ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

มหาวิทยาลัยสงขลานครินทร์
คณะวิศวกรรมศาสตร์

การสอบกลางภาค ประจำภาคการศึกษาที่ 2 ปีการศึกษา 2557

วันที่ 20 มีนาคม 2558 เวลา 13:30-16:30 น.

วิชา 215-436 Gas Turbine Theory ห้อง S817

==========

คำสั่ง

1. ข้อสอบมีทั้งหมด 5 ข้อ ให้ทำทุกข้อ อนุญาตให้เขียนคำตอบเป็นภาษาไทย
2. ไม่อนุญาตให้นำเอกสารใดๆเข้าห้องสอบ
3. อนุญาตให้ใช้เครื่องคิดเลขได้ทุกรุ่น
4. ให้เขียนชื่อ-สกุล และรหัสนักศึกษา ลงในข้อสอบทุกหน้า
5. มีสมการที่ใช้คำนวณอยู่ในหน้าที่ 15

หมายเหตุ คะแนนการสอบคิดเป็น 35% ของทั้งภาคการศึกษา

ทุจริตในการสอบโทษขั้นต่ำปรับตกในรายวิชานั้นและพักการเรียน 1 ภาคการศึกษา

ข้อที่	คะแนนเต็ม	คะแนนที่ได้
1	40	
2	15	
3	35	
4	30	
5	30	
รวม	150	

อาจารย์ ชยุต นันทดุสิต
(ผู้ออกข้อสอบ)

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

ข้อที่ 1. จงตอบคำถามต่อไปนี้

(ก) จงเปรียบเทียบการทำงานของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ (Gas turbines) และเครื่องยนต์แบบลูกสูบ (Reciprocating engines) อย่างน้อย 3 ประเด็น

(ข) จงอธิบายข้อแตกต่างระหว่างเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ที่ใช้สำหรับให้กำลังเพลา (Industrial gas turbine) และเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ที่ใช้สำหรับขับเคลื่อนโดยเจ็ท (Aircraft gas turbine)

(ค) จงอธิบายถึงวิธีการเพิ่มสมรรถนะของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ จงเขียนไดอะแกรมของวัฏจักรที่ปรับปรุงอย่างน้อย 2 แบบ

(ง) จงอธิบายถึงวิธีการเพิ่มประสิทธิภาพของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ จงเขียนไดอะแกรมของวัฏจักรที่ปรับปรุงอย่างน้อย 1 แบบ

(จ) จงเขียนไดอะแกรมของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์แบบระบบปิด (Closed cycle arrangement) มีอุปกรณ์ใดบ้างที่ต้องติดตั้งเพิ่มเติมเมื่อเปรียบเทียบกับเครื่องยนต์ระบบเปิด และทำไมต้องติดตั้งอุปกรณ์นี้เพิ่มเติม

(ฉ) จงเขียนอธิบายถึงข้อดีและข้อเสียของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ระบบปิด เมื่อเทียบกับกรณีของระบบแบบเปิด อย่างละ 3 ข้อ

(ซ) Polytropic efficiency ต่างกับ Isentropic efficiency อย่างไร

(ฌ) จงอธิบายเกี่ยวกับ Ericsson cycle ว่าประกอบด้วยอุปกรณ์อะไรบ้าง พร้อมทั้งเขียน T-s diagram

ข้อที่ 2. In an ideal gas turbine cycle with one compressor and two turbines, the pressure ratio to which air at 15°C is compressed to 6. The same air is then heated to a maximum temperature of 750°C. First in heat exchanger and then in combustion chamber. It is then expanded in two stage such that the expansion work is maximum. The air is reheated to 750°C in reheat chamber after the first stage. (Note: Take $\gamma = 1.4$, C_p=1.005 kJ/kg K)

2.1 Write T-s diagram, P-v diagram

2.2 Determine the output work of cycle

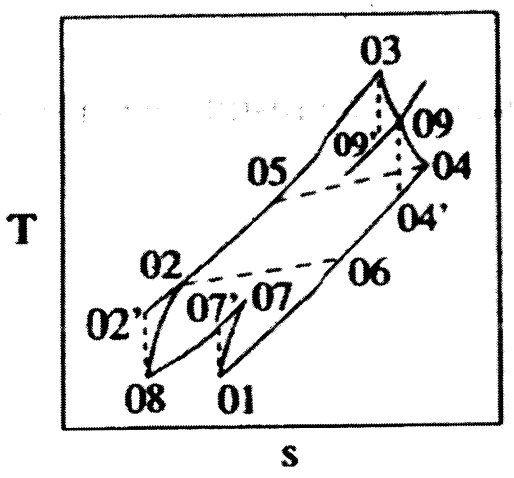
2.3 Determine the thermal efficiency of cycle

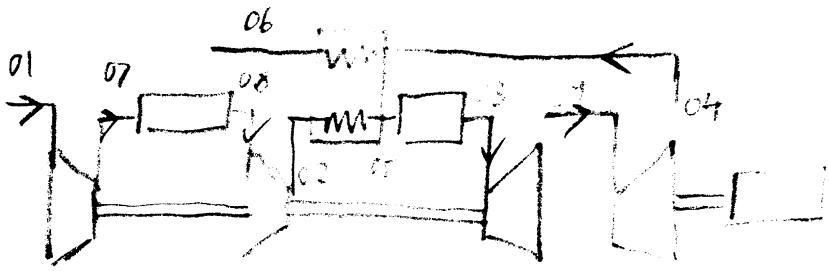
ข้อที่ 3. The following data apply to gas turbine set employing a separate power turbine, heat exchanger, and intercooler between two-stage compressors:

Isentropic efficiency of compression each stage	:	80%
Isentropic efficiency of compressor turbine	:	88%
Isentropic efficiency of power turbine	:	88%
Turbine to compressor transmission efficiency	:	98%
Pressure ratio in each stage of compression	:	3:1
Temperature after intercooler	:	297 K
Air mass flow	:	15 kg/s
Heat exchanger effectiveness	:	80%
Heat exchanger air-side/gas-side pressure loss	:	0.1 bar
Maximum turbine temperature	:	1000 K
Ambient temperature	:	327 K
Ambient pressure	:	1 bar
Calorific value of the fuel	:	43.1 MJ/kg
Combustion efficiency	:	97%

Calculate the net power output, specific fuel consumption, and overall thermal efficiency.

(Note: Take $\gamma_{air} = 1.4$, $\gamma_{gas} = 1.333$, C_{pa}=1.005 kJ/kg K and C_{pg}=1.148 kJ/kg K)





ข้อที่ 4. จงตอบคำถามต่อไปนี้

(ก) Thrust คืออะไร หากต้องการเพิ่ม Thrust จะต้องทำอย่างไร

(ข) Ram compression คืออะไร เกิดขึ้นที่ใด

(ค) จงอธิบายหลักการทำงานของเครื่องยนต์ Pulse jet (เขียนรูปประกอบ)

(ง) เครื่องยนต์ Turbojet, Turbofan และ Turboprop มีลักษณะแตกต่างกันอย่างไร (วาดรูปประกอบ)

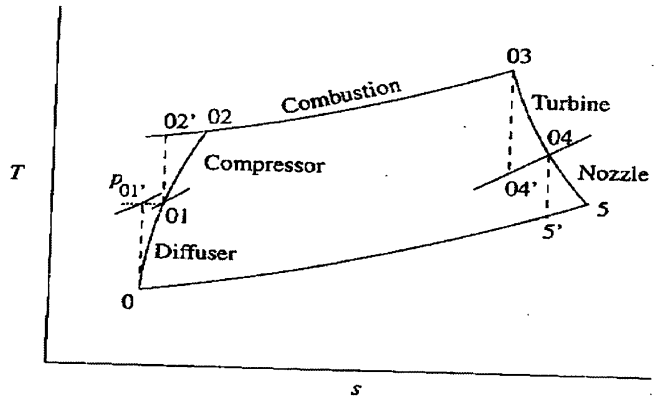
(จ) จงอธิบายเกี่ยวกับเครื่องยนต์แบบ Air Breathing Engine พร้อมยกตัวอย่าง

(ฉ) จงอธิบายเกี่ยวกับการเกิด Choking ใน Convergent nozzle ว่ามีผลอย่างไรในระบบ มีเงื่อนไขการเกิดคือ

5. A simple jet engine has compressor directly coupled to the turbine mounted in an aircraft with intake and convergent nozzle. Calculate the thrust when the aircraft flies at air speed of 300 m/s in the ambient conditions of -10°C and 0.58 bar.

Air mass flow rate	39 kg/s
Compressor stagnation pressure ratio	7.5 : 1
Turbine inlet stagnation temperature	650°C
Combustion chamber loss in pressure stagnation	4%
Compressor stage efficiency	82%
Turbine stage efficiency	85%
Combustion efficiency	100%
Ram efficiency	90%
Nozzle efficiency	100%
Mechanical efficiency	100%

(Note: Take $\gamma_{air} = 1.4$, $\gamma_{gas} = 1.333$, C_{pa}=1.005 kJ/kg K and C_{pg}=1.148 kJ/kg K)



ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

สมการที่ใช้

$$T_{01} = T_a + \frac{c_i^2}{2c_p}, \quad \frac{T_{01}'}{T_a} = \left(\frac{P_{01}'}{P_a}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

Critical pressure ratio

$$\frac{P_{c4}}{P_c} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Critical temp.

$$T_c = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right) T_{t4}$$

$$R = c_p\left(\frac{\gamma-1}{\gamma}\right)$$

$$\rho = \frac{P}{RT}$$

Thrust $F = \dot{m}_a(c_j - c_i) + A_j(P_e - P_a)$

$$\eta_{ram} = \frac{P_{02} - P_a}{P_{01}' - P_a}$$