

Lezione 6

Turboreattore a doppio flusso (turbofan)

Le ragioni che hanno portato all'introduzione dei turboreattori a doppio flusso risiedono principalmente nell'analisi del comportamento del rendimento propulsivo di un turboreattore semplice per un'assegnata spinta e velocità di volo. Nella Lezione 3 è stato osservato che il rendimento propulsivo aumenta al crescere di \dot{m}_a . Si ricorda infatti:

$$\eta_p = \frac{1}{1 + \frac{F}{2\dot{m}_a V}} \quad (6.1)$$

È quindi vantaggioso, come mostrato in Fig. 6.1, ottenere la stessa spinta con una piccola accelerazione di un'elevata portata d'aria anziché conferire una maggiore accelerazione ad una piccola portata d'aria. Il rendimento propulsivo η_p può quindi essere aumentato riducendo la spinta specifica, e cioè, a parità di

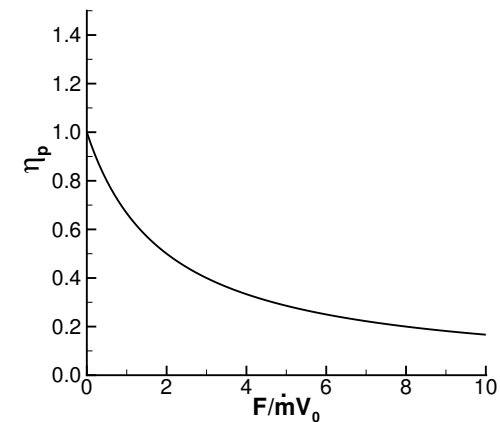


Figura 6.1: Andamento del rendimento propulsivo in funzione della spinta specifica.

spinta aumentando la portata d'aria trattata e diminuendo la velocità di efflusso. Tuttavia, la riduzione della spinta specifica ha i suoi costi:

- In termini di peso: bisogna infatti considerare compressori, combustori e turbina in grado di elaborare la maggiore portata d'aria e quindi più pesanti.
- In termini di rendimento del ciclo termodinamico. Ridurre u_e comporta infatti una riduzione del lavoro utile per unità di massa prodotto dal ciclo. Ciò si può realizzare in due modi:
 - con lo stesso β_c e minore τ , il che comporta una riduzione di η_{th} .
 - con lo stesso τ ed un valore di β_c che si allontanerà da quello di massimo rendimento, cosa che comporta quindi una riduzione di η_{th} .

Per evitare di penalizzare il ciclo base (η_{th}), una possibilità è quella di estrarre parte dell'energia disponibile a valle della turbina del generatore di gas di un turbogetto semplice, per muovere una seconda turbina che a sua volta conferisce potenza ad un secondo flusso d'aria. E' questo il principio che viene sfruttato, pur se in modo differente, sia nei turboreattori a doppio flusso sia nei turboelica.

In un turbofan quindi l'energia disponibile all'uscita della turbina non viene utilizzata tutta per accelerare il fluido propulsivo, ma in parte viene utilizzata in una seconda turbina che muove una ventola (fan) che accelera altra aria (fluido propulsivo secondario). In questa maniera si evita anche che tutta la portata d'aria debba passare attraverso le turbomacchine (compressore e turbina), il cui peso può quindi essere contenuto a valori simili a quelli del corrispondente turbogetto semplice.

A differenza del turboelica, l'aria secondaria nel turbofan passa all'interno del motore, sebbene non attraverso il gruppo generatore di gas caldi. La portata secondaria contribuisce alla spinta in quanto, dopo essere stata compressa dal fan, può essere espansa fino alla pressione ambiente e così accelerata a velocità maggiori di quella di volo fornendo il proprio contributo alla spinta. Poiché il flusso primario passa attraverso il combustore raggiungendo così temperature elevate, esso è anche detto flusso caldo, in contrapposizione al flusso secondario detto anche freddo in quanto non subisce combustione.

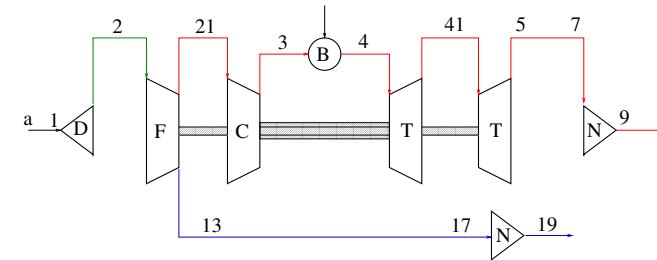
La presenza di due flussi distinti fornisce la possibilità di diverse configurazioni. Tra esse la principale distinzione è quella tra turbofan a flussi separati e turbofan a flussi associati.

6.1 Turbofan a flussi separati

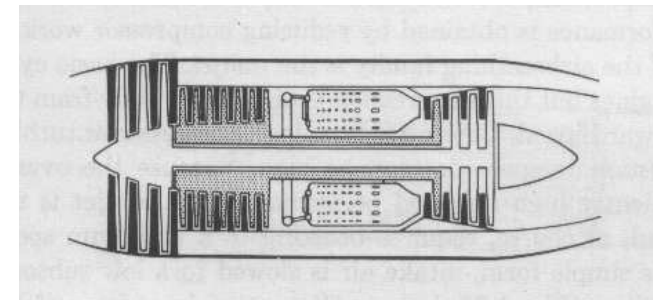
Una rappresentazione schematica di un turbofan a flussi separati è illustrata in Fig. 6.2. A valle del diffusore (D) comune all'intera portata d'aria (principale e secondaria), sono alcuni stadi di compressore che costituiscono il fan (F) e sono attraversati anch'essi dall'intera portata d'aria. Si raggiungono così le condizioni indicate dalle stazioni 21 per il flusso principale e 13 per il flusso secondario. Infatti da questo punto in poi i due flussi seguono percorsi diversi. In particolare il flusso secondario non verrà ulteriormente compresso e quindi le condizioni a valle del fan sono quelle a valle dell'ultimo compressore per il flusso secondario (13). Il flusso primario verrà invece ulteriormente compresso dal compressore (C) che sviluppa un rapporto di compressione superiore a quello del fan ed è quindi caratterizzato da più stadi. Di conseguenza per il flusso primario si può considerare un primo compressore costituito dal fan (che porta alle condizioni 21 intermedie tra quelle prima del primo compressore e quelle a valle dell'ultimo compressore) e un secondo compressore che tratta solo la portata primaria. Questa portata evolve successivamente come nel turbogetto semplice fino alla stazione 41, cioè fino all'uscita dalla prima turbina. La prima turbina è infatti quella che fornisce la potenza necessaria a muovere il compressore C. A valle della prima turbina i gas combusti, ad alta temperatura e a pressione ancora superiore a quella atmosferica, vengono ulteriormente espansi nella seconda turbina che fornisce la potenza necessaria a

muovere il fan. Soltanto a valle della seconda turbina il flusso principale verrà accelerato sfruttando la frazione di potenza utile ancora disponibile.

Il flusso secondario a valle del fan può essere accelerato in un ugello. Sebbene in Fig. 6.2b l'ugello del flusso secondario sia posizionato lontano dal fan, spesso, soprattutto nel caso di elevate portate di flusso secondario, per risparmiare peso l'ugello del getto secondario è posizionato appena a valle del fan.



(a) Rappresentazione schematica



(b) Sezione (da [1])

Figura 6.2: Rappresentazione schematica e sezione di un turbofan a flussi separati.

Per studiare il comportamento del turbofan bisogna quindi introdurre ulteriori parametri rispetto al caso del turbogetto semplice. Infatti oltre alla portata d'aria primaria, ora indicata con \dot{m}_{a1} bisognerà considerare anche la portata d'aria secondaria \dot{m}_{a2} , o il loro rapporto detto rapporto di bypass:

$$BPR = \frac{\dot{m}_{a2}}{\dot{m}_{a1}} \quad (6.2)$$

nonché il rapporto di compressione fornito dal fan, che verrà indicato con β_f .

6.1.1 Calcolo del Ciclo

Le condizioni termodinamiche del flusso principale e del flusso secondario possono essere rappresentate anche in questo caso nel piano $T-s$. In Fig. 6.3 è riportato il caso più generale del ciclo reale di un turbofan a flussi separati in volo. Nell'esaminare l'evoluzione nel piano $T-s$ è importante ricordare che le diverse trasformazioni si riferiscono a portate di fluido evolvente diverso.

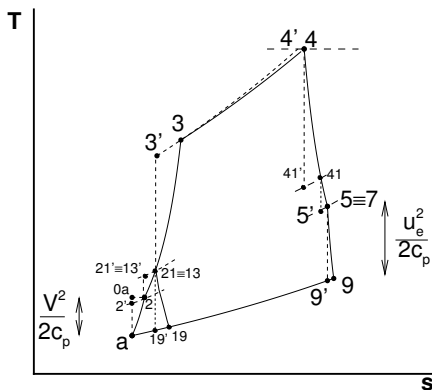


Figura 6.3: Evoluzione termodinamica dei flussi primario e secondario in un turbofan a flussi separati.

Si analizzano di seguito le diverse trasformazioni riportate in Fig. 6.3 per ottenere le condizioni in corrispondenza di ciascuna stazione all'interno del propulsore.

Presa dinamica Le condizioni nel punto 2 si calcolano come nel caso del turbogetto semplice. Tali condizioni dipendono infatti solo dalla velocità di volo e dal rendimento della presa dinamica. La trasformazione è riportata in Fig. 6.3, dove, come nel caso del turbogetto semplice, sono riportati anche il punto $0a$ e il punto $2'$. Si ricorda che questa trasformazione riguarda entrambi i flussi, principale e secondario.

Fan (o compressore di bassa pressione) La trasformazione che va dal punto 2 al punto $21 \equiv 13$ corrisponde a quella che si ha attraverso il fan, un compressore attraverso cui passa l'intera portata (principale più secondaria) e che fornisce un rapporto di compressione β_f . Essa pertanto viene calcolata come nel caso del compressore del turbogetto semplice e del turbogas. La potenza necessaria ad ottenere il desiderato rapporto di compressione β_f è data da:

$$\dot{L}_f = \frac{1}{\eta_{mf}} (\dot{m}_{a1} + \dot{m}_{a2}) \cdot (h_{21} - h_2) \quad (6.3)$$

avendo introdotto il rendimento meccanico del fan (analogo al rendimento meccanico del compressore introdotto per il turbogetto semplice). Nell'ipotesi di calore specifico costante (pari a quello dell'aria $c_{p,2} = c_{p,21} = c_{p,13} = c_{p,a}$)

$$\dot{L}_f = c_{p,a} \dot{m}_{a1} (1 + BPR) \cdot (T_{21} - T_2) \quad (6.4)$$

dove la portata secondaria è stata espressa attraverso il rapporto di bypass BPR . Come nel caso del compressore il salto entalpico può essere messo in relazione al rapporto di compressione attraverso il rendimento adiabatico del fan η_f :

$$\eta_f = \frac{L'_f}{L_f} = \frac{T_{21'} - T_2}{T_{21} - T_2} \quad (6.5)$$

con

$$\beta_f = \frac{p_{21}}{p_2} = \left(\frac{T_{21'}}{T_2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (6.6)$$

Con queste relazioni si possono dunque calcolare le condizioni in $21 \equiv 13$ in funzione di β_f e η_f e la potenza assorbita dal fan se è nota anche la portata d'aria primaria e il rapporto BPR .

Compressore (o compressore di alta pressione) Il compressore di alta pressione è dello stesso tipo di quelli considerati nello studio del turbogetto semplice, in quanto attraverso di esso passa soltanto la portata d'aria principale. Bisogna in questo caso ricordare che le condizioni a monte del compressore sono caratterizzate da temperature e pressioni più elevate a causa della compressione già effettuata attraverso il fan. Il rapporto di compressione del compressore è ancora indicato come:

$$\beta_c = \frac{p_3}{p_{21}} \quad (6.7)$$

Spesso si parla anche di rapporto di compressione complessivo del turbofan:

$$\beta_f \beta_c = \frac{p_3}{p_2} \quad (6.8)$$

Si indicherà ancora con η_c o η_{ac} il rendimento del compressore e per la potenza assorbita si avrà:

$$\dot{L}_c = \frac{1}{\eta_{mc}} c_{p,a} T_{21} \dot{m}_{a1} \frac{1}{\eta_{ac}} [\beta_c^{(\gamma-1)/\gamma} - 1] \quad (6.9)$$

Combustore Il combustore viene studiato come nel caso del turbogetto semplice. Si osserva che poiché soltanto il flusso principale attraversa il combustore, i rapporti di portata f, α si scriveranno relativamente alla portata d'aria principale \dot{m}_{a1} .

Turbina del compressore (turbina di alta pressione) Per calcolare le condizioni a valle della turbina di alta pressione, quella necessaria per fornire potenza al compressore, si può sfruttare l'equazione di bilancio della potenza:

$$\frac{1}{\eta_{mc}} \dot{m}_{a1} c_p (T_3 - T_{21}) = \eta_{mt} (\dot{m}_{a1} + \dot{m}_f) c_p (T_4 - T_{41}) \Rightarrow T_{41} \quad (6.10)$$

In questa relazione, che può essere indicata come bilancio HPC-HPT (compressore alta pressione / turbina alta pressione), è stato introdotto il rendimento meccanico della turbina e si è tenuto conto della diversa portata elaborata dalla turbina rispetto al compressore a causa dell'iniezione della portata di combustibile \dot{m}_f . La relazione di bilancio di potenza permette di calcolare la temperatura a valle dell'espansione nella turbina di alta pressione (punto 41). Per calcolare anche la pressione si può introdurre, come di consueto, il rendimento adiabatico della turbina η_t da cui si può ottenere il lavoro ideale e di conseguenza la $T_{41'}$ e, dalle relazioni isentropiche, p_{41} .

Turbina del fan (turbina di bassa pressione) Il calcolo delle condizioni a valle della turbina del fan può essere effettuato analogamente a quello della turbina di alta pressione. Bisogna però in questo caso fare il bilancio LPC-LPT (compressore bassa pressione o fan / turbina bassa pressione):

$$\frac{1}{\eta_{mf}}(\dot{m}_{a1} + \dot{m}_{a2})c_p(T_{13} - T_2) = \eta_{mt}(\dot{m}_{a1} + \dot{m}_f)c_p(T_{41} - T_5) \Rightarrow T_5 \quad (6.11)$$

dove si ricorda che $T_{13} = T_{21}$ ed è stato introdotto ancora una volta il rendimento meccanico della turbina, che in generale potrà essere diverso da quello della turbina di alta pressione. Analogamente il rendimento adiabatico della turbina, necessario per calcolare le condizioni a valle della turbina, in generale potrà assumere valori diversi rispetto al caso della turbina di alta pressione. È importante osservare che β_f assume valori più piccoli di β_c ma che la potenza assorbita può essere notevole proprio perché in questo caso non si possono fare considerazioni esclusivamente sul lavoro massico (cioè sul salto entalpico) ma bisogna tener presente le diverse portate elaborate dal compressore di alta pressione e dal fan. Anche nella Fig. 6.3 bisognerà ricordare che il salto entalpico attraverso la turbina di bassa pressione sarà più elevato di quello che si ha attraverso il fan, vista la diversa portata cui essi si riferiscono.

Sebbene nel caso più generale si considerano turbine diverse per muovere il compressore di alta pressione e il fan, spesso negli esercizi si considererà un'unica turbina che fornisce la potenza necessaria a muovere entrambi i compressori (di alta pressione e fan). In tal caso si scriverà un'unica equazione di bilancio di potenza $\dot{L}_f + \dot{L}_c = \dot{L}_t$ da cui si potrà ricavare T_5 se sono note tutte le stazioni a monte (fino a 4) e il BPR .

Ugello del flusso principale Il flusso principale dopo aver effettuato la seconda espansione in turbina dovrà avere ancora pressione più elevata di quell'ambiente per poter generare un getto, espulso a velocità u_9 (la velocità di efflusso si riferisce alla stazione 9) e fino alla pressione p_9 . Si ottiene quindi, come per il turbogetto semplice:

$$u_9 = \sqrt{2c_p T_5 \eta_{an} \left[1 - \left(\frac{p_9}{p_5} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (6.12)$$

dove nel caso di ugello adattato sarà $p_9 = p_a$.

Ugello del flusso secondario Il flusso secondario, nelle condizioni di pressione e entalpia totale raggiunte a valle del fan, viene espanso attraverso l'ugello secondario. La velocità di efflusso u_{19} è calcolata al solito come:

$$u_{19} = \sqrt{2(h_{17} - h_{19})}; \quad \text{con} \quad h_{17} = h_{13} \quad \text{e} \quad h = c_p T \quad (6.13)$$

dove con 17 sono state considerate le condizioni a monte dell'ugello che coincidono con quelle a valle del fan (13 \equiv 17). A tal proposito, è interessante confrontare la trasformazione che subisce il flusso

secondario con quella che subisce il flusso primario in Fig. 6.3. Il valore di h_{19} può essere calcolato come¹:

$$T_{19} = T_{17} - \eta_{an}(T_{17} - T_{19'}) \quad \text{dove} \quad T_{19'} = T_{17} \left(\frac{p_{19}}{p_{17}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}; \quad p_{19} = p_a; \quad p_{17} = p_{13} \quad (6.14)$$

che si può anche scrivere direttamente come:

$$u_{19} = \sqrt{2c_p T_{17} \eta_{an} \left[1 - \left(\frac{p_{19}}{p_{17}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (6.15)$$

Nel caso di ugello adattato sarà $p_{19} = p_a$.

6.1.2 Prestazioni

La spinta si ottiene come somma dei contributi dovuti a ciascuno dei due flussi:

$$F = F_1 + F_2 = \dot{m}_{a1}[(1+f)u_9 - V] + (p_9 - p_a)A_9 + \dot{m}_{a2}(u_{19} - V) + (p_{19} - p_a)A_{19} \quad (6.16)$$

e nel caso in cui entrambi gli ugelli siano adattati (o, viceversa, si consideri per ciascun getto la corrispondente velocità di efflusso equivalente) e si consideri trascurabile la portata di combustibile rispetto a quella primaria:

$$F = \dot{m}_{a1}[(u_9 - V) + BPR(u_{19} - V)] \quad (6.17)$$

Dall'espressione della spinta e dalla considerazione della potenza del getto come somma di quelle relative a ciascun getto si ottengono le seguenti relazioni:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Rendimento termodinamico} \quad \eta_{th} = \frac{[(1+f)u_9^2 - V^2] + BPR(u_{19}^2 - V^2)}{2fQ_f} \\ \text{Rendimento propulsivo} \quad \eta_p = \frac{2V\{[(1+f)u_9 - V] + BPR(u_{19} - V)\}}{[(1+f)u_9^2 - V^2] + BPR(u_{19}^2 - V^2)} \\ \text{Rendimento globale} \quad \eta_o = \frac{V\{[(1+f)u_9 - V] + BPR(u_{19} - V)\}}{fQ_f} \\ \text{Spinta specifica} \quad I_a = \frac{[(1+f)u_9 - V] + BPR(u_{19} - V)}{1 + BPR} \\ \text{Consumo specifico} \quad TSFC = \frac{f}{[(1+f)u_9 - V] + BPR(u_{19} - V)} \end{array} \right. \quad (6.18)$$

È opportuno sottolineare che la spinta specifica è stata definita come rapporto tra spinta e portata d'aria elaborata, ed è quindi il rapporto tra la spinta F e l'intera portata d'aria $\dot{m}_{a1} + \dot{m}_{a2}$. Si può a questo punto analizzare il comportamento dei parametri di prestazione al variare dei parametri di progetto.

¹Anche in questo caso si potranno considerare valori diversi di η_{an} per l'ugello primario e secondario, a seconda delle loro caratteristiche.

Effetto del BPR a Punto Fisso Innanzitutto si studia il comportamento a punto fisso, e in particolare l'effetto del BPR . Nel caso del turbogetto a doppio flusso la spinta specifica si ottiene considerando

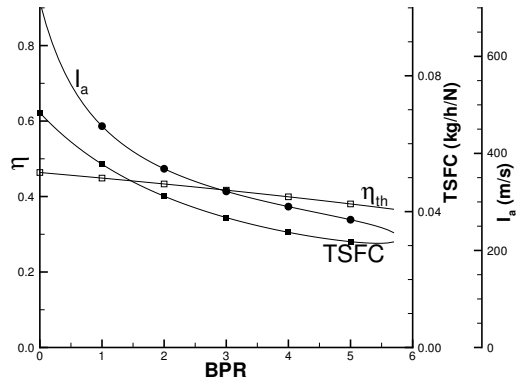


Figura 6.4: Rendimento termico, TSFC, e spinta specifica in funzione del BPR per un turbofan a flussi separati con $\beta_f = 1.5$; $\beta_c = 20$; $T_a = 290\text{K}$; $T_4 = 1400\text{K}$; $M = 0.0$.

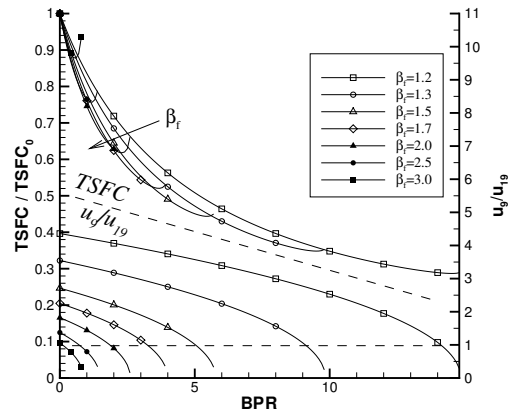


Figura 6.5: TSFC, e rapporto u_9/u_{19} al variare di β_f e del BPR per un turbofan a flussi separati con $\beta_c = 20$; $T_a = 290\text{K}$; $T_4 = 1400\text{K}$; $M = 0.0$.

l'intera portata $\dot{m}_{a1} + \dot{m}_{a2}$. Essa è quindi pari al valore medio della velocità di eiezione dei due flussi, pesato con la relativa portata. Al crescere di BPR , fissato β_f , quindi la spinta specifica diminuisce

(Fig. 6.4) poiché passa dal valore di $u_{9,0}$ che si ottiene sfruttando l'intero lavoro utile $c_p(T_{41} - T_9)$ quando $BPR = 0$, a valori intermedi tra u_9 (che si riduce con BPR a causa del ridotto salto entalpico disponibile) e u_{19} . È interessante notare che per assegnati rapporti di compressione di compressore e fan, e assegnata temperatura massima del ciclo, il rapporto F/\dot{m}_{a1} cresce con BPR fino a raggiungere un massimo in condizioni prossime al massimo BPR ottenibile (cioè quello che si ottiene destinando tutta la potenza utile al fan e riducendo così a zero il salto entalpico disponibile per l'ugello primario). Infatti con tali ipotesi u_{19} rimane costante e F/\dot{m}_{a1} è costituito da due termini il primo dei quali, u_9 , decrescente con BPR secondo una relazione del tipo $\sqrt{a - bBPR}$ e il secondo lineare con BPR .

Nelle stesse ipotesi f resta costante e, di conseguenza, $TSFC = f/(F/\dot{m}_{a1})$ diminuisce con BPR fino ad un minimo per valori di BPR elevati Fig. 6.4. Fig. 6.5 mostra che il minimo di TSFC si ha quando $u_9/u_{19} < 1$ (il valore teorico è 0.5 nel caso ideale), quindi quando u_9 è ancora circa il metà di u_{19} . Il minimo si sposta verso valori più piccoli di BPR al crescere di β_f . Si ricorda anche che il massimo valore ammissibile per BPR è limitato dal lavoro utile, una volta fissati β_f e β_c (2).

Ancora considerando le ipotesi fatte sopra, il rendimento termodinamico è costante nel caso ideale al variare di BPR (infatti dipende solo dal rapporto di compressione totale $\beta_f\beta_c$). Nel caso reale riportato in Fig. 6.4 si ha invece una lieve diminuzione con BPR dovuta al minor rendimento nel caso in cui il lavoro utile viene convertito in energia cinetica passando per turbina e fan, rispetto al caso in cui esso viene direttamente convertito in energia cinetica in un ugello.

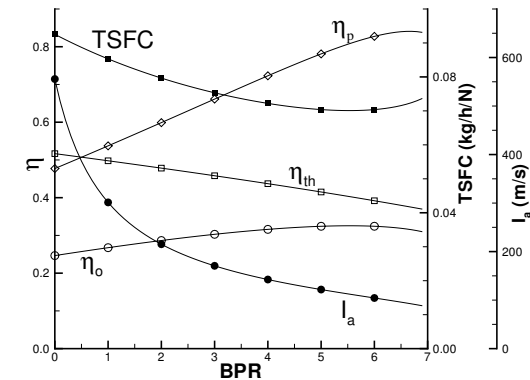


Figura 6.6: Prestazioni di un turbofan a flussi separati al variare di BPR con $\beta_f = 1.5$; $\beta_c = 20$; $T_a = 250\text{K}$; $T_4 = 1400\text{K}$; $M = 0.8$.

Effetto del BPR in Volo Il comportamento in volo è analogo per quanto riguarda η_{th} , $TSFC$ e I_a (Fig. 6.6). In questo caso si può parlare anche di rendimento propulsivo e globale (nulli a punto fisso). Sempre a causa del fatto che la potenza dissipata è proporzionale al quadrato della differenza tra velocità di efflusso e velocità di volo, il rendimento propulsivo è massimo agli elevati BPR . Infatti η_p dipende da quanto le velocità di efflusso u_{19} e u_9 differiscono dalla velocità di volo V e, fissata u_{19} , η_p aumenta se si

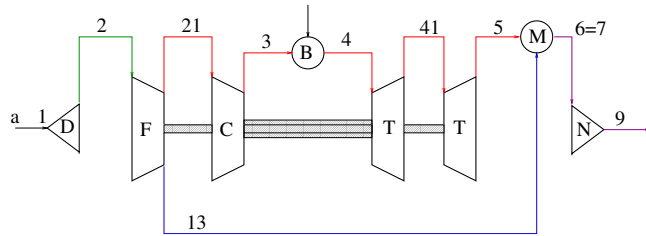
²In realtà il massimo valore ammissibile di BPR è anche legato alle dimensioni del propulsore che hanno anche conseguenze sulla configurazione dell'aereo, come per esempio sui carrelli.

riduce u_9 (che così si avvicina a V) e cioè se si aumenta BPR . Il comportamento del rendimento globale η_o può essere dedotto da quello del consumo specifico, ricordando la relazione $\eta_o = V/(Q_f T SFC)$ e che nel caso di Fig. 6.6 V è assegnata.

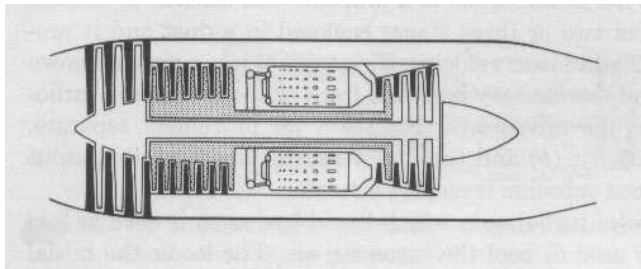
6.2 Turbofan a Flussi Associati

In un turbofan a flussi separati, i due getti sono caratterizzati da temperature diverse. Poiché a parità di salto di pressione la velocità di efflusso è proporzionale alla radice quadrata della temperatura totale del flusso, si può cercare di aumentare la temperatura del flusso secondario grazie all'elevata temperatura di quello primario. Questo principio è alla base della realizzazione del turbofan a flussi associati che ridistribuendo tra i due flussi non solo il lavoro utile ma anche l'energia termica permette di ottenere prestazioni superiori rispetto al caso del turbofan a flussi separati, anche se per verificare la validità di tale vantaggio bisogna tener conto del peso aggiuntivo necessario.

In un turbofan a flussi associati il flusso freddo dopo essere stato compresso viene miscelato con quello caldo (Fig. 6.7). Nello schema è presente un nuovo componente, la camera di miscelazione



(a) Rappresentazione schematica



(b) Sezione (da [1])

Figura 6.7: Rappresentazione schematica e sezione di un turbofan a flussi associati.

M, dove i due flussi vengono miscelati prima di essere espansi in un unico ugello. Prima di passare ad



esaminare il ciclo, bisogna considerare che c'è un vincolo aggiuntivo rispetto al caso del turbofan a flussi separati. Infatti all'ingresso della camera di miscelazione i due flussi devono avere la stessa pressione (statica). Questo comporta, come si vedrà, che in fase di progetto β_f e BPR non possono essere scelti entrambi arbitrariamente.

6.2.1 Calcolo del ciclo

Il calcolo della prima parte del ciclo (Fig. 6.8) per un assegnato valore di β_f può essere calcolato come nel caso del turbofan a flussi separati. Per capire le differenze bisogna studiare la camera di miscelazione.

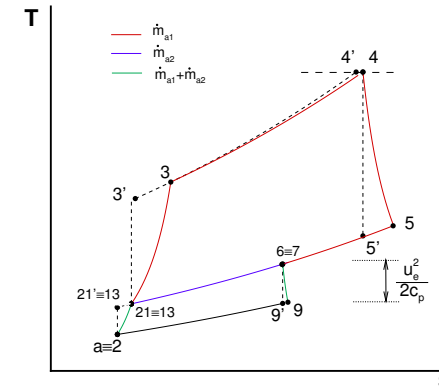


Figura 6.8: Evoluzione termodinamica dei flussi primario e secondario in un turbofan a flussi associati a punto fisso.

Camera di Miscelazione Per calcolare le condizioni a valle della miscelazione dei due flussi e le conseguenze sulle scelte progettuali del turbofan a flussi associati bisogna ricordare due relazioni. La prima è che i flussi, considerati monodimensionali, hanno la stessa pressione all'ingresso in camera di miscelazione:

$$p_{13} = p_5 \tag{6.19}$$

La seconda condizione è la conservazione dell'energia, che si può esprimere imponendo che l'entalpia totale resti costante, e cioè che l'entalpia totale dei flussi entranti nella camera di miscelazione deve essere pari a quella del flusso miscelato:

$$(\dot{m}_{a1} + \dot{m}_f)h_{05} + \dot{m}_{a2}h_{013} = (\dot{m}_{a1} + \dot{m}_{a2} + \dot{m}_f)h_{06} \tag{6.20}$$

avendo indicato con la stazione 6 quella a valle della camera di miscelazione. In una trattazione accurata bisogna tener conto delle velocità dei due flussi che hanno una importante influenza nell'evoluzione del flusso in camera di miscelazione. In una trattazione semplificata, e ricordando che si sta sempre



studiando il funzionamento in condizioni di progetto e quindi si ha la libertà di imporre alcuni vincoli, si può adottare l'ipotesi che le velocità dei due flussi siano piccole in camera di miscelazione, dove i valori delle grandezze statiche e di quelle di ristagno possono essere considerati uguali. Sotto tale ipotesi la (6.19) vale per le pressioni totali e quindi determina p_5 una volta assegnato β_f :

$$p_{13} = \beta_f p_2 = p_5 = p_4 (T_3/T_4)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (6.21)$$

Inoltre si può adottare l'ipotesi di miscelazione ideale, cioè che essa avvenga senza perdite di pressione totale, per cui

$$p_6 = p_5 = p_{13} \quad (6.22)$$

E' evidente che la (6.21) pone un limite alla potenza che può essere estratta dalla turbina del fan. Infatti, considerando per semplicità un'unica turbina che muove sia il compressore sia il fan, il bilancio energetico si esprime come:

$$\dot{m}_{a1} c_p (T_3 - T_2) + \dot{m}_{a2} c_p (T_{13} - T_2) = (\dot{m}_{a1} + \dot{m}_f) c_p (T_4 - T_5) \quad (6.23)$$

che per assegnati valori dei rendimenti, dei rapporti di compressione di fan e compressore, della temperatura massima del ciclo e delle condizioni di volo, può essere utilizzata per calcolare l'unica grandezza libera rimasta e cioè il BPR . Ovviamente si può considerare la stessa equazione nel caso in cui assegnato BPR si voglia determinare il valore di uno degli altri parametri di progetto. Quindi nell'analisi in condizioni di progetto di un turbofan a flussi associati:

- Se si assegna BPR , perché siano soddisfatte le equazioni il valore di β_f non può essere assegnato arbitrariamente, ma deve essere calcolato.
- Viceversa, se si assegna β_f , perché siano soddisfatte le equazioni il valore di BPR non può essere assegnato arbitrariamente, ma deve essere calcolato.

Le condizioni a valle del mescolamento dei due flussi sono note essendo $p_6 = p_5 = p_{13}$ e, non essendoci scambio di calore né energia nel miscelatore, si può ricavare T_6 dalla (6.20):

$$(\dot{m}_{a1} + \dot{m}_{a2}) c_p T_6 = \dot{m}_{a1} c_p T_5 + \dot{m}_{a2} c_p T_{13} \quad (6.24)$$

considerando c_p uguale per i due flussi, e dividendo per $c_p \dot{m}_{a1}$ si ha:

$$T_6 = \left(\frac{1}{1 + BPR} \right) T_5 + \left(\frac{BPR}{1 + BPR} \right) T_{13} \quad (6.25)$$

che è una media delle temperature dei due flussi, pesata con la portata.

6.2.2 Prestazioni

Nel caso del turbofan a flussi associati la spinta è calcolata a partire dalla velocità di efflusso u_9 dell'unico getto, ottenuto a valle della camera di miscelazione. La portata nell'ugello è $\dot{m}_{a1}(1 + f + BPR)$ con condizioni in ingresso individuabili come quelle nel punto 6 e condizioni in uscita dipendenti dalla pressione p_9 :

$$u_9 = \sqrt{2c_p T_6 \eta_{an} \left[1 - \left(\frac{p_9}{p_6} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (6.26)$$

e quindi la spinta è:

$$F = \dot{m}_{a1} [(1 + f + BPR)u_9 - (1 + BPR)V] + (p_9 - p_a)A_9 \quad (6.27)$$

Nel caso di ugello adattato ($p_9 = p_a$) e $f \ll 1$:

$$F = \dot{m}_{a1}(1 + BPR)(u_9 - V) \quad (6.28)$$

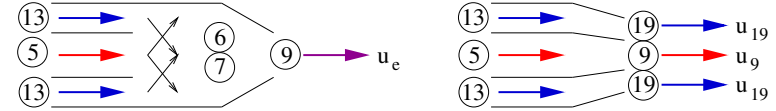


Figura 6.9: Confronto turbofan a flussi associati e turbofan a flussi separati a parità di condizioni in 5 e 13.

E' interessante confrontare la spinta che si ottiene da un turbofan a flussi associati con quella che si ottiene da un turbofan a flussi separati con lo stesso BPR , β_f e generatore di gas (β_c , τ , η). I due propulsori hanno quindi le stesse condizioni in 5 e 13 e stesso BPR . Facendo l'ulteriore semplificazione di confrontare la spinta a punto fisso e con ugello adattato si può scrivere il rapporto tra la spinta del turbofan a flussi associati e quella del turbofan a flussi separati come:

$$\frac{F_{ass}}{F_{sep}} = \frac{(1 + BPR)u_{9,ass}}{u_{9,sep} + BPRu_{19,sep}} = \frac{(1 + BPR)\sqrt{T_6}}{\sqrt{T_5} + BPR\sqrt{T_{13}}} \quad (6.29)$$

Ricordando che T_6 , T_5 e T_{13} sono legate dal bilancio entalpico in camera di miscelazione (6.25), si ha:

$$T_6 = \frac{T_5 + BPR T_{13}}{1 + BPR} \quad (6.30)$$

e, sostituendo:

$$\frac{F_{ass}}{F_{sep}} = \frac{\sqrt{(1 + BPR)(T_5 + BPR T_{13})}}{\sqrt{T_5} + BPR\sqrt{T_{13}}} \quad (6.31)$$

Si può allora verificare sotto quali condizioni il rapporto tra le due spinte è superiore ad uno. Ciò è verificato se $(F_{ass}/F_{sep})^2 > 1$, e quindi:

$$T_5 + BPR T_5 + BPR T_{13} + BPR^2 T_{13} > T_5 + 2 BPR \sqrt{T_5 T_{13}} + BPR^2 T_{13} \quad (6.32)$$

Questa relazione si semplifica nella:

$$BPR (T_5 + T_{13} - 2\sqrt{T_5 T_{13}})^2 > 0 \quad (6.33)$$

che è sempre soddisfatta. Questo risultato mostra che nelle ipotesi fatte è sempre conveniente miscelare i due flussi. In realtà si può dimostrare che questo è un risultato di validità più generale. Ricordando inoltre che il rumore è proporzionale all'ottava potenza della velocità si può dedurre che la miscelazione dei flussi consente di ridurre il rumore grazie ad una velocità di efflusso inferiore a quella di efflusso (la più elevata) del caso dei flussi separati.

I parametri di prestazione, nell'ipotesi di $f \ll 1$, si scrivono quindi come:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Rendimento termodinamico} \quad \eta_{th} = \frac{\alpha(1+BPR)(u_9^2 - V^2)}{2Q_f} \\ \text{Rendimento propulsivo} \quad \eta_p = \frac{2V}{u_9 + V} \\ \text{Rendimento globale} \quad \eta_o = \frac{\alpha V(1+BPR)(u_9 - V)}{Q_f} \\ \text{Spinta specifica} \quad I_a = u_9 - V \\ \text{Consumo specifico} \quad TSFC = \frac{1}{\alpha(1+BPR)(u_9 - V)} \end{array} \right. \quad (6.34)$$

Studiando il comportamento del consumo specifico al variare del BPR per diversi valori del numero di Mach di volo (e mantenendo costanti tutte le altre caratteristiche del propulsore) si può anche osservare (Fig. 6.10) che il maggior vantaggio si ha per BPR sempre più bassi al crescere di M . In Fig. 6.10 è riportato anche l'andamento di β_f in funzione di BPR al variare di M .

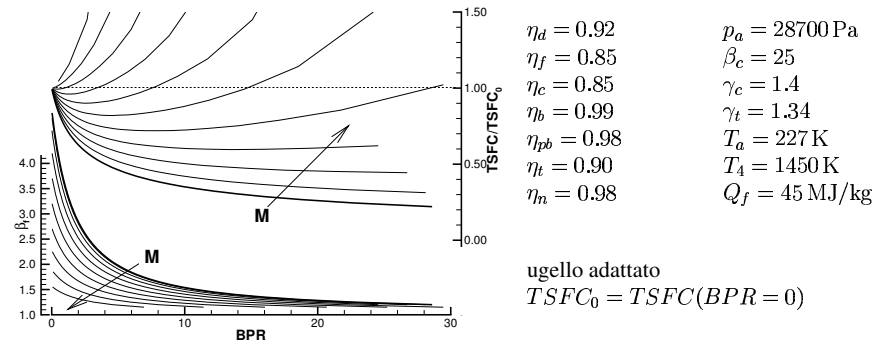


Figura 6.10: Consumo specifico di un turbofan a flussi associati rispetto al valore relativo al caso di $BPR = 0$, e β_f in funzione di BPR e per diverse condizioni di volo.

6.3 Discussione

Riassumendo si possono considerare i seguenti vantaggi e svantaggi del turbofan rispetto al turbogetto semplice:

- Vantaggi:

- Aumento rendimento propulsivo
- Riduzione consumo specifico a punto fisso e in crociera
- Aumento autonomia
- Minore rumore ($\propto u_e^8$)

- Svantaggi:

- Maggiore peso (dimensioni, ventola, turbina o stadi di turbina aggiuntivi, albero secondario o albero più pesante)
- Maggiore ingombro (sezione trasversale \rightarrow posizionamento e resistenza aerodinamica)

Per quanto riguarda invece la scelta del tipo di turbofan (a flussi separati o a flussi associati) e del valore del BPR , in linea di massima si possono distinguere due classi di applicazioni:

- Veicoli commerciali (volo subsonico): interessano bassi consumi e quindi elevati BPR . Vengono considerati sia flussi separati sia flussi associati, con una preferenza per i primi, più leggeri, soprattutto in considerazione dell'interesse per valori di BPR molto elevati (che comportano anche bassi β_f). Nel caso di BPR non molto elevati sono preferiti i turbofan a flussi associati, vantaggiosi per prestazioni assolute e rumore.
- Veicoli militari (caccia, volo supersonico): interessano elevate spinte e la possibilità di aggiungere un postcombustore, quindi si considerano flussi associati con bassi BPR (l'aumento di peso è contenuto rispetto a flussi separati) ed elevati rapporti di compressione del fan (p.es. $\beta_f = 3$).

Domande di verifica

- Qual'è la principale ragione per l'introduzione dei turboreattori a doppio flusso?
- Quali sono le principali tipologie di turbofan? Disegnare lo schema di funzionamento e discutere le differenze tra di essi e rispetto al caso di turbogetto semplice.
- Oltre a mostrare consumi inferiori rispetto al turbogetto semplice il turbofan ha un'altra proprietà molto importante per il suo impiego in ambito civile. Quale?
- Quali sono i parametri aggiuntivi che caratterizzano un turbofan rispetto ad un turbogetto semplice?
- Disegnare il ciclo nel piano T-s per un turbofan a flussi separati nel caso ideale.
- Disegnare il ciclo nel piano T-s per un turbofan a flussi separati nel caso reale. Si mettano in evidenza anche i punti fittizi (ideali) utili per il calcolo del ciclo.
- Scrivere per un turbofan a flussi separati l'equazione di bilancio energetico tra turbine, compressore e fan nel caso in cui ci siano due turbine: una che muove il compressore e un'altra il fan. Si riscriva l'equazione nel caso in cui un'unica turbina muove compressore e fan. In entrambi i casi si consideri il caso più generale (reale, portata di combustibile non trascurabile, c_p diversi in turbina e compressore).

- 6.8** Scrivere l'espressione della spinta di un turbofan a flussi separati a punto fisso e in volo. Si considerano sia il caso in cui gli ugelli siano adattati sia quello in cui non lo siano.
- 6.9** Scrivere l'espressione della spinta specifica di un turbofan a flussi separati a punto fisso. Come varia I_a con BPR se β_c , β_f e $\tau = T_4/T_a$ sono assegnati? Per spiegare tale dipendenza si ricavano le espressioni della velocità nel caso ideale in funzione di c_p , T_a , β_c , β_f , τ e BPR .
- 6.10** Per quali valori del rapporto tra le velocità di getto primario e getto secondario ci si aspetta il minimo di $TSFC$?
- 6.11** Da cosa è limitato il valore massimo di BPR che si può realizzare per un valore assegnato di β_f ? Perché aumenta al diminuire di β_f ?
- 6.12** Come varia $TSFC$ al variare di BPR a punto fisso e con gli altri parametri costanti?
- 6.13** Come varia $TSFC$ al variare di BPR , in volo e con gli altri parametri costanti?
- 6.14** Come varia η_p al variare di BPR , in volo e con gli altri parametri costanti?
- 6.15** Quali sono le principali differenze tra turbofan a flussi associati e a flussi separati?
- 6.16** Quali sono i principali vantaggi e svantaggi dei turbofan a flussi associati rispetto ai turbofan a flussi separati?
- 6.17** Disegnare il ciclo nel piano T-s per un turbofan a flussi associati in volo nel caso ideale.
- 6.18** Disegnare il ciclo nel piano T-s per un turbofan a flussi associati in volo nel caso reale. Si mettano in evidenza anche i punti fittizi (ideali) utili per il calcolo del ciclo.
- 6.19** Qual'è il componente aggiuntivo presente nel turbofan a flussi associati?
- 6.20** La temperatura totale del flusso è maggiore nell'ugello di un turbofan a flussi associati o nell'ugello della corrente principale di un turbofan a flussi separati avente caratteristiche analoghe?
- 6.21** La temperatura totale del flusso è maggiore nell'ugello di un turbofan a flussi associati o nell'ugello della corrente secondaria di un turbofan a flussi separati avente caratteristiche analoghe?
- 6.22** Esprimere il valore della temperatura all'uscita della camera di miscelazione di un turbofan a flussi associati in funzione delle temperature dei flussi primario e secondario che entrano in essa.
- 6.23** Scrivere l'espressione generale della spinta di un turbofan a flussi associati in funzione della portata d'aria primaria, delle condizioni nella sezione di efflusso, e della velocità di volo.
- 6.24** Scrivere l'espressione generale del consumo specifico di un turbofan a flussi associati.
- 6.25** Qual'è il motore più comune negli aerei civili da trasporto subsonici ($M \simeq 0.85$): turbogetto, turbofan a flussi separati o turbofan a flussi associati? Perché?
- 6.26** Ricavare una relazione tra BPR e β_f nel caso di turbofan a flussi associati, che si comporti come ideale a punto fisso.

Esercizi svolti

6.1 Calcolare ciclo e prestazioni di un turbofan a flussi separati aventi le seguenti caratteristiche:

- Quota di volo $z = 11000$ m
- Velocità di volo $M = 0.85$
- Fan: $\beta_f = 1.6$
- Compressore: $\beta_c = 25$
- Temperatura massima in turbina $T_4 = 1420$ K
- Rapporto di bypass $BPR = 8$
- Potere calorifico del combustibile $Q_f = 43.5$ MJ/kg
- Calori specifici costanti: $\gamma = \gamma_a = \gamma_g = 1.4$, $c_p = c_{pa} = c_{pg} = 1004.5$ J/K/kg
- $\eta_d = 0.98$
- $\eta_c = \eta_f = 0.88$
- $\eta_{mf} = \eta_{mc} = \eta_{mt} = 0.99$
- $\eta_b = 0.99$; $\eta_{pb} = 0.95$
- $\eta_t = 0.90$
- $\eta_n = 0.98$
- Portata d'aria complessiva: $\dot{m}_{a,tot} = 576$ kg/s

Si consideri un'unica turbina che fornisce potenza sia al compressore sia al fan e ugello adattato sia per il flusso principale sia per il flusso secondario.

SOLUZIONE

Si disegna innanzitutto lo schema come in Fig. 6.2a e il ciclo come in Fig. 6.3 con la corretta numerazione delle stazioni.

Dalle tabelle per l'aria tipo si ottiene per $z = 11000$ m:

$$p_a = 22.7 \text{ kPa}; \quad T_a = 216.77 \text{ K} \quad \text{e quindi} \quad V = M \sqrt{\gamma_a R_a T_a} = 250.86 \text{ m/s}$$

avendo considerato per l'aria $\gamma_a = 1.4$, $\delta_a = 0.2$ e $R_a = 287$ J/(Kkg).

Si possono calcolare le condizioni a valle della presa d'aria ($\eta_d = 0.98$) come nel turbogetto semplice:

$$T_2 = T_a (1 + \delta_a M^2) = 248.09 \text{ K}$$

$$T_{2'} = T_a + \eta_d (T_2 - T_a) = 247.47 \text{ K}$$

$$p_2 = \left(\frac{T_{2'}}{T_a} \right)^{\frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1}} p_a = 36.09 \text{ kPa}$$

Essendo noti rapporto di compressione e rendimento del fan ($\eta_{af} = 0.88$) si possono calcolare le condizioni nel punto 21 (che è equivalente al punto 13 per la corrente secondaria):

$$p_{21} = p_{13} = \beta_f p_2 = 57.74 \text{ kPa}$$

$$T_{21'} = T_2 \beta_f^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} = 283.75 \text{ K}$$

$$T_{21} = T_{13} = T_2 + \frac{1}{\eta_{af}} (T_{21'} - T_2) = 288.61 \text{ K}$$

A valle del fan le due correnti si dividono. Il flusso principale va nel compressore dove, essendo noti rapporto di compressione e rendimento del compressore ($\eta_{ac} = 0.88$), si ottiene:

$$p_3 = \beta_c p_{21} = 1443.44 \text{ kPa}$$

$$T_{3'} = T_{21} \beta_c^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} = 723.98 \text{ K}$$

$$T_3 = T_{21} + \frac{1}{\eta_{ac}} (T_{3'} - T_{21}) = 783.35 \text{ K}$$

Considerando ancora il flusso principale si ottiene il rapporto combustibile/aria. Infatti, nota la temperatura di fine combustione e i rendimenti in camera di combustione ($\eta_b = 0.99$ e $\eta_{pb} = 0.95$):

$$T_4 = 1420 \text{ K}$$

$$p_4 = \eta_{pb} p_3 = 1371.27 \text{ kPa}$$

$$\alpha c_{pa} T_3 + \eta_b Q_f = (\alpha + 1) c_{pg} T_4 \Rightarrow \alpha = \frac{\eta_b Q_f - c_p T_4}{c_p (T_4 - T_3)} = 65.11 \Rightarrow f = 1/\alpha = 0.0154$$

e dal bilancio energetico turbina-compressore-fan (con $\eta_{mf} = \eta_{mc} = \eta_{mt} = 0.99$, $\eta_{at} = 0.92$):

$$\frac{(1 + BPR)L_f}{\eta_{mf}} + \frac{L_c}{\eta_{mc}} = \eta_{mt}(1 + f)L_t \Rightarrow$$

$$\alpha c_p [(1 + BPR)(T_{21} - T_2) + (T_3 - T_{21})] = \eta_{mc} \eta_{mt} (\alpha + 1) c_p (T_4 - T_5) \Rightarrow T_5 = 556.41 \text{ K}$$

$$T_{5'} = T_4 - (T_4 - T_5)/\eta_t = 481.32 \text{ K} \Rightarrow p_5 = p_4 (T_{5'}/T_4)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 31.09 \text{ kPa}$$

essendo l'ugello del flusso principale adattato ($\eta_{an} = 0.98$) si ottiene:

$$p_9 = p_a = 22.7 \text{ kPa}$$

$$T_{9'} = T_5 \left(\frac{p_9}{p_5} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 508.59 \text{ K}$$

$$T_9 = T_5 - \eta_m (T_5 - T_{9'}) \Rightarrow T_9 = 509.55 \text{ K}$$

$$u_9 = \sqrt{2c_p(T_5 - T_9)} = 306.85 \text{ m/s}$$

Per quanto riguarda il flusso secondario a valle del fan si trova direttamente l'ugello, che, come per il flusso principale, è adattato ed ha rendimento $\eta_{an} = 0.98$:

$$p_{19} = p_a = 22.7 \text{ kPa}$$

$$T_{19'} = T_{13} \left(\frac{p_{19}}{p_{13}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 221.04 \text{ K}$$

$$T_{19} = T_{13} - \eta_n (T_{13} - T_{19'}) \Rightarrow T_{19} = 222.39 \text{ K}$$

$$u_{19} = \sqrt{2c_p(T_{13} - T_{19})} = 364.73 \text{ m/s}$$

Si possono quindi calcolare le prestazioni:

$$\text{Portata d'aria principale: } \dot{m}_{a1} = \dot{m}_{a,tot}/(1 + BPR) = 64 \text{ kg/s}$$

$$\text{Spinta: } F = \dot{m}_{a1}[(1 + f)u_9 - V] + \dot{m}_{a1}BPR(u_{19} - V) = 62.19 \text{ kN}$$

$$\text{Spinta specifica: } F/\dot{m}_{a,tot} = 107.97 \text{ m/s}$$

$$\text{Consumo specifico: } TSFC = f/(F/\dot{m}_{a1}) = 0.057 \text{ (kg/h)/N}$$

$$\text{Potenza disponibile: } P_{av} = \dot{m}_{a1} f Q_f = 42.79 \text{ MW}$$

$$\text{Potenza del getto: } P_j = \dot{m}_{a1} [(1 + f)u_9^2 + BPRu_{19}^2 - (1 + BPR)V^2] = 18.99 \text{ MW}$$

$$\text{Potenza propulsiva: } P_p = FV = 15.6 \text{ MW}$$

$$\text{Rendimento termico: } \eta_{th} = \frac{P_j}{P_{av}} = 0.444$$

$$\text{Rendimento propulsivo: } \eta_p = \frac{P_p}{P_j} = 0.821$$

$$\text{Rendimento globale: } \eta_o = \eta_{th} \eta_p = 0.365$$

6.2 Calcolare ciclo e prestazioni di un turbofan a flussi associati aventi le seguenti caratteristiche:

- Quota di volo $z = 10000 \text{ m}$
- Velocità di volo $M = 1.8$
- Fan: $\beta_f = 1.8$
- Compressore: $\beta_c = 5$
- Temperatura massima in turbina $T_4 = 1400 \text{ K}$
- Potere calorifico del combustibile $Q_f = 43.5 \text{ MJ/kg}$
- Calori specifici c_p e rapporto $\gamma = c_p/c_v$:
 - Flusso freddo $\gamma_a = 1.40$, $c_{pa} = 1004.5 \text{ J/K/kg}$
 - Flusso caldo $\gamma_g = 1.34$, $c_{pg} = 1130.2 \text{ J/K/kg}$
 - Flussi miscelati $\gamma_g = 1.34$, $c_{pg} = 1130.2 \text{ J/K/kg}$
- $\eta_a = 0.96$
- $\eta_c = \eta_f = 0.85$
- $\eta_{mf} = \eta_{mc} = \eta_{mt} = \eta_b = \eta_{pb} = 1.00$

- $\eta_t = 0.90$
- $\eta_h = 0.99$
- Portata d'aria complessiva: $\dot{m}_{a,tot} = 576 \text{ kg/s}$

Si consideri un'unica turbina che fornisce potenza sia al compressore sia al fan e ugello adattato. Si calcoli la portata d'aria e di combustibile elaborate dal propulsore necessarie per fornire spinta pari a 50000 N.

SOLUZIONE

Si disegna innanzitutto lo schema come in Fig. 6.7a e il ciclo come in Fig. 6.8 (in cui si aggiunge anche la parte relativa alla presa d'aria) con la corretta numerazione delle stazioni.

Dalle tabelle per l'aria tipo si ottiene per $z = 10000 \text{ m}$:

$$p_a = 26.5 \text{ kPa}; \quad T_a = 223.25 \text{ K} \quad \text{e quindi} \quad V = M \sqrt{\gamma_a R_a T_a} = 539.1 \text{ m/s}$$

avendo considerato per l'aria $\gamma_a = 1.4$, $\delta_a = 0.2$ e $R_a = 287 \text{ J/(Kkg)}$.

Si possono calcolare le condizioni a valle della presa d'aria ($\eta_d = 0.96$) come nel turbogetto semplice:

$$\begin{aligned} T_2 &= T_a (1 + \delta_a M^2) = 367.92 \text{ K} \\ T_2' &= T_a + \eta_d (T_2 - T_a) = 362.13 \text{ K} \\ p_2 &= \left(\frac{T_2'}{T_a} \right)^{\frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1}} p_a = 144.05 \text{ kPa} \end{aligned}$$

Essendo noti rapporto di compressione e rendimento del fan ($\eta_{faf} = 0.85$) si possono calcolare le condizioni nel punto 21 (che è equivalente al punto 13 per la corrente secondaria):

$$\begin{aligned} p_{21} &= p_{13} = \beta f p_2 = 259.3 \text{ kPa} \\ T_{21'} &= T_2 \beta f^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} = 435.2 \text{ K} \\ T_{21} &= T_{13} = T_2 + \frac{1}{\eta_{faf}} (T_{21'} - T_2) = 447.1 \text{ K} \end{aligned}$$

A valle del fan le due correnti si dividono. Il flusso principale va nel compressore dove, essendo noti rapporto di compressione e rendimento del compressore ($\eta_{ac} = 0.85$), si ottiene:

$$\begin{aligned} p_3 &= \beta_c p_{21} = 1296.4 \text{ kPa} \\ T_3 &= T_{21} \beta_c^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} = 708.1 \text{ K} \\ T_3 &= T_{21} + \frac{1}{\eta_{ac}} (T_3' - T_{21}) = 754.1 \text{ K} \end{aligned}$$

Considerando ancora il flusso principale si ottiene il rapporto combustibile/aria. Infatti, nota la temperatura di fine combustione e i rendimenti in camera di combustione ($\eta_b = \eta_{pb} = 1.00$):

$$\begin{aligned} T_4 &= 1400 \text{ K} \\ p_4 &= \eta_{pb} p_3 = p_3 = 1296.4 \text{ kPa} \\ c_{pa} T_3 + f \eta_b Q_f &= (1 + f) c_{pg} T_4 \quad \Rightarrow \quad f = \frac{c_{pg} T_4 - c_{pa} T_3}{\eta_b Q_f - c_{pg} T_4} = 0.01968 \end{aligned}$$



Nel caso del turbofan a flussi associati le condizioni a valle della turbina (e quindi il lavoro che viene estratto dalla turbina) sono noti essendo nota $p_5 = p_{21}$ e $\eta_t = 0.9$:

$$p_5 = p_{21} = p_{13} = 259.3 \text{ kPa}$$

$$T_{5'} = T_4 \left(\frac{p_5}{p_4} \right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} = 930.63 \text{ K}$$

$$T_5 = T_4 - \eta_{td} (T_4 - T_{5'}) = 977.57 \text{ K}$$

Essendo noto il lavoro massico fornito dalla turbina si può calcolare il BPR dal bilancio energetico turbina-compressore-fan (con $\eta_{mf} = \eta_{mc} = \eta_{mt} = 1.00$):

$$\begin{aligned} (1 + BPR) L_f + \frac{L_c}{\eta_{mc}} &= \eta_{mt} (1 + f) L_t \Rightarrow \\ c_{pa} [(1 + BPR)(T_{21} - T_2) + (T_3 - T_{21})] &= (1 + f) c_{pg} (T_4 - T_5) \Rightarrow BPR = 1.2435 \text{ K} \end{aligned}$$

Le condizioni a valle della camera di miscelazione possono essere calcolate considerando che $p_6 = p_5 = p_{13}$ e dal bilancio entalpico (si ricorda di fare attenzione ai diversi valori specifici, indicati nei dati, che caratterizzano il gas nelle tre diverse condizioni: i due flussi a monte della camera di miscelazione e il flusso risultante a valle della camera di miscelazione):

$$\begin{aligned} p_6 = p_5 = p_{13} &= 259.3 \text{ kPa} \\ (1 + f) c_{pg} T_5 + BPR c_{pa} T_{13} &= (1 + f + BPR) c_{pg} T_6 \Rightarrow T_6 = 658.76 \text{ K} \end{aligned}$$

essendo l'ugello adattato ($\eta_{em} = 0.99$) si ottiene:

$$p_9 = p_a = 26.5 \text{ kPa}$$

$$u_9 = \sqrt{2 \eta_h c_{pg} T_6 \left[1 - \left(\frac{p_9}{p_6} \right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} \right]} = 804.81 \text{ m/s}$$

Si possono quindi calcolare le prestazioni ($\dot{m}_{a,tot} = \dot{m}_{a1} + \dot{m}_{a2}$ e $\dot{m}_{a2} = BPR \dot{m}_{a1}$):

$$\text{Spinta specifica: } F/\dot{m}_{a,tot} = (1 + f) u_9 - V = 281.54 \text{ m/s}$$

$$\text{Consumo specifico: } TSFC = f/(F/\dot{m}_{a1}) = 0.112 \text{ (kg/h)/N}$$

$$\text{Rendimento termico: } \eta_{th} = \frac{(1 + f + BPR) u_9^2 - (1 + BPR) V^2}{2f Q_f} = 0.475$$

$$\text{Rendimento propulsivo: } \eta_p = \frac{2FV/\dot{m}_{a1}}{(1 + f + BPR) u_9^2 - (1 + BPR) V^2} = 0.836$$

$$\text{Rendimento propulsivo (formula approssimata): } \eta_p = 2V/(u_9 + V) = 0.802$$

$$\text{Rendimento globale: } \eta_o = \eta_{th} \eta_p = 0.397$$

$$\text{Spinta: } F = \dot{m}_{a1} [(1 + f) u_9 - V] + \dot{m}_{a2} BPR (u_{19} - V) = 62.19 \text{ kN}$$

$$\text{Portata d'aria totale: } \dot{m}_{a,tot} = F/(F/\dot{m}_{a,tot}) = 177.59 \text{ kg/s}$$

$$\text{Portata d'aria principale: } \dot{m}_{a1} = \dot{m}_{a,tot}/(1 + BPR) = 79.16 \text{ kg/s}$$

$$\text{Portata di combustibile: } \dot{m}_f = \dot{m}_{a1} f = 1.56 \text{ kg/s}$$

Esercizi Proposti

6.3 Confrontare le prestazioni di un turbogetto semplice e un turbofan a flussi separati aventi le seguenti caratteristiche.

- Quota di volo $z = 10000$ m
- Velocità di volo $M = 0.8$
- Compressore turbogetto: $\beta_c = 18$
- Fan: $\beta_f = 2$
- Compressore turbofan: $\beta_c = 9$ ($\beta_{c,tot} = \beta_f \beta_c = 18$)
- Temperatura massima in turbina $T_4 = 1500$ K
- Rapporto di bypass turbofan $BPR = 5$
- Potere calorifico del combustibile $Q_f = 43.5$ MJ/kg
- Calori specifici costanti: $\gamma = 1.4, c_p = 1004.5$ J/K/kg

- $\eta_a = 0.97$
- $\eta_c = \eta_f = 0.85$
- $\eta_{mc} = \eta_{mt} = \eta_b = \eta_{pb} = 1.00$
- $\eta_t = 0.90$
- $\eta_n = 0.98$
- Ugelli adattati

- I motori hanno lo stesso generatore di gas e $\dot{m}_{a1} = \dot{m}_{a,TJ} = 50$ kg/s

6.4 Determinare il rapporto di bypass di un turbofan a flussi associati avente le seguenti caratteristiche in condizioni di progetto:

- Quota di volo $z = 10000$ m
- Velocità di volo $M = 1.8$
- Fan: $\beta_f = 1.8$
- Compressore: $\beta_c = 5$
- Temperatura massima in turbina $T_4 = 1400$ K
- Potere calorifico del combustibile $Q_f = 43.5$ MJ/kg
- Calori specifici costanti: $\gamma = 1.4, c_p = 1004.5$ J/K/kg
- $\eta_a = 0.96$
- $\eta_c = \eta_f = 0.85$
- $\eta_{mc} = \eta_{mt} = \eta_b = \eta_{pb} = 1.00$
- $\eta_t = 0.90$

6.5 Un turbofan a flussi associati opera a punto fisso con ugello convergente adattato e saturato. Si calcoli il rapporto di bypass e la portata di combustibile necessaria per ottenere la spinta $F = 29000$ N, essendo note le seguenti caratteristiche:

- Rapporto di compressione del compressore $\beta_c = 12$
- Temperatura massima in turbina $T_4 = 1550$ K
- Potere calorifico del combustibile $Q_f = 45$ MJ/kg
- Calori specifici costanti: $\gamma = 1.4, c_p = 1004.5$ J/K/kg
- $\eta_c = \eta_f = 0.85$

- $\eta_{mc} = \eta_{mt} = \eta_b = \eta_{pb} = 1.00$
- $\eta_n = 0.98$
- $\eta_t = 0.90$

6.6 Si calcoli il rapporto tra la spinta ottenuta dal propulsore dell'esercizio precedente e quella ottenuta da un propulsore identico ad esso (stesso rapporto di bypass, stesso rapporto di compressione del fan, ...) tranne che per il fatto che i flussi primario e secondario rimangono separati (ciascuno con ugello adattato).

6.7 Si calcolino il ciclo e le prestazioni di un propulsore turbofan a flussi associati che opera nelle seguenti condizioni:

- Quota di volo $z = 8000$ m
- Numero di Mach di volo $M = 0.9$
- Rapporto di compressione del fan $\beta_f = 3$
- Rapporto di compressione del compressore $\beta_c = 8$
- Rapporto aria/combustibile $\alpha = 50$
- Potere calorifico del combustibile $Q_f = 45$ MJ/kg
- Per l'aria: $\gamma_a = 1.4, c_{pa} = 1004.5$ J/K/kg
- Per la miscela aria gas combusti: $\gamma_g = 1.34, c_{pg} = 1130.2$ J/K/kg
- $\eta_a = 0.97$
- $\eta_c = \eta_f = 0.85$
- $\eta_{mc} = \eta_{mt} = \eta_b = \eta_{pb} = 1.00$
- $\eta_t = 0.90$
- $\eta_n = 0.98$
- Ugello adattato

Risultati

6.3 R.

	Turbogetto	Turbofan
f	0.02076	0.02052
F (N)	39704	58694
$TSFC$ (kg/h/N)	0.094	0.063
η_{th}	54.7%	45.0%
η_p	38.5%	69.9%
η_o	21.1%	31.5%

6.4 R. $BPR = 1.0789$

6.5 R. Si può calcolare β_f notando che l'ugello è saturato e adattato quindi si può calcolare il rapporto T_9/T_6 e, attraverso η_n , il rapporto T_9/T_6 e quindi p_9/p_6 . Si nota allora che $p_9 = p_a$ (adattato) e $p_6 = p_{13}$ (flussi associati) ...
 $BPR = 3.125; \dot{m}_f = 0.303$ kg/s

6.6 R. $F_{ass}/F_{sep} = 1.034$

6.7 R. $BPR = 1.005; I_a = 423.1$ m/s; $TSFC = 0.085$ kg/h/N; $\eta_p = 58.6\%; \eta_{th} = 44.5\%; \eta_o = 26.1\%$.

Bibliografia

[1] D. G. Shepherd. *Aerospace Propulsion*. Elsevier, New York, USA, 1972.