

Esercizio 3

Olivieri Daniele

Analizzare un impianto con turbina a gas di derivazione aeronautica LM6000 valutando i cicli termodinamici ideale e reale stimando i vari rendimenti.

1 Analisi etichetta

I dati utili all'analisi termodinamica sono i seguenti:

Potenza	Heat rate	Efficienza	Rapp. di comp.	Portata	Temp. all'uscita
(kW)	(kJ/kWh)	%	β	kg/s	°C
43100	8620	41.7	29.5	125.0	450

Per le condizioni dell'aria in ingresso alla turbina si può facilmente supporre che la temperatura sia pari a 15°C mentre la pressione 1 atm (atmosfera standard ICAO).

2 Ciclo limite

Segue l'analisi del ciclo Joule limite considerando il compressore e la turbina isoentropici, e la combustione isobara. Per lo stato 2 fissiamo il valore di pressione p_2 uguale a β e calcoliamo il volume specifico raggiunto dopo la compressione isoentropica:

$$v_2 = v_1/(\beta^{1/k})$$

e nuovamente T_2 mediante la (1). Lo stato termodinamico 3 si trova sulla stessa isobara dello stato 2 e fissiamo un valore di temperatura arbitrario di 1200°C.

Per lo stato termodinamico 4 fissiamo la pressione e consideriamo ancora una volta l'espansione isoentropica.

	p(atm)	T(°C)	v(m ³ /kg)
1	1	15	0.827
2	29.5	484	0.0737
3	29.5	1200	0.1433
4	1	286	1.60

3 Ciclo reale

Calcoliamo il volume specifico v_1 utilizzando l'equazione di stato dei gas perfetti:

$$pv = RT \quad (1)$$

Per lo stato 2 fissiamo invece il valore di pressione p_2 uguale a β . Il calcolo della potenza termica da fornire in camera di combustione si esegue attraverso l'analisi dell'*Heat Rate* espresso in kJ/kWh. Tale grandezza va divisa per 3600 per renderla adimensionale, ottenendo un valore di 2.395, se la potenza elettrica generata è di 43.100 MW, la potenza termica necessaria al funzionamento dell'impianto sarà 103.200 MW. Tale valore è pari alla portata massica di combustibile per il suo potere calorifico inferiore. Utilizzando gas naturale esso è pari a 47.7 MJ/kg e la portata di combustibile è di 2.16 kg/s. Supponendo un rendimento di combustione η_b pari al 99%, la potenza termica effettivamente trasferita all'aria in camera di combustione è pari a 102.00 MW. Da questo valore possiamo ricavare il salto entalpico subito dal gas e quindi la differenza di temperatura tra lo stato 2 e 3 ipotizzando costante il C_p dell'aria a 1.005 kJ/(kg K). $T_3 - T_2$ sarà uguale a 811.9 K.

Nell'ipotesi in cui i rendimenti politropici di compressione ed espansione siano uguali, si possono dunque ricavare le temperature T_2 e T_3 impostando il seguente sistema ($\lambda = (k - 1)/k$; $k = 1.4$)

$$\begin{cases} T_2 = T_1 \cdot \beta^{\frac{\lambda}{\eta_p}} \\ T_3 = T_4 \cdot \beta^{\frac{\lambda}{\eta_p}} \\ T_3 - T_2 = 811.9 \end{cases}$$

Il rendimento politropico vale 0.918 e le due temperature valgono rispettivamente 551.14 °C e 1795 °C. Si può quindi completare la tabella degli stati reali.

	p(atm)	T(°C)	v(m ³ /kg)
1	1	15	0.827
2	29.5	553	0.080
3	29.5	1800	0.201
4	1	450	2.07