ชื่อ-สกุล________________________________รหัส____________________________Section__________________

มหาวิทยาลัยสงขลานครินทร์
คณะวิศวกรรมศาสตร์

การสอบปลายภาค ประจำภาคการศึกษาที่ 1 ปีการศึกษา 2553

วันที่ 5 ตุลาคม 2553 เวลา 13:30-16:30 น.

วิชา 215-436 / 216-436 Gas Turbine Theory ห้อง S817, S203

==

คำสั่ง

1. ข้อสอบมีทั้งหมด 6 ข้อ ให้ทำทุกข้อ อนุญาตให้เขียนคำตอบเป็นภาษาไทย
2. อนุญาตให้นำกระดาษ A4 1 แผ่น ที่เขียนด้วยลายมือตัวเองเข้าห้องสอบ (ห้ามถ่ายเอกสาร)
3. อนุญาตให้ใช้เครื่องคิดเลขได้ทุกรุ่น
4. 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

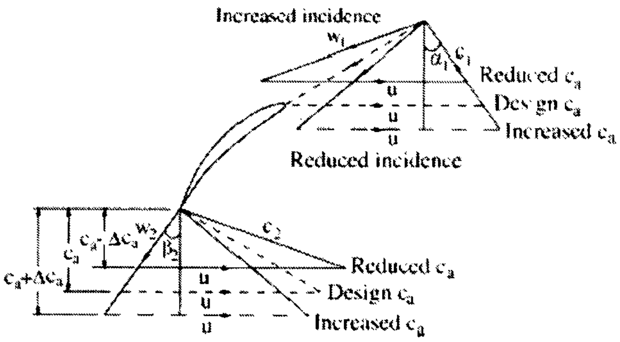
ข้อที่	คะแนนเต็ม	คะแนนที่ได้
1	20	
2	20	
3	20	
4	20	
5	20	
6	20	
รวม	120	

อาจารย์ ชยุต นันทดุสิต
(ผู้ออกข้อสอบ)

ข้อที่ 1. ตอบคำถามต่อไปนี้

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

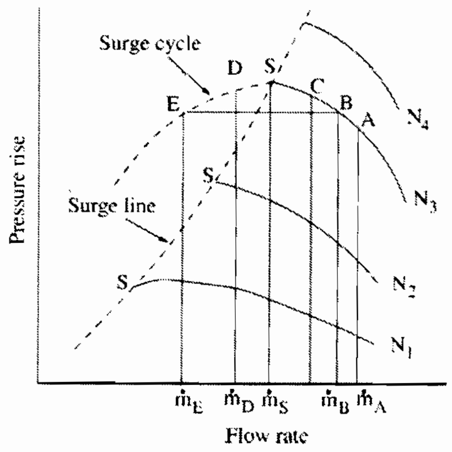
(1.2) Flow coefficient คืออะไร มีผลต่อ Incidence angle และการเกิด Stall บนผิวใบพัดอย่างไร



ชื่อ-สกุล______________________________รหัส______________________Section________________

(1.3) จงอธิบายถึงการสูญเสียที่เกิดขึ้นจากการไหลใน Axial flow compressor

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



(1.5) จงอธิบายความหมายของ Degree of reaction

ชื่อ-สกุล______________________________รหัส________________________Section________________

ข้อที่ 2. ตอบคำถามต่อไปนี้

(2.1) จงอธิบายเงื่อนไขในการออกแบบห้องเผาไหม้สำหรับ Gas turbine

(2.2) Stoichiometric ratio คืออะไร จงอธิบายเหตุผลของการใช้อัตราส่วน อากาศต่อเชื้อเพลิงในห้องเผาไหม้ของเครื่องยนต์Gas turbine มากกว่า Stoichiometric ratio

(2.3) จงอธิบายถึงโซนของการเผาไหม้ภายใน Combustion chamber

(2.4) จงอธิบายข้อแตกต่างระหว่าง Turbine แบบ Impulse stage และ Reaction stage

(2.5) จงอธิบายหน้าที่ของ Inlet และ Nozzle ที่ใช้ในเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ของอากาศยาน

ชื่อ-สกุล________________________________รหัส________________________Section__________________

ข้อที่ 3. In a turbojet unit with forward facing ram intake, the jet velocity relative to the propelling nozzle at exit is twice the flight velocity. Determine the rate of fuel consumption in kg/s, when developing a thrust of 25,000 N under the following conditions.

Ambient pressure : 0.7 bar

Ambient temperature : 1°C

Compression total head pressure ratio : 5:1

Pressure at exit : 0.7 bar

Flight speed : 233 m/s

L.C.V. of fuel : 43 MJ/kg

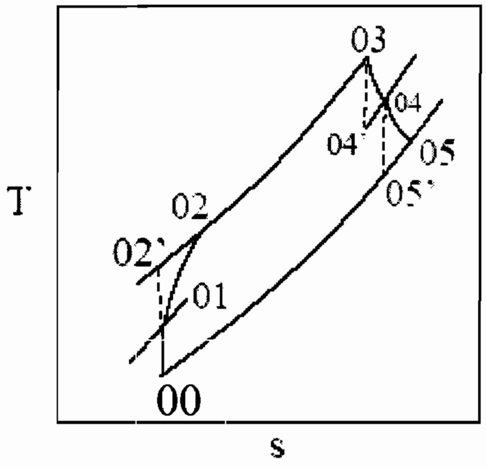
Ram efficiency : 100%

Isentropic efficiency of compressor : 85%

Isentropic efficiency of turbine : 90%

Isentropic efficiency of nozzle : 95%

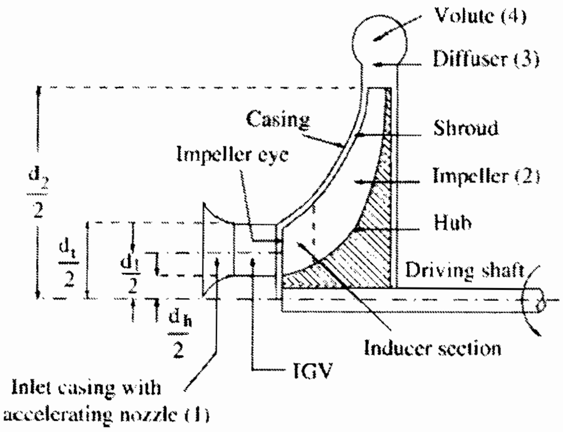
Combustion efficiency : 98%

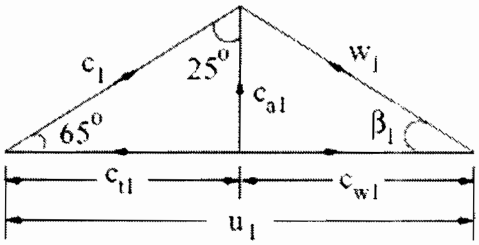


Neglect the effect of fuel in total mass flow rate.

ชื่อ-สกุล______________________________ รหัส________________________ Section__________________

ข้อที่ 4. 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.



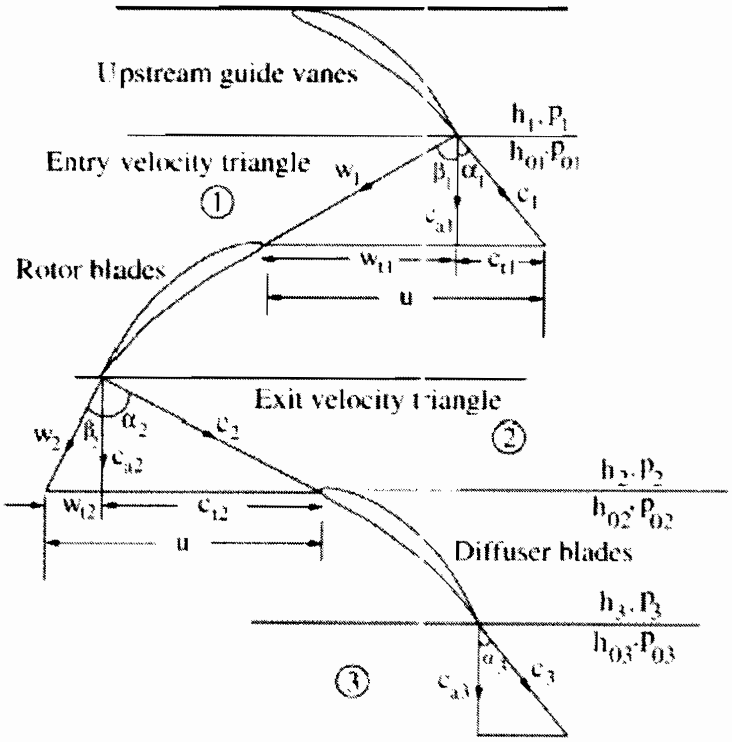


(3.1) Find the power input to the compressor

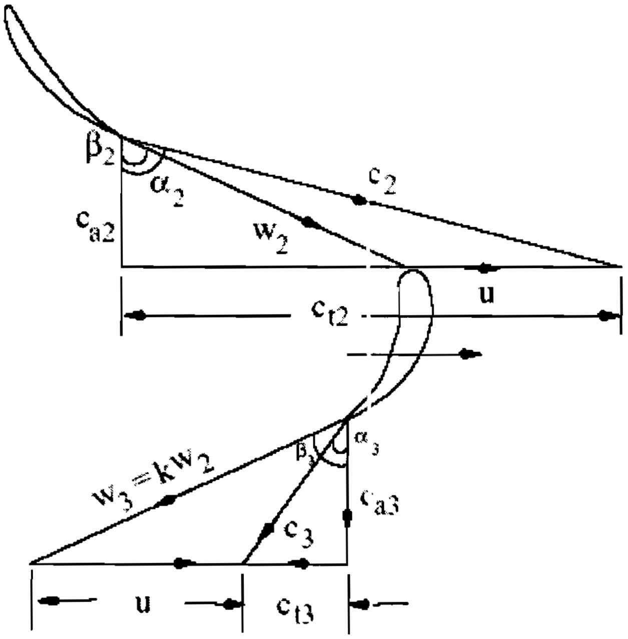
(3.2) Find the temperature rise through the compressor

(3.3) Find the total pressure ratio of compressor

ข้อที่ 5. An axial flow compressor runs at 9000 rpm and the hub and tip diameter for the fourth stage rotor is 10 cm and 90 cm. The mass flow rate is 182 kg/s. At entry to pressure are 345 K and 1.7×10^{5} Pa. While the air leaves the previous row of stator blades at an angle of 28° to the axial direction. Calculate the axial velocity, the angle of rotor blade at 1 and 2, the stage temperature rise, work input and the pressure ratio for the compressor stage, given that the rotor blades deflect the air through 18°, that the work done factor is 0.88 and the isentropic efficiency is 85%



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



(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)