Contact : a.touahria@centre-univ-mila.dz

Matière : Machine Thermique Niveau : Master 1 énergétique-mécanique

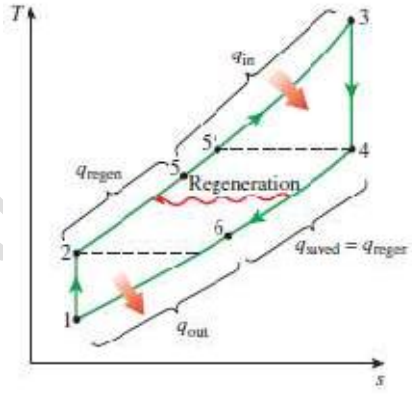
Série 4 : TAG

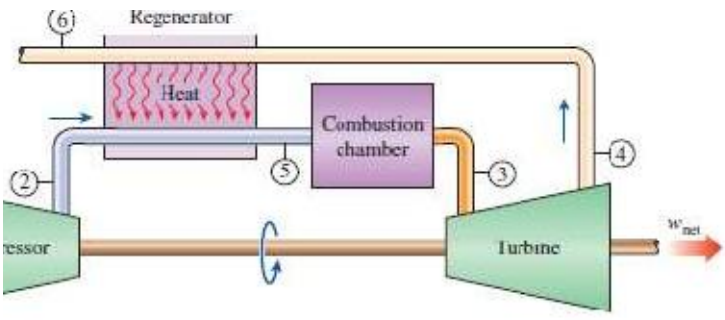
Exercice1:

Une centrale à turbine à gaz fonctionnant selon **le cycle de Brayton** réel, a un rapport de pression égal à 6. L'air entre au compresseur à la température 15C° avec un débit massique égal à 15kg/s. La température maximale du cycle est de 600C°. En supposant que le rendement isentropique du compresseur est de 82% et que celui de la turbine est de 85%. Calculer: (a) le rapport du travail du compresseur au travail de la turbine, (b) le rendement thermique du cycle, (c) le rendement de Carnot, (d) la puissance développée par la centrale. On donne: γ=1.4, C_p=1.005 kJ/kg.K.

Exercice2:

Une turbine à gaz à régénération aspire l'air de l'atmosphère à 1 bar et 27 ° C avec un débit de 5.807 kg/s. Le rapport de compression est égal à 10. La température maximale du cycle est égale à 1127 ° C. L'efficacité du régénérateur est égale à 80%. Déterminer les points du cycle. Calculer la puissance développée par la turbine à gaz, le rendement thermique du cycle et le rendement de Carnot. Calculer le rapport travail compresseur/turbine. On donne: γ=1.4 et Cp=1.005 kJ/kg.



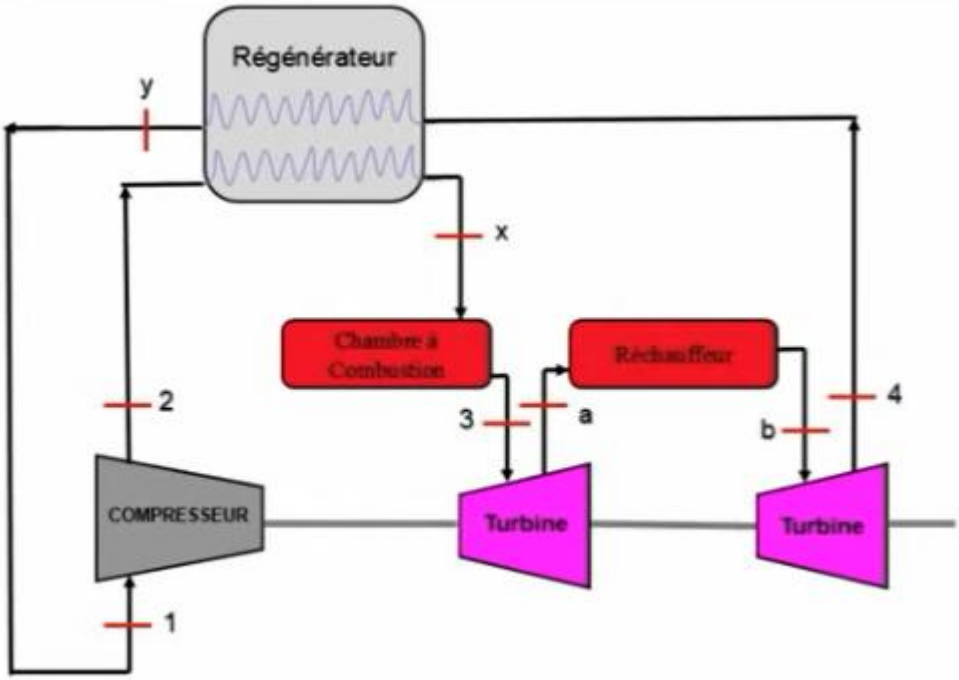


Exercice 3:

Contact : a.touahria@centre-univ-mila.dz

Une turbine à gaz à régénération fonctionnant avec de l'air, pour la quelle est intégrée un régénérateur et un réchauffeur (Voir figure).

Le gaz (l'air) entre dans le compresseur a 100 Kpas, et 300 K, et ressort a 1000 Kpas, on mesure une température de 1400 K en entrée du première turbine, on note que la détente est isentropique fait en deux étapes avec une réchauffe, qui permet d'avoir une température de T_b =1400 K, entre les deux étapes à une pression constante de 300 KPas .



1. Tracer le diagramme T-S.
2. Calculer le rendement thermique de ce cycle si on admet que l'efficacité du régénérateur est à 100%, et que la chaleur gagnée a travers le générateur est un gain.
3. Dans le cas où le système serait composé d'une seule étape de détente isentropique

sans réchauffe, Tracer hacheur sur le diagramme T-S précédant. Correspondant à ce nouveau système. A l'aide de la lecture de du diagramme T-S des deux systèmes ; que pouvez vous en déduire sur le travail net ?

4. Calculer le rendement thermique de ce nouveau cycle si on admet que l'efficacité du régénérateur est à 100%.

5. Donner votre Conclusion. On donne: $\eta = -I\,Wturbine\,I - I\,Wcp\,I\,/Qin$. (Valeur Absolu)

6. Annexes : Table.A.17.

TABLE A.17

Variables thermodynamiques de l'air à basse pression.

T K	h kJ/kg	P_r	u kJ/kg	v_r	s° kJ/kg · K	T K	h kJ/kg	P_r	u kJ/kg	v_r	s° kJ/kg · K
200	199,97	0,3363	142,56	1 707,0	1,29559	580	586,04	14,38	419,55	115,7	2,37348
210	209,97	0,3987	149,69	1 512,0	1,34444	590	596,52	15,31	427,15	110,6	2,39140
220	219,97	0,4690	156,82	1 346,0	1,39105	600	607,02	16,28	434,78	105,8	2,40902
230	230,02	0,5477	164,00	1 205,0	1,43557	610	617,53	17,30	442,42	101,2	2,42644
240	240,02	0,6355	171,13	1 084,0	1,47824	620	628,07	18,36	450,09	96,92	2,44356
250	250,05	0,7329	178,28	979,0	1,51917	630	638,63	19,84	457,78	92,84	2,46048
260	260,09	0,8405	185,45	887,8	1,55848	640	649,22	20,64	465,50	88,99	2,47716
270	270,11	0,9590	192,60	808,0	1,59634	650	659,84	21,86	473,25	85,34	2,49364
280	280,13	1,0889	199,75	738,0	1,63279	660	670,47	23,13	481,01	81,89	2,50985
285	285,14	1,1584	203,33	706,1	1,65055	670	681,14	24,46	488,81	78,61	2,52589
290	290,16	1,2311	206,91	676,1	1,66802	680	691,82	25,85	496,62	75,50	2,54175
295	295,17	1,3068	210,49	647,9	1,68515	690	702,52	27,29	504,45	72,56	2,55731
298	298,18	1,3543	212,64	631,9	1,69528	700	713,27	28,80	512,33	69,76	2,57277
300	300,19	1,3860	214,07	621,2	1,70203	710	724,04	30,38	520,23	67,07	2,58810
305	305,22	1,4686	217,67	596,0	1,71865	720	734,82	32,02	528,14	64,53	2,60319
310	310,24	1,5546	221,25	572,3	1,73498	730	745,62	33,72	536,07	62,13	2,61803
315	315,27	1,6442	224,85	549,8	1,75106	740	756,44	35,50	544,02	59,82	2,63280
320	320,29	1,7375	228,42	528,6	1,76690	750	767,29	37,35	551,99	57,63	2,64737
325	325,31	1,8345	232,02	508,4	1,78249	760	778,18	39,27	560,01	55,54	2,66176
330	330,34	1,9352	235,61	489,4	1,79783	780	800,03	43,35	576,12	51,64	2,69013
340	340,42	2,149	242,82	454,1	1,82790	800	821,95	47,75	592,30	48,08	2,71787
350	350,49	2,379	250,02	422,2	1,85708	820	843,98	52,59	608,59	44,84	2,74504
360	360,58	2,626	257,24	393,4	1,88543	840	866,08	57,60	624,95	41,85	2,77170
370	370,67	2,892	264,46	367,2	1,91313	860	888,27	63,09	641,40	39,12	2,79783
380	380,77	3,176	271,69	343,4	1,94001	880	910,56	68,98	657,95	36,61	2,82344
390	390,88	3,481	278,93	321,5	1,96633	900	932,93	75,29	674,58	34,31	2,84856
400	400,98	3,806	286,16	301,6	1,99194	920	955,38	82,05	691,28	32,18	2,87324

Contact : a.touahria@centre-univ-mila.dz

410	411,12	4,153	293,43	283,3	2,01699
420	421,26	4,522	300,69	266,6	2,04142
430	431,43	4,915	307,99	251,1	2,06533
440	441,61	5,332	315,30	236,8	2,08870
450	451,80	5,775	322,62	223,6	2,11161
460	462,02	6,245	329,97	211,4	2,13407
470	472,24	6,742	337,32	200,1	2,15604
480	482,49	7,268	344,70	189,5	2,17760
490	492,74	7,824	352,08	179,7	2,19876
500	503,02	8,411	359,49	170,6	2,21952
510	513,32	9,031	366,92	162,1	2,23993
520	523,63	9,684	374,36	154,1	2,25997
530	533,98	10,37	381,84	146,7	2,27967
540	544,35	11,10	389,34	139,7	2,29906
550	555,74	11,86	396,86	133,1	2,31809
560	565,17	12,66	404,42	127,0	2,33685
570	575,59	13,50	411,97	121,2	2,35531

940	977,92	89,28	708,08	30,22	2,89748
960	1 000,55	97,00	725,02	28,40	2,92128
980	1 023,25	105,2	741,98	26,73	2,94468
1 000	1 046,04	114,0	758,94	25,17	2,96770
1 020	1 068,89	123,4	776,10	23,72	2,99034
1 040	1 091,85	133,3	793,36	23,29	3,01260
1 060	1 114,86	143,9	810,62	21,14	3,03449
1 080	1 137,89	155,2	827,88	19,98	3,05608
1 100	1 161,07	167,1	845,33	18,896	3,07732
1 120	1 184,28	179,7	862,79	17,886	3,09825
1 140	1 207,57	193,1	880,35	16,946	3,11883
1 160	1 230,92	207,2	897,91	16,064	3,13916
1 180	1 254,34	222,2	915,57	15,241	3,15916
1 200	1 277,79	238,0	933,33	14,470	3,17888
1 220	1 301,31	254,7	951,09	13,747	3,19834
1 240	1 324,93	272,3	968,95	13,069	3,21751

TABLE A.17

Variables thermodynamiques de l'air à basse pression. (*suite*)

T K	h kJ/kg	P_r	u kJ/kg	v_r	s° kJ/kg · K
1 260	1 348,55	290,8	986,90	12,435	3,23638
1 280	1 372,24	310,4	1 004,76	11,835	3,25510
1 300	1 395,97	330,9	1 022,82	11,275	3,27345
1 320	1 419,76	352,5	1 040,88	10,747	3,29160
1 340	1 443,60	375,3	1 058,94	10,247	3,30959
1 360	1 467,49	399,1	1 077,10	9,780	3,32724
1 380	1 491,44	424,2	1 095,26	9,337	3,34474
1 400	1 515,42	450,5	1 113,52	8,919	3,36200
1 420	1 539,44	478,0	1 131,77	8,526	3,37901
1 440	1 563,51	506,9	1 150,13	8,153	3,39586
1 460	1 587,63	537,1	1 168,49	7,801	3,41247
1 480	1 611,79	568,8	1 186,95	7,468	3,42892
1 500	1 635,97	601,9	1 205,41	7,152	3,44516
1 520	1 660,23	636,5	1 223,87	6,854	3,46120
1 540	1 684,51	672,8	1 242,43	6,569	3,47712
1 560	1 708,82	710,5	1 260,99	6,301	3,49276
1 580	1 733,17	750,0	1 279,65	6,046	3,50829

T K	h kJ/kg	P_r	u kJ/kg	v_r	s° kJ/kg · K
1 600	1 757,57	791,2	1 298,30	5,804	3,52364
1 620	1 782,00	834,1	1 316,96	5,574	3,53879
1 640	1 806,46	878,9	1 335,72	5,355	3,55381
1 660	1 830,96	925,6	1 354,48	5,147	3,56867
1 680	1 855,50	974,2	1 373,24	4,949	3,58335
1 700	1 880,1	1 025	1 392,7	4,761	3,5979
1 750	1 941,6	1 161	1 439,8	4,328	3,6336
1 800	2 003,3	1 310	1 487,2	3,994	3,6684
1 850	2 065,3	1 475	1 534,9	3,601	3,7023
1 900	2 127,4	1 655	1 582,6	3,295	3,7354
1 950	2 189,7	1 852	1 630,6	3,022	3,7677
2 000	2 252,1	2 068	1 678,7	2,776	3,7994
2 050	2 314,6	2 303	1 726,8	2,555	3,8303
2 100	2 377,7	2 559	1 775,3	2,356	3,8605
2 150	2 440,3	2 837	1 823,8	2,175	3,8901
2 200	2 503,2	3 138	1 872,4	2,012	3,9191
2 250	2 566,4	3 464	1 921,3	1,864	3,9474

Note: La pression relative P_r et le volume massique relatif v_r sont des variables sans dimension utilisées dans les évolutions isentropiques.

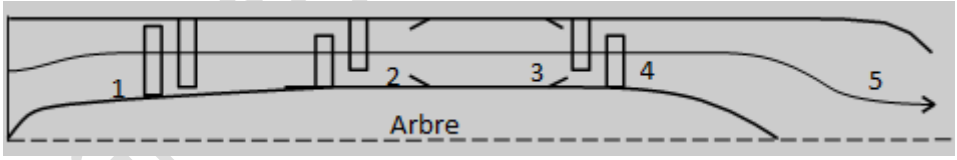
Contact : a.touahria@centre-univ-mila.dz

Exercice 4:

Un avion propulsé par un turboréacteur vole à une altitude ou la pression atmosphériqueest de 35kPa et la température de l'air extérieur est de -40C°. La vitesse de l'avion est de 260m/s. Le débit d'air à l'entrée du compresseur est de 45kg/s et le rapport de pression dans le compresseur est de 10. Calculer: (a) la température et la pression des gaz à la sortie de la turbine, (b) la vitesse des gaz à la sortie de la tuyère et (c) le rendement de propulsion.

Problème 04 :

Un compresseur axial aspire l'air ambiant. Après compression, l'air est chauffé dans la chambre de combustion jusqu'à la température ($T_3 = 1250$ K). Après détente partielle dans la turbine axiale, l'air est envoyé dans la tuyère où la détente s'effectue jusqu'à la pression ambiante ($P_5 = 1{,}00$ bar). Le compresseur est uniquement entraîné par la turbine, qui lui transmet intégralement la puissance mécanique que lui fournit l'écoulement. On rappelle que $P_2 = P_3$. On donne le taux de compression du compresseur : P2/P1=6.15



Compresseur	Combustion	Turbine	Tuyère
(1–2)	(2–3)	(3–4)	(4–5)

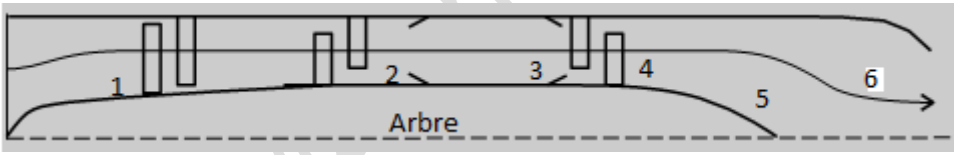
L'air est assimilé à un gaz parfait. On donne $c_p = 1{,}00$ kJ· kg^{-1}.K^{-1} et $\gamma = 1{,}40$. L'énergie cinétique sera négligée, sauf à la sortie de la tuyère. Le débit massique d'air aspiré par le turboréacteur vaut $D_M = 50{,}00$ kg.s^{-1}.

Le compresseur aspire l'air ambiant défini par sa pression $P_1 = 1{,}00$ bar et sa température $T_1 = 288$ K. Les évolutions à l'intérieur des turbomachines

a.touahria@centre-univ-mila.dz

(compresseurs et turbines) et des tuyères sont supposées adiabatiques, réversibles. On négligera les pertes de charge de l'air à l'intérieur des chambres de combustion : les évolutions y sont isobares. On définit le rendement thermique du turboréacteur (noté η_{th}) comme étant le rapport entre l'énergie cinétique massique reçue par l'air, notée e_c, et la (ou la somme des) quantité(s) de chaleur massique(s) fournie(s) par la (ou les) chambre(s) de combustion, notée $q_{\text{combustion}}$.

1. Calculer la température T_2 (sortie du compresseur), le travail indiqué massique de compression, la température T_4, la pression P_4 à la sortie de la turbine, la température T_5 et la vitesse c_5 à la sortie de la tuyère.
2. Calculer la quantité de chaleur massique fournie à l'air lors de la combustion, notée $q_{2-3} = q_{\text{combustion}}$. Calculer l'énergie cinétique massique de l'air à la sortie de la tuyère. En déduire le rendement thermique η_{th} de ce turboréacteur.



Compresseur (1–2)	Combustion (2–3)	Turbine (3–4)	Combustion (4–5)	Tuyère (5–6)

La configuration est identique à la précédente mais on insère une seconde chambre de combustion entre la turbine et la tuyère. Lors de cette seconde combustion, l'air est à nouveau chauffé jusqu'à la température de 1930 K ($T_5 = 1930$ K). La détente s'effectue ensuite dans la tuyère jusqu'à la pression ambiante ($P_6 = 1{,}00$ bar).

Comme précédemment la turbine entraîne le compresseur, le taux de compression est identique et la température de fin de première combustion

a.touahria@centre-univ-mila.dz

aussi ($T_3 = 1250$ K). On rappelle que $P_2 = P_3$ et que $P_4 = P_5$.

3. Calculer T_2, T_4, P_4, T_6 à la sortie de la tuyère et la vitesse c_6 à la sortie de cette tuyère.
4. Calculer la quantité de chaleur massique fournie à l'air lors de la seconde combustion, notée q_{4-5}. En déduire la quantité de chaleur massique fournie globalement à l'air, notée $q_{\text{combustion}} = q_{2-3} + q_{4-5}$. Calculer l'énergie cinétique massique de l'air à la sortie de la tuyère. En déduire le rendement thermique η_{th}, de ce turboréacteur. Comparer les paramètres des deux turboréacteurs étudiés et conclure.

Bon courage.

a.touahria@centre-univ-mila.dz