

METODOS DE ENCENDIDO INTELIGENTE PARA NANOSATELITE DE LA SERIE PEHUENSAT

Diego Gomez Teruel^a ; Juan Jorge Quiroga^b

*^{a, b} Grupo del proyecto Pehuensat-2, Facultad de Ingeniería, Departamento de Electrotecnia,
Universidad Nacional del Comahue, Buenos Aires 1400, 8300 Neuquén Capital, Argentina,
diegomez@ yahoo.com.ar; jquiroga@ uncoma.edu.ar*

Palabras clave: Nanosatelite; encendido; Presión de vacío; Atmósfera terrestre; Efecto Pirani; Microcontrolador.

Resumen:

Debido a la necesidad de redundancia en los sistemas de control de los satélites, se propone en este trabajo mostrar el diseño de dos sistemas de encendido para la serie de nanosatélites Pehuensat. Se logra con ello, mayor robustez, eficiencia, menor peso y menor volumen. El primero, de tipo electrónico y el segundo de tipo mecánico eléctricamente pasivo.

El sistema electrónico, cuyo funcionamiento consta del sensado indirecto del valor de vacío mediante el efecto Piraní producido en una resistencia de platino dependiente de la temperatura (Pt100). Se realizan los cálculos del comportamiento del sensor bajo condiciones de vacío, de manera de estimar los parámetros asociados al control electrónico. Esta señal eléctrica es comparada con una de referencia por medio de un microcontrolador, que la procesa mediante un algoritmo dedicado y decide eficientemente el momento efectivo de encendido del nanosatélite.

Para el sistema mecánico se presenta el diseño analítico considerando fuerzas, presiones, tensiones, fricciones entre otros. Para lo cual se tiene en cuenta el proceso dinámico que este producirá en vuelo, modelado bajo condiciones similares a las de operación dentro del cohete transportador. Su principio de funcionamiento se basa en la prolongación de un vástago metálico dentro de un pequeño cilindro, este impulsado por un gas (nitrógeno) a presión atmosférica confinada entre el tope del cilindro y el extremo del vástago. Este vástago moverá un interruptor que alimentará el sistema, el cual se enclavará manteniendo energizado al satélite.

Ambos sistemas se encuentran en proceso de evaluación y ensayo, lo que permitirá concluir con la seguridad del funcionamiento en condiciones de vacío para la órbita prefijada del nanosatélite.

INTRODUCCION

En el presente trabajo se muestra en una primera instancia el desarrollo un Sistema electrónico, para luego tratar un Sistema mecánico encargados de poner en marcha en forma automática todos los sistemas de un satélite. Se comienza con una introducción general la problemática a resolver, comportamiento de la presión atmosférica con la altura, transferencia de calor entre materiales, para luego desarrollar el sistema electrónico y por último el sistema mecánico.

Existe la necesidad de activar los sistemas del nanosatelite pehuensat-2 en forma automática, una vez puesto en órbita, para activar toda la electrónica de control y comunicaciones. Para ello, se diseñaron dos sistemas, los cuales se basan en la detección de una presión de vacío obtenida a una determinada altura. El electrónico tiene de referencia un valor eléctrico representativo almacenado en una memoria y el mecánico mediante una fuerza proporcional a superar

Se sabe que la atmósfera es la capa gaseosa que rodea al planeta tierra y está unida a él por la fuerza de gravedad. Compuesta por nitrógeno (78%), oxígeno (21%), anhídrido carbónico y gases raros (cerca del 1%), vapor de agua y partículas sólidas en suspensión, se divide en capas con diferentes gradientes de temperaturas como muestra la figura 1.

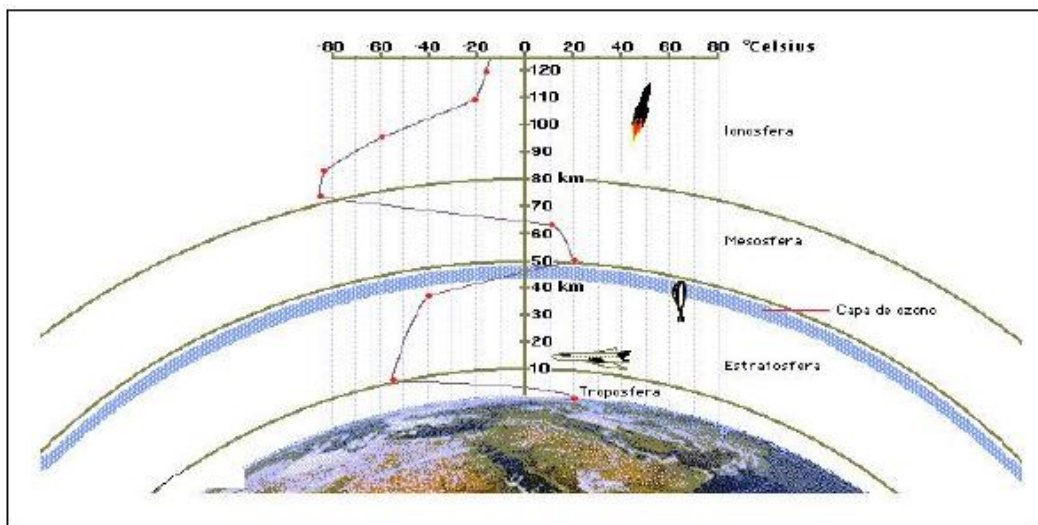


Figura 1: Las diferentes capas concéntricas de la atmósfera.

Existen muchos modelos explicativos de la variación de la presión con la altura. Pero la mayoría coincide en que se comporta como muestra la figura 2.

Podemos pensar en la idea de que la atmósfera es un gas que intercambia constantemente calor con el medio que lo rodea, para el caso particular de la troposfera lo hará con la tierra y con la estratosfera, por lo tanto, el modelo más simple de la atmósfera es suponer que es isotérmica, es decir, suponemos que $T^\circ = T^\circ$ promedio = cte. (temperatura promedio en la troposfera es = 288K) en toda la troposfera, a su vez, suponemos que esta se comporta como un gas ideal y que la fuerza gravitatoria es independiente de la altura.

Por otro lado, en la Troposfera, cuando las masas de aire que poseen distinta temperatura ascienden o descienden, en general lo hacen suficientemente rápido de modo que intercambian poca energía con su medio y además, sabemos que el aire es un mal conductor

del calor. Por consiguiente, es razonable suponer que los movimientos de las masas de aires son adiabáticos, por ende dentro de esta capa atmosférica la temperatura no será constante y podremos encontrar un gradiente de temperatura que variará con la altura.

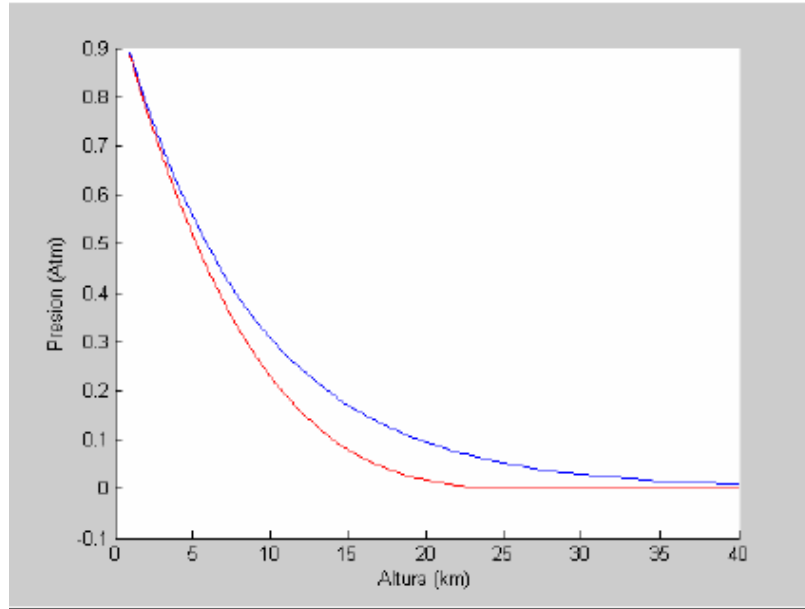


Figura 2: La curva roja corresponde al supuesto de la atmósfera como sistema adiabático, la azul corresponde a uno isotérmico.

Otra cuestión importante es la transferencia de calor de un cuerpo hacia su entorno bajo condiciones de presión de vacío. En general la transferencia de calor a través de cualquier superficie A se explica

$$\dot{Q} = \int_A q'' dA \quad (1)$$

q'' : Densidad de flujo de calor

En la condición antedicha la transferencia de calor será una combinación de radiación y conducción con las partículas gaseosas que lo rodeen, donde esta última se puede asociar desde un enfoque microscópico del mecanismo de transferencia de calor por convección.

Recordemos que los mecanismos de transferencia de calor antedichos están representados como:

$$\dot{Q}_{rad} = \varepsilon \sigma A (T_s^4 - T_{rec}^4) \quad (2)$$

ε : Emisividad de la superficie

σ : Constante de Stefan-Boltzmann

T_s : Temperatura absoluta de la superficie

T_{rec} : Temperatura absoluta del recinto

$$\dot{Q}_{cond} = -kA \frac{dT}{dx} \quad (3)$$

k : Conductividad térmica del material

Para explicar cómo es el comportamiento de la transferencia de calor de un material hacia su entorno a baja presión, supongamos un filamento de platino dentro de una burbuja a la que se le puede variar su presión (P_v). Aplicándole al filamento una diferencia de potencial V_{ab} constante tendremos una corriente eléctrica I como muestra la figura 3.

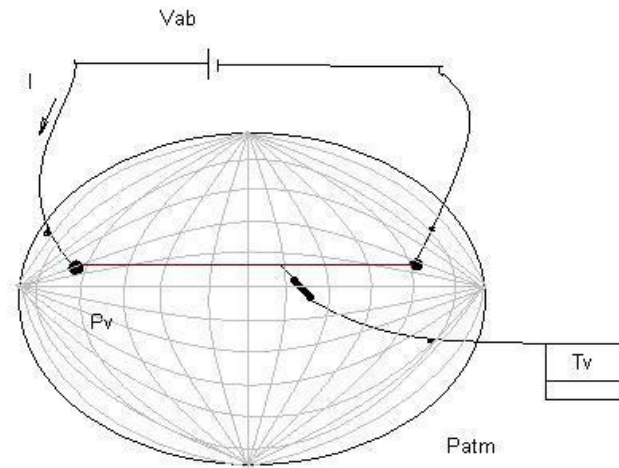


Figura 3: Disposición del experimento de transferencia de calor a baja presión

A medida que la presión P_v baje, la transferencia de calor del filamento por conducción con las partículas del gas, disminuirá, por ende disminuirá la disipación de potencia y el filamento aumentará su temperatura T_v como muestra la figura 4.

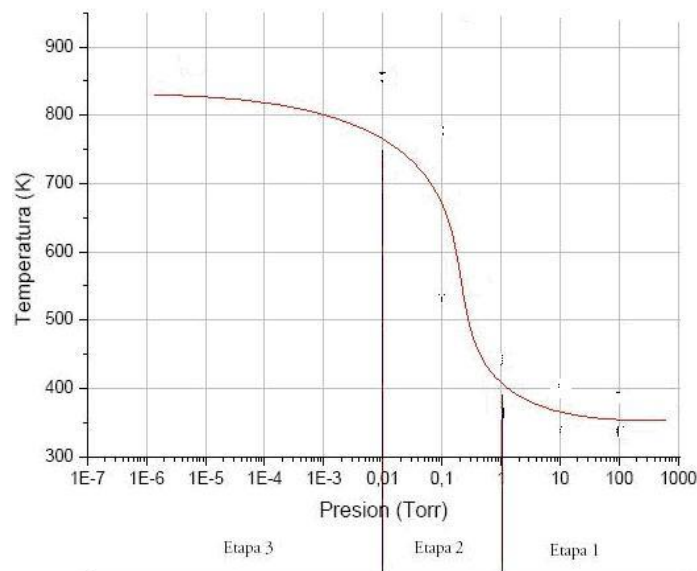


Figura 4: Temperatura de un filamento de Pt calentado por efecto Joule a diferentes presiones.

- Etapa 1: En el rango de 1 torr hasta la presión atmosférica gobierna el régimen viscoso.
- Etapa 2: Para el rango de presiones entre 0,01 y 1 torr gobierna el régimen molecular caracterizado por la conducción. Aquí es donde el efecto Pirani es más significativo.

- Etapa 3: Para las presiones menores a 0,01 torr gobierna el mecanismo de transferencia de calor por radiación.

1 SISTEMA ELECTRONICO

Teniendo las bases antedichas, el sistema electrónico se conforma de cuatro módulos. (Ver figura 5). El modulo sensor se encarga de transducir una señal de baja presión a un equivalente de potencial eléctrico, la cual será amplificada (etapa amplificadora), para luego introducirla en el modulo de control, quien se encarga de tomar la decisión de alimentar los sistemas de nanosatelite mediante el modulo de potencia.

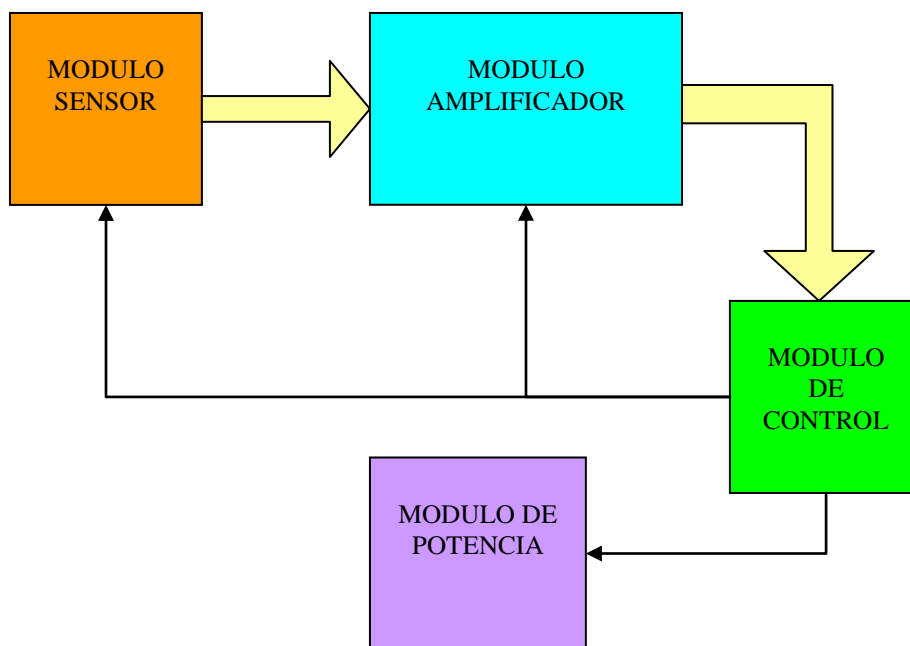


Figura 5: Esquema modular del sistema electrónico

Modulo sensor

Aplicando el principio de funcionamiento del filamento de platino explicado anteriormente, se procede al diseño del circuito siguiente (ver figura 6).

Las resistencias R_1 y R_2 son dos PTC (resistencias dependientes de la temperatura de coeficiente positivo), con la diferencia que R_2 se encuentra encapsulada con aire a presión atmosférica.

Por ellas circularan corrientes idénticas ($I_1=I_2=I$), las cuales comenzaran a aumentar su caída de potencial V_c y V_d en la medida que su temperatura aumente y por ende su valor de resistencia.

$$V_1 = V_2 = I \cdot R_{12}(T) \quad (4)$$

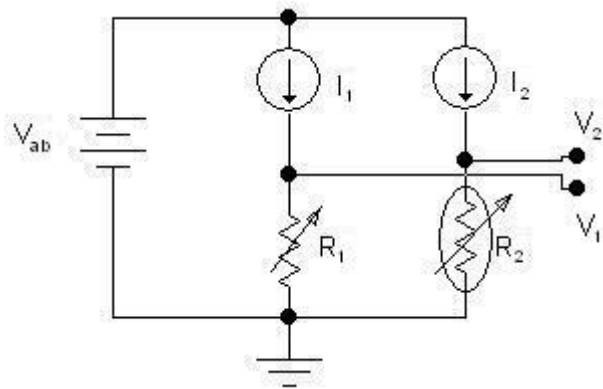


Figura 6: Circuito eléctrico del modulo sensor de presión de vacío

Pero cuando la presión del aire circundante en el circuito comience a disminuir, se tiene que la temperatura de R_1 aumentará más de lo normal por el efecto Pirani y por ende V_1 será mayor a V_2 .

$$\begin{aligned}
 T_1 &> T_2 \\
 R_1(T_1) &> R_2(T_2) \\
 I \cdot R_1(T_1) &> I \cdot R_2(T_2) \\
 V_1 &> V_2
 \end{aligned}
 \tag{5}$$

Esta disposición tiene la ventaja de ser independiente de la temperatura externa ya que a presión atmosférica en tierra ambas resistencias serán influidas por igual en el mismo momento y el circuito no sufrirá variaciones con esta.

Dada las bajas potencias que se deben manejar en el proyecto por una cuestión de autonomía de las baterías principales, la diferencia V_{12} será de unos pocos mV ante la presencia de presión de vacío por lo que es preciso amplificar esta señal.

Modulo amplificador

Aquí es necesario como requisito amplificar la señal con la mayor RRMC (relación de rechazo en modo común) por lo que se eligió un amplificador operacional de instrumentación. El AD620¹ con las características principales siguientes:

- ✓ Configuración de ganancia con una resistencia R_G externa (G de 1 a 1000).
- ✓ 50 mV max, Offset de Voltaje de entrada.
- ✓ 1 nA max, Influencia de corriente de entrada.
- ✓ 100 dB min de RRMC (G = 10).
- ✓ 0.28 mV p-p Noise (0.1 Hz to 10 Hz).
- ✓ 15 ms de tiempo de establecimiento a 0.01%.

¹ Datasheet del AD620 de la marca ANALOG DEVICE

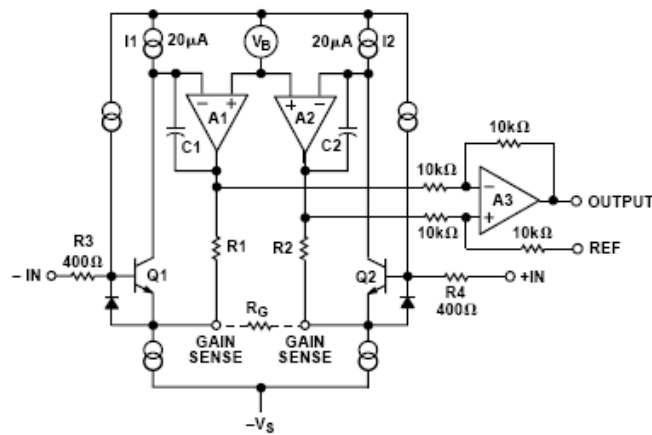


Figura 7: Esquemático simplificado del AD620

El modulo amplificador será sencillamente el circuito integrado AD620 con una resistencia de configuración de ganancia R_G como muestra la figura 8.

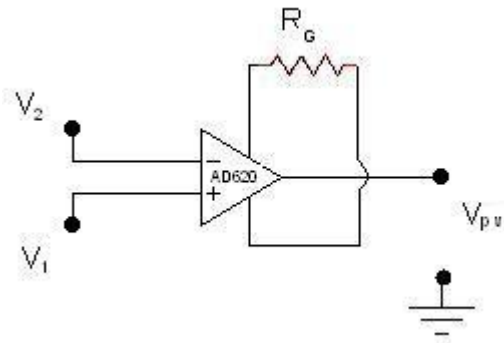


Figura 8: Circuito eléctrico del modulo amplificador.

Modulo de control

Una vez obtenida la señal de tensión V_{pv} equivalente a la presión de vacío, es necesario saber qué hacer con ella. De esto se encargará el circuito integrado pic12F675². Un microcontrolador programable de baja gama pero de grandes prestaciones, ya que de sus 8 escasos pines, 6 son configurables como puertos I/O digitales e inclusive 4 de ellos configurables como entradas analógicas para luego convertir a valores digitales con resolución de hasta de 10 bit. También tiene la ventaja de poseer un oscilador interno de 4 MHz por lo que no es necesario ocupar terminales ni volumen de más.

Aparte de tomar la señal V_{pv} , este se encargara de alimentar el circuito sensor cada cierto intervalo de tiempo, ya que como dijimos, la autonomía de las baterías es finita.

Por lo tanto los pasos que este debe cumplir son los siguientes:

1. Despertar de stand-by, o sea salir de su modo de bajo consumo.
2. Alimentar el circuito sensor durante un intervalo de tiempo (aproximadamente unos 40 segundos).
3. En los primeros 15 segundos obtener la muestra $V_{pv_{t1}}$ y al final la otra $V_{pv_{t2}}$.

² Datasheet del pic 12F675 de Microchip.

4. Realizar la operación

$$V_{pv_{i2}} - V_{pv_{i1}} = \Delta V_{pv} \quad (6)$$

5. Decidir si $(6) > \text{Valor umbral}^3$ espero en stand-by unos minutos para repetir los pasos anteriores a modo de corroborar la presencia de presión de vacío. Pero si $(6) < \text{Valor umbral}$ espero en stand-by unas horas para repetir los pasos desde el comienzo.
6. Suponiendo que se supera efectivamente el valor umbral, el modulo finalmente activa la etapa de potencia, donde a su vez esta cierra el circuito de alimentación principal de todos los sistemas del nanosatelite.

Cabe aclarar, que el hecho de activar el sensor por unos pocos segundos tiene la finalidad de ahorrar energía, por lo cual estaremos midiendo la variación en tiempo del auto calentamiento de las resistencias, casi en igual medida a presión atmosférica, y en variación diferente ante presión de vacío por razones ya explicadas. Los pasos anteriores se pueden ver resumidos en la figura 9.

Una ventaja muy importante del sistema, es la de reencender el nanosatelite ante un ciclo de descarga completa y recarga de las baterías.

Este tipo de situación es de una ocurrencia probable, ya que puede suceder que los paneles solares del nanosatelite, no colecten la energía suficiente durante la operación de este (en especial actividades de comunicación) y decaiga la tensión a un punto en que los algoritmos de control no puedan ser corridos por los microcontroladores.

Esto llevaría con suerte a una espera en modo bajo consumo y en el peor de los casos a un apagón completo, por el cual se perdería el control total.

En el periodo de recuperación de la energía, el nanosatelite nuevamente dependerá del sistema de encendido, el cual comenzara de cero como el resto de los sistemas. Se sobreentiende que la señal equivalente de presión sobrepasara el umbral de vacío, donde transcurrida la rutina resumida en la figura 9, el nanosatelite nuevamente estará en servicio.

Otra cuestión importante es que el control actúa con interfaces de media potencia. Esto se debe a que el microcontrolador PIC 12F675 no maneja corrientes mayores a los 25mA por cada pin de salida.

La primera interfase es la necesaria para activar los módulos sensor y amplificador. Esto mediante la amplificación en corriente de una salida del PIC configurando un transistor de germanio (caída base-emisor menor a 0,3V) como seguidor de emisor. La otra, de mayor potencia, se encuentra explicitada en este informe como modulo de potencia.

³ Valor digital equivalente que se espera a 2 torr de presión en el ambiente (35Km de altitud respecto del nivel del mar).

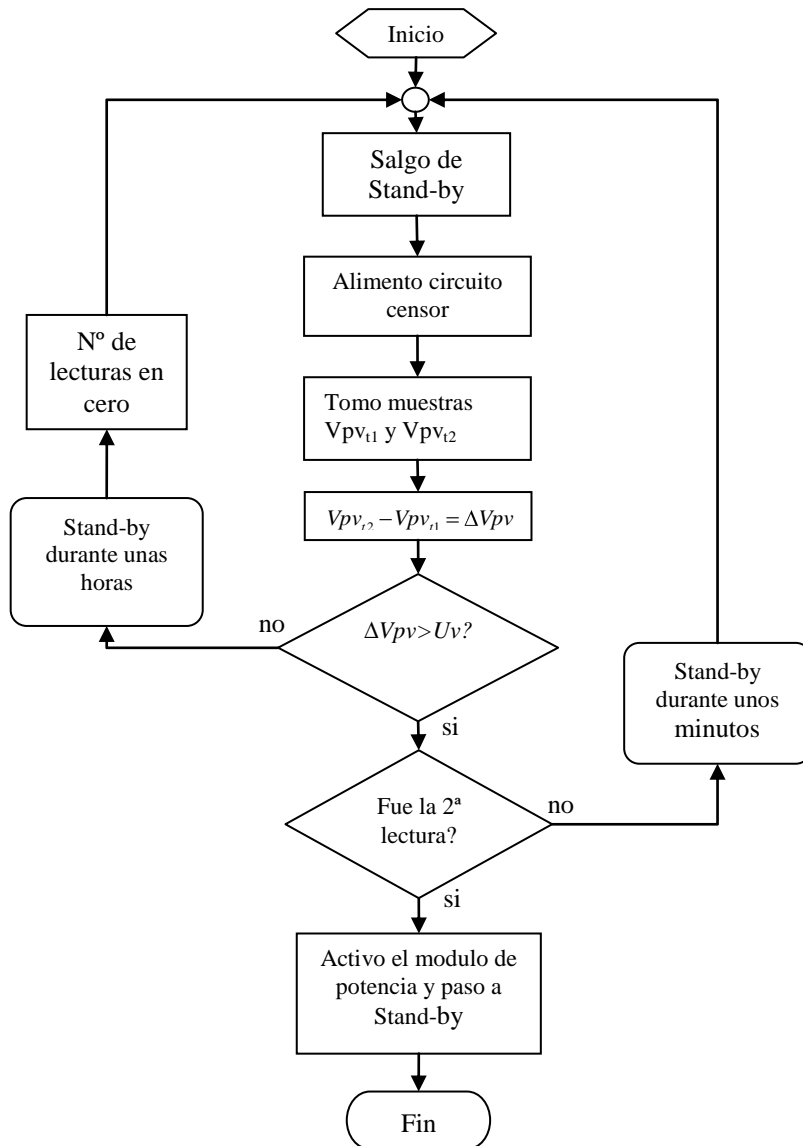


Figura 9: Diagrama de flujo simplificado del software del modulo de control.

Modulo de potencia

Finalmente tenemos este modulo que cumple la función de un interruptor de estado sólido simplificado. Este consta de un MOSFET canal N de potencia configurado de la siguiente manera (ver figura 10):

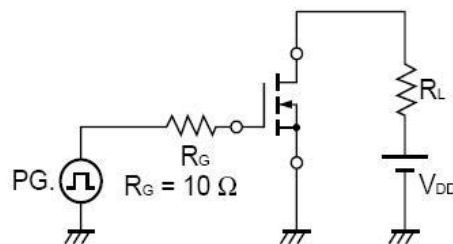


Figura 10: Configuración del MOSFET como circuito conmutador.

Conclusiones acerca del sistema electrónico

El sistema fue llevado a la práctica con éxito, con el único inconveniente de no poder ser ensayado en alto vacío, pero debido a la robustez ante temperaturas extremas (de -30°C a 100°C) a las que si se ha podido ensayar, al igual que a bajas presiones (2 torr), se espera que este funciones correctamente, ya que su principio de funcionamiento se basa en el desequilibrio térmico, una medida indirecta de presión de vacío por efecto Pirani.

2 SISTEMA MECANICO

Este basa su funcionamiento, también, en la detección de un umbral de presión de vacío, mediante el desplazamiento de un vástago confinado dentro de un cilindro semi-cerrado, el cual accionará un interruptor que alimentará los sistemas del nanosatelite. El vástago se desplaza gracias al trabajo de un gas (nitrógeno) a presión atmosférica confinado entre el extremo del mismo y el extremo interno del cilindro, debido al cambio de presión fuera del sistema (ver figura 11).

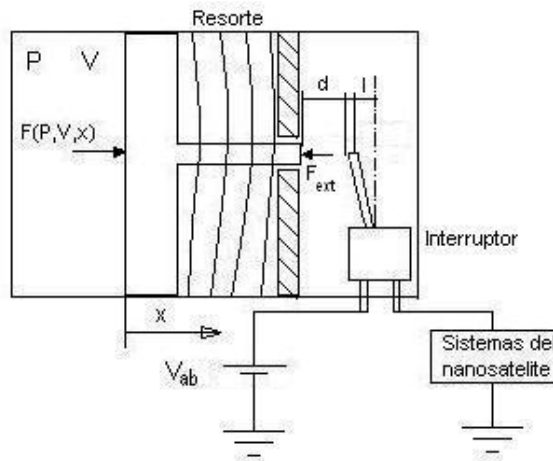


Figura 11: Esquema simplificado del sistema mecánico.

Para entender el comportamiento del sistema, se comienza analizando las fuerzas que intervienen en el mismo, tratándose como un sistema cuasi-estable.

$$\sum_{i=1}^n F_i = F(P, v, x) + F_{rte} + F_{interr} + F_{ext} = 0 \quad (7)$$

Partiendo de $F(P, v, x)$, se sabe que el trabajo de expansión/compresión del gas se puede modelar como un proceso poli trópico de la siguiente manera,

$$P \cdot v^{\gamma} = Cte \Rightarrow P_1 \cdot v_1^{\gamma} = P_2 \cdot v_2^{\gamma} \quad (8)$$

de (8) $P_1 \cdot v_1^{\gamma}$ se refiere al estado inicial y $P_2 \cdot v_2^{\gamma}$ a un estado cualesquiera, por lo cual lo podemos poner en función del desplazamiento x ,

$$P_2 = P(x) = P_1 \left(\frac{v_1}{v(x)} \right)^{\gamma} = P_1 \left(\frac{v_1}{v_1 + A \cdot x} \right)^{\gamma} \quad (9)$$

por lo tanto, se puede decir que la fuerza ejercida por la expansión del gas es,

$$F(P, v, x) = F_g(x) = P_1 \left(\frac{v_1}{v_1 + A \cdot x} \right)^{\gamma} \cdot A \quad (10)$$

A : Área del pistón en el que actúa el gas.

Luego, en el caso de la fuerza ejercida por el resorte será simplemente,

$$F_{rte} = -k \cdot x \quad (11)$$

Para analizar la fuerza ejercida por el interruptor será necesario plantear algunos detalles a tener en cuenta:

- El vástago necesitara recorrer una distancia d (ver figura 11) para llegar a tocar la perilla del mismo.
- Una vez que haga contacto, el interruptor ofrecerá una fuerza igual y opuesta al desplazamiento del vástago hasta superar una fuerza estática F_e propia del interruptor, para luego así comenzar a moverse.
- La fuerza del interruptor estará relacionada a un torque constante (T_{cte}) y la posición normal de empuje relativa a la posición de la perilla (ver figura 12).
- Una vez superado el desplazamiento l mostrado en la figura 12, la perilla continuara el desplazamiento por si misma ya que el interruptor actúa con torque inverso una vez superado el ángulo de mitad de recorrido.

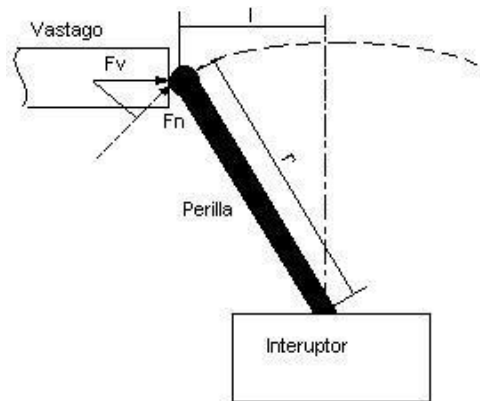


Figura 12: Esquema explicativo del desplazamiento de la perilla interruptora.

Por lo tanto la ecuación que explica el comportamiento de la fuerza del interruptor, una vez superada la F_e , será,

$$\vec{F}_{interr} \times \vec{r} = -\vec{\tau}_{cte} \quad (12)$$

Donde, llevándolo a una dimensión quedara como,

$$F_{interr} = - \frac{\tau_{cte}}{r \cdot \cos\left(\frac{d+l-x}{r}\right)} \quad (13)$$

En lo que respecta a la F_{ext} esta es la que ejerce la presión ambiente en el área A del pistón, la cual cambia con la altitud a la que se encuentre el dispositivo, y sus ecuaciones son las siguientes⁴.

⁴ Estas son ecuaciones empíricas que tienen como fundamento los gradientes de temperatura según la altitud (ver figura 1).

Troposfera (0 a 11km)

$$P(H) = 101325 \text{ Pa} \cdot \left(\frac{288,15 \text{ K}}{288,15 \text{ K} - 6,5 \text{ K} \frac{H}{\text{Km}}} \right)^{-5,256} \quad (14)$$

Estratosfera nivel 1 (11 a 20Km)

$$P(H) = 22632 \text{ Pa} \cdot e^{-0,1577 \cdot (H-11)} \quad (15)$$

Estratosfera nivel 2 (20 a 32Km)

$$P(H) = 5475 \text{ Pa} \cdot \left(\frac{216,65 \text{ K}}{216,65 \text{ K} + (H - 20)} \right)^{34,16319} \quad (16)$$

Estratosfera nivel 3 (32 a 47Km)

$$P(H) = 868 \text{ Pa} \cdot \left(\frac{228,65 \text{ K}}{228,65 \text{ K} + 2,8 \text{ K} (H - 32)} \right)^{12,2011} \quad (17)$$

Estratosfera nivel 4 (47 a 51Km)

$$P(H) = 110,9 \text{ Pa} \cdot e^{-0,1262(H-47)} \quad (18)$$

Datos aislados

$$P(100 \text{ Km}) \approx 1 \text{ Pa}$$

$$P(100 - 1000 \text{ Km}) \approx 1 - 10^{-7} \text{ Pa}$$

$$P(640 \text{ Km}) \approx 10^{-4} \text{ Pa}$$

Luego reemplazando (10), (11), (13) y $P(H)$ en forma general dentro de (7) y teniendo en cuenta los distintos recorridos del vástago, llegamos a la siguiente función en partes,

$$F(H, x) = \left\{ \begin{array}{l} P_1 \left(\frac{v_1}{v_1 + A \cdot x} \right)^\gamma \cdot A - k \cdot x - P(H) \cdot A = 0 \Leftrightarrow 0 \leq x < d \\ P_1 \left(\frac{v_1}{v_1 + A \cdot x} \right)^\gamma \cdot A - k \cdot x - F_e - P(H) \cdot A = 0 \Leftrightarrow x = d \\ P_1 \left(\frac{v_1}{v_1 + A \cdot x} \right)^\gamma \cdot A - k \cdot x - \frac{\tau_{cte}}{r \cdot \cos\left(\frac{d+l-x}{r}\right)} - P(H) \cdot A = 0 \Leftrightarrow d < x \leq d+l \end{array} \right\} \quad (19)$$

Como se menciona anteriormente, se busca que los dispositivos sean poco voluminosos y masivos, por lo que se decidió aplicarle al diseño las siguientes medidas:

Largo aproximado: $38 \cdot 10^{-3} \text{ m}$

$$A : 1,2667 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$$

Diametro aproximado: $20 \cdot 10^{-3} \text{ m}$

$$V_l : 9,6762 \cdot 10^{-7} \text{ m}^3$$

$$\mathcal{T}_{cte} : 14,112 \cdot 10^{-3} \text{Nm}$$

$$l : 1,625 \cdot 10^{-3} \text{m}$$

$$d : 5 \cdot 10^{-3} \text{m}$$

$$r : 12 \cdot 10^{-3} \text{m}$$

$$P_1 : 101325 \text{ Pa}$$

Para darle un valor a la constante del resorte k , se reemplaza en la parte del dominio $d < x < d+l$ de la ecuación (19) la presión correspondiente a los 640Km de altura donde se espera que el nanosatelite orbite. Lo cual se llega a que $k = 630,682 \text{ N/m}$.

Aplicando estos valores a (19) y considerando las distintas ecuaciones y puntos correspondientes a las diferentes presiones que hay con respecto a la altitud, se puede ver como es el comportamiento del sistema (ver figura 13)⁵ desde un enfoque cuasi estático del sistema.

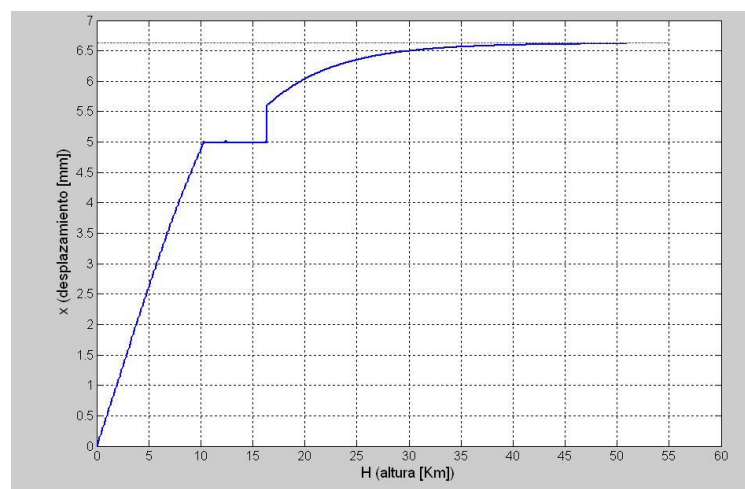


Figura 13: Desplazamiento (x [mm]) del vástago del sistema en función de la altitud (H [Km])

Prototipo constructivo

Teniendo en cuenta la figura 11, y las medidas estimadas mencionadas anteriormente, se llega a un prototipo en acero inoxidable de ocho piezas, el cual fue pensado para poder construirlo con elementos metálicos estándares que hay en el mercado (ver figura 14).

⁵ Debido a que (19) es una función implícita, se implemento un algoritmo en Matlab mediante el método numérico de la secante para obtener los puntos de la figura 13.

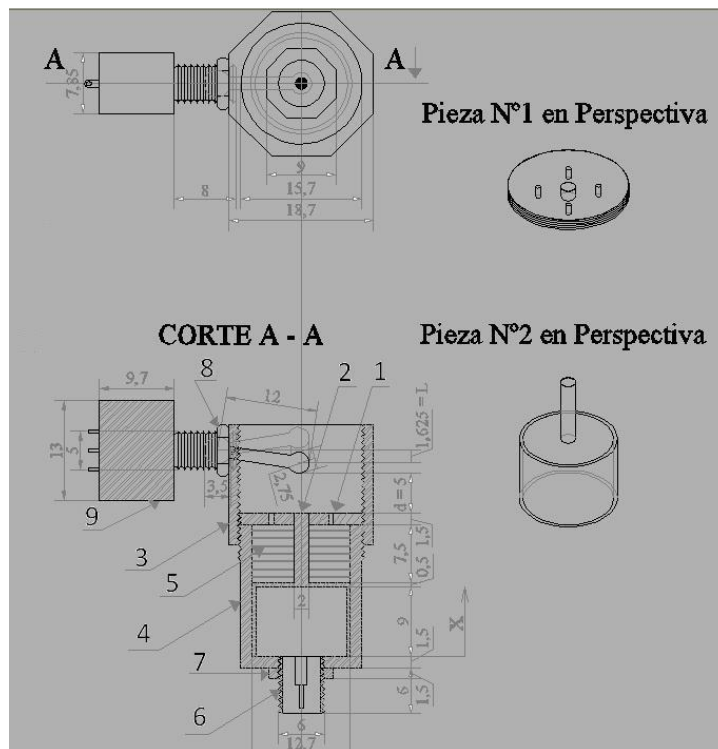


Figura 14: Vista superior y lateral en corte del prototipo constructivo de sistema mecánico.

Descripción de las piezas:

Pieza 1: Esta corresponde a una tuerca con rosca en su parte externa. Posee un orificio en su centro que sirve como guía para el vástago al igual que cuatro agujeros de menor diámetro para expulsar el aire confinado entre su cara inferior y la rara superior de la pieza 2. También sirve como contratuerca entre las piezas 3 y 4.

Pieza 2: Es un pistón hueco con el vástago en su parte superior. En su cavidad estará confinado el gas que realizara el trabajo correspondiente para mover toda la pieza.

Pieza 3: Tuerca con agujero con rosca en una de sus caras laterales para sostener la pieza 9. Esta permitirá ajustar la distancia d para obtener mayor precisión del dispositivo.

Pieza 4: Cilindro hueco con rosca en su parte superior para unirse a la pieza 3. En su lado inferior posee una cara con orificio roscado para unirse con la pieza 6.

Pieza 5: Este es el resorte, que evita un desplazamiento continuo del vástago ante pequeñas variaciones de la presión atmosférica en tierra.

Pieza 6: Válvula de llenado del recinto⁶. Para evitar complicaciones en la construcción se pensó en una válvula de cámara de auto la cual cumple la función de retención.

Piezas 7 y 8: Contratuercas para ajustar las piezas 6 y 9 respectivamente.

Pieza 9: Este es el interruptor en sí, considerado como una sola pieza. Se sobre entiende que este está compuesto de más de una pieza en las que se destacan el cuerpo y la perilla del mismo.

Influencia de las vibro-aceleraciones en el sistema

⁶ Se decidió usar como gas el nitrógeno por sus propiedades inertes y su relativa facilidad de adquisición.

Como sabemos, el cohete en el despegue y en la mayor parte de su recorrido genera vibro-aceleraciones⁷, donde las características para el cohete PSLV-C7 son las siguientes,

Cargas cuasi-estáticas

Longitudinal: 7g/-2,5g

Lateral: ± 6g

Requerimientos de rigidez: >90Hz

Tabla 1: Test de niveles de vibraciones sinusoidales

	Rango de frecuencias(Hz)	Nivel de aptitud	Nivel de aceptación
Ejes lateral y longitudinal	5-10 10-100	10mm (0 a pico) 3,75g	8mm (0 a pico) 3g
Relación de barrido		2 Oct/min	4 Oct/min

Estas vibro aceleraciones influyen significativamente en el dispositivo, especialmente en el sistema vástago-resorte el cual posee un frecuencia de resonancia de 88,07 Hz. Es por eso que para tales características tomaremos como criterio lo siguiente,

$$\frac{Aceleracion}{\sqrt{(\omega_0^2 - \omega^2)^2 + 4\omega^2 \cdot \beta^2}} < 1 \cdot 10^{-3} m \quad (20)$$

entonces para el peor caso en que la frecuencia natural sea igual a la de resonancia ($\omega = \omega_0$) y la vibro-aceleración del cohete sea la del nivel de aptitud, se llega a,

$$\frac{3,75g}{\sqrt{4 \cdot (2 \cdot \pi \cdot 88,07)^2 \cdot \beta^2}} < 1 \cdot 10^{-3} m \quad (21)$$

por lo tanto será necesario un factor de amortiguamiento $\beta > 30$ para que el sistema masa-resorte se desplace con las vibro-aceleraciones menos de 1 mm.

Conclusiones acerca del sistema mecánico

Se espera que el dispositivo alimente los sistemas de nanosatelite a una altitud entre 25 y 30 Km, debido a la influencia de vibro-aceleraciones y no idealmente a los 640 Km como se calculo. Esto también se debe a que la diferencia absoluta de la presión atmosférica a partir de esa altura no es significativa, por lo cual no se puede esperar desplazamientos importantes del vástago a partir de allí.

Tampoco es conveniente sobredimensionar el resorte aumentándole su constante ya que podríamos caer en el inconveniente de que el dispositivo no alcance a encender el nanosatelite.

⁷ Correspondiente al cohete PSLV-C7 de la empresa lanzadora India ISRO.

CONCLUSION FINAL

Se desarrollaron de manera resumida el diseño y funcionamiento de estos dos dispositivos, teniendo en cuenta los aspectos más relevantes, y se tuvieron presente algunos factores externos para mejorar el nivel de robustez de los mismos. Las dimensiones que se alcanzaron se hicieron en base a las del nanosatélite al igual que la adaptabilidad para estos tipos de satélites en cuanto a su consumo energético y peso de los mismos.

En lo que respecta al sistema mecánico, se esperan propuestas de mejora para el mismo en relación al aspecto constructivo para evitar la pérdida del gas entre las piezas 4 y 2 al igual que un análisis más profundo del amortiguador necesario para evitar la resonancia caótica a la frecuencia crítica analizada.

REFERENCIAS

- L. D. Landau y E. M. Lifshitz, Mecánica vol. 1 del curso de física teórica, Academia de Ciencias U.R.S.S., Editorial Reverté S.A. (1991).
- H. Goldstein P.H. D., Mecánica Clásica, Universidad de Harvard, Editorial Aguilar S.A.(1970).
- J.B. Marion, Dinámica Clásica de las partículas y Sistemas, Editorial Reverté S.A.(1991).
- K. Wark y D. Richards, Termodinámica VI edición, Editorial Mc Graw Hill (1995).
- C. J. Matos, Manual de prácticas de Termodinámica I, IEM-367, Univ. Autónoma de Santo Domingo (2008).
- J. K. Hargreaves, The solar-terrestrial environment, Cambridge Univ. Press.(1992).
- User's Guide, Space Lunch System, DNEPR, Russian Federation (1992).
- R. Dorf, Sistemas Modernos de Control, Editorial Addison Wesley Iberoamericana (1989).
- K. Ogata, Ingeniería de Control Moderna 4ª edición, Editorial Person (2003).
- J. Sabato, Mediciones Eléctricas Tomo I, Editorial Alsina (1978).
- A. Hefrick y W. Cooper, Instrumentación Electrónica Moderna y Técnicas de Medición, Prentice-Hall Hispanoamericana S.A.(1991).
- Millman y Halkias, Electrónica Integrada, Editorial Hispano Europea (1991).
- J. A. Gualda, S. Martínez y P. M. Martínez, Electrónica Industrial: Técnicas de Potencia, Editorial Marcombo S.A.(1992).
- M. Moreno, O. De Moya y R. Sarmiento; Diseño y construcción de medidor analógico de baja presión, revista colombiana de Física, Vol. 38, No 2. (2006).