



Review of Lecture #9/第9次课复习

CHAPTER 9 Oblique Shock and Expansion Waves

第九章 斜激波和膨胀波

Presented by Zhonghua Han

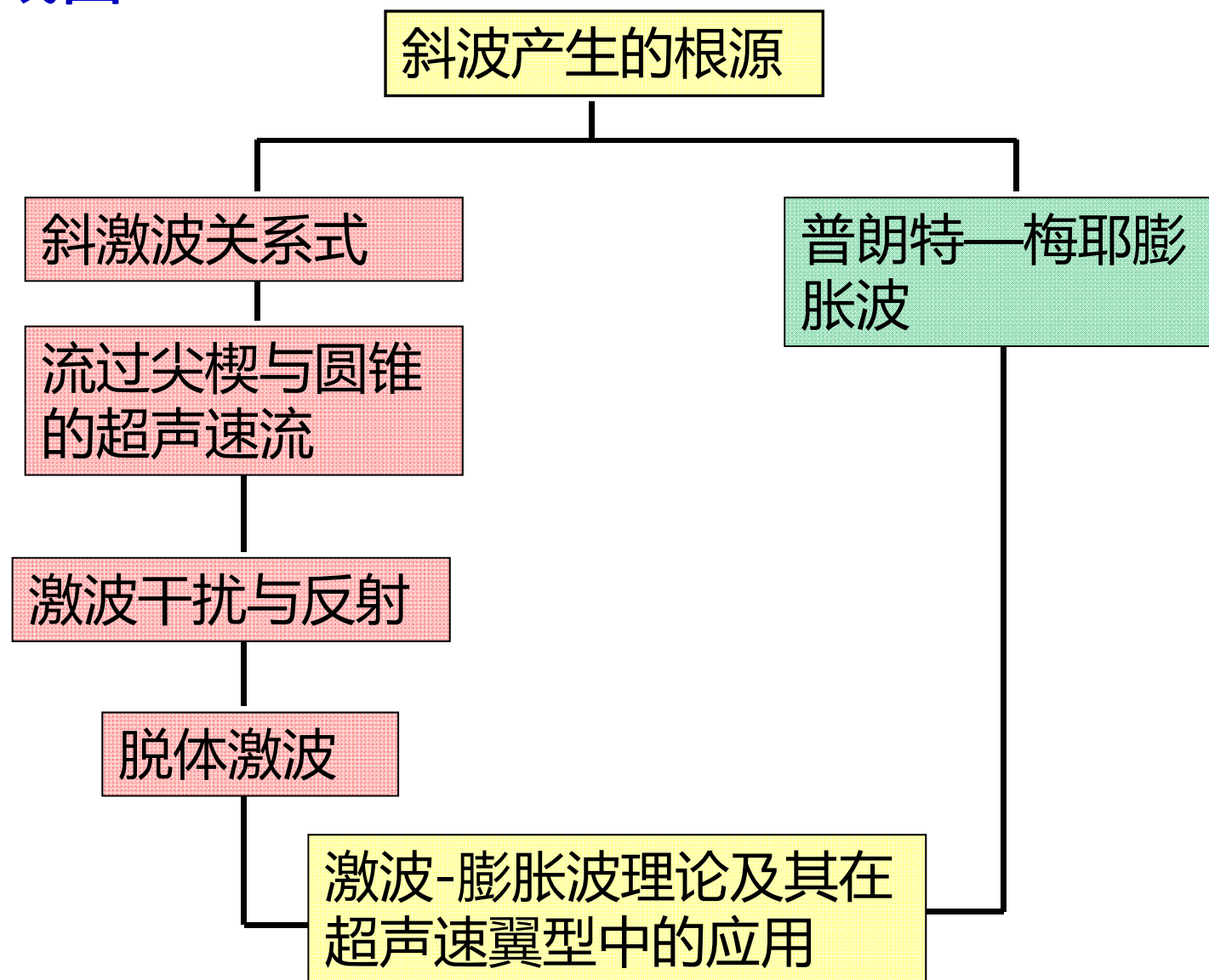
E-mail: hanzh@nwpu.edu.cn

2019/11/6 Sunday

Department of Fluid Mechanics, School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, China



第九章路线图



已知

p_1
 ρ_1
 T_1
 M_1
 u_1
 $p_{0,1}$
 $h_{0,1}$
 $T_{0,1}$
 s_1

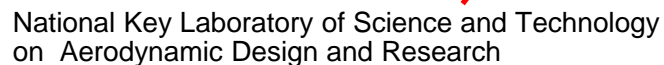
问题：如何由波前参数得到波后参数？

Q: How to solve the oblique shock wave relations ?

- 取适当控制体
- 应用控制方程
- 得出关系式

?

p_2
 ρ_2
 T_2
 M_2
 u_2
 $p_{0,2}$
 $h_{0,2}$
 $T_{0,2}$
 s_2



斜激波控制方程归纳 / Summary of control equations

$$\rho_1 u_1 = \rho_2 u_2 \quad (9.2)$$

$$w_1 = w_2 \quad (9.5)$$

$$p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_2 u_2^2 \quad (9.7)$$

$$h_1 + \frac{u_1^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2} \quad (9.12)$$

- 斜激波控制方程(9.2)、(9.7)、(9.12)与正激波控制方程(8.2)、(8.6)、(8.10)完全相同；
- 我们只要将正激波关系式中所有的 M_1 用 $M_{n,1}$ 代替，就可以得到通过斜激波的流动特性变化量。



斜激波关系式

则有

$$M_{n,2}^2 = \frac{1 + [(\gamma - 1)/2]M_{n,1}^2}{\gamma M_{n,1}^2 - (\gamma - 1)/2} \quad (9.14)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma + 1)M_{n,1}^2}{2 + (\gamma - 1)M_{n,1}^2} \quad (9.15)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1}(M_{n,1}^2 - 1) \quad (9.16)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{p_2}{p_1} \frac{\rho_1}{\rho_2} \quad (9.17)$$

注意： $M_{n,1}$ 和 $M_{n,2}$ 分别是斜激波波前和波后的法向马赫数

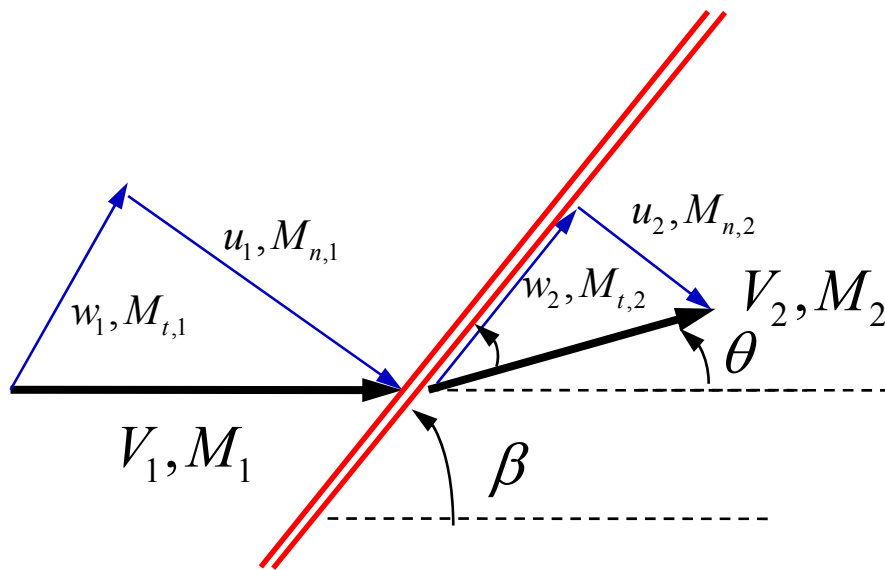


确定斜激波关系式需要几个参数？

$M_{n,1}$ 和 $M_{n,2}$ 分别是斜激波波前和波后的法向马赫数， 所以有：

$$M_{n,1} = M_1 \sin \beta \quad (9.13)$$

$M_{n,1}$ 既依赖于 M_1 又依赖于 β ;



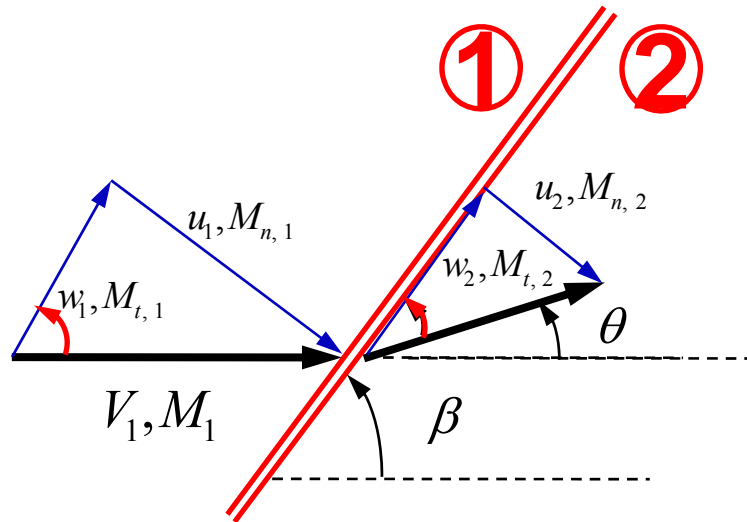
$$M_2 = \frac{M_{n,2}}{\sin(\beta - \theta)} \quad (9.18)$$

M_2 既依赖于 $M_{n,2}$ 又依赖于 β 和 θ ;

问题： θ 是不是一个独立的自变量即第三个参数？



θ 与 M_1 和 β 的函数关系



$$\tan \beta = \frac{u_1}{w_1} \quad (9.19)$$

$$\tan(\beta - \theta) = \frac{u_2}{w_2} \quad (9.20)$$

$$\frac{\tan(\beta - \theta)}{\tan \beta} = \frac{u_2}{u_1} = \frac{\rho_1}{\rho_2} \quad (9.21)$$



$\theta - \beta - M$ 关系式 / $\theta - \beta - M$ relations

$$\frac{\tan(\beta - \theta)}{\tan \beta} = \frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2 \sin^2 \beta}{(\gamma + 1)M_1^2 \sin^2 \beta} \quad (9.22)$$

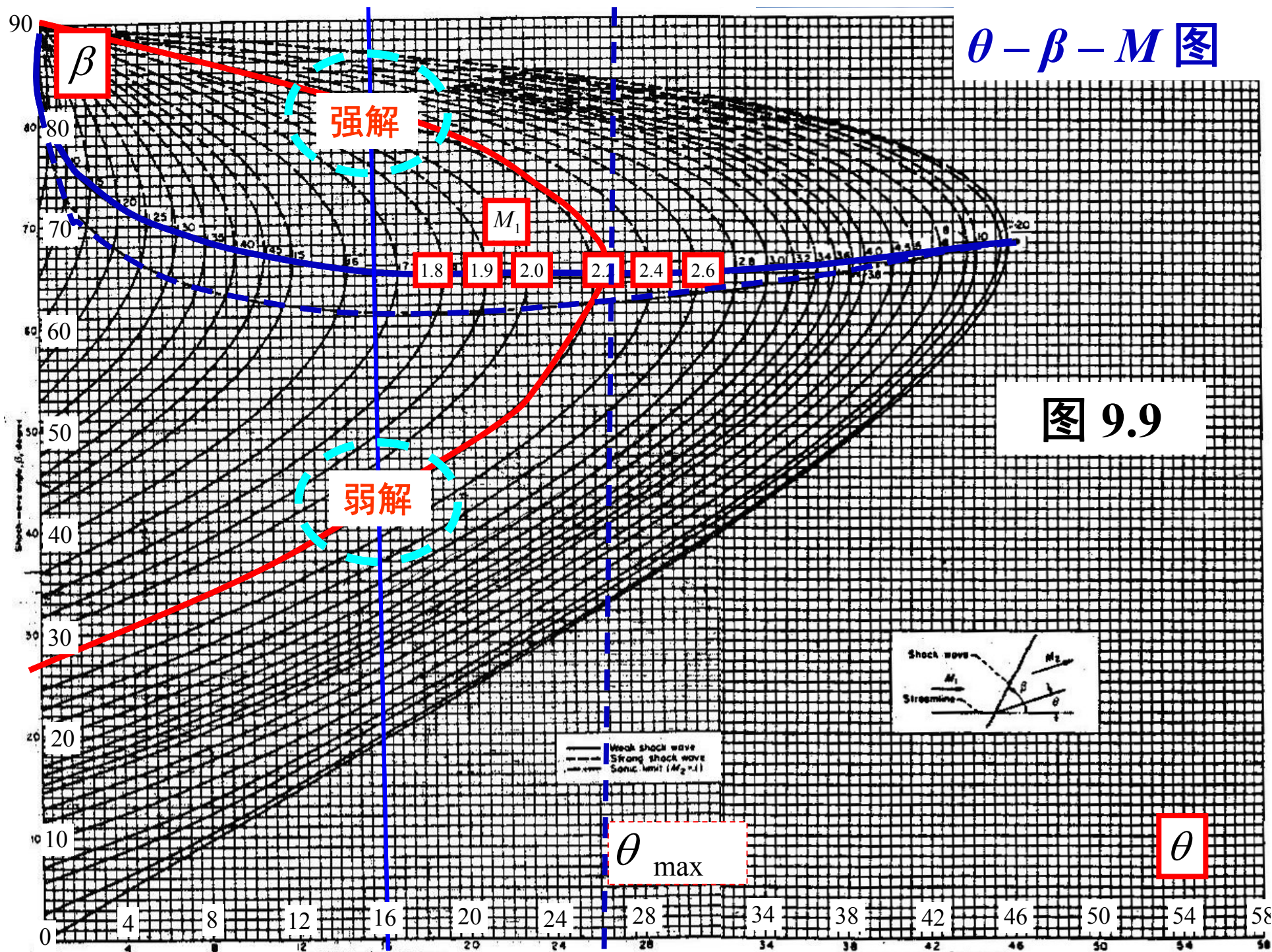
$$\tan \theta = 2 \cot \beta \frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (9.23)$$

方程(9.23) 被称为 $\theta - \beta - M$ 关系式，它限定了 θ 为 M_1 和 β 的唯一函数。这是分析斜激波特性的最重要的关系式，其结果在图9.9中给出（ $\gamma = 1.4$ ）。



$\theta - \beta - M$ 图

图 9.9



Explore $\theta - \beta - M$ relations

□ 图9.9给出的是以波前马赫数为参数，激波角 β 随偏转角 θ 的变化曲线。

1. 给定上游马赫数 M_1 , 存在一个最大偏转角 θ_{max} :

- 物体几何形状的 $\theta > \theta_{max}$, 不存在直的斜激波; 相反, 形成脱体弓形激波
- θ_{max} 随 M_1 增大而增大
- 当 M_1 趋于无穷大时, θ_{max} 存在一极限值, 对于 $\gamma = 1.4$ 的量热完全气体, $\theta_{max} = 45.5^\circ$

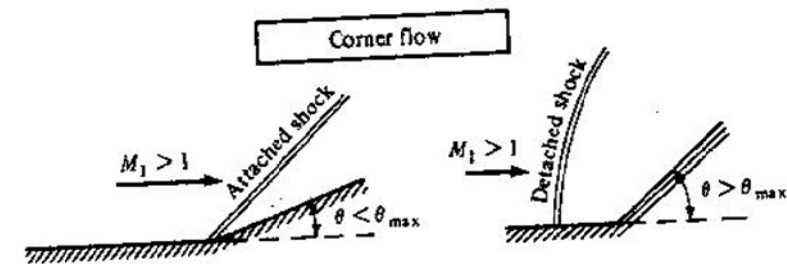
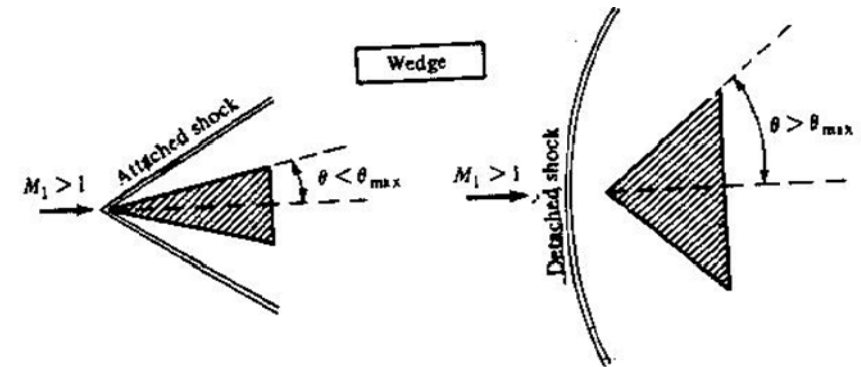


FIGURE 9.8
Attached and detached shocks.



读612页最后一段

2. 给定任意一个小于 θ_{max} 的 θ 值，对应每一个给定的波前马赫数 M_1 ，存在两个直线斜激波解。

- **弱解与强解**：较小的 β ，弱激波解，较大的 β ，强激波解。
- “弱”与“强”的分类是根据以下事实确定的：当给定 M_1 ， β 越大则 $M_{n,1}$ 越大，因此压强比 p_2/p_1 越大。
- 在实际情况中，通常出现的是弱解情况。

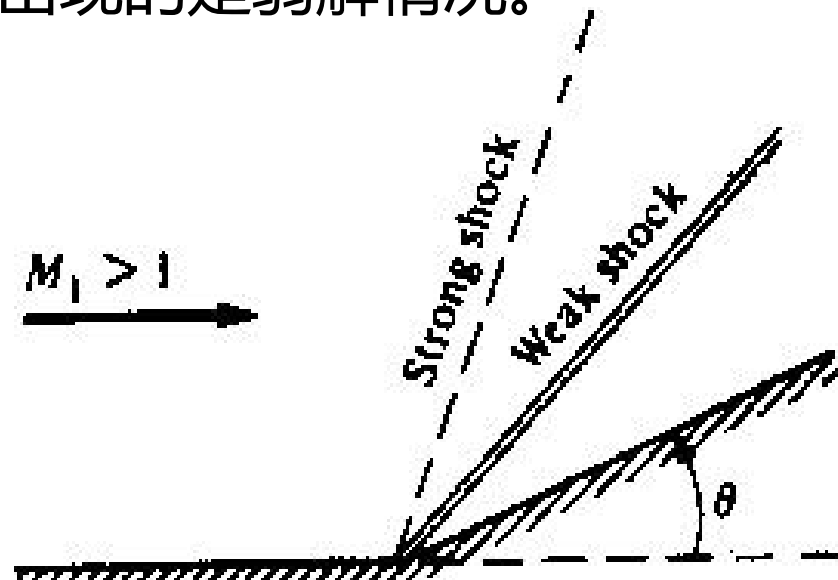
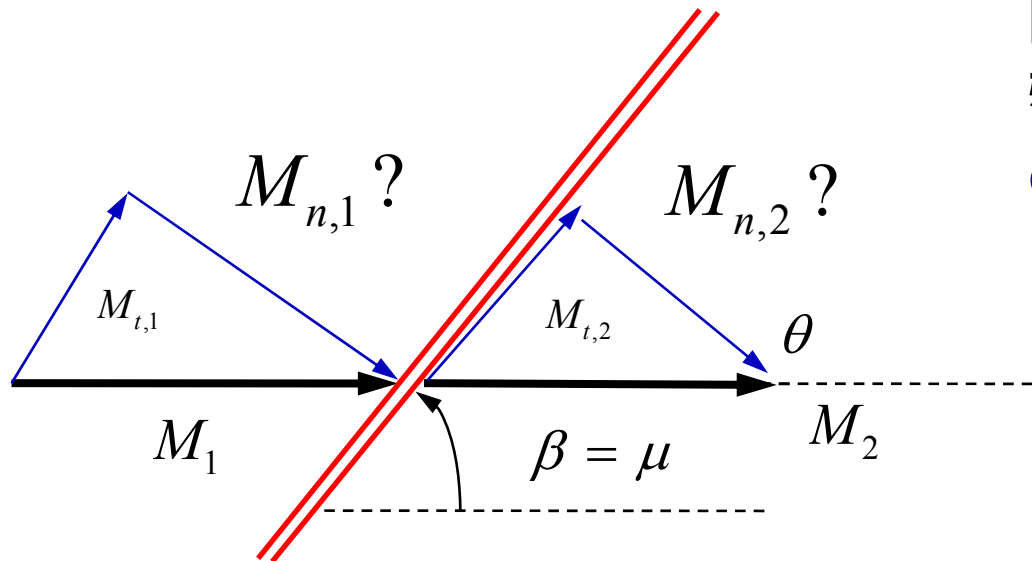


图9.11 弱激波和强激波



3. 特殊情况：

- 如果 $\theta = 0^\circ$, 那么 $\beta = 90^\circ$ 或 $\beta = \mu$ (马赫角)。
- $\beta = 90^\circ$ 的情况对应正激波 (即我们第八章讨论的问题属于强激波解)。
- $\beta = \mu$ 对应图9.4b所示的**马赫波**。
- 对于这两种情况, 通过激波流线不发生偏转。



问题：通过马赫波波前和波后法向马赫数？

Q: What are the normal components of Mach number ahead and after the Mach wave?

$$\beta = \mu$$

$$M_{n,1} = M_1 \sin \mu = M_1 \cdot \frac{1}{M_1} = 1$$

$$\therefore M_{n,2} = 1$$



4. 增大上游马赫数的影响

超声速流流过半顶角为 θ 的尖楔

- 增加来流马赫数 M_1 ，激波角 β 角减少，但激波是增强的，这是因为随着 M_1 的增加， M_{n1} 是增大的
- 降低来流马赫数 M_1 ，激波角 β 增大，激波变弱。如果 M_1 降低到一定程度，激波将会脱体。对于 $\theta = 20^\circ$ ， $M_1 < 1.8$ 激波将会脱体。

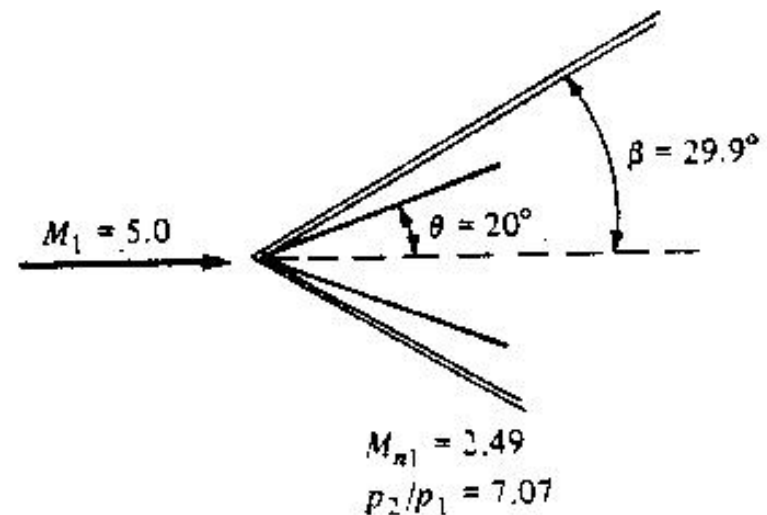
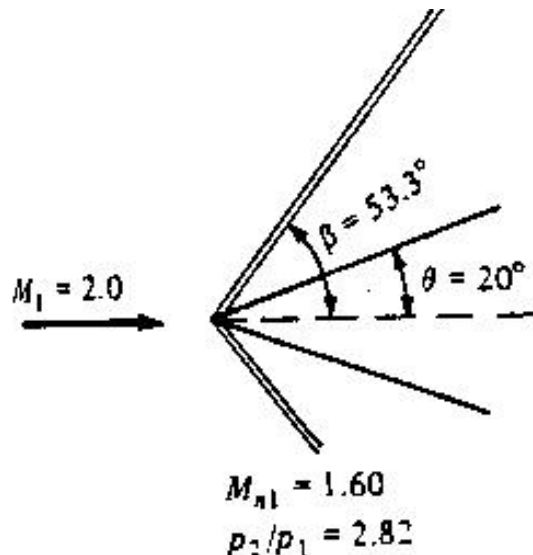


图9.12



5. 增大偏转角的影响

考虑另外一个实验。让我们保持 M_1 不变而增大偏转角 θ 。

- 随着 θ 增大，激波角 β 增大， M_{n1} 是增大，激波将会变强。
- 但是，一旦 θ 角超过 θ_{max} ，激波会变成脱体激波。对于图9.13中 $M_1 = 2.0$ 的情况， $\theta > 23^\circ$ 时就会出现脱体激波。

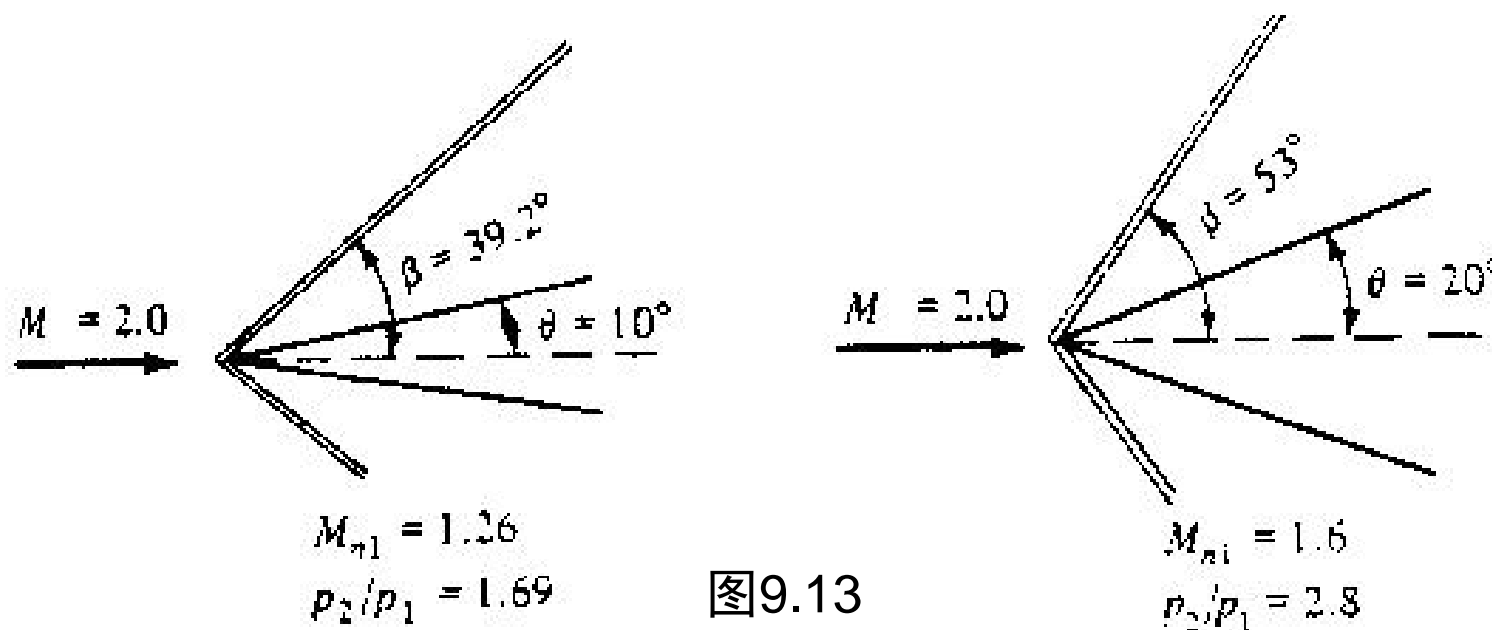


图9.13



$\theta - \beta - M$ 图小结 / Summary

- 1、**最大偏转角 θ_{max}** ：对于给定的波前马赫数，存在一个 θ_{max} 。
 $\theta < \theta_{max}$ 存在贴体直线斜激波； $\theta > \theta_{max}$ 出现弯的脱体激波。

$$\lim_{M_1 \rightarrow \infty} \theta_{max} \approx 45.5^\circ$$
- 2、**强弱解**：对应一个 θ 值 ($< \theta_{max}$)，存在两个 β 值。不同 M_1 对应 θ_{max} 组成的连线上部分对应“强解”，下部分对应“弱解”。另外一条稍低于 θ_{max} 连线的曲线为 $M_2 = 1$ 的连线，上部分和下部分分别对应波后为“亚声速流”和“超声速流”情况”
- 3、**特殊情况**： $\theta = 0^\circ$ ，对应 $\beta = 90^\circ$ 和 $\beta = \mu$ 。
- 4、**增大 M_1 的影响**：对于相同的 θ ，波前马赫数 M_1 越大，激波角 β 越小， $M_{n,1}$ 越大，所以激波越强。
- 5、**增大 θ 的影响**：对于相同的波前马赫数 M_1 ， θ 越大，激波角 β 越大， $M_{n,1}$ 越大，所以激波越强。



前一次课的掌握情况投票

- ☐ **A 完全掌握了这部分知识内容**
- ☐ **B 掌握了大部分**
- ☐ **C 掌握了一小部分**
- ☐ **D 完全不懂**

提交

Review Lecture # 9 Ended !

下面继续讲例题





Lecture #10/第10次课

CHAPTER 9 Oblique Shock and Expansion Waves

第九章 斜激波和膨胀波

Presented by Wenping Song

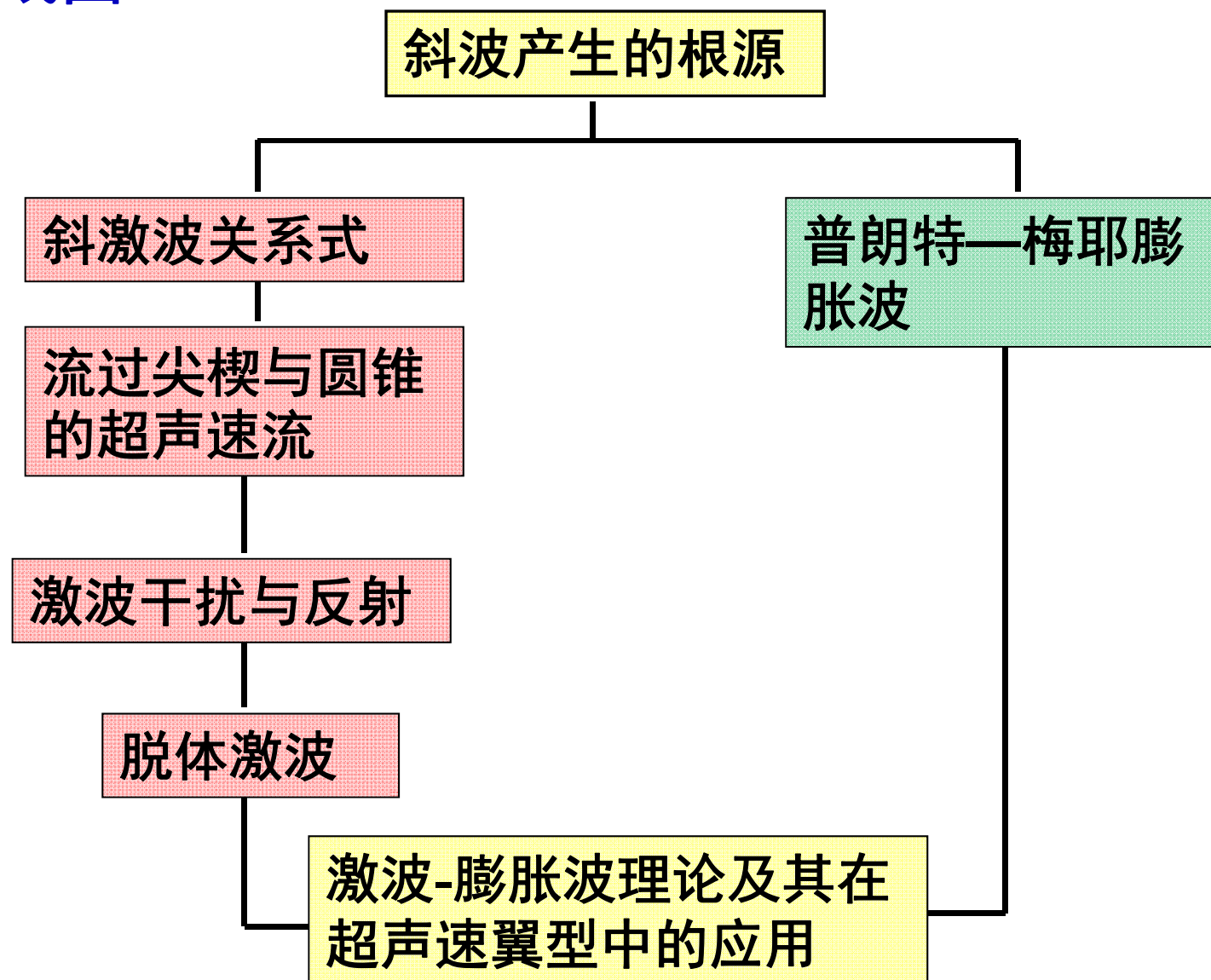
E-mail: wpsong@nwpu.edu.cn

2019年11月10日 Sunday

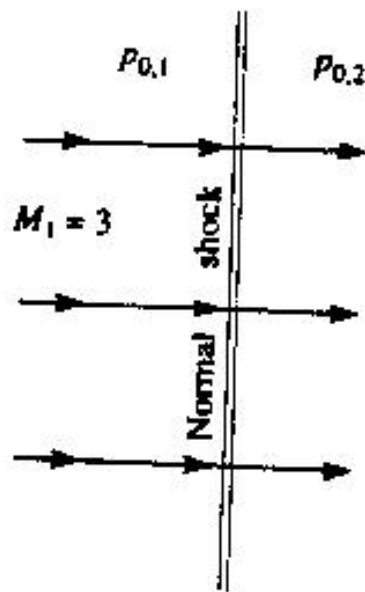
Department of Fluid Mechanics, School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, China



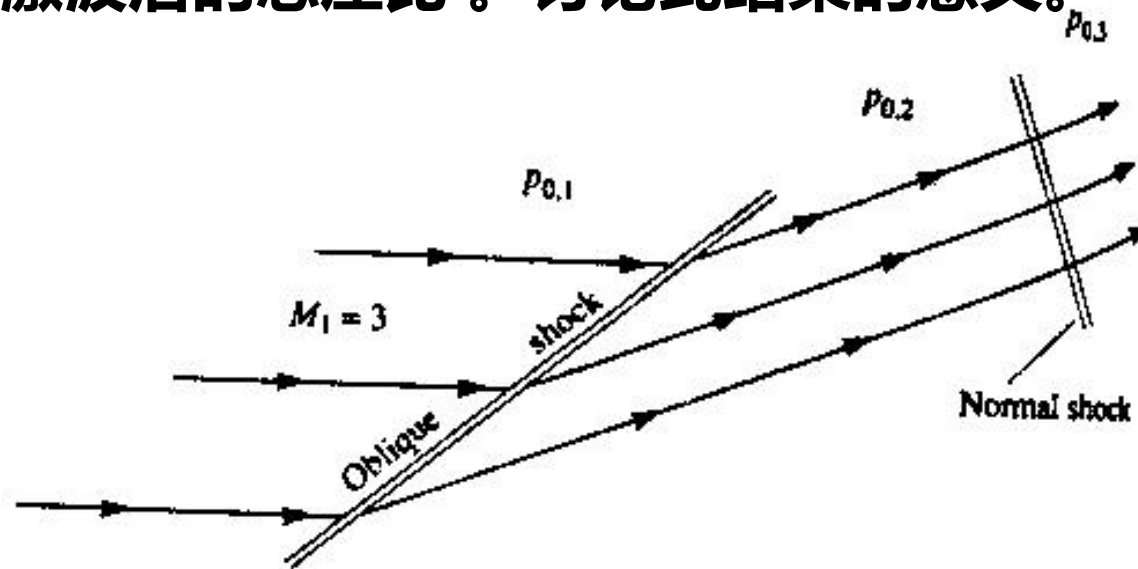
第九章路线图



例9.5 考虑一来流马赫数为 3 的流动。我们希望将这个流动减速为亚声速流动。考虑两种不同的方法：(1) 直接通过一道正激波减速；(2) 首先通过一个激波角为 40° 的斜激波，然后再通过一个正激波。计算这两种情况的最终总压比。即计算第二种情况激波后的总压与第一种情况激波后的总压比。讨论此结果的意义。



Case 1



Case 2



解: 对第一种情况, $M_1=3$, 由附表B可得:

$$\left(\frac{p_{0,2}}{p_{0,1}} \right)_{case1} = 0.3283$$

对于第二种情况, 我们有 $M_{n,1} = M_1 \sin \beta = 3 \sin 40^\circ = 1.93$ 。由附表B可得:

$$\frac{p_{0,2}}{p_{0,1}} = 0.7535 \quad \text{和} \quad M_{n,2} = 0.588$$

由图9.9, 对于 $M_1 = 3$, $\beta = 40^\circ$, 我们得到偏转角 $\theta = 22^\circ$ 。因此:

$$M_2 = \frac{M_{n,2}}{\sin(\beta - \theta)} = \frac{0.588}{\sin(40 - 22)} = 1.90$$



由附表B，对于上游马赫数为1.90的正激波，我们有
 $p_{0,3}/p_{0,2}=0.7674$ 。因此，对第二种情况，有：

$$\begin{aligned}\left(\frac{p_{0,3}}{p_{0,1}}\right)_{case2} &= \left(\frac{p_{0,3}}{p_{0,2}}\right) \left(\frac{p_{0,2}}{p_{0,1}}\right) \\ &= (0.7674)(0.7535) = 0.578\end{aligned}$$

因此，得到我们要求的两种情况总压比：

$$\left(\frac{p_{0,3}}{p_{0,1}}\right)_{case2} / \left(\frac{p_{0,2}}{p_{0,1}}\right)_{case1} = \frac{0.578}{0.3283} = 1.76$$



问题：我们从该例题得到什么结论？

Q: What can we deduce from this example?

- 例9.5的这一结果指出：第二种情况对应的多激波系波后的总压比第一种情况对应的单一正激波后的总压高76%。
- 通过多个激波系的第二种情况的总压损失比通过单独正激波的第一种情况小。
- 从理论上讲, 总压是气体可做多少有用功的量度。总压损失是气流效率的量度, 总压损失越小, 流动过程的效率越高。
- 在超声速进气道设计中, 应该采用多个激波系设计。



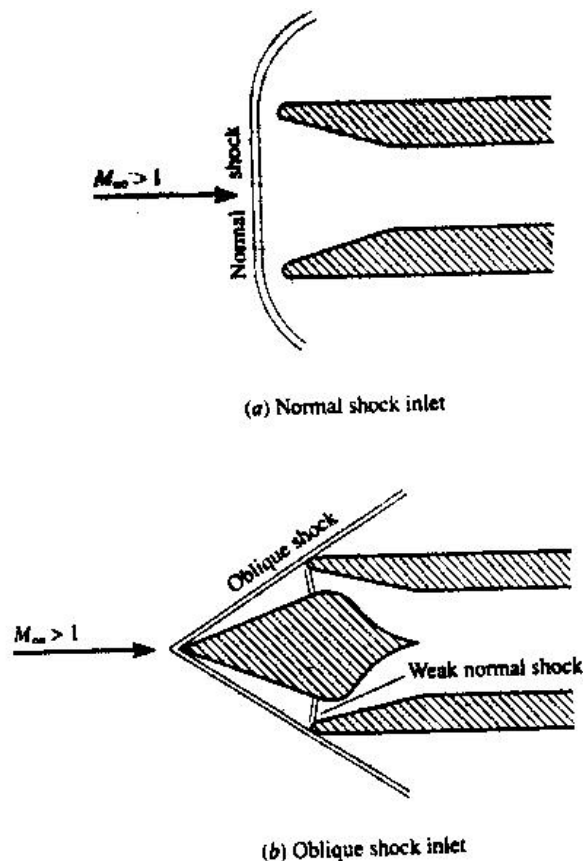
问题：为什么第二种情况总压损失较小？

Q: Why is the total pressure loss smaller for the second case?

- 马赫数越大，通过正激波的总压损失越来越大，查看附表 B 很容易证明这一点。
- 如果气流的马赫数在通过正激波前就被降低，总压损失就会变小，这是因为较小的波前马赫数对应较弱的正激波。
- 斜激波降低气流马赫数的作用补偿了通过斜激波引起的总压损失。
- 因此通过多激波系的第二种情况引起的总压损失小于通过单一正激波引起的总压损失。



应用举例：超声速进气道的设计



常用名词中英对照

Supersonic Inlet :
超声速进气道

Jet Engine:
喷气发动机

Lip of the Inlet:
进气道唇口

图9.15 正激波进气道 (a) 和斜激波进气道 (b) 示意图



补充常识：进气道特性参数

1、总压恢复系数

$\sigma = p_{0,e} / p_{0,i}$
空气在进气道内压缩时的内部损失的大小；为进气道出口和入口的总压比。

2、流量系数 $\varphi = A_0 / A_i$

进气道通流能力的评价指标。由通过进气道实际空气流量与最大可能空气流量之比。

3、外部阻力系数

进气道外部阻力包括压差阻力、附加阻力、摩擦阻力等。



补充常识：进气道特性参数（续）

4、畸变指数

进气道出口截面的总压、总温等的不均匀度指标。包括稳态畸变和动态畸变。

5、稳定性裕度 $\Delta K = \frac{\varphi - \varphi_b}{\varphi}$

进气道流量系数小于某个数值 φ_b 时，进气道会发生喘振，激波在进口处吞吐振荡。定义进气道设计工作点流量系数与喘振点的流量系数的相对差值为稳定性裕度。



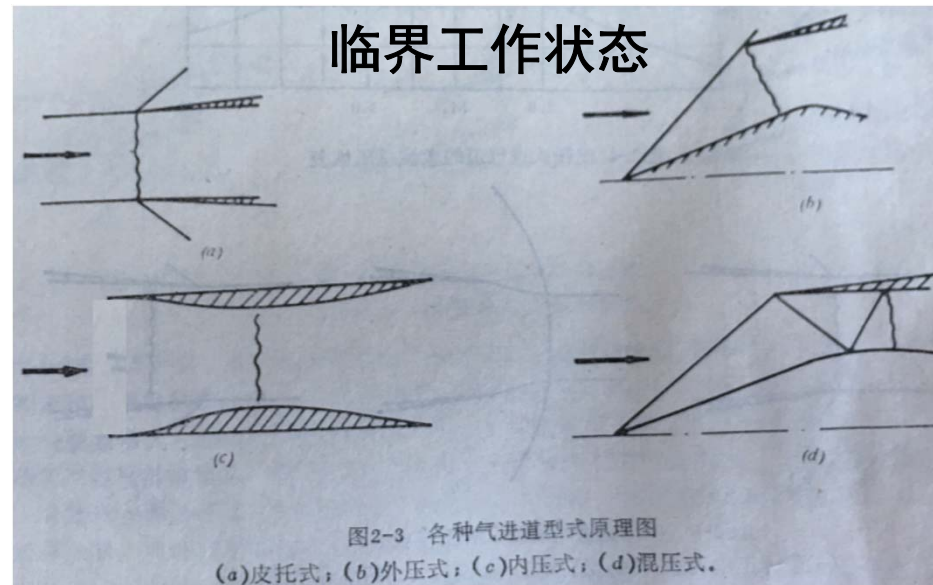
补充常识：超声速进气道的型式

1、皮托式进气道（类似亚声速进气道）

2、外压式进气道

3、内压式进气道

4、混压式进气道



5、DSI (Diverterless Supersonic Inlet) 进气道
三维鼓包式无附面层隔道进气道

F35战机、枭龙、歼10B、歼-20等均采用DSI进气道



Chapter 9.3 Supersonic Flow over Wedges and Cones

流过尖楔和圆锥的超声速流

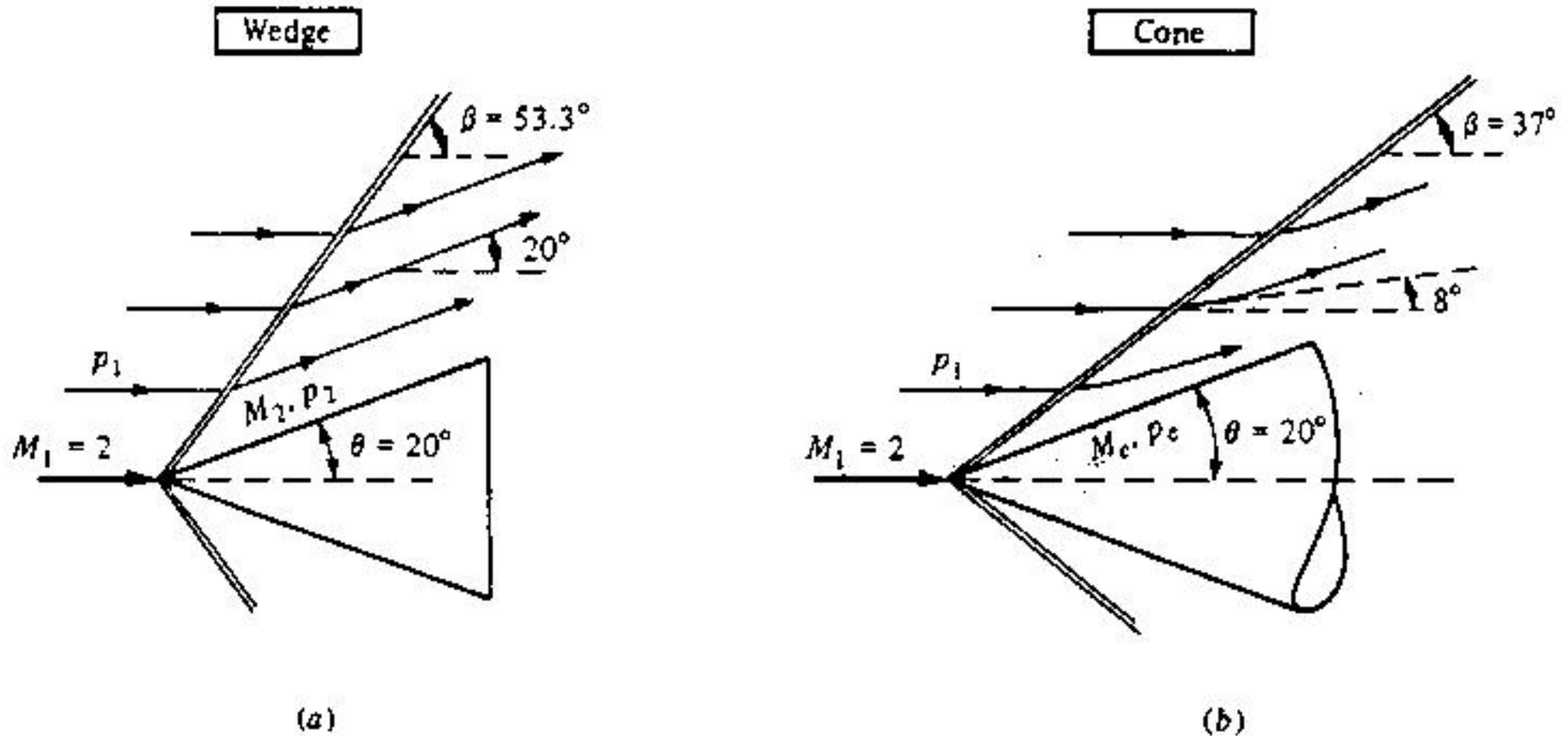


图9.16 绕尖楔和圆锥超声速流的对比，三维效应的说明



流过尖楔和圆锥的超声速流的比较

- 共同之处：都有一个由头部开始的附体直斜激波。
- 不同之处可归纳为如下三点：
 - （1）圆锥上的激波较弱；
 - （2）圆锥表面的压强较小；
 - （3）圆锥表面上方的流线是弯的。

原因：三维效应（three-dimensional relieving effect）



对比相同半顶角的二维尖楔和三维尖锥的超声速流绕流，下列说法正确的是

- ☐ A 尖楔表面的压力大
- ☐ B 尖锥波后的马赫数大
- ☐ C 尖楔上的激波强
- ☐ D 尖楔表面流线是直的，尖锥表面上方流线是弯曲的

提交

Example 9.6 考虑如图9.17所示，来流马赫数为5，绕 15° 半顶角尖楔的流动。计算这一尖楔的阻力系数。(假设尖楔底部压力为自由来流静压)。

解: 设单位展长的阻力为 D' ,则

$$c_d = \frac{D'}{q_1 S} = \frac{D'}{q_1 c}$$

$$\therefore D' = 2p_2 l \sin \theta - 2p_1 l \sin \theta$$

$$= 2l \sin \theta \cdot p_1 \left(\frac{p_2}{p_1} - 1 \right)$$

$$q_1 = \frac{1}{2} \rho_1 V_1^2 = \frac{1}{2} \rho_1 M_1^2 a_1^2 = \frac{1}{2} \gamma p_1 M_1^2$$

$$M_1 = 5$$

$$p_1$$

$$l = \frac{c}{\cos \theta}$$

$$\therefore c_d = \frac{4 \tan \theta}{\gamma M_1^2} \left(\frac{p_2}{p_1} - 1 \right)$$

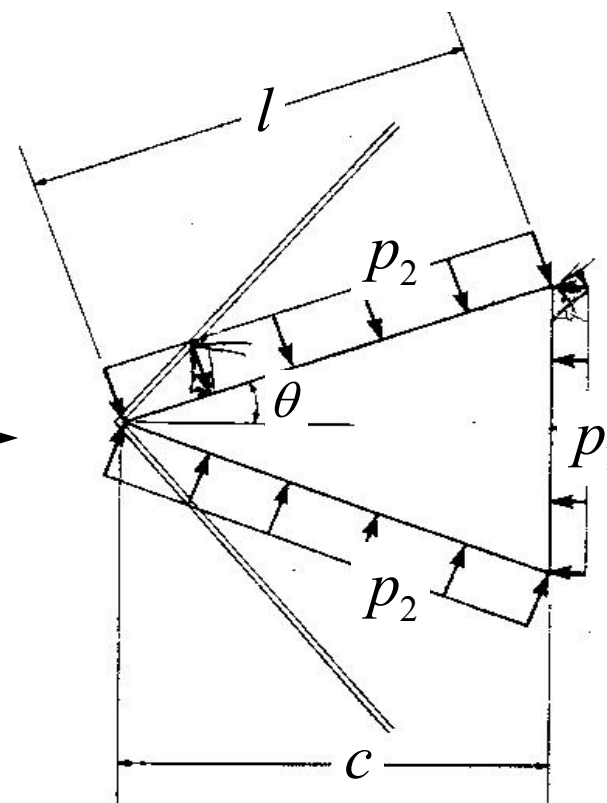


图9.17



由图9.9, $M_1 = 5$, $\theta = 15^\circ$, 可知,

$\beta = 24.2^\circ$, 因此

$$M_{n,1} = M_1 \sin \beta = 5 \sin(24.2^\circ) = 2.05$$

由附表B,

$$\frac{p_2}{p_1} = 4.736$$

因此:

$$\begin{aligned} c_d &= \frac{4 \tan \theta}{\gamma M_1^2} \left(\frac{p_2}{p_1} - 1 \right) = \frac{4 \tan 15^\circ}{(1.4) \cdot 5^2} (4.736 - 1) \\ &= 0.114 \end{aligned}$$



例9.6 的结论

Note: In a supersonic or hypersonic inviscid flow over a two-dimensional body, the drag is always finite. The fundamental reason for the generation of drag here is the presence of shock waves. Shocks are always a dissipative, drag-producing mechanism. For this reason, the drag in this case is called *wave drag*.

Read 625

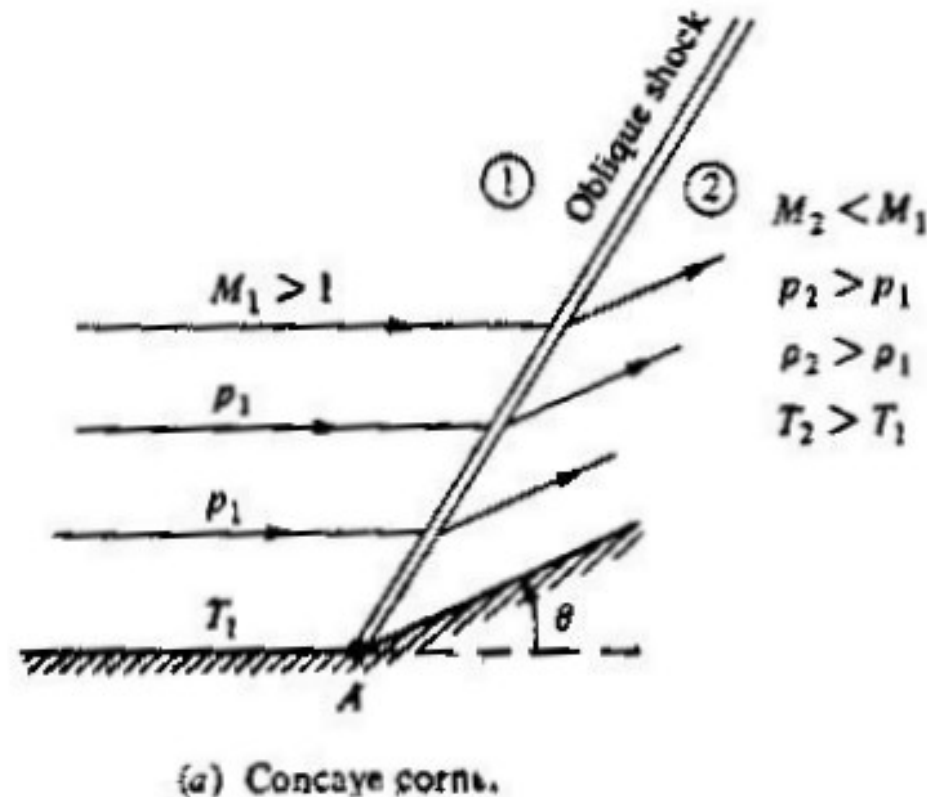
注意：在无粘超声速和高超声速流动中，二维物体总是受到一定的阻力的。阻力产生的根源是激波的出现。激波是一个耗散的，产生阻力的机制。因此，这种情况下的阻力被称为波阻。

复习: D'Alembert's paradox:
低速无粘流动中二维物体的阻力为零。



Chapter 9.4 Shock Interactions and Reflections

激波干扰与反射



斜激波在真实情况下有时会碰到固壁或与其它激波、膨胀波相交，进而发生相互作用，这种现象称为激波的干扰与反射。



激波干扰引起严重后果的典型事例：挂装在X15下的冲压发动机引擎盖形成的激波打到X15的机身底部，激波与壁面干扰部位的气动加热将X15的机身烧蚀出一个洞。



Figure 9.18 The X-15 hypersonic research vehicle. Designed and built during the late 1950s, it served as a test vehicle for the U.S. Air Force and NASA. (NASA).



X-15验证机由北美航空研发，是人类进入太空前的一款重要实验飞行器，最早的有人驾驶亚轨道飞行器之一。飞行高度可达80km以上。



拍摄于1959年的X-15试飞照片，由B-52轰炸机携带进入发射高度13km。



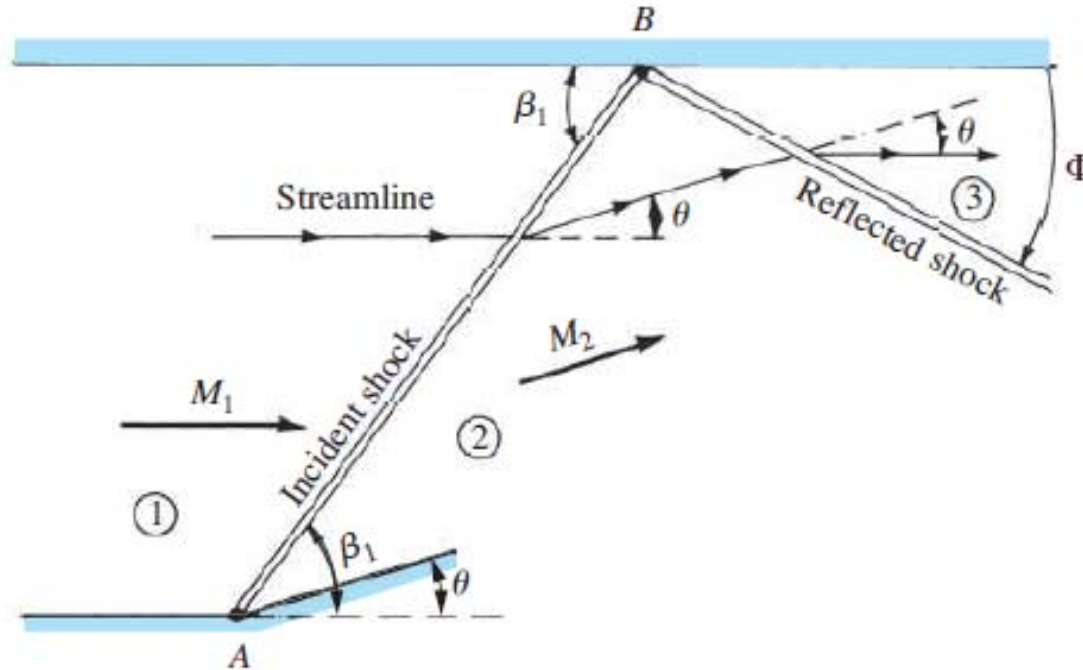


Figure 9.19 Regular reflection of a shock wave from a solid boundary.

- 入射激波(*Incident shock wave*): 点A处产生的斜激波
- 反射激波 (*Reflected shock wave*): 入射激波打到水平壁面 B点, 不会自动消失, 而是产生另外一个由B点发出的斜激波, 以保证激波后流动满足流线与物面相切的边界条件。这个由 B点发出的斜激波就是反射激波。



激波反射的讨论：

- The strength of the reflected shock wave is weaker than the incident shock. 反射激波的强度比入射激波弱。
- Why ? Since the deflection angles are the same, whereas the reflected shock sees a lower upstream Mach number. 这是因为对应相同的偏转角 θ ，反射激波的波前马赫数较小。
- The angle the reflected shock makes with the upper wall, Φ , is not equals to β_1 ; i.e., the wave reflection is not specular. 反射激波与上壁面的夹角 Φ 不等于入射激波的激波角 β_1 ，即反射不是镜像反射。
- 反射激波后的流动特性以及反射波与上壁面的夹角 Φ 可以由 M_1 和 θ 唯一确定。具体步骤如下：
 - 1) 给定 M_1 和 θ 计算2区的流动特性。特别是求出 M_2 的值。
 - 2) 由上一步求出的 M_2 和已知的 θ 值计算区域3的流动特性。



Example 9.7 假设由 10° 偏转角压缩而产生一斜激波。波前马赫数为3.6，气体压强和温度均为海平面标准状况。这个斜激波碰到在压缩角上方的一直壁。此流动如图9.19所示。计算反射激波与直壁的夹角 Φ ，反射激波之后的压强、温度和马赫数。

解：由图9.9，对于 $M_1 = 3.6$, $\theta = 10^\circ$ ，我们可查出， $\beta_1 = 24^\circ$ 。

因此， $M_{n,1} = M_1 \sin \beta_1 = 3.6 \sin 24^\circ = 1.464$

查附表B，则得：

$$M_{n,2} = 0.7157 \quad \frac{p_2}{p_1} = 2.32 \quad \frac{T_2}{T_1} = 1.294$$

因此有：

$$M_2 = \frac{M_{n,2}}{\sin(\beta_1 - \theta)} = \frac{0.7157}{\sin(24 - 10)} = 2.96$$

至此，我们得到了入射激波之后的流动特性。即完成了步骤1。



我们前面求出的入射激波波后的流动特性即为反射激波波前的流动条件。我们同时知道通过反射激波流动必须偏转10度以满足上壁面边界条件。由反射激波前马赫数 $M_2 = 2.96$ ，偏转角 $\theta = 10^\circ$ ，查 $\theta - \beta - M$ 图（图9.9），可得 $\beta_2 = 27.3^\circ$ 。由图9.19可以看出：

$$\Phi = \beta_2 - \theta = 27.3^\circ - 10^\circ = 17.3^\circ$$

同样，由反射激波前的法向马赫数分量 $M_{n,2} = M_2 \sin \beta_2 = 1.358$ ，查附表B可得：

$$\frac{p_3}{p_2} = 1.991 \quad \frac{T_3}{T_2} = 1.229 \quad M_{n,3} = 0.7572$$

因此有：

$$M_3 = \frac{M_{n,3}}{\sin(\beta_2 - \theta)} = \frac{0.7572}{\sin(27.3 - 10)} = 2.55$$



对于海平面标准大气条件, $p_1 = 1atm$, $T_1 = 288K$, 因此有:

$$p_3 = \frac{p_3}{p_2} \frac{p_2}{p_1} p_1 = (1.991)(2.32)(1atm) = 4.62atm$$

$$T_3 = \frac{T_3}{T_2} \frac{T_2}{T_1} T_1 = (1.229)(1.294)(288K) = 458K$$



常见激波反射与干扰

➤ 马赫反射 (Mach Reflection)

在给定偏转角 θ 条件下，设 M_1 稍大于能在压缩拐角处产生直的斜激波所需要的最小马赫数值，这时，存在一个直的入射斜激波。然而，通过激波马赫数下降，即 $M_2 < M_1$ ，这一下降会使 M_2 小于使气流通过直的反射激波偏转 θ 角度所需的最小马赫数。在这种情况下，我们由斜激波理论可知没有直的反射激波存在。

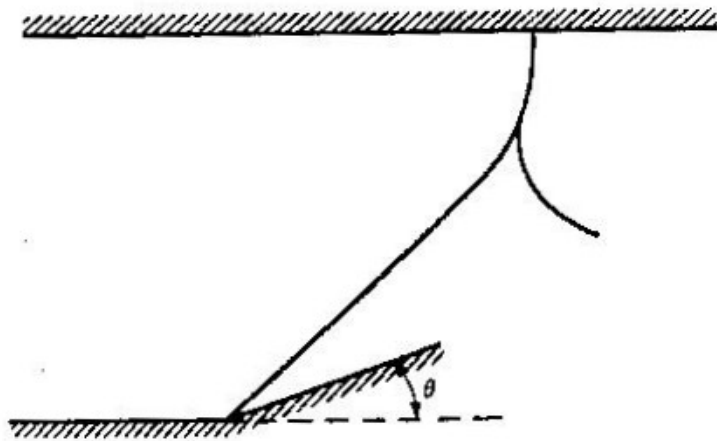


图9.20 马赫反射

实际发生的情形如图9.20 所示，由角点发出的直入射斜激波在上壁面附近弯曲，并在上壁面变成一正激波。这个正激波保证了上壁面处的壁面边界条件。另外，由正激波分支出一个弯的反射激波向下游传播。这种波型，称为**马赫反射**。反射波后的特性没有理论方法求解，可采用数值解法求解。



□ 右行、左行激波干扰 (Intersection of right- and left-running shock waves)

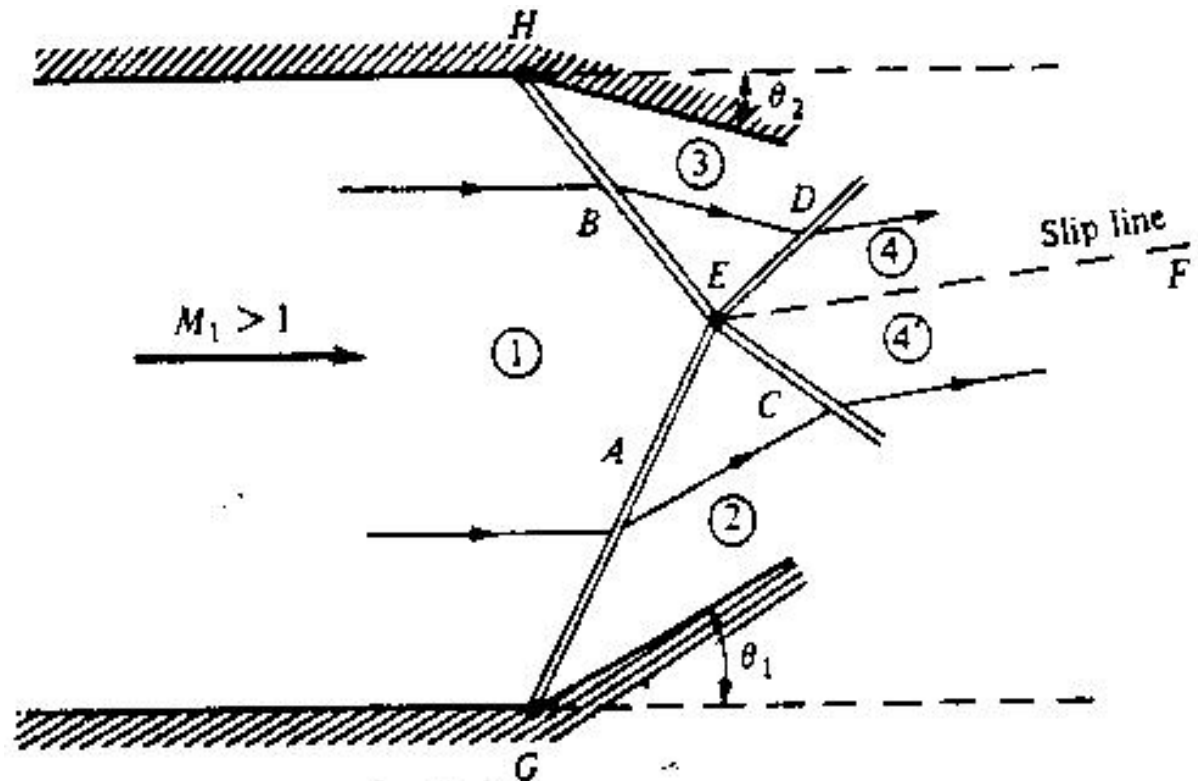
A:左行波

B:右行波

C:激波B的折射波

D:激波A的折射波

EF:滑移线



折射: Refracted
滑移线: Slip line

图9.21 左行激波与右行激波相交



滑移线:

滑移线将4和 4' 区分开, 通过滑移线压强不变, $p_4 = p'_4$, 速度的方向相同, 平行于滑移线, 但大小不一定相同。所有其它特性均不相同, 特别是熵不相等: $s_4 \neq s'_4$ 。

*由滑移线处的条件以及已知的 M_1, θ_1, θ_2 可以唯一确定如图9.19的激波干扰问题。

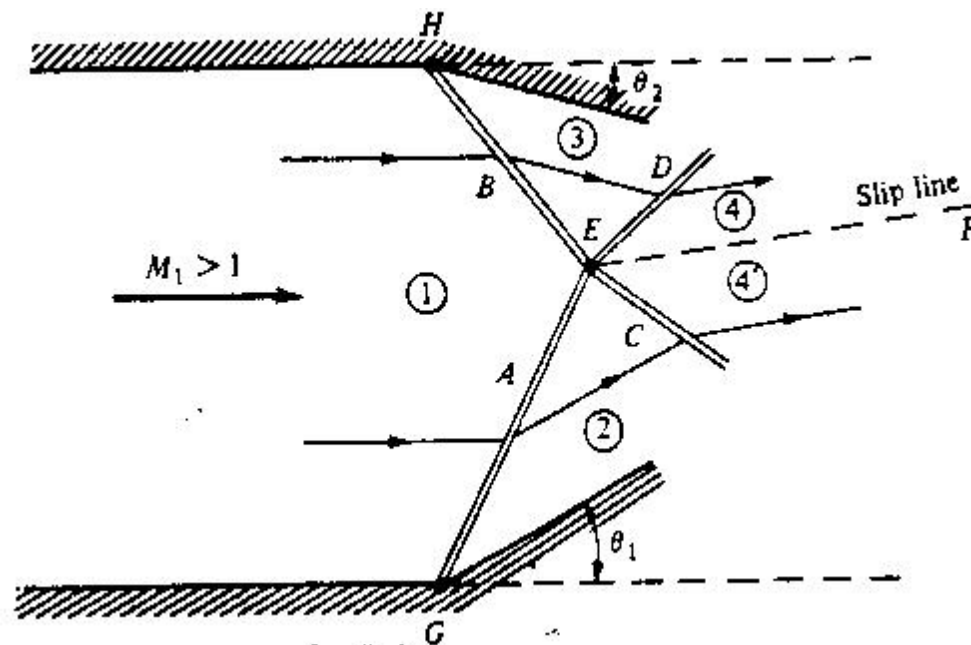


图9.21



➤ 两左行激波干扰

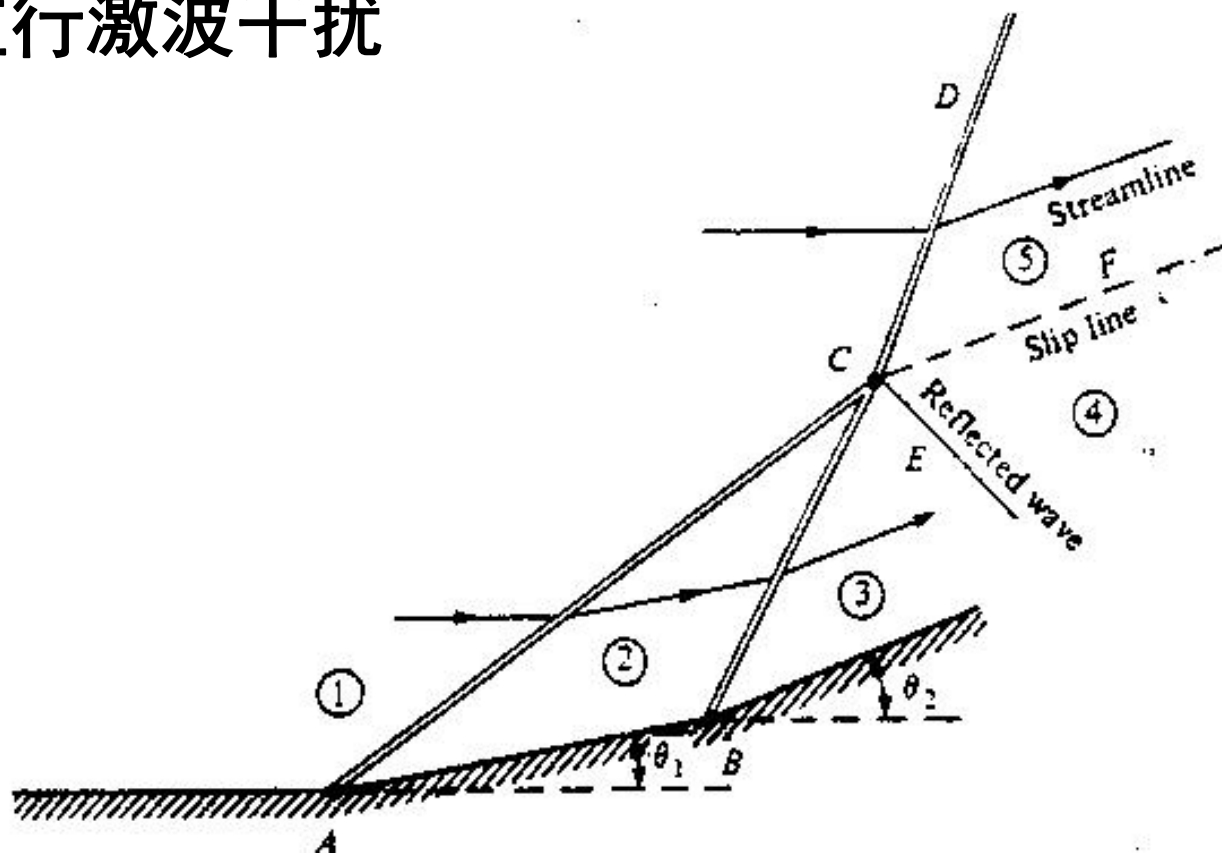


图9.22 两左行波相交

两同向激波相交形成一更强的激波CD, 同时伴随一个弱反射波CE。这一反射波是必须的, 以调节保证滑移线CF分开的4区和5区速度方向相同。



对于右图所示的激波反射问题，说法不正确的是：

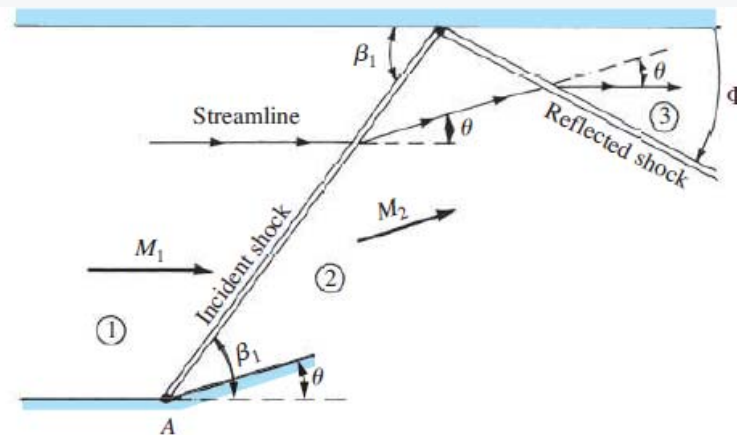


Figure 9.19 Regular reflection of a shock wave from a solid boundary.

- ☐ A 反射激波的强度比入射激波弱
- ☒ B 激波反射是镜像反射
- ☐ C 反射激波后的流动特性以及反射波与上壁面的夹角 ϕ 可以由 M_1 和 θ 唯一确定。

作业: Problem 9.6r, 9.7r, 9.8r, 9.9r

9.7 A 28° half-angle wedge is inserted into a freestream with $M_\infty = 3.2$ and $p_\infty = 0.5$ atm. A Pitot tube is located above the wedge surface and behind the shock wave. Calculate the magnitude of the pressure sensed by the Pitot tube.

9.8 Consider a Mach 4.5 airflow at a pressure of 1 atm. We wish to slow this flow to subsonic speed through a system of shock waves with as small a loss in total pressure as possible. Compare the loss in total pressure for the following three shock systems:

- a. A single normal shock wave
- b. An oblique shock with a deflection angle of 25° , followed by a normal shock
- c. An oblique shock with a deflection angle of 25° , followed by a second oblique shock of deflection angle of 19° , followed by a normal shock

From the results of (a), (b), and (c), what can you induce about the efficiency of the various shock systems?

9.9 Consider an oblique shock generated at a compression corner with a deflection angle $\theta = 16^\circ$. A straight horizontal wall is present above the corner, as shown in Figure 9.19. If the upstream flow has the properties $M_1 = 2.6$, $p_1 = 1$ atm and $T_1 = 288\text{K}$, calculate M_3 , p_3 , and T_3 behind the reflected shock from the upper wall. Also, obtain the angle which the reflected shock makes with the upper wall.



Lecture # 10 Ended!

欢迎关注“气动与多学科优化”
课题组微信公众号

