ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

มหาวิทยาลัยสงขลานครินทร์
คณะวิศวกรรมศาสตร์

การสอบปลายภาค ประจำภาคการศึกษาที่ 2 ปีการศึกษา 2557

วันที่ 9 พฤษภาคม 2558 เวลา 13:30-16:30 น.

วิชา 215-436 Gas Turbine Theory ห้อง R201

==========

คำสั่ง

1. ข้อสอบมีทั้งหมด 6 ข้อ ให้ทำทุกข้อ อนุญาตให้เขียนคำตอบเป็นภาษาไทย
2. มีสมการให้ในหน้าสุดท้าย
3. ห้ามเอาเอกสารทุกชนิดเข้าห้องสอบ
4. อนุญาตให้ใช้เครื่องคิดเลขได้
5. ให้เขียนชื่อ-สกุล รหัสนักศึกษา และ section ลงในข้อสอบทุกหน้า

กำหนดให้ค่าคงที่ของอากาศ R=287 J/kg K, C_{pa}=1.005 kJ/kg K, C_{pg}=1.147 kJ/kg K,

γ_a=1.4, γ_a=1.33

ทุจริตในการสอบโทษขั้นต่ำปรับตกในรายวิชานั้นและพักการศึกษา 1 ภาคการศึกษา

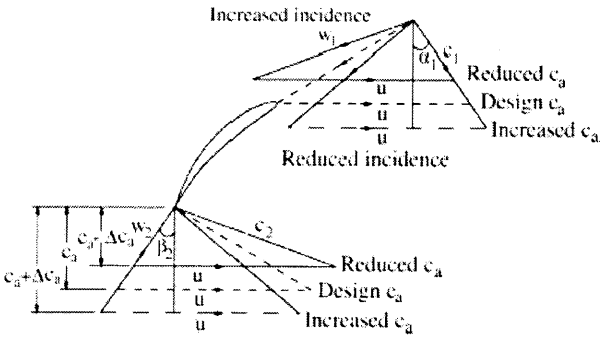
ข้อที่	คะแนนเต็ม	คะแนนที่ได้
1	30	
2	20	
3	10	
4	15	
5	15	
6	25	
รวม	115	

อาจารย์ ชยุต นันทดุสิต
(ผู้ออกข้อสอบ)

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

ข้อที่ 1. ตอบคำถามต่อไปนี้

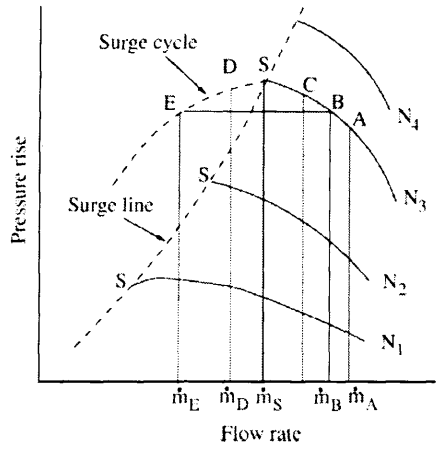
(1.1) Flow coefficient คืออะไร มีผลต่อ Incidence angle และการเกิด Stall บนผิวใบพัดอย่างไร



(1.2) จงอธิบายถึงการสูญเสียที่เกิดขึ้นจากการไหลใน Axial flow compressor 4 แบบ

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

(1.3) จงใช้กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง Flow rate และ Pressure ratio อธิบายการเกิดปรากฏการณ์ Surging และปรากฏการณ์นี้มีผลต่อระบบการไหลอย่างไรและสามารถป้องกันได้อย่างไร



(1.4) จงอธิบายความหมายของ Degree of reaction ใน Axial flow compressor

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

(1.5) จงอธิบายความหมายและที่มาของ Slip factor

(1.6) จงอธิบายที่มาของ Work done factor

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

ข้อที่ 2. ตอบคำถามต่อไปนี้

(2.1) จงอธิบายเงื่อนไขในการออกแบบห้องเผาไหม้สำหรับ Gas turbine

(2.2) Stoichiometric ratio คืออะไร จงอธิบายเหตุผลของการใช้อัตราส่วนอากาศต่อเชื้อเพลิงในห้องเผาไหม้ของเครื่องยนต์ Gas turbine มากกว่า Stoichiometric ratio

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

(2.3) จงอธิบายถึงโซนของการเผาไหม้ภายใน Combustion chamber

(2.4) จงอธิบายหน้าที่ของ Flame stabilizer พร้อมยกตัวอย่างรูปแบบของ Flame stabilizer 2 แบบ

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

ข้อที่ 3. ตอบคำถามต่อไปนี้

(3.1) จงอธิบายข้อแตกต่างระหว่าง Turbine แบบ Impulse stage และ Reaction stage

(3.2) จงอธิบายเกี่ยวกับวิธีป้องกันใบพัดเทอร์ไบน์จากความร้อน

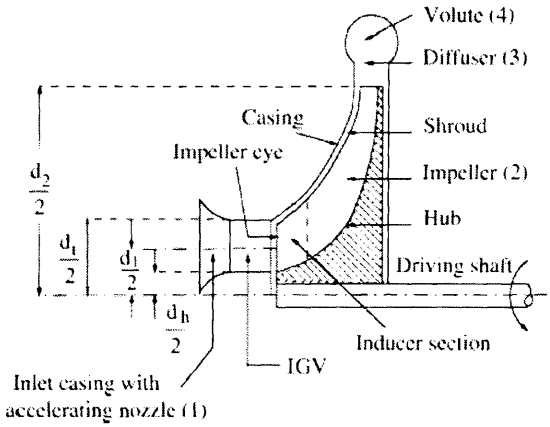
ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

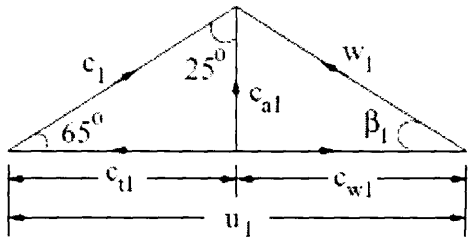
ข้อที่ 4. A centrifugal compressor (**with radial-curved blades**) has a pressure ratio of 4:1 with an isentropic efficiency of 80% when running at 15000 rpm and inducing air at 293 K. Curved vanes at inlet give the air a prewhirl of 25° to the axial direction at all radii and the mean diameter of eye is 250 mm. The absolute air velocity at inlet is c_1=150 m/s. Impeller tip diameter is 600 mm. Calculate

(i) Temperature rise

(ii) Power input per unit mass flow rate

(iii) Slip factor





ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

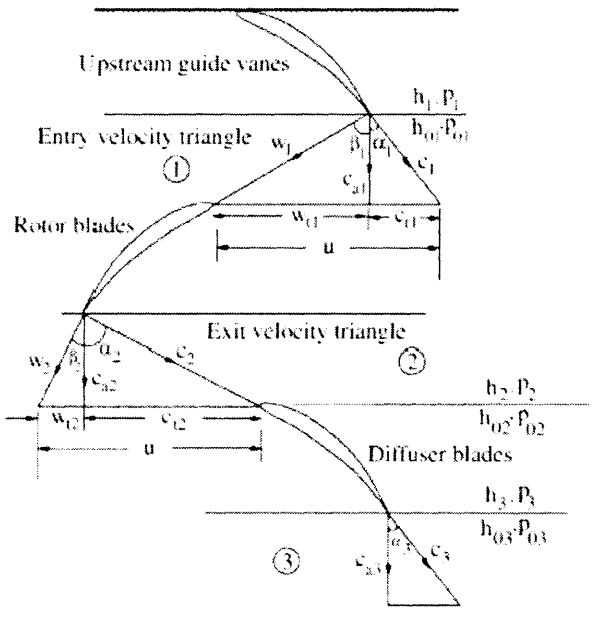
ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

ข้อที่ 5. A 10 stage axial flow compressor provide an overall pressure ratio of 5:1 with an overall isentropic efficiency of 87%. When the temperature of air at inlet is 15°C. The work is equally divided between the stages. A 50% reaction is used with a blade speed of 210 m/s and a constant axial velocity of 170 m/s. Work done factor is 1.0. Estimate

(i) Increase of total temperature per stage

(ii) Blade angle for rotor at inlet and outlet

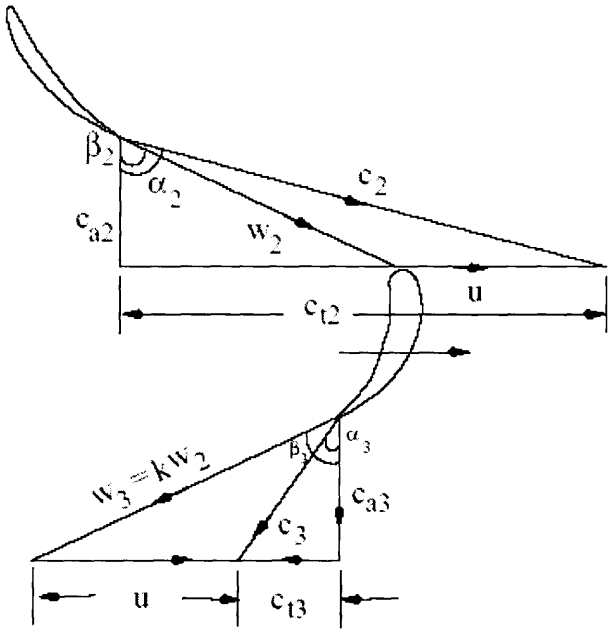
(iii) Power required per stage



ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

ข้อที่ 6. The mean diameter of the blades of an impulse turbine with a single row wheel is 105 cm and the rotation speed is 3000 rpm. The nozzle angle (α_2) is 72° with respect to axial direction, the ratio of blade speed to gas speed (u/c_2) is 0.42 and the ratio of the relative velocity at outlet from the blades to that at inlet ($k=w_3/w_2$) is 0.84. The outlet angle of the blade (β_3) is to be made 3° less than the inlet angle (β_2). The mass flow rate is 8 kg/s. Calculate the following



(i) inlet angle and outlet angle of rotor blade (β_2, β_3)

(ii) relative velocity at inlet and outlet of rotor blade (w_2,w_3)

(iii) reduction of axial gas velocity (c_{a2}-c_{a3})

(iv) power developed by the blades (W_{blade}) in MW

(v) blade efficiency of the turbine (η_b)

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

สมการ

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

$$\frac{T_{02}}{T_{01}} = \left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \qquad \eta = \frac{T_{02'} - T_{01}}{T_{02} - T_{01}}$$

$$\dot{W} = \dot{m} c_p \Delta T = \dot{m}(c_{t_2} u_2 - c_{t_1} u_1)$$

$$M = \frac{c_t}{c_{t'}}$$

$$\dot{W} = \rho u c_a (\tan\beta_1 - \tan\beta_2)$$

$$R = \frac{1}{2}\left(\frac{c_a}{u}\right)(\tan\beta_1 + \tan\beta_2)$$

$$\eta_b = \frac{(c_2^2 - c_3^2) + (w_3^2 - w_2^2)}{c_2^2 + w_3^2 - w_2^2}$$