



# *La Física de los Misiles y Cohetes*<sup>v4.0</sup> (o Parábolas, Elipses y Misiles).

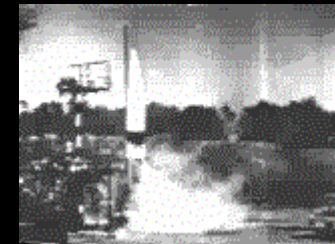


Por

Dr. Iván Machín

Planetario Humboldt

Facebook: Ivan Carlos Machin Morera



[Resumen Curricular](#)

[Curriculum Completo](#)

[Instalar QUICK TIME](#)

[ROCKETMAN](#)

[Notas Técnicas](#)

# *La Física de los Misiles y Cohetes*



## **MOTIVACION**

El seminario quiere mostrar el poder de la Física de bachillerato para explicar y entender los procesos tecnológicos, relacionados con los misiles y cohetes.

Se muestra cómo funciona la tecnología y la ciencia. Por un lado, la ciencia genera una serie de modelos ideales, abstractos, como parábolas y elipses que dan cuenta del comportamiento dinámico ideal de cohetes y misiles, y por otro lado, la tecnología que intenta llegar a reproducir dichos modelos de alguna manera, y con lo que tiene a la mano, a través de la creación de objetos reales (cohetes y misiles) que tratan de aproximarse a esos modelos ideales.

Este es el modo de trabajar del mundo moderno, y es la manera de como está sustentada nuestra civilización.

Finalmente, este seminario trata de explicar a los jóvenes, los procesos tecnológicos que impulsaron los comienzos de la época de la cohetería, no para recordar melancólicamente, sino para usar esa información como modelo de construcción de conocimiento, y como inspiración para crear los productos tecnológicos que necesita la humanidad para su progreso y supervivencia.



# *La Física de los Misiles y Cohetes*

## OBJETIVO:

- Plantear cuestiones entorno a la física de los cohetes y misiles.
- Compartir y discutir las respuestas a las cuestiones planteadas.

## PROBLEMAS:

- 1) Cómo los alemanes lograron hacer llegar sus V2 a los objetivos tan distantes como Inglaterra (cientos de Km) partiendo del hecho de que no tenían los avances en tecnología de posicionamiento global ni computación.
- 2) Cómo se logra poner un satélite en órbita.
- 3) Cómo se impulsa un cohete y Cuál es la fuente de energía de los cohetes.

# Contenido



- **Introducción**

- Cómo se impulsa un cohete

- El motor de un cohete

- La Termodinámica de un cohete

- Por qué no caen los satélites de sus órbitas: La olvidada Ley de la Inercia.

- ¿Se puede ir más rápido que la luz?

- El motor de fotones: Realidad o fantasía

- **Parábolas y proyectiles**

- La parábola

- Lanzamiento ideal parabólico de un misil balístico

- Protocolos del lanzamiento de un cohete misilístico (Modelo: V2).

- Lanzamiento real de un cohete V2

- **Elipses y lanzamiento de proyectiles**

- La Elipse

- Misiles con trayectorias elípticas

- Orbitas circunferenciales.

- Relación entre velocidad y órbita: El satélite de Newton.

- Protocolos del lanzamiento de un satélite (Modelo: Juno-I).

- Lanzamiento real de un satélite: El Explorer-I.

- **Satélite Simón Bolívar**

- **Despedida**

*La Física  
de los Misiles  
y Cohetes<sup>V4.0</sup>*

*Por*

*Dr. Iván*

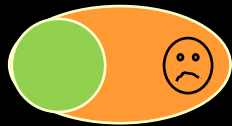
*Machín*



# *Cómo se Impulsa un Cohete*

## Idea Clave

Conservación del momento lineal:  $P_i = P_f$



En un instante inicial  $t_i$   
un vehículo está en reposo  
flotando en el espacio.

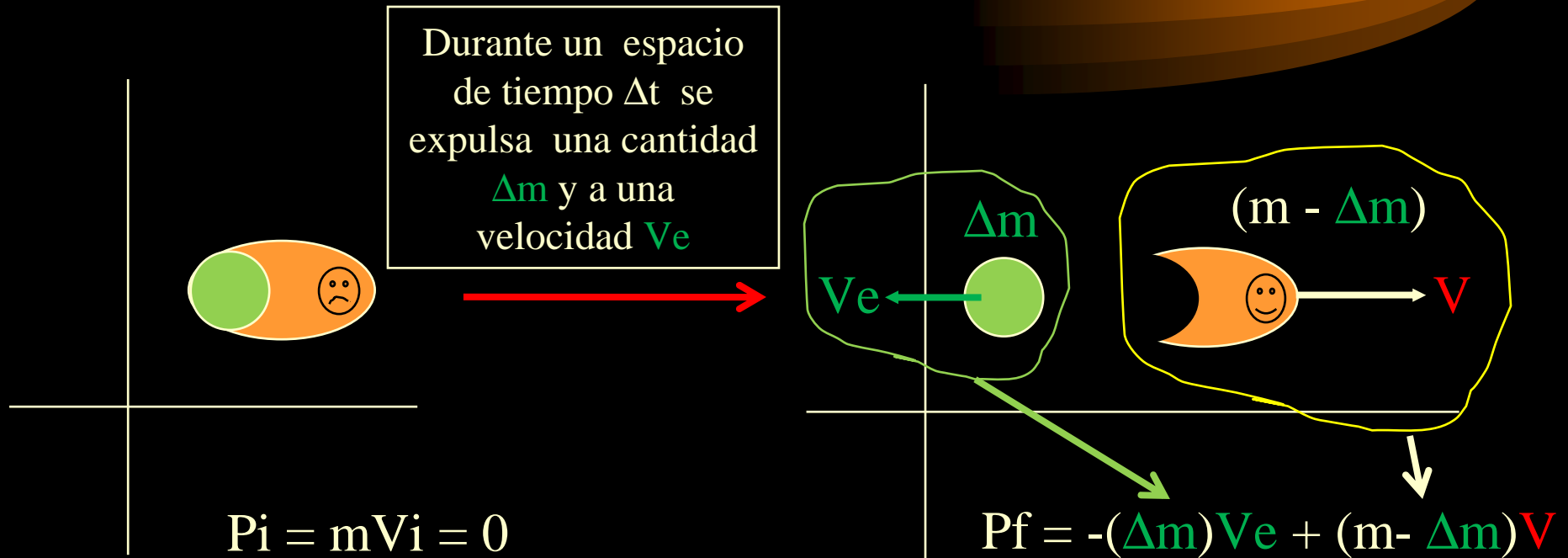
$$P_i = mV_i = 0$$



# Cómo se Impulsa un Cohete

## Idea Clave

Conservación del momento lineal:  $P_i = P_f$

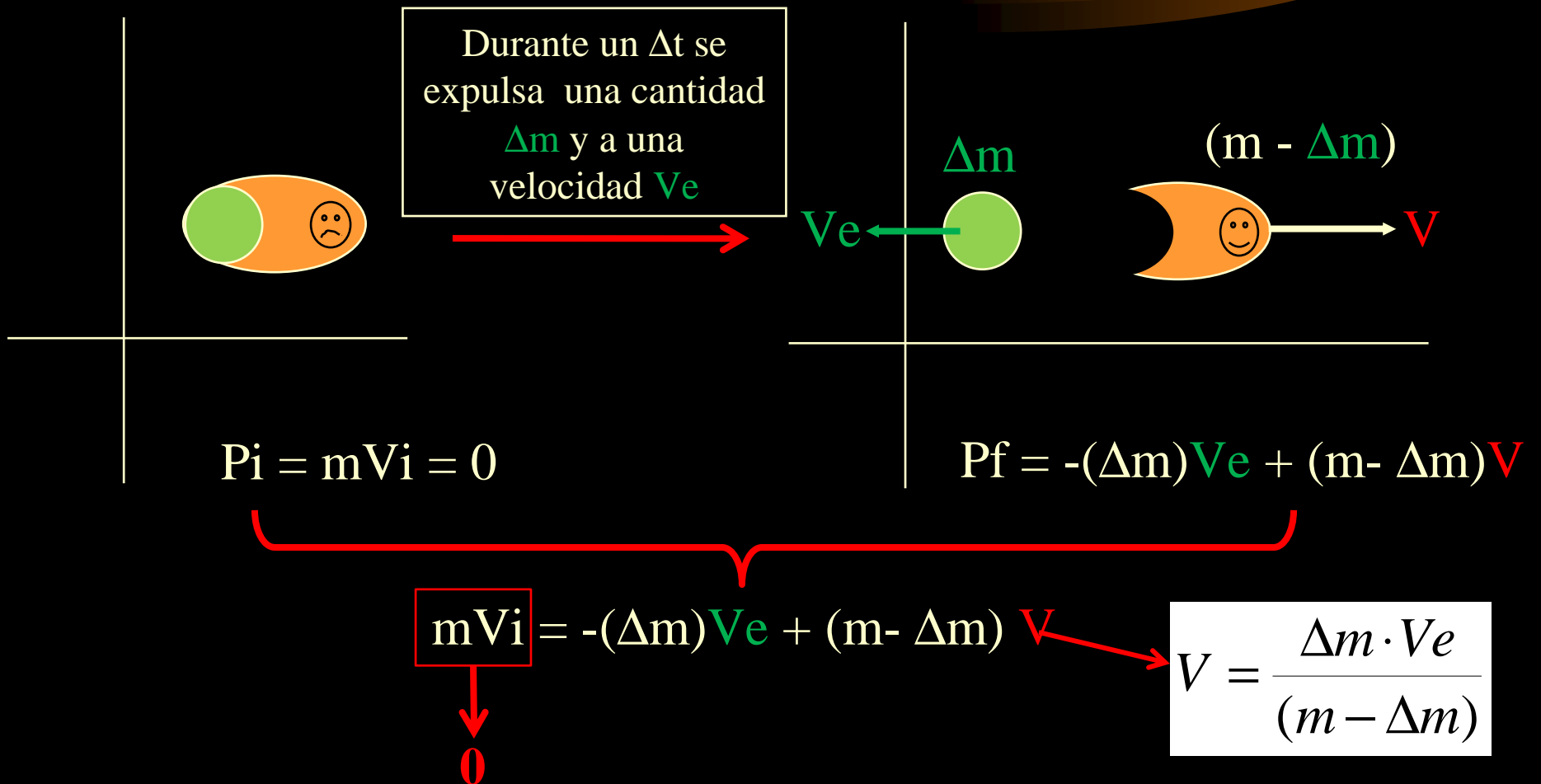




# Cómo se Impulsa un Cohete

## Idea Clave

Conservación del momento lineal:  $P_i = P_f$

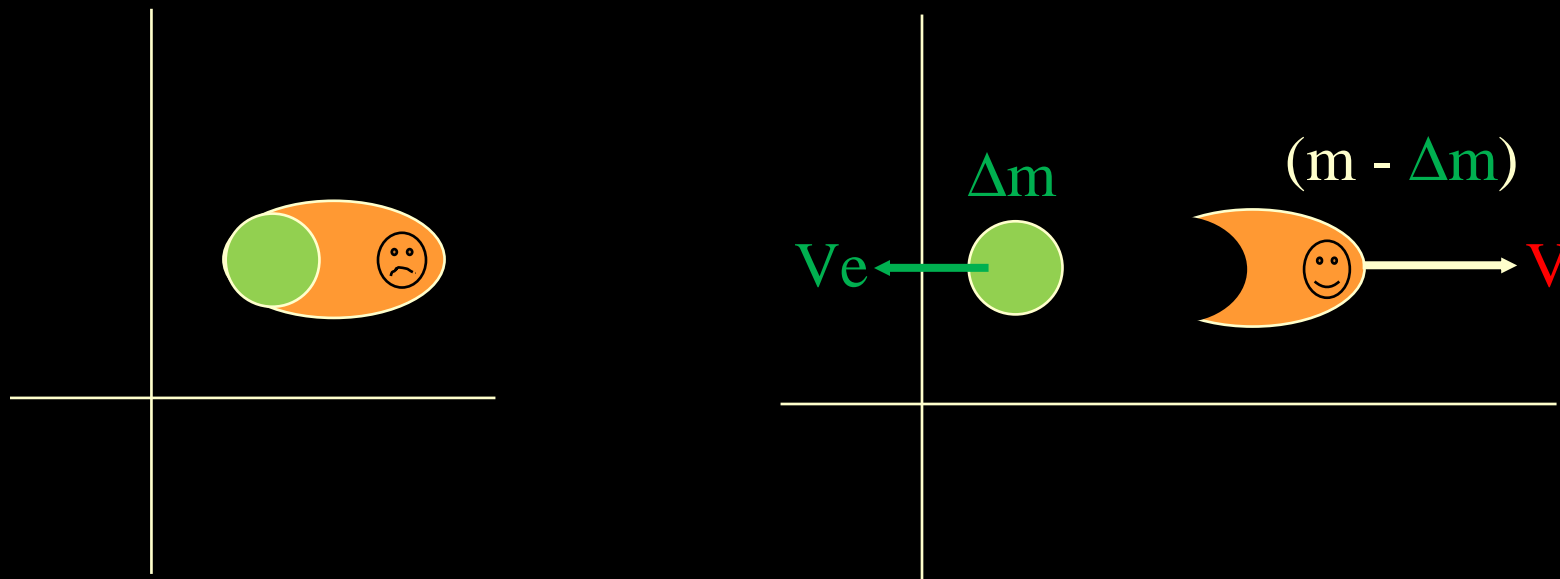




# Cómo se Impulsa un Cohete

## Conclusión:

Para poder mover un vehículo en el espacio, es necesario que parte del mismo, sea expelido a la máxima velocidad posible.

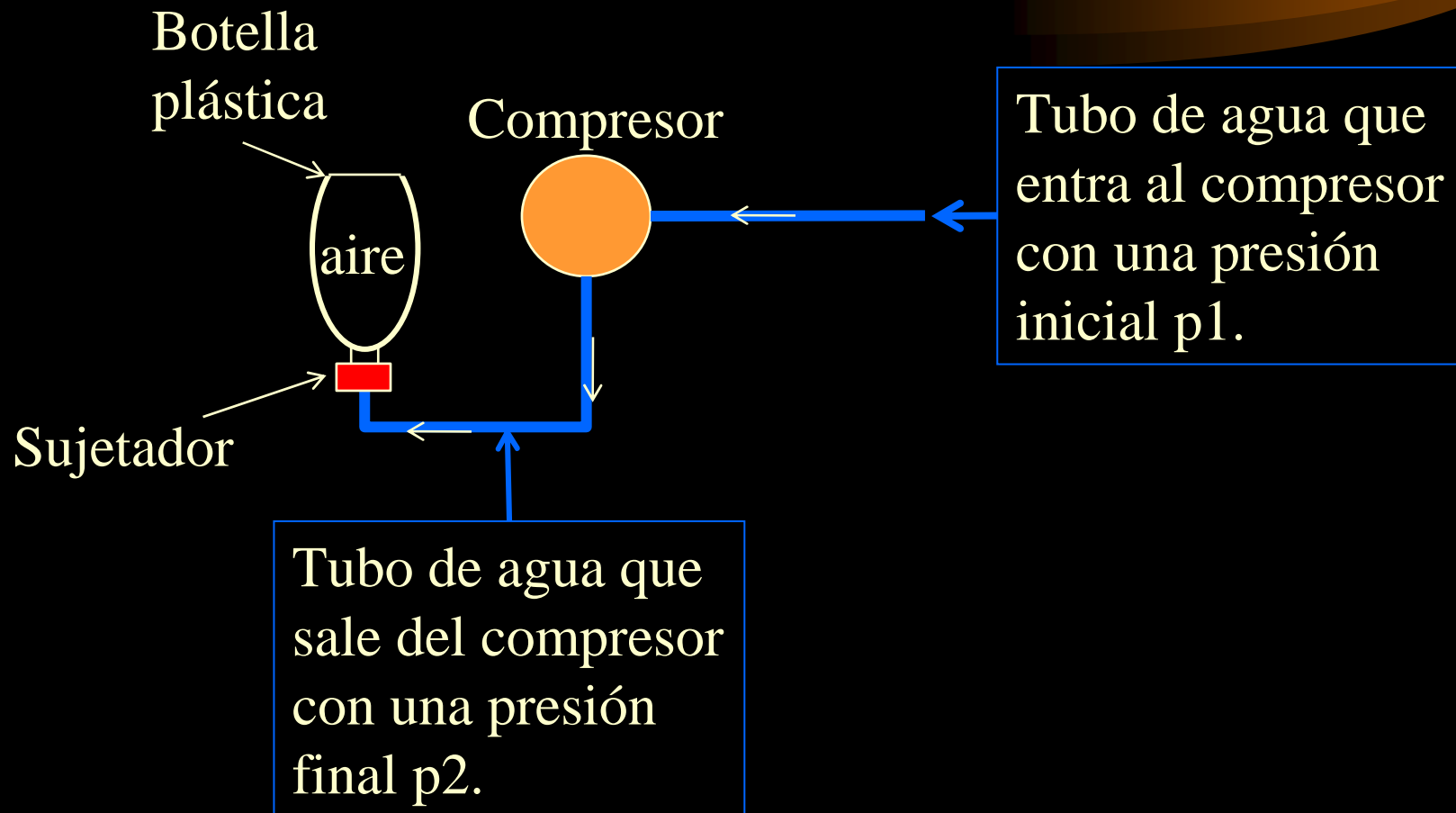


$$V = \frac{\Delta m \cdot V_e}{(m - \Delta m)} \rightarrow F_c = V_e \cdot \frac{dm_p(t)}{dt}$$



# *Cómo se Impulsa un Cohete*

**Cohetes de agua: Un ejemplo de impulso por cambio de masa.**





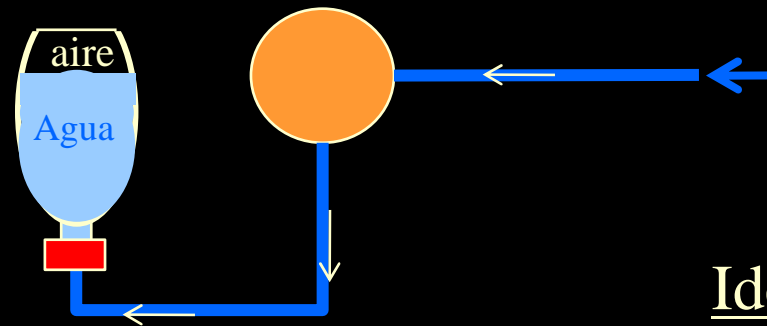
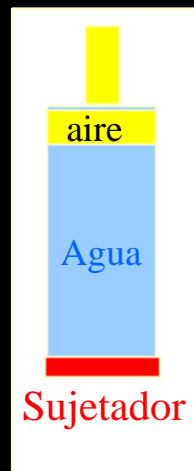
# *Cómo se Impulsa un Cohete*

## **Cohetes de agua: Un ejemplo de impulso por cambio de masa.**

El aire se reduce a un volumen pequeño debido a la alta presión.

Compresor

Analogía Mecánica



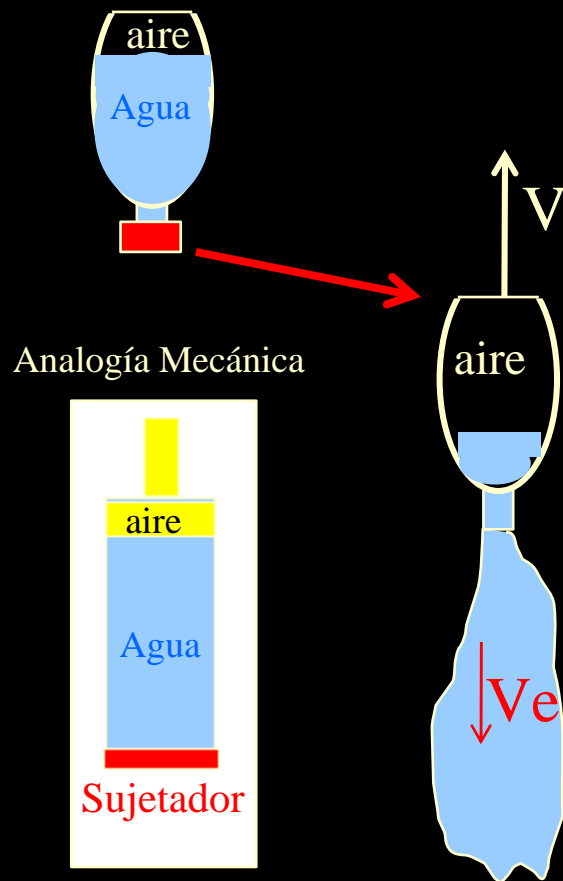
Idea Clave:

El agua es un líquido incompresible, pero el aire, por ser gas, es compresible.



# Cómo se Impulsa un Cohete

Cohetes de agua: Un ejemplo de impulso por cambio de masa.



$$p_{\text{aire}} = p_2 - p_1 = \frac{n_{\text{aire}} \cdot R \cdot T}{V}$$

$$P_{\text{aire}} = \frac{F}{A} \Rightarrow F = P_{\text{aire}} \cdot A$$

$$F = (m_{\text{Agua}}) \cdot a$$

$$a = \frac{P_{\text{aire}} \cdot A}{(m_{\text{Agua}})}$$

$$V_f = V_i + a \cdot \Delta t$$

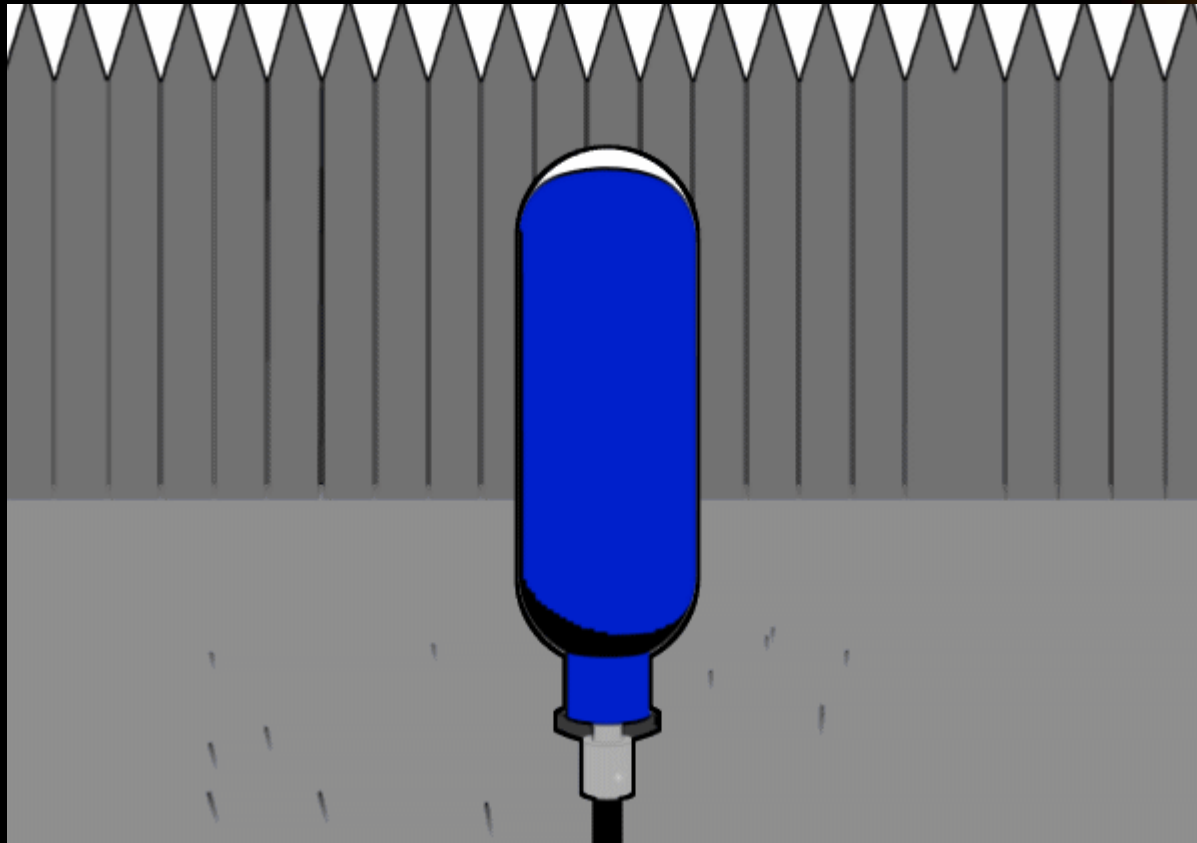
$$V_e = \left[ \frac{P_{\text{aire}} \cdot A}{(m_{\text{Agua}})} \right] \cdot \Delta t$$

$$V = \frac{m_{\text{Agua}} \cdot V_e}{(m - m_{\text{Agua}})}$$



# *Cómo se Impulsa un Cohete*

**Cohetes de agua: Un ejemplo de impulso por cambio de masa.**

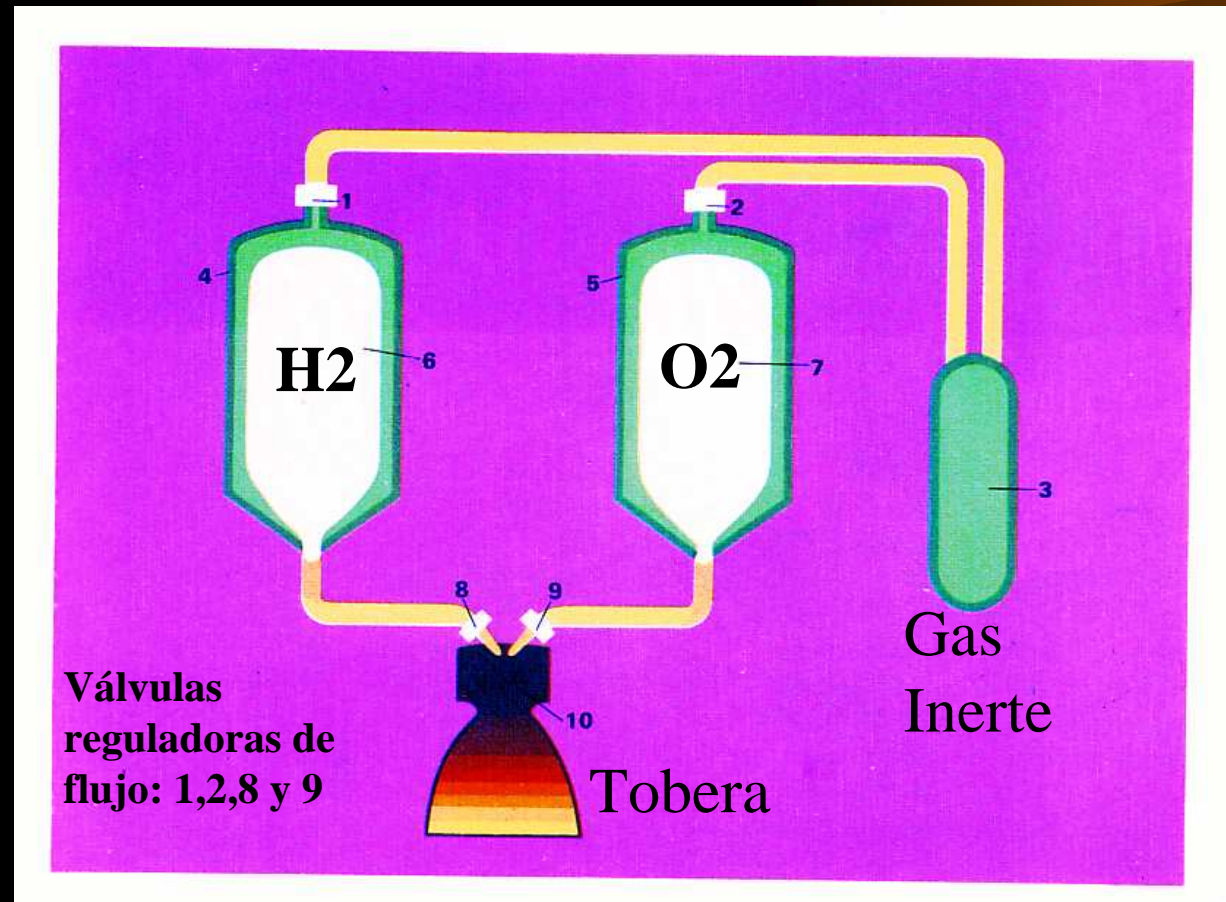


$$V = \frac{m_{\text{Agua}} \cdot V_e}{(m - m_{\text{Agua}})}$$

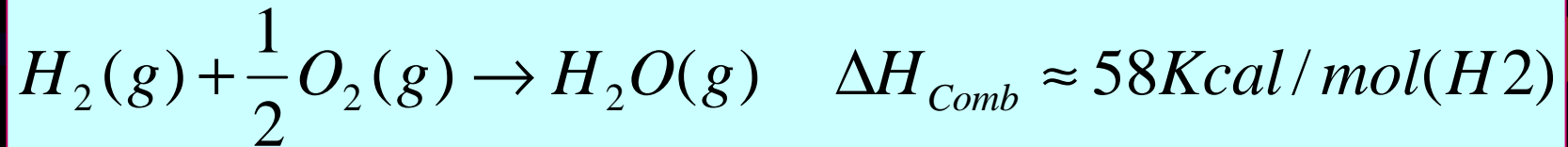
[http://es.wikipedia.org/wiki/Cohete\\_de\\_agua](http://es.wikipedia.org/wiki/Cohete_de_agua)



# *El Motor de un Cohete*



# La Termodinámica de un Cohete



*Masa:*

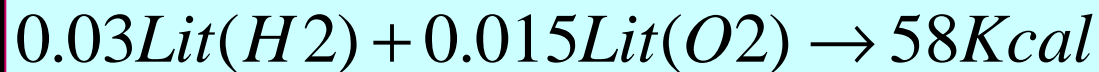


$$58Kcal / 2g = \underline{29Kcal / g(H_2)}$$

Grado Calórico.

Gasolina y Diesel: 13 Kcal/g

*Liquido:*

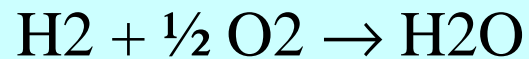


$$58Kcal / 0.03Lit \approx 1933Kcal / Lit(H_2)$$

# La Termodinámica de un Cohete



Gases de Escape:  $H_2O$



$1 \text{ Mol} \rightarrow 18 \text{ g}(H_2O) \rightarrow 58 \text{ Kcal}$

$$\Delta H_{\text{Comb}} = n_{H_2O} \cdot C_p \cdot (T - T_0)$$

$$T = T_0 + \frac{\Delta H_{\text{Comb}}}{n_{H_2O} \cdot C_p} = 298 \text{ K} + \frac{58000 \text{ Cal}}{1 \text{ Mol} \cdot 8 (\text{Cal} / \text{mol} \cdot \text{K})}$$

$$T \approx 7548 \text{ K} (7200^\circ \text{ C})$$

$$V_e = \sqrt{\frac{2}{\gamma}} = \sqrt{\frac{3RT}{PM}} = \sqrt{\frac{3 \cdot (8.3 \text{ Joules} / \text{K} \cdot \text{Mol}) \cdot 7500 \text{ K}}{0.018 \text{ Kg} / \text{Mol}}}$$

$$V_e \approx 3200 \text{ m} / \text{seg}$$

La velocidad de escape de la Tierra.  
 $V (\text{Escape}) = 11 \text{ Km} / \text{seg}$

$$V = \frac{\Delta m \cdot V_e}{(m - \Delta m)}$$





# *Por qué no caen los satélites*

Por qué no caen los satélites: La olvidada Ley de la Inercia.  
(o por qué flotan los astronautas).

Un objeto permanece en reposo, o, moviéndose con velocidad constante en línea recta, cuando no actúa ninguna fuerza, o cuando las fuerzas que actúan sobre el objeto se equilibran, dando una resultante nula.

Las Leyes de Newton

1. **Ley de la Inercia.**
2. Ley de la Fuerza o Ley de la Masa:  $F = m \cdot a$
3. Ley de Acción y Reacción.

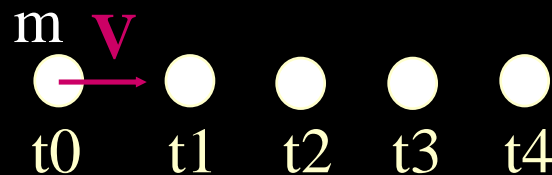


Por qué no caen los satélites:

La olvidada Ley de la Inercia. (o por qué flotan los astronautas).

**Idea Clave:**

Todas las partículas del Universo tienden a estar en reposo.

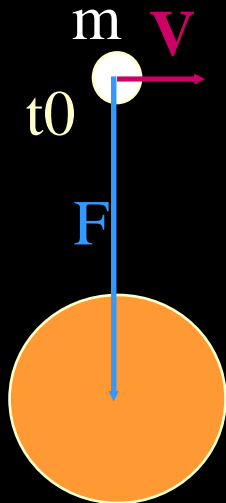


Una masa en el instante  $t_0$ , tiene una velocidad  $V$  hacia la derecha.

Si no opera ninguna fuerza sobre la masa  $m$ , sigue una trayectoria lineal a velocidad  $V$ , y su posición será la mostrada para los instantes  $t_1$ ,  $t_2$ , etc.



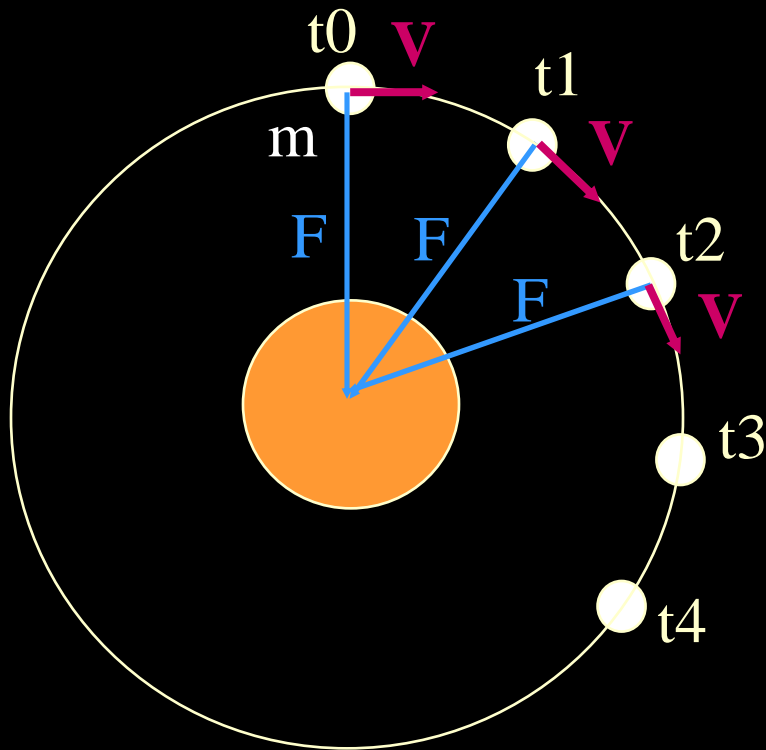
## Por qué no caen los satélites: La olvidada Ley de la Inercia. (o por qué flotan los astronautas).



Para sacar de la inercia la masa  $m$  se necesita una fuerza  $F$ , esta hace que cambie de velocidad. Supongamos que en el instante  $t_0$ , se aplica una fuerza  $F$  perpendicular a la dirección de la velocidad  $V$ . La masa  $m$  responde resistiendo el cambio de estado pero la fuerza  $F$  domina a la masa  $m$  haciéndola cambiar de dirección.



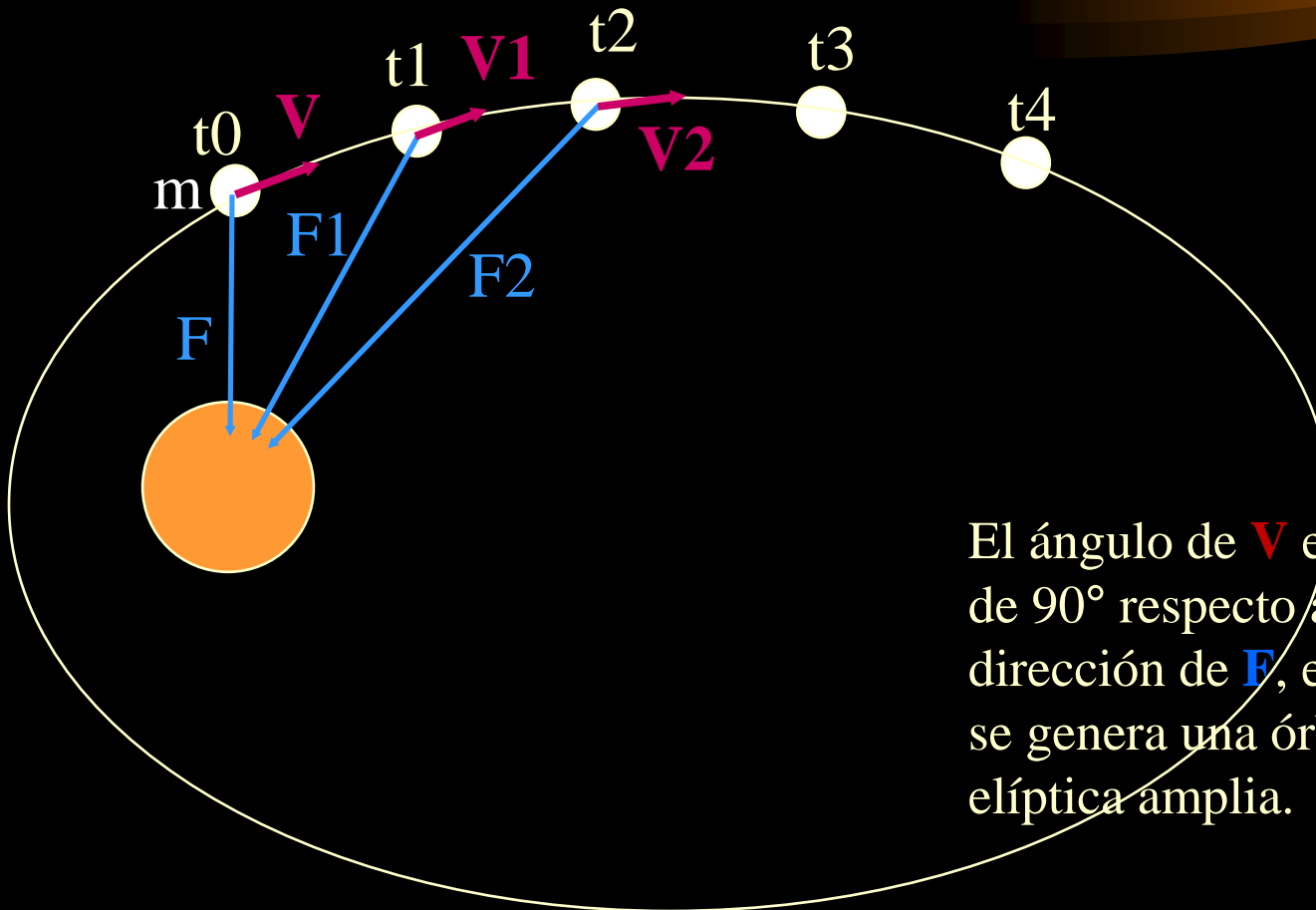
Por qué no se caen los satélites:  
La olvidada Ley de la Inercia. (o por qué flotan los astronautas).



La fuerza “F” hace que la masa “m” genere una trayectoria circular. Por lo tanto, la razón por la cual no cae la masa “m” a la Tierra, se debe al efecto de la inercia de la masa, en otras palabras, hay un equilibrio entre la tendencia de escape de la masa “m” y la gravedad “F”. Esta tendencia de escape se la ha asociado con una fuerza ficticia “F<sub>c</sub>”, denominada fuerza centrífuga.



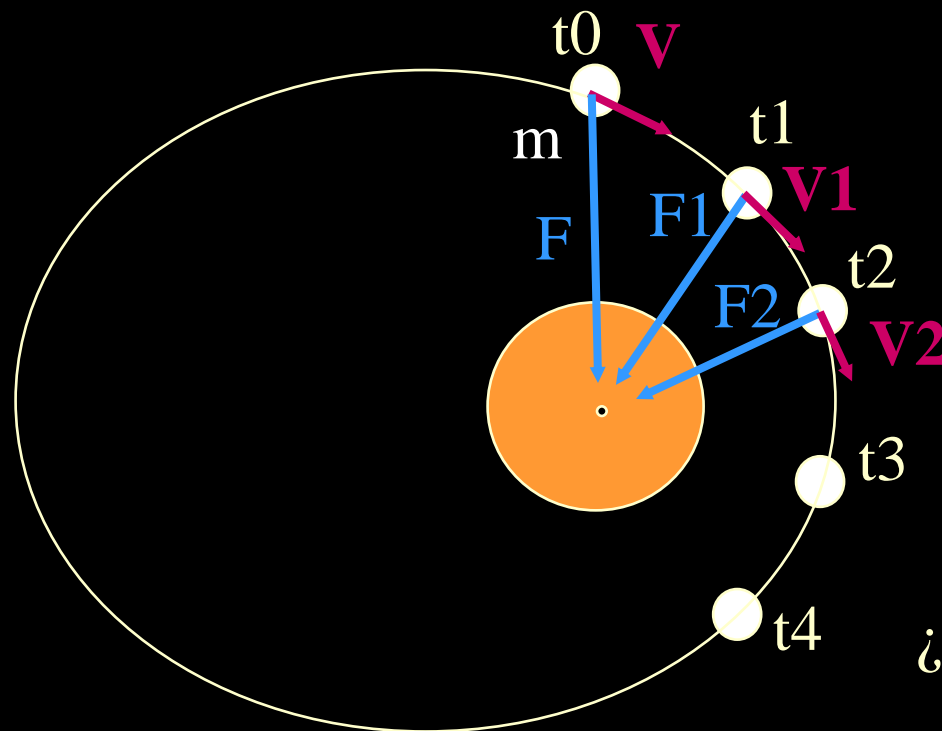
Por qué no se caen los satélites:  
La olvidada Ley de la Inercia. (o por qué flotan los astronautas).



El ángulo de  $V$  es mayor de  $90^\circ$  respecto a la dirección de  $F$ , entonces, se genera una órbita elíptica amplia.



Por qué no se caen los satélites:  
La olvidada Ley de la Inercia. (o por qué flotan los astronautas).



El ángulo de  $\mathbf{V}$  es menor de  $90^\circ$  respecto a la dirección de  $\mathbf{F}$ , entonces, se genera una órbita elíptica pequeña.

¿Por qué flotan los astronautas?

# ¿Se puede ir más rápido que la luz?



La relatividad especial demuestra que la masa de un objeto depende de la velocidad del objeto:

$$M = \frac{M_0}{\sqrt{1 - \left(\frac{V}{c}\right)^2}}$$

Si los fotones son partículas y también tienen masa, entonces, ¿Por qué los fotones pueden ir a la velocidad C?

Resp.:  $M_0 = 0$

V(%c)	M0	M	ΔM(%M0)
1,000	1	1,0	0,0
5,000	1	1,0	0,1
10,000	1	1,0	0,5
20,000	1	1,0	2,1
30,000	1	1,0	4,8
40,000	1	1,1	9,1
50,000	1	1,2	15,5
60,000	1	1,3	25,0
70,000	1	1,4	40,0
80,000	1	1,7	66,7
90,000	1	2,3	129,4
99,000	1	7,1	608,9
99,100	1	7,5	647,0
99,900	1	22,4	2136,6
99,990	1	70,7	6971,2
99,999	1	223,6	22260,7

$$F = M \cdot a$$

$$a = \frac{F}{M}$$

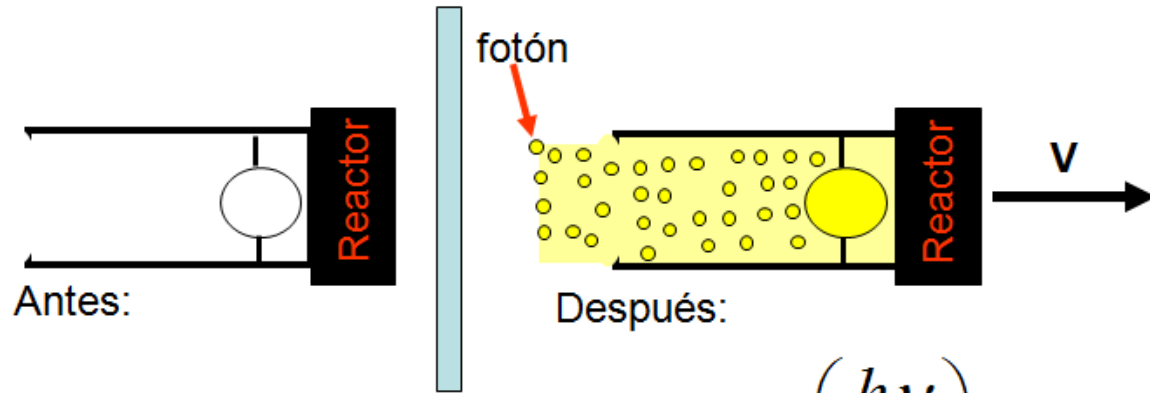
$$V = V_0 + a \cdot \Delta t$$



# El motor de fotones: Realidad o fantasía

Los fotones tienen un momento lineal:

$$p = \frac{h\nu}{c}$$



$$p_i = 0$$

$$p_f = -N \cdot \left( \frac{h\nu}{c} \right) + M \cdot V$$

$$\Delta p = 0 = -N \cdot \left( \frac{h\nu}{c} \right) + M \cdot V$$

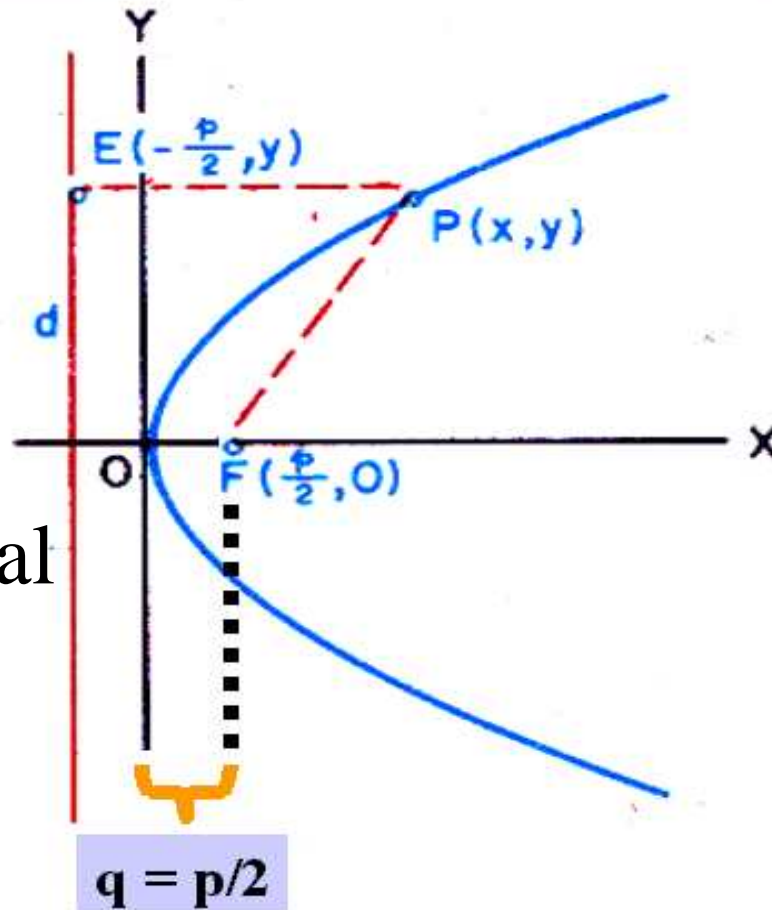
$$V = \frac{N \cdot \left( \frac{h\nu}{c} \right)}{M} = \frac{N \cdot h \cdot \nu}{M \cdot c}$$

$$V = \frac{N \cdot h \cdot \nu}{M \cdot c}$$

# Parábolas y proyectiles



- Parábola



Eje Horizontal  
Vértice:(0,0)

$$y^2 = 2px$$

$$q = p/2$$

# Parábolas y proyectiles

- Parábola

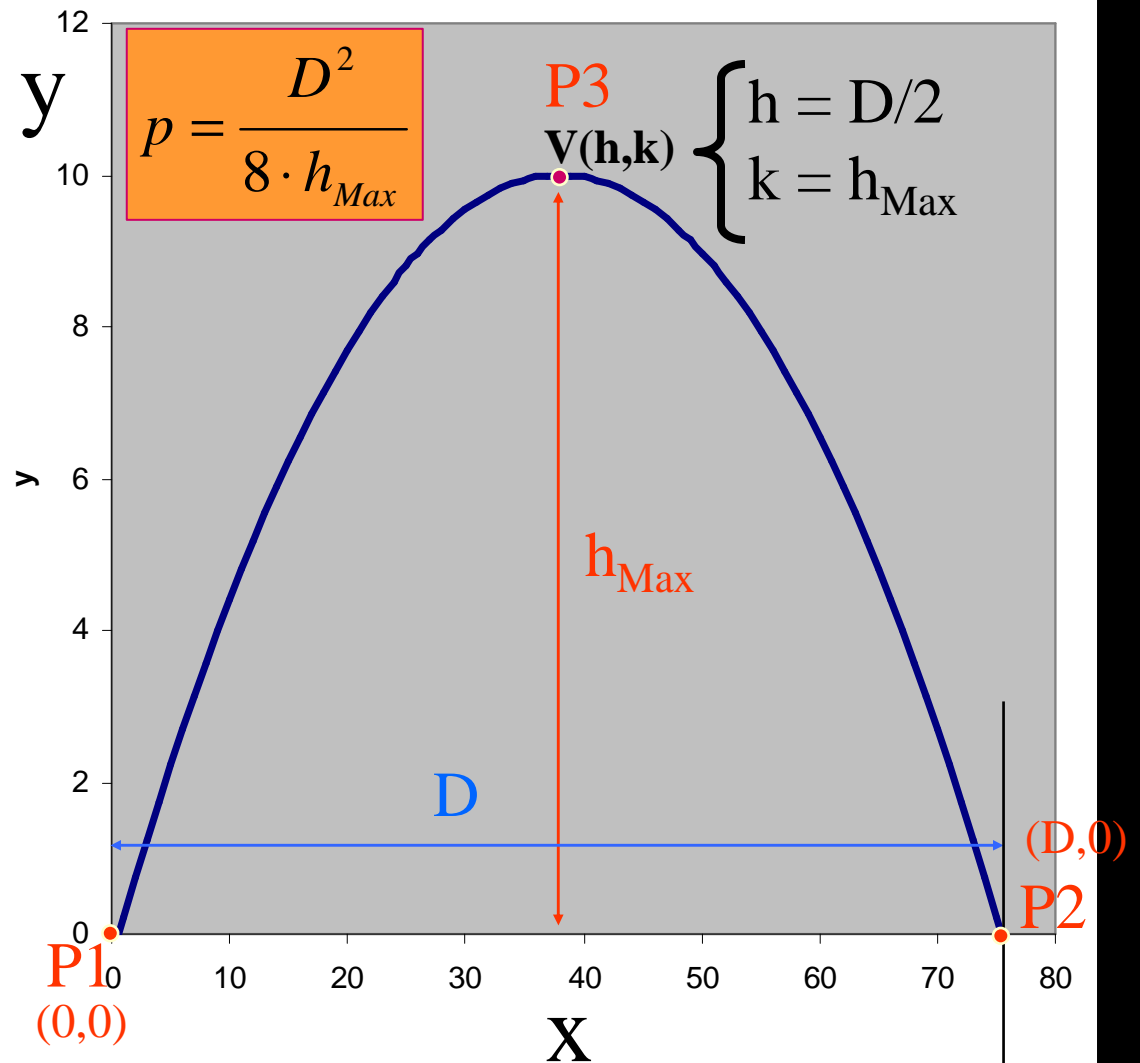
Eje Vertical

Vértice:(h,k)

$$y = -\frac{1}{2p}(x-h)^2 + k$$

Los proyectiles describen Parábolas, los puntos P1 y P2 son los puntos de lanzamiento del proyectil y el objetivo a destruir. (Galileo:1540)

Cualquiera de los tres puntos (P1,P2,P3) permite obtener la ec. de la parábola



# Parábolas y proyectiles



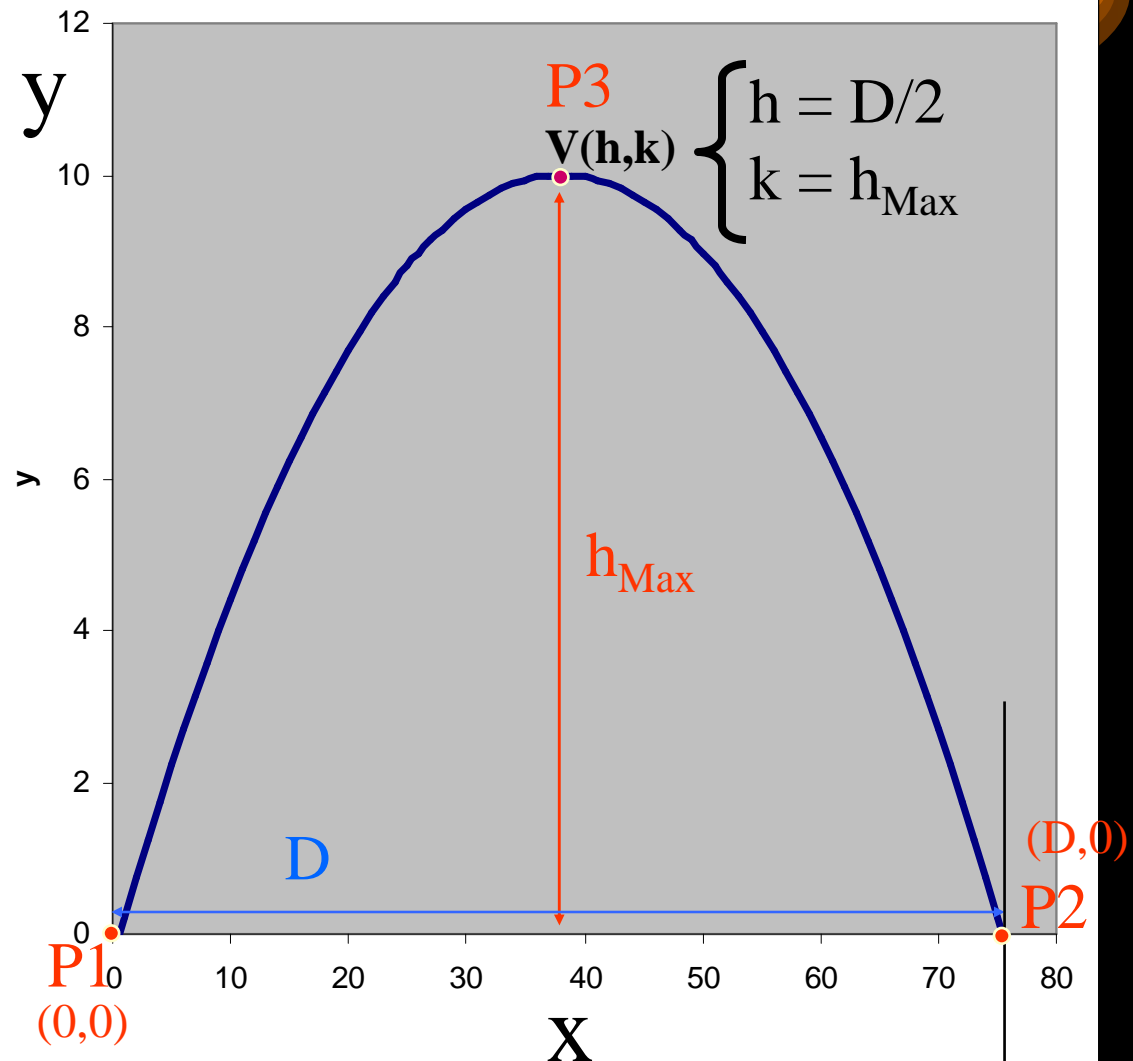
- Parábola

$$P1(0,0)$$
$$x = 0, y = 0$$

$$y = -\frac{1}{2p} \left(x - \frac{D}{2}\right)^2 + h_{Max}$$

$$0 = -\frac{1}{2p} \left(0 - \frac{D}{2}\right)^2 + h_{Max}$$

$$p = \frac{D^2}{8 \cdot h_{Max}}$$



# Parábolas y proyectiles



- Parábola

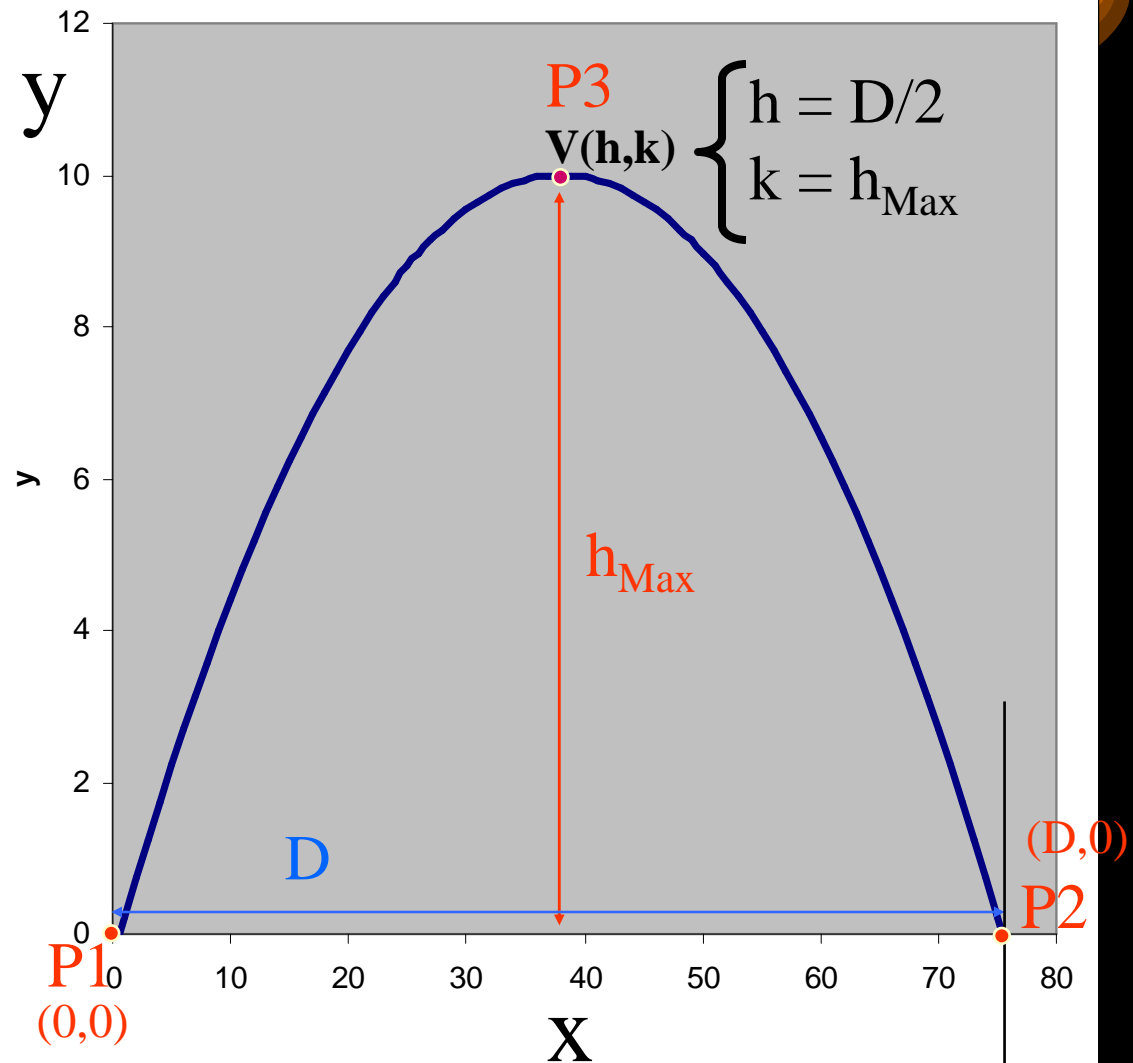
$$P2(D,0)$$

$$x = D, y = 0$$

$$y = -\frac{1}{2p} \left(x - \frac{D}{2}\right)^2 + h_{Max}$$

$$0 = -\frac{1}{2p} \left(D - \frac{D}{2}\right)^2 + h_{Max}$$

$$p = \frac{D^2}{8 \cdot h_{Max}}$$



# Parábolas y proyectiles

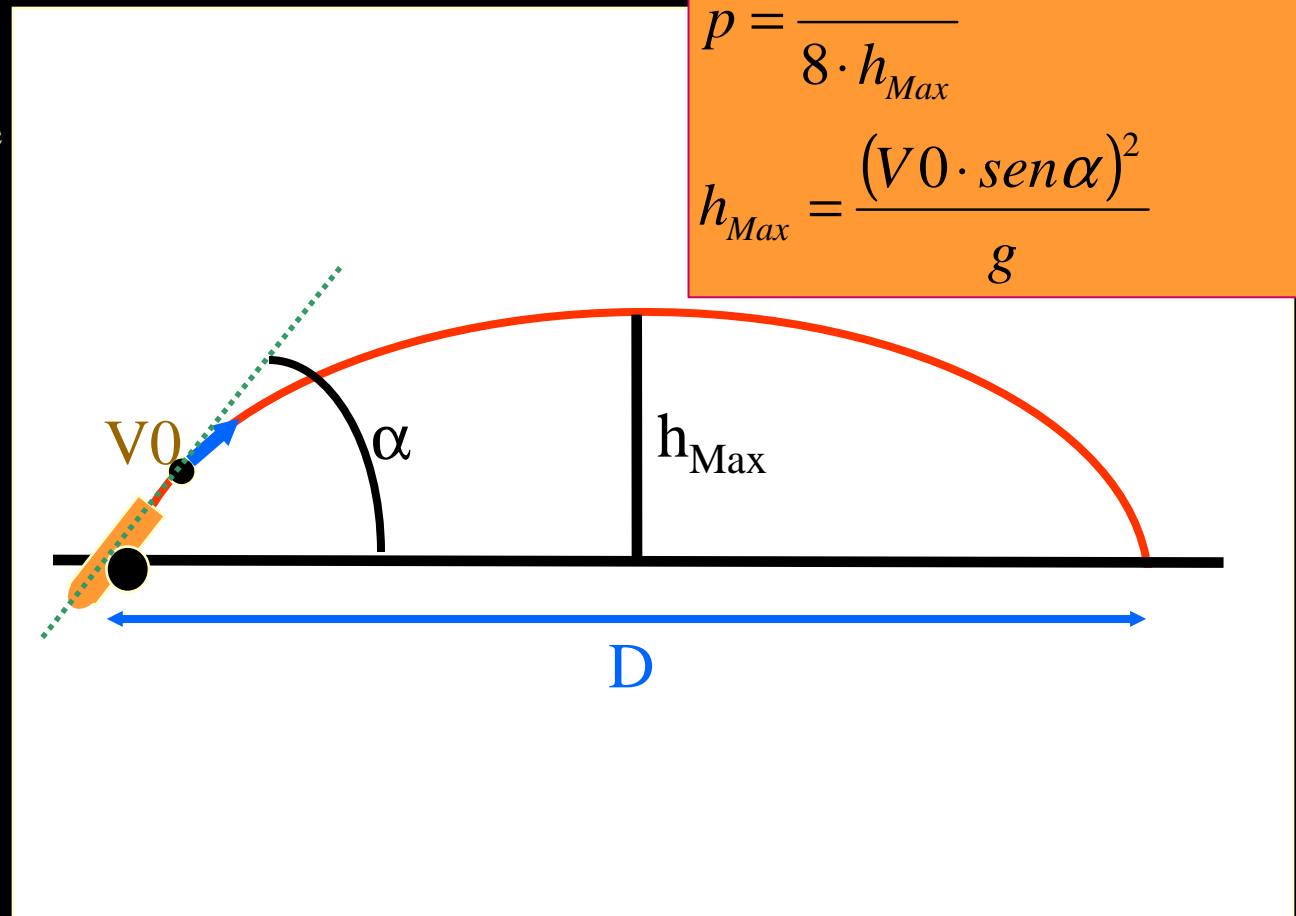


- Lanzamiento ideal parabólico de un misil balístico

$$y = -\frac{1}{2p} \left(x - \frac{D}{2}\right)^2 + h_{Max}$$
$$p = \frac{D^2}{8 \cdot h_{Max}}$$
$$h_{Max} = \frac{(v_0 \cdot \sin \alpha)^2}{g}$$

Galileo:1540

Los proyectiles tipo bala de cañón describen parábolas sin importar el ángulo de lanzamiento ni la velocidad del proyectil. Esta trayectoria se la conoce como de tipo balístico.



# Parábolas y proyectiles



- Lanzamiento ideal parabólico de un misil balístico

Input :  $t, D$

Parametros :  $h_{Max} = 96\text{Km}, \alpha = 45^\circ$

$$V_0 = \frac{\sqrt{gh_{Max}}}{\sin \alpha}$$

$$p = \frac{D^2}{8 \cdot h_{Max}}$$

$$V_x = V_0 \cdot \cos \alpha$$

$$t_{Max} = \frac{V_0 \cdot \sin \alpha}{g}$$

$$x = V_0 \cdot \cos \alpha \cdot t$$

$$y = -\frac{1}{2p} \left(x - \frac{D}{2}\right)^2 + h_{Max}$$

$$V_y = V_0 \cdot \sin \alpha - t \cdot g \quad (t \leq t_{Max})$$

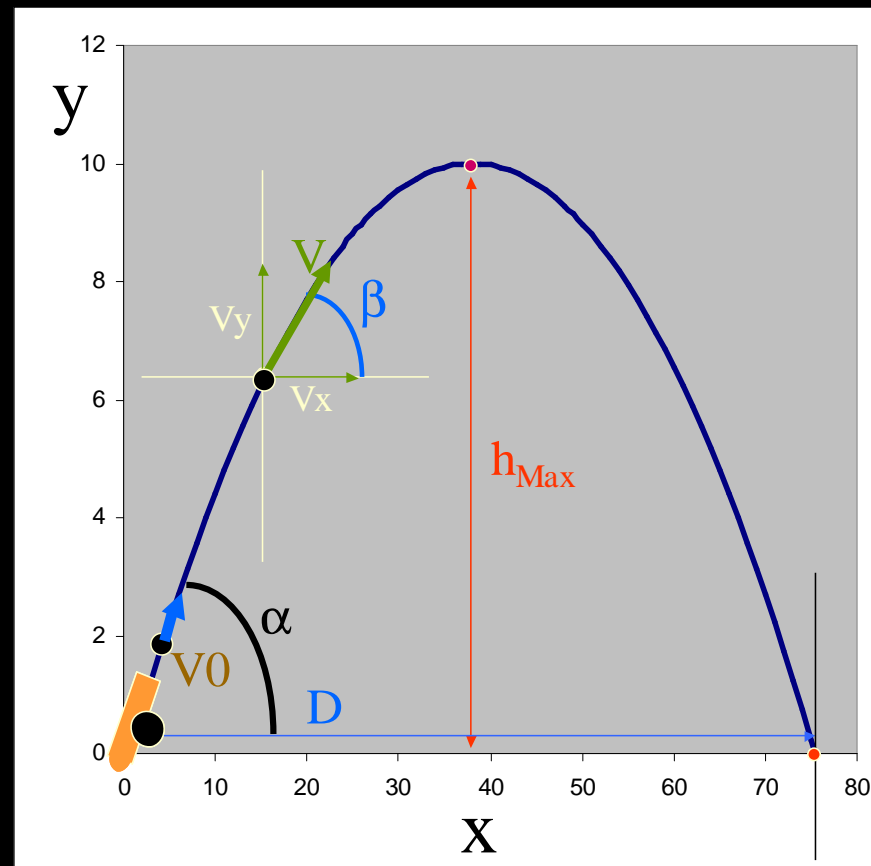
$$V_y = V_0 \cdot \sin \alpha + t \cdot g \quad (t > t_{Max})$$

$$\tan \beta = \frac{V_y}{V_x}$$

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2}$$

## Idea CLAVE:

Si se coloca una partícula en cualquier punto de la parábola con la  $V$  y  $\beta$  correspondiente, entonces, la partícula seguirá el resto de la trayectoria parabólica y terminará llegando al OBJETIVO.



# Parábolas y proyectiles



## Protocolos del lanzamiento real de un cohete misilístico

Paso (1/6): Construir la parábola que une el objetivo (Punto P2) con el punto de lanzamiento (Punto P1) (Distancia y dirección del objetivo)

*Input = D*

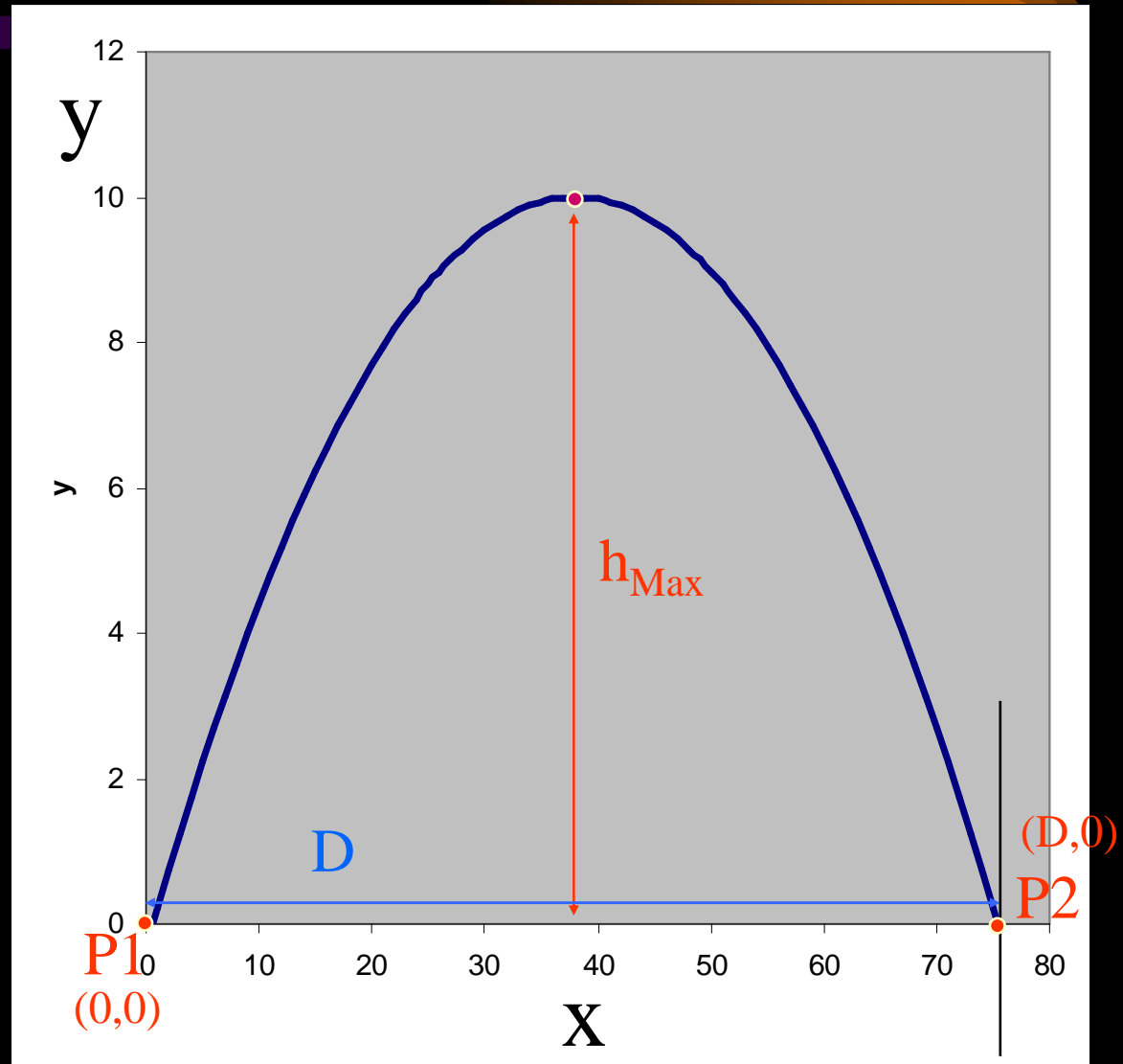
*parametros :  $h_{Max} = 96Km$*

$$y = -\frac{1}{2p} \left(x - \frac{D}{2}\right)^2 + h_{Max}$$

$$p = \frac{D^2}{8 \cdot h_{Max}}$$

Nota:

Fijar por ensayo y error un valor conveniente de  $h_{Max}$ . (ver punto P3 vértice de la parábola).



# Parábolas y proyectiles



## Protocolos del lanzamiento real de un cohete misilístico

Paso (2/6): Ubicar el [Cohete V2](#)

en un punto conveniente delante del punto P1 ( $X=X_p$ ).

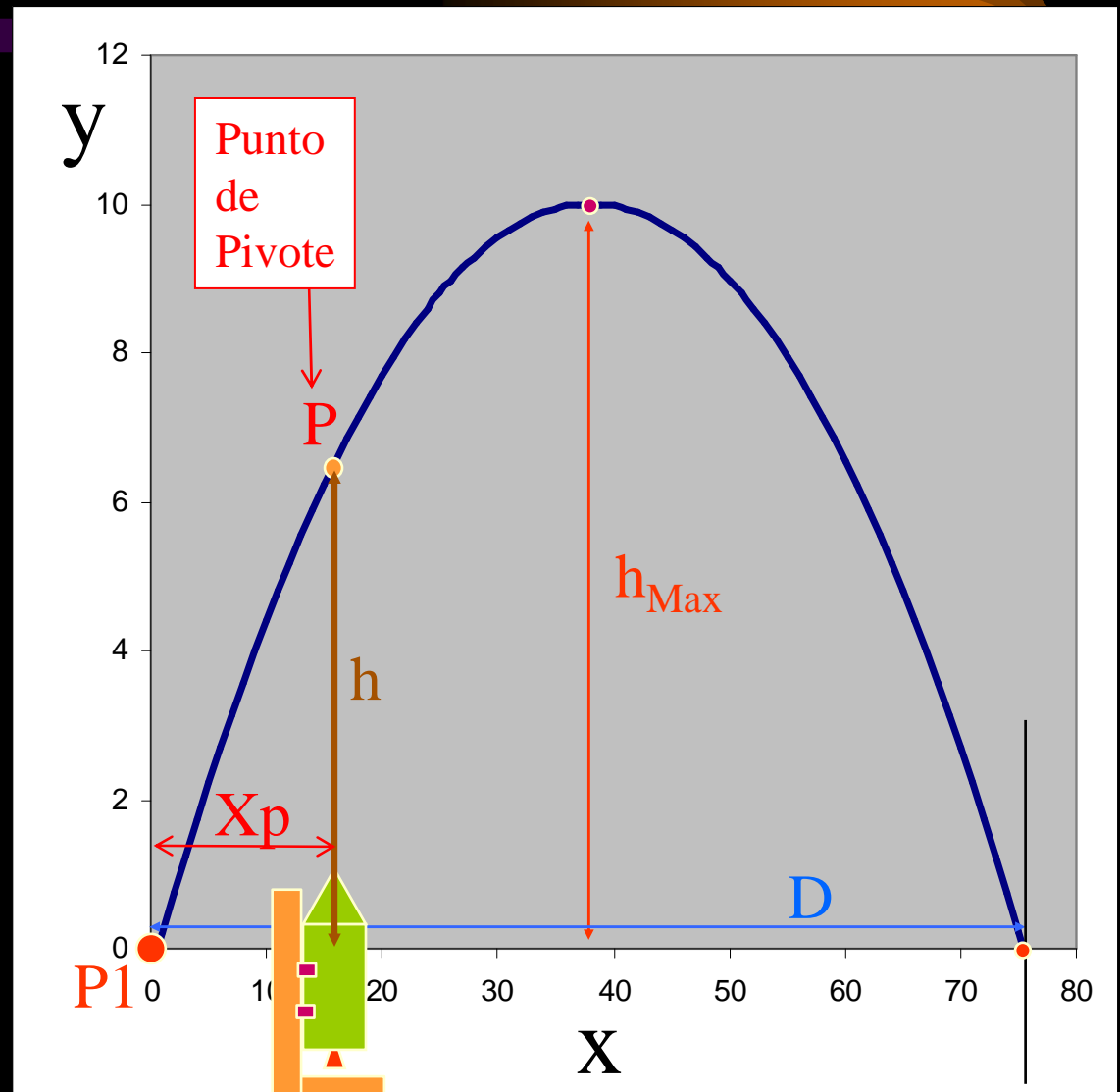
Calcular la altura que debería tener para  $X=X_p$ .

*Input* =  $x_p, D$

$$y_P = -\frac{1}{2p} \left(x_P - \frac{D}{2}\right)^2 + h_{Max} = h$$

Nota:

Un cohete no puede adquirir instantáneamente la velocidad  $V_0$ , ya que se destruye. Se debe acelerar paulatinamente el cohete. Esta es la razón por la cual se hacen los famosos lanzamientos verticales.



# Parábolas y proyectiles



## Protocolos del lanzamiento real de un cohete misilístico

Paso (3/6):

Calcular el ángulo beta,  
la velocidad y el tiempo de vuelo  
que debería tener para  $X=X_p$ .

Input :  $x_p$

Parametros :  $h_{Max} = 96\text{Km}, \alpha = 45^\circ$

$$V_0 = \frac{\sqrt{g \cdot h_{Max}}}{\text{sen} \alpha}$$

$$V_x = V_0 \cdot \cos \alpha$$

$$t_{h_{Max}} = \frac{h_{Max}}{V_0 \cdot \cos \alpha}$$

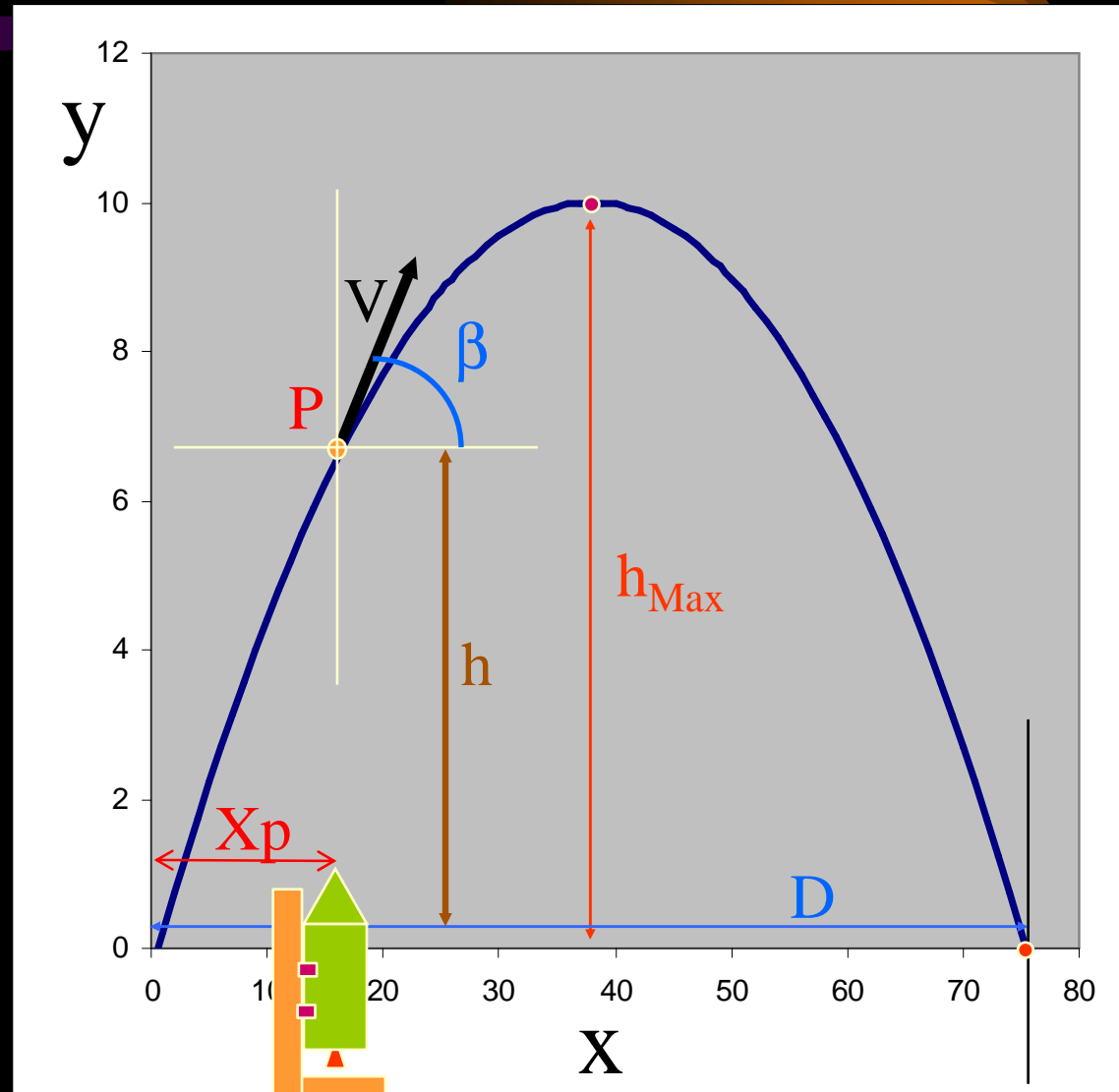
$$t_{x_p} = \frac{x_p}{V_0 \cdot \cos \alpha}$$

$$V_y = V_0 \cdot \text{sen} \alpha - t_{x_p} \cdot g$$

$$\Delta t_{Max} = t_{h_{Max}} - t_{x_p}$$

$$\tan \beta = \frac{V_y}{V_x}$$

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2}$$



# Parábolas y proyectiles

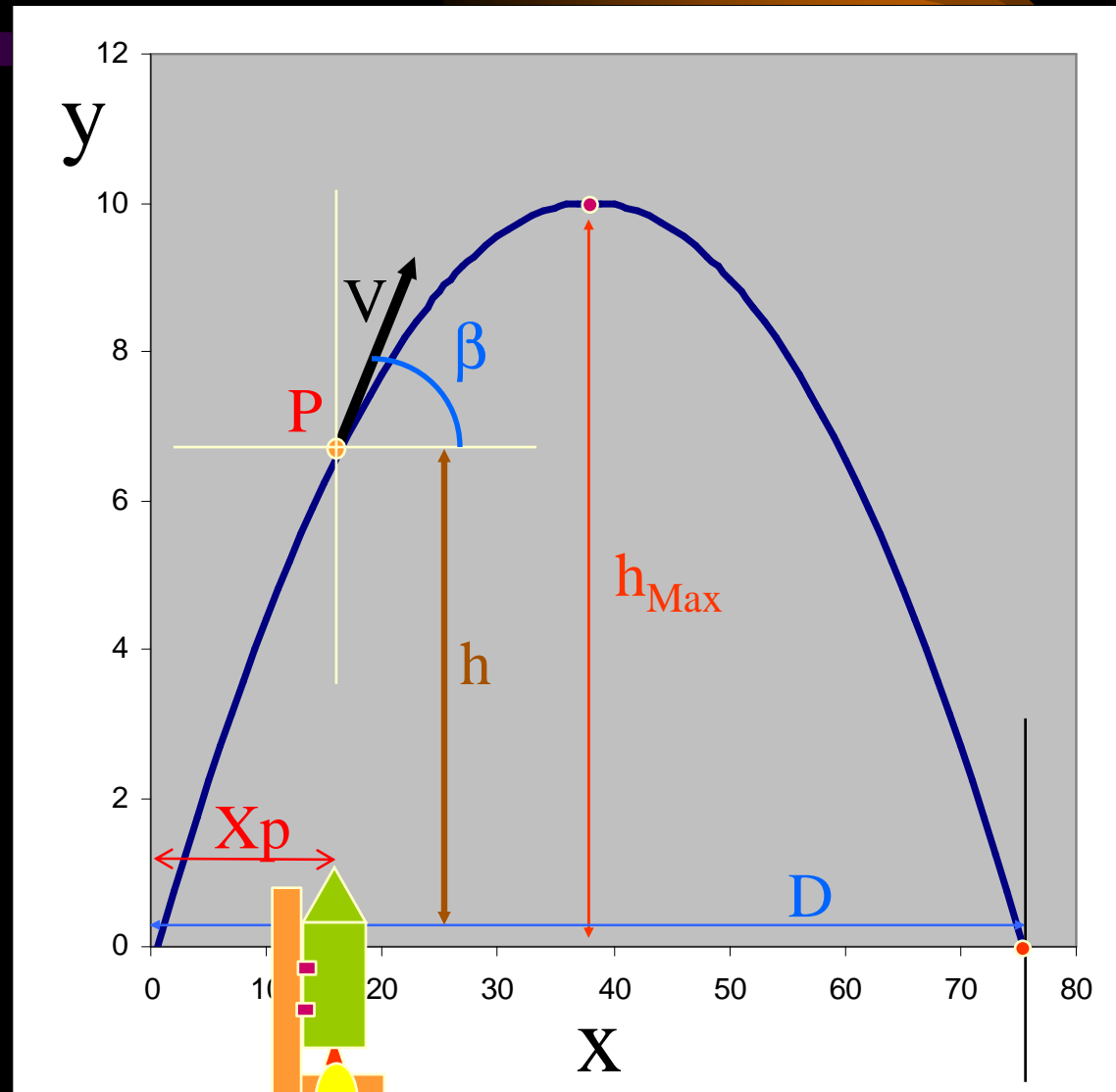


## Protocolos del lanzamiento real de un cohete misilístico

Paso (4/6):

Iniciar despegue.

Soltar los seguros cuando el cohete llegue a un empuje adecuado.



# Parábolas y proyectiles



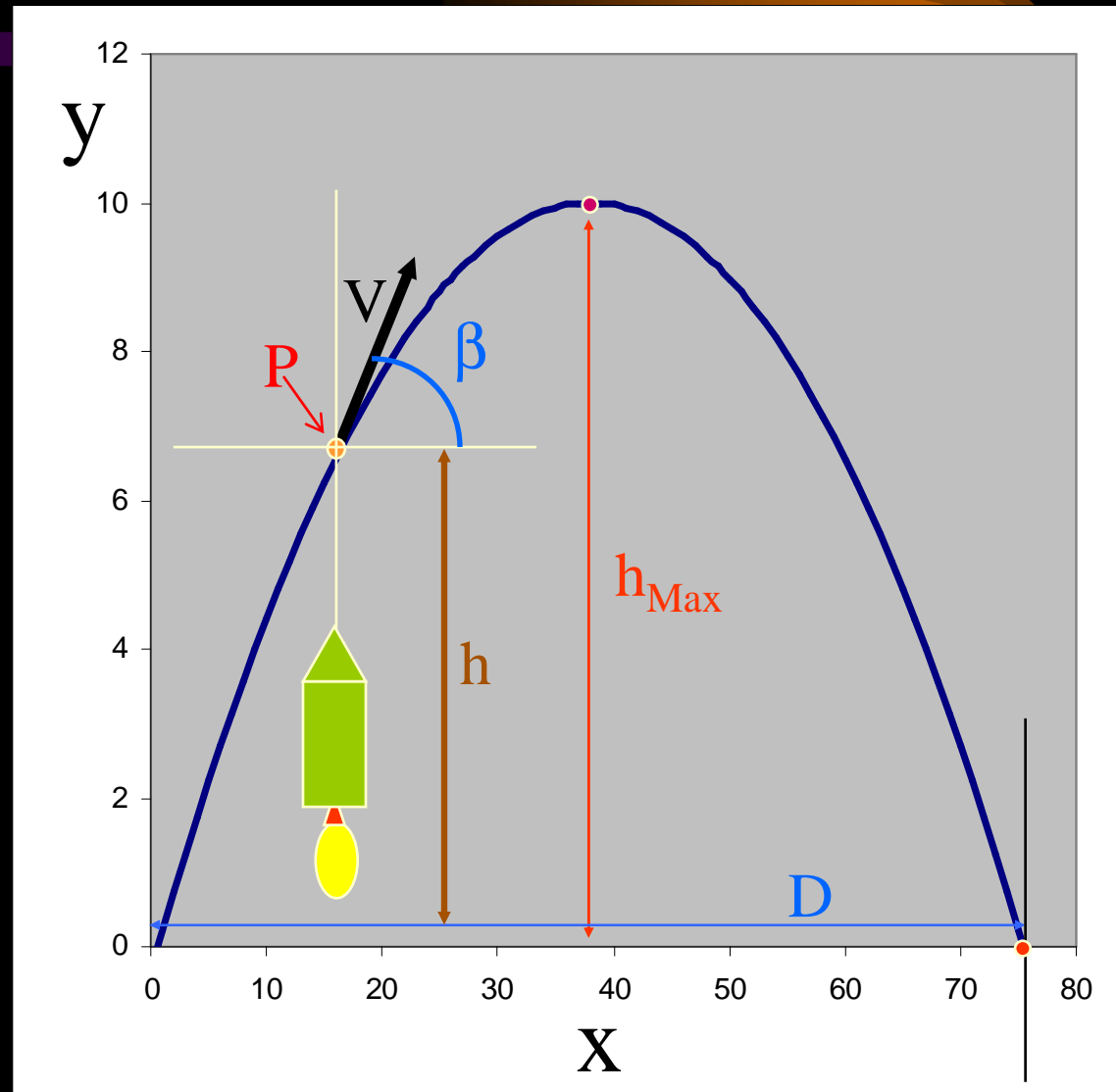
## Protocolos del lanzamiento real de un cohete misilístico

### Paso (5/6):

El cohete se eleva lentamente al principio, pero va adquiriendo velocidad de forma continua tratando de llegar a una velocidad final de  $V$  antes de llegar al punto de pivote  $P$ .  
(La aceleración se trata que sea constante.)

La vertical y el plano de la trayectoria del cohete es controlada por dos [giroscopios](#).

La velocidad es controlada por una serie de [acelerómetros](#).



# Parábolas y proyectiles



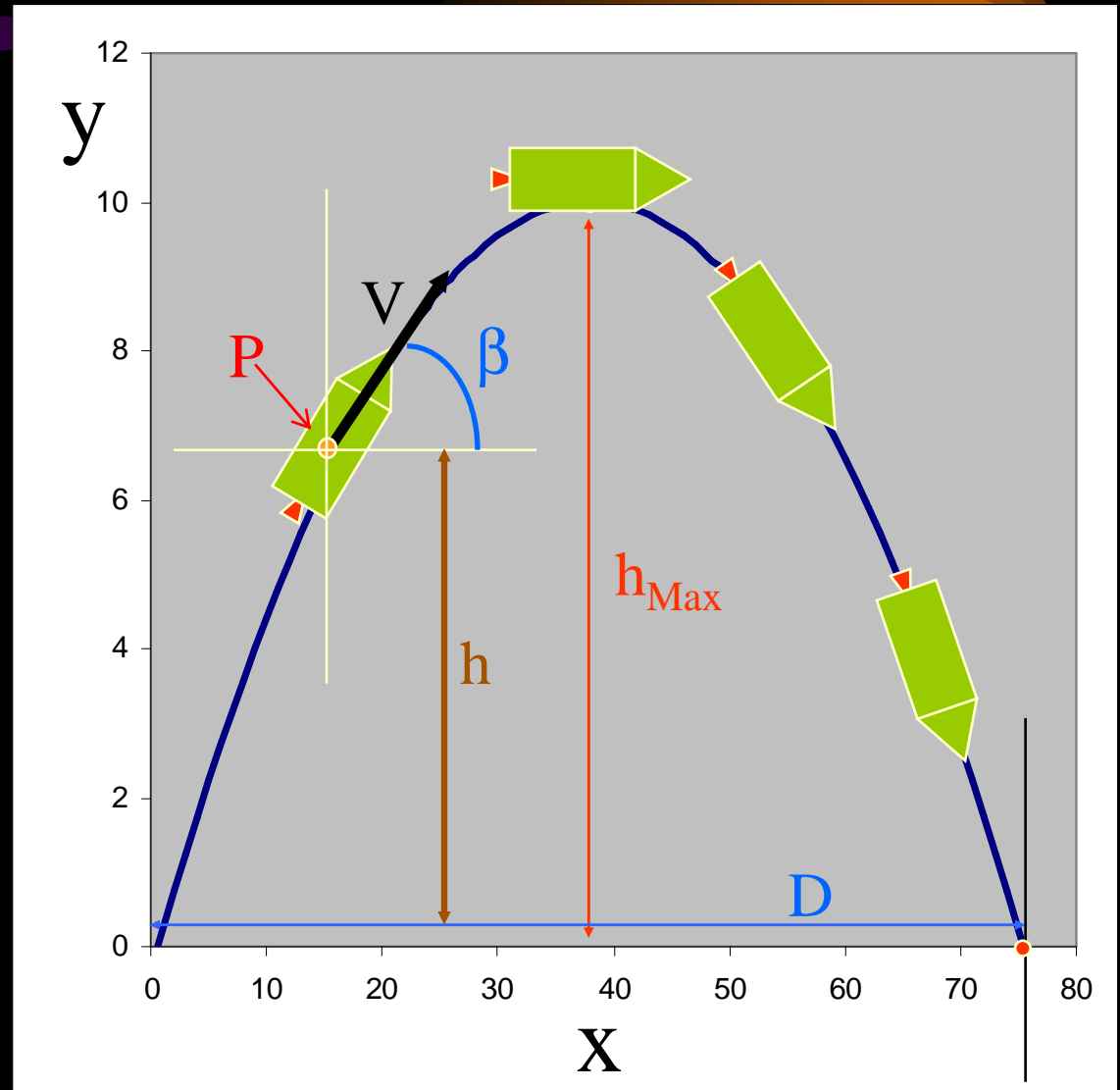
## Protocolos del lanzamiento real de un cohete misilístico

### Paso (6/6):

El cohete llega al punto de pivote P.

En este momento casi ha agotado el combustible. El cohete gira en el ángulo  $\beta$ , y se apagan las máquinas.

A partir de este momento el cohete se comporta como un misil balístico, y las leyes de la inercia lo lleva a completar la trayectoria hasta llegar a su objetivo.

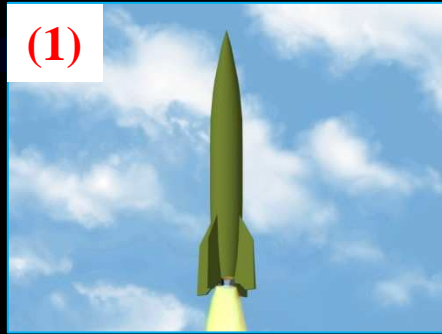


# Parábolas y proyectiles



## Protocolos del lanzamiento real de un cohete misilístico

(1)



Ignición y Despegue

(2)



Comienzo del ascenso

(3)



Aumenta la velocidad del ascenso

(4)



Después de unos 35 seg, justo antes de agotar el combustible, hace un pivote a una altura de 30-35 Km, y se inclina en un ángulo de  $40-45^\circ$ .

(5)



Se apagan los motores. El cohete avanza hacia su altura máxima.

(6)



Después de pasar por su altura máxima, el cohete comienza a caer hacia su objetivo, siguiendo una trayectoria balística.

# Parábolas y proyectiles

## Lanzamiento real de un cohete V2



El cohete está sometido a tres fuerzas principales.

$$m(t) \frac{d^2 x}{dt^2} = (F_c - F_r) \cdot \cos \beta$$

$$m(t) \frac{d^2 y}{dt^2} = (F_c - F_r) \cdot \sin \beta - m(t) \cdot g$$

$$F_c = V_e \cdot \frac{dm_p(t)}{dt}$$

$$m(t) = m_0 - \frac{dm_p(t)}{dt} \cdot t$$

$m_0$  = masa inicial del cohete

$m_p$  = masa del propelente

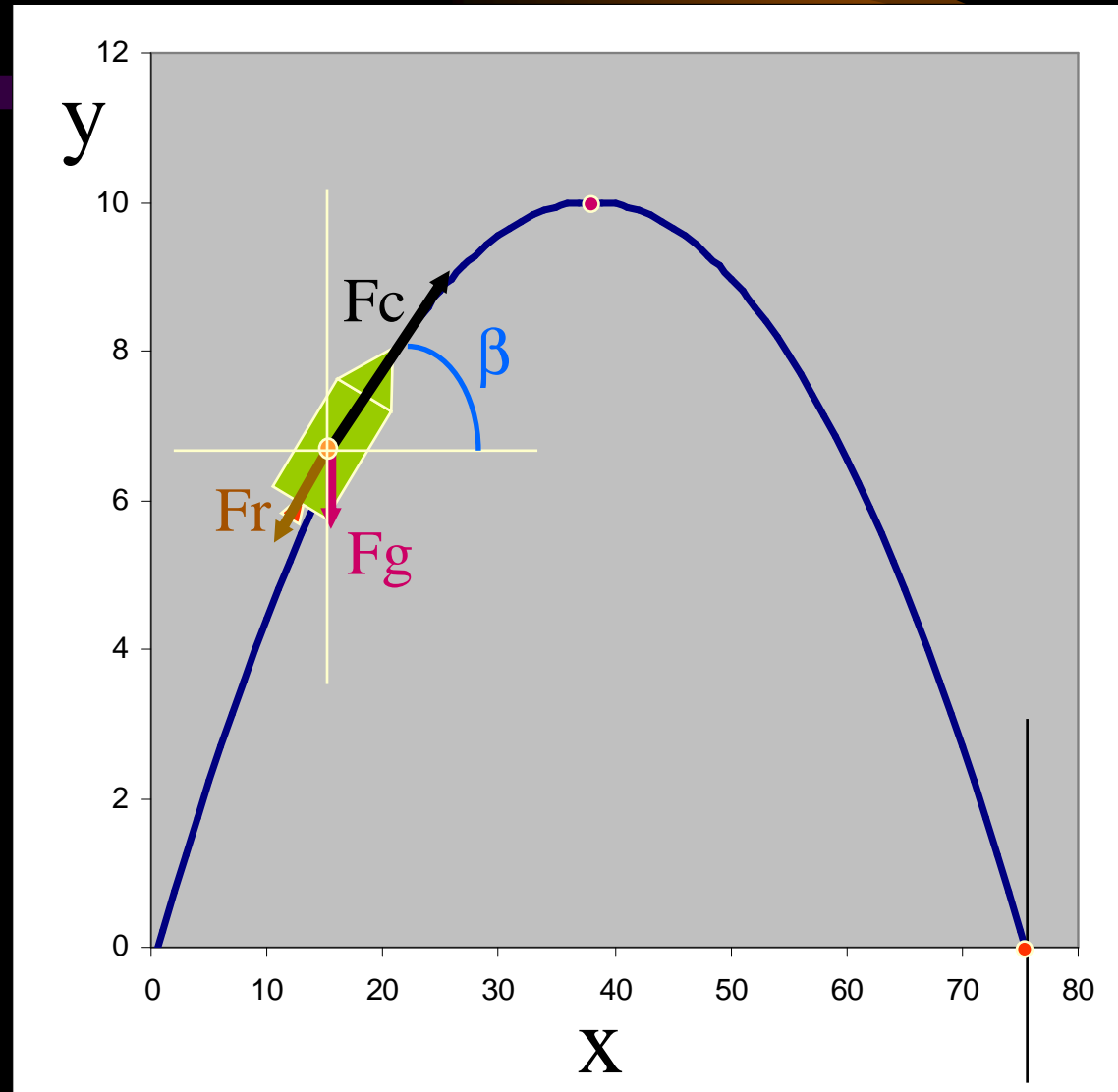
$m$  = masa remanente del cohete

$V_e$  = velocidad de gases de escape

$F_r$  = fuerza de roce atmosférico

$F_g$  = fuerza de la gravedad

$F_c$  = fuerza de impulso



# Parábolas y proyectiles



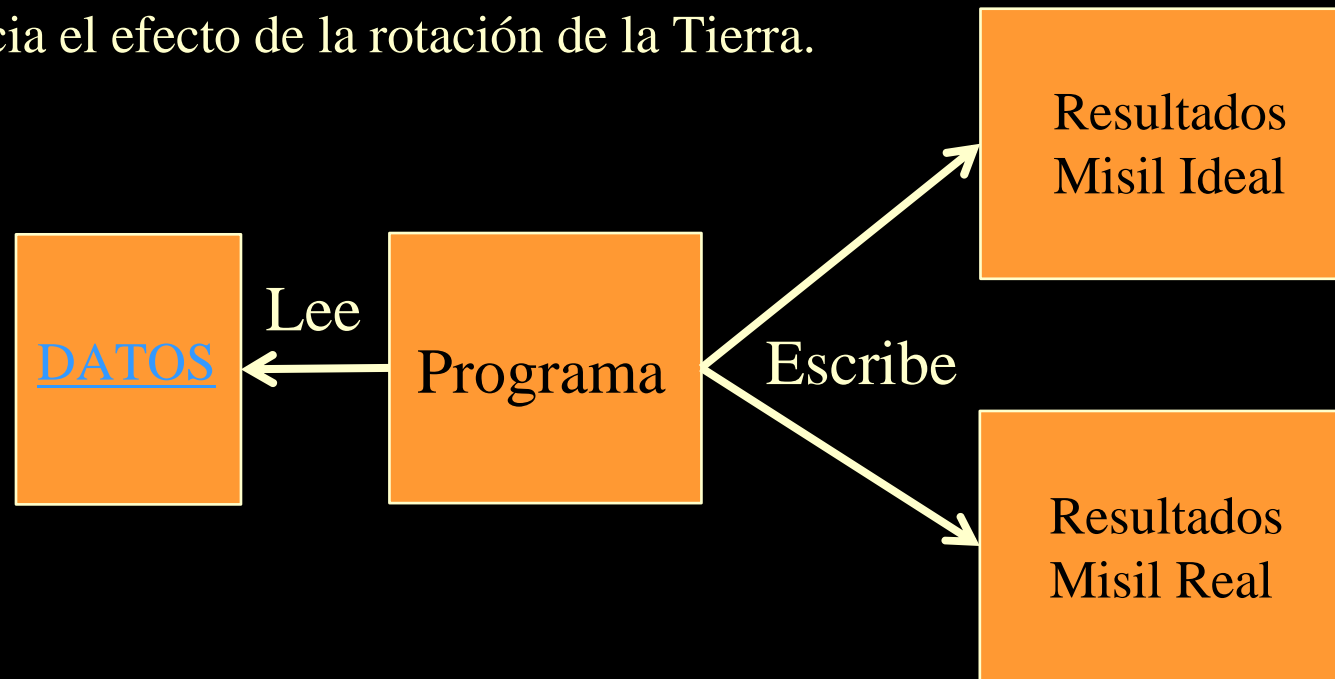
Lanzamiento real de un cohete V2

Programa MisilConRoce4 (Creado en lenguaje FORTRAN77)

Ref.: BENNETT Jr. W.; "SCIENTIFIC AND ENGINEERING PROBLEM-SOLVING WITH THE COMPUTER"  
PRENTICE-HALL (1976).

Aproximaciones del modelo:

- 1) Se asume una superficie plana de la Tierra.
- 2) Se desprecia el efecto de la rotación de la Tierra.



# Parábolas y proyectiles

Lanzamiento real de un cohete V2

Lectura datos

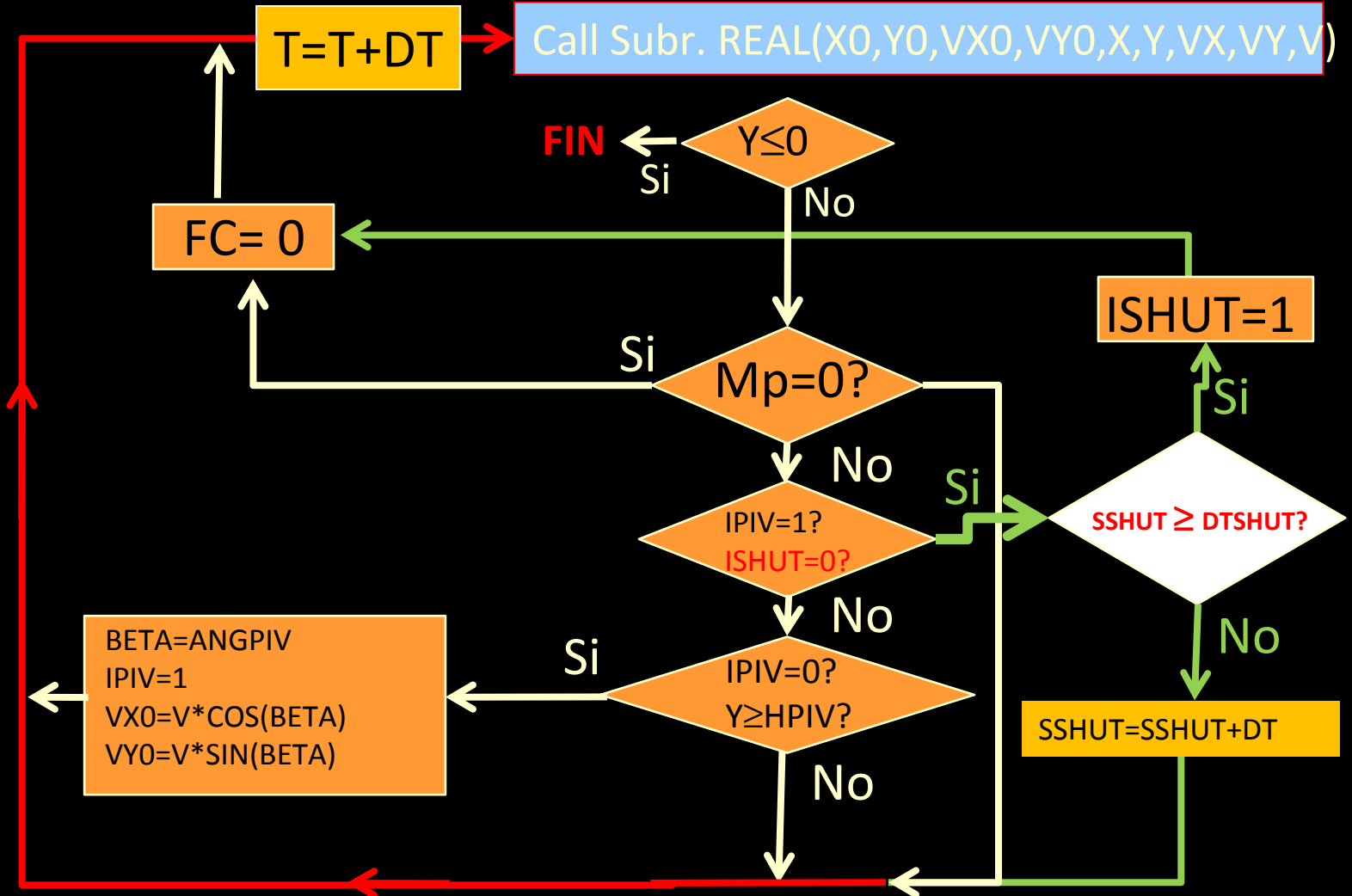
$M=M0p+M0$   
 $VMP=FC/VE$   
 $ISHUT=0$   $SSHUT=0$   
 $IPIV=0$   $BETA=90$



Call Subr. IDEAL(Xi,Yi,HPIV)

Call Subr. REAL(X0,Y0,VX0,VY0,X,Y,VX,VY,V)

Diagrama de Flujo del Programa MisilConRoce



# Parábolas y proyectiles

## Lanzamiento real de un cohete V2



**ALCANCE (D = 321 KM)**

**321.**

**ALTURA MAXIMA (HMAX = 96 KM)**

**96.**

**COORDENADA X DEL PUNTO DE  
PIVOTE (XP = 35 KM)**

**35.**

**ANGULO ASIGNADO POR USUARIO  
EN EL PUNTO DE PIVOTE**

**(PARA V2, ANGPV = 40-45(43) GRADOS)**

**43.**

**TIEMPO DESPUES DEL PIVOTE PARA  
EL APAGADO DE LOS MOTORES DEL  
COHETE (DTSHUT:SEG)**

**30.**

**MASA DEL COHETE SIN  
PROPELENTE (PARA V2, M0=3780 KG)**

**MASA INICIAL DE PROPELENTE  
(PARA V2, M0P = 8720 KG)**

**8720.**

**FUERZA DE EMPUJE DEL COHETE  
(FC = 4.3 G)**

**2.6**

**VELOCIDAD DE LOS GASES A LA  
SALIDA (3200 M/SEG)**

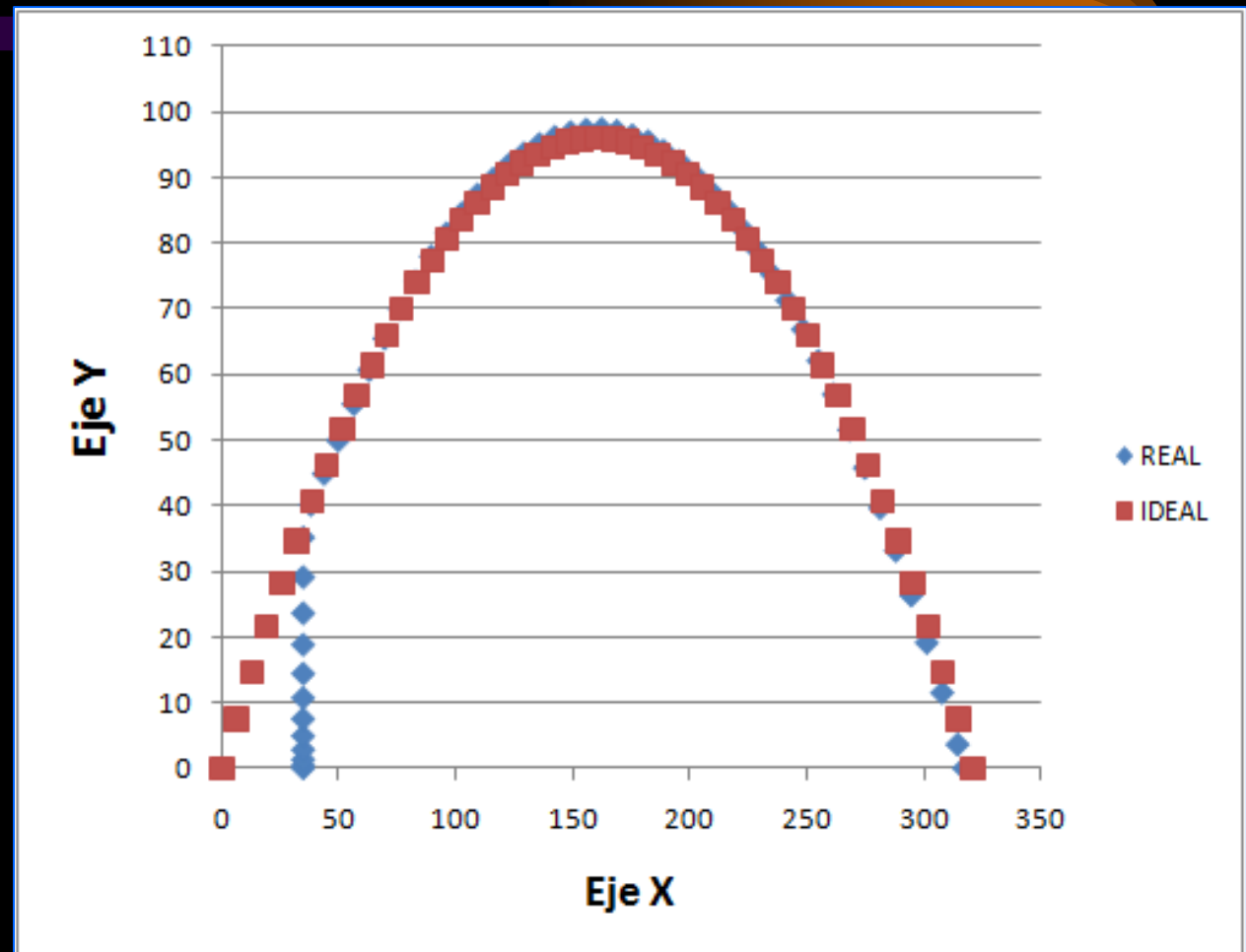
**3200.**

**ANGULO DEL CONO DEL COHETE  
(PARA V2, AC = 15 GRADOS)**

**15.**

**DIAMETRO DEL SECTOR CILINDRICO (PARA V2, DC = 1.5 m)**

**1.5**



# Parábolas y proyectiles

Lanzamiento real de un cohete V2



**SITUACION:**

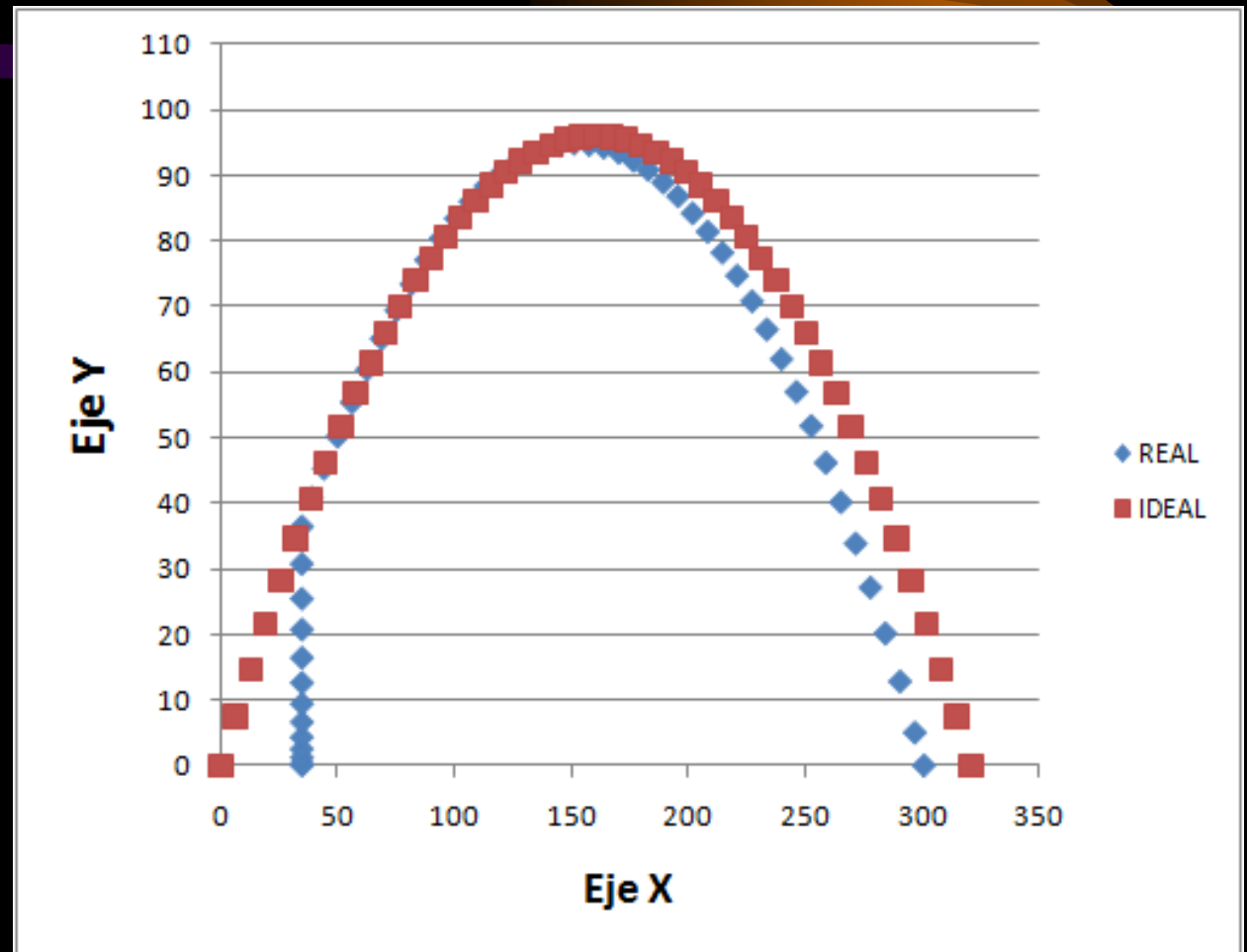
**FC < OPTIMO**

**ALCANCE (D = 321 KM)  
321.**

**ANGULO ASIGNADO POR  
USUARIO EN EL PUNTO DE  
PIVOTE (ANGPIV = 40  
GRADOS)  
40.**

**TIEMPO DESPUES DEL  
PIVOTE PARA EL APAGADO  
DE LOS MOTORES DEL  
COHETE (DTSHUT: 30 SEG)  
30.**

**FUERZA DE EMPUJE DEL  
COHETE (FC = 2.6 G)  
2.4**



# Parábolas y proyectiles

## Lanzamiento real de un cohete V2



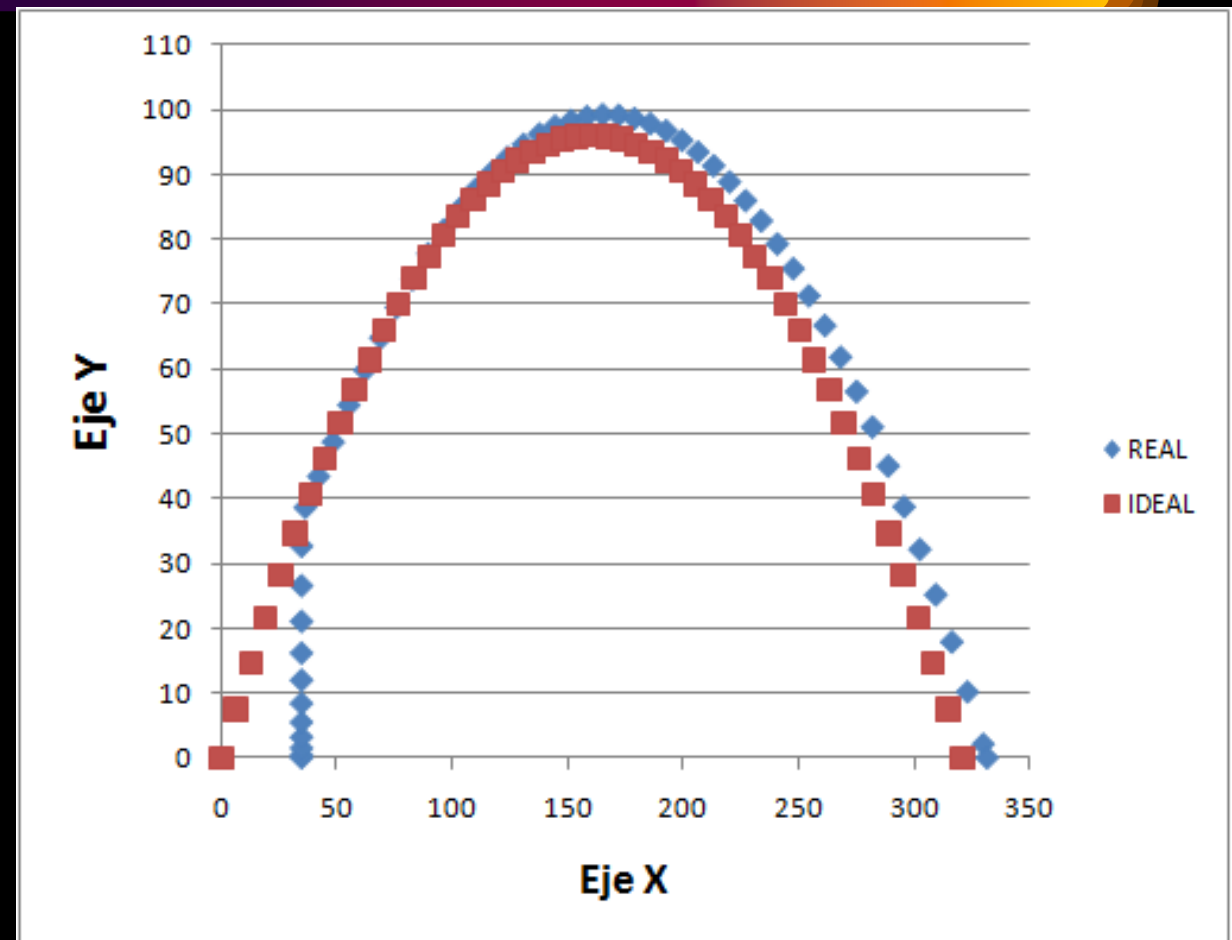
**SITUACION:  
FC > OPTIMO**

**ALCANCE (D = 321 KM)  
321.**

**ANGULO ASIGNADO POR  
USUARIO EN EL PUNTO DE  
PIVOTE (ANGPIV = 40  
GRADOS)  
40.**

**TIEMPO DESPUES DEL  
PIVOTE PARA EL APAGADO  
DE LOS MOTORES DEL  
COHETE (DTSHUT: 30 SEG)  
30.**

**FUERZA DE EMPUJE DEL  
COHETE (FC = 2.6 G)  
2.8**



# Parábolas y proyectiles

Lanzamiento real de un cohete V2



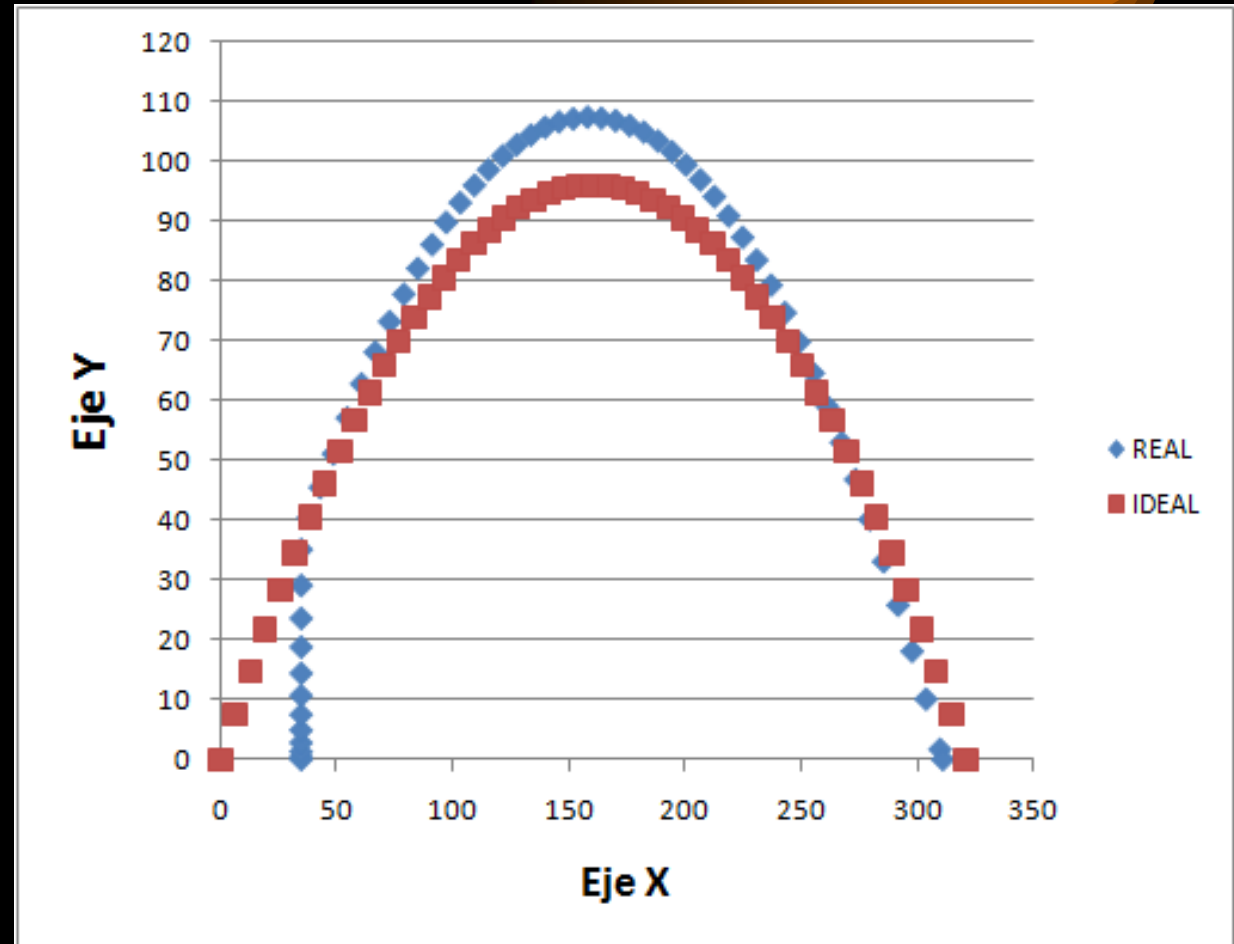
**SITUACION:  
ANGPIV > OPTIMO**

**ALCANCE (D = 321 KM)  
321.**

**ANGULO ASIGNADO POR  
USUARIO EN EL PUNTO DE  
PIVOTE (ANGPIV = 40  
GRADOS)  
45.**

**TIEMPO DESPUES DEL  
PIVOTE PARA EL APAGADO  
DE LOS MOTORES DEL  
COHETE (DTSHUT: 30 SEG)  
30.**

**FUERZA DE EMPUJE DEL  
COHETE (FC = 2.6 G)  
2.6**



# Parábolas y proyectiles

## Lanzamiento real de un cohete V2



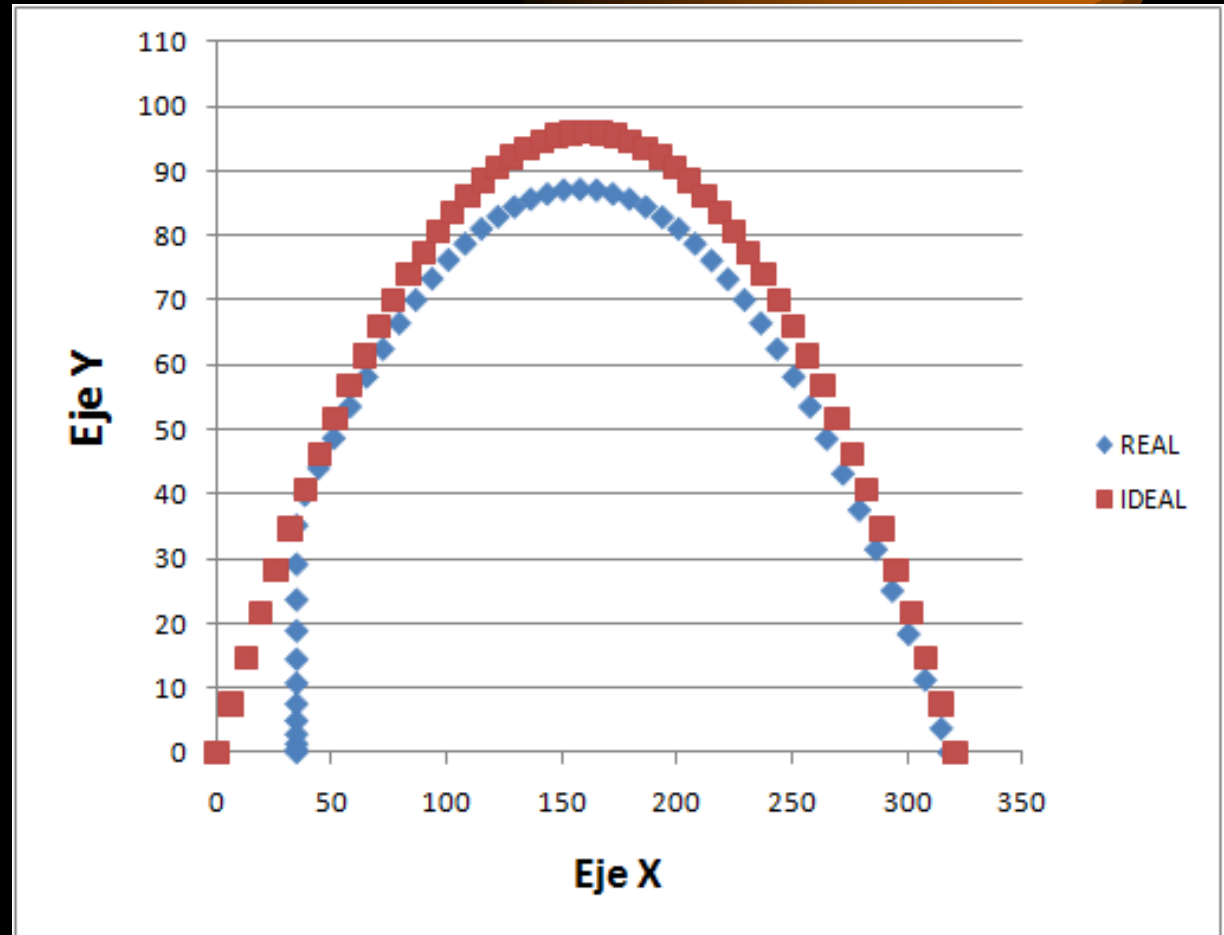
**SITUACION:  
ANGPIV < OPTIMO**

**ALCANCE (D = 321 KM)  
321.**

**ANGULO ASIGNADO POR  
USUARIO EN EL PUNTO DE  
PIVOTE (ANGPIV = 40  
GRADOS)  
35.**

**TIEMPO DESPUES DEL  
PIVOTE PARA EL APAGADO  
DE LOS MOTORES DEL  
COHETE (DTSHUT: 30 SEG)  
30.**

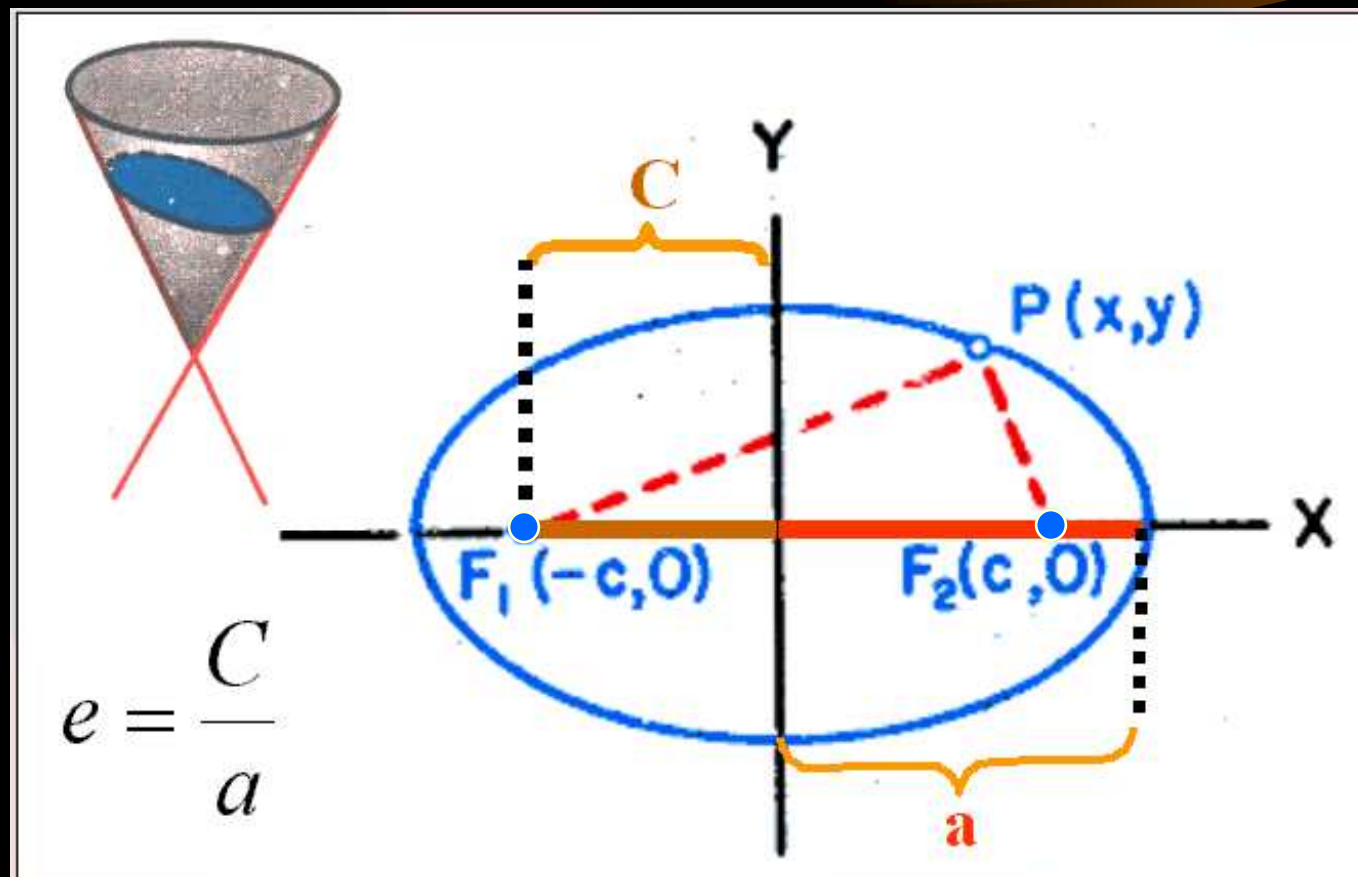
**FUERZA DE EMPUJE DEL  
COHETE (FC = 2.6 G)  
2.6**



# Elipses y proyectiles



- Elipse



# Elipses y proyectiles

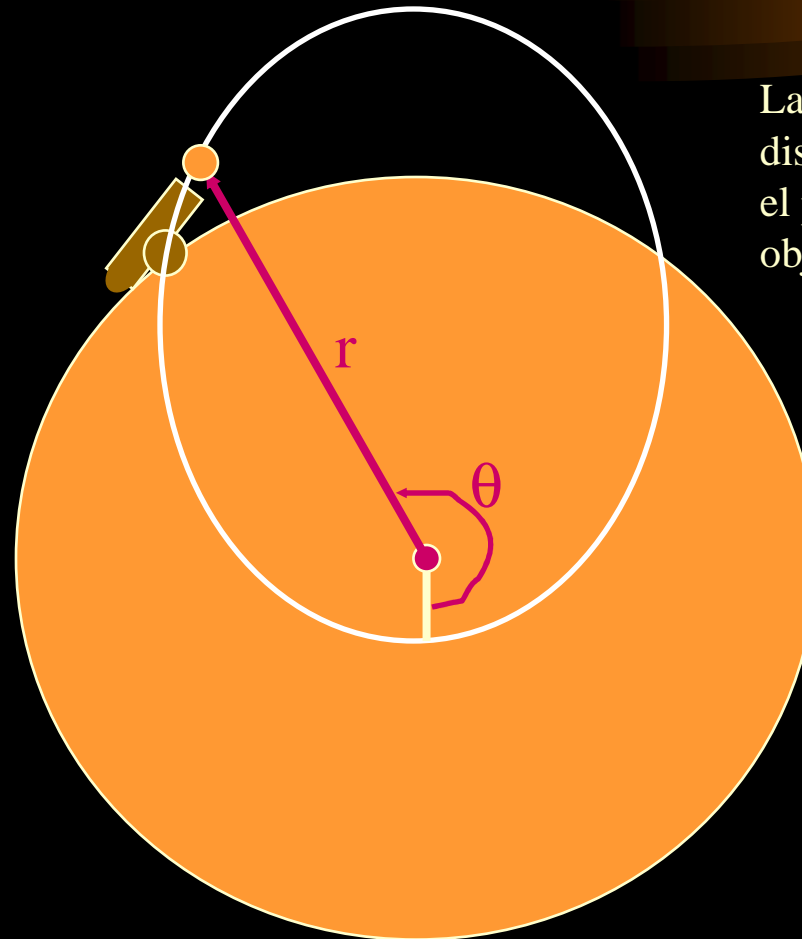


## Orbitas elípticas

$$V^2 = (G \cdot M_T) \cdot \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)$$

$$r = \frac{e \cdot p}{(1 + e \cdot \cos \theta)}$$

$$p = \frac{q(e+1)}{e}$$



La elipse se aplica cuando las distancias son grandes entre el punto de lanzamiento y el objetivo.



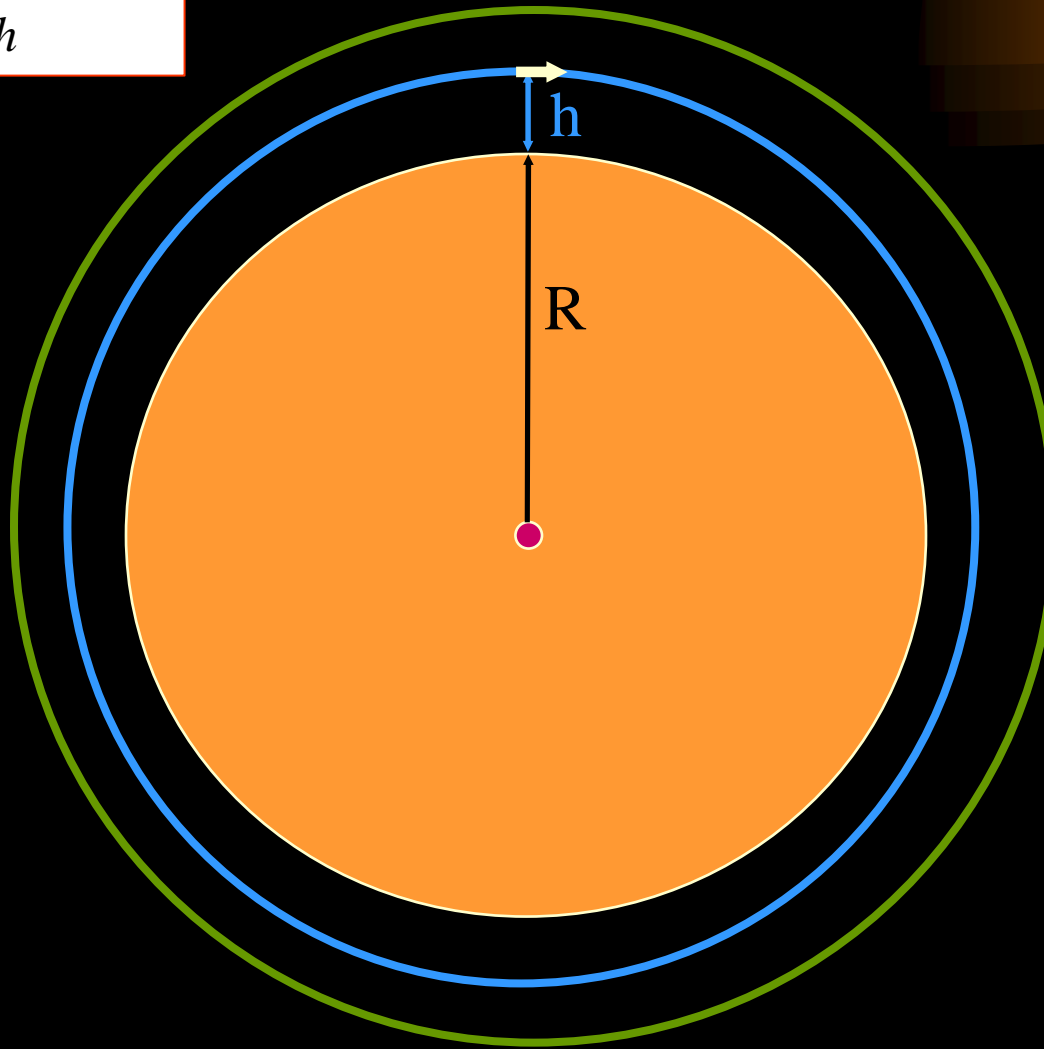
## Orbitas circunferenciales

*Circunferencia*

$$V = \sqrt{(G \cdot M_T) / r_0}$$

$$r_0 = R + h$$

# *Elipses y proyectiles*



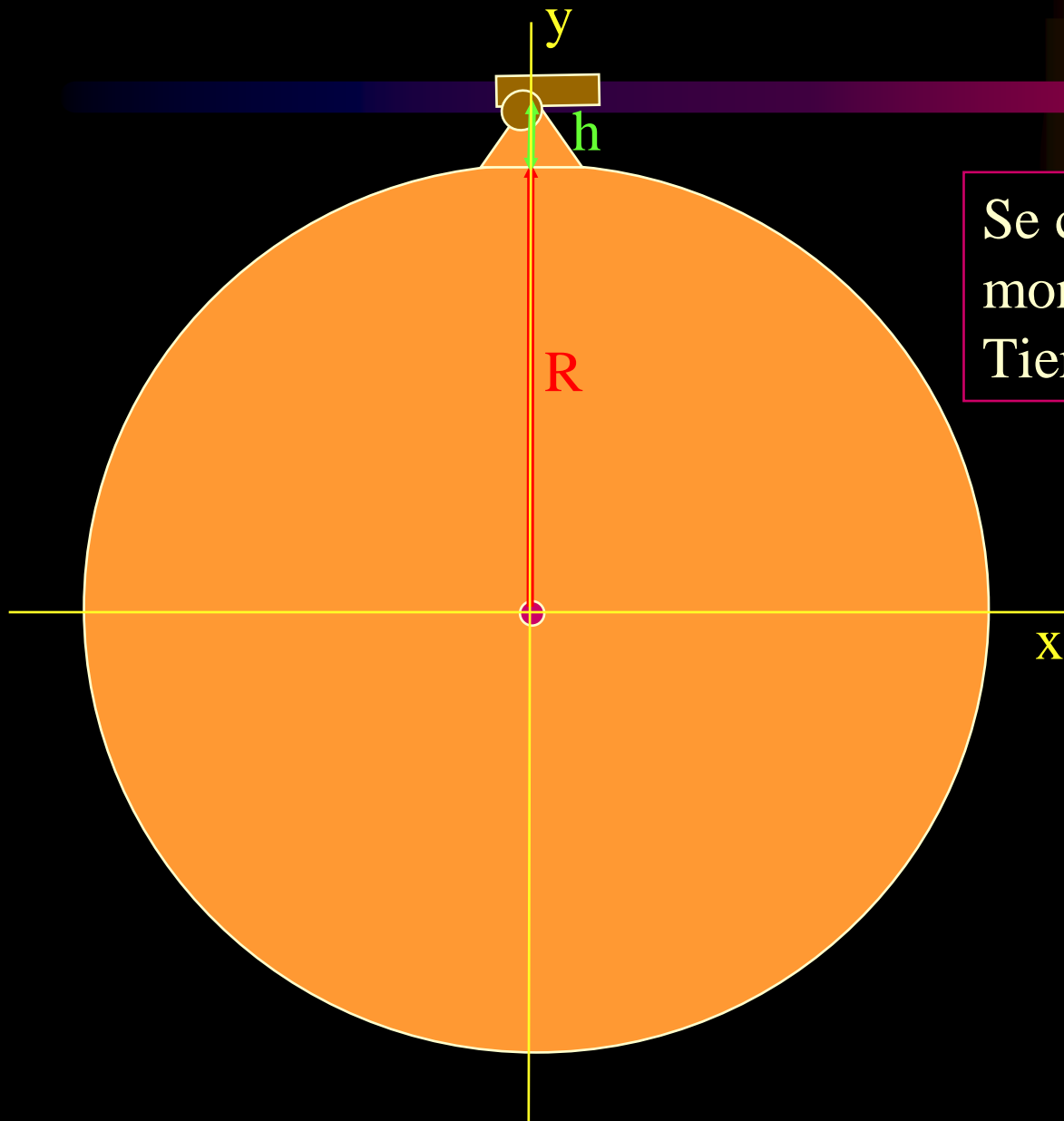
Existen también las trayectorias circunferenciales. Dependiendo de la velocidad final del vehículo se pueden acceder a distintos tipos de trayectorias circunferenciales.

Relación entre velocidad y el tipo de órbita.



# *Elipses y proyectiles*

El satélite de Newton.



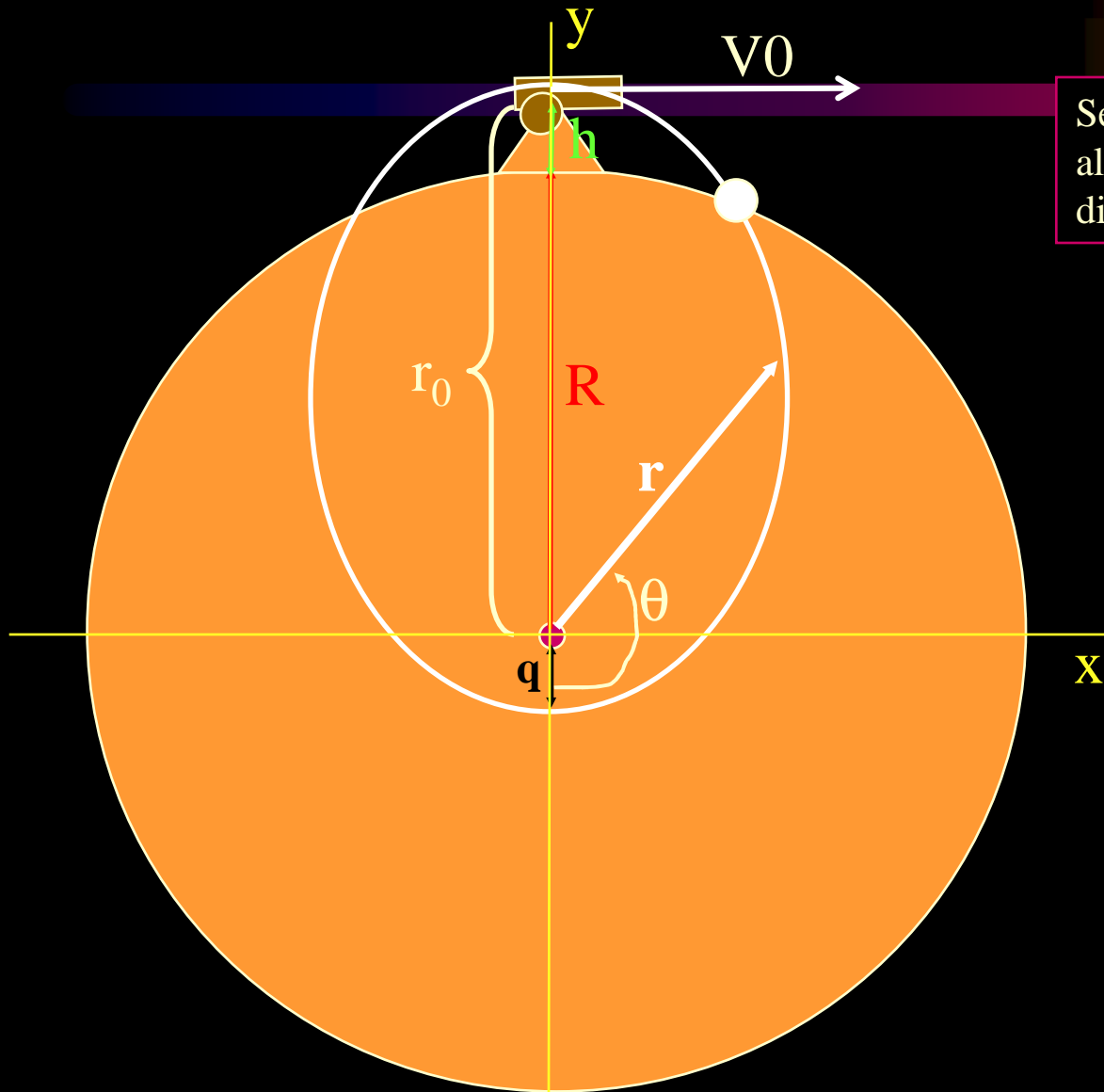
Se coloca un cañón en la montaña más alta de la Tierra (altura =  $h$ ).

# Relación entre velocidad y el tipo de órbita. *Elipses*

## El satélite de Newton.

# *y proyectiles*

Se coloca un cañón en la montaña más alta de la Tierra, y se disparan misiles a diferentes velocidades iniciales  $V_0$ .



$$V^2 = (G \cdot M_T) \cdot \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)$$

$$r_0 = R + h$$

$$\frac{1}{a} = \frac{2}{r_0} - \frac{V_0^2}{G \cdot M_T}$$

$$H = -y_0 \cdot V_{x_0} = -r_0 \cdot V_0$$

$$e = \sqrt{1 - \left( \frac{H^2}{G \cdot M_T \cdot a} \right)}$$

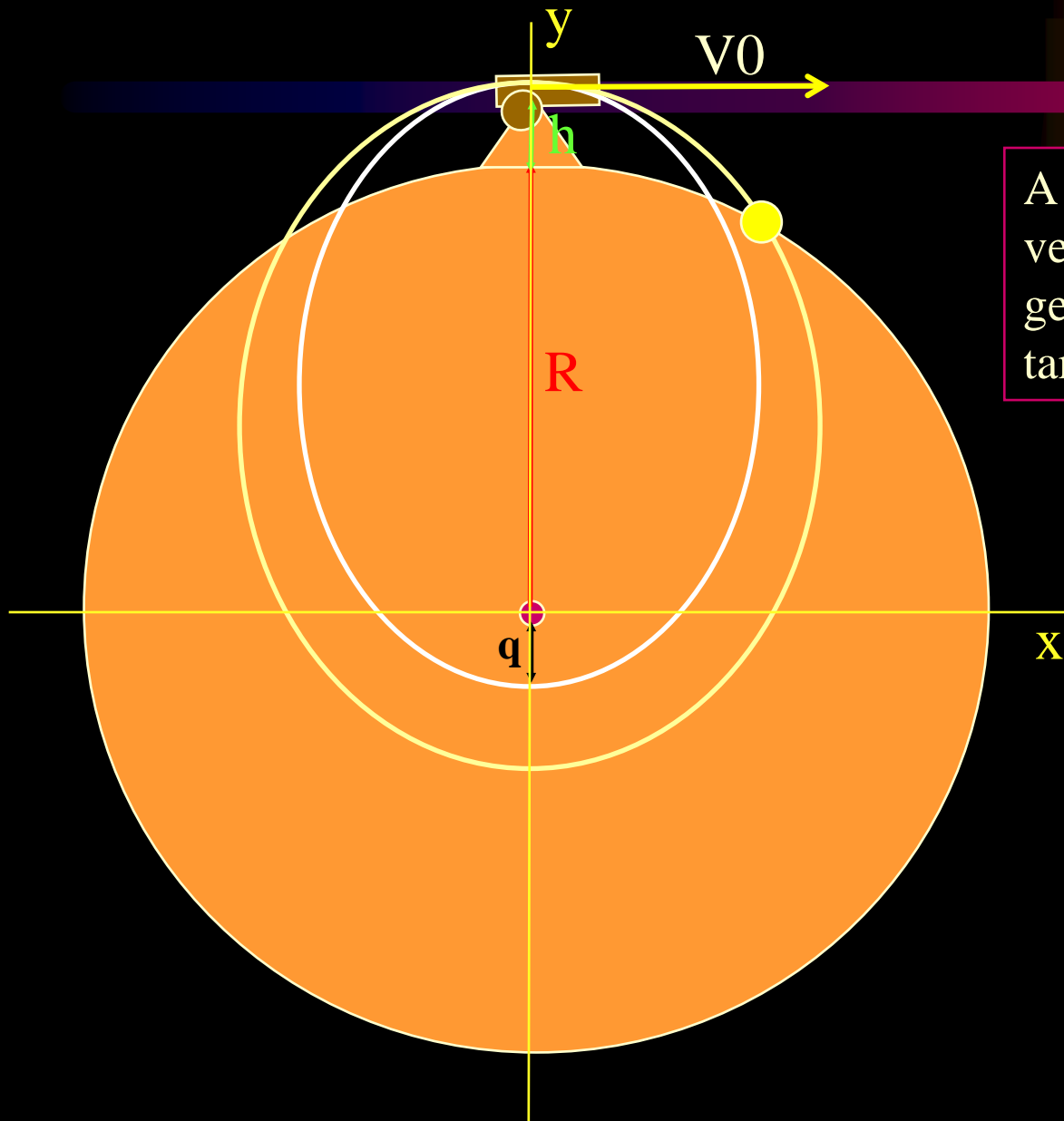
$$q = a \cdot (1 - e)$$

$$p = \frac{q(e+1)}{e}$$

$$r = \frac{e \cdot p}{(1 + e \cdot \cos \theta)}$$

# Relación entre velocidad y el tipo de órbita. *Elipses* El satélite de Newton.

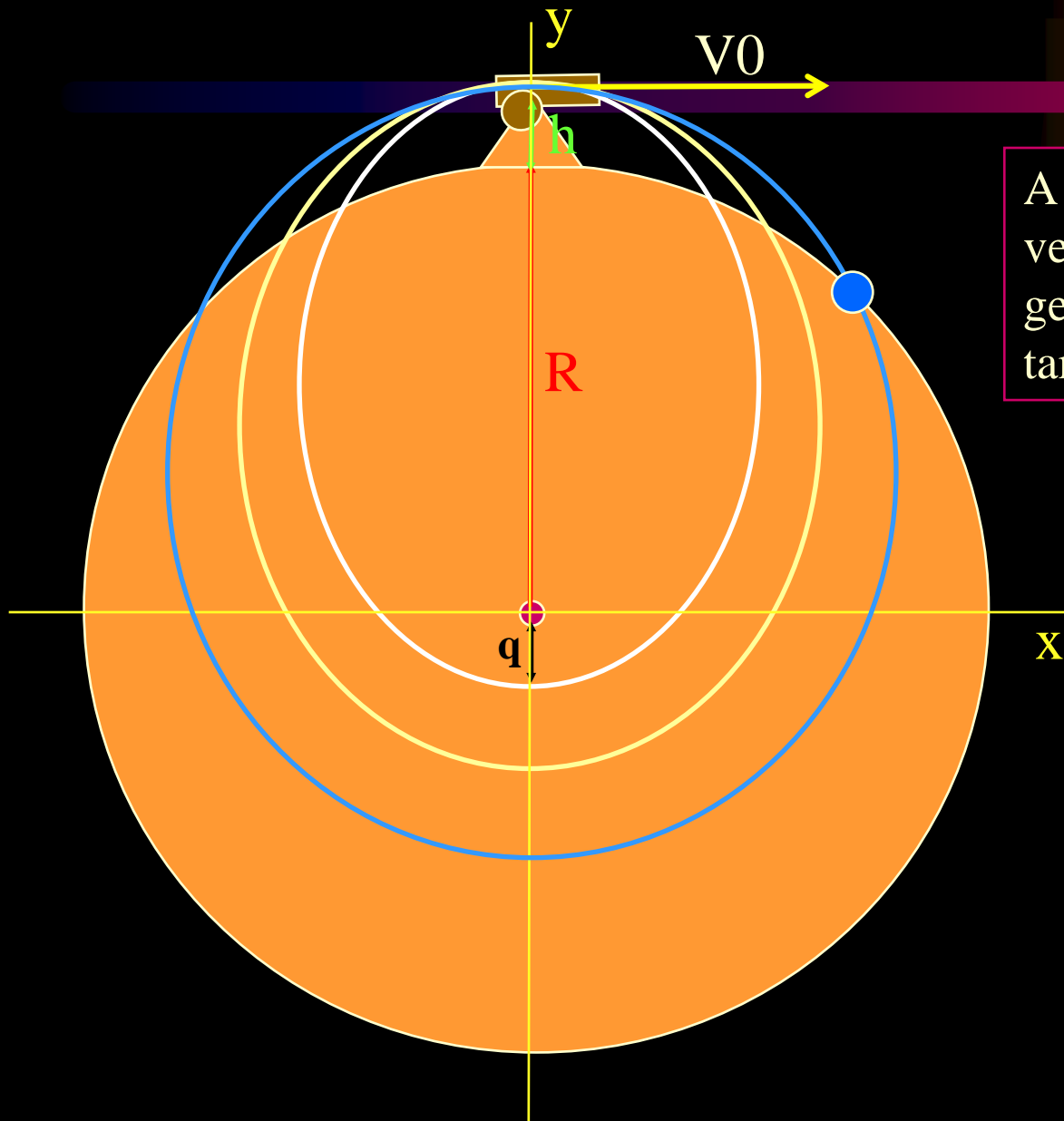
## *y proyectiles*



A medida que aumenta la velocidad  $V_0$  del misil se generan elipses de mayor tamaño.

# Relación entre velocidad y el tipo de órbita. *Elipses y proyectiles*

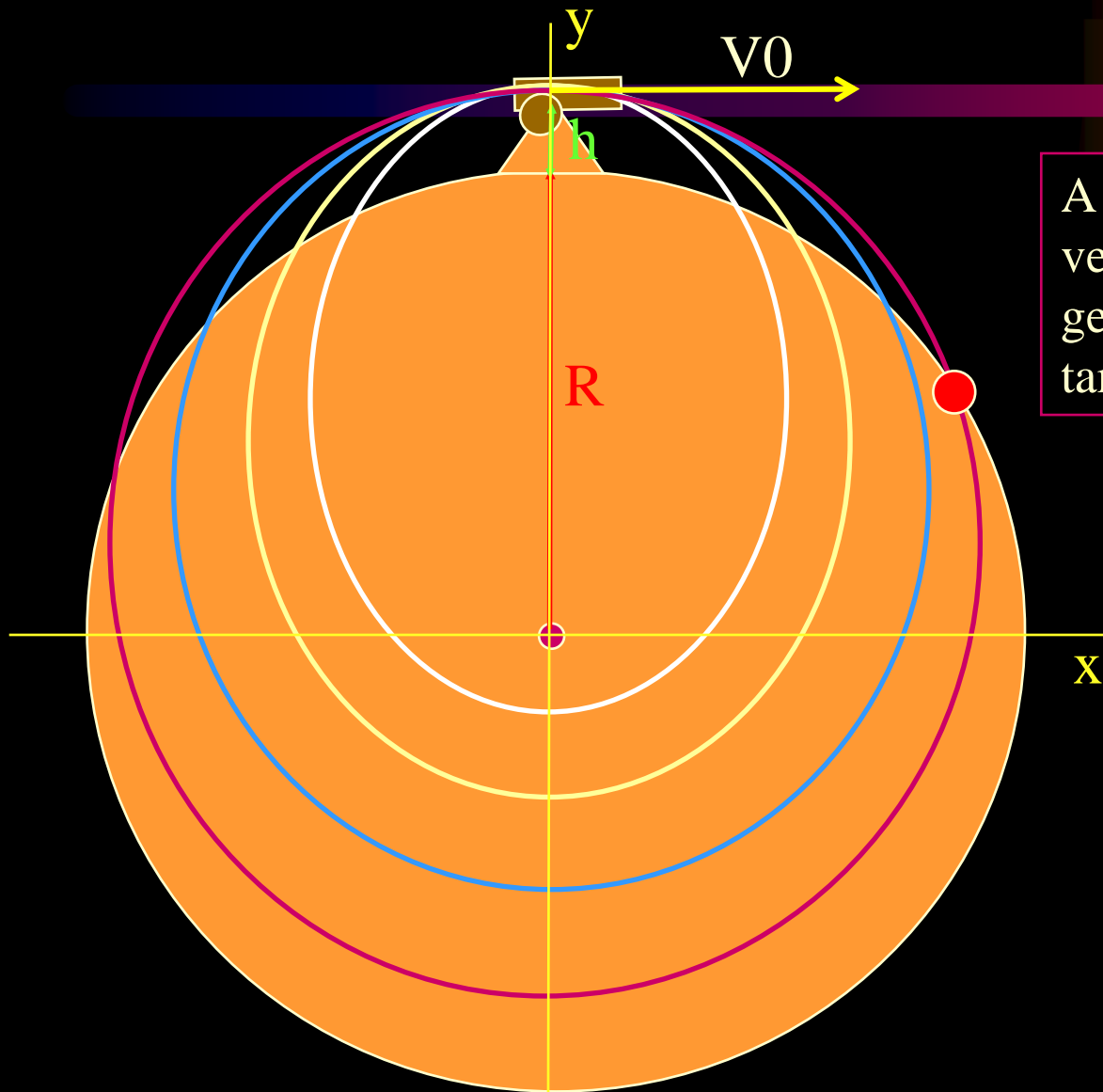
## El satélite de Newton.



A medida que aumenta la velocidad  $V_0$  del misil se generan elipses de mayor tamaño.

# Relación entre velocidad y el tipo de órbita. *Elipses* El satélite de Newton.

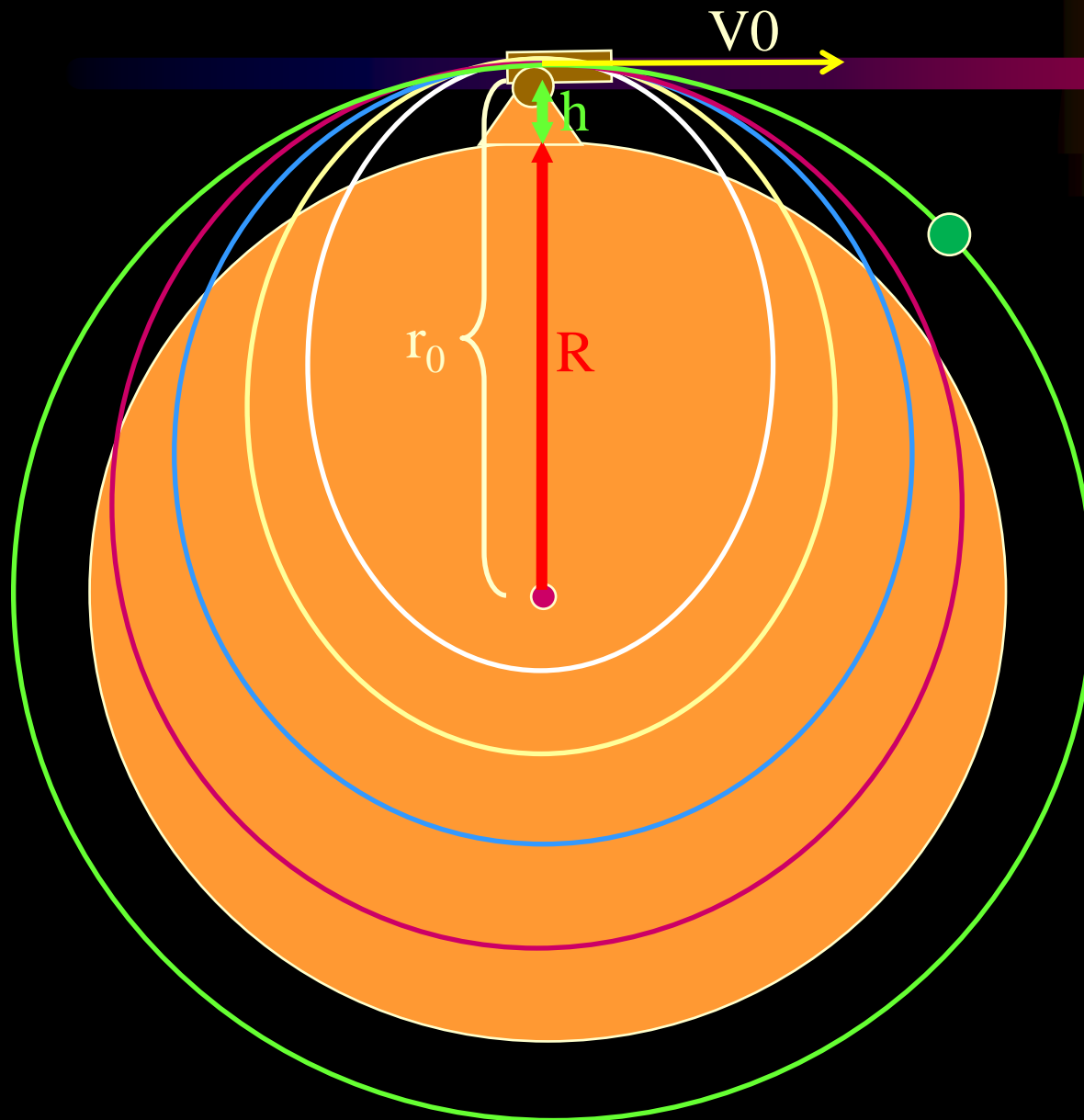
## *y proyectiles*



A medida que aumenta la velocidad  $V_0$  del misil se generan elipses de mayor tamaño.

# Relación entre velocidad y el tipo de órbita. *Elipses* El satélite de Newton.

## *y proyectiles*



Finalmente hay una velocidad  $V_0$  tal que el misil logra ponerse en órbita circunferencial y convertirse en un satélite artificial de la Tierra.

*Circunferencia*

$$V_0 = \sqrt{(G \cdot M_T) / r_0}$$

$$r_0 = R + h$$



Si se sigue aumentando la velocidad  $V_0$  del misil, comienzan a generarse órbitas elípticas nuevamente y ahora  $r_0 = q = R+h$ .

$$V^2 = (G \cdot M_T) \cdot \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)$$

$$r_0 = q = R + h$$

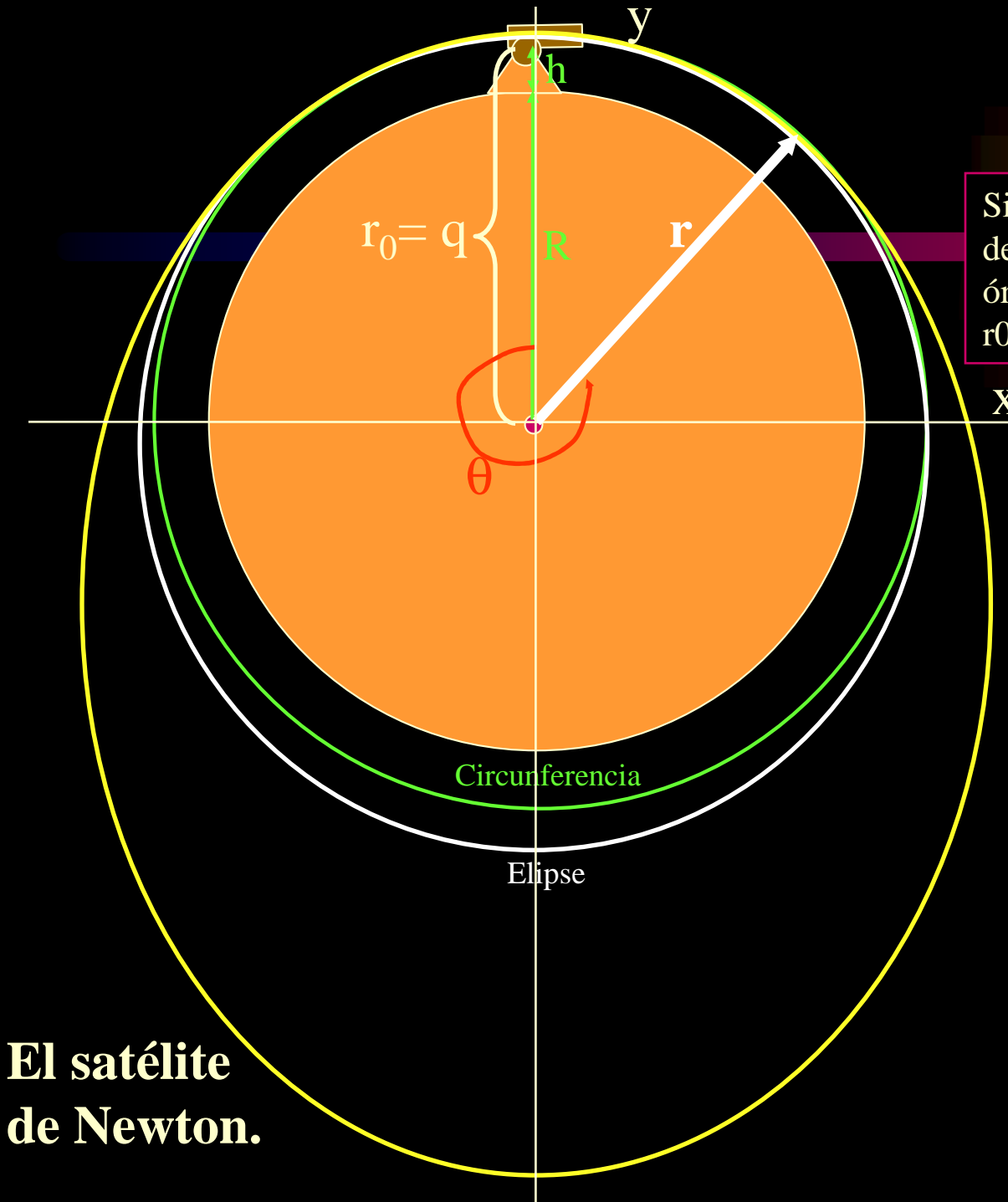
$$\frac{1}{a} = \frac{2}{r_0} - \frac{V_0^2}{G \cdot M_T}$$

$$H = -y_0 \cdot V_{x_0} = -r_0 \cdot V_0$$

$$e = \sqrt{1 - \left( \frac{H^2}{G^2 \cdot M_T \cdot a} \right)}$$

$$p = \frac{q(e+1)}{e}$$

$$r = \frac{e \cdot p}{(1 + e \cdot \cos \theta)}$$



**El satélite de Newton.**

Parábola :

$$V = \sqrt{2 \cdot G \cdot M_T / r_0}$$

$$r_0 = q = R + h$$

$$H = -y_0 \cdot Vx_0 = -r_0 \cdot V_0$$

$$q = \frac{H^2}{2 \cdot G \cdot M_T}$$

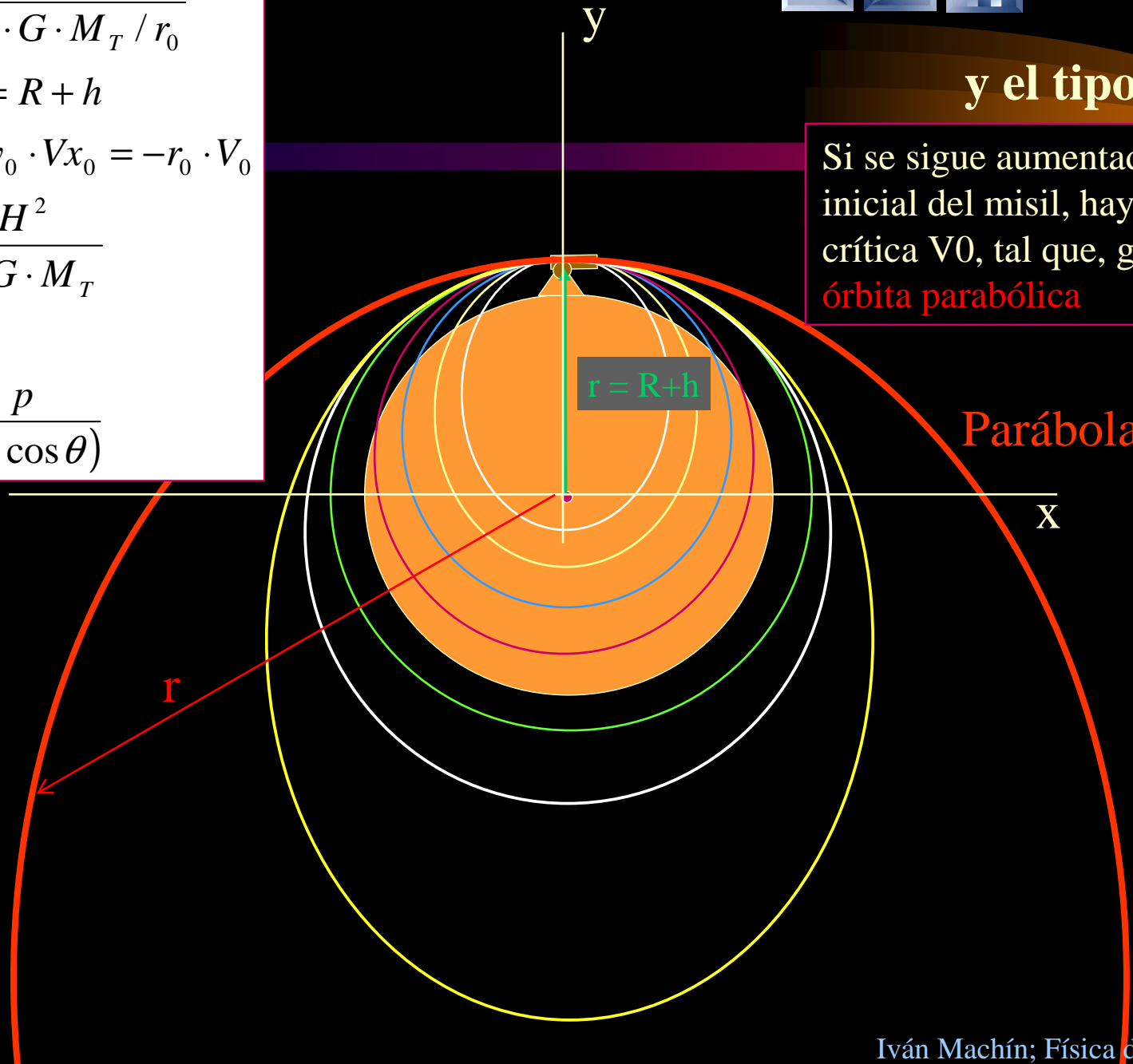
$$p = 2q$$

$$r = \frac{p}{(1 + \cos \theta)}$$



## Relación entre velocidad y el tipo de órbita.

Si se sigue aumentando la velocidad inicial del misil, hay una velocidad crítica  $V_0$ , tal que, genera una **órbita parabólica**



Hipérbola :

$$V^2 = (G \cdot M_T) \cdot \left( \frac{2}{r} + \frac{1}{a} \right)$$

$$r_0 = q = R + h$$

$$\frac{1}{a} = \frac{V_0^2}{G \cdot M_T} - \frac{2}{r_0}$$

$$H = x_0 \cdot Vy_0 - y_0 \cdot Vx_0$$

$$e = \sqrt{1 + \left( \frac{H^2}{G^2 \cdot M_T \cdot a} \right)}$$

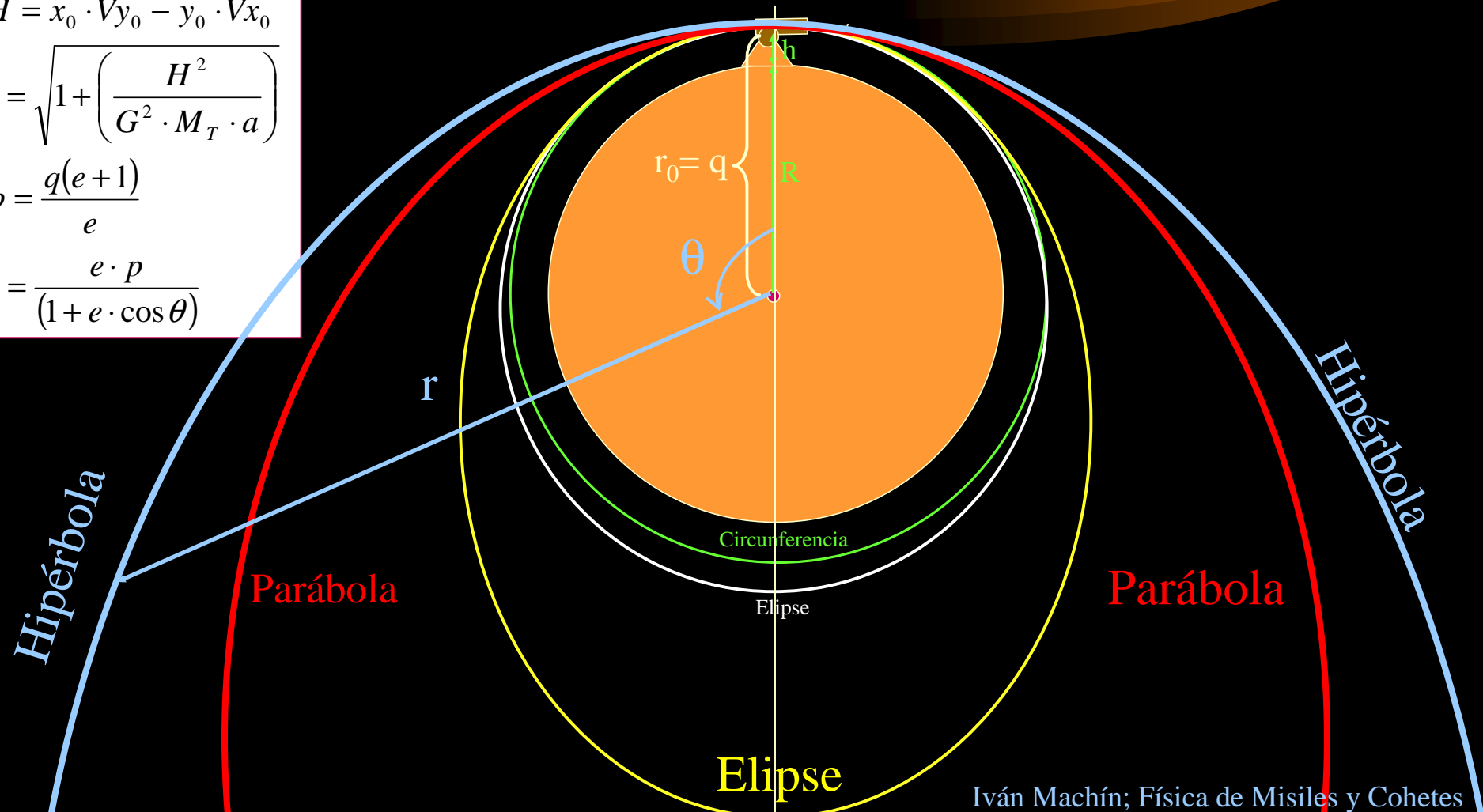
$$p = \frac{q(e+1)}{e}$$

$$r = \frac{e \cdot p}{(1 + e \cdot \cos \theta)}$$



## Relación entre velocidad y el tipo de órbita.

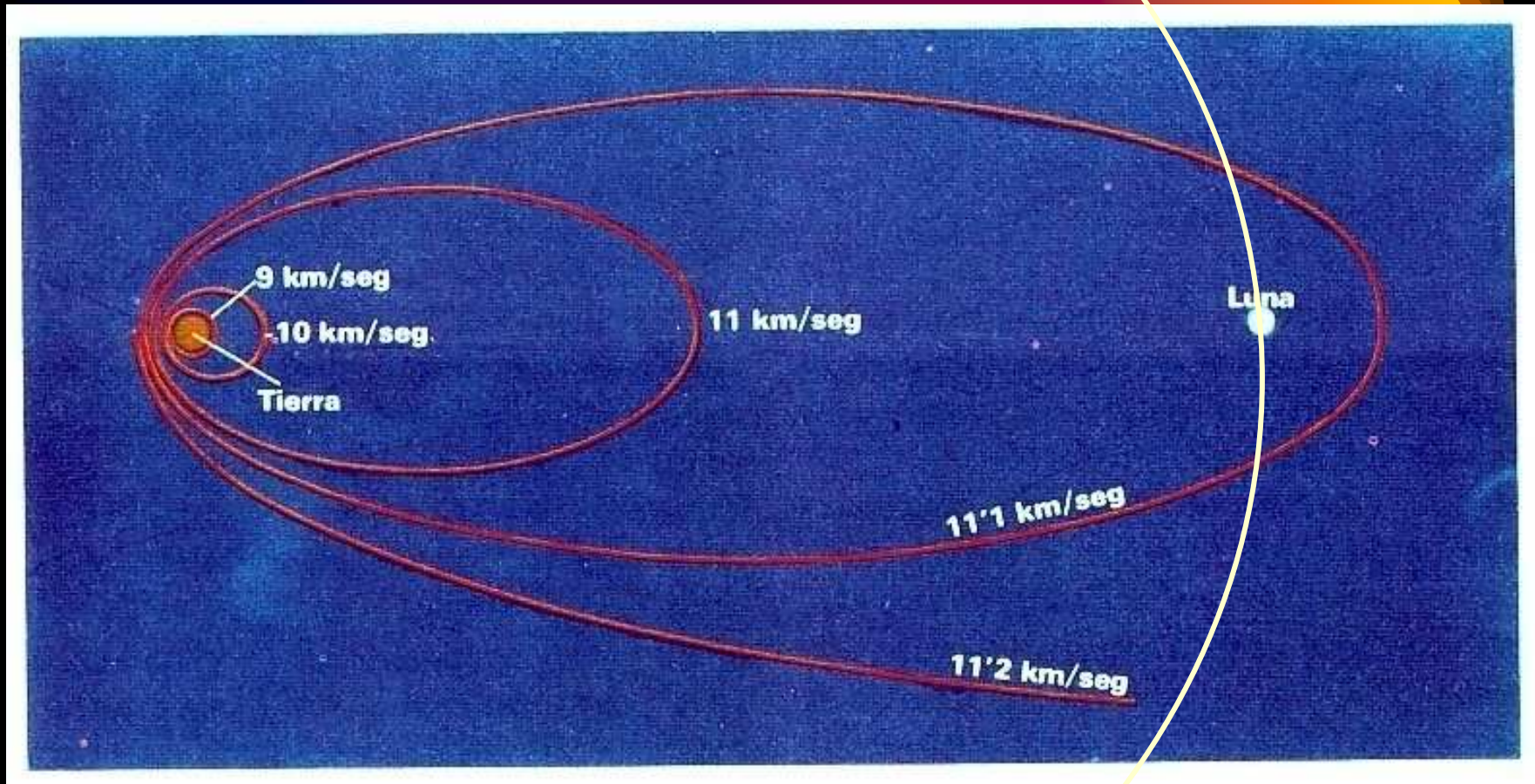
Si se sigue aumentando la velocidad inicial del misil, hay una velocidad crítica  $V_0$ , tal que, genera una órbita hiperbólica.





# *Elipses y proyectiles*

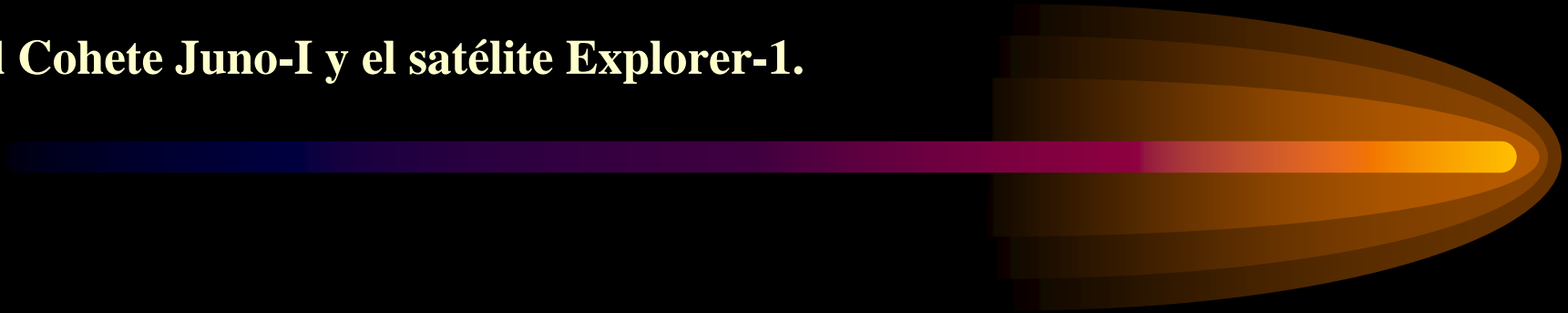
Relación entre velocidad y el tipo de órbita.



## Protocolos del lanzamiento de un satélite.



### El Cohete Juno-I y el satélite Explorer-1.



El año 1955 fue crucial para los vuelos espaciales. Proclamado por la comunidad científica internacional como año geofísico internacional, tanto la Unión Soviética como los Estados Unidos anunciaron su voluntad de lanzar satélites artificiales.

# Protocolos del lanzamiento de un satélite.



## El Cohete Juno-I y el satélite Explorer-1.

La Unión Soviética pensó utilizar como cohetes espaciales sus grandes misiles balísticos intercontinentales.

Los EE.UU., al no poseer misiles de la potencia de los rusos, prepararon el Proyecto Vanguard. La idea era emplear un cohete a combustible líquido ya existente, el Viking, como primera sección y, como segunda y tercera, pequeños cohetes a combustible sólido.

Pero había demasiada prisa y este proyecto fue un desastre y para el **4 de octubre de 1957** los rusos pusieron en órbita el Sputnik 1, un satélite artificial con un peso de 184 libras que realizaba una vuelta alrededor de la Tierra cada 95 minutos. El cohete empleado por los soviéticos había sido un misil balístico oportunamente readaptado.

# Protocolos del lanzamiento de un satélite.



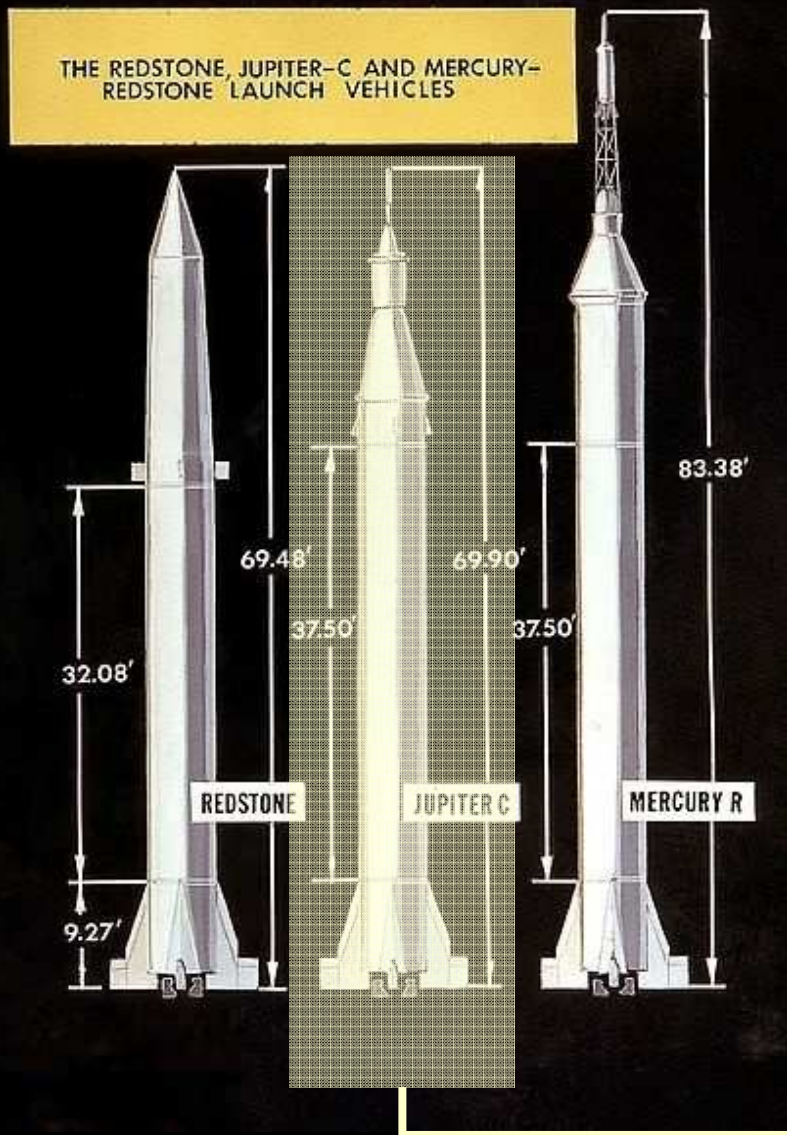
## El Cohete Juno-I y el satélite Explorer-1.

Bajo la guía de Werner von Braun, un equipo de ingenieros construyó el **Jupiter C**, una versión ampliada del cohete **Redstone**, que luego fue modificada para generar el **Juno-I** que preveía el empleo de una segunda sección formada por cohetes de combustible sólido.

El **31 de enero de 1958**, exactamente 84 días después de aprobado el proyecto de von Braun, el primer Juno-I puso en órbita al Explorer 1, el primer satélite artificial americano colocado en una órbita elíptica ( $a=7832$  Km,  $e=0.139849$ ,  $i=33^\circ.24$ ,  $P=114.8$  Min, Perigeo= $358$  Km, Apogeo= $2550$  Km).

Entusiasmados por el éxito, los políticos americanos dieron el apoyo para la fundación de la NASA el **1 de octubre de 1958**.

# Protocolos del lanzamiento de un satélite.



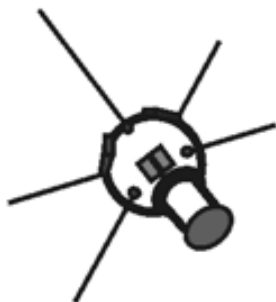
William H. Pickering, James A. Van Allen, and Wernher von Braun displaying a full-scale model of the *Explorer 1* satellite

# Protocolos del lanzamiento de un satélite.



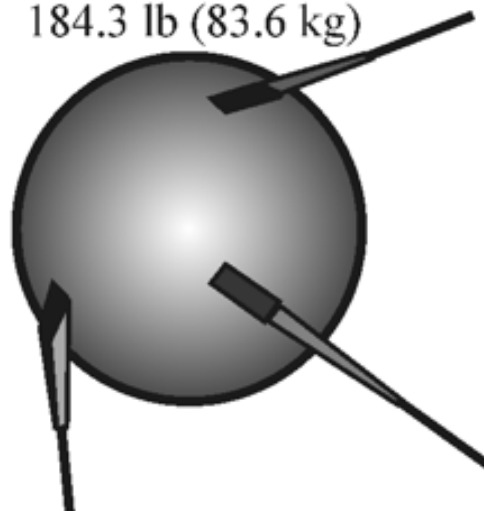
## Vanguard I

6.44" (16.4 cm) diameter  
3.25 lb (1.5 kg)



## Sputnik 1

22.8" (58 cm) diameter  
184.3 lb (83.6 kg)



In scale

## Explorer I

6.5" (16.5 cm) diameter  
80.75" (2.05 m) long  
total mass 30.7 lb (13.9 kg)  
instrumentation section mass 18.4 lb (8.3 kg)



Instrumentation section



Burned-out fourth stage  
scaled-down Sergeant rocket

# Protocolos del lanzamiento de un satélite.



## El Cohete Juno-I y el satélite Explorer-1.

### First stage

Redstone (stretched)

Engines 1 A-7

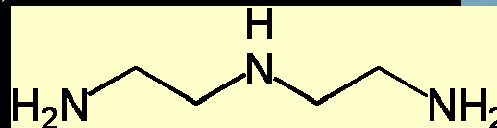
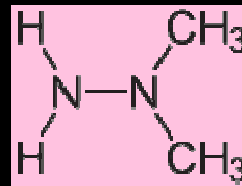
Thrust 370 Mil Newton

Burn time 155 seconds

Fuel LOX/Hydyne .

LOX/Hydyne:

Propellants, liquid oxygen, as oxidizer, and Hydyne (60% unsymmetrical **dimethylhydrazine** and 40% **diethylenetriamine**).



Turbopump drive, 90% hydrogen peroxide decomposed by catalyst bed to produce steam.



# Protocolos del lanzamiento de un satélite.



## El Cohete Juno-I y el satélite Explorer-1.

### Second stage

#### Sergeant

Cluster Engines 11 Solid

Thrust: 73 Mil Newton

Burn time 6 seconds

Fuel Solid.

#### Fuel Solid:

Polysulfide-aluminum and ammonium perchlorate (solid propellant)



# Protocolos del lanzamiento de un satélite.



## El Cohete Juno-I y el satélite Explorer-1.

### Third stage

#### Sergeant

Cluster Engines 3 Solid

Thrust: 24 Mil (80 Mil) Newton

Burn time 6 seconds

Fuel Solid (same second stage).



# Protocolos del lanzamiento de un satélite.



## El Cohete Juno-I y el satélite Explorer-1.

### Fourth stage

Sergeant

Engines 1 Solid

Thrust: 8 Mil (**9.6 Mil**) Newton

Burn time 6 seconds

Fuel Solid

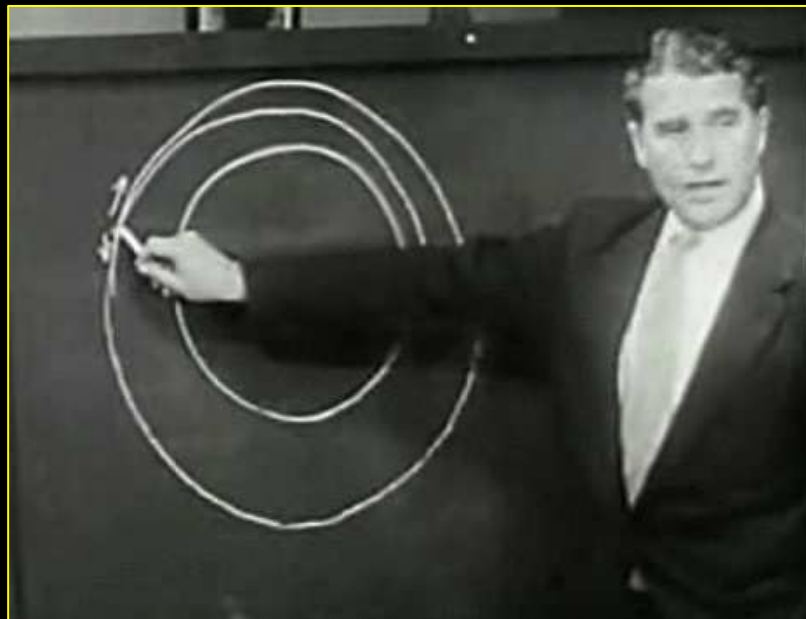


# Protocolos del lanzamiento de un satélite.



## Objetivo:

Colocar un satélite en una órbita elíptica. Se asume por simplicidad, que el plano de la órbita está sobre el Ecuador Celeste.



## Orbita del satélite



# Protocolos del lanzamiento de un satélite.



## Paso(1/16):

Definir la órbita del satélite, y estimar la velocidad necesaria para acceder a la órbita, o, al menos, a un punto definido de dicha órbita. En este caso se quiere colocar el satélite en el apogeo ubicado a 358 Km de altura.

### *Elipse*

$$V = \sqrt{(G \cdot M_T) \cdot \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}$$

$$G \cdot M_T = 3.98866 \times 10^{14} \text{ (Nw} \cdot \text{m}^2 \cdot \text{Kg}^{-1}\text{)}$$

$$h = 3.58 \times 10^6 \text{ m}$$

$$a = 7.832 \times 10^6 \text{ m}$$

$$r = RT + h = 6736000 \text{ m}$$

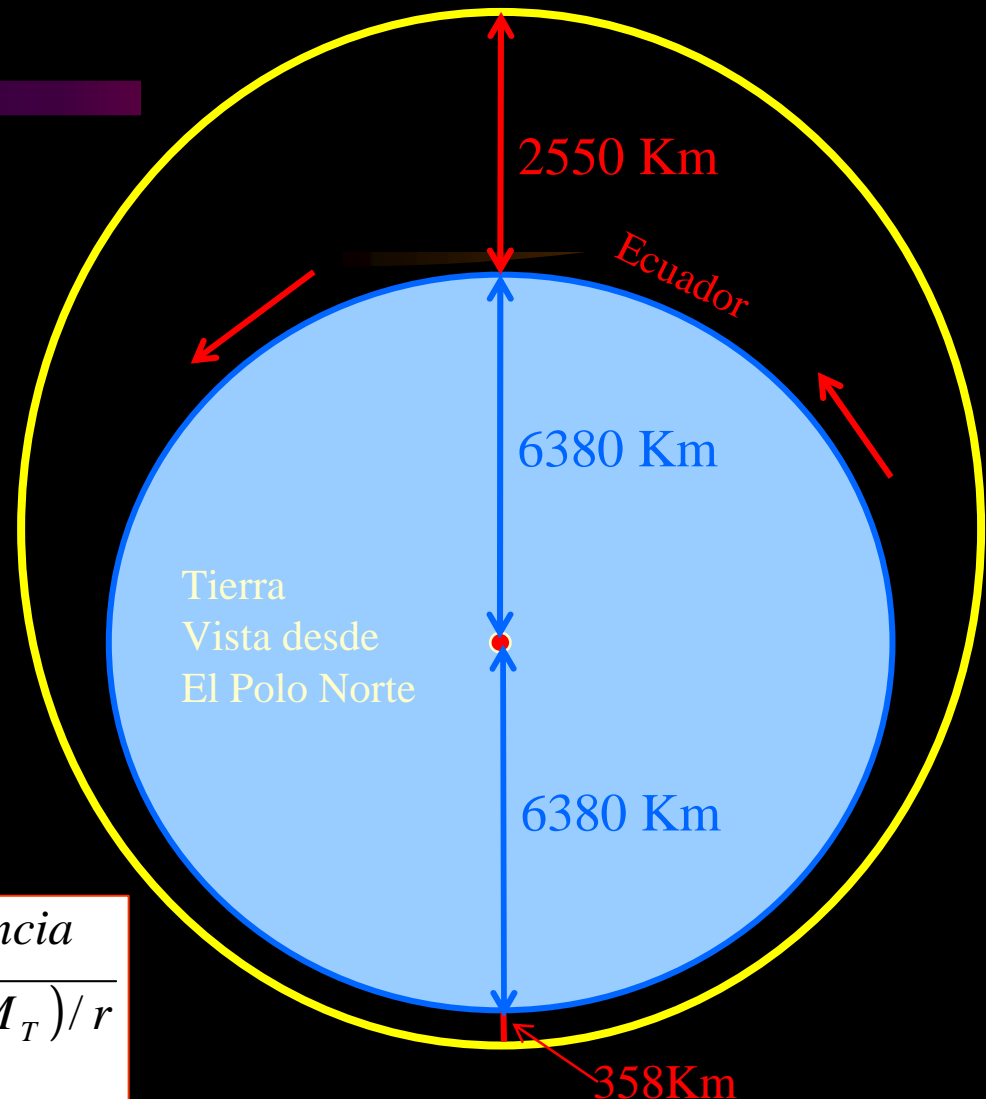
$$V = 8200 \text{ m/seg}$$

### *Circunferencia*

$$V = \sqrt{(G \cdot M_T) / r}$$

$$r = R + h$$

$$V = 7696 \text{ m/seg}$$

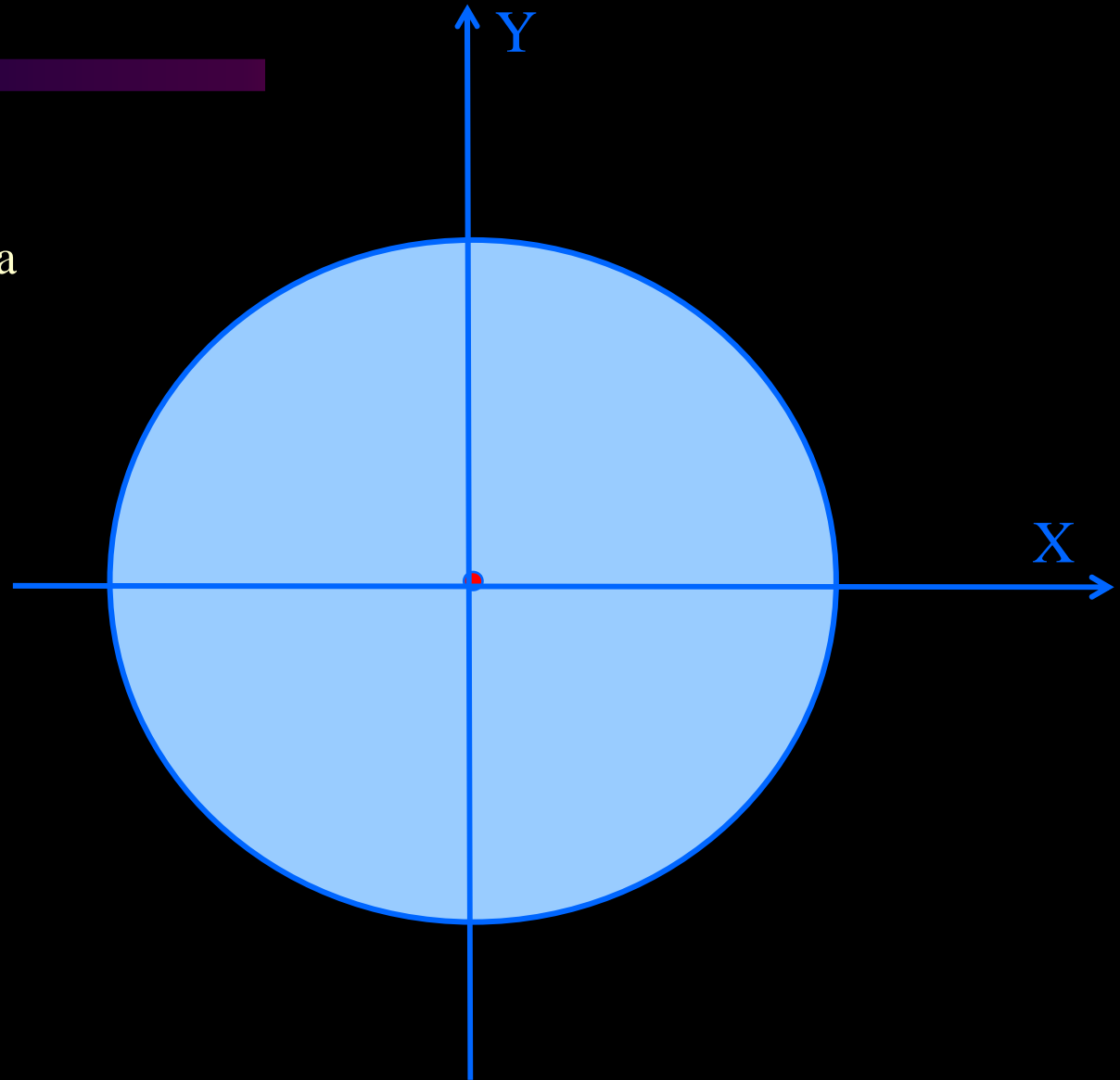


# Protocolos del lanzamiento de un satélite.



Paso(2/16):

Definir un sistema de coordenadas (x,y) fijo cuyo origen está en el centro de la Tierra.



# Protocolos del lanzamiento de un satélite.



Paso(3/16):

Colocar la lanzadera del cohete sobre el eje X, y preferiblemente en el Ecuador.

Razón:

En el instante  $t_0$  las componentes x e y de la velocidad son:

$$V_{X0} = -E_0 * Y_0$$

$$V_{Y0} = +E_0 * X_0$$

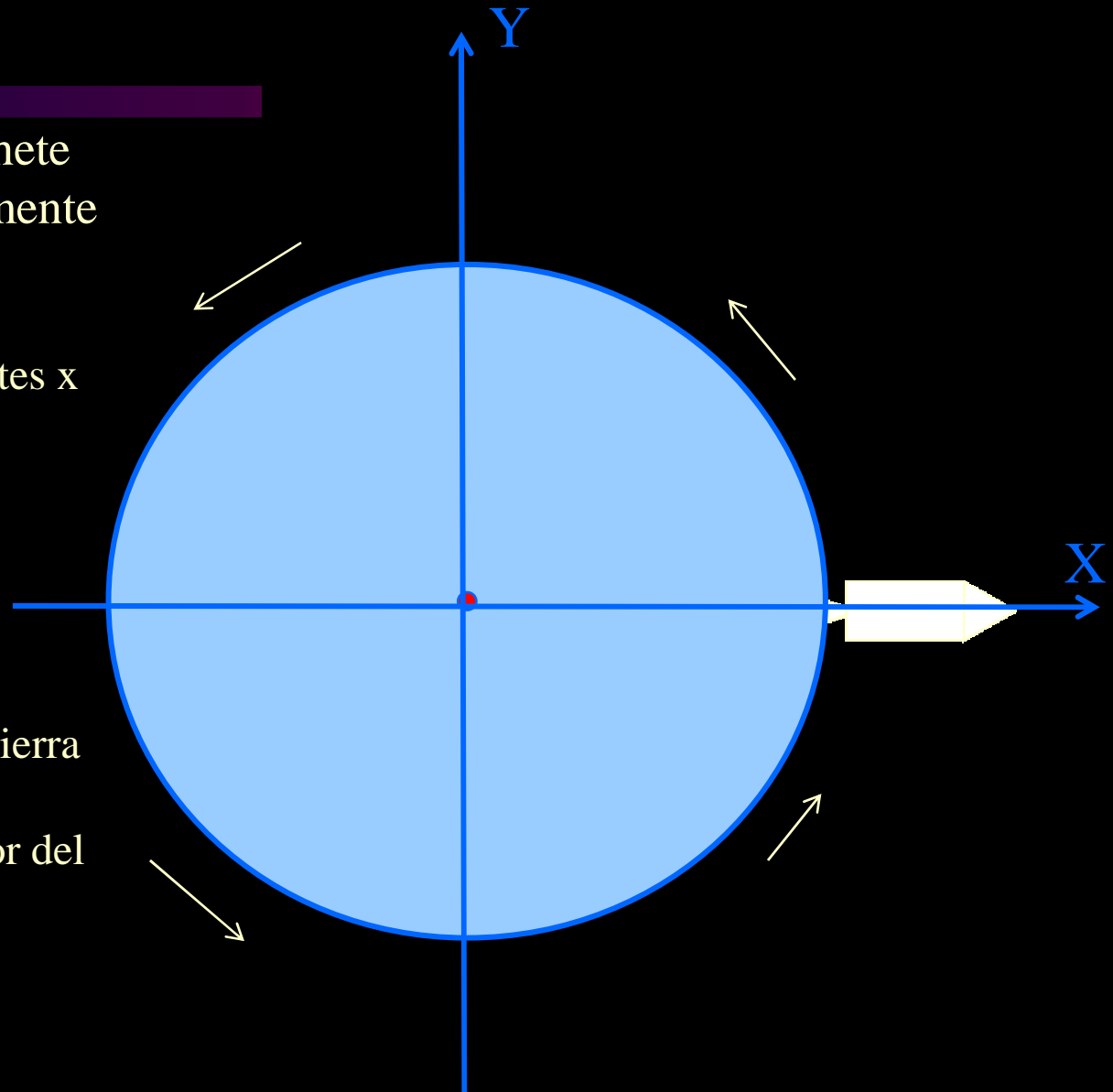
Donde:

$$X_0 = R_T$$

$$Y_0 = 0$$

$E_0$  = Velocidad angular de la Tierra sobre el Ecuador.

Se usa el efecto Coriolis a favor del lanzamiento.



# Protocolos del lanzamiento de un satélite.

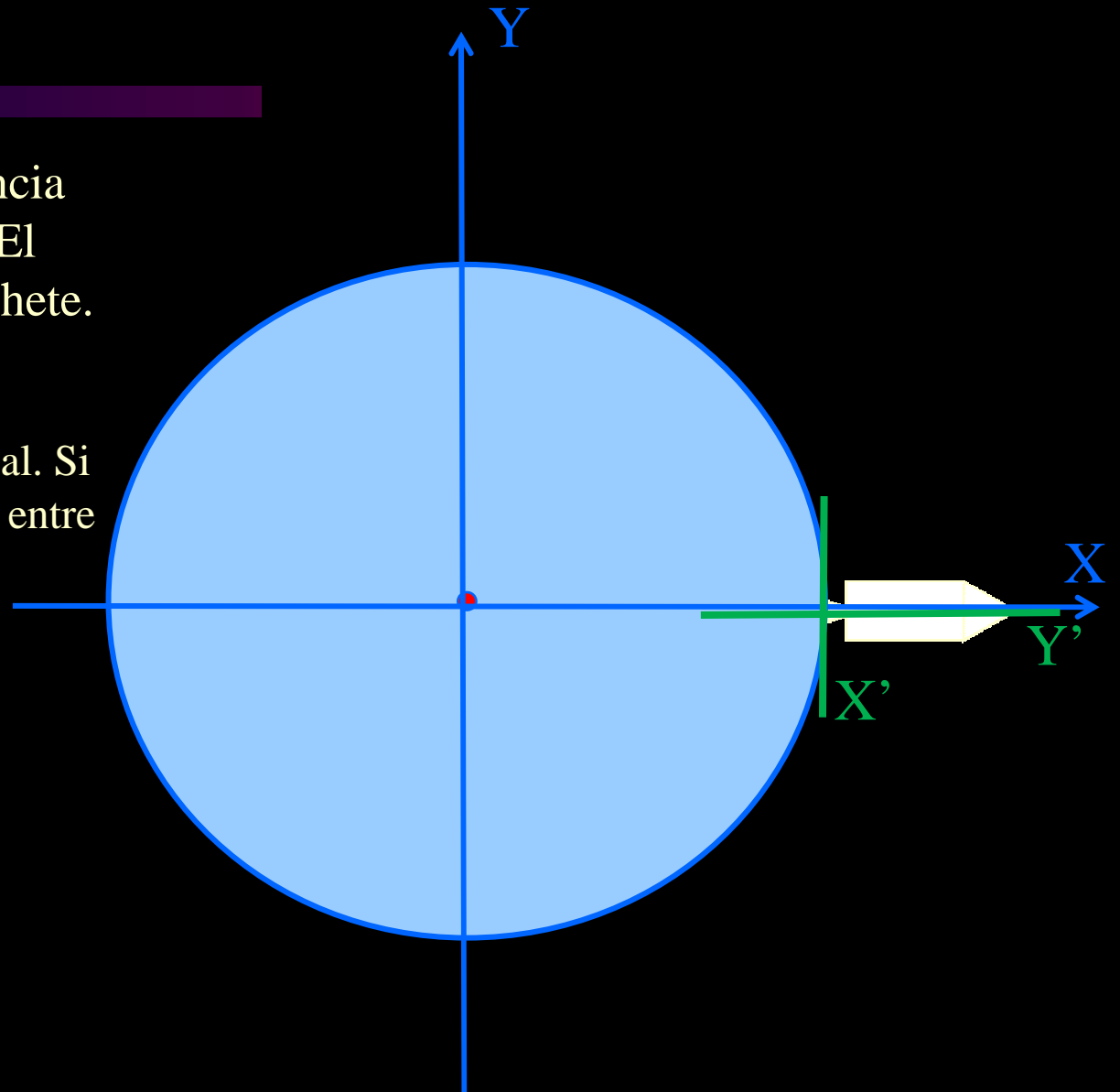


## Paso(4/16):

Definir el sistema de referencia local o del cohete ( $X', Y'$ ). El eje  $X'$  es el horizonte del cohete.

### Razón:

El giroscopio del sistema guía permite definir el horizonte local. Si existe una relación matemática entre las coordenadas  $(X, Y)$  y las  $(X', Y')$ , entonces, es posible establecer en todo momento la posición del cohete.



# Protocolos del lanzamiento de un satélite.



## Paso(5/16):

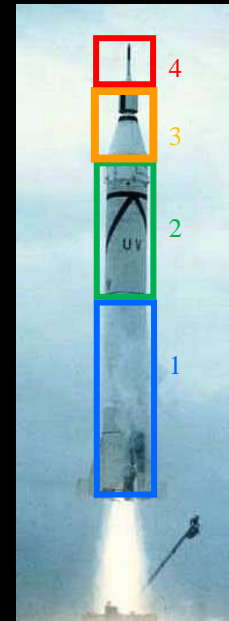
Iniciar el giro de la última etapa del cohete.

## Razón:

La última etapa del cohete es en realidad un transmisor unido a un motor de cohete sin sistemas de guía. El giro de esta etapa garantiza que conservará una dirección definida en el espacio.

Dirección de rotación de la Tierra

Dirección de rotación de la Tierra



## Lanzamiento 1

<http://www.youtube.com/watch?v=w1g>

## Lanzamiento 2

<http://www.youtube.com/watch?v=ShC>

# Protocolos del lanzamiento de un satélite.



Paso(6/16):

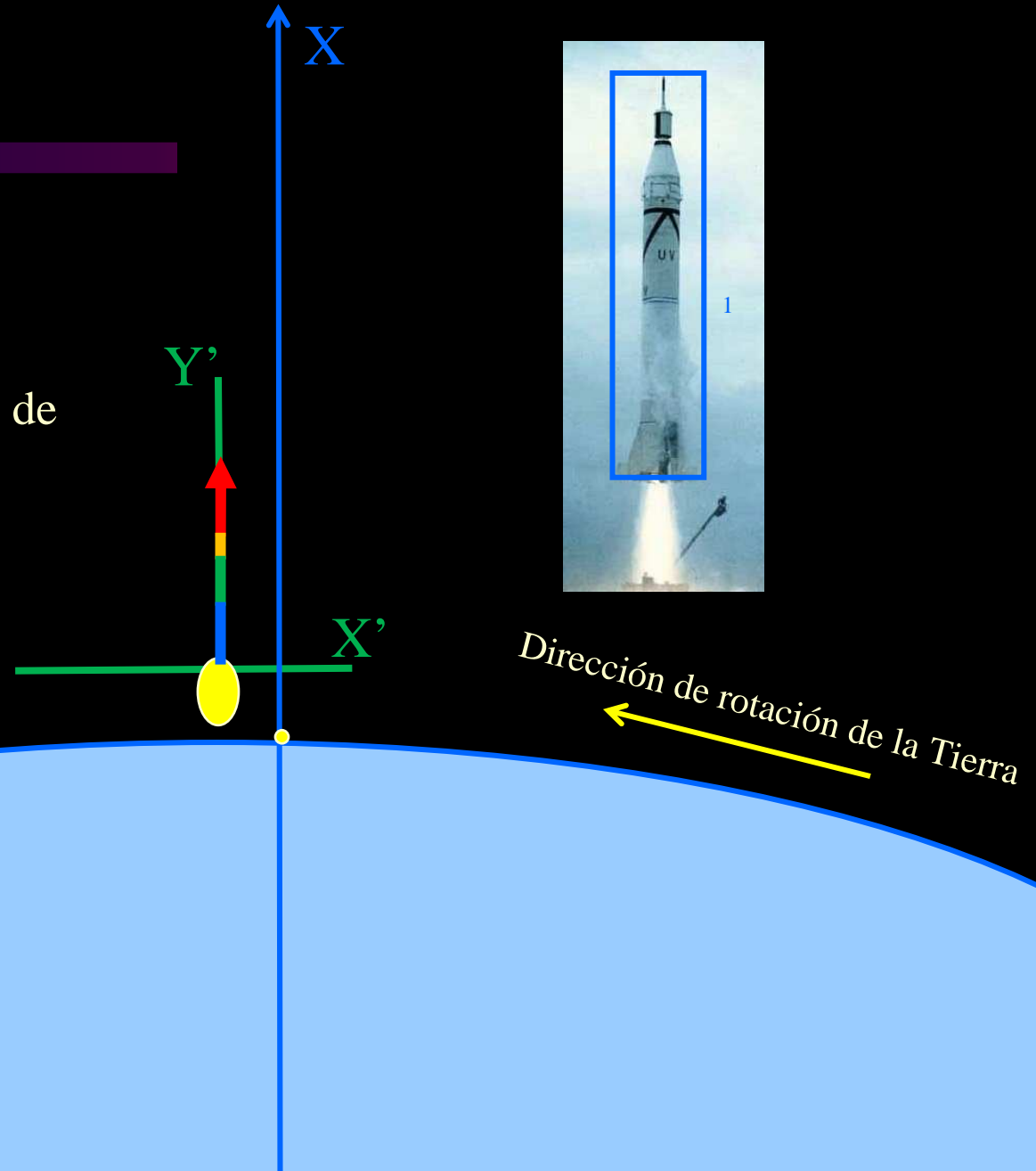
$t= 0+2$  seg

Ignición.

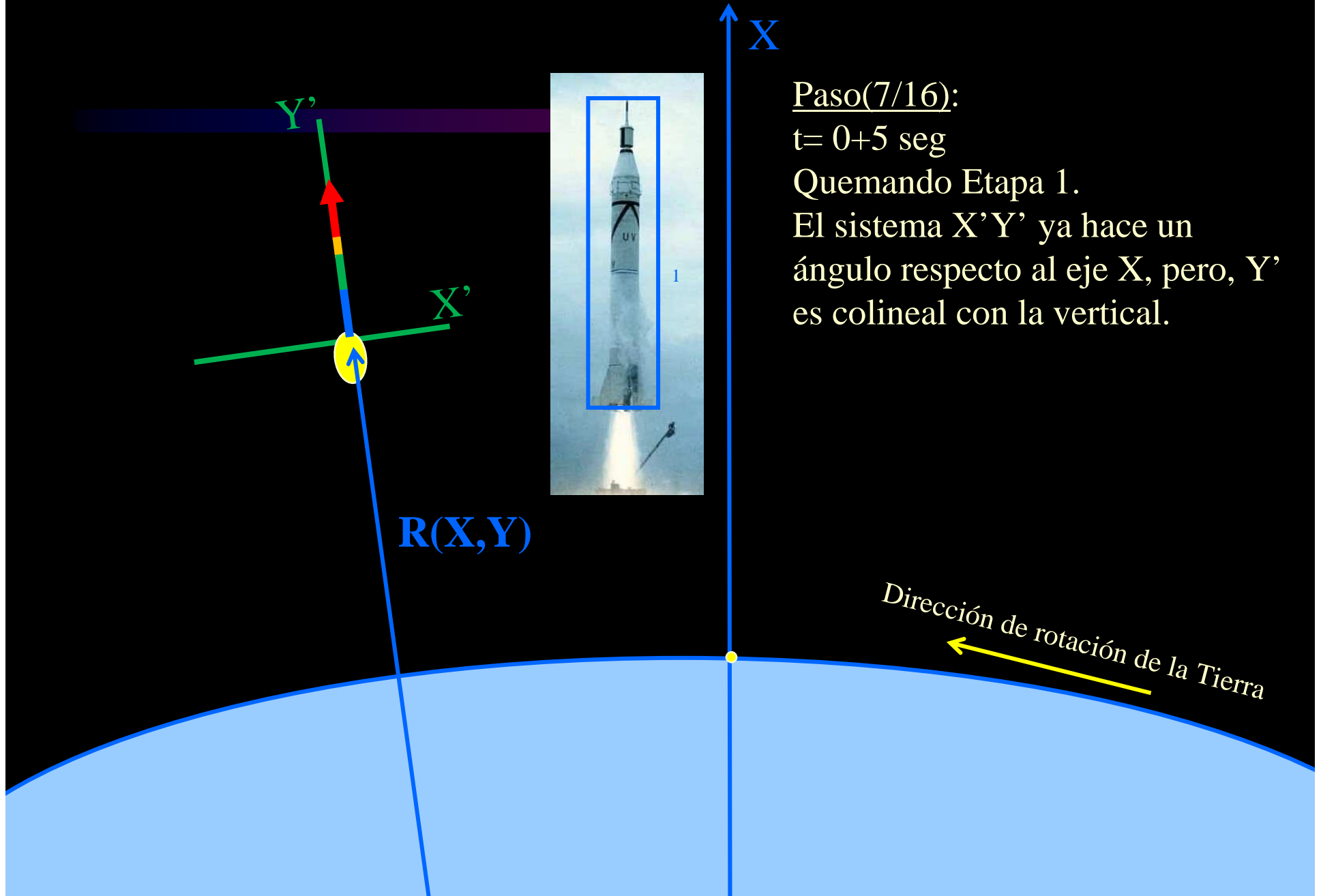
Quemando Etapa 1.

El cohete comienza a elevarse.

El sistema  $X'Y'$  se ha movido respecto al  $XY$  debido al efecto de la rotación de la Tierra.



# Protocolos del lanzamiento de un satélite.

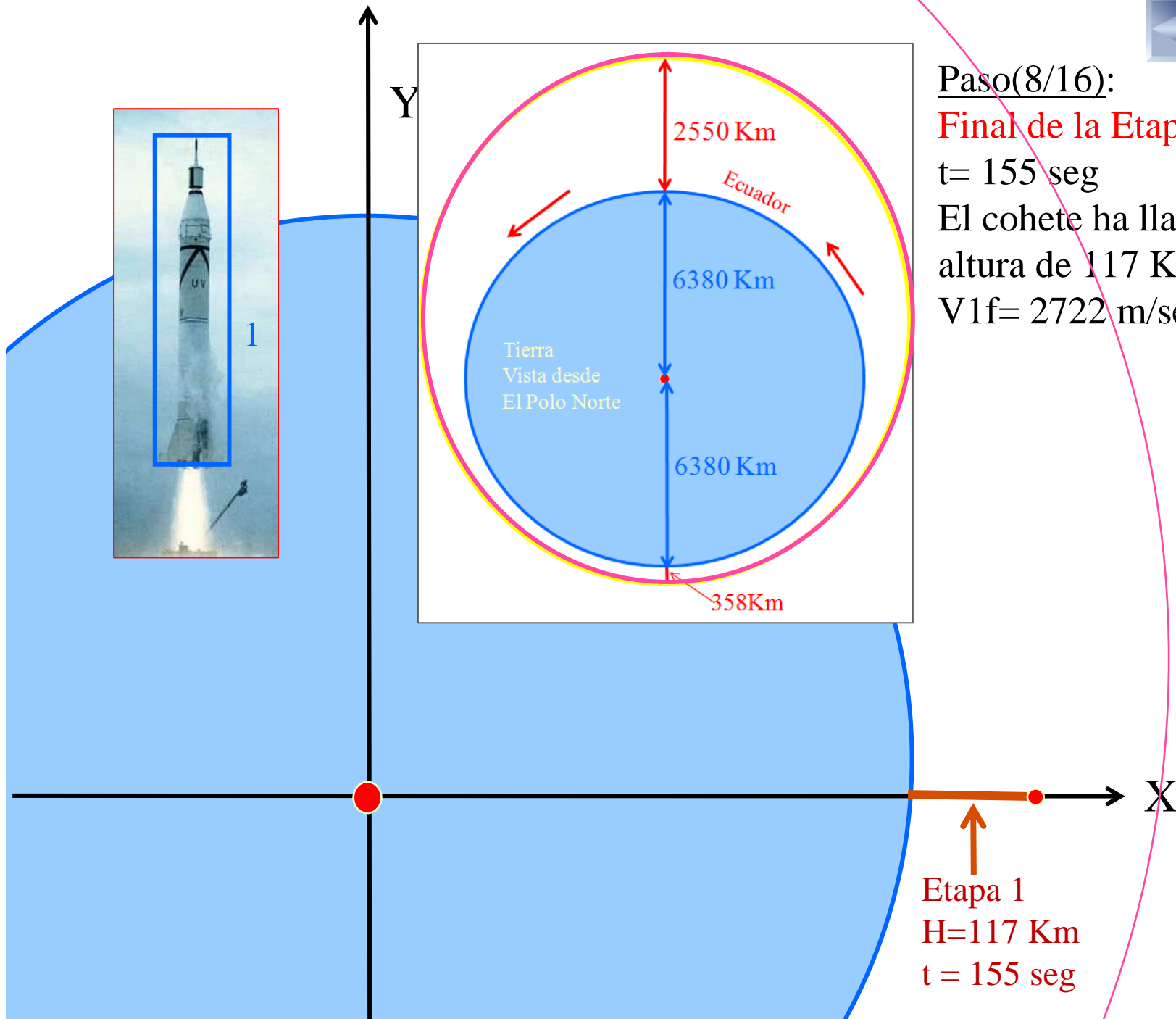


Paso(7/16):

$t = 0 + 5$  seg

Quemando Etapa 1.

El sistema  $X'Y'$  ya hace un ángulo respecto al eje  $X$ , pero,  $Y'$  es colineal con la vertical.



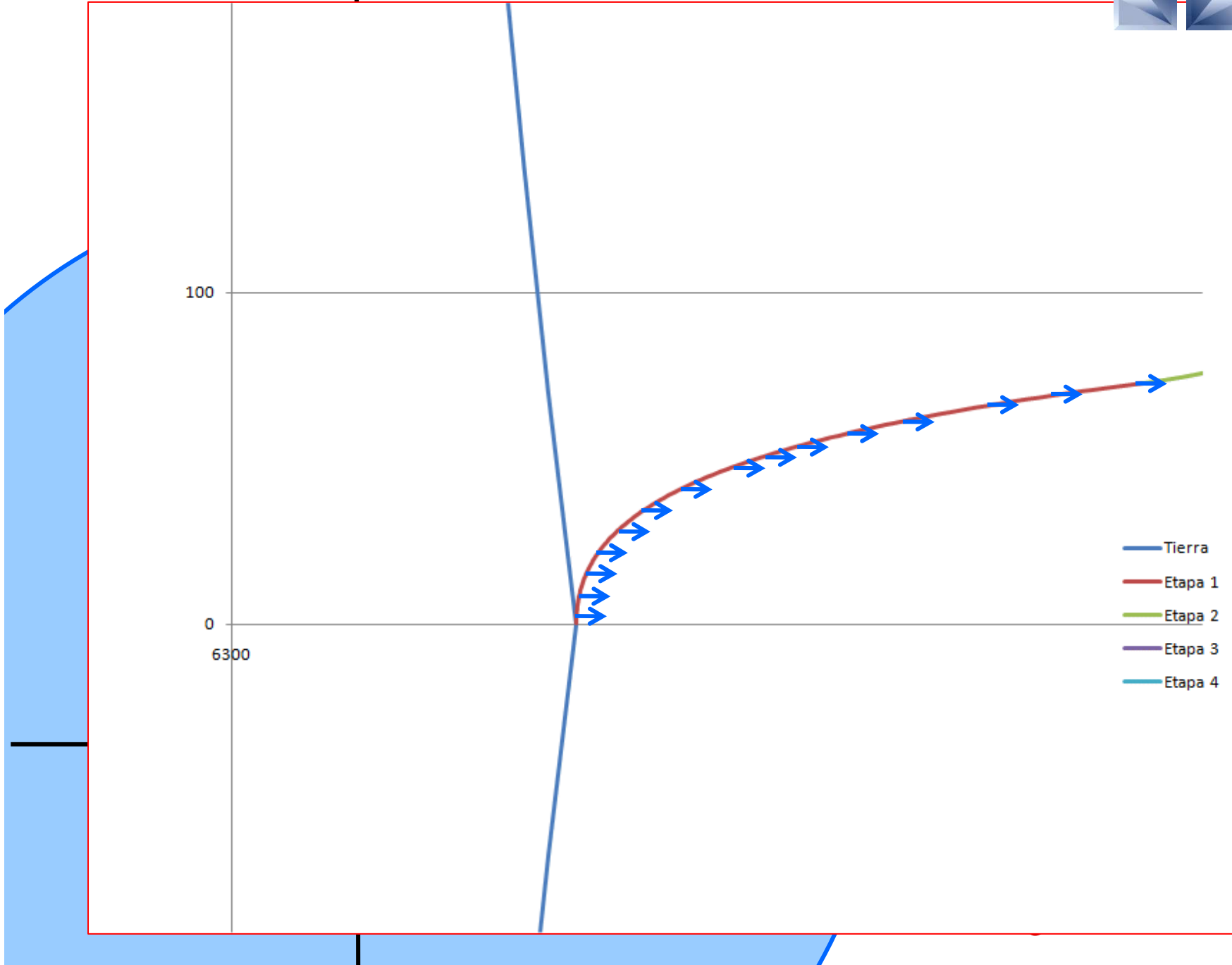
Paso(8/16):

**Final de la Etapa 1.**

t= 155 seg

El cohete ha llegado a una altura de 117 Km.

V1f= 2722 m/seg.



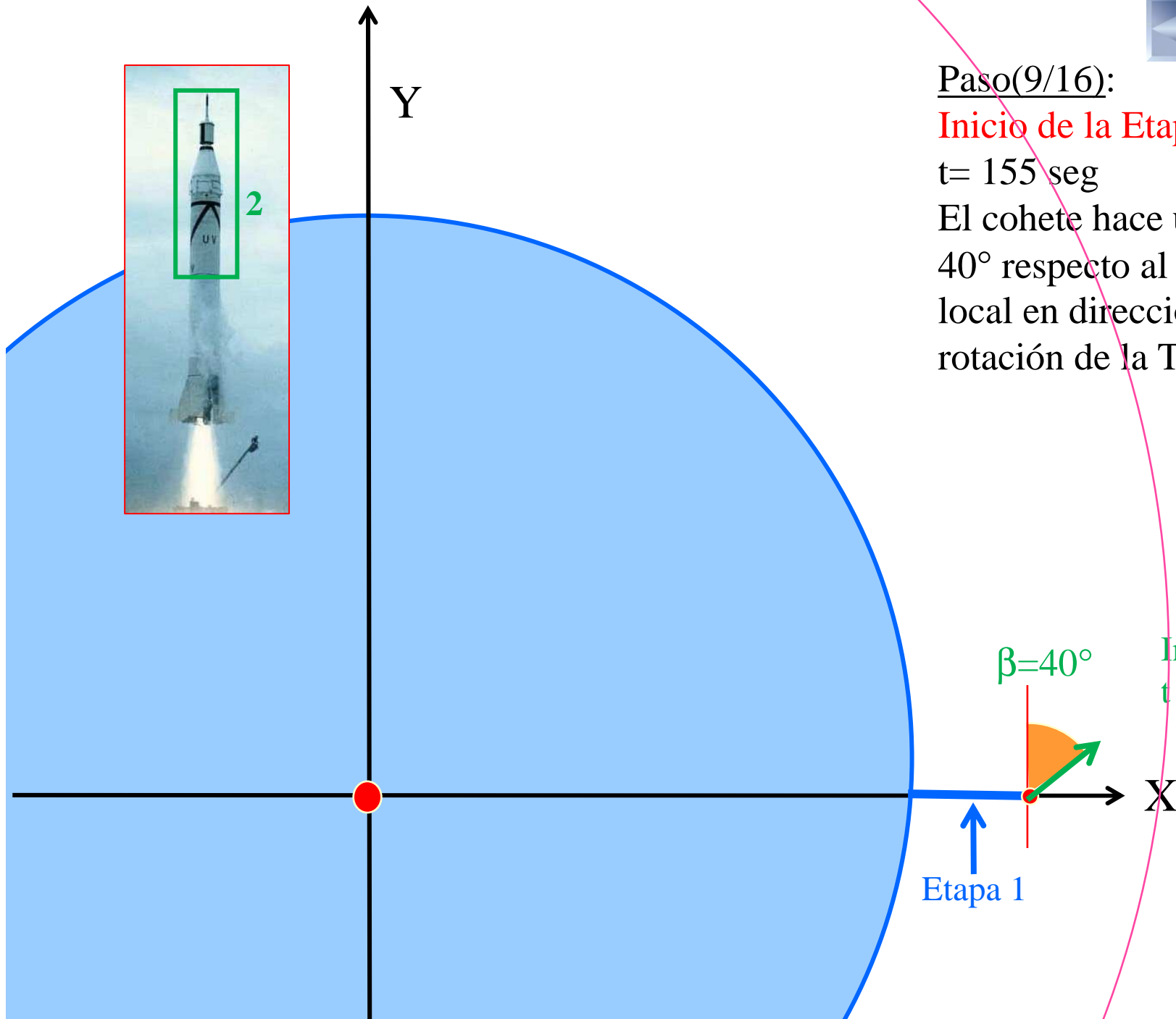


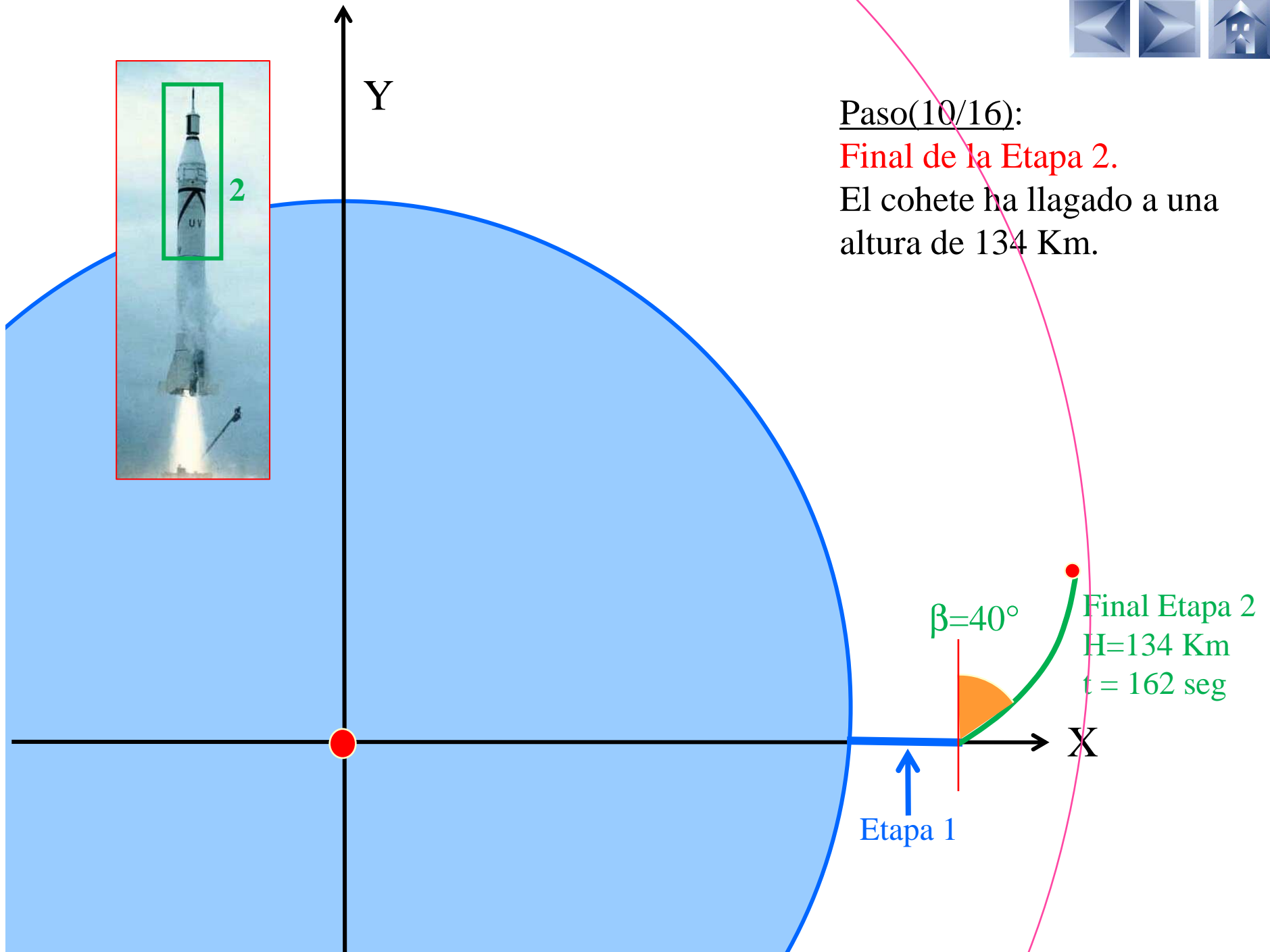
Paso(9/16):

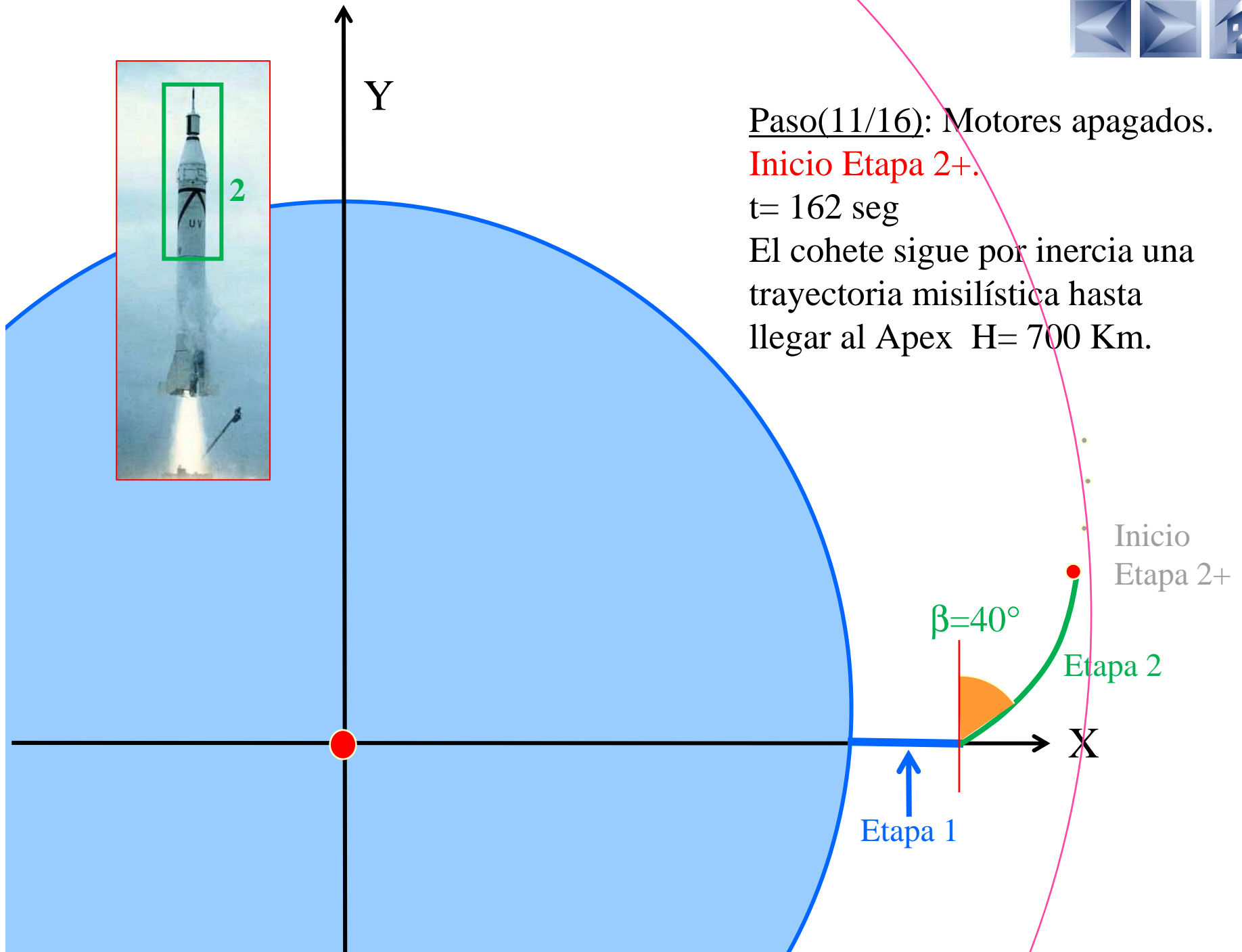
**Inicio de la Etapa 2.**

$t = 155$  seg

El cohete hace un pivote de  $40^\circ$  respecto al horizonte local en dirección de la rotación de la Tierra.







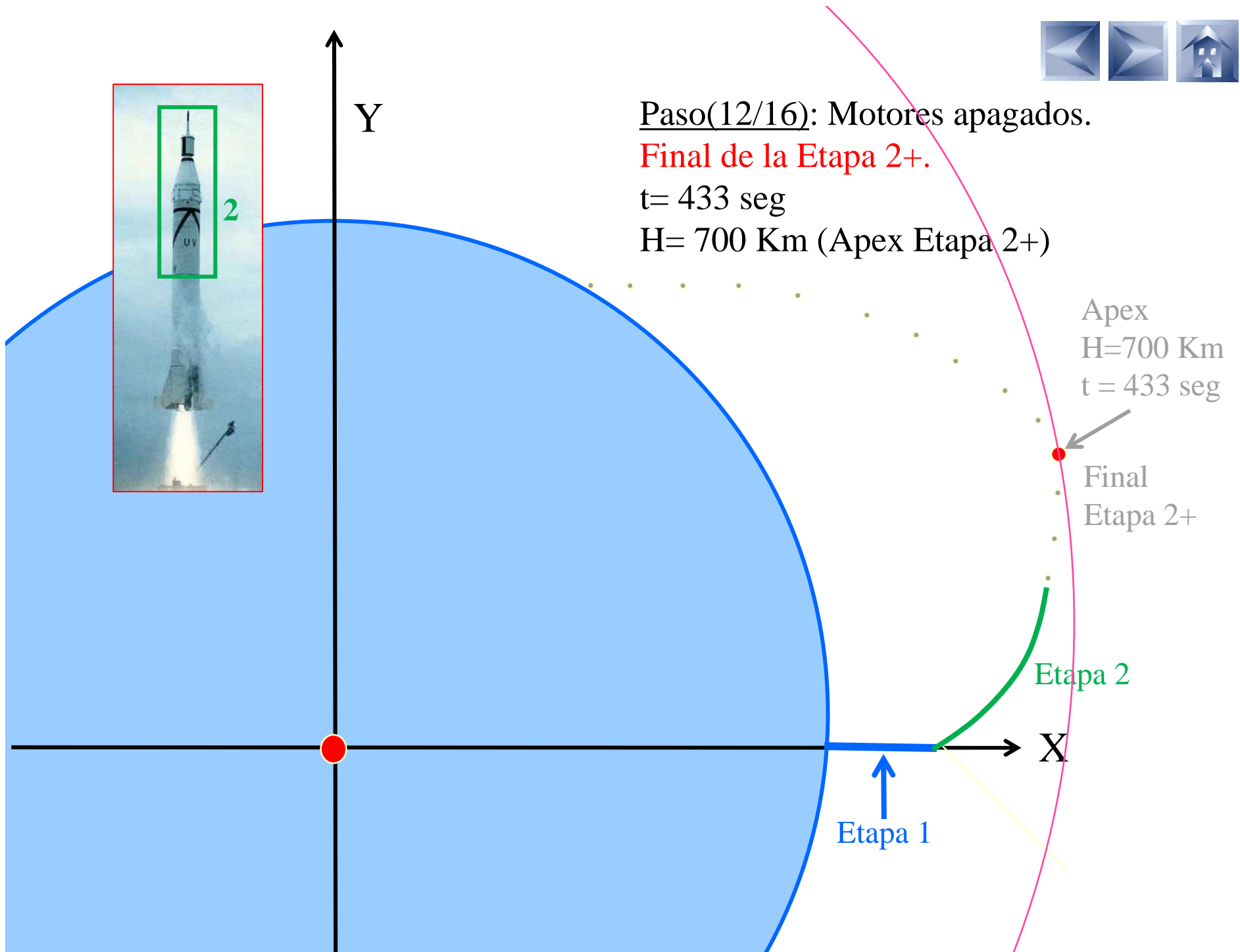


Paso(12/16): Motores apagados.

**Final de la Etapa 2+.**

$t = 433 \text{ seg}$

$H = 700 \text{ Km}$  (Apex Etapa 2+)

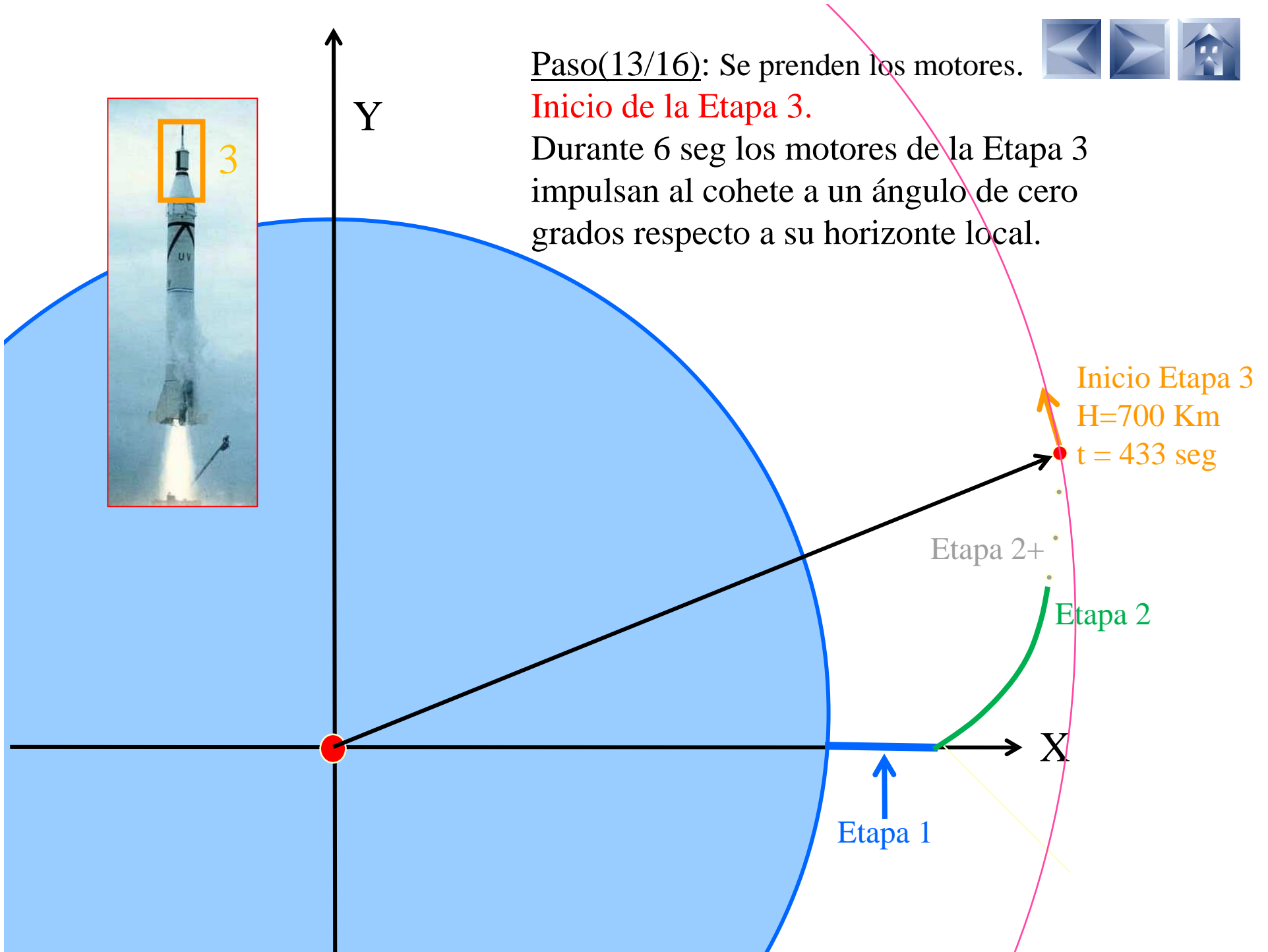




Paso(13/16): Se prenden los motores.

### Inicio de la Etapa 3.

Durante 6 seg los motores de la Etapa 3 impulsan al cohete a un ángulo de cero grados respecto a su horizonte local.





Y

Paso(14/16):

**Final de la Etapa 3.**

$t = 439$  seg.

$V_{3f} = 4778$  m/seg.

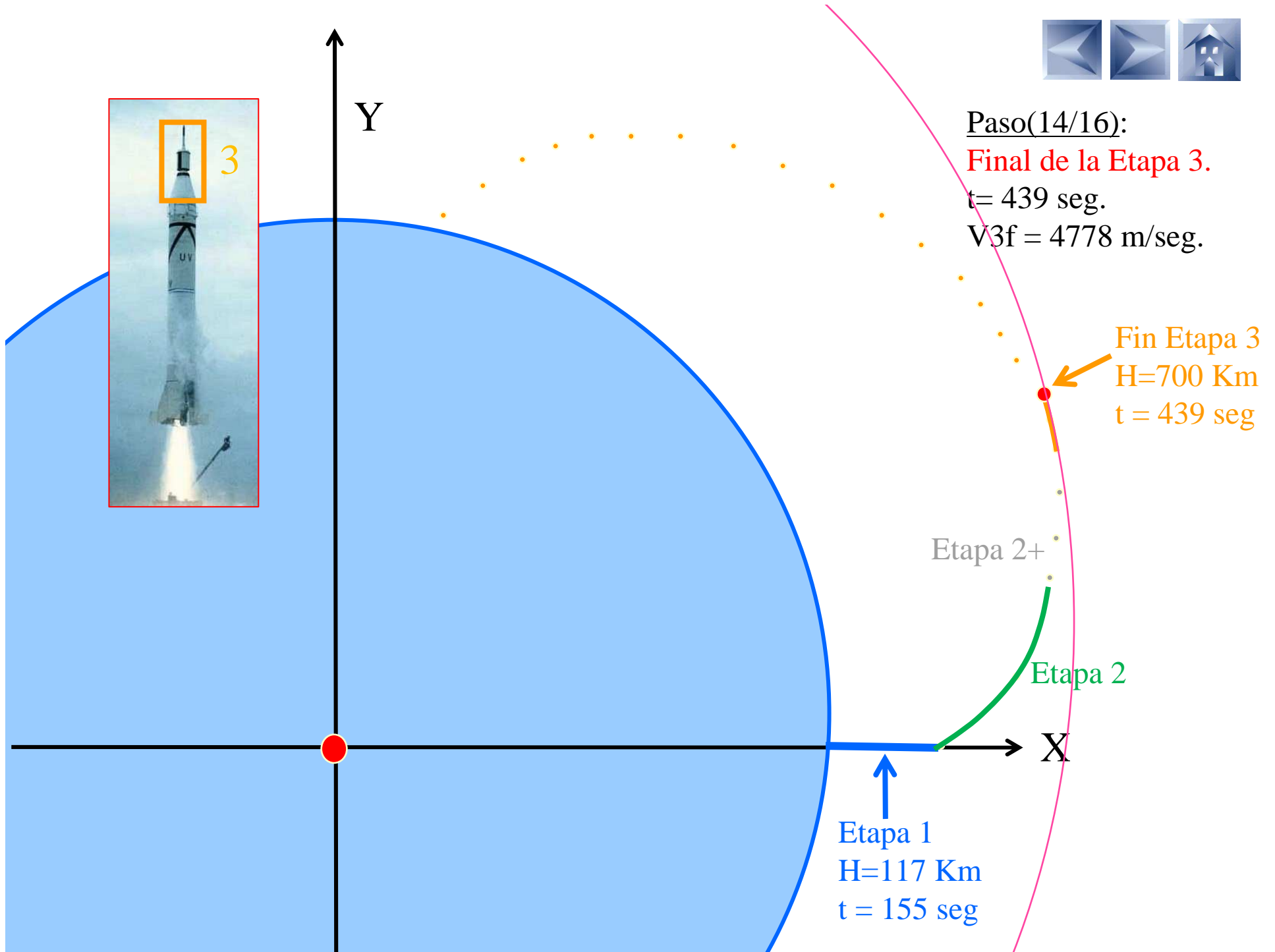
Fin Etapa 3  
 $H = 700$  Km  
 $t = 439$  seg

Etapa 2+

Etapa 2

Etapa 1  
 $H = 117$  Km  
 $t = 155$  seg

X





Y

Paso(15/16): Se prenden los motores.

Inicio de Etapa 4.

$t = 439$  seg.

Durante 6 seg los motores de la Etapa 4 impulsan al cohete a un ángulo de cero grados respecto a su horizonte local.

Inicio Etapa 4  
 $H = 700$  Km  
 $t = 439$  seg

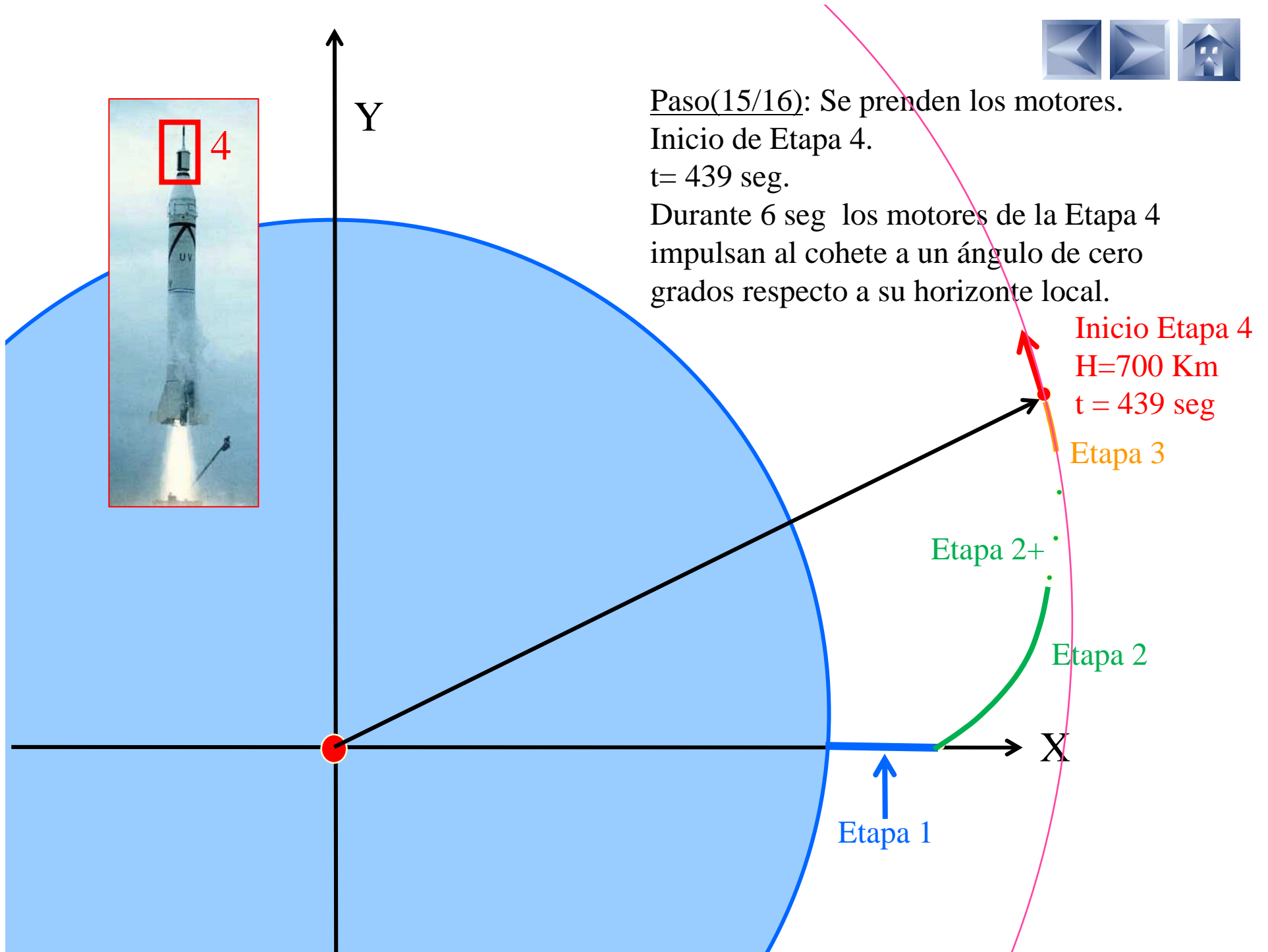
Etapa 3

Etapa 2+

Etapa 2

Etapa 1

X





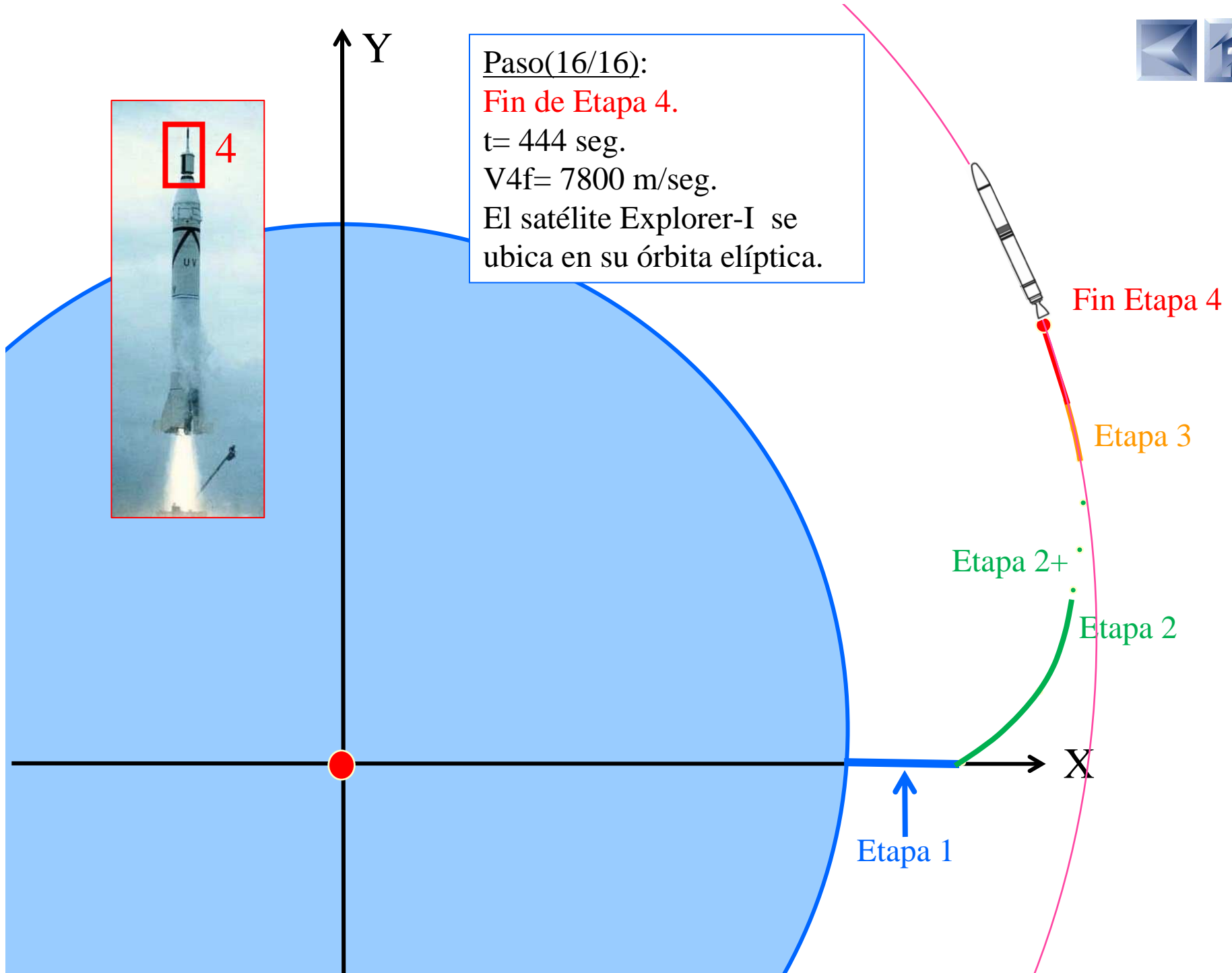
Paso(16/16):

**Fin de Etapa 4.**

$t = 444$  seg.

$V_{4f} = 7800$  m/seg.

El satélite Explorer-I se ubica en su órbita elíptica.



# Elipses y proyectiles



## Lanzamiento real de un satélite: Explorer I

El cohete está sometido a tres fuerzas principales.

$$m(t) \frac{d^2 x}{dt^2} = (F_c - F_r) \cdot \cos \beta$$

$$m(t) \frac{d^2 y}{dt^2} = (F_c - F_r) \cdot \sin \beta - m(t) \cdot g$$

$$F_c = V_e \cdot \frac{dm_p(t)}{dt}$$

$$m(t) = m_0 - \frac{dm_p(t)}{dt} \cdot t$$

$m_0$  = masa inicial del cohete

$m_p$  = masa del propelente

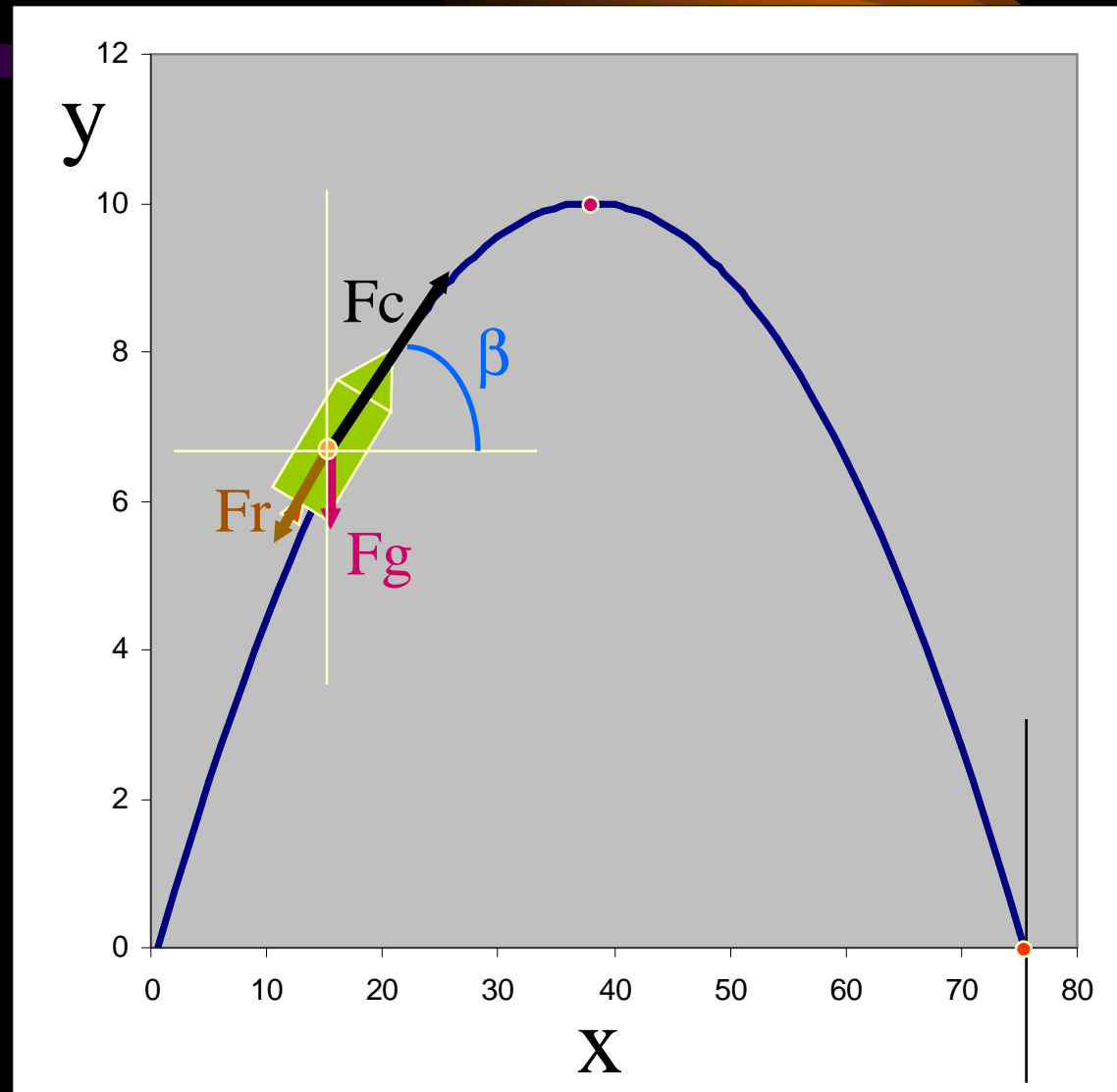
$m$  = masa remanente del cohete

$V_e$  = velocidad de gases de escape

$F_r$  = fuerza de roce atmosférico

$F_g$  = fuerza de la gravedad

$F_c$  = fuerza de impulso



# Elipses y proyectiles



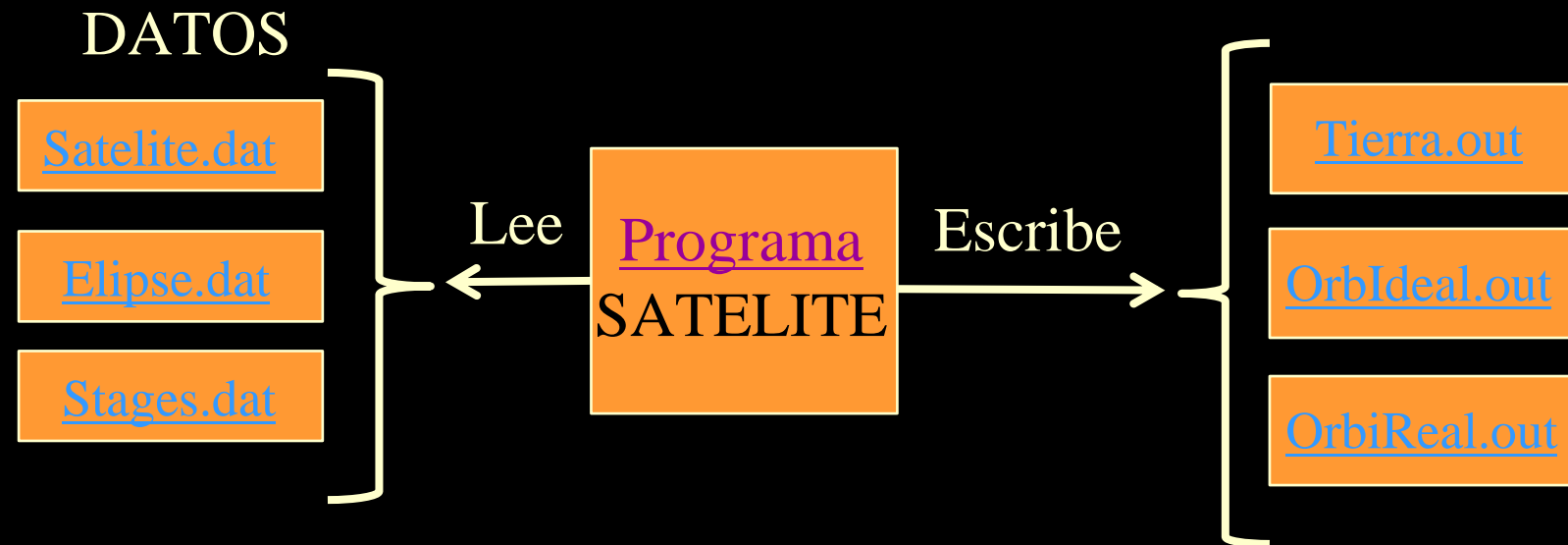
Lanzamiento real de un satélite: Explorer I

Programa Satelite (Creado en lenguaje FORTRAN77)

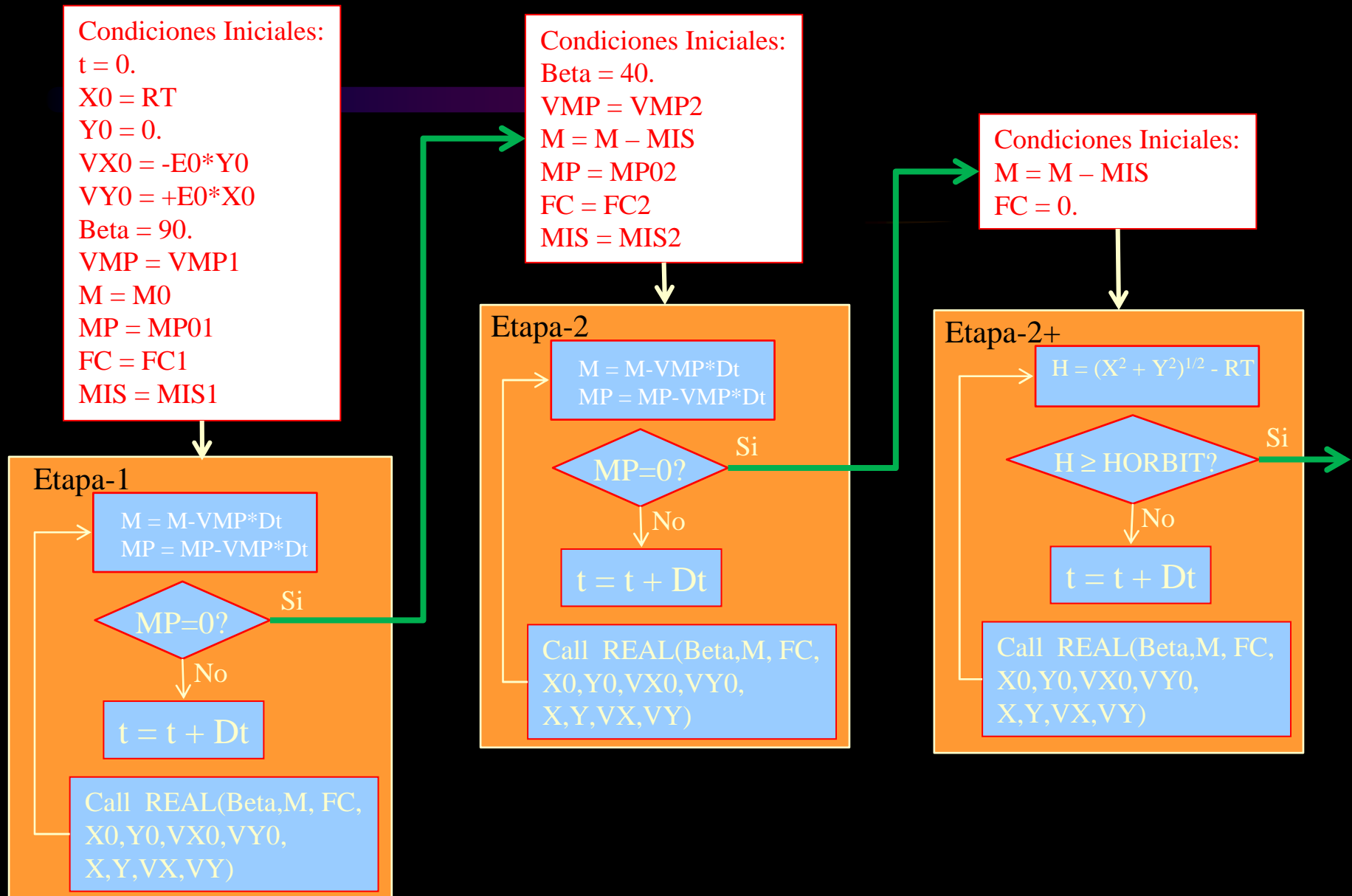
Ref.: BENNETT Jr. W.; "SCIENTIFIC AND ENGINEERING  
PROBLEM-SOLVING WITH THE COMPUTER"  
PRENTICE-HALL (1976).

Aproximaciones del modelo:

No hay. Caso Exacto.



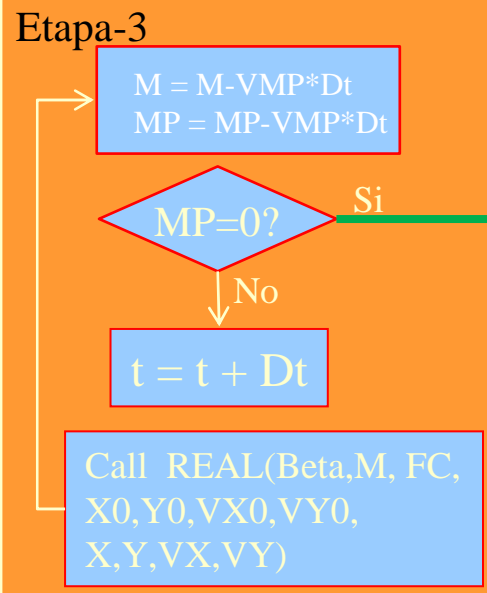
# Lanzamiento real de un satélite: Explorer I



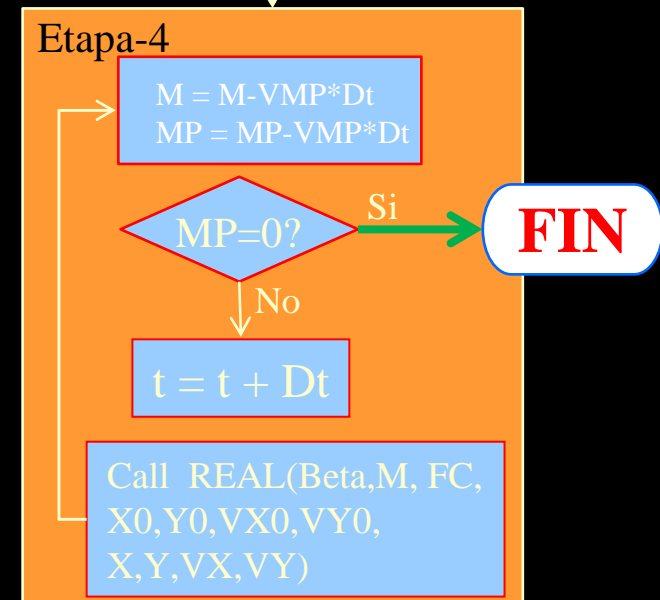
# Lanzamiento real de un satélite: Explorer I



Condiciones Iniciales:  
Beta = 0.  
VMP = VMP3  
MP = MP03  
FC = FC3  
MIS = MIS3



Condiciones Iniciales:  
Beta = 0.  
VMP = VMP4  
MP = MP04  
FC = FC4  
MIS = MIS4



# Lanzamiento real de un satélite: Explorer I



## CALCULO DE LA ACELERACION DE LA GRAVEDAD

$$R = ((X0^{**2}) + (Y0^{**2}))^{**0.5}$$

$$AGX = -((GNEWTON * MT) / (R^{**3})) * X0$$

$$AGY = -((GNEWTON * MT) / (R^{**3})) * Y0$$

## CALCULO DE LA ACELERACION IMPULSORA DEL COHETE

$$AC = FC / M$$

$$ACX = (X0 * SIND(BETA) - Y0 * COSD(BETA)) * (AC / R)$$

$$ACY = (Y0 * SIND(BETA) + X0 * COSD(BETA)) * (AC / R)$$

## CALCULO DE AX, AY NETAS

$$AX = ACX + AGX + ARX$$

$$AY = ACY + AGY + ARY$$

## CALCULO DE VX, VY, V

$$VX = VX0 + AX * DT$$

$$VY = VY0 + AY * DT$$

## CALCULO DE X, Y

$$X = X0 + VX0 * DT + 0.5 * AX * DT^{**2}$$

$$Y = Y0 + VY0 * DT + 0.5 * AY * DT^{**2}$$

## ACTUALIZACION

$$X0 = X$$

$$Y0 = Y$$

$$VX0 = VX$$

$$VY0 = VY$$

## SUBROUTINE REAL

(Beta, M, FC,  
X0, Y0, VX0, VY0,  
X, Y, VX, VY)

CONSTANTE DE LA GRAVEDAD DE  
NEWTON EN  $Nw \ m^2 \ Kg^{-2}$

$$GNEWTON = 6.67E-11$$

MASA DE LA TIERRA EN KG

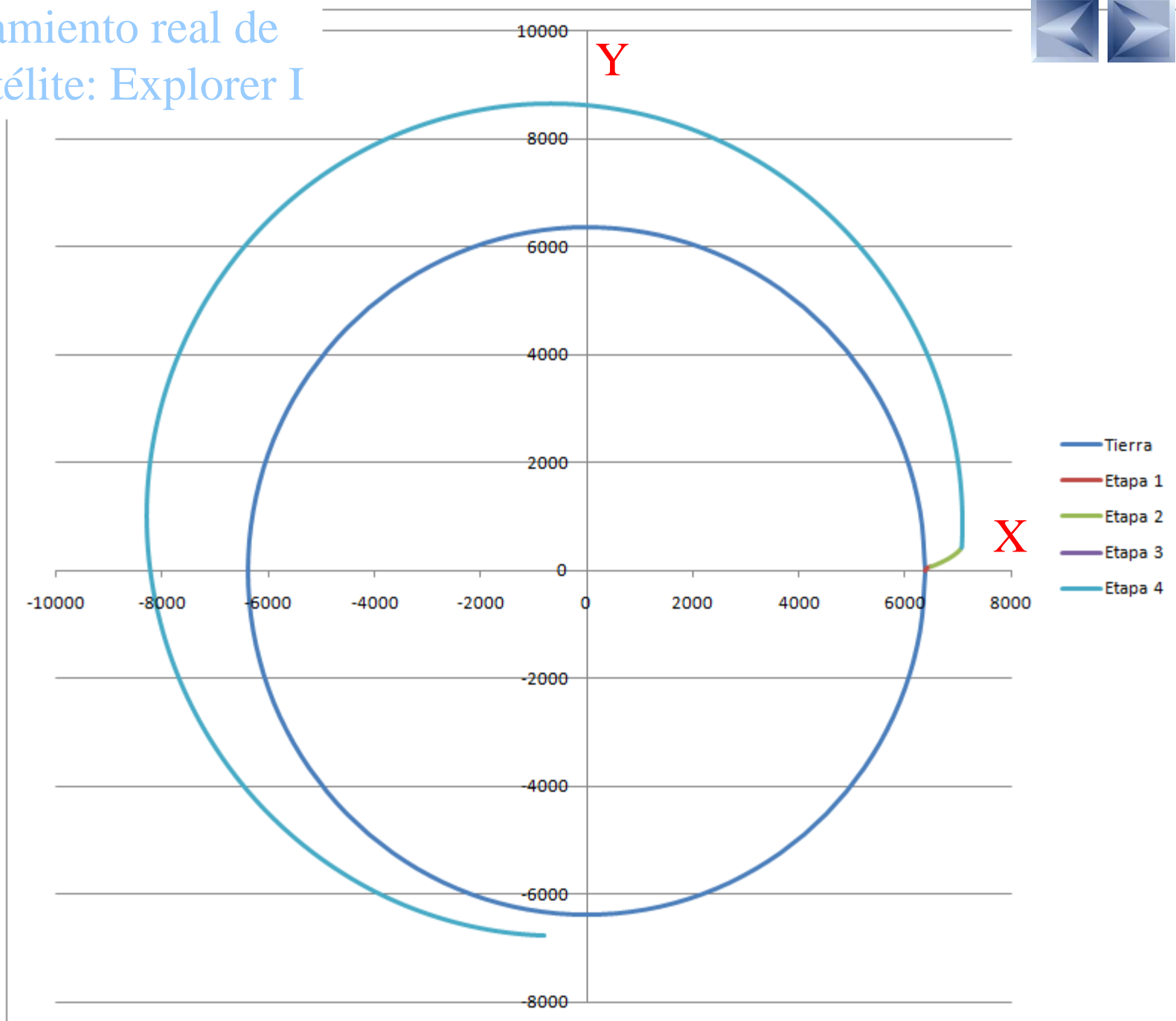
$$MT = 5.98E+24$$

RADIO MEDIO DE LA TIERRA EN METROS

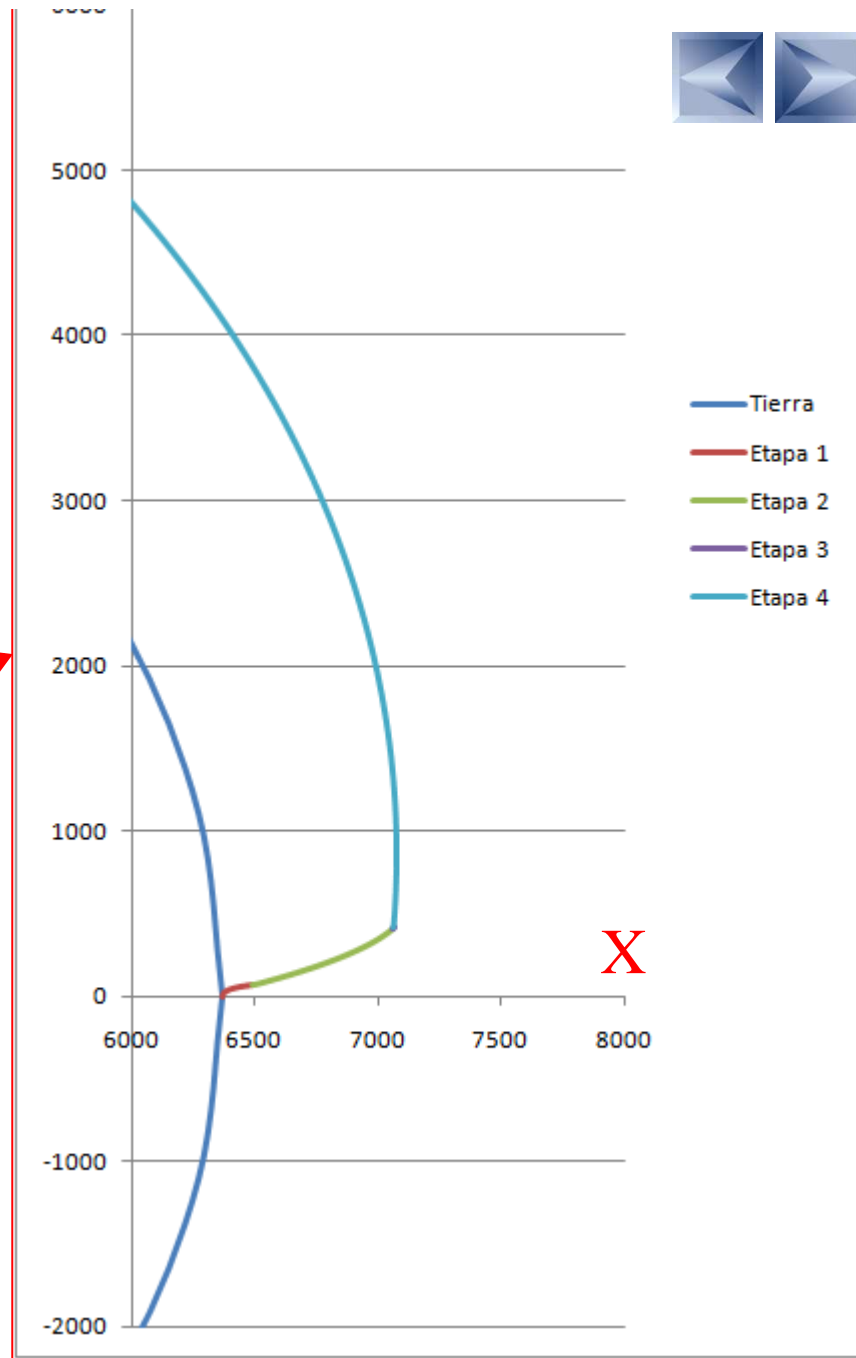
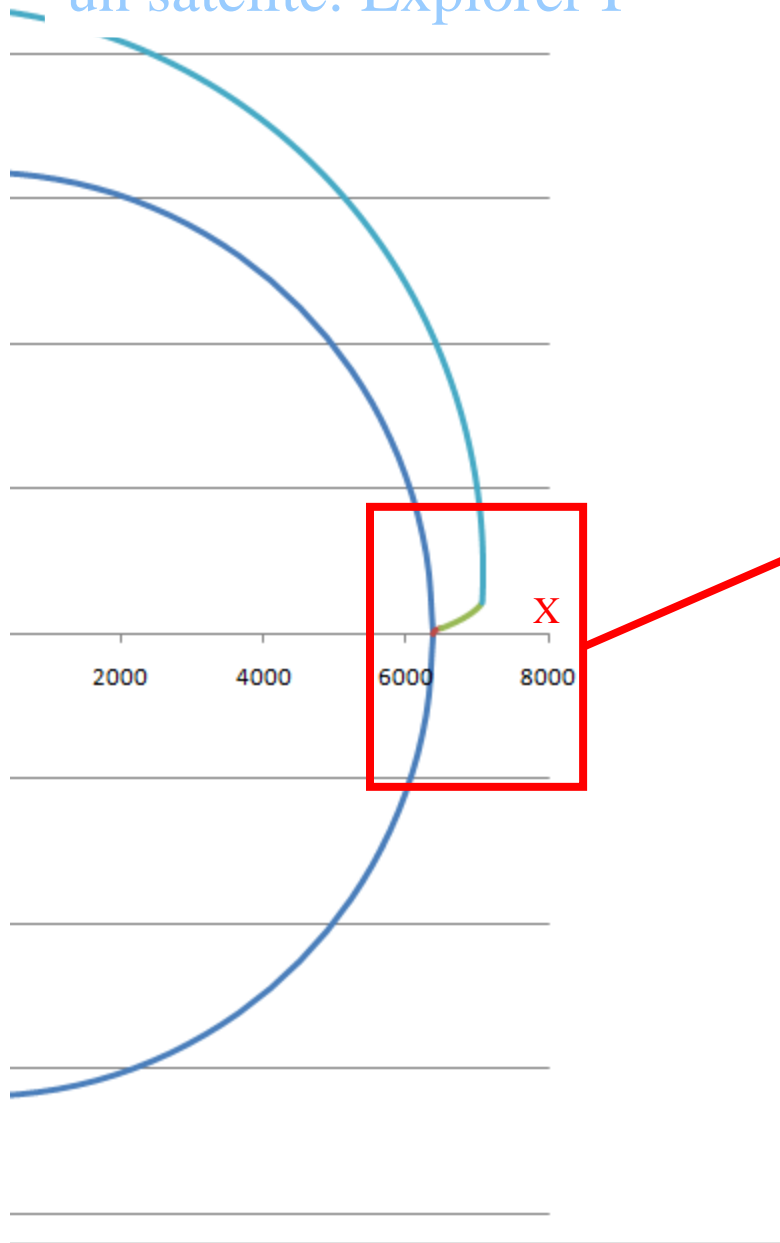
REF.: [http://en.wikipedia.org/wiki/Earth\\_radius](http://en.wikipedia.org/wiki/Earth_radius)

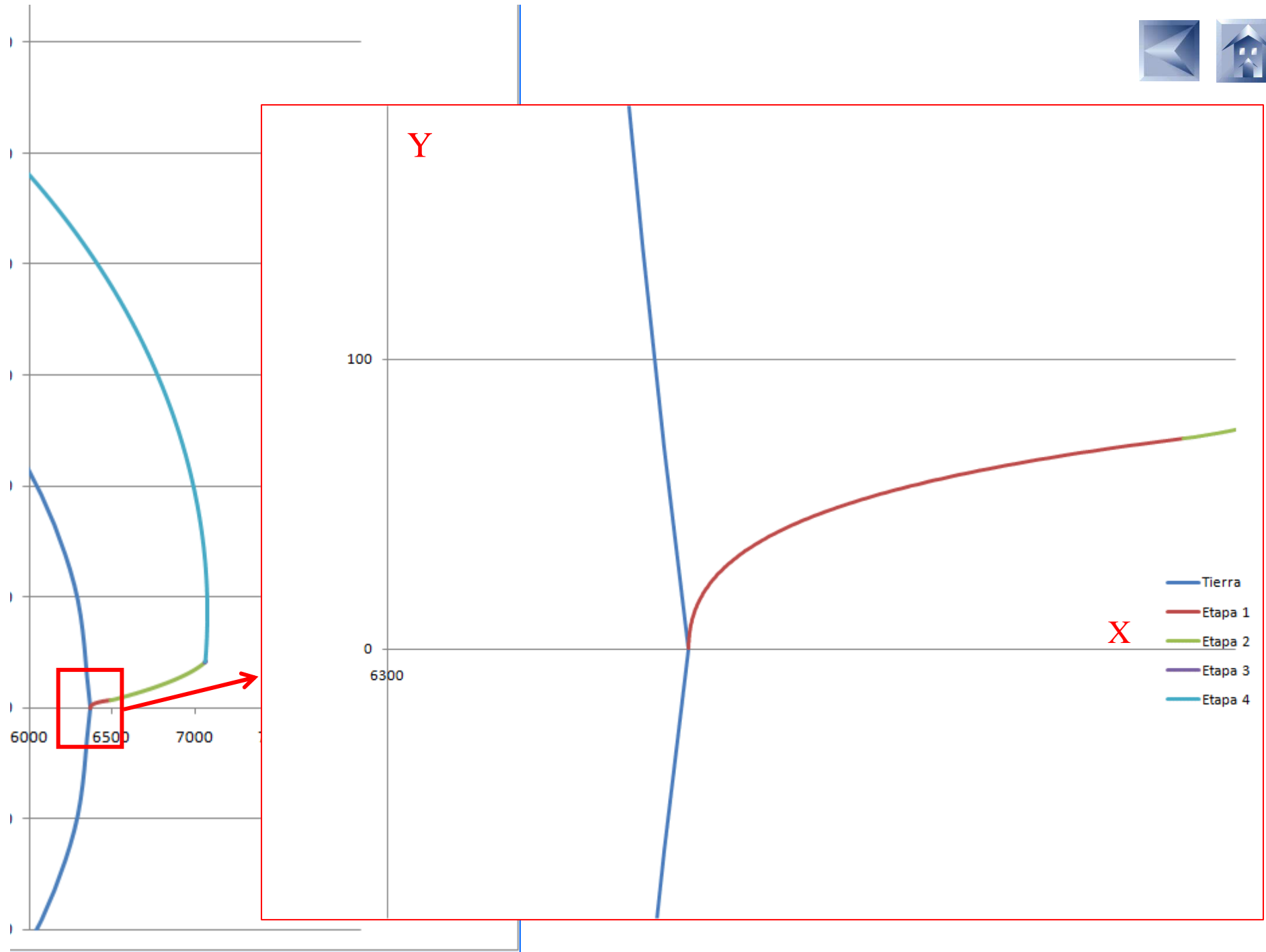
$$RT = 6371000.$$

# Lanzamiento real de un satélite: Explorer I



# Lanzamiento real de un satélite: Explorer I







# Satélite Simón Bolívar

El **Satélite Simón Bolívar** es el primer satélite artificial propiedad del Estado venezolano que está en órbita desde mediados de 2008. Está administrado por el [Ministerio del Poder Popular para Ciencia y Tecnología](#) a través del [Centro Espacial Venezolano](#) (CEV) para el uso pacífico del espacio ultraterrestre. Estará ubicado a 35.786,04 kilómetros de la superficie de la tierra con una órbita geoestacionaria.

El objetivo del **Satélite Simón Bolívar** es facilitar el acceso y transmisión de información. Entre ellos se encuentra la transmisión de mensajes por internet, transmisiones de telefonía, televisión, telemedicina y tele-educación. El gobierno venezolano dice que además servirá para la integración latinoamericana e impulsará a la [Unión de Naciones Suramericanas](#) (Unasur).



# Satélite Simón Bolívar

## Especificaciones

- Inversión de 241 millones de dólares americanos.
- Construido y Diseñado en la República Popular China.
- Vida útil aproximada de 15 Años.
- Peso aproximado de 6 mil kilogramos.
- 3.6 metros de altura, 2.6 metros en su lado superior y 2.1 metros en su lado inferior. Los brazos o paneles solares miden 31 metros, cada uno de 15.50 metros de largo.
- Satélite de tipo Geoestacionario (gira en forma sincrónica con la Tierra) .
- Ubicado a 36.000 Km aprox. de la Tierra.



# Satélite Simón Bolívar

## Historia

El **Satélite Simón Bolívar** nace como parte del proyecto VENESAT-1 impulsado por el Ministerio de Ciencia y Tecnología a mediados de 2004. Ese mismo año se iniciaron conversaciones con la [Agencia Espacial Federal Rusa](#), en principio se trató de concretar el convenio con Rusia pero ante la negativa de éste a la propuesta venezolana de transferencia tecnológica, que incluía la formación de técnicos especializados en el manejo del proyecto **Satélite Simón Bolívar**, Venezuela decide abandonar la propuesta rusa. Luego en octubre de 2004 el Estado venezolano decide iniciar conversaciones con [China](#) quienes aceptaron la transferencia tecnológica.

Fue fabricado por la [Administración Nacional China del Espacio](#) por un valor de 240 millones de dólares según las especificaciones de la [Unión Internacional de Telecomunicaciones](#), además estará encargado de poner en órbita a este satélite. Se espera que con la puesta en órbita del satélite, Venezuela pueda obtener mayor independencia tecnológica. Es probable que el gobierno de Venezuela construya un centro espacial con colaboración técnica china.

Junto al [Ministerio para el Poder Popular para la Ciencia y Tecnología](#) participan también los ministerios de [Infraestructura](#); [Ambiente](#); [Defensa](#); [Industrias Ligeras y Comercio](#); [Planificación y Desarrollo](#); [Comunicación e Información](#) y [Relaciones Exteriores](#).

**MUCHÍSIMAS  
GRACIAS  
POR  
SU  
ATENCIÓN!!!!!!**

[Rocketman](#)

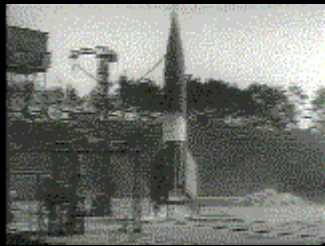


## AGRADECIMIENTOS

Cap. de Navío Alfredo Piñero  
Director del Planetario  
Humboldt

Carlos Quintana  
Coordinador de cursos y  
seminarios del Planetario  
Humboldt.

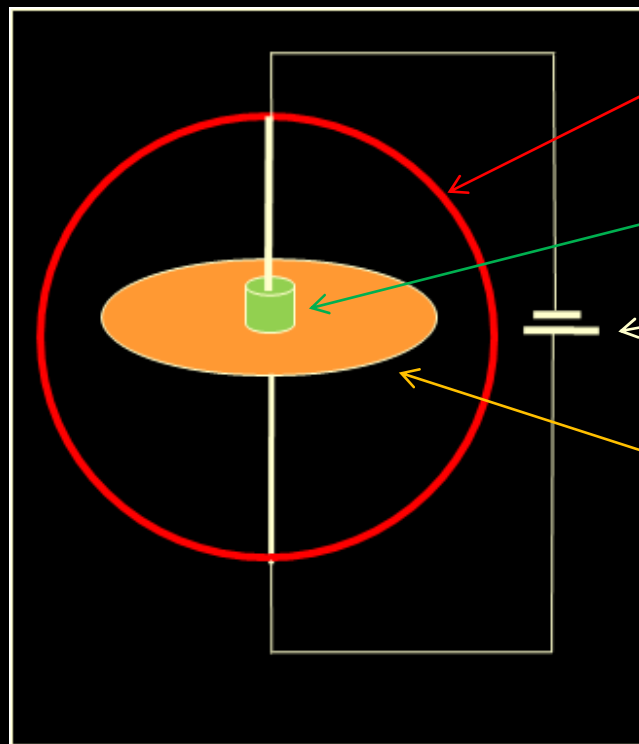
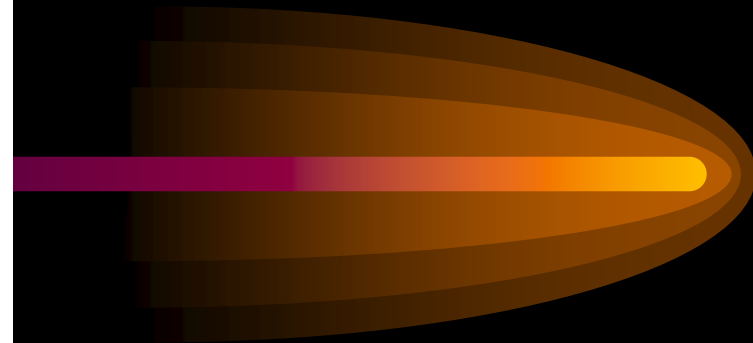
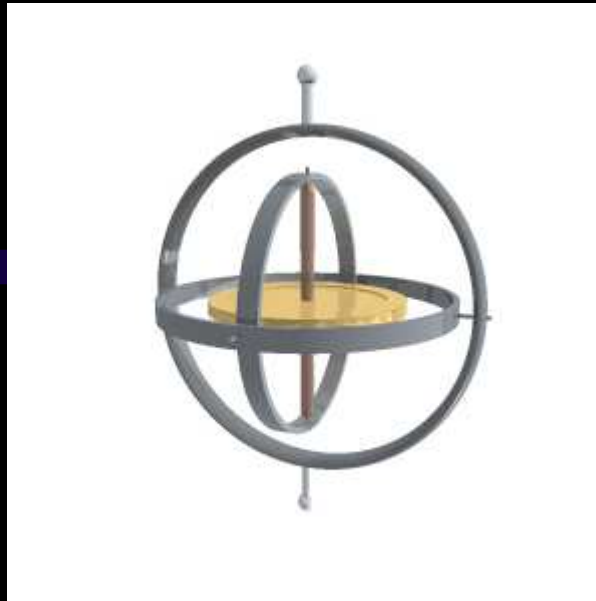
Yacmira Ramirez  
Coordinador de cursos y  
seminarios del Museo de  
Ciencias Naturales.





## LAMINAS DE RESPALDO

# Giroscopio



Riel metálico para el movimiento del giroscopio

Motor eléctrico

Batería

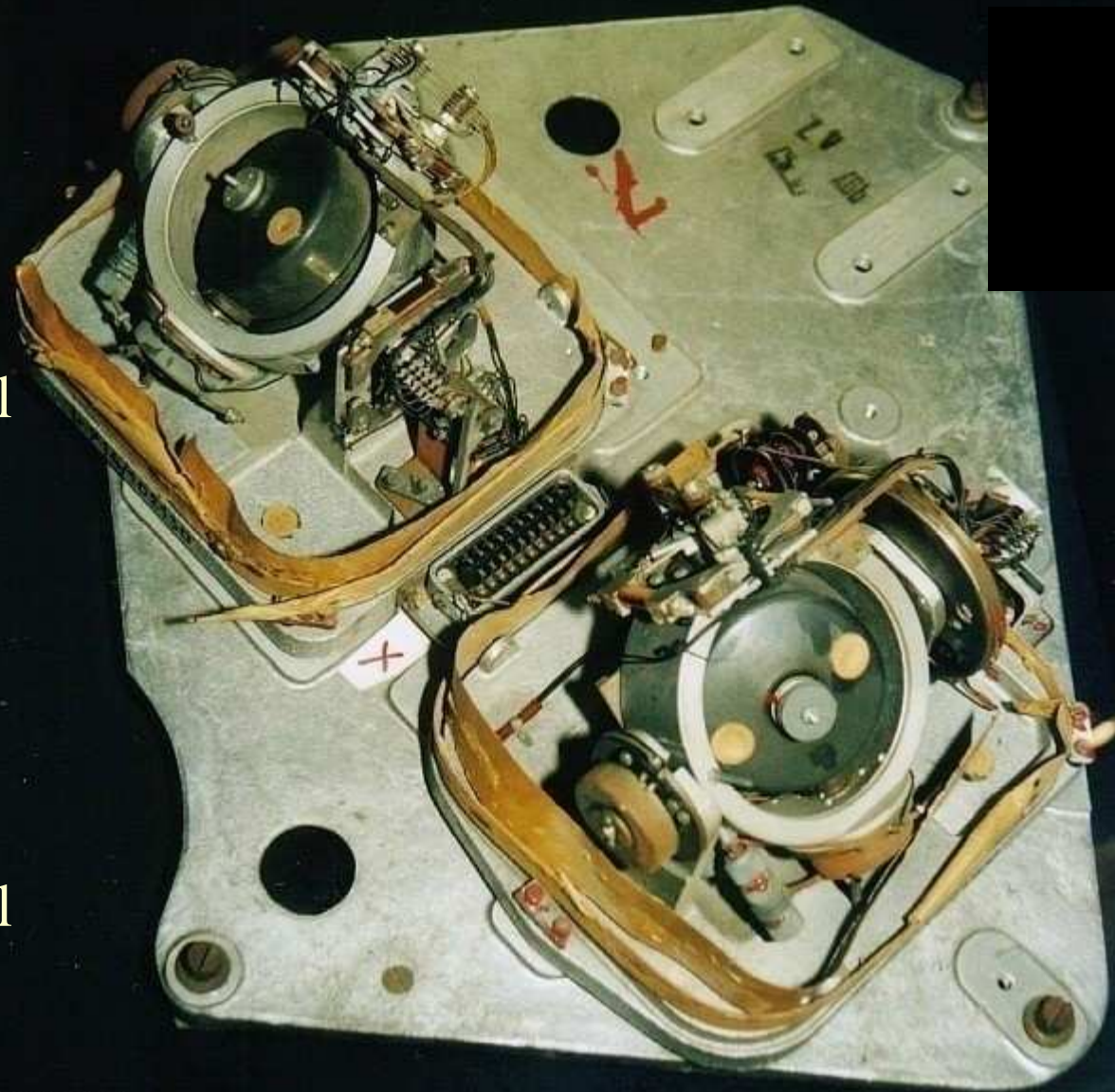
Disco giratorio masivo

# Giroscopio

<http://www.v2rocket.com/start/makeup/design.html>



Parte del Sistema Guía del V2 constituido por dos Giroscopios Libres, para el control lateral del cohete y para conservar el plano de la parábola.



Ed Straten  
hummered@tref.nl

Iván Machín; Física de Misiles y Cohetes

# Cohete tipo V2 alemán

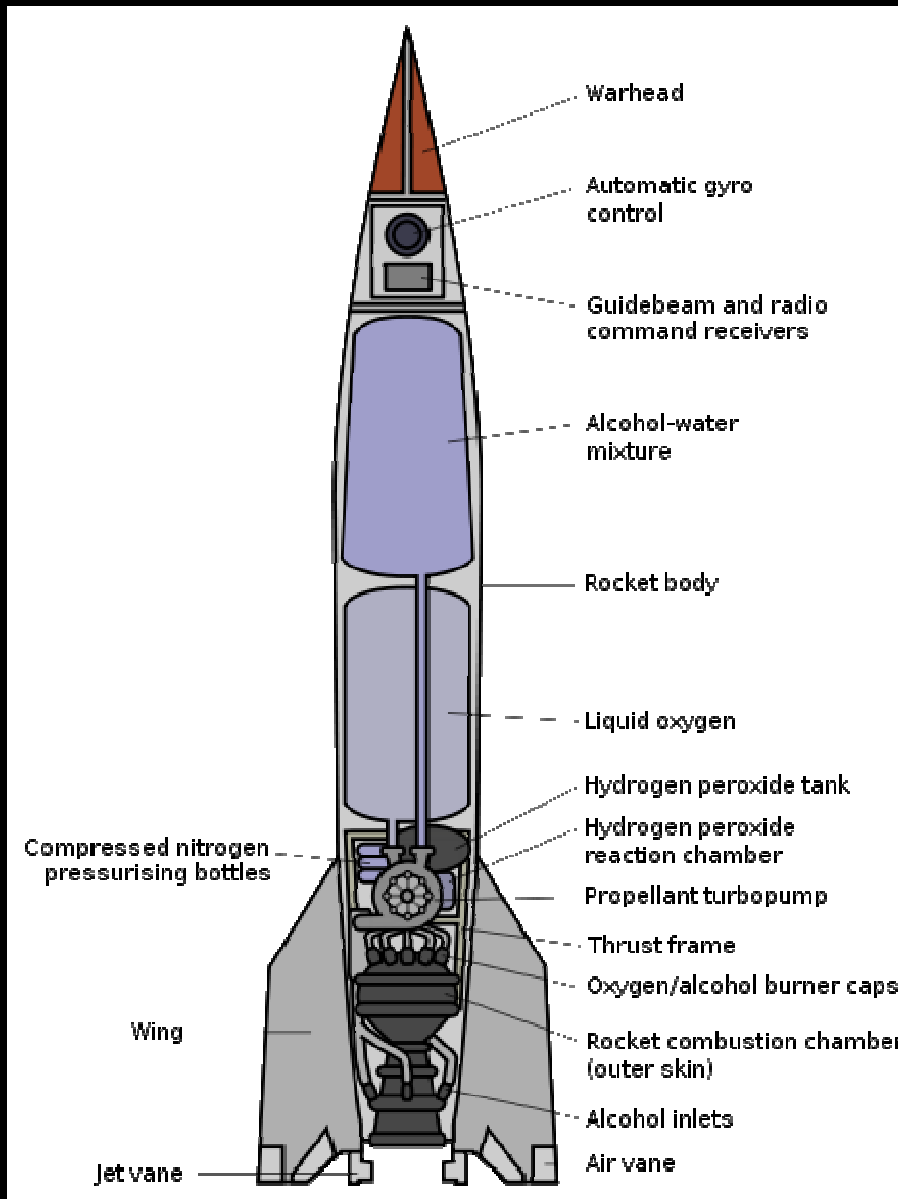


[Ver lanzamiento de una V2](http://www.v2rocket.com/start/makeup/design.html)

<http://www.v2rocket.com/start/makeup/design.html>



# Cohete tipo V2 alemán



## Especificaciones:

**Peso: 12500 Kg (con combustible)**

Impulso Inicial: 24.947 Kg

Impulso (Max.V): 72.574 Kg

Velocidad Max.: 1.341 m/seg

Altura: 83-93 Km

Alcance: 321-362 Km

Carga Explosiva: Amatol (Fp60/40)  
980 Kg (TNT+Nitrato Amonio)

Temperatura Cámara Combustión:  
2.700° C

# Cohete tipo V2 alemán

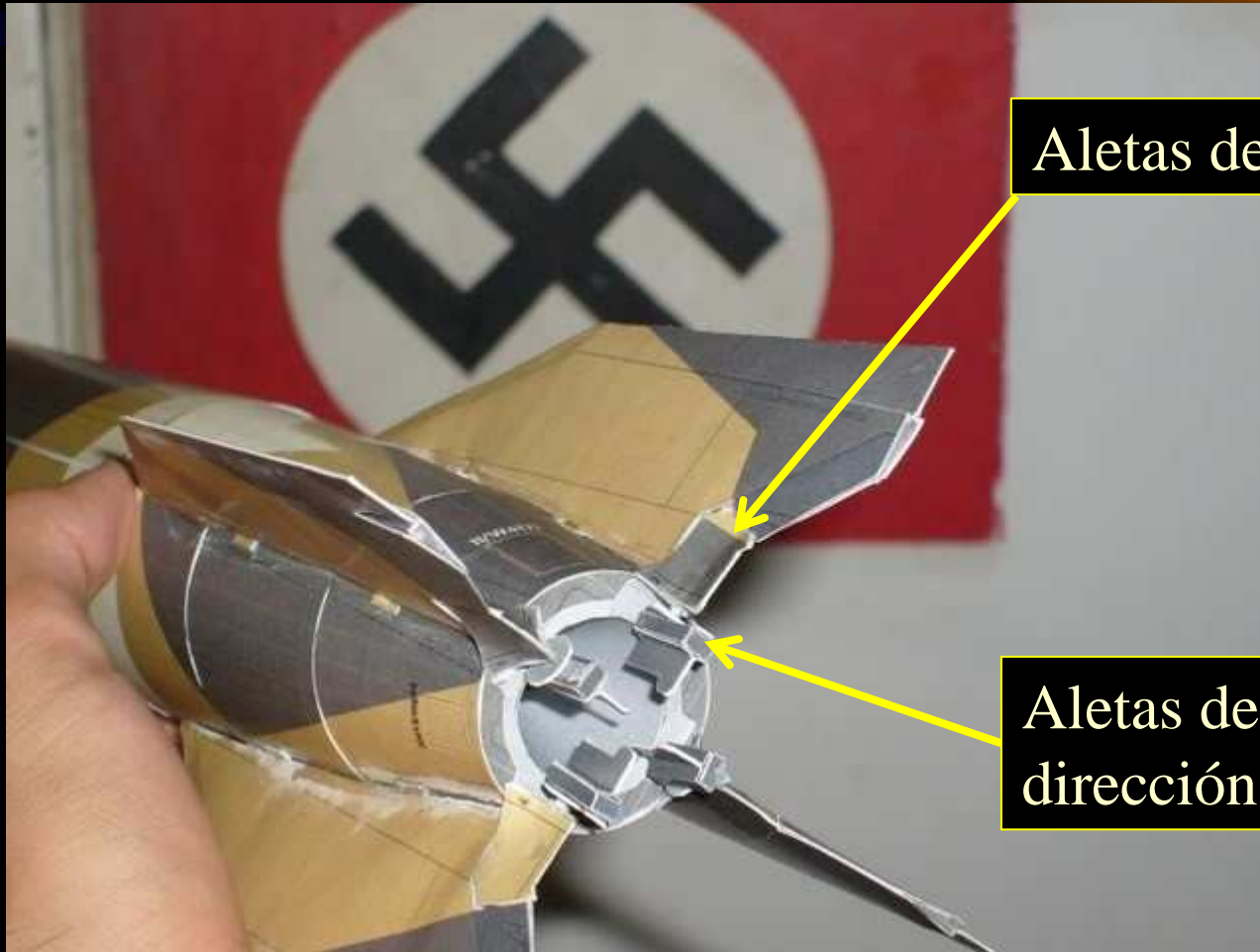
## (Mas Especificaciones)



Power: Liquid-fuelled rocket motor  
Ethyl Alcohol (75%): 8,179 lb, 3710 kg  
Liquid-oxygen: 10,802 lb, 49,00 kg  
Warhead: 1,627 lb of explosives, 738 kg  
(not high explosives, because of frictional warmth exceeding 1,200 degrees F during flight)  
Launch weight: 12.8 tons, 13,000 kg  
Hydrogen Peroxide 285 lbs, 129 kg  
Sodium Permanganate 35 lbs, 15.8 kg  
Nitrogen 30 lbs (Nitrogen has multiple services, the difficult valve system is operated by it and the pressure in the alcohol tank)  
Thrust at liftoff: 55,100 lb, 25,000 kg  
Fuel consumption, per sec:  
286 lb, 130 kg

Acceleration at liftoff: 0.9 g  
Burn time: 65 sec.  
Guidance: Gyro Preset  
Burning temp. 4,802 degrees F, 2,650 degrees C  
Consumption 276 lbs/per sec, 125 kg/per sec  
Max motor temp: ~2,700 degrees C, ~4,890 degrees F  
Motor pressure: 15 bar, 217 lb/sq inch  
Nozzle expansion ratio: 15.45:0.85  
Warhead/Launch weight ratio: 0.075  
Maximum speed: 5,400 km/h, 3,355 mph  
Maximum altitude: 96 km, 60 miles  
Length: 14 m, 46 feet  
Body diameter: 1.651 m, 5 ft. 5 inches  
Diameter over fins 3.55 m, 11 ft. 8 inches  
Rocket stays vertical after liftoff: 5 sec.  
*-completes tilt within: 50 sec.*  
*-attains angle of 49 degrees from vertical at: 54 sec.*  
*-passes speed of sound: 25 sec.*  
Velocity along trajectory (max): 1,600 m / sec., 1 mi / sec.  
Impact velocity: 1,100 m / sec., 3,600 ft. / sec.  
Apogee of trajectory: 90 km, 56 mi  
Range: 320 km, 199 mi

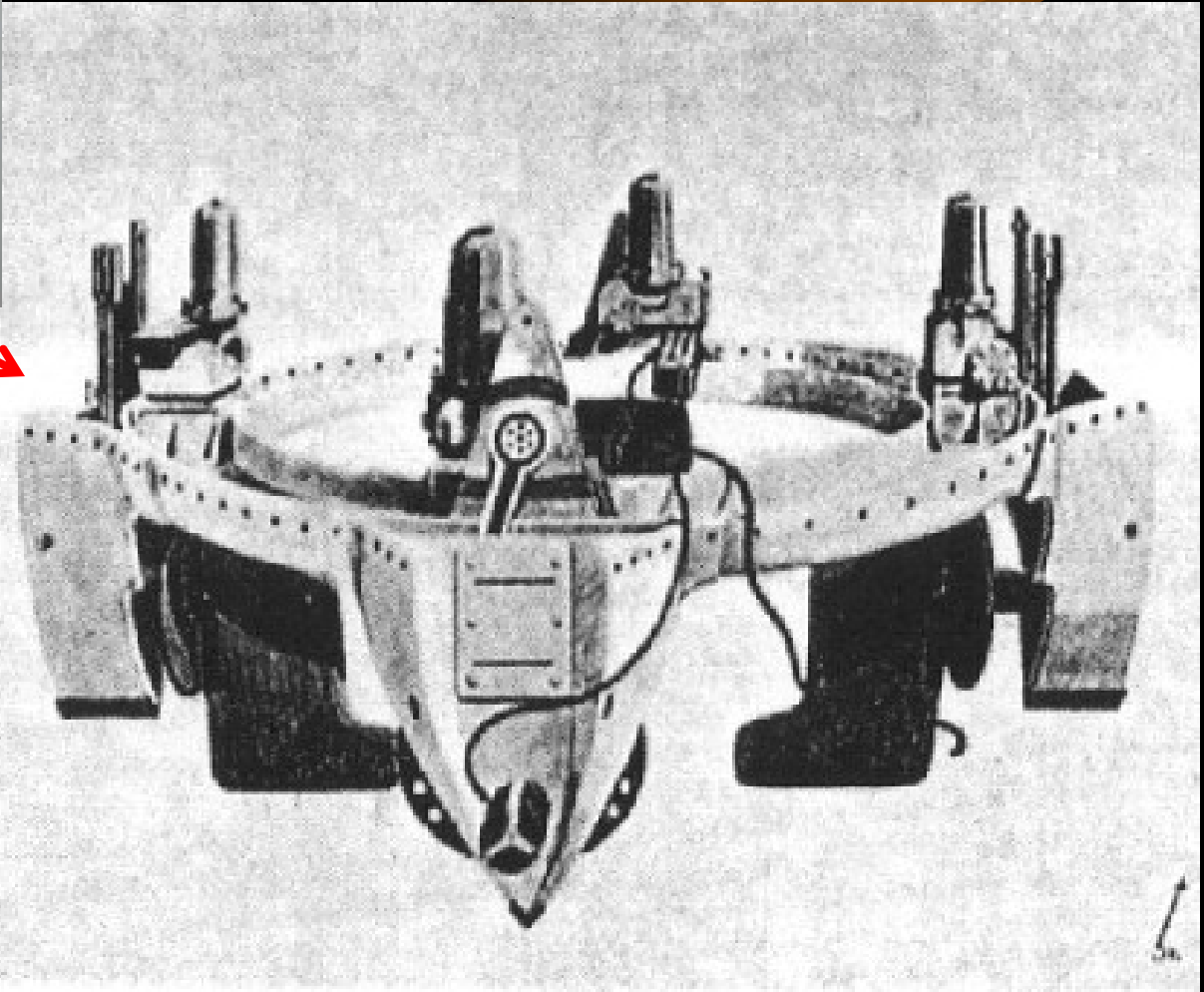
# Cohete tipo V2 alemán



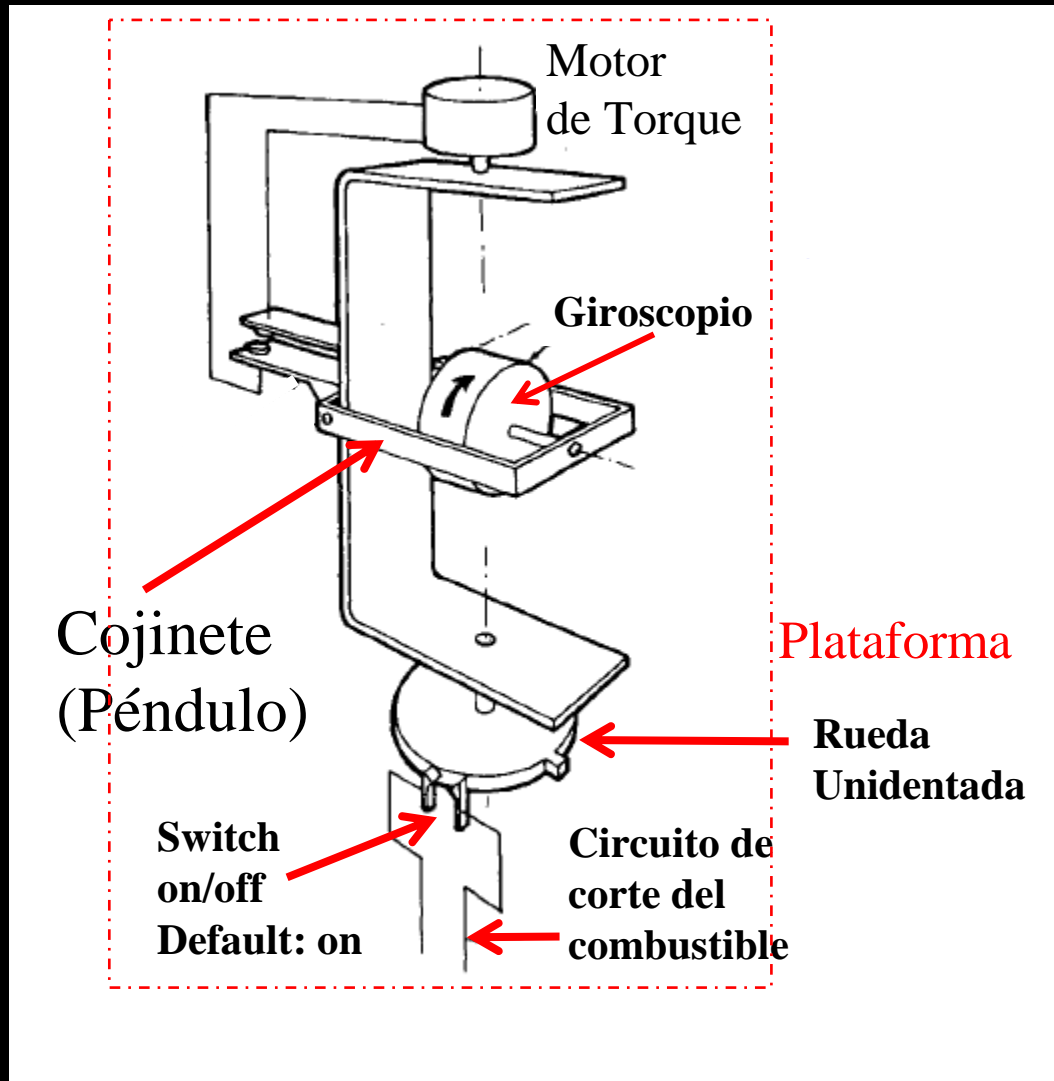
Aletas de cola

Aletas de grafito para la dirección del V2

# Cohete tipo V2 alemán



# ACELEROMETRO



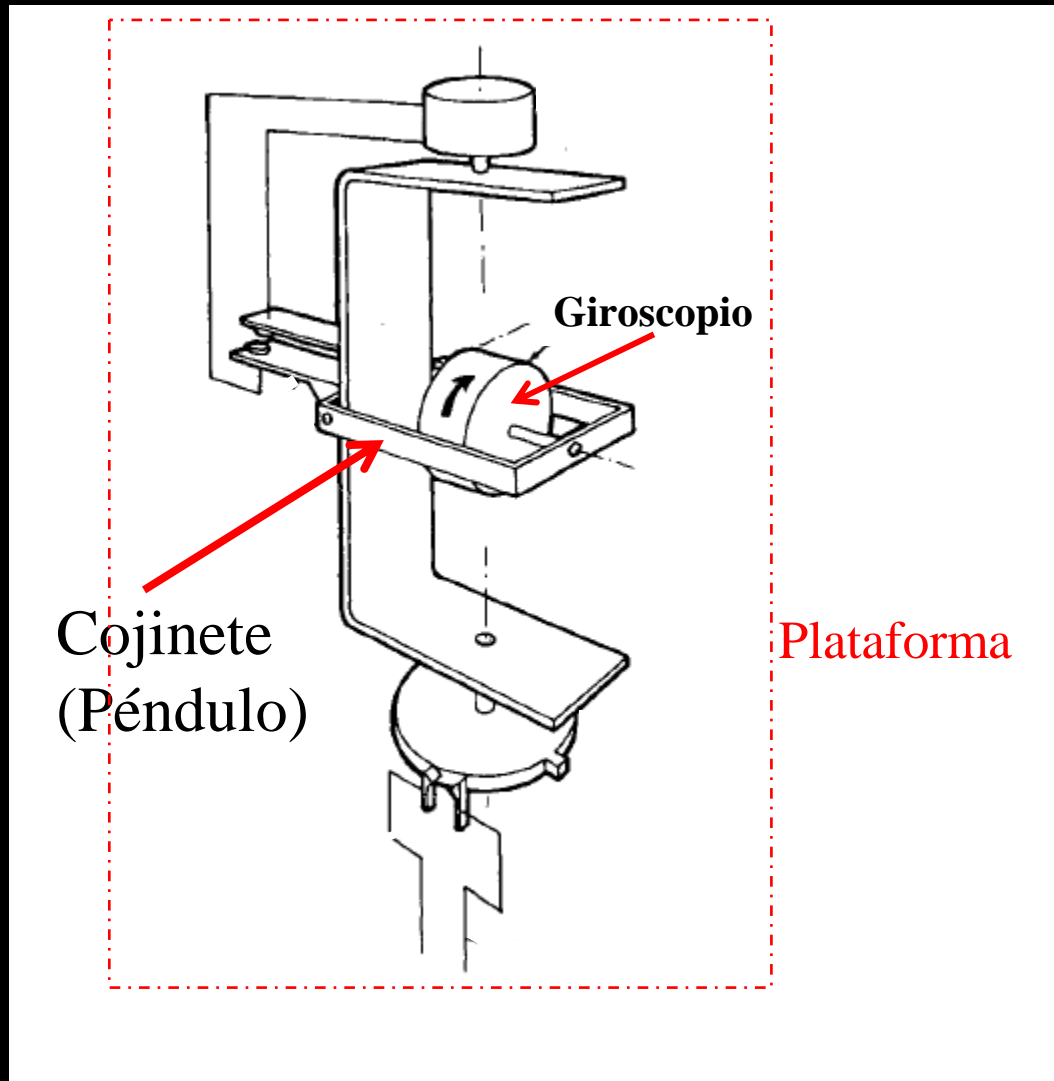
## Descripción

Péndulo

Giro-Acelerómetro  
de Mueller

[http://en.wikipedia.org/wiki/File:PIGA\\_accelerometer\\_1.png](http://en.wikipedia.org/wiki/File:PIGA_accelerometer_1.png)

# ACELEROMETRO

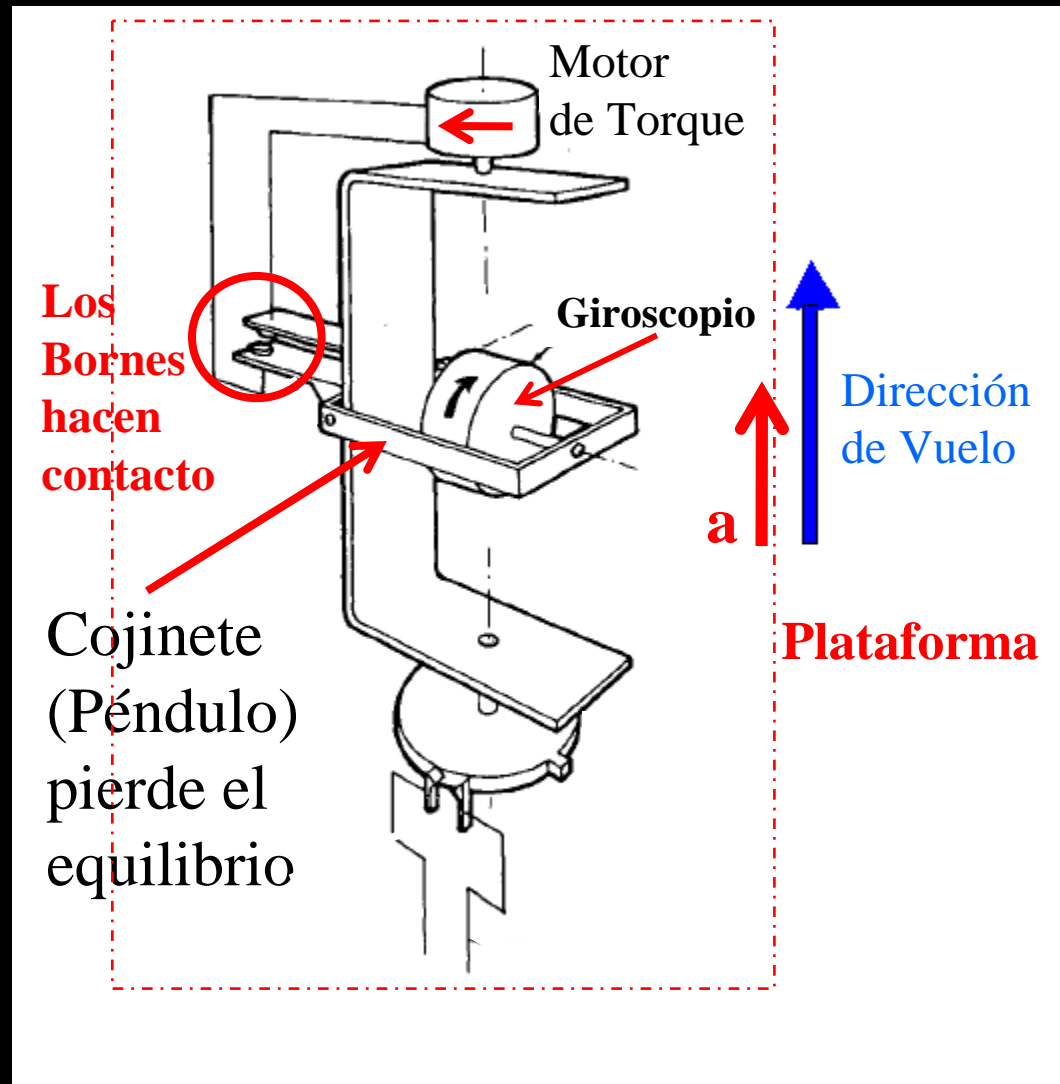


## Sin-Aceleración

El Péndulo se encuentra en equilibrio gracias a que el Giroscopio evita que se caiga.

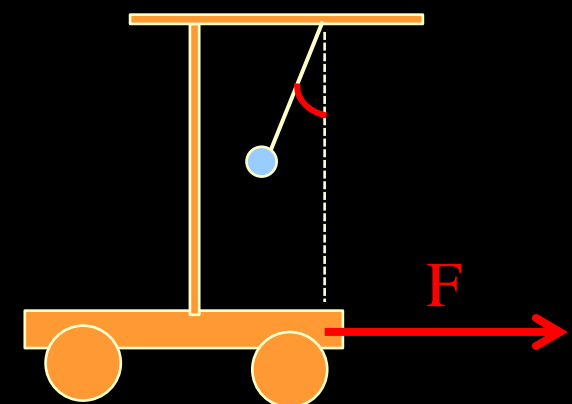
[http://en.wikipedia.org/wiki/File:PIGA\\_accelerometer\\_1.png](http://en.wikipedia.org/wiki/File:PIGA_accelerometer_1.png)

# ACELEROMETRO



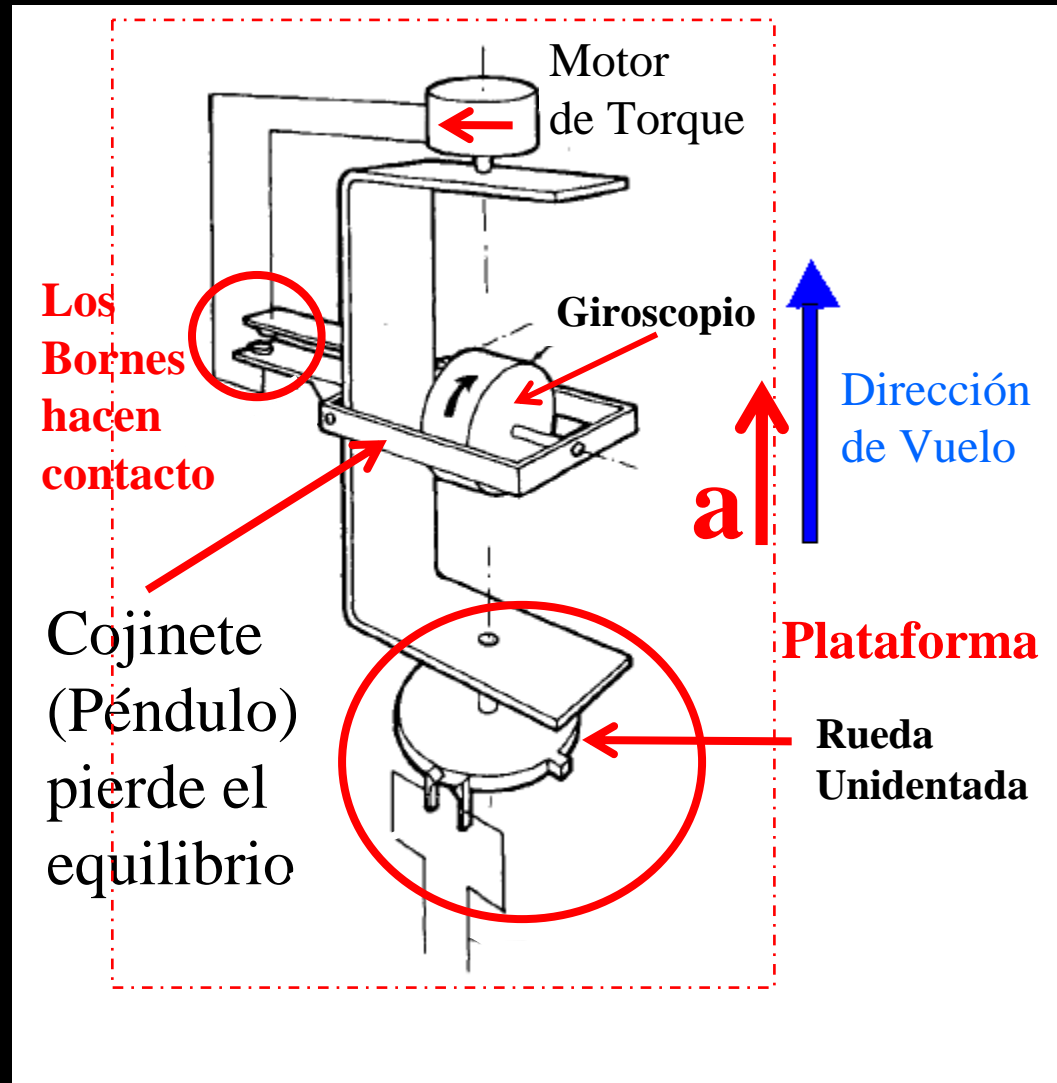
## Con-Aceleración

El Péndulo pierde el equilibrio y el cojinete hace contacto, cerrando un circuito que alimenta al Motor de Torque. Esto hace que toda la Plataforma gire.



[http://en.wikipedia.org/wiki/File:PIGA\\_accelerometer\\_1.png](http://en.wikipedia.org/wiki/File:PIGA_accelerometer_1.png)

# ACELEROMETRO



## Con-Aceleración

El cohete tiene una aceleración constante ( $a$ ), la Rueda Unidentada (RU) se mueve y el diente llega hasta el switch que activa un circuito que apaga el motor del cohete.

La posición del diente de la Rueda Unidentada se coloca según la altura del Punto de Pivote.

$$h = V_0 \cdot t + \frac{1}{2} \cdot a \cdot t^2$$

$$V_0 = 0$$

[http://en.wikipedia.org/wiki/File:PIGA\\_accelerometer\\_1.png](http://en.wikipedia.org/wiki/File:PIGA_accelerometer_1.png)



Por qué no cae la rueda.

<http://www.youtube.com/watch?v=-TqC6dIFOSM&feature=related>

Conservación del momento angular y sus consecuencias.

[http://www.youtube.com/watch?v=ffb\\_Q0M4EiU&feature=related](http://www.youtube.com/watch?v=ffb_Q0M4EiU&feature=related)



El año 1955 fue crucial para los vuelos espaciales. Proclamado por la comunidad científica internacional como año geofísico internacional, tanto la Unión Soviética como los Estados Unidos anunciaron su voluntad de lanzar satélites artificiales.

La Unión Soviética pensó utilizar como cohetes espaciales sus grandes misiles balísticos intercontinentales; los EE.UU., al no poseer misiles de la potencia de los rusos, prepararon el Proyecto Vanguard. La idea era emplear un cohete a combustible líquido ya existente, el Viking, como primera sección y, como segunda y tercera, pequeños cohetes a combustible sólido.

Pero había demasiada prisa: el Proyecto Vanguard fue un desastre, una serie de lanzamientos frustrados con los vehículos que se destruían a veces sin siquiera alzarse de la rampa de lanzamiento. El fracaso del Vanguard fue acrecentado por los éxitos soviéticos: el 4 de octubre de 1957 se puso en órbita el Sputnik 1, un satélite artificial con un peso de 184 libras que realizaba una vuelta alrededor de la Tierra cada 95 minutos. El cohete empleado por los soviéticos había sido un misil balístico oportunamente readaptado.

Un mes más tarde, los rusos lanzaron el Sputnik 2, un satélite con un pasajero a bordo, una perra de nombre Laika. Los Estados Unidos, por lo tanto se vieron obligados a actuar de prisa. Abandonado el desastroso Proyecto Vanguard, se pensó en otro cohete. Bajo la guía de Werner von Braun, un equipo de ingenieros construyó el Júpiter, una versión ampliada del cohete Redstone, que preveía el empleo de una segunda sección formada por cohetes de combustible sólido.

El 31 de enero de 1958, exactamente 84 días después de aprobado el proyecto de von Braun, el primer Júpiter puso en órbita al Explorer 1, el primer satélite artificial americano. Entusiasmados por el éxito, los políticos americanos se dieron cuenta que era necesario crear un ente espacial civil



Explorer's Juno-1 launch vehicle had four stages. The first stage was an upgraded Redstone liquid propellant rocket. The second, third, and fourth stage rockets consisted of eleven, three, and one scaled-down Sergeant solid propellant rocket motors (respectively). Since the upper stages of the rocket were unguided, they were kept on their desired path in ascent by spinning them up to 750 RPM before launch. You can see this spin up take place in the second video, above (the upper stages are nested inside one another, in the cylindrical section atop the nose of the launch vehicle). This design inadvertently led to the discovery of a basic principle of dynamics — given even a minimal amount of energy dissipation, a spinning body in space will eventually re-orient itself to a “flat spin” since that is the body's minimum energy state. This surprised the operators of Explorer 1 when days after launch they realized it was tumbling end over end (rather than spinning along its long axis, as it was at launch). The flexing of the spacecraft's whip antennas had helped Explorer 1 transition itself to a flat spin.

[http://sortingoutscience.net/2008/01/31/explorer\\_1\\_at\\_50/](http://sortingoutscience.net/2008/01/31/explorer_1_at_50/)

Explorer I Video(1)

<http://www.youtube.com/watch?v=w1gj2sTgfR8>

Explorer I Video (a)

<http://www.youtube.com/watch?v=ShOMrKGyLgM&feature=related>

