

## **BÖLÜM 5**

### **SANKİ-BİR-BOYUTLU AKIMLAR**

5.1- Giriş

5.2- Akımı yöneten denklemler

5.3- Hugoniot alan-hız bağıntısı

5.4- Kalorik mükemmel bir gazın değişken kesitli kanalda izantropik akımı

5.5- Yakınsak-ıraksak lüle içinde izantropik akım

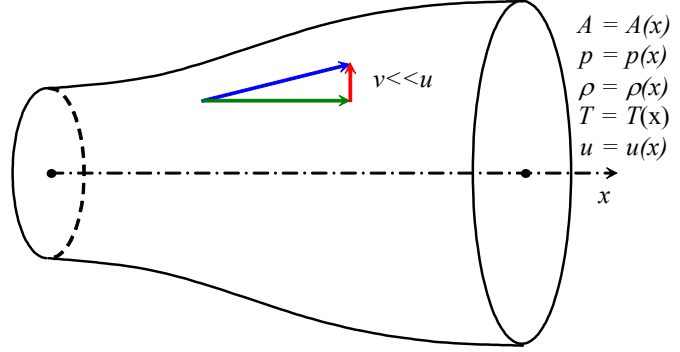
5.6- Difüzörler

5.7- Süpersonik rüzgar tünelinin harekete geçme problemi

## 5.1-Giriş

Rüzgar tüneli, uçak motoru ve benzeri sistemlerin kanalları içindeki akımlar çoğu zaman bir-boyutluya yakındır.

Bu gibi, iki doğrultudaki değişimlerin üçüncü doğrultudaki değişimler yanında ihmal edilebilir olduğu akımlara sanki-bir-boyutlu akım adı verilir.



## 5.2- Akımı Yöneten Denklemler

Süreklilik denklemi

$$\rho_1 u_1 A_1 = \rho_2 u_2 A_2$$

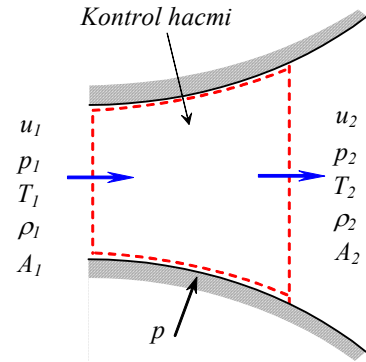
Momentum denklemi

$$p_1 A_1 + \rho_1 u_1^2 A_1 + \int_{A_1}^{A_2} p dA = p_2 A_2 + \rho_2 u_2^2 A_2$$

Adyabatik bir proses söz konusu olup

Enerji denklemi

$$h_1 + \frac{u_1^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2} \rightarrow h_{01} = h_{02} = Sb$$



Yönetici denklemlerin diferansiyel formları

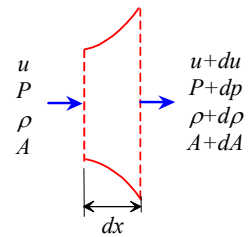
Süreklilik denklemi

$$\rho_1 u_1 A_1 = \rho_2 u_2 A_2 = Sb \rightarrow d(\rho u A) = 0$$

Momentum denklemi

Yandaki sonsuz kısa kontrol hacmi için momentum denklemi uygulanarak

$$pA + \rho u^2 A + p dA = (p + dp)(A + dA) + (\rho + d\rho)(u + du)^2 (A + dA)$$



Parantezler açılıp küçük terimler ihmal edilerek  $A dp + 2 \rho u A du + \rho u^2 dA + A u^2 d\rho = 0$

Yeni bir düzenleme ile

$$A(dp + \rho u du) + u(\rho A du + \rho u dA + A u d\rho) = 0$$

Veya

$$A(dp + \rho u du) + u d(\rho u A) = 0$$

Sürekli denkleminin ikinci terimi sıfır olup

$$dp + \rho u du = 0$$

Enerji denklemi

$$h_1 + \frac{u_1^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2} = Sb$$

$$\rightarrow dh + u du = 0$$

### 5.3- Hugoniot alan-hız bağıntısı

Bir boyutlu süreklilik denklemi

$$\rho \cdot u \cdot A = Sb$$

Logaritması alınarak

$$\ln(\rho \cdot u \cdot A) = \ln \rho + \ln u + \ln A = Sb$$

Diferansiyel alınarak

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{du}{u} + \frac{dA}{A} = 0$$

Momentum denklemi ile ses hızı ve Mach sayısı tanımlamaları kullanılarak

$$\frac{d\rho}{\rho} = \frac{d\rho}{dp} \cdot \frac{dp}{\rho} = \frac{1}{(dp/d\rho)_s} \cdot \frac{(-\rho \cdot u \cdot du)}{\rho} = \frac{1}{a^2} \cdot \frac{(-u^2 \cdot du)}{u} = -M^2 \frac{du}{u}$$

önceki denklemde konularak



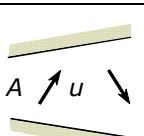
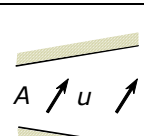
$$\frac{dA}{A} = (M^2 - 1) \cdot \frac{du}{u}$$

*HUGONIOT denklemi*

Hugoniot denklemi

$$\frac{du}{u} = \frac{dA/A}{M^2 - 1}$$

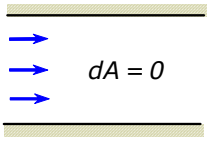
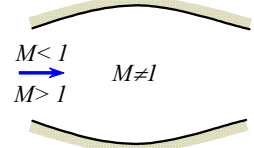
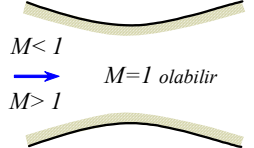
şeklinde yazılarak  $dA$  ve  $M^2-1$  büyüklüklerinin işaretlerine göre yorumlanabilir.

	$M < 1$ $M^2 - 1 < 0$	$M > 1$ $M^2 - 1 > 0$
$dA < 0$	$du > 0$ 	$du < 0$ 
$dA > 0$	$du < 0$ 	$du > 0$ 

$M=1$  hali özel bir durum olup

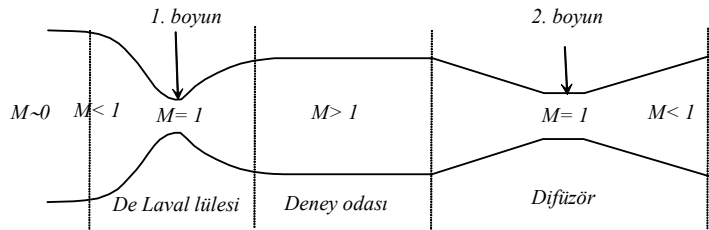
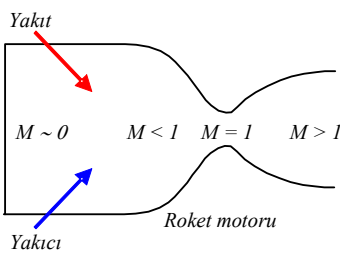
$$\frac{du}{u} = \frac{dA/A}{M^2 - 1} = \frac{dA/A}{0} \rightarrow \infty$$

Bu durumda tekillik olmaması için  $dA=0$  olmalıdır. Bu şart üç durumda gerçekleşebilir:

<u><i>A'nın sabit olması hali</i></u>	<u><i>A'nın bir maksimumdan geçmesi hali</i></u>	<u><i>A'nın bir minimumdan geçmesi hali</i></u>
 <p><math>dA = 0</math></p>	 <p><math>M &lt; 1</math> <math>M &gt; 1</math> <math>M \neq 1</math></p>	 <p><math>M &lt; 1</math> <math>M &gt; 1</math> <math>M = 1</math> olabilir</p>
<p>Transonik rüzgar tüneline <math>M=1</math> hali</p>	<p>Genişleyen-daralan lüle hali</p> <p>Girişte sesaltı akım olması halinde <i>genişleyen kanalda sesaltı akım daha da yavaşlayacağı için Mach sayısı 1 değerine erişemez</i></p> <p>Girişte sesüstü akım olması halinde <i>genişleyen kanalda sesüstü akım daha da hızlanacağı için Mach sayısı 1 değerine inemez</i></p> <p>Böyle bir kanal <i>problemin bir çözümü değildir.</i></p>	<p>Yakınsak-ıraksak lüle hali</p> <p>Sesaltı hızla giren akım daralan kanalda hızlanarak <math>M=1</math> değerine erişebilir</p> <p>Sesüstü hızla giren akım daralan kanalda yavaşlayarak <math>M=1</math> değerine inebilir.</p> <p><i>Problemin gerçek çözümüdür</i></p>

### **NOT:**

Yakınsak-ıraksak lülenin roket motorları ve sesüstü rüzgar tünelleri açısından çok büyük önemi vardır.



Roket motorunda yanma odasında çok düşük hızdaki yanma ürünü gazın motor çıkışında, sesüstü rüzgar tüneline ise depodaki durağan havanın deney odasında sesüstü hızlara eriştirilmesi gerekir.

Bunun için yakınsak-ıraksak lüleden yararlanır. Lülenin yakınsak kısmı düşük hızlardaki akımın hızlanarak  $M=1$  değerine erişmesini sağlar. Böylece sesüstü rejime geçen akım kanalın ıraksak kısmında hızlanmaya devam ederek istenilen Mach sayısına erişebilir.

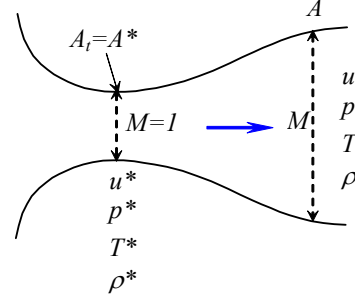
Rüzgar tüneline de ayrıca deney odasındaki sesüstü akımın doğrudan atmosfere atılması ekonomik olmaz. Bu nedenle bir kez daha bir yakınsak-ırsaksak lüleden geçirilerek yavaşlatılır.

### 5.4- Kalorik mükemmel bir gazın değişken kesitli kanalda izantropik akımı

Süreklilik denklemi  $\rho^* u^* A^* = \rho u A$

Düzenlenerek  $\frac{A}{A^*} = \frac{\rho^* u^*}{\rho u} = \frac{\rho_0 / \rho}{\rho_0^* / \rho^*} \frac{a^*}{u}$

Ayrıca  $\frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$   $\frac{\rho_0^*}{\rho^*} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$

$$\left(\frac{u}{a^*}\right)^2 = M^{*2} = \frac{\frac{\gamma+1}{2} M^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}$$


olup, böylece

$$\left(\frac{A}{A^*}\right)^2 = \frac{1}{M^2} \left[ \frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}$$

Alan-Mach sayısı bağıntısı

elde edilir.

Buna göre Kanalın bir kesitindeki Mach sayısı bu kesit alanının boyun kesit alanına oranının bir fonksiyonudur.

$$M = f(A / A^*)$$

Bu fonksiyonun

$$\begin{matrix} M < 1 \\ M > 1 \end{matrix}$$

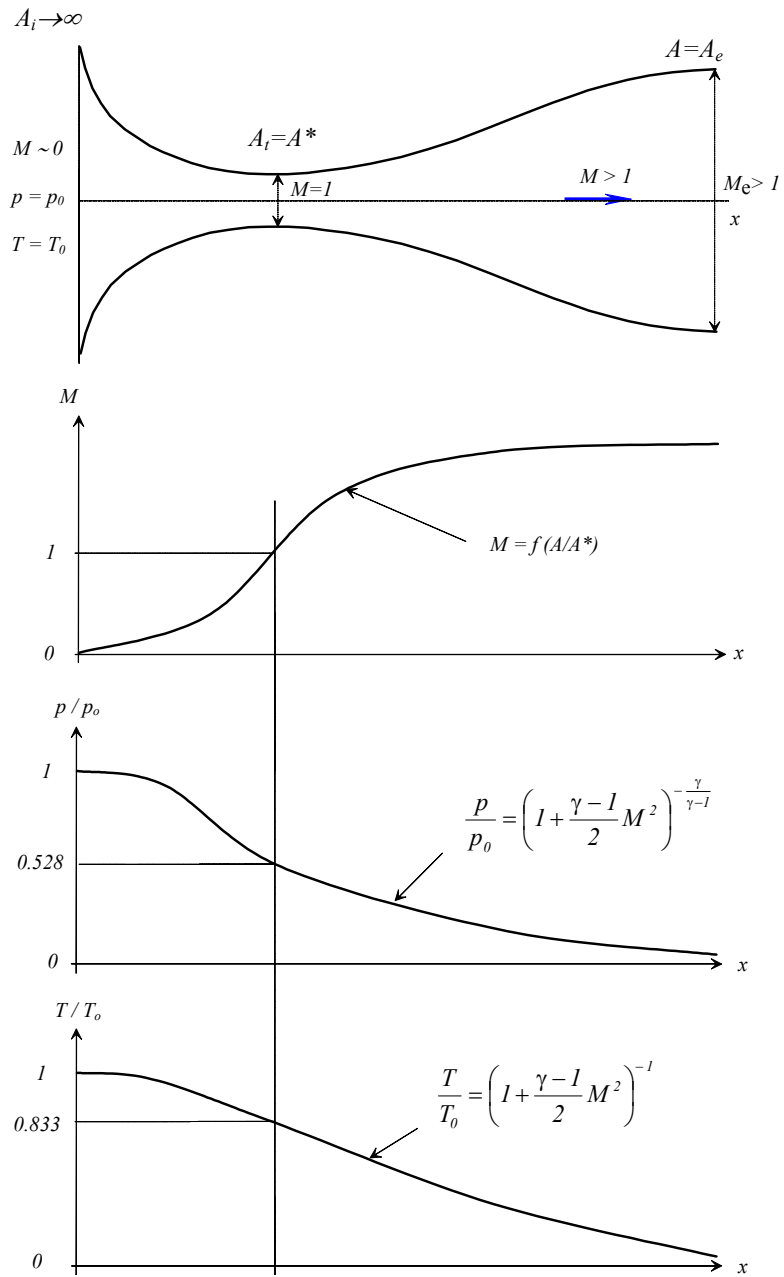
gibi iki çözümü vardır.

### 5.5- Yakınsak-ırsaksak lüle içinde izantropik akım

Yukarıda da belirtildiği gibi yakınsak-ırsaksak lüleler özellikle roket motorlarında ve süpersonik rüzgar tünellerinde kullanılmaları nedeniyle pratikte çok önemlidir. Bu bakımdan bu tip lülelerin tasarımı ve içindeki akımın özelliklerinin iyi bilinmesi gerekir.

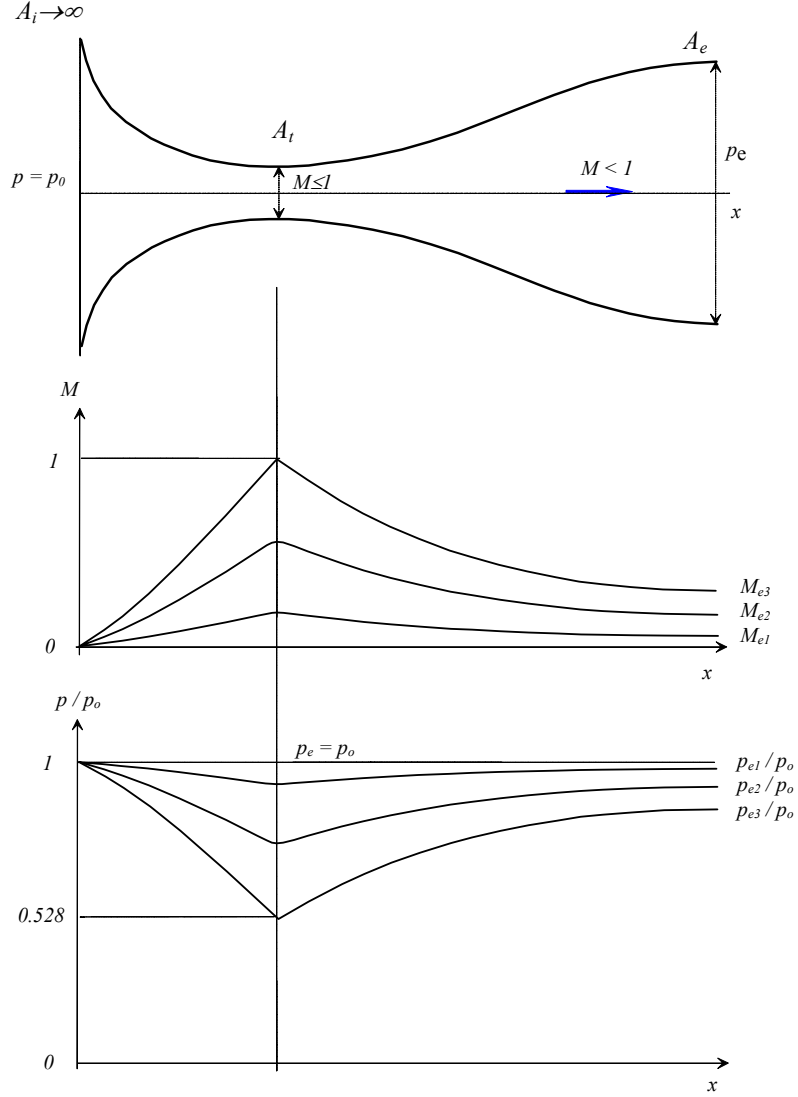
Yakınsak-ırsaksak bir lüle içindeki akımla ilgili çeşitli durumlar söz konusu olabilir. Bunlardan özel birisi akımın bütün lüle boyunca izantropik kaldığı ve boyun noktasında Mach sayısının 1, genişleyen kısımda akımın süpersonik olduğu haldir.

Bu gibi bir akım için tipik Mach sayısı, basınç ve sıcaklık dağılımı şekilde görüldüğü gibidir. Bu dağılımlar Alan-Mach sayısı bağıntısı ve izantropik akım bağıntıları kullanılarak kolaylıkla elde edilebilir.



Yakınsak-ıraksak bir lüle içindeki izantropik akımla ilgili bir diğer tipik durum boyun noktasında Mach sayısının 1 den küçük olduğu haldir.

Bu durumda akımın değişimi kanal kesitinin değişimi yanında çıkış basıncıyla giriş basıncı arasındaki orana bağlıdır.



Akımın debisi boyun noktasında

$$\dot{m} = \rho_t u_t A_t = \frac{\rho_t}{\rho_0} \rho_0 M_t \frac{a_t}{a_0} a_0 A_t$$

İzantropik akım bağıntıları kullanılarak

$$\dot{m} = \left( \frac{T_t}{T_0} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \rho_0 M_t \left( \frac{T_t}{T_0} \right)^{\frac{1}{2}} a_0 A_t = \rho_0 a_0 A_t \frac{M_t}{\left( T_0 / T_t \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}$$

Sıcaklık için

$$\frac{T_0}{T_t} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_t^2 \quad \Rightarrow \quad \Downarrow$$

Yoğunluk için

$$\rho_0 = \frac{p_0}{RT_0} \quad \Rightarrow \quad \Downarrow$$

Ses hızı için

$$a_0 = \sqrt{\gamma RT_0} \quad \Rightarrow \quad \Downarrow$$

kullanılarak

$$\dot{m} = \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \frac{p_0 A_t}{\sqrt{T_0}} \frac{M_t}{\left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_t^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}$$

şeklinde elde edilebilir. Burada  $p_0$ ,  $T_0$  ve  $A_t$  sabit olup, sadece boyun noktasındaki  $M_t$  Mach sayısı  $p_e$  çıkış basıncına göre değişmektedir.

Değişik durumlar için debinin değişimi yandaki şekilde görülmektedir.

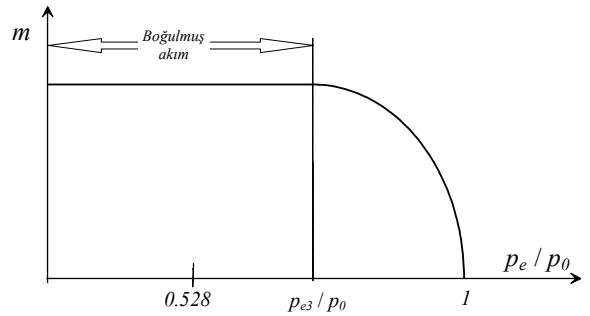
Buna göre:

-  $p_e$  çıkış basıncı  $p_0$  durma basıncına eşitken kanal içinde hiçbir akım olmayıp debi sıfırdır.

-  $p_e$  çıkış basıncı azaldıkça debi artmaktadır.

- Debini azalması, boyun kesitinde Mach sayısının  $1$  olduğu  $p_{e3}$  haline kadar devam etmektedir. Bu andan itibaren  $p_e$  basıncı ne kadar azaltılırsa azaltılınsın akımın debisi artmamaktadır. Bu duruma "**akım boğulmuştur**" denir.

- Akım boğulmasının boyun noktasındaki basıncın  $0.528 p_0$  değerinden daha yüksek bir  $p_e$  basıncında ortaya çıktığı görülmektedir.



### Uyarı:

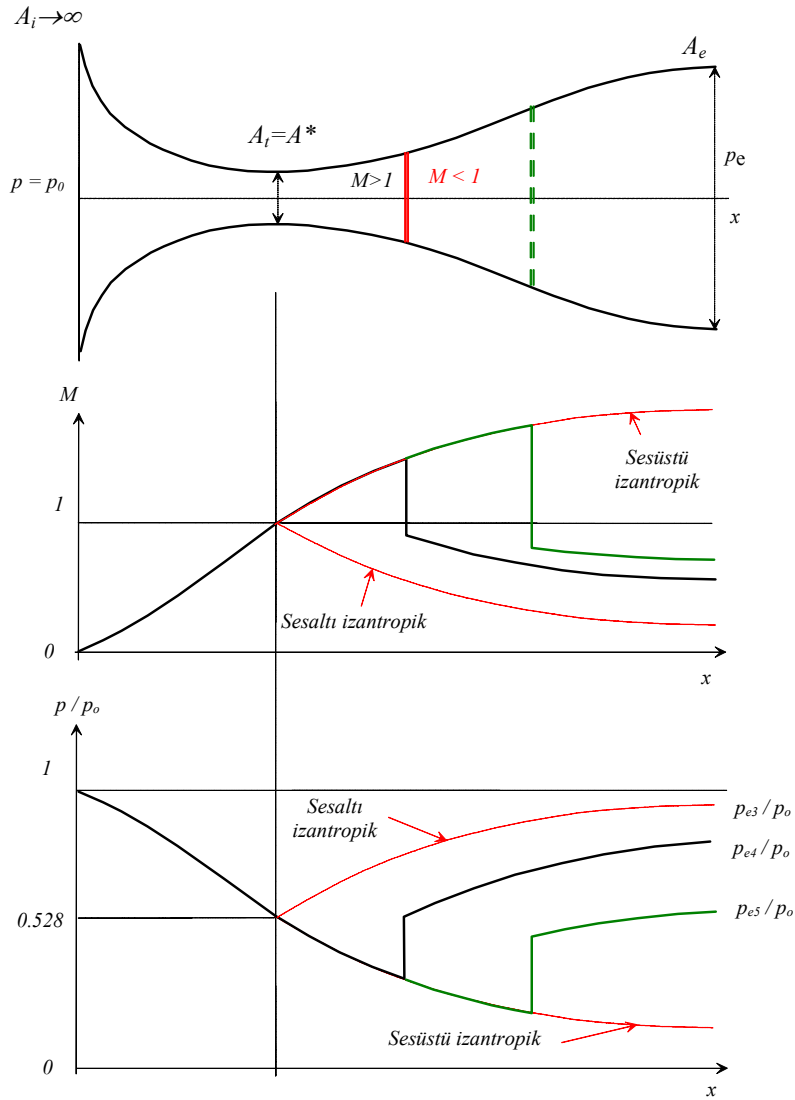
Akımın tüm lüle boyunca izantropik ve boyun noktasında Mach sayısının  $1$  olması halinde, iraksak kısımda akımın sesaltı ve sesüstü olduğu iki farklı durum ortaya çıkmaktadır. Bu iki durumdaki  $p_e$  çıkış basınçları farklı değerdedir!



İki durum arasındaki farklılığın sebebi çıkış basıncının  $p_{e3}$  değerinden sonra boyun noktasının gerisinde meydana gelen bir normal şok dalgası nedeniyle akımın iraksak kısımda izantropik olmayışdır.

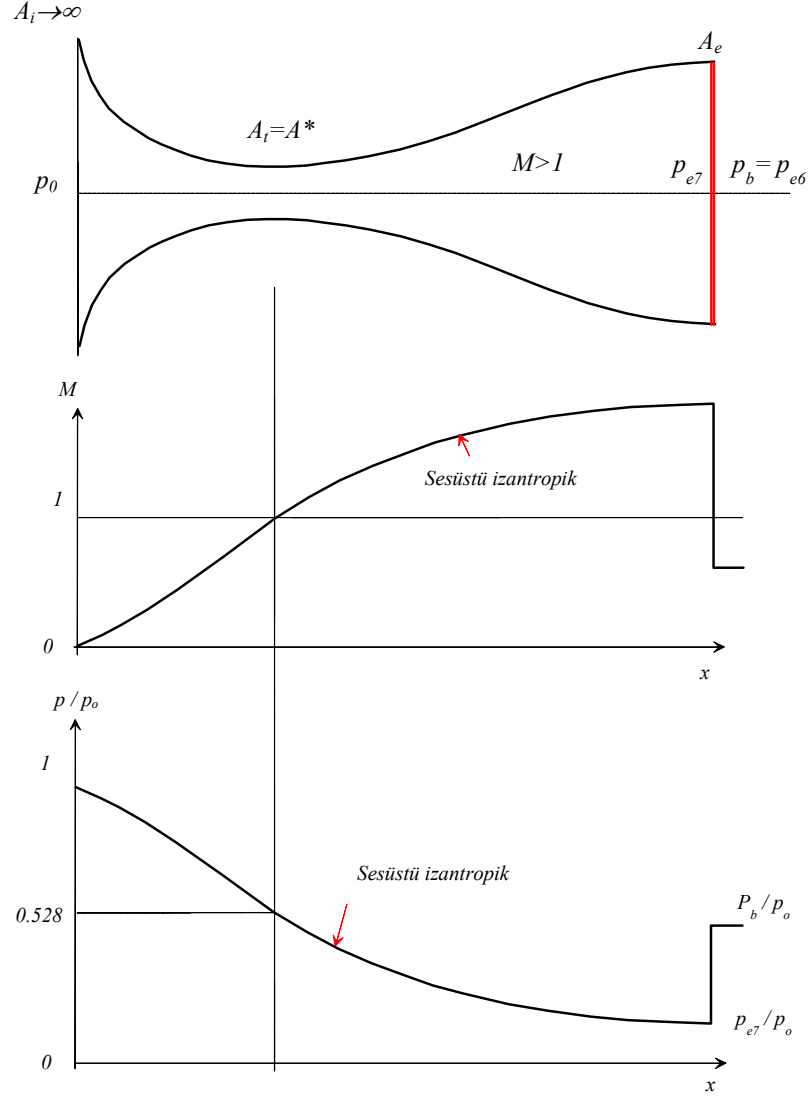
Çıkış basıncı  $p_{e3}$  değerini bir miktar aşınca boyun noktasının hemen gerisinde zayıf bir normal şok oluşur. Bu şoku geçen akım sesaltı hıza iner. Genişleyen kanalda yavaşlayarak yoluna devam eder.

Çıkış basıncı daha düşürülürse normal şok dalgası daha geriye sürüklenir. Daha yüksek bir Mach sayısında oluştuğu için daha kuvvetli olur. Bunu geçen akım yine sesaltı hızlara iner.

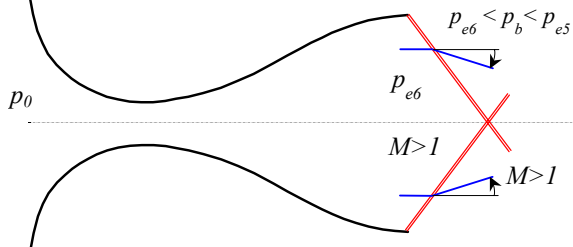
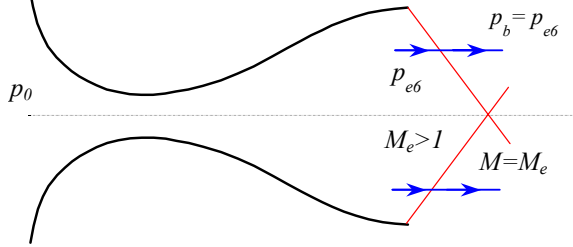
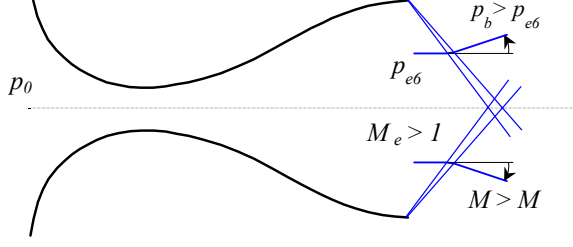


Iraksak kısımda şoklu akım hali, çıkış basıncının  $p_{e6}$  gibi öyle bir değerine kadar devam eder ki bu çıkış basıncında normal şok artık lülenin çıkış kesitine erişmiştir.

Bu durumda normal şokun gerisindeki basınç '*geri basıncı*' olarak adlandırılır. Geri basınç bundan daha azaltılsa bile normal şokun önündeki basınç  $p_{e7}$  gibi sabit bir değerde kalır.



Geril basınç azaltılmaya devam edilirse lüle içindeki akım şartları değışmemekle birlikte bu defa lüle çıkışındaki akımda farklı durumlar görülür.

<p>Önce normal şok lüle çıkışında köşelerden çıkan iki eğik şoka dönüşür. Bu şokları geçen akım eksene doğru sapar</p> <p>Geri basınç azaltıldıkça eğik şokların açısı azalır.</p>	
<p>Eğik şokun açısı geri basınç lüle çıkış basıncına eşit oluncaya kadar azalmaya devam eder.</p> <p>Basınçlar eşit olduğu anda artık eğik şok bir Mach dalgasına dönüşmüştür. Ve akım lüleden sapmadan çıkar.</p>	
<p>Geri basıncın lüle çıkış basıncından daha küçük yapılması halinde ise lüle çıkış köşelerinde genişleme dalgaları oluşur. Bu dalgaları geçen akım eksenden uzaklaşacak şekilde sapar ve hızlanır.</p>	

### Örnek Problem 5.1:

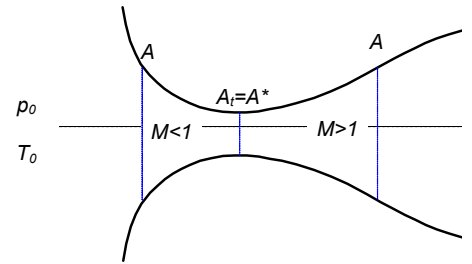
Bir yakınsak-ıraksak lülede depo basınç ve sıcaklığı sırasıyla 10 atm ve 300°K olup akım ıraksak kısımda süpersonik ve izantropiktir. Boyun noktasından önce ve sonra kesit oranının  $A/A^*=6$  olduğu iki noktadaki  $M, p, T$  ve  $u$  büyüklüklerini hesaplayınız.

### Cözüm:

$$\boxed{A/A^*=6} \text{ için}$$

Alan oranı - Mach sayısı bağıntısından

$$\boxed{M_1 = 0.097} \text{ ve } \boxed{M = 3.368} \text{ bulunur.}$$



### $M=0.097$ için

İzantropik akım tablolarından

$$\frac{p_o}{p} = 1.006 \rightarrow \boxed{p = \frac{p_o}{p_o/p} = \frac{10}{1.006} \rightarrow p = 9.94 \text{ atm}}$$

$$\frac{T_o}{T} = 1.002 \rightarrow \boxed{T = \frac{T_o}{T_o/T} = \frac{300}{1.002} \rightarrow T = 299.4 \text{ °K}}$$

Ses hızı tanımından  $a = \sqrt{\gamma RT} = \sqrt{1.4 \times 287 \times 299.4} \rightarrow a = 346.8 \text{ m/s}$

Mach sayısı tanımından  $u = M a = 0.097 \times 346.8 \rightarrow u = 33.6 \text{ m/s}$

***M=3.368 için***

İzantropik akım tablolarından  $\frac{p_o}{p} = 63.13 \rightarrow p = \frac{p_o}{p_o/p} = \frac{10}{63.13} \rightarrow p = 0.1584 \text{ atm}$

$\frac{T_o}{T} = 3.269 \rightarrow T = \frac{T_o}{T_o/T} = \frac{300}{3.269} \rightarrow T = 91.77^\circ\text{K}$

Ses hızı tanımından  $a = \sqrt{\gamma RT} = \sqrt{1.4 \times 287 \times 91.77} \rightarrow a = 192.0 \text{ m/s}$

Mach sayısı tanımından  $u = M a = 3.368 \times 192 \rightarrow u = 646.7 \text{ m/s}$

### ***Örnek Problem 5.2:***

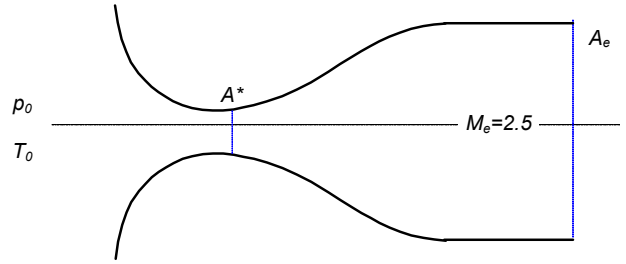
Deniz seviyesindeki standart atmosfer şartlarında 2.5 Mach sayısında akım sağlayacak bir süpersonik rüzgar tüneli tasarlanacaktır. Deney odası alan oranını ve bu Mach sayısı için gerekli depo şartlarını hesaplayınız.

***Cözüm:***

$M_e = 2.5$  için

Alan oranı - Mach sayısı bağıntısından

$A_e / A^* = 2.637$  bulunur.



İzantropik akım tablolarından  $\frac{p_o}{p_e} = 17.09 \rightarrow p_o = \frac{p_o}{p} p = 17.09 \times 1 \rightarrow p_o = 17.09 \text{ atm}$

$\frac{T_o}{T_e} = 2.25 \rightarrow T_o = \frac{T_o}{T} T = 2.25 \times 288 \rightarrow T_o = 648^\circ\text{K}$

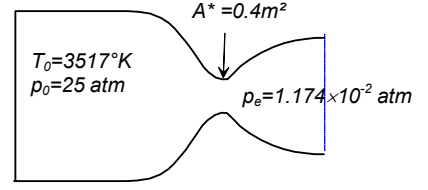
### ***Örnek Problem 5.3:***

Hidrojen-oksijen yakıtlı bir roket motorunun yanma odasında sıcaklık  $3517^\circ\text{K}$  ve basınç da  $25 \text{ atm}$  dir. Yanma odasındaki kimyasal reaksiyon sonucu oluşan gazın moleküler ağırlığı 16 ve özgül ısılar oranı  $\gamma = 1.22$  'dir. Roket motorunun yakınsak-ıraksak lülesi çıkışındaki basınç  $1.174 \times 10^{-2} \text{ atm}$  ve boyun kesiti  $0.4 \text{ m}^2$  olduğuna göre, gazı kalorik mükemmel kabul ederek:

- Çıkış Mach sayısını,
- Çıkış hızını,
- Kütlesel debiyi,
- Çıkış kesit alanını hesaplayınız.

**Cözüm:****a)** İzantropik akım bağıntılarından

$$\frac{p_0}{p_e} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \rightarrow M_e = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[ \left(\frac{p_0}{p_e}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]}$$



$$\gamma = 1.22 \text{ ve } \frac{p_0}{p_e} = \frac{25}{0.01174} = 2129.47 \text{ için}$$

$$\boxed{M_e = 5.207}$$

**b)** Sıcaklıklar oranı

$$\frac{T_0}{T_e} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 = 3.9827 \rightarrow T_e = \frac{T_0}{3.9827} = \frac{3517}{3.9827} = 883.06^\circ K$$

Gaz sabiti

$$R = \frac{\mathfrak{R}}{M} = \frac{8314}{16} = 519.63 \text{ J / kg}^\circ K$$

Ses hızı tanımından

$$a_e = \sqrt{\gamma R T_e} = \sqrt{1.22 \times 519.63 \times 883.06} \rightarrow a_e = 748.21 \text{ m / s}$$

Mach sayısı tanımından

$$u_e = M_e a_e = 5.207 \times 748.21 \rightarrow \boxed{u_e = 3896 \text{ m / s}}$$

**c)** Hal denkleminde

$$\rho_0 = \frac{p_0}{R T_0} = \frac{25 \times 101396}{519.63 \times 3517} = 1.3871 \text{ kg / m}^3$$

Sıcaklık ve yoğunluk oranları

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad \frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

 $\gamma = 1.22$  ve  $M = 1$  için

$$\frac{T_0}{T^*} = \frac{\gamma+1}{2} = \frac{1.22+1}{2} = 1.11$$

$$\frac{\rho_0}{\rho^*} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} = (1.11)^{\frac{1}{0.22}} = 1.607$$

Boyun noktasında yoğunluk

$$\rho^* = \frac{\rho_0}{1.607} = \frac{1.3871}{1.607} = 0.8632 \text{ kg / m}^3$$

Sıcaklık

$$T^* = \frac{T_0}{1.11} = \frac{3517}{1.11} = 3168.5^\circ K$$

Ses hızı

$$a^* = \sqrt{\gamma R T^*} = \sqrt{1.22 \times 519.63 \times 3168.5} = 1417.27 \text{ m / s}$$

Böylece kütleli debi

$$\dot{m} = \rho^* a^* A^* = 0.8632 \times 1417.27 \times 0.4 \rightarrow \boxed{\dot{m} = 489.35 \text{ kg / s}}$$

d) Hal denkleminde

$$\rho_e = \frac{p_e}{RT_e} = \frac{0.01174 \times 101396}{519.63 \times 883.06} = 0.00259 \text{ kg/m}^3$$

Kütleli debi bağıntısından

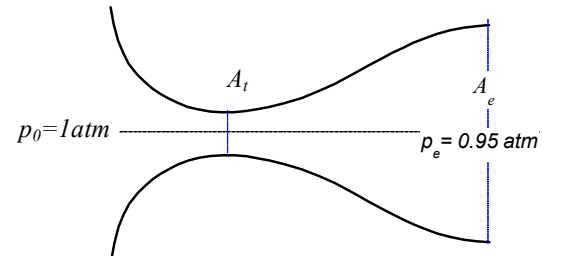
$$A_e = \frac{\dot{m}}{\rho_e u_e} = \frac{489.35}{0.00259 \times 3896} \rightarrow \boxed{A_e = 48.42 \text{ m}^2}$$

### Örnek Problem 5.4:

Çıkış kesiti ile boğaz kesiti alanları oranı 2 olan bir yakınsak-ıraksak lüle içindeki akımda depo basıncı 1 atm ve çıkış basıncı da 0.95 atm olduğuna göre boyun kesitinde ve çıkış kesitindeki Mach sayılarını hesaplayınız.

#### Cözüm:

Verilen bilgiler çerçevesinde ilk bakışta lülenin ıraksak kısmında akımın hangi rejimde olacağını görmek mümkün değildir. Bu bakımdan değişik durumları incelemek gereklidir.



Akımın boyun noktasında ses hızında olması halinde

boyun kesiti karakteristik kesit olacaktır. Bu durumda ıraksak kısımdaki akım sesaltı izantropik, sesüstü izantropik veya normal şoklu olabilir.

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{A_e}{A^*} = 2 \quad \text{için Alan oranı - Mach sayısı bağıntısından}$$

$$\boxed{M_e = 2.197}$$

$$\boxed{M_e = 0.306}$$

$$\boxed{M_e = 2.197} \quad \text{için İzantropik akım bağıntısından} \quad \frac{p_0}{p_e} = 10.642 \rightarrow \boxed{p_e = \frac{1}{10.642} = 0.094 \text{ atm}}$$

$$\boxed{M_e = 0.306} \quad \text{için İzantropik akım bağıntısından} \quad \frac{p_0}{p_e} = 1.067 \rightarrow \boxed{p_e = \frac{1}{1.067} = 0.937 \text{ atm}}$$

Sesaltı ve sesüstü izantropik hallerin her ikisinde de hesaplanan çıkış basıncı verilen çıkış basıncından düşüktür. O halde boyun noktasındaki Mach sayısı 1'in altında ve ıraksak kısımda akım sesaltı olmak durumundadır.

Akımın boyun kesitinde ve ıraksak kısımda sesaltı olması halinde

$$\frac{p_0}{p_e} = \frac{1}{0.95} = 1.053 \quad \text{için İzantropik akım bağıntısından}$$

$$\boxed{M_e = 0.272}$$

$$\boxed{M_e = 0.272} \quad \text{için Alan oranı - Mach sayısı bağıntısından}$$

$$\frac{A_e}{A^*} = 2.2234$$

$$\frac{A_t}{A^*} = \frac{A_t}{A_e} \frac{A_e}{A^*} = \frac{2.2234}{2} = 1.1117 \quad \text{için Alan oranı - Mach sayısı bağıntısından} \quad \boxed{M_t = 0.678}$$

**Örnek Problem 5.5:**

Çıkış kesiti ile boyun kesiti alanları oranı 1.6 olan bir yakınsak-ıraksak lüenin boyun kesitinde akım sonik ve diğer bütün kesitlerde sesaltı olması için gerekli çıkış basıncı / depo basıncı oranını hesaplayınız.

**Cözüm:**

Boyun kesitinde akım sonik olacağı için  $A_t = A^*$  dır. Buna göre

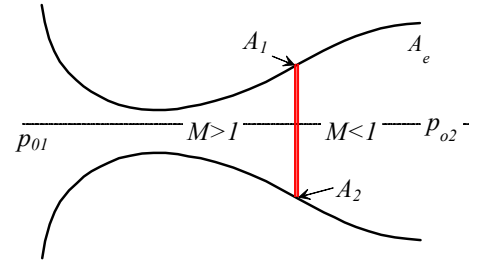
$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{A_e}{A^*} = 1.6 \quad \text{için Alan oranı - Mach sayısı bağıntısından} \quad \boxed{M_e = 0.397}$$

$$\boxed{M_e = 0.397} \quad \text{için İzantropik akım bağıntısından} \quad \frac{p_0}{p_e} = 1.1147 \quad \rightarrow \quad \frac{p_e}{p_0} = 0.897$$

**Not:** Alan oranının verilen 1.6 değeri için şayet  $p_e/p_0$  basınç oranı hesaplanan 0.897 değerinden büyük olursa lüle içindeki akım tamamıyla sesaltı (boyun noktası da dahil) olur.  $p_e/p_0$  basınç oranı 0.897 değerinden küçük olduğu takdirde ise akım boyun noktasında ses hızına eriştikten sonra ıraksak kısımda sesüstü rejime geçer. Ancak  $p_e/p_0$  basınç oranı  $1/7.076 = 0.1413$  değerinin altına inmedikçe ıraksak kısımda bir normal şok oluşacaktır. Bunun altındaki basınç oranlarında ise ıraksak kısımdaki akım tamamıyla sesüstü izantropik (normal şoksuz) olacaktır.

**Örnek Problem 5.6:**

(Çıkış kesiti / Boyun kesiti) alan oranı 3 olan bir yakınsak-ıraksak lüenin ıraksak kısmında alan oranının  $A_1/A_t = 2$  olduğu bir kesitinde normal şok oluşmuştur. Çıkış basıncının depo basıncına oranını hesaplayınız.

**Cözüm:**

İraksak kısımda şok oluştuğuna göre akım ses-üstü rejimdedir ve boyun kesitinde Mach sayısı 1 olacaktır. Buna göre

$$\boxed{A_1 / A_1^* = 2} \quad \text{için Alan oranı - Mach sayısı bağıntısından} \quad \boxed{M_1 = 2.2}$$

$$\boxed{M_1 = 2.2} \quad \text{için Normal-Şok bağıntılarından} \quad \boxed{M_2 = 0.5471} \\ \boxed{P_{o2} / P_{o1} = 0.6281}$$

Normal şok çok ince bir tabaka olup, bunu geçerken kesit alanının değişmediği kabul edilebilir. (Şokun arkasındaki kesit alanı  $A_2$  olmak üzere  $A_2 = A_1$  dir).

Ancak şoku geçerken entropi artışı olduğundan şokun gerisindeki akıma ait  $A_2^*$  değeri, şokun önündeki akıma ait  $A_1^*$  değerinden farklı olacaktır. Buna göre

$$\boxed{M_2 = 0.5471} \quad \text{için Alan oranı - Mach sayısı bağıntısından} \quad \boxed{A_2 / A_2^* = 1.27}$$

Çıkış kesiti için 
$$\frac{A_e}{A_2^*} = \frac{A_e}{A_2} \frac{A_2}{A_2^*} = \frac{A_e}{A_t} \frac{A_t}{A_2} \frac{A_2}{A_2^*} = \frac{3}{2} \times 1.27 \rightarrow \boxed{\frac{A_e}{A_2^*} = 1.905}$$

$\boxed{A_e / A_2^* = 1.905}$  için *Alan oranı - Mach sayısı* bağıntısından  $\boxed{M_e = 0.32}$

$\boxed{M_e = 0.32}$  için *İzantropik akım* bağıntılarından

$$\boxed{\frac{p_{o2}}{p_e} = 1.074}$$

Böylece basınç oranı

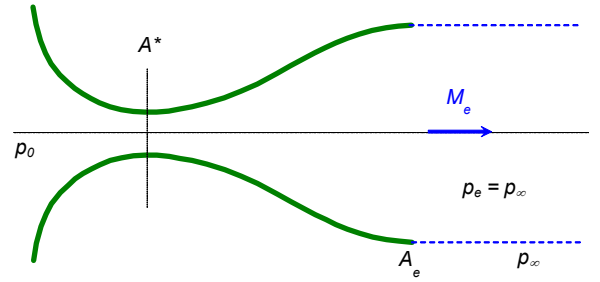
$$\frac{p_e}{p_{o1}} = \frac{p_e}{p_{o2}} \frac{p_{o2}}{p_{o1}} = \frac{0.6281}{1.074} \rightarrow$$

$$\boxed{\frac{p_e}{p_{o1}} = 0.585}$$

## 5.6- Difüzörler

Bir yakınsak-ıraksak lüle çıkışında sesüstü hızlarda akım elde edilebileceği önceki bölümlerde görülmüştür.

Lüle çıkışındaki çevre atmosferik basınca göre giriş basıncını ayarlayarak şekilde görüldüğü gibi lüle çıkışında jet şeklinde bir deney ortamı yaratılabilir.



Bilindiği gibi lüle çıkışında herhangi bir şok dalgası veya genişleme dalgası olmaması için lüle çıkış basıncının çevre atmosfer basıncına eşit olması gereklidir.

Örneğin,  $\boxed{M_e = 3}$  olan bir kanal için

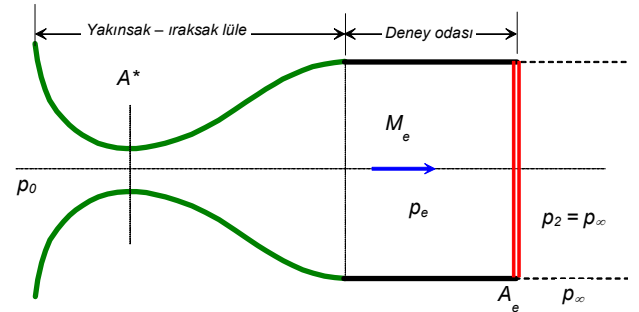
$$A_e / A^* = 4.23 \text{ ve } p_0 / p_e = 36.7 \text{ olup}$$

şayet  $\boxed{p_e = p_\infty = 1 \text{ atm}}$  alınırsa

$$\boxed{p_0 = 36.7 \text{ atm}} \text{ olması gerekir.}$$

Bu örnekte akımın atmosfere şok ve genişleme dalgası oluşmadan atılabilmesi için atmosfer basıncının 36.7 katı kadar çok yüksek bir depo basıncına gerek vardır.

Oysa aynı amaca uygun başka çözümler bulmak mümkündür. Örneğin ıraksak kanal çıkışına paralel duvarlı bir deney odası ilave edilerek akım tam deney odası çıkışında oluşturulan bir normal şoku geçerek atmosfere atılabilir.



Bu durumda normal şokun arkasındaki basınç çevre atmosfer basıncına eşit olacaktır.

$\boxed{M_e = 3}$  için Normal-Şok bağıntılarından

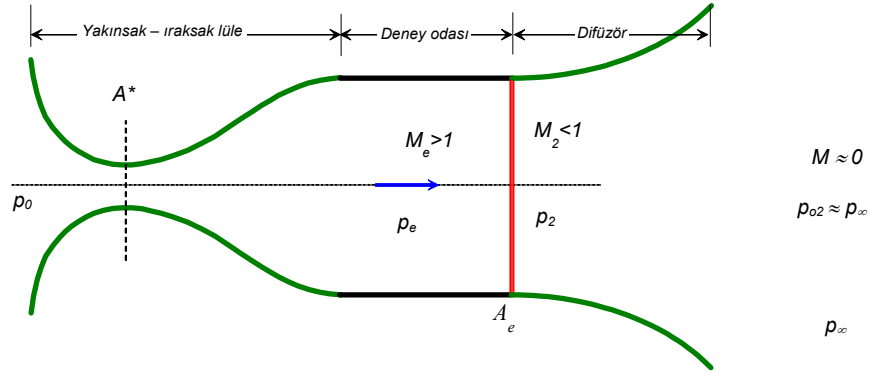
$$\boxed{\frac{p_2}{p_e} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1} (M_e^2 - 1)} \rightarrow \boxed{\frac{p_2}{p_e} = 10.33}$$



Depo basıncı  $p_o = \frac{p_o}{p_e} \frac{p_e}{p_2} p_2 = \frac{36.7}{10.33} \times 1 \rightarrow \boxed{p_o = 3.55 \text{ atm}}$  olarak bulunur.

Bu durumda depo basıncı öncekinin 10 katı civarında azalmıştır.

Üçüncü bir çözüm deney odasından sonra genişleyen bir kanal (difüzör) kullanarak akımın yavaşlatılmasıdır.



Bu halde,

$\boxed{M_e = 3}$  için normal-şok bağıntılarından

$\boxed{M_2 = 0.4752}$

$\boxed{M_2 = 0.4752}$  için izantropik akım bağıntılarından

$\boxed{p_{o2}/p_2 = 1.17}$

Depo basıncı  $p_o = \frac{p_o}{p_e} \frac{p_e}{p_2} \frac{p_2}{p_{o2}} p_{o2} = \frac{36.7}{10.33 \times 1.17} \times 1 \rightarrow \boxed{p_o = 3.04 \text{ atm}}$

olarak bulunur.

Sonuç olarak, örnek alınan bu üç durumda depo basıncı

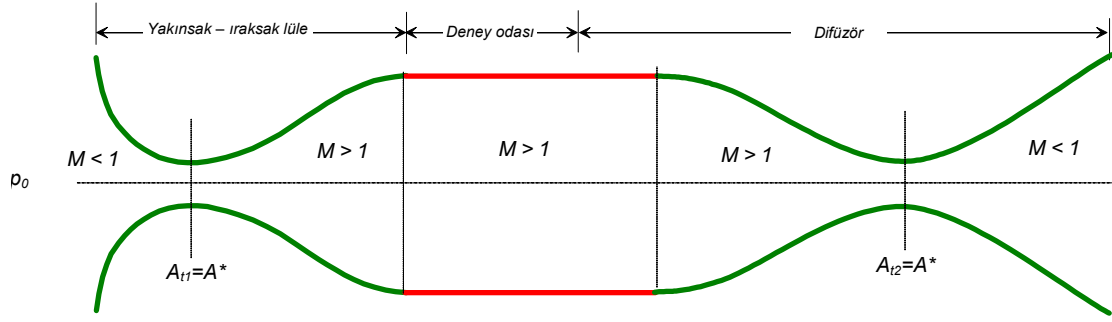
$\boxed{p_o = 36.7 \text{ atm}} \rightarrow \boxed{p_o = 3.55 \text{ atm}} \rightarrow \boxed{p_o = 3.04 \text{ atm}}$

şeklinde giderek azalmıştır.

Ancak, bilindiği gibi normal şok nedeniyle durma basıncında bir kayıp meydana gelmektedir.

Acaba, normal şok oluşturmadan akımı yavaşlatmak mümkün müdür?

Bilindiği gibi süpersonik bir akım daralan bir kanalda yavaşlar. O halde deney odasından sonra akımı yavaşlatmak için daralan bir kanal kullanılmalıdır. Akım bu şekilde sonik şartları indirilirse, Mach sayısının 1 olduğu kesitten itibaren kanal tekrar genişletilerek akımın sesaltı olarak yavaşlatılması mümkün olur. Yani süpersonik rüzgar tünelinin difüzörü de yine yakınsak-ıraksak bir lüle olacaktır.

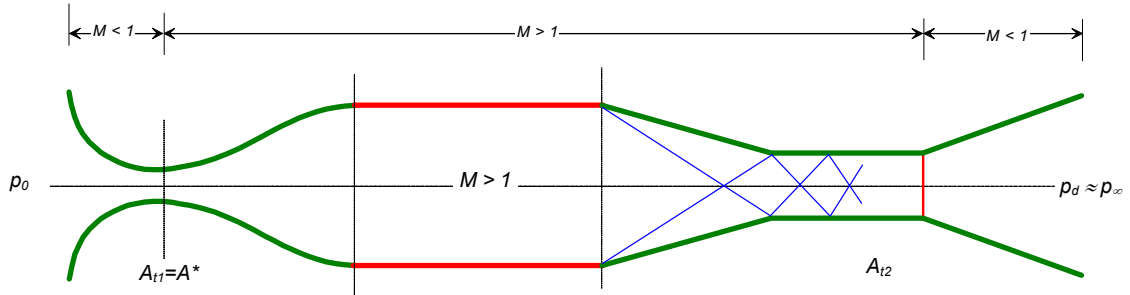


Böyle bir rüzgar tüneline akım tamamıyla izantropik yapılabileseydi toplam basınçta hiçbir kayıp olmazdı. Ancak,

### GERÇEKTE KAYIPSIZ BİR SÜPERSONİK DİFÜZÖR OLMAZ

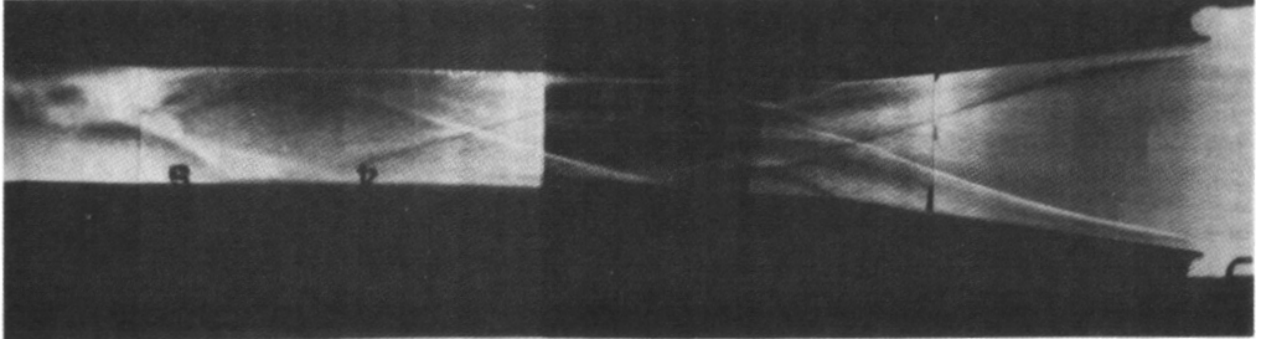
Çünkü her şeyden önce kanal duvarları boyunca oluşacak sınır tabaka toplam basınçta bir kayıp yaratacaktır. Bunun yanında, deney odasında sonra akımın içe doğru bükülmesinin etkisiyle difüzörün yakınsak kısmı duvarlarından eğik şoklar oluşacaktır. Bunlar karşı duvardan oluşan eğik şoklarla kesişecek, karşı duvardan yansıyacak, yansıyan şoklar tekrar kesişecek ve bu süreç akım sesaltı şartlara ininceye kadar devam edecektir.

Bununla birlikte, oluşacak eğik şoklarının toplam basınçta yaratacağı kayıp etkisini uygun bir difüzör geometrisiyle en aza indirmek mümkündür.



Pratikteki süpersonik rüzgar tünellerinde, şekilde görüldüğü gibi deney odasından sonra bir sıkışma köşesinden oluşan eğik şoklar kesişerek ve karşı duvardan yansıyarak akımın yavaşlamasını sağlar. Difüzör boynu genellikle düz olup, bu düzlüğün bittiği yere gelinceye kadar süpersonik akım eğik şoklarla öyle yavaşlatılır ki bu kesitte zayıf bir normal şok oluşur ve akım hızı ses altına iner. Difüzörün genişleyen kısmına bu şekilde sesaltı şartlarda gelen akım daha da yavaşlayarak atmosfere atılır.

Bu tipteki bir difüzör kavramsal olarak bir normal-şok difüzörüne göre daha az toplam basınç kaybı yaratacaktır. Bununla birlikte pratikte, eğik şokların duvarlar üzerindeki sınır tabakalarla etkileşimi sonucu ilave kayıplar oluşur. Gerçek bir difüzör içindeki akım aşağıdaki fotoğrafta görülmektedir (Anderson J.D. - Wright Patterson Hava üssü Hava Uzay Araştırma laboratuvarı). Görüldüğü gibi sınır tabaka ile etkileşim sonucu eğik şoklar difüzörün genişleme kısmına kadar kaymıştır.



Yukarıda belirtilen kayıplar nedeniyle bir difüzörün ne kadar verimli olduğunun bilinmesine gereksinim duyulur. Literatürde verim değişik şekillerde tespit edilmektedir. Rüzgar tünellerinde difüzör verimi için en çok kullanılan tanımlama

$$\eta_D = \frac{(p_{od} / p_0)_G}{(p_{o2} / p_{01})_{NS}}$$

şeklinde

- difüzör boyunca meydana gelen *gerçek* toplam basınç kaybını,  $(p_{od} / p_0)_G$ ,
- deney odasında deney Mach sayısında bir *normal şok* oluşması halindeki toplam basınç kaybıyla,  $(p_{o2} / p_{01})_{NS}$ ,

oranlayarak yapılmaktadır.

$\eta_D = 1$  hali deney odası çıkışında normal-şok oluşması haline karşılık gelmektedir.

Düşük süpersonik hızlarda difüzör verimi genellikle normal şoklu halden biraz daha iyidir ( $\eta_D > 1$ )

Hipersonik şartlarda ise normal şoklu hal verim için hemen hemen en iyi durumdur ( $\eta_D < 1$ )

## 5.7- Süpersonik rüzgar tüneline harekete geçme sorunu

Süpersonik rüzgar tünellerinde akımın süpersonik hıza eriştirildiği yakınsak-ıraksak lülede bir boğaz kesiti olduğu gibi difüzörde de ikinci bir boğaz kesiti olduğu görülmektedir. Bunlara genellikle sırasıyla birinci boğaz kesiti ( $A_{t1}$ ) ve ikinci boğaz kesiti ( $A_{t2}$ ) adı verilmektedir. Birinci boğaz kesitini geçince akım süpersonik hıza eriştiğinden burada Mach sayısı 1, bu nedenle de  $A_{t1} = A^*$  dır.

Difüzördeki entropi artışı nedeniyle  $A_{t2} > A_{t1}$  olacağını söylemek mümkündür.

Bunu ispatlamak için her iki boyun kesitinde akımın sonik olduğunu varsayalım. Bu durumda süreklilik denkleminde

$$\rho_1^* A_{t1} a_1^* = \rho_2^* A_{t2} a_2^* \quad \rightarrow \quad \frac{A_{t2}}{A_{t1}} = \frac{\rho_1^* a_1^*}{\rho_2^* a_2^*}$$

Adyabatik akım boyunca  $a^*$  ve  $T^*$  sabit olup

$$a_1^* = a_2^* \\ T_1^* = T_2^*$$

Böylece

$$\frac{A_{t2}}{A_{t1}} = \frac{\rho_1^*}{\rho_2^*} = \frac{p_1^* / RT_1^*}{p_2^* / RT_2^*} = \frac{p_1^*}{p_2^*}$$

Ayrıca izantropik akım bağıntılarından

$$\frac{p_0}{p} = \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

$M_{t1}=1$  için

$$\frac{p_{01}}{p_1^*} = \left( \frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

$M_{t2}=1$  için

$$\frac{p_{02}}{p_2^*} = \left( \frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

olup yukarıda kullanılarak

$$\frac{A_{t2}}{A_{t1}} = \frac{p_{01}}{p_{02}}$$

elde edilir. Meydana gelen şok dalgaları ve duvarlar üzerindeki sınır tabakalar nedeniyle toplam basınç daima azalacağından

$$p_{02} < p_{01}$$

olup

$$A_{t2} > A_{t1}$$

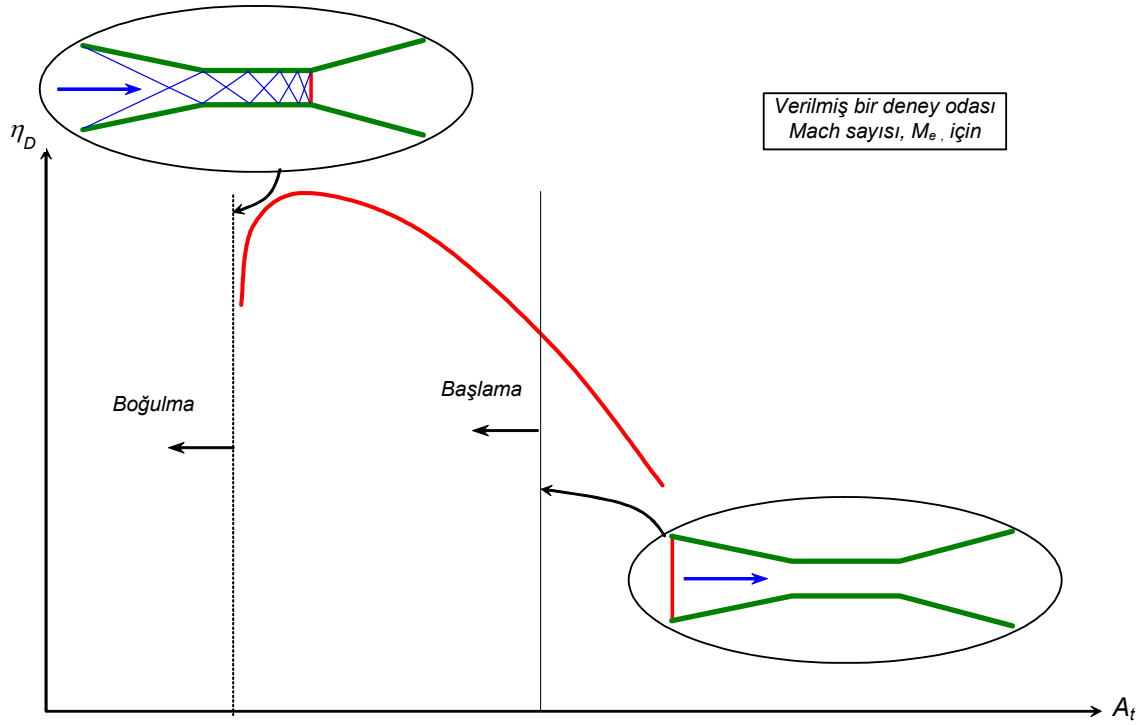
dir.

Buna göre iki boyun kesitindeki toplam basınçlar bilindiği takdirde ikinci boyun kesiti alanının ne kadar büyük yapılması gerektiği yukarıdaki bağıntı yardımıyla hesaplanabilir.

*Sadece izantropik akım halindeki ideal* (hayali) *rüzgar tüneline*  $\frac{A_{t2}}{A_{t1}} = \frac{p_{01}}{p_{02}} = 1$  olacağı unutulmamalıdır.

*Gerçek bir rüzgar tüneline* ise **ikinci boyun kesiti gereğinden küçük yapıldığı takdirde** difüzörden gerekli debi geçirilemez, **akım boğulur** ve böylece iraksak lülede ve deney odasında süpersonik akım elde edilemez.

Tipik bir süpersonik difüzör için verim ikinci boğaz kesitinin alanına ( $A_{t2}$ ) duyarlıdır. Aşağıdaki şekilde, verilmiş bir deney odası Mach sayısı için difüzör veriminin ikinci boğaz kesiti alanıyla tipik değişimi gösterilmiştir.



Burada  $A_{t2}$  çok büyük değerlerden başlatılarak azaltılmıştır.  $A_{t2}$  azaldıkça verimin arttığı, bir tepe değerden geçtikten sonra çabucak azaldığı dikkati çekmektedir.

En yüksek verimin elde edildiği  $A_{t2}$  değeri  $A_{t2} / A_{t1} = p_{01} / p_{02}$  bağıntısıyla belirlenen değerden az bir miktar üzerindedir. Bu  $A_{t2}$  değerinin lüleden gelen akım debisinin geçmesi için izin verilen en küçük alan olduğu akıldan çıkartılmamalıdır. Bu alanın altındaki değerlerde akım boğulacak ve difüzör verimi ani bir düşüş gösterecektir.  $A_{t2}$  nin yukarıdaki formülden bulunan değeri şekilde kesik çizgilerle belirtilmiştir.

$A_{t2}$  nin çok büyük değerlerinde debinin geçmesi açısından sorun yoktur. Ancak difüzör verimi düşüktür. Zira, deney odasından geçen akım yeterince sıkıştırılmadığından difüzörü boynunda ve genişleme kısmında akım süpersonik kalacak, hatta genişleme kısmında tekrar hızlanacak ve difüzörün çıkış kısmında bir normal şok oluşturacaktır. Şokun önündeki Mach sayısı bir miktar yüksek olduğu için de bu şoku geçerken toplam basınç kaybı büyük olacaktır. Bu durum eğik şoklu (yani boyun kesimi bitiminde ses hızına yakın şartlarda zayıf bir normal şok oluşturan) difüzör amacına uygun değildir. Sonuç olarak  $A_{t2}$  nin büyük değerlerinde difüzör verimi düşüktür.

Difüzör için en önemli sorunlar harekete geçme sırasında görülür. Üfleli tipte bir rüzgar tüneli ele alınacak olursa, böyle bir rüzgar tüneli, hava deposu çıkışındaki bir basınç valfinin hızlı bir şekilde açılmasıyla harekete geçer. Deney odasında kararlı bir akım elde edilinceye kadarki süreç içerisinde rüzgar tünelindeki akım hayli karmaşıktır. Bir normal şok birinci boyun kesitinden başlayarak difüzör boyun kesitine doğru ilerler.

Bu normal şok difüzör girişinde iken ikinci boyun kesitinin şok gerisindeki debinin geçmesine izin verecek genişlikte olması gerekir. Bu genişlik yine  $A_{t2} / A_{t1} = p_{01} / p_{02}$  bağıntısı yardımıyla

hesaplanır. Ancak buradaki  $\frac{p_{01}}{p_{02}}$  oranı bu defa deney odasındaki normal şokun arkasındaki ve önündeki durma basınçlarıyla belirlenir.  $A_{t2}$  nin bu şekilde bulunan değeri yukarıdaki şekilde düz çizgi ile belirtilmiştir. Bu değer daima maksimum verim halindeki kesit alanından daha büyüktür.

Şayet  $A_{t2}$  bu başlangıç değerinden daha küçük olursa normal şok difüzörün girişinde kalır ve tünel uygun şekilde harekete geçmemiş olur.  $A_{t2}$  bu başlangıç değerine eşit veya daha büyük olursa normal şok difüzör içinde ilerleyebilir, ve tünel uygun şekilde harekete geçer.

Bu bilgilere göre, sabit geometrili bir difüzör, boyun kesiti harekete geçmeye izin verecek kadar geniş olması gerektiğinden, maksimum verimden daha küçük bir verimle çalışacaktır.

Bu bakımdan, değişken geometrili difüzör kullanmak avantajlıdır. İkinci boyun kesit alanının mekanik veya benzeri bir donanımla değiştirilebildiği böyle bir difüzörde boyun kesit alanı başlangıçta harekete geçmeyi sağlayacak genişlikte tutulur. Bu alan daha sonra tünelin deney şartlarında çalışması sırasında daha yüksek verim sağlanacak biçimde azaltılır.

Bununla birlikte, değişken geometrili difüzör tasarımı ve imali hayli karmaşık ve pahalı olup, bir çok tünelde sabit-geometrili difüzör kullanılır.

Yukarıdaki tartışmalar sadece harekete geçme sorununun izahı amaçlandığından rüzgar tüneli uygulamalarıyla sınırlandırılmıştır. Ancak benzeri sorunlar jet uçaklarının hava alıklarında ve difüzörlerinde de söz konusudur.

Yukarıdaki bilgiler difüzörler için yol gösterici bilgiler olarak düşünülmelidir. Gerçek bir difüzörde olaylar daha da karmaşıktır. Şok dalgaları üç boyutlu olup, sınır tabakalarla girişimleri söz konusudur. Bu olaylar henüz yeterince modellenememiş olup, difüzör tasarımı geniş ölçüde tecrübeye ve ampirik veriye dayanmaktadır. Difüzör verimi  $A_{t2} / A_{t1}$  oranı, giriş açısı, ikinci boyun uzunluğu vs gibi bir çok etkene bağlıdır.

### **Örnek Problem 5.7:**

*Deney odası Mach sayısı 2.5 olan bir süpersonik rüzgar tünelinin harekete geçmesi için gerekli boyun kesit alanları oranını hesaplayınız. Ayrıca tünel harekete geçtikten sonra verimin 1.2 olduğunu varsayarak tünelin çalışması için gerekli basınç oranını (difüzör çıkışındaki toplam basıncın depo basıncına oranı) hesaplayınız.*

### **Cözüm:**

Deney odasında  $M=2.5$  Mach sayısında şok oluştuğu varsayılarak

$M_1 = 2.5$  için *Normal Şok* bağıntılarından

$$\frac{p_{02}}{p_{01}} = 0.499$$

Böylece alan oranı

$$\frac{A_{t2}}{A_{t1}} = \frac{p_{01}}{p_{02}} = \frac{1}{0.499} = 2.00$$

Tünel rejim haline geldikten sonra deney odasında normal şok olmayacaktır. Bu şok ilerleyerek difüzörde eğik şok dalgalarına ve boyun kesiti bitiminde bir zayıf normal şok dalgasına dönüşecektir. Bu durumda difüzör verim bağıntısından

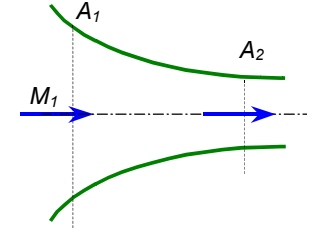
$$\eta_D = \frac{(p_{od} / p_0)_G}{(p_{o2} / p_{01})_{NS}} \rightarrow \left( \frac{p_{od}}{p_0} \right)_G = \eta_D \left( \frac{p_{o2}}{p_{01}} \right)_{NS} = 1.2 \times 0.499 = 0.599$$

elde edilir.

## ÖRNEK PROBLEMLER

### SORU 1

Şekildeki kanalda akım sesaltı rejiminde olup,  $A_1 = 1 \text{ m}^2$ ,  $A_2 = 0.7 \text{ m}^2$ ,  $M_1 = 0.3$ ,  $p_1 = 0.8 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$  olduğuna göre 2 kesitindeki Mach sayısını ve basıncı hesaplayınız.



### SORU 2

Kalorik mükemmel bir gazın yakınsak-ıraksak bir lüle içindeki akımında ıraksak kısımdaki akımın süpersonik hızlara erişmesi halinde kütleli debinin

$$\dot{m} = \frac{p_0 A^*}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}$$

olacağını gösteriniz.

### SORU 3

Yakınsak-ıraksak bir kanalın boyun kesit alanı  $100 \text{ cm}^2$  çıkış kesit alanı  $250 \text{ cm}^2$  olarak verilmiştir. Giriş kesitinde basınç  $20 \text{ atm}$  ve sıcaklık  $300^\circ \text{K}$  olup, akımın çok yavaş olduğu kabul edilmektedir. Çıkış kesitinde basınç  $1 \text{ atm}$  dir. Çıkış kesitindeki Mach sayısını ve kanaldan geçen akımın kütleli debisini hesaplayınız.

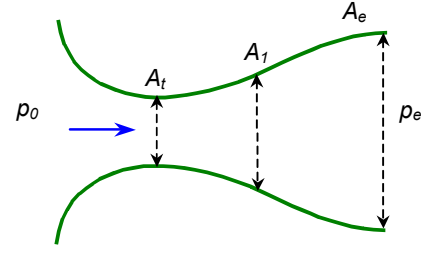
### SORU 4

Bir süpersonik rüzgar tünelinin dinlenme odasında durma basıncı  $3 \text{ atm}$  ve sıcaklık da  $20^\circ \text{C}$  olup, deney odasında yer alan bir pitot tüpünden  $1 \text{ atm}$  basınç ölçülmüştür. Deney odasındaki akım süpersonik olduğuna göre

- Deney odasındaki Mach sayısını
- Deney odasındaki akım hızını
- Deney odası kesit alanının boyun kesit alanına oranını hesaplayınız.

**SORU 5**

Şekildeki kanalda  $A_t/A_e = 0.5$ ,  $A_1/A_e = 0.7$  olup  $A_1$  kesitinde bir normal şok oluştuğuna göre  $p_0/p_e$  oranını ve  $M_e$  Mach sayısını hesaplayınız.

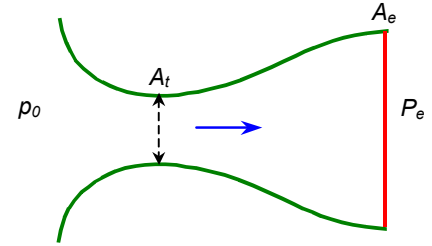
**SORU 6**

Yakınsak-ırsak bir kanalın çıkış kesit alanının boyun kesit alanına oranı  $A_e/A_t = 4$  olarak verilmiştir. Çıkış basıncı ile giriş basıncının arasındaki oranın  $p_e/p_0 = 0.6$  olması halinde çıkış Mach sayısını hesaplayınız.

**SORU 7**

Şekildeki kanalda  $A_t = 9\text{cm}^2$ ,  $A_e = 27\text{cm}^2$  dir. Çıkış kesitinde bir normal şok oluşmaktadır ve şokun ardındaki basınç  $p_e = 770\text{mm Civa Sütunu}$ , sıcaklık ise  $T_e = 25^\circ\text{C}$  dir. Buna göre

- $p_0/p_{at}$  basınç oranını bulunuz.
- Hava akımının kütledebisini hesaplayınız.

**SORU 8**

Şekildeki yakınsak-ırsak kanalın çıkış kesit alanının boyun kesit alanına oranı 2 olarak verilmiştir. Bir deney sırasında çıkış kesitinde  $40$  derece açılı bir eğik şok oluştuğuna göre geri basıncın kanal girişindeki durma basıncına oranını bulunuz.

