ชื่อ-สกุล___________________________รหัส______________________________Section_________

มหาวิทยาลัยสงขลานครินทร์

คณะวิศวกรรมศาสตร์

การสอบกลางภาค ประจำภาคการศึกษาที่ 1 ปีการศึกษา 2550

วันที่ 31 กรกฎาคม 2550 เวลา 09:00-12:00 น.

วิชา 215-436 Gas Turbine Theory ห้อง A401

===

คำสั่ง

1. ข้อสอบมีทั้งหมด 4 ข้อ ให้ทำทุกข้อ อนุญาตให้เขียนคำตอบเป็นภาษาไทย
2. อนุญาตให้นำหนังสือ Gas Turbines ของ V. Ganesan เข้าได้เท่านั้น
3. อนุญาตให้ใช้เครื่องคิดเลขได้ทุกรุ่น
4. ให้เขียนชื่อ-สกุล รหัสนักศึกษา และ section ลงในข้อสอบ**ทุกหน้า**

หมายเหตุ คะแนนการสอบคิดเป็น 35% ของทั้งภาคการศึกษา

ทุจริตในการสอบโทษขั้นต่ำปรับตกในรายวิชานั้นและพักการศึกษา 1ภาคการศึกษา

ข้อที่	คะแนนเต็ม	คะแนนที่ได้
1	20	
2	30	
3	30	
4	20	
รวม	100	

อาจารย์ ชยุตม์ นันทดุสิต

(ผู้ออกข้อสอบ)

ชื่อ-สกุล__________________________รหัส_____________________________Section_________

ข้อที่ 1. Answer all questions below.

(a) Explain the difference between gas turbine for shaft power cycles and gas turbine for jet propulsion cycles

(b) Explain the difference between energy transfer and energy transformation in rotating machine.

(c) Show and explain the three terms of the energy transfer equation. Also explain how each term rise pressure.

(d) Explain the principle of afterburner in thrust augmentation.

ชื่อ-สกุล________________________รหัส__________________________Section________

ข้อที่ 2. An ideal open cycle gas turbine plant using air operates on an overall pressure ratio of 4 and between the temperature limits of 300 K and 1000 K. Assume optimum stage pressure ratios, perfect intercooling and perfect regeneration. (Note: constant specific heats, C_p=1.005 kJ/kg K and C_v=0.717 kJ/kg K)

If the basic cycle was modified as below:

(i) basic cycle,

(ii) basic cycle with heat exchanger,

(iii) basic cycle with two-stage intercooled compressor,

(iv) basic cycle with heat exchanger and intercooled compressor.

Answer all questions:

(a) Draw the schematic diagram for each of the modifications.

(b) Draw T-s diagram and P-v diagram for each of the modifications.

(c) Find the compressor input work for each of the modifications.

(d) Find the turbine output work for each of the modifications.

(e) Find the heat input for each of the modifications.

(f) Evaluate and compare the specific work output and thermal efficiency for each of the modifications.

(g) What is the purpose of adding a heat exchanger? Explain the details.

(h) What is the purpose of using two stage compression and intercooler? Explain the details.

ชื่อ-สกุล______________________รหัส__________________________Section________

ข้อที่ 3. At design speed the following data apply to a gas turbine set employing a separate power turbine, heat exchanger, re-heater and intercooler between two-stage compression. If cycle is series flow with intercooler, reheat and heat exchanger type (compressor turbine is used to drive two compressors).

Isentropic efficiency of compression in each stage	: 80%
Isentropic efficiency of high pressure turbine (compressor turbine)	: 87%
Isentropic efficiency of low pressure turbine (power turbine)	: 80%
Transmission efficiency	: 99%
Pressure ratio in each stage of compression	: 2:1
Pressure loss in intercooler	: 0.07 bar
Temperature after intercooling	: 300 K
Thermal ratio of heat exchanger	: 0.75
Pressure loss in combustion chamber	: 0.15 bar
Combustion efficiency	: 98%
Maximum cycle temperature	: 1000 K
Temperature after reheating	: 1000 K
Air mass flow	: 25 kg/s
Ambient air temperature	: 15 ^{0}C
Ambient air pressure	: 1 bar
Calorific value of fuel	: 42 MJ/kg
Pressure loss in each side of heat exchanger	: 0.1 bar
Pressure loss in reheat chamber	: 0.1 bar

Note : Take $\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a} = 0.286$, $\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g} = 0.248$, C_{pa}=1.005 kJ/kg K and C_{pg}=1.147 kJ/kg K

Neglect the kinetic energy of the gases leaving the system.

(a) Draw the schematic diagram for gas turbine system.

(b) Draw the cycle on the P-v diagram and T-s diagram for ideal cycle and practical cycle.

(c) Find the air temperature and pressure after two-stage compression.

(d) Find the power input of each compressor.

ชื่อ-สกุล______________________รหัส________________________Section________

(e) Find the pressure at turbine inlet.

(f) Find the power output of compressor turbine.

(g) Find the gas temperature and pressure after compressor turbine.

(h) Find the gas temperature after two-stage expansion.

(i) Find the power output of power turbine.

(j) Find the overall heat supplied in system.

(k) Find overall thermal efficiency.

(l) Find the air/fuel ratio of gases.

(m) Find specific fuel consumption.

ชื่อ-สกุล______________________________รหัส________________________________Section__________

ข้อที่ 4. A turbojet engine inducts 51 kg of air per second and propels an aircraft with an uniform flight speed of 912 km/h. The isentropic enthalpy change for the nozzle is 200 kJ/kg and its efficiency is 0.96. The fuel-air ratio is 0.0119, the combustion efficient is 0.96 and the lower heating value of the fuel is 42 MJ/kg. Calculate

(a) the jet exhaust velocity

(b) the thrust

(c) the thrust power

(d) the propulsive power in kW

(e) the propulsive efficiency

(f) the fuel flow rate in kg/h and TSFC

(g) the thermal efficiency of the engine