



COHETERÍA: DISEÑO, ESTABILIDAD Y DINÁMICA DE VUELO



OATEC - 2026

Índice

1. Introducción General a la Cohetería	3
2. Fundamentos Dinámicos y Fuerzas Actuantes	4
2.1. Leyes del Movimiento de Newton	4
2.2. Fuerzas Durante el Vuelo	5
2.3. Generación del Empuje	6
2.4. Variación de la Masa y del Peso	8
3. Vuelo y Trayectoria	9
3.1. Movimiento de Traslación Vertical	9
3.2. Movimiento de Caída Libre y Deducción de la Velocidad Terminal	10
3.3. Modelo Matemático de Vuelo	11
3.3.1. Modelo Real de Vuelo: Consideración de Masa Variable durante la Propulsión	13
4. Masa y Distribución de Masa	15
4.1. Coeficientes y Relaciones de Masa	15
4.2. Desplazamiento Dinámico del Centro de Gravedad	16
4.3. Determinación de CG	17
4.3.1. Determinación Práctica del Centro de Gravedad (CG)	17
4.3.2. Cálculo Analítico del Centro de Masa (CG)	17
5. Aerodinámica Avanzada y Regímenes de Compresibilidad	19
5.1. Análisis de las Componentes del Coeficiente de Arrastre	19
5.2. Determinación del Centro de Presión mediante las Ecuaciones de Barrowman	20
5.3. Determinación Estimada del Centro de Presión (CP): El Método de la Silueta de Cartón	20
5.4. Efectos de la Velocidad y Regímenes de Mach	21
6. Estabilidad y Dinámica de Control Rotacional	22
6.1. Rotaciones de Cuerpo Rígido y Grados de Libertad	22
6.2. La Regla de Oro de la Estabilidad Pasiva Aerodinámica	24
6.3. El Fenómeno del Efecto Veleta (Weathercocking)	25
6.4. Sistemas Activos y Pasivos de Control	25
6.5. Ensayo Práctico de Estabilidad: La Prueba del Revoleo (Swing Test) . . .	26
7. Arquitectura Estructural y Diseño de Sistemas	27
7.1. Análisis Modular de Partes de un Cohete Experimental	27
7.2. El Sistema Estructural (Airframe)	28
7.3. El Sistema de Carga Útil (Payload)	28
7.4. El Sistema de Guiado, Control e Instrumentación	29
7.5. Diferencias Operativas entre Cohetes Reales y Cohetes de Modelismo . . .	29
8. Ejercicios de Aplicación	31
8.1. Ejercicio 1: Estimación del Centro de Presión mediante el Método de la Silueta	31
8.2. Ejercicio 2: Cálculo del Centro de Gravedad y Margen de Estabilidad . . .	32

8.3. Ejercicio 3: Trayectoria Balística y Velocidad Terminal	33
8.4. Ejercicio 4: Trayectoria Balística con Componente Horizontal	34
8.5. Ejercicio 5: Diseño de una Trayectoria Balística	34

1. Introducción General a la Cohetería

Un cohete es un dispositivo mecánico, vehículo o aeronave que genera su fuerza de avance (denominada empuje) mediante la expulsión a altísima velocidad de un flujo de gases calientes producidos en una cámara de combustión interna. Físicamente, el funcionamiento de un motor cohete representa la aplicación directa de la Tercera Ley de Newton, el principio de acción y reacción: al acelerar y eyectar masa hacia atrás a través de una tobera, el motor experimenta una fuerza reactiva de igual magnitud y sentido opuesto que propulsa al vehículo hacia adelante.

La distinción fundamental entre un cohete y un avión convencional a reacción radica en el almacenamiento del oxidante. Mientras que los turborreactores de aviación aspiran el oxígeno libre del aire de la atmósfera para quemar el combustible, los cohetes transportan tanto el combustible como el oxidante (el sistema completo de propulsante) de forma interna dentro de sus tanques o cartuchos. Esta autonomía de operación química les confiere la propiedad exclusiva de funcionar físicamente con total eficiencia tanto en las capas densas de la baja atmósfera terrestre como en las condiciones de vacío absoluto que caracterizan al espacio exterior.

En el marco de la ingeniería aeroespacial moderna y la cohetería experimental o de modelismo, el desarrollo de un vehículo exige un balance interdisciplinario riguroso. Es mandatorio comprender cómo interactúan de forma dinámica las fuerzas propulsivas, el decaimiento de masa, las perturbaciones aerodinámicas y las rotaciones rígidas del fuselaje, garantizando así trayectorias de vuelo estables, predecibles y seguras.

Nota Preliminar sobre el Apunte

Este documento constituye una traducción y adaptación al castellano del contenido educativo oficial provisto por el Centro de Investigación Glenn de la NASA en su guía básica *"Beginner's Guide to Rockets"*. El enlace base de la plataforma es <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/guide-to-rockets/> [1]. Para profundizar en los conceptos aquí expuestos o acceder a mayor información detallada, se sugiere al lector remitirse directamente a dicha fuente original.

Asimismo, es importante aclarar que ciertos términos técnicos, acrónimos y variables físicas específicas se conservan o presentan deliberadamente en su idioma original (inglés) de forma complementaria a su traducción. Esta decisión metodológica tiene como propósito mitigar ambigüedades y permitir una fácil vinculación y correlación directa tanto con la documentación de origen como con las herramientas de cálculo interactivo y las figuras explicativas oficiales de la NASA.

Como referencia los siguientes capítulos y secciones principales de la guía original de la NASA se consideran de interés:

- *Rocket Fundamentals*
- *Rocket Motion*
- *Stability and Control*
- *Terminal Velocity*
- *Flight Equations with Drag*
- *Ballistic Flight Calculator*

- *Model Rockets*
- *Full Scale Rockets*
- *Thrust*
- *Weight*
- *Aerodynamic Force*

Para profundizar en los conceptos expuestos o acceder al desarrollo completo de los temas, se recomienda consultar directamente la fuente original de la NASA.

2. Fundamentos Dinámicos y Fuerzas Actuantes

Todo movimiento puede explicarse analizando las fuerzas que actúan sobre un cuerpo.

Cuando un cohete despegue, su velocidad cambia continuamente debido a la acción simultánea del empuje generado por el motor, la gravedad y las fuerzas aerodinámicas producidas por el aire. La mecánica clásica, desarrollada por Isaac Newton en el siglo XVII, proporciona las herramientas necesarias para describir matemáticamente este movimiento.

Las tres leyes de Newton constituyen la base de prácticamente toda la ingeniería aeroespacial y permiten comprender tanto el vuelo de un pequeño cohete de modelismo como el lanzamiento de un vehículo espacial.

2.1. Leyes del Movimiento de Newton

Sir Isaac Newton trabajó en numerosas áreas de las matemáticas y la física. Desarrolló sus teorías sobre la gravitación en 1666, cuando tenía solo 23 años. Veinte años más tarde, en 1686, presentó sus tres leyes del movimiento en su obra maestra "*Philosophiae Naturalis Principia Mathematica*". Estas leyes explican de forma matemática la relación existente entre un objeto físico y las fuerzas que actúan sobre él, proporcionando la base conceptual de toda la física moderna.

Primera Ley de Newton: La Inercia. La Primera Ley de Newton establece que "*un cuerpo permanece en reposo o en movimiento rectilíneo uniforme mientras la fuerza neta que actúe sobre él sea igual a cero*".

Esta propiedad recibe el nombre de **inercia**. Cuanto mayor es la masa de un objeto, mayor será la dificultad para modificar su estado de movimiento.

Si todas las fuerzas externas aplicadas sobre un cuerpo se cancelan mutuamente, entonces la fuerza neta que actúa sobre el objeto es igual a cero. Al no registrarse una fuerza neta sobre el cuerpo, este mantendrá una velocidad constante (es decir, conservará fíjamente tanto su rapidez como su dirección de avance).

Segunda Ley de Newton: La Fuerza. La segunda ley estipula que: "*La aceleración de un objeto depende de la masa del objeto y de la cantidad de fuerza aplicada*".

De forma rigurosa, esta ley define que una fuerza es igual al cambio en la cantidad de movimiento (también denominado momento lineal) por unidad de cambio en el tiempo. El momento lineal se define formalmente como el producto de la masa m de un objeto por

su vector de velocidad V . Para un cuerpo que posee una masa constante m , la segunda ley de Newton se expresa matemáticamente como:

$$F = m \cdot \left(\frac{V_1 - V_0}{t_1 - t_0} \right) \quad (1)$$

Dado que el cambio de velocidad dividido por el intervalo de tiempo transcurrido constituye la definición matemática de la aceleración (a), la segunda ley se reduce a su producto más familiar y conocido:

$$F = m \cdot a \quad (2)$$

Es de vital importancia recordar que esta relación simplificada ($F = m \cdot a$) es válida únicamente para objetos que mantienen una masa estrictamente constante durante el análisis. Por ejemplo, la variación de peso por el consumo de combustible en un avión puede considerarse pequeña y despreciable con respecto al peso total si solo se analizan intervalos de tiempo muy cortos; o si se estudia el vuelo de una pelota, su masa se mantendrá ciertamente constante. Sin embargo, en el caso del vuelo de un cohete, la masa disminuye de manera drástica y continua debido al quemado del propelente, por lo que requiere emplear la ecuación general basada en la variación de la cantidad de movimiento.

Cabe destacar que la ecuación opera en ambos sentidos: una fuerza aplicada genera un cambio en la velocidad del cuerpo y, de igual manera, un cambio forzado en la velocidad genera una fuerza reactiva. Variables físicas como la velocidad, la fuerza, la aceleración y el momento lineal poseen tanto una magnitud numérica como una dirección espacial asociada. A esto se lo denomina una **magnitud vectorial**. Por lo tanto, las ecuaciones mostradas aquí son en realidad expresiones vectoriales y pueden aplicarse de forma independiente en cada una de las direcciones componentes del espacio tridimensional (arriba-abajo, izquierda-derecha, adelante-atrás).

Ejemplo de fuerza relacionado con el ámbito de la aerodinámica:

- La aceleración resultante que experimenta una aeronave debido a la acción simultánea e integrada de las fuerzas aerodinámicas, su propio peso y el empuje de sus plantas motrices.

Tercera Ley de Newton: Acción y Reacción. La tercera ley enuncia que: "*Cada vez que un objeto ejerce una fuerza sobre un segundo objeto, este último ejerce una fuerza de igual magnitud y en sentido opuesto sobre el primero*".

Su tercera ley establece que para cada acción (fuerza) en la naturaleza existe siempre una reacción igual y opuesta. Si un objeto A ejerce una fuerza sobre un objeto B , el objeto B ejercerá de forma simultánea una fuerza idéntica en magnitud pero en sentido contrario sobre el objeto A . En otras palabras, las fuerzas no existen de forma aislada, sino que son el resultado directo de interacciones mutuas entre los cuerpos.

2.2. Fuerzas Durante el Vuelo

Durante el vuelo atmosférico, un cohete está sometido a cuatro fuerzas principales: el **empuje** (*thrust*), el **peso** (*weight*), la **resistencia aerodinámica** o **arrastre** (*drag*) y la **sustentación** (*lift*). La trayectoria del vehículo depende de la suma vectorial de estas fuerzas, de acuerdo con la Segunda Ley de Newton.

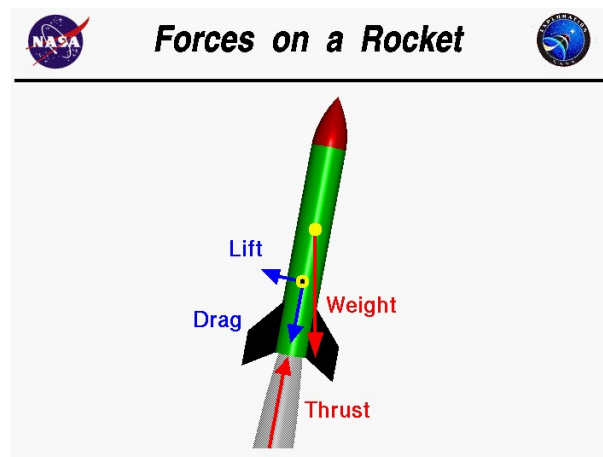


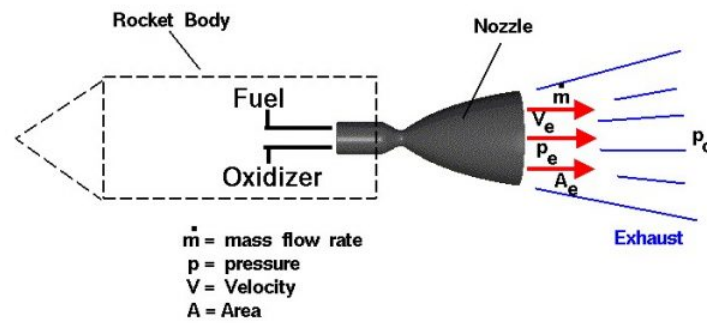
Figura 1: Fuerzas sobre un cohete.

- **Empuje (Thrust).** Es la fuerza generada por el motor cohete al expulsar gases a gran velocidad a través de la tobera. En condiciones normales actúa aproximadamente a lo largo del eje longitudinal del vehículo y es la responsable de acelerar el cohete durante la fase propulsada.
- **Peso (Weight).** Es la fuerza con la que la gravedad atrae al cohete hacia el centro de la Tierra. Su magnitud depende de la masa instantánea del vehículo y de la aceleración de la gravedad. A medida que el motor consume el propulsante, la masa disminuye y, por lo tanto, también lo hace el peso.
- **Resistencia Aerodinámica (Drag).** Es la fuerza que ejerce el aire sobre el cohete cuando este se desplaza a través de la atmósfera. Siempre actúa en sentido opuesto a la velocidad del vehículo y tiende a disminuir su aceleración y su velocidad. Su magnitud depende principalmente de la velocidad, la densidad del aire, la forma del cohete y su coeficiente de arrastre.
- **Sustentación (Lift).** Es la fuerza aerodinámica perpendicular a la dirección del flujo de aire relativo. En un avión constituye la fuerza que mantiene el vuelo. En un cohete correctamente diseñado, la sustentación suele ser pequeña durante un ascenso vertical, ya que el vehículo vuela con un ángulo de ataque cercano a cero. Sin embargo, cuando una ráfaga de viento o una perturbación inclinan el cohete, aparecen fuerzas de sustentación sobre el fuselaje y las aletas. Estas fuerzas generan momentos aerodinámicos que pueden contribuir a restablecer la orientación del vehículo si este posee estabilidad estática positiva.

Observación. Durante el vuelo fuera de la atmósfera desaparecen prácticamente las fuerzas aerodinámicas (arrastre y sustentación). En esas condiciones, el movimiento del cohete queda determinado únicamente por el empuje del motor (si está encendido) y la atracción gravitatoria.

2.3. Generación del Empuje

El empuje es la fuerza que impulsa al cohete durante el vuelo. Se genera cuando el motor expulsa gases a muy alta velocidad a través de la tobera.



$$\text{Thrust} = F = \dot{m} V_e + (p_e - p_o) A_e$$

Figura 2: Generación de Empuje.

De acuerdo con la Tercera Ley de Newton, toda acción produce una reacción de igual magnitud y sentido opuesto. Al acelerar los gases hacia atrás, el motor experimenta una fuerza de reacción que empuja al cohete hacia adelante.

El empuje también puede interpretarse mediante la conservación de la cantidad de movimiento: el motor transfiere momento lineal a los gases expulsados y, como consecuencia, el cohete adquiere una cantidad de movimiento equivalente en sentido contrario.

En un motor cohete, el empuje total puede calcularse mediante la siguiente expresión:

$$F = \dot{m}V_e + (p_e - p_o) A_e \quad (3)$$

donde:

$\dot{m}$ flujo másico de gases expulsados (kg/s),

V_e velocidad de salida de los gases (m/s),

p_e presión de los gases a la salida de la tobera,

p_o presión atmosférica exterior,

A_e área de salida de la tobera.

El primer término,

$$\dot{m}V_e,$$

se denomina **empuje por cantidad de movimiento**. Representa la fuerza producida al expulsar masa a gran velocidad y suele ser la principal contribución al empuje total.

El segundo término,

$$(p_e - p_a)A_e,$$

se conoce como **empuje de presión**. Su magnitud depende de la diferencia entre la presión de los gases al salir de la tobera y la presión atmosférica. A medida que el cohete asciende y la presión exterior disminuye, esta contribución puede variar significativamente.

Según la relación entre la presión de salida de los gases (p_e) y la presión atmosférica (p_o), una tobera puede operar en tres condiciones distintas:

1. **Tobera adaptada** ($p_e = p_o$).

La presión de los gases al abandonar la tobera coincide con la presión atmosférica. En esta condición la expansión es óptima y el motor alcanza su máxima eficiencia para esa altitud.

2. **Tobera subexpandida** ($p_e > p_o$).

Los gases todavía poseen una presión superior a la del ambiente al salir de la tobera y continúan expandiéndose fuera de ella. Esta situación es habitual cuando un motor diseñado para operar cerca del nivel del mar asciende hacia regiones de menor presión atmosférica.

3. **Tobera sobreexpandida** ($p_e < p_o$).

La presión atmosférica es mayor que la presión de salida de los gases. En motores de gran expansión esto puede provocar la separación del flujo dentro de la tobera e incluso generar inestabilidades si el fenómeno es suficientemente intenso.

Una misma tobera puede pasar por las tres condiciones durante un lanzamiento. A medida que el cohete asciende, la presión atmosférica disminuye continuamente, modificando la relación entre p_e y p_o .

2.4. Variación de la Masa y del Peso

Una característica que distingue a un cohete de la mayoría de los vehículos es que su masa disminuye continuamente durante el vuelo. Esto ocurre porque el motor consume propulsante y lo expulsa a gran velocidad para generar empuje.

En cada instante, la masa total del cohete puede expresarse como:

$$m(t) = m_{\text{estructura}} + m_{\text{carga}} + m_{\text{propulsante}}(t) \quad (4)$$

Durante la fase propulsada, la masa de propulsante disminuye a medida que el motor funciona. Como consecuencia, también disminuye la masa total del vehículo y, por lo tanto, su peso.

La fuerza peso viene dada por:

$$\vec{W} = m(t) \vec{g}(h) \quad (5)$$

donde $m(t)$ es la masa instantánea del cohete y $\vec{g}(h)$ es la aceleración de la gravedad a la altitud h .

La gravedad disminuye ligeramente con la altura según la expresión:

$$g(h) = g_0 \left(\frac{R_E}{R_E + h} \right)^2 \quad (6)$$

donde $g_0 = 10 \text{ m/s}^2$ es la aceleración de la gravedad al nivel del mar y $R_E \approx 6371 \text{ km}$ es el radio medio de la Tierra.

En los vuelos de modelismo y en la mayoría de los cohetes experimentales, la variación de la gravedad con la altitud es muy pequeña y suele despreciarse. En cambio, la disminución de la masa debido al consumo de propulsante tiene una influencia importante sobre la aceleración del vehículo, ya que un cohete cada vez más liviano requiere menos fuerza para seguir acelerando.

3. Vuelo y Trayectoria

El movimiento de un cohete puede describirse mediante el análisis de la posición de su centro de gravedad en función del tiempo. La trayectoria obtenida es consecuencia de la acción combinada del empuje generado por el motor, la fuerza gravitatoria y las fuerzas aerodinámicas producidas durante el desplazamiento a través de la atmósfera.

Para introducir los conceptos básicos, se considerará inicialmente un vuelo vertical ideal. En este modelo simplificado, el movimiento del cohete se representa mediante un único eje de coordenadas vertical, donde la posición está dada por la altitud $y(t)$.

Aplicando la Segunda Ley de Newton, la aceleración instantánea del vehículo se obtiene a partir de la suma de las fuerzas externas que actúan sobre él.

3.1. Movimiento de Traslación Vertical

Durante el vuelo, el cohete experimenta una aceleración debido a la acción conjunta del empuje, el peso y la resistencia aerodinámica. Considerando únicamente el movimiento vertical y tomando como positivo el sentido ascendente, la ecuación de movimiento queda expresada como:

$$m(t)a(t) = F(t) - m(t)g - D(t) \quad (7)$$

donde:

- $m(t)$ es la masa instantánea del cohete, que disminuye durante el consumo de propulsante.
- $y(t)$ representa la posición vertical del centro de gravedad.
- $a(t)$ corresponde a la aceleración vertical.
- $F(t)$ es el empuje generado por el motor.
- g es la aceleración de la gravedad.
- $D(t)$ es la fuerza de resistencia aerodinámica.

La velocidad vertical instantánea está dada por:

$$V = \frac{dy}{dt} \quad (8)$$

Mientras el cohete se desplaza dentro de la atmósfera, la resistencia aerodinámica puede aproximarse mediante:

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 C_D A \quad (9)$$

donde ρ es la densidad del aire, C_D es el coeficiente de resistencia aerodinámica y A es el área frontal del vehículo.

Esta ecuación permite comprender cómo las diferentes fuerzas modifican la trayectoria del cohete. Durante la fase propulsada, el empuje suele dominar y el vehículo acelera hacia arriba. Luego del apagado del motor, el empuje desaparece y el movimiento queda determinado principalmente por la gravedad y la resistencia del aire.

3.2. Movimiento de Caída Libre y Deducción de la Velocidad Terminal

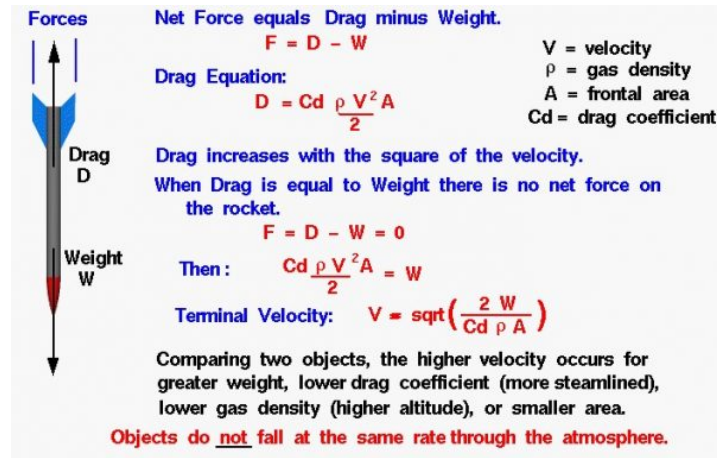


Figura 3: Fuerzas actuantes sobre un cuerpo en descenso vertical.

Luego de la etapa propulsada, el cohete continúa su trayectoria debido a la velocidad adquirida y a la acción de la gravedad. Durante el ascenso, la velocidad vertical disminuye progresivamente hasta alcanzar un valor cercano a cero en el punto de máxima altura de la trayectoria, denominado **apogeo**. A partir de ese instante comienza la fase de descenso hacia la superficie.

Durante una caída vertical dentro de la atmósfera terrestre, sobre el cohete actúan principalmente dos fuerzas:

- El peso del vehículo, debido a la interacción gravitatoria con la Tierra, orientado hacia abajo:

$$W = mg \quad (10)$$

- La fuerza de resistencia aerodinámica o arrastre (D), producida por la interacción del aire con la superficie del cohete y orientada en sentido opuesto al movimiento.

La fuerza de arrastre depende principalmente de la densidad del aire, de la geometría del vehículo y del cuadrado de la velocidad relativa respecto del aire D .

Al comenzar la caída, la velocidad es pequeña y la fuerza de arrastre resulta despreciable frente al peso. Por lo tanto, la fuerza neta es aproximadamente igual al peso y el cohete acelera hacia abajo:

$$\sum F = mg - D > 0 \quad (11)$$

Sin embargo, a medida que la velocidad aumenta, la resistencia aerodinámica crece rápidamente debido a su dependencia con V^2 . Finalmente, puede alcanzarse una condición de equilibrio dinámico en la cual ambas fuerzas tienen igual magnitud:

$$\sum F = mg - D = 0 \quad (12)$$

o equivalentemente:

$$D = mg \quad (13)$$

En ese instante la aceleración vertical es nula:

$$a = 0 \quad (14)$$

y el cohete continúa descendiendo con una velocidad aproximadamente constante denominada **velocidad terminal** (V_t).

Para obtener su valor, se iguala la expresión del arrastre aerodinámico con el peso:

$$\frac{1}{2}\rho V_t^2 C_d A = mg \quad (15)$$

Despejando la velocidad terminal:

$$V_t = \sqrt{\frac{2mg}{\rho C_d A}} \quad (16)$$

Esta ecuación muestra que la velocidad terminal aumenta cuando la masa del vehículo es mayor y disminuye cuando aumenta el área frontal, la densidad del aire o el coeficiente de resistencia.

Es importante destacar que la densidad atmosférica no es constante: disminuye con la altura. Por esta razón, un cohete que desciende desde grandes altitudes puede alcanzar velocidades mayores durante los primeros instantes de la caída y reducir su velocidad al ingresar en capas más densas de la atmósfera.

En aplicaciones prácticas, esta relación resulta fundamental para el diseño de sistemas de recuperación mediante paracaídas. Al aumentar el área efectiva A y el coeficiente de resistencia C_d , el sistema puede reducir la velocidad terminal hasta alcanzar una velocidad de aterrizaje segura para la estructura y la carga útil.

3.3. Modelo Matemático de Vuelo

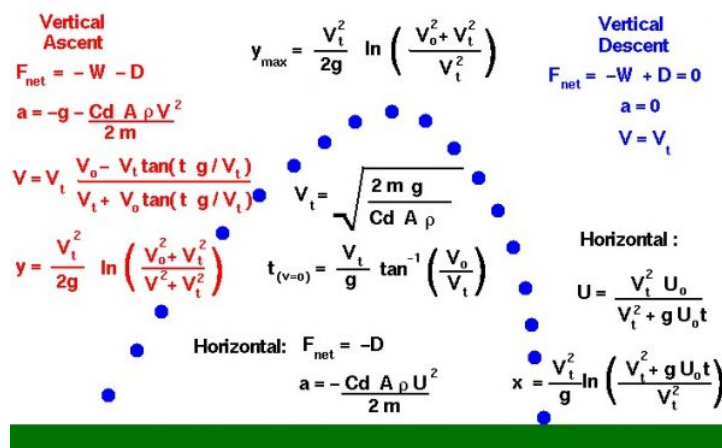


Figura 4: Modelo de Vuelo

Para estudiar la trayectoria de un cohete resulta conveniente separar el vuelo en distintas etapas físicas. Una primera aproximación consiste en analizar dos fases principales:

- **Fase propulsada o de impulso:** el motor entrega empuje y modifica la velocidad del vehículo.

- **Fase de costa o vuelo balístico:** luego del apagado del motor, el cohete continúa ascendiendo debido a la velocidad adquirida, bajo la acción de la gravedad.

Este modelo supone inicialmente condiciones ideales: empuje constante, gravedad uniforme, **masa constante promedio** (no aplica a cohetes reales) y ausencia de resistencia aerodinámica. Aunque simplificado, permite comprender los principios fundamentales del movimiento de un cohete.

Etapla 1: Fase de Impulso Activo. Durante el funcionamiento del motor, el cohete está sometido principalmente a dos fuerzas verticales: el empuje del motor F hacia arriba y el peso $W = mg$ hacia abajo.

Aplicando la Segunda Ley de Newton:

$$\sum F = ma \quad (17)$$

obtenemos:

$$F - m_p g = m_p a \quad (18)$$

donde m_p representa una masa promedio del cohete durante la combustión y a la aceleración. Por lo tanto, la aceleración media durante la fase propulsada queda definida como:

$$a = \frac{F - m_p g}{m_p} \quad (19)$$

Si el motor funciona durante un tiempo de quemado t_b y el lanzamiento comienza desde el reposo ($v_0 = 0$), la velocidad al finalizar la combustión es:

$$v_b = a \cdot t_b \quad (20)$$

o expresado en función de las fuerzas involucradas:

$$v_b = \left(\frac{F - m_p g}{m_p} \right) t_b \quad (21)$$

La altura alcanzada durante la fase propulsada se obtiene integrando la velocidad:

$$y_b = \frac{1}{2} a \cdot t_b^2 \quad (22)$$

por lo tanto:

$$y_b = \frac{1}{2} \left(\frac{F - m_p g}{m_p} \right) t_b^2 \quad (23)$$

Etapla 2: Fase de Costa o Vuelo Balístico. Cuando el motor finaliza su combustión, el empuje desaparece:

$$F = 0 \quad (24)$$

El cohete continúa ascendiendo debido a la velocidad adquirida durante la fase propulsada. En este modelo ideal, la única fuerza que actúa sobre el vehículo es su peso, por lo que la aceleración vertical es constante (se está **despreciando el arrastre**):

$$a = -g \quad (25)$$

Definiendo un tiempo transcurrido desde el apagado del motor como t' , la velocidad durante esta etapa es:

$$v(t') = v_b - gt' \quad (26)$$

La posición vertical queda determinada por:

$$y(t') = y_b + v_b t' - \frac{1}{2}gt'^2 \quad (27)$$

El punto de máxima altura, denominado **apogeo**, ocurre cuando la velocidad vertical se hace cero:

$$v(t'_{apogeo}) = 0 \quad (28)$$

Entonces:

$$0 = v_b - gt'_{apogeo} \quad (29)$$

y despejando:

$$t'_{apogeo} = \frac{v_b}{g} \quad (30)$$

Sustituyendo este resultado en la ecuación de posición:

$$h_{max} = y_b + v_b \left(\frac{v_b}{g} \right) - \frac{1}{2}g \left(\frac{v_b}{g} \right)^2 \quad (31)$$

Finalmente:

$$\boxed{h_{max} = y_b + \frac{v_b^2}{2g}} \quad (32)$$

Esta expresión representa la altura máxima ideal que alcanzaría el cohete si no existiera resistencia aerodinámica.

Se recomienda ampliar la información ofrecida consultando bibliografía relacionada con *tiro oblicuo*.

3.3.1. Modelo Real de Vuelo: Consideración de Masa Variable durante la Propulsión

El modelo desarrollado para la **Fase 1: Impulso Activo** permite obtener una primera aproximación de la velocidad y altura alcanzada por el cohete suponiendo una masa promedio constante m_p y un empuje constante durante todo el tiempo de combustión. Esta simplificación resulta útil para comprender el comportamiento general del vehículo, pero no representa completamente el funcionamiento de un cohete real.

Durante un vuelo propulsado, el cohete expulsa continuamente masa en forma de gases de combustión a través de la tobera. Como consecuencia, la masa total del vehículo disminuye con el tiempo:

$$M(t) = m_e + m_{prop}(t) \quad (33)$$

donde m_e representa la masa estructural del cohete y $m_{prop}(t)$ la masa de propelente restante. Debido a que la masa no permanece constante, la aplicación directa de la forma habitual de la Segunda Ley de Newton:

$$F = ma \quad (34)$$

no permite describir correctamente la aceleración durante la combustión. Es necesario considerar la variación de cantidad de movimiento producida por la expulsión de gases. Este análisis conduce a la denominada **ecuación ideal del cohete**, desarrollada a partir de la conservación del momento lineal del sistema formado por el cohete y los gases expulsados. [2]

Despreciando inicialmente los efectos aerodinámicos, la variación de velocidad producida por el motor queda expresada como:

$$\Delta v = V_{eq} \ln \left(\frac{m_f}{m_e} \right) \quad (35)$$

donde:

- Δv es el incremento de velocidad generado durante la combustión.
- V_{eq} es la velocidad efectiva de escape de los gases, relacionada con el impulso específico del motor.
- m_f es la masa inicial del cohete antes de la combustión.
- m_e es la masa final del cohete luego de consumir el propelente.

La diferencia principal respecto al modelo utilizado en la Fase 1 es que ahora la velocidad adquirida no depende de una aceleración constante calculada a partir de una masa promedio, sino de la relación entre la masa inicial y final del vehículo. En otras palabras, el cohete experimenta una aceleración creciente durante el ascenso propulsado debido a que su masa disminuye mientras el motor continúa entregando empuje.

Si además se consideran las pérdidas producidas por la gravedad durante el tiempo de funcionamiento del motor, la expresión puede extenderse incorporando un término asociado al tiempo de quemado:

$$\Delta v = V_{eq} \ln \left(\frac{m_f}{m_e} \right) - g_0 t_b \quad (36)$$

donde g_0 representa la aceleración gravitatoria terrestre y t_b el tiempo de combustión. [2]

Este modelo describe con mayor fidelidad la etapa propulsada del vuelo. Sin embargo, una vez finalizada la combustión, el motor deja de aportar empuje y la masa del cohete permanece aproximadamente constante. Por lo tanto, el desarrollo realizado para la **Fase 2: Vuelo de Costa o Trayectoria Balística** no cambia. A partir del instante de apagado del motor, el cohete continúa su movimiento exclusivamente con la velocidad alcanzada al final de la propulsión, bajo la acción de la gravedad, por lo que siguen siendo válidas las expresiones dadas.

La diferencia entre ambos enfoques se encuentra entonces en la determinación de la velocidad v_b al finalizar la combustión: el modelo simplificado utiliza una aceleración media

constante, mientras que el modelo ideal del cohete considera la pérdida continua de masa y la transferencia de cantidad de movimiento generada por la expulsión de gases.

La figura 5 muestra la evolución temporal de la aceleración a lo largo del vuelo de un cohete, comparando el modelo simplificado (masa constante y sin arrastre (equivalente a estar volando en vacío)) y el modelo basado en las ecuaciones de cohete ideal con arrastre aerodinámico. Las figuras 6 y 13 muestran la evolución de la velocidad y altura respectivamente.

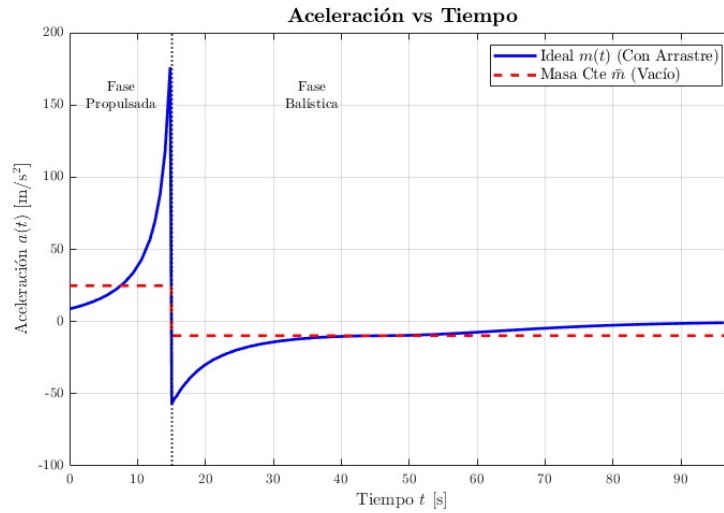


Figura 5: Aceleración

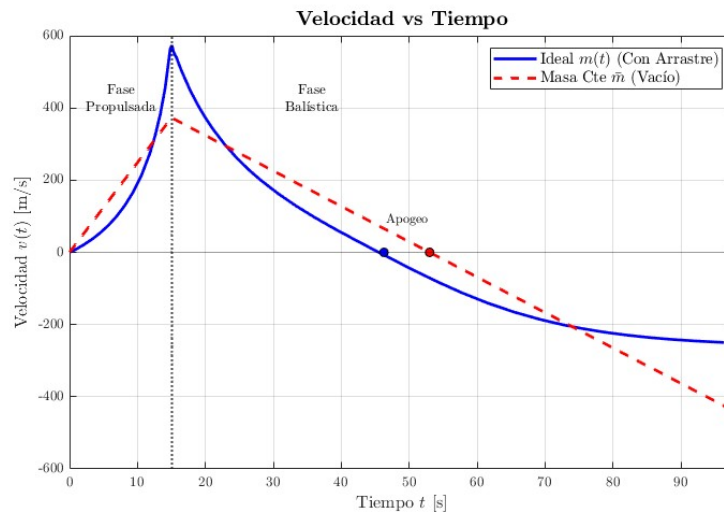


Figura 6: Velocidad

4. Masa y Distribución de Masa

4.1. Coeficientes y Relaciones de Masa

La eficiencia estructural y el rendimiento de la arquitectura de un cohete se cuantifican mediante tres coeficientes de masa estandarizados en la industria:

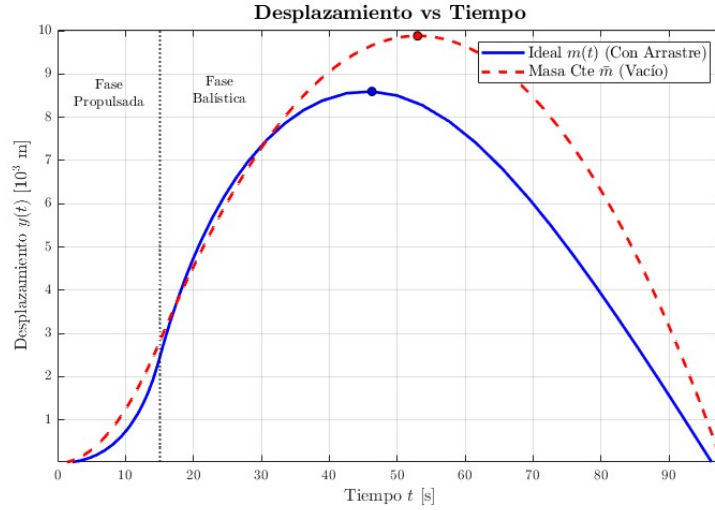


Figura 7: Altitud

- **Relación de Masas (R_m):** Relación adimensional directa entre la masa de despegue y la masa estructural seca: $R_m = m_0/m_f$.
- **Fracción de Propulsante (ζ):** Porcentaje decimal de la masa total inicial que corresponde puramente al combustible y oxidante consumibles:

$$= \frac{m_{\text{propulsante}}}{m_0} = \frac{m_0 - m_f}{m_0} \quad (37)$$

En vehículos espaciales avanzados orbitales (como el cohete Falcon 9), la fracción de propulsante se sitúa por encima de 0.90, evidenciando que el 90 % del peso inicial es líquido propulsivo.

- **Fracción de Masa Estructural (ϵ):** Parámetro que evalúa la ligereza del chasis rígido con respecto a la capacidad de almacenamiento de combustible:

$$\epsilon = \frac{m_{\text{estructura}}}{m_{\text{estructura}} + m_{\text{propulsante}}} \quad (38)$$

4.2. Desplazamiento Dinámico del Centro de Gravedad

En los cohetes de modelismo experimental que emplean motores sólidos de pólvora o compuestos APCP, el bloque del propulsante se aloja concentrado en el extremo inferior de la cola. Al producirse el encendido, esta masa de combustible sólido se transforma en gas y es expulsada velozmente, disminuyendo drásticamente la masa posterior del vehículo a lo largo de los pocos segundos de empuje activo.

Esta pérdida continua de masa localizada provoca un **desplazamiento físico dinámico del Centro de Gravedad (CG) hacia adelante (hacia la nariz)** a medida que transcurre el vuelo. Dado que el Centro de Presión (CP) aerodinámico se mantiene relativamente fijo en su posición espacial geométrica por las aletas, el avance del CG hacia la nariz incrementa automáticamente la distancia entre el CG y el CP, aumentando el calibre o margen de estabilidad en pleno vuelo. Esto representa una ventaja dinámica pasiva que dota al cohete de mayor resistencia contra ráfagas tardías de viento.

4.3. Determinación de CG

En la cohetaría experimental, el modelismo y las competencias universitarias, a menudo no se dispone de túneles de viento o software avanzado de dinámica de fluidos computacional (CFD). Por lo tanto, la comunidad aeroespacial ha validado métodos físicos experimentales, muy sencillos pero robustos, para estimar y verificar la ubicación real del Centro de Gravedad (CG) y del Centro de Presión (CP) antes de cualquier lanzamiento.

4.3.1. Determinación Práctica del Centro de Gravedad (CG)

El Centro de Gravedad físico de un cohete armado y listo para el despegue se puede hallar con extrema precisión mediante un ensayo mecánico directo de balanceo:

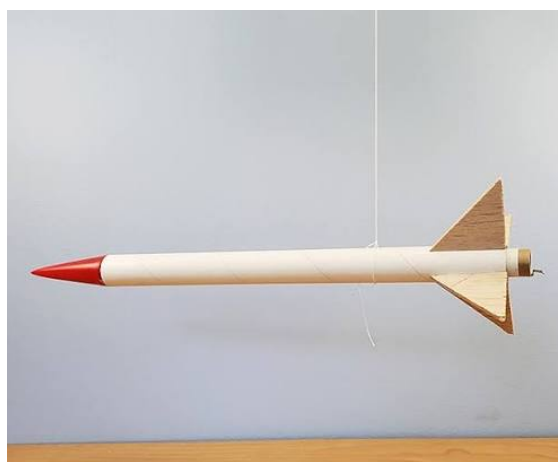


Figura 8: Estimación Práctica CG

Método del Equilibrio Físico. Consiste en tomar el cohete en su condición mecánica final de vuelo (es indispensable que tenga el motor sólido instalado, el paracaídas plegado en su lugar y la ojiva colocada). Se sujeta el cuerpo cilíndrico mediante un hilo o lazo corredizo y se suspende horizontalmente en el aire. Se desplaza el lazo a lo largo del fuselaje hasta encontrar el punto exacto de pivote donde el cohete permanece en perfecto equilibrio horizontal, sin inclinarse hacia la nariz ni hacia la cola.

Ese punto geométrico, donde se anulan los momentos generados por el peso de las distintas partes, es la posición real del Centro de Gravedad (X_{CG}) para esa configuración de masa específica. Alternativamente, se puede balancear el cohete sobre el borde de una regla para obtener la misma medición longitudinal.

4.3.2. Cálculo Analítico del Centro de Masa (CG)

Mientras que los métodos experimentales son útiles para cohetes ya construidos, el diseño aeroespacial moderno requiere predecir la estabilidad del vehículo *antes* de su fabricación. Para ello, la ingeniería emplea el cálculo analítico del Centro de Gravedad (CG).

Físicamente, el cohete se modela como un sistema de n masas puntuales o componentes discretos (ojiva, fuselaje, aletas, motor, sistema de recuperación). El Centro de Gravedad del sistema completo es simplemente el promedio ponderado de las posiciones de los

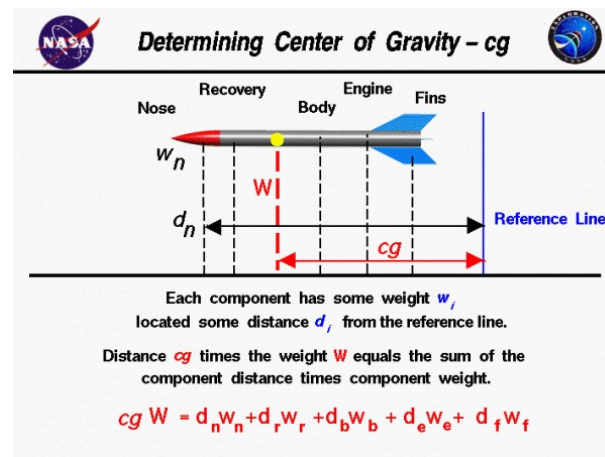


Figura 9: Determinación de CG.

centros de masa individuales de cada componente, tomando su masa como factor de ponderación.

Ecuación Fundamental. El principio de momentos de la estática establece que la posición longitudinal del centro de gravedad total, denotada como X_{CG} , se calcula mediante la siguiente sumatoria matemática:

$$X_{CG} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i x_i}{\sum_{i=1}^n m_i} = \frac{m_1 x_1 + m_2 x_2 + \cdots + m_n x_n}{m_{total}}$$

Donde:

- m_i : Es la masa individual del componente i (por ejemplo, medida en gramos o kilogramos).
- x_i : Es la distancia longitudinal desde un punto de referencia fijo hasta el centro de gravedad individual de ese componente i .
- m_{total} : Es la masa sumada de todas las piezas, es decir, la masa total del cohete listo para el vuelo.

Procedimiento de Cálculo Sistemático. Para aplicar esta ecuación de forma ordenada sin cometer errores algebraicos, los ingenieros y estudiantes suelen utilizar un método tabular siguiendo estos pasos:

1. **Establecer un sistema de referencia:** Por convención internacional, se establece el origen de coordenadas ($x = 0$) en la **punta extrema de la ojiva** (la nariz del cohete). Todas las mediciones longitudinales serán positivas hacia la base o cola del cohete.
2. **Desglosar el vehículo:** Identificar cada componente fundamental del cohete (ojiva, tubo principal, paracaídas, aletas y motor de propelente sólido).
3. **Determinar m_i y x_i :** Pesar cada componente de forma individual para obtener su masa (m_i). Luego, determinar geométricamente dónde está el centro de masa de esa pieza aislada y medir a qué distancia exacta (x_i) quedará respecto a la punta de la ojiva una vez que todo el cohete esté ensamblado.

4. **Calcular los momentos parciales:** Para cada fila de la tabla, multiplicar la masa de la pieza por su distancia al origen de coordenadas ($m_i \cdot x_i$).
5. **Sumatoria final:** Sumar todos los momentos individuales (numerador) y dividir el resultado por la masa total del cohete (denominador). El valor resultante es la ubicación teórica exacta del X_{CG} .

Consideración Dinámica de Vuelo. En la física de cohetes, es crucial comprender que la masa total del vehículo no es constante. A medida que el motor entra en combustión y expulsa gases a alta velocidad por la tobera, la masa del motor en la base disminuye rápidamente. Esto provoca que el X_{CG} no sea un punto fijo, sino que **se desplace dinámicamente hacia adelante** (hacia la nariz) durante la fase de empuje (quemado), lo cual tiende a aumentar el margen de estabilidad del cohete en pleno vuelo.

5. Aerodinámica Avanzada y Regímenes de Compresibilidad

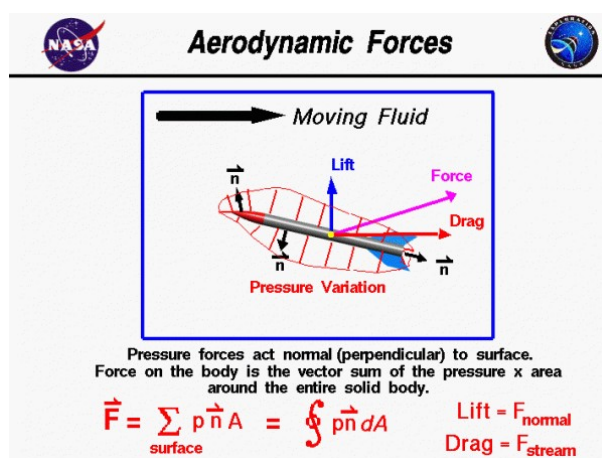


Figura 10: Fuerzas Aerodinámicas

5.1. Análisis de las Componentes del Coeficiente de Arrastre

La fuerza de resistencia aerodinámica o arrastre ($D = C_d \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot A$) está determinada de forma adimensional por el coeficiente de arrastre global (C_d). En un cohete, este parámetro es el resultado de la sumatoria física de tres componentes mecánicas fluidodinámicas independientes:

$$C_d = C_{d,\text{fricción}} + C_{d,\text{presión}} + C_{d,\text{base}} \quad (39)$$

- **Arrastre de Fricción Superficial ($C_{d,\text{fricción}}$):** Provocado por las tensiones de corte viscosas que se desarrollan dentro de la capa límite del aire en contacto directo con la superficie exterior del fuselaje. Está condicionado de manera estricta por el área húmeda total y por la rugosidad superficial microscópica del material o pintura.
- **Arrastre de Presión o de Forma ($C_{d,\text{presión}}$):** Derivado de la diferencia de presiones de estancamiento inducida entre la sección delantera de la ojiva y las secciones

transversales de curvatura. El uso de geometrías afiladas u ojivas de perfil parabólico reduce este término.

- **Arrastre de Base ($C_{d,base}$):** Es una de las pérdidas aerodinámicas más severas en cohetaría. Se produce por el corte abrupto y plano en la base posterior de la cola del cohete. Al avanzar a alta velocidad, el flujo de aire se desprende y no logra cerrar la estela de forma inmediata, generando una zona de vacío relativo y severa turbulencia de baja presión justo por detrás de la cola que succiona de forma literal al cohete hacia atrás.

5.2. Determinación del Centro de Presión mediante las Ecuaciones de Barrowman

Para calcular analíticamente la posición exacta del Centro de Presión (X_{CP}) sin recurrir a ensayos fluidodinámicos de túneles de viento, la ingeniería experimental aplica el método matemático de James Barrowman. Este algoritmo divide al cohete en sus componentes geométricos básicos y calcula para cada uno su coeficiente de fuerza normal derivado ($C_{N,i}$) y la posición local de su centro de presión propio (x_i).

La posición espacial consolidada del CP global medida desde el vértice de la ojiva responde a la formulación analítica de promedio ponderado de fuerzas normales:

$$X_{CP} = \frac{\sum_i C_{N,i} \cdot x_i}{\sum_i C_{N,i}} = \frac{C_{N,ojiva}x_{ojiva} + C_{N,aletas}x_{aletas}}{C_{N,ojiva} + C_{N,aletas}} \quad (40)$$

Dónde el coeficiente de la ojiva ($C_{N,ojiva}$) está tabulado en función de sus parámetros volumétricos, y el de las aletas ($C_{N,aletas}$) responde a ecuaciones complejas que consideran la envergadura del plano, la cuerda de raíz, la cuerda de punta y los factores de interferencia de flujo de la periferia.

5.3. Determinación Estimada del Centro de Presión (CP): El Método de la Silueta de Cartón

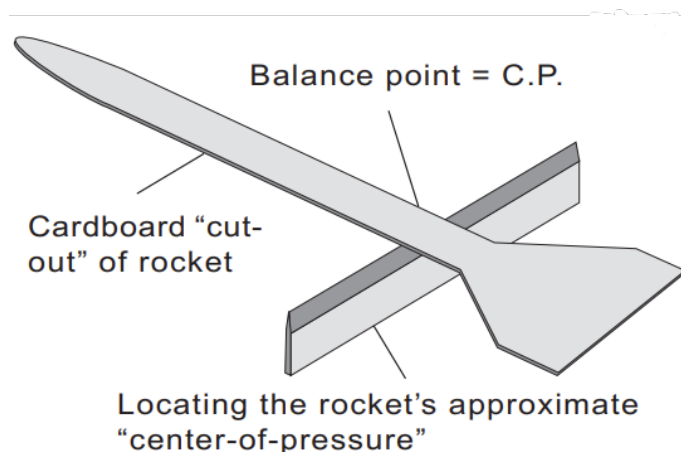


Figura 11: Estimación Práctica CP

Determinar el CP aerodinámico de forma experimental es más complejo porque depende de fuerzas fluidodinámicas invisibles. El método clásico y conservador para aproximar

la posición del CP en cohetes de modelismo se denomina *Método de la Silueta* o *Centro de Área Lateral* [3]:

Procedimiento Operativo.

1. Se coloca el cohete completo de forma lateral sobre una plancha de cartón rígido y plano, y se traza con precisión milimétrica todo su contorno exterior (incluyendo el perfil de la ojiva, el tubo del cuerpo y el área expuesta de las aletas estabilizadoras).
2. Se recorta cuidadosamente la silueta bidimensional obtenida. Este recorte de cartón representa fielmente la distribución del área lateral total que el vehículo expone frente a un viento cruzado de 90° .
3. Se busca el centro de gravedad geométrico (centroide de área) de dicho recorte, balanceándolo sobre el borde de una regla perpendicular al eje longitudinal hasta que quede en perfecto equilibrio.
4. El punto longitudinal donde la silueta de cartón se equilibra se marca y se mide. Esta distancia se traslada al cuerpo cilíndrico del cohete real. Ese punto representa el centroide del área lateral, el cual se adopta experimentalmente como una aproximación de la ubicación del Centro de Presión (X_{CP}).

Criterio de Seguridad y Limitaciones Aerodinámicas. Es fundamental que el alumno comprenda la física detrás de este método: la silueta de cartón asume de forma implícita que *todas* las secciones del cohete generan exactamente la misma fuerza aerodinámica por unidad de área expuesta.

En la realidad fluidodinámica, esto es falso. Las **aletas de cola** actúan como perfiles alares y son extremadamente eficientes generando fuerza normal (sustentación lateral). Por el contrario, el tubo cilíndrico del fuselaje tiene mucha área lateral pero es muy ineficiente aerodinámicamente para generar fuerzas normales.

Dado que la silueta de cartón le otorga un "peso" importancia exagerada al tubo cilíndrico (ubicado en el centro y frente del cohete) en comparación con su contribución aerodinámica real, **este método siempre arroja una posición del CP artificialmente desplazada hacia la nariz del cohete**. En pleno vuelo, el verdadero Centro de Presión aerodinámico estará localizado **más hacia la cola** debido a la dominancia de las aletas.

Desde la perspectiva de la ingeniería, este error sistemático hace que el método sea estrictamente **conservador** y muy seguro: si verificamos que el CP estimado con el cartón ya se encuentra por detrás del CG (cumpliendo el margen de estabilidad de 1 a 2 calibres), podemos tener la certeza absoluta de que en el vuelo real el cohete será aún más estable, ya que el CP real estará todavía más atrás.

5.4. Efectos de la Velocidad y Regímenes de Mach

A medida que el cohete incrementa de forma masiva su velocidad de avance (V), el aire deja de comportarse como un fluido incompresible de densidad constante, sufriendo alteraciones severas debidas al régimen de compresibilidad. Esta transición física se modela a través del parámetro adimensional del **Número de Mach** ($M = V/a$, dónde a es la velocidad local del sonido). El comportamiento aerodinámico se divide de forma estricta en tres intervalos operacionales:

- **Régimen Subsónico** ($M < 0,8$): El cohete avanza más lento de lo que viajan las ondas de perturbación de presión en el aire. El fluido "percibe" la proximidad física del vehículo y se desvía de forma armónica a su alrededor. Los coeficientes de arrastre se mantienen bajos y estables.
- **Régimen Transónico** ($0,8 \leq M \leq 1,2$): Fase de máximo peligro estructural. La velocidad del aire supera la velocidad local del sonido de forma localizada sobre ciertas curvaturas del fuselaje, generando ondas de choque móviles espontáneas. Esto desata el fenómeno de la *divergencia de arrastre*, donde el coeficiente C_d experimenta un incremento discontinuo violento (llegando a triplicar su valor básico en Mach 1), sometiendo al cohete a severos fenómenos de vibración aeroelástica y buffet atmosférico.
- **Régimen Supersónico** ($M > 1,2$): El cohete se desplaza a una velocidad mayor que la velocidad de propagación de las ondas de presión. Se genera una gran onda de choque cónica oblicua permanente acoplada directamente al vértice de la ojiva. En este régimen, las ojivas de perfil redondeado subsónicas pierden toda eficiencia física sufriendo arrastres de onda intolerables; el diseño exige el uso obligatorio de ojivas cónicas de alta esbeltez o perfiles matemáticos ojivales de tipo Von Kármán diseñados para minimizar la resistencia por choque de compresión supersónico. Adicionalmente, al entrar en régimen supersónico, las ondas de choque retrasan la distribución de presiones, provocando un **desplazamiento físico del Centro de Presión (CP) notablemente hacia atrás (hacia la cola)**, incrementando el margen de estabilidad estático.

6. Estabilidad y Dinámica de Control Rotacional

6.1. Rotaciones de Cuerpo Rígido y Grados de Libertad

Las fuerzas externas que actúan sobre un cohete modifican el movimiento de traslación de su Centro de Gravedad (CG), mientras que los momentos o torques producen cambios en su orientación angular.

Para analizar la dinámica de un vehículo rígido en vuelo, las ecuaciones de movimiento se expresan habitualmente tomando como referencia el Centro de Gravedad, ya que en este punto se separan los efectos de traslación y rotación.

Un cohete posee tres grados de libertad rotacionales definidos alrededor de sus ejes principales:

- **Cabeceo (Pitch)**: rotación alrededor del eje transversal del vehículo. Modifica el ángulo de inclinación de la nariz respecto de la trayectoria de vuelo.
- **Guiñada (Yaw)**: rotación alrededor del eje vertical del vehículo. Produce un desplazamiento lateral de la dirección de vuelo.
- **Alabeo (Roll)**: rotación alrededor del eje longitudinal del cohete, equivalente al giro sobre su propio eje de simetría.

En un vuelo atmosférico, los movimientos de cabeceo y guiñada son particularmente importantes porque modifican el ángulo de ataque α , es decir, el ángulo entre el eje longitudinal del cohete y la dirección relativa del flujo de aire. Un aumento excesivo de

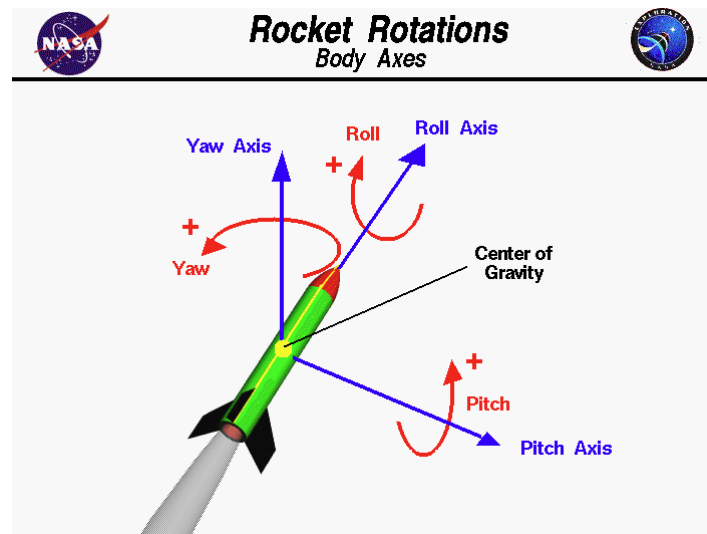


Figura 12: Rotaciones

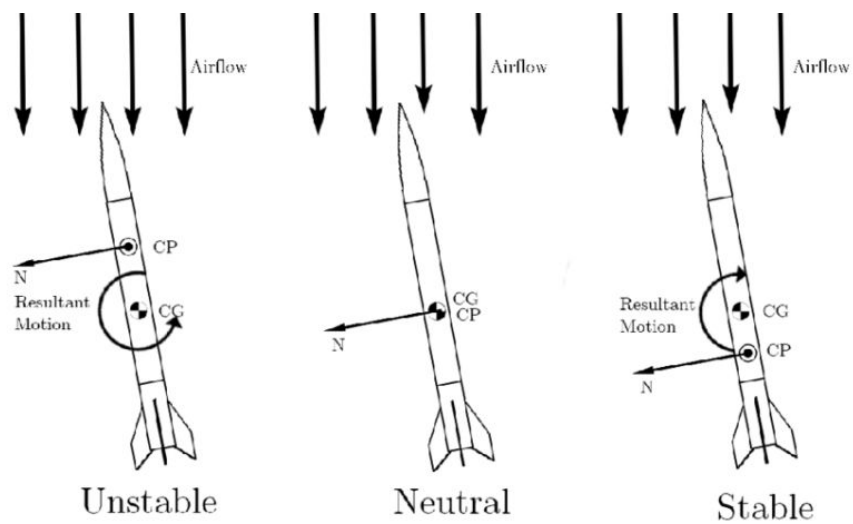


Figura 13: Estabilidad

este ángulo puede incrementar la resistencia aerodinámica y comprometer la estabilidad de la trayectoria.

6.2. La Regla de Oro de la Estabilidad Pasiva Aerodinámica

La estabilidad aerodinámica pasiva es la capacidad de un cohete para recuperar una orientación estable luego de sufrir una perturbación externa, sin utilizar sistemas activos de control.

Este comportamiento depende principalmente de la posición relativa entre dos puntos fundamentales:

- **Centro de Gravedad (CG):** punto donde se considera aplicada la masa total del vehículo y donde actúa el peso.
- **Centro de Presión (CP):** punto donde se considera aplicada la fuerza aerodinámica resultante producida por el flujo de aire.

La condición fundamental para lograr estabilidad pasiva es:

El Centro de Presión debe encontrarse por detrás del Centro de Gravedad en la dirección de vuelo.

Cuando una perturbación lateral, como una ráfaga de viento, genera un ángulo de ataque α , las superficies aerodinámicas producen una fuerza lateral cuya resultante actúa aproximadamente en el Centro de Presión.

Si el CP se encuentra detrás del CG, esta fuerza genera un momento restaurador alrededor del Centro de Gravedad. Dicho momento tiende a reducir el ángulo de ataque y orientar nuevamente al cohete en la dirección del movimiento.

El principio es similar al funcionamiento de una flecha: las aletas ubicadas en la parte posterior generan una fuerza correctora que mantiene la punta orientada hacia adelante.

Por el contrario, si el Centro de Presión se encuentra por delante del Centro de Gravedad, la fuerza aerodinámica genera un momento desestabilizante. En este caso, una pequeña desviación inicial aumenta progresivamente, pudiendo provocar oscilaciones, pérdida de trayectoria o un movimiento de giro no controlado.

En cohetaría experimental, la estabilidad se cuantifica mediante el **margen estático**, definido como la distancia entre el Centro de Gravedad y el Centro de Presión expresada en calibres del diámetro máximo del fuselaje:

$$SM = \frac{X_{CP} - X_{CG}}{D} \quad (41)$$

donde D es el diámetro exterior del cohete.

Como regla práctica, muchos diseños experimentales buscan un margen estático del orden de 1 a 2 calibres, aunque el valor óptimo depende de la geometría, velocidad de vuelo, configuración de las aletas y misión del vehículo.

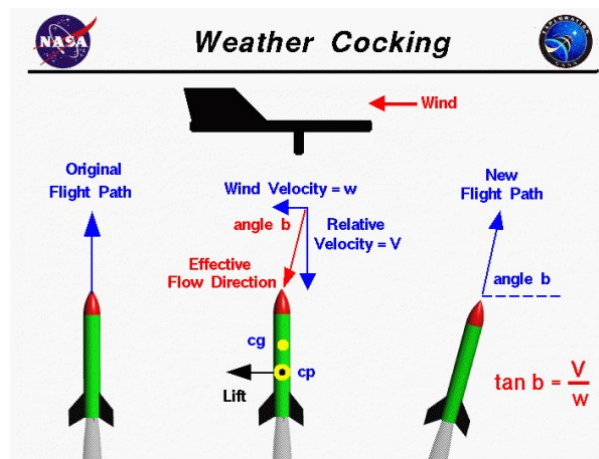


Figura 14: Diagrama de fuerzas y rotación del cohete durante el efecto veleta.

6.3. El Fenómeno del Efecto Veleta (Weathercocking)

Cuando un cohete con estabilidad aerodinámica positiva se lanza y encuentra viento cruzado horizontal, el vector de velocidad relativa del aire forma un ángulo oblicuo con respecto al eje longitudinal del vehículo. Las aletas estabilizadoras de cola, al poseer una gran área expuesta, reciben el impacto de este flujo de aire, generando una fuerza aerodinámica lateral que actúa sobre el Centro de Presión (CP).

Como en un diseño estable el CP se encuentra siempre por debajo del Centro de Gravedad (CG), esta fuerza lateral genera un **torque** (o momento) alrededor del CG. Este torque hace que el cohete rote de forma autónoma, inclinando su nariz exactamente hacia la dirección de donde sopla el viento. Este comportamiento natural se denomina *efecto veleta* o *weathercocking*.

El efecto principal de este fenómeno es que la trayectoria de vuelo se inclina para alinearse con la dirección efectiva del aire, lo que **reduce la altitud máxima** que la misión puede alcanzar. Si un cohete está sobre-estabilizado (es decir, sus aletas son excesivamente grandes y desplazan el CP demasiado hacia la base), el efecto veleta será muy severo, desviando al cohete de la vertical casi inmediatamente tras abandonar la rampa de lanzamiento.

6.4. Sistemas Activos y Pasivos de Control

El direccionamiento y control de la orientación espacial del vehículo, para contrarrestar perturbaciones (como el efecto veleta) o ejecutar maniobras, se divide en dos categorías tecnológicas:

- **Control Pasivo:** Consiste en el aprovechamiento de fuerzas aerodinámicas de forma autónoma, sin partes móviles, consumo de energía ni procesamiento informático. El ejemplo clásico es el uso de aletas de cola estabilizadoras fijas. Su operatividad está estrictamente limitada a vuelos dentro de la atmósfera, ya que necesitan aire para generar las fuerzas correctoras.
- **Control Activo:** Requiere un sistema de guía dinámico compuesto por sensores (como giroscopios), computadoras a bordo y actuadores mecánicos. Los principales métodos de control activo aplicados en la historia y en la industria moderna son:

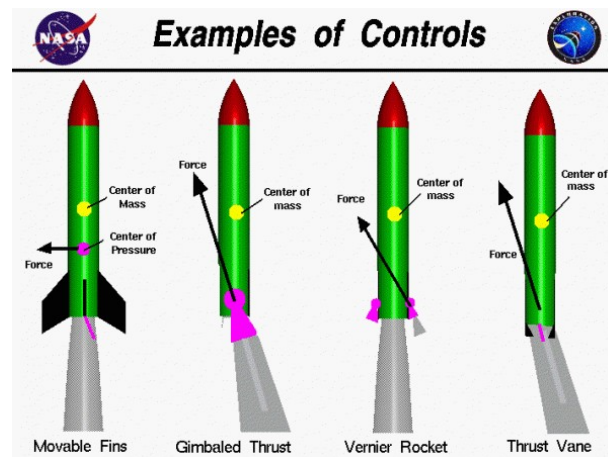


Figura 15: Métodos y componentes para el control espacial del vehículo.

- *Gimbaling (Empuje Vectorial)*: Consiste en montar la tobera del motor sobre un sistema de articulaciones móviles (gimbal) controladas por actuadores. Al inclinar la tobera ligeramente, el vector de empuje deja de pasar por el CG, induciendo un torque controlado de cabeceo o guiñada. Es el método estándar para cohetes modernos y funciona perfectamente en el vacío del espacio.
- *Aletas Móviles (Canards o de cola)*: Superficies aerodinámicas articuladas en el exterior del cohete que giran para modificar mecánicamente el flujo de aire, generando fuerzas de control. Al igual que el control pasivo, solo son útiles en misiones atmosféricas.
- *Reaction Control Systems (RCS) y Motores Vernier*: Los Vernier son pequeños motores secundarios utilizados en cohetes antiguos para estabilización fina. Hoy en día, se emplean sistemas RCS: bloques de micro-propulsores ubicados en los extremos del fuselaje que expulsan pequeñas ráfagas de gas (o propelente) para inducir torques de rotación precisos en entornos orbitales exentos de aire.
- *Paletas Deflectoras (Thrust Vanes)*: Un método histórico (usado por ejemplo en el cohete V-2) que consistía en colocar aletas de grafito o metal directamente dentro del chorro de fuego del escape para desviar el empuje.

6.5. Ensayo Práctico de Estabilidad: La Prueba del Revoleo (Swing Test)

Para validar de forma conjunta el balance de masas, la posición relativa del CG y el CP, y la respuesta transitoria del vehículo ante fuerzas aerodinámicas reales antes de proceder al encendido, los modelistas efectúan un ensayo dinámico de campo crítico conocido como la **Prueba del Revoleo** o *Swing Test*.

Como referencia se puede ver: https://youtu.be/3S7_fg6ZCF4.

Protocolo del Ensayo. Se determina primero el CG físico del cohete cargado (con motor, paracaídas y ojiva) mediante el método del lazo descrito en la subsección anterior. Exactamente sobre ese punto del CG, se ata de forma firme un hilo o cuerda resistente de aproximadamente 2 a 3 metros de longitud. Se asegura la cuerda con cinta adhesiva para evitar que resbale longitudinalmente sobre el tubo. Luego, el operador se ubica en

una zona abierta y despejada, y comienza a hacer girar el cohete atado en círculos por encima de su cabeza. Al incrementar la velocidad de rotación, el cohete queda inmerso en un viento relativo continuo generado por su propio avance, simulando las condiciones de vuelo.

Interpretación de los Resultados Dinámicos.

- **Estabilidad Positiva (Vuelo Estable):** Si el cohete se alinea de forma instantánea, apuntando con su ojiva de manera firme y constante hacia la dirección de avance (tangente a la trayectoria circular), y vuela de forma concéntrica sin oscilar, el diseño presenta estabilidad dinámica positiva. Esto confirma empíricamente que el CP está correctamente ubicado por detrás del CG.
- **Inestabilidad (Vuelo Errático o Vuelco):** Si el cohete comienza a dar vueltas de campana, se desplaza con la cola por delante, o su nariz apunta hacia afuera del círculo de giro, la estructura es aerodinámicamente inestable. El lanzamiento real debe cancelarse de forma inmediata. Para corregir este defecto de diseño, se requiere agregar contrapeso (lastre) en la punta de la ojiva para desplazar el CG más hacia adelante, o bien aumentar el área de las aletas de cola para retrasar el CP.
- **Estabilidad Marginal (Amortiguamiento Deficiente):** Si el cohete logra apuntar hacia adelante pero presenta un bamboleo persistente u oscilación continua durante el giro, el margen de estabilidad es peligrosamente estrecho (cercano a cero). El vehículo no logra amortiguar las perturbaciones del aire, lo que indica que el CP está demasiado cerca del CG o que las aletas no generan la fuerza restauradora suficiente.

7. Arquitectura Estructural y Diseño de Sistemas

Un cohete no es solamente un motor que genera empuje, sino un sistema integrado donde interactúan diferentes subsistemas: estructura, propulsión, estabilidad aerodinámica, recuperación, carga útil e instrumentación.

El diseño de un vehículo cohete consiste en encontrar un equilibrio entre masa, resistencia estructural, estabilidad y capacidad de transportar una carga útil. Cada componente debe cumplir una función específica sin agregar masa innecesaria, ya que toda masa adicional afecta directamente al rendimiento del vuelo.

7.1. Análisis Modular de Partes de un Cohete Experimental

Aunque existen grandes diferencias entre un lanzador espacial y un cohete educativo, la arquitectura básica mantiene una organización común. Un cohete experimental típico está formado por los siguientes sistemas principales:

- **Ojiva o cono frontal (Nose Cone):** Es la parte delantera del cohete y tiene como función principal reducir la resistencia aerodinámica. Su geometría permite que el aire se desplace alrededor del vehículo reduciendo la separación del flujo y las fuerzas de arrastre, especialmente a velocidades elevadas.

- **Tubo del cuerpo o fuselaje (Body Tube):** Constituye la estructura principal del cohete. Su función es mantener unidos los diferentes componentes y transmitir las cargas generadas durante el lanzamiento. Debe resistir esfuerzos de compresión, flexión, vibraciones y cargas aerodinámicas sin deformarse.
- **Sistema de recuperación:** Permite que el cohete regrese al suelo de manera segura luego del vuelo. Puede utilizar paracaídas, cintas de frenado (*streamers*) u otros mecanismos. En motores de modelismo que poseen carga de eyección, se utiliza un material protector denominado **guata ignífuga**, cuya función es evitar que los gases calientes dañen el paracaídas durante su despliegue.
- **Aletas estabilizadoras (Fins):** Son superficies aerodinámicas ubicadas generalmente en la parte posterior del cohete. Su función es aumentar la estabilidad pasiva desplazando el centro de presión hacia atrás respecto del centro de gravedad. De esta manera generan momentos restauradores que ayudan al cohete a mantener una trayectoria estable.
- **Bancada del motor (Engine Mount):** Es la estructura encargada de fijar el motor al fuselaje y transmitir el empuje generado por la combustión hacia todo el vehículo. Debe soportar grandes esfuerzos mecánicos y temperaturas elevadas durante el funcionamiento del motor.

7.2. El Sistema Estructural (Airframe)

El sistema estructural, denominado generalmente *airframe*, debe proporcionar resistencia mecánica manteniendo una masa reducida. Durante el vuelo, el cohete está sometido a diferentes tipos de cargas:

- fuerzas de empuje generadas por el motor;
- peso propio del vehículo;
- fuerzas aerodinámicas producidas por el movimiento dentro de la atmósfera;
- vibraciones producidas por el motor y el flujo de aire.

Los cohetes espaciales modernos utilizan materiales avanzados buscando una elevada resistencia específica, es decir, gran resistencia con bajo peso. Entre ellos se encuentran estructuras de aluminio, aleaciones de titanio y materiales compuestos reforzados con fibra de carbono.

7.3. El Sistema de Carga Útil (Payload)

La carga útil es el conjunto de elementos que el cohete transporta con un objetivo científico, tecnológico o educativo. En un lanzador espacial real puede incluir satélites, instrumentos científicos, vehículos de exploración planetaria o cápsulas tripuladas.

En cohetes experimentales de menor escala, la carga útil suele estar formada por sistemas de medición que permiten estudiar el comportamiento del vehículo durante el vuelo. Algunos ejemplos son:

- altímetros electrónicos;

- acelerómetros y sensores inerciales;
- sistemas de almacenamiento de datos;
- cámaras de video;
- sensores ambientales.

El diseño de la carga útil debe considerar no solamente su función, sino también su masa, consumo energético y resistencia frente a las aceleraciones producidas durante el lanzamiento.

7.4. El Sistema de Guiado, Control e Instrumentación

Los cohetes de gran escala requieren sistemas de guiado y control capaces de modificar activamente su trayectoria. Para ello utilizan sensores, computadoras de vuelo y actuadores que permiten corregir la orientación del vehículo durante el ascenso.

Un sistema típico puede incluir una Unidad de Medición Inercial (IMU), formada por acelerómetros y giroscopios, junto con una computadora que procesa la información y determina las acciones necesarias para seguir la trayectoria programada.

En lanzadores espaciales, el control puede realizarse mediante mecanismos como el movimiento de la tobera del motor (*thrust vector control*) o superficies aerodinámicas móviles.

En cambio, los cohetes educativos y muchos cohetes experimentales pequeños generalmente no poseen guiado activo. Su estabilidad depende principalmente del diseño aerodinámico pasivo, especialmente de la correcta ubicación relativa entre el Centro de Gravedad (CG) y el Centro de Presión (CP), junto con el uso de aletas estabilizadoras.

7.5. Diferencias Operativas entre Cohetes Reales y Cohetes de Modelismo

Aunque ambas escalas están gobernadas por los mismos principios inmutables de la física clásica y la termodinámica de fluidos, la ejecución tecnológica introduce diferencias estructurales severas dictadas por las magnitudes físicas involucradas:

- **Naturaleza de la Propulsión:** Los cohetes orbitales reales operan predominantemente con sistemas de propulsión líquida criogénica (oxígeno líquido combinado con hidrógeno líquido o queroseno grado cohete RP-1) alimentados por sistemas de turbobombas de alta presión que permiten modular y regular el empuje a voluntad o apagar el motor en pleno vuelo. Los cohetes de modelismo emplean motores sólidos compactos prefabricados constituidos por bloques compactos de pólvora negra o compuestos poliméricos basados en perclorato de amonio (APCP). Estos motores se encienden por inducción eléctrica y queman de forma continua e irreversible todo su propulsante hasta su agotamiento, sin posibilidad de modulación externa.
- **Estrategias de Estabilidad:** Los cohetes orbitales reales poseen masas gigantescas y deben atravesar rápidamente las capas densas atmosféricas para operar en el vacío absoluto del espacio. El uso de aletas de cola fijas es inviable debido a que introducirían cargas de arrastre intolerables y perderían toda eficacia fuera de la atmósfera. Por ello, utilizan guiado activo por empuje vectorial (*gimbaling*). Los

cohetes de modelismo operan exclusivamente en zonas de baja altitud de atmósfera densa, lo que viabiliza el uso de estabilidad pasiva barata y ultra-eficiente mediante aletas geométricas fijas.

- **Configuración Multietapa:** Para alcanzar la velocidad de orbitalización ($\approx 7,8$ km/s), un cohete real está obligado a estructurarse en múltiples etapas acopladas de forma vertical, desprendiéndose físicamente de los tanques vacíos y estructuras de motores agotadas durante el ascenso para eliminar masa muerta del sistema. Los cohetes de modelismo estándar son monocuerpo, operan en una sola etapa integrada y son recuperables en su totalidad de manera pasiva.

8. Ejercicios de Aplicación

Los siguientes ejercicios integran los conceptos de estabilidad aerodinámica, distribución de masas, trayectoria de vuelo y sistemas de recuperación desarrollados en este manual.

8.1. Ejercicio 1: Estimación del Centro de Presión mediante el Método de la Silueta

Un equipo de cohetaría experimental desea realizar una primera estimación de la ubicación del Centro de Presión (X_{CP}) de un prototipo utilizando el método aproximado de la silueta lateral. Este método considera que el Centro de Presión coincide aproximadamente con el centroide geométrico del área proyectada del cohete.

Para ello, se divide la silueta lateral en tres regiones geométricas y se mide el área proyectada y la ubicación del centroide de cada región respecto de la punta de la ojiva ($x = 0$):

1. Sección 1 (Ojiva):

$$A_1 = 120 \text{ cm}^2$$

$$x_1 = 12 \text{ cm}$$

2. Sección 2 (Tubo del cuerpo):

$$A_2 = 450 \text{ cm}^2$$

$$x_2 = 48 \text{ cm}$$

3. Sección 3 (Aletas de cola):

$$A_3 = 180 \text{ cm}^2$$

$$x_3 = 82 \text{ cm}$$

Consignas:

- a) Deduzca la expresión del centroide de un sistema de áreas discretas:

$$X_{CP} = \frac{\sum A_i x_i}{\sum A_i}$$

y calcule la posición estimada del Centro de Presión.

- b) Explique por qué este método constituye una primera aproximación de diseño y por qué un ingeniero debe considerar posteriormente modelos aerodinámicos más completos que tengan en cuenta velocidad, número de Mach y distribución real de fuerzas sobre el vehículo.

8.2. Ejercicio 2: Cálculo del Centro de Gravedad y Margen de Estabilidad

Se realiza un análisis de masas de un cohete experimental antes del lanzamiento. El sistema de coordenadas tiene su origen en la punta de la ojiva:

- Masa de la ojiva:

$$m_{oj} = 60g$$

ubicada en:

$$x_{oj} = 15cm$$

- Masa del tubo:

$$m_{tub} = 110g$$

ubicada en:

$$x_{tub} = 45cm$$

- Masa del sistema de recuperación:

$$m_{rec} = 30g$$

ubicada en:

$$x_{rec} = 28cm$$

- Masa de las aletas:

$$m_{al} = 40g$$

ubicada en:

$$x_{al} = 82cm$$

- Masa del motor:

$$m_{mot} = 110g$$

ubicada en:

$$x_{mot} = 85cm$$

El motor contiene 60g de propelente sólido.

Consignas:

- a) Calcule el Centro de Gravedad inicial mediante:

$$X_{CG} = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i}$$

- b) Considerando que el Centro de Presión aerodinámico es:

$$X_{CP} = 68cm$$

calcule el margen estático:

$$SM = X_{CP} - X_{CG}$$

e indique si el cohete posee estabilidad longitudinal.

- c) Luego de la combustión, se consumen los 60g de propelente. Determine la nueva posición del Centro de Gravedad y compare el margen estático antes y después del vuelo propulsado.

Explique físicamente por qué la quema de propelente modifica la estabilidad del vehículo.

8.3. Ejercicio 3: Trayectoria Balística y Velocidad Terminal

Un cohete experimental realiza un lanzamiento vertical. Al finalizar la combustión del motor registra:

$$y_b = 85m$$

y

$$v_b = 95m/s$$

Considere:

$$g = 10m/s^2$$

y desprecie inicialmente la resistencia aerodinámica durante la fase de ascenso.

Consignas:

- a) Deduzca el tiempo de ascenso desde el apagado del motor hasta el apogeo:

$$t_{apogeo} = \frac{v_b}{g}$$

y determine la altura máxima ideal:

$$h_{max} = y_b + \frac{v_b^2}{2g}$$

- b) Una simulación más realista que incluye resistencia aerodinámica determina que el apogeo disminuye un 22 % respecto al valor ideal. Calcule la altura máxima real.
- c) Luego del apogeo, el cohete despliega un paracaídas y alcanza una velocidad terminal de descenso. Considere:

$$m = 0,29kg$$

$$\rho = 1,225kg/m^3$$

$$A = 0,12m^2$$

$$C_d = 1,5$$

Calcule:

$$V_t = \sqrt{\frac{2mg}{\rho C_d A}}$$

Suponga que una velocidad de impacto menor a $5m/s$ es adecuada para proteger instrumentos electrónicos sensibles. Determine si el sistema de recuperación cumple este requisito.

8.4. Ejercicio 4: Trayectoria Balística con Componente Horizontal

Un cohete experimental realiza una prueba de lanzamiento en una trayectoria inclinada. Luego de finalizar la fase propulsada, el motor se apaga y el vehículo continúa su movimiento como un cuerpo en vuelo balístico.

En el instante de apagado del motor, el cohete se encuentra a una altura de $y_0 = 120\text{ m}$ sobre el nivel del suelo y posee una velocidad de salida de módulo:

$$v_0 = 140\text{ m/s}$$

formando un ángulo de 35° respecto de la horizontal.

Durante la fase de vuelo balístico se desprecia la resistencia del aire y se considera una aceleración gravitatoria constante:

$$g = 10\text{ m/s}^2$$

Consignas:

- Descomponga la velocidad inicial del cohete en sus componentes horizontal y vertical. Explique qué ocurre con cada componente durante el vuelo.
- Determine el tiempo total transcurrido desde el apagado del motor hasta que el cohete vuelve a alcanzar la altura del suelo.
- Calcule la distancia horizontal recorrida por el cohete durante la fase balística.
- Determine la velocidad del cohete inmediatamente antes del impacto y compare su módulo con la velocidad inicial de salida.
- Explique por qué, en ausencia de resistencia atmosférica, la componente horizontal de la velocidad permanece constante mientras que la componente vertical cambia debido a la acción de la gravedad.

8.5. Ejercicio 5: Diseño de una Trayectoria Balística

Un equipo de ingeniería desea modificar el perfil de lanzamiento de un cohete experimental para alcanzar una zona de recuperación determinada.

Durante una prueba inicial se lanza un cohete con un tiempo de empuje muy breve con un ángulo de lanzamiento de:

$$\theta_1 = 40^\circ$$

respecto de la horizontal. Bajo condiciones ideales (sin resistencia aerodinámica y con la misma altura de salida y llegada), el cohete alcanza una distancia horizontal de:

$$R_1 = 2200 \text{ m}$$

Para una nueva misión se desea aumentar la distancia horizontal hasta:

$$R_2 = 2500 \text{ m}$$

manteniendo la misma velocidad inicial de salida.

Consignas:

- a) Analice qué variables físicas determinan el alcance horizontal de un cuerpo en movimiento balístico.
- b) Determine el ángulo de lanzamiento necesario para alcanzar la nueva distancia objetivo.
- c) Compare el ángulo obtenido con el ángulo utilizado en la primera prueba y explique físicamente por qué un aumento del ángulo de lanzamiento no siempre produce un mayor alcance.
- d) Discuta qué efectos reales deberían incorporarse para transformar este modelo ideal en una simulación más cercana a un vuelo de cohete real.

Referencias

- [1] NASA Glenn Research Center. *Beginner's Guide to Rockets - Guide to Rockets Introduction*.
URL: <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/guide-to-rockets/>
- [2] NASA Glenn Research Center. *Ideal Rocket Equation*.
URL: <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/ideal-rocket-equation/>
- [3] Apogee Components. *Peak of Flight Newsletter, Issue 18*. Educación en Cohetería. Disponible en línea: <https://www.apogeerockets.com/education/downloads/Newsletter18.pdf>. [Accedido: 2026].