

CAP. 3 ESEMPI NUMERICI

PARAMETRI TIPICI PER IL CALCOLO DEI CICLI

$$R = C_p(\gamma-1)/\gamma = 287 \text{ J/kgK}$$

Componente	Rendimento Adiabatico	Rendimento Meccanico	Rendimento Combustione	Rendimento Pneumatico	γ	C_p J/kgK	Q_f kJ/kg
Presa Dinamica	$\eta_d = 0.97$	–	–	–	1.4	1004.5	
Compressore	$\eta_{ac} = 0.85$	$\eta_m = 0.98$	–	–	1.4	1004.5	
Combustore	–	–	$\eta_b = 1.00$	$\eta_{pb} = 1.00$	1.34	1130.2	45000
Turbina	$\eta_{at} = 0.90$	$\eta_m = 0.98$	–	–	1.34	1130.2	
Ugello	$\eta_n = 0.98$	–	–	–	1.34	1130.2	

NOTAZIONE STANDARD ESOREATTORI

- **Flusso principale: tutte le stazioni sono individuate da una sola cifra.**

a - Condizioni all'infinito
2 - Ingresso primo compressore
4 - Uscita combustore
6 - Ingresso postcomb. (o mixer)
8 - Gola ugello

1 - Ingresso presa dinamica
3 - Uscita ultimo compressore
5 - Uscita ultima turbina
7 - Ingresso ugello
9 - Uscita ugello

Nel caso di più compressori o turbine, si indicano i punti intermedi con due cifre (p. es. 3 compressori: 2 – 21 – 22 – 3).

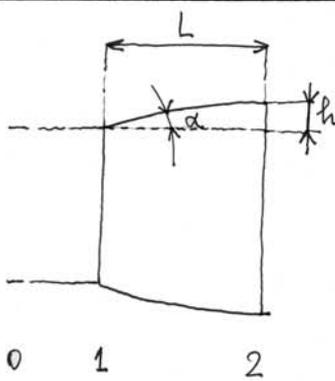
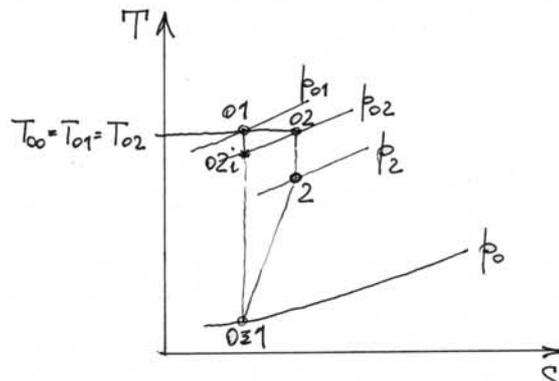
- **Flussi secondari: si indicano con due cifre, di cui la prima (sempre 1) indica il flusso secondario considerato.**

12 - Ingr. primo compr. flusso di bypass
17 - Ingresso ugello flusso di bypass
19 - Uscita ugello flusso di bypass

13 - Uscita ultimo compr. flusso di bypass
18 - Gola ugello flusso di bypass

NOTA: per motivi contingenti negli esempi che seguono non è stata adottata la notazione standard

ES. 1 Presa dinamica subsonica

<p>MOTORI PER AEROMOBILI Presa dinamica subsonica</p>	
<p>Determinare le condizioni di uscita da una presa dinamica subsonica a sezione circolare che opera nelle seguenti condizioni:</p>	
<p>quota Mach di volo Mach di uscita rendimento adiabatico portata semiangolo</p>	<p>$z = 6000 \text{ m}$ $M_0 = 0,85$ $M_2 = 0,4$ $\eta_a = 0,9$ $\dot{m} = 100 \text{ kg/s}$ $\alpha = 6^\circ$</p>
<div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div style="text-align: center;">  <p>0 1 2</p> </div> <div style="text-align: center;">  <p>$T_0 = T_{01} = T_{02}$</p> </div> </div>	
<p>$z = 6000 \text{ m} \Rightarrow T_0 = 249,2 \text{ K}$ $p_0 = 0,047 \text{ MPa}$ $\rho_0 = 0,66 \text{ kg/m}^3$</p>	
<p>In condizioni di progetto, il fluido non modifica le proprie condizioni da 0 e 1.</p>	

ES. 3 Presa dinamica supersonica a cono

MOTORI PER AEROMOBILI
P.D. Supersonica a cono

Si consideri un diffusore supersonico a cono che, in condizioni di progetto, operi secondo i dati assegnati. Si determinino le condizioni di uscita e l'efficienza globale.

quota

$$z = 10'000 \text{ m}$$

Mach di volo

$$M_0 = 2$$

Mach di uscita

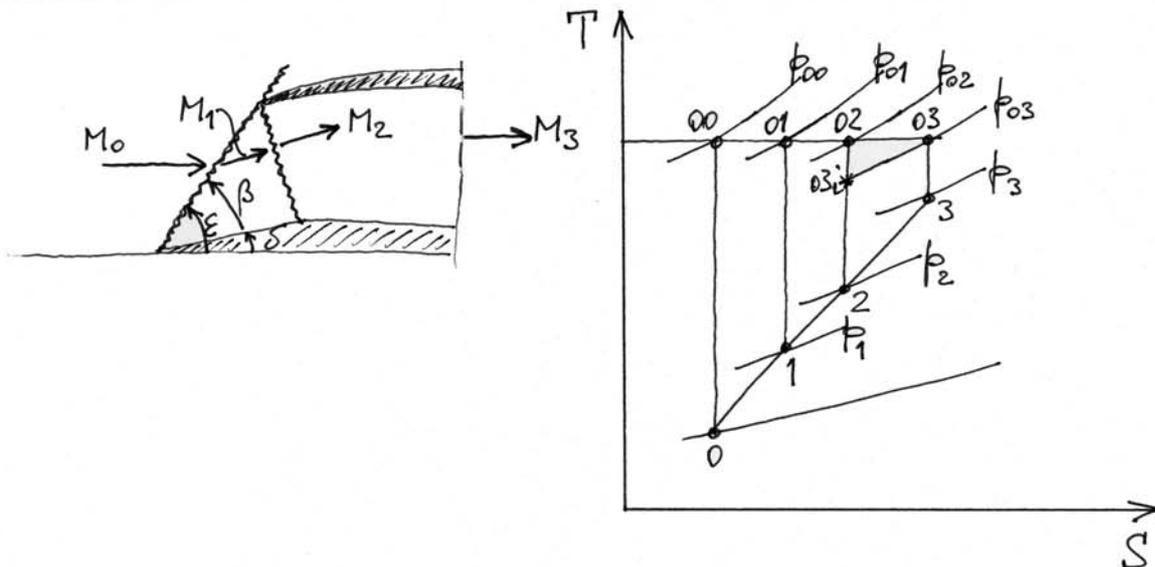
$$M_3 = 0,3$$

rendimento adiabatico
(parte subsonica)

$$\eta_a = 0,95$$

angolo onda obliqua

$$\epsilon = 45^\circ$$

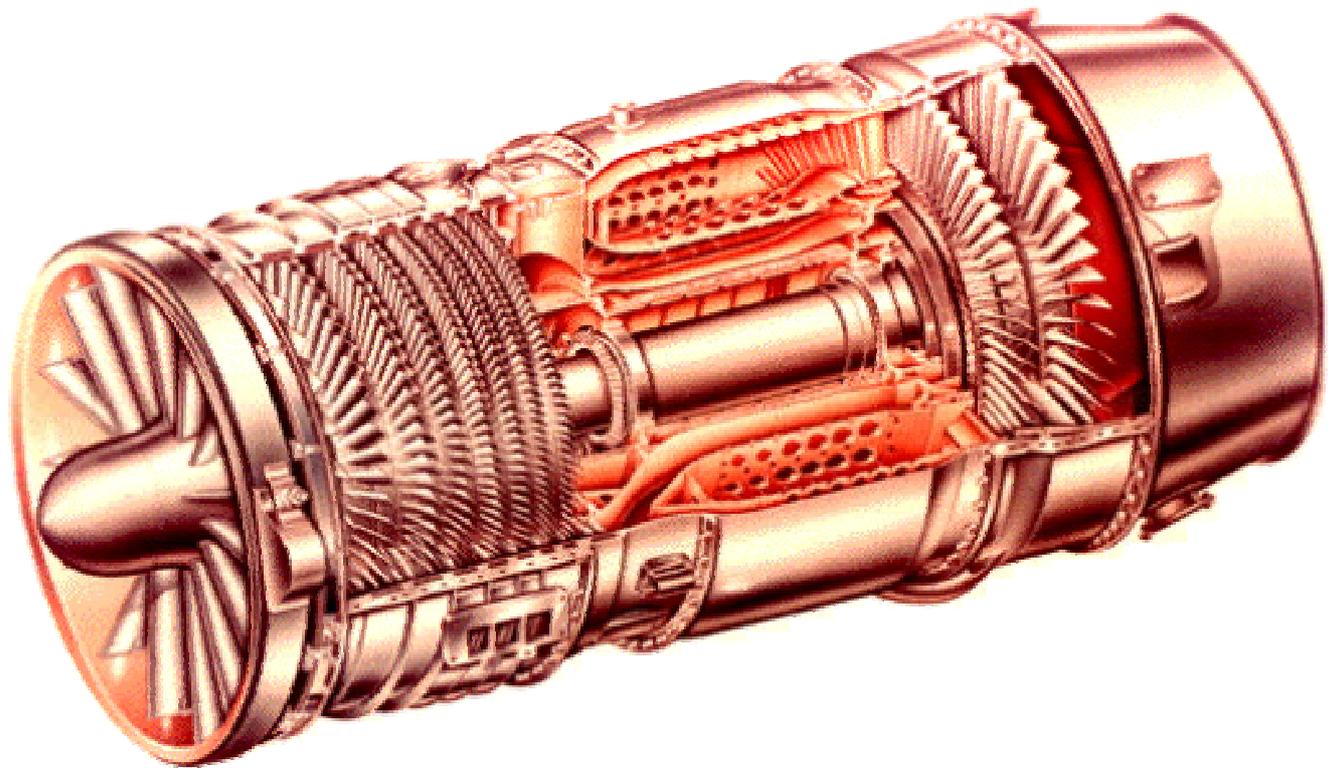


Dalle tavole dell'aria tipo :

$$z = 10'000 \text{ m} \quad \Rightarrow \quad T_0 = 223,25 \text{ K}$$

$$p_0 = 0,0265 \text{ MPa}$$

ES. 4 Turbogetto semplice con ugello convergente in choking



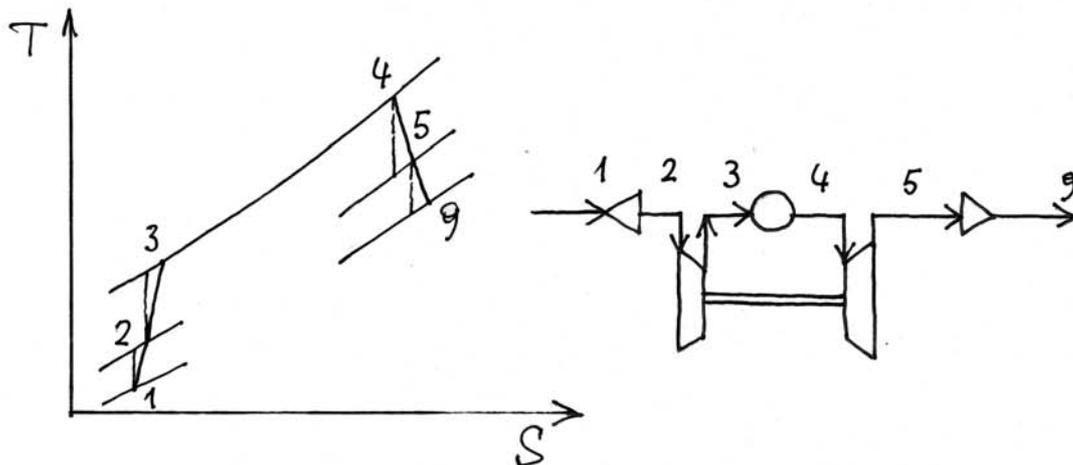
ESEMPIO NUMERICO: TURBOGETTO SEMPLICE

3.1

Un turbogetto semplice in condizioni di progetto, fornito di ugello convergente, ha le caratteristiche seguenti:

Quota di volo	$z = 10000 \text{ m}$
Velocità di volo	$M_0 = 0,8$
Temperatura di ammissione in turbine	$T_{04} = 1200 \text{ K}$
Rapporto di compressione	$\beta_c = 8$

Si effettui il calcolo del ciclo e delle prestazioni.



I calcoli vengono fatti usando i parametri tipici del caso di Propulsori Aerospaziali e riportati per comodità alla fine di questo capitolo.

Adottando i calcoli con le consuete modalità si trova:

cont. ES. 4

3.2

		PRESS. TOT.	TEMP. TOT.	$\alpha = A/F$
uscita presa dinamica 02		39 kPa	251,5 K	
uscita compressore 03		312,2 kPa	491,7 K	
uscita combustore 04		312,2 kPa	1200 K	51,18
uscita turbina 05		141,8 kPa	982 K	

Poiché il propulsore è fornito di ugello convergente, è necessario individuare le condizioni di funzionamento.

Per le condizioni alla quota assegnata, si ha:

$$\text{Rapporto di pressione dell'ugello: } \frac{p_{05}}{p_1} = \frac{141,8}{26,4} = 5,37$$

$$\text{ben superiore al rapporto critico: } \frac{p_{05}}{p^*} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 1,856$$

quindi l'ugello è in choking e scarica ad una pressione che è quella critica non isentropica (adiabatica) ($\eta_m = 0,98$).

$$p_9 = p_{adiab}^* = p_{05} \left[1 - \frac{1}{\eta_m} \left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 75,3 \text{ kPa}$$

cont. ES. 4

3.3

$$T_g = T^* = T_{05} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right) = 839,3 \text{ K}$$

$$u_g = u_e^* = \sqrt{\gamma R T_g} = 568,14 \text{ m/s} \quad \text{velocità di efflusso}$$

Per il calcolo delle prestazioni, si può ricorrere alle velocità equivalente:

$$\rho_e = \rho_g = \frac{p_g}{R T_g} = 0,31 \text{ kg/m}^3 \quad \text{densità di efflusso}$$

$$u_{ep} = u_e + \frac{p_e - p_0}{\rho_e u_e} = 845,78 \text{ m/s} \quad \text{vel. equivalente}$$

$$\eta_t = \frac{\alpha (u_{ep}^2 - V_0^2)}{2 Q_f} = 0,37$$

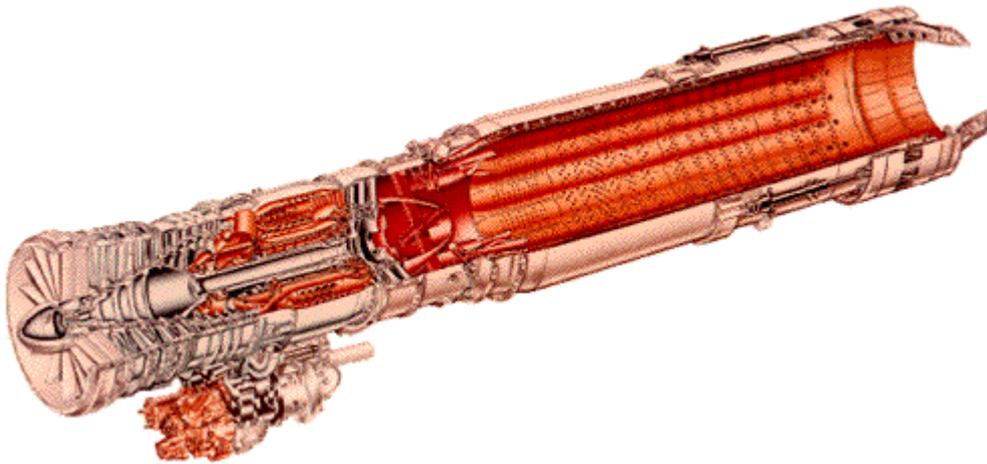
$$\eta_p = \frac{2 V_0}{u_{ep} + V_0} = 0,44$$

$$\eta_o = \eta_t \cdot \eta_p = 0,16$$

$$I_a = \frac{F}{\dot{m}_a} = u_{ep} - V_0 = 606,3 \text{ m/s}$$

$$\text{TSFC} = \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{3600}{\alpha \cdot I_a} = 0,116 \frac{\text{kg/h}}{\text{N}}$$

ES. 5 Turbogetto con postcombustore e con ugello convergente

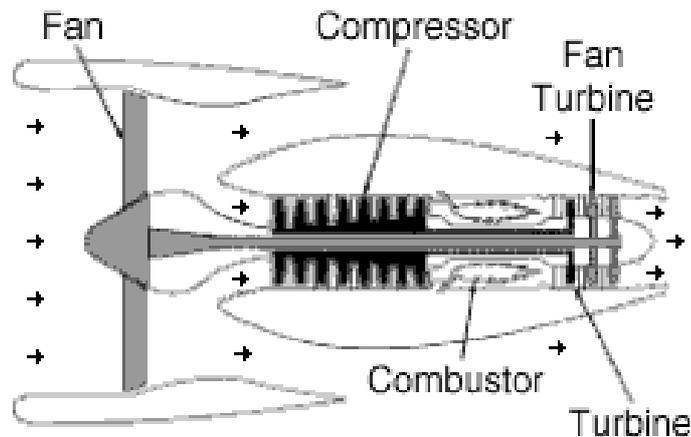


Si consideri l'ugello convergente e si valuti la variazione della sezione di efflusso quando viene acceso il postbruciatore.

Si calcoli ciclo e prestazioni di un turbogetto con post-combustore che si trova nelle seguenti condizioni:

quota di volo	$z = 9000 \text{ m}$
numero di Mach	$M_0 = 0,8$
rapporto di compressione	$\beta_c = 10$
temperatura di ingresso turbine	$T = 1200 \text{ K}$
temperatura di uscita post-combustore	$T = 1800 \text{ K}$

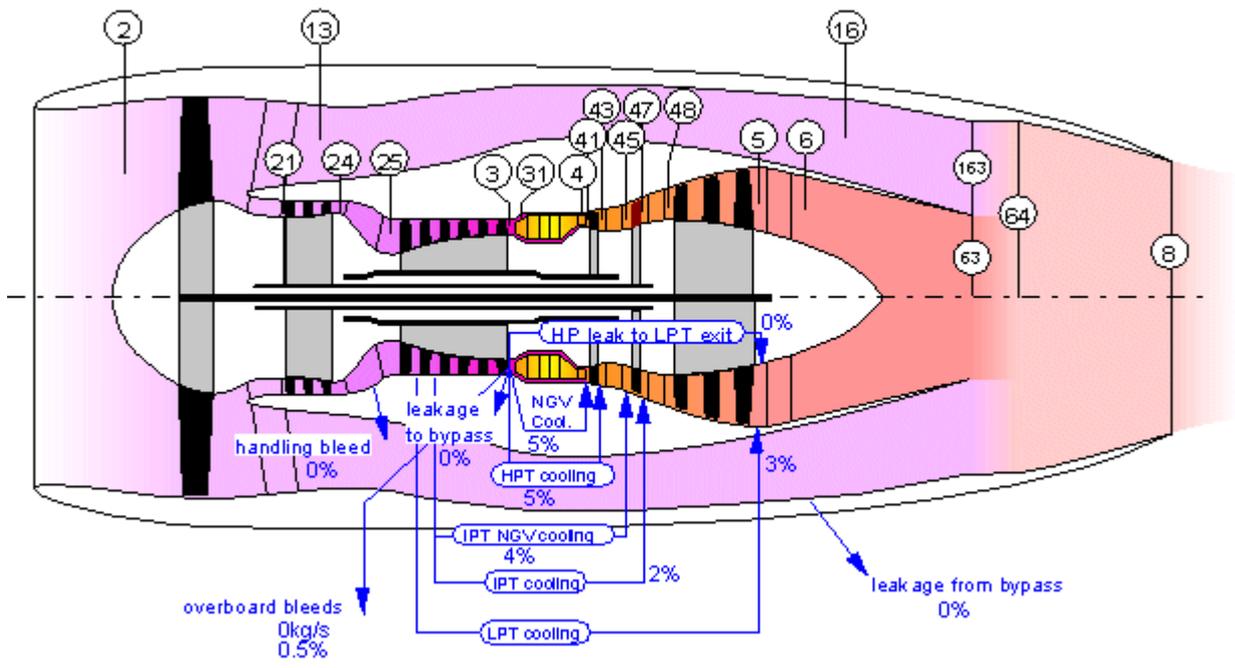
ES. 6 Turbofan a flussi separati con ugelli convergenti



Si consideri un turbogetto a doppio flusso, a flussi separati, nelle condizioni eseguate e si calcoli ciclo termico e dinamico e prestazioni in condizioni di progetto.

- | | |
|------------------------------------|----------------------|
| - quota di volo | $z = 9000 \text{ m}$ |
| - numero di Mach | $M_0 = 0,8$ |
| - rapporto di compressione totale | $\beta = 18$ |
| - rapporto di compressione del fan | $\beta_F = 1,8$ |
| - rapporto di diluizione | $BPR = 4$ |
| - temperatura di uscita combustore | $T = 1200 \text{ K}$ |

ES. 7 Turbofan a flussi associati con ugello convergente



Si calcoli ciclo termodinamico e prestazioni in condizioni di progetto di un turbofan a flussi associati, che opera nelle seguenti condizioni:

quota di volo

$$z = 9000 \text{ m}$$

numero di Mach

$$M_0 = 0,8$$

rapporto di compressione totale

$$\beta = 18$$

rapporto di compressione del fan

$$\beta_F = 3$$

temperatura di uscita combustore

$$T = 1200 \text{ K}$$

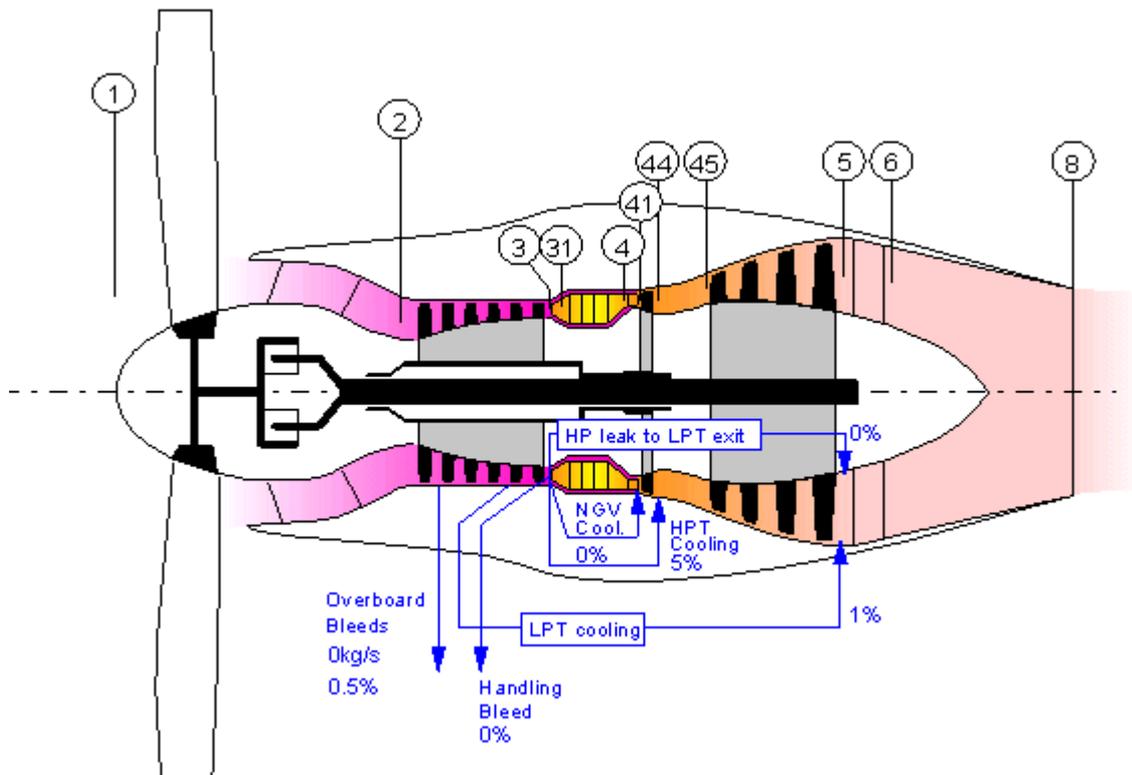
ES. 8 Turbofan a flussi associati con ugello adattato

Il propulsore si trova nelle condizioni
effettuate:

quota di volo	$z = 9000 \text{ m}$
velocità di volo	$M_0 = 0,8$
rapporto di compressione totale	$\beta = 18$
rapporto di compressione del fan	$\beta_F = 2,2$
rapporto di diluizione	$BPR = 1$
temperatura di uscita combustore	$T = 1200 \text{ K}$

Calcolare ciclo e prestazioni, in condizioni
di progetto (ugelli adattati) -

ES. 9 Turboelica



Si calcoli il ciclo termodinamico e le prestazioni di un turboelica che opera nelle seguenti condizioni:

quota di volo	$z = 7000 \text{ m}$
velocità di volo	$v_e = 650 \text{ km/h}$
rapporto di compressione	$\beta = 10$
temperatura massima del ciclo	$T = 1300 \text{ K}$
potenza totale	$P = 5000 \text{ kW}$
ripartizione del salto propulsivo	$\lambda = 0,85$
diametro dell'elica	$\phi_E = 2 \text{ m}$
rendimento meccanico riduttore	$\eta_R = 0,97$