

CAMERE DI COMBUSTIONE DI TG

INTRODUZIONE

Le camere di combustione di TG sono state oggetto di minor attenzione progettuale rispetto ai componenti rotanti (turbina, compressore) fino alla metà degli anni '80, poiché valori di prestazioni in termini di efficienza della combustione, perdita di carico, stabilità di fiamma, affidabilità e durata erano molto elevati già alla fine degli anni '60 rispetto agli standard degli altri componenti.

L'affermarsi di problematiche ambientali e l'introduzione di normative via via più restrittive sulle emissioni ha costretto ad un rinnovato interesse verso la progettazione di questi sistemi secondo nuovi criteri di progetto e soluzioni innovative.

L'aumento della temperatura di ingresso turbina (TIT) costituisce l'altro obiettivo per le camere di combustione di TG attuali.

EVOLUZIONE DELLA CAMERA DI COMBUSTIONE

Il ruolo del combustore è di garantire il necessario innalzamento della temperatura dei gas evolventi, prima che questi vengano inviati ad espandere in turbina, mediante il calore liberato dalle reazioni di ossidazione del combustibile.

Tale temperatura non potrà superare i limiti imposti dalla resistenza dei materiali della turbina e fino ad oggi i valori raggiunti sono al massimo di 1300-1400 C. Per mantenersi entro i limiti stabiliti è allora necessario introdurre aria in eccesso nella camera di combustione poiché le temperature di fiamma sono ben più alte dei valore sopra riportati.

La combustione nelle turbine non è perciò di tipo stechiometrico, bensì l'aria è in quantità ben superiore a quella necessaria a realizzare un rapporto stechiometrico con il combustibile iniettato. Infatti, il rapporto tra la quantità d'aria effettiva rispetto a quella stechiometrica (rapporto di equivalenza) è di solito compresa tra 2,5 e 3,5, sia quando si usano combustibili liquidi (gasoli, kerosene,...) che quando si usano quelli gassosi (gas naturale, metano). Per tale ragione è possibile utilizzare come comburente i gas combusti, ricchi di ossigeno, per una post-combustione. Esiste però un problema quando si ha una combustione con eccesso di aria e cioè quello di mantenersi al di sopra del limite inferiore di infiammabilità per la miscela aria-combustibile perché la fiamma

possa mantenersi e propagarsi in modo corretto. Tale problema condiziona la geometria del combustore, che dovrà prevedere diverse zone al suo interno per adempiere alla sua funzione principale e cioè quella di innalzare la temperatura entro i limiti ammessi, ma nello stesso tempo realizzare una corretta combustione.

Inizialmente la camera era di forma tubolare come descritto in Figura 0.1 (a), ma il risultato era quello di ottenere grandi perdite di carico dovute alla velocità dell'aria in ingresso, velocità troppo elevate per ancoraggio, e rapporti aria-combustibile (AFR) fuori dai limiti di infiammabilità. Queste perdite di carico sono espresse dal rapporto tra la differenza delle pressioni totali in ingresso e in uscita dal combustore, e la pressione totale in ingresso:

$$perdita\% = \frac{P_{0,IN} - P_{0,OUT}}{P_{0,IN}} \quad (0.1)$$

Le perdite di carico così definite risultano proporzionali al quadrato della velocità. Considerando un valore tipico della velocità del flusso proveniente dalla mandata del compressore (intorno ai 150 m/s), si potrebbe stimare che in una configurazione a sezione costante, sino al 10% del salto di pressione impartito dal compressore viene perso per attrito. Questa condizione è ovviamente inaccettabile, per cui l'intervento migliore da proporre, è apportare modifiche alla geometria del condotto per passare da un condotto a sezione costante, ad una configurazione capace di controllare la velocità. Si è passati allora ad uno schema diverso come quello descritto in Figura 0.1 (b) con diffusore a monte e successivo convergente a valle che permette la necessaria riduzione della velocità ma tale riduzione non è sufficiente per ancorare la fiamma.

Nello schema (c) introducendo un corpo non-aerodinamico (bluff-body) si crea un zona a bassa velocità che permette l'ignizione e l'ancoraggio della fiamma. Difatti se la corrente d'aria è troppo veloce, la fiamma viene allontanata dalla zona di iniezione del combustibile, con conseguente spegnimento (*blowout*), d'altra parte, se la velocità è troppo bassa, la fiamma può propagarsi anche a monte della zona di combustione, danneggiando tutti quegli organi che non sono stati progettati per essere a contatto diretto della fiamma: si ha così il cosiddetto fenomeno del *flashback*.

Tuttavia in condizioni di eccesso di aria troppo elevato si hanno ancora efficienze di combustione troppo basse.

Infine nell'ultima figura (d) si introduce un ulteriore componente, il Liner, che ha il compito di ridistribuire le portate di aria ottenendo una zona in cui l'iniezione di combustibile determini una miscela prossima alle condizioni stechiometriche e una zona, prossima all'uscita, con rapporti di miscela globali molto alti ($AFR=40-60$), potendo mantenere le temperature entro i limiti ammessi.

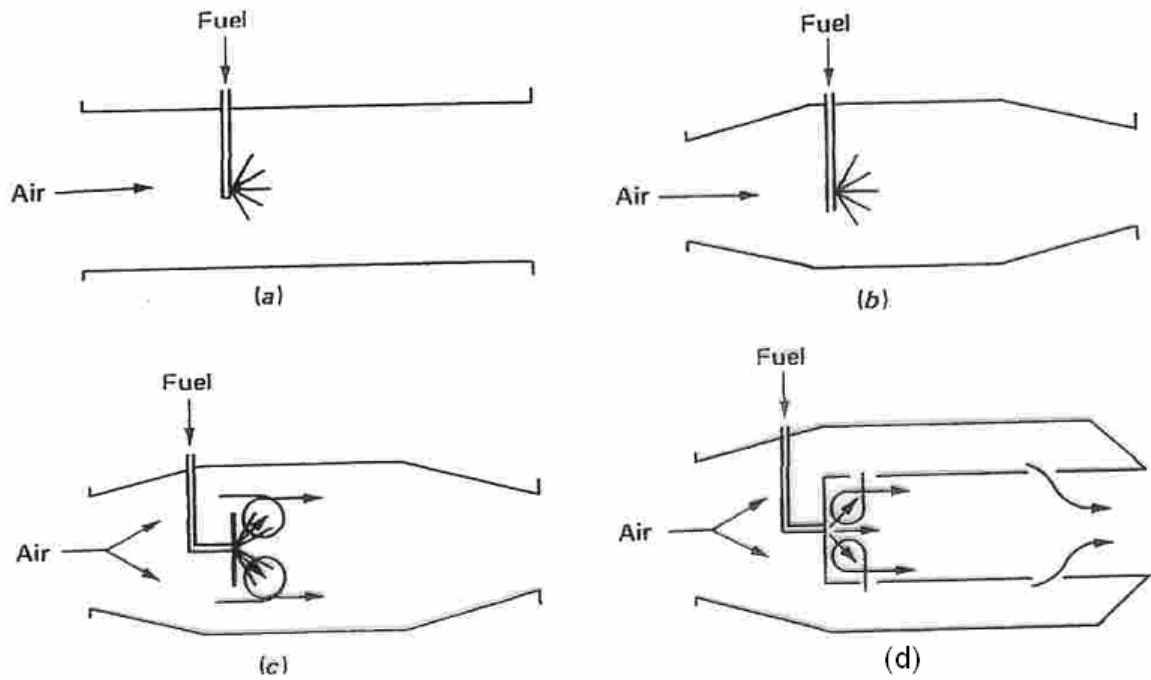


Figura 0.1-Evoluzione della camera di combustione

Caratteristiche richieste ad una camera di combustione di una turbina a gas sono:

1. efficienza di combustione;
2. accensione controllata ed affidabile (sia per TG industriali che aeronautiche);
3. ampi limiti di stabilità (fiamma visibile per ampi range di pressione, velocità e rapporti aria/combustibile).
4. combustione libera da pulsazioni di pressione ed altre manifestazioni di instabilità;
5. distribuzioni di temperatura in uscita tale da garantire una lunga vita alle pale della turbina;
6. basse emissioni di fumo, di incombusti e specie chimiche inquinanti gassose;
7. disegnata per avere un basso costo e facile manutenzione;
8. dimensione e forma compatibile con il motore;
9. lunga durata;
10. possibilità di usare diversi tipi di combustibili.

Per turbine aeronautiche il punto 8 è essenziale mentre per impianti industriali i punti 9 e 10 sono fondamentali.

Un combustore tipico è costituito da diversi elementi tra cui troviamo:

- il diffusore;
- il case esterno;
- il liner;
- lo swirler;
- l'iniettore del combustibile;
- i fori primari, secondari e di diluizione;
- il sistema di raffreddamento del liner.

COMPONENTI DELLA CAMERA DI COMBUSTIONE

Il Diffusore

La presenza del diffusore è indispensabile per rallentare il flusso proveniente dal compressore (la cui velocità può arrivare a 150 m/s) in modo da ridurre il più possibile le perdite di pressione nella camera di combustione. Un buon diffusore deve essere in grado anche di recuperare quanto più possibile la pressione dinamica dell'aria in ingresso e di fornire alla parte restante della camera un flusso stabile e lineare. Possiamo avere essenzialmente due tipi di diffusori, con condotto relativamente lungo per ridurre al minimo le perdite di pressione dinamica (Figura 0.2-a) oppure corto montato subito a valle del compressore seguito da una espansione improvvisa (Figura 0.2-b).

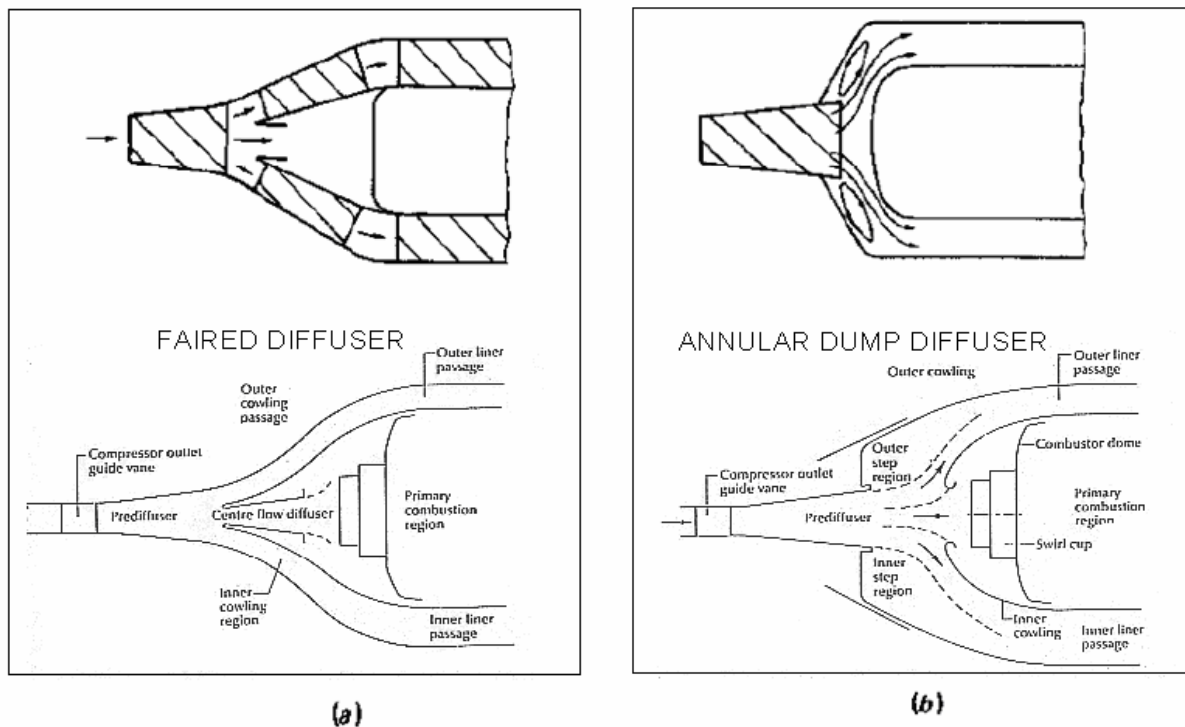


Figura 0.2-Schemi di diffusori

Tale ultima configurazione è indubbiamente meno ingombrante e permette al flusso che raggiunge il liner di essere meno sensibile alle variazioni di velocità che si possono avere all'uscita dal compressore, ma di contro presenta notevoli perdite di carico.

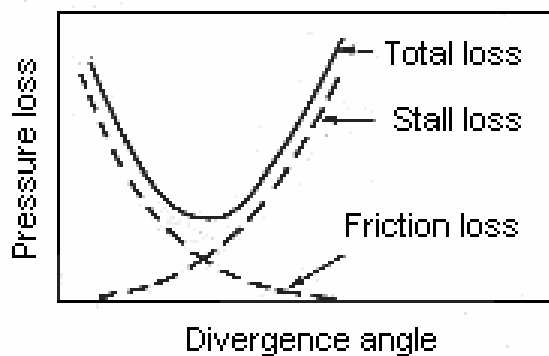


Figura 0.3-Perdite di carico nel diffusore

In un diffusore le perdite di carico sono funzione di:

- Condizioni di moto all'ingresso;
- Rapporto area di ingresso e di uscita;
- Rapporto fra lunghezza e altezza.

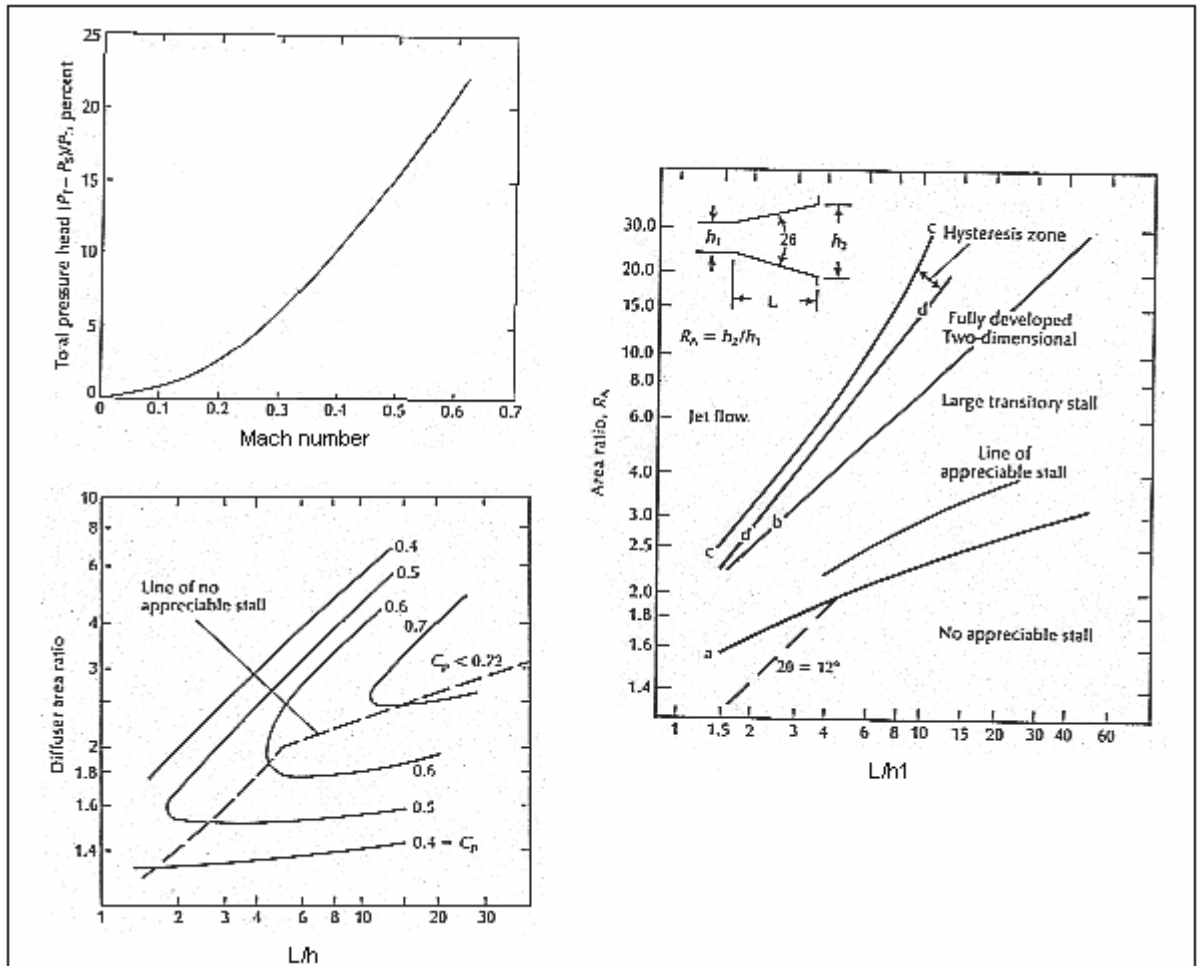


Figura 0.4-Dipendenza delle perdite di carico in un diffusore

Il Liner

Il combustore è diviso fisicamente, mediante una parete forata, detta liner, in una zona centrale (core) dove ha luogo la combustione e in uno o più condotti laterali (noti anch'essi come liner) dove viene convogliata la portata d'aria in eccesso. Successivamente, mediante i fori primari, secondari e di diluizione, la portata d'aria che attraversa il liner si ricongiunge con la portata principale in modo tale da abbassare la temperatura media dei gas combusti all'uscita della camera. L'adozione di tale soluzione consente di creare una zona a bassa velocità in cui la fiamma possa

svilupparsi e sostenersi (la zona primaria), una zona intermedia in cui si completa l'ossidazione del combustibile mediante l'adduzione di piccole quantità di aria (evitando che la concentrazione di specie intermedie come il CO si congelino) e una terza area, detta zona di diluizione, nella quale viene addotta l'aria non richiesta per la combustione in modo da ottenere all'uscita del combustore una temperatura media compatibile con la resistenza della turbina, in cui i gas combusti verranno inviati ad espandersi.

La camera di combustione si divide in tre zone (Figura 0.5):

- a) zona primaria;
- b) zona intermedia;
- c) zona di diluizione.

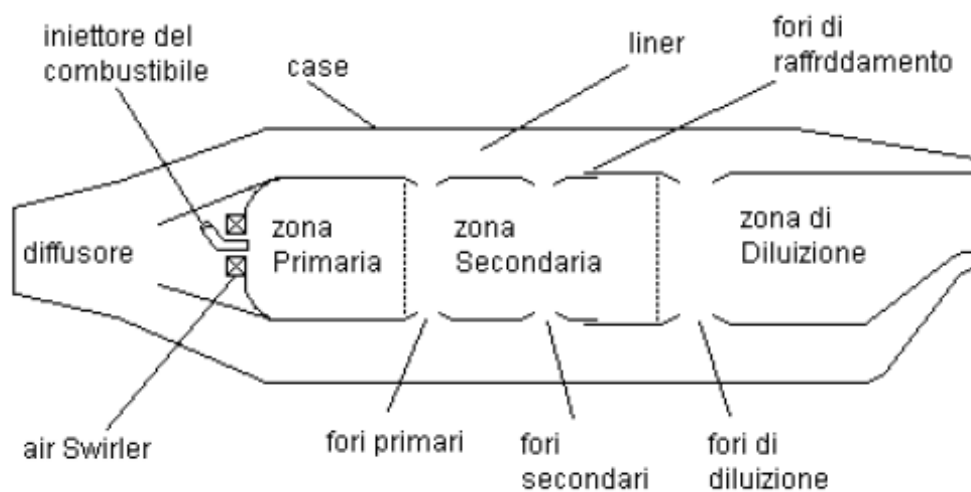


Figura 0.5-Zone del combustore

Zona primaria

La zona primaria ha la funzione di avviare la fiamma e provvedere alla completa combustione del combustibile. Essa può essere :

- **a ricircolo ad ampia scala**, nel senso che sono presenti pochi getti grandi di combustibile dando origine ad una formazione lenta della miscela e conseguente lento rilascio del calore;

- **a ricircolo a piccola scala**, ossia vi sono numerosi getti piccoli che comportano un veloce miscelamento con aria e ampie variazioni di rilascio del calore per miscele stechiometriche.

In generale un ricircolo soddisfacente si può ottenere con i getti opposti radialmente partendo dalle pareti del liner, oppure con aria vorticoso (moto di swirl) o infine con la combinazione dei due metodi (Figura 0.6). Ciò è particolarmente importante in camere corte, dove il mixing deve avvenire rapidamente, cioè in brevi spazi.

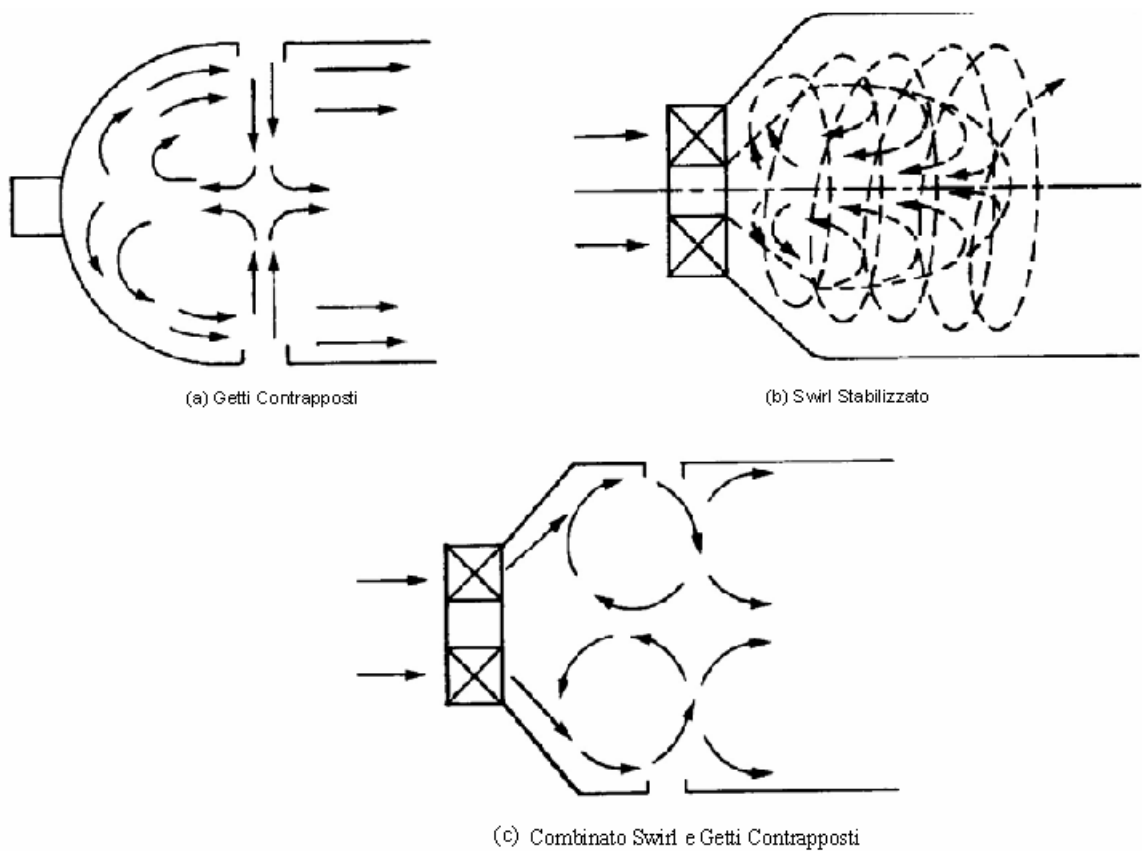


Figura 0.6-Zona primaria

Il moto vorticoso viene generato mediante un corpo non-aerodinamico (bluff-body) in genere uno swirler. Lo swirler è utilizzato per fornire un moto tangenziale al flusso d'aria così da creare una zona di ricircolazione e dare maggiore stabilità alla fiamma inoltre determina un incremento del miscelamento aria combustibile e con i prodotti di combustione aumentando il mixing.

Gli swirler sono classificati secondo la direzione del flusso in:

- assiali
- radiali

e in base al numero di schiere di pale in:

- singoli
- doppi.

In Figura 0.7 (a) è rappresentato lo schema di uno swirler doppio; nella zona centrale si evince un cambiamento della direzione del profilo di velocità (ricircolo), e all'uscita dello swirler il flusso presenta una componente tangenziale e una assiale (b,c).

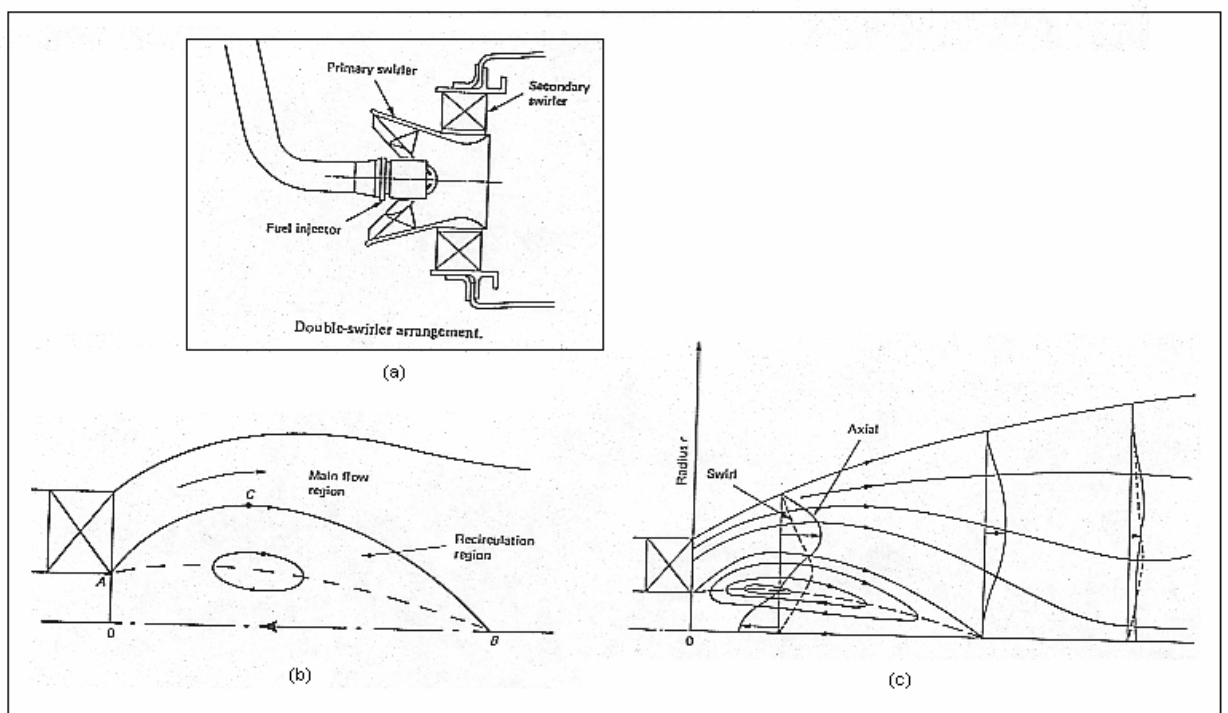


Figura 0.7-Schema di swirler doppio

In generale la zona primaria realizza una miscela prossima alla stechiometrica¹ ($\phi_{PZ} = 0.9-1.0$).

Come linea generale i valori di riferimento per la zona primaria sono:

$$\dot{m}_{pr\ zone} \approx 60\% \dot{m}_{tot} \quad (0.2)$$

¹ ϕ è il rapporto di equivalenza.

$$L_{pr\ zone} \approx 0.66 - 0.75 D_{liner}$$

$$T_{pr\ zone} \approx 2200 - 2400K$$

Dove:

\dot{m}_{tot} è la portata totale che partecipa alla combustione.

Zona intermedia

Nella Zona intermedia avviene il completamento della combustione ($\phi_{sz} = 0.5-0.8$). Se i gas caldi passassero direttamente alla zona di diluizione, le composizioni chimiche intermedie, come CO, si congelerebbero con il brusco abbassamento della temperatura senza poter essere ossidate completamente.

Per motori aeronautici la lunghezza di tale zona è maggiore perché in alta quota, quando la pressione è più bassa e la combustione più lenta, occorre più spazio affinché si completi la combustione.

Valori di riferimento per la zona secondaria sono:

$$L_{sec\ zone} \approx 0.5 - 1.5 D_{liner} \tag{0.3}$$

$$T_{sec\ zone} \approx 1800K$$

Zona di diluizione

La funzione principale della zona di diluizione è quella di abbassare e rendere uniforme la temperatura all'uscita della camera nei limiti ammessi per le palette della turbina. L'aria per la diluizione è circa il 20-40 % di quella totale per la combustione.

La lunghezza di questa zona della camera dipende dai diametri dei getti d'aria e solitamente il rapporto L/D (lunghezza/diametro) è tra 1.5 e 1.8. In conclusione possiamo dare i seguenti valori per la zona di diluizione:

$$L_{dil\ zone} \approx 1.5 - 1.8 D_{liner} \tag{0.4}$$

$$\dot{m}_{dil\ zone} \approx 20\% - 40\% \dot{m}_{tot}$$

TIPOLOGIA DI COMBUSTORI

I combustori vengono classificati, in riferimento alla geometria, in:

- Camere tubolari (tipica delle TG industriali perché lunghe e pesanti)
- Camere tubolari multican
- Camere anulari (forma ideale per TG aeronautiche perché compatta)
- Camere tuboanulari (combinazione delle prime due)

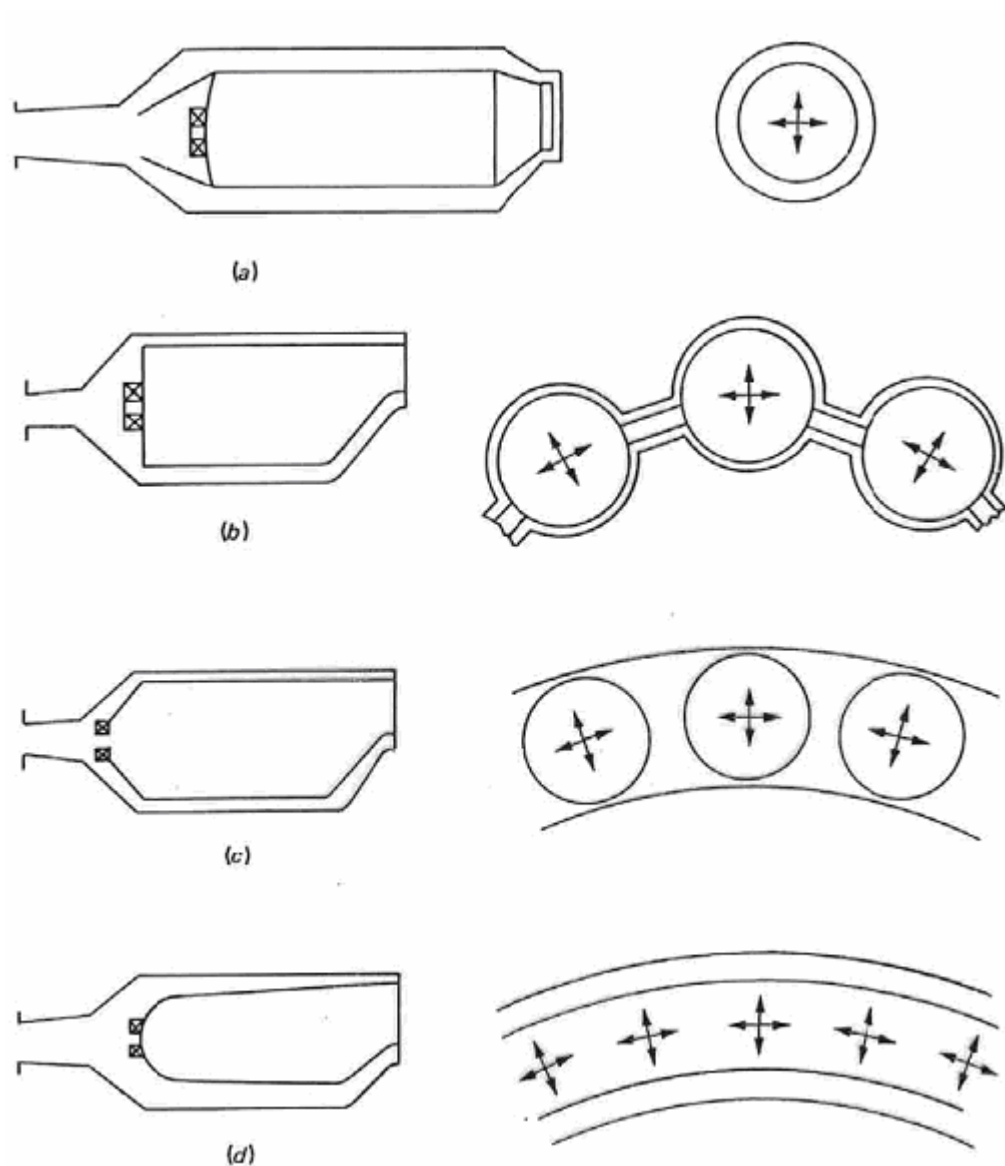


Figura 0.8-Tipi di combustori: (a) tubolare; (b) tubolare multican; (c) tuboabulare; (d) anulare.

Nella camera di combustione tubolare il flusso di aria proveniente dal compressore viene convogliato verso l'involucro del liner dove viene frazionato rispettivamente nella portata di aria primaria e secondaria. Mentre negli impianti industriali è diffusa la configurazione single can (Figura 0.9), con un solo combustore, sui motori aeronautici è diffusa la configurazione Multi-can (Figura 0.10), che prevede più combustori tubolari disposti su una corona circolare intorno l'asse della macchina, allo scopo di ottimizzare gli ingombri.

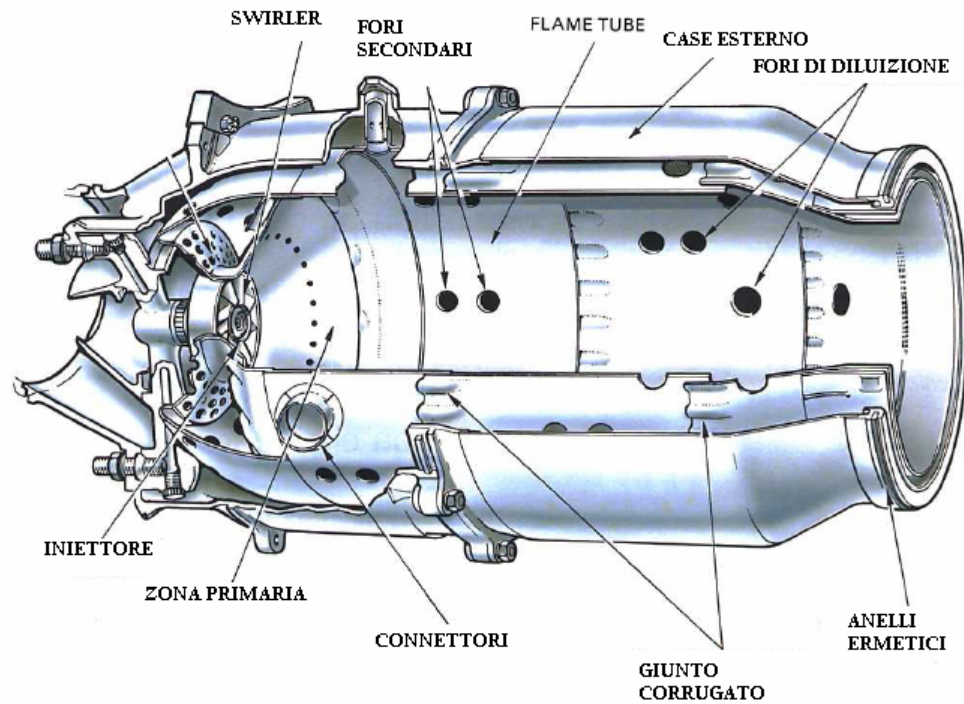


Figura 0.9-Camera tubolare

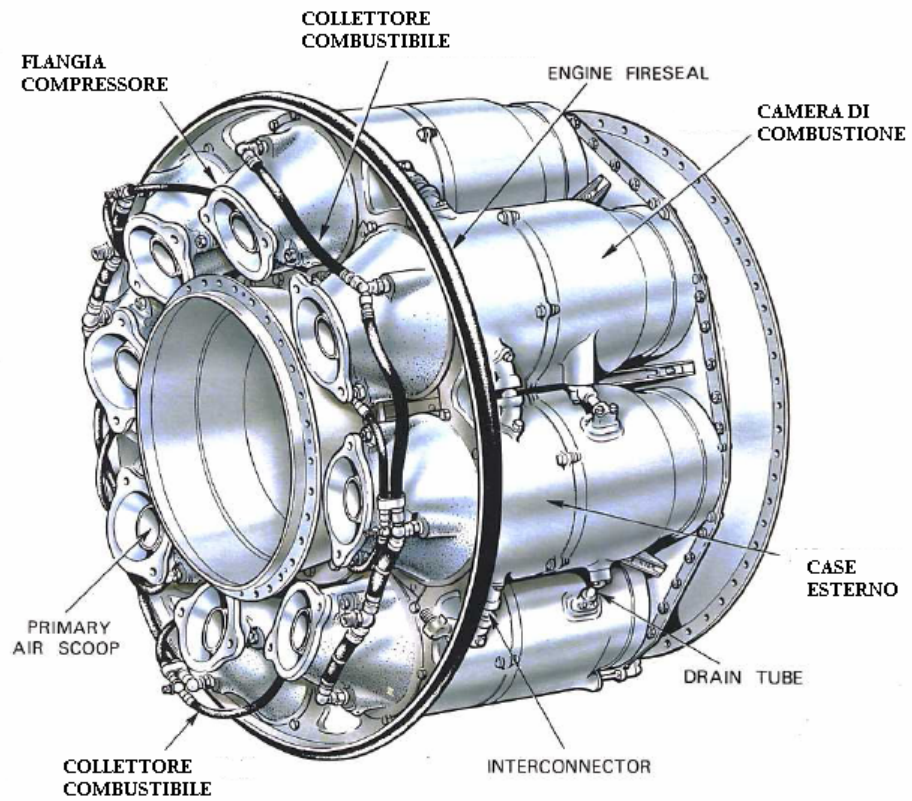


Figura 0.10-Camera tubolare disposizione Multican

Nella camera tubo-anulare all'interno di un case anulare sono presenti più liner tubolari ognuno con il proprio iniettore(Figura 0.11).

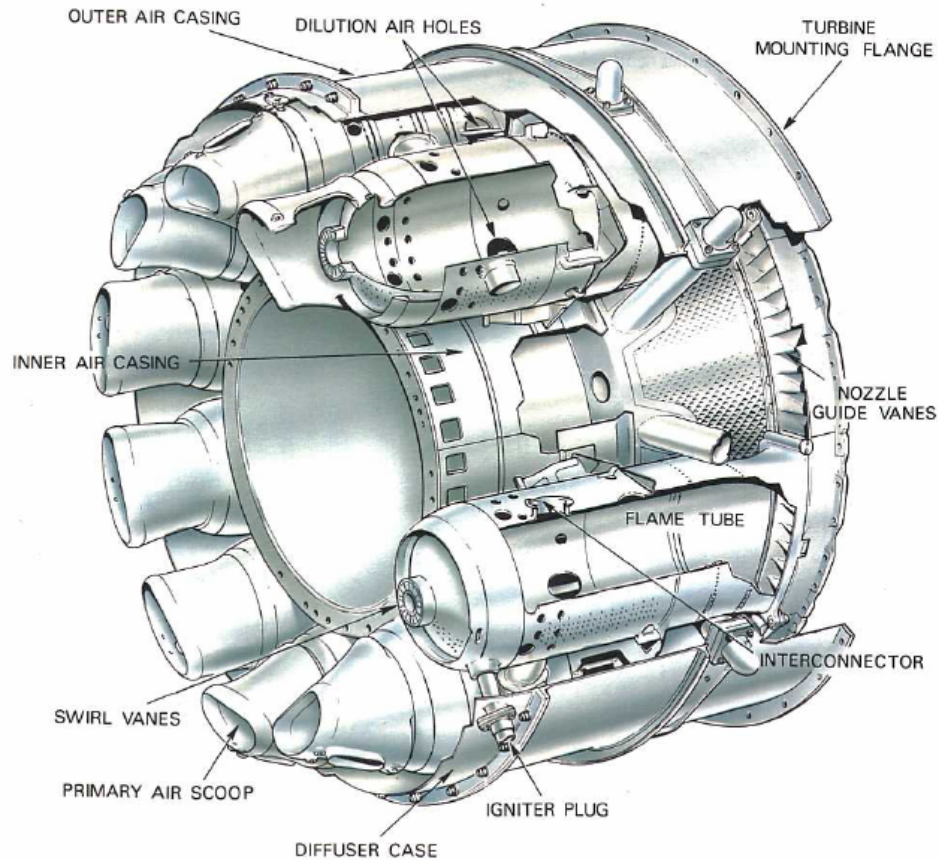


Figura 0.11-Camera tubo-anulare

La configurazione anulare (Figura 0.12) prevede un'unica camera di combustione che avvolge l'albero motore come un anello, con diversi punti di iniezione di combustibile disposti circonferenzialmente. L'impiego di una simile configurazione permette di sfruttare nel modo migliore lo spazio disponibile, unitamente ad una grande leggerezza del sistema ed a basse perdite di carico. La configurazione anulare, però, presenta maggiori problemi strutturali. Infatti tale struttura presenta pochi punti di appoggio e la scarsa rigidità che ne deriva può inoltre comportare l'insorgere di problemi vibrazionali che, a lungo andare, possono danneggiare gravemente l'intero apparato. Critica risulta anche la fase di messa a punto del sistema. Si è sempre costretti a lavorare con la portata complessiva della macchina e *la sperimentazione* su un solo settore della camera (che coinvolga cioè solo uno o pochi iniettori di combustibile) può fornire solamente indicazioni circa le tendenze di qualche parametro, ma non può fornire ad esempio indicazioni attendibili riguardo le emissioni o le oscillazioni di pressione.

Questo ovviamente non si verifica per le camere tubolari multi can, per le quali ogni combustore ha vita a se stante.

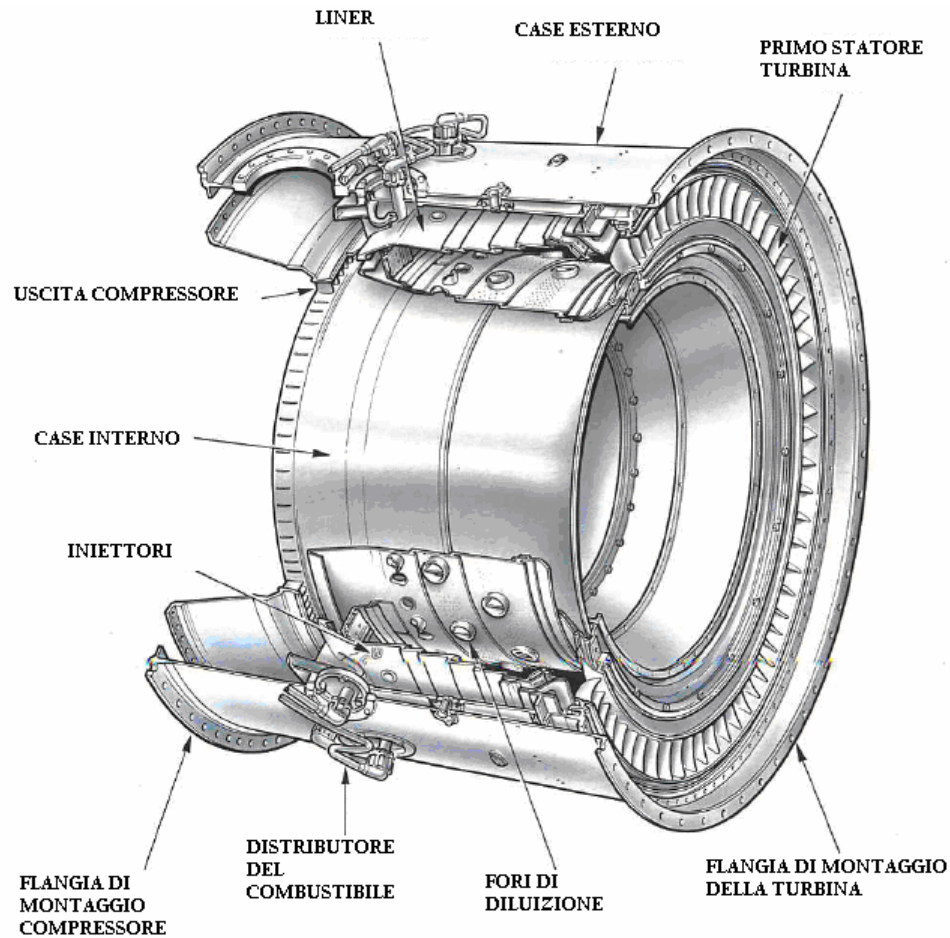


Figura 0.12-Camera anulare

Nonostante questi inconvenienti, negli ultimi anni il suo utilizzo ha conosciuto una forte espansione in ambito aeronautico. Il motivo di una simile crescita è dovuto al contenimento del peso e delle dimensioni (fondamentali in campo aeronautico), ma anche alla necessità di innalzare continuamente la temperatura massima del ciclo. Questa esigenza induce un ulteriore decremento della portata d'aria di diluizione, soprattutto nei moderni combustori DLE (dry-low-emission) che utilizzano forti premiscelamenti molto magri, ed è per questo che l'impiego di un combustore tubolare risulta oltremodo svantaggioso. Infatti diventa praticamente impossibile raffreddare in maniera adeguata i "lunghi" *transition piece* necessari al raccordo del flusso caldo proveniente dalla camera di combustione con l'ingresso della turbina. Pertanto la soluzione anulare offre una migliore capacità di effettuare un adeguato raffreddamento del combustore.

In Figura 0.13 è rappresentato uno spaccato di TG in cui è evidenziata la camera di combustione anulare.

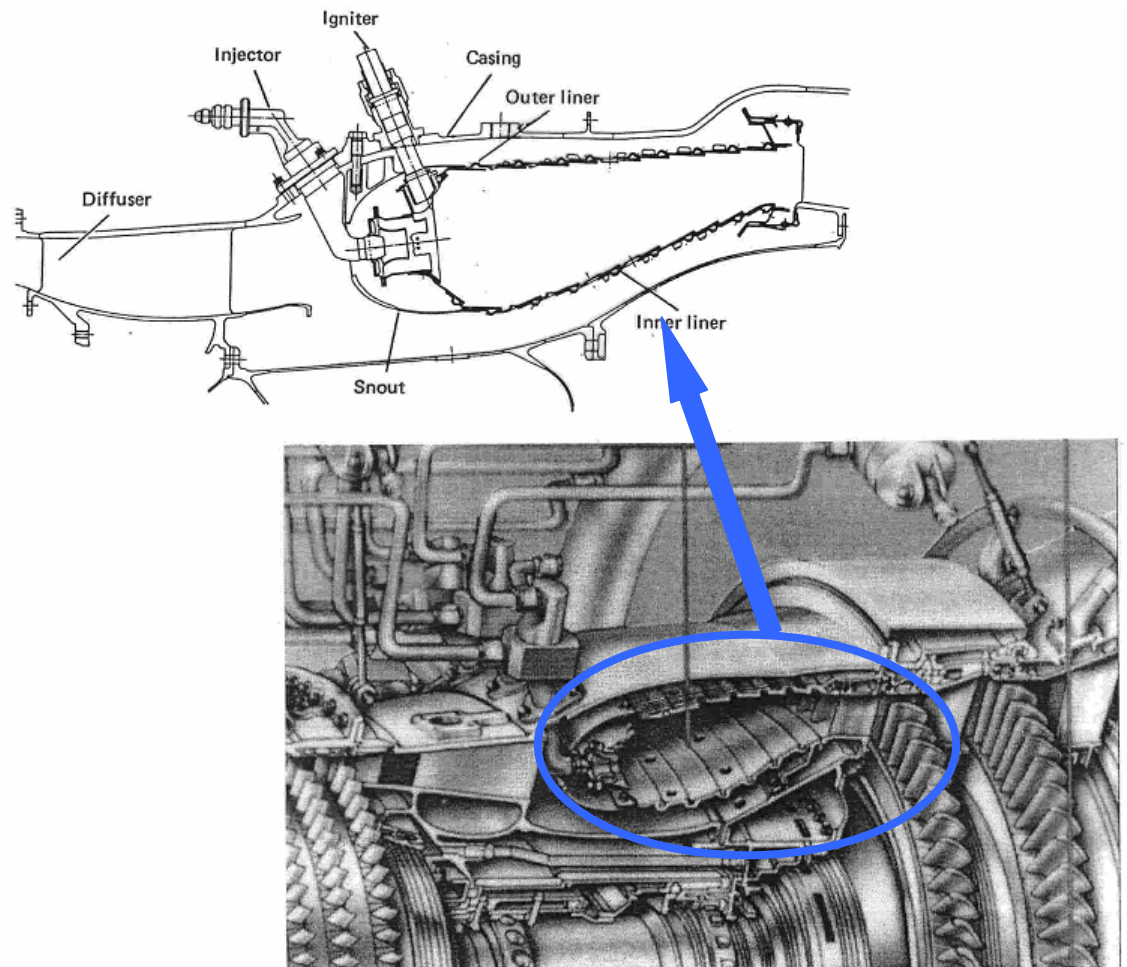


Figura 0.13-Esempio di camera anulare

In conclusione i vantaggi e gli svantaggi delle diverse categorie di combustori possono essere riassunti nella Tabella 0.1.

Combustore	Vantaggi	Svantaggi
<i>Tubolare</i>	<ol style="list-style-type: none"> 1. Robusto strutturalmente; 2. La sperimentazione al rig necessita solo di una piccola frazione della massa di aria totale; 	<ol style="list-style-type: none"> 3. Ingombrante e pesante; 4. Elevate perdite di carico;

Anulare	<ol style="list-style-type: none"> 1. Minima lunghezza e peso; 2. Minima sezione frontale del motore; 3. Perdite di carico minime; 	<ol style="list-style-type: none"> 4. Problemi di buckling sull'outer liner; 5. La sperimentazione al rig necessita di tutta la portata di aria
Tubeanulare	<ol style="list-style-type: none"> 1. Robusto strutturalmente; 2. La sperimentazione al rig necessita solo di una piccola frazione della massa di aria totale; 3. Perdite di carico minime; 4. Più corto e leggero del tubolare. 	<ol style="list-style-type: none"> 5. Meno compatto dell'anulare.

Tabella 0.1-Vantaggi e svantaggi delle diverse configurazioni

RAFFREDDAMENTO DELLE PARETI DELLA CAMERA DI COMBUSTIONE

La funzione del liner è quella di contenere il processo di combustione e facilitare la distribuzione di aria a tutte le zone della camera nelle giuste quantità.

Non si deve deformare al variare della pressione e deve resistere alle alte temperature. Oltre il 50% dell'aria totale che entra nel combustore è impiegata per raffreddare le pareti del liner.

Le tecniche moderne di raffreddamento includono il *film cooling semplice*, il *convection film cooling* che raffredda per convezione; l'*impingement cooling*; il metodo della *traspirazione*.

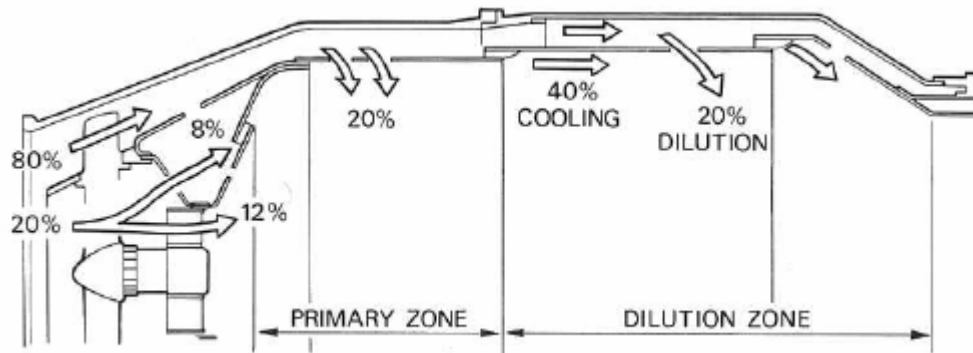


Figura 0.14- Frazionamento dell'aria in ingresso al combustore

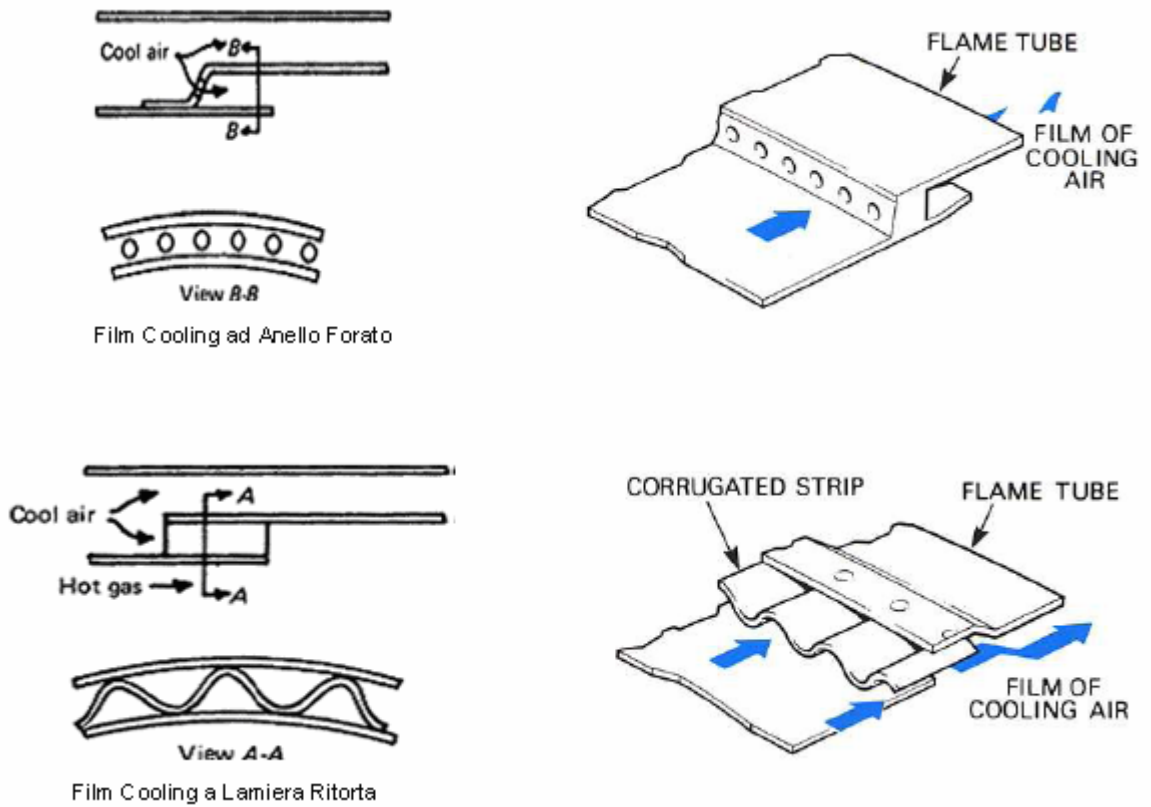


Figura 0.15-Film cooling semplice

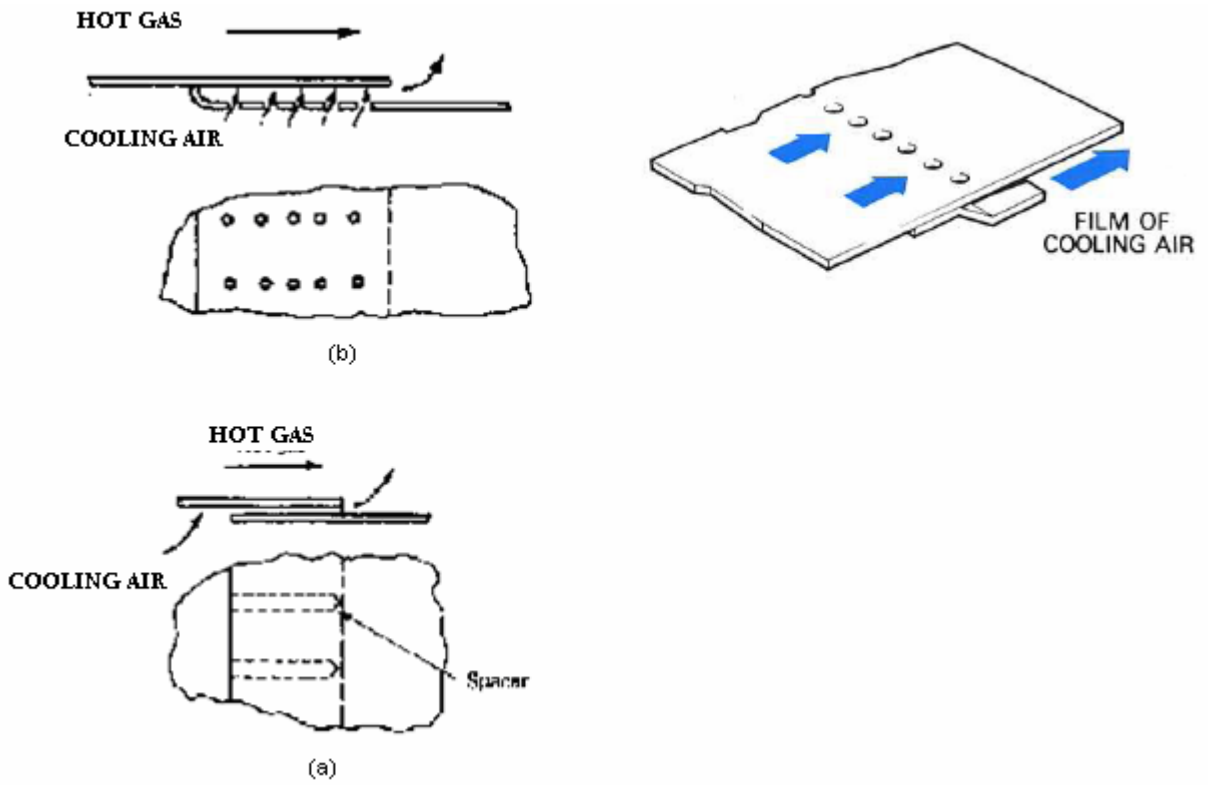


Figura 0.16-Convection and film

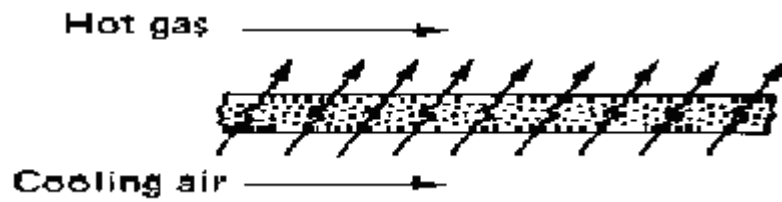


Figura 0.17-Impingement and film

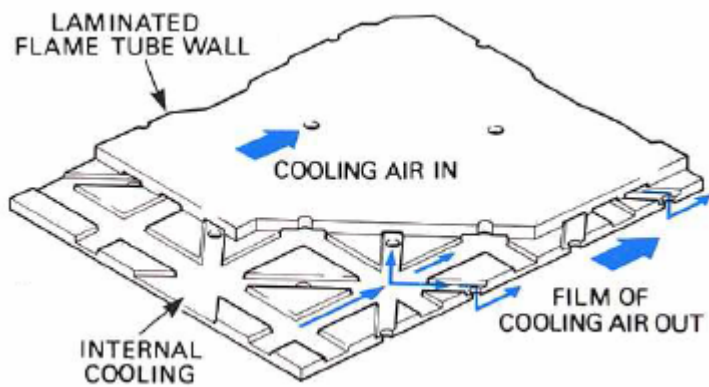


Figura 0.18-traspirazione