

Polytechnic University of Puerto Rico – Orlando Campus  
**ME 3140 – Intermediate Fluid Mechanics**

# **Homework N-05**

## **Compressible Flow + External Flow**

**Instructor:** Dr. Joaquín Valencia

**Estudiante:** Antonio Pérez

**ID:** 158655

**Fecha de entrega:** 07 de febrero de 2026

# Problema 1. Boquilla convergente-divergente con choque normal en la salida (Ejemplo 5)

## Enunciado

Si el aire que fluye por la boquilla convergente-divergente del Ejemplo 5 experimenta un choque normal en el plano de salida (Figura P-1), determinar después del choque: (a) presión de estancamiento, presión estática, temperatura estática y densidad estática; (b) cambio de entropía a través del choque; (c) velocidad de salida; (d) gasto másico a través de la boquilla. Aproximar flujo estacionario, unidimensional e isentrópico con  $k = 1,40$  desde la entrada hasta la ubicación del choque.

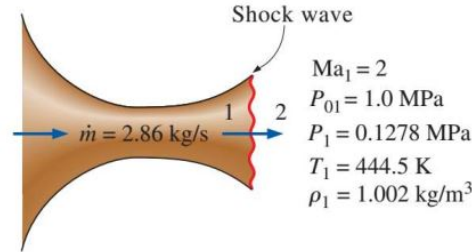


Figure P-1.

Figura 1: Figura P-1 (boquilla y choque normal en el plano de salida).

## Datos (antes del choque, sección 1)

De la Figura P-1 (valores mostrados):

$$M_1 = 2,00, \quad P_{0,1} = 1,00 \text{ MPa}, \quad P_1 = 0,13 \text{ MPa}, \quad T_1 = 444,50 \text{ K}, \quad \rho_1 = 1,00 \text{ kg/m}^3, \quad \dot{m} = 2,86 \text{ kg/s}$$

Se usa aire ideal con:

$$k = 1,40, \quad R = 287,00 \text{ J/(kg K)}, \quad c_p = \frac{kR}{k-1} = 1004,50 \text{ J/(kg K)}$$

## Tabla de variables iniciales (P1)

Variable	Valor	Descripción
$k$	1,40	Razón de calores específicos
$R$	287,00 J/(kg K)	Constante del gas para aire
$c_p$	1004,50 J/(kg K)	Calor específico a $p$ constante
$M_1$	2,00	Mach antes del choque
$P_{0,1}$	1,00 MPa	Presión de estancamiento antes del choque
$P_1$	0,13 MPa	Presión estática antes del choque
$T_1$	444,50 K	Temperatura estática antes del choque
$\rho_1$	1,00 kg/m <sup>3</sup>	Densidad estática antes del choque
$\dot{m}$	2,86 kg/s	Gasto másico

## Tabla de fórmulas (P1)

ID	Fórmula	Uso
F1	$M_2^2 = \frac{1 + \frac{k-1}{2} M_1^2}{k M_1^2 - \frac{k-1}{2}}$	Mach después de choque normal
F2	$\frac{P_2}{P_1} = 1 + \frac{2k}{k+1} (M_1^2 - 1)$	Relación de presiones (choque normal)
F3	$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(k+1) M_1^2}{(k-1) M_1^2 + 2}$	Relación de densidades
F4	$\frac{T_2}{T_1} = \frac{P_2/P_1}{\rho_2/\rho_1}$	Relación de temperaturas
F5	$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$	Presión de estancamiento isentrópica
F6	$c = \sqrt{kRT}$	Velocidad del sonido
F7	$V = Mc$	Velocidad
F8	$\Delta s = c_p \ln\left(\frac{T_2}{T_1}\right) - R \ln\left(\frac{P_2}{P_1}\right)$	Cambio de entropía (gas ideal)
F9	$\dot{m} = \rho AV$	Continuidad

## Desarrollo (P1)

### Paso 1. Mach después del choque $M_2$ (F1)

$$M_2^2 = \frac{1 + \frac{1,40-1}{2}(2,00)^2}{(1,40)(2,00)^2 - \frac{1,40-1}{2}} = \frac{1 + 0,20(4,00)}{(1,40)(4,00) - 0,20} = \frac{1,80}{5,40}$$
$$M_2 = \sqrt{0,33} = 0,58$$
$$M_2 = 0,58$$

### Paso 2. Propiedades estáticas después del choque $P_2$ , $T_2$ , $\rho_2$ (F2–F4)

$$\frac{P_2}{P_1} = 1 + \frac{2(1,40)}{1,40+1} \left( (2,00)^2 - 1 \right) = 1 + \frac{2,80}{2,40}(3,00) = 4,50$$
$$P_2 = (4,50)(0,13 \text{ MPa}) = 0,58 \text{ MPa}$$
$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(1,40+1)(2,00)^2}{(1,40-1)(2,00)^2 + 2} = \frac{(2,40)(4,00)}{(0,40)(4,00) + 2} = \frac{9,60}{3,60} = 2,67$$
$$\rho_2 = (2,67)(1,00 \text{ kg/m}^3) = 2,67 \text{ kg/m}^3$$
$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{4,50}{2,67} = 1,69 \quad \Rightarrow \quad T_2 = (1,69)(444,50 \text{ K}) = 749,44 \text{ K}$$
$$P_2 = 0,58 \text{ MPa} \quad T_2 = 749,44 \text{ K} \quad \rho_2 = 2,67 \text{ kg/m}^3$$

### Paso 3. Presión de estancamiento después del choque $P_{0,2}$ (F5)

$$\frac{P_{0,2}}{P_2} = \left( 1 + \frac{1,40-1}{2} M_2^2 \right)^{\frac{1,40}{1,40-1}} = \left( 1 + 0,20(0,58^2) \right)^{3,50} = (1 + 0,07)^{3,50} = 1,26$$
$$P_{0,2} = (1,26)(0,58 \text{ MPa}) = 0,73 \text{ MPa}$$
$$P_{0,2} = 0,73 \text{ MPa}$$

### Paso 4. Cambio de entropía $\Delta s$ (F8)

$$\Delta s = c_p \ln \left( \frac{T_2}{T_1} \right) - R \ln \left( \frac{P_2}{P_1} \right) = (1004,50 \text{ J/(kg K)}) \ln(1,69) - (287,00 \text{ J/(kg K)}) \ln(4,50)$$
$$\Delta s = 93,93 \text{ J/(kg K)} = 0,09 \text{ kJ/(kg K)}$$
$$\Delta s = 0,09 \text{ kJ/(kg K)}$$

### Paso 5. Velocidad de salida después del choque $V_2$ (F6–F7)

$$c_2 = \sqrt{kRT_2} = \sqrt{(1,40)(287,00 \text{ J/(kg K)})(749,44 \text{ K})} = 548,69 \text{ m/s}$$
$$V_2 = M_2 c_2 = (0,58)(548,69 \text{ m/s}) = 316,96 \text{ m/s}$$
$$V_2 = 316,96 \text{ m/s}$$

### Paso 6. Gasto másico $\dot{m}$ (F9)

El choque normal conserva el gasto másico (flujo estacionario 1D), por lo que:

$$\dot{m} = 2,86 \text{ kg/s}$$

Verificación (continuidad con el área en el plano del choque):

$$V_1 = M_1 \sqrt{kRT_1} = (2,00) \sqrt{(1,40)(287,00)(444,50)} = 845,22 \text{ m/s}$$
$$A = \frac{\dot{m}}{\rho_1 V_1} = \frac{2,86 \text{ kg/s}}{(1,00 \text{ kg/m}^3)(845,22 \text{ m/s})} = 3,38 \times 10^{-3} \text{ m}^2$$
$$\dot{m} = \rho_2 A V_2 = (2,67 \text{ kg/m}^3)(3,38 \times 10^{-3} \text{ m}^2)(316,96 \text{ m/s}) \approx 2,86 \text{ kg/s}$$

## Problema 2. Choque oblicuo en cuña bidimensional

### Enunciado

Aire supersónico con  $M_1 = 2,00$  y  $P_1 = 75,00$  kPa incide sobre una cuña 2D de semiángulo  $\delta = 10,00^\circ$ . Calcular los dos ángulos de choque oblicuo posibles,  $\beta_{\text{weak}}$  y  $\beta_{\text{strong}}$ . Para cada caso, calcular  $P_2$  y  $M_2$  y comparar.

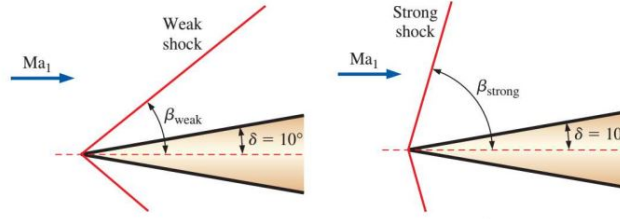


Figure P-2.

Figura 2: Figura P-2 (cuña y choque oblicuo).

### Tabla de variables iniciales (P2)

Variable	Valor	Descripción
$k$	1,40	Razón de calores específicos
$M_1$	2,00	Mach aguas arriba
$P_1$	75,00 kPa	Presión estática aguas arriba
$\delta$	10,00°	Semiángulo de la cuña

### Tabla de fórmulas (P2)

ID	Fórmula	Uso
G1	$\tan \delta = 2 \cot \beta \frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{M_1^2 (k + \cos 2\beta) + 2}$	Ecuación $\theta$ - $\beta$ - $M$
G2	$M_{n1} = M_1 \sin \beta$	Mach normal aguas arriba
G3	$M_{n2}^2 = \frac{1 + \frac{k-1}{2} M_{n1}^2}{k M_{n1}^2 - \frac{k-1}{2}}$	Choque normal al componente normal
G4	$M_2 = \frac{M_{n2}}{\sin(\beta - \delta)}$	Mach aguas abajo
G5	$\frac{P_2}{P_1} = 1 + \frac{2k}{k+1} (M_{n1}^2 - 1)$	Relación de presión (con $M_{n1}$ )

### Desarrollo (P2)

#### Paso 1. Ángulos de choque $\beta$ (G1)

Para  $M_1 = 2,00$ ,  $\delta = 10,00^\circ$  y  $k = 1,40$ , la relación  $\theta$ - $\beta$ - $M$  produce dos soluciones:

$$\beta_{\text{weak}} = 39,31^\circ \quad \beta_{\text{strong}} = 83,70^\circ$$

$$\beta_{\text{weak}} = 39,31^\circ \quad \beta_{\text{strong}} = 83,70^\circ$$

#### Paso 2. Caso weak: $M_2$ y $P_2$ (G2–G5)

$$M_{n1} = M_1 \sin \beta_{\text{weak}} = (2,00) \sin(39,31^\circ) = 1,27$$

$$M_{n2} = 0,80 \quad M_2 = \frac{M_{n2}}{\sin(\beta_{\text{weak}} - \delta)} = \frac{0,80}{\sin(29,31^\circ)} = 1,64$$

$$\frac{P_2}{P_1} = 1 + \frac{2(1,40)}{2,40} (M_{n1}^2 - 1) = 1,72 \quad P_2 = (1,72)(75,00 \text{ kPa}) = 128,78 \text{ kPa}$$

$$\text{weak: } M_2 = 1,64 \quad P_2 = 128,78 \text{ kPa}$$

#### Paso 3. Caso strong: $M_2$ y $P_2$ (G2–G5)

$$M_{n1} = M_1 \sin \beta_{\text{strong}} = (2,00) \sin(83,70^\circ) = 1,99$$

$$M_{n2} = 0,58 \quad M_2 = \frac{M_{n2}}{\sin(\beta_{\text{strong}} - \delta)} = \frac{0,58}{\sin(73,70^\circ)} = 0,60$$

$$\frac{P_2}{P_1} = 1 + \frac{2(1,40)}{2,40} (M_{n1}^2 - 1) = 4,43 \quad P_2 = (4,43)(75,00 \text{ kPa}) = 332,25 \text{ kPa}$$

strong:  $M_2 = 0,60$      $P_2 = 332,25 \text{ kPa}$

## Comparación física

El caso weak produce una compresión moderada y mantiene flujo supersónico aguas abajo. El caso strong produce una compresión intensa y el flujo aguas abajo se vuelve subsónico.

### Problema 3. Flujo externo sobre placa plana (aceite de motor a 40.00 °C)

#### Enunciado

Aceite de motor a 40.00 °C fluye sobre una placa plana de longitud  $L = 5,00$  m con velocidad libre  $V = 2,00$  m/s. Determinar la fuerza de arrastre sobre la cara superior por unidad de ancho.

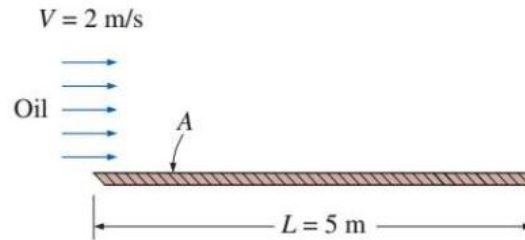


Figure P-3.

Figura 3: Placa plana y flujo

## Parallel Flow Over Flat Plates

TABLE A-7								
Properties of liquids								
Temp. $T, ^\circ\text{C}$	Density $\rho, \text{kg/m}^3$	Specific Heat $c_p$ $\text{J/kg}\cdot\text{K}$	Thermal Conductivity $k, \text{W/m}\cdot\text{K}$	Thermal Diffusivity $\alpha, \text{m}^2/\text{s}$	Dynamic Viscosity $\mu, \text{kg/m}\cdot\text{s}$	Kinematic Viscosity $\nu, \text{m}^2/\text{s}$	Prandtl Number Pr	Volume Expansion Coeff. $\beta, 1/\text{K}$
<i>Methane (CH<sub>4</sub>)</i>								
-160	420.2	3492	0.1863	$1.270 \times 10^{-7}$	$1.133 \times 10^{-4}$	$2.699 \times 10^{-7}$	2.126	0.00352
-150	405.0	3580	0.1703	$1.174 \times 10^{-7}$	$9.169 \times 10^{-5}$	$2.264 \times 10^{-7}$	1.927	0.00391
-140	388.8	3700	0.1550	$1.077 \times 10^{-7}$	$7.551 \times 10^{-5}$	$1.942 \times 10^{-7}$	1.803	0.00444
-130	371.1	3875	0.1402	$9.749 \times 10^{-8}$	$6.288 \times 10^{-5}$	$1.694 \times 10^{-7}$	1.738	0.00520
-120	351.4	4146	0.1258	$8.634 \times 10^{-8}$	$5.257 \times 10^{-5}$	$1.496 \times 10^{-7}$	1.732	0.00637
-110	328.8	4611	0.1115	$7.356 \times 10^{-8}$	$4.377 \times 10^{-5}$	$1.331 \times 10^{-7}$	1.810	0.00841
-100	301.0	5578	0.0967	$5.761 \times 10^{-8}$	$3.577 \times 10^{-5}$	$1.188 \times 10^{-7}$	2.063	0.01282
-90	261.7	8902	0.0797	$3.423 \times 10^{-8}$	$2.761 \times 10^{-5}$	$1.055 \times 10^{-7}$	3.082	0.02922
<i>Methanol (CH<sub>3</sub>(OH))</i>								
20	788.4	2515	0.1987	$1.002 \times 10^{-7}$	$5.857 \times 10^{-4}$	$7.429 \times 10^{-7}$	7.414	0.00118
30	779.1	2577	0.1980	$9.862 \times 10^{-8}$	$5.088 \times 10^{-4}$	$6.531 \times 10^{-7}$	6.622	0.00120
40	769.6	2644	0.1972	$9.690 \times 10^{-8}$	$4.460 \times 10^{-4}$	$5.795 \times 10^{-7}$	5.980	0.00123
50	760.1	2718	0.1965	$9.509 \times 10^{-8}$	$3.942 \times 10^{-4}$	$5.185 \times 10^{-7}$	5.453	0.00127
60	750.4	2798	0.1957	$9.320 \times 10^{-8}$	$3.510 \times 10^{-4}$	$4.677 \times 10^{-7}$	5.018	0.00132
70	740.4	2885	0.1950	$9.128 \times 10^{-8}$	$3.146 \times 10^{-4}$	$4.250 \times 10^{-7}$	4.655	0.00137
<i>Isobutane (R600a)</i>								
-100	683.8	1881	0.1383	$1.075 \times 10^{-7}$	$9.305 \times 10^{-4}$	$1.360 \times 10^{-6}$	12.65	0.00142
-75	659.3	1970	0.1357	$1.044 \times 10^{-7}$	$5.624 \times 10^{-4}$	$8.531 \times 10^{-7}$	8.167	0.00150
-50	634.3	2069	0.1283	$9.773 \times 10^{-8}$	$3.769 \times 10^{-4}$	$5.942 \times 10^{-7}$	6.079	0.00161
-25	608.2	2180	0.1181	$8.906 \times 10^{-8}$	$2.688 \times 10^{-4}$	$4.420 \times 10^{-7}$	4.963	0.00177
0	580.6	2306	0.1068	$7.974 \times 10^{-8}$	$1.993 \times 10^{-4}$	$3.432 \times 10^{-7}$	4.304	0.00199
25	550.7	2455	0.0956	$7.069 \times 10^{-8}$	$1.510 \times 10^{-4}$	$2.743 \times 10^{-7}$	3.880	0.00232
50	517.3	2640	0.0851	$6.233 \times 10^{-8}$	$1.155 \times 10^{-4}$	$2.233 \times 10^{-7}$	3.582	0.00286
75	478.5	2896	0.0757	$5.460 \times 10^{-8}$	$8.785 \times 10^{-5}$	$1.836 \times 10^{-7}$	3.363	0.00385
100	429.6	3361	0.0669	$4.634 \times 10^{-8}$	$6.483 \times 10^{-5}$	$1.509 \times 10^{-7}$	3.256	0.00628
<i>Glycerin</i>								
0	1276	2262	0.2820	$9.773 \times 10^{-8}$	10.49	$8.219 \times 10^{-3}$	84.101	
5	1273	2288	0.2835	$9.732 \times 10^{-8}$	6.730	$5.287 \times 10^{-3}$	54.327	
10	1270	2320	0.2846	$9.662 \times 10^{-8}$	4.241	$3.339 \times 10^{-3}$	34.561	
15	1267	2354	0.2856	$9.576 \times 10^{-8}$	2.496	$1.970 \times 10^{-3}$	20.570	
20	1264	2386	0.2860	$9.484 \times 10^{-8}$	1.519	$1.201 \times 10^{-3}$	12.671	
25	1261	2416	0.2860	$9.388 \times 10^{-8}$	0.9934	$7.878 \times 10^{-4}$	8.392	
30	1258	2447	0.2860	$9.291 \times 10^{-8}$	0.6582	$5.232 \times 10^{-4}$	5.631	
35	1255	2478	0.2860	$9.195 \times 10^{-8}$	0.4347	$3.464 \times 10^{-4}$	3.767	
40	1252	2513	0.2863	$9.101 \times 10^{-8}$	0.3073	$2.455 \times 10^{-4}$	2.697	
<i>Engine Oil (unused)</i>								
0	899.0	1797	0.1469	$9.097 \times 10^{-8}$	3.814	$4.242 \times 10^{-3}$	46.636	0.00070
20	888.1	1881	0.1450	$8.680 \times 10^{-8}$	0.8374	$9.429 \times 10^{-4}$	10.863	0.00070
40	876.0	1964	0.1444	$8.391 \times 10^{-8}$	0.2177	$2.485 \times 10^{-4}$	2.962	0.00070
60	863.9	2048	0.1404	$7.934 \times 10^{-8}$	0.07399	$8.565 \times 10^{-5}$	1.080	0.00070
80	852.0	2132	0.1380	$7.599 \times 10^{-8}$	0.03232	$3.794 \times 10^{-5}$	499.3	0.00070
100	840.0	2220	0.1367	$7.330 \times 10^{-8}$	0.01718	$2.046 \times 10^{-5}$	279.1	0.00070
120	828.9	2308	0.1347	$7.042 \times 10^{-8}$	0.01029	$1.241 \times 10^{-5}$	176.3	0.00070
140	816.8	2395	0.1330	$6.798 \times 10^{-8}$	0.006558	$8.029 \times 10^{-6}$	118.1	0.00070
150	810.3	2441	0.1327	$6.708 \times 10^{-8}$	0.005344	$6.595 \times 10^{-6}$	98.31	0.00070

Figura 4: Tablas Parallel Flow Over Flat Plates

## Datos de propiedades (tabla)

Propiedad	Valor	Nota
$\rho$	876.00 kg/m <sup>3</sup>	Densidad del aceite a 40.00 °C
$\nu$	$2.49 \times 10^{-4}$ m <sup>2</sup> /s	Viscosidad cinemática a 40.00 °C
$\mu$	0.22 Pa s	Viscosidad dinámica a 40.00 °C

## Tabla de fórmulas (P3)

ID	Fórmula	Uso
H1	$Re_L = \frac{VL}{\nu}$	Reynolds basado en $L$
H2	$\overline{C_f} = \frac{1,328}{\sqrt{Re_L}}$	Placa plana laminar (promedio)
H3	$F'_D = \overline{C_f} \left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right) L$	Arrastre por unidad de ancho

## Desarrollo (P3)

### Paso 1. Reynolds (H1)

$$Re_L = \frac{(2,00 \text{ m/s})(5,00 \text{ m})}{2,49 \times 10^{-4} \text{ m}^2/\text{s}} = \frac{10,00 \text{ m}^2/\text{s}}{2,49 \times 10^{-4} \text{ m}^2/\text{s}} = 40\,241,45$$

$$Re_L = 40\,241,45$$

### Paso 2. Coeficiente de fricción promedio (H2)

$$\overline{C_f} = \frac{1,328}{\sqrt{Re_L}} = \frac{1,328}{\sqrt{40241,45}} = 0,01$$

$$\overline{C_f} = 0,01$$

### Paso 3. Arrastre por unidad de ancho (H3)

$$F'_D = \overline{C_f} \left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right) L = (0,01) \left( \frac{1}{2} (876,00 \text{ kg/m}^3) (2,00 \text{ m/s})^2 \right) (5,00 \text{ m})$$

$$F'_D = (0,00662)(1752,00)(5,00) = 58,03 \text{ N/m}$$

$$F'_D = 58,03 \text{ N/m}$$

## Problema 4. Aeronave comercial y características tipo NACA 23012

### Enunciado

Una aeronave comercial tiene masa total 70 000,00 kg y área alar  $S = 150,00 \text{ m}^2$ . Vuela a  $V = 558,00 \text{ km/h}$  a altitud 12 000,00 m donde  $\rho = 0,31 \text{ kg/m}^3$ . Con flaps doble ranura para despegue y aterrizaje. En crucero, flaps retraídos. Aproximar sustentación y arrastre con NACA 23012 y determinar: (a) velocidad mínima segura despegue y aterrizaje con y sin flaps; (b) ángulo de ataque de crucero; (c) potencia requerida para vencer el arrastre del ala.



Figure P-4.

Figura 5: Datos iniciales

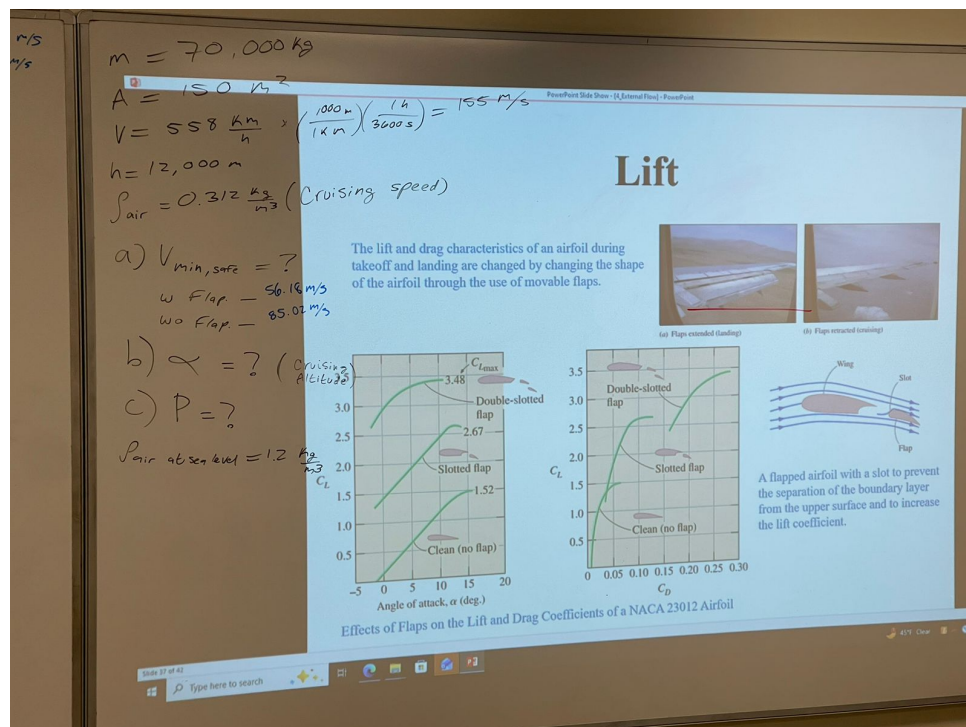


Figura 6: Tablas/curvas



## Datos

Variable	Valor	Descripción
$m$	70 000,00 kg	masa del avión
$A$	150,00 m <sup>2</sup>	área alar (wing area)
$V$	558,00 = 155,00 m/s	velocidad de crucero
$h$	12 000,00 m	altitud de crucero
$\rho_{\text{cruise}}$	0,31 kg/m <sup>3</sup>	densidad del aire a $h = 12\,000,00$ m
$\rho_{\text{SL}}$	1,20 kg/m <sup>3</sup>	densidad del aire a nivel del mar
$g$	9,81 m/s <sup>2</sup>	gravedad
$C_{L,\text{máx}}$ (con flaps)	3,48	leído de la figura NACA 23012
$C_{L,\text{máx}}$ (sin flaps)	1,52	leído de la figura NACA 23012
Factor seguridad	1,20	$V_{\text{mín, safe}} = 1,2 V_{\text{stall}}$

## Fórmulas usadas

ID	Fórmula	Uso
F1	$W = mg$	peso del avión
F2	$L = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_L$	sustentación aerodinámica
F3	$V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho A C_{L,\text{máx}}}}$	velocidad de pérdida
F4	$V_{\text{mín, safe}} = 1,2 V_{\text{stall}}$	velocidad mínima segura
F5	$D = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_D$	arrastre
F6	$P = \dot{T} V \approx D V$	potencia requerida en crucero

## Desarrollo

### Paso 1. Peso del avión (F1)

$$W = mg = (70000)(9,81) = 686\,700,00 \text{ N}$$

$$W = 686\,700,00 \text{ N}$$

### (a) Calcular $V_{\text{mín, safe}}$ (con flaps y sin flaps)

#### (a1) Con flaps: $C_{L,\text{máx}} = 3,48$ y $\rho = \rho_{\text{SL}} = 1,20 \text{ kg/m}^3$

$$V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\text{SL}} A C_{L,\text{máx}}}} = \sqrt{\frac{2(686700)}{(1,20)(150)(3,48)}} = 46,82 \text{ m/s}$$

$$V_{\text{mín, safe}} = 1,2 V_{\text{stall}} = (1,2)(46,82) = 56,18 \text{ m/s}$$

$$\text{Con flaps: } V_{\text{stall}} = 46,82 \text{ m/s, } V_{\text{mín, safe}} = 56,18 \text{ m/s}$$

#### (a2) Sin flaps: $C_{L,\text{máx}} = 1,52$ y $\rho = \rho_{\text{SL}} = 1,20 \text{ kg/m}^3$

$$V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2(686700)}{(1,20)(150)(1,52)}} = 70,85 \text{ m/s}$$

$$V_{\text{mín, safe}} = 1,2 V_{\text{stall}} = (1,2)(70,85) = 85,02 \text{ m/s}$$

$$\text{Sin flaps: } V_{\text{stall}} = 70,85 \text{ m/s, } V_{\text{mín, safe}} = 85,02 \text{ m/s}$$

### (b) Encontrar $\alpha$ altitud en crucero (usando NACA 23012)

En crucero se asume equilibrio vertical:  $L = W$ . Usando (F2):

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho_{\text{cruise}} V^2 A} = \frac{686700}{\frac{1}{2} (0,312)(155^2)(150)} = 1,22 -$$

$$C_L(\text{cruise}) \approx 1,22$$

De la figura de NACA 23012, para  $C_L \approx 1,22$  se lee aproximadamente:

$$\alpha \approx 10,00^\circ \text{ (lectura de gráfica)}$$

### (c) Calcular potencia requerida $P$ en crucero

De la figura de NACA 23012, para  $C_L \approx 1,22$  (y  $\alpha \approx 10^\circ$ ) se lee:

$$C_D \approx 0,03 \text{ (lectura de gráfica)}$$

Luego el arrastre (F5):

$$D = \frac{1}{2} \rho_{\text{cruise}} V^2 A C_D = \frac{1}{2} (0,312)(155^2)(150)(0,03) = 16\,865,55 \text{ N}$$

$$D \approx 16\,865,55 \text{ N}$$

La potencia requerida (F6), con  $T \approx D$ :

$$P = D V = (16865,55)(155) = 2\,614\,160,25 \text{ W} = 2,61 \text{ MW}$$

$$P \approx 2,61 \text{ MW}$$

## Resumen (resultados)

Parte	Resultado	Nota
(a) Con flaps	$V_{\text{stall}} = 46,82 \text{ m/s}$ , $V_{\text{mín, safe}} = 56,18 \text{ m/s}$	$\rho_{\text{SL}} = 1,20 \text{ kg/m}^3$
(a) Sin flaps	$V_{\text{stall}} = 70,85 \text{ m/s}$ , $V_{\text{mín, safe}} = 85,02 \text{ m/s}$	$\rho_{\text{SL}} = 1,20 \text{ kg/m}^3$
(b) Crucero	$C_L \simeq 1,22 \Rightarrow \alpha \approx 10,00^\circ$	lectura de gráfica NACA 23012
(c) Crucero	$C_D \approx 0,03 \Rightarrow D \simeq$ $16\,865,55 \text{ N} \Rightarrow P \simeq 2,61 \text{ MW}$	$P = D V$

## Conclusiones

- En choques (normal y oblicuo) la presión de estancamiento disminuye y la entropía aumenta.
- El caso weak en choque oblicuo mantiene flujo supersónico aguas abajo; el strong puede volverlo subsónico.
- En placa plana, el arrastre por unidad de ancho se obtiene con  $\overline{C_f}$  y las propiedades  $\rho, \nu$  del aceite a  $40,00^\circ\text{C}$ .
- En el ala,  $V_{\text{mín}}$  depende de  $C_{L, \text{máx}}$ , mientras que la potencia requerida depende de  $C_D$  a la condición de crucero.