ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

มหาวิทยาลัยสงขลานครินทร์
คณะวิศวกรรมศาสตร์

การสอบปลายภาค ประจำภาคการศึกษาที่ 1 ปีการศึกษา 2552
วันที่ 29 กันยายน 2552 เวลา 13:30-16:30 น.
วิชา 215-436 / 216-436 Gas Turbine Theory ห้อง R200
==========

คำสั่ง

1. ข้อสอบมีทั้งหมด 5 ข้อ ให้ทำทุกข้อ อนุญาตให้เขียนคำตอบเป็นภาษาไทย
2. ไม่อนุญาตให้นำหนังสือและเอกสารใดๆ เข้าห้องสอบ
3. อนุญาตให้ใช้เครื่องคิดเลขได้ทุกรุ่น
4. ให้เขียนชื่อ-สกุล รหัสนักศึกษา และ section ลงในข้อสอบทุกหน้า

กำหนดให้ค่าคงที่ของอากาศ R=287 J/kg K, Cp=1.005 kJ/kg K, γ=1.4

ทุจริตในการสอบโทษขั้นต่ำปรับตกในรายวิชานั้นและพักการศึกษา 1 ภาคการศึกษา

ข้อที่	คะแนนเต็ม	คะแนนที่ได้
1	20	
2	20	
3	20	
4	20	
5	20	
รวม	100	

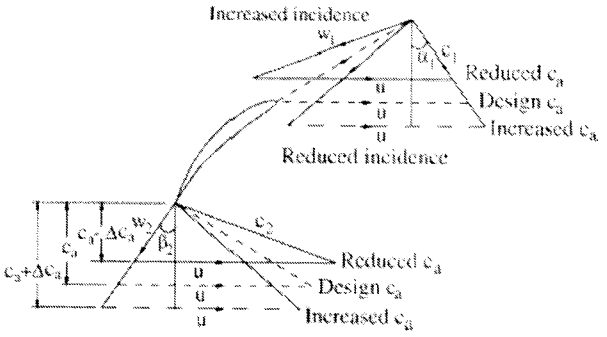
อาจารย์ ชยุต นันทดุสิต
(ผู้ออกข้อสอบ)

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

ข้อที่ 1. ตอบคำถามต่อไปนี้

(1.1) จงอธิบายถึงปรากฏการณ์สำลัก (Chocked) ใน Nozzle ว่าเกิดขึ้นที่เงื่อนไขใด และมีผลต่อการสร้างแรงขับของ Nozzle อย่างไร

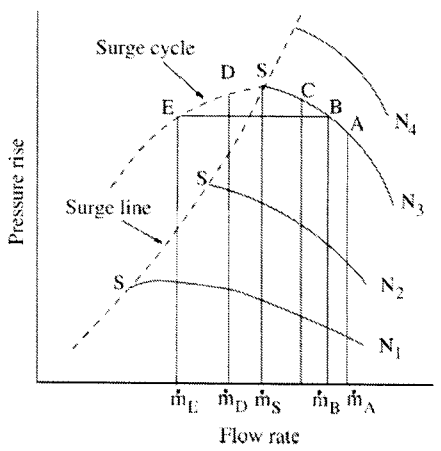
(1.2) Flow coefficient คืออะไร มีผลต่อ Incidence angle และการเกิด Stall บนผิวใบพัดอย่างไร



ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

(1.3) จงอธิบายถึงการสูญเสียที่เกิดขึ้นจากการไหลใน Axial flow compressor

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



ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

ข้อที่ 2. ตอบคำถามต่อไปนี้

(2.1) จงอธิบายเงื่อนไขในการออกแบบห้องเผาไหม้สำหรับ Gas turbine

(2.2) Stoichiometric ratio คืออะไร จงอธิบายเหตุผลของการใช้อัตราส่วนอากาศต่อเชื้อเพลิงในห้องเผาไหม้ของเครื่องยนต์Gas turbine มากกว่า Stoichiometric ratio

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

(2.3) จงอธิบายถึงโซนของการเผาไหม้ภายใน Combustion chamber

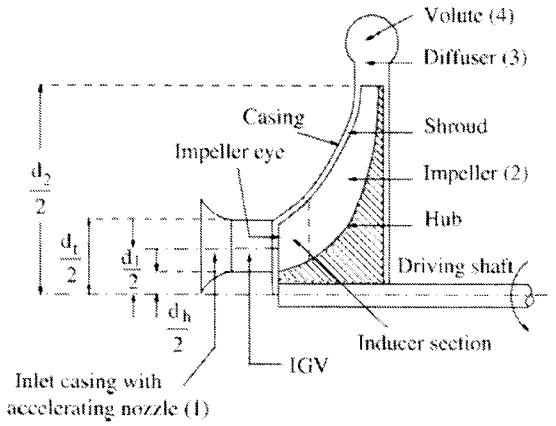
(2.4) จงอธิบายข้อแตกต่างระหว่าง Turbine แบบ Impulse stage และ Reaction stage

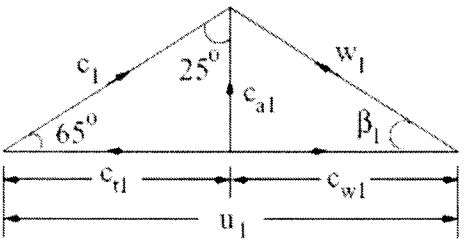
ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

(2.5) จงอธิบายถึงวิธีการเพิ่มแรงขับ (Thrust Augmentation) ในเครื่องยนต์เจ็ตอย่างน้อย 3 วิธี

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

ข้อที่ 3. An aircraft engine is fitted with a single-sided centrifugal compressor (**with radial-curved blades**). The aircraft flies with a speed of 850 km/h at an altitude where the pressure is 0.23 bar and the temperature 217 K. The inlet duct of the impeller eye contains fixed vanes which give the air pre-whirl of 65°C at all radii. These inner and outer diameters of the eye are 180 and 330 mm respectively, the diameter of the impeller tip is 540 mm and the rotational speed 16000 rpm. The mass flow rate is 216 kg per minute. Neglect losses in inlet duct and fixed vanes, and assume that the isentropic efficiency of the compressor is 0.80. Take the slip factor as 0.9 and the power input factor as 1.04.





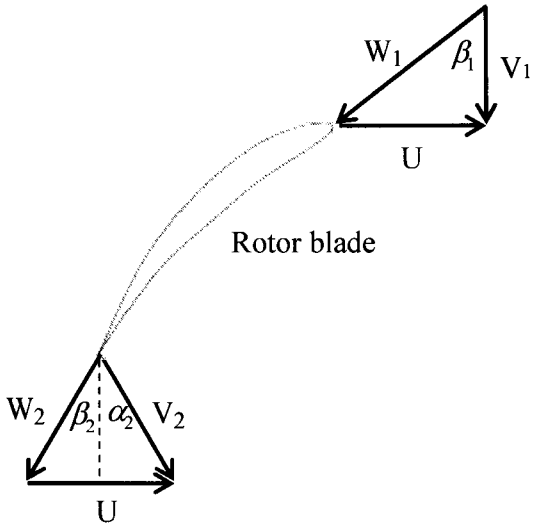
(3.1) Find the power input to the compressor

(3.2) Find the temperature rise through the compressor

(3.3) Find the total pressure ratio of compressor

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

ข้อที่ 4. Air at 101.3 kPa and 288 K enters an axial-flow compressor stage with a velocity of 120 m/s ($=V_{1a}=V_{2a}$). There are no inlet guide vanes ($V_{1t}=0$, $\alpha_1 = 0^\circ$). The rotor stage has a tip diameter of 70 cm, a hub diameter of 60 cm and rotates at 8000 rpm. The air enters the rotor and leaves the stator in the axial direction with no change in velocity or radius. The air is turned through 40° as it passes through the rotor ($\beta_2 = \beta_1 - 40^\circ$). Assuming air enters and leaves the blades at the blade angles. Calculate the following



(4.1) mean blade velocity (U) from mean diameter between tip and hub diameter

(4.2) mass flow rate of flow

(4.3) power required if work done factor is 0.95

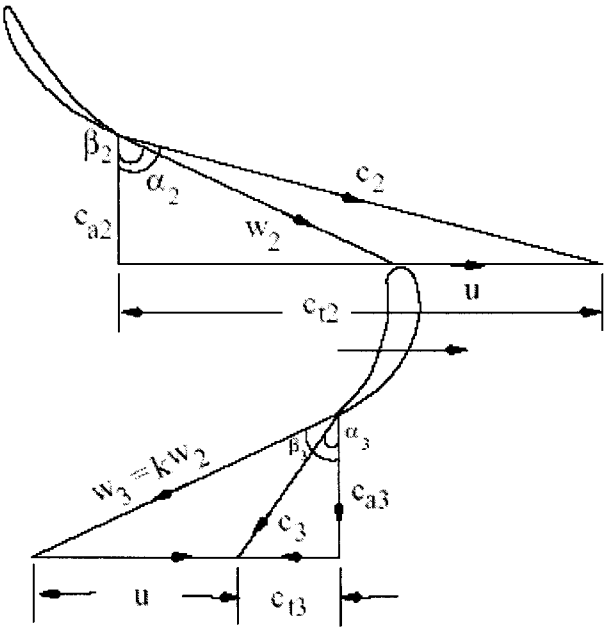
(4.4) total temperature rise for this rotor stage

(4.5) total pressure ratio for this rotor stage

(4.6) degree of reaction

ชื่อ-สกุล_____รหัส_____Section_____

ข้อที่ 5. 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



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

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

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

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

(5.5) blade efficiency of the turbine (η_b)