attraverso la quale il compressore aspira l'aria. Lo stesso compressore attua la fase di compressione inviando l'aria alle camere di combustione, qui viene iniettato il carburante ed avviene una combustione in maniera continua. Il seguito al calore prodotto dalla combustione i gas vedono elevare la loro temperatura e quindi la loro energia. I gas caldi vengono fatti espandere in parte in una turbina la cui funzione è quella di fornire potenza al compressore. La successiva parte dell'espansione dei gas caldi avviene in un condotto conico convergente detto ugello. Nell'ugello, i gas perdono pressione e guadagnano velocità.

La spinta, cioè la forza che spinge l'aeroplano, fisicamente si ottiene nel seguente modo: l'aria entra nel motore circa alla velocità di volo, ne esce ad una velocità molto superiore. Il motore non fa altro che accelerare la massa di aria che lo attraversa, dalla fisica è noto che una massa per una accelerazione equivale ad una forza. Il motore, quindi, applica una forza alla massa di aria che lo attraversa, per reazione la massa di aria applica una forza uguale e contraria al motore e quindi all'aeroplano cui il motore è attaccato.

Il turbogetto con lo schema qui illustrato è stato abbandonato a causa del basso rendimento, cioè alto consumo di combustibile in rapporto alla spinta prodotta. I moderni turbogetti sono del tipo a doppio flusso e sarà di seguito illustrato.

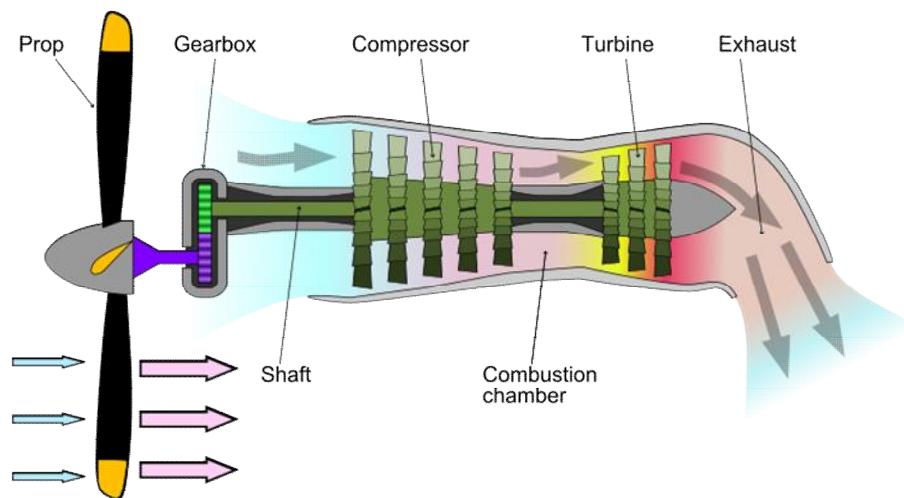
Turboventola o turbofan



Le differenze rispetto al turbogetto consistono nel fatto che il primo stadio del compressore ha le palette molto lunghe e formano una ventola che agisce sull'aria come un'elica inviando verso la zona posteriore un flusso di aria detto freddo poiché non è interessato dalla combustione. La turbina deve fornire potenza sia al compressore che alla ventola. La spinta è dovuta per metà, circa, al flusso freddo, per l'altra metà al flusso caldo uscente dall'ugello.

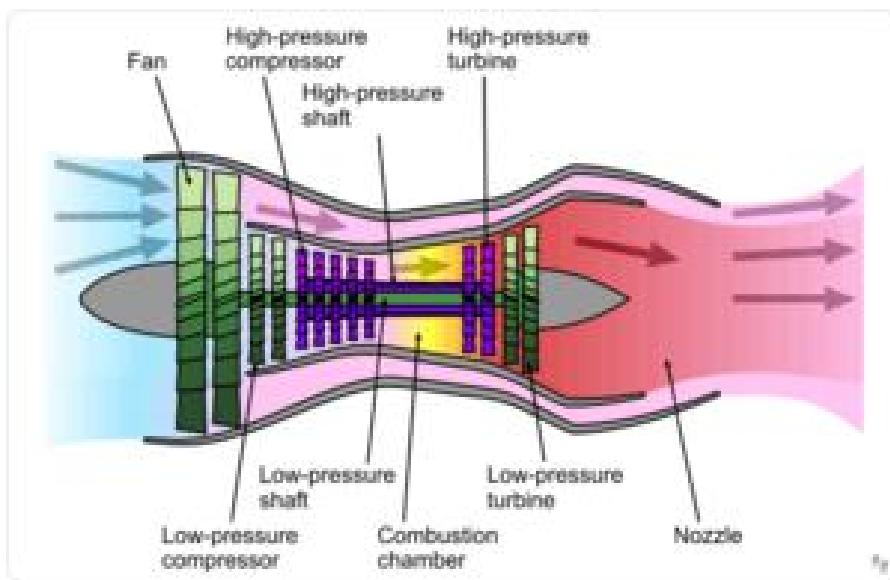
La turboventola è stata concepita per gli aeroplani plurimotori da trasporto civile subsonici, diciamo 900 Km/h. Tali motori sono installati sotto le semiali poiché solo con questa configurazione c'è abbastanza spazio per l'ingombro della ventola.

Turboelica



E' concettualmente simile al turboventola, tranne nel fatto che, anziché la ventola, vi è un'elica. L'elica produce la spinta propulsiva dell'aeroplano, tuttavia, alcune turboeliche possono essere concepite in modo che una parte della spinta, diciamo fino al 20%, sia anche fornita dal getto all'ugello di scarico. Questo tipo di motore è stato concepito per gli aeroplani con velocità da 500 a 700 Km/h.

Turbogetto a doppio flusso



Semplicisticamente, è come il turboventola con delle ventole di diametro inferiore in rapporto alla sezione frontale del motore. Questo tipo di motore è stato concepito per i caccia militari che volano a velocità supersonica.

Altre informazioni sui motori a turbina.

La spinta o la potenza di questo tipo di motori, oltre che dalla portata di aria, dipende dalla temperatura raggiunta dai gas all'uscita della camera di combustione. Tale temperatura non può superare i limiti termo-meccanici delle palette della turbina. Questi elementi sono fortemente sollecitati dalla forza centrifuga cui sono sottoposti in seguito alla elevata velocità di rotazione, dell'ordine delle decine di migliaia di giri al minuto, inoltre, l'elevata temperatura riduce la resistenza del materiale. Per tali motivi la temperatura dei gas è limitata a circa 1000 gradi Kelvin. Per elevare le prestazioni, dei motori degli aeroplani da caccia, si è pensato di dotare il motore di una seconda camera di combustione detta postcombustore, posta fra la turbina e l'ugello. Nel postcombustore, i gas raggiungono temperature di 1500 gradi Kelvin e vanno a sollecitare le pareti dell'ugello le quali possono resistere a tali temperature perché sono poco sollecitate meccanicamente. Il postcombustore viene azionato solo quando è necessaria la massima spinta del motore come ad esempio la fase di decollo o le fasi di combattimento. Il postcombustore richiede un ugello a geometria variabile che viene allargato quando il dispositivo viene acceso.

Poiché i motori aeronautici a turbina hanno un consumo molto elevato, fin dalle prime applicazioni si pensò di utilizzare un combustibile poco costoso, questo fu individuato nel kerosene. Questo combustibile è una miscela di idrocarburi (comparsi le cui molecole sono formate da atomi di carbonio legati ad atomi di idrogeno) il cui peso delle molecole è compreso fra gli idrocarburi della benzina, più leggeri e gli idrocarburi del gasolio più pesanti. In effetti, il fatto che la combustione avvenga in modo continuo e non ciclico in un cilindro, rende possibile l'utilizzo di qualsiasi carburante.

Un grande vantaggio del kerosene è la sua bassa volatilità rispetto a quella della benzina, cioè evapora meno facilmente della benzina, quindi è più difficile che possano formarsi accidentalmente delle miscele combustibili nei vani dei motori o nei depositi in cui viene conservato.