

**PONTIFICIA UNIVERSIDAD
CATÓLICA DEL PERÚ**

Escuela de Posgrado



Diseño de un sistema de rastreo, orientación y
posicionamiento automático de una antena reflectora
satelital para sistemas TVRO

Tesis para obtener el grado académico de Magíster en Ingeniería
Mecatrónica que presenta:

Oscar Andrés Carrión Pillaca

Asesor:
Julio César Tafur Sotelo

Lima, 2023

Informe de Similitud

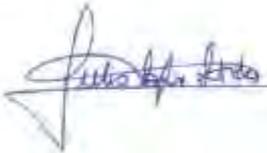
Yo, Julio César Tafur Sotelo, docente de la Escuela de Posgrado de la Pontificia Universidad Católica del Perú, asesor de la tesis de investigación titulado **Diseño de un sistema de rastreo, orientación y posicionamiento automático de una antena reflectora satelital para sistemas TVRO**, del autor Oscar Carrión Pillaca.

dejo constancia de lo siguiente:

- El mencionado documento tiene un índice de puntuación de similitud de 9 %. Así lo consigna el reporte de similitud emitido por el software *Turnitin* el 18/10/2021.
- He revisado con detalle dicha Tesis y no se advierte indicios de plagio.
- Las citas a otros autores y sus respectivas referencias cumplen con las pautas académicas.

Lugar y fecha:

Lima, 13/01/2023

Apellidos y nombres del asesor / de la asesora: Tafur Sotelo, Julio César	
DNI: 06470028	
ORCID: 0000-0003-3415-1969	
Firma	



RESUMEN

En esta tesis se realiza el diseño de un sistema de orientación de una antena reflectora satelital que tiene un movimiento giratorio de dos grados de libertad. Para realizar el diseño se aplican conocimientos que combinan la ingeniería electrónica, mecánica e informática.

El diseño mecánico se basa en diversos tipos de antenas satelitales ya existentes de los cuales se modifica la montura o mecanismo de orientación de acimut y elevación. Para el movimiento de acimut se usa un motor acoplado a una base giratoria con rodamiento axial y para la elevación se usa un mecanismo conocido como gusano engranaje con un eje y 2 rodamientos radiales.

El control de los movimientos de la antena se diseñó a partir de un circuito electrónico basado en el módulo Arduino como controlador PID. Además, el circuito está compuesto por un DAC que usa un arreglo R-2R y controladores de velocidad (ESC) para el control de los motores que realizan el movimiento, un giroscopio que sensa la posición angular de los ejes de orientación y una etapa de potencia para la alimentación de todos los componentes activos, sensores y actuadores.

En la parte informática se diseñó un programa en VISUAL BASIC que actúa como interfaz de usuario y permite ingresar los ángulos deseados (setpoints) y conocer los ángulos alcanzados por los motores (valores finales). Además, el programa almacena datos de las posiciones orbitales de los satélites geoestacionarios y esta información es usada para orientar la antena rápidamente hacia el satélite deseado.

Todas las partes descritas se combinan en un sólo sistema mecatrónico integrado que permitirá el control de la orientación de la antena parabólica satelital en acimut y elevación con el fin que el dipolo de la antena este alineado con el satélite geoestacionario indicado. En una eventual implementación del sistema, es deseable que corrija el alineamiento automáticamente en caso de desapuntamiento.

AGRADECIMIENTOS

A mis padres, por su incuantificable apoyo e interés, desde el principio.

A mi asesor, por su confianza y sus valiosos consejos.

A mis colegas y amigos, por enseñarme que los valores y los conocimientos están presentes y latentes en cada uno de nosotros.



ÍNDICE

	pág.
RESUMEN	I
AGRADECIMIENTOS	II
ÍNDICE.....	III
ÍNDICE DE TABLAS	V
ÍNDICE DE FIGURAS	VI
INTRODUCCIÓN.....	1
CAPÍTULO 1 PROBLEMÁTICA DE LOS SISTEMAS SATELITALES	3
1.1 DETERMINACIÓN DEL PROBLEMA	3
1.2 BENEFICIARIOS DIRECTOS	3
1.3 BENEFICIARIOS INDIRECTOS	5
1.4 DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA	6
1.4.1 Hipótesis.....	7
1.5 OBJETIVOS	7
1.5.1 Objetivo general.....	7
1.5.2 Objetivos específicos	7
CAPÍTULO 2 MARCO TEÓRICO.....	9
2.1 SISTEMA DE COMUNICACIONES SATELITALES	9
2.1.1 Definición de sistema satelital.....	9
2.1.2 Órbita Geoestacionaria Terrestre (GEO)	9
2.1.3 Ángulos de visión de la antena.....	10
2.2 SISTEMA SATELITAL TVRO (TELEVISION RECEIVER ONLY).....	14
2.2.1 Tamaño de la antena y frecuencias de operación del sistema TVRO	14
2.2.2 Determinación del tamaño de las antenas	15
2.3 POSICIONADORES SATELITALES.....	16
2.3.1 Control del posicionador satelital	17
2.4 SISTEMA DE POSICIONAMIENTO GLOBAL.....	17
2.4.1 Segmento de Usuario de GPS	18
2.4.2 Sensores de GPS	18
2.4.3 Protocolo NMEA	19
2.5 TÉCNICAS DE CONTROL DEL SISTEMA.....	21
2.5.1 Controladores PID.....	21
2.5.2 Diseño del controlador PID	21
2.5.3 Control de posición angular de un motor DC	22
2.6 TECNOLOGÍAS PARA EL CONTROL DE LA ANTENA SATELITAL	24
2.6.1 Unidades de control de la antena (ACU).....	24
2.6.2 Investigaciones publicadas para control de antenas reflectoras	26
2.7 FUENTE DE ALIMENTACIÓN DEL SISTEMA.....	29
CAPÍTULO 3 DISEÑO MECÁNICO	30
3.1 MODELOS MECÁNICOS DE ORIENTACIÓN.....	31
3.1.1 Modelos manuales	32
3.1.2 Modelos motorizados	33
3.2 PARTES Y COMPONENTES MECÁNICOS	35

3.2.1	<i>Partes para el movimiento de acimut</i>	36
3.2.2	<i>Partes para el movimiento de elevación</i>	37
CAPÍTULO 4 DISEÑO ELECTRÓNICO		39
4.1	CÁLCULO Y SELECCIÓN DEL DAC	39
4.2	CONTROLADOR DE LOS MOTORES	41
4.2.1	<i>Control de la dirección</i>	42
4.2.2	<i>Control de la velocidad</i>	42
4.3	MULTIPLEXOR/DEMÚLTIPLEXOR ANALÓGICO	43
4.4	SELECCIÓN DE LA FUENTE DE ALIMENTACIÓN	43
CAPÍTULO 5 DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL		47
5.1	MOTORES DE CORRIENTE CONTINUA	47
5.1.1	<i>Uso de motores DC</i>	47
5.1.2	<i>Clasificación de los motores DC</i>	48
5.1.3	<i>Modelo matemático de motores DC</i>	49
5.2	CÁLCULO DE LAS CARGAS MECÁNICAS	51
5.2.1	<i>Peso del reflector parabólico (W_r)</i>	52
5.2.2	<i>Peso del Alimentador (W_f)</i>	56
5.2.3	<i>Peso de la montura para la elevación y el acimut (W_m)</i>	56
5.3	SELECCIÓN DE LOS MOTORES	56
5.3.1	<i>Selección del motor de acimut</i>	56
5.3.2	<i>Selección del motor de elevación</i>	59
5.4	MODELO MATEMÁTICO DE LOS MOTORES	64
5.4.1	<i>Modelo del motor de acimut</i>	64
5.4.2	<i>Modelo del motor de elevación</i>	65
5.5	MODELO DINÁMICO DEL MECANISMO DE ELEVACIÓN	65
5.5.1	<i>Cálculo del modelo dinámico del mecanismo de elevación</i>	68
5.6	CONDICIONES PARA EL CONTROL DE LOS MOTORES	72
5.7	MODELO GENERAL DEL SISTEMA DE CONTROL	75
CAPÍTULO 6 SIMULACIÓN DEL SISTEMA		79
6.1	INTERFAZ DE USUARIO	79
6.2	DISEÑO DE LOS CONTROLADORES	81
6.2.1	<i>Controlador de Acimut</i>	81
6.2.2	<i>Controlador de Elevación</i>	83
6.3	DETERMINACIÓN Y SIMULACIÓN DE LAS SEÑALES DE CONTROL	85
6.3.1	<i>Estimación de las señales de control (Simulink)</i>	85
6.4	COMPROBACIÓN MATEMÁTICA DEL DISEÑO DE LOS CONTROLADORES	89
6.4.1	<i>Prueba matemática del sub- sistema de acimut</i>	89
6.4.2	<i>Prueba matemática del sub-sistema de elevación</i>	92
6.5	VALIDACIÓN DE LOS CONTROLADORES DE ACIMUT Y ELEVACIÓN	97
CONCLUSIONES		99
BIBLIOGRAFÍA		101
ANEXOS		105

ÍNDICE DE TABLAS

	PÁG.
Tabla 1.1 Registro de proveedores de capacidad satelital.....	4
Tabla 2.1 Posiciones orbitales de los satélites geoestacionarios	13
Tabla 2.2 Banda de frecuencias designadas por la UIT.	15
Tabla 2.3 Formato de datos GCA.....	20
Tabla 3.1 Características relevantes de la antena tipo reflector parabólico.	31
Tabla 3.2 Características del reductor planetario	37
Tabla 3.3 Características del mecanismo gusano - engranaje.	38
Tabla 4.1 Características eléctricas de ESC	43
Tabla 5.1 Materiales típicos de fabricación de reflectores parabólicos.....	52
Tabla 5.2 Coeficientes de fricción para diversos tipos de rodamiento.....	58
Tabla 5.3 Características del motor de acimut	59
Tabla 5.4 Características del motor de elevación.....	63
Tabla 5.5 Condiciones de diseño.....	73
Tabla 6.1 Constantes de proporcionalidad del controlador de acimut	86
Tabla 6.2 Constantes de proporcionalidad del controlador de elevación.....	86
Tabla 6.3 Cumplimiento de especificaciones para el control de la antena satelital	98

ÍNDICE DE FIGURAS

	PÁG.
Figura 1-1 Distribución de colegios con antenas satelitales.....	5
Figura 2-1 Huella satelital del satélite Intelsat 14 [INTELSAT, 2021]	10
Figura 2-2 Geometría usada para determinar los ángulos de orientación.	12
Figura 2-3 Geometría esférica (a) y plana (b) relacionada con la figura 2.2.....	12
Figura 2-4 Unidad de control de la antena (ACU). https://www.viasat.com	16
Figura 2-5 Mecanismo de movimiento del posicionador. Cortesía indracompany.com	16
Figura 2-6 Controlador PID	21
Figura 2-7 Algoritmo para el sistema de control a lazo cerrado.	23
Figura 2-8 Diagrama general de conexiones 930A.	26
Figura 2-9 Diagrama de bloques [SEEMA, 2018].....	27
Figura 2-10 Diagrama de bloques del sistema [GABBAR, 2015].	28
Figura 2-11 Diagrama de bloques del sistema [PATHAK, 2017].....	28
Figura 3-1 Antena tipo reflector parabólico Marca Solid.	30
Figura 3-2 Partes mecánicas de la antena original.	31
Figura 3-3 Foto de la antena original.	31
Figura 3-4 Antena reflectora Huaxin.....	32
Figura 3-5 Mecanismo Acimut – Elevación de antena Skyware Global.....	32
Figura 3-6 Mecanismo Acimut – Elevación de la antena Channel master.....	33
Figura 3-7 Antena motorizada I Net Vu (Izq.) ACU (Der).....	33
Figura 3-8 Sistema motorizado i Net Vu de 3 ejes.....	34
Figura 3-9 Sistema motorizado Intellian.	34
Figura 3-10 Sistema motorizado Nautisat.	35
Figura 3-11 Dimensiones de los motores.....	35
Figura 3-12 Acoplamiento de eje flexible. a) Vista de perspectiva y b) vista de perfil.	36
Figura 3-13 Reductor planetario	36
Figura 3-14 Perfil del gusano	38
Figura 3-15 Perfil del engranaje.....	38
Figura 4-1 Red R - 2R.....	40
Figura 4-2 Diseño de la red R - 2R (Ver anexo 5 para mayor detalle).....	41
Figura 4-3 Controlador ESC	42
Figura 4-4 Circuito controlador de dirección (Ver anexo 5 para mayor detalle)	42
Figura 4-5 Multiplexión de señales de control (Ver anexo 5 para mayor detalle)	44
Figura 4-6 Fuente de alimentación conmutada para los motores de orientación	44
Figura 4-7 Convertidor DC – DC para alimentar los circuitos electrónicos	45
Figura 4-8 Conexiones de potencia de los circuitos de control.....	46

Figura 5-1 Representación circuital de un motor PM DC.....	49
Figura 5-2 Perfil del reflector parabólico.....	54
Figura 5-3 Arco parabólico rotado alrededor del eje Y.....	54
Figura 5-4 Distribución de fuerzas axiales para la antena.....	57
Figura 5-5 Rodamiento axial de 105mm.....	58
Figura 5-6 Motor DC sin escobillas de 24 VDC.....	59
Figura 5-7 Cálculo de momentos para la antena satelital.....	60
Figura 5-8 Mecanismo Gusano - Engranaje.....	62
Figura 5-9 Vista isométrica del engranaje AG3-40R1J35.	64
Figura 5-10 Mecanismo de elevación para la antena satelital.....	66
Figura 5-11 Varilla sólida de acero (azul) y engranaje (verde).....	69
Figura 5-12 Diagrama de fuerzas para los cojinetes de elevación.	70
Figura 5-13 Dimensiones de los cojinetes de elevación.....	71
Figura 5-14 Respuesta del sistema de control de posición de acimut.	75
Figura 5-15 Ejes de la aceleración del sensor de posición	76
Figura 5-16 Modelo general del sistema de control de la orientación de la antena.	78
Figura 6-1 Interfaz de control de los motores DC.....	80
Figura 6-2 a) respuesta a lazo abierto y 2da derivada b) intersección con el eje x.	81
Figura 6-3 Respuesta del sistema de acimut controlado. a) con sintonía Z-N y b) con sintonía manual.....	83
Figura 6-4 Mecanismo de elevación a) respuesta a lazo abierto y 2da derivada b) intersección con el eje x.	84
Figura 6-5 Respuesta del sistema de elevación controlado. a) con sintonía Z-N y b) con sintonía manual.....	85
Figura 6-6 Esfuerzo de control - Motor de acimut primer ajuste.....	87
Figura 6-7 Esfuerzo de control - Motor de elevación primer ajuste.....	87
Figura 6-8 Simulación del sistema de orientación con los valores del controlador a partir del método de Ziegler –Nichols	88
Figura 6-9 Sub-sistema de control de acimut.....	89
Figura 6-10 Punto de operación del controlador de acimut en función del tiempo de asentamiento.....	92
Figura 6-11 Sub-sistema de control de elevación	93
Figura 6-12 Lugar geométrico de las raíces del sistema de elevación	96
Figura 6-13 Punto de operación del controlador de elevación en función del tiempo de asentamiento.....	96

INTRODUCCIÓN

Los sistemas satelitales son importantes tecnologías de sistemas de comunicación que transmiten video, voz y datos a través de grandes distancias y logran comunicar lugares distantes y aislados alrededor de la tierra. Por ese motivo muchas investigaciones y presupuesto están orientados al desarrollo e investigación de dicha tecnología.

La necesidad de este tema de investigación es porque existen muchos usuarios y empresas proveedoras del sistema satelital TVRO (Television Receiver Only) que tienen problemas con la reorientación de la antena cuando se desorienta debido a factores externos como temblores, vientos fuertes, terremotos, etc. Según datos del Ministerio de Educación existen instaladas 2952 antenas satelitales VSAT a nivel nacional. El reporte de fallas por desorientación realizadas a soporte técnico es de varias decenas de incidentes (falla de apuntamiento) por mes. [MINEDU-CARRION, 2018]

Entonces se requiere una orientación automática de la antena para evitar o reducir los incidentes de desorientación y optimizar el desplazamiento del soporte técnico humano hacia los lugares donde se encuentran instaladas dichas antenas. Por lo tanto, se propone diseñar un sistema automático de orientación donde el plato satelital debe ajustarse de modo automático para obtener los ángulos orientación espacial deseados que corrijan los problemas de desorientación y logren la máxima recepción de señal.

Para afrontar el problema de desapuntamiento se plantea un diseño mecatrónico que presenta en el capítulo 2 el estado del arte donde se recopilan trabajos de investigación previos y conceptos técnicos relacionados a las comunicaciones satelitales. Tomando como base la teoría y la experiencia personal del autor, se realiza 3 diseños separados que luego se integran para obtener el sistema final de orientación automática.

El capítulo 3 trata el diseño mecánico donde se hace un estudio previo de mecanismos de orientación y se definen los mecanismos a usar en el presente diseño consistente en soportes, bases giratorias y sistemas de transformación mecánica usando engranajes.

El capítulo 4 aborda el diseño electrónico el cual consta de circuitos y componentes para controlar los motores de orientación y leer las señales provenientes de los sensores del sistema. También aquí se realiza el dimensionamiento de la fuente de alimentación.

Finalmente, en el capítulo 5 se realiza el diseño algorítmico o “cerebro” que controla el sistema y básicamente se sintetiza un controlador PID y se hallan sus parámetros característicos para que el sistema opere dentro de las restricciones de operación.

Luego de la etapa de diseño, en capítulo 6 se validan los cálculos realizados en para puntos de operación predefinidos. Esta validación se realiza en software de simulación y se garantiza el correcto funcionamiento del sistema de control de movimiento.



CAPÍTULO 1

PROBLEMÁTICA DE LOS SISTEMAS SATELITALES

Los sistemas satelitales para televisión en la actualidad son usados por numerosos usuarios particulares (aficionados) y entidades del sector público y privado. Al tener un uso diversificado, los referidos sistemas presentan numerosas dificultades técnicas. En este capítulo se trata de definir e identificar el problema del desapuntamiento de la antena satelital y se plantea soluciones técnicas para resolver dicho problema.

1.1 Determinación del problema

Existen un gran número de empresas, entidades públicas y usuarios que comercializan y utilizan antenas satelitales para captar y visualizar señales de televisión. Muchas veces, estas antenas se mueven o desorientan por diversos factores, ocasionando la pérdida de la señal televisiva. Entonces se requiere implementar un sistema de posicionamiento que reoriente la antena a su posición preestablecida de manera automática y en esta tesis se abordará el diseño de dicho sistema. Este sistema servirá a los siguientes beneficiarios.

1.2 Beneficiarios directos

Las empresas que se dedican al rubro de la televisión satelital serán beneficiadas con este sistema de posicionamiento investigado. Según reporte del Ministerio de Transportes y Comunicaciones, estas empresas ascienden en número a 21 actualizado al 14 de Octubre de 2019. (Ver la tabla 1.1) [MTC, 2019].

Adicionalmente a las empresas proveedoras antes listadas, el Ministerio de Educación cuenta con 2950 instalaciones de estaciones remotas VSAT (una estación remota consta de una antena parabólica y varios equipos adicionales) en los colegios de zonas rurales del Perú [MINEDU-CARRION, 2018]. Según la base de datos del Ministerio de Educación, la distribución de colegios que tienen instalado el sistema satelital se muestra en el gráfico de barras de la figura 1.1.

Entonces los beneficiarios en este caso serían los estudiantes de cada institución educativa con sistema satelital instalado (mayoritariamente estudiantes de las regiones Cusco y Puno) y adicionalmente resultaría beneficiada la comunidad aledaña al colegio que dispondría de la señal de televisión satelital con las mejoras técnicas implementadas en el sistema y planteadas en la tesis.

Tabla 1.1 Registro de proveedores de capacidad satelital.

N° DE REGISTRO	NOMBRES/RAZÓN SOCIAL
001-RPCSAT	INTELSAT GLOBAL SALES & MARKETING, LTD.
002-RPCSAT	INTELSAT US LLC
003-RPCSAT	STAR ONE S/A
004-RPCSAT	HISPAMAR SATELITES S.A.
005-RPCSAT	HISPASAT S.A. 012-RPCSAT INMARSAT GLOBAL LIMITED
006-RPCSAT	NEW SKIES SATELLITES LICENSEE B.V.
007-RPCSAT	SATELITES MEXICANOS S.A. DE C.V.
008-RPCSAT	NAHUELSAT S.A.
009-RPCSAT	LORAL SKYNET CORPORATION
010-RPCSAT	SES AMERICON INC
011-RPCSAT	TELESAT CANADA
012-RPCSAT	INMARSAT GLOBAL LIMITED
013-RPCSAT	IRIDIUM SATELLITE LLC
014-RPCSAT	ORBCOMM INC.
015-RPCSAT	O3B SALES B.V.
016-RPCSAT	EUTELSAT S.A.
017-RPCSAT	NETWORK ACCESS ASSOCIATES LIMITED
018-RPCSAT	GLOBALSTAR INC
019-RPCSAT	CLEAR SKY TECHNOLOGIES LLC
020-RPCSAT	TELESAT INTERNATIONAL LIMITED
021-RPCSAT	HISPAMAR EXTERIOR S.L.

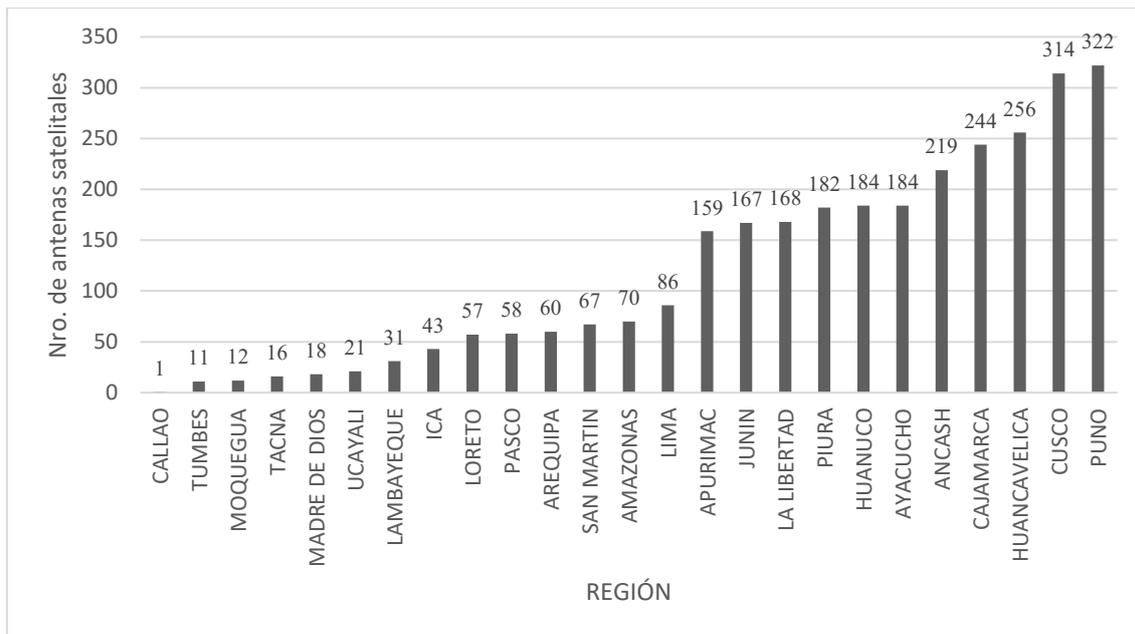


Figura 1-1 Distribución de colegios con antenas satelitales.

1.3 Beneficiarios indirectos

Varios canales de televisión de señal abierta en el Perú se retransmiten a través la señal satelital y se encuentran contenidos en satélites de la órbita geoestacionaria.

Los usuarios que no dispongan del servicio de televisión de señal abierta a nivel nacional debido al apagón analógico (tomando en cuenta los plazos establecidos para el corte en las diferentes regiones del país) podrían usar el sistema satelital TVRO para captar dichas señales de televisión. Estos usuarios se encuentran ubicados generalmente en localidades rurales del país. El cese de las transmisiones analógicas en Lima y Callao tiene como plazo límite el 4to trimestre de 2020 [EL PERUANO, 2017].

Según decreto supremo publicado el 2021, se modifica el cese de las transmisiones analógicas hasta finales del 2021 en Lima metropolitana y finales del 2027 en provincias; debido, entre las principales causales, al brote pandémico de la COVID-19. [EL PERUANO, 2021]

A saber, algunos satélites que portan los canales de teledifusión abierta pertenecientes a Perú y que pueden ser captados libremente por el sistema satelital TVRO son: [LYNGSAT, 2019]

- Intelsat 34 (5 canales)
- Intelsat 14 (1 canal)
- SES 6 (1 canal)
- Eutelsat 117 (1 canal)

Adicionalmente resultarán beneficiados los fabricantes de insumos y componentes necesarios para implementar este sistema, vale decir: fabricantes de motores eléctricos, piezas mecánicas, sensores de posicionamiento, tarjetas electrónicas y de componentes electrónicos.

En el Perú, los beneficiarios serían las empresas distribuidoras de productos eléctricos, electrónicos, mecánicos y de similar índole que puedan contribuir con el desarrollo e implementación del sistema de orientación propuesto.

1.4 Descripción del problema

Los usuarios y/o empresas del sistema satelital generalmente tienen 2 problemas o necesidades bien identificados.

- a) La desorientación del reflector parabólico que consiste en la pérdida del punto de establecimiento (setpoint) debido a factores ambientales como vientos, lluvias fuertes, temblores y terremotos, y a factores humanos como la mala manipulación de los mecanismos de orientación, causas no intencionadas como niños jugando, etc. En este caso se perderá la señal de televisión que se reproduce en dicha estación remota. Frente a ese problema, el sistema a diseñar deberá reorientar la antena automáticamente al setpoint establecido.
- b) Algunos usuarios necesitan ver canales de televisión que se encuentran en otros satélites (nuevos setpoints) por lo que requerirán una reorientación de la antena hacia la nueva ubicación deseada. Entonces el sistema implementado deberá reorientar la antena a la nueva ubicación de manera automática.

En la tabla 2.1 se puede observar las posiciones satelitales que puede abarcar una estación remota satelital ubicada en Perú.

1.4.1 Hipótesis

Es técnicamente factible y viable el desarrollo del diseño de un sistema automático de posicionamiento de una antena parabólica satelital para el sistema TVRO que pueda ser implementado de forma eficiente y funcional respecto a las alternativas comerciales vigentes.

1.5 Objetivos

Los objetivos de esta investigación son los siguientes:

1.5.1 Objetivo general

Diseñar un sistema de orientación automática de bajo costo para una antena reflectora satelital del sistema TVRO.

1.5.2 Objetivos específicos

- Describir el funcionamiento y las características del sistema satelital TVRO.
- Realizar la ingeniería de detalle para el mecanismo de acoplamiento de los servomotores al sistema de posicionamiento mecánico de los reflectores parabólicos.
- Calcular los ángulos de elevación y acimut relacionados a la orientación de la antena.
- Diseñar un algoritmo de control que permita controlar las variables del sistema, es decir los ángulos de elevación y acimut y el nivel de intensidad de la señal de video recibido.
- Diseñar el sistema de control para que el mecanismo de apuntamiento tenga una precisión de $\pm 0.5^\circ$ en elevación y $\pm 0.5^\circ$ en acimut.
- Implementar el algoritmo de control diseñado.
- Acotar las variables de salida del sistema de control diseñado para que sus parámetros sean: Máximo sobreimpulso = 0, tiempo de subida $< 5s$, tiempo de establecimiento $< 8s$ y error en estado estable $< 1\%$.

- Diseñar el mecanismo de movimiento de la antena en los ejes de acimut y elevación.
- Describir a través de simulaciones la orientación del reflector parabólico hacia un punto específico del espacio (ubicación del satélite en el espacio orbital terrestre) con el algoritmo de control implementado.



CAPÍTULO 2

MARCO TEÓRICO

En este capítulo se describen los conceptos relativos a los sistemas satelitales que conciernen al sistema TVRO, así como las principales tecnologías existentes que permiten la operatividad plena de dichos sistemas. Estas tecnologías han sido desarrolladas por investigadores tanto del ámbito privado como académico y forman parte del estado del arte de la presente investigación.

2.1 Sistema de comunicaciones satelitales

Aquí se definen aspectos técnicos básicos concernientes los satélites geoestacionarios y los cálculos necesarios para lograr la línea de vista (LOS) entre un satélite geoestacionario dado y una antena reflectora ubicada sobre la superficie terrestre.

2.1.1 Definición de sistema satelital

Un sistema satelital está conformado por uno o varios satélites y diversas estaciones terrenas. Un satélite de comunicaciones es una estación repetidora de microondas que permite entregar o intercambiar información en diversas formas (voz, video, imágenes, datos, etc.) entre dos o más usuarios que cuentan con estaciones terrenas apropiadas [BRUCE, 2008].

2.1.2 Órbita Geoestacionaria Terrestre (GEO)

Un satélite en una órbita terrestre geoestacionaria (GEO) gira alrededor de la Tierra en el plano del ecuador una vez cada 24 horas, manteniendo una sincronización precisa con la rotación de la tierra. Hay otras dos clases de órbitas que duran 24 horas: la órbita geo sincrona y la órbita sincrona altamente elíptica. Ambas involucran satélites que parecen moverse en relación con un punto fijo en la Tierra [BRUCE, 2008].

Un satélite GEO dado tiene una región de cobertura, ilustrada por su huella satelital (figura 2.1), dentro de la cual las estaciones terrestres pueden comunicarse y estar conectadas por el satélite. Además, esa distancia introduce un retraso de propagación de aproximadamente un cuarto de segundo para un solo salto [BRUCE, 2008].

La característica clave de un satélite GEO es su capacidad de proporcionar cobertura de todo el hemisferio a la vez. Como se muestra en la figura 2.1, una gran área de tierra contigua (varios países), así como lugares en alta mar, pueden acceder simultáneamente a un sólo satélite. Si el satélite tiene un haz de comunicaciones especialmente diseñado enfocado en esas áreas, entonces cualquier antena receptora dentro de la huella satelital (área de cobertura) recibe exactamente la misma transmisión. Los lugares ubicados lejos de la huella del satélite no pueden usar el satélite de manera efectiva [BRUCE, 2008].

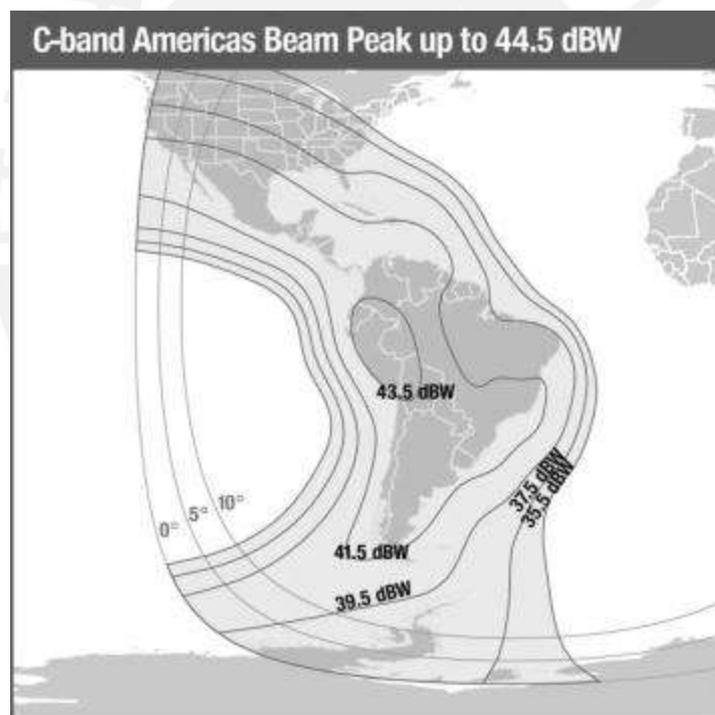


Figura 2-1 Huella satelital del satélite Intelsat 14 [INTELSAT, 2021]

2.1.3 Ángulos de visión de la antena

Los ángulos de visión para la antena de la estación terrestre son los ángulos de acimut y elevación requeridos en la antena para que apunte directamente al satélite [RODDY, 2001].

2.1.3.1 Cálculo de los ángulos de visión de la antena

Con la órbita geoestacionaria, el cálculo de estos ángulos es simple porque el satélite es estacionario con respecto a la Tierra.

Para los tipos de antenas utilizadas para la recepción en el hogar, el ancho del haz de la antena es bastante amplio y no es necesario realizar un seguimiento de la señal del satélite. Esto permite que la antena tenga una orientación fija, como se observa con las pequeñas antenas utilizadas para la recepción de TV satelital que se pueden ver fijas en algún lugar cercano a las casas [RODDY, 2001].

Las tres variables que se necesitan para determinar los ángulos de visión para una órbita geoestacionaria determinada son [RODDY, 2001]:

1. La latitud de la estación terrena, denotada por λ_E
2. La longitud de la estación terrena, denotada por ϕ_E
3. La longitud del punto sub-satelital, denotada por ϕ_{SS} (a menudo esto solo se conoce como la longitud del satélite)

Aquí las latitudes del norte se tomarán como ángulos positivos, y las latitudes del sur, como ángulos negativos. Las longitudes al este del meridiano de Greenwich se tomarán como ángulos positivos, y las longitudes al oeste, como ángulos negativos.

En la órbita geoestacionaria del satélite se utilizará el radio promedio de la tierra, denotando por R:

$$R = 6371 \text{ Km} \quad (2.1)$$

Según relaciones geométricas y trigonométricas derivadas de la figura 1.3, se calcula el ángulo de acimut (A) como:

$$A = \sin^{-1} \left(\frac{\sin|\phi_E - \phi_{SS}|}{\sin b} \right) \quad (2.2)$$

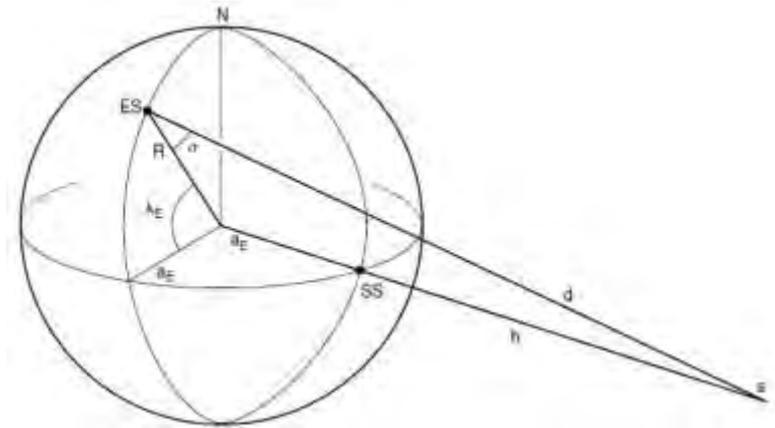


Figura 2-2 Geometría usada para determinar los ángulos de orientación.

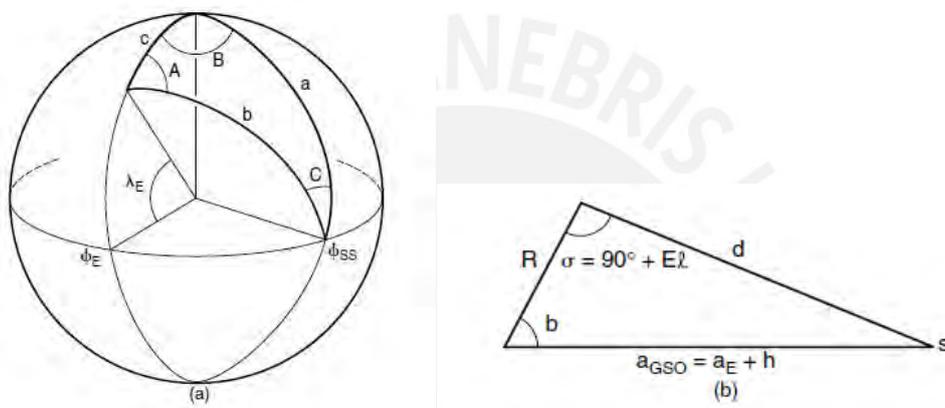


Figura 2-3 Geometría esférica (a) y plana (b) relacionada con la figura 2.2.

Y el ángulo 'b' se calcula como sigue según la figura 2.3:

$$b = \cos^{-1}[\cos(\phi_E - \phi_{SS}) \cos \lambda_E] \quad (2.3)$$

De similar modo, al aplicar la regla del coseno para triángulos planos al triángulo de la figura 2.3b hace que la distancia 'd' a ser hallada se aproxime como:

$$d = \sqrt{R^2 + a_{GSO}^2 - 2Ra_{GSO} \cos b} \quad (2.4)$$

Con la distancia 'd' se calcula el ángulo de elevación (E) de la antena satelital como sigue:

$$E = \cos^{-1}\left(\frac{a_{GSO}}{d} \sin b\right) \quad (2.5)$$

Tabla 2.1 Posición satelital ϕ_{SS} de los satélites geoestacionarios [LYNGSAT, 2019]

Posición	Satélite	Posición	Satélite
61.4°W	EchoStar 18	99.2°W	Galaxy 16
61.5°W	EchoStar 16		DirecTV 11/14
63.0°W	Telstar 14R	100.8°W	DirecTV 15
63.0°W	Telstar 19 Vantage	100.8°W	T 16
65.0°W	Star One C1	101.0°W	DirecTV 8
	Eutelsat 65 West A		SES 1
67.0°W	SES 10	103.0°W	DirecTV 10/12
67.9°W	EchoStar 23		SES 3
69.9°W	Viasat 2	105.0°W	AMC 15
70.0°W	Star One C2		EchoStar 105/SES 11
	Star One C4	107.1°W	EchoStar 17
71.8°W	Arsat 1	107.3°W	Anik F1R
72.7°W	Nimiq 5		Anik G1
73.9°W	Hispasat 74W-1	110.0°W	DirecTV 5
75.0°W	Star One C3		EchoStar 10
76.2°W	Intelsat 16		EchoStar 11
77.0°W	QuetzSat 1	111.1°W	Anik F2
78.0°W	Simón Bolívar	113.0°W	Eutelsat 113 West A
78.8°W	Sky Mexico 1	114.8°W	Mexsat Bicentenario
81.0°W	Arsat 2	114.9°W	Eutelsat 115 West B
82.0°W	Nimiq 4	115.0°W	XM 4
83.0°W	AMC 6	116.0°W	Sirius FM 6
84.0°W	Star One D1	117.0°W	Eutelsat 117 West A
85.1°W	XM 3		Eutelsat 117 West B
85.2°W	Sirius XM 5	119.0°W	Anik F3
87.0°W	NSS 6		DirecTV 7S
87.1°W	SES 2		EchoStar 14
	TKSat 1	121.0°W	EchoStar 9/Galaxy 23
89.0°W	Galaxy 28	123.0°W	Galaxy 18
91.0°W	Galaxy 17	125.0°W	AMC 21
	Nimiq 6		Galaxy 14
95.0°W	Galaxy 3C	127.0°W	Galaxy 13/Horizons 1
	Intelsat 31	129.0°W	Ciel 2
	Intelsat 30	129.0°W	SES 15
97.0°W	Galaxy 19	131.0°W	AMC 11
97.1°W	EchoStar 19	133.0°W	Galaxy 15
		139.0°W	AMC 8

Entonces, para lograr un apuntamiento preciso se requiere tener la ubicación geográfica del punto donde estará ubicada la estación terrena (específicamente la antena) y escoger

el satélite hacia donde orientar la misma. La selección de un satélite en particular, implica escoger la longitud del punto sub satelital ϕ_{SS} correspondiente.

Existen varias bases de datos en línea que brindan información actualizada acerca de la longitud satelital de los satélites ubicados en la órbita geoestacionaria. Una de estas bases se obtiene del portal LYNGSAT y se detalla en la tabla 2.1.

De este modo, el objetivo del control del sistema consiste en la determinación de los ángulos ‘A’ y ‘E’ para un satélite dado usando las fórmulas (2.2) y (2.5), para luego fijar esas variables como “setpoints”. Entonces, ante cualquier perturbación del sistema (movimiento inesperado por causas externas), éste debe retornar a los puntos de establecimiento fijados.

2.2 Sistema satelital TVRO (Television Receiver Only)

El sistema TVRO al igual que cualquier otro sistema satelital está constituido por: un satélite, una estación terrena o estación base y una o varias estaciones remotas.

Una estación base está compuesta por 2 bloques principales. La estación de rastreo, telemetría y comandos (TT&C) y el centro de Control del Satélite (SCC). Ambos bloques cumplen funciones específicas para el correcto funcionamiento del satélite y el sistema satelital en su conjunto [BRUCE, 2008].

Por el lado de la estación remota, solo un receptor es requerido por hogar (aunque a veces más de uno puede ser usado), el cual debería permitir al usuario cambiar canales (frecuencias de transmisión en un mismo satélite) y cambiar posiciones orbitales (cambio de la orientación espacial de la antena hacia otro satélite). En este caso deseamos controlar estos cambios de orientación [BRUCE, 2008].

2.2.1 Tamaño de la antena y frecuencias de operación del sistema TVRO

El tamaño de la antena está determinado principalmente por la potencia de transmisión de la señal de RF del satélite GEO. Aquí es necesario considerar las bandas de transmisión para las comunicaciones satelitales.

Existen las siguientes frecuencias pertenecientes a las siguientes bandas de transmisión UHF y SHF.

Tabla 2.2 Banda de frecuencias designadas por la UIT.

Rango de frecuencias (GHz)	Designación de banda
0.1–0.3	VHF
0.3–1.0	UHF
1.0–2.0	L
2.0–4.0	S
4.0–8.0	C
8.0–12.0	X
12.0–18.0	Ku
18.0–27.0	K
27.0–40.0	Ka
40.0–75	V
75–110	W

Considerando la nomenclatura de la tabla 2.2, las regulaciones internacionales limitan la potencia de transmisión en la banda C debido a las interferencias con los otros servicios de microondas terrestres compartidos en esa banda [RODDY, 2001].

2.2.2 Determinación del tamaño de las antenas

En el punto 2.2.1 se señala que la potencia usada en la banda C está limitada y por consiguiente el tamaño de los reflectores parabólicos requeridos es mayor en la banda C (entre 1 a 3 m de diámetro) que en la banda Ku, donde el tamaño del reflector puede ser menor a 1 m de diámetro [RODDY, 2001].

El tamaño de la antena determinará el tipo de motor (actuador) necesario para mover la misma. Entonces, para una antena de mayor diámetro se requerirá un motor con una mayor potencia o torque. Lo contrario ocurrirá para una antena de menor diámetro. Por ello es importante conocer el tamaño de las antenas con las que se va a trabajar.

2.3 Posicionadores Satelitales

Un sistema posicionador satelital consta de dos unidades: una unidad interna que es el controlador (ACU) y una unidad externa que está conformada por un sistema de 2 rotores. En las figuras 2.4 y 2.5 se muestran ambas unidades respectivamente.



Figura 2-4 Unidad de control de la antena (ACU). <https://www.viasat.com>



Figura 2-5 Mecanismo de movimiento del posicionador. Cortesía indracompany.com

En la figura 2.4 se observa una Unidad de Control de la Antena (ACU) que envía y recibe señales de control de los actuadores (Motores) y también lee las señales de los sensores de posición que generalmente son sensores GPS (Adicionalmente se pueden usar otras señales de sensado como señales provenientes de goniómetros, brújulas digitales, encoders, etc.) [VIASAT, 2019].

En el caso particular del fabricante EGIS, el rotor externo de la figura 2.5 dirige la antena parabólica de forma automática y un microprocesador controla a las 345 posiciones orbitales preprogramadas de los satélites. Para este propósito, se instalan dos

motores separados de 24 V en una carcasa de aluminio fundido resistente a la intemperie. Estos motores accionan la antena parabólica en la dirección deseada, horizontalmente en la dirección del acimut y verticalmente en la dirección de elevación mediante engranajes reductores con una precisión de repetición inferior a 0.2° [EGIS, 2016].di

2.3.1 Control del posicionador satelital

Existen protocolos para el control de una antena satelital motorizada, que a su vez permiten la utilización de varios receptores satelitales en conjunto. Uno de esos protocolos, y quizás el más difundido es el DiSEqC.

2.3.1.1 Sistema de comunicaciones DiSEqC (Digital Satellite Equipment Control)

Es un sistema que proporciona un método para controlar una amplia gama de accesorios generalmente ubicados en, o cerca de, una antena receptora de satélite (antena parabólica). Aquí se usa el cable coaxial existente (en frecuencia intermedia o IF) que se conecta al receptor o decodificador de receptor integrado (IRD). Este protocolo es un estándar abierto con complementos adicionales controlados por convenios entre la industria de telecomunicaciones y la Organización Europea de Telecomunicaciones por Satélite [EUTELSAT, 1998].

El sistema DiSEqC es usado (entre muchas aplicaciones) para el control y comunicación de “Posicionadores” de platos parabólicos. Entonces, usando este sistema se puede girar automáticamente la antena receptora para apuntar individualmente a uno de la amplia gama de satélites.

Algunos posicionadores satelitales también son controlados por comandos transferidos a través del protocolo de comunicación serial RS-232.

2.4 Sistema de Posicionamiento Global

El Sistema de Posicionamiento Global (GPS) es una utilidad perteneciente a los Estados Unidos que brinda a los usuarios servicios de posicionamiento, navegación y sincronización (PNT). Este sistema consta de tres segmentos: el segmento espacial, el

segmento de control y el segmento de usuario. La Fuerza Aérea de EEUU desarrolla, mantiene y opera los segmentos de espacio y control [GPS, 2008].

Ambos segmentos, espacial y de control están restringidos a usuarios finales y no serán necesarios para fines de esta tesis, ya que como se menciona en la sección **2.1.3.1 (Cálculo de los ángulos de visión de la antena)**, las variables necesarias para determinar los ángulos de visión para una órbita geostacionaria determinada son **la latitud y la longitud geográfica**. Para determinar estas variables se usa el segmento de usuario.

2.4.1 Segmento de Usuario de GPS

El segmento de usuario consiste en el equipo receptor de GPS, que recibe las señales de los 24 satélites GPS y utiliza la información transmitida para calcular la posición tridimensional y el tiempo para los usuarios finales [GPS, 2008].

Se usará las señales del segmento de usuario de GPS para obtener la posición geográfica en latitud y longitud del punto en la Tierra donde se ubica la estación terrena satelital. Los sensores GPS se usan para obtener la información de un punto geográfico determinado.

2.4.2 Sensores de GPS

Están disponibles varios módulos electrónicos de GPS en el mercado. Sin embargo, la mayoría deben tener características comunes y normadas, las cuales son representadas por el siguiente módulo descrito a continuación:

2.4.2.1 Sensor Skylab SKG13C

Es un módulo GPS completo que tiene bajo consumo de potencia y un factor de forma pequeño. La señal GPS se aplica a la entrada de antena del módulo y entonces se recibe un mensaje de datos en forma serial con información completa de la posición, la velocidad y/o el tiempo en la interfaz serial a través del protocolo NMEA (National Marine Electronics Association) u otro protocolo personalizado [SKYLAB, 2012].

Aplicaciones

- LBS (servicio basado en la ubicación)
- PND (dispositivo de navegación portátil)
- Sistema de navegación del vehículo.
- Telefonía móvil.

De acuerdo a los cálculos de los ángulos de visión de la antena visto en la sección 1.3.3.1, la información relevante a obtener mediante el GPS es la posición o ubicación geográfica. La obtención de este dato se realiza con el protocolo NMEA.

2.4.3 Protocolo NMEA

El protocolo NMEA es un protocolo basado en ASCII, los registros de mensajes comienzan con \$ y con retorno de carro o avance de línea. Los mensajes tienen el formato **\$GPxxx** donde xxx es un identificador de tres letras de los datos del mensaje que siguen. Los mensajes NMEA tienen una codificación de canal tipo CHECKSUM, que permite la detección de transferencias de datos corruptas.

El módulo Skylab SKG13C admite los siguientes mensajes NMEA: GGA, GSA, GSV, RMC. De los mensajes anteriores es de particular interés el mensaje \$GPGCA el cual tiene el siguiente formato:

\$GPGGA,021514.000,2232.1799,N,11401.1823,E,1,6,1.25,84.0,M,-2.2,M,,*74.

Por ejemplo, el anterior código se usa para obtener la información del módulo GPS.

En la tabla 2.3 se detalla el significado de cada valor numérico [SKYLAB, 2012].

Finalmente, se obtienen los datos NMEA necesarios para el cálculo de los ángulos de elevación y acimut correspondientes al satélite (setpoint) seleccionado. Estos datos se

pueden transmitir a través de diferentes tipos de interfaces de comunicación como RS-232, USB, Bluetooth, Wi-Fi, UHF, etc.

Tabla 2.3 Formato de datos GCA.

Nombre	Ejemplo	Unidades	Descripción
Message ID	\$GPGGA		Cabecera de protocolo GGA
UTC Position	021514.000		hhmmss.sss
Latitude	2232.1799		ddmm.mmmm
N/S indicator	N		N=norte o S=sur
Longitude	11401.1823		dddmm.mmmm
E/W Indicator	E		E=este o W=oeste
Satellites Used	6		Rango de 0 a 12
HDOP	1.25		Dilución horizontal de la precisión
MSL Altitude	84.0	metros	Altitud (referenciado al elipsoide)
AltUnit	M	metros	unidades de altura
GeoSep	-2.2	metros	Separación del geoide.
GeoSepUnit	M	meters	Unidades de separación del geoide.
Checksum	*74		

2.4.3.1 Uso de librerías personalizadas

Los valores mencionados en la tabla 2.3 son datos en bruto (sin formato) que son difíciles de descifrar por los humanos. Para tener datos con un formato específico para ser aplicadas a los cálculos de orientación se usan librerías. Una de las más usadas es TinyGPS [HART, 2013].

Por ejemplo, usando la librería Tiny GPS se puede obtener la longitud y latitud geográfica con los siguientes objetos o funciones usadas en un IDE (Entorno de desarrollo integrado):

- `gps.location.rawLat()` //latitud en millonésimas de grados
- `gps.location.rawLng()` //longitud en millonésimas de grados

2.5 Técnicas de control del sistema

En esta sección se describe el controlador PID aplicado al control de motores DC.

2.5.1 Controladores PID

Los controladores PID son recomendados para usarse en procesos lentos que tienen grandes constantes de tiempo, como control de temperatura, los cuales son por lo general libres de ruido. Los procesos rápidos son más susceptibles al ruido. Ejemplos de procesos rápidos son los lazos de flujo como líquido y vapor. Para este tipo de procesos la acción derivativa del controlador amplificará el ruido y por consiguiente no se debería usar para estos procesos [SMITH, 2002].

En el caso del control de la antena, los tiempos de proceso son de 5 a 7 seg. (Ver tabla 5.5), por lo tanto, se podría considerar un proceso lento.

2.5.2 Diseño del controlador PID

Un controlador PID es mostrado en la figura 2.6 [NISE, 2011]:

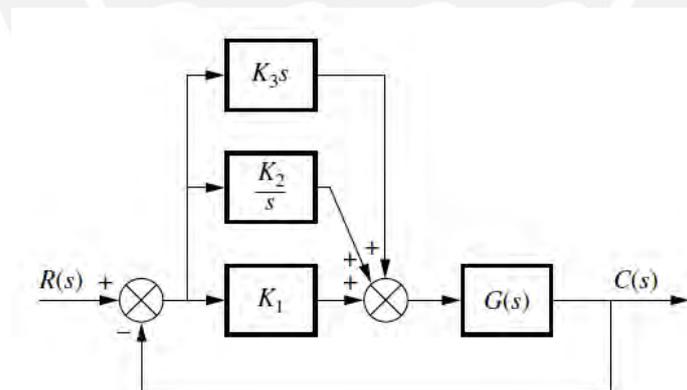


Figura 2-6 Controlador PID

La función de transferencia del controlador de la figura 2.6 está dado por:

$$G_C(s) = K_1 + \frac{K_2}{s} + K_3s = \frac{K_3(s^2 + \frac{K_1}{K_3}s + \frac{K_2}{K_3})}{s} \quad (2.6)$$

Esta ecuación tiene dos ceros y un polo en el origen.

Un polo en el origen y un cero pueden ser diseñados con un compensador integral ideal. El otro cero puede ser diseñado con un compensador derivativo ideal.

La técnica de diseño consiste en los siguientes pasos [NISE, 2011]:

- a) Evaluar el desempeño del sistema no compensado para determinar cuántas mejoras se requieren hacer en régimen transitorio.
- b) Diseñar el controlador PD para hallar las especificaciones de la respuesta transitoria. El diseño incluye la localización del cero y la determinación de la ganancia de lazo.
- c) Simular el sistema para estar seguro que todos los requerimientos hayan sido encontrados.
- d) Rediseñar el sistema si la simulación muestra que los requerimientos no han sido satisfechos
- e) Diseñar el controlador PI para hallar el error en estado estable esperado.
- f) Determinar las ganancias K_1 , K_2 y K_3 de la figura 2.6
- g) Se repiten los pasos c) y d)

2.5.3 Control de posición angular de un motor DC

Una vez que se describe el diseño del controlador PID para el sistema satelital, se estudiará la implementación del mismo aplicado a un motor DC con servomecanismo.

La implementación se realiza con un código grabado en un microcontrolador Arduino que genera una señal PWM de salida usando los algoritmos y métodos de diseño de controladores PID como los planteados en el numeral 2.5.2. Este diseño se estudia para varias entradas y se observa una buena respuesta en la salida del sistema. Para cambios de posición angular también se considera la compensación por efectos de la fricción, para obtener resultados más precisos [MAUNG, 2018].

El diagrama general de este sistema consta de tres principales dispositivos físicos: Un microcontrolador Arduino UNO, un motor DC marca Namiki de 12V implementado

con un codificador fotoeléctrico y un controlador dual tipo puente H (L298) que permite controlar la dirección y la posición del motor DC [MAUNG, 2018].

La figura 2.7 muestra el controlador PID diseñado para el sistema de control de posición dado. Allí se observa que $e(t)$ es el error de posición obtenido de la diferencia entre el ángulo de referencia y el ángulo medido actual, $u(t)$ es la señal PWM para el motor DC y $y(t)$ es el ángulo actual [MAUNG, 2018].

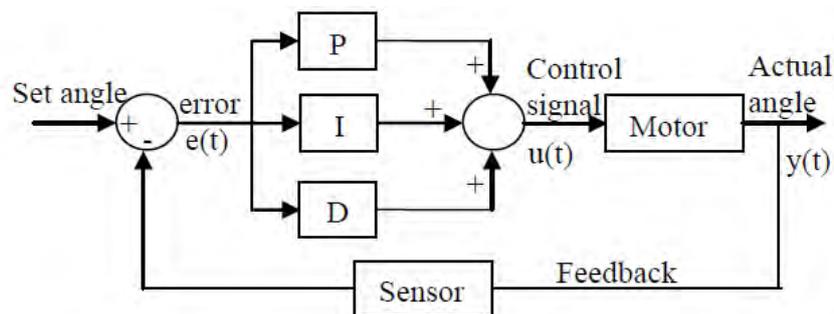


Figura 2-7 Algoritmo para el sistema de control a lazo cerrado.

La implementación del controlador PID en el microcontrolador es realizado a través del siguiente algoritmo:

```
error = output - input;
Integral = xT * error + prv_ui;
Diff = (error - prv_error) / xT
PWM = kp * error + ki * Integral + kd * Diff;
Usignal_out = abs (PWM);
```

Del anterior código, la ganancia proporcional (K_p) responde proporcionalmente al error, la ganancia integral (K_i) se esfuerza para reducir el error en estado estable y la ganancia derivativa (K_d) intenta buscar la tasa de cambio de la señal de error. El control derivativo reducirá el sobreimpulso para mejorar la respuesta del sistema frente a rápidos cambios de la señal de entrada o referencia [MAUNG, 2018].

2.6 Tecnologías para el control de la antena satelital

Existen empresas que se dedican a la fabricación y comercialización de controladores para antenas satelitales, pero también hay un significativo número de investigaciones académicas (generalmente de universidades) que diseñan sistemas de control para las antenas. En esta parte se describen y comparan ambas clases de tecnologías de control.

2.6.1 Unidades de control de la antena (ACU)

Existen en el mercado una variedad de equipos comerciales que realizan el posicionamiento automático de la antena satelital. Estos equipos pueden ser unidades de control automático, sistemas mecánicos de posicionamiento o ambos. A continuación, se presentan algunos de dichos dispositivos.

a) INDRA [INDRACOMPANY, 2019]

Esta unidad de control de antena ha sido desarrollada por INDRA especialmente para el control de una antena geostacionaria y es la parte principal de un servo sistema completo, que incluye motores, controladores y codificadores.

Modos de operación relevantes:

- Posición: Movimiento a una posición en uno o varios ejes simultáneamente
- Preset: Movimientos simultáneos en AZ, EL y POL en el tiempo especificado
- Step: Movimientos incrementales en posición
- Manual search: Movimiento de búsqueda de satélite siguiendo una espiral en el plano AZ-EL
- Geo target Localización de un satélite de la base de datos
- Survival: Movimiento a la posición de seguridad (cénit)

b) AC4100+ [VIASAT, 2019]

Es una unidad de control para antenas diseñada para sistemas de alta dinámica que rastrean satélites LEO, MEO y GEO. El sistema de control realiza el procesamiento digital de la señal de los servos a lazo cerrado para una posición precisa, seguimiento, velocidad y bucles de polarización de torque necesarios para antenas de gran apertura que funcionan en la banda Ka y otras bandas. El sistema también monitorea y controla frenos, puntos de establecimiento y estados de alimentación. La figura 2.4 muestra el modelo en cuestión.

Modos de operación relevantes

- Autotrack: El modo de seguimiento sigue una señal de RF del satélite; requiere una señal de seguimiento y un receptor.
- Adaptrack: Modela la órbita inclinada de un satélite GEO utilizando la intensidad de la señal de un receptor guía.
- Program Track: sigue las rutas importantes propagadas del satélite.
- Steptrack: Aumento de seguimiento que alcanza el pico de la intensidad de la señal de RF recibida en Autotrack.
- Scan: Aumento de seguimiento para ayudar en la adquisición inicial de posiciones satelitales.

c) Sistema de control de Antena 930A [GENERAL DYNAMICS, 2019]

El sistema de control de antena modelo 930A comprende una unidad de control de antena (ACU), una unidad de receptor de seguimiento interno (TRU) y una unidad de accionamiento de potencia (PDU). La Unidad de control de antena (ACU) es el punto de interfaz de control y monitor primario para todo el sistema, con una interfaz de pantalla táctil.

Características relevantes:

- IRD receptor satelital interno en banda L 950 – 2150 GHz

- Modo de operación de desplazamiento de posición y control de velocidad
- La unidad de conducción de potencia (PDU) proporciona control digital a los motores de accionamiento de CA.
- Sensores/Transductores
- Resolver estándar 1:1, Resolución 0.0055°, Exactitud 0.05°, 16 bits de ADC
- Precisión de seguimiento
- Normalmente mejor que el 5% del ancho del haz de recepción en vientos de ráfagas de 30 mph a 45 mph, inclinación del satélite de hasta 5° e intermitencia de la señal de hasta 2 dB.
- En la figura 2.8 se muestra el diagrama de conexiones y distribución del sistema de control de Antena 930A.

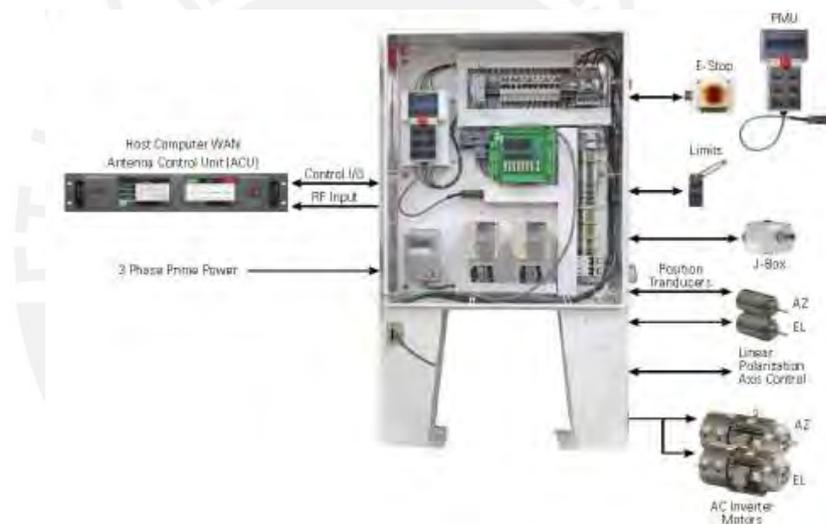


Figura 2-8 Diagrama general de conexiones 930A.

2.6.2 Investigaciones publicadas para control de antenas reflectoras

Aquí, se resumen algunas investigaciones publicadas en revistas indizadas cuyos temas se relacionan con la presente investigación. Es importante notar que existen más investigaciones desarrolladas alrededor del mundo, pero se citan las más importantes y relevantes para el tema actual.

a) Sistema de posicionamiento automático de una antena tipo reflectora

En [SEEMA, 2018] se presenta un sistema de posicionamiento automático de 2 grados de libertad controlado a través de una aplicación basada en Android y transmitida por Bluetooth. Aquí la máxima intensidad de la señal se usa como variable de control la cual es medida por un medidor de potencia. El sistema planteado usa 2 motores de paso que mueven el plato de la antena orientándolo vertical u horizontalmente. Un microcontrolador envía las señales de control hacia los motores a través de una interfaz conocida como controlador de motores IC. El diagrama de bloques de este sistema se muestra en la figura 2.9.

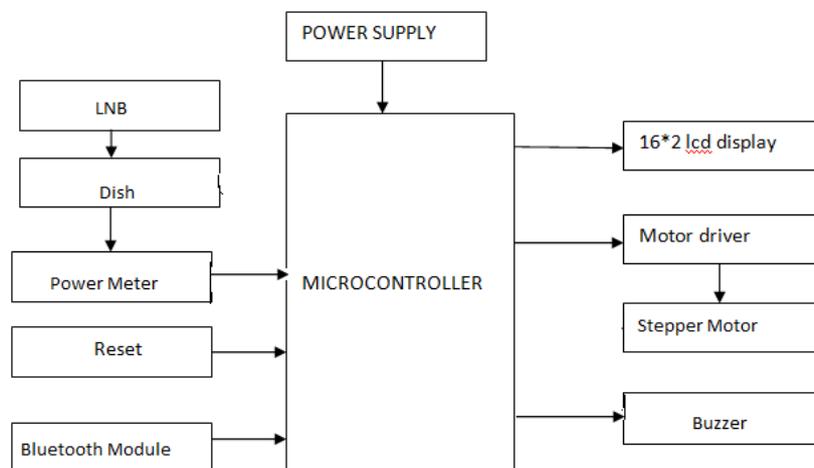


Figura 2-9 Diagrama de bloques [SEEMA, 2018]

b) Diseño de controlador de software para un sistema de posicionamiento de una antena parabólica satelital.

Seguidamente, [GABBAR, 2015] se enfoca en la descripción de un algoritmo de un programa para el sistema de posicionamiento de una antena parabólica satelital usando motores de paso. El programa del sistema usa la longitud y latitud de la posición de la antena y la ubicación del satélite como datos de entrada. Los datos luego son transformados a señales que sirven de entrada para los controladores de los motores de paso que mueven la antena ajustando el acimut, la elevación y el ángulo de polarización para el satélite en cuestión. El diseño del algoritmo permite controlar y ajustar la antena remotamente. Se muestra un esquema del sistema en la figura 2.10.

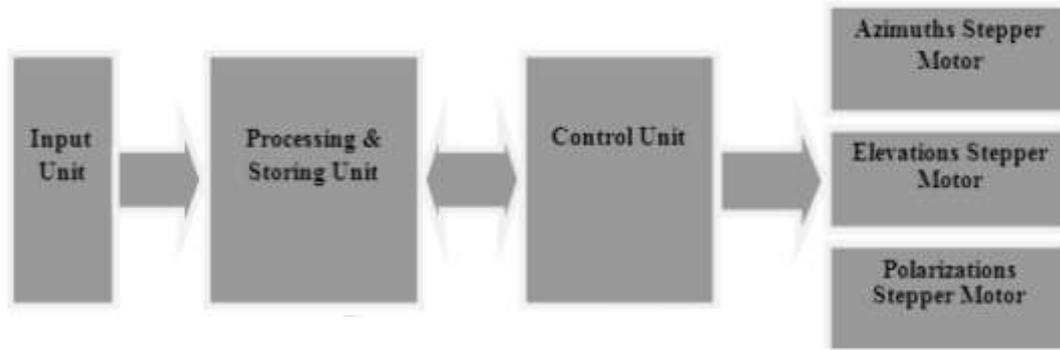


Figura 2-10 Diagrama de bloques del sistema [GABBAR, 2015].

c) Control de posicionamiento de antena parabólica por motorreductor usando un módulo RF.

El trabajo presentado por [PATHAK, 2017] desarrolla un sistema de posicionamiento de la antena satelital, el cual puede ser operado por a través de una interfaz remota de radio frecuencia. Este sistema es aplicado a satélites de la órbita geoestacionaria. Las señales provenientes de la interfaz remota controlan a motores con mecanismo motorreductor (distinto a los servomotores). La comunicación de la interfaz remota está en la banda IR (infrarojo) a través de la cual se transmiten datos modulados en señales PWM. También el sistema usa sensores magnéticos de lámina para el mecanismo de movimiento y para los circuitos de control y potencia. En la figura 2.11 se muestra un diagrama de bloques de este sistema.

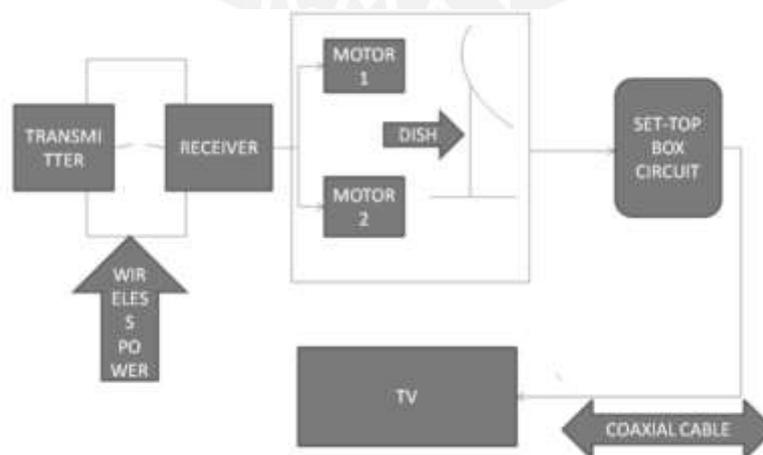


Figura 2-11 Diagrama de bloques del sistema [PATHAK, 2017].

2.7 Fuente de alimentación del sistema

La fuente de alimentación debe otorgar la potencia necesaria para alimentar el sistema de actuadores, los cuales se asume que trabajarán con 24 VDC. También se deberá proveer de energía eléctrica a los circuitos procesamiento y de control conformado por los circuitos electrónicos y sensores necesarios para controlar a los actuadores [SOWAH, 2017].

En ese sentido, se contemplan dos posibles escenarios: En el primer escenario, para lugares donde exista disponibilidad de la red eléctrica comercial de 220 VAC se tendrá una fuente conmutada de 24 VDC con la corriente adecuada para alimentar al sistema. El segundo escenario representa zonas donde no existe energía eléctrica, entonces se podrá usar una batería para energizar el sistema, aunque esta opción no es recomendable debido al elevado consumo de potencia del equipamiento satelital restante (Equipo IRD, televisor, etc.) Por lo tanto, para el desarrollo del proyecto sólo se tendrá en cuenta el primer escenario como solución factible para su diseño e implementación.

CAPÍTULO 3

DISEÑO MECÁNICO

El diseño mecánico se realizará tomando como base una antena de TVRO de la marca SOLID que trabaja en la banda C (Sección 2.2.1). Esta marca es una de las más difundidas alrededor del mundo además puede ser importada accesiblemente. En la figura 3.1 se muestra una foto de esa antena tomada de la empresa distribuidora china Anhui Risesat Electronics [ANHUI, 2020].



Figura 3-1 Antena tipo reflector parabólico Marca Solid.

Algunas de sus características mecánicas más relevantes para considerarse en el diseño mecánico se detallan y listan en la tabla 3.1.

El diseño mecánico consistirá en una modificación del parante o base del reflector parabólico. Se realizarán los cambios pertinentes para adecuar fácilmente los actuadores (motores), mecanismos (ejes, cajas reductoras y rodamientos axiales y radiales) y controladores (tarjeta electrónica con el algoritmo de control).

Tabla 3.1 Características relevantes de la antena tipo reflector parabólico.

Model	C Band 180CM
Sector Divided	6
Aperture Diameter	180cm
F/D Ratio	0.38
Focus Length	684mm
Material	Steel
Finish	Polyster Power Coating
Mounting Type	ground or polar mount
Elevation Alignment	0°~90°
Azimuth Alignment	Fixed 0°~360°



Figura 3-2 Partes mecánicas de la antena original.



Figura 3-3 Foto de la antena original.

3.1 Modelos mecánicos de orientación

Se tomaron como referencia algunos modelos de sistemas de orientación manuales y automáticos existentes en el mercado para diseñar el sistema o mecanismo de

orientación motorizado de la antena satelital. Se mencionarán los modelos que tuvieron mayor influencia en el diseño actual.

3.1.1 Modelos manuales

Tenemos los siguientes modelos manuales de orientación:

a) **HUAXIN (1.2m C/Ku-band Offset Rx Only Antenna)**

Modelo de orientación tipo eje tubular para acimut y varilla roscada – palanca para elevación. Base anclada con soportes laterales.



Figura 3-4 Antena reflectora Huaxin

b) **SKYWARE GLOBAL (1.8 Meter Reflector with Az/El Cap Mount)**

Este modelo de antena tiene base giratoria tubular para el movimiento de acimut y eje rotatorio con guía o canal para el movimiento de elevación.



Figura 3-5 Mecanismo Acimut – Elevación de antena Skyware Global

c) **CHANNEL MASTER (2.4m Receive-Transmit Offset Antenna System)**

Similar al diseño de HUAXIN (figura 3.4), la antena Channel Master tiene el mecanismo de orientación está conectado a una montura específica, la cual presenta el mecanismo tipo tornillo gusano - palanca para la elevación y el movimiento de acimut se basa en un eje con rotación tubular (como se observa en la figura 3.6).

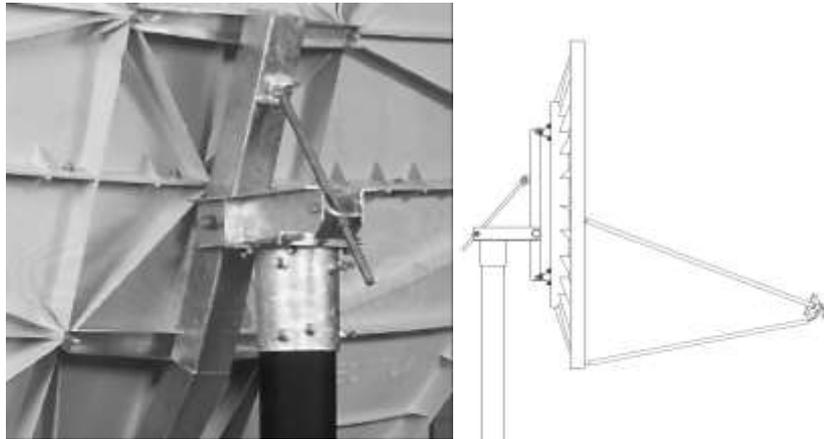


Figura 3-6 Mecanismo Acimut – Elevación de la antena Channel master

3.1.2 Modelos motorizados

Se presentan los siguientes modelos automatizados con actuadores:

a) **I Net Vu (iNetVu FMA-180 Fixed Motorised Antenna)**

Es un sistema motorizado para orientación de la antena, usa dos actuadores eléctricos de 24 V para el movimiento angular de acimut y elevación. Está controlado por una ACU.



Figura 3-7 Antena motorizada I Net Vu (Izq.) ACU (Der).

Complementando el modelo de la figura 3.7 se tiene también el modelo **FLY-1801** que, a diferencia del anterior, tiene un tercer eje controla el movimiento del punto focal del alimentador (ángulo de polarización).



Figura 3-8 Sistema motorizado i Net Vu de 3 ejes.

b) INTELLIAN (T240CK 2.4m C-band and Ku-band)

(Marine Satellite TV Antenna System) es un sistema motorizado avanzado usado en el mar o vehículos en movimiento. Tiene una ACU para el control de los motores de orientación.



Figura 3-9 Sistema motorizado Intellian.

c) NAUTISAT (NAUTI FLY 200 C+Ku Band)

Es un sistema motorizado de tres ejes accionados por servomotores sin escobillas (brushless).

Se usarán acoplamientos de eje flexible de aluminio para conectar los ejes de los motores al eje de los sistemas reductores. La propiedad de flexibilidad del eje es para reducir la vibración en los ejes [RULAND, 2020].

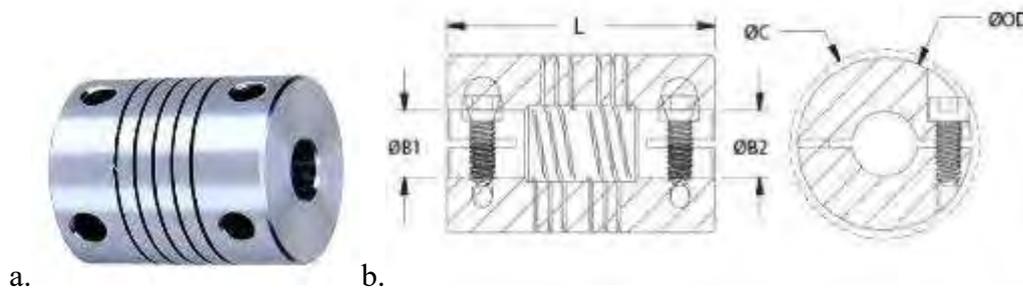


Figura 3-12 Acoplamiento de eje flexible. a) Vista de perspectiva y b) vista de perfil.

B1 = 11mm (diámetro del eje del motor)

B2 = Diámetro del eje del mecanismo de la antena

L = 44.5 mm (Longitud del acoplamiento flexible)

OD = 31.8 mm (Diámetro exterior)

3.2.1 Partes para el movimiento de acimut

Movimiento de la antena: Motor Brushless con encoder

Marca	ATO
Modelo	ATO-80AS0202-15

Sistema reductor: Reductor planetario doble eje, para realizarse la unión con el acoplamiento de eje flexible en uno de sus lados. Por el otro lado se conecta al eje acimutal de la antena.

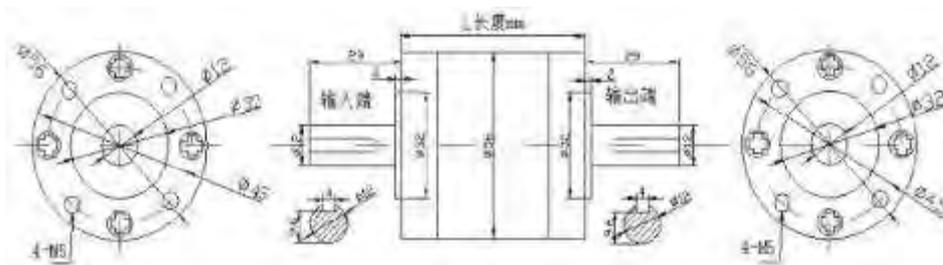


Figura 3-13 Reductor planetario

Tabla 3.2 Características del reductor planetario

Marca	E-tech Industrial Co.
Reducción	1:13
Diámetro del eje	12 mm
Máximo torque	8 Nm

Modelo dinámico del motor de acimut (La expresión se obtiene en la sección 3.4.1)

$$G_{az}(s) = 13 \cdot \frac{6778}{s(s+1118)} \quad (4.1)$$

Modelo dinámico del reductor

El reductor proporciona un aumento del torque proporcional a la reducción de su caja reductora de 1:13. Esto se traduce en un modelo con ganancia proporcional $K=13$.

$$G_{MA} = 13$$

3.2.2 Partes para el movimiento de elevación

Movimiento de la antena: Motor Brushless con encoder

Marca	ATO
Modelo	ATO-80AS0204-15

Sistema reductor: Reductor gusano engranaje. El gusano se acopla al eje del motor a través del acoplamiento de eje flexible (figura 3.12). El gusano transmite el movimiento hacia el engranaje (figura 3.14). El engranaje realiza el movimiento de elevación conectado a un eje central que a su vez mueve la estructura del plato o reflector parabólico en dos uniones a ambos lados del eje.

Modelo dinámico del mecanismo de elevación (La expresión se obtiene en la sección 3.4.2)

$$G_{EL}(s) = \frac{28.57e6}{(s+22)(s+341.6)(s+544.8)} \quad (4.2)$$

Tabla 3.3 Características del mecanismo gusano - engranaje.

Marca	KHK gears
Modelo	AG3-40R1J22
Reducción	1:40
Diámetro del eje	35mm x 30 mm
Eje gusano	incluido

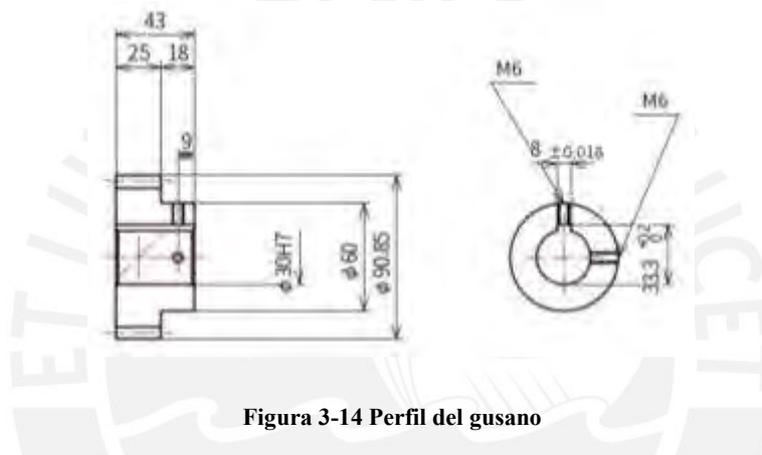


Figura 3-14 Perfil del gusano

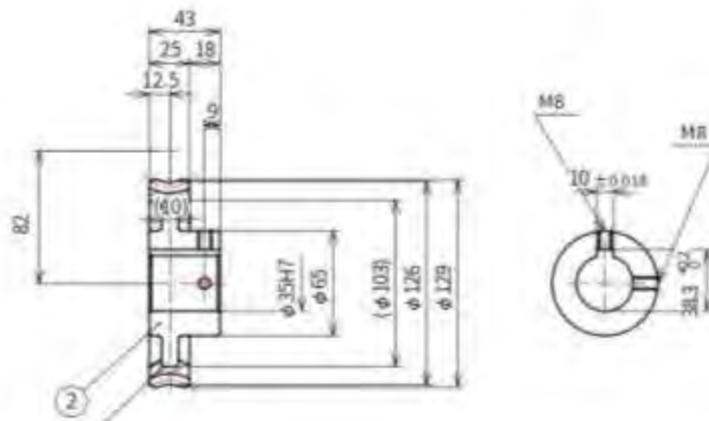


Figura 3-15 Perfil del engranaje

La construcción detallada del mecanismo de elevación diseñado se encuentra en el plano 4 de los documentos anexos.

CAPÍTULO 4

DISEÑO ELECTRÓNICO

En este capítulo se calculan y diseñan los circuitos electrónicos que controlan los actuadores (consistente en 2 motores DC). La selección de los motores se realiza empleando la técnica de multiplexión y el control del movimiento angular de los motores se realiza por medio de un DAC. Así mismo, emplean circuitos electrónicos adicionales que integran los sensores, circuitos de control y salidas de los actuadores.

4.1 Cálculo y selección del DAC

El control de movimiento del motor DC se efectúa mediante un DAC con la configuración de red R-2R [KESTER, 2009], debido a que estos son más eficientes en términos de resolución que la técnica de PWM.

De acuerdo a los requerimientos de campo, se fijó como objetivo una precisión angular en ambos, acimut y elevación de $\pm 0.5^\circ$. Entonces la resolución del sistema de control debe ser $< 0.5^\circ$ en ambos movimientos.

También se tiene como condición de diseño, el rango de movimiento de la posición de 0° a 180° en el plano horizontal y de 10° a 90° en el plano vertical.

Considerando la siguiente fórmula empírica: Resolución = rango angular / 2^n niveles, necesitamos estimar el número de niveles de cuantificación para lograr esa resolución, por lo tanto, remplazando los datos en la fórmula:

Elevación:

$$\text{Resolución} = \frac{90 - 10}{2^n \text{ niveles}} < 0.5$$

$$2^n \text{ niveles} > 160$$

$$n = 8 \text{ bits}$$

Acimut:

$$\text{Resolución} = \frac{180}{2^n \text{ niveles}} < 0.5$$

$$2^n \text{ niveles} > 360$$

$$n = 9 \text{ bits}$$

Se selecciona el valor más alto de niveles de cuantificación igual 9 bits o 512 pasos de cambio angular con la finalidad de trabajar con un solo DAC. Con 512 pasos, los cambios en elevación serían de $80/512 = \pm 0.16^\circ$ y los cambios en acimut serían de $\pm 0.35^\circ$

La red R – 2R propuesta en [KESTER, 2009] tiene la siguiente arquitectura:

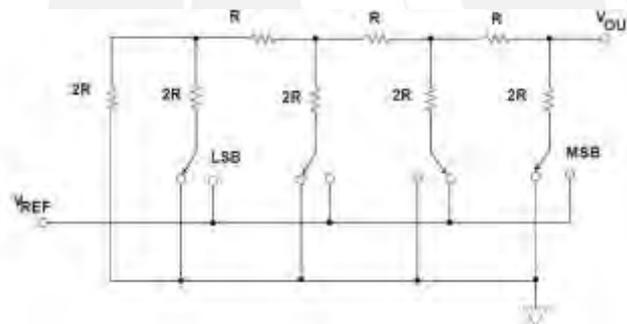


Figura 4-1 Red R - 2R

Donde el voltaje de referencia se aproximará a V_{out} de acuerdo a la combinación lineal de los pesos ponderados de las resistencias R . Según la bibliografía el V_{ref} se puede ajustar a un rango amplio de valores, entonces se escogerá un voltaje adecuado para adaptarse al driver o controlador de los motores DC.

El voltaje de salida se obtiene como una suma ponderada de cada entrada de los bits en función al voltaje de referencia V_{ref} , así:

$$V_{out} = \left(\frac{b_3}{2} + \frac{b_2}{4} + \frac{b_1}{8} + \frac{b_0}{16} + \dots \right) V_{ref} \quad (5.1)$$

Es fácil deducir que para el caso que todos los bits estén en baja $V_{out} = 0$.

En el caso que todos los bits estén en estado alto se obtendrá el máximo valor de voltaje de salida que para el caso de 9 bits será:

$$V_{out} = \left(\frac{1}{2} + \frac{1}{4} + \frac{1}{8} + \dots + \frac{1}{512} \right) V_{ref} = 0.998 \times V_{ref} \quad (5.2)$$

El valor de V_{out} es el que irá al driver o controlador de los motores entonces fijamos el valor de V_{ref} de acuerdo al máximo voltaje de entrada que puede soportar el driver según las hojas de datos de los fabricantes.

Considerando todas esas condiciones de diseño se diseña el siguiente circuito R -2R de 9 bits usando op amps para realizar el aislamiento de impedancias respectivo.

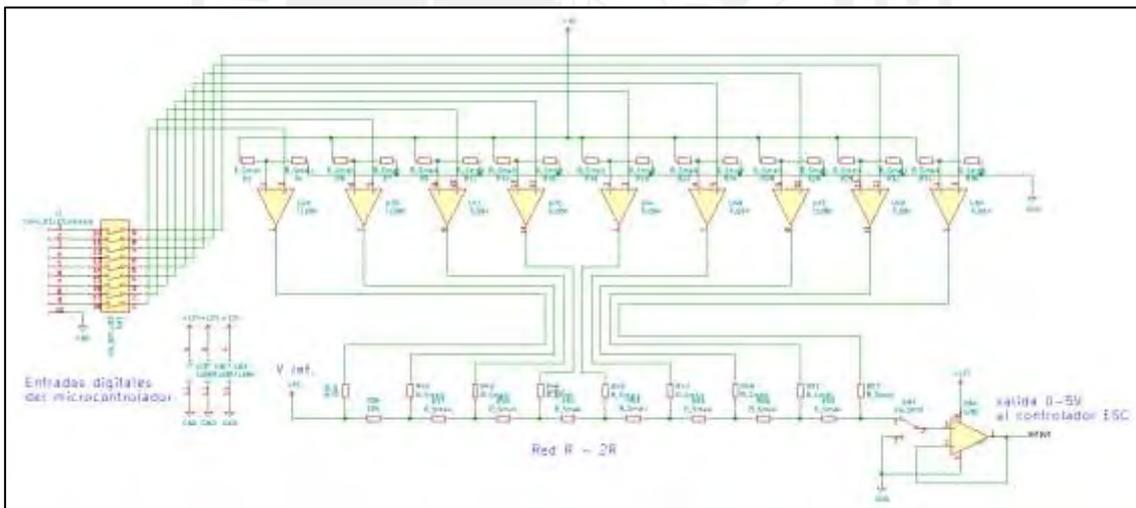


Figura 4-2 Diseño de la red R - 2R (Ver anexo 5 para mayor detalle)

4.2 Controlador de los motores

Como se trata de un motor BLDC (Brushless DC) se usará un driver denominado ESC (Electronic Speed Controller) específicamente diseñado para controlar este tipo de motores. Las características del ESC seleccionado coinciden con las especificaciones de potencia de los motores es decir 24V y 20 A de salida.



Figura 4-3 Controlador ESC

4.2.1 Control de la dirección

Dado que el ESC generalmente no tiene control de la dirección se realizará un conmutador cruzado la salida. Este conmutador cambia las conexiones de las fases del motor permitiendo que el motor gire en sentido horario y antihorario según el estado lógico de la línea D_turn mostrado en la figura 4.4.

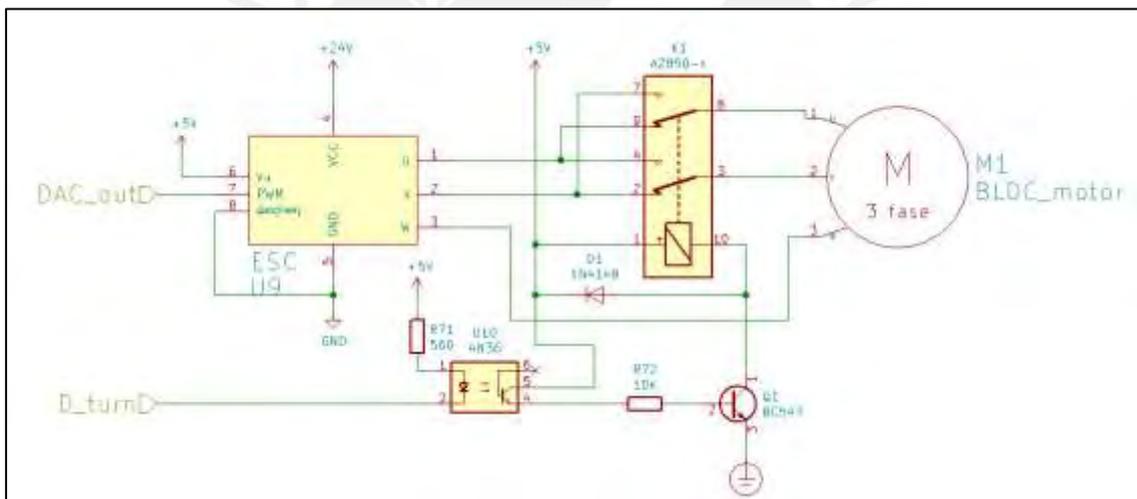


Figura 4-4 Circuito controlador de dirección (Ver anexo 5 para mayor detalle)

De acuerdo a la figura 4.4 la dirección de giro puede ser horaria cuando el estado lógico del pin D_turn es '0' y antihorario cuando es '1'.

4.2.2 Control de la velocidad

Como se observa en las características técnicas del driver ESC en la tabla 4.1 la señal de control de la velocidad ingresa por el cable blanco y puede ser una señal PWM o un voltaje analógico de 0 a 5V.

En este caso se trabajará con el voltaje analógico proveniente del DAC de la figura 4.2. La ventaja de usar un voltaje analógico en lugar de la señal PWM es que se logra mayor precisión en el control de la salida.

Tabla 4.1 Características eléctricas de ESC

Connection type	Wire colour	Function
Power	Red	7.4 to 14.8V
	Black	Ground
BLDC Motor connections	Three Blue Wires	BLDC ESC connections
Servo Connector	White	Throttle Input
	Red	5V, 2Amp Out
	Black	Ground

Una señal PWM puede tener errores en la modulación del ancho del pulso que harían que la velocidad y posición de la antena no tengan mucha precisión.

4.3 Multiplexor/demultiplexor Analógico

El demultiplexor (DEMUX en la figura 4.5) selecciona la señal de control de velocidad del DAC (vel_M1/2) y la señal de control de dirección del motor (dir_M1/2) y enrruta esas señales hacia el circuito controlador de los motores de acimut o elevación (figura 4.3). Por lo tanto, se usará un DEMUX de dos entradas y 4 salidas.

El dispositivo que cumple esas características es el CD4052 el cual recibirá la señal analógica del 0 a 5V proveniente del DAC y una señal digital proveniente del microcontrolador, como se ve en la figura 4.5.

4.4 Selección de la fuente de alimentación

La fuente de alimentación debe ser capaz de alimentar con la potencia suficiente a los diversos circuitos electrónicos constituyentes del sistema de orientación del reflector satelital. En ese sentido se requerirán las siguientes fuentes:

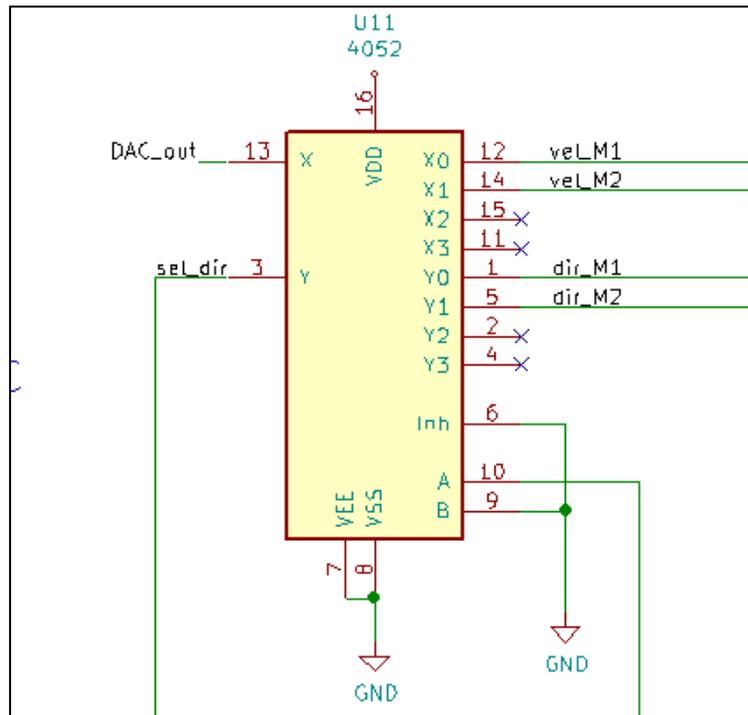


Figura 4-5 Multiplexión de señales de control (Ver anexo 5 para mayor detalle)

Fuente de alimentación para los motores DC: Será una fuente conmutada de alta eficiencia ya que los motores brushless consumen mucha potencia. La potencia mínima requerida será la del motor que consume más potencia ya que los dos motores constituyentes del sistema trabajan en tiempo diferido (no simultáneo).

De las hojas técnicas del fabricante [ATO, 2020], la fuente de alimentación requerida es de 24 V y 30A. Un modelo comercial de esa fuente es de la marca RATBIZ, la cual se muestra en la figura 4.6.



Figura 4-6 Fuente de alimentación conmutada para los motores de orientación

Fuente de alimentación para el control: La etapa de control está integrado por:

- El microcontrolador.
- El DAC.
- El driver de control de giro.
- Los sensores de GPS y giroscopio.

Estos componentes consumen una cantidad pequeña de potencia equivalente a 5 V y 1 W por lo que se tomará derivaciones de la fuente de la figura 4.6 usando un convertidor DC –DC (Stepdown) de 24 a 5V. Se usará un Stepdown que trabaja con el integrado LM2596, el cual se muestra en la figura 4.7 en modo modular.



Figura 4-7 Convertidor DC – DC para alimentar los circuitos electrónicos

Esquema de conexiones: En el diagrama de la figura 4.8 se muestran las conexiones de alimentación de la fuente con los distintos módulos electrónicos del circuito.

El plano del circuito completo sin la etapa de potencia se detalla en el anexo 5.1 (etapa de potencia de los motores) y 5.2 (etapa de control).

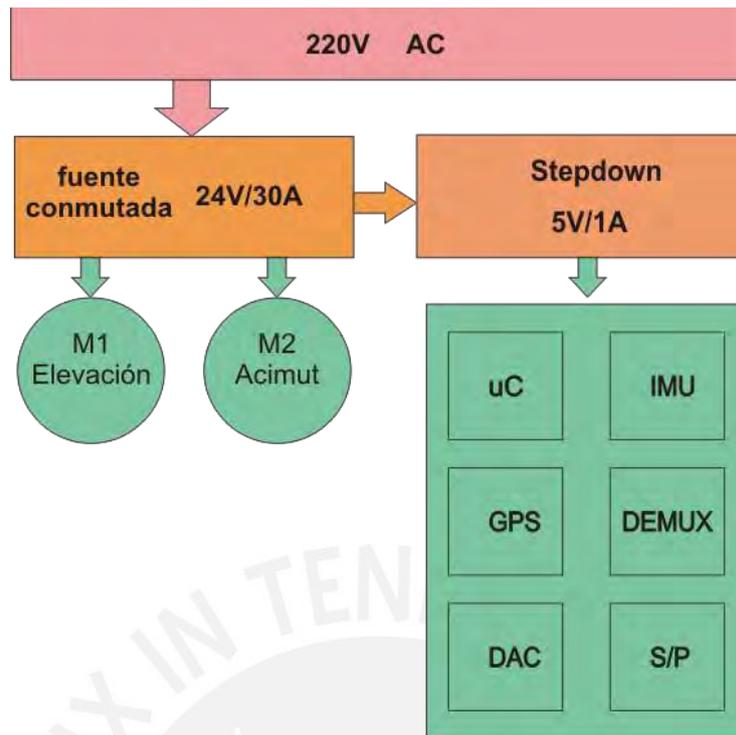


Figura 4-8 Conexiones de potencia de los circuitos de control

CAPÍTULO 5

DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL

El diseño del sistema de control se realiza de forma analítica y por pasos. Primero se halla el modelo matemático de los motores y luego, de los mecanismos de giro mecánico de la antena. Algunos modelos (como el del mecanismo de elevación) presentan ecuaciones no lineales y se tienen que linealizar en algún punto de operación antes de ser analizados. Una vez que se tienen los modelos de todas las partes del sistema de orientación satelital se construye el modelo general (sección 5.7) y se determina la función de transferencia de todo el sistema.

5.1 Motores de corriente continua

Se eligen motores de corriente continua para el movimiento de orientación debido a su disponibilidad en el mercado y sus aplicaciones en la industria de la automatización (sección 5.1.1). Por ese motivo el sistema se establece como electro-mecánico.

5.1.1 Uso de motores DC

Se preferirá el uso de motores de corriente continua (DC) para realizar la orientación de la antena reflectora o parabólica, frente a los motores de corriente alterna (AC) debido a las siguientes razones: [KUO, 2010]

- Los motores AC son difíciles de controlar, especialmente para el control de posición y también sus características son no lineales, lo cual hace que su análisis matemático sea más difícil.

- El desarrollo de imanes permanentes (PM) permitieron que el torque por unidad de volumen de los motores DC sea bien elevado a un costo razonable. Estos motores se denominan generalmente motores PM DC.
- El avance tecnológico hecho en las escobillas y el conmutador del motor DC hace que este sea prácticamente libre de mantenimiento.
- El avance realizado en técnicas de manufactura permite producir motores DC con rotores sin ejes de acero y con muy bajo momento de inercia que ejecutan una alta proporción entre el torque y el momento de inercia.
- Los motores DC actualmente tienen bajas constantes de tiempo (es decir, tiempos de respuesta más rápidos). Esta característica ha dado lugar a nuevas aplicaciones en las industrias de automatización e instrumentación.

5.1.2 Clasificación de los motores DC

Los motores PM DC se pueden clasificar de acuerdo al esquema de conmutación y diseño de su armadura. De acuerdo a la construcción de su armadura, un motor PM DC puede ser clasificado en tres tipos: núcleo de hierro, superficie enrollada y bobina móvil.

Los motores de **núcleo de hierro** tienen un rotor con ranuras por donde pasan los conductores, debido a la forma del rotor estos motores tienen alto momento de inercia y bajo costo. Los motores de **superficie enrollada** tienen un rotor cilíndrico por cuya superficie pasan los conductores de corriente. Debido a que el rotor no tiene ranuras, el efecto “engranaje” no existe. El motor de **bobina móvil** tiene bajo momento de inercia y baja inductancia de armadura debido a que esta clase de motores tienen un rotor hueco. [KUO, 2010]

De acuerdo a esta clasificación los motores de bobina móvil serían los más adecuados para ser implementados en el sistema de posicionamiento satelital debido a que el efecto “engranaje” de los motores de núcleo de hierro le quitarían precisión a la orientación del sistema de posicionamiento automático.

5.1.3 Modelo matemático de motores DC

Un motor DC se puede modelar como un sistema de control de segundo orden, pero también se puede aproximar a un sistema de primer orden para efectos de simplificación de cálculos. Se empezará modelando al motor DC como un sistema de primer orden.

Un motor PM DC tiene el circuito equivalente de la figura 5.1:

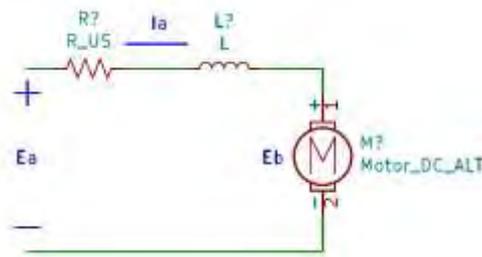


Figura 5-1 Representación circuital de un motor PM DC.

Las variables y parámetros del motor DC representado en la figura 6 son nombrados a continuación:

$i_a(t)$ = corriente de la armadura

R_a = resistencia de la armadura

L_a = inductancia de la armadura

$e_a(t)$ = voltaje aplicado

$e_b(t)$ = fuerza contraelectromotriz

$T_L(t)$ = torque de la carga

$T_m(t)$ = torque del motor

K_i = constante de torque

K_b = constante de fuerza contraelectromotriz

ϕ = flujo magnético del motor

J_m = Inercia del rotor

$\theta_m(t)$ = Desplazamiento del rotor

$\omega_m(t)$ = Velocidad angular del rotor

B_m = Coeficiente de fricción viscosa

Entonces buscamos la relación lineal entre voltaje aplicado y la posición y velocidad del rotor. Para ello se plantean las siguientes ecuaciones y relaciones lineales.

Ecuaciones mecánicas

Primero se asume que el torque del motor es proporcional a la corriente que circula por la armadura del mismo.

$$T_m(t) = K_i i_a(t) \quad (5.1)$$

Ahora aplicamos la ecuación dinámica del balance de momentos al sistema de movimiento del motor:

$$J_m \alpha_m(t) = \sum M$$

Desarrollando la ecuación tenemos:

$$J_m \frac{d^2 \theta_m(t)}{dt^2} = T_m(t) - T_L(t) - B_m \frac{d\theta_m(t)}{dt} \quad (5.2)$$

Ecuaciones eléctricas

Según las leyes del electromagnetismo, la tensión o fuerza contra electromotriz que se produce por el movimiento de un conductor en un campo magnético es:

$$e_b(t) = K_b \omega_m(t) \quad (5.3)$$

ω_m es la velocidad de giro del eje del motor y de los conductores montados en él.

Aplicando la ley de voltajes de Kirchoff al circuito equivalente de un motor DC (Mostrado en la figura 6) tenemos:

$$e_a(t) = R_a i_a(t) + L_a \frac{di_a(t)}{dt} + e_b(t) \quad (5.4)$$

El siguiente paso es convertir el conjunto de ecuaciones diferenciales (5.1) a (5.4) en un sistema de ecuaciones lineales usando la transformada de Laplace. De allí se obtiene la

función de transferencia que relaciona la salida del sistema que en este caso es la posición angular entre la entrada del sistema que es el voltaje aplicado a la armadura del motor DC. La función de transferencia es:

$$\frac{\Theta_m(s)}{E_a(s)} = \frac{K_i}{L_a J_m s^3 + (R_a J_m + B_m L_a) s^2 + (K_b K_i + R_a B_m) s} \quad (5.5)$$

En la ecuación (5.5) se observa un término factorizable $1/s$ el cual matemáticamente representa a un integrador y cuya interpretación física es que el motor DC se comporta como un dispositivo integrador entre el voltaje de entrada y la posición. Si e_a es una constante el desplazamiento angular se incrementará linealmente en el tiempo. [KUO, 2010]

En ciertas ocasiones la inductancia de la armadura del motor es despreciada por ser una cantidad pequeña. Bajo esta condición el modelo dinámico del motor dado por la ecuación (5.5) se aproxima a un sistema de primer orden como se observa en la ecuación (5.6) [KUO, 2010]

$$\frac{\Theta_m(s)}{E_a(s)} = \frac{K_i}{(R_a J_m + B_m L_a) s^2 + (K_b K_i + R_a B_m) s} \quad (5.6)$$

5.2 Cálculo de las cargas mecánicas

Para seleccionar los motores de forma adecuada se requiere **considerar fundamentalmente la carga** que estos tienen que soportar o mover. Adicionalmente se tiene que tener en cuenta: el tipo de alimentación a usar: De corriente continua o alterna, la potencia consumida, el tamaño y la forma del motor.

De acuerdo a lo mencionado en la sección 5.1.1 se preferirá motores de DC.

El tamaño y la forma del motor servirán para realizar un diseño mecánico apropiado para el pedestal de la antena parabólica.

La potencia consumida por el motor está en relación directa con el torque que este requiere para mover la carga aplicada. Adicionalmente, el valor de la potencia servirá para realizar el diseño y dimensionamiento de la fuente de alimentación requerida para el proyecto.

Debido a que el torque del motor está en función directa de la carga, es necesario calcular la carga que tiene que mover cada motor. La carga de un sistema TVRO está concentrada básicamente en **el reflector parabólico** y en **el alimentador**, en ese sentido necesitamos determinar o estimar el peso de ambos componentes.

5.2.1 Peso del reflector parabólico (W_r)

Para determinar el peso del reflector parabólico se refirió a las fichas técnicas de varios fabricantes donde ninguno de ellos especifica el peso del reflector. En su defecto, la información que proveen es la siguiente: el material de fabricación y el diámetro de la antena.

Con estos datos podemos estimar el peso aproximado del reflector parabólico para una antena en el sistema TVRO. Los datos que se disponen son:

Material de fabricación

Según los datos técnicos existen básicamente 3 materiales de fabricación de reflectores parabólicos, a saber:

Tabla 5.1 Materiales típicos de fabricación de reflectores parabólicos.

Material	Densidad
Aluminio formado	2700 kg/m ³
Fibra de vidrio reforzado con poliéster (FPR)	2580 kg/m ³
Fibra de carbono	1750 kg/m ³

Diámetro del reflector

Existen variados diámetros de antenas para los sistemas TVRO en banda C. Los diámetros pueden ir desde 1.20 m hasta 5 m o incluso mayores. El tamaño del reflector está en proporción directa con la ganancia de la antena. Para esta investigación

consideraremos **un diámetro de 1.80 m** para el reflector debido a su fácil maniobrabilidad y transporte.

Diseño del reflector

El diseño geométrico del reflector se realiza a partir de una parábola de diámetro D y longitud focal f . La razón f/D de esas dos medidas determinan la forma del reflector y esta razón se encuentra acotada entre dos valores para fines prácticos de diseño (maximizar la ganancia del reflector) de acuerdo a la siguiente formula:

$$0.3 < \frac{f}{D} < 1 \quad (5.7)$$

Para calcular el peso de nuestro reflector parabólico fijamos $f/D = 0.4$. (Según las hojas técnicas de varios fabricantes). Con este valor y la fórmula de la parábola determinamos la forma del reflector parabólico de la siguiente manera [ONAH, 2013]:

$$y = \frac{1}{4f} x^2 \quad (5.8)$$

Entonces hallamos la longitud focal:

$$\frac{f}{D} = 0.4 \Rightarrow f = 0.4(1.8) = 0.72 \text{ m}$$

Escribimos la ecuación de la parábola centrada en el origen:

$$y = \frac{1}{4(0.72)} x^2 = \frac{25}{72} x^2 \quad (5.9)$$

La cual tiene la curva mostrada en la figura 5.2.

Área del reflector

Una vez que se tiene la forma del reflector parabólico parametrizado por la ecuación 5.9 se puede obtener un modelo tridimensional del mismo haciendo girar el perfil de la figura 5.2 en torno del eje y . Entonces se observa el sólido de la figura 5.3.

Entonces, se puede calcular el área del reflector usando los fundamentos del cálculo integral como sigue:

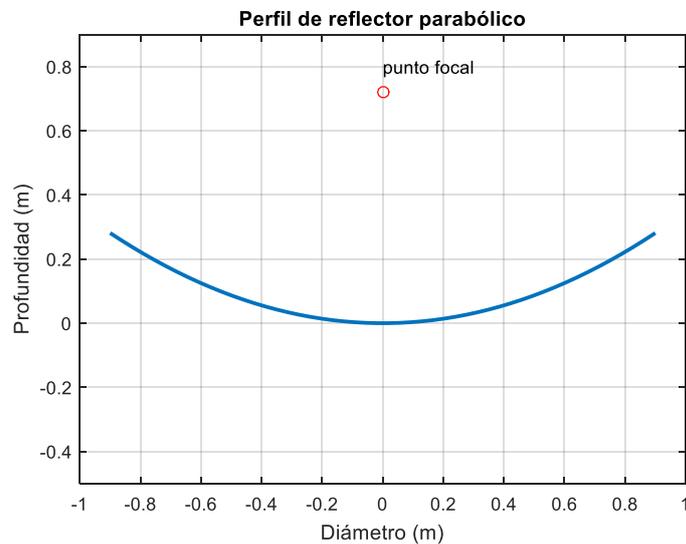


Figura 5-2 Perfil del reflector parabólico.

$$A = \int_0^{D/2} 2\pi x \sqrt{1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2} dx \quad (5.10)$$

Remplazando datos se tiene:

$$A = \int_0^{0.9} 2\pi x \sqrt{1 + \left(\frac{25}{36}x\right)^2} dx = 2.78 \text{ m}^2$$

Modelo 3D - reflector parabólico

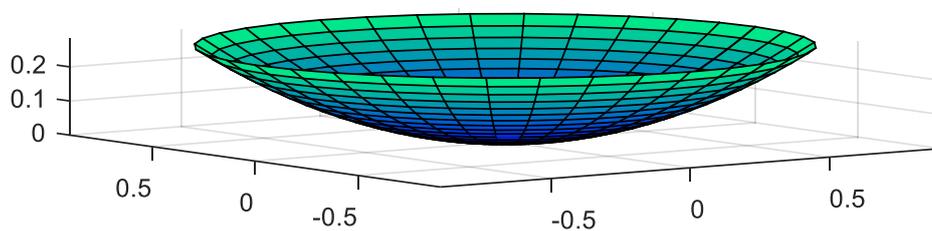


Figura 5-3 Arco parabólico rotado alrededor del eje Y.

Cálculo del volumen y peso

El volumen se calcula como $V=Ah$, donde A es el área previamente calculada y h es el espesor del reflector, el cual está comprendido entre 2 mm y 5 mm según datos

experimentales. Entonces asumiendo un espesor de $h = 4 \text{ mm}$, el volumen del reflector para este caso será:

$$V = Ah = 2.78 \times 4.00E - 3 = 1.112 \times 10^{-2} m^3$$

Y finalmente la masa del reflector se calcula con los datos de la densidad de los materiales especificados en la tabla 5.1. (Escogemos el material usado más frecuentemente FPR):

$$m = \rho V = 2580 \times 1.112 \times 10^{-2} = 28.7 \text{ kg}$$

Es importante mencionar que los datos usados para el cálculo corresponden al tipo de antena de Foco Primario.

Localización del centro de masa

Además de determinar el peso del reflector, tenemos que hallar su centro de masa. Este valor se puede hallar a partir del centroide de la parábola en el eje y , ya que en el eje x el centro de masa está ubicado sobre el eje y , debido a la simetría axial de la parábola.

Entonces calculamos el centroide con la siguiente formula: [BEER, 2010]

$$\bar{y}L = \int y dL \quad (5.11)$$

L es la longitud de la sección transversal del reflector y se calcula con la fórmula de cálculo integral 5.12:

$$L = \int_{-D/2}^{D/2} \sqrt{1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2} dx \quad (5.12)$$

$$L = \int_{-0.9}^{0.9} \sqrt{1 + \left(\frac{25}{36}x\right)^2} dx = 1.911m$$

Y luego se calcula la ubicación del centro de masa del reflector en el eje y :

$$\bar{y}L = \int_{-0.9}^{0.9} \frac{25}{72}x^2 \sqrt{1 + \left(\frac{25}{36}x\right)^2} dx = 0.187$$

$$\bar{y} = \frac{0.187}{1.911} = 0.098 \text{ m} = 9.8 \text{ cm}$$

5.2.2 Peso del Alimentador (Wf)

El peso de algunos alimentadores varía entre 1.43 lb y 2.23 lb dependiendo de la marca, modelo y características técnicas. Para nuestra aplicación necesitaremos un alimentador con polarización dual, el cual es el que tiene mayor peso, por consiguiente, tenemos que el peso considerado es de **2.23 lb ó 1.01 kg**.

El alimentador será considerado como una carga puntual ubicada en el foco del reflector parabólico.

5.2.3 Peso de la montura para la elevación y el acimut (Wm)

De acuerdo a cálculos experimentales, las monturas para el direccionamiento de la elevación y el acimut pesan alrededor de 5 kg. El centro de masa de este componente se ubicará en el vértice del reflector de la antena. Además, se tiene que considerar el peso del motor que posiciona la elevación de la antena. Según datos técnicos del fabricante ATO, el motor considerado para realizar el posicionamiento de la elevación pesa 4 kg. Finalmente, también se considera los componentes de la electrónica y sensores que irán junto a la montura con una masa adicional de 1 kg.

5.3 Selección de los motores

La selección de los motores está determinada por el máximo torque que estos (los motores) tienen que vencer para ejercer el movimiento rotacional en los mecanismos de acimut y elevación. Entonces, se calculan los torques a vencer en la estructura de la antena y con esta información, se escogen los motores que más se adecuen a los requerimientos mecánicos del sistema.

5.3.1 Selección del motor de acimut

Con las masas calculadas realizamos un DCL para el sistema de rotación axial (que controla el acimut) de la antena.

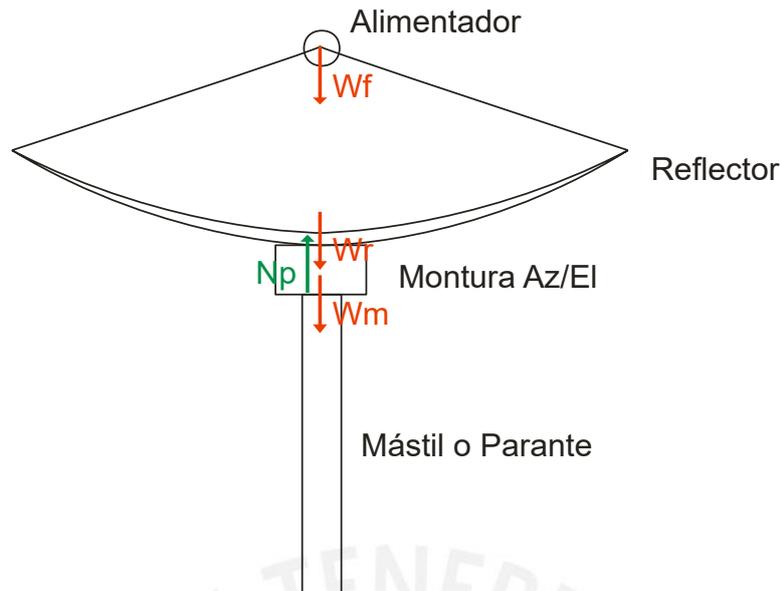


Figura 5-4 Distribución de fuerzas axiales para la antena.

Aplicamos el equilibrio de fuerzas en el eje y para la posición dada en la figura 5.4.

$$\sum F_y = 0$$

$$N_p - W_F - W_R - W_M = 0$$

$$N_p = 281.3N + 9.89N + 98N = 389.2N$$

En este caso usamos un cojinete o **rodamiento axial** para el giro acimutal de la antena parabólica con la finalidad de reducir la carga para el motor. Entonces, debemos hallar la relación entre la carga soportada por el rodamiento y el torque que debería producir el motor para mover dicha carga.

El torque requerido será:

$$T = P \times r_d \quad (5.13)$$

Y la fuerza axial está dada por la fórmula:

$$P = (xF_r + yF_a)f_d \quad (5.14)$$

Donde:

P es la fuerza soportada

x: Factor de carga axial

y: Factor de carga radial

fd: Tipo de carga aplicada. En caso de ser una carga permanente $f_d = 1$.

El factor de carga se considera como el coeficiente de fricción, que para el caso de rodamientos axiales es $\mu = 0.05$, según la tabla 5.2:

Tabla 5.2 Coeficientes de fricción para diversos tipos de rodamiento. [AMROLL, 2020]

Bearing Type	Coefficient of friction - μ
Deep Groove Ball Bearing	0.015
Angular Contact bearing	0.020
Cylindrical roller Bearing Cage	0.010
Cylindrical roller Bearing Full comp.	0.020
Tapered roller bearing	0.020
Spherical roller bearing	0.020
Ball thrust Bearing	0.015
Cylindrical roller Thrust bearing Cage	0.020
Tapered roller Thrust bearing Full comp.	0.050

*Frictional force would simply be: Force = $P \times \mu$

En el análisis de la figura 5.4 sólo existe carga axial entonces, reemplazando los datos en la ecuación 5.13

$$P = N_p \mu = (389.2)(0.05) = 19.46 \text{ N}$$

Seleccionamos un rodamiento axial de $d = 105 \text{ mm}$



Figura 5-5 Rodamiento axial de 105mm

El torque requerido para mover ese rodamiento cuando se encuentra soportando la carga N_p es:

$$T_P = Pr_d = \frac{Pd}{2} = \frac{(19.46)(0.105)}{2} = 1.02 \text{ Nm}$$

Entonces para este caso particular donde la carga soportada es máxima (Figura 5.4) se puede seleccionar el siguiente motor:



Figura 5-6 Motor DC sin escobillas de 24 VDC.

El motor de la figura 5.6 es del fabricante ATO y presenta las siguientes características técnicas obtenidas de su página de internet y resumidas en la tabla 5.3.

Tabla 5.3 Características del motor de acimut

Model	ATO-80AS0202-15
Flange Size	80mm
Weight	2.5kg
Rated Power	200W
Rated Voltage	24V
Rated Current	9.4 ^a
Rated Torque	1.27Nm
Peak Torque	3.8Nm
Rated Speed	1500rpm
No-load Speed	1700rpm
Incremental Encoder Line	2500PPR
Line Resistance	0.06Ω
Armature Inductance	280μH
Torque Constant	0.17Nm/A
Back EMF	17.3V/kr/min
Rotary Inertia	418kg.m ² x10 ⁻⁶
Efficiency	85%

De la tabla 5.3, se observa que la tasa de torque (resaltado) es de 1.27 Nm la cual es mayor al máximo torque requerido y calculado de 1.02 Nm por lo tanto, cumpliría con el torque requerido con ayuda del rodamiento axial de la figura 5.5.

5.3.2 Selección del motor de elevación

Para realizar la selección del motor de elevación se plantea las ecuaciones de equilibrio del plato reflector tomando en cuenta los momentos generados por las fuerzas en el caso crítico de las configuraciones mecánicas encontradas para el movimiento de elevación.

Entonces se considera el DCL del diagrama de la figura 5.7.

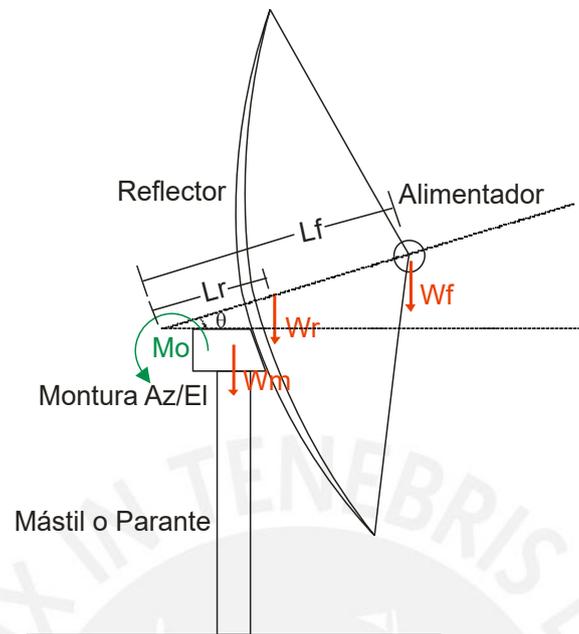


Figura 5-7 Cálculo de momentos para la antena satelital.

Planteando la ecuación de momentos:

$$\sum M_O = 0$$

$$-(0)W_M - L_R W_R \cos(\theta) - L_f W_f \cos(\theta) + M_o = 0$$

$$M_o = (L_R W_R + L_f W_f) \cos(\theta) \quad (5.15)$$

Las medidas de los brazos de torsión se determinan de las hojas técnicas de los fabricantes y de los cálculos de la geometría del reflector y son: $L_R = 20.3$ cm y $L_F = 82.5$ cm.

Remplazando datos en la ecuación 5.15 para la antena de 1.8 m de foco primario considerando el ángulo de elevación mínimo (cuando el momento es máximo):

$$M_o = ((0.203)(281.3) + 0.825)(9.89)) \cos(10) = 64.3Nm$$

Los motores con servomecanismo o sistema de engranajes ofrecidos por los fabricantes tienen un torque máximo de 17.9 Nm (Fabricante ATO) y 20 Nm (Fabricante mini-motor) los cuales no llegan alcanzar el requerimiento de diseño calculado de 64.3 Nm en caso de que el eje del motor sea conectado directamente al punto de aplicación del momento O, (ver figura 5.7).

En ese sentido, para controlar mecánicamente la elevación con motores DC se tienen que usar mecanismos de elevación de la potencia o torque del motor. Estos mecanismos pueden ser los sistemas planetarios, sistemas de engranajes externos como los gusano – engranaje o una combinación de ambos.

a) Mecanismo Gusano Engranaje [KHK Gears, 2015]

Se selecciona este mecanismo debido que ofrece las siguientes ventajas:

- Permite la reducción de la velocidad, que sirve para el posicionamiento preciso del sistema de orientación satelital.
- Produce un aumento del torque del eje del motor, permitiendo incrementar el torque al nivel deseado y requerido por el sistema de elevación (64.3 Nm).
- Cambia la dirección del eje de rotación del motor en forma perpendicular a su eje, facilitando la instalación del mecanismo.
- Tiene el mecanismo “self-locking” o auto bloqueo que permite que el mecanismo conductor (gusano) no pueda ser movido por el mecanismo conducido (engranaje).

Es sistema tiene la desventaja de tener una baja eficiencia debido a la fricción producida entre el gusano y el engranaje. Dicha eficiencia puede ser aumentada usando mecanismos de lubricación para reducir la fricción entre las piezas del mecanismo worm-gear. La eficiencia de máquina de este mecanismo varía entre 30% y 90%. [KHK Gears, 2015]. Un ejemplo de dicho mecanismo se muestra en la figura 5.8.



Figura 5-8 Mecanismo Gusano - Engranaje.

b) Transmisión del mecanismo de elevación

Para el diseño del engranaje se considera las siguientes condiciones de diseño:

- a) El diámetro externo máximo (TIP) del engranaje debe ser 140 mm de acuerdo a las dimensiones de la montura de la antena.
- b) El torque de salida requerido debe ser mayor a 64.3 Nm.
- c) La velocidad rotacional de salida será mínima.

El módulo del engranaje se escoge empíricamente (mientras mayor sea el módulo más será el torque transmitido). [KHK Gears, 2015] ($m = 3$). Entonces de acuerdo a la fórmula:

$$m = \frac{d}{Z} \rightarrow Z = \frac{140}{3} = 47 \text{ dientes}$$

Este será el máximo número de dientes que debe tener el engranaje para las dimensiones del mecanismo de transmisión de la antena.

Luego, el torque asociado está en relación al número de dientes del engranaje considerando el gusano como un engranaje de un sólo diente $z = 1$.

Entonces el número de dientes estará en función del torque requerido de acuerdo a la siguiente formula [KHK Gears, 2015]:

$$\frac{T_o}{T_i} = \eta \frac{Z_o}{z} \quad (5.16)$$

Donde η es la eficiencia. Para este caso particular $\eta = 0.75$ considerando lubricación y dientes helicoidales para reducir la fricción. Necesitamos conocer el torque de entrada T_i (torque del motor) que produzca un torque mayor al torque requerido de 64.3Nm

$$T_i = \frac{T_o}{\eta Z_o} = \frac{64.3}{0.75 \times 40} = 2.14Nm$$

Para este caso seleccionamos un motor del fabricante ATO (de forma similar a la figura 5.6) con un torque nominal de 2.55 Nm el cual es mayor que el torque requerido de 2.14 Nm.

Con el torque nominal del motor seleccionado calculamos el torque producido a la salida para verificar el cumplimiento del requerimiento:

$$T_o = \eta Z_o T_i = (0.75)(40)(2.55) = 76.5Nm$$

Tabla 5.4 Características del motor de elevación.

Model	ATO-80AS0204-15
Flange Size	80mm
Weight	4kg
Rated Power	400W
Rated Voltage	24V
Rated Current	21.3 ^a
Rated Torque	2.55Nm
Peak Torque	7.65Nm
Rated Speed	1500rpm
No-load Speed	1700rpm
Incremental Encoder Line	2500PPR
Line Resistance	0.084 Ω
Armature Inductance	190 μ H
Torque Constant	0.119Nm/A
Motor Lead Length	1 meter
Back EMF	10.9vkr/min
Rotary Inertia	250kg.m ² x10 ⁻⁶
Efficiency	85%

Dado que $T_o \geq (M_o = 63.4Nm)$, el engranaje seleccionado con código AG3-40R1J35 para el sistema de elevación de la antena cumple el requerimiento de las condiciones de diseño [KHK Gears, 2015]. Este engranaje tiene las siguientes características técnicas:

- Diámetro = 120mm
- N° de dientes = 40
- Modulo = 3

Así mismo, en la figura 5.9 se muestra una representación del engranaje en vista isométrica para una mejor concepción de la pieza usada.



Figura 5-9 Vista isométrica del engranaje AG3-40R1J35.

5.4 Modelo matemático de los motores

Se realiza el cálculo de ambos motores por separado usando los datos técnicos del fabricante listados en las tablas 5.3 para el motor de acimut y tabla 5.4 para el motor de elevación.

5.4.1 Modelo del motor de acimut

La ecuación a simular es la siguiente para el modelo del motor de acimut (ecuación 5.6):

$$\frac{\Theta_m(s)}{E_a(s)} = \frac{K_i}{(R_a J_m + B_m L_a) s^2 + (K_b K_i + R_a B_m) s}$$

Los valores de las variables son:

$$J_m = 418 \text{ kg m}^2 * 10^{-6} = 4.18 * 10^{-4}$$

$$L_a = 280 \text{ uH} = 2.8 * 10^{-4}$$

$$R_a = 0.06 \text{ ohm} = 6 * 10^{-2}$$

$$K_i = 0.17 \text{ Nm/A}$$

$$K_b = 17.3 \text{ V/krpm} = 0.165 \text{ V*s/rad}$$

$$B_m = 0 \text{ (Asumimos el valor 0 para la simulación)}$$

Al reemplazar los datos del fabricante en la ecuación (5.6) se obtiene el siguiente modelo del motor **a lazo abierto**:

$$G_{paz}(s) = \frac{6778}{s(s+1118)} \quad (5.17)$$

5.4.2 Modelo del motor de elevación

Del mismo modo que hallamos el modelo para el control del acimut se calcula el modelo dinámico para el motor que controla la elevación, tomando en cuenta los parámetros dados por el fabricante:

$$J_m = 2.50e-4; \quad \% \text{momento de inercia}$$

$$R_a = 8.4e-2; \quad \% \text{resistencia de la armadura}$$

$$K_i = 0.11; \quad \% \text{constante de torque}$$

$$K_b = 0.104; \quad \% \text{constante Back EMF}$$

Resulta el siguiente modelo matemático de segundo orden:

$$G_{EL}(s) = \frac{5238}{s(s+544.8)} \quad (5.18)$$

5.5 Modelo dinámico del mecanismo de elevación

En este caso se determina el modelo en base a la configuración del mecanismo de elevación. El modelo se puede aproximar como se muestra el esquema de la figura 5.10. Se plantean las ecuaciones de movimiento pertenecientes a la segunda ley de Newton rotacional debido a que se analiza el sistema en movimiento.

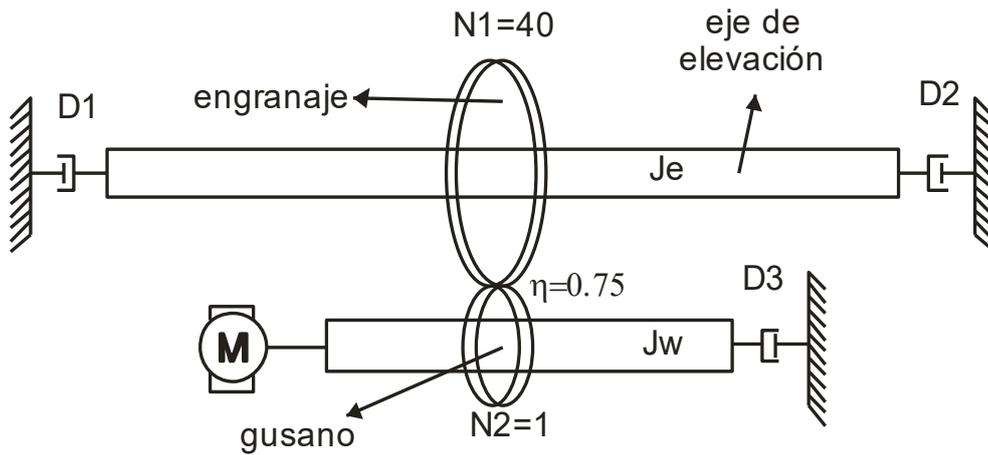


Figura 5-10 Mecanismo de elevación para la antena satelital.

D1, D2 y D3 son rodamientos radiales.
 η es la eficiencia (pérdida) por fricción.

Del cálculo se tiene:

Para el eje del motor M con par T_M (5.19):

$$\begin{aligned} \sum M_w &= J_w \alpha_i \\ T_M - D_3 \dot{\theta}_1 - T_{s1} &= J_w \ddot{\theta}_1 \end{aligned} \quad (5.19)$$

Para el eje de elevación (5.20):

$$\begin{aligned} \sum M_E &= J_e \alpha_o \\ T_E - (D_1 + D_2) \dot{\theta}_o - T_{s2} &= J_e \ddot{\theta}_o \end{aligned} \quad (5.20)$$

T_{s1} y T_{s2} son los torques que se oponen al movimiento debido a la masa del reflector parabólico.

T_{s1} es el torque debido a la fuerza de fricción entre el gusano y la rueda dentada de 40 dientes (Mecanismo gusano – engranaje de la figura 5.8). Debido a la lubricación y a las dimensiones pequeñas del gusano este torque puede ser considerado despreciable, entonces:

$$T_{s1} = 0$$

T_{s2} es el torque producido por el peso de la estructura del reflector y alimentador y la fuerza de fricción radial en los cojinetes de elevación. De acuerdo a la ecuación 5.13:

$$\begin{aligned} T_{s2} &= M_o = (L_R W_R + L_f W_f) \cos(\theta_o) \\ T_{s2} &= T \cos(\theta_o) = T \sin(90 + \theta_o) \end{aligned}$$

Relación de reducción del mecanismo engranaje-gusano [NISE, 2011] (5.21):

$$\frac{T_E}{T_M} = \frac{N_2}{N_1} = \frac{40}{1} \quad (5.21)$$

Relacionando (5.19), (5.20) y (5.21) y considerando la eficiencia por fricción η :

$$40\eta J_w \ddot{\theta}_i + 40\eta D_3 \dot{\theta}_i - (D_1 + D_2) \dot{\theta}_o - T \cos(\theta_o) = J_e \ddot{\theta}_o \quad (5.22)$$

Esta ecuación es no lineal y se tiene que linealizar para obtener un modelo matemático que refleje la dinámica del mecanismo de elevación. El mecanismo está restringido a valores angulares de 10° a 90° de acimut, por tanto se tomará el punto de linealización como un punto medio entre esos valores $\theta_0 = (90-10)/2 = 40^\circ$ ó $2\pi/9$.

Linealizamos considerando las siguientes variables de desviación:

$$\theta_i = \theta_{i0} + \Delta\theta_i$$

$$\theta_o = \theta_{o0} + \Delta\theta_o$$

Reemplazando en la ecuación 5.22:

$$40\eta J_w \ddot{\theta}_i + 40\eta D_3 \dot{\theta}_i = J_e \ddot{\theta}_o + (D_1 + D_2) \dot{\theta}_o + T \sin(90 + \theta_o)$$

Se tiene:

$$40\eta J_w \Delta \ddot{\theta}_i + 40\eta D_3 \Delta \dot{\theta}_i = J_e \Delta \ddot{\theta}_o + (D_1 + D_2) \Delta \dot{\theta}_o + T \sin(90 + \theta_{o0} + \Delta\theta_o) \quad (5.23)$$

En la ecuación 5.23 se aplica el hecho que las derivadas de las constantes θ_{i0} y θ_{o0} son 0. Luego se aplica la serie truncada de Tylor para linealizar el término no lineal $T \sin(90 + \theta_{o0} + \Delta\theta_o)$

$$T \sin(90 + \theta_{o0} + \Delta\theta_o) \approx T \sin(90 + \theta_{o0}) + T \cos(90 + \theta_{o0}) \Delta\theta_o$$

Si consideramos $T \sin(90 + \theta_{o0})$ como punto inicial de reposo entonces se tiene sólo el término de la variación y la ecuación 5.23 resulta:

$$40\eta J_w \Delta \ddot{\theta}_1 + 40\eta D_3 \Delta \dot{\theta}_1 = J_e \Delta \ddot{\theta}_o + (D_1 + D_2) \Delta \dot{\theta}_o + T \cos(90 + \theta_{o0}) \Delta \theta_o \quad (5.24)$$

Aplicando la transformada de Laplace y relacionando θ_o/θ_i se tiene la siguiente expresión (en las vecindades del punto de operación θ_o):

$$G_{ME}(s) = \frac{\Delta \theta_o}{\Delta \theta_i} = \frac{40\eta(J_w s^2 + D_3 s)}{J_e s^2 + (D_1 + D_2)s + T \cos(90 + \theta_o)} \quad (5.25)$$

Por lo tanto, el modelo dinámico del mecanismo de elevación estará afectado principalmente por la fuerza de fricción viscosa (dinámica) y el torque ocasionado por los elementos superiores de la antena (ejm: reflector, alimentador y montura az/el).

5.5.1 Cálculo del modelo dinámico del mecanismo de elevación

Se obtiene una expresión matemática para la ecuación (5.25) a fin de realizar la simulación del modelo dinámico de elevación, de este modo se calculan los momentos de inercia J_i y los coeficientes de fricción D_i que están presentes en dicha ecuación.

Cálculo de J_e

Para calcular J_e se usa una barra cilíndrica sólida de acero inoxidable de 60 cm de largo y 3/4 pulg. (19.05 mm) de diámetro que rotará en su eje axial. La norma de fabricación es la SAE J403 (1045). Un modelo en 3D se observa en la figura 5.11.

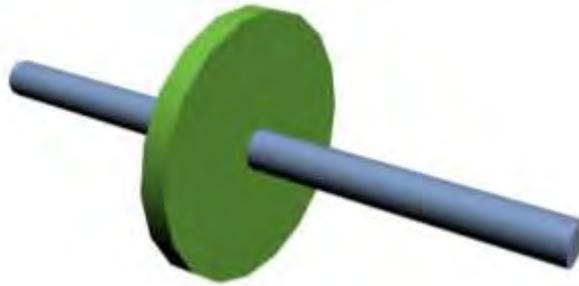


Figura 5-11 Varilla sólida de acero (azul) y engranaje (verde).

Cálculo de J_e para la varilla

Para calcular el peso de la varilla el fabricante nos proporciona la densidad lineal igual a 2.235 kg/m Entonces: [ACEROS AREQUIPA, 2020]

$$M = \lambda L = (2.237)(0.6) = 1.34 \text{ kg}$$

Con la masa y las dimensiones del eje de elevación se calcula su momento de inercia de acuerdo a la siguiente fórmula [KUO, 2009]:

$$J_{e1} = \frac{1}{2}MR^2 = (0.5)(1.34) \left(\frac{0.01905}{2} \right)^2 = 0.865 \times 10^{-6} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

Cálculo de J_e para el engranaje

Además, se tiene que considerar la inercia del engranaje de 40 dientes unido al eje de elevación. Esta pieza se puede aproximar como un cilindro cuyas características se pueden observar en la figura 5.9.

Las dimensiones del engranaje se obtienen de la página del fabricante [KHK Gears, 2015] y son: Diámetro = 0.126 m y altura media = 25×10^{-3} m y el material de fabricación es bronce al aluminio cuya densidad es 8890 kg/m^3 . Entonces, la masa promedio del engranaje de elevación se calcula como:

$$M_e = V \times \rho = (3.14) \left(\frac{0.126}{2} \right)^2 (25 \cdot 10^{-3})(8890)$$

$$M_e = 2.77 \text{ kg}$$

Ahora el momento de inercia del engranaje se calcula como:

$$J_{e2} = \frac{1}{2} M_e R^2 = (0.5)(2.77) \left(\frac{0.126}{2} \right)^2 = 5.5 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

Luego, el momento total de inercia es igual a:

$$J_e = J_{e1} + J_{e2} = 0 + 5.5 \times 10^{-3} = 5.5 \times 10^{-3} \text{ kg}$$

Cálculo para J_w

J_w es el eje del gusano cuya inercia rotacional, al ser ligera y delgada, es despreciable (comparada con las dimensiones del eje de elevación). Por lo tanto:

$$J_w = 0$$

Cálculo para los coeficientes de fricción D_i

Los coeficientes de fricción viscosa D_1 y D_2 son los que soportan mayor carga radial, por lo tanto, tienen considerados con más relevancia. Sin embargo [NISE, 2011], considera un valor de 1 N·m/rad/s para cada rodamiento (para efectos de simulación).

$$D_i = 1 \quad \forall i = 1,2,3$$

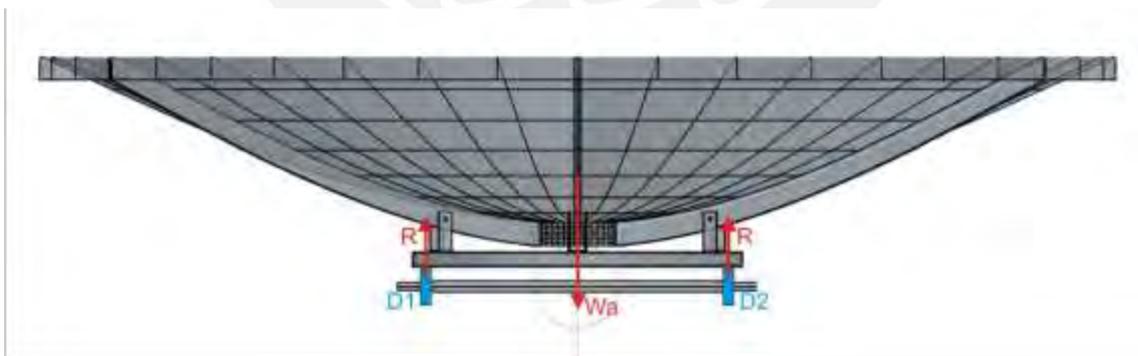


Figura 5-12 Diagrama de fuerzas para los cojinetes de elevación.

Cálculo de la fuerza de fricción de los cojinetes

Debido a su simetría cilíndrica, los cojinetes D_1 y D_2 experimentan fuerzas de fricción radiales causadas por el peso del reflector parabólico y el alimentador de la antena. Se

realiza un DCL para estimar esas fuerzas de fricción considerando fuerzas puntuales ubicadas en el centro de masa de la antena para simplificar los cálculos.

De acuerdo a la figura 5.12 el peso de la antena (concentrado en su centro de masa) provoca una reacción radial en los cojinetes D1 y D2. Entonces realizando el equilibrio de fuerzas verticales en el eje y se tiene:

$$\begin{aligned}\sum F_y &= 0 \\ 2R - W_a &= 0 \\ R &= \frac{W_a}{2} = \frac{291.2}{2} = 145.6N\end{aligned}$$

Con el valor de la reacción radial y según la empresa Amroll, el cálculo del torque provocado por la fricción en un rodamiento es: [AMROLL, 2020]

$$T_F = \frac{R\mu d_m}{2}$$

Donde:

R = carga axial y radial sobre el cojinete.

μ = coeficiente de fricción.

d_m = diámetro del paso del cojinete, el cual depende de la geometría del cojinete.

De acuerdo a la figura 5.16, las dimensiones del cojinete son:

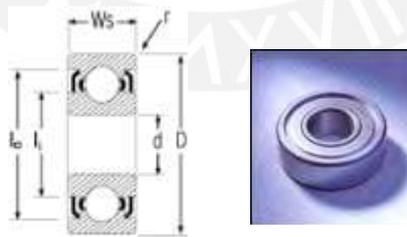


Figura 5-13 Dimensiones de los cojinetes de elevación.

Las dimensiones del cojinete se seleccionan para que coincida el diámetro del eje de elevación con el diámetro interno del cojinete $d=0.75\text{in}$ ó 19.05mm . En ese sentido, el cojinete seleccionado es el SR12ZZ de la empresa Dynaroll:

$$d_m = \frac{D + d}{2} = \frac{41.28 + 19.05}{s} = 30.17mm$$

Ahora se calcula T_f considerando un coeficiente de fricción de 0.05.

$$T_F = \frac{R\mu d_m}{2} = \frac{(145.6)(0.05)(0.0302)}{2} = 0.110Nm$$

La fuerza de fricción en el rodamiento D_3 es considerada casi nula porque no soporta una carga radial insignificante.

Con los datos calculados se halla la expresión matemática para el modelo del mecanismo de elevación:

$$G_{ME}(s) = \frac{40(0.75)s}{5.5 \times 10^{-3}s^2 + 2s + 64.3 \left| \cos\left(90 + \frac{2\pi}{9}\right) \right|}$$

$$G_{ME}(s) = \frac{5455s}{s^2 + 363.6s + 7515} = \frac{5455s}{(s+22)(s+341.6)} \quad (5.26)$$

El modelo matemático del mecanismo de elevación (5.26) se combina con el modelo matemático del motor de elevación (5.18) para determinar el modelo general del sistema de elevación de la antena.

5.6 Condiciones para el control de los motores

El sistema debe cumplir con las siguientes condiciones de diseño temporales, según la tabla 5.5:

a) Error en estado estable

De acuerdo al número de integraciones (1/s) del sistema en lazo abierto, el sistema de posición (ecuación 5.6) es de **tipo 1** o tiene un polo en el origen, entonces el error en estado estable con realimentación unitaria ($H=1$) es 0 como se demuestra a continuación:

$$E_{ss}(s) = 1 - \frac{G_{pa}(s)}{1 + G_{pa}(s)} = \frac{s(s + 1118)}{s^2 + 1118s + 6778} \left(\frac{1}{s}\right)$$

$$e_{ss} = \lim_{s \rightarrow 0} (sE_{ss}) = \frac{0(0 + 1118)}{0 + 0 + 6778} = 0$$

De acuerdo a este análisis el sistema de control de posición no tendría error en estado estacionario.

Tabla 5.5 Condiciones de diseño.

Tiempo de establecimiento T_s	Según [NISE, 2011 p.275] $T_s = 4.68s$ y [UTHMAN, 2018] $3s < T_s < 6s$, entonces podemos considerar $T_s < 7s$ (tiempo máximo que debe tardar en alcanzar la posición deseada)
Sobre impulso M_p	El sobre impulso debe ser 0. El sistema no sobrepasará en ningún instante el valor posicional establecido.
Error en estado estable E_{ss}	Los sistemas de posicionamiento requieren alta precisión y exactitud por eso el $E_{ss} = 0$.

b) Sobre impulso

Para que el sistema no tenga sobre impulso, este debe ser **sobreamortiguado** o su función de transferencia de segundo orden a lazo cerrado debe tener un factor de amortiguamiento mayor a 1. ($\xi > 1$). (=1)

La relación entre el factor de amortiguamiento y la ganancia proporcional del controlador K_p se calcula como sigue:

$$G_{pa} = \frac{6778K}{s^2 + 1118s + 6778K} \cong \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2}$$

Igualando términos

$$\omega_n^2 = 6778K \rightarrow \omega_n = 82.3\sqrt{K}$$

$$2\xi\omega_n = 1118 \rightarrow \xi = \frac{1118}{2 \times 82.3\sqrt{K}} = \frac{6.79}{\sqrt{K}}$$

Por la condición de sobre amortiguamiento:

$$\xi > 1 \rightarrow \frac{6.79}{\sqrt{K}} > 1$$

$$0 < K < 46.1$$

c) Tiempo de establecimiento

Cuando el factor de amortiguamiento es mayor a 0.69 la respuesta al escalón unitario siempre entrará a la banda de establecimiento por debajo. Entonces, de los datos tabulados se observa que el tiempo de asentamiento es casi directamente proporcional a ξ . Usando una aproximación asintótica para t_s se tiene [KUO, 2009]:

$$t_s = \frac{4.5\xi}{\omega_n} \quad (5.27)$$

Reemplazando las expresiones de ω_n y ξ en la ecuación 5.27 se tiene:

$$t_s = \frac{4.5}{82.3\sqrt{K}} \left(\frac{6.79}{\sqrt{K}} \right) = \frac{0.371}{K}$$

Se observa que el tiempo de asentamiento sólo está en función de la ganancia del controlador. Entonces escogemos un valor de K que satisfaga la condición $T_s < 7s$.

Con $K = 0.07$ $T_s = 5.3s$.

Además: $\omega_n = 24.7rad/s$ y $\xi = 22.6$

La función de transferencia a LC con estos valores será (calculado con MATLAB):

$$G_{p_{az}} = \frac{610}{s^2 + 1118s + 610} \quad (5.28)$$

Para verificar que se cumplen las condiciones de diseño para el control de acimut se simula la respuesta a un escalón unitario del modelo matemático de la ecuación (5.28) y se compara con la respuesta al escalón del sistema a LA.

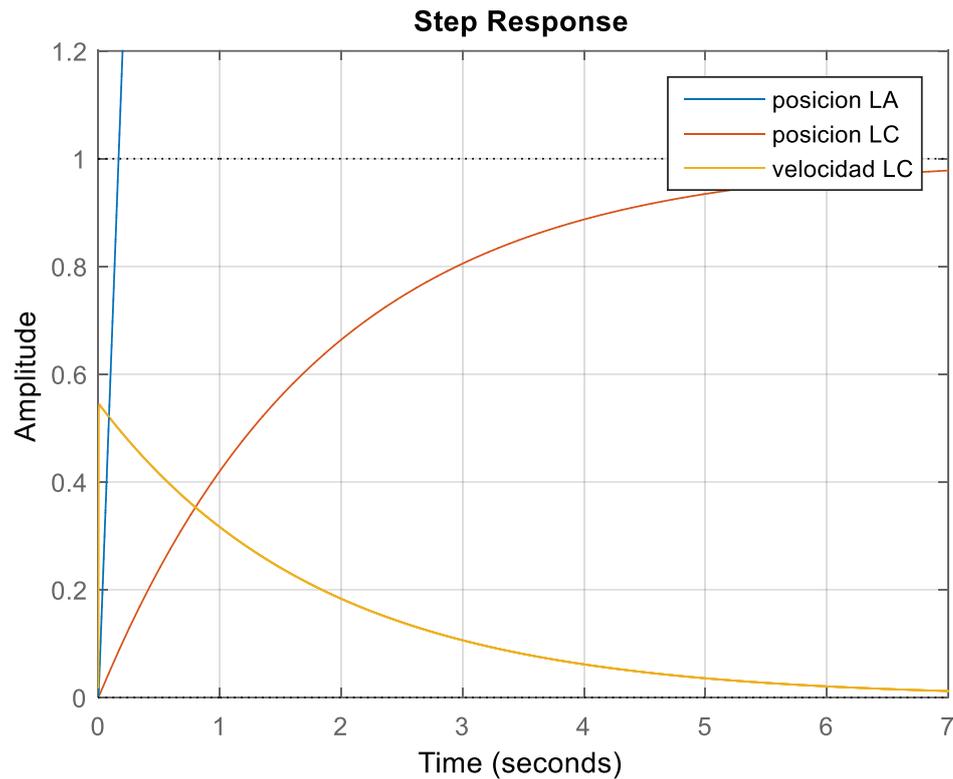


Figura 5-14 Respuesta del sistema de control de posición de acimut.

De acuerdo a la figura 5.14, la respuesta al sistema cumple con las especificaciones de diseño planteadas en la tabla 5.5. Como se puede observar, **no tiene sobre impulso**, el **error en estado estable es 0** (por ser un sistema de tipo 1) y el **tiempo de establecimiento es aproximadamente 6.99 s** cuando el valor final alcanza el 98 % del valor requerido. También se observa la magnitud de velocidad en la respuesta temporal de la misma figura.

Entonces, se puede considerar el diseño del controlador del motor de acimut con una ganancia de $K_p = 0.07$. En el capítulo 6 se demostrará de forma rigurosa la obtención de dicho valor.

5.7 Modelo general del sistema de control

Se considera un control desacoplado con 2 plantas o subsistemas a controlar:

El control de acimut dado por la ecuación 5.17:

$$G_{p_{az}}(s) = (13) \cdot \frac{6778}{s(s + 1118)}$$

Y el control de elevación simplificado a partir de las ecuaciones 5.18 y 5.26:

$$G_{p_{el}}(s) = \frac{5455 \times 5238}{(s+22)(s+544.8)(s+341.6)} \quad (5.29)$$

La **ganancia del sensor de realimentación** se calcula a partir de las especificaciones del sensor IMU MPU6050. Se calcula un ángulo en forma vectorial como una función de las aceleraciones instantáneas distribuidas en el sistema de coordenadas en 3 dimensiones como se ve en la figura 5.15.

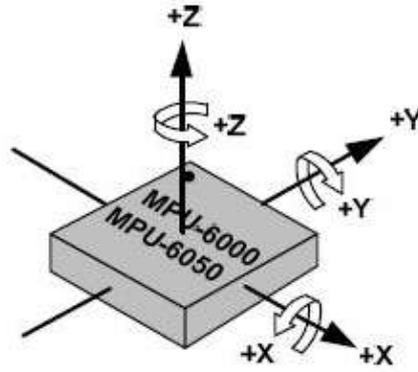


Figura 5-15 Ejes de la aceleración del sensor de posición

De acuerdo a la figura el **ángulo de elevación** instantáneo se calcula como sigue:

$$\theta_{EL} = \tan^{-1} \left(\frac{A_z}{\sqrt{A_x^2 + A_y^2}} \right) \quad (5.30)$$

Este ángulo de elevación está medido en radianes, entonces lo transformamos a grados sexagesimales para compararlo con el ángulo de referencia (setpoint).

$$\theta_{EL}(\text{deg}) = \frac{180}{\pi} \cdot \theta_{EL} \quad (5.31)$$

El mismo procedimiento se aplica para calcular el ángulo de acimut $\theta_{AZ}(\text{deg})$.

De la ecuación 5.31 se obtiene la ganancia de los sensores (o ganancia del lazo de realimentación) como:

$$H = \frac{180}{\pi} = 57.3 \text{ }^\circ/\text{rad}$$

La velocidad tiene una respuesta con cambios rápidos al momento de empezar el movimiento de acimut como se observa en la figura 5.11, por lo que adicionalmente se podría diseñar un sistema de control de velocidad dentro del lazo de control de posición, entonces el sistema total diseñado sería el mostrado en la figura 5.16.

También es importante notar que el mecanismo de elevación G_{ME} (5.26) convierte a la dinámica del motor de elevación G_{EL} (5.18) en un sistema tipo 0, cancelando su polo en el origen. Esto hace que el sistema de elevación presente error en estado estacionario cuando se fija una entrada de referencia (ángulo) tipo escalón.

En la sección 6.4.2 se analiza como corregir ese error en estado estacionario usando la técnica del lugar geométrico de las raíces y un controlador proporcional – integral PI.

En el siguiente capítulo se diseñan los controladores de ambos mecanismos: acimut y elevación y se realizan pruebas de simulación para los controladores propuestos.

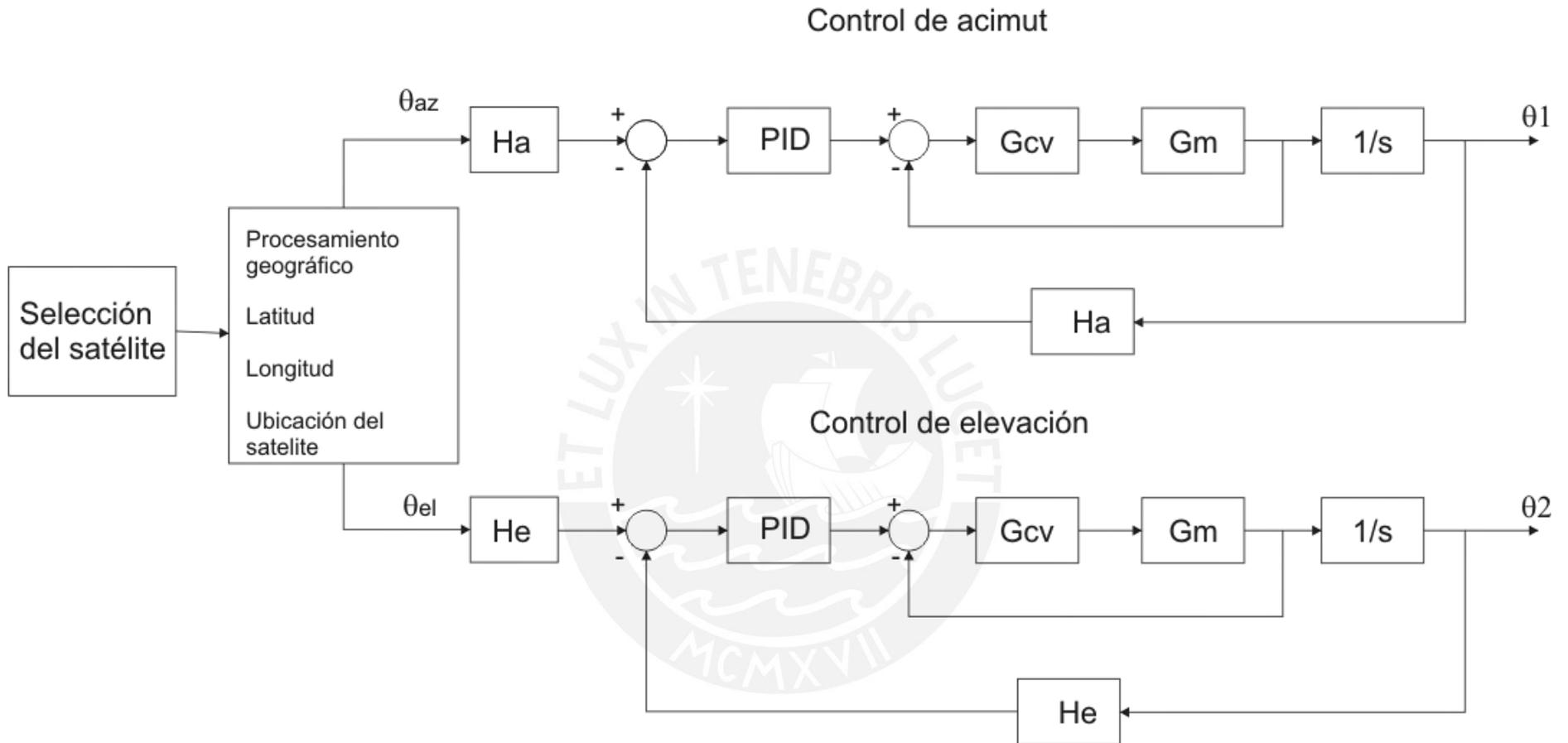


Figura 5-16 Modelo general del sistema de control de la orientación de la antena.

CAPÍTULO 6

SIMULACIÓN DEL SISTEMA

Una vez obtenido el modelo matemático de todo el sistema se procede a efectuar las pruebas que garanticen que éste funciona de forma óptima. Las pruebas consisten en introducir al sistema señales tipo escalón que simulen los ángulos de acimut y elevación (setpoints) y observar si la salida del sistema es la deseada (según los requerimientos de la tabla 5.5). En caso que no se obtenga la salida deseada, se afinan los controladores PID hasta tener una respuesta óptima. Un resumen de las afinaciones se observa en la tabla 6.3.

6.1 Interfaz de usuario

Se elabora una aplicación donde el usuario pueda controlar el movimiento y posición de la antena. La aplicación es un programa informático que puede correr bajo el sistema Windows, Android o como una página WEB.

La interfaz está pensada que inicialmente tenga 3 opciones de entrada, los cuales serían los Setpoints del sistema de control:

- Selección de satélite geostacionario. (Combobox)
- Ingreso de posición angular arbitraria. (Textbox)
- Ajuste manual de la posición. (PushButton)

También está pensado implementar una señal de retorno que indique si la antena se encuentra en el setpoint señalado o en operación (movimiento de los motores). En el panel principal de la interfaz de usuario se implementan dichas señales de retorno.

De acuerdo a la descripción hecha líneas arriba la aplicación quedaría configurada como se muestra en la figura 6.1

En cada opción de la aplicación se envía los ángulos de elevación y acimut como datos al controlador de los motores que esta implementado en un microcontrolador. La comunicación entre la aplicación y el microcontrolador puede ser usando el protocolo serial RS232, comunicación bluetooth o ambos.

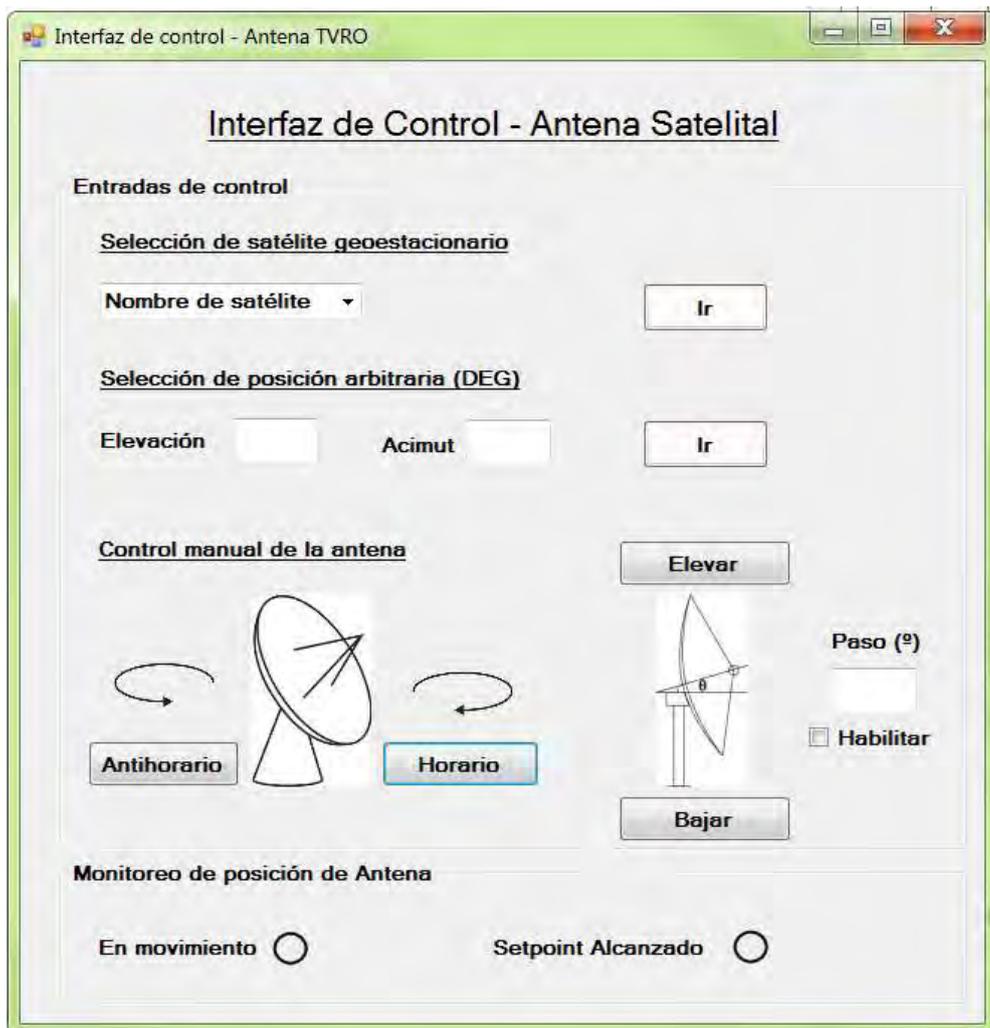


Figura 6-1 Interfaz de control de los motores DC.

El microcontrolador recibe los valores lógicos enviados por la aplicación y los procesa convirtiéndolos en señales de error, las señales de error pasan al controlador y a la salida del mismo se obtiene la variable controladora.

6.2 Diseño de los controladores

Se consideran en primera instancia 2 controladores PID implementados dentro de un microcontrolador con suficientes capacidades de cálculo y registros. Los parámetros del controlador K_p , K_i y K_d inicialmente se estiman usando el criterio de la curva de reacción de Ziegler – Nichols. Para aplicar el criterio de Ziegler – Nichols primero se realizarán las simulaciones libres de carga.

6.2.1 Controlador de Acimut

El actuador de acimut tiene el siguiente modelo dinámico (ecuación 5.17):

$$G_{paz}(s) = 13 \times \frac{6778}{s(s + 1118)}$$

Pasos para el determinar el controlador PID

La respuesta al escalón unitario a lazo abierto de $G_{paz}(s)$ es la mostrada en la figura 6.2a. A partir de esa respuesta $y(t)$, se calcula el punto de inflexión de la curva usando la segunda derivada de la curva de respuesta (representado como $\ddot{y}(t)$.)

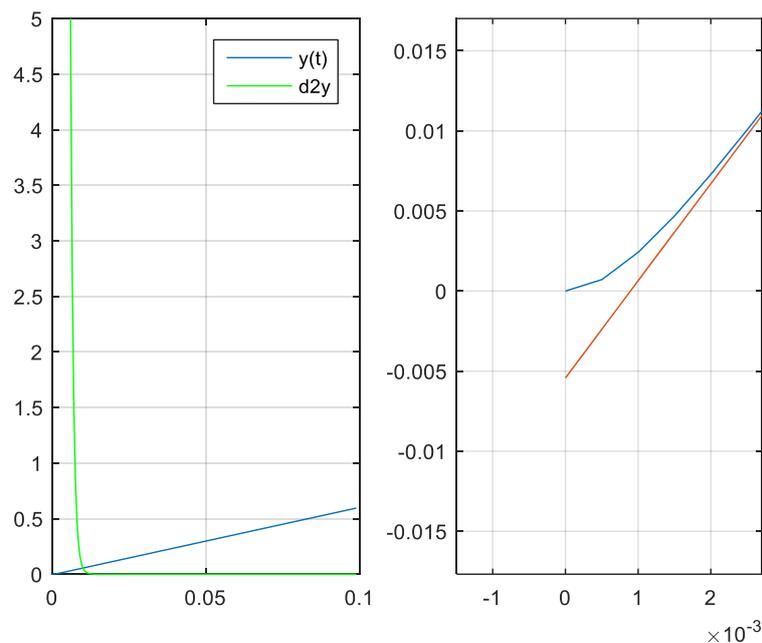


Figura 6-2 a) respuesta a lazo abierto y 2da derivada b) intersección con el eje x.

Se determina el tiempo de retardo L (intersección de la recta roja de la figura 6.2b con el eje x) y la constante de tiempo del sistema T. Con L y T se hallan las constantes de proporcionalidad Kp, Ki y Kd, de acuerdo a las fórmulas del método.

$$K_p = 0.297$$

$$K_i = 166$$

$$K_d = 1.33e-4$$

Luego se obtiene la función de transferencia del controlador Gcaz(s)

$$G_{caz}(s) = \frac{1.33e^{-4} s^2 + 0.297s + 166}{s} \quad (6.1)$$

Y finalmente se halla la respuesta a lazo cerrado del sistema para una entrada de 90° como señal de prueba:

```
theta=90; % setpoint
figure(3)
step(theta*H*G_lc,te);
```

Según la figura 6.3, vemos que la respuesta de control es bien rápida y tiene sobreimpulso, entonces se afinan las variables de proporcionalidad para que no presente sobreimpulso, como sigue:

```
%sintonia manual para cumplir especificaciones
```

$$K_p = 2e-3;$$

$$K_i = 1e-4;$$

$$K_d = 0;$$

Y con las nuevas variables se tiene la respuesta del controlador de acimut sin el sobreimpulso inicial como se aprecia en la figura 6.3b.

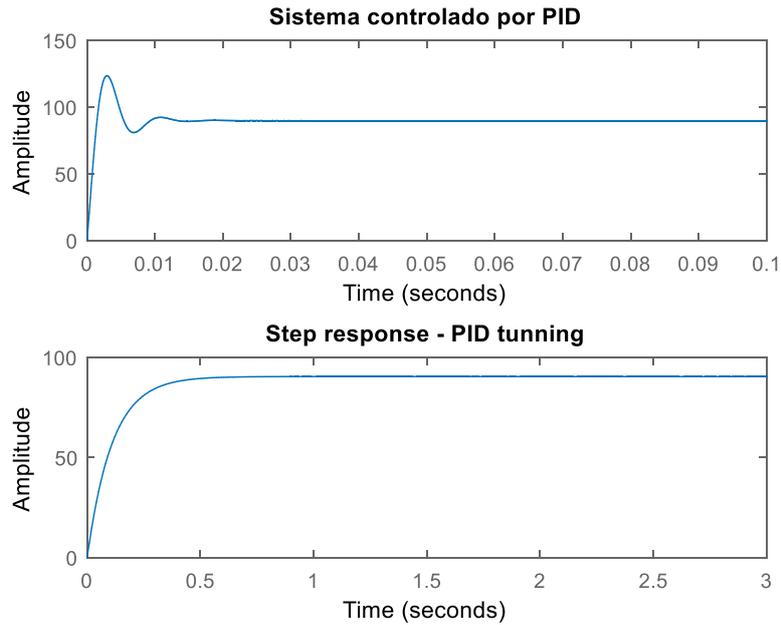


Figura 6-3 Respuesta del sistema de acimut controlado. a) con sintonía Z-N y b) con sintonía manual

6.2.2 Controlador de Elevación

De modo equivalente al cálculo del controlador de acimut, para el mecanismo de elevación se realizan los siguientes cálculos para determinar las constantes del controlador PID de elevación.

Como el modelo del mecanismo de elevación fue linealizado en las vecindades del punto $\theta_0 = 40^\circ$, el modelo solo es válido en los alrededores de dicho punto de modo que se simula el sistema con una entrada tipo escalón de 40° (ecuación 5.29).

$$G_{EL}(s) = \frac{28.57e6}{(s + 22)(s + 341.6)(s + 544.8)}$$

Obteniéndose los siguientes resultados: (los cálculos son similares al control de acimut)

Sintonía del controlador de elevación usando el método de la curva de reacción

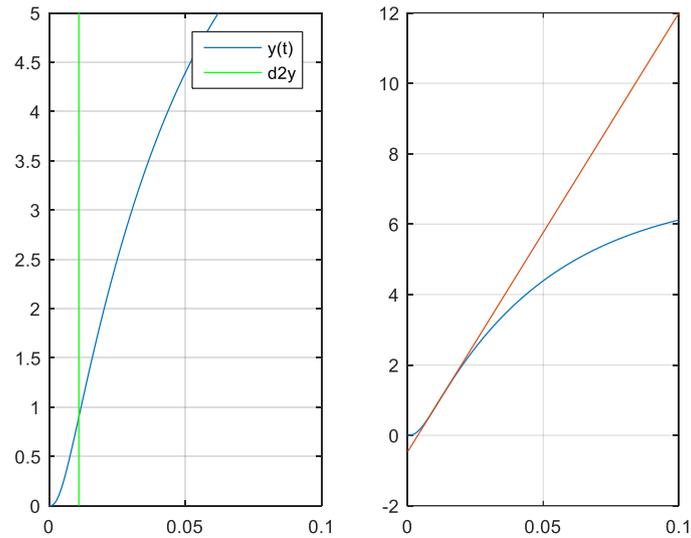


Figura 6-4 Mecanismo de elevación a) respuesta a lazo abierto y 2da derivada b) intersección con el eje x.

$$K_p = 0.045$$

$$K_i = 6.021$$

$$K_d = 8.4e-5$$

Con estos datos se diseña el siguiente controlador:

$$G_{cel}(s) = \frac{8.4e^{-5} s^2 + 0.045s + 6.02}{s} \quad (6.2)$$

A partir de los parámetros anteriores se aplica la sintonía fina para eliminar el sobreimpulso, como en el caso del controlador de acimut.

%sintonía manual para cumplir especificaciones

$$K_p=1e-4;$$

$$K_i=2.5e-3;$$

$$K_d=0;$$

Considerando estos nuevos parámetros se tiene la siguiente respuesta temporal a una entrada escalón de 40°

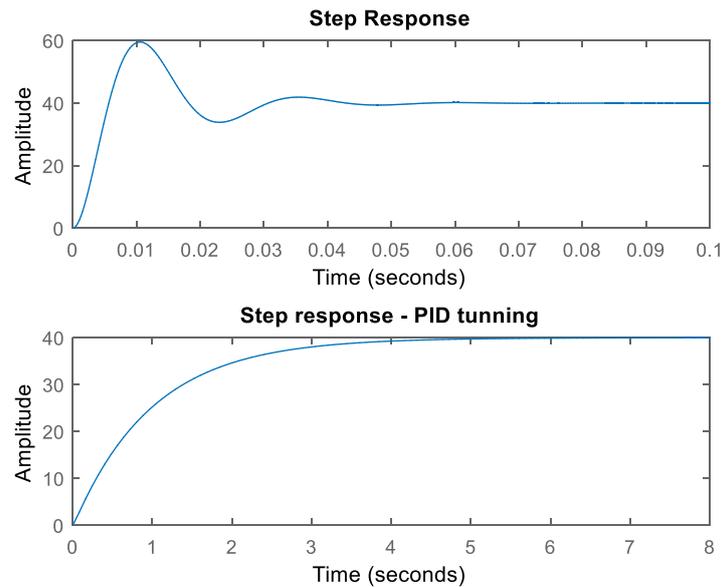


Figura 6-5 Respuesta del sistema de elevación controlado. a) con sintonía Z-N y b) con sintonía manual

6.3 Determinación y simulación de las señales de control

Las señales o esfuerzos de control controlan a los motores, pero antes tienen que pasar por una etapa de aumento de potencia que sea capaz de entregar el voltaje y corriente suficientes para mover a los motores.

En este caso, los esfuerzos de control son señales de voltaje que hacen que se muevan los motores tanto de acimut como de elevación y tienen que ser medidos para asegurarse que se encuentren dentro del rango dinámico del amplificador de potencia (controlador ESC de la figura 4.3). Este rango dinámico debe estar acotado dentro del rango de 0 a 24V. Entonces, se debe cumplir la fórmula 6.3:

$$0 \leq E_c \leq 24V \quad (6.3)$$

6.3.1 Estimación de las señales de control (Simulink)

Una manera práctica de estimar los esfuerzos de control es simulando el sistema de orientación en LC con simulink y midiendo la salida del controlador que también es la entrada del sistema a controlar (motores).

En la figura 6.7 se observa el diagrama general de bloques del sistema de elevación y acimut. Este sistema se usa principalmente para observar los esfuerzos de control que generan los controladores de la sección 6.2, obtenidos por el método de Ziegler Nichols. Las constantes estimadas en el **primer ajuste** son para el cumplimiento de cero sobre impulso y tiempo de establecimiento mayor a 5s dados en la tabla 5.5.

Tabla 6.1 Constantes de proporcionalidad del controlador de acimut

método	ZN	Primer ajuste ($M_p=0$, $T_s>5$)	Segundo ajuste ($0<E_c<24V$)
Kp	0.297	2e-3	5e-4
Ki	166	1e-4	0
Kd	1.33e-4	0	0

Tabla 6.2 Constantes de proporcionalidad del controlador de elevación

Método	ZN	Primer ajuste ($M_p=0$, $T_s>5$)	Segundo ajuste ($0<E_c<24V$)
Kp	0.045	1e-4	2e-4
Ki	6.021	2.5e-3	2e-3
Kd	8.5e-5	0	0

Los esfuerzos de control son grandes y no cumplen la fórmula 6.1, entonces se realiza un **segundo ajuste** para reducir los esfuerzos de control y al mismo tiempo cumplir con los requerimientos deseados en la tabla 5.5. Esto se hace **bajando Kp** y **Ki** para producir una respuesta más lenta: $T_s < 5$ segundos aproximadamente.

Los resultados de las estimaciones se registran en las tablas 6.1 y 6.2.

Los nuevos valores de las constantes de proporcionalidad calculados empíricamente se observan en la cuarta columna de las tablas 6.1 y 6.2. Con los valores de la segunda sintonía se ve que la señal de esfuerzo de control no supera los límites de voltaje aplicado a los motores (planta), que es 24V.

Como la segunda sintonía de las constantes del controlador fue realizada de manera empírica, entonces en la siguiente sección se demuestra matemáticamente la obtención de los valores de K (pesos del controlador) de manera formal.

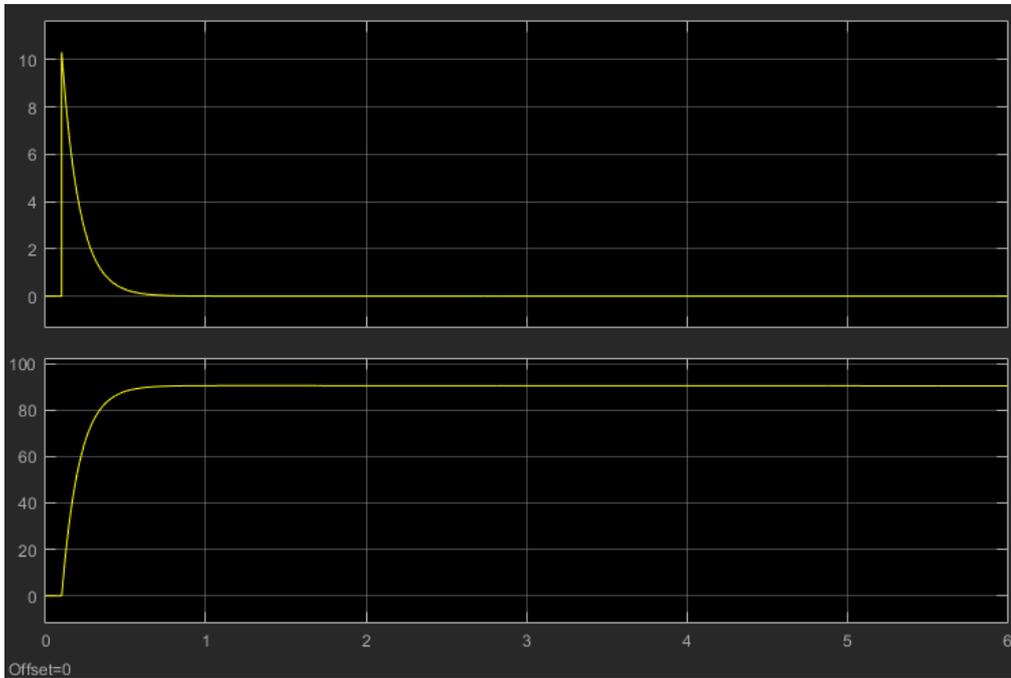


Figura 6-6 Esfuerzo de control - Motor de acimut primer ajuste

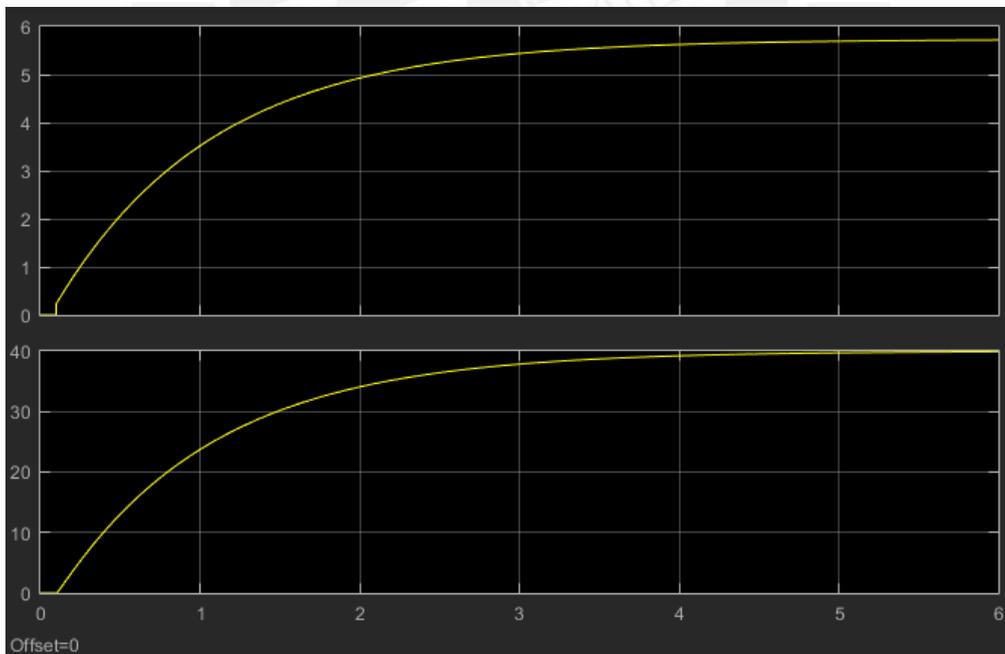


Figura 6-7 Esfuerzo de control - Motor de elevación primer ajuste

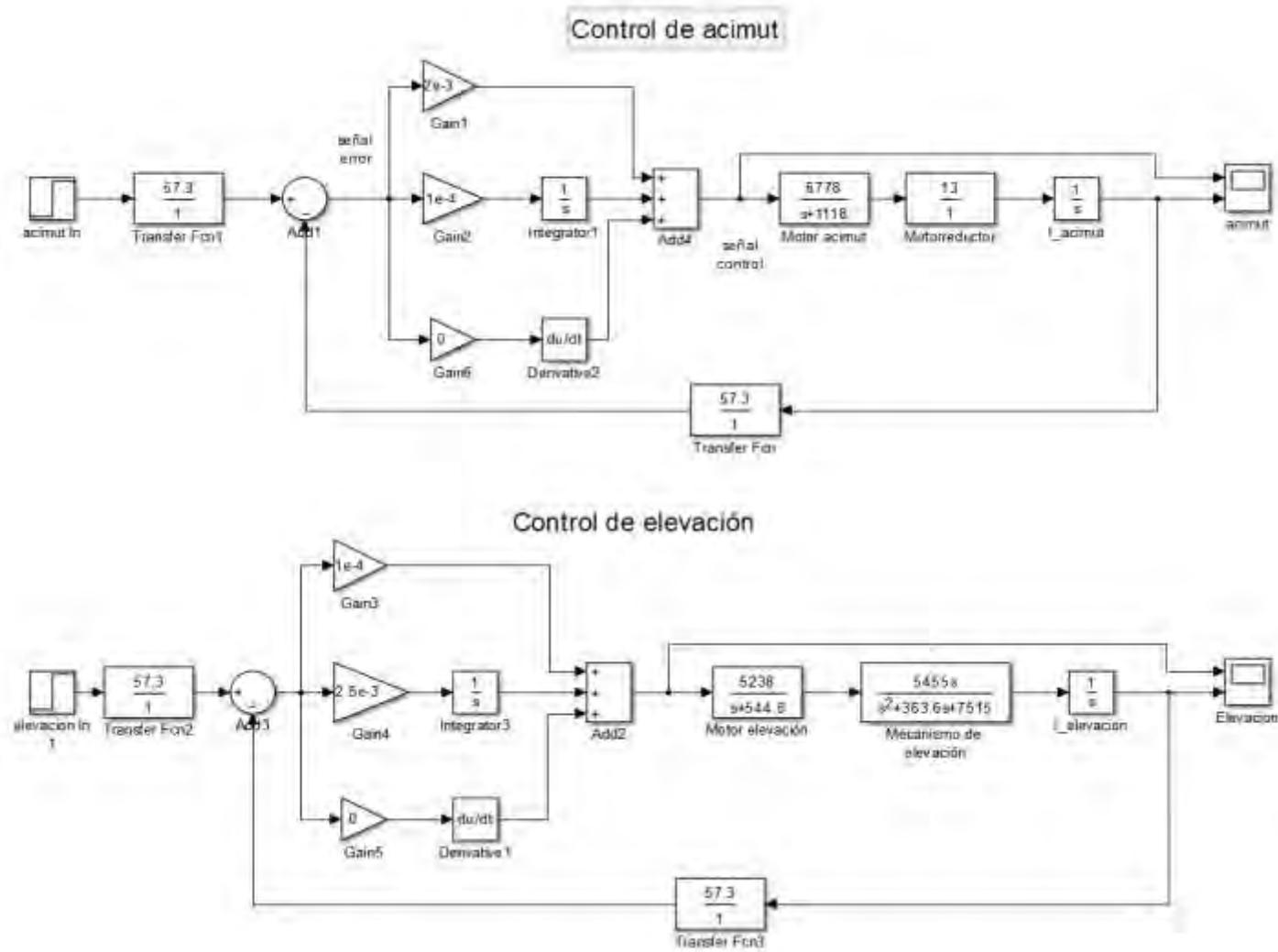


Figura 6-8 Simulación del sistema de orientación con los valores del controlador a partir del método de Ziegler –Nichols

6.4 Comprobación matemática del diseño de los controladores

En esta sección se demuestra la selección empírica de las constantes de proporcionalidad de los controladores de los subsistemas de elevación y acimut. Esto se realizará usando un modelo matemático del sistema que esté en función de las variables del controlador y el tiempo de establecimiento del sistema.

6.4.1 Prueba matemática del sub- sistema de acimut

Dado el modelo del motor de acimut (ecuación 5.17)

$$G_{az}(s) = \frac{6778}{s(s + 1118)}$$

La dinámica del motoreductor $G_{MA}(s) = 13$ y la ganancia de realimentación, se tiene el siguiente modelo de control de acimut en la figura 6.9:

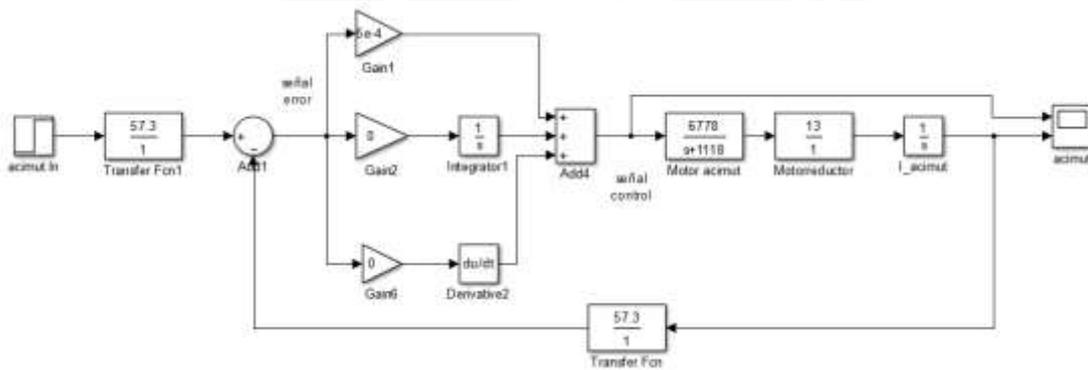


Figura 6-9 Sub-sistema de control de acimut

La función de transferencia a LC considerando K_p variable es:

$$G_{az}(s) = \frac{5.049e6K_p}{(s^2 + 1118s + 5.049e6K_p)} \quad (6.4)$$

Y la respuesta al escalón unitario está dada por la ecuación 6.5:

$$C_{az}(s) = \frac{5.049e6K_p}{s(s^2 + 1118s + 5.049e6K_p)} \quad (6.5)$$

Se tiene la condición de diseño $t_s = 5s$ (tabla 5.5)

Para un sistema sub amortiguado de segundo orden la ecuación de diseño es $t_s = \frac{4}{\xi\omega_n}$

Pero el sistema tiene que ser sobre amortiguado debido a que no se desea sobre impulso, en otras palabras, se desea que la antena no pase la posición de establecimiento deseada.

Por lo tanto, se descarta la ecuación $t_s = \frac{4}{\xi\omega_n}$.

Deseamos hallar el valor de K_p en función del tiempo de respuesta dinámica del sistema 't'.

$$K_p(t)$$

Para hallar la relación, partimos de la condición que la respuesta sobre amortiguada de $C_{az}(s)$ tiene polos reales s_1 y s_2 .

$$C_{az}(s) = \frac{5.049e6K_p}{s(s + s_1)(s + s_2)} \Leftrightarrow \frac{5.049e6K_p}{s(s^2 + 1118s + 5.049e6K_p)}$$

Como punto de partida se hallan los polos en función de K_p con la fórmula de la ecuación cuadrática de Newton:

$$s_{1,2} = \frac{-1118 \pm \sqrt{1118^2 - 4(5.049e6)K_p}}{2} \quad (6.6)$$

La condición para que existan polos reales es que el radical de la expresión sea mayor a 0.

$$1118^2 - 4(5.049e6)K_p > 0$$

$$K_p < 6.189 \times 10^{-4}$$

Continuando con la metodología, se determina una expresión de la respuesta al escalón unitario c_{az} en función de K_p y el tiempo del sistema.

$$c_{az}(t, K_p)$$

Y después, se evalúa la expresión en el tiempo seleccionado de 5s y se iguala la respuesta al valor de 0.98. (el 98% del valor final)

$$c_{az}(5, K_p) = 0.98 \quad (6.7)$$

Como es una expresión no analítica se recurre a un programa de cómputo (MATLAB) para determinar el valor exacto de K_p para el tiempo dado, pero antes se acomoda la expresión matemática con el fin de facilitar el ingreso de datos al programa.

Asumiendo fracciones parciales:

$$C_{az}(s) = \frac{5.049e6K_p}{s(s+s_1)(s+s_2)} = \frac{A_1}{s} + \frac{A_2}{s+s_1} + \frac{A_3}{s+s_2} \quad (6.8)$$

Aplicando la transformada inversa de Laplace

$$c_{az}(t, K_p) = A_1(K_p) + A_2(K_p)e^{-s_1 t} + A_3(K_p)e^{-s_2 t} \quad (6.9)$$

Por la definición del límite hallamos los coeficientes A_i en función de K_p .

$$A_1 = \lim_{s \rightarrow 0} s C_{az}(s)$$

$$A_2 = \lim_{s \rightarrow -s_1} (s + s_1) C_{az}(s)$$

$$A_3 = \lim_{s \rightarrow -s_2} (s + s_2) C_{az}(s)$$

Los polos 'si' también están en función de K_p como se observa en la ecuación 6.1.

Teniendo estas expresiones, evaluamos la ecuación $c_{az}(5, K_p) = 0.98$ usando un programa de cálculo numérico creado en MATLAB. El programa se halla en el Anexo 2.

Entonces, de acuerdo a la figura 6.10 se concluye que: $K_p = 1.72e-4$ para el motor de acimut.

La señal de control muestra el valor de 0.89V que es bajo para implementarlo en un microcontrolador.

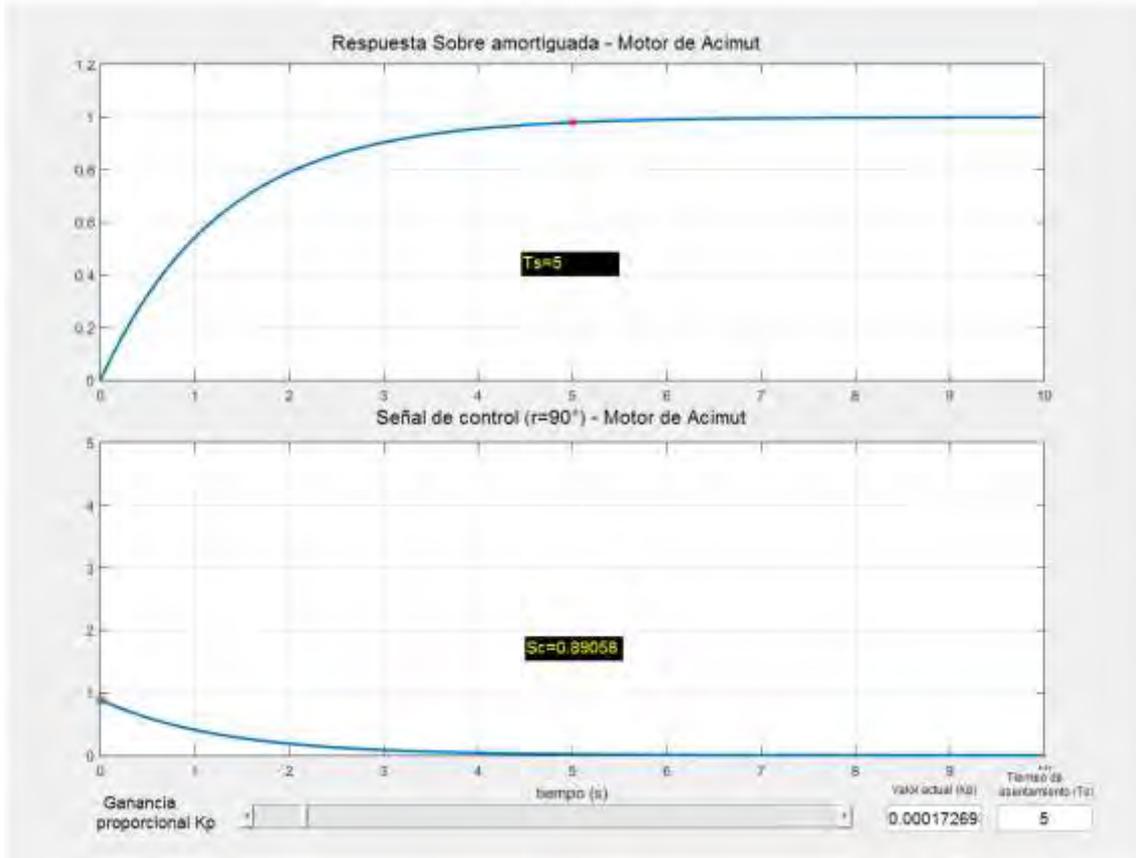


Figura 6-10 Punto de operación del controlador de acimut en función del tiempo de asentamiento

6.4.2 Prueba matemática del sub-sistema de elevación

El motor de elevación presenta una dinámica distinta dada por la expresión:

$$G'_{EL}(s) = \frac{5238}{s(s+544.8)} \quad (6.10)$$

Y el mecanismo de elevación está dado por el modelo gusano engranaje que tiene el presente modelo linealizado en el ángulo de elevación $\theta_0 = 40^\circ$:

$$G_{ME}(s) = \frac{5455 \cdot s}{(s+22)(s+341.6)} \quad (6.11)$$

Entonces el modelo del sistema de elevación se encuentra dado por:

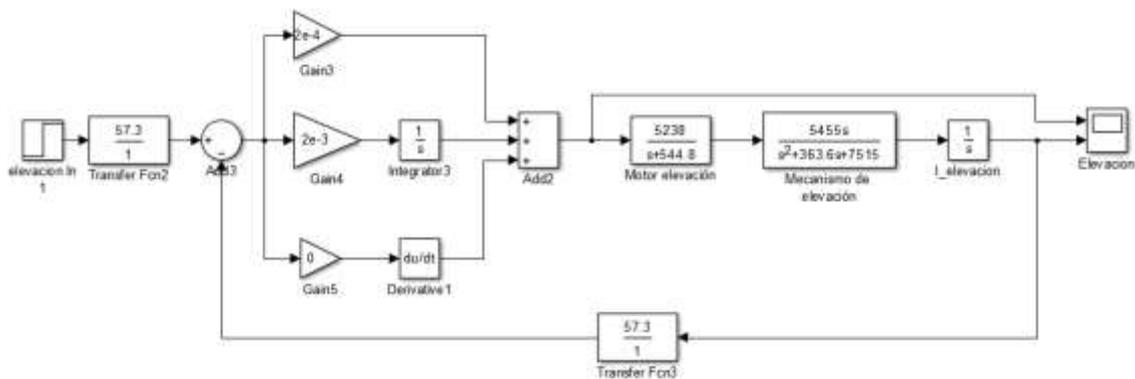


Figura 6-11 Sub-sistema de control de elevación

La combinación de los modelos (6.10) y (6.11) da como resultado la siguiente expresión para el sistema de elevación del reflector parabólico:

$$G_{EL} = \frac{28.57e6}{(s+22)(s+341.6)(s+544.8)} \quad (6.12)$$

De acuerdo a la sintonía manual y experimental de la sección 6.3.1 se observa que para el modelo del controlador de elevación se requiere ambas: la constante proporcional y la constante integral, es decir un **controlador PI**. Entonces, la función de transferencia del controlador será la siguiente:

$$G_{CEL}(s) = \frac{K_p \left(s + \frac{K_I}{K_p} \right)}{s} \quad (6.13)$$

Se observa que el controlador añade un cero y un polo en el origen al sistema en lazo abierto.

Análisis del sub-sistema de elevación

El sistema de elevación G_{EL} ecuación (6.12) es un sistema tipo 0, por lo tanto, presentará un error en estado estacionario (E_{ss}), el cual se cuantifica como sigue para una entrada de 40° (punto de linealización):

$$E_{ss} = \lim_{s \rightarrow 0} s E(s) = \lim_{s \rightarrow 0} \frac{40}{1 + G_{EL}(s)} = \frac{40}{7.97} = 5.02^\circ$$

El controlador PI (6.5) corrige el E_{ss} añadiendo un polo en el origen.

El cero que añade el controlador PI (6.13) se selecciona de tal modo que anule el polo dominante $s = -22$ del sistema de elevación (6.12) y se tenga un sistema más estable y lento. De esta forma ajustando la ganancia K_p del controlador PI se puede tener una respuesta **sobre amortiguada** sin sobre impulso, entonces:

$$\left(s + \frac{K_I}{K_p}\right) = (s + 22)$$

$$K_I = 22 K_p \quad (6.14)$$

En ese sentido, la nueva función de transferencia a lazo abierto incluyendo el controlador PI resulta:

$$G_{EL} = \frac{28.57e6K_p}{s(s+341.6)(s+544.8)} \quad (6.15)$$

Acotación de K_p para estabilidad

Aplicando el método analítico de Routh Hurwitz (R-H) se acota K_p para que el sistema de elevación sea **estable**. Se determinan los polos de G_{EL} a lazo cerrado con $H = 57.3$ y se construye la matriz de R-H:

Polos a LC

$$G_{EL}(s) = \frac{1.64 \times 10^9 K_p}{s^3 + 886.4s^2 + 1.86 \times 10^5 s + 1.64 \times 10^9 K_p} \quad (6.16)$$

Matriz de R-H

s^3	1	1.86e5
s^2	886.4	1.64e9 K_p
s^1	€	0
s^0	1.64e9 K_p	

De allí que:

$$1.64e9 K_p > 0 \rightarrow K_p > 0$$

$y \in >0$

$$1.64e9 K_p - (1.86e5)(886.4) > 0 \rightarrow K_p < 0.101$$

Acotación de K_p para sobre-amortiguamiento

Luego se delimita K_p en **el punto de ruptura** del lugar de las raíces para tener polos reales y el sistema no presente oscilaciones ni sobre impulso. A partir de la ecuación característica en LA se despeja K_p :

$$\Delta(s) = 1 + G_{EL}H = 0$$

$$\Delta(s) = 1 + \frac{(28.6 \times 10^6)(57.3) K_p}{s^3 + 886.4s^2 + 1.86 \times 10^5 s} = 0$$

$$K_p = -\frac{(s^3 + 886.4s^2 + 1.86 \times 10^5 s)}{1.64 \times 10^9} \quad (6.17)$$

Tomando la derivada de K_p respecto a 's':

$$\frac{dK_p}{ds} = -(3s^2 + 1772.8s + 1.86e5) = 0$$

Tenemos los siguientes polos donde la función de transferencia a LC de la figura (6.11) tendría polos complejos: $s_1 = -136.4$ y $s_2 = -454.5$ como se observa en el lugar geométrico de las raíces.

De acuerdo a la figura 6.12, un polo del sistema debe estar sobre el eje real, entre los polos 0 y -341.6 entonces:

$$K_p(-136.4) = -\frac{(-136.4^3 + 886.4 \times 136.4^2 - 1.86 \times 10^5 \times 136.4)}{1.64 \times 10^9} = 6.98 \times 10^{-3}$$

Luego, para que $G_{el}(s)$ tenga un comportamiento sobre amortiguado $K_p < 7e-3$

Y para que $G_{el}(s)$ sea estable $K_p < 0.101$

Ahora, empleando la misma metodología que el motor de acimut se tiene que hallar la respuesta al escalón unitario de:

$$C_{EL}(s) = \frac{1.64 \times 10^9 K_p}{s \cdot (s^3 + 886.4s^2 + 1.86 \times 10^5 s + 1.64 \times 10^9 K_p)} \quad (6.18)$$

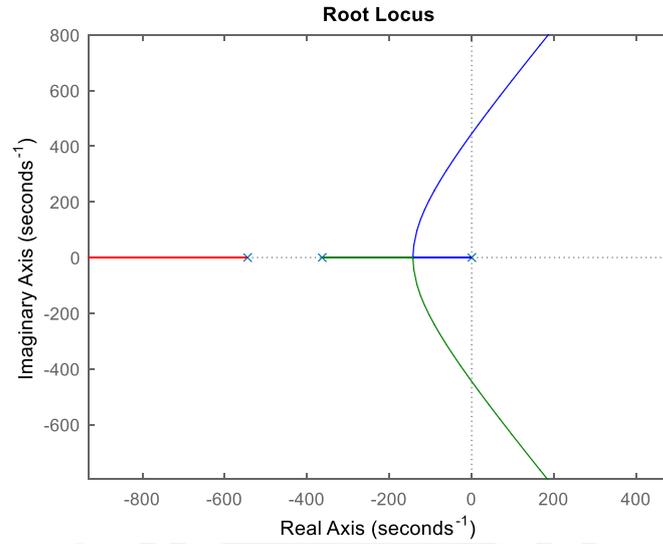


Figura 6-12 Lugar geométrico de las raíces del sistema de elevación

Tomando la transformada inversa

$$c_{el}(t, K_p) = \mathcal{L}^{-1}\{C_{EL}(s)\}$$

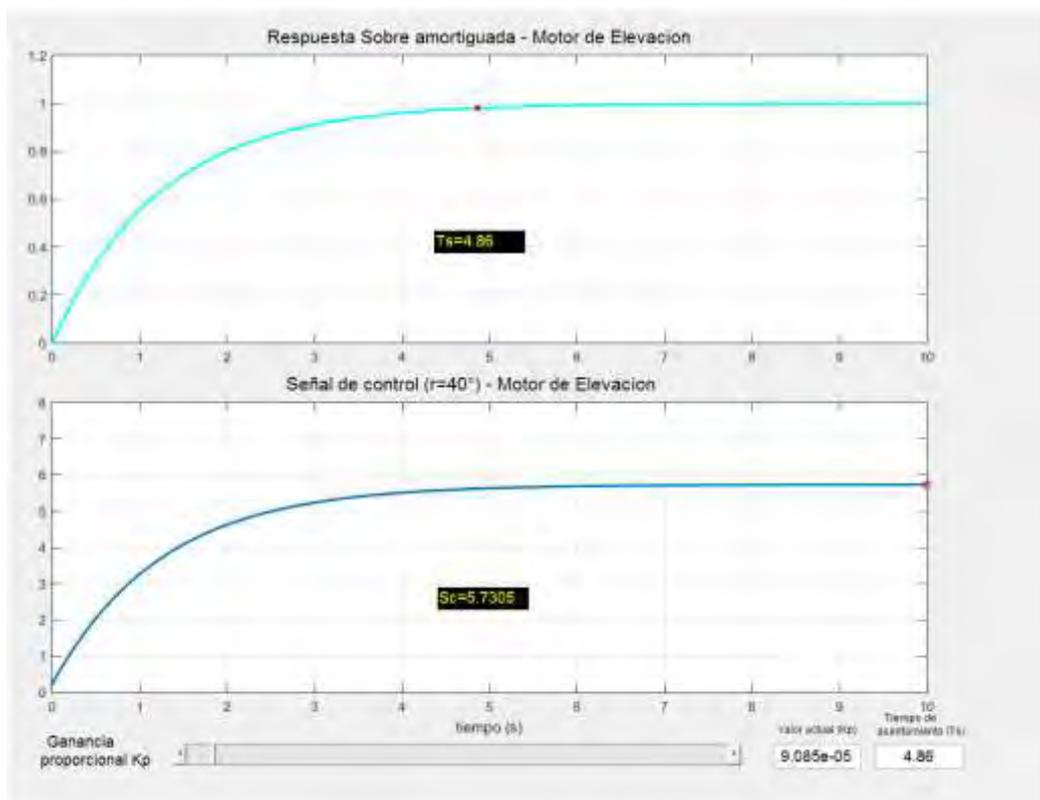


Figura 6-13 Punto de operación del controlador de elevación en función del tiempo de asentamiento

Evaluando en $t = 5s$ e igualando la respuesta al valor de 0.98. (el 98% del valor final) resulta:

$$c_{el}(5, K_p) = 0.98$$

Se usa el mismo programa de cálculo de Matlab (Ver programa en el anexo 2) utilizado en el modelo de acimut con algunas variantes para incrementar el orden del sistema a 3 y obtener el un valor de K_p en función de T_s . Los resultados se muestran en la figura (6.13)

De los datos de la figura 6.13, se concluye que $K_p = 1e-4$ para el motor de elevación.

Con este valor de K_p se determina el valor de K_i de acuerdo a la ecuación (6.6) dando como resultado:

$$K_i = 22 \times 1e-4 = 2.2e-3$$

Este resultado coincide aproximadamente con el segundo ajuste manual del controlador de elevación anotado en la tabla 6.2.

La señal de control muestra un valor de 5.73V para K_p y K_i dados, entonces se encuentra dentro del rango de valores de la ecuación 6.1 y puede ser implementado físicamente con circuitos electrónicos.

6.5 Validación de los controladores de acimut y elevación

Las condiciones de operación del sistema de orientación descrita en la tabla 5.5 se cumplen cuando los pesos de los controladores son los calculados en la sección 6.4, tanto para acimut y elevación.

El acotamiento de la señal de control dada en la ecuación (6.1) también se cumple con los mismos valores de los controladores dados en sección 6.4.

Los resultados de cumplimiento de las especificaciones de diseño se dan en el siguiente cuadro de resumen general (tabla 6.3).

Tabla 6.3 Cumplimiento de especificaciones para el control de la antena satelital

Método	Movimiento de antena	Pesos del controlador			Requerimientos de operación		
		Kp	Ki	Kd	%OS = 0	Ts (3<Ts<5)	S. de control (0<V<24V)
Z-N	Acimut	0.297	166	1.33e-4	20%	0.02s	1675V
	Elevación	0.045	6.02	8.5e-5	30%	0.05s	120V
Primer ajuste (manual)	Acimut	2e-3	1e-4	0	0%	0.5s	10V
	Elevación	1e-4	2.5e-3	0	0%	4s	5.6V
Segundo ajuste (manual)	Acimut	5e-4	0	0	0%	1.72s	2.58V
	Elevación	2e-4	2e-3	0	0%	4.5s	5.66V
Análisis matemático	Acimut	1.72e-4	0	0	0%	5s	0.89V
	Elevación	1e-4	2.2e-3	0	0%	4.85s	5.73V

CONCLUSIONES

Respecto a los aspectos técnicos

Se diseñó un sistema de orientación automático de una antena satelital TVRO tomando como base varias tecnologías existentes referenciadas en la bibliografía. El diseño se realizó integrando temas de ingeniería mecatrónica.

Se efectuó el diseño de la estructura mecánica usando un rodamiento axial montado sobre una base rotatoria para el movimiento de acimut que permite el giro la antena en 360° sobre su plano horizontal. De igual modo para el movimiento de elevación se diseñó una estructura en base a un mecanismo gusano engranaje acoplado a un eje que transmite el movimiento en el plano sagital de 0 a 90° . Este diseño se ven en detalle en el capítulo 3.

El cálculo de los ángulos de acimut y elevación se realizó por medio de un programa de computadora (figura 6.1). Estos ángulos se envían al sistema de control, que estará implementado en un microcontrolador, a través de comunicación serial.

El tratamiento de las señales eléctricas que activan los motores DC brushless se realizó a través de un DAC de 9 bits de resolución. La salida del DAC se envía a un amplificador de potencia ESC que controla la velocidad de giro y dirección de los motores.

Se logró diseñar un circuito electrónico que integre los actuadores, sensores, señales de control y etapa de potencia para que controle eficientemente el giro de los motores y la orientación de la antena satelital hacia el satélite seleccionado como se detalla en el capítulo 4 de la tesis.

El algoritmo de control se efectuó basándose en un controlador PID. Los parámetros del controlador se estiman y afinan usando diversas técnicas de la ingeniería de control. Inicialmente se usó el método de Ziegler Nichols para calcular los parámetros, luego se

usaron varias técnicas matemáticas como: el análisis de la respuesta temporal, el lugar geométrico de las raíces, los criterios de estabilidad de Routh-Hurwitz y la cancelación de polos y ceros de la función de transferencia para afinar los parámetros del controlador PID y así se puedan cumplir las restricciones de diseño propias del movimiento de las antenas satelitales TVRO.

Se logró cumplir las restricciones impuestas de diseño como sobre impulso, tiempo de asentamiento y señal de control óptimas. Se muestra un resumen en la tabla 6.3.

Respecto a los costos del sistema

Para estimar los costos del sistema a implementar se realizó un cuadro constituido por los principales componentes mecánicos y eléctricos usados en el proyecto, con sus respectivas referencias. También se efectuó una estimación del precio para ciertos insumos que se fabrican en el mercado local como las estructuras metálicas y algunos componentes electrónicos discretos cuyo costo no es significativo respecto a las partes principales como sensores, drivers y microcontroladores.

Así mismo, se buscó información referente al costo de sistemas ACU satelitales comerciales (donde se halló escasa información debido a que los fabricantes brindan cotizaciones de forma privada a solicitud del cliente). Sin embargo, se encontró el costo un sistema que trabaja de manera similar al planteado en esta tesis y bajo las mismas normativas de operación. (TVRO en banda C) [ASIASATELLITE, 2021].

En la comparación cuantitativa realizada (Anexo 4), el sistema diseñado tendría un costo aproximado de 2525.8 dólares y el sistema ACU comercializado por la empresa [ASIASATELLITE, 2021] tiene un costo de 63771 dólares, siendo este último precio muy superior al sistema propuesto.

El sistema de [ASIASATELLITE, 2021] ofrece funcionalidades especiales como un mayor tamaño del reflector, rastreo de satélites en movimiento, garantía y soporte técnico, entre otras; pero las funcionalidades básicas de orientación se encuentran a la par del sistema propuesto en esta investigación, por lo que el balance costo-beneficio resultaría aceptable.

BIBLIOGRAFÍA

- [MINEDU-CARRION, 2018] INFORME TÉCNICO-00876-2018-MINEDU-SPE-OTIC-USAU “Actualización del sistema de transmisión de videos del canal de televisión educativa satelital”
- [MTC, 2019] Registro de proveedores de capacidad satelital. Ministerio de Transportes y Telecomunicaciones MTC.
- [EGIS, 2016] Posicionadores satelitales. http://www.egis.org/aroto_us.html.
- [BRUCE, 2008] Elbert, Bruce R. Introduction to Satellite Communication. Tercera Edicion.
- [SOWAH, 2017] Robert A. Sowah, Godfrey A. Mills, Joseph Y. Nortey, Stephen K. Armoo, Seth Y. Fiawoo. Automatic Satellite Dish Positioning for Line of Sight Communication using Bluetooth Technology. Science & Development. CBAS - A Journal of the College of Basic and Applied Sciences, University of Ghana. Vol 1, Number 2, 2017.
- [GABBAR, 2015] Emad A. Gabbar Moh. Alhasan, abdelrasoul jabar alzubaidi. A design of Software Driver for a satellite Dish Antenna Positioning System. IOSRJEN - Journal of Engineering. Vol. 05, Issue 01, January 2015.
- [PATHAK, 2017] Shubham Pathak, Sankalp P Taksande Tanmay Waghmare, V.S. Nandanwar. Satellite Dish Positioning Control by Geared Motor Using RF Module. IJARSET - International Journal of Advanced Research in Science, Engineering and Technology. Vol. 4, Issue 2, February 2017.
- [KYAW, 2012] Me Me Kyaw Oo, Chaw Myat Nwe, Hla Myo Tun. Satellite Dish Positioning Control by DC Motor Using IR Remote Control. IJECSE - International Journal of Electronics and Computer Science Engineering. January 2012.
- [SEEMA, 2018] Jadhav Seema, Shejwalkar Rakshanda, Andhale Jyoti. Automatic dish antenna positioning system. A Multidisciplinary Peer Reviewed Journal, ISSN No: 2581-4230. February 2018.

- [WAGHMARE, 2017] Shweta S. Waghmare, Payal S. Pathak, Parag V. Meshram, Vidya B. Pawar. Satellite Dish Positioning System. IJIRST - International Journal for Innovative Research in Science & Technology. Volume 4, Issue 7. December 2017.
- [JOHANNES, 2014] Gerhardus Johannes Prinsloo. Automatic positioner and control system for a motorized parabolic solar reflector. Department of Mechanical and Mechatronic Engineering, Faculty of Engineering, University of Stellenbosch, South Africa. December 2014.
- [UTHMAN, 2018] Uthman A. Sudin S. Departement of Communication Engineering, Sulaimani Polytechnics University, Iraq, International Journal of Electrical and Computer Engineering (IJECE) Vol. 8, No. 3, June 2018.
- [LYNGSAT, 2019] Base de datos de los canales de televisión de señal abierta en Perú que se encuentran contenidos en satélites GEO. <https://www.lyngsat.com/freetv/Peru.html> Actualizado al 09-11-2019.
- [EL PERUANO, 2017] NORMAS LEGALES Diario El Peruano. Decreto Supremo que modifica el Plan Maestro para la Implementación de la Televisión Digital Terrestre en el Perú, aprobado por Decreto Supremo N° 017- 2010-MTC. Sábado, 30 de setiembre de 2017.
- [EL PERUANO, 2021] NORMAS LEGALES Diario El Peruano. Decreto Supremo que modifica el Plan Maestro para la Implementación de la Televisión Digital Terrestre en el Perú, aprobado por Decreto Supremo N° 007- 2021-MTC. Miércoles, 24 de febrero de 2021.
- [RODDY, 2001] Roddy D. Satellite Communications. Third Edition, 2001.
- [EUTELSAT, 1998] Digital Satellite Equipment Control (DiSEqC™). Positioner Application Note. Ver 1.0 EUTELSAT. March 15, 1998.
- [GPS, 2008] Global positioning system standard positioning service performance standard, Department of Defense USA, 4th Edition, September 2008.
- [VIASAT, 2019] <https://www.viasat.com/products/antenna-controllers>. Copyright © 2019 Viasat, Inc.
- [INDRACOMPANY, 2019] <https://www.indracompany.com/en/>
- [GENERAL DYNAMICS, 2019] <https://gdmissionsystems.com/en/products>
- [SKYLAB, 2012] GPS module datasheet Rev. 003, Marzo 2012 http://sensorembded.com/product_extra_files/gps.pdf
- [INTELSAT, 2021] Coverage maps, <https://www.intelsat.com/fleetmaps/?s=IS-14>

- [HART, 2013] <http://arduiniana.org/2013/09/tinygps-a-new-view-of-global-positioning/>
Mikal Hart, 2013.
- [OGATA, 2002] Katsuhiko Ogata, Modern Control Engineering, 4th edition, Prentice Hall, 2002.
- [MAUNG, 2018] Myo Maung Maung, Maung Maung Latt, Chaw Myat Nwe. DC Motor Angular Position Control using PID Controller with Friction Compensation. International Journal of Scientific and Research Publications, Volume 8, Issue 11, November 2018
- [KUO, 2009] Kuo B. C., Golnaraghi F., Automatic Control Systems, 9th Edition, Wiley 2010.
- [NISE, 2011] Nise N., Control Systems Engineering, 6th Edition, Wiley 2011.
- [ONAH, 2013] C.I., Onah. K. C. Arinzechukwu, F. I. Elekwachi, Designing, Constructing and Testing a 90 cm Parabolic Satellite Dish Using Fiberglass Material, Journal of Space Science & Technology, STM Journals., January, 2013.
- [BEER, 2010] Beer F. P., Jhonston E.R., Mazurek D.F., Cornwell P. J., Eisenberg E. R. Vector Mechanics for Engineers, 9th Edition. Mc Graw Hill, 2010.

FABRICANTES

- [ATO, 2020] <https://www.ato.com/dc-servo-motors> Golden Springs DR. Ste H, Diamond Bar, USA Copyright © 2020 ATO.com.
- [KHK Gears, 2015] https://khkgears.net/new/gear_knowledge/the-first-step-of-mechanism-design-using-gears/know-about-gear-transmission-torque.html
Kohara Gear Industry Co.,Ltd. Copyright © 2015.
- [RULAND, 2020] <https://www.ruland.com/> 2020 Ruland Manufacturing Co.
- [ACEROS AREQUIPA, 2020] <https://www.acerosarequipa.com/categorias/2/perfiles-de-acero#postban> Perfiles de acero.
- [AMROLL, 2020] American Roller Bearing Company, Friction & Frequency Factors
<https://www.amroll.com/friction-frequency-factors.html>
- [KESTER, 2009] Basic DAC Architectures II: Binary DACs, Kester, W. Analog Devices 2009.
- [ANHUI, 2020] Anhui Risesat Electronics Co., Ltd 2020.
https://www.alibaba.com/product-detail/C-band-6ft-satellite-dish-antenna_1970588021.html?spm=a2700.7724857.normalList.53.3ce33e2dCmGGAU

[ASIASATELLITE, 2021] Intellian t240CK <https://www.asiasatellite.co/Intellian-t240CK-3-axis-2-4m-C-band-Ku-band-Marine-Satellite-TV-Antenna-System-p/Intellian-t240CK-TV-System.htm>



ANEXOS

ANEXO 1

Programa de control de orientación programado en el módulo Arduino

```

//Programacion de un algoritmo de control PID que tiene una entrada
//analogica en A0

const int pinout = 5; //la salida de la señal de control PWM

double T = 500; //periodo de muestreo (us)
int error_1;

//variables susceptibles a cambios involucrados en la interrupcion
volatile double pulses = 0;

//configuraciones iniciales
void setup()
{
  pinMode(5, OUTPUT);
  pinMode(2, INPUT_PULLUP);
  //interrupcion de flanco ascendente para el encoder incremental
  attachInterrupt(digitalPinToInterrupt(2),sense_position,RISING);
  Serial.begin(9600);
  TCCR0B = 1; //config del registro para PWM con maxima frecuencia
}

//Programa principal de control
void loop()
{
  double Cp = 0; //salida del controlador
  double Kp = 0.09; //variable de proporcionalidad
  double SP_theta = 90; //entrada del angulo sexagesimal (SET POINT)

  //algoritmo de control
  while(1)
  {
    double error = SP_theta - OUT_theta();
    Sp = Kp * error; //Señal de control

    analogWrite(pinout, int((1-Sp/SP_theta)*255.)); // salida de la variable de control

    Serial.print(pulses);
    Serial.print("\t");
    Serial.print(error);
    Serial.print("\t");
    Serial.println(Cp);
    delayMicroseconds(T);
  }
}

```

```

}

double OUT_theta()
{
    return((360./442.)*pulses);
}

void sense_position()
{
    pulses++; //cuenta de pulsos
}

```

ANEXO 2

Programa de cálculo numérico para determinar la constante Kp en función del tiempo

(Programado dentro del objeto Slider1_Callback)

% obtener el valor del slider

Kp = get(hObject,'Value');

% mostrar el valor en el bloque texto

set(handles.edit1,'String',Kp);

% computo de la respuesta para elevacion

num=2.86e7*Kp;

den=[1 886.4 1.86e5 2.86e7*Kp 0];

% los polos reales se dan cuando Kp < 0.4

% expansion en fracciones parciales

[A,p,k] = residue(num,den);

% La respuesta temporal queda de la siguiente forma

% el tiempo se considera desde t=0 hasta 10 seg.

t=0:0.02:10;

y=A(1).*exp(p(1)*t) + A(2).*exp(p(2)*t) + A(3).*exp(p(3)*t)+...

A(4).*exp(p(4)*t);

% el valor Kp deseado se debe encontrar cuando y=98% del valor final

% si la entrada es 1, entonces el valor deseado sera 0.98

t_max=find(y<=0.98);

ts=t(t_max(end));

%mostramos el valor del tiempo actual calculado

set(handles.edit2,'String',num2str(ts));

% grafica de la respuesta y la ubicacion de ts

axes(handles.axes1)

cla;

plot(t,y,'linewidth',1.5)

axis([0 10 0 1.2])

grid

hold on

plot(ts,y(t_max(end)),'+r','markersize',6)

hold off

xlabel('tiempo (s)')

ANEXO 3

Selección de canales de televisión de señal abierta.

La selección se realiza para determinar la posición geostacionaria del satélite en el espacio. Con esta información y con la ubicación geográfica de la estación remota en términos de latitud y longitud se calculan los ángulos de elevación y acimut requeridos como entrada del sistema de control.

The EIRP values are for Lima, Peru

Logo	Channel Name	Position	Satellite	Beam	EIRP		
	A+	97.0°W	Galaxy 19	C	0	DVB-S2	SD
		105.0°W	EchoStar 105/SES 11	North America C		DVB-S2	SD
			LyngSat Stream				
	A+ 7.2	113.0°W	Eutelsat 113 West A	C.1		DVB-S2	SD
	ADN 40	97.0°W	Galaxy 19	C	0	DVB-S2	SD
		113.0°W	Eutelsat 113 West A	C.1		DVB-S2	SD
		113.0°W	Eutelsat 113 West A	C.1		DVB-S2	HD
			LyngSat Stream				
	Aprende TV	61.0°W	Amazonas 2	North America		DVB-S	SD
		116.8°W	Eutelsat 117 West A	C	39	DVB-S	SD
			LyngSat Stream				
	Azteca 7	113.0°W	Eutelsat 113 West A	C.1		DVB-S2	HD
	Azteca 7 Coahuila	105.0°W	EchoStar 105/SES 11	North America C		DVB-S2	HD

Figura A2. Base de datos de los satélites geostacionarios y su posición angular relativa.

Fuente: www.lyngsat.com

ANEXO 4

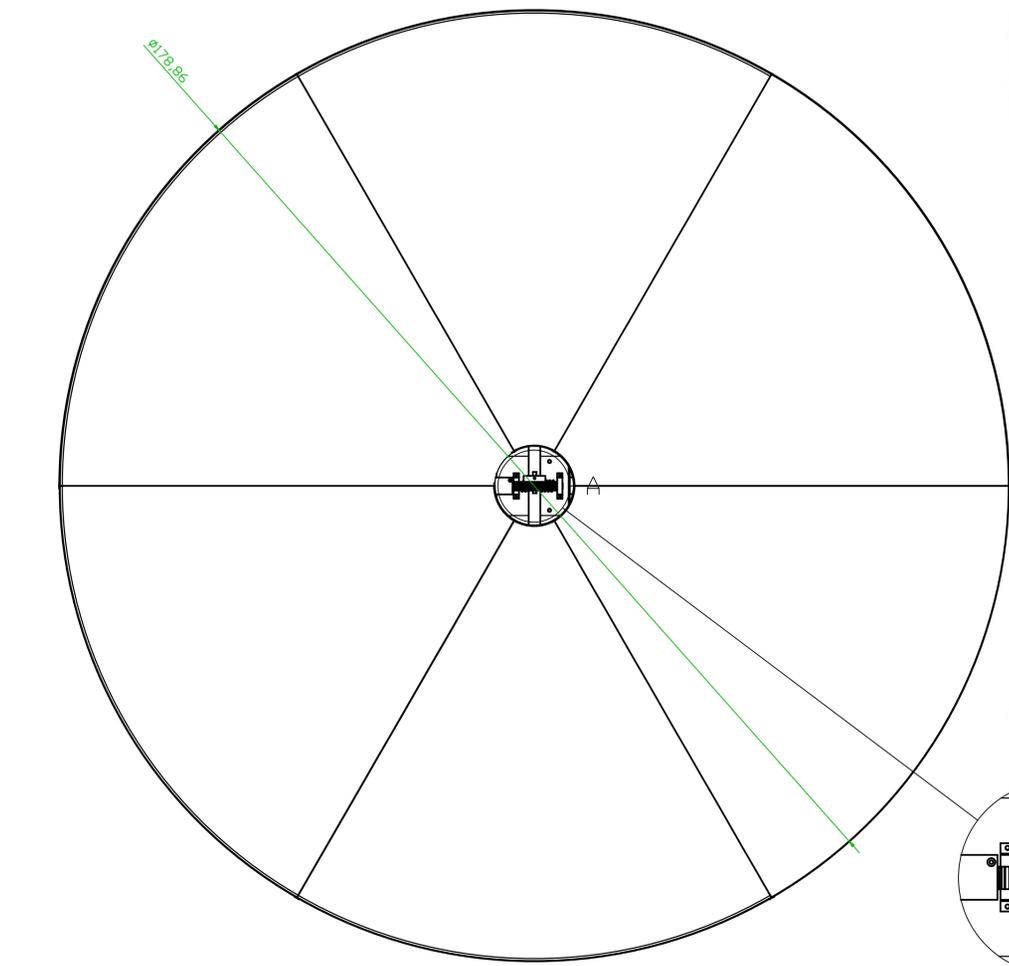
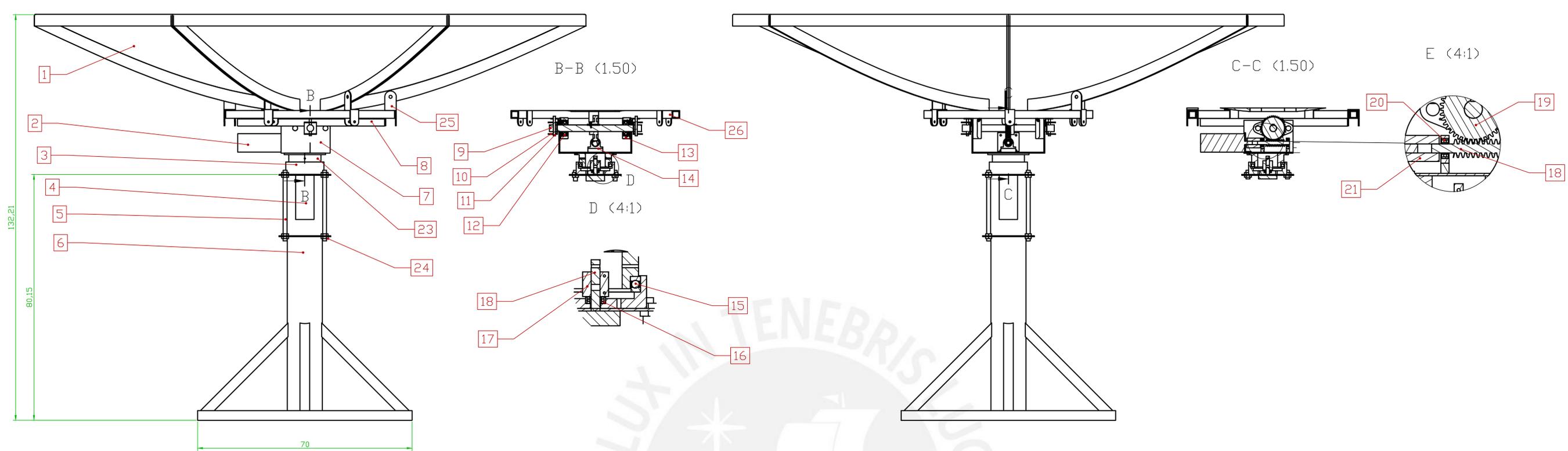
Cuadro de costos del sistema de orientación satelital

Costos de componentes				
componente o material	cantidad	Precio \$	precio en soles	Referencia
Motor acimut	1	297.67	1226.4	https://www.ato.com/400w-dc-servo-motor
Motor elevación	1	363.85	1499.1	
engranaje bronce	1	36.96	152.3	https://shop.sdp-si.com/catalog/?cid=p175
gusano engranaje	1	47.07	193.9	
Eje de transmisión	1	54.24	223.5	https://shop.sdp-si.com/catalog/product/?id=TQS3/4SSL-24
Rodamiento radial para eje	2	5	41.2	https://www.skf.com/group/products/rolling-bearings
Rodamiento axial para acimut	1	6.69	27.6	https://www.amazon.com/PZRT-Bearings-NTA1220-Bearing-Washers/dp/B097DDYKN5/ref=sr_1_7?_encoding=UTF8&c=ts&dchild=1&keywords=Roller+Bearings&qid=1632504530&s=industrial&sr=1-7&ts_id=16411251
Barra angular	1	4.1019417475 7282	16.9	https://tienda.tupemesa.com.pe/perfiles-laminados/angulos
Acoplamiento de eje flexible	2	3.5	28.8	https://www.aliexpress.com/wholesale?catId=0&initiative_id=SB_20201213054723&SearchText=coupling+shaft
			0.0	
			0.0	
			0.0	
Antena	1	1229.1	5063.9	https://pay.ebay.com/rgxo?action=view&sessionid=1246627667
Estructura metálica parante	1	364.07766990 2913	1500.0	Estimado
Componentes Eléctricos			0.0	
Fuente de alimentación	1	39.39	162.3	https://www.aliexpress.com/item/1005002728038351.html?spm=a2g0o.productlist.0.0.10cd1238UaODcO&algo_pvid=3990c35b-4e4e-4196-9097-f8f22dba23e6&algo_exp_id=3990c35b-4e4e-4196-9097-f8f22dba23e6-2&pdp_ext_f=%7B%22sku_id%22%3A%2212000021885984919%22%7D

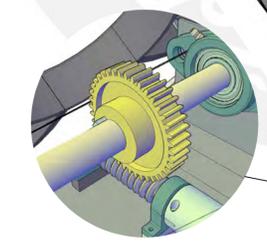
componente o material	cantidad	Precio \$	precio en soles	Referencia
Convertidor DC – DC	1	1.69	7.0	https://www.aliexpress.com/item/4000004053109.html?spm=a2g0o.productlist.0.0.57df67cf6KHAqD&algo_pvid=a336a902-3519-45e2-9ea0-d75f0bd74c89&algo_exp_id=a336a902-3519-45e2-9ea0-d75f0bd74c89-30&pdp_ext_f=%7B%22sku_id%22%3A%2210000000006326793%22%7D
Sensor IMU	1	1.65	6.8	
Sensor GPS	1	2.9	11.9	https://www.aliexpress.com/item/1005002523015754.html?spm=a2g0o.productlist.0.0.2f4d183bserrB9&algo_pvid=6c9a4892-e5b6-4c54-b1a6-3443014f03de&algo_exp_id=6c9a4892-e5b6-4c54-b1a6-3443014f03de-3&pdp_ext_f=%7B%22sku_id%22%3A%2212000020988279350%22%7D
ESC	2	12.65	104.2	https://www.aliexpress.com/i/32954252638.html
			0.0	
			0.0	
			0.0	
Componentes adicionales (resistencias, capacitores, ICs, etc)	1	24.271844660 1942	100.0	Estimado
Tarjeta PCB	1	31	127.7	https://www.pcbgogo.com/pcb-fabrication-quote.html
TOTAL		2525.81	10493.5	

ANEXO 5

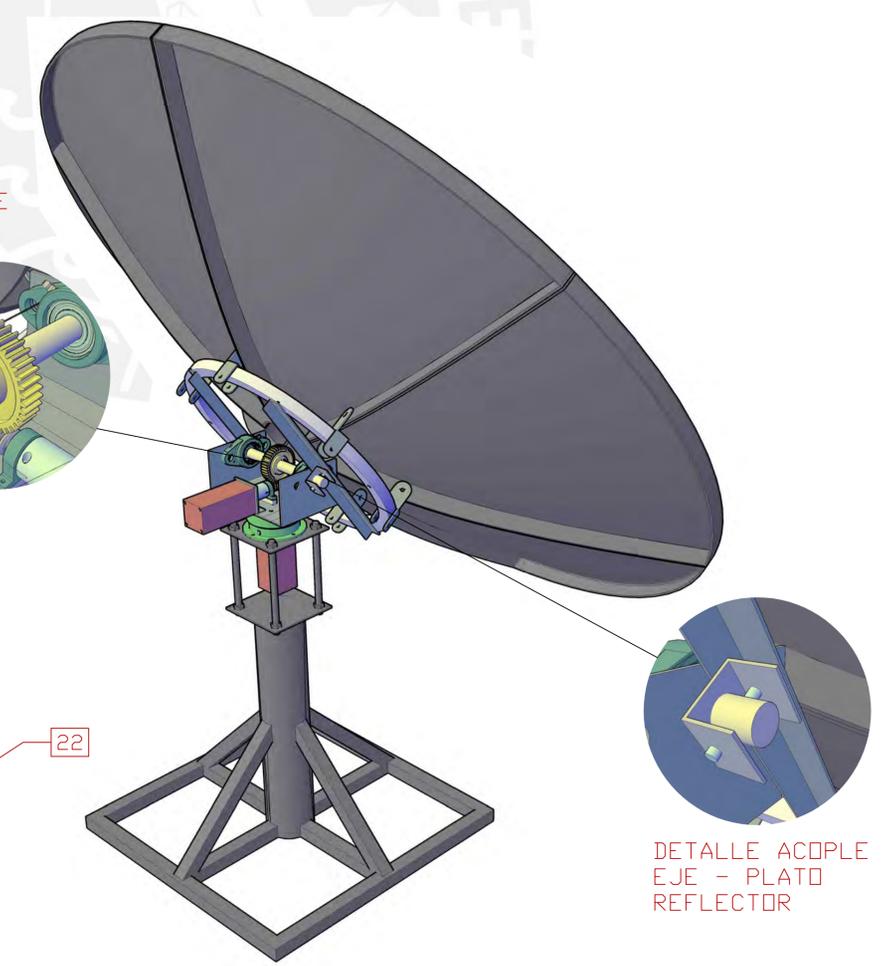
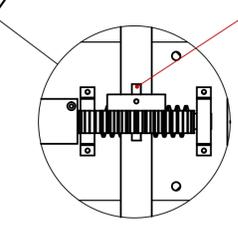
Planos mecánicos y eléctricos de la antena



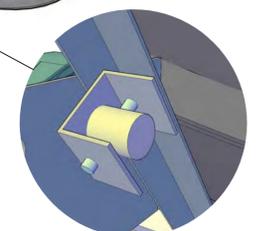
DETALLE ENGRANAJE CHAVETA



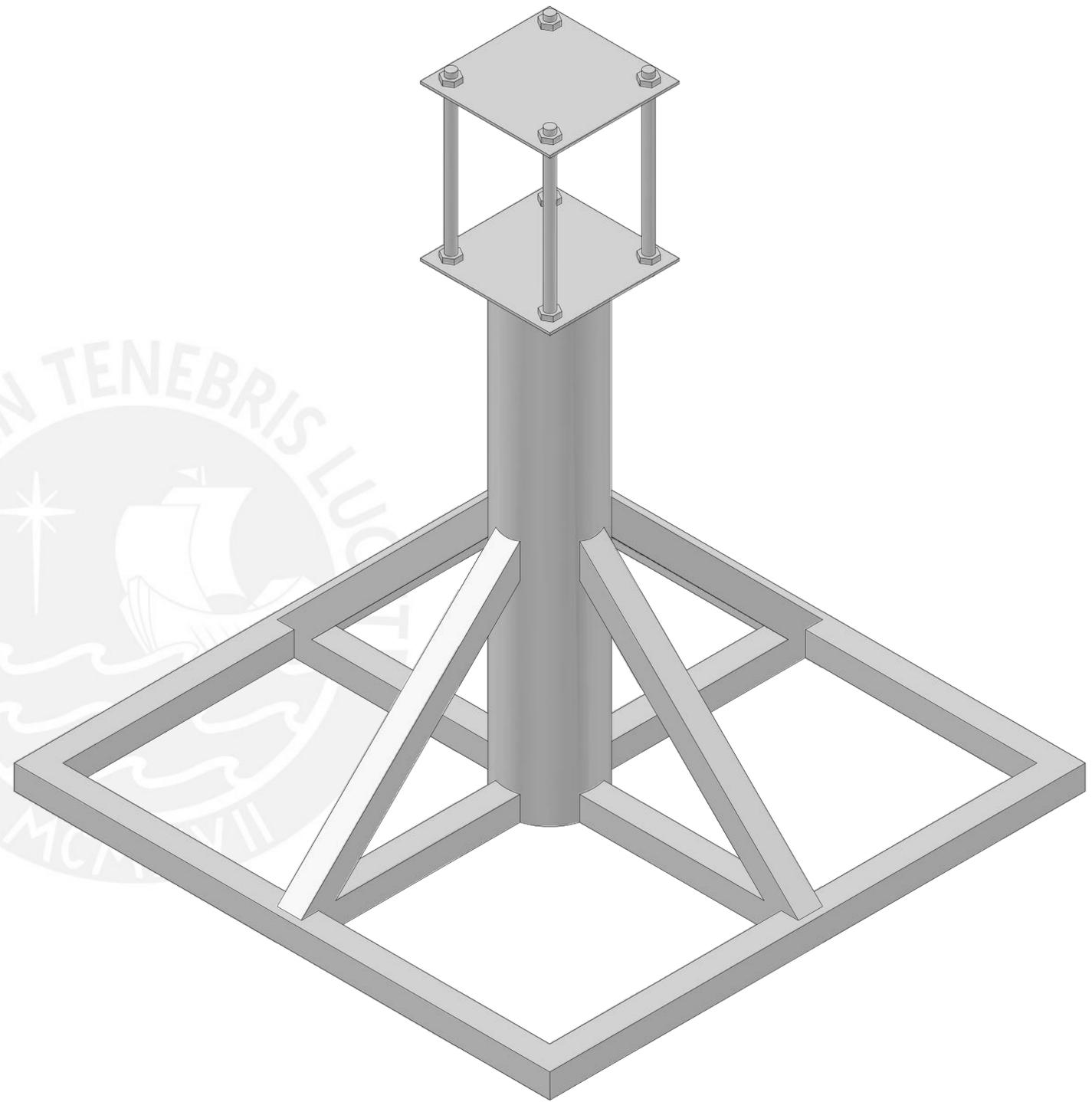
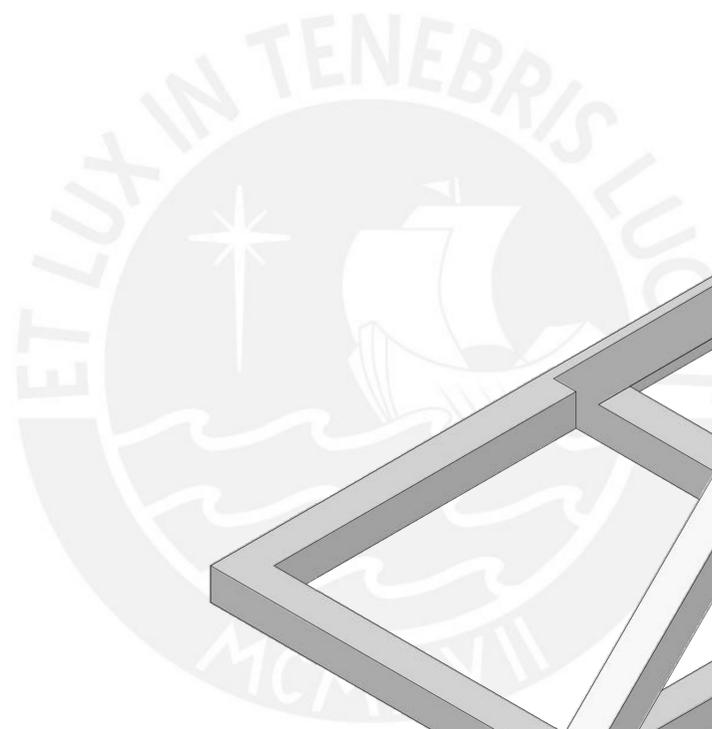
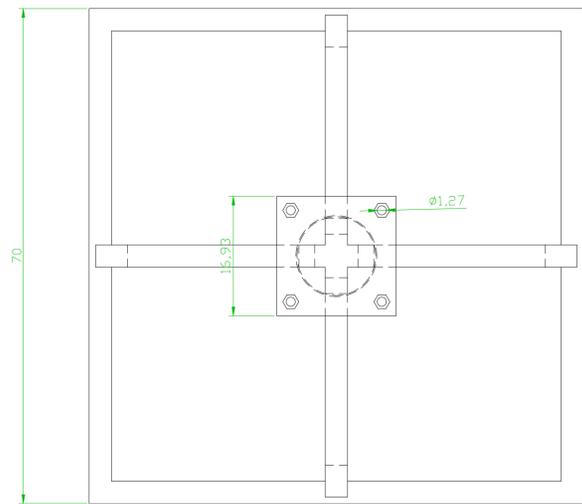
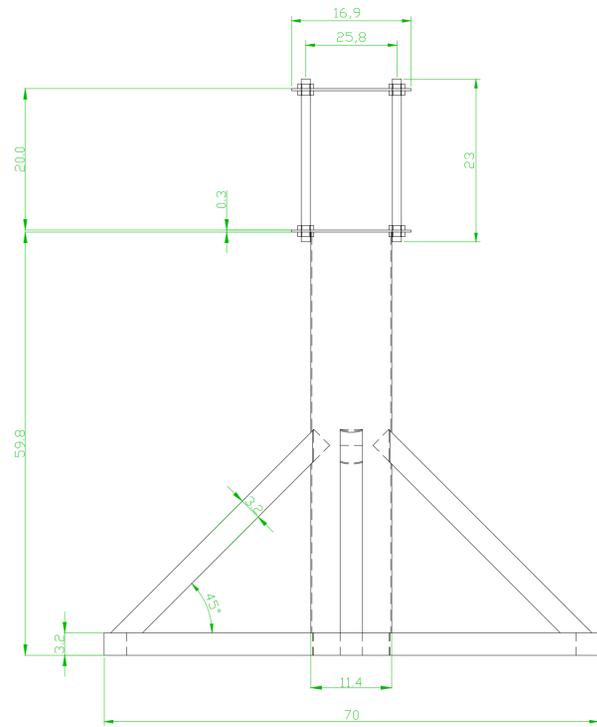
A (4:1)



DETALLE ACOPLE EJE - PLATO REFLECTOR

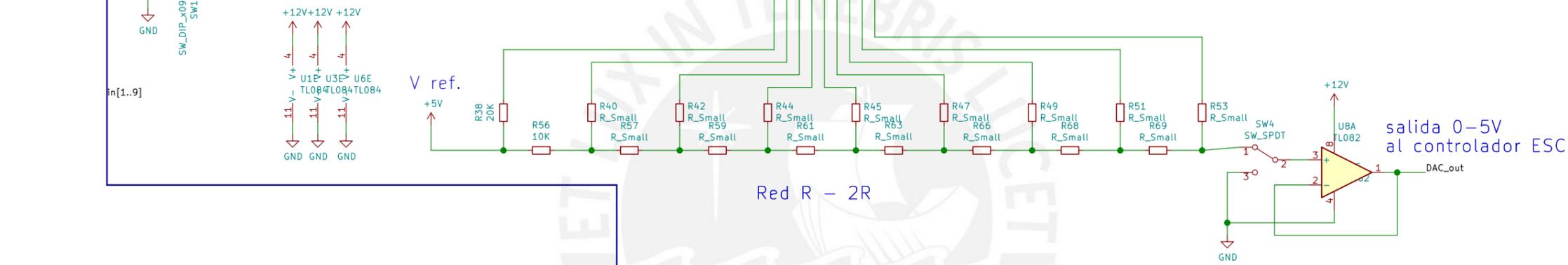
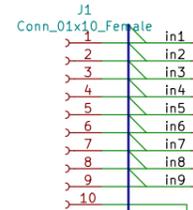


Itemref	Quantity	Title/Name, designation, material, dimension etc	Article No./Reference						
26	1	Aro de fijación de reflector	incluida en la antena						
25	6	Fijación de reflector con estructura	incluida en la antena						
24	16	tuerca hexagonal 1/4"	M3						
23	1	Transmisión Movimiento de acimut	A36						
22	1	Chaveta en eje de elevación							
21	1	Acoplamiento de eje flexible - Motor de elevación							
20	2	Rodamiento radial de gusano							
19	1	Engranaje de Bronce	B427						
18	1	Eje de movimiento de acimut	A36						
17	1	Acoplamiento de eje flexible - Motor de acimut							
16	1	Rodamiento radial de acimut							
15	1	Rodamiento axial de acimut							
14	2	Soporte de rodaje para gusano							
13	2	Soporte de rodaje de eje							
12	2	Rodamiento radial de eje							
11	2	Perno cabeza hexagonal 3/8"x2 1/4"	M3						
10	2	Perfil U 30x40mm	A36						
9	1	Eje cilíndrico d220mm	CK45						
8	2	perfil angular 1"x1"	A36						
7	1	Marco de elevación	Plano 4						
6	1	Base	Plano 2						
5	4	Varilla roscada 1/2"	ASTM A307						
4	1	Motor de acimut	ATO-80AS0202-15						
3	1	Asiento-Movimiento de acimut	Plano 3						
2	1	Motor de elevación	ATO-80AS0204-15						
1	6	Pétalos de reflector parabólico	FPR						
<table border="1"> <tr> <td>Designed by Carrion O.</td> <td>Checked by Barriga B.</td> <td>Approved by - date</td> <td>Filename Antena</td> <td>Date 13/12/2020</td> <td>Scale 1:1</td> </tr> </table>				Designed by Carrion O.	Checked by Barriga B.	Approved by - date	Filename Antena	Date 13/12/2020	Scale 1:1
Designed by Carrion O.	Checked by Barriga B.	Approved by - date	Filename Antena	Date 13/12/2020	Scale 1:1				
Oscar Carrion P.			Mov. az/el antena TVRO						
			Edition 2 Sheet 1/4						



Itemref	Quantity	Title/Name, designation, material, dimension etc			Article No /Reference	
Designed by Oscar Carrión P	Checked by XXX	Approved by - date XXX - 00/00/00	Filename XXX	Date 00/00/00	Scale 1:1	
Oscar Carrión P.				XXX		
				X	Edition 2	Sheet 2/4

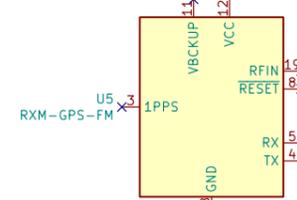
Entradas digitales del microcontrolador



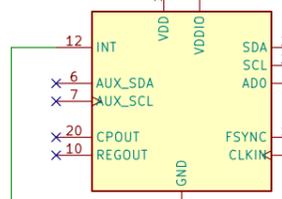
Red R - 2R

salida 0-5V al controlador ESC

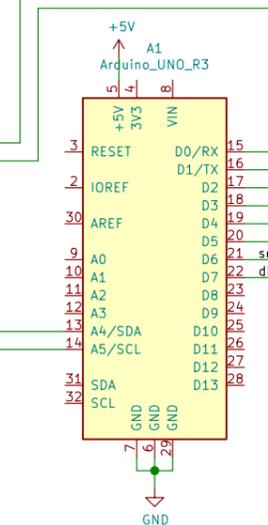
GPS



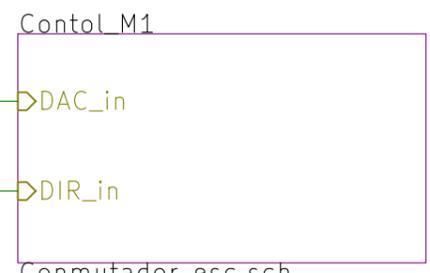
Sensor IMU Giroscopio



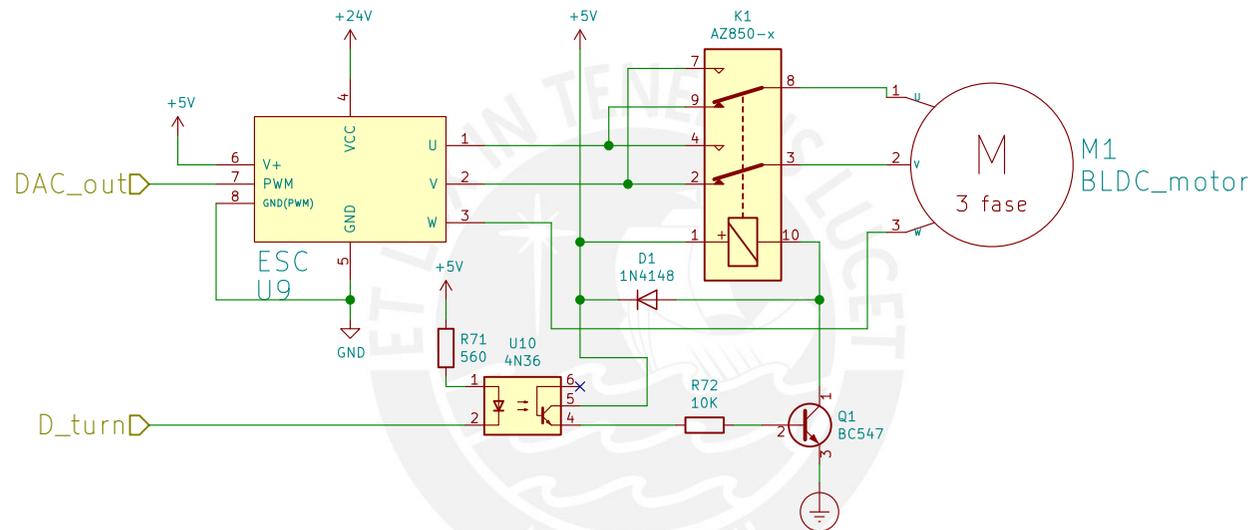
Microcontrolador Atmega 328P



Salida al DAC



U11: Demultiplexor de 2 a 4 señales
 U7, U13: convertidores serie paralelo
 Red R - 2R: DAC 9 bits
 A1: microcontrolador con algoritmo de control PID y entrada de sensores IMU y GPS
PUCP



Relay 5V para el control de la dirección
 ESC para el control de la velocidad

PUCP

Sheet: /ContoL_M1/

File: Conmutador_esc.sch

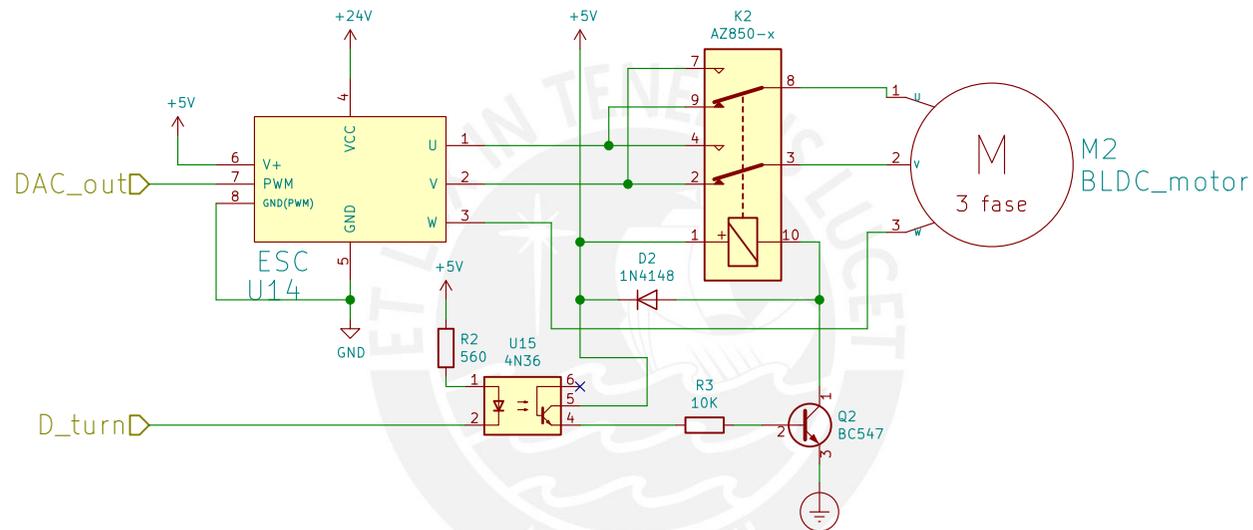
Title: Etapa de potencia Motores DC brusless

Size: A4 Date: 2021-08-26

Rev: 1

KiCad E.D.A. kicad (5.0.2)-1

Id: 2/3



Relay 5V para el control de la dirección
 ESC para el control de la velocidad

PUCP

Sheet: /Control M2/

File: Conmutador esc.sch

Title: Etapa de potencia Motores DC brusless

Size: A4 Date: 2021-08-26

Rev: 1

KiCad E.D.A. kicad (5.0.2)-1

Id: 3/3