ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

มหาวิทยาลัยสงขลานครินทร์
คณะวิศวกรรมศาสตร์

การสอบกลางภาค ประจำภาคการศึกษาที่ 2 ปีการศึกษา 2558

วันที่ 4 มีนาคม 2559 เวลา 13:30-16:30 น.

วิชา 215-436 Gas Turbine Theory ห้อง หัวหุ่น

==========

คำสั่ง

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

หมายเหตุ คะแนนการสอบคิดเป็น 40% ของทั้งภาคการศึกษา

ทุจริตในการสอบโทษขั้นต่ำปรับตกในรายวิชานั้นและพักการเรียน 1 ภาคการศึกษา

ข้อที่	คะแนนเต็ม	คะแนนที่ได้
1	30	
2	15	
3	30	
4	25	
5	20	
รวม	120	

อาจารย์ ชยุต นันทดุสิต

(ผู้ออกข้อสอบ)

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

ข้อที่ 1. จงตอบคำถามต่อไปนี้

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

(ข) จงอธิบายถึงวิธีการเพิ่มสมรรถนะของเครื่องยนต์**แก๊สเทอร์ไบน์** จงเขียนไดอะแกรมของวัฏจักรที่ปรับปรุงอย่างน้อย 2 แบบ

(ค) จงอธิบายถึงวิธีการเพิ่มประสิทธิภาพของเครื่องยนต์**แก๊สเทอร์ไบน์** จงเขียนไดอะแกรมของวัฏจักรที่ปรับปรุงอย่างน้อย 1 แบบ

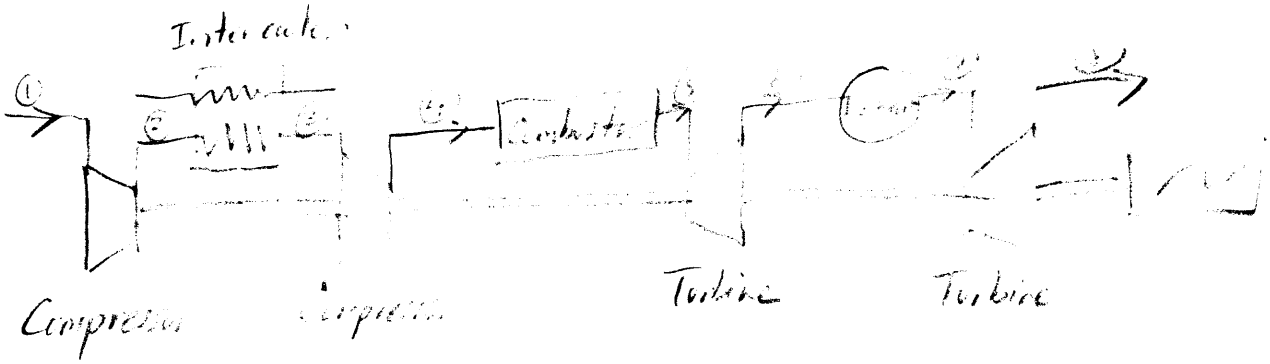
(ง) จงเขียนไดอะแกรมของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์แบบระบบปิด (Closed cycle arrangement) มีอุปกรณ์ใดบ้างที่ต้องติดตั้งเพิ่มเติมเมื่อเปรียบเทียบกับเครื่องยนต์ระบบเปิด และทำไมต้องติดตั้งอุปกรณ์นี้เพิ่มเติม

(จ) จงเขียนอธิบายถึงข้อดีและข้อเสียของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ระบบปิด เมื่อเทียบกับกรณีของระบบแบบเปิด อย่างละ 3 ข้อ

(ฉ) Polytropic efficiency ต่างกับ Isentropic efficiency อย่างไร

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

ข้อที่ 2. A Brayton cycle operates with ideal air between 1 bar, 300 K and 5 bar, 1000 K. The air is compressed in two stages with perfect intercooling. Similarly in the turbine expansion occurs in two stages with perfect reheating. Calculate the optimum pressure in bar, net work output and the fraction of turbine output that has to be put back to compressor (W_C/W_T) (Note: Take $\gamma = 1.4$, C_p=1.005 kJ/kg•K)



ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

ข้อที่ 3. The air from the compressor passes through a heat exchanger heated by the exhaust gases from the low-pressure turbine, and then into the combustion chamber. The high-pressure turbine drives the compressor only. The exhaust gases from the high-pressure turbine pass through the reheat combustion chamber to the low pressure turbine which is coupled to a generator. The following data refer to this plant:

Pressure ratio of the compressor	:	4:1
Isentropic efficiency of compression	:	0.86
Isentropic efficiency of HP turbine	:	0.84
Isentropic efficiency of LP turbine	:	0.80
Mechanical efficiency of drive to compressor	:	0.92
Temperature of gases entering HP turbine	:	660°C
Temperature of gases entering LP turbine	:	625°C
Atmospheric temperature	:	15°C
Atmosphere pressure	:	1 bar
Efficiency of heat exchanger	:	0.75

(i) Write T-s diagram

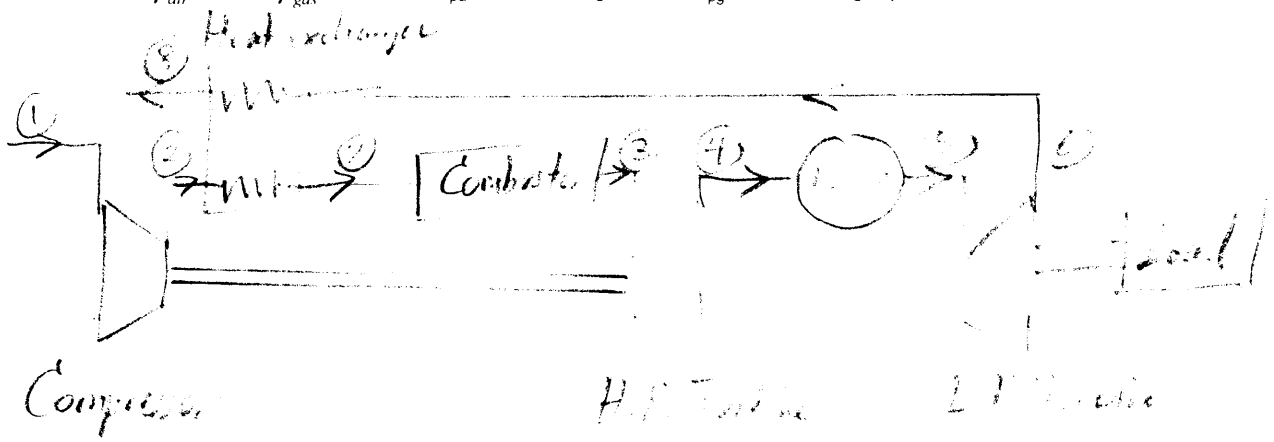
(ii) Calculate the pressure of the gases entering the low-pressure turbine

(iii) Calculate the compressor work

(iv) Calculate the turbine work

(v) Calculate the overall 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)



ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

ข้อที่ 4. จงตอบคำถามต่อไปนี้

(ก) Thrust คืออะไร

(ข) Ram compression คืออะไร เกิดขึ้นที่ใด

(ค) จงอธิบายหลักการทำงานของเครื่องยนต์ Pulse jet (เขียนรูปประกอบ)

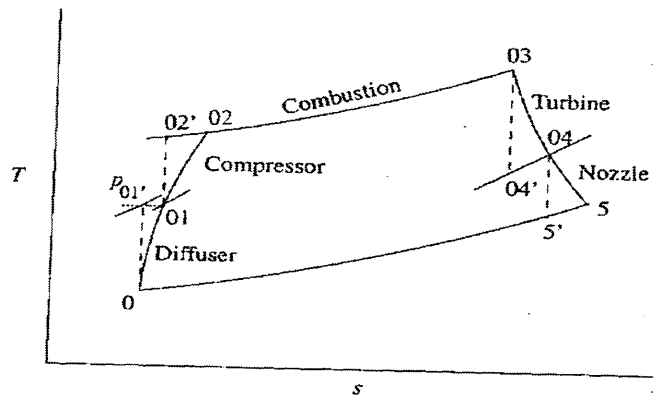
(ง) เครื่องยนต์ Turbojet, Turbofan และ Turboprop มีลักษณะแตกต่างกันอย่างไร (วาดรูปประกอบ)

(จ) 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 and specific fuel consumption when the aircraft flies at air speed of 805 km/hr in the ambient conditions of 248 K and 0.458 bar.

Compressor stagnation pressure ratio	:	4 : 1
Turbine inlet stagnation temperature	:	1100 K
Combustion chamber loss in pressure stagnation	:	0.21 bar
Compressor stage efficiency	:	85%
Turbine stage efficiency	:	90%
Combustion efficiency	:	95%
L.C.V of fuel	:	43 MJ/kg
Ram efficiency	:	95%
Nozzle efficiency	:	95%
Mechanical efficiency	:	99%
Nozzle outlet area	:	0.0935 m^2

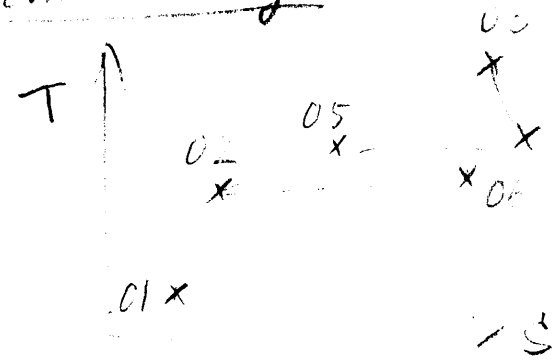
(Note: Take $\gamma_{air} = 1.4$, $\gamma_{gas} = 1.333$, C_{pa}=1.005 kJ/kg K and C_{pg}=1.148 kJ/kg K)



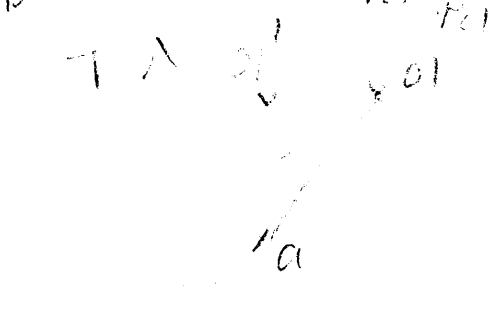
ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

สมการที่ใช้

Heat exchanger



Diffuser



Nozzle

Critical pressure ratio

Thrust