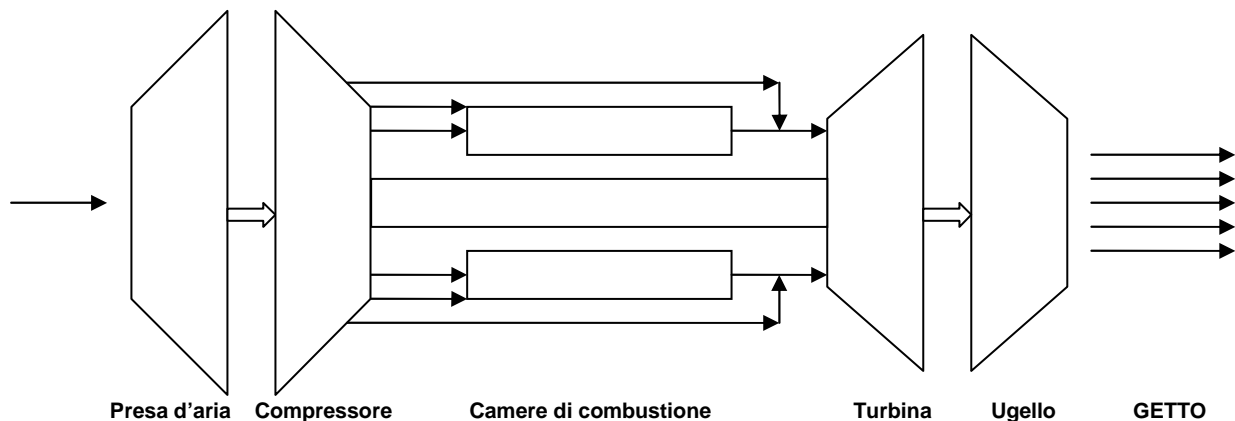




## I MOTORI A REAZIONE: NOZIONI DI BASE

A cura di Paolo "JT8D"

In questo breve approfondimento, vogliamo descrivere il funzionamento dei motori a reazione che equipaggiano gran parte della flotta degli aeromobili nel mondo e fornire alcune nozioni di base. Per prima cosa esaminiamo le parti che compongono il motore, da un punto di vista schematico (per ora parliamo di reattori a flusso semplice, di quelli a doppio flusso parleremo in seguito). Ci riferiamo alla figura sottostante:



Il primo elemento che incontriamo è la **PRESA D'ARIA**, che, come dice il nome, ha il compito di captare l'aria esterna e convogliarla verso le altre parti del motore; al suo interno avviene già una prima piccola compressione per effetto dinamico. L'aria così aspirata viene inviata al **COMPRESSORE** (che può essere o centrifugo o assiale: il primo in uso nei piccoli motori e nelle turboeliche, il secondo è generalizzato su tutti i grossi motori), dove l'aria viene compressa fino a raggiungere rapporti di compressione molto elevati. In seguito l'aria viene inviata alle **CAMERE DI COMBUSTIONE**, dove viene iniettato il combustibile (Jet-A1) e si ha quindi la combustione. Non tutta l'aria uscente dal compressore viene bruciata nelle camere, la maggior parte di quest'aria non partecipa alla combustione: ad esempio, se la quantità di aria compressa è, in peso, 60 volte maggiore della quantità di combustibile, di queste 60 parti, 15 vengono utilizzate per la combustione (aria primaria e secondaria), le altre 45 parti in peso lambiscono esternamente la camera, raffreddandola, e si uniscono ai prodotti della combustione successivamente, prima dell'entrata in turbina, diminuendo la temperatura del flusso. La turbina sfrutta l'energia dei gas (pressione e temperatura) per produrre il lavoro necessario all'azionamento del compressore, alla quale è collegata mediante un albero. I gas uscenti dalla turbina vengono poi avviati all'**UGELLO DI SCARICO**, nel quale subiscono una ulteriore espansione, uscendone ad elevata velocità andando a costituire il getto.

Questo getto in uscita dal motore provoca, per reazione, una spinta in avanti, che è poi la spinta che provoca il movimento dell'aereo.

Il principio per cui ciò accade è il seguente: supponiamo di dover far uscire una massa di gas da un ugello di un contenitore, imprimendole un'accelerazione. Per far questo dovremmo applicare una

forza  $F=m(U-V)$  (dove  $m$  è il flusso massico, una portata, cioè una massa al secondo,  $U$  la velocità del getto e  $V$  la velocità del contenitore). Tale espressione deriva dalla generica  $F=ma$  di Newton. Per il terzo principio della dinamica, se  $F$  è la forza applicata al gas per farlo uscire dall'ugello, sulla parete del contenitore opposta all'ugello, si eserciterà una reazione  $S$ , pari ad  $F$  come grandezza e direzione ma di verso opposto. Tale  $S$  è la spinta, e vale sempre  $m(U-V)$ .

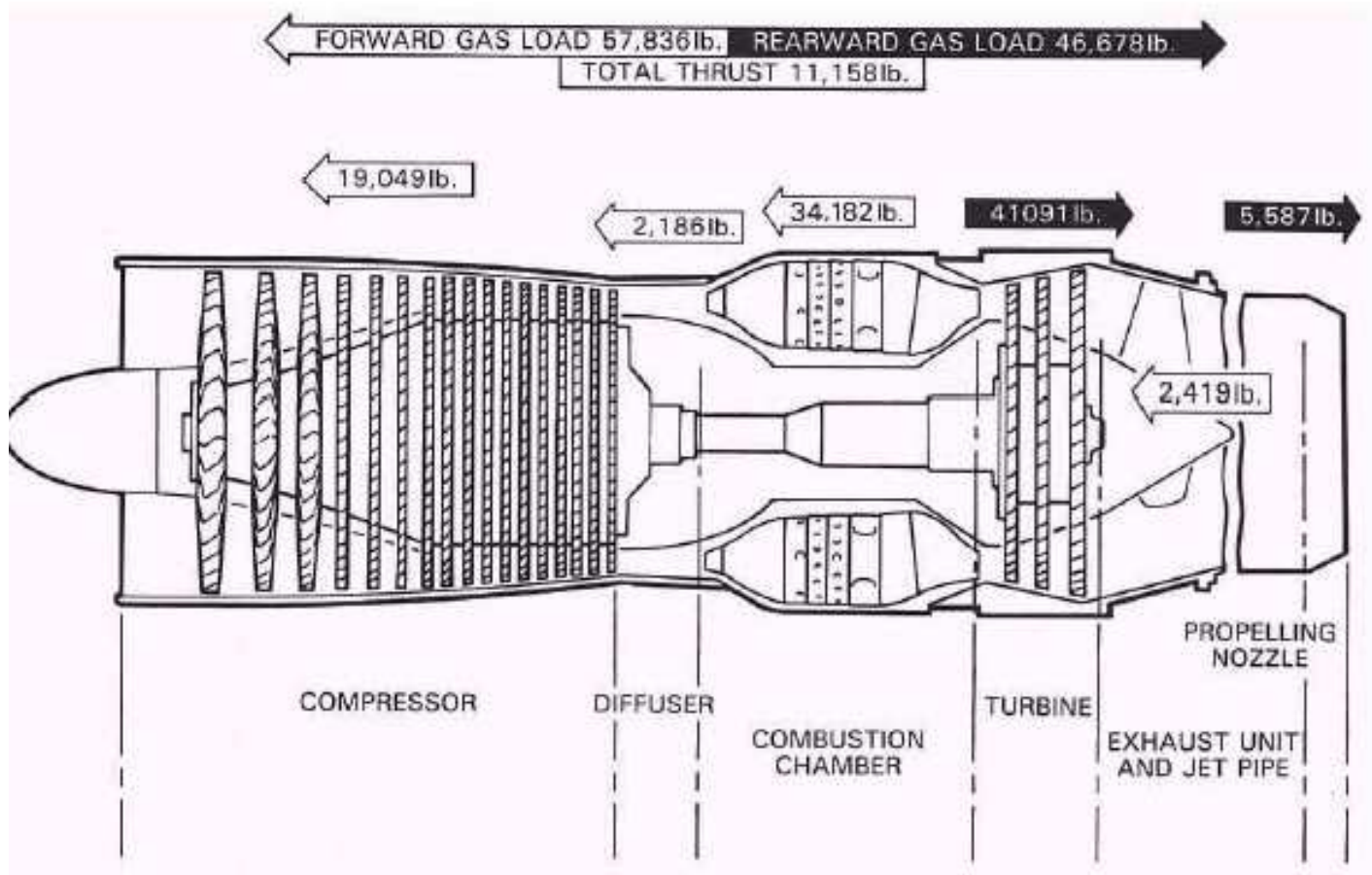
La forza  $F$  e la spinta  $S$  si hanno anche nel vuoto:  $S$  si genera infatti per reazione al solo fenomeno della fuoriuscita del flusso  $m$  alla velocità  $(U-V)$ . Il mezzo esterno può influenzare la spinta in funzione della sua densità. Tutto quello che c'è dentro il contenitore, nel nostro caso il motore a getto, ha il solo scopo di accelerare la massa d'aria che lo attraversa.

La spinta è quindi genericamente data dalla relazione:

$$S=m(U-V)$$

Dove  $m$ , come detto, è il flusso di massa nell'unità di tempo (quindi una massa diviso tempo),  $U$  è la velocità di uscita del getto,  $V$  è la velocità di volo dell'aeromobile.

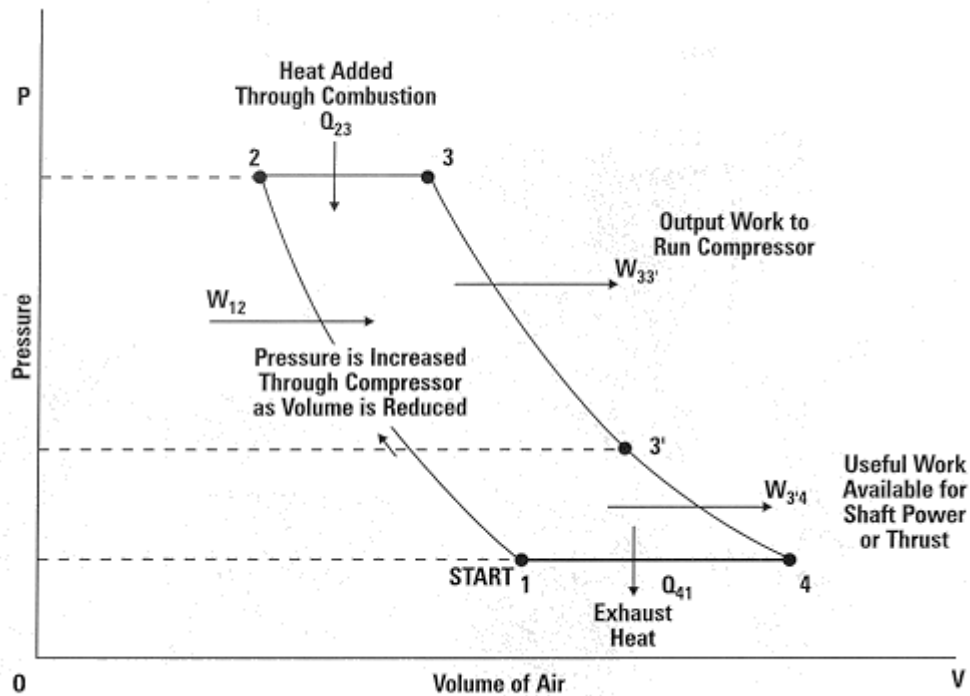
Il seguente disegno illustra come si distribuisce la spinta all'interno di un generico turboreattore single-spool:



© Rolls-Royce plc

### Thrust distribution

Da un punto di vista termodinamico, queste macchine, come tutte le turbine a gas, utilizzano il ciclo Brayton.



### Ciclo di Brayton

Contrariamente al ciclo del motore alternativo (ad esempio quello che equipaggia le normali automobili, che si basa sul ciclo Otto oppure Diesel), che si svolge in un unico contenitore (il cilindro), il ciclo delle turbine a gas, di cui il motore a reazione fa parte, si svolge in quattro elementi: compressore, camera di combustione, turbina, ugello terminale con lo scarico in aria libera.

Riportando il ciclo su un tipico diagramma **p-v** (pressione-volume) avremo (riferendoci al ciclo teorico):

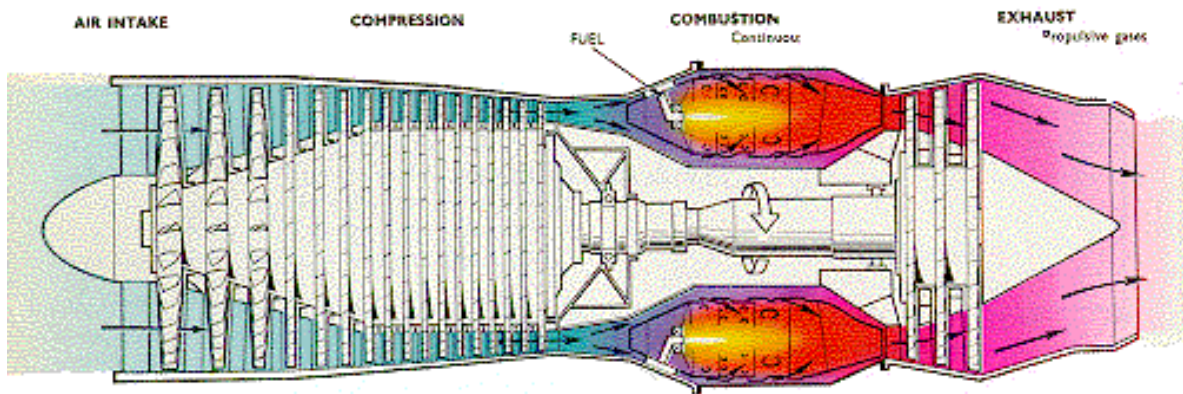
- Una compressione adiabatica, 1-2, durante la quale l'aria, ricevendo il lavoro  $W_{12}$  dal compressore, passa dalla temperatura  $T_1$  e dalla pressione  $p_1$  alla temperatura  $T_2$  e alla pressione  $p_2$ .
- Una trasformazione (combustione) a pressione costante 2-3, durante la quale viene ceduta al fluido la quantità di calore  $Q_{23}$ , nelle camere di combustione: alla fine (punto 3), il fluido avrà una temperatura  $T_3$  (maggiore naturalmente di  $T_2$ , ma minore della temperatura di combustione, perché comprende anche l'aria del raffreddamento che non ha partecipato alla combustione) e la pressione  $p_2$ .
- Una espansione 3-4 che si divide in due tratti: il primo (3-3') avviene nella turbina (al termine il fluido avrà temperatura  $T_{3'}$  e pressione  $p_{3'}$ ), e il lavoro prodotto dal fluido durante questa prima espansione serve ad azionare il compressore ed è uguale al lavoro  $W_{12}$  assorbito dal compressore nella trasformazione 1-2. Il secondo tratto (3'-4), avviene nell'ugello ed in questa seconda espansione il fluido subisce una forte accelerazione che lo porta alla velocità di uscita  $U$ .

- Da ultimo avviene lo scarico 4-1 che avviene all'aria aperta, a pressione costante.

E' da notare che, nel caso di un motore turboelica, l'espansione 3'-4 avviene sulla turbina di potenza che darà il moto all'elica.

Il rendimento teorico di questo ciclo dipende principalmente dal rapporto di compressione, ed aumenta all'aumentare di esso. Chiaramente il ciclo teorico non è realizzabile nella realtà; ad esempio nel ciclo reale le compressioni non sono adiabatiche e inoltre bisogna tenere conto delle varie perdite all'interno del motore. Il rendimento termico del ciclo reale cresce quanto maggiore è la temperatura a cui vengono portati i gas durante la combustione, prima dell'espansione. Questo valore naturalmente non può aumentare all'infinito, dato che la temperatura deve stare entro i limiti imposti dai materiali con cui sono costruite le turbine (i materiali moderni, i miglioramenti delle tecniche metallurgiche e i sistemi di raffreddamento in uso oggi hanno comunque permesso di innalzare molto le temperature a cui le turbine possono resistere).

Abbiamo fin qui considerato un motore a getto in cui tutta l'aria aspirata passa nel compressore per poi proseguire il ciclo. Un tale motore viene detto a flusso singolo, è cioè un turboreattore puro.



© Rolls-Royce plc

### Spaccato di un turboreattore puro

Ci si è accorti però che questo tipo di motore offre rendimenti molto buoni solo a velocità e quote elevate: le sue prestazioni a bassa velocità sono scarse. In particolare il rendimento propulsivo, che dipende dal rapporto  $U/V$ , alle velocità di volo normali dei jet civili rimane basso. Per aumentarlo è necessario diminuire  $U$ , ma per far ciò senza che avvenga una diminuzione della spinta (che ricordiamo essere data da  $S=m(U-V)$ ), occorre aumentare la massa dei gas espulsi.

Si sono quindi realizzati i turboreattori a doppio flusso: essi presentano una ventola in ingresso (fan) che accelera una gran quantità d'aria, ma solo una parte è avviata nel compressore, la restante viene inviata direttamente allo scarico, dove si può unire al flusso dei gas combusti oppure essere espulsa da un ugello separato.

L'aumento della massa totale espulsa mantiene alto il prodotto  $m(U-V)$ , anche al diminuire di  $U$ , la spinta rimane alta e il rendimento propulsivo aumenta. Si hanno rendimenti maggiori nelle condizioni di utilizzo tipiche dei jet civili rispetto al turboreattore puro, diminuisce molto la rumorosità a causa della minore velocità del getto (e la rumorosità dipende in gran parte dal getto), cala l'inquinamento prodotto e diminuisce il consumo specifico.

Schematizzando si può dire che per funzionare con alti rendimenti propulsivi e quindi bassi consumi specifici, i motori devono produrre la spinta imprimendo piccole accelerazioni a grandi

masse d'aria (il che si ottiene con propulsori a grande rapporto di by-pass). I turboreattori puri o a basso rapporto di by-pass rimangono adatti ad esempio per applicazioni militari, dove le alte velocità permettono comunque rendimenti propulsivi soddisfacenti.

Al giorno d'oggi la stragrande maggioranza dei motori in uso nell'aviazione civile è rappresentata da motori a doppio flusso, detti anche turbofan.

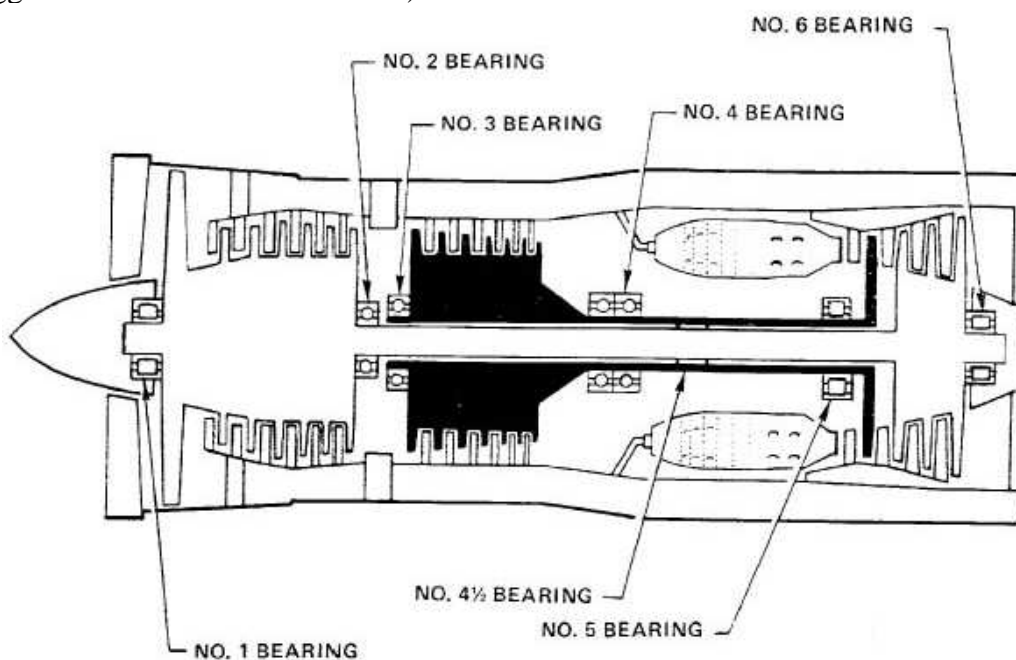
I compressori assiali dei grossi motori hanno molti stadi di compressione, ognuno formato da una parte fissa (statore) e una rotante (rotore). Anche le turbine possono essere a più stadi. Nei motori moderni il compressore è stato sdoppiato, in modo da formare un compressore di bassa pressione e uno di alta pressione, ognuno azionato dalla rispettiva turbina tramite alberi coassiali. Questa soluzione permette un miglior rendimento e una maggior flessibilità del compressore in tutti i regimi di funzionamento a cui è chiamato, tenendosi più agevolmente lontano dalle condizioni di instabilità, potendo operare ognuno alla velocità più consona a realizzare le migliori efficienze .



**Compressore Assiale**

Come abbiamo già accennato, nei turbofan i primi stadi del compressore di bassa pressione hanno diametro molto elevato, costituendo la ventola che accelera il flusso.

Il disegno sottoriportato, si riferisce ad un motore Pratt&Whitney JT8D-217 (il motore che equipaggia i velivoli della serie MD80 ):



**P&W JT8D-217**

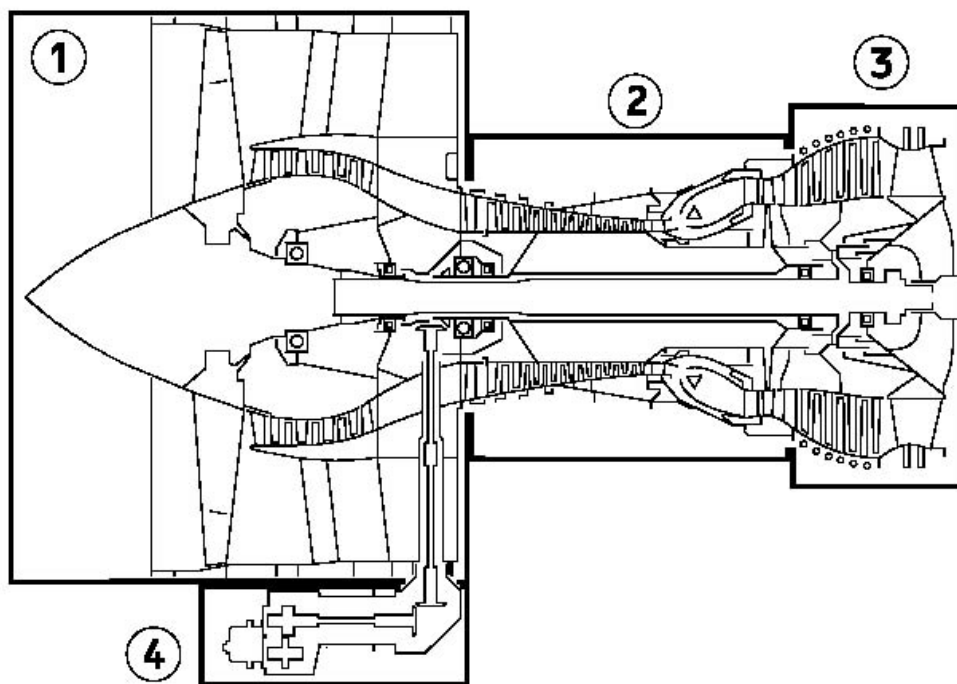
Dal disegno si può notare bene la configurazione twin spool del propulsore, con i 14 stadi di compressione, di cui 7 a bassa pressione (con il primo funzionante da fan), e 7 ad alta pressione; le camere di combustione tubo-anulari, la turbina ad alta pressione monostadio e la turbina di bassa pressione a tre stadi. Intorno al core del motore si nota chiaramente il condotto di By-pass del flusso freddo, che si ricongiunge al flusso caldo proveniente dalle turbine nell'ugello di scarico.

Il disegno evidenzia bene anche i due alberi coassiali dei gruppi di alta e bassa pressione e i cuscinetti che li sorreggono.

Con il termine **By pass ratio (BPR)**, indichiamo il rapporto tra la massa d'aria del flusso freddo, accelerata quindi dal fan e che non passa attraverso il motore vero e proprio, e la massa che invece attraversa il core del motore (flusso caldo).

Il JT8D nelle ultime versioni, come quella trattata sopra, ha un bpr di 1.74:1, quindi basso rispetto ai turbofan di ultima generazione, dove si tende ad avere BPR sempre più alti e fan di diametro sempre maggiore.

Un esempio di moderno turbofan ad alto by pass è il CFM56-5B, che equipaggia gli Airbus A320 Family.



**CFM56-5B**

Si può notare la costruzione modulare del motore, con evidenziati i moduli da cui è composto:

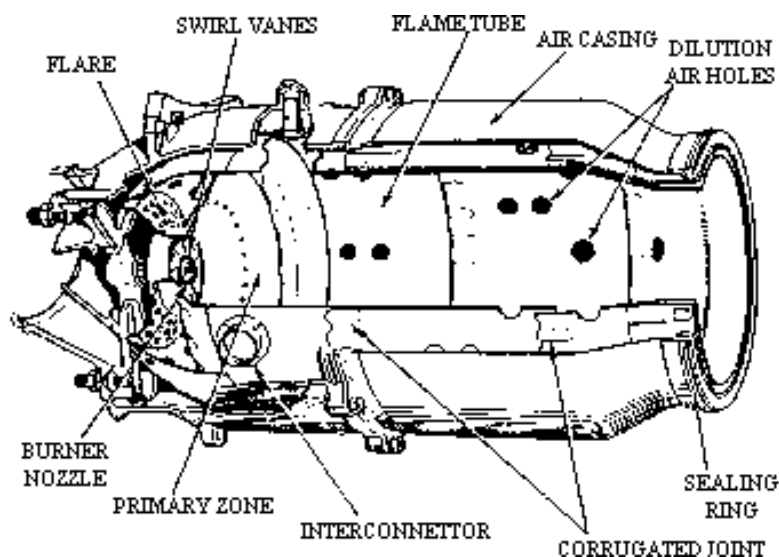
- 1 - Fan e compressore LP
- 2 - Compressore HP, camera di combustione e turbina HP
- 3 - Turbina LP e complesso di scarico della turbina
- 4 - Scatola degli accessori

Si evidenzia bene il complesso LP con il fan di grande diametro e gli stadi di bassa pressione (dallo stadio numero 2 al numero 5), i nove stadi del compressore di alta pressione, la camera di combustione anulare ad alta efficienza, la turbina ad alta pressione monostadio e quella a bassa

pressione a 4 stadi. Questi motori hanno un BPR che va da 5.6:1 a 6:1 a seconda delle varie versioni.

Per completezza di informazione, è doveroso riportare che esistono anche Turbofan a tre alberi, come i Trent della Rolls Royce, in cui è presente anche un gruppo a pressione intermedia, oltre ai classici gruppi ad alta e bassa pressione; è una soluzione che ottimizza ulteriormente il funzionamento del motore

## Il funzionamento delle camere di combustione



© Rolls-Royce plc

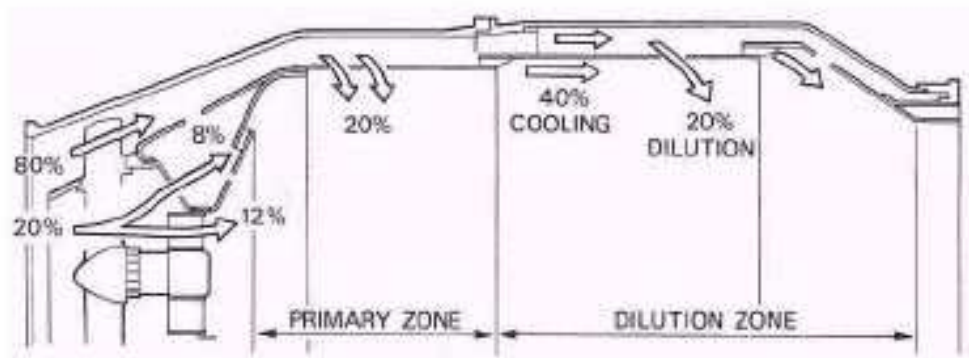
### Camera di combustione

Approfondiamo brevemente il funzionamento di una camera di combustione (riferendoci alla figura riportata più sotto: le percentuali d'aria riportate sono puramente teoriche, a scopo didattico, chiaramente poi ogni motore potrà avere caratteristiche diverse).

L'aria proveniente dal compressore, nonostante il rallentamento subito nel diffusore, si presenta comunque con una velocità troppo elevata per una combustione corretta. Per prima cosa quindi, la camera provoca, attraverso il passaggio dell'aria nella sezione iniziale divergente, un'ulteriore diminuzione della velocità, e naturalmente il conseguente aumento di pressione.

Il Cherosene brucia in maniera ottimale quando il rapporto aria-combustibile (titolo della miscela) è vicino al valore stechiometrico di 15:1. Nel tubo di fiamma vero e proprio entra solo il 20% circa della massa d'aria totale, mentre il restante 80% è convogliato nell'intercapedine tra tubo di fiamma e carter esterno della camera. All'imbocco del tubo di fiamma si trova un vortice e uno schermo di lamiera perforata, attraverso il quale l'aria entra nella **zona di combustione primaria**: quest'aria viene detta aria primaria. Poco più della metà dell'aria primaria passa attraverso il vortice, la restante attraverso lo schermo perforato. Nelle pareti adiacenti la zona primaria si trovano ulteriori fori, attraverso il quale entra un'ulteriore 20% d'aria (proveniente da quell'80% che non è entrato subito nel tubo), chiamata aria secondaria. Questa, interagendo con la primaria dotata di moto vorticoso, crea una zona di circolazione a bassa velocità, un vortice toroidale che ha la funzione di stabilizzare la fiamma. L'ugello spruzza il combustibile proprio nel centro di questo vortice. Le

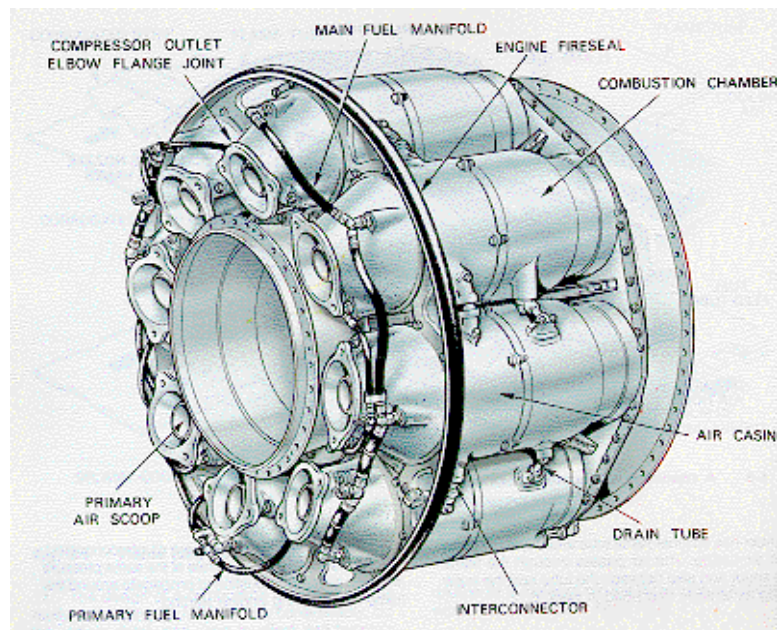
goccioline di combustibile possono così miscelarsi intimamente con l'aria, favorendo una corretta combustione. La temperatura rilasciata dalla combustione è eccessiva per l'entrata in turbina, quindi si provvede a far entrare un'altra parte di aria, aria terziaria, che entrando progressivamente nel tubo di fiamma diminuisce la temperatura. La combustione però deve essere completata prima dell'ingresso dell'aria di raffreddamento, altrimenti l'ingresso dell'aria terziaria "bloccherebbe" la combustione, favorendo l'uscita di gas ricchi di depositi carboniosi e facendo diminuire il rendimento del motore. Circa un 20% dell'aria terziaria viene fatto entrare nel tubo (nella **zona di diluizione**), il resto provvede a raffreddare le pareti del tubo di fiamma stesso. Alla fine anche quest'aria si unirà al flusso, abbassando ulteriormente la temperatura fino a valori accettabili dalla turbina.



© Rolls-Royce plc

### Flussi nella camera di combustione

Le camere di combustione possono essere di tre tipi: Multiple, Tubo-Anulari o Anulari. Le camere Tubolari (o multiple), presentano più elementi tubolari singoli, di cui ognuno è una camera di combustione completa. Oggi è quasi totalmente caduta in disuso, e si adattava bene ai compressori centrifughi.

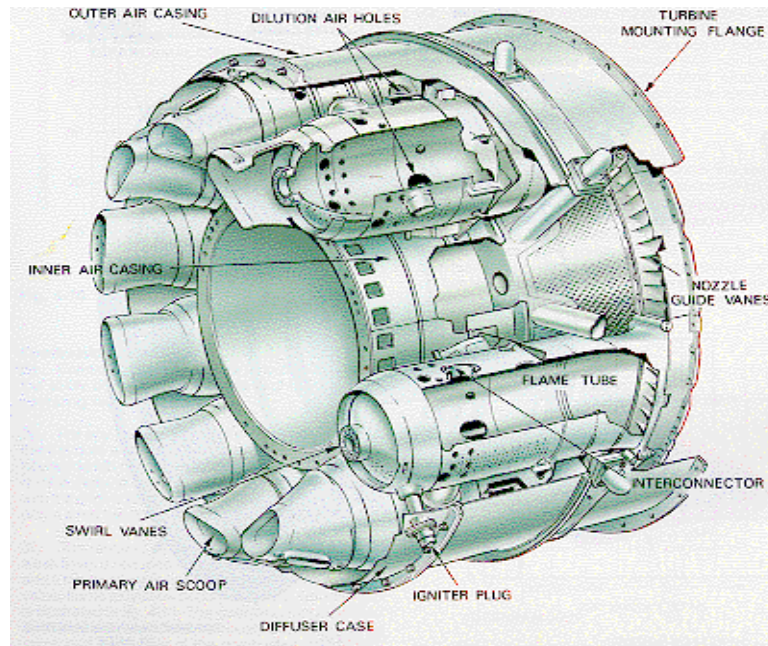


© Rolls-Royce plc

### Camera di combustione Multipla



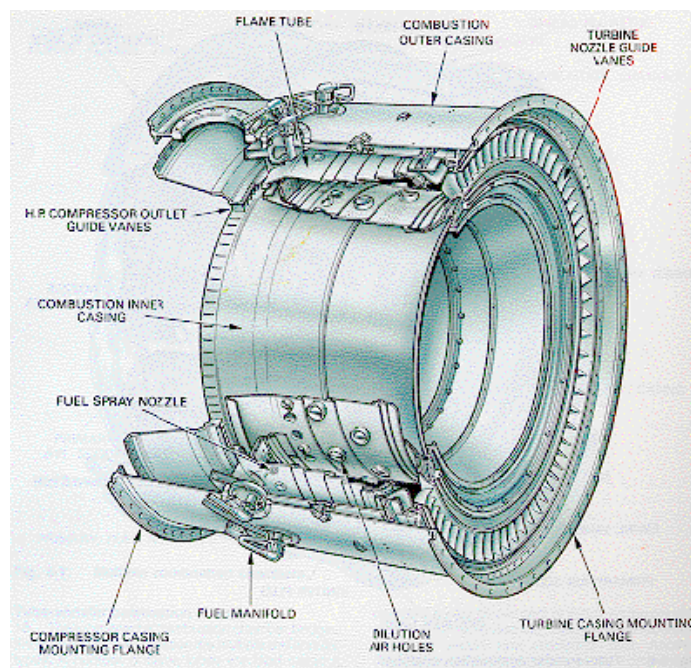
Le camere Tubo-Anulari hanno diversi tubi di fiamma racchiusi in un unico carter esterno: l'aria di raffreddamento fluisce tra i tubi di fiamma e il carter esterno.



© Rolls-Royce plc

### Camera Tubo Anulare

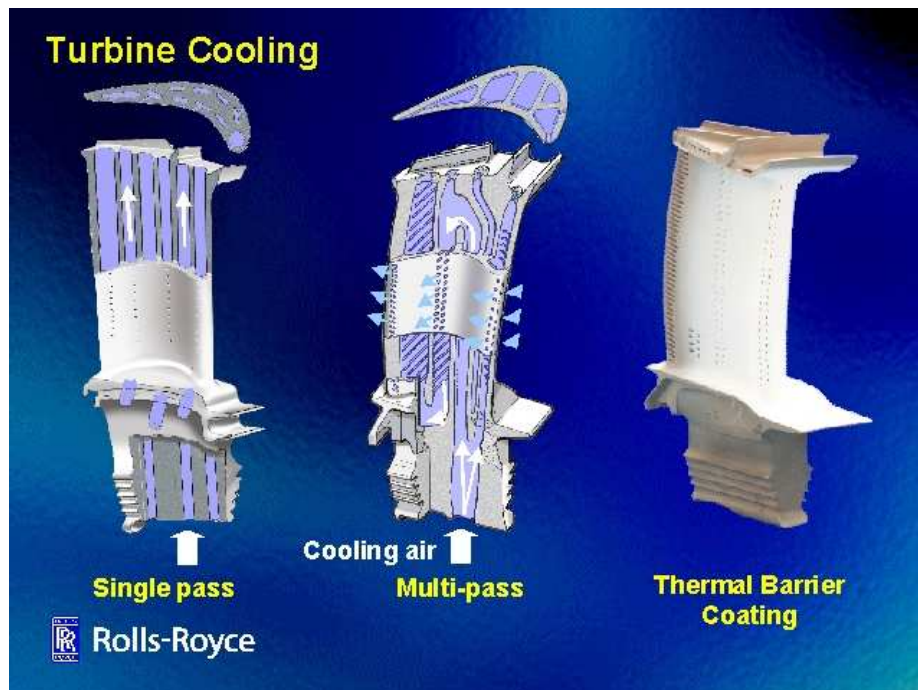
Le camere anulari invece sono costituite da un unico tubo di fiamma disposto ad anello intorno al carter di passaggio dell'albero turbina compressore. Sono quelle più moderne ed efficienti, che permettono la combustione migliore.



© Rolls-Royce plc

### Camera di combustione Anulare

Come abbiamo accennato prima, il rendimento dipende anche dalla temperatura  $T_3$  che hanno i gas prima di investire le turbine, temperatura che non si può aumentare all'infinito, perché bisogna tenere conto della resistenza dei materiali. I materiali con cui sono costruite le turbine sono frutto delle più moderne tecniche metallurgiche: si pensi che, per ottenere rendimenti elevati, le estremità delle palette della turbina di alta pressione devono sopportare velocità periferiche dell'ordine dei 450 m/s, mentre vengono investite da un flusso di gas a temperature anche superiori ai 1000 gradi centigradi e dotati di velocità di deflusso dell'ordine dei 750 m/sec: enormi sollecitazioni sia termiche che meccaniche. La possibilità di ottenere turbine capaci di rendimento e durata adeguati a soddisfare le esigenze dei moderni motori è perciò subordinata all'impiego di speciali procedimenti costruttivi (come la tecnica monocristallo) e di materiali dotati di particolari caratteristiche di resistenza al calore e alle sollecitazioni meccaniche (come le leghe Nimonic, usate anche per le camere di combustione). Importante è poi il sistema di raffreddamento, che utilizza aria spillata dal compressore del motore: indirizzata opportunamente, essa raffredda i dischi e inoltre provvede anche al raffreddamento interno delle palette, da cui esce tramite sottilissimi fori. Ciò permette la creazione di un sottilissimo strato di aria che in pratica "isola" le superfici delle palette dai gas, permettendo alle stesse di resistere alle altissime temperature.



© Rolls-Royce plc

### Raffreddamento delle palette turbina

Un problema che si pone è il controllo della clearance esistente tra carter e turbina: essa deve essere più piccola possibile, ma non deve azzerarsi se non si vuole che le palette "grippino" contro il carter. I motori moderni utilizzano un sistema di controllo attivo della clearance sulle turbine, sia HP che LP: esso mantiene sempre la clearance tra palette e case della turbina al valore ottimale, modulando il raffreddamento esterno a seconda delle condizioni operative del motore.

I propulsori aeronautici a turbina, utilizzano come combustibile il Cherosene. In particolare il combustibile usato da tutta l'aviazione civile nel mondo, e quindi reperibile in tutti gli aeroporti, prende il nome di JET A-1. Esso è rigorosamente standardizzato nelle sue caratteristiche, uguale in

tutto il mondo. Oltre alla base di Cherosene, contiene alcuni additivi, come un anticongelante, per evitare che l'acqua in sospensione congeli e un elemento che impedisce la formazione di microrganismi e muffe (comunque il combustibile viene di solito riscaldato prima di essere inviato al motore, ad esempio tramite scambiatori olio-combustibile).

Con queste brevi note si è voluta dare una piccola introduzione sul funzionamento dei motori a reazione e dei fenomeni fisici e termodinamici che ne permettono il funzionamento. Lo scopo è principalmente quello di far capire quanta tecnologia e quanta ricerca stanno dietro a questi propulsori.

Essi oggi rappresentano delle macchine perfette, capaci di assicurare in totale sicurezza migliaia e migliaia di ore di funzionamento; l'accuratezza progettuale e le prove a cui sono sottoposti garantiscono totale affidabilità in ogni condizione di utilizzo.

I moderni motori sviluppano spinte molto elevate e presentano consumi molto ridotti rispetto al passato; significative sono anche le riduzioni del rumore e delle emissioni inquinanti. Ai fini della riduzione degli inquinanti è indispensabile una combustione efficiente, ottenuta con un mescolamento perfetto tra aria e combustibile. Le camere anulari di ultima generazione permettono un elevatissima efficienza di combustione; gli ugelli di tipo più moderno offrono il vantaggio di eliminare le zone ad alta concentrazione di combustibile che invece si formano in prossimità dei getti degli altri tipi di ugello, riducendo la presenza di fumo e depositi carboniosi negli scarichi. Oltre ai progressi nelle camere di combustione e negli ugelli, un notevole contributo è dato dalla progettazione sempre più accurata, che permette di ottimizzare sempre al meglio i flussi interni al propulsore, e ai sistemi di controllo elettronico del motore (come il FADEC). E' da considerare poi che l'inquinamento e la rumorosità, dagli inizi della propulsione a getto, si erano già notevolmente abbassati per l'entrata in linea in modo pressoché generalizzato, nell'aviazione civile, dei turbofan con rapporto di by pass sempre più alto.

Tutto questo permette ai motori attuali di rientrare ampiamente nei limiti stabiliti dalle norme internazionali, mantenendo alti rendimenti in tutte le condizioni di funzionamento ed un'altissima affidabilità.

## *ACKNOWLEDGMENTS*

*Alcune immagini di questo approfondimento sono proprietà di Rolls Royce plc e pertanto ne è vietata la riproduzione.*

**Paolo "JT8D"**

**Copyright 2008 MD80.it**

## *BIBLIOGRAFIA*

AA.VV. *“The Jet engines”*, Rolls Royce plc, Derby, 1996

R.Trebbi *“Propulsione aeronautica”*, Aviabooks, Torino, 2003

R. Foschini *“Nozioni sui motori aeronautici e impianti di bordo”*, Esculapio, Bologna, 1990

