

# 40 Propulsione aerospaziale

- Prerequisiti**
- Conoscere il comportamento di ugelli e diffusori.
  - Conoscere le proprietà totali o di ristagno.
  - Conoscere le trasformazioni dei gas perfetti.

## 40.1 Definizioni e classificazione

Tutti i metodi conosciuti che possono essere utilizzati nella propulsione di un veicolo in un mezzo fluido oppure nello spazio sono soggetti alla legge di reazione di Newton. In questo senso l'elica di un aeroplano, l'elica di una nave e la propulsione a getto di aeroplani e battelli sono esempi di applicazione del principio di reazione alla propulsione di veicoli che si muovono in un fluido. In questi esempi l'applicazione del principio di reazione comporta la generazione di una forza, la *spinta*, prodotta dall'aumento del flusso della quantità di moto del *fluido propulsivo*, il fluido cioè che viene utilizzato per la propulsione.

La *Figura 40.1* rappresenta schematicamente il meccanismo di azione di un'elica ideale caratterizzato da  $v_0$ , velocità posseduta dal fluido a monte dell'elica<sup>40.1</sup>, ed  $\dot{m}_a$  portata di aria atmosferica, che viene accelerata dalla depressione causata dalla rotazione delle pale dell'elica da sinistra verso destra ed esce con velocità maggiore  $v_e$ . Parallelamente si genera la spinta  $F$ <sup>40.2</sup>, che è sempre diretta lungo l'asse ma con verso opposto (da destra verso sinistra) rispetto a quello della corrente d'aria. Il flusso della quantità di moto uscente è  $\dot{m}_a v_e$ , mentre quello della quantità di moto entrante è  $\dot{m}_a v_0$ ; la variazione del flusso della quan-

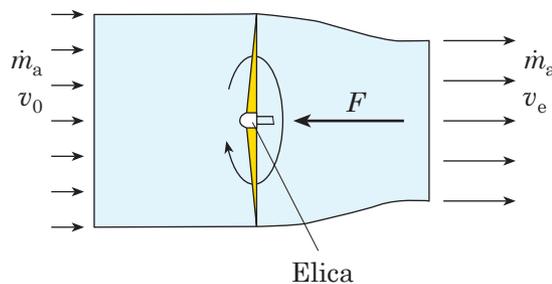


Fig. 40.1 - Moto dell'aria attraverso le pale dell'elica.

**40.1** - A proposito della velocità  $v_0$  posseduta dal fluido a monte dell'elica, è bene precisare che si sta considerando il fluido in moto permanente e che solo grazie a tale ipotesi è possibile ragionare in termini di velocità relative: elica ferma e fluido in movimento. La  $v_0$ , infine, coincide con la velocità del velivolo solo se la sezione considerata si trova all'infinito a monte (fluido indisturbato).

**40.2** - Sia la velocità che la spinta sono dei vettori e vanno quindi definiti in modulo, direzione e verso. Nella presente Unità si assume che velocità e spinta siano dirette lungo l'asse del mezzo mobile e abbiano verso opposto. Per semplicità non si fa uso della notazione vettoriale.

tità di moto, rappresentata dalla differenza  $\dot{m}_a v_e - \dot{m}_a v_0 = \dot{m}_a (v_e - v_0)$ , genera la spinta  $F$  che fa avanzare l'aeroplano. L'elica può essere azionata, nel caso di aeroplani da turismo, da un motore alternativo ad accensione comandata (*motoelica*) oppure, per potenze meno modeste, da una turbina a gas (*turboelica*).

Invece di essere prodotta dal flusso attorno a un'elica, la spinta, nella propulsione a getto (*jet propulsion*), viene generata da un fluido propulsivo, che viene eiettato attraverso un *ugello*, con velocità elevata, sotto forma di uno o più getti. In astratto non vi sono limiti sia al tipo di materia, chiamato il *propellente*, per generare il getto ad alta velocità sia alle macchine necessarie per produrre il *getto propulsivo*. La scelta del propellente migliore e del motore più adatto è dettata dalla missione specifica del veicolo. Ad esempio, nel caso della propulsione a getto di un battello, chiamata *propulsione idraulica a getto*, il getto propulsivo è formato da acqua.

In pratica soltanto due tipi di getti propulsivi si sono fino a ora affermati nella propulsione di veicoli all'interno dell'atmosfera oppure nello spazio:

- a) per la propulsione all'interno dell'atmosfera terrestre si usa un getto formato dall'espansione di un gas altamente riscaldato e compresso contenente aria atmosferica. In questo tipo di motore, chiamato **esoreattore**<sup>40.3</sup> (*air-breathing engine*, cioè motore che respira aria), la spinta viene generata prelevando e accelerando aria che si trova nell'ambiente esterno al veicolo. L'esoreattore si suddivide in *autoreattore* e in *turbogetto* (o *turboreattore*) e quest'ultimo, a sua volta, in *turbogetto (a) semplice (flusso)* e in *turbogetto a doppio flusso*.
- b) per la propulsione sia all'interno come al di fuori dell'atmosfera terrestre viene utilizzato un getto non contenente aria atmosferica. La spinta di questo motore, chiamato **endoreattore** o **razzo** (*rocket*) viene prodotta eiettando un propellente che viene interamente trasportato a bordo del veicolo<sup>40.3</sup>.

## 40.2 Turboelica

Si tratta dell'accoppiamento tra un'elica (il propulsore) e un impianto a turbina a gas (il motore) che fornisce la potenza all'elica. È in grado di fornire un rapporto potenza/massa più favorevole di quello del motore ad accensione comandata e viene impiegato su aeroplani da trasporto merci o passeggeri per velocità non molto elevate (< 140 m/s) e su molti elicotteri. La turbina a gas (*Figura 40.2*) è naturalmente a ciclo aperto e funziona con rapporto di pressione compreso tra 6 e 14. Di solito il motore è bialbero e meno frequentemente mono-

**40.3** - L'esoreattore si suddivide in termoreattore chimico quando il riscaldamento dell'aria atmosferica viene realizzato attraverso la combustione di un combustibile e in termoreattore nucleare, quando il calore viene fornito da una sorgente di energia nucleare. Quest'ultimo rappresenta, almeno per ora, solo un'ipotesi di lavoro, ma non una realizzazione; in questa Unità verrà perciò esaminato il solo reattore chimico. In base alla forma di energia impiegata per raggiungere la velocità desiderata del getto, l'endoreattore può essere chimico oppure nucleare oppure infine elettrico. In questa Unità verrà esaminato solo l'endoreattore chimico in quanto gli altri due tipi vanno al di fuori degli obiettivi di questa trattazione.

albero. A causa della differenza tra la velocità di rotazione dell'elica e quella della turbina a gas, tra asse elica e asse turbina esiste un riduttore con un rapporto di riduzione compreso, a seconda delle realizzazioni, tra 10 e 20. La camera di combustione è di solito anulare. La presa dinamica, che raccoglie l'aria e la convoglia fino al compressore, ha la funzione di diffusore: trasforma in energia di pressione l'energia cinetica posseduta dall'aria che entra. L'aria non entra nella presa d'aria con velocità pari a quella di volo del velivolo, ma subisce un rallentamento prima ancora dell'ingresso a causa dei disturbi aerodinamici del velivolo che, in moto subsonico, si propagano a monte del velivolo stesso.



Fig. 40.2-a - Turboelica (Garrett TPE331).

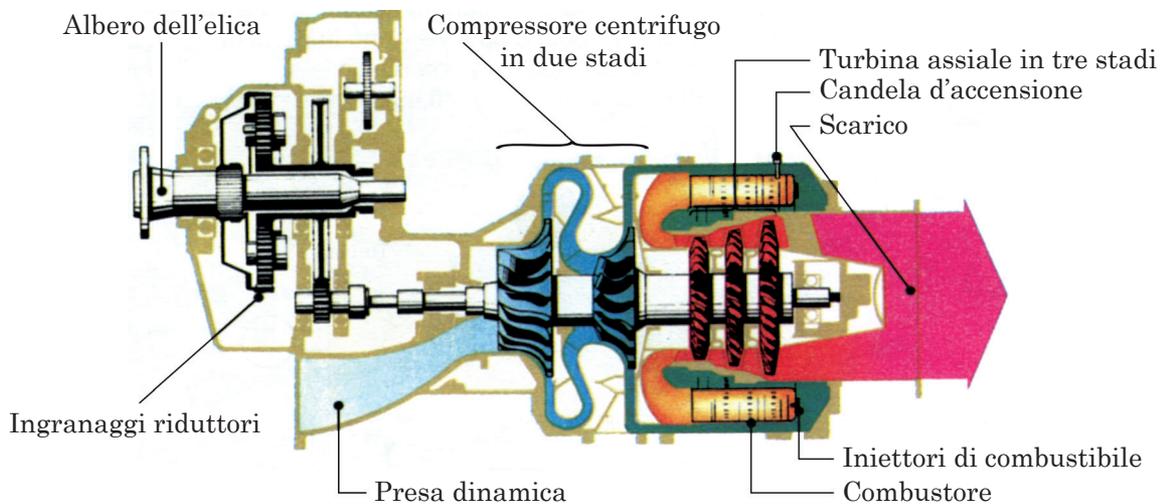


Fig. 40.2-b - Schema del turboelica.

La spinta non è prodotta esclusivamente dall'elica: una certa percentuale della spinta complessiva è da imputare all'espansione e all'accelerazione dei gas nell'ugello della turbina. Da qui nasce la problematica più complessa legata al funzionamento delle turboeliche, che consiste nel definire proprio il rapporto ottimale (dal punto di vista del rendimento globale) tra i due contributi alla spinta. Tale rapporto può essere fatto variare agendo sull'entità

del salto entalpico a cavallo della turbina che trascina il compressore (distinta in generale dalla turbina che trascina l'elica). Da questo punto di vista la turboelica può essere considerata come una forma particolare del propulsore a doppio flusso che verrà descritto nel *Paragrafo 40.3.3*.

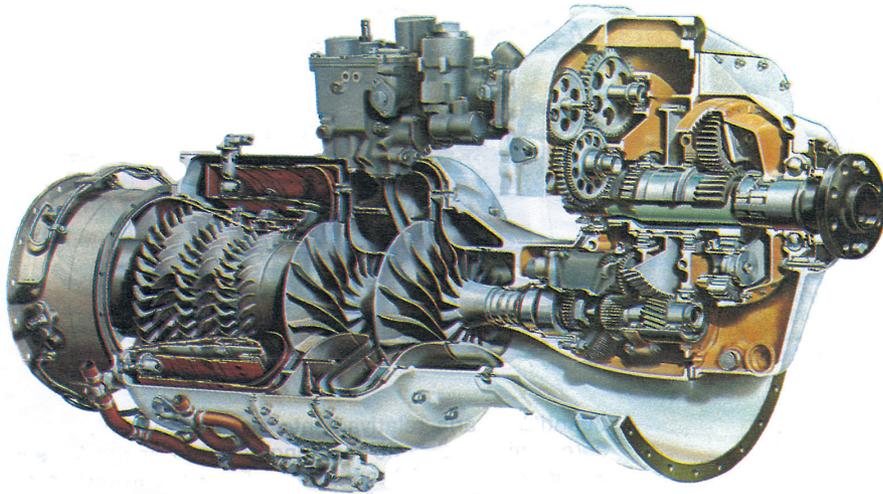


Fig. 40.2-c - Spaccato del motore.

## 40.3 Esoreattori

### 40.3.1 Autoreattori

La *Figura 40.3-a* presenta lo schema di base di un **autoreattore** o statoreattore (*ramjet*) in grado di spingere un aeromobile a velocità di volo supersonica. Esso è composto da tre componenti principali: un sistema di diffusione, consistente in un diffusore supersonico seguito da un diffusore subsonico ( $0 \Rightarrow 1$ ), una camera di combustione ( $1 \Rightarrow 2$ ) e un ugello di scarico ( $2 \Rightarrow 3$ ). Negli autoreattori più semplici, fatta eccezione per le apparecchiature di controllo, il motore non ha parti in movimento; tuttavia nella fase di accelerazione e per poter funzionare a velocità di volo diverse è necessario disporre di un diffusore e di un sistema di scarico con geometria variabile.

La corrente di aria supersonica viene decelerata nel diffusore supersonico fino alla velocità del suono che viene raggiunta in corrispondenza della sezione di ingresso del diffusore subsonico; questa decelerazione è accompagnata dalla formazione di onde d'urto e da un aumento della pressione dell'aria. Nel diffusore subsonico la velocità dell'aria viene ulteriormente ridotta fino a raggiungere un numero di Mach  $M \approx 0,2$  (questo valore è dettato dalla necessità di mantenere una combustione stabile nella camera di combustione) e nello stesso tempo si cerca di raggiungere il rapporto di pressione  $p_1/p_0$  più elevato possibile (*Figura 40.3-b*). Nella camera di combustione ( $1 \Rightarrow 2$ ) il combustibile iniettato, di solito kerosene, determina un aumento di temperatura tale da arrivare a circa 2400 K. Infine nell'ugello ( $2 \Rightarrow 3$ ) ha luogo l'espansione del gas combusto con una velocità del gas all'uscita pari a  $v_e$ .

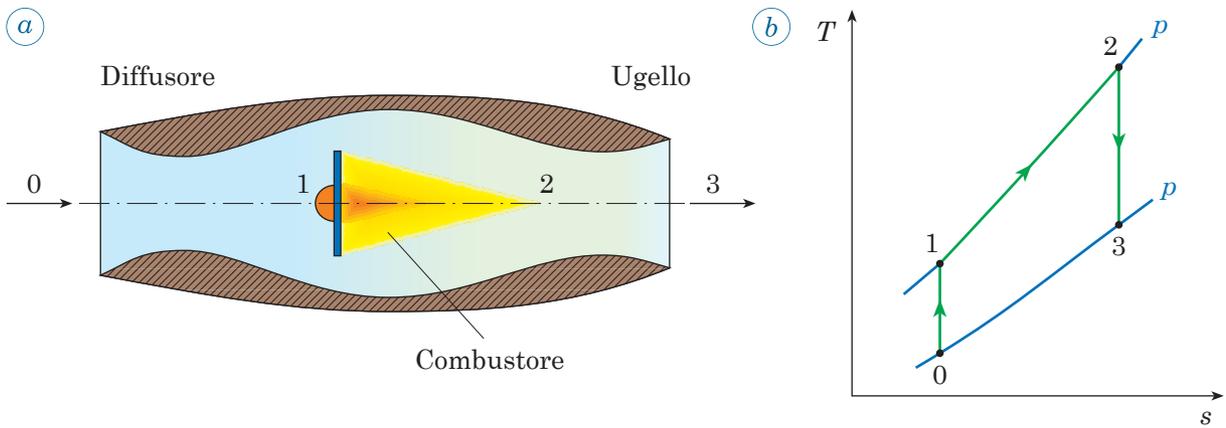


Fig. 40.3 - Schema (a) e ciclo ideale (b) di un autoretore.

Il processo in realtà si discosta abbastanza da quello ideale soprattutto nella compressione che, a causa della presenza delle onde d'urto, è lontano dall'essere isentropico e per la caduta di pressione all'interno della camera di combustione. In particolare la formazione di onde d'urto causa una caduta di pressione totale e un aumento della pressione statica, aumento che può addirittura prevalere sulla diminuzione dovuta alle normali perdite di carico; è così possibile che, nel piano  $T$ - $s$ , la pressione statica di fine diffusione reale sia superiore a quella ideale.

Il vantaggio principale di questo sistema è quello di non avere parti in movimento, mentre il limite fondamentale, non ancora raggiunto, è quello di dover richiedere un sistema di lancio in quanto l'aeromobile si deve già trovare a una velocità di volo molto elevata per fare avvenire la compressione nel diffusore e quindi consentire l'avviamento dell'autoretore. Si possono immaginare dei trasporti commerciali supersonici, che, nelle fasi di decollo, ascensione, discesa e atterraggio, impiegherebbero dei turbogetti per passare poi all'autoretore per il volo di crociera supersonico a quote elevate<sup>40.4</sup>.

### 40.3.2 Turbogetto semplice

Nel campo di velocità di volo superiori a 140 m/s, non più raggiungibili con il turboelica (Paragrafo 40.2), il **turbogetto** (*turbojet*) domina sia le applicazioni militari, nella versione di turboretore semplice nel campo di velocità prossime e superiori a quelle del suono, e

**40.4** - Una variante dell'autoretore può essere considerato il pulsoretore, costituito da una presa dinamica, una schiera di valvole a lamelle di non ritorno, una camera di combustione e l'ugello di scarico. All'inizio le valvole sono aperte; l'aria penetra in camera di combustione, dove, miscelandosi con il combustibile, esplose; l'aumento di pressione, causato dall'esplosione, fa chiudere le valvole a lamelle e allo stesso tempo determina l'espansione del gas combusto allo scarico con generazione della spinta; l'espansione del gas fa diminuire la pressione in camera di combustione tanto da far riaprire le valvole di non ritorno; arriva nuova aria fresca e il ciclo ricomincia. I difetti principali di questa macchina, che ha attualmente solo un valore storico (è stata la V1 utilizzata dai tedeschi nel 1944 come aereo bomba), sono le valvole di non ritorno che hanno una durata estremamente breve e le prestazioni, soprattutto in termine di rendimento, piuttosto scadenti.

le applicazioni civili, nella versione di turboreattore a doppio flusso con velocità dell'aeromobile inferiori a quelle del suono ma superiori a quelle del turboelica.

Il **turbogetto** (*turbojet*) a *semplice* flusso è essenzialmente un impianto a turbina a gas in cui il lavoro prodotto dalla turbina serve solo per azionare il compressore. L'aria atmosferica (*Figura 40.4*) viene prima compressa in parte nel diffusore ( $0 \Rightarrow 1$ ) e poi subisce una compressione molto più alta nel compressore ( $1 \Rightarrow 2$ ) con valori finali del rapporto di compressione che possono arrivare anche a 15. L'aria compressa passa nella camera di combustione, di solito anulare, dove ( $2 \Rightarrow 3$ ), attraverso la combustione del combustibile iniettato, riceve il calore sufficiente per subire una prima espansione in turbina ( $3 \Rightarrow 4$ ) e quindi una seconda espansione nell'ugello di scarico ( $4 \Rightarrow 5$ ) dove, essendo accelerata ad alta velocità, genera la spinta (*Figura 40.5*).

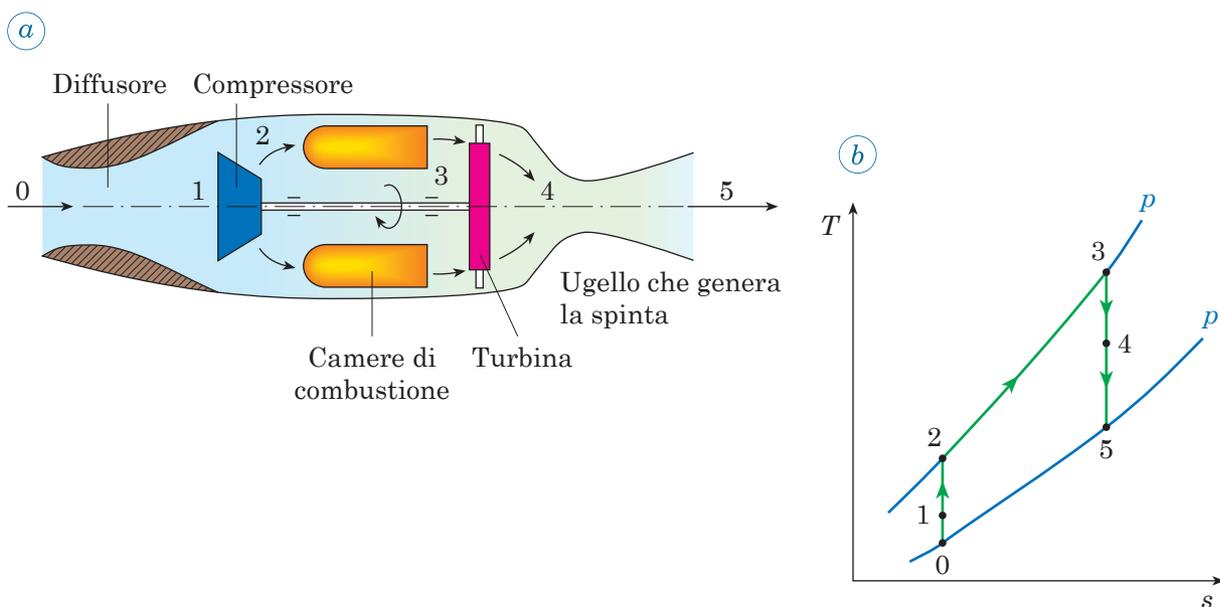
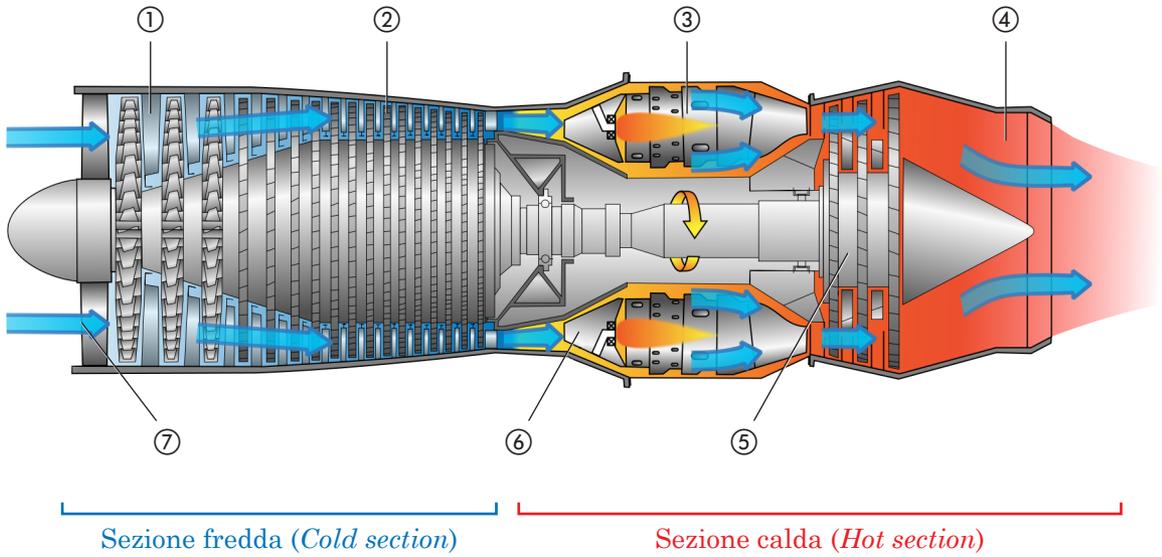


Fig. 40.4 - Schema (a) e ciclo ideale (b) di un turbogetto.

Al decollo, oppure durante manovre di emergenza in battaglia, il turboreattore può avere problemi a causa di un valore insufficiente della spinta; in questo caso si interviene con un postcombustore (*Figura 40.6*) che, iniettando combustibile nei gas di scarico ancora ricchi di ossigeno, porta la temperatura a valori molto alti ( $\approx 2100$  K). Si fa cioè avvenire un riscaldamento ripetuto dei gas di scarico con il risultato di poter utilizzare un'ulteriore espansione, che, sia pure a spese di un massiccio aumento del consumo di combustibile (fino al 100%), è in grado di far aumentare la velocità del getto e quindi la spinta di circa il 35% al decollo e del 60% in emergenza.

All'aumentare della velocità dell'aeromobile, la compressione che si può realizzare nel diffusore aumenta rapidamente; si può ritenere che, a un numero di Mach di volo pari a circa 2,5, il solo diffusore è sufficiente a realizzare la compressione voluta e il turboreattore può essere sostituito dall'autoreattore.



- |                              |   |
|------------------------------|---|
| 1 Aspirazione (Intake)       | 5 Turbina (Turbine)                           |
| 2 Compressione (Compression) | 6 Camere di combustione (Combustion chambers) |
| 3 Combustione (Combustion)   | 7 Ingresso aria (Air inlet)                   |
| 4 Scarico (Exhaust)          |   |

Fig. 40.5 - Schema del turbogetto semplice [<http://www.youtube.com/watch?v=MUXP3PCDRTE>].

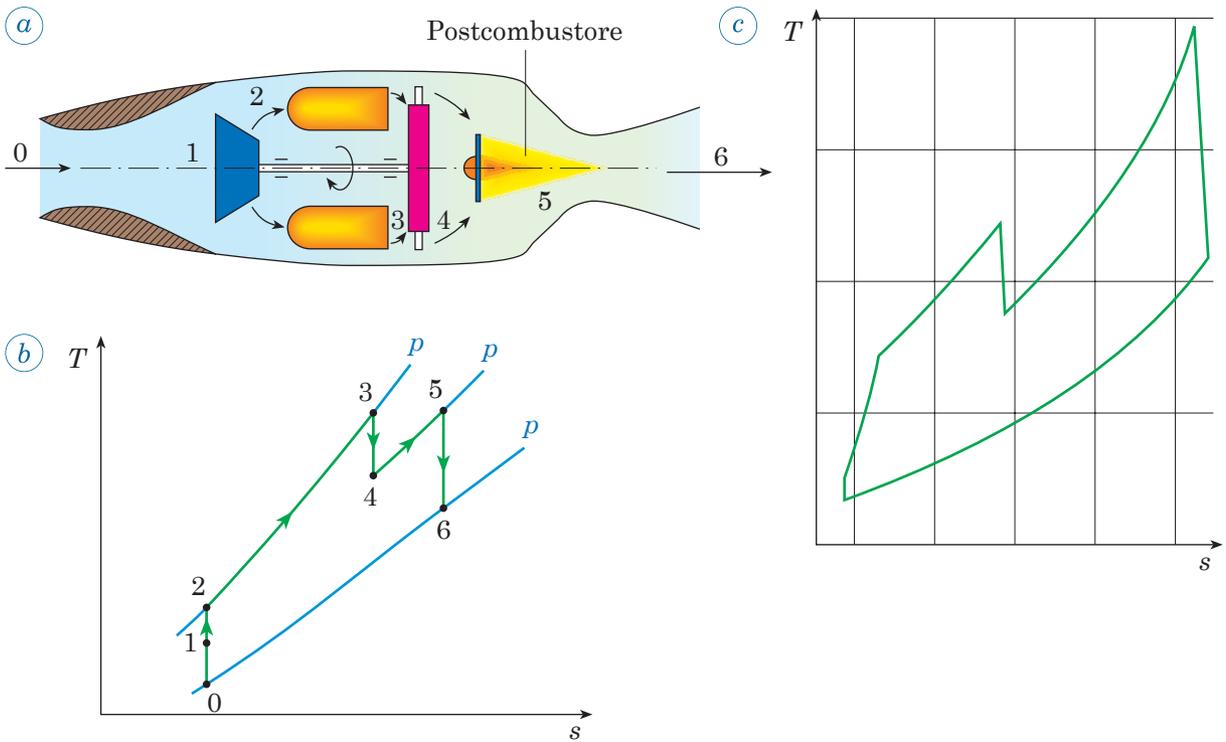


Fig. 40.6 - Schema (a), ciclo ideale (b) e ciclo reale (c) di un turbogetto con postcombustore.

### 40.3.3 Turbogetti a doppio flusso

I sistemi di propulsione basati sull'elica vanno bene fino a  $M \approx 0,6$ , numero di Mach in corrispondenza del quale l'elica diventa inefficiente; questi motori derivano la loro spinta attraverso l'accelerazione di quantità di aria relativamente elevate a velocità piuttosto modeste. Al contrario aeroplani che devono raggiungere alte velocità (prossime o superiori a quelle del suono) devono utilizzare come propulsore il turbogetto semplice che genera la spinta accelerando quantità di aria relativamente piccole a velocità molto più elevate; questo tipo di motore viene prevalentemente utilizzato nelle applicazioni militari, applicazioni per cui non esiste la preoccupazione di raggiungere un basso consumo specifico di combustibile. Occorre sottolineare il concetto che imprimere piccole accelerazioni a grosse portate ha come effetto una riduzione del consumo rispetto al caso in cui vengano smaltite piccole portate con alte velocità di efflusso.

Il **turbogetto a doppio flusso** (*turbofan*) rappresenta una soluzione di compromesso tra turboelica e turboreattore semplice nel senso che una ventola (*fan*) convoglia una portata d'aria allo scarico. Delle due turbine, una di bassa pressione e l'altra di alta pressione, una comanda il compressore che, con rapporti di compressione che possono arrivare fino al valore di 25, manda l'aria compressa in camera di combustione, mentre l'altra comanda la ventola.

Si possono distinguere due configurazioni fondamentali:

1. *turbogetto a doppio flusso a flussi associati* (generalmente chiamato *turbogetto a by-pass*) della *Figura 40.7-a* in cui l'aria entrante, dopo una prima compressione, si suddivide in due flussi, uno che segue l'usuale percorso del turbogetto, mentre l'altro viene convogliato direttamente allo scarico della turbina dove viene miscelato ai gas combusti. In tal modo viene diminuita la temperatura di inizio dell'espansione nell'ugello di scarico e di conseguenza viene realizzata una velocità dei gas all'uscita più bassa di quella del turbogetto semplice;
2. *turbogetto a doppio flusso a flussi separati* (chiamato semplicemente *turbogetto a doppio flusso*) in cui, oltre al flusso usuale del turbogetto che viene fatto espandere nell'apposito effusore di scarico, viene generato un secondo flusso d'aria che, captato nella stessa presa d'aria del motore con la ventola posta anteriormente (*Figura 40.7-b*) o in una presa dinamica diversa con la ventola situata posteriormente (*Figura 40.7-c*), viene compressa e quindi viene fatta espandere in un apposito effusore senza miscelarsi con i gas combusti.

La spinta di un turbogetto a doppio flusso viene ottenuta come risultato di una maggiore portata di gas (aria della ventola + gas combusti provenienti dalla turbina), che esce con una velocità più bassa di quella del turbogetto semplice.

Variando il *rapporto di by-pass BPR* (*by-pass ratio*), tra la portata di aria di by-pass generata dalla ventola e quella dei gas combusti, si ottiene il valore desiderato di spinta in funzione del particolare tipo di utilizzo dell'aeroplano. Indicativamente il rapporto di by-pass è compreso tra 1,5 e 4, ma possono venire raggiunti valori ancora maggiori; a parità di tutte le altre condizioni ed entro un determinato intervallo, un maggior valore del rapporto di by-pass permette di ridurre il consumo di combustibile e quindi di aumentare il rendimento. Oltre che agendo sul rapporto di by-pass, nel doppio flusso a flussi separati è possibile ottimizzare il funzionamento agendo anche sul rapporto di compressione della portata fredda, intervento non possibile nel doppio flusso a flussi associati.

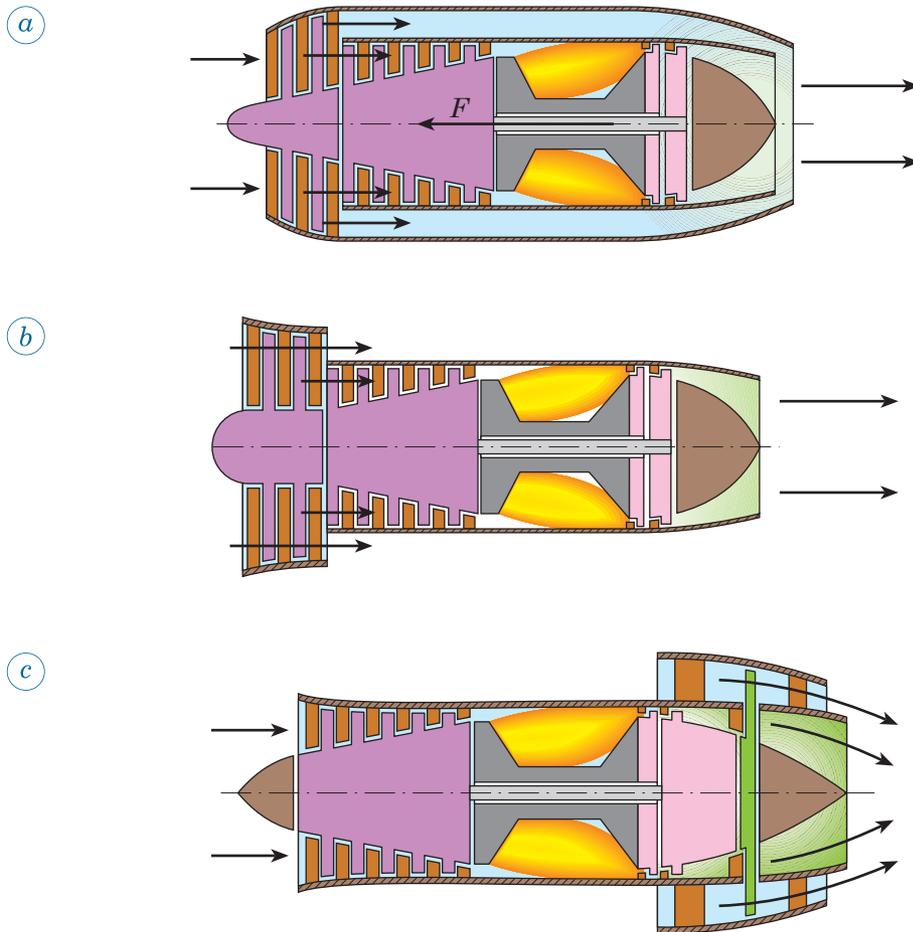
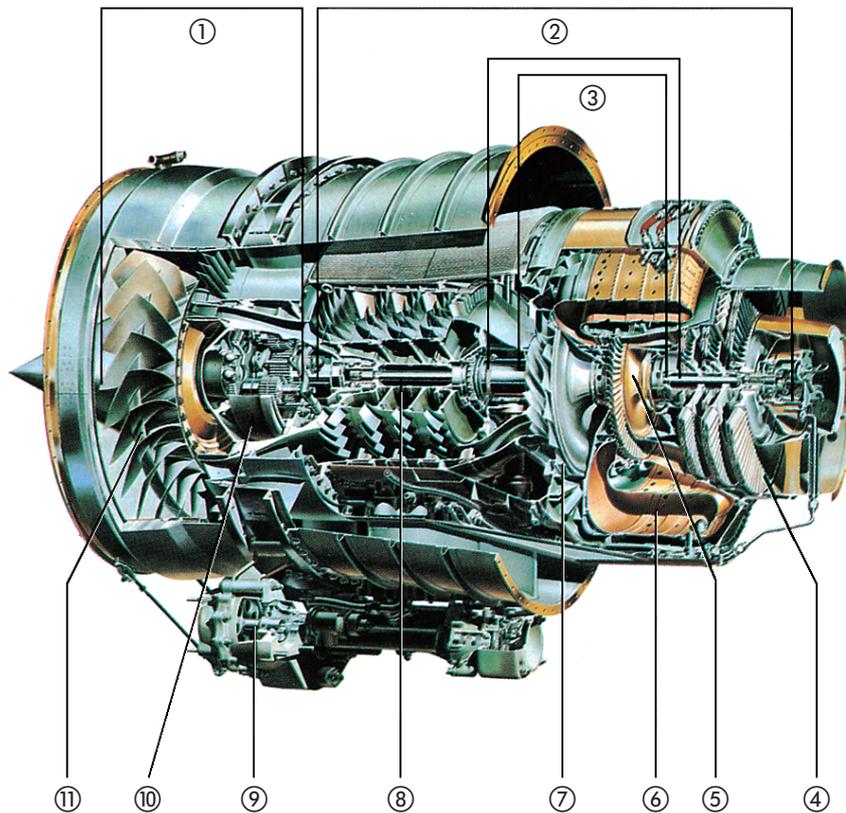


Fig. 40.7 - Diverse disposizioni di turbogetti a doppio flusso per voli subsonici:

- a) turbogetto a doppio flusso a flussi associati;
- b) turbogetto a doppio flusso a flussi separati con ventola anteriore;
- c) turbogetto a doppio flusso a flussi separati con ventola posteriore.

Applicazioni del doppio flusso riguardano (*Figura 40.8*):

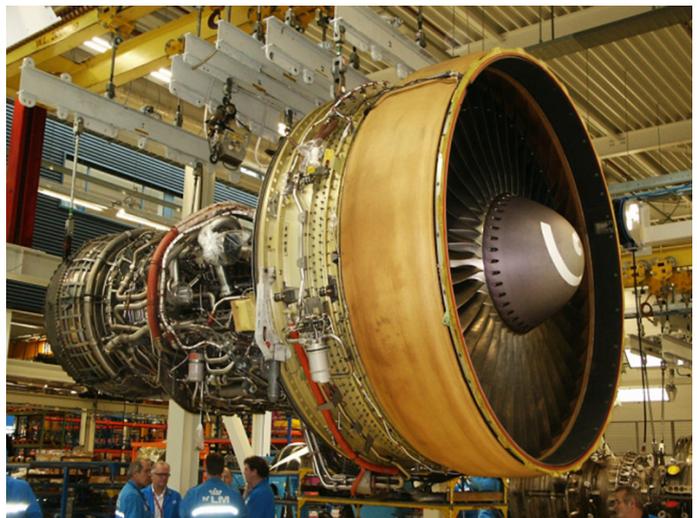
1. Velivoli militari: in alternativa al turbogetto semplice, si usa, sia pure raramente, il doppio flusso a flussi associati, più compatto e con prestazioni leggermente superiori, di qualche punto percentuale, rispetto al doppio flusso a flussi separati.
2. Velivoli civili: essendo qui l'obiettivo primario quello della riduzione del consumo specifico di combustibile, non si usa quasi mai il turbogetto semplice, ma il doppio flusso con un consumo che, a pari prestazioni, è circa  $3/4$  di quello del turbogetto semplice. La soluzione a doppio flusso a flussi separati viene preferita rispetto a quella a flussi associati perché di più semplice architettura. Un altro vantaggio del turbogetto a doppio flusso rispetto al turbogetto semplice è la riduzione del rumore provocato dal getto a causa della riduzione della velocità del getto. Il rumore del getto infatti aumenta grosso modo con l'ottava potenza della velocità del getto.



- |  |   |
|--|---|
| 1 Sezione di comando della ventola           | 7 Compressore di alta pressione a stadio singolo  |
| 2 Collegamento di bassa pressione            | 8 Compressore di bassa pressione in quattro stadi |
| 3 Collegamento di alta pressione             | 9 Prese di moto per ausiliari                     |
| 4 Turbina di bassa pressione in tre stadi    | 10 Riduttore per l'azionamento della ventola      |
| 5 Turbina di alta pressione a stadio singolo | 11 Ventola a stadio singolo                       |
| 6 Combustore anulare a flusso rovesciato     |   |

Fig. 40.8-a - Turbogetto a doppio flusso Garrett TFE731.

Fig. 40.8-b - Turbogetto a doppio flusso ad alto rapporto di bypass *BPR* (*high-bypass turbofan engine*) General Electric C6. Alto *BPR* significa che questo rapporto è uguale o superiore a 5. Oltre a una notevole riduzione del consumo di combustibile, questi motori sono caratterizzati da un rumore molto più basso di quello del turbogetto semplice [<http://www.youtube.com/watch?v=OLc3x9-s0Eo>].



## 40.4 Endoreattori chimici

Tutti gli **endoreattori** (o razzi) **chimici** (Figura 40.9) hanno due caratteristiche comuni:

1. utilizzano la reazione chimica in una camera di combustione (o camera di spinta) per generare gas ad alta pressione e alta temperatura all'ingresso di un ugello convergente-divergente;
2. il gas caldo propellente si espande nel fluire attraverso l'ugello e il processo di espansione converte una parte dell'energia termica, rilasciata dalla reazione chimica, in energia cinetica associata con il getto che viene scaricato a velocità estremamente elevata.



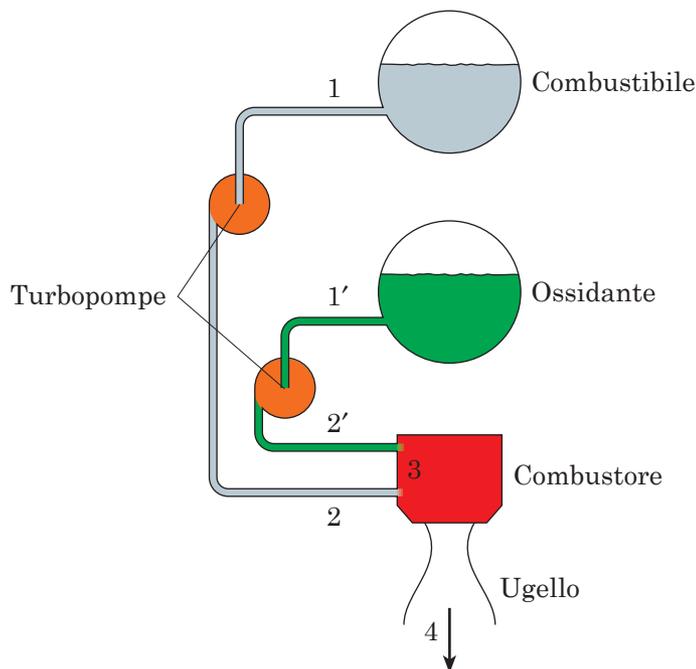
Fig. 40.9 - Il motore principale della navicella *Space Shuttle* provato al banco  
[\[http://www.youtube.com/watch?v=hb7mXMyr7aQ\]](http://www.youtube.com/watch?v=hb7mXMyr7aQ).

Gli endoreattori possono essere raggruppati in funzione del tipo di propellente. Si parla allora di *endoreattore chimico*:

- a) *bipropellente liquido* quando i propellenti sono due, l'ossidante (ad esempio ossigeno) e il combustibile (ad esempio idrogeno), e vengono iniettati separatamente;
- b) *monopropellente liquido* quando il propellente è un liquido solo, che può essere costituito da un solo composto che sviluppa calore decomponendosi (ad esempio isopropilnitrate) oppure costituito da una miscela di un combustibile e di un ossidante;
- c) *propellente solido* quando il propellente è un solido (nella quasi totalità dei casi, miscela preformata di combustibile e comburente) che viene immagazzinato direttamente all'interno della camera di combustione (il motore è in tal caso estremamente semplice);

d) *propellente ibrido* liquido e solido, che unisce le peculiarità dei due gruppi: l'affidabilità degli endoreattori a propellente solido e le alte prestazioni, in termini di impulso specifico (Paragrafo 40.6), di quelli a propellente liquido.

a)



b)

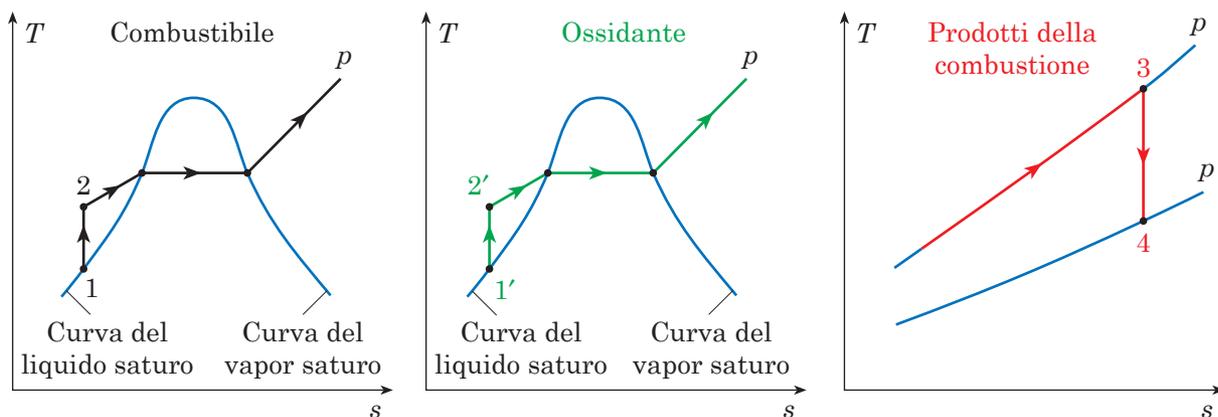


Fig. 40.10 - Endoreattore chimico bipropellente:

a) schema;

b) rappresentazione del processo sul piano  $T$ - $s$  per combustibile, ossidante e prodotti della combustione.

La *Figura 40.10* mostra uno schema di un endoreattore chimico bipropellente. Si tratta essenzialmente di un ciclo Rankine aperto, in cui la turbina è stata sostituita dall'ugello

convergente-divergente dell'endoreattore. Nella rappresentazione estremamente idealizzata di *Figura 40.10*, le turbopompe inviano il combustibile e l'ossidante alla camera di combustione dove questi reagiscono chimicamente per produrre gas ad altissima pressione e temperatura, che si espandono nell'ugello, generando la spinta.

Ad eccezione dei casi in cui il tempo di operazione dell'endoreattore sia brevissimo oppure la temperatura della camera di combustione sia molto bassa, occorre proteggere le pareti interne del motore. Quando l'endoreattore è di prestazioni modeste viene comunemente impiegato il *raffreddamento per ablazione*, che consiste nel ricoprire le superfici interne della camera di combustione con un materiale solido; questo passa direttamente allo stato di vapore, sottraendo così il calore di sublimazione e lasciando poi uno strato di materiale carbonizzato che si comporta come un materiale isolante ad alta temperatura. Nel caso di endoreattori di elevate prestazioni e che devono funzionare per tempi relativamente lunghi, si impiega il *raffreddamento rigenerativo*: uno dei propellenti viene fatto circolare lungo le pareti prima di essere iniettato nel motore.

## 40.5 Spinta

Si consideri un turbogetto semplice che si muove, insieme al velivolo a cui fornisce la spinta, con velocità costante  $v_0$ . Poiché l'obiettivo è quello di descrivere quello che avviene nel motore, questo sistema può essere studiato immaginando che il turbogetto rimanga fermo e che in una sezione all'infinito a monte del motore (o comunque sufficientemente lontana dal velivolo da poter considerare la corrente indisturbata) sia presente una corrente avente la velocità costante  $v_0$  uguale alla velocità di volo del velivolo (*Figura 40.11*).

I gas combusti escono dall'ugello con velocità media  $v_e$ , orientata secondo la direzione di moto dell'aeroplano e valutata relativamente alle pareti del sistema di propulsione. All'ingresso del turbogetto entra la portata di aria  $\dot{m}_a$ , mentre all'uscita escono i gas combusti la cui portata  $\dot{m}_a + \dot{m}_f$  è la somma della portata di aria entrante  $\dot{m}_a$  più la portata del combustibile iniettato  $\dot{m}_f$ . Si fa l'ipotesi che le condizioni di funzionamento del motore rimangono inoltre inalterate al variare del tempo (moto stazionario).

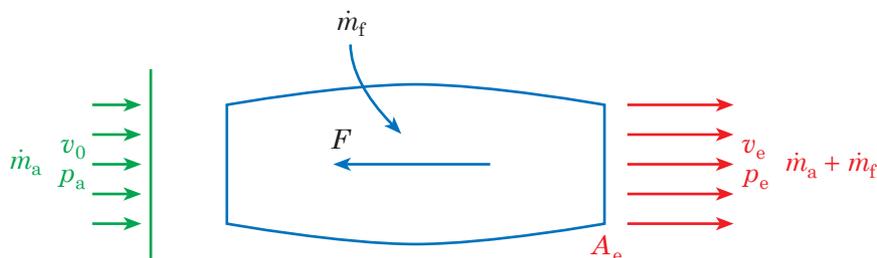


Fig. 40.11 - Sistema di propulsione: il turboreattore viene immaginato fermo e investito da una corrente d'aria di velocità costante  $v_0$  (in modulo) valutata in una sezione all'infinito a monte del motore o comunque sufficientemente lontana dal velivolo da poter considerare la corrente indisturbata. Oltre a velocità, pressioni e portate, è riportata anche l'area  $A_e$  della sezione di efflusso.

L'unica forza esterna che agisce sul sistema è la **spinta** (*thrust*)  $F$  generata dall'accelerazione impressa all'aria nell'attraversare il turbogetto; la spinta è data dalla differenza tra il flusso della quantità di moto uscente  $(\dot{m}_a + \dot{m}_f)v_e$  e il flusso della quantità di moto entrante  $\dot{m}_a v_0$ :

$$F = (\dot{m}_a + \dot{m}_f)v_e - \dot{m}_a v_0 \quad \mathbf{40-1}$$

Spinta (N)	Flusso di quantità di moto uscite ((kg/s)·(m/s) = N)	Flusso di quantità di moto entrante ((kg/s)·(m/s) = N)
---------------	---	---

Se il gas non si espande nell'ugello fino alla pressione  $p_a$  esistente nell'ambiente ma nella sezione  $A_e$  di efflusso dall'ugello vi sia una pressione  $p_e$  diversa dalla pressione ambiente  $p_a$  (è il caso di un turbogetto in cui non venga adattata la geometria dell'ugello di scarico alla più bassa pressione che esiste in quota), occorre tener conto della forza originata dalla differenza di pressione:

$$F = (\dot{m}_a + \dot{m}_f)v_e - \dot{m}_a v_0 + A_e(p_e - p_a) \quad \mathbf{40-1'}$$

Nel caso del turbogetto semplice si può trascurare nella portata dei gas combusti emessa dal getto il contributo della portata del combustibile  $\dot{m}_f$ ; infatti la portata di aria, che viene spillata dalla portata principale per raffreddare i cuscinetti e il disco della turbina, è equivalente a quella del combustibile e quindi allo scarico bisognerebbe detrarre una portata pari a quella del combustibile. Posto allora  $\dot{m}_f = 0$  nella **40-1**, la spinta  $F$  di un turbogetto semplice diviene:

$$F = \dot{m}_a(v_e - v_0) \quad \ll \text{turbogetto} \gg \quad \mathbf{40-2}$$

Nel caso dell'endoreattore, tutta la massa di propellente viene trasportata e quindi la portata di aria è nulla ( $\dot{m}_a = 0$ ). Indicata ancora con  $\dot{m}_f$  la portata in massa del propellente (questa volta però  $\dot{m}_f$  indica la miscela di combustibile e comburente del propellente solido oppure il combustibile e l'ossidante nel caso di un bipropellente liquido), la spinta **40-1** si riduce a:

$$F = \dot{m}_f v_e \quad \ll \text{endoreattore} \gg \quad \mathbf{40-3}$$

## /// 40.6 Impulso specifico

Il rapporto tra la spinta e la massa di propellente emessa nell'unità di tempo prende il nome di **impulso specifico** (*specific impulse*)  $I_{sp}$  e viene misurato in N/(kg/s) oppure in m/s<sup>40.5</sup>. Nel caso dell'endoreattore il propellente è tutta la massa trasportata e quindi l'impulso specifico è (**40-3**):

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_f} = v_e \quad \ll \text{endoreattore} \gg \quad \mathbf{40-4}$$

**40.5** - Ricordando la definizione (*Paragrafo 1.12*) di newton [ $N = \text{kg} \cdot \text{m/s}^2$ ], si ha:

$$\frac{N}{\text{kg/s}} = \frac{\text{kg} \cdot \text{m/s}^2}{\text{kg/s}} = \text{m/s}$$

Potendosi trascurare la portata di combustibile, nel caso dell'esoreattore l'impulso specifico è quello relativo alla portata di aria, chiamato *spinta specifica*  $I_a$ . Come la spinta (40-2), la spinta specifica del turbogetto semplice è proporzionale alla variazione della velocità del flusso:

$$I_a = \frac{F}{\dot{m}_a} \quad \ll \text{esoreattore} \gg \quad 40-5 \qquad I_a = v_e - v_0 \quad \ll \text{turbogetto} \gg \quad 40-5'$$

Molto spesso nella pratica l'impulso specifico viene riferito al peso anziché alla massa dividendo per il valore dell'accelerazione di gravità  $g_0$  valutata al livello del mare (quota zero); l'impulso specifico risulta allora espresso in secondi:

$$\frac{I_{sp}}{g_0} = \frac{I_{sp} \text{ N/(kg/s)}}{9,81 \text{ m/s}^2} = \frac{I_{sp} \text{ (kg}\cdot\text{m)/s}^2\text{/(kg/s)}}{9,81 \text{ m/s}^2} = \frac{I_{sp}}{9,81} [\text{s}] \quad 40-4'$$

## 40.7 Potenze

La potenza disponibile (*available power*)  $P_{\text{disp}}$  per i propulsori che sfruttano l'energia chimica del combustibile come sorgente è pari alla somma di due termini: il primo è il prodotto della portata in massa del combustibile (esoreattore) o del propellente (endoreattore) per la sua energia massica, il secondo è il prodotto della portata in massa del combustibile o del propellente  $\dot{m}_f$  per l'energia cinetica  $v_0^2/2$  posseduta per il fatto di essere trasportato a bordo del veicolo con la velocità  $v_0$ . Questo secondo termine è trascurabile rispetto al primo nel caso degli esoreattori, mentre potrebbe non esserlo nel caso degli endoreattori. Indicata con  $q$  l'energia massica fornita bruciando la portata in massa del combustibile  $\dot{m}_f$  (è il potere calorifico inferiore *LHV* nel caso dell'esoreattore oppure è l'energia fornita dalla combustione dell'unità di massa del propellente nel caso dell'endoreattore), la potenza disponibile è data dal prodotto della portata in massa  $\dot{m}_f$  di combustibile/propellente per l'energia  $q$ :

$$P_{\text{disp}} = \dot{m}_f q \quad 40-6$$

Non tutta la potenza disponibile viene utilizzata per accelerare il fluido propulsivo in modo da generare la potenza del getto che dà luogo alla spinta: vi sono delle perdite dovute al rendimento del ciclo termodinamico con cui opera il motore termico, rappresentato dall'esoreattore oppure dall'endoreattore, e delle altre perdite dovute al fatto che non tutta la potenza fornita dal ciclo viene trasformata in potenza propulsiva. La potenza, che alla fine del processo il motore riesce a conferire al fluido propulsivo, corrisponde alla variazione dell'energia cinetica nell'unità di tempo e si indica come potenza del getto  $P_{\text{jet}}$ . Una parte di questa viene trasformata nella potenza propulsiva  $P_{\text{prop}}$  utile nel moto a velocità costante (tipico dell'esoreattore ma difficilmente applicabile al caso dell'endoreattore la cui funzione è quella di accelerare il carico portato dal razzo) e una parte inutilizzata ai fini propulsivi (*unavailable power*)  $P_{\text{inutil}}$ :

$$P_{\text{jet}} = P_{\text{prop}} + P_{\text{inutil}} \quad 40-7$$

La potenza propulsiva (o di spinta)  $P_{\text{prop}}$  è data dal prodotto della spinta per la velocità di volo; questa potenza si applica bene al caso dell'esoreattore dove la spinta viene eserci-

tata per volare a velocità costante  $v_0$  e meno bene al caso dell'endoreattore la cui funzione è quella di accelerare un carico utile ad alta velocità:

$$P_{\text{prop}} = Fv_0 \quad \mathbf{40-8}$$

La potenza inutilizzata è rappresentata dalla portata in massa del fluido propulsivo  $(\dot{m}_a + \dot{m}_f)$  per l'energia cinetica residua del getto  $(v_e - v_0)^2/2$ . Al solito consideriamo per l'esoreattore, come il turbogetto, la sola portata d'aria  $\dot{m}_a$ , mentre per l'endoreattore la portata in massa è quella del propellente  $\dot{m}_f$ .

$$P_{\text{inutil}} = \frac{1}{2} \dot{m}_a (v_e - v_0)^2 \ll \text{esoreattore} \gg \quad \mathbf{40-9} \quad P_{\text{inutil}} = \frac{1}{2} \dot{m}_f (v_e - v_0)^2 \ll \text{endoreattore} \gg \quad \mathbf{40-9'}$$

Sulla base delle equazioni precedenti e ricordando in particolare la **40-1**, la potenza del getto si calcola come somma della potenza propulsiva e della potenza inutilizzata (per semplicità, non vengono riportati i passaggi):

$$P_{\text{jet}} = \frac{1}{2} \dot{m}_a (v_e^2 - v_0^2) \ll \text{esoreattore} \gg \quad P_{\text{jet}} = \frac{1}{2} \dot{m}_f (v_e^2 + v_0^2) \ll \text{endoreattore} \gg \quad \mathbf{40-7'}$$

## 40.8 Rendimenti

Il rendimento termico  $\eta_{\text{th}}$  rappresenta l'efficienza con la quale il motore termico converte l'energia chimica in energia utilizzabile ai fini propulsivi. È una misura dell'efficienza termodinamica del motore ed è definito come rapporto tra la potenza del getto  $P_{\text{jet}}$  che esce dal motore (nell'ipotesi di trascurare attriti e rendimenti di componenti intermedi utilizzati per accelerare il flusso) e la potenza disponibile  $P_{\text{disp}}$  data dalla **40-6**:

$$\eta_{\text{th}} = \frac{P_{\text{jet}}}{P_{\text{disp}}} \quad \mathbf{40-10}$$

Ma non tutta l'energia fornita dal fluido propulsivo viene utilizzata come spinta poiché, come si è visto, una parte si ritrova come energia cinetica residua del getto e quindi inutilizzata. La misura dell'efficienza con la quale la potenza del getto viene trasformata in potenza propulsiva è il rendimento propulsivo (*propulsive efficiency*)  $\eta_{\text{prop}}$ , definito come rapporto tra potenza propulsiva  $P_{\text{prop}}$  e potenza del getto  $P_{\text{jet}}$ :

$$\eta_{\text{prop}} = \frac{\text{potenza propulsiva}}{\text{potenza del getto}} = \frac{P_{\text{prop}}}{P_{\text{jet}}} \quad \mathbf{40-11}$$

Facendo questo rapporto rispettivamente per l'esoreattore (trascurando al solito la portata combustibile) e per l'endoreattore e avendo indicato con  $v = v_0/v_e$  il rapporto tra velocità di volo e velocità di efflusso, si ottiene:

$$\eta_{\text{prop}} = \frac{2v}{1+v} \quad \ll \text{esoreattore} \gg \quad \mathbf{40-12}$$

$$\eta_{\text{prop}} = \frac{2v}{1+v^2} \quad \ll \text{endoreattore} \gg \quad \mathbf{40-13}$$

Infine il rendimento globale (*overall efficiency*)  $\eta_g$  è un indice del rendimento totale del sistema e cioè dell'efficienza con la quale la potenza disponibile  $P_{\text{disp}}$  viene trasformata in potenza propulsiva  $P_{\text{prop}}$ . È perciò il rapporto tra potenza propulsiva e potenza immessa con il combustibile (esoreattore) o con il propellente (endoreattore) in grado di sviluppare l'energia massica  $q$  ed è uguale al prodotto dei due rendimenti termico  $\eta_{\text{th}}$  e propulsivo  $\eta_{\text{prop}}$ :

$$\eta_g = \frac{P_{\text{prop}}}{P_{\text{disp}}} \quad 40-14$$

$$\eta_g = \eta_{\text{th}} \eta_{\text{prop}} \quad 40-15$$

Nel caso dell'esoreattore il rendimento globale  $\eta_g$  è compreso tra 0,10 e 0,25. Di seguito vengono riportati valori indicativi di altri rendimenti presenti nel sistema di propulsione dell'esoreattore:

- rendimento interno del compressore  $\eta_c = 0,85$
- rendimento dell'ugello  $\eta_u = 0,92$
- rendimento interno della turbina  $\eta_t = 0,90$
- rendimento del combustore  $\eta_b = 0,96$ .
- rendimento del diffusore  $\eta_d = 0,90$

## 40.9 Consumo specifico

Nel caso della propulsione a getto si preferisce riferire il consumo specifico alla spinta anziché alla potenza in quanto quest'ultima (40-7) è troppo legata alla velocità di volo  $v_0$  e non può quindi essere utilizzata per caratterizzare la qualità del propulsore e le condizioni di impiego. Al contrario la spinta è del tutto indipendente dalla velocità, come nel caso degli endoreattori (40-3), oppure è poco dipendente, come nel caso dei turbogetti (40-2). Il *consumo specifico di combustibile della spinta* (*thrust specific fuel consumption*)  $Tsfc$  [(g/s)/kN oppure (kg/s)/MN] è dato dal rapporto tra la portata in massa di combustibile  $\dot{m}_f$  [g/s oppure kg/s] e la spinta  $F$  [kN oppure MN]:

$$Tsfc = \frac{\dot{m}_f}{F} \quad 40-16$$

Il consumo specifico riferito alla spinta è il reciproco dell'impulso specifico (40-4). Esso viene usato soprattutto nel caso degli esoreattori, mentre per gli endoreattori si preferisce impiegare l'impulso specifico misurato in secondi (40-4'). Essendo (40-6)  $P_{\text{disp}} = \dot{m}_f LHV$  e (40-8)  $P_{\text{prop}} = Fv_0$ , la 40-14 si può scrivere  $\eta_g = P_{\text{prop}}/P_{\text{disp}} = (Fv_0)/(\dot{m}_f LHV) \Rightarrow \dot{m}_f = (Fv_0)/(\eta_g LHV)$ . Sostituendo nella 40-16, il consumo specifico della spinta nel caso dell'esoreattore può essere espresso in funzione del rendimento globale  $\eta_g$  e del potere calorifico inferiore  $LHV$  del combustibile:

$$Tsfc = \frac{v_0}{\eta_g \cdot LHV} \quad 40-17$$

Potrebbe sembrare che il consumo specifico sia tanto minore quanto più bassa è la velocità di volo  $v_0$ ; in realtà a denominatore compare il rendimento globale, anch'esso dipendente dalla velocità di volo.

### Esempio 40.1 Spinta, potenze e rendimenti di un turbogetto

La portata di kerosene  $\dot{m}_f = 0,98 \text{ kg/s}$ , con un rapporto aria/combustibile  $A/F = 45 \text{ kg di aria/kg di combustibile}$ , alimenta il turbogetto di un aeroplano. La velocità di efflusso del getto è  $v_e = 616 \text{ m/s}$ , mentre la velocità di volo è  $v_0 = 253 \text{ m/s}$ . Determinare:

- spinta  $F$ , spinta specifica  $I_a$  e consumo specifico della spinta  $Tsfc$ ;
- potenza propulsiva  $P_{prop}$ , potenza inutilizzata  $P_{inutil}$  e potenza del getto  $P_{jet}$ ;
- rendimento propulsivo  $\eta_{prop}$ , rendimento termico  $\eta_{th}$  e rendimento globale  $\eta_g$ .

### SOLUZIONE

- a) Noti portata di combustibile e rapporto aria/combustibile si calcola la portata d'aria (32-13) e quindi la spinta (40-2), la spinta specifica (40-5') e il consumo specifico della spinta (40-16).

$$A/F = \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_f} \Rightarrow \dot{m}_a = \dot{m}_f \cdot A/F = 0,98 \text{ kg/s} \times 45 = 44,1 \text{ kg/s}$$

$$F = \dot{m}_a (v_e - v_0) = 44,1 \text{ kg/s} \times (616 - 253) \text{ m/s} = 16.008 \text{ N} = 16 \text{ kN} \quad \blacktriangleleft$$

$$I_a = \frac{F}{\dot{m}_a} = \frac{16 \text{ kN}}{44,1 \text{ kg/s}} = 362,8 \text{ N/(kg/s)} \quad \blacktriangleleft$$

$$Tsfc = \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{0,98 \text{ kg/s}}{0,016 \text{ MN}} = 6,125 \frac{\text{kg/s}}{\text{MN}} = 6,125 \frac{\text{g/s}}{\text{kN}} \quad \blacktriangleleft$$

- b) Le tre potenze che caratterizzano il propulsore si calcolano con le 40-8, 40-9 e 40-7.

$$P_{prop} = Fv_0 = 16 \text{ kN} \times 253 \text{ m/s} = 4048 \text{ kW} = 4,05 \text{ MW} \quad \blacktriangleleft$$

$$P_{inutil} = \frac{1}{2} \dot{m}_a (v_e - v_0)^2 = \frac{1}{2} 44,1 \text{ kg/s} (616 \text{ m/s} - 253 \text{ m/s})^2 = 2.905.506 \text{ W} = 2,90 \text{ MW} \quad \blacktriangleleft$$

$$P_{jet} = P_{prop} + P_{inutil} = 4,05 \text{ MN} + 2,90 \text{ MN} = 6,95 \text{ MW} \quad \blacktriangleleft$$

- c) I rendimenti si calcolano con le **40-12**, **40-10** e **40-14**, mentre il potere calorifico inferiore del kerosene si legge sulla *Tabella A.8*:  $LHV = 43,5 \text{ MJ/kg}$ ; inoltre, il rapporto tra velocità di volo e velocità di efflusso è  $v = v_0/v_e = (253 \text{ m/s})/(616 \text{ m/s}) = 0,41$ .

$$\eta_{\text{prop}} = \frac{2v}{1+v} = \frac{2 \times 0,41}{1+0,41} = 0,58 \quad \blacktriangleleft$$

$$\eta_{\text{th}} = \frac{P_{\text{jet}}}{P_{\text{disp}}} = \frac{P_{\text{jet}}}{\dot{m}_f \cdot LHV} = \frac{6,95 \text{ MW}}{0,98 \text{ kg/s} \times 43,5 \text{ MJ/kg}} = 0,163 \quad \blacktriangleleft$$

$$\eta_g = \frac{P_{\text{prop}}}{P_{\text{disp}}} = \frac{P_{\text{prop}}}{\dot{m}_f \cdot LHV} = \frac{4,05 \text{ MW}}{0,98 \text{ kg/s} \times 43,5 \text{ MJ/kg}} = 0,095 \quad \blacktriangleleft$$

### Esempio 40.2 Spinta e consumo di un turbogetto a doppio flusso

Un turbogetto a doppio flusso a flussi separati viene alimentato con la portata di kerosene  $\dot{m}_f = 0,98 \text{ kg/s}$ . La velocità di efflusso del getto di gas combusti è  $v_e = 307 \text{ m/s}$ . A valle della ventola (*fan*), il flusso principale con la portata  $\dot{m}_{a1}$  va nel compressore e quindi nel combustore dove brucia con un rapporto aria/combustibile  $A/F = 65 \text{ kg}$  di aria/kg di combustibile, mentre il flusso secondario con la portata  $\dot{m}_{a2}$  sospinta dalla ventola viene eiettata attraverso l'ugello anulare convergente con la velocità  $v_V = 365 \text{ m/s}$ . Il rapporto di by-pass tra la portata d'aria trattata dalla ventola e quella dei gas combusti è  $BPR = 8$ . La velocità di volo dell'aeroplano è  $v_0 = 251 \text{ m/s}$ . Determinare:

- portata d'aria principale  $\dot{m}_a$  trattata nel combustore e la portata d'aria totale  $\dot{m}_{a,\text{tot}}$ ;
- spinta  $F$  e spinta specifica  $I_a$ ;
- consumo specifico della spinta  $Tsfc$  e rendimento globale  $\eta_g$ .

### SOLUZIONE

- a) Noti portata di combustibile e rapporto aria/combustibile si calcola la portata d'aria principale (**32-13**) e quindi la portata d'aria complessiva.

$$A/F = \frac{\dot{m}_{a1}}{\dot{m}_f} \Rightarrow \dot{m}_{a1} = \dot{m}_f \cdot A/F = 0,98 \text{ kg/s} \times 65 = 63,7 \text{ kg/s} \quad \blacktriangleleft$$

$$\dot{m}_{a,\text{tot}} = \dot{m}_{a1} + \dot{m}_{a2} = \dot{m}_{a1} \left( 1 + \frac{\dot{m}_{a2}}{\dot{m}_{a1}} \right) = 63,7 \text{ kg/s} \times (1 + 8) = 573,3 \text{ kg/s} \quad \blacktriangleleft$$

- b) La spinta  $F$  è la somma della spinta dovuta al flusso principale  $F_1$  e della spinta dovuta al flusso secondario  $F_2$ ; al solito, si considera trascurabile la portata di combustibile  $\dot{m}_f$  rispetto alla portata d'aria del flusso principale.

$$F = F_1 + F_2 = [(\dot{m}_{a1} + \dot{m}_f)v_e - \dot{m}_{a1}v_0] + [\dot{m}_{a2}(v_V - v_0)] = \dot{m}_{a1}v_e - \dot{m}_{a1}v_0 + \dot{m}_{a2}(v_V - v_0) =$$

$$= \dot{m}_{a1}[(v_e - v_0) + BPR(v_V - v_0)] = 63,7 \frac{\text{kg}}{\text{s}} \left[ (307 - 251) \frac{\text{m}}{\text{s}} + 8(365 - 251) \frac{\text{m}}{\text{s}} \right] = 61,7 \text{ kN} \quad \blacktriangleleft$$

La spinta specifica è data dalla **40-5**:

$$I_a = \frac{F}{\dot{m}_{a,\text{tot}}} = \frac{63,7 \times 10^3 \text{ N}}{573,3 \text{ kg/s}} = 111,1 \text{ m/s} \quad \blacktriangleleft$$

- c) Il consumo specifico della spinta si ricava con la **40-16**. Il rendimento globale  $\eta_g$  si ricava con la **40-14**, dopo aver calcolato la potenza propulsiva con la **40-8**. Sulla *Tabella A.8* si legge il potere calorifico inferiore del kerosene:  $LHV = 43,5 \text{ MJ/kg}$ .

$$Tsfc = \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{980 \text{ g/s}}{61,7 \text{ kN}} = 15,9 \frac{\text{g/s}}{\text{kN}} = 15,9 \times \frac{3600 \text{ g/h}}{1000 \text{ N}} = 57 \frac{\text{g/h}}{\text{N}} = 0,057 \frac{\text{kg/h}}{\text{N}} \quad \blacktriangleleft$$

$$P_{\text{prop}} = Fv_0 = 61,7 \text{ kN} \times 251 \text{ m/s} = 15,49 \text{ MW} \quad \blacktriangleleft$$

$$\eta_g = \frac{P_{\text{prop}}}{P_{\text{disp}}} = \frac{P_{\text{prop}}}{\dot{m}_f \cdot LHV} = \frac{15,49 \text{ MW}}{0,98 \text{ kg/s} \times 43,5 \text{ MJ/kg}} = 0,363 \quad \blacktriangleleft$$

### Esempio 40.3 Tempo di combustione del propellente di un endoreattore

Un endoreattore, pronto per essere lanciato, reca a bordo una massa di propellente pari a 400.000 kg. Nell'ipotesi che il propellente venga consumato a velocità costante e sapendo che la spinta iniziale è 5 MN, determinare il tempo di combustione nel caso in cui il propellente sia costituito da:

- a) idrogeno + ossigeno con impulso specifico  $I_{sp} = 2850 \text{ N/(kg/s)}$ ;  
 b) idrogeno + fluoro con impulso specifico  $I_{sp} = 3070 \text{ N/(kg/s)}$ .

### SOLUZIONE

- a) Sono assegnati spinta iniziale  $F_{\text{iniziale}}$  e impulso specifico  $I_{sp}$  dei reagenti idrogeno e ossigeno. Si calcola prima la portata in massa di propellente (**40-4**):

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_f} \Rightarrow \dot{m}_f = \frac{F_{\text{iniziale}}}{I_{sp}} = \frac{5.000.000 \text{ N}}{2850 \text{ N/(kg/s)}} = 1754 \text{ kg/s}$$

e poi, nota la massa iniziale di propellente, si ricava il tempo di combustione come rapporto tra massa iniziale  $m_{f, iniziale}$  e portata  $\dot{m}_f$

$$t_{\text{combustione}} = \frac{m_{f, iniziale}}{\dot{m}_f} = \frac{400.000 \text{ kg}}{1754 \text{ kg/s}} = 228 \text{ s}$$

b) Quando i reagenti sono idrogeno e fluoro, abbiamo:

$$\dot{m}_f = \frac{F_{\text{iniziale}}}{I_{\text{sp}}} = \frac{5.000.000 \text{ N}}{3070 \text{ N/(kg/s)}} = 1628 \text{ kg/s}$$

$$t_{\text{combustione}} = \frac{m_{f, iniziale}}{\dot{m}_f} = \frac{400.000 \text{ kg}}{1628 \text{ kg/s}} = 246 \text{ s}$$

e il tempo di combustione aumenta di circa 8%:

$$\frac{246 \text{ s} - 228 \text{ s}}{228 \text{ s}} = 0,08 = 8\%$$

**COMMENTI** Si è fatta l'ipotesi semplificativa che i gas combusti escano dall'ugello sempre con una pressione  $p_e$  uguale alla pressione  $p_a$  esistente nell'ambiente. In realtà  $p_e$ , a eccezione dell'istante iniziale, è maggiore di  $p_a$  e quindi si ha un'ulteriore espansione del gas (40-1').

## 40.10 Velocità di efflusso

Il flusso stazionario, unidimensionale e isentropico di un fluido comprimibile nel condotto delimitato dal volume di controllo della *Figura 40.12* è espresso dall'equazione (*Paragrafo 31.6*):

$$h_0 = h + \frac{v_e^2}{2} \Rightarrow \frac{v_e^2}{2} = h_0 - h \tag{40-18}$$

dove  $h_0$  è l'entalpia totale o di ristagno all'ingresso del condotto, mentre  $h$  e  $v_e$  sono rispettivamente entalpia e velocità di efflusso all'uscita del condotto. Se si tiene presente che la variazione di entalpia per un gas perfetto è funzione della variazione di temperatura (28-10), la velo-

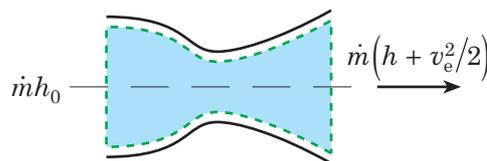


Fig. 40.12 - Velocità di efflusso.

cità di efflusso<sup>40.6</sup>  $v_e$  viene espressa in funzione della capacità termica massica a pressione costante  $c_p$  e della temperatura di ristagno  $T_0$  e della temperatura della corrente (o temperatura statica)  $T$ :

$$\frac{v_e^2}{2} = c_p (T_0 - T) \quad \mathbf{40-19}$$

$$v_e = \sqrt{2c_p(T_0 - T)} = \sqrt{2c_p T_0 \left(1 - \frac{T}{T_0}\right)} \quad \mathbf{40-20}$$

Avendo fatto l'ipotesi di un'espansione isentropica, la temperatura risulta funzione del rapporto tra pressione statica  $p$  e pressione totale o di ristagno  $p_0$  (**A-39**):

$$T = T_0 \left(\frac{p}{p_0}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} \quad \mathbf{40-21}$$

Ma la pressione assoluta  $p$ , a fine espansione, può scendere al minimo fino a zero. In corrispondenza del valore  $p/p_0 = 0$  anche il rapporto delle temperature si annulla; se quindi si pone  $T/T_0 = 0$  nell'equazione **40-20**, si ottiene il valore massimo raggiungibile dalla velocità di efflusso  $v_{e,\max}$  in quanto non è fisicamente possibile far scendere la pressione al di sotto di zero.

$$v_{e,\max} = \sqrt{2c_p T_0} \quad \mathbf{40-22}$$

Sulla base di questa relazione, si può affermare che velocità di efflusso più elevate richiedono maggiori temperature di ristagno  $T_0$ . Ma, come risulta dal *Paragrafo 40.6*, la velocità di efflusso  $v_e$  è legata all'impulso specifico; in particolare, nel caso dell'endoreattore, l'impulso specifico  $I_{sp}$  è uguale alla velocità  $v_e$  (**40-4**). Da qui l'importanza di raggiungere valori elevati della velocità di efflusso per raggiungere alti impulsi specifici nella propulsione a getto. Oltre alla temperatura, nell'espressione della velocità di efflusso figura la capacità termica  $c_p$ , fattore che assume valori diversi in funzione del tipo di gas utilizzato. Nel calcolo dell'impulso specifico  $I_{sp}$  raggiungibile da un endoreattore occorre tener conto perciò anche del tipo di gas che viene fatto espandere.

Calcoliamo, ad esempio, per due gas, azoto ( $N_2$ ) (*Tabella 40.1*) e idrogeno ( $H_2$ ) (*Tabella 40.2*), la velocità di efflusso  $v_e$  nel caso di un'espansione con un rapporto  $p/p_0 = 0,1$  e una temperatura di ristagno  $T_0 = 300$  K. Calcoliamo poi la velocità massima  $v_{e,\max}$  in corrispondenza di due valori della temperatura di ristagno: 300 K e 1000 K.

**40.6** - In unità di misura si passa dalla radice quadrata del prodotto di una capacità termica massica  $c_p$  [ $J/(kg \cdot K)$ ] per la variazione di temperatura  $T$  [K] alla velocità  $v_e$  [m/s] tenendo presente che:

$$\sqrt{\frac{J}{kg \cdot K} K} = \sqrt{\frac{J}{kg}} = \sqrt{\frac{N \cdot m}{kg}} = \sqrt{\frac{(kg \cdot m/s^2) \cdot m}{kg}} = \sqrt{m^2/s^2} = m/s$$

Tabella 40.1 Azoto

$\gamma = 1,400$	$c_p = 1,0416 \text{ kJ}/(\text{kg}\cdot\text{K})$	(dalla Tabella A.5)
$\frac{T}{T_0} = \left(\frac{p}{p_0}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}$		
(40-21)		
$\frac{T}{T_0} = 0,1^{(1,400-1)/1,400} = 0,1^{0,286} = 0,518$		
$v_e = \sqrt{2c_p T_0 \left(1 - \frac{T}{T_0}\right)}$		
(40-20)		
$v_e = \sqrt{2 \times 1041,6 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K}) \times 300 \text{ K} (1 - 0,518)} = 549 \text{ m/s}$		
$v_{e,\text{max}} = \sqrt{2c_p T_0}$		
$v_{e,\text{max},300} = \sqrt{2 \times 1041,6 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K}) \times 300 \text{ K}} = 790 \text{ m/s}$		
(40-22)		
$v_{e,\text{max},1000} = \sqrt{2 \times 1041,6 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K}) \times 1000 \text{ K}} = 1442 \text{ m/s}$		

Tabella 40.2 Idrogeno

$\gamma = 1,409$	$c_p = 14,2091 \text{ kJ}/(\text{kg}\cdot\text{K})$	(dalla Tabella A.5)
$\frac{T}{T_0} = 0,1^{(1,409-1)/1,409} = 0,1^{0,290} = 0,513$		
$v_e = \sqrt{2 \times 14.209,1 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K}) \times 300 \text{ K} (1 - 0,513)} = 2038 \text{ m/s}$		
$v_{e,\text{max},300} = \sqrt{2 \times 14.209,1 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K}) \times 300 \text{ K}} = 2920 \text{ m/s}$		
$v_{e,\text{max},1000} = \sqrt{2 \times 14.209,1 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K}) \times 1000 \text{ K}} = 5331 \text{ m/s}$		

Da questi esempi vediamo che la velocità di efflusso aumenta sia all'aumentare della temperatura di ristagno  $T_0$  sia quando il gas diventa più leggero; l'idrogeno è sempre un gas biatomico come l'azoto ( $\gamma$  è circa uguale per i due gas), ma ha massa molare molto più bassa (2,016 kg/kmol invece di 28,013 kg/kmol dell'azoto). Sono questi dati che occorre, in primo luogo, avere presenti quando si vogliono ottenere elevate velocità di efflusso e quindi alti impulsi specifici.

### Esempio 40.4 Spinta di un turbogetto nel caso ideale

Le condizioni dell'aria all'ingresso del compressore di un turbogetto sono caratterizzate da pressione  $p_1 = 0,1$  MPa e temperatura  $T_1 = 300$  K. Il rapporto di compressione vale  $\beta = p_2/p_1 = 10$ , mentre la temperatura massima del ciclo è 1530 K. Per semplicità si suppone che tutti i componenti operino in condizioni ideali secondo il ciclo descritto nella *Figura 40.13*. Il motore viene provato al banco e la velocità di ingresso è trascurabile ( $v_0 = 0$ ).

Determinare:

- la temperatura  $T_A$  e la pressione  $p_A$  allo scarico della turbina;
- la velocità  $v_e = v_4$  all'uscita dell'ugello;
- la portata di aria  $\dot{m}_a$  necessaria per sviluppare una spinta  $F = 50.000$  N.

### SOLUZIONE

- a) Si tratta di un turbogetto; il lavoro richiesto dal compressore  $w_{c,s}$ , nella compressione da 1 a 2, deve essere uguale a quello prodotto dalla turbina  $w_{t,s}$ , nella espansione da 3 ad A. Il resto dell'espansione, da A a 4, viene utilizzato per generare la spinta. Sia il lavoro del compressore che quello della turbina sono espressi dalla variazione di entalpia (31-5), pari al prodotto della capacità termica  $c_p$  per la variazione di temperatura (28-10). Il fluido che percorre il ciclo è aria che viene considerata come un gas perfetto (e quindi a capacità termica costante).

$$c_p(T_2 - T_1) = c_p(T_3 - T_A) \Rightarrow (T_2 - T_1) = (T_3 - T_A) \Rightarrow T_A = T_3 - (T_2 - T_1)$$

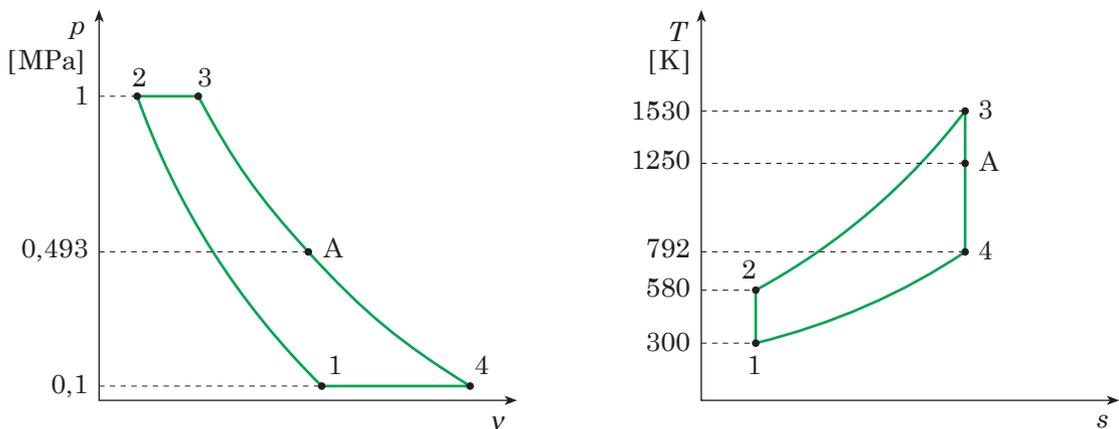


Fig. 40.13 - Ciclo nei piani  $p$ - $v$  e  $T$ - $s$  relativo all'Esempio 40.4.

Le temperature  $T_3$  e  $T_1$  sono assegnate; calcoliamo  $T_2$  con la relazione 40-21, applicata tra lo stato 1 e lo stato 2, in quanto si è assunta una compressione isentropica

(Figura 40.13). Teniamo presente che per l'aria il rapporto tra le capacità termiche  $c_p/c_V$  vale (Tabella A.5)  $\gamma = 1,4$  e quindi  $(\gamma - 1)/\gamma = 0,286$ .

$$T_2 = T_1 \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} = T_1 \beta^{(\gamma-1)/\gamma} = 300 \text{ K} \times 10^{0,286} = 580 \text{ K}$$

$$T_A = 1530 \text{ K} - (580 \text{ K} - 300 \text{ K}) = 1250 \text{ K} \quad \blacktriangleleft$$

Anche l'espansione in turbina è isentropica e la pressione si calcola ancora con la **40-21**, applicata tra lo stato 3 e lo stato A e risulta rispetto al rapporto tra le pressioni anziché rispetto a quello tra le temperature. In questo caso il rapporto tra le temperature viene elevato a  $\gamma/(\gamma - 1) = 1,4/(1,4 - 1) = 3,5$ . La pressione  $p_3$  è data dalla pressione  $p_1$  moltiplicata per il rapporto di pressione  $\beta$ :  $p_3 = \beta p_1 = 10 \times 0,1 \text{ MPa} = 1 \text{ MPa}$ .

$$\frac{T_A}{T_3} = \left( \frac{p_A}{p_3} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \Rightarrow \left( \frac{p_A}{p_3} \right) = \left( \frac{T_A}{T_3} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \Rightarrow p_A = p_3 \left( \frac{T_A}{T_3} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} = 1 \text{ MPa} \left( \frac{1250 \text{ K}}{1530 \text{ K}} \right)^{3,5} = 0,493 \text{ MPa} \quad \blacktriangleleft$$

b) Per calcolare la velocità del getto occorre prima determinare la temperatura  $T_4$  alla fine dell'espansione con la **40-21** applicata tra lo stato A e lo stato 4,

$$T_4 = T_A \left( \frac{p_4}{p_A} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} = 1250 \text{ K} \left( \frac{0,1 \text{ MPa}}{0,493 \text{ MPa}} \right)^{0,286} = 792 \text{ K}$$

e poi si applica la **40-20**, ricordando che per l'aria la capacità termica massica a pressione costante è  $c_p = 1,0035 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K}) = 1003,5 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ .

$$v_e = \sqrt{2c_p(T_A - T_4)} = \sqrt{2 \times 1003,5 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})(1250 \text{ K} - 792 \text{ K})} = 956 \text{ m/s} \quad \blacktriangleleft$$

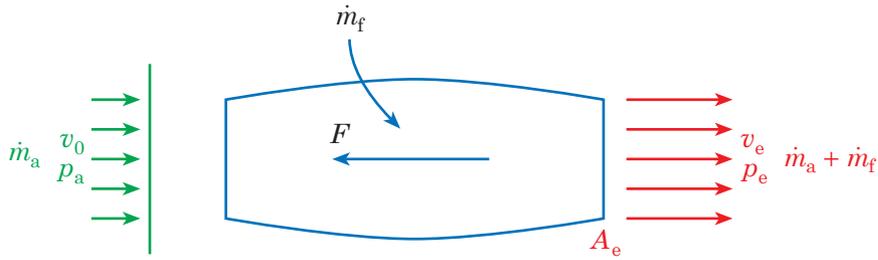
c) Nell'equazione **40-2**, che dà la spinta  $F$  del turbogetto, mettiamo  $v_0 = 0$ , perché così è stato assegnato,

$$F = \dot{m}_a(v_e - v_0) = \dot{m}_a(v_e - 0) = \dot{m}_a v_e$$

e poi imponiamo che la spinta  $F$  sia uguale a 50.000 N ricavando in tal modo la portata di aria  $\dot{m}_a$ .

$$\dot{m}_a = \frac{F}{v_e} = \frac{50.000 \text{ N}}{956 \text{ m/s}} = 52,3 \text{ kg/s} \quad \blacktriangleleft$$

## SINTESI



La *spinta*  $F$  è uguale alla differenza tra il flusso della quantità di moto che esce dal sistema di propulsione  $(\dot{m}_a + \dot{m}_f)v_e$  e il flusso della quantità di moto che entra  $\dot{m}_a v_0$ .

Nel caso dell'*esoreattore* la spinta viene generata prelevando e accelerando aria che si trova nell'ambiente esterno al veicolo. La spinta del *turbogetto* è data allora dal prodotto della portata d'aria  $\dot{m}_a$  per la differenza tra velocità di efflusso e velocità di volo  $v_e - v_0$  poiché si può trascurare la portata di combustibile  $\dot{m}_f$ .

Nel caso dell'*endoreattore*, la portata d'aria è nulla mentre con  $\dot{m}_f$  si intende il propellente (composto, ad esempio, da combustibile e ossidante) interamente trasportato dal veicolo; la spinta è allora data dal prodotto di  $\dot{m}_f$  per la velocità di efflusso dei gas combusti  $v_e$ .

L'*impulso specifico*  $I_{sp}$  è il rapporto tra spinta  $F$  e massa di propellente  $\dot{m}_f$  emessa nell'unità di tempo.

Nel caso dell'*endoreattore* il propellente è tutta la massa trasportata e quindi l'impulso specifico è la velocità con cui vengono emessi i gas combusti.

Nel caso dell'*esoreattore*, e in particolare del *turbogetto*, l'impulso è quello relativo alla portata di aria  $\dot{m}_a$ , viene chiamato *spinta specifica*  $I_a$  ed è uguale alla variazione della velocità del flusso  $v_e - v_0$ .

$$F = (\dot{m}_a + \dot{m}_f)v_e - \dot{m}_a v_0 \quad \mathbf{40-1}$$

$$F = \dot{m}_a (v_e - v_0) \quad \text{<turbogetto>} \quad \mathbf{40-2}$$

$$F = \dot{m}_f v_e \quad \text{<endoreattore>} \quad \mathbf{40-3}$$

$F$  = spinta [N]

$\dot{m}_a$  = portata d'aria [kg/s]

$\dot{m}_f$  = portata di combustibile [kg/s]

$v_e$  = velocità di uscita dei gas dall'ugello [m/s]

$v_0$  = velocità di volo [m/s]

$$I_{sp} = v_e \quad \text{<endoreattore>} \quad \mathbf{40-4}$$

$$I_a = v_e - v_0 \quad \text{<turbogetto>} \quad \mathbf{40-5'}$$

$I_{sp}$  = impulso specifico [m/s]

$I_a$  = spinta specifica [m/s]

$v_e$  = velocità di uscita dei gas dall'ugello [m/s]

$v_0$  = velocità di volo [m/s]

<p>Il <i>rendimento termico</i> <math>\eta_{th}</math> è il rapporto tra potenza del getto <math>P_{jet}</math>, variazione dell'energia cinetica nell'unità di tempo, e potenza disponibile <math>P_{disp}</math> data dal prodotto della portata di combustibile (esoreattore) e del propellente (endoreattore) per la sua energia massica.</p> <p>Il <i>rendimento propulsivo</i> <math>\eta_{prop}</math> misura l'efficienza con la quale la potenza del getto viene trasformata in potenza propulsiva ed è definito come rapporto tra potenza propulsiva <math>P_{prop}</math>, prodotto della spinta <math>F</math> per la velocità di volo <math>v_0</math>, e potenza del getto <math>P_{jet}</math>.</p> <p>Il <i>rendimento globale</i> <math>\eta_g</math> è il rapporto tra potenza propulsiva <math>P_{prop}</math> e potenza disponibile <math>P_{disp}</math> immessa con il combustibile (esoreattore) o con il propellente (endoreattore) ed è uguale al prodotto dei due rendimenti termico <math>\eta_{th}</math> e propulsivo <math>\eta_{prop}</math>.</p>	$\eta_{th} = \frac{P_{jet}}{P_{disp}} \quad \mathbf{40-10}$ $\eta_{prop} = \frac{2v}{1+v} \quad \text{<esoreattore>} \quad \mathbf{40-12}$ $\eta_{prop} = \frac{2v}{1+v^2} \quad \text{<endoreattore>} \quad \mathbf{40-13}$ $\eta_g = \eta_{th} \eta_{prop} \quad \mathbf{40-15}$ <p> <math>\eta_{th}</math> = rendimento termico [-]  <math>\eta_{prop}</math> = rendimento propulsivo [-]  <math>v = v_0/v_e</math> = rapporto tra velocità di volo e velocità di efflusso [-]  <math>\eta_g</math> = rendimento globale [-] </p>
<p>Il <i>consumo specifico di combustibile della spinta</i> <math>Tsfc</math> è il rapporto tra portata in massa di combustibile <math>\dot{m}_f</math> e spinta <math>F</math>.</p> <p>Nel caso dell'endoreattore, il consumo specifico della spinta coincide con il reciproco dell'impulso specifico.</p> <p>Nel caso dell'esoreattore, il consumo specifico della spinta può essere espresso anche come rapporto tra velocità di volo <math>v_0</math> e prodotto del rendimento globale <math>\eta_g</math> per il potere calorifico inferiore <math>LHV</math> del combustibile.</p>	$Tsfc = \frac{\dot{m}_f}{F} \quad \mathbf{40-16}$ $Tsfc = \frac{v_0}{\eta_g \cdot LHV} \quad \mathbf{40-17}$ <p> <math>Tsfc</math> = consumo specifico di combustibile della spinta [(g/s)/kN oppure (kg/s)/MN]  <math>\dot{m}_f</math> = portata in massa di combustibile [g/s oppure kg/s]  <math>F</math> = spinta [kN oppure MN]  <math>v_0</math> = velocità di volo [m/s]  <math>\eta_g</math> = rendimento globale [-]  <math>LHV</math> = potere calorifico inferiore [MJ/kg] </p>
<p>La <i>velocità di efflusso</i> <math>v_e</math> dei gas dall'ugello è uguale alla radice quadrata di due volte il prodotto della capacità termica massica a pressione costante <math>c_p</math> per la differenza tra la temperatura di ristagno <math>T_0</math> e la temperatura statica <math>T</math> dei gas che escono dall'ugello.</p>	$v_e = \sqrt{2c_p(T_0 - T)} \quad \mathbf{40-20}$ <p> <math>v_e</math> = velocità di uscita dei gas dall'ugello [m/s]  <math>c_p</math> = capacità termica massica a pressione costante [J/(kg·K)]  <math>T_0</math> = temperatura di ristagno [K]  <math>T</math> = temperatura statica [K] </p>

## ESERCIZI

**40.1** - La spinta a punto fisso, cioè a velocità nulla ( $v_0 = 0$ ), e la velocità di efflusso di un turbogetto semplice valgono rispettivamente  $F = 30.000$  N e  $v_e = 850$  m/s. Calcolare la portata d'aria  $\dot{m}_a$  e, sapendo che il rapporto aria/combustibile è  $A/F = 40$ , la portata di combustibile  $\dot{m}_f$ .

$$\dot{m}_a = 35,3 \text{ kg/s}; \quad \dot{m}_f = 0,88 \text{ kg/s}$$

**40.2** - Un aeroplano, su cui è installato un turbogetto semplice con spinta di 44 kN e velocità di efflusso pari a 983 m/s, vola con la velocità di 250 m/s. Calcolare l'impulso specifico  $I_a$  e la portata d'aria  $\dot{m}_a$ .

$$I_a = 733 \text{ N/(kg/s)}; \quad \dot{m}_a = 60,0 \text{ kg/s}$$

**40.3** - Di un turbogetto a doppio flusso a flussi separati sono assegnati: rapporto di by-pass  $BPR = 5$ , portata d'aria principale  $\dot{m}_{a1} = 40$  kg/s che nel combustore brucia con un rapporto aria/combustibile  $A/F = 36$  kg di aria/kg di combustibile, alimentazione con kerosene avente un potere calorifico inferiore  $LHV = 43,5$  MJ/kg, velocità di efflusso del getto di gas combusti  $v_e = 745$  m/s, velocità dell'aria mandata dalla ventola  $v_V = 300$  m/s e velocità di volo dell'aeroplano  $v_0 = 200$  m/s. Calcolare spinta  $F$ , portata combustibile  $\dot{m}_f$ , consumo specifico della spinta  $Tsfc$  e rendimento globale  $\eta_g$ .

$$F = 41,8 \text{ kN}; \quad \dot{m}_f = 1,11 \text{ kg/s}; \\ Tsfc = 26,5 \text{ (kg/s)/MN}; \quad \eta_g = 0,17$$

**40.4** - Calcolare il rendimento globale  $\eta_g$  di un turbogetto di cui sono noti velocità di volo (280 m/s), consumo specifico della spinta (40 (kg/s)/MN) e potere calorifico inferiore del combustibile (43,5 MJ/kg).

$$\eta_g = 0,16$$

**40.5** - Air enters a turbojet compressor at pressure  $p_1 = 0.1$  MPa and temperature  $T_1 = 288$  K. The turbojet operates ideally with a pressure ratio  $\beta = p_2/p_1 = 20$  and a peak temperature  $T_3 = 1500$  K (cycle of *Figure 40.13*). The flight speed of the airplane is  $v_0 = 200$  m/s. Determine temperature  $T_A$  and pressure  $p_A$  at the turbine exhaust, exhaust flow velocity  $v_e$ , and the air mass flow rate  $\dot{m}_a$  to achieve a thrust  $F = 30$  kN.

$$T_A = 1110 \text{ K}; \quad p_A = 0.697 \text{ MPa}; \\ v_e = 974 \text{ m/s}; \quad \dot{m}_a = 38.8 \text{ kg/s}$$

**40.6** - Determinare l'impulso specifico massimo  $I_{sp}$  che sarebbe raggiungibile con un endoreattore in cui venisse fatto espandere elio, avente una capacità termica massica a pressione costante  $c_p = 5,1926$  kJ/(kg·K), alla temperatura di 2000 K.

$$I_{sp} = v_{e,max} = 4557 \text{ m/s}$$

**40.7** - Calcolare la potenza propulsiva  $P_{prop}$  di un turbogetto che, alla velocità di volo  $v_0 = 220$  m/s, dispone di una spinta  $F = 40$  kN.

$$P_{prop} = 8.800 \text{ kW}$$

## VERIFICA DEI PREREQUISITI

1. In una corrente, le proprietà di ristagno sono diverse dalle proprietà totali della corrente. Vero  Falso
2. Il numero di Mach è il rapporto tra ..... e .....
3. Nella sezione ristretta (gola) di un ugello convergente-divergente (ugello De Laval) il numero di Mach è:  
a) minore di 1                      b) uguale a 1                      c) maggiore di 1
4. Note pressioni e temperature iniziali e finali dell'espansione isentropica  $1 \Rightarrow 2$  e indicato con  $\gamma$  il rapporto delle capacità termiche a pressione e a volume costante, l'espressione della temperatura finale è  $T_2 = \dots\dots\dots$ .
5. In un condotto scorre dell'aria con velocità  $v = 300$  m/s e temperatura  $T = 305$  K. La velocità del suono vale  $c = \dots\dots\dots$  e il flusso è ..... perché il numero di Mach è  $M = \dots\dots\dots$ .

## VERIFICA DELL'APPRENDIMENTO

1. Nel turbogetto a doppio flusso a flussi separati oltre al flusso principale, che dopo essere stato compresso nel compressore passa nel combustore e infine viene fatto espandere nell'effusore di scarico, vi è un secondo flusso d'aria che:  
a) viene prima trattato da una ventola anteriore e poi avviato allo scarico;  
b) viene prima trattato da una ventola posteriore e poi avviato allo scarico;  
c) viene prima trattato dal compressore e poi si divide dal flusso principale per essere avviato allo scarico;  
d) viene prima immesso nel combustore mediante una ventola e poi, insieme al flusso principale, viene avviato allo scarico.
2. Due tipici propellenti liquidi usati su un endoreattore chimico bipropellente sono ..... e .....
3. La spinta è una potenza e va quindi misurata in Joule. Vero  Falso
4. Il consumo specifico della spinta è il rapporto tra ..... e .....; si misura perciò in .....
5. L'impulso specifico  $I_{sp}$  di un endoreattore è uguale a .....