

MOTORI PER AEROMOBILI

Cap. 1 LA TURBINA A GAS

INTRODUZIONE

- Le turbine a gas hanno iniziato ad essere sviluppate seriamente poco prima della II guerra mondiale, inizialmente per ottenere potenza meccanica ad un albero (SHAFT POWER), e successivamente come propulsori aeronautici.
A partire dalla metà degli anni '50, sono state progressivamente impiegate per un gran numero di applicazioni.
- Per ottenere un'espansione attraverso una turbina, è necessario avere a disposizione un salto di pressione (PRESSURE RATIO): perciò il primo passo nel ciclo di un impianto di turbina a gas, deve essere necessariamente la compressione di un fluido di lavoro (WORKING FLUID).
- Se, dopo la compressione, il fluido di lavoro viene fatto espandere direttamente in turbina, la potenza sviluppata dalla turbina uguaglierà quella richiesta dal compressore, se non vi sono perdite nei componenti.
- Per aumentare la potenza sviluppata dalla turbina, si deve fornire energia al fluido di lavoro, per esempio aumentando la sua temperatura PRIMA dell'espansione.
- Quando il fluido di lavoro è aria, un metodo comunemente usato per fare ciò è la combustione tra un combustibile (FUEL) e l'aria precedentemente compressa.
- L'espansione del fluido di lavoro caldo fa sì che la turbina, oltre ad azionare il compressore, sia in grado di produrre potenza in eccesso.
- La più semplice forma di turbina a gas è quindi costituita da tre componenti principali, COMPRESSORE-CAMERA DI COMBUSTIONE-TURBINA, collegati tra loro nel modo mostrato schematicamente in Fig. 1.1a.

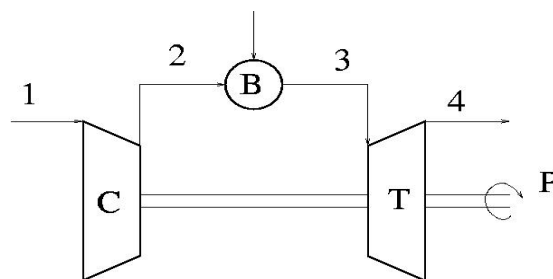


Fig.1.1a Schema semplice di turbina a gas

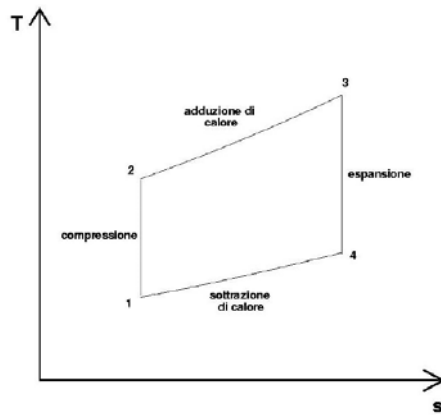


Fig. 1.1b Ciclo Joule - Brayton

- Si noti che nelle turbine a gas, i processi di compressione, combustione ed espansione non avvengono in un unico componente, come nei motori alternativi.
- Essi avvengono in componenti separati, che possono essere progettati, provati e sviluppati singolarmente, dando luogo poi a diversi tipi di turbine a gas, a seconda di come vengono collegati tra di loro.
- Gli impianti possono essere complicati, aggiungendo compressori, turbine, intercooler, postcombustori e scambiatori di calore, per migliorare l'estrazione di potenza e l'efficienza, naturalmente a spese di un aumento di complessità, pesi e costi.
- Inoltre si possono adottare varie configurazioni, a seconda dell'impiego dell'impianto.
- Le due principali classificazioni che si possono individuare sono **cicli aperti** e **cicli chiusi**.

I cicli aperti sono maggiormente diffusi (anche applicazioni aeronautiche), mentre i cicli chiusi, nei quali lo stesso fluido di lavoro circola continuamente attraverso l'impianto (ved. Fig. 1.2), sono usati più raramente.

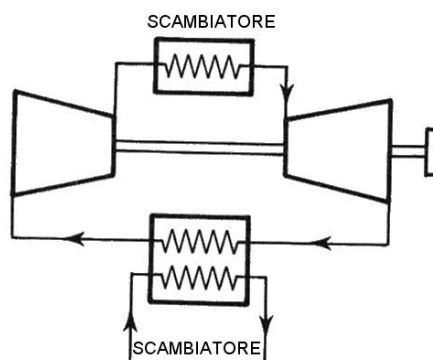


Fig. 1.2 Ciclo semplice chiuso

- Infine, per generazione di potenza elettrica, sono largamente usati **cicli combinati gas-vapore**, con rendimenti termodinamici che si avvicinano al 60% (ved. Fig. 1.3).

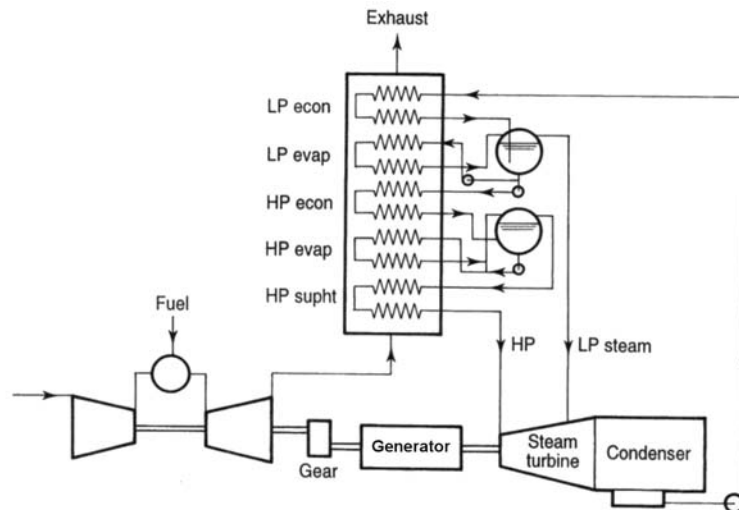


Fig. 1.3 Ciclo combinato gas – vapore

- Le turbine a gas sono uno strumento molto versatile, come dimostra la grande varietà di impieghi quali generazione di potenza elettrica e meccanica, propulsione aerea, navale e terrestre, azionamento di stazioni di pompaggio per oleodotti o gasdotti, ecc...
- I vari modi in cui i componenti possono essere assemblati per produrre potenza ad un asse (*shaft power*), sono i seguenti:

1.1 CICLI APERTI

- **Mono-albero (*single-shaft*)**

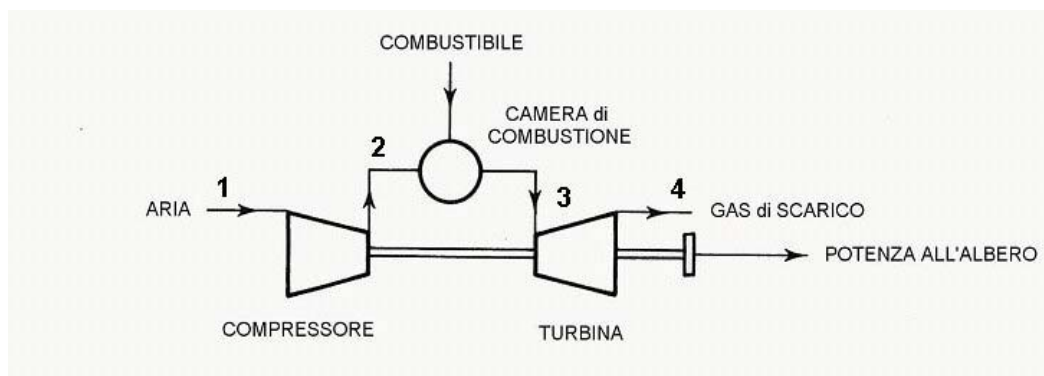


Fig. 1.4 Ciclo base di turbina a gas

Questa configurazione è adatta ad operare a giri e carico costanti, quindi nei casi in cui non è importante una flessibilità di impiego.

Altre configurazioni mono-albero prevedono l'aggiunta di uno scambiatore di calore (ved. Fig. 1.5a) per migliorare il rendimento termodinamico ed il consumo specifico, specialmente quando il rapporto di compressione del ciclo è basso.

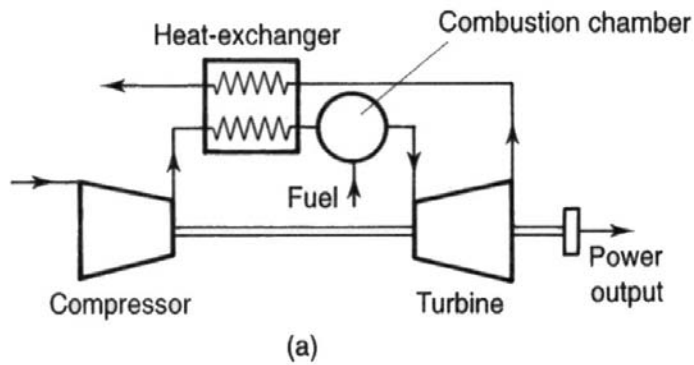


Fig. 1.5a

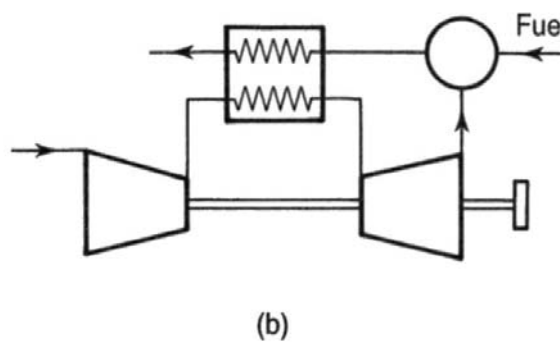


Fig. 1.5b

In Fig. 1.5b, è mostrata una configurazione mono-albero con scambiatore che consente l'utilizzo di combustibili i cui prodotti di combustione possono danneggiare le palette di turbina (ad es. polvere di carbone). Questa seconda configurazione è meno efficiente della precedente perché non consente un risparmio di combustibile ed è perciò competitiva solo se il combustibile è a basso costo.

- **Bi-albero (*twin-shaft*)**

Quando invece la flessibilità di impiego è fondamentale, si adotta una configurazione che consenta l'uso di una turbina di potenza meccanicamente indipendente (*free power turbine*) (ved. Fig. 1.6).

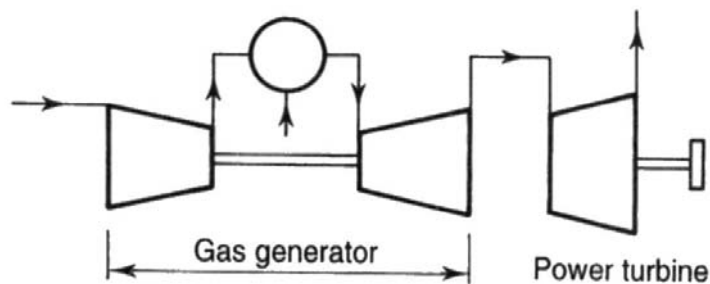


Fig. 1.6

In questo impianto, la turbina di alta pressione (HPT) aziona il compressore ed il loro assieme agisce da generatore di gas per la turbina di potenza a bassa pressione (LPT).

Queste configurazioni bi-albero sono di derivazione aeronautica e presentano anche il vantaggio di un avviamento facilitato.

Il principale svantaggio, nelle applicazioni non aeronautiche, è dovuto alla necessità di prevedere un idoneo sistema di controllo per prevenire un aumento eccessivo della velocità di rotazione (*overspeeding*) della turbina di potenza nel caso di rapida diminuzione del carico.

- Per ottenere riduzioni di potenza, sia in impianti mono sia bi-albero, è necessario controllare la portata di combustibile e questo comporta una diminuzione del rapporto di compressione e della temperatura massima del ciclo che provocano una perdita di efficienza del ciclo.
- Per fronteggiare questo comportamento, sono stati realizzati cicli complessi, come quello riportato in Fig. 1.7, nel quale si può notare:

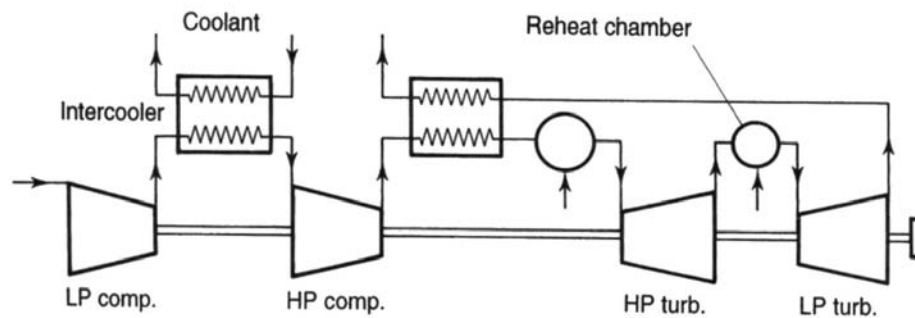


Fig. 1.7

- interrefrigerazione (*intercooling*), cioè l'interruzione del processo di compressione in due o più stadi e raffreddando il fluido di lavoro tra gli stadi per ridurre il lavoro di compressione;

- ricombustione (*reheating*), cioè l'interruzione del processo di espansione in turbina in due o più stadi e riportando il gas alla massima temperatura sopportabile dalla turbina tra gli stadi per aumentare il lavoro di espansione;

- rigenerazione (*regenerative cycle*), cioè l'uso di uno scambiatore di calore per preriscaldare il fluido di lavoro all'ingresso del combustore, mediante i gas di scarico della turbina per migliorare il rendimento termodinamico ed il consumo specifico.

- E' evidente che in questo modo la semplicità e la compattezza proprie delle turbine a gas è andata perduta.

• **Multi-albero (*multi spool*)**

Per ottenere rendimenti elevati senza ricorrere alla rigenerazione, che comporta l'impiego di uno scambiatore ingombrante e pesante, è essenziale operare con un rapporto di compressione alto. Questo comporta l'insorgere di problemi particolarmente durante la fase di avviamento dell'impianto, quando le velocità di rotazione sono basse e la densità del fluido di lavoro è lontana dai valori di progetto. Allora, negli ultimi stadi di compressione, dove le sezioni di passaggio sono strette, si può raggiungere il

choking, con gravi ripercussioni sul funzionamento del compressore e dell'intero impianto.

Un modo di evitare questo problema è quello di dividere il compressore in una o più sezioni, realizzando una separazione meccanica e permettendo ad ogni sezione di ruotare a numeri di giri diversi, a differenza di quanto mostrato in Fig. 1.7.

Un esempio di questa configurazione è mostrato in Fig. 1.8, in cui si può distinguere una sezione a bassa pressione (LP) ed una sezione ad alta pressione (HP), nelle quali ogni compressore è mosso indipendentemente dalla propria turbina. La potenza può indifferentemente essere ottenuta dall'albero a bassa pressione, come mostrato in figura, oppure da una turbina di potenza separata (*free power turbine*).

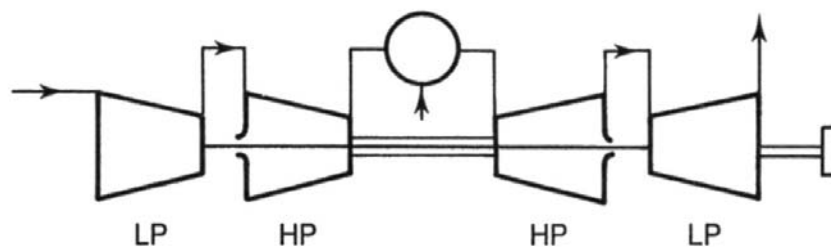


Fig. 1.8

Si noti che, sebbene gli alberi siano meccanicamente separati, le loro velocità sono aerodinamicamente correlate, come sarà mostrato in seguito.

Gli schemi multi-albero sono stati sviluppati dapprima per scopi aeronautici e successivamente estesi ad altre applicazioni.

Le configurazioni multi-spool hanno permesso di raggiungere rapporti di compressione superiori a 35 e nelle applicazioni più recenti vengono affiancate dall'adozione di palette statoriche ad incidenza variabile (*variable stator blades*) e da valvole di by-pass (*blow-off valves*).

1.2 CICLI CHIUSI

Le principali caratteristiche dei cicli chiusi (ved. Fig. 1.9) sono le seguenti:

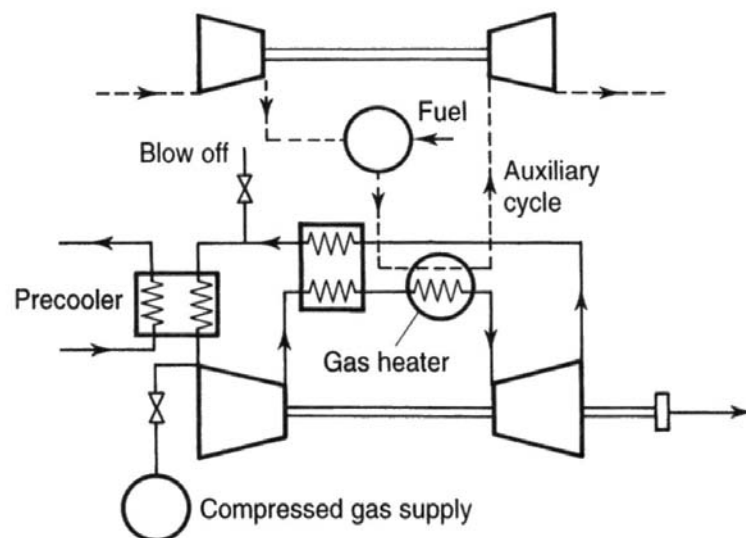


Fig. 1.9

- Operando con combustione esterna, è possibile evitare fenomeni di erosione e corrosione;
- Possibilità di operare con pressioni del fluido di lavoro molto elevate, quindi densità elevate che consentono dimensioni minori degli impianti, a parità di potenza;
- La regolazione dell'impianto può essere fatta variando la pressione del fluido di lavoro. In tal modo si può variare la potenza estraibile senza variare la temperatura di ingresso in turbina e quindi con una piccola variazione di rendimento;
- È possibile utilizzare fluidi di lavoro diversi dall'aria, con proprietà termiche (ad es. coefficienti di trasmissione del calore) migliori;
- Il principale svantaggio dei cicli chiusi è la necessità di un sistema di combustione esterna, che comporta l'uso di un ciclo ausiliario e introduce una differenza di temperatura tra i gas di combustione ed il fluido di lavoro. La massima temperatura sopportabile dalle superfici del preriscaldatore imporrà un limite alla temperatura massima del ciclo principale. Lo schema di figura 1.9 include un precoolер ad acqua tra lo scambiatore di calore ed il compressore; inoltre il preriscaldatore è parte del ciclo di una turbina a gas ausiliaria e la potenza è controllata da una valvola di scarico (*blow-off valve*) e da un serbatoio ausiliario di gas compresso.
- In ogni caso impianti di questo tipo non hanno avuto una grande diffusione.

1.3 PROPULSIONE AERONAUTICA

- Senza dubbio il maggiore campo di impiego delle turbine a gas è quello della propulsione aeronautica.
- Lo sviluppo fondamentale nella propulsione è avvenuto durante la II guerra mondiale, parallelamente in Germania (Hans von Ohain) e Inghilterra (Frank Whittle).
- Le prime apparizioni furono in campo militare nel 1939 (velivolo Heinkel con propulsore von Ohain) e nel 1941 (Gloster Meteor con propulsore Whittle), ma si dovette attendere fino al 1950 per la prima applicazione in campo civile.
- Lo schema di un turbogetto semplice è mostrato in Fig. 1.10

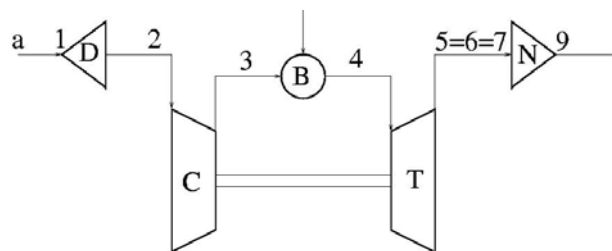


Fig. 1.10

- Tale schema è simile a quello mostrato in Fig. 1.1a, con la differenza che, nell'applicazione aeronautica, la turbina è progettata per sviluppare solo la potenza necessaria ad azionare il compressore ed i gas, uscenti dalla turbina ad alta pressione e temperatura, vengono espansi fino alla pressione atmosferica in un ugello propulsivo per ottenere un getto ad alta velocità.

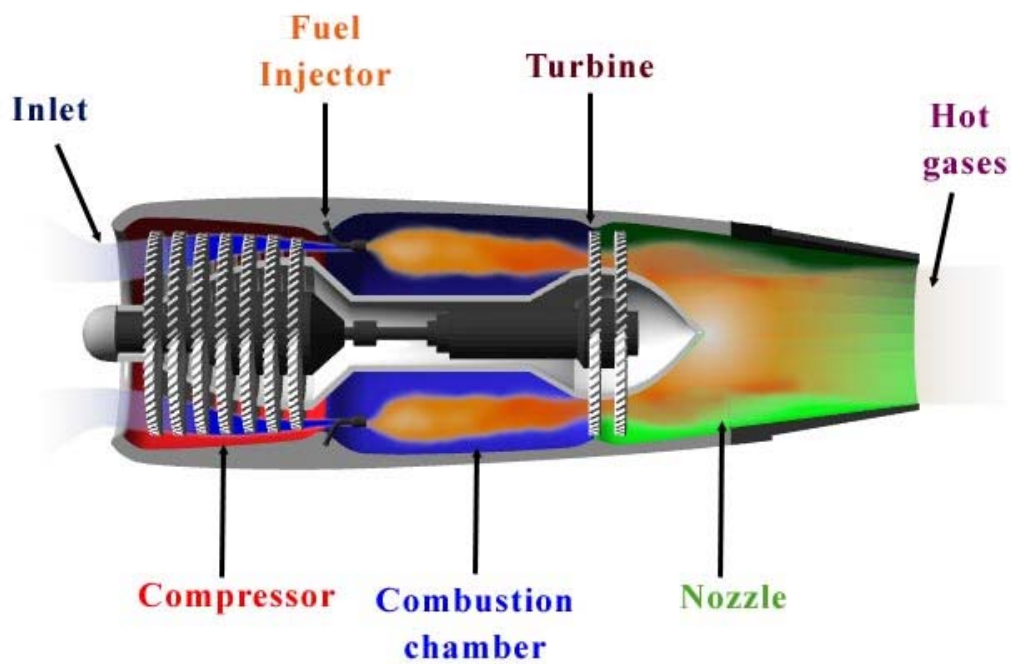


Fig. 1.11 Turbogetto semplice

- Per velocità di volo fino a circa 200 m/s ($1\text{ m/s} = 3.6\text{ km/h} \cong 2\text{ nm/h} = 2\text{ knot}$) l'efficienza propulsiva migliore è ottenuta mediante una combinazione tra elica e getto di scarico, come nel propulsore Turboelica (*Turboprop*) (ved. Fig. 1.12 e Fig. 1.13).

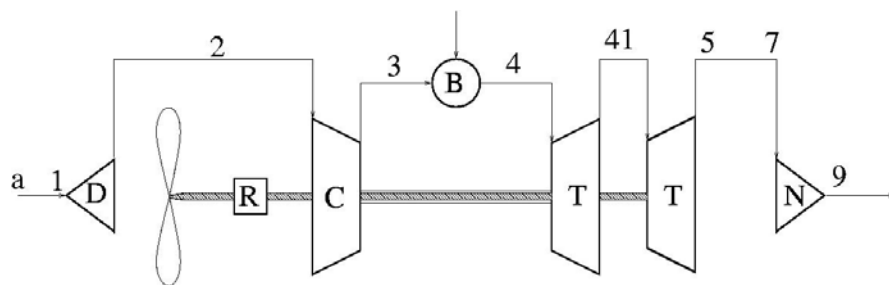


Fig. 1.12 Schema di turboelica

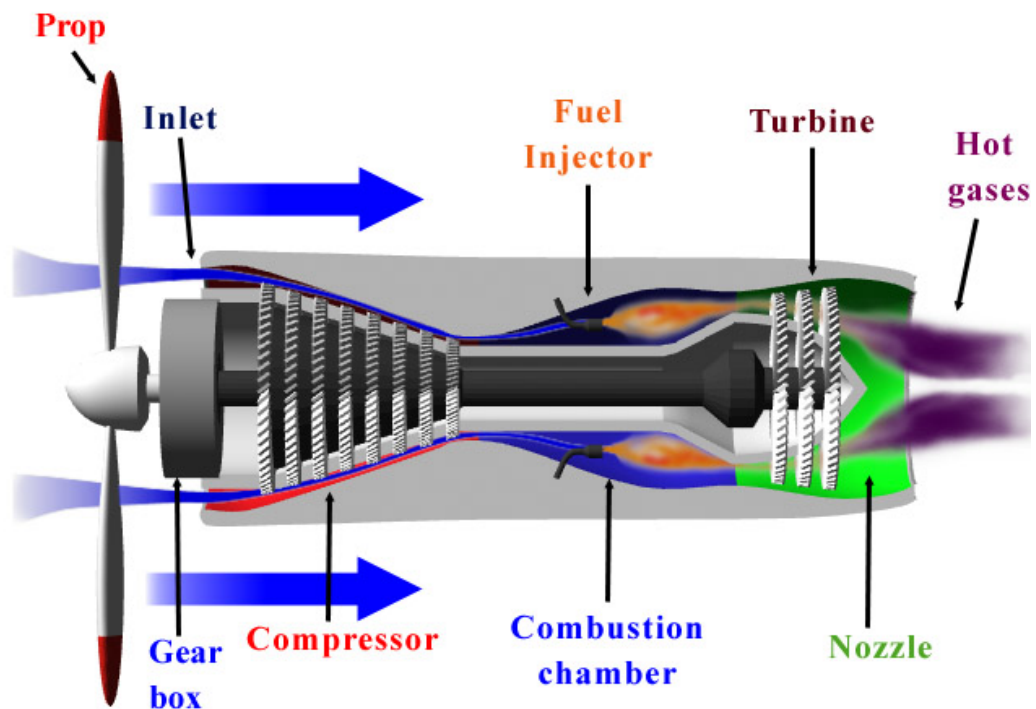


Fig. 1.13 Turboelica

- A velocità subsoniche più elevate delle precedenti, è più efficiente un getto propulsivo di portata inferiore a quella trattata dall'elica ma di maggiore velocità, come è stato utilizzato inizialmente mediante il turbogetto semplice.
- Attualmente il turbogetto semplice è stato largamente soppiantato dal propulsore Turbofan (*Bypass Engine*) (ved. Fig. 1.14 e Fig. 1.15) nel quale parte dell'aria trattata da un compressore di bassa pressione (*LP compressor or Fan*) bypassa il generatore di gas (*core engine*), costituito dal compressore di alta pressione (*HP compressor*), dalla camera di combustione e dalle turbine, per essere scaricata attraverso un ugello propulsivo separato che generalmente dà luogo ad un getto anulare di aria più fredda che circonda il getto caldo espulso dall'ugello del core engine.

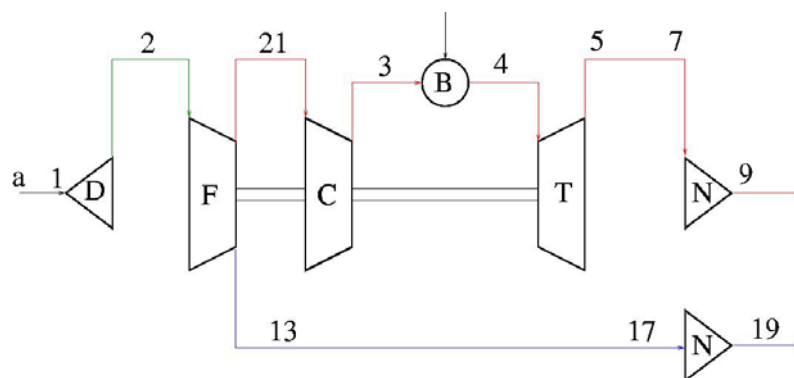


Fig. 1.14 Schema di Turbofan a flussi separati

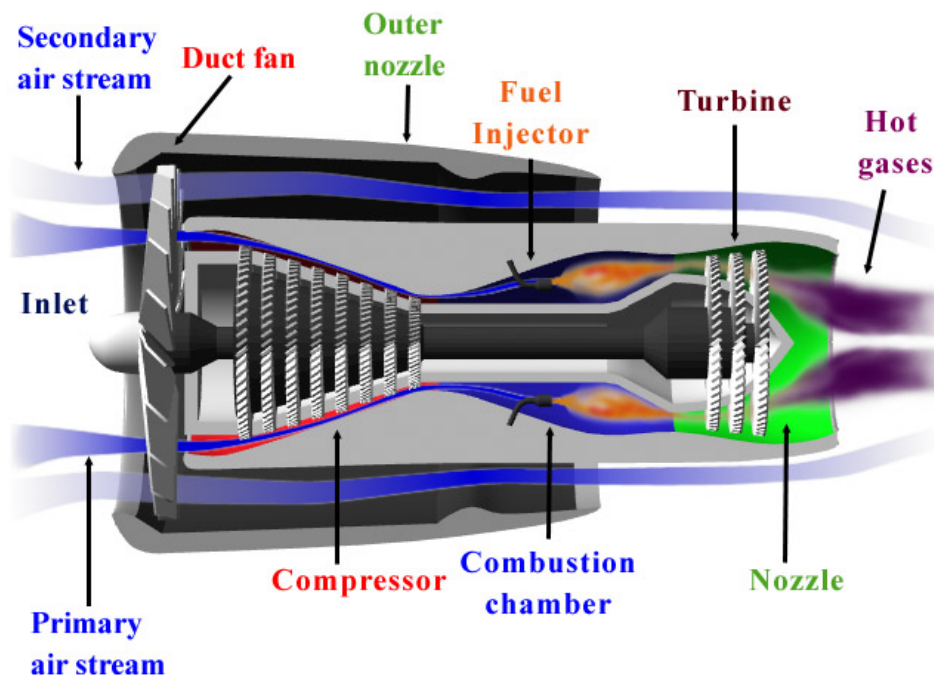


Fig 1.15 Turbofan a flussi separati

- Questa configurazione produce un getto di scarico che mediamente è meno veloce rispetto al turbogetto e ciò non solo contempla un rendimento propulsivo migliore, ma anche riduce notevolmente il rumore provocato dallo scarico (*jet noise*).
- Nelle applicazioni civili, il consumo specifico ($TSFC$) è di somma importanza ed ha portato all'adozione di alti rapporti di bypass (BPR), rapporti di compressione e temperature di ingresso in turbina.
- Si può anche notare come oramai tutte le turbomacchine (compressori e turbine) siano di tipo assiale e le camere di combustione di tipo anulare.
- Le sempre migliori prestazioni richieste ai propulsori, esigono cicli termodinamici ottimizzati, senza però compromettere **l'affidabilità**, soprattutto con l'aumento della tendenza ad usare velivoli bimotore anche per voli transoceanici (*ETOPS*).
- L'uso di scambiatori di calore fino ad ora non si è affermato nella propulsione aeronautica, soprattutto per ragioni di peso e ingombro, anche se rimane praticabile per i turboelica, sostanzialmente per due ragioni:

1. la minore portata di aria del core engine, che consente scambiatori più piccoli;
2. la minore velocità dei gas uscenti dalla turbina, che riduce le perdite negli scambiatori.

- Attorno al 1965 Allison sviluppò un turboelica rigenerato per la marina militare americana da installare su di un velivolo da impiegare per il pattugliamento anti-sommergibile. Il requisito principale del velivolo era il basso consumo specifico, specialmente in condizioni di bassa potenza, in modo che il peso dello scambiatore

fosse più che compensato dal risparmio di combustibile stivato. Il propulsore non entrò in produzione, ma non è da escludere che propulsori rigenerati possano in futuro equipaggiare elicotteri a grande autonomia.