

1. Air at 200 kPa, 127°C, and Mach number $Ma = 0.8$ flows through a duct. Find the velocity, stagnation temperature and the stagnation pressure of the air. (5 Marks)

Solution

Fluid : Air

$$\begin{aligned} P &= 200 \text{ kPa} \\ T &= 127^\circ\text{C} \\ M &= 0.8 \end{aligned}$$

Table A-1, A-2

at 400 K

R	$=$	0.287 kJ/kgK	$k = 1.395$	$C_p = 1.013 \text{ kJ/kgK}$
c	$= \sqrt{kRT}$	$= \sqrt{(1.4)(287 \text{ J/kgK})(300 \text{ K})}$	$=$	400.2 m/s
V	$= Mc$	$= (0.8)(400.2 \text{ m/s})$	$=$	320.1 m/s Answer
T_o	$= T + V^2/2C_p$	$= (400\text{K}) + [(320\text{m/s})^2 / (2 \cdot 1013 \text{ J/kgK})]$	$=$	450.6 K
		$=$	177.6	$^\circ\text{C}$ Answer
	$k/(k-1)$	$= (1.013)/(1.013-1)$	$=$	3.5316
P_o / P	$= (T_o/T)^{k/(k-1)}$	$= (450.6/400)^{3.5316}$	$=$	0.6567
P_o	$= (0.6567)(200 \text{ kPa})$	$=$	131.3 kPa Answer	

2. The Airbus A-340 passenger plane has a maximum takeoff weight of about 260,000 kg, a length of 64 m., a wing span of 60 m, a maximum cruising speed of 945 km/h, a seating capacity of 271 passengers, maximum cruising altitude of 14,000 m, and a maximum range of 12,000 km . The air temperature at the crusing altitude is about -60°C. Determine the Mach number of this plane for the stated conditions. (5 marks)

System: Air, Ideal gas

Analysis: $M = V/c$
 $c = \sqrt{kRT}$



Solution Velocity $= (945 \text{ km/h}) \cdot (1,000 \text{ m/km}) / (3,600 \text{ s/h}) = 262.5 \text{ m/s}$

Table A-1 for air: $R = 0.287 \text{ kJ/kgK}$

Table A-2a at 300 K: $k = 1.4$

$c = \sqrt{kRT} = \sqrt{(1.4)(287 \text{ J/kgK})(273-60)\text{K}} = 287.9 \text{ m/s}$

$M = V/c = (262.5 \text{ m/s}) / (287.9 \text{ m/s}) = \mathbf{0.9117}$ Answer

ตรวจ
รูป -
Vel 1
To 2
Po 2
สะอาด/
เรียบร้อย -

ตรวจ
รูป 1
Vel 1
c 1
M 1
สะอาด/
เรียบร้อย 1

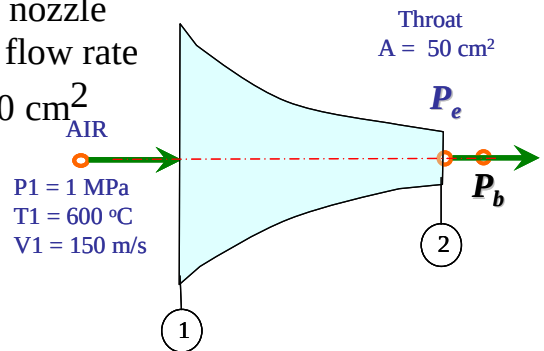
Section.....เลขที่สอบ..... Name

Examiner: Assoc.Prof.Sommai Priprem, PhD.

3. Air at 1 MPa and 600°C enters a converging nozzle with a velocity of 150 m/s. Determine the mass flow rate through the nozzle of the nozzle throat area of 50 cm² when the back pressure is 0.4 MPa. (10 marks)

System: Air, Converging Nozzle**Assumption:** Ideal gas, Isentropic flow**Analysis:** $\dot{m} = \rho A V$ at 2

$$P_2 = P_e$$

If $P_b > P^*$ then $P_e = P_b$ If $P_b \leq P^*$ then $P_e = P^*$ Check for P^* and compare with P_b .

$$\text{state ①} \quad T_0 = T_1 + \frac{V_1^2}{2c_p} = (600 + 273) \text{ K} + \frac{(150 \text{ m/s})^2}{2 \times 1005 \text{ J/kgK}} = 884.2 \text{ K}$$

$$P_0 = P_1 \left(\frac{T_0}{T_1} \right)^{\frac{k}{k-1}} = (1000 \text{ kPa}) \left(\frac{884.2 \text{ K}}{873 \text{ K}} \right)^{3.5} = 1,045 \text{ kPa}$$

state ② ① → ② isentropic $\Rightarrow P_{02} = P_{01} = 1,045 \text{ kPa}$
(at throat)

$$P^* = P_0 \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k+1}} = (1,045 \text{ kPa}) \left(\frac{2}{1.4+1} \right)^{3.5} = 552.1 \text{ kPa}$$

$$P_b = 0.4 \text{ MPa} < P^* (552.1 \text{ kPa}) \Rightarrow \text{choked}; M=1$$

Therefore flow is sonic velocity at throat, $P_e = P_b$ Table A-34 at $M=1$.

$$\frac{P}{P_0} = 0.83333 \Rightarrow T_2 = 0.83333 \times 884.2 \text{ K} = 736.8 \text{ K}$$

$$\rho = \frac{P_2}{RT_2} = \frac{(552.1 \text{ kPa})}{(0.287 \text{ kJ/kgK})(736.8 \text{ K})} = 2.6108 \text{ kg/m}^3$$

$$C_2 = \sqrt{kRT_2} = \sqrt{(1.4)(287)(736.8)} = 544.1 \text{ m/s}$$

$$V_2 = C_2 M_2 = (544.1 \text{ m/s})(1.0) = 544.1 \text{ m/s}$$

$$\dot{m} = \rho_2 A_2 V_2 = (2.6108 \text{ kg/m}^3) (50 \times 10^{-4} \text{ m}^2) (544.1 \text{ m/s})$$

$$\dot{m} = 7.1026 \text{ kg/s} \quad \text{Ans}$$

ตรวจ
รูป 1
Sys +
Ass 1
To 1
Po 1
P* 1
Pe 1
mDot 3
สะอาด/
เรียบร้อย 1

Section.....เลขที่สอบ..... Name

Examiner: Assoc.Prof.Sommai Priprem, PhD.

4. Air enters a converging-diverging nozzle of a supersonic wind tunnel at 1 MPa and 37°C with a low velocity. The flow area of the test section is equal to the exit area of the nozzle, which is 0.5 m². Calculate the pressure, temperature, velocity, and mass flow rate in the test section for a Mach number Ma = 2. Why the air used in the wind tunnel must be very DRY?
(10 marks)

Solution °° $V_1 \sim 0$

°° $T_{01} = T_1$ and $P_{01} = P_1$

Assumption: Isentropic flow

°° $P_{02} = P_{01}$ and $T_{02} = T_{01}$

Table A-34 at $Ma = 2.0$: $\frac{P}{P_0} = 0.12780$ and $\frac{T}{T_0} = 0.5556$

°° $P_2 = (0.12780)(1 \text{ MPa}) = 0.12780 \text{ MPa} = 127.8 \text{ kPa}$ Ans

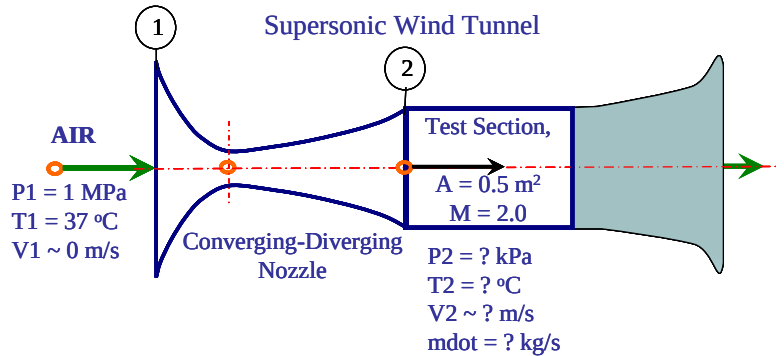
$T_2 = (0.5556)(273 + 37) \text{ K} = 172.2 \text{ K}$ Ans

$$c_2 = \sqrt{kRT_2} = \sqrt{(1.4)(287 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}})(172.2 \text{ K})} = 263.1 \text{ m/s}$$

$$V_2 = M_2 c_2 = 2 \times 263.1 \text{ m/s} = 526.1 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$
 Ans

$$\rho_2 = \frac{P_2}{RT_2} = \frac{(127.8 \text{ kPa})}{(0.287 \frac{\text{kJ}}{\text{kg} \cdot \text{K}})(172.2 \text{ K})} = 2.5859 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\dot{m} = \rho_2 A_2 V_2 = (2.5859 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3})(0.5 \text{ m}^2)(526.1 \frac{\text{m}}{\text{s}}) = 680.2 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$
 Ans



ตรวจ
รูป -
Sys +
Ass 1
P 1
T 1
V 2
mDot 2
Why 2
สะอาด/
เรียบร้อย 1

อากาศที่ไหลในอุโมงค์ลมนี้ มีความเร็วสูงมาก (เหนือเสียง) ส่งผลให้อุณหภูมิลดต่ำลงอย่างมาก เช่น ในกรณีนี้ลดลงเป็น 172 K หรือ ประมาณ - 100 °C ดังนั้นหากในอากาศมีความชื้น มันจะเปลี่ยนสถานะเป็นของแข็ง (น้ำแข็ง) ทันที เกิดน้ำแข็งนี้แม้จะมีขนาดเล็กมากแต่มันเคลื่อนที่ด้วยความเร็วเหนือเสียง นอกจากจะรบกวนกระแสอากาศทำให้การวัดปริมาณต่างๆผิดพลาดแล้ว ยังสามารถทำความเสียหายให้อุปกรณ์ต่างๆได้อีกด้วย ดังนั้น ใน Supersonic Wind Tunnel จึงจำเป็นต้องใช้อากาศที่แห้ง โดยกำจัดความชื้นในอากาศออกก่อน