ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

มหาวิทยาลัยสงขลานครินทร์
คณะวิศวกรรมศาสตร์

การสอบปลายภาค ประจำภาคการศึกษาที่ 2 ปีการศึกษา 2558

วันที่ 28 เมษายน 2559 เวลา 13:30-16:30 น.

วิชา 215-436 Gas Turbine Theory ห้อง หัวหุ่น

==========

คำสั่ง

1. ข้อสอบมีทั้งหมด 6 ข้อ ให้ทำทุกข้อ
2. มีสมการให้ในหน้าสุดท้าย
3. ห้ามนำเอกสารทุกชนิดเข้าห้องสอบ
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	20	
5	25	
6	25	
รวม	130	

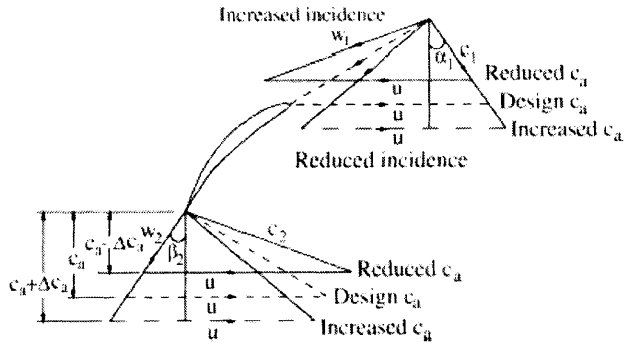
อาจารย์ ชยุต นันทดุสิต

(ผู้ออกข้อสอบ)

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

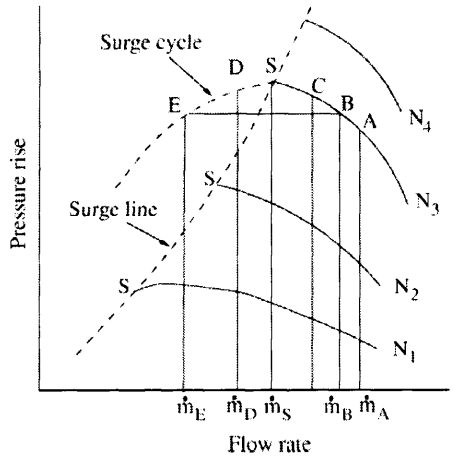
ข้อที่ 1. ตอบคำถามต่อไปนี้

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



(1.2) จงอธิบายถึงการสูญเสียที่เกิดขึ้นจากการไหลใน Axial flow compressor 4 แบบ

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



(1.4) จงอธิบายความหมายของ Degree of reaction ใน Axial flow compressor

(1.5) จงอธิบายความหมายและที่มาของ Slip factor

(1.6) จงอธิบายที่มาของ Work done factor

ข้อที่ 2. ตอบคำถามต่อไปนี้

(2.1) จงอธิบายเงื่อนไขในการออกแบบห้องเผาไหม้สำหรับ Gas turbine

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

(2.3) จงอธิบายถึงโซนของการเผาไหม้ภายใน Combustion chamber

(2.4) จงอธิบายหน้าที่ของ Flame stabilizer พร้อมยกตัวอย่างรูปแบบของ Flame stabilizer 2 แบบ

ข้อที่ 3. ตอบคำถามต่อไปนี้

(3.1) จงอธิบายข้อแตกต่างระหว่าง Turbine แบบ Impulse stage และ Reaction stage

(3.2) จงอธิบายเกี่ยวกับวิธีป้องกันใบพัดเทอร์ไบน์จากความร้อน

ข้อที่ 4. A centrifugal compressor (**with radial-curved blades**) fitted in the aircraft flying with a speed of 230 m/s at an attitude where the pressure is 0.25 bar and the static temperature is 220 K. The mean diameter of eye is 25.5 cm and the impeller tip diameter is 54 cm. Rotation speed of compressor is 16000 rpm and the inlet duct of the impeller eye contain fixed vanes which give the air prewhirl of 65° with respect to prewhirl speed at all radii. Stagnation pressure at the compressor outlet is 1.75 bar. Take the power input factor as 1.04 and isentropic efficiency as 0.8.

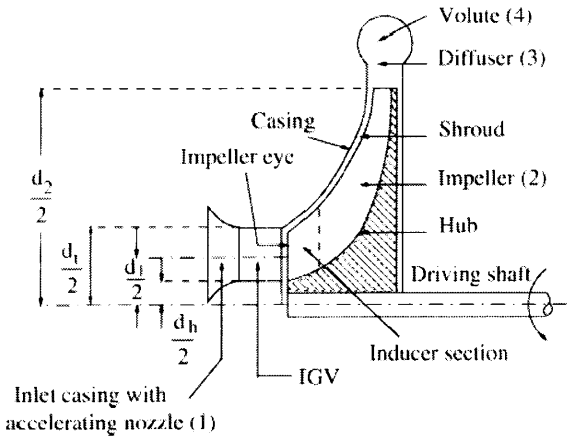
Determine

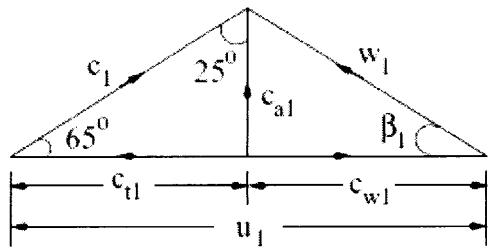
(i) stagnation pressure at the compressor inlet

(ii) stagnation temperature at the compressor inlet

(iii) power input per unit mass flow rate

(iv) slip factor





ข้อที่ 5. Air at 1.0132 bar and 288 K enters an axial flow compressor with an axial velocity 150 m/s. There are no inlet guide vanes (**$c_1=c_{a1}$ or $\alpha_1 = 0^\circ$**). The rotor stage has a tip diameter of 60 cm and a hub diameter of 50 cm and rotates at 6000 rpm. The air enters the rotor and leaves the stator in the axial direction. **The air is turned through 30.2° as it passes through rotor ($\beta_2 = \beta_1 - 30.2^\circ$).** Assume a stage pressure ratio of 1.2. Assuming the constant specific heats and that the air enters and leaves the blade at the blade angles,

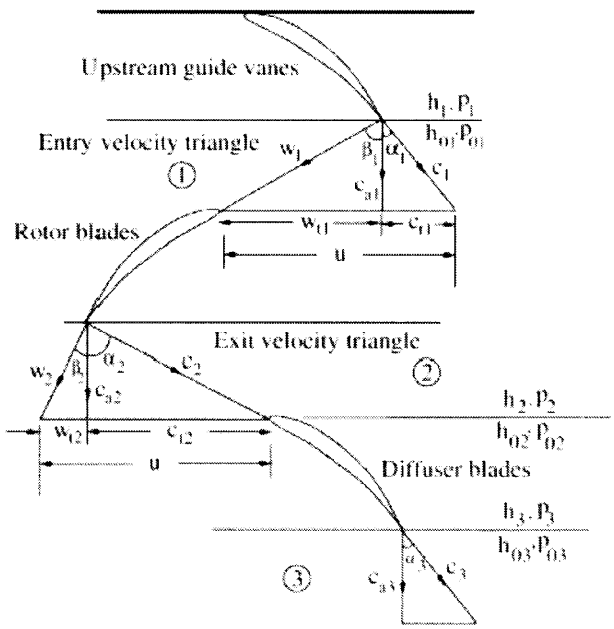
(i) construct the velocity diagram at mean diameter for rotor (find the u, $\beta_1, \beta_2, \alpha_2$),

(ii) mass flow rate,

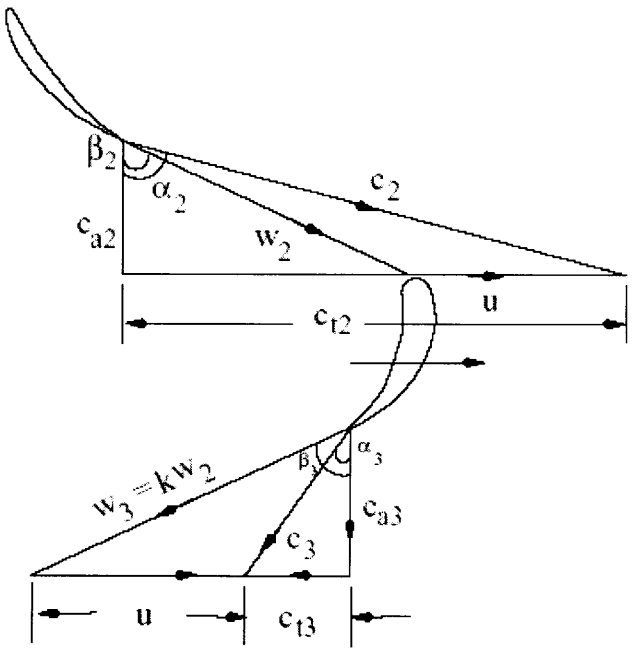
(iii) Power required per stage,

(iv) degree of reaction,

(v) explain about pressure variation in this compressor (using degree of reaction).



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

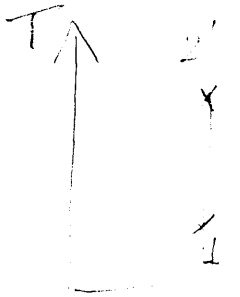
(v) blade efficiency of the turbine (η_b)

ข้อที่ 1 (25 คะแนน)

$\Delta E = c_p \Delta T$

$E = P_{1a}(\quad)$

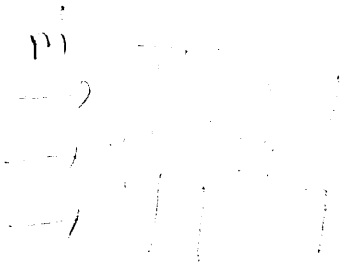
$E = \frac{1}{2}(\quad) + \frac{1}{2}(\quad) + \frac{1}{2}(\quad)$



$\eta_c = \frac{T_2' - T_1}{T_2 - T_1}$

$\frac{P_{01}'}{P_{01}} = \left(\quad\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

$T_{01} = T_1 + \frac{c_1^2}{2c_p}$



$\dot{m} = \rho_1 A_1 c_1$

$W_{comp} = \dot{m}_{1a}(\quad)$

$R = \frac{1}{2}\left(\frac{c}{t}\right)(\tan\beta_1 + \tan\beta_2)$, $\sigma = \frac{2\pi(r_{t2}+r_{t1})}{N}$

$\eta_b = \frac{W}{\dot{m}_{1b}}$, $E_{1b} = \frac{1}{2}c_{1b}^2 + \frac{1}{2}(\quad) + \frac{1}{2}(\quad)$