

## **FORMULARIO DE AVANCE MENSUAL DE PROYECTO INTEGRADOR**

FECHA: 20/12/2025.

ALUMNO / S: Mouton, Laudín, Alfonso.

TEMA: "MONTURA MOTORIZADA PARA SEGUIMIENTO SATELITAL DEL NANO 70/30".

DIRECTOR: Ing. José Luis Amado.

**FECHA ESTIMADA DE FINALIZACIÓN:** 27/02/2026

---

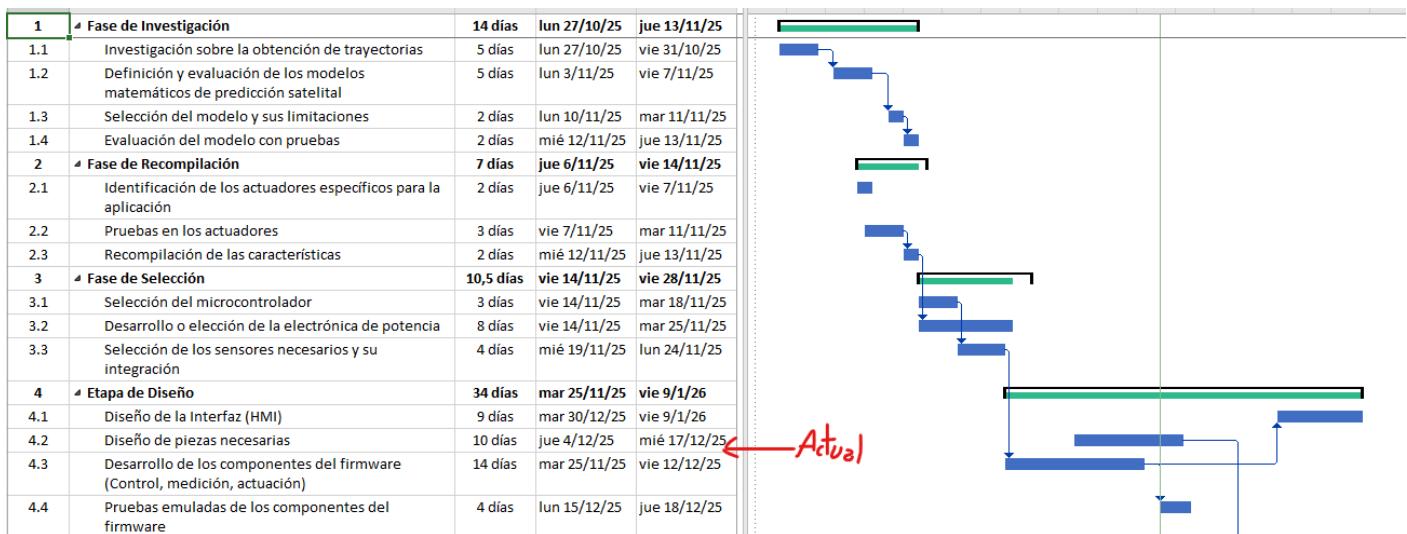
## Avances del Desarrollo, Mes 1°.

Este informe detalla el avance logrado desde la fecha de aceptación del tema **20/11/2025** (Aceptación del tema y conformación del tribunal evaluador) hasta la fecha **20/12/2025**.

De acuerdo a lo planteado en el diagrama de Gantt estimado, el desarrollo del proyecto integrador, actualmente se encuentra en la **etapa de diseño**, ya cumplida la fase de:

- Investigación.
- Recopilación.
- Selección.

Tal y como se aprecia en el siguiente extracto del diagrama.



### FASE DE INVESTIGACIÓN:

El desarrollo logrado en esta fase es el siguiente:

- Investigación de formas de obtener trayectorias satelitales de manera libre.
- Descripción y evaluación de los diferentes modelos matemáticos para predicción de trayectorias orbitales terrestres.
- Definición de limitaciones del modelo escogido.

#### Formas de obtener datos acerca de las trayectorias:

Se realizó una investigación sobre los parámetros mínimos necesarios para la descripción de trayectorias orbitales. Dichos parámetros corresponden a datos estandarizados que codifican las condiciones iniciales requeridas por los modelos de propagación orbital en un instante de tiempo determinado.

Estos datos son proporcionados originalmente por el *North American Aerospace Defense Command* (NORAD), actualmente dependiente de la Fuerza Espacial de los Estados Unidos, organismo que inició el seguimiento sistemático de objetos artificiales en órbita terrestre y estableció un formato estandarizado para el intercambio de información

entre agencias espaciales. Como resultado de este proceso, se desarrolló el conjunto de datos conocido como **TLE** o **2LE** (*Two-Line Elements*).

Los elementos orbitales TLE son de acceso público y pueden obtenerse mediante interfaces de programación de aplicaciones (API), tales como *Space-Track* o *Celestrak*. En la siguiente tabla se presenta, a modo de ejemplo, la primera línea correspondiente a un conjunto de datos TLE.

Línea 1		
Columna	Símbolo	Descripción
01	-	Número de Línea del conjunto de datos.
03-07	-	Número de Satélite (SATCAT).
08	-	Clasificación (U=Sin Clasificar).
10-11	-	Dos últimos dígitos del año del lanzamiento.
12-14	-	Número de lanzamiento del año.
15-17	-	Pieza del lanzamiento.
19-20	-	Dos últimos dígitos del año de época.
21-32	-	Época (Día del año y parte fraccionaria del día).
34-43	$\dot{\eta}_0/2$	Derivada temporal del movimiento medio en la época.
45-52	$\ddot{\eta}_0/6$	Segunda derivada temporal del movimiento medio en la época (Se asume punto decimal inicial).
54-61	$B^*$	Término de arrastre BSTAR (se asume el punto decimal inicial).
63	-	Tipo de efemérides.
65-68	-	Número de elemento.
69	-	Suma de comprobación (módulo 10).

#### Modelos matemáticos de predicción de trayectorias:

Se describe históricamente de donde provienen los modelos SGP, SGP4, SDP4, SGP8,...

Se justifica la elección del modelo SPG4(Simplified General Perturbations 4), para su implementación en el microcontrolador, debido a:

- Precisión típica del orden de ~1km en posición con un margen de error de unos pocos días respecto a la época del conjunto de elementos TLE. (Suficiente para el seguimiento satelital con un observador en la superficie terrestre).
- Modelo estándar para órbitas LEO y GEO.
- Menor complejidad computacional respecto a otros modelos más precisos y menos simplificados (tiempo de ejecución menor).

A continuación se aprecia una tabla comparativa del comportamiento computacional de cada modelo (Ejecutado en una computadora serie 6000 de Honeywell y en Fortran IV).

Model	core used (words)	CPU time per call (milliseconds)	
		Initialize	Continue
SGP	541	.8	2.7
SGP4	1,041	1.9	2.5
SDP4	3,095	5.1	3.6
SGP8	1,601	1.8	2.2
SDP8	3,149	5.4	3.2

Algunas consideraciones:

- Los TLE deben actualizarse periódicamente para disminuir el error debido a factores orbitales. (Para la aplicación de seguimiento satelital terrestre, sólamente es necesario actualizarlos diariamente, o antes del uso del prototipo).
- El NORAD, clasifica a los satélites dependiendo de su período orbital (<225 minutos, como cercano a la tierra).

Se describe el desarrollo del modelo SGP4, a continuación se deja un extracto de las fórmulas matemáticas utilizadas.

El vector unitario de orientación es calculado como:

$$\mathbf{M} = \begin{cases} M_x = -\sin \Omega_k \cos i_k \\ M_y = \cos \Omega_k \cos i_k \\ M_z = \sin i_k \end{cases} \quad (2.1)$$

$$\mathbf{N} = \begin{cases} N_x = \cos \Omega_k \\ N_y = \sin \Omega_k \\ N_z = 0 \end{cases} \quad (2.2)$$

$$\begin{aligned} U &= M \sin(u_k) + N \cos(u_k) \\ V &= M \cos(u_k) - N \sin(u_k) \end{aligned}$$

Como último, la **posición** y la **velocidad** del satélite estarán dados por:

$$\boxed{\begin{aligned} r &= r_k U \\ \dot{r} &= \dot{r}_k U + r \dot{f}_k V \end{aligned}}$$

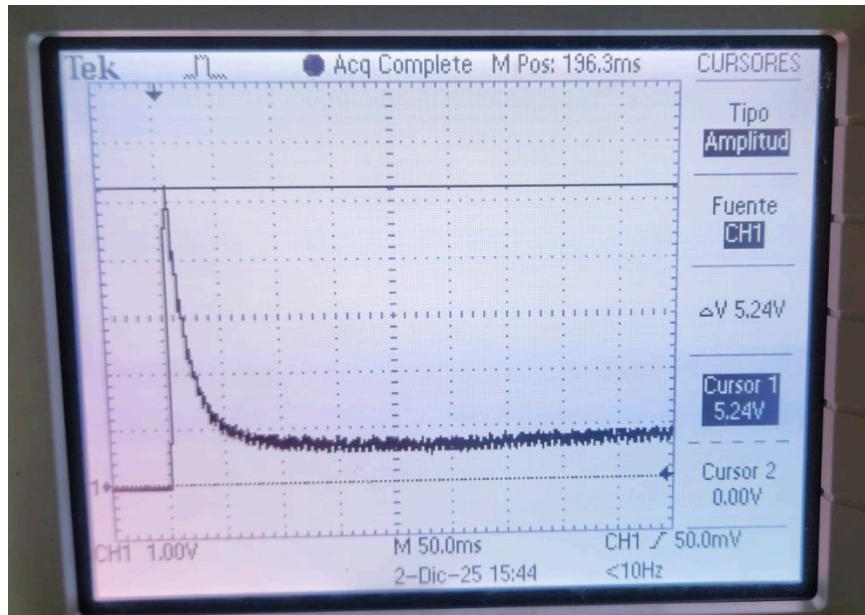
## FASE DE RECOPILACIÓN:

El desarrollo fué el siguiente:

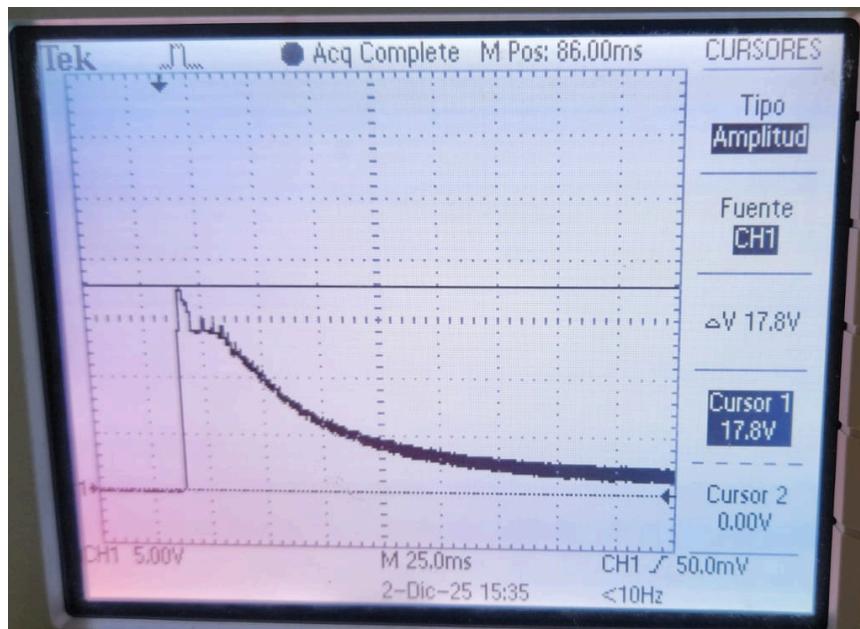
- Se determinó el tipo de motor que se utiliza.
- Se determinaron las características de corriente y tensión de ambos actuadores.
- Se modeló mecánicamente en un software de diseño en 3D.
- Se procedió a obtener la función de transferencia de ambos motores (en vacío, sin reducción) utilizando un encoder magnético adosado al eje de cada uno (Velocidad angular) obteniendo su respuesta transitoria, aplicando la tensión nominal lo más cercano a un escalón.
- Se realizaron mediciones para estimar los parámetros del motor, como resistencia de armadura, inductancia de la armadura, fricción viscosa, etc.

De acuerdo a lo desarrollado, los motores de cada actuador se tratan de un motor de corriente continua con escobillas, con una tensión de funcionamiento nominal de 36V; Se procedió a medir mediante un resistor shunt (0.27 Ohm) y un osciloscopio, el transitorio de corriente del motor de elevación y azimut:

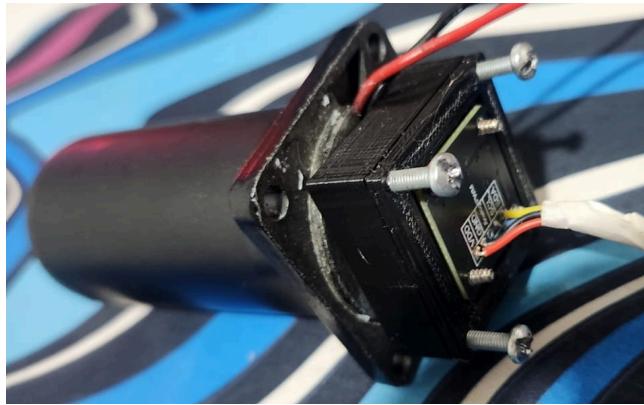
En el motor de Azimut, el pico de corriente, alcanza los 1.42 A, consumiendo aproximadamente 0.21 A en régimen permanente.



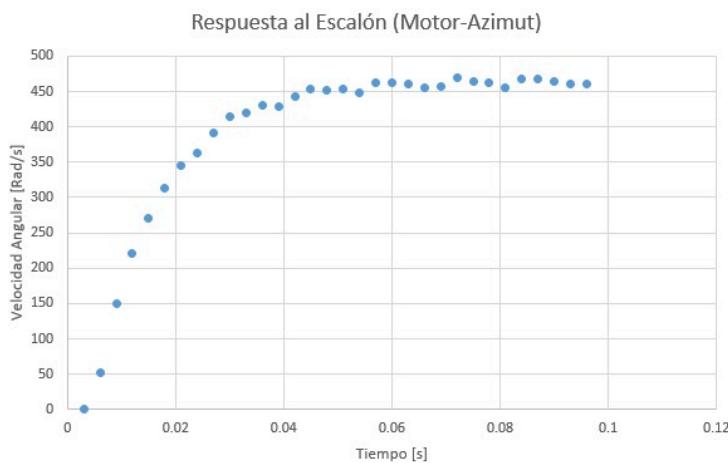
En el motor de Elevación, el pico de corriente alcanza los 4.8 A, y en régimen 0.48 A.



Mediante un encoder magnético MT6701 adosado al eje, fué posible determinar el transitorio de la velocidad angular de los motores en vacío.



Los resultados obtenidos en régimen fueron contrastados utilizando un tacómetro UNI-T UT371



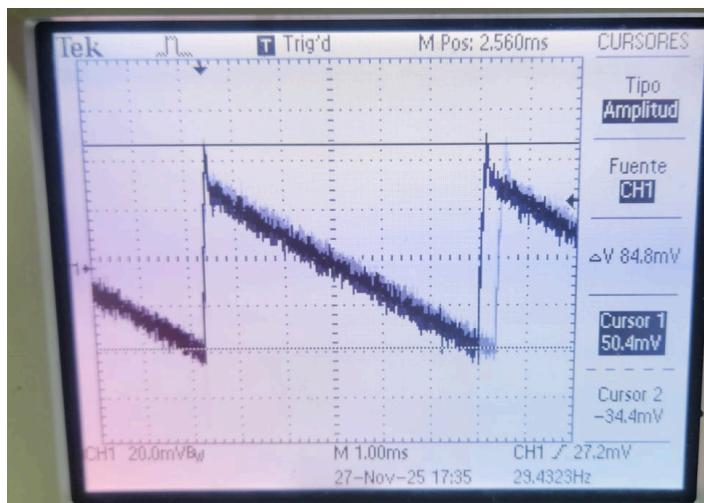
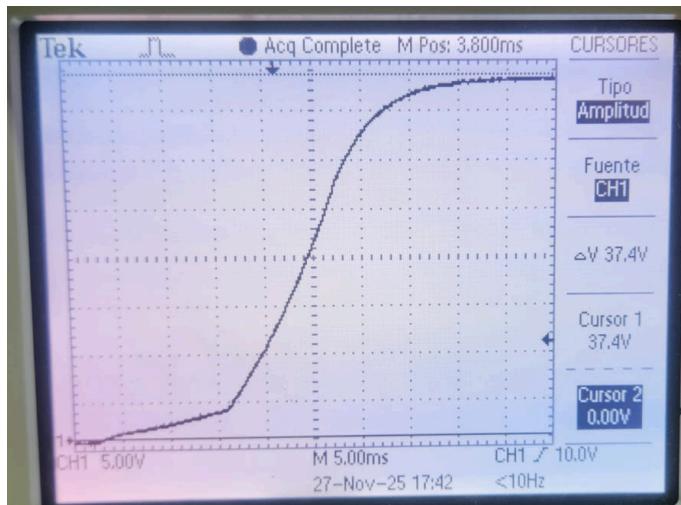
Con estos datos se obtuvo la función de transferencia de cada motor utilizando Matlab.

También se procedió a medir la resistencia de armadura con un multímetro UNIT UT70-D. (Compensando también la resistencia del cable del mismo), también se estimó la inductancia de armadura mediante dos métodos.

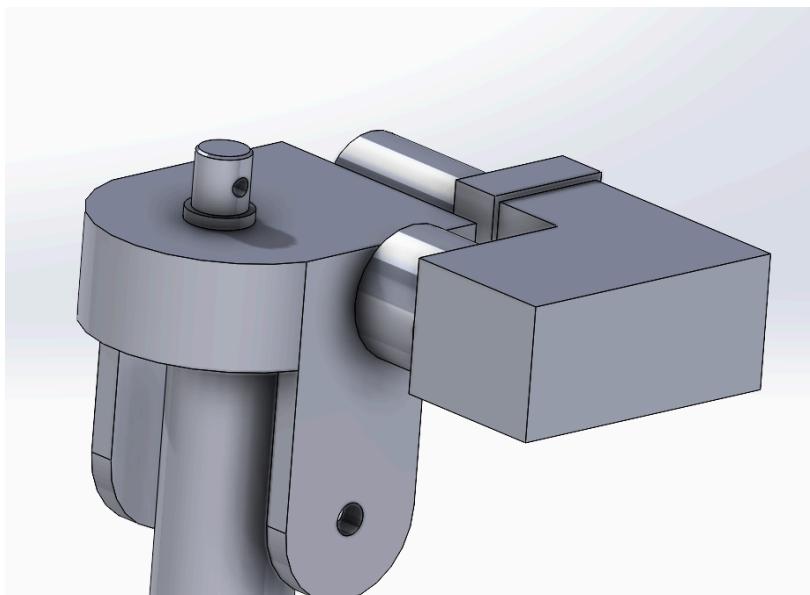
- Con la función LCR del multímetro UNIT UT58-D.
- Mediante un osciloscopio, un generador de señales y una resistencia de valor conocido (Obteniendo los fasores corriente y tensión).



También se procedió a medir el transitorio de la fuente de tensión que se utilizará en el proyecto y su ripple, la misma es del tipo switching.



En el software de diseño en 3D, se procedió a dibujar las características mecánicas.



## FASE DE SELECCIÓN:

### Microcontrolador:

Se justifica la elección del ESP-32, que contiene el procesador doble núcleo Xtensa LX6 de 32 bits, capaz de cumplir con las siguiente especificaciones:

- Realizar la adquisición de datos de los sensores y calcular los ángulos relativos de la antena.
- Implementar el modelo de predicción orbital SGP4 para satélites de órbita baja.
- Obtener los datos TLE, ya sea mediante ingreso manual del usuario o consulta a servicios externos mediante API's de libre acceso.
- Ejecutar el control en lazo cerrado del sistema.
- Generar las señales de mando para la electrónica de potencia encargada de accionar los actuadores.
- Disponer de una interfaz de usuario que permita tanto la visualización de información como el ingreso de parámetros relevantes (por ejemplo, compensaciones de ángulo o el ingreso de TLE).

### Interfaz de Potencia:

Se justifica la elección del circuito integrado L6205 de *STMicroelectronics*, el cual internamente posee dos puentes H de tecnología DMOS, soportando tensiones de 8V a 52V y corrientes de hasta 2,8A y 5.6A pico (En su configuración estándar).

Posee además, protecciones frente a picos de corriente (Over Current Protection) y frente a temperaturas de junción altas.

### RECOMMENDED OPERATING CONDITIONS

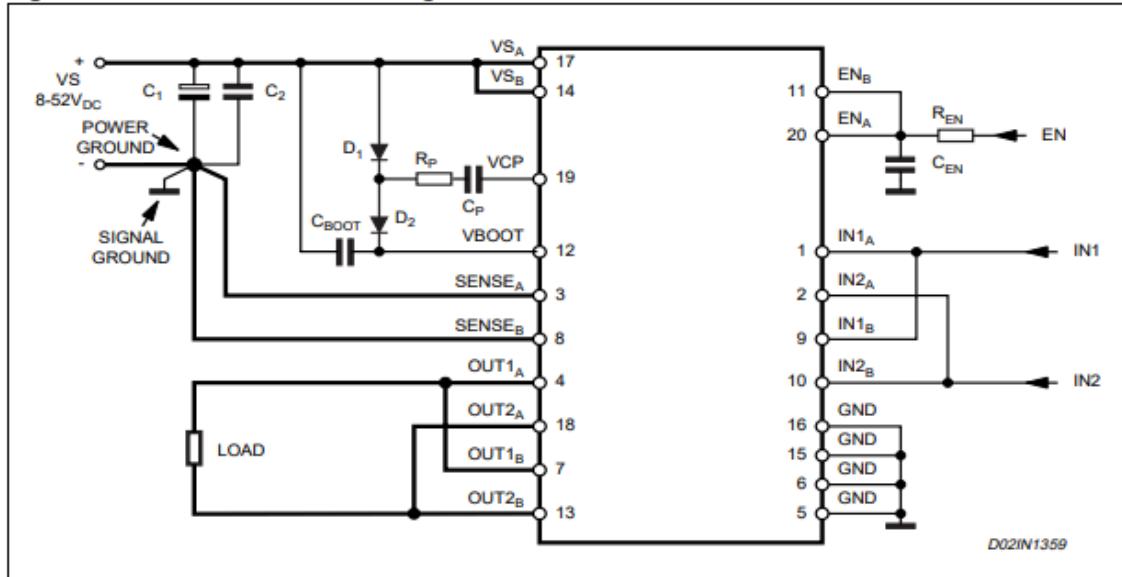
Symbol	Parameter	Test Conditions	MIN	MAX	Unit
V <sub>S</sub>	Supply Voltage	V <sub>SA</sub> = V <sub>SB</sub> = V <sub>S</sub>	8	52	V
V <sub>OD</sub>	Differential Voltage Between V <sub>SA</sub> , OUT1 <sub>A</sub> , OUT2 <sub>A</sub> , SENSE <sub>A</sub> and V <sub>SB</sub> , OUT1 <sub>B</sub> , OUT2 <sub>B</sub> , SENSE <sub>B</sub>	V <sub>SA</sub> = V <sub>SB</sub> = V <sub>S</sub> ; V <sub>SENSEA</sub> = V <sub>SENSEB</sub>		52	V
V <sub>SENSEA</sub> , V <sub>SENSEB</sub>	Voltage Range at pins SENSE <sub>A</sub> and SENSE <sub>B</sub>	(pulsed t <sub>W</sub> < t <sub>rr</sub> ) (DC)	-6 -1	6 1	V V
I <sub>OUT</sub>	RMS Output Current			2.8	A
T <sub>j</sub>	Operating Junction Temperature		-25	+125	°C
f <sub>sw</sub>	Switching Frequency			100	KHz

- Este circuito integrado necesita de elementos externos para generar la tensión flotante del mosfet superior, utilizando una bomba de carga.

Para el prototipo, se colocarán ambos puentes en paralelo, de acuerdo a las notas de aplicación del fabricante de forma de aumentar la corriente pico que soporta (Entonces se utilizará un integrado por motor).

- Equivalent Device: FULL BRIDGE
- $R_{DS(ON)} = 0.15\Omega$  Typ. Value @  $T_J = 25^\circ C$
- 5.6A max RMS Load Current
- 11.2A OCD Threshold

**Figure 12. Parallel connection for higher current**



### Sensores:

Se utilizará el módulo GPS GY-NEO6MV2 para obtener la ubicación de la plataforma y, además el tiempo que servirá para inicializar el RTC interno del microcontrolador.

Para la medición de ángulos de la plataforma, se utilizará el cuentavueltas (reed switch) que posee cada actuador como un encoder, mediante lógica del puente H y el tiempo de establecimiento del actuador, es posible determinar la dirección de movimiento.

Esto permite tener una resolución de:

- 0.2° en Azimut (Actuador rotacional).
- 1.6 mm en Elevación (Actuador lineal).