



UNIVERSIDAD DE CONCEPCIÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA ELÉCTRICA



Análisis y Simulación del Sistema de Control de Movimiento del Telescopio LCT

POR

Cecilia Carolina Bustos Clouet

Memoria de Título presentada a la Facultad de Ingeniería de la Universidad de Concepción
para optar al título profesional de Ingeniera Civil Eléctrica

Profesor Guía

Dr. Daniel Sbárbaro H.

Agosto 2022

Concepción (Chile)

© 2022 Cecilia Carolina Bustos Clouet

© 2021 Cecilia Carolina Bustos Clouet

Se autoriza la reproducción total o parcial, con fines académicos, por cualquier medio o procedimiento, incluyendo la cita bibliográfica del documento.

Agradecimientos

Agradezco a mi familia por su amor incondicional y sincero, en especial agradezco a mis padres por su apoyo fundamental en mi formación personal y profesional.

Agradezco a cada una de las personas que conocí y fueron parte de esta esta linda etapa universitaria, en especial a mis compañeros y amigos de ingeniería, gracias por hacer este proceso mucho más ameno y acompañarme en todo momento.

Agradezco a mi profesor guía Daniel Sbarbaro, al profesor Rodrigo Reeves, a David Arroyo y Brian Andler por su ayuda en la investigación y su buena disposición hacia mi quehacer.

Este trabajo fue posible gracias al laboratorio CePIA de la Universidad de Concepción y el apoyo continuo tanto de los integrantes del laboratorio, como de la colaboración del proyecto: CASSACA (Chinese Academy of Sciences South America Center for Astronomy)

Sumario

El proyecto “Leighton Chajnantor Telescope” consiste en una colaboración internacional de China, EEUU y Chile que busca el traslado y refaccionamiento del radiotelescopio “Caltech Submillimeter Observatory” (CSO) actualmente emplazado en el volcán Mauna Kea Hawái, que será reubicado en el Llano de Chajnantor, II Región de Antofagasta, Chile. Este proyecto corresponde, además, al primer radiotelescopio operado, gestionado, y mejorado en colaboración con instituciones chilenas. Es así como, con el objetivo de estudiar, modelar y analizar el sistema de movimiento actual del telescopio, es que nace el tema de la presente memoria (enmarcada en un proyecto “CASSACA” concedido al Centro Para la Instrumentación Astronómica, CePIA).

Como metodología de trabajo, se inicia con un estudio de la literatura y bibliografía existente, para luego contrastar los actuales modelos del sistema con su razonamiento teórico físico/matemático y así proponer un nuevo modelo de mayor exactitud.

Para la obtención del nuevo modelo, se implementó un algoritmo de estimación de los parámetros desconocidos del sistema a través de software MATLAB/Simulink. Con estas pruebas de estimación, se logran determinar los parámetros de los modelos de fricción y de las perturbaciones de origen desconocido del modelo electromecánico del servosistema del LCT.

De acuerdo con las simulaciones realizadas y a algunas suposiciones indicadas en el documento, los resultados obtenidos indican que se logró obtener un rango de error aceptable en el modelo final. Sin embargo, se sugiere a manera de validar el modelo, realizar mediciones adicionales, debido a que con la documentación disponible a la fecha, se trata de un sistema subdeterminado, y al aumentar el número de mediciones y datos se podrían conseguir resultados más consistentes que los obtenidos en el presente trabajo.

Summary

The “Leighton Chajnantor Telescope” project is an international collaboration between China, USA and Chile to re-locate and refurbish the “Caltech Submillimeter Observatory” (CSO) radio telescope located at the Mauna Kea volcano in Hawaii, which will be relocated at the Chajnantor Plateau, II Region of Antofagasta, Chile. This project also corresponds to the first radio telescope operated, managed and refurbished in collaboration with Chilean institutions. Thus, with the objective of studying, modeling and analyzing the current movement system of the telescope, the subject of the present report was born (framed in a project “CASSACA” given to the Centro Para la Instrumentación Astronómica, CePIA).

As a work methodology, it begins with a study of the existing literature and bibliography, to then contrast the current models of the system with its theoretical physical/mathematical reasoning and thus propose a new model of higher accuracy.

In order to obtain the new model, an estimation algorithm of the unknown parameters of the system was implemented through MatLab/Simulink software. With these estimation tests, the parameters of the friction models and of the disturbances of unknown origin of the electromechanical model of the LCT servo system are determined.

According to the simulations performed and to some assumptions indicated in the document, the results obtained indicate that an acceptable error range was obtained in the final model. However, in order to validate the model, it is suggested to perform additional measurements, since with the documentation available to date, it is an underdetermined system, and by increasing the number of measurements and data, more consistent results than those obtained in the present work could be obtained.

Índice general

1. Introducción	1
1.1. Contextualización	1
1.2. Marco teórico: El radiotelescopio	4
1.2.1. Principios de funcionamiento	4
1.2.2. El radiotelescopio moderno	7
1.2.2.1. Diseño del reflector principal	7
1.2.2.2. Diseño de montaje y seguimiento	7
1.2.2.3. Antenas Alt-Azimutales Wheel & Track y Yoke & Tower	7
1.2.2.4. Rigidez	8
1.2.2.5. Frecuencia de observación	8
1.2.3. Principios de funcionamiento: Control telescopio	9
1.3. Hipótesis de Trabajo	10
1.4. Objetivos	10
1.4.1. Objetivo general	10
1.4.2. Objetivos específicos	10
1.5. Alcances y Limitaciones	10
1.6. Temario y Metodología	11
2. Revisión Bibliográfica	12
2.1. Backlash	12
2.1.1. Estrategias de control de dos Motores	18
2.2. Fricción	21
2.2.1. Modelos de Fricción Estáticos	21
2.2.1.1. Fricción de Coulomb, Viscoso y de Stribeck	22
2.2.1.2. Modelos de Conmutación	23
2.2.1.3. Modelo de siete parámetros	23
2.2.1.4. Coulomb Viscoso Asimétrico	23
2.2.1.5. Modelo de Dahl	24
2.2.2. Modelos de Fricción Dinámica	25
2.2.2.1. Modelo de Lund-Grenoble	25
2.3. Inercia	27
2.4. Modelo actual del sistema de accionamiento del LCT-CePIA	28

2.4.1.	Modelo de la antena	28
2.4.1.1.	Lazo de velocidad	29
2.4.1.2.	Accionamientos y estructura de la antena	29
2.4.1.3.	Preamplificador	30
2.4.1.4.	Amplificador de Potencia	30
2.4.1.5.	Motor DC	30
2.4.1.6.	Estructura y Modelo del sistema de accionamiento del telescopio (antena)	31
2.4.1.7.	Reductor	31
2.4.1.8.	Estructura de la antena	31
2.4.1.9.	Modelo actual	31
3.	Desarrollo	32
3.1.	Análisis de Datos	32
3.2.	Formulación de nuevo modelo Simulink	33
3.2.1.	Motor CC	34
3.2.2.	Caja reductora	35
3.2.3.	Antena	36
3.2.4.	Modelo Fricción y Backlash	36
3.2.4.1.	Backlash	36
3.2.4.2.	Fricción	36
3.3.	Algoritmo de estimación de parámetros	37
3.3.1.	Método de mínimos cuadrados	38
4.	Discusión y Conclusiones	50
4.1.	Conclusiones	50
4.2.	Trabajo a futuro	52
4.2.1.	Recopilación de información: Visita a CSO	52
4.2.1.1.	Próximos pasos	54
A.	Anexo: Detalle simulaciones	A.1

Índice de tablas

- 3.1. Resultados primera aproximación de parámetros 40
- 3.2. Resultados tercera aproximación de parámetros 42
- 3.3. Resultados aproximación de parámetros: Perturbaciones 46
- 3.4. Resultados aproximación de parámetros modelo final 49

Índice de figuras

1.1. Diagrama controlador CSO	2
1.2. Componentes sistema de movimiento del LCT. [1]	3
1.3. Radio telescopio [2]	4
1.4. Radiotelescopio CSO	9
2.1. Sistema no lineal. [3]	12
2.2. Backlash. [3]	13
2.3. Funciones de entrada y salida para una no linealidad de <i>Backlash</i> . [3]	13
2.4. Modelo simplificado del sistema de accionamiento de dos Motores. [4]	15
2.5. Motor torque vs. axial torque, para un 10 %, 20 % y 30 % torque <i>bias</i> . [5]	16
2.6. Análisis de viabilidad de un sistema de accionamiento asimétrico de doble Motor.	17
2.7. Dual Motor Drive system. [6]	19
2.8. Diagrama de bloques del servosistema.	20
2.9. Diagrama de bloques del servosistema de accionamiento de dos Motores (dos ramas del sistema que se ve en (a)). [7]	20
2.10. Representación global de los efectos básicos de la fuerza de fricción estática en función de la velocidad. [8]	21
2.11. Esquema de fricción Coulomb/viscoso asimétrico. [9]	24
2.12. Esquema de fricción Dahl	25
2.13. Esquema de fricción Coulomb dinámica de Lund-Grenoble.	26
2.14. Lazos de velocidad y posición del <i>DeepSpaceNetworkAntenna</i> [5].	28

2.15. Lazo de velocidad de Control [5].	29
2.16. Diagrama de bloques del sistema de accionamientos [5].	29
3.1. Mediciones utilizadas para estimaciones de parámetros.	33
3.2. Modelo Simulink estimación de parámetros.	37
3.3. Primer modelo Simulink estimación de parámetros: Obtención modelo de fricción.	39
3.4. Resultado gráfico primera aproximación de parámetros.	40
3.5. Resultado gráfico segunda aproximación de parámetros: <i>Backlash</i>	41
3.6. Segundo modelo Simulink estimación de parámetros: Incorporación bloque primer orden.	42
3.7. Resultado gráfico tercera aproximación de parámetros.	43
3.8. Mediciones tiltmeter OVRO.	45
3.9. Resultado gráfico aproximación de parámetros: Perturbaciones.	46
3.10. Modelo Simulink estimación de parámetros: simulación de perturbaciones con inercia variable.	47
3.11. Modelo final Simulink estimación de parámetros: simulación de perturbaciones con inercia variable	48
3.12. Resultado gráfico aproximación de parámetros: Modelo final.	48
A.1. Detalle Modelo Simulink estimación de parámetros.	A.1
A.2. Detalle Primer modelo Simulink estimación de parámetros: Obtención modelo de fricción.	A.2
A.3. Detalle Segundo modelo Simulink estimación de parámetros: Incorporación bloque primer orden.	A.3

A.4. Detalle Modelo Simulink estimación de parámetros: simulación de perturbaciones con inercia variable. A.4

A.5. Detalle Modelo final Simulink estimación de parámetros: simulación de perturbaciones con inercia variable A.5

Acrónimos

Caltech The California Institute of Technology

CePIA Centro Para la Instrumentación Astronómica

CSO Caltech Submillimeter Observatory

DC Corriente continua

H_∞ Control H Infinito

L.Q.G Control Lineal Cuadrático Gaussiano

LCT Leighton Chajnantor Telescope

LuGre Lund-Grenoble

OVRO Owens Valley Radio Observatory

P.I Control Proporcional Integral Derivativo

ShNU Universidad Normalista de Shanghai

SSE Sum of squares error

VLBI Interferometría de muy larga base

1. Introducción

1.1. Contextualización

El proyecto *Leighton Chajnantor Telescope* (LCT). corresponde a una colaboración de la Universidad de Concepción (CePIA), el Instituto de Tecnología de California (Caltech) y la Universidad Normalista de Shanghái (ShNU); el proyecto busca dar solución al problema de transporte y refaccionamiento del radiotelescopio de 10.4 metros de diámetro LCT, actualmente emplazado en el volcán Mauna Kea Hawái, que será reubicado en el Llano de Chajnantor, II Región de Antofagasta, Chile, a 5000 [msnm].

El LCT, diseñado en 1970 por Robert Leighton de Caltech, corresponde a un radiotelescopio, renovado y de mayor fidelidad, en relación con las primeras antenas a su semejanza ubicados en el *Owens Valley Radio Observatory* (OVRO) [1].

Éste radiotelescopio, cuenta con un diseño homologado, un sistema de fijación estable, soporte robusto y una superficie continua. Se agrega a lo anterior que mecánicamente el accionamiento fue diseñado para obtener una medición astronómica precisa, tal que para estos efectos cuenta con un sistema de movimiento conformado por la estructura de la antena y 3 servomotores controlados idénticos DC en sus ejes (2 destinados para el azimut y 1 para elevación) cada motor proporciona un torque de 2,4 [in-lb/A], funciona a 18,8 [A] y 4000 [RPM], tal que, a torque máximo, se necesitan 6,5 [kW] de potencia [1].

Es en esta refacción y traslado en donde diversas áreas de la ingeniería contribuyen y son preponderantes en el estudio de la actualización del sistema de accionamiento del telescopio LCT (anteriormente Caltech Submillimeter Observatory (CSO)) tal que la antena satisfaga los nuevos requisitos eléctricos de control y apuntamiento que desafían la tecnología.

En cuanto a los componentes del sistema actual se tiene que:

- Sistema de azimut: *bull – gear* estándar, dos piñones reductores de velocidad y motores para el control de *Backlash*.
- Sistema de elevación: utiliza un *roller screw*, una caja de engranajes rectos y un motor

En cuanto a los controladores empleados, estos poseen tres entradas de tensión independientes (cuya suma ponderada se amplifica y gobierna la velocidad del motor):

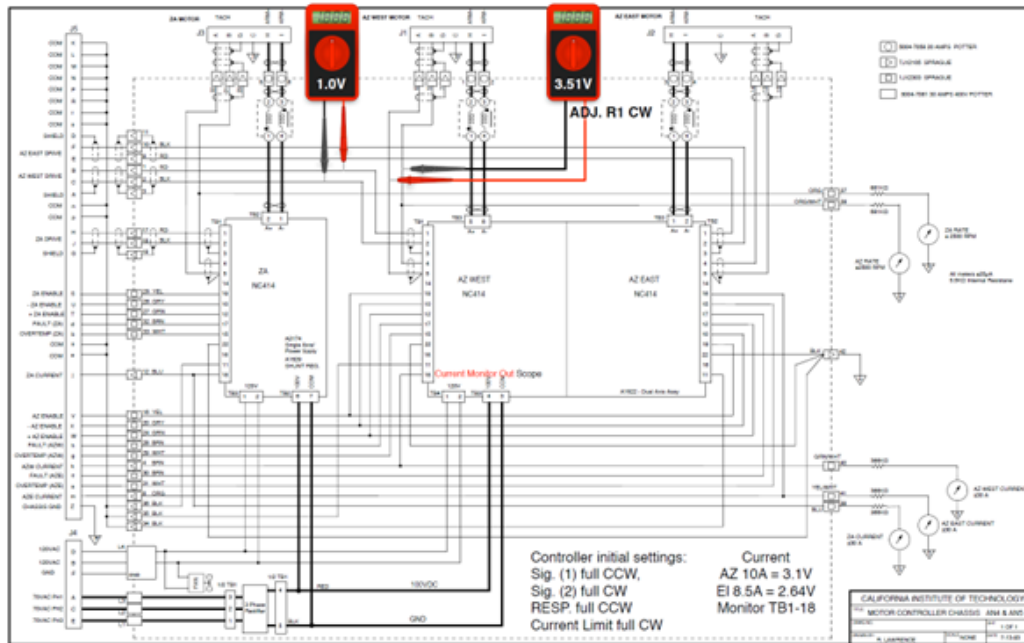


Figura 1.1: Diagrama controlador CSO

- El accionamiento de elevación cuenta con dos entradas: una proporcional a la velocidad y otra, una señal de retroalimentación negativa proporcional a la velocidad instantánea del eje.
- Los controladores del azimut emplean tres entradas de tensión, siendo la tercera entrada (que ingresa desde el *pre-load board*) una tensión proporcional a la diferencia de las dos corrientes del motor de accionamiento azimutal (con signo opuesto a los dos controladores), lo que proporciona un control *anti-backlash* ajustable entre los dientes de los engranajes de los reductores y los del *bull-gear*.

El computador del control se ejecuta en tiempo real con un ancho de banda de 10 [Hz].



(a) Drive del Motor de Azimut [1]



(b) Encoder de Elevación [1]

Figura 1.2: Componentes sistema de movimiento del LCT. [1]

Los telescopios Leighton fueron diseñados para una larga vida útil, tal que es posible proyectar 10 a 20 años más de funcionamiento si se mantienen las especificaciones de operación de Hawái, teniendo en cuenta que los componentes de la antena no muestran signos significativos de deterioro después de casi cuarenta años de servicio en el Owens Valley Radio Observatory (OVRO).

1.2. Marco teórico: El radiotelescopio

En esta sección se describe de forma breve la importancia de los telescopios, su sistema de movimiento y los tipos de configuraciones, de manera de poseer una mayor claridad del tema presentado.

Los radiotelescopios son instrumentos astronómicos compuestos por un receptor de radio, un sistema de antenas y espejos que se utiliza para detectar la radiofrecuencia emitida por fuentes cósmicas [2].

Estas emisiones fueron reportadas por primera vez en 1933 por Karl Jansky, ingeniero de telecomunicaciones y luego por Grote Reber, ingeniero de radio, el cual construyó un reflector parabólico de 9,5 metros en Estados Unidos, para continuar la investigación de Jansky sobre el ruido radioeléctrico cósmico. Una vez finalizada la Segunda Guerra Mundial, la tecnología de los radares militares se aplicó a ésta investigación astronómica, construyéndose radiotelescopios de tamaño y sofisticación en creciente desarrollo [2].

1.2.1. Principios de funcionamiento

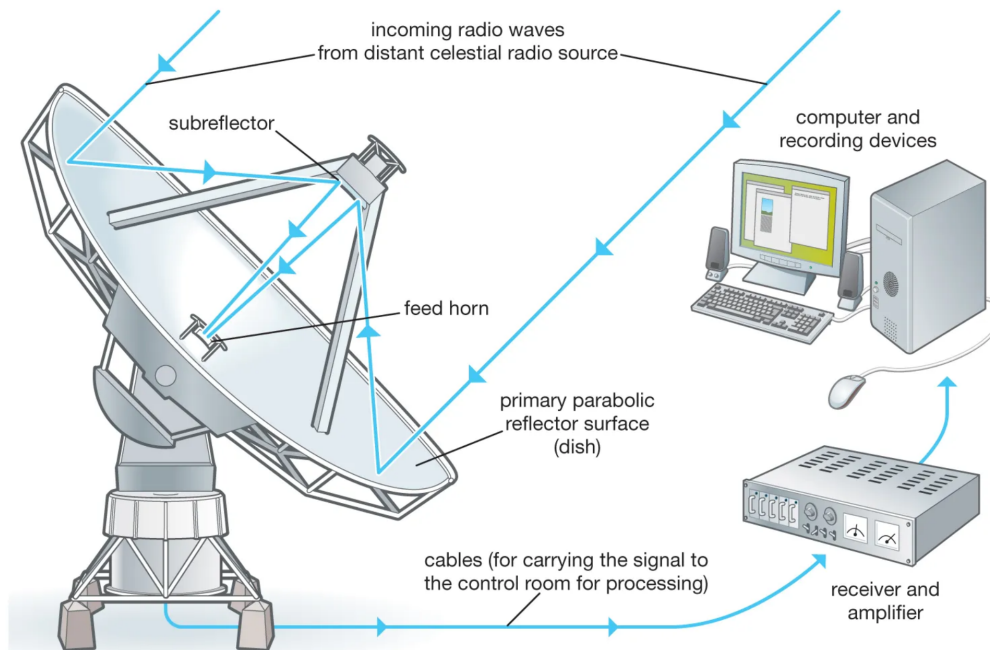


Figura 1.3: Radio telescopio [2]

Los radiotelescopios tienen dos componentes básicos: una gran antena de radio y un receptor, lo que determina la sensibilidad de la estructura, ya que ésta depende tanto de la eficiencia de la superficie como también de la sensibilidad del receptor de radio utilizado para amplificar y detectar las señales.

El tipo más conocido de radiotelescopio es la antena parabólica, la cual enfoca la señal entrante en una pequeña antena (alimentador), que suele ser una bocina de guía de ondas que transfiere la señal al receptor de radio. Para obtener mejor sensibilidad se emplean amplificadores de estado sólido que se enfrían a temperaturas criogénicas para reducir su ruido interno.

Con respecto al receptor, la forma más sencilla es colocarlo directamente en el punto focal del reflector parabólico, luego la señal detectada se transporta por cable a lo largo de la estructura hasta un punto donde la señal pueda registrarse y analizarse. Otra forma consiste en colocar un reflector secundario delante (foco Cassegrain) o detrás (foco Gregoriano) del punto focal del paraboloide y así enfocar la radiación al reflector principal (a un punto cercano al vértice, o al centro). Al situar los alimentadores y receptores en el vértice, se logra tener más espacio y el acceso es más sencillo.

En los diseños más recientes, se busca que la estructura sea más sensible y con la menor interferencia, por lo que se prefiere colocar el alimentador o reflector secundario fuera del eje central y no bloquear la señal entrante.

Por otro lado, en la mayoría de los radiotelescopios modernos, se utiliza un computador para mover los ejes de azimut y elevación para seguir el movimiento de la fuente a través del cielo.

Con relación al rendimiento de un radiotelescopio está limitado por: irregularidades de fabricación, cargas de viento, deformaciones térmicas y cambios en las fuerzas gravitacionales, teniendo en mente que el tamaño de los radiotelescopios es proporcional a las longitudes de onda en las que opera y que dado que los radiotelescopios operan a longitudes de onda mucho más largas, los telescopios deben ser muy grandes para alcanzar una buena resolución angular.

El efecto de la gravedad se minimiza diseñando la estructura móvil lo más rígida posible o usando el principio de la homología (permite que la estructura se deforme bajo la fuerza de la gravedad, al producirse un cambio de elevación la estructura reflectante se deforma en un nuevo paraboloide con un punto focal ligeramente diferente) [10] [11] mediante el estudio de elementos finitos.

Algunos radiotelescopios se emplazan en recintos de protección llamados domos que eliminan

casi por completo el efecto del viento y la temperatura en toda la estructura.

Los radiotelescopios se utilizan para medir la radiación continua de banda ancha, así como características espectroscópicas de banda estrecha debidas a líneas en el espectro de radio [2]. Los radiotelescopios modernos observan simultáneamente un gran número de frecuencias, dividiendo las señales en varios canales separados que pueden abarcar un ancho de banda total mucho mayor, empleando filtros, cada uno de ellos sintonizado en una frecuencia distinta y seguido de un detector independiente que combina la señal de los distintos filtros para producir un receptor multifrecuencia. Otra alternativa es usar una única señal de banda ancha, convertirla en forma digital y analizarla mediante auto-correlación y transformaciones de Fourier. Para detectar señales débiles, la salida del receptor se suele promediar a lo largo de extensos períodos de tiempo para reducir el efecto del ruido [2].

En radio, las distorsiones introducidas por la atmósfera son menos importantes que en óptica. Además, como las señales de radio son fáciles de distribuir a grandes distancias sin distorsión, es posible construir radiotelescopios de diversas dimensiones.

La alta resolución angular se consigue implementando la interferometría, donde se sintetiza una apertura efectiva muy grande a partir de varias antenas correlacionadas, con el objetivo de sintetizar el efecto de una gran apertura y reconstruir así imágenes de alta resolución del cielo radioeléctrico, mediante computadores.

En los interferómetros y conjuntos convencionales, se usan cables coaxiales, guías de ondas o fibra óptica para distribuir una señal de referencia con oscilador local común a cada antena y también para devolver la señal recibida de una antena individual a un laboratorio central donde se correlaciona con las señales de otras antenas. Sin embargo, en los casos en que las antenas están separadas por más de unas decenas de kilómetros, es decir, interferometría de línea de base muy larga (VLBI), eran tal que en los primeros sistemas, las señales se registraban mediante grabadores de vídeo de gran ancho de banda en cada antena. Luego, los datos se grabarían en discos, los cuales se transportaban a un lugar común donde se reproducían y las señales se combinaban para formar franjas de interferencia.

Con relación a las aplicaciones de los radiotelescopios, se tiene que estos permiten a los astrónomos estudiar muchos tipos de fuentes de radio.

1.2.2. El radiotelescopio moderno

Actualmente, los radiotelescopios adoptan un diseño de antenas de apertura de forma parabólica o, en casos excepcionales, esférica.

Además, las antenas pueden clasificarse principalmente de la siguiente manera [12]:

1.2.2.1. Diseño del reflector principal

- 1) Forma paraboloidal simétrica.
- 2) Forma paraboloidal desplazada.
- 3) Superficies paraboloidales parciales en un diseño de paraboloides cilíndrico.

1.2.2.2. Diseño de montaje y seguimiento

1) Eje azimutal vertical y eje de altitud horizontal: diseño más utilizado, esta montura es la más simétrica con respecto a la dirección de la gravedad, brindando un soporte estable.

2) Montaje ecuatorial: diseño de montaje más popular en telescopios ópticos, a excepción de los de gran tamaño, cuenta con un eje polar (paralelo al eje de rotación de la Tierra) y un eje de declinación. En radio, esta montura es adecuada para radiotelescopios relativamente ligeros.

En general, para orientar la antena, se necesita un eje fijo, y otro móvil que gira alrededor del eje fijo.

1.2.2.3. Antenas Alt-Azimutales Wheel & Track y Yoke & Tower

1) “Wheel & track”: toda la estructura de la antena se apoya en cuatro ruedas que se mueven sobre un riel circular fijo en los cimientos de la antena.

2) “Yoke & tower”: la antena posee un engranaje azimutal fijo, y una estructura que gira alrededor del eje azimutal por medio de motores, manteniendo un punto de intersección fijo a los ejes de azimut y elevación.

1.2.2.4. Rigidez

1) Estructura flexible: telescopios de ondas milimétricas de gran apertura con diseño “homólogo”, tal que la superficie del reflector principal deformada mantiene una forma paraboloidal y forma un enfoque nítido.

2) Estructuras rígidas: antenas de radiotelescopio usadas para observaciones geodésicas y astrométricas VLBI, son diseñadas para eliminar posibles errores debidos a la deformación del telescopio.

1.2.2.5. Frecuencia de observación

1) Onda cm: antenas de onda cm, los requisitos de superficie y precisión de apuntamiento no son muy severos. En el extremo de baja frecuencia, los principales reflectores de las antenas de ondas cm pueden estar hechos de alambre mallado.

2) Ondas milimétricas: la precisión de la superficie debe ser muy pequeña y la precisión de apuntamiento debe ser muy buena. Algunos de los telescopios de ondas milimétricas, están cubiertos por domos para evitar los efectos del fuerte viento y el calentamiento solar no homogéneo.

3) Ondas submilimétricas: de tolerancias más estrictas en la construcción, todas las antenas existentes de ondas submilimétricas son relativamente pequeñas y algunas de ellas están situadas dentro de cúpulas de protección.

1.2.3. Principios de funcionamiento: Control telescopio

A medida que aumenta la tecnología con que operan las antenas, es necesario también actualizar los software con los que se controlan estos radiotelescopios y evitar así posibles problemas en las observaciones como cambios bruscos en la aceleración, ineficientes barridos en la exploración (que no permiten que el telescopio comande trayectorias continuas) y la existencia de inestabilidades (como el backlash) en el accionamiento.

El control del movimiento de los telescopios generalmente se realiza mediante algoritmos P.I, L.Q.G y H_∞ según corresponda [13], y permite que los ejes del telescopio estén en una posición determinada a una velocidad determinada, evitando las frecuentes y repentinas inestabilidades en el sistema.



Figura 1.4: Radiotelescopio CSO

1.3. Hipótesis de Trabajo

Es posible simular el comportamiento actual del sistema electro-mecánico de movimiento del LCT a través de la plataforma Simulink/MATLAB, a partir de datos reales de operación.

1.4. Objetivos

1.4.1. Objetivo general

Estudiar, modelar y analizar el sistema de movimiento actual del telescopio LCT y del accionamiento de acuerdo con nuevos requerimientos del sistema de control, adaptado a la realidad de su operación.

1.4.2. Objetivos específicos

- Modelar el sistema de control del accionamiento del telescopio LCT dadas mediciones reales de entrada-salida del modelo electromecánico.
- Obtener parámetros desconocidos a través de un método iterativo de optimización (modelo subdeterminado).
- Proponer un modelo de *Backlash* y fricción apta para la antena e identificar correspondientes parámetros (antena y motor).

1.5. Alcances y Limitaciones

Las simulaciones y modelos desarrollados en el presente trabajo se realizan en base a sistemas obtenidos de la literatura estándar y de trabajos previos. Todas las pruebas de las simulaciones se ejecutan en MATLAB/Simulink.

1.6. Temario y Metodología

1. Estudiar el material bibliográfico y publicaciones existentes, clasificando el material de acuerdo con los objetivos esperados del trabajo.
2. Analizar los modelos existentes actuales, contrastando con bibliografía, extrayendo los componentes del sistema del LCT, para lograr llevar a cabo una comparación entre las simulaciones existentes, y su razonamiento físico matemático, para esto se estudian modelos implementados en software MATLAB/Simulink.
3. Estudiar los manuales de la antena CSO (próximamente LCT) y publicaciones relacionadas, prestando atención a lo concerniente a la definición de nuevos requerimientos de la antena y posibles técnicas de control.
4. Analizar y recopilar los resultados anteriores y se propone un modelo a través del software Simulink que permite modelar el comportamiento de la antena LCT.
5. Implementar algoritmo de estimación de parámetros desconocidos a través de software MATLABb/Simulink.

2. Revisión Bibliográfica

A continuación, se muestran diversos conceptos y definiciones de los sistemas de movimiento, útiles para la correcta comprensión de la antena LCT.

2.1. Backlash

En el análisis en el dominio de la frecuencia y de la función descriptiva en sistemas no lineales como el de la Figura 2.1, es usual enfrentarse a las llamadas *no linealidades duras*. [3].

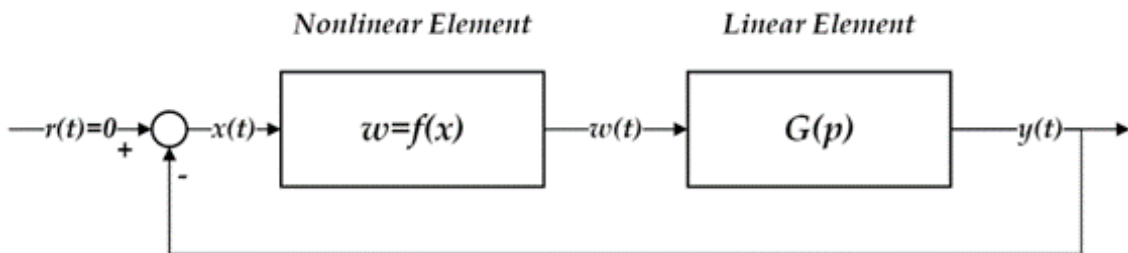


Figura 2.1: Sistema no lineal. [3]

Entre las no linealidades comunes en sistemas electromecánicos está el *backlash* (no linealidad de mayor interés en el proyecto LCT).

El *backlash* (Figura 2.2), es causado por “huecos” que existen en engranajes de transmisión, debido a errores en fabricación o montaje. Como consecuencia, cuando el engranaje Motor gira un ángulo menor que la separación, el engranaje conducido no se moverá (zona muerta), luego, si se restablece el contacto entre los dos engranajes, el engranaje conducido seguirá la rotación del engranaje de la rueda motriz de forma lineal, por el contrario, si el engranaje gira en sentido inverso también una distancia con ángulo menor que la separación tampoco se moverá, una vez establecido el contacto entre los dos engranajes, vuelve la rotación del mecanismo de la rueda motriz linealmente, por lo tanto, la posición depende de la amplitud sinusoidal de entrada.

Cabe mencionar que el backlash además suele producir acumulación de energía, inestabilidad, errores en estado estacionario y oscilaciones (incluso ciclos límites) en los accionamientos [14].

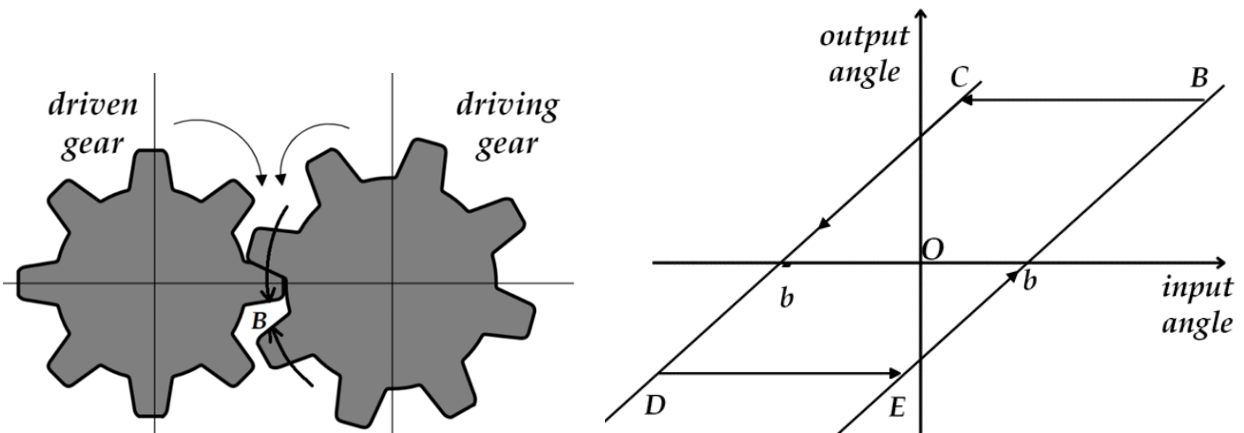


Figura 2.2: Backlash. [3]

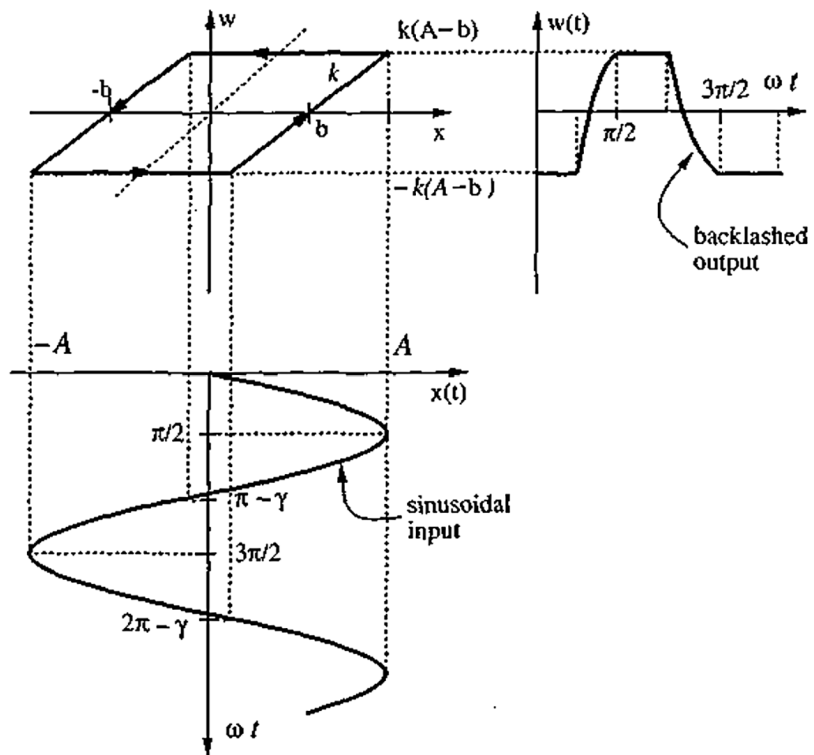


Figura 2.3: Funciones de entrada y salida para una no linealidad de *Backlash*. [3]

Con respecto a la función descriptiva del *backlash* (Figura 2.3), posee una pendiente k , ancho $2b$, entrada $x(t) = A \cdot \sin(\omega \cdot t)$, $A \geq b$ y salida $w(t)$ igual a:

$$f(x) = \begin{cases} (A - b) \cdot k & \frac{\pi}{2} < \omega \cdot t \leq \pi - \gamma \\ (A \cdot \sin(\omega \cdot t) + b) \cdot k & \pi - \gamma < \omega \cdot t \leq 3 \cdot \frac{\pi}{2} \\ -(A - b) \cdot k & 3 \cdot \frac{\pi}{2} < \omega \cdot t \leq 2 \cdot \pi - \gamma \\ (A \cdot \sin(\omega \cdot t) - b) \cdot k & 2 \cdot \pi - \gamma < \omega \cdot t \leq 5 \cdot \frac{\pi}{2} \end{cases} \quad (2.1)$$

$$\text{Con } \gamma = \sin^{-1}\left(1 - \frac{2b}{A}\right)$$

Aplicando la transformada de Fourier a la función anterior (considerando además que es una no linealidad impar y una entrada sinusoidal), solo la componente fundamental en la salida importará, tal que:

$$|N(A)| = \frac{1}{A} \cdot \sqrt{a_1^2 + b_1^2} \quad \angle N(A) = \tan^{-1}(a_1/b_1) \quad (2.2)$$

Ahora bien, en el caso de antenas astronómicas y telescopios, se dice en [15], [4] que suele existir *backlash* entre los dientes del bullgear y los de las cajas reductoras (el *backlash* está presente en todo sistema mecánico donde el engranaje Motor, no está conectado con la carga en forma directa [14]). Si no se corrige, el *backlash* deteriorará la precisión de apuntamiento de la antena [4]. Para reducir el impacto de la discontinuidad en la precisión en el LCT, en el eje de azimut se implementa un accionamiento de dos Motores con engranajes de torque opuesto, generando una trayectoria continua en el movimiento de los engranajes de la antena, eliminando así el *backlash* [16].

La eficacia del enfoque de dos Motores depende de la cantidad de torque aplicado en los accionamientos, que a su vez depende de la carga de la antena (debe ser lo suficientemente grande como para guiar a la antena para la máxima carga, pero lo suficientemente pequeña como para no causar una tensión local excesiva, fricción y desgaste). Cabe mencionar que esta alta precisión sólo se requiere a bajas velocidades.

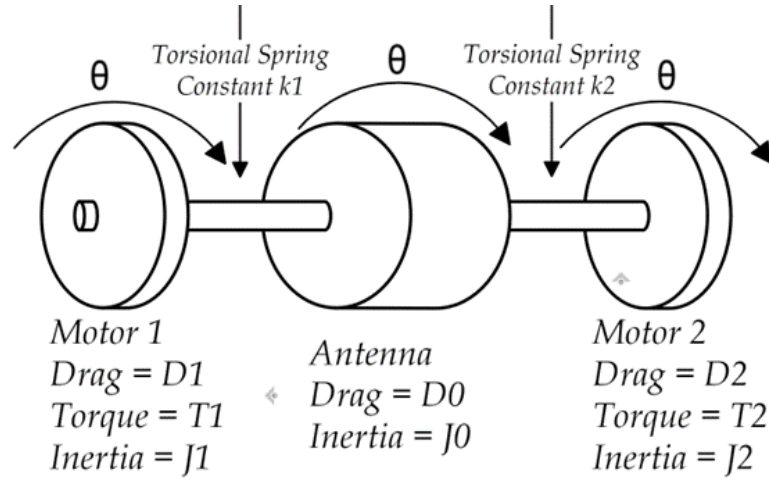


Figura 2.4: Modelo simplificado del sistema de accionamiento de dos Motores. [4]

En [5] se define que, si se consideran dos engranajes sencillos con torques opuestos, tal que el ángulo de rotación del primer engranaje sea β_1 , el del segundo sea β_2 , la relación de la caja de cambios sea N y la rigidez k . La relación entre el giro y el torque (T) será la siguiente:

$$T = \begin{cases} 0 & |\Delta\beta| \leq b \\ k \cdot (\Delta\beta - b) & \Delta\beta > b \\ k \cdot (\Delta\beta + b) & \Delta\beta < -b \end{cases} \quad (2.3)$$

Donde $\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1/N$, y b es el tamaño del *backlash* medido en el segundo engranaje.

Para determinar el *torque - bias* del torque es necesario tener en cuenta que si la rigidez de la caja de cambios es k y el *backlash* es b , el *torque - bias* ΔT debe ser mayor que $2kb$. Los gráficos del perfil de torque existente del Motor v/s la carga axial (como porcentaje de la carga máxima) se muestran en la Figura 2.5, para el 10 %, 20 % y 30 % del sesgo.

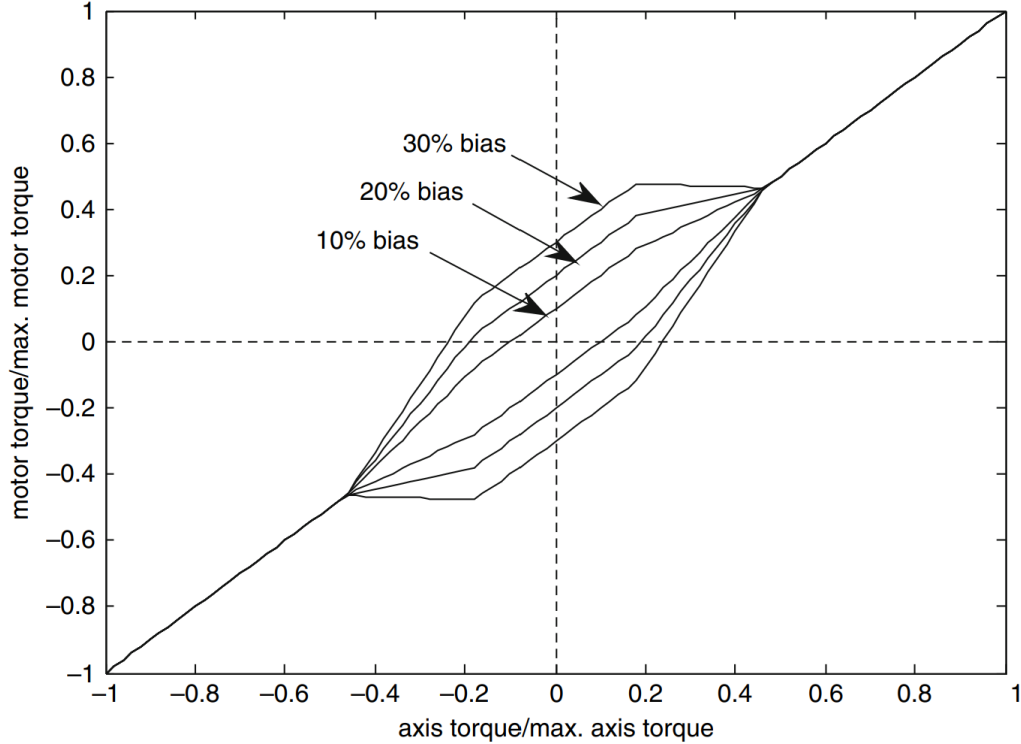


Figura 2.5: Motor torque vs. axial torque, para un 10 %, 20 % y 30 % torque bias. [5]

En la Figura 2.5 (donde las líneas superiores representan el drive 1 y las líneas inferiores representan el drive 2) se desprende que el *bias* es mayor para las cargas bajas; En el caso de cargas dinámicas (como las ráfagas de viento) la magnitud del *torque – bias* no es clara, ya que la diferencia de torque puede no ser lo suficientemente grande como para evitar el *backlash* y suponer mayor magnitud puede conducir a un desgaste prematuro de los componentes. Además, las cargas que varían rápidamente pueden causar un *backlash* simultáneo en ambos engranajes, a pesar del *bias*.

En [6] se analiza en primer lugar el estado estacionario del *backlash* (Figura 2.6(a)), donde el torque de salida del Motor 1 es igual al torque de salida del Motor 2 (en sentido contrario), tal que los engranajes de salida de los dos Motores de accionamiento se acoplan con las superficies de los engranajes de carga, de modo que el sistema es estable y no oscila.

Luego en la Figura 2.6(b) se muestra cuando el engranaje de carga gira en sentido horario (desde estado estacionario). Aquí el torque de salida $|M_{cm1}|$ del Motor 1 comienza a aumentar y el torque de salida $|M_{cm2}|$ del Motor 2 comienza a disminuir. Cuando $|M_{cm1}| > |M_{cm2}|$ el engranaje de la carga comienza a girar por el torque de accionamiento ($M = |M_{cm1}| - |M_{cm2}|$).

En la Figura 2.6(c), el engranaje de carga continúa girando, y el torque de salida $|M_{cm2}|$ proporcionado por el Motor de accionamiento 2 se reduce a cero y la carga comienza a desengancharse (El engranaje de carga es accionado únicamente por el Motor 1).

Finalmente en la Figura 2.6(d), el torque de salida suministrado desde el Motor 2 se hace coincidir con la dirección del torque de salida del Motor 1 y aumenta gradualmente. Los dos piñones de accionamiento se engranan en el mismo sentido del engranaje de carga y el engranaje de carga es accionado por el par de accionamiento ($M = |M_{cm1}| + |M_{cm2}|$).

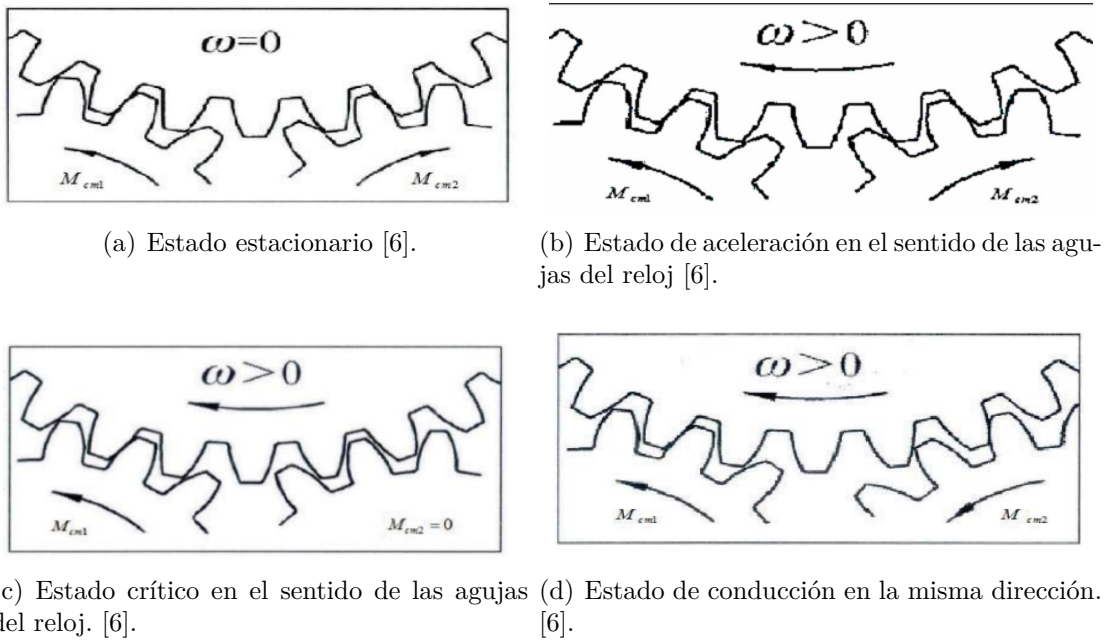


Figura 2.6: Análisis de viabilidad de un sistema de accionamiento asimétrico de doble Motor.

Mediante lo anterior, se explica como el sistema de accionamiento de doble Motor es capaz de lograr el control del torque de salida de los engranajes de accionamiento del LCT, por lo que el sistema de torque asimétrico de doble Motor es un accionamiento factible de implementar en éste tipo de radiotelescopios (implementación actual del CSO):

2.1.1. Estrategias de control de dos Motores

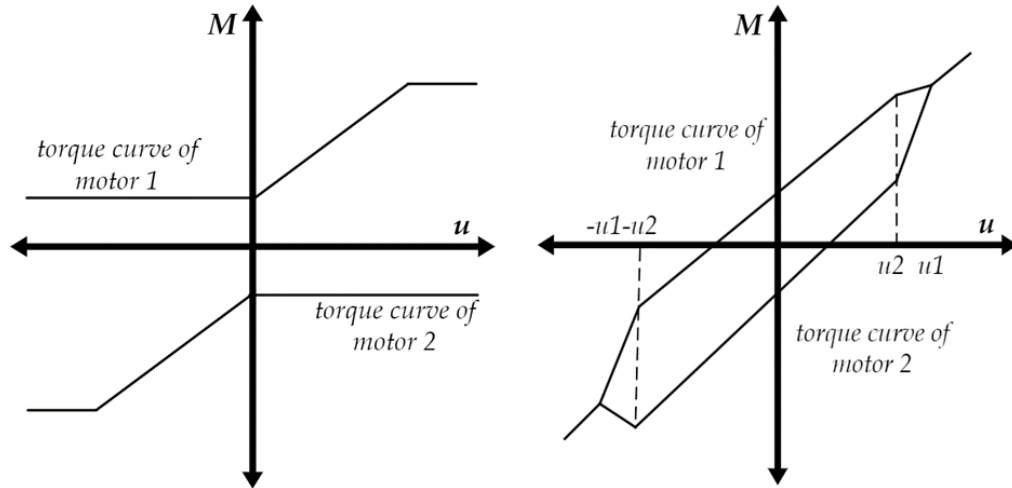
1.- Cuando la carga se invierte al movimiento (Figura 2.7(a)), el Motor de accionamiento positivo mantiene un torque constante positivo de salida para lograr eliminar el *backlash*. Cuando la carga tiene un movimiento de avance, el Motor de accionamiento inverso mantiene un torque constante inverso de salida para eliminar el *backlash*. En este momento el Motor positivo supera el torque inverso del Motor de accionamiento para impulsar el movimiento positivo de la carga. El tamaño del torque de polarización es constante durante todo el control.

2.- En la Figura 2.7(b) por otro lado, se ve que cuando la carga está en estado estacionario, el torque de salida de los dos Motores de accionamiento es igual, pero de dirección opuesta (se elimina el *backlash*). Cuando la carga comienza a moverse hacia adelante, el torque de salida del Motor 1 se incrementa gradualmente y el torque de salida del Motor 2 se reduce gradualmente, y la carga es girada principalmente por el Motor 1. Cuando el torque de salida del Motor 1 y del Motor 2 son iguales y en la misma dirección, el Motor 1 y el Motor 2 conducen la carga hacia adelante y la situación de rotación inversa de la carga es similar a la anterior. Sin embargo, la curva de torque de los dos Motores no es consistente, por lo que la estrategia de control de la Figura 2.7(a) se modifica en una estrategia de control asimétrica.

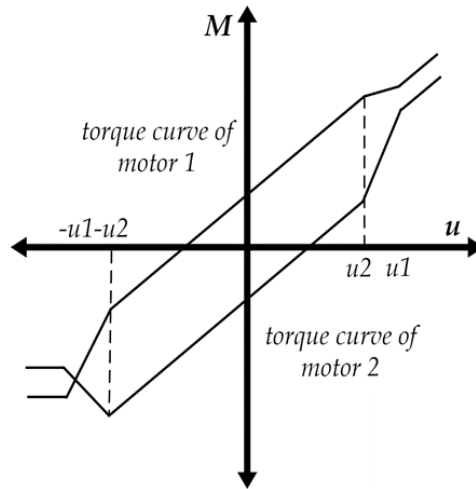
3.- Cuando la carga está en estado estacionario, los dos Motores de accionamiento generan en sentido opuesto el torque de compensación, eliminando así el *backlash*.

El Motor 1 es el Motor de accionamiento de alta potencia; el Motor 2 es Motor auxiliar de pequeña potencia. Cuando la carga gira hacia delante, el torque de salida del Motor 1 aumenta y el torque del Motor 2 disminuye, finalmente el torque de salida del Motor 2 es el mismo que el del Motor 1, y el accionamiento de la carga es generado principalmente por el Motor 1.

Cuando la carga está en la dirección inversa, el torque de salida del Motor 1 se reduce y el torque de salida del Motor 2 aumenta, ya que la variación del Motor 1 es más rápida que la del Motor 2, el torque del Motor 1 se reduce, hasta que finalmente ambos Motores tengan torques iguales, y conduzcan la carga en rotación inversa en forma conjunta, aunque el accionamiento de la carga es proporcionado principalmente por el Motor 1.



(a) Motor doble de polarización constante. (b) Torque de polarización de conmutación.



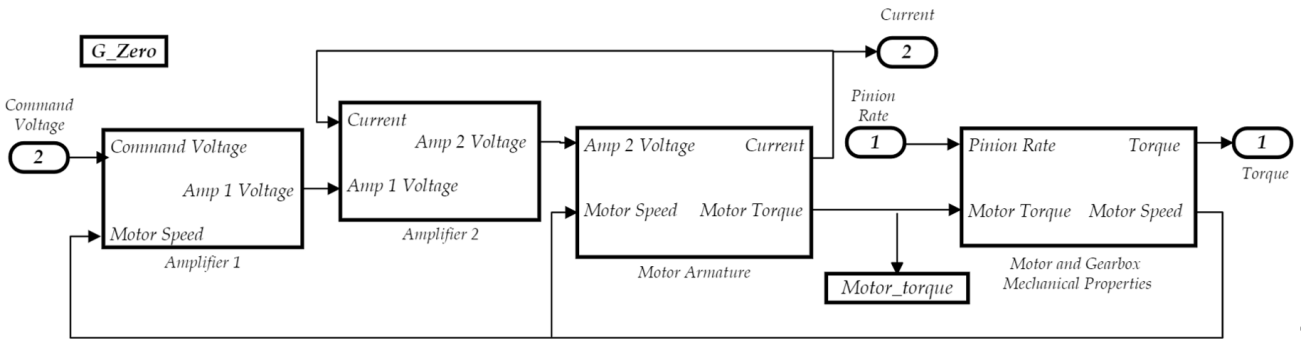
(c) Control asimétrico del doble Motor.

Figura 2.7: Dual Motor Drive system. [6]

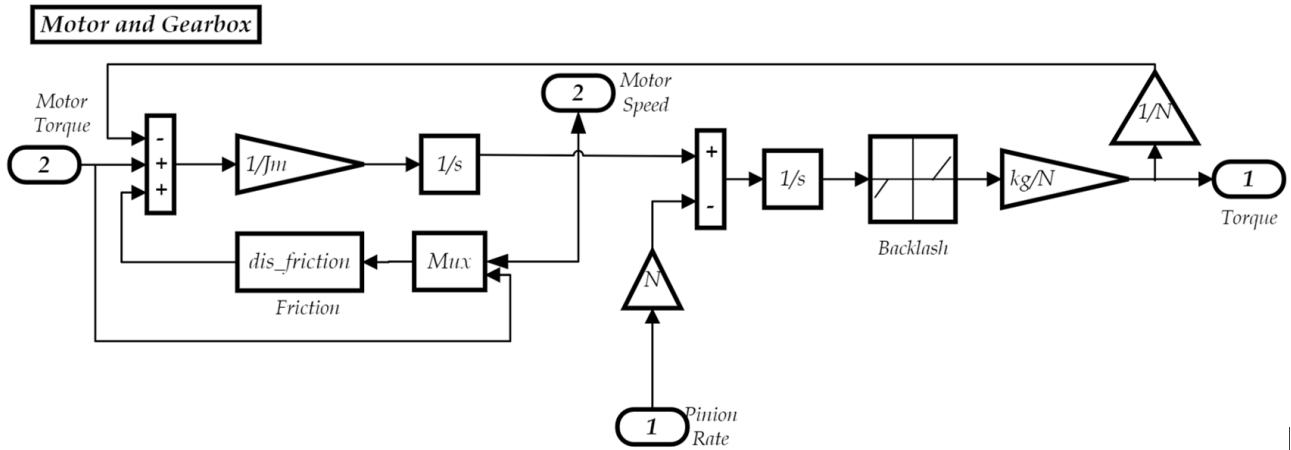
Finalmente en relación a la simulación del *backlash*, en [16] se muestra el modelo del sistema de accionamiento (con *backlash*) de la antena de NASA “Deep Space Network”, aquí se hace referencia a que los movimientos de los ejes de elevación y azimut de la antena están desacoplados y por lo tanto, pueden ser analizados independientemente.

El modelo Simulink del sistema del lazo velocidad posee como entrada la velocidad del piñón de elevación y como salida el torque aplicado a la antena. El diagrama de bloques del subsistema Motor, gearbox y amplificador se muestra en la Figura 2.8(a). El *backlash*, depende de la diferencia entre ángulo del Motor y del piñón (Figura 2.8(b)).

En [7] se muestra otro ejemplo de esquema del servosistema de accionamiento de doble Motor (Figura 2.9).



(a) Modelo Simulink del Motor, la caja de cambios y el amplificador (sistema G_o). [16]



(b) Modelo Simulink de las propiedades mecánicas del Motor y la caja de cambios. [16]

Figura 2.8: Diagrama de bloques del servosistema.

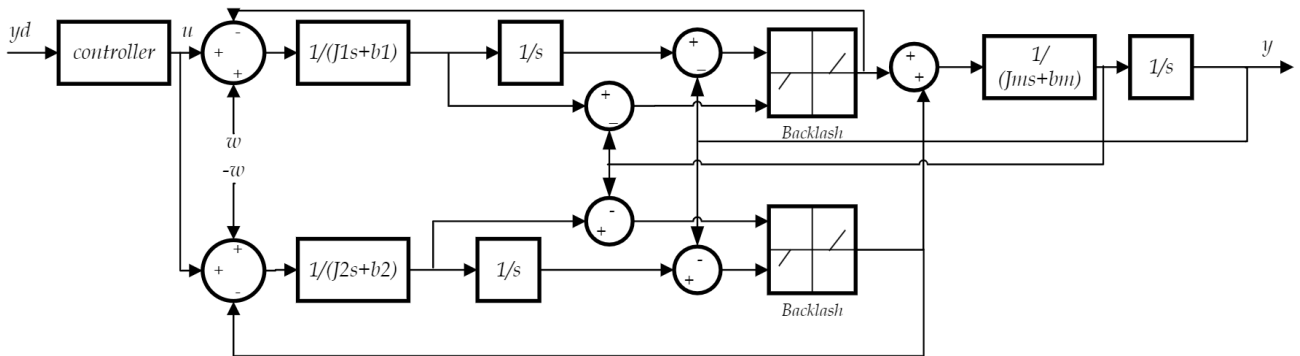


Figura 2.9: Diagrama de bloques del servosistema de accionamiento de dos Motores (dos ramas del sistema que se ve en (a)). [7]

2.2. Fricción

Actualmente, no existe documentación suficiente sobre cual es el modelo de fricción que realmente modela la antena LCT, por lo cual en el presente trabajo, se opta por estudiar diferentes tipos de modelos, simularlos en los componentes afectados (Motores-reductores y antena) y posteriormente elegir el modelo más adecuado en términos de error.

2.2.1. Modelos de Fricción Estáticos

Son aquellos modelos que dependen únicamente de la velocidad (dependencia estática). Para algunas aplicaciones que operan cerca de la velocidad cero o cruzan la velocidad cero con frecuencia, los modelos estáticos presentan errores de precisión, dada la discontinuidad en la velocidad cero [17], por lo que para estas situaciones es necesario un modelo dinámico (para sistemas reales de posicionamiento de alta precisión, se deben considerar otros modelos de fricción) [8].

Dentro de los modelos de fricción más básicos se tiene la fricción de Coulomb y la amortiguación viscosa lineal.

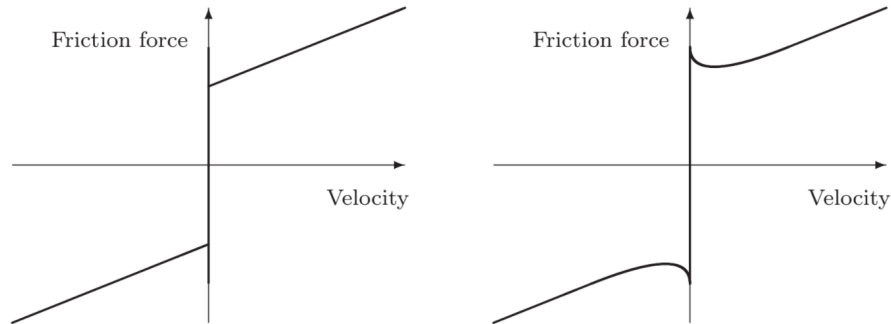


Figura 2.10: Representación global de los efectos básicos de la fuerza de fricción estática en función de la velocidad. [8]

En la Figura 2.10 se ve: (a): Fricción de Coulomb, viscosa y estática. (b): Modelo de fricción de Stribeck. Se puede apreciar que cuando la fuerza inicial aplicada a un cuerpo es mayor a la fuerza de fricción estática, comienza el movimiento y el rozamiento va disminuyendo con la velocidad (*efecto Stribeck*). Estos modelos básicos describen la relación entre el roce y la velocidad [8].

2.2.1.1. Fricción de Coulomb, Viscoso y de Stribeck

El modelo de rozamiento de Coulomb es tal que la fuerza de rozamiento viene dada por:

$$F_c = \mu \cdot F_n \cdot \text{sign}(v) \quad (2.4)$$

donde F_n es la fuerza normal, μ el coeficiente de fricción y v la velocidad relativa del objeto en movimiento. El coeficiente de fricción de Coulomb μ suele ser menor que el coeficiente de fricción estática para los mismos materiales.

Para velocidades nulas el rozamiento de Coulomb depende de función $\text{sign}(v)$ [17].

Por otro lado, la fuerza de fricción viscosa (casos en los que la superficie en contacto es aceitosa) es lineal con respecto a la velocidad y puede expresarse como:

$$F_v(v) = \mu \cdot \sigma_v \cdot v \quad (2.5)$$

Con σ_v coeficiente de fricción viscosa, menor que el coeficiente de fricción de Coulomb [17].

Finalmente, se tiene el efecto Stribeck, el cual es un tipo de rozamiento en donde la fricción disminuye con el aumento de la velocidad hasta llegar a la llamada velocidad de Stribeck [17]. A partir de esta velocidad comienza a afectar la fricción viscosa.

La fricción total puede expresarse como:

$$F_f(v) = \mu \cdot F_n \cdot \text{sign}(v) + \mu \cdot \sigma_v \cdot v + F_s(v) \quad (2.6)$$

Finalmente, el efecto Stribeck corresponde a una función descriptiva de la velocidad ($F_s(v)$). También característica de superficies aceitosas o lubricadas [17] y es tal que:

$$F = \begin{cases} F(v) = F_c + (F_s - F_c) \cdot e^{-|\frac{v}{v_s}|^\delta} + F_v \cdot v & v \neq 0 \\ F_e & v = 0, |F_e| < F_s \\ F_s \cdot \text{sgn}(F_e) & v = 0, |F_e| > F_s \end{cases} \quad (2.7)$$

Con v_s velocidad de Stribeck y F_e y F_s corresponden a la fuerza externa que afecta al cuerpo y la fuerza de fricción estática, respectivamente.

2.2.1.2. Modelos de Conmutación

Para velocidades vecinas a $v = 0$ o cuando la velocidad cruza $v = 0$, los modelos de la sección anterior dan problemas numéricos. Por lo que se propone un modelo de fricción por conmutación que consiste en tres conjuntos diferentes de EDO's para la descripción en la fase de "adherencia, deslizamiento y transición". Los modelos de conmutación, aunque resolvían los problemas numéricos, todavía carecían de la capacidad de describir la fricción lo suficientemente bien suficiente para un modelo preciso [8].

2.2.1.3. Modelo de siete parámetros

El modelo de siete parámetros [8] incluye el predeslizamiento, la fricción de Coulomb, la fricción viscosa y una curva de Stribeck con retardo. Consta de dos modelos separados, uno para la fase estática y otro para la fase de deslizamiento.

2.2.1.4. Coulomb Viscoso Asimétrico

En [9] se presenta el modelo de fricción asimétrico (Coulomb/viscoso). Los modelos generales de fricción estática suelen suponer que el modelo tiene la característica de ser simétrico con la dirección del movimiento. Sin embargo, el fenómeno de la fricción no solo es asimétrico en esencia, también tiene la característica asimétrica prominente cuando se aplica una carga direccional (mediciones disponibles de corrientes en los Motores son considerablemente asimétricas).

Luego el modelo de fricción asimétrico de Coulomb/viscoso es:

$$f_{c/v}(v) = \begin{cases} \alpha_1 \cdot \text{sgn}(v) + \beta_1 \cdot v & v > 0 \\ \alpha_2 \cdot \text{sgn}(v) + \beta_2 \cdot v & v < 0 \end{cases} \quad (2.8)$$

Donde, α_1 y α_2 son los coeficientes de fricción de Coulomb según la dirección del movimiento, β_1 y β_2 son los coeficientes de fricción viscoso según la dirección del movimiento.

Para resolver el problema mencionado, se describen las características asimétricas de la fricción con el coeficiente de fricción simétrica y un *bias* dependiente de la dirección:

$$F_{c/v}(v) = (a \cdot \text{sgn}(v) + b) + (c \cdot \text{sgn}(v) + d) \cdot v \quad (2.9)$$

Donde, $a + b$ y $-a + b$ son los coeficientes α_1 y α_2 en la fricción de Coulomb, $c + d$ y $c - d$ son los coeficientes β_1 y β_2 en la fricción viscosa. La Figura 2.11 representa el esquema de modelado.

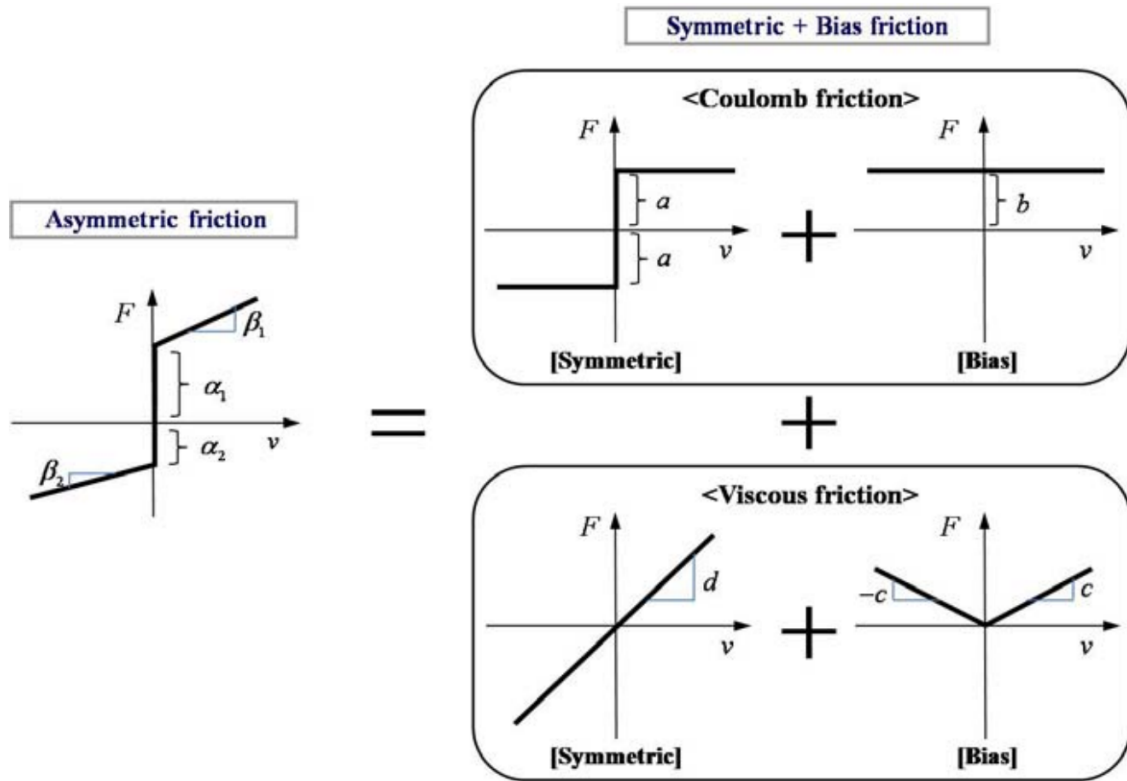


Figura 2.11: Esquema de fricción Coulomb/viscoso asimétrico. [9]

2.2.1.5. Modelo de Dahl

El modelo de Dahl es una generalización de la fricción de Coulomb [8].

Dahl es capaz de modelar el predesplazamiento y la histéresis en un modelo dinámico, pero es incapaz de captar muchos otros fenómenos como el efecto Stribeck y la capacidad de adherencia-deslizamiento.

En el modelo de Dahl la fuerza de fricción se incrementa gradualmente hasta que ocurre la ruptura. Esto se ha modelado mediante la siguiente ecuación diferencial.

$$\frac{dF}{dx} = \sigma \left(1 - \frac{F}{F_C} \cdot \text{sgn}(v)\right)^\alpha \quad (2.10)$$

Con x el desplazamiento, F la fuerza de fricción y F_C la fuerza de fricción de Coulomb.

Entonces, el modelo tiene la siguiente forma:

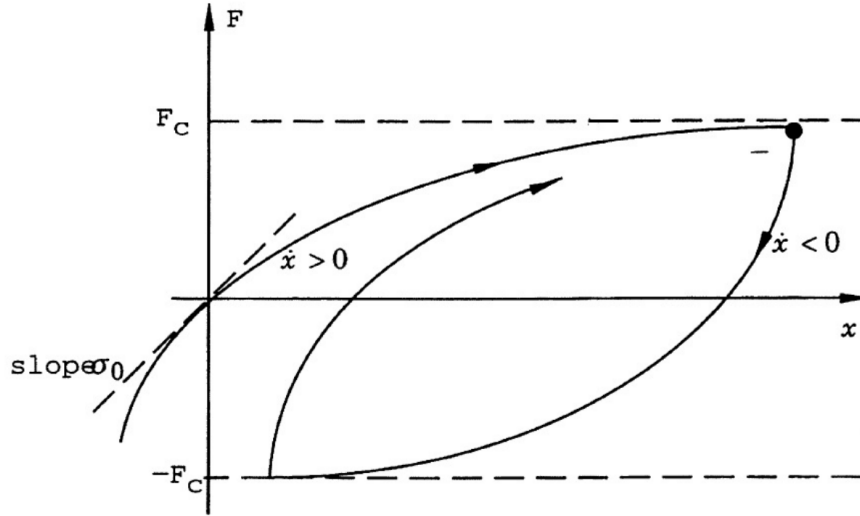


Figura 2.12: Esquema de fricción Dahl

donde σ coeficiente de rigidez y α es un parámetro que determina la geometría de la curva anterior.

Aunque sólo representa una aproximación del comportamiento de predeslizamiento, constituyó la base para modelos más avanzados

2.2.2. Modelos de Fricción Dinámica

2.2.2.1. Modelo de Lund-Grenoble

Este modelo corresponde a un modelo de fricción dinámica (depende de la velocidad angular de las superficies en contacto), el modelo LuGre es a una extensión del modelo de Dahl.

$$\frac{dz}{dt} = v - \frac{|v|}{g(v)} \cdot \sigma_0 \cdot z \quad (2.11)$$

$$g(v) = \frac{1}{\sigma_0} \cdot \tau_C + (\tau_S - \tau_C) \cdot e^{-\left|\frac{v}{v_S}\right|^2} \quad (2.12)$$

$$\tau_f = \sigma_0 \cdot z + \sigma_1 \cdot \frac{dz}{dt} + \tau(v) \quad (2.13)$$

Donde:

z : desviación media de las asperezas [m]

σ_0 : rigidez de las asperezas [N/m]

σ_1 : coeficiente de micro-amortiguación [s]

$\tau(f)$: coeficiente de fuerza de fricción [Nm]

$\tau(v)$: coeficiente de fricción viscosa lineal [Nm]

τ_C : nivel de fricción de Coulomb [Nm]

τ_S : nivel de fricción estática ($F_S \geq F_C$) [Nm]

v_s : velocidad de Stribeck [rad/s]

v : velocidad entre las superficies en contacto [rad/s]

En estado estacionario $\frac{dz}{dt} = 0$ y la relación entre la velocidad angular y el torque fricción es tal que:

$$\tau_{ss} = \sigma_0 \cdot \text{sgn}(v) \cdot g(v) + \tau_v \cdot v = \tau_C + (\tau_S - \tau_C) \cdot e^{-|\frac{v}{v_s}|^2} + \tau_v \cdot v \quad (2.14)$$

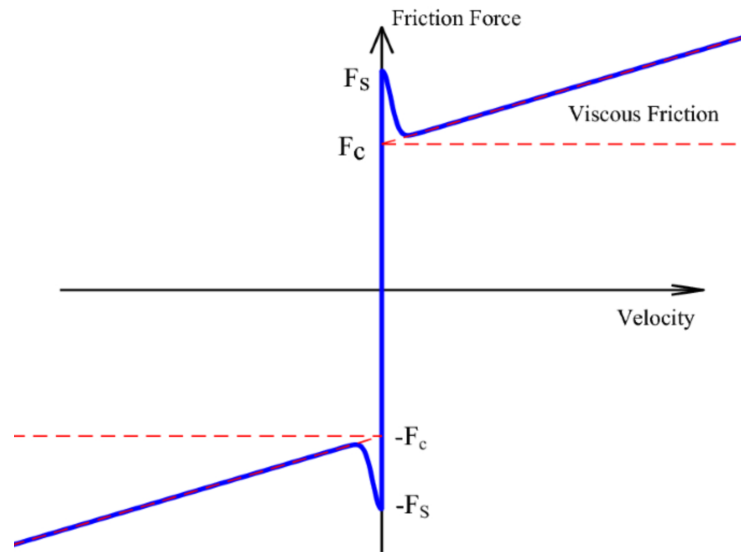


Figura 2.13: Esquema de fricción Coulomb dinámica de Lund-Grenoble.

2.3. Inercia

Todas las partículas existentes en la naturaleza poseen inercia (masivas como las sin masa), y son tal que su velocidad posee inversa dependencia con la magnitud de su inercia.

Esta ley acerca de la velocidad mayor a menor inercia fue conocida por Albert Einstein quien dijo que si una misma fuerza actúa sobre dos cuerpos distintos que parten del reposo, sus velocidades resultantes no serán iguales. Esto se expresa diciendo que la velocidad depende de la masa del cuerpo, y es menor cuando mayor es la masa [18].

Con respecto al momento de inercia de un sólido rígido, se tiene que corresponde a una magnitud que depende de la forma geométrica del sólido, su masa y el eje de rotación del sólido.

Si el sólido rígido de masa M gira en un eje diferente de su centro de masa es necesario recurrir al teorema de ejes paralelos o también conocido como el teorema de Steiner, el cual establece teóricamente que el momento de inercia de un sólido rígido que rota sobre un eje paralelo separado a una distancia D del centro de masa está dado por la ecuación [19]:

$$I_{teo} = I_{CM} + M \cdot D^2. \quad (2.15)$$

2.4. Modelo actual del sistema de accionamiento del LCT-CePIA

Con respecto al modelo y simulación actual de la antena LCT se tiene que:

2.4.1. Modelo de la antena

El modelo de la antena LCT consiste en un lazo de velocidad y un lazo de posición, como se ve en la Figura 2.14 [5]:

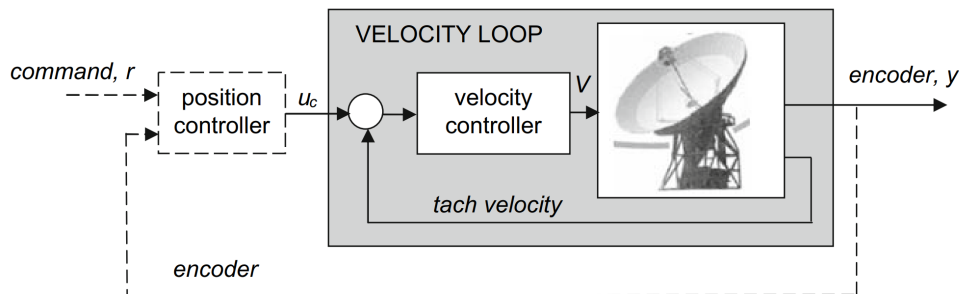


Figura 2.14: Lazos de velocidad y posición del *DeepSpaceNetworkAntenna* [5].

- El lazo de velocidad de la antena abarca la estructura y los servoMotores del accionamiento (amplificadores, Motor eléctrico, tacómetro y caja reductora), el sistema funciona con dos señales de control en su entrada, una para azimut y otra para elevación, la entrada del sistema es una señal de comando proporcional a la velocidad requerida y la salida es la lectura del *encoder* [5].
- El lazo de posición [20], consiste en un controlador de posición entre la salida y la entrada del lazo de velocidad, el controlador de posición es ejecutado mediante un programa informático que acciona la antena en función de su posición real y de la posición ordenada. El controlador tiene dos entradas: la posición del codificador (*encoder*) y , y la posición comandada r . La salida del controlador es una señal proporcional a la velocidad (deg/s) que impulsa la antena [5].

La antena es tal que cuenta con 3 controladores que constan de dos subsistemas: 2 corresponden a azimut y 1 a elevación, ambos son autónomos, por lo que para la simulación se puede analizar un solo sistema [13].

2.4.1.1. Lazo de velocidad

Iniciando el análisis desde el lazo de velocidad [5], se tendrá el siguiente modelo:

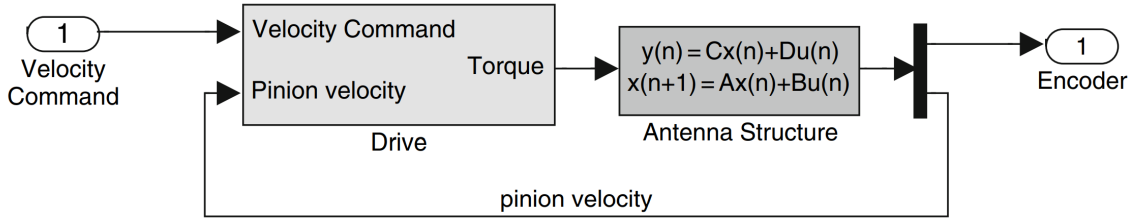


Figura 2.15: Lazo de velocidad de Control [5].

El modelo referido corresponde a un sistema compuesto por la estructura de la antena y el conjunto de accionamientos que la comandan: el torque obtenido del Motor es el que mueve la estructura y la velocidad final es devuelta al módulo del accionamiento por el lazo de realimentación para calcular el error de deformación, la realimentación controla la velocidad de la antena y el codificador mide su posición.

2.4.1.2. Accionamientos y estructura de la antena

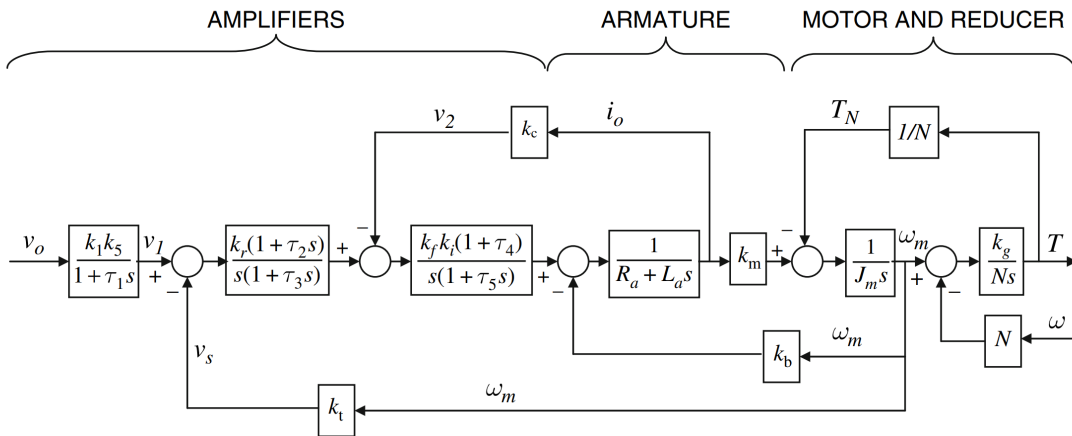


Figura 2.16: Diagrama de bloques del sistema de accionamientos [5].

Las simulaciones están basadas en el modelo de la Figura 2.16 presentado en [5], el cual consiste en un sistema (Motores, reductores, amplificadores y tacómetros) que se unen al telescopio como se define en [1].

El modelo del servosistema fue trabajado en [21], [22] y posteriormente se generó el modelo en Simulink. [23] [24]. La simulación consistió en el sistema de accionamiento (modulo *anti – backlash*, preamplificadores, amplificadores de potencia y Motores), el módulo de las cajas reductoras y el telescopio en sí.

2.4.1.3. Preamplificador

El preamplificador junto al amplificador de potencia (estructuras integradas en el servo controlador) [25] amplifican la diferencia entre la señal de entrada y la del tacómetro.

Esta señal es utilizada para ajustar el comando de velocidad y la señal del tacómetro, con el objetivo de igualar ambas magnitudes y obtener el error de velocidad de cada Motor.

Los parámetros y diagramas del sistema preamplificador fueron tomados de [25] para la construcción del modelo Simulink.

El preamplificador anterior cuenta con dos circuitos de amplificadores operacionales como elementos activos. A la salida de esta etapa se obtiene la corriente requerida para la siguiente fase.

2.4.1.4. Amplificador de Potencia

El amplificador de potencia, posee como entrada la diferencia de la corriente obtenida en la etapa de pre-amplificación y la corriente suministrada desde el Motor. Este amplificador conmuta entre dos estados a la salida, donde los voltajes máximos de salida corresponden a los dos estados (+95 [V] y -95 [V]), [26], [27].

2.4.1.5. Motor DC

El modelo de los Motores de la antena fue simulado de acuerdo con las ecuaciones electromagnéticas descritas en [5].

Los datos de placa fueron obtenidos de [28]. El modelo del Motor contempla una entrada de voltaje para controlar el Motor, otra del torque de carga de la caja reductora y bullgear, teniendo a la salida la velocidad de rotación del Motor, el voltaje del tacómetro (integrado en el Motor) y la corriente del Motor (retroalimentación hacia etapa de amplificación y compensación de *backlash*), [29].

2.4.1.6. Estructura y Modelo del sistema de accionamiento del telescopio (antena)

Como se detalló anteriormente, la antena LCT cuenta con estructuras encargadas del movimiento de azimut y otra de elevación independientes. En el sistema de azimut, el modelo de la planta del telescopio tiene como entrada la velocidad de los dos Motores del accionamiento y su salida corresponde a los parámetros propios del movimiento y velocidad del telescopio. El modelo del telescopio está compuesto por dos subcomponentes: los reductores (primario/secundario del reductor) y la planta propia del telescopio (Azimut tel.).

2.4.1.7. Reductor

El modelo Simulink generado está basado en el modelo del reductor dado por [5], se considera un roce viscoso en el reductor, el par del telescopio y la diferencia de ángulo entre el reductor y el piñón.

2.4.1.8. Estructura de la antena

El modelo actual está basado en el modelo de la antena rígida de [5], con la diferencia de que en el modelo utilizado se considera la fricción de la antena.

2.4.1.9. Modelo actual

En [29] se detallan las modificaciones de la estructura existente, a fin de obtener un modelo cercano a la estructura indicada en [13] y se actualizaron los parámetros estimados de la antena.

3. Desarrollo

3.1. Análisis de Datos

Para la estimación de los parámetros desconocidos del sistema se disponen mediciones adquiridas por el equipo CePIA de la Universidad de Concepción.

Las mediciones fueron tomadas en Owens Valley Radio Observatory (OVRO), en un telescopio Leighton con una configuración de hardware muy similar a la del LCT (mismos controladores, motores, cajas reductoras y estructura de antena), por lo tanto, es correcto utilizarlo como una referencia para estimar los parámetros de fricción y *backlash* en el LCT.

Para llevar a cabo las pruebas se inyectó una señal de comando (tren de pulsos de distintas amplitudes con un ciclo de trabajo que emulaban periodos de movimiento en las mediciones), las mediciones fueron realizadas con la antena girando a máxima velocidad, es decir, una señal de comando máxima de $5[V]$.

Las variables obtenidas fueron la posición de la antena y corrientes en los motores este y oeste (Sección ??) a distintas velocidades en estado estacionario.

Para trabajar con los datos de OVRO (Figura 3.1) fue necesario importar estos a una planilla Excel, en donde además se debieron ordenar las variables de acuerdo a las mediciones reales del encoder, definiendo así las variables de entrada/salida del modelo a optimizar.

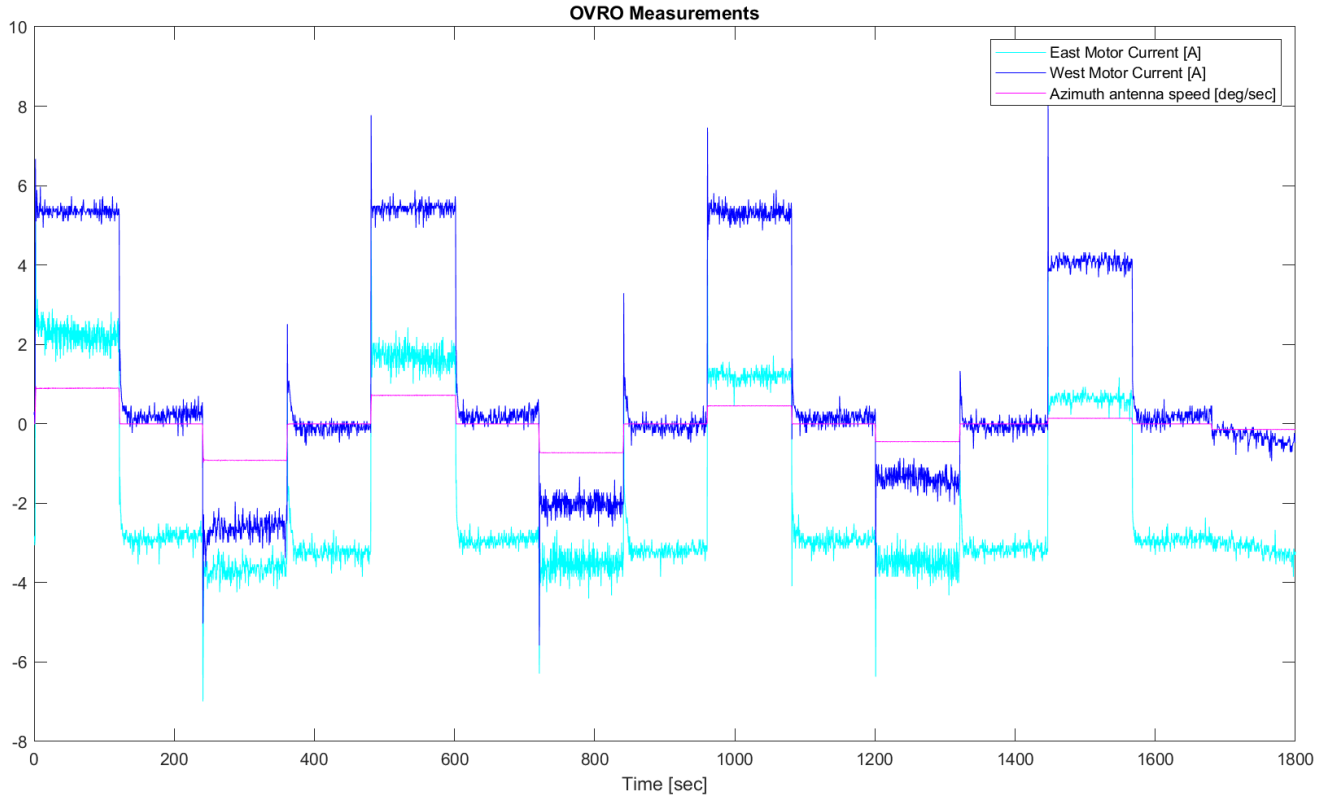


Figura 3.1: Mediciones utilizadas para estimaciones de parámetros.

3.2. Formulación de nuevo modelo Simulink

Para el desarrollo del presente trabajo se estudiaron los modelos electromecánicos del accionamiento existente (Sección 2.4) [29], se definieron las ecuaciones electromecánicas, se revisó/modificó el modelo Simulink de la Sección 2.4 y finalmente se incorporaron los módulos de *backlash* y de fricción a determinar en la identificación de parámetros.

Se decide trabajar en primera instancia específicamente con el lazo abierto de velocidad del modelo electromecánico, dado que de este se tienen las mediciones de corriente de armadura del motor y velocidad de la antena (entradas y salidas del modelo).

A continuación, se listan las ecuaciones matemáticas que describen el modelo a utilizar:

3.2.1. Motor CC

El modelo del motor (C32B00E11C00000) fue obtenido de la literatura [5], los datos de placa se pueden encontrar en el documento [28].

Luego las ecuaciones electromecánicas a utilizar [30]: $L_a = 1.59[mH]$, $R_a = 0.3[\Omega]$, $k_m = 0.271[N \cdot \frac{m}{A}]$, $J_m = 0.002034[\frac{m^2}{kg}]$, $k_{mf} = 0.268[\frac{N \cdot m}{Rad}]$, $V_{pradps} = 0.067[\frac{V}{Rad/s}]$

$$v_a = L_a \cdot \frac{di_m}{dt} + R_a \cdot i_a + k_b \cdot \omega_m \quad (3.1)$$

$$k_m = k_a \cdot \Phi \quad (3.2)$$

$$T_e = k_a \cdot \Phi \cdot i_a = k_m \cdot i_a \quad (3.3)$$

$$i_a = \frac{v_a - k_m \cdot \omega_m}{s \cdot L_a + R_a} \quad (3.4)$$

$$\omega_m = \frac{1}{J_m \cdot s} (T_e - T_{l_g} - T_{f_m}) \quad (3.5)$$

Donde:

v_a : voltaje en la armadura [V]

L_a : inductancia de la armadura [H]

i_a : corriente armadura [A]

R_a : resistencia de la armadura [Ω]

ω_m : velocidad angular del motor [$\frac{Rad}{s}$]

T_e : torque eléctrico del motor [$N \cdot m$]

k_m : constante de torque eléctrico [$\frac{N \cdot m}{A}$]

J_m : inercia polar del motor [$m^2 \cdot kg$]

θ_m : posición del eje del motor [Rad]

T_{l_g} : torque de carga de la caja reductora [$N \cdot m$]

T_{f_m} : torque de fricción del motor [$N \cdot m$]

Cabe destacar que el sistema posee dos motores con un bias entre ambos torques, esto para mitigar el *backlash*.

3.2.2. Caja reductora

A partir del modelo de reductor de [5], junto con lo presentado en [31], [32], [13], [33] se obtiene el modelo a utilizar:

$$\theta_m = \frac{\omega_m}{s} \quad (3.6)$$

$$\theta_p = \frac{\omega_g}{N_{reducer} \cdot s} \quad (3.7)$$

$$\omega_g = \frac{\frac{T_{l_g}}{N_{reducer}} - T_{l_t} - T_{f_g}}{R_i \cdot s} \quad (3.8)$$

$$T_{l_g} = G_f \cdot (\theta_m - \theta_g) \quad (3.9)$$

$$T_{f_g} = \omega_g \cdot k_{g_f} \quad (3.10)$$

Donde:

ω_m : velocidad angular proveniente del motor

θ_m : desplazamiento del eje del motor [Rad]

θ_g : desplazamiento del eje de la caja reductora [Rad]

θ_p : posición del eje del piñón [Rad]

ω_g : velocidad angular de la caja reductora [$\frac{Rad}{s}$]

$N_{reducer}$: relación de la caja reductora

T_{l_t} : torque de carga del bullgear sobre la caja reductora [$N \cdot m$]

G_f : constante rigidez de la caja reductora [$\frac{N \cdot m}{Rad}$], para calcular el torque dado el desplazamiento del eje.

T_{f_g} : torque de fricción en la caja reductora [$N \cdot m$]

R_i : inercia polar de la caja reductora [$m^2 \cdot kg$]

k_{gf} : coeficiente de fricción viscosa de la caja reductora $[\frac{N \cdot m}{s}]$

3.2.3. Antena

Según el modelo de antena rígida de [5] se tiene que (considerando también la fricción de la antena).

$$\omega_t = \frac{1}{J_t \cdot s} \cdot (T_t - T_{ft}) \quad (3.11)$$

Donde:

T_{ft} : torque de fricción en telescopio $[N \cdot m]$

T_t : torque aplicado al telescopio $[N \cdot m]$

ω_t : velocidad angular del telescopio $[\frac{Rad}{s}]$

J_t : inercia polar del telescopio $[m^2 \cdot kg]$

3.2.4. Modelo Fricción y Backlash

3.2.4.1. Backlash

La optimización del parámetro correspondiente al *backlash* se lleva a cabo incorporando el bloque “*backlash*” predefinido de la librería de Simulink, tal que la variable a determinar será el ancho de la banda muerta (parámetro *b*), que en Simulink corresponde a los segundos de retardo en el movimiento causado por la no linealidad.

3.2.4.2. Fricción

Basándose en la información recabada por el equipo CePIA, simulaciones anteriores muestran la existencia del efecto Stribeck en el torque de fricción en los motores, por lo que se estaría en presencia de un sistema no lineal, al que el modelo de fricción de Lund-Grenoble en estado estacionario responde satisfactoriamente, ajustándose a la realidad del telescopio en ambos

motores y en la antena.

Los parámetros desconocidos del modelo de fricción fueron trabajados por CePIA anteriormente; sin embargo, no se llegaron a valores aceptables en términos del sum squared error (SSE), por lo que en primer lugar se decide realizar una nueva estimación con el modelo Lund-Grenoble incorporando el nuevo bloque de *backlash*.

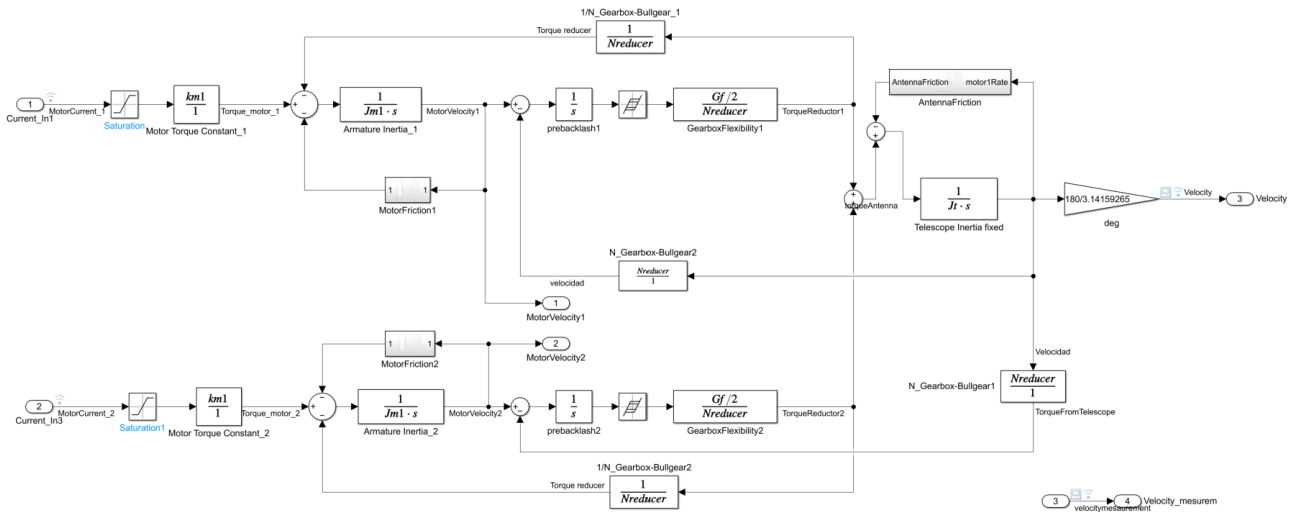


Figura 3.2: Modelo Simulink estimación de parámetros.

3.3. Algoritmo de estimación de parámetros

Las estimaciones de los parámetros desconocidos del sistema son procesadas en la toolbox Simulink Design Optimization del software Simulink/MATLAB, esta herramienta posee funciones interactivas para ajustar parámetros y determinar la sensibilidad del modelo, variando iterativamente los parámetros de acuerdo con las mediciones realizadas.

El software estima los parámetros del modelo comparando los datos de la señal medida con los datos generados por el modelo Simulink mediante técnicas de optimización (minimización de la función de costo o error), minimizando así función de coste seleccionada por el usuario entre los datos medidos y los simulados.

En este caso, se utiliza el método de los mínimos cuadrados no-lineales (opción predefinida base en el softwar), con la función de costo de la suma del error cuadrado.

3.3.1. Método de mínimos cuadrados

Corresponde a una metodología para estimar los parámetros de un modelo, el cual consta en ajustar una recta a un conjunto de puntos [?].

El procedimiento para ajustar la recta es el de minimizar las diferencias entre los valores observados y los puntos correspondientes en la recta ajustada en un sentido general, esto minimizando la suma de cuadrados de las desviaciones verticales a partir de la recta ajustada (error).

El método fue seleccionado dado que tiene la menor varianza de todos los posibles estimadores lineales; además maximiza la correlación entre el valor verdadero y el valor estimado de los efectos, minimizando la varianza del error, es lineal en los parámetros debido a que los factores para los que se requieren las estimaciones, son funciones lineales de las observaciones y por último se dice que es insesgado porque las estimaciones de los efectos fijos son tales que $E(\hat{\beta}) = \beta$, en donde β es el vector de parámetros desconocidos a estimar. Por lo tanto, el estimador mínimo cuadrado minimiza la suma de cuadrados de los errores.

Está basado en el ajuste de variables a una función lineal de la Ecuación 3.12 cuando los parámetros son desconocidos, donde se busca minimizar la magnitud cuadrática de las diferencias entre el valor observado y el aproximado:

$$y = \beta_0 + \beta_1 \cdot x_1 + \dots + \beta_k \cdot x_k + \varepsilon \quad (3.12)$$

$$\sum_{i=1}^n \varepsilon^2 = \sum_{i=1}^n (y - \beta_0 - \beta_1 \cdot x_1 - \dots - \beta_k \cdot x_k)^2 \quad (3.13)$$

Al igualar a cero las derivadas parciales con respecto a los parámetros β_k se obtienen las $(k + 1)$ ecuaciones que dan origen a las estimaciones:

La toolbox de MATLAB posee métodos y configuraciones disponibles, de los que se eligen para motivos de la presente memoria:

- Función de costo: Suma del error cuadrado.
- Método: Mínimos cuadrados no-lineales (Minimiza los cuadrados de los errores, entre la función medida y la simulada).
- Algoritmo: Región de confianza (dependen del método seleccionado).

- Tolerancia del parámetro: 0.000001 (el proceso de estimación finaliza cuando la variación del parámetro es menor que el valor especificado).

- Tolerancia de la función: 0.000001 (el proceso de estimación finaliza cuando la variación de la función de costo es menor que el valor especificado).

- Iteraciones máximas: 1000 (cantidad de iteraciones en la que la estimación se detiene).

La primera simulación realizada, corresponde al modelo electromecánico (sin incorporar el bloque de *backlash*), de esta manera se tiene un primer acercamiento al modelo de fricción del sistema y una primera aproximación de parámetros.

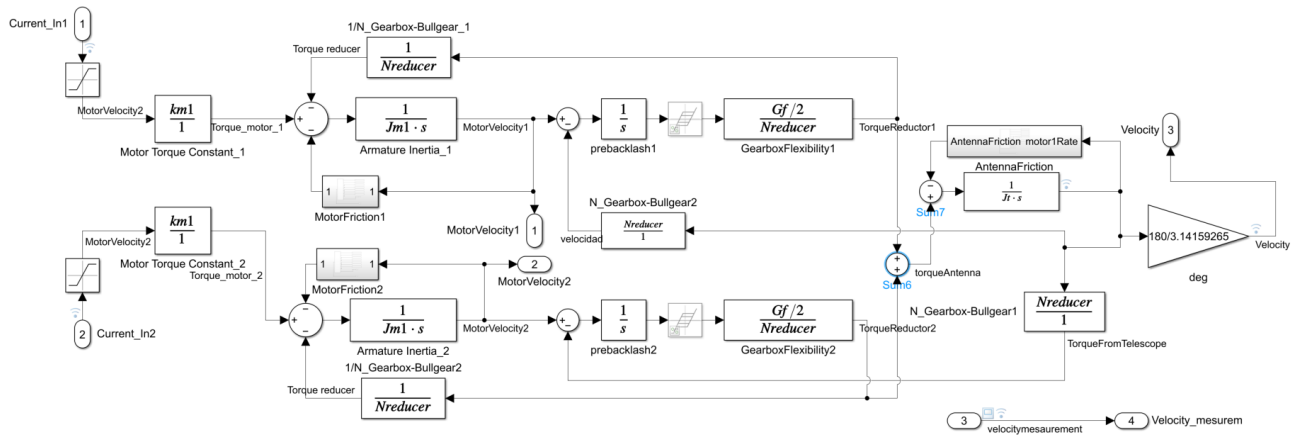


Figura 3.3: Primer modelo Simulink estimación de parámetros: Obtención modelo de fricción.

Los valores iniciales al algoritmo se tomaron como referencia a los que se utilizaron en De la estimación se obtuvieron los siguientes resultados [29]:

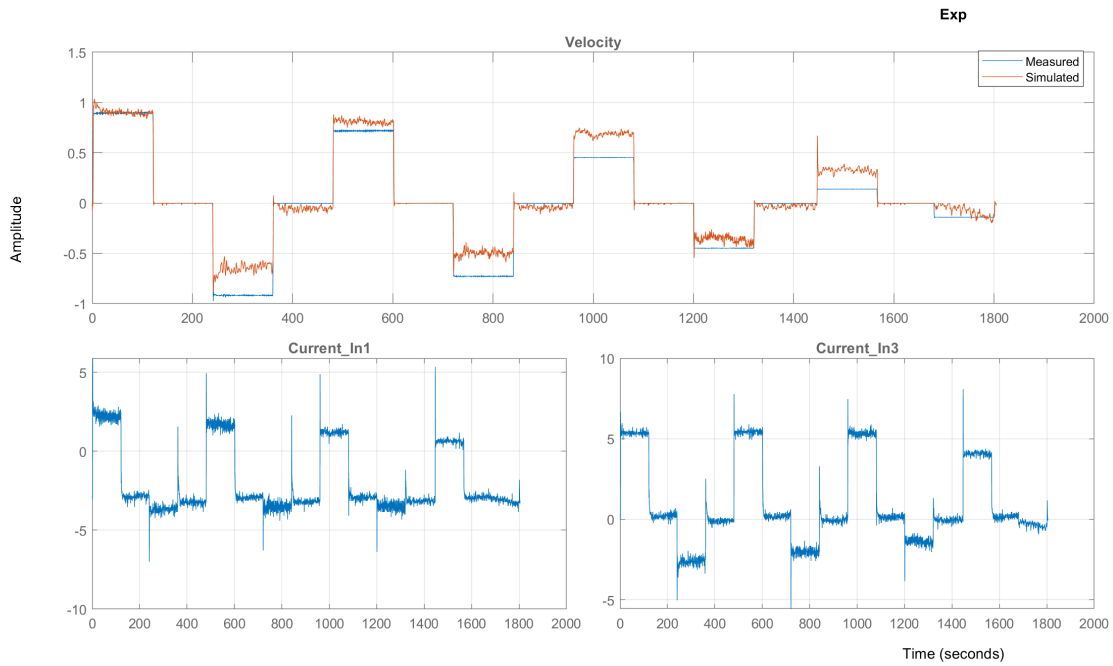


Figura 3.4: Resultado gráfico primera aproximación de parámetros.

Tabla 3.1: Resultados primera aproximación de parámetros

Iteration	F-Count	Exp (Minimize)
0	23	81.7605
1	46	61.7197
2	69	61.2596
3	92	61.2430
4	115	61.2389
5	138	61.2323
6	161	61.2303
7	184	61.2303
8	207	61.2303
9	230	61.2303
10	253	61.2300
11	276	61.2296
12	299	61.2296
13	322	61.2296
14	345	61.2296
15	368	61.2296
16	391	61.2296
17	414	61.2296
18	437	61.2296

Como se ve en la tabla anterior, la estimación no fue completamente beneficiosa, dado que el SSE (Sum of squares error) no se logra minimizar de manera correcta.

Cabe señalar que los resultados obtenidos fueron de igual dimensión que los que se obtuvieron por el equipo de CePIA en la Sección 2.4, por lo que se pueden validar los resultados.

Luego, se agrega el bloque de *backlash*, dado que corresponde a una inestabilidad, es lógico suponer que la gráfica variará.

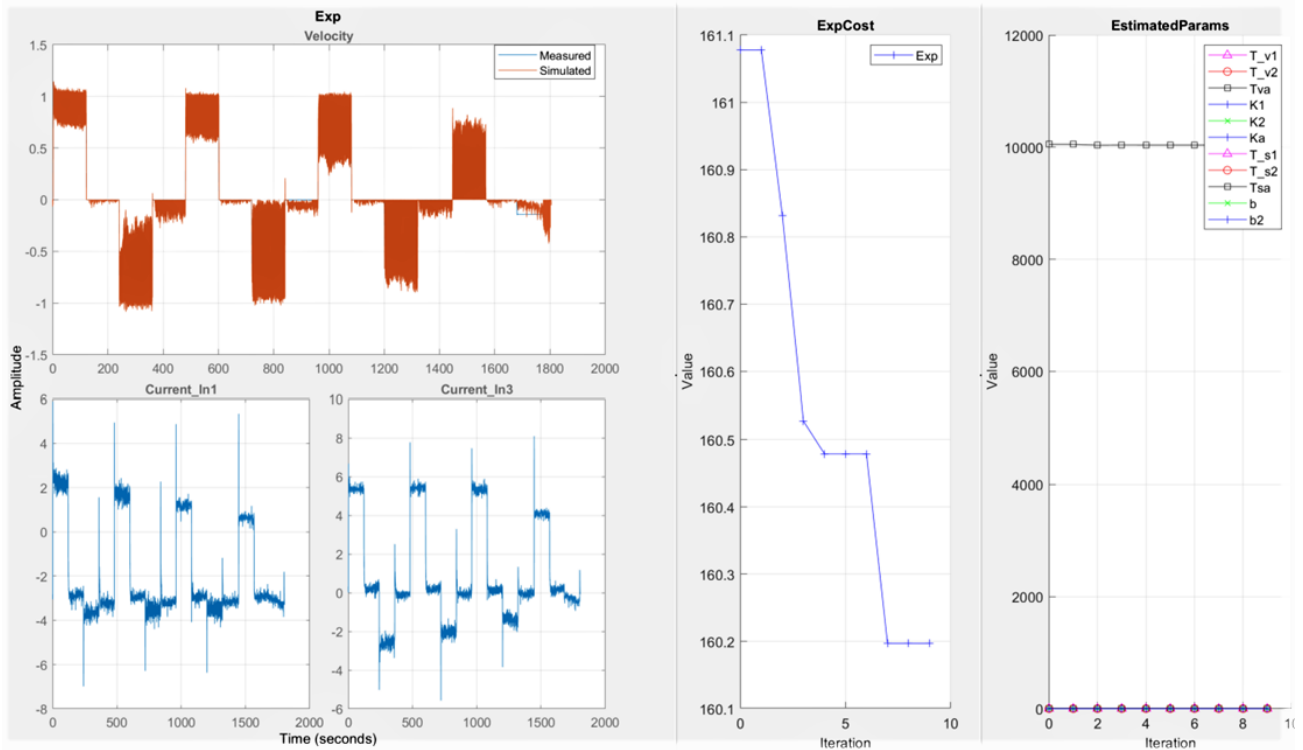


Figura 3.5: Resultado gráfico segunda aproximación de parámetros: *Backlash*.

Como se ve en la Figura anterior, se obtiene un error aún mayor a pesar de que la magnitud optimizada final de b es aproximadamente cero (cerca al orden de 0.00036).

Ahora bien, buscando disminuir el error, se propone integrar un bloque de primer orden a la entrada del sistema, con el objetivo de comprobar si hay algún componente extra en el sistema original que no fue considerado en el modelo original.

Luego al simular, el error es tal que:

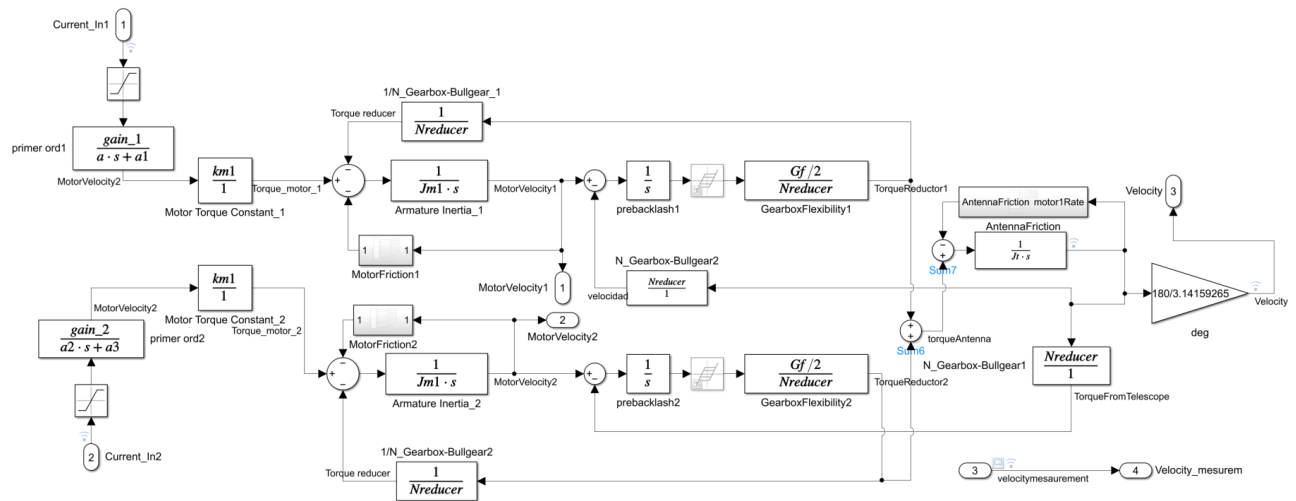


Figura 3.6: Segundo modelo Simulink estimación de parámetros: Incorporación bloque primer orden.

Tabla 3.2: Resultados tercera aproximación de parámetros

Iteration	F-Count	Exp (Minimize)
0	35	67.4187
1	70	30.9838
2	105	30.9838
3	140	18.7498
4	175	16.1556
5	210	16.1556
6	245	15.7197
7	280	15.2014
8	315	15.2014
9	350	15.1643
10	385	15.1088
11	420	14.9910
12	455	14.7887
13	490	14.7887
14	525	14.7657
15	560	14.7247
16	595	14.7247
17	630	14.7174
18	665	14.7059
19	700	14.6843
20	735	14.6843
21	766	14.6829

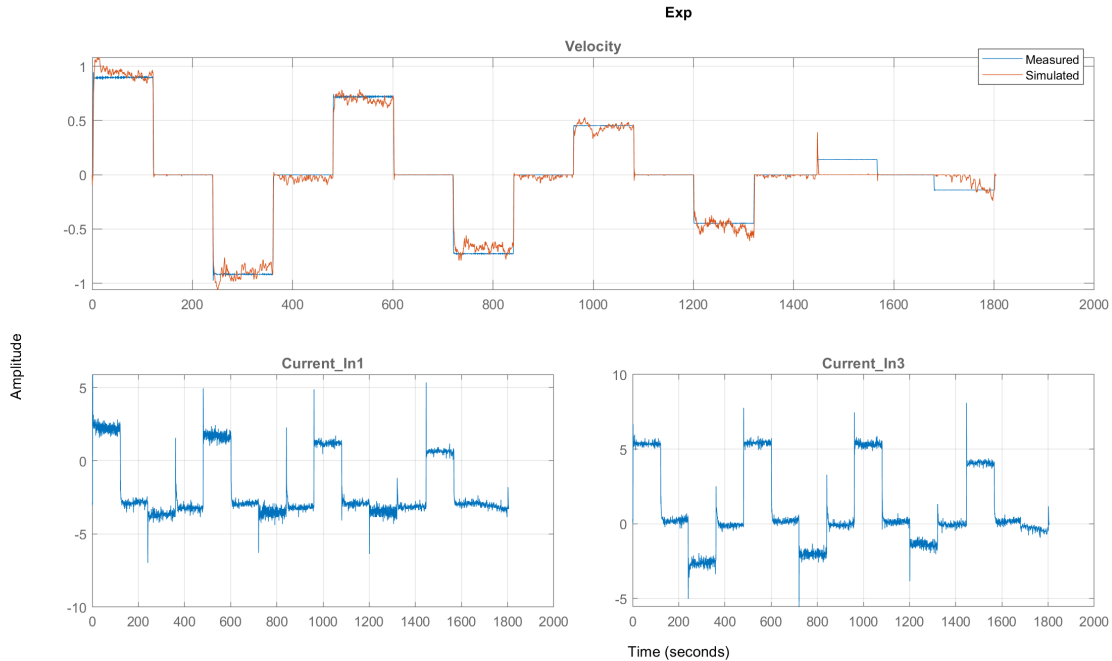


Figura 3.7: Resultado gráfico tercera aproximación de parámetros.

Como se ve, la gráfica se ajusta mejor al modelo, sin embargo el SSE sigue siendo un valor alto (14.6829) no aceptable para la precisión necesaria para un proyecto astronómico como el LCT.

Al cambiar el bloque de primer orden por un bloque de segundo orden se tiene un SSE similar al valor obtenido con el bloque de primer orden.

Por lo que por lo obtenido anteriormente, se puede desprender que no se logró mejorar el resultado de las simulaciones en términos de error SSE ni se pudo aproximar el *backlash*, como se pidió con las mediciones existentes.

Una razón para explicar posiblemente lo anterior es que por un lado los parámetros del modelo electro-mecánico utilizado (motores, cajas reductoras y estructura de la antena) fueron obtenidos de forma empírica para el presente proyecto hace aproximadamente 30 años cuando se llevo a cabo la instalación en Hawái, por lo que el telescopio ha estado en operación y ha recibido numerosos mantenimientos, por lo que es correcto decir que algunas condiciones nominales del sistema podrían haber variado levemente a lo largo de la operación, afectando el comportamiento esperado del servo sistema LCT. Además, se agrega a lo anterior que no se tiene seguridad de que las mediciones utilizadas en la presente memoria, no posean ruido de medición o alguna

perturbación extra que haya afectado al sistema cuando estas fueron tomadas, como puede ser el efecto del viento, temperatura, radiación, humedad u otras condiciones atmosféricas. Aún cuando el telescopio es operado dentro de una cúpula en Maunakea [1], se desconoce en que condiciones fueron tomadas las mediciones.

En relación al *backlash*, al ser una no linealidad fuerte y común cuando el sistema está en condición de variación de velocidad o sentido de giro, se podría llegar a la conclusión que las mediciones del tipo escalón no permiten generar el grado de inestabilidad óptimo necesario (frecuencia menor a la necesaria) para medir la presencia de *backlash* (el sistema tiene una salida de velocidad m/s bien continua que puede ser considerada estable), además de considerar un módulo de compensación del *backlash* en el sistema de accionamiento completo.

Ahora bien, durante el desarrollo de la memoria se adquirieron además las mediciones de la Figura 3.1, que corresponden a los tiltmeter de la operación.

El tiltmeter, corresponde a un instrumento altamente sensible diseñado para medir los cambios de nivel vertical (aunque sean muy pequeños), siendo un instrumento similar al inclinómetro. Los medidores de inclinación pueden ser puramente mecánicos o incorporar sensores electrolíticos o de alambre vibratorio para medición electrónica.

Los telescopios suelen tener un par de inclinómetros ortogonales en sus plataformas azimutales, que se utilizan para medir la inclinación de la plataforma con respecto a la vertical gravitatoria, emitiendo voltajes proporcionales a las inclinaciones medidas.

Dado que los medidores de inclinación se utilizan para corregir dinámicamente el apuntamiento del telescopio, se ha observado que los cambios rápidos en sus lecturas provocan lentas oscilaciones en el servo, especialmente a altas y bajas elevaciones, dado que el tiempo de respuesta es de aproximadamente medio segundo a los transitorios en las posiciones comandadas.

Para evitar que los medidores de inclinación introduzcan inestabilidades, es necesario suavizar sus lecturas mediante filtros.

- La inclinación Aft-Fore (AFtilt) mide la inclinación de la plataforma azimutal en la dirección de elevación creciente. La tensión de salida se convierte en un ángulo en grados.

- La inclinación izquierda-derecha (LRtilt) mide la inclinación de la plataforma de azimut alrededor del vector de azimut. La tensión de salida se convierte en un ángulo en grados.

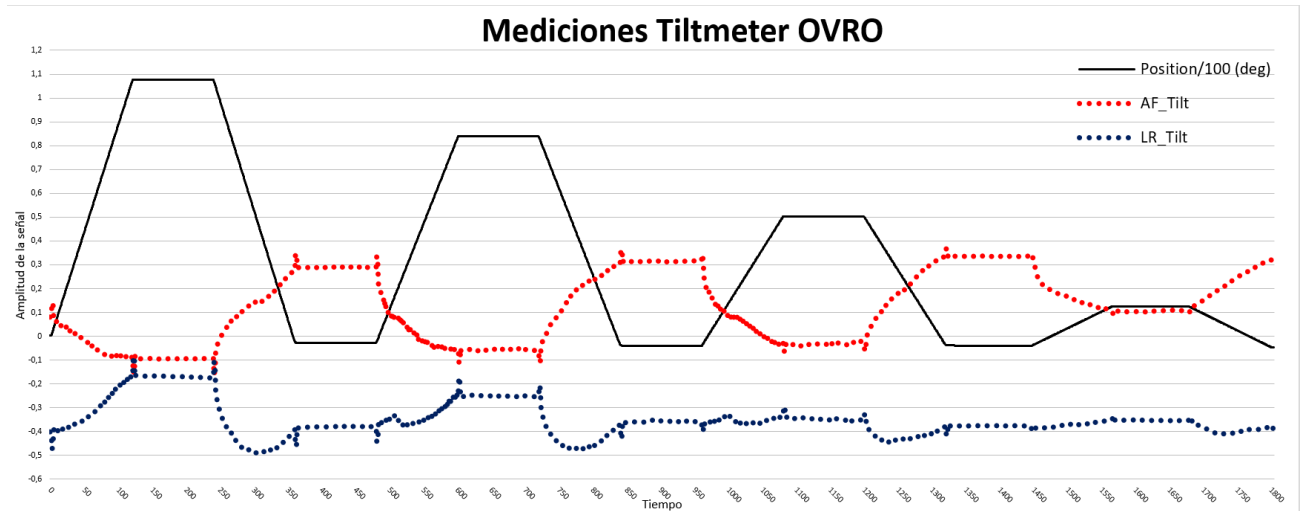


Figura 3.8: Mediciones tiltmeter OVRO.

Las mediciones anteriores no son constantes en el movimiento del telescopio, por lo que se estudia la posibilidad de utilizar la inclinación como una perturbación e incluirla en el modelo y ver si se logra ajustar mejor.

Se considera agregar al modelo anterior 3 bloques externos correspondientes al torque de carga del viento y otras dinámicas mecánicas inciertas, que son modeladas como perturbaciones externas y perturbaciones internas, respectivamente, además se incorpora un bloque que permita generar una inercia variable con respecto a la posición, de manera de integrar el efecto de la perturbación del inclinómetro en el sistema, una vez hecho esto, se procede a estimar nuevamente parámetros.

De la estimación se obtiene que el rango de error alcanzado es:

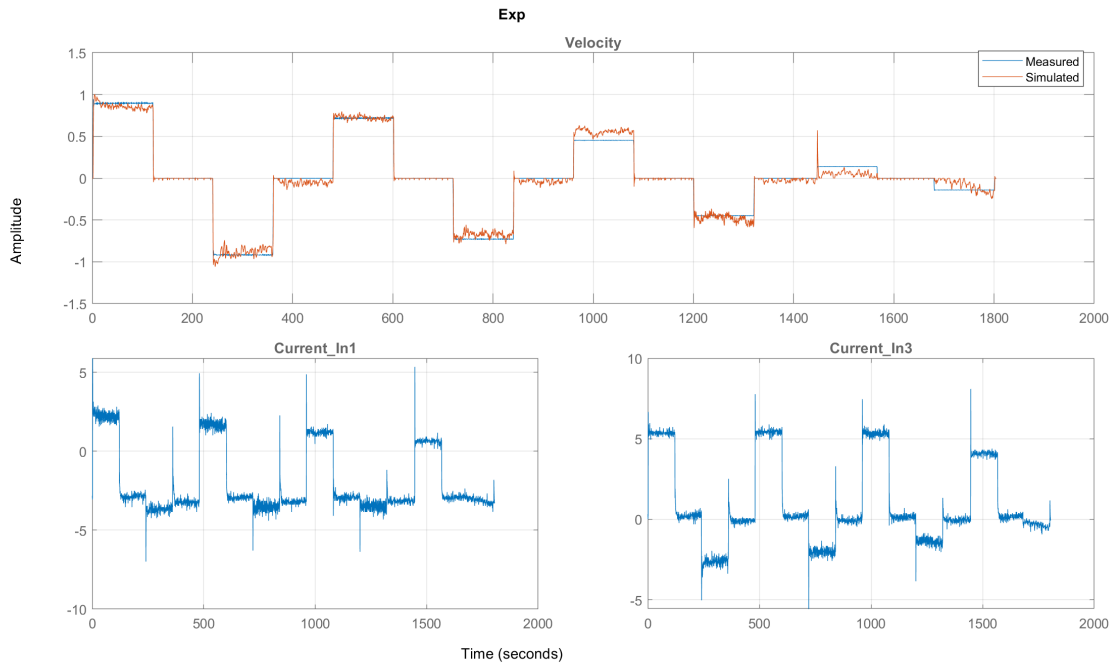


Figura 3.9: Resultado gráfico aproximación de parámetros: Perturbaciones.

Tabla 3.3: Resultados aproximación de parámetros: Perturbaciones

Iteration	F-Count	Exp (Minimize)
0	39	9.3717e+03
1	78	9.3717e+03
2	117	1.1506e+03
3	156	264.0292
4	195	16.7001
5	234	13.2494
6	273	12.7964
7	312	12.6620
8	351	12.6620
9	390	12.6620
10	429	12.6620
11	468	12.6620
12	507	12.6620
13	546	12.6620
14	585	12.6605
15	624	12.6605
16	663	12.6605
17	702	12.6605
18	741	12.6605

Los resultados anteriores corresponden al modelo con la inercia variando con respecto a la posición de la antena ($J_{sistema}$) de la siguiente manera:

$$J_{sistema} = (J_t + (a \cdot posición + b))^{-1} \quad (3.14)$$

Con la ecuación anterior se busca relacionar la inercia con la variación de la superficie de contacto que fue medida con el tiltmeter.

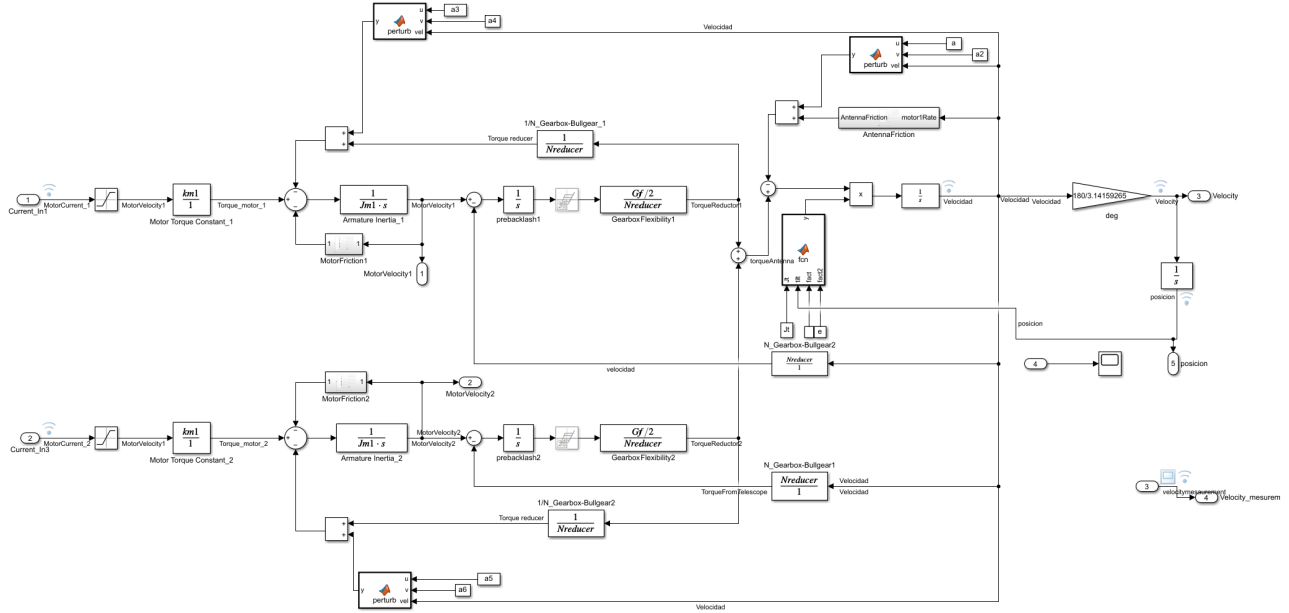


Figura 3.10: Modelo Simulink estimación de parámetros: simulación de perturbaciones con inercia variable.

De la estimación se obtuvo un error aproximado de 12.6605.

A manera de ver de mejor manera el efecto del tiltmeter, se decide ingresar las mediciones de la Figura 3.12 como entrada externa al sistema y realizar una aproximación de parámetros, variando la inercia del sistema directamente a partir de estas mediciones del tiltmeter.

$$J_{sistema} = (J_t + (a \cdot tiltmeter + b))^{-1} \quad (3.15)$$

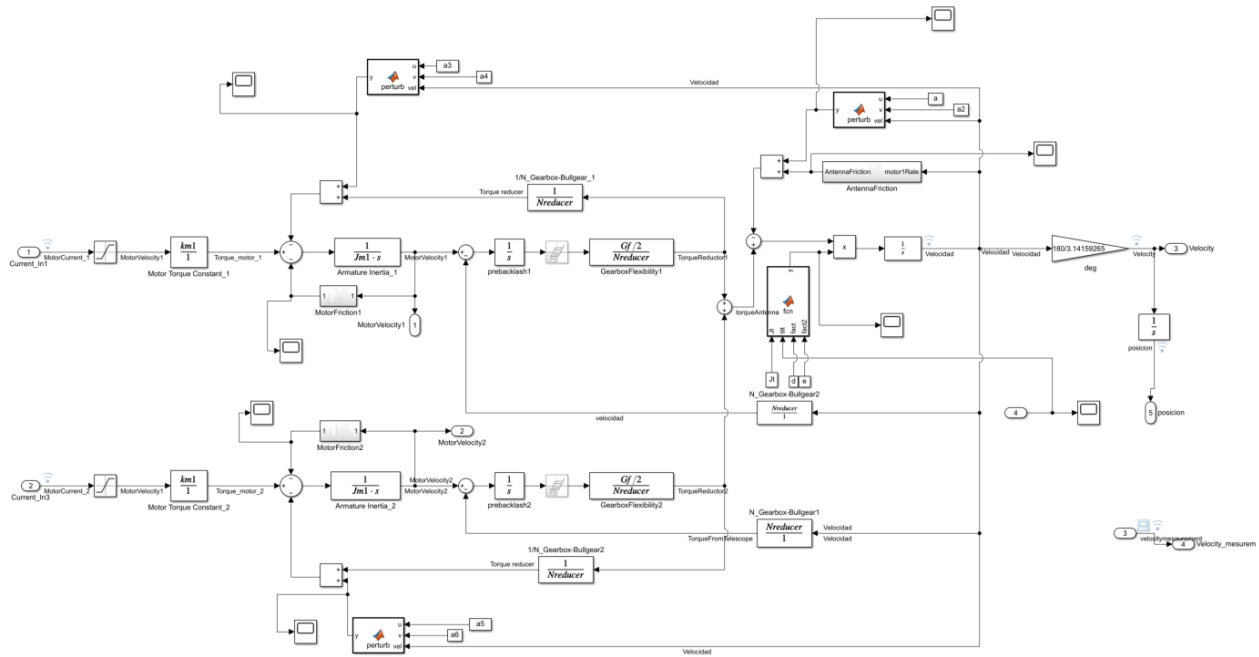


Figura 3.11: Modelo final Simulink estimación de parámetros: simulación de perturbaciones con inercia variable

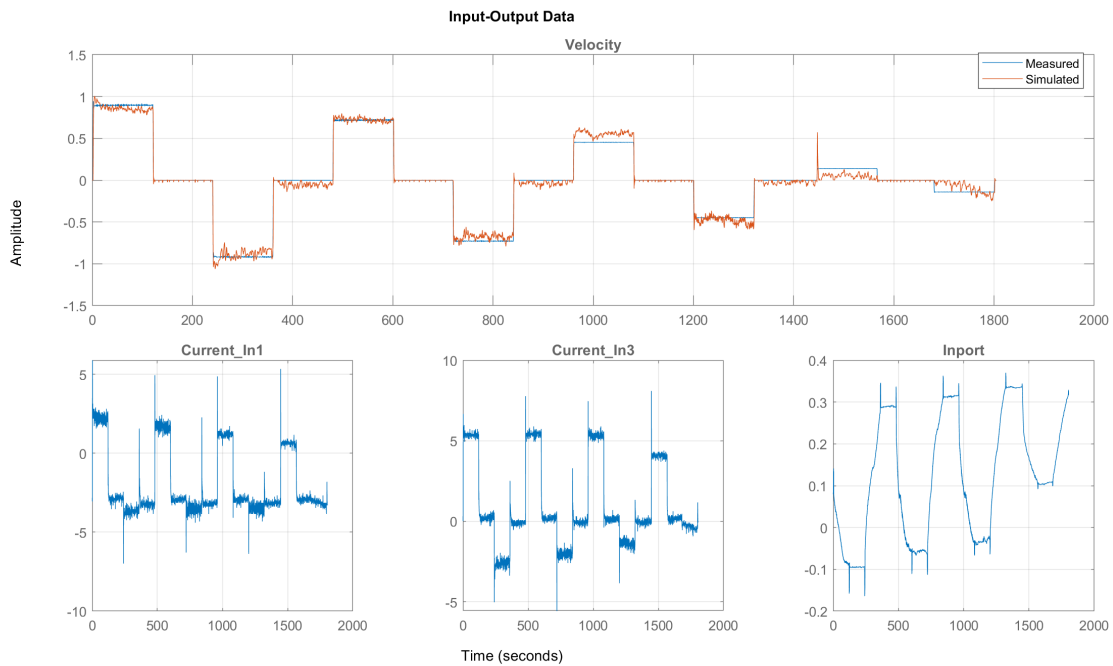


Figura 3.12: Resultado gráfico aproximación de parámetros: Modelo final.

Tabla 3.4: Resultados aproximación de parámetros modelo final

Iteration	F-Count	Exp (Minimize)
0	23	12.6921
1	46	12.6921
2	69	12.6732
3	92	12.6644
4	115	12.6644
5	138	12.6644
6	161	12.6644
7	184	12.6644
8	207	12.66484
9	230	12.6434
10	253	12.6434
11	276	12.6408
12	299	12.6408
13	322	12.6153
14	345	12.6153
15	368	12.6153
16	391	12.6153

De lo anterior se puede ver que el error de la función de coste disminuyó desde 12.6605 a 12.6153.

4. Discusión y Conclusiones

4.1. Conclusiones

Para la actual simulación del sistema LCT se llevó a cabo el estudio del modelo electromecánico del telescopio, del cual posteriormente se determinaron parámetros que eran desconocidos en el modelo (fricción y perturbaciones).

Para la estimación de los parámetros se utilizaron tres señales de referencia obtenidas mediante mediciones en terreno en OVRO (corrientes en el motor este, motor oeste, velocidad de la antena en azimut y posición del tiltmeter).

Luego se procede a modificar el modelo de [29] con el objetivo de minimizar el error de la función de coste en las estimaciones, obteniendo así un modelo final que considera la fricción de Lund-Grenoble en ambos motores y en la antena, y una inercia variable con respecto a la inclinación del telescopio. Con respecto a las inestabilidades del sistema y perturbaciones, se obtuvo que no fue posible simular el comportamiento de *backlash* con los datos que se poseen, sin embargo, después del correspondiente estudio bibliográfico, es correcto afirmar la existencia del *backlash*, dado que es una no linealidad presente en todo sistema mecánico con partes móviles en contacto por engranes, pero gracias al efecto del módulo *anti-backlash* no es posible verlo en las mediciones utilizadas en éste trabajo. Por último, dado que no se tiene seguridad de las condiciones ambientales y ruido de medición en la que se obtuvieron los datos usados como variables de entrada en la estimación de parámetros se decide incorporar al modelo 3 bloques de Simulink (constantes) que simulan las posibles perturbaciones externas.

De lo anterior el modelo final (menor error de la función de coste en las estimaciones) es el presentado en la imagen A.5.

Debido a la cantidad de datos de que se dispone actualmente sobre el servosistema del telescopio Leighton 10m, es importante recalcar que el modelo puede considerarse un sistema subdeterminado, dado que el número de incógnitas en el modelo es mayor que el número de ecuaciones. Lo anterior significa que no se pueden obtener resultados fiables en las estimaciones de los parámetros, ya que existen infinitas combinaciones de parámetros que permiten un ajuste de los parámetros estimados del modelo a las mediciones que se tienen actualmente (mínimos

locales de la función de coste), donde se observan importantes oscilaciones en la velocidad de la antena, debido a esto, se puede concluir que los datos que se tienen actualmente no son suficientes para poder determinar con certeza qué modificaciones hay que realizar en el sistema de accionamiento para alcanzar los nuevos objetivos.

Por otro lado, es importante destacar la relación de la inercia con el valor del tiltmeter: en el modelo se vio que si se define la inercia total del sistema como la inercia de la antena más un factor lineal, que varía con respecto a la posición del tiltmeter, se logra disminuir el error de aproximación, sin embargo es necesario tener en cuenta que esta fórmula lineal fue seleccionada por sencillez para la simulación, no entrando mas allá en el razonamiento físico de la inercia.

Se propone para trabajo futuro estudiar de forma teórica la interacción en el sistema la rotación de cuerpos rígidos en 3D alrededor de un eje arbitrario (tiltmeter), considerando que la relación inercia ángulo y así tener un modelo de mayor precisión (menor SSE).

Finalmente, existen algunos elementos que no fueron considerados en el análisis del modelo, como es el caso de los frenos eléctricos del motor, los cuales al no ser simulados no permiten el ajuste preciso a las mediciones reales. Estos elementos fueron identificados en la última visita del equipo CePIA al observatorio CSO en Hawái en el mes de julio, posterior al desarrollo de esta memoria.

4.2. Trabajo a futuro

4.2.1. Recopilación de información: Visita a CSO

Con respecto a la reciente visita realizada en junio de 2022 al CSO, se tiene que en relación a las mejoras en el modelo del servosistema.

En la visita se realizaron nuevas mediciones y se registraron variables en las pruebas.

Para estos efectos se utilizó un dispositivo externo de medición para las señales de tensión, que poseía un máximo de medición de 4 variables simultáneas.

Uno de los retos técnicos de la realización de estas mediciones fue adquirir los datos de la forma menos invasiva posible dado que se debía mantener la integridad del sistema de accionamiento del telescopio, por lo que no fue posible conocer algunos parámetros como los valores resistivos de las etapas de preamplificación.

Las pruebas realizadas se realizaron en algunos movimientos en el telescopio en inner loop y también a través del software del telescopio (Outer loop).

Debido a que sólo se podían registrar cuatro variables simultáneamente, se realizó una planificación en la que se registraron conjuntos de máximo 4 variables.

En relación al inner loop, se realizaron las mediciones de igual forma a las primeras realizadas que se utilizaron en este trabajo

Para el Outer loop, se realizó un conjunto de mediciones, en primer lugar, para verificar los resultados obtenidos en el inner loop (en cuanto a estimaciones de los parámetros), y también para determinar los parámetros del algoritmo del sistema.

En relación a actualizaciones importantes en el modelo se tiene que durante el proceso de instalación del montaje para realizar las mediciones, se pudo identificar una diferencia entre el modelo actual del servosistema y el sistema real. Actualmente el modelo consta de diferentes etapas, entre ellas, la señal de mando (ordenador/control manual), la placa "pre-load", los controladores NC400 (preamplificador, amplificador de potencia), los motores de corriente continua, los reductores y la estructura de la antena.

De estos, el preamplificador no estaba siendo modelado correctamente en el Outer loop

del modelo desarrollado en la Sección 2.4, ya que de las tres entradas sólo dos estaban siendo consideradas en el modelo, sin embargo, se verificó que además de las salidas de la placa de precarga y los tacómetros, la señal de mando también entra en cada uno de los preamplificadores, es decir, los pines 1, 2 y 3 son para la señal de mando, la salida de la placa de precarga y el tacómetro respectivamente, por lo que esto modifica ligeramente el modelo del servosistema del movimiento azimutal del telescopio.

En el viaje de junio de 2022 al CSO gran parte de los objetivos relativos a las mediciones se lograron, ya que a partir de estas mediciones se esperaba poder:

1. Sobre-determinar el sistema para llegar a una solución única en las estimaciones de los parámetros.
2. Determinar la influencia de la placa límite de aceleración en el sistema.
3. Determinar las ganancias en los preamplificadores (tasa solicitada, tasa del tacómetro).
4. Determinar la función de transferencia del amplificador de potencia.
5. Determinar los parámetros de fricción en los motores/cajas de cambios/engranajes del bullgear.
6. Determinar los parámetros del algoritmo Leighton de alto nivel.
7. Verificar la velocidad máxima actual en azimut del telescopio, ya que según datos de septiembre de 2019 (uno de los OVRO 10m), ésta es inferior a $1^\circ/\text{seg}$ (aproximadamente $0,9^\circ/\text{s}$).

Algunos de estos objetivos no se pudieron realizar a cabalidad debido a algunos inconvenientes que se presentaron al momento de realizar las mediciones:

1. No se pudo determinar la influencia de la placa límite de aceleración, debido a problemas relacionados con la tierra de la placa de circuito, y también por falta de tiempo. Sin embargo, dado que se tienen registros de la señal de salida de la tarjeta de aceleración se puede integrar el circuito en el modelo.
2. No fue posible determinar empíricamente las ganancias en los preamplificadores, ya que se esperaba ver la posición de los potenciómetros o medir la tensión entre los terminales del

potenciómetro para determinar su posición, sin embargo, debido a los potenciómetros multivuelta y al espacio disponible en el controlador NC400, esto no fue posible. Sin embargo, estos parámetros pueden seguir determinándose mediante estimaciones de parámetros.

3. La prueba propuesta para la identificación de los parámetros de fricción tampoco pudo llevarse a cabo, esto es porque la configuración *anti – backlash* no permite mantener los motores AZ completamente detenidos, siempre giran a velocidades cercanas a cero, por lo que no es posible identificar el nivel de par de fricción estático o el nivel de Coulomb. Como en el caso anterior, estos parámetros pueden seguir determinándose mediante estimaciones de los parámetros.
4. No fue posible adquirir datos del outer loop en elevación, ya que no hubo respuesta del sistema al introducir una nueva posición solicitada en elevación. Esto puede atribuirse al hecho de que la tarjeta “Ha’s DAC” encargada de enviar la señal de comando para el sistema de accionamiento en elevación posiblemente estaba dañada en el momento de la prueba. Sin embargo, revisando el código relacionado con los servos y al tener acceso también, a mediciones del movimiento en elevación, se puede trabajar en el modelo de elevación.

En este documento se indican algunas mediciones realizadas en el servosistema del CSO, sin embargo esto se puede aplicar tanto para los nuevos objetivos del LCT en cuanto a la velocidad de la antena de azimut.

4.2.1.1. Próximos pasos

Dado que actualmente se disponen una gran cantidad de datos útiles, será posible utilizarlos dentro del trabajo futuro respecto al modelo del sistema de accionamiento de la CSO, principalmente se espera:

1. Añadir la entrada no considerada de la señal de mando al preamplificador.
2. Utilizar los datos adquiridos en junio de 2022 para estimar parámetros actualmente desconocidos en el modelo (ganancia de la placa de precarga, parámetros del preamplificador, función de transferencia del amplificador de potencia, parámetros de fricción, etc.).
3. Integrar el algoritmo del outer loop al modelo.
4. Integrar la tarjeta de límite de aceleración en el modelo.

A. Anexo: Detalle simulaciones

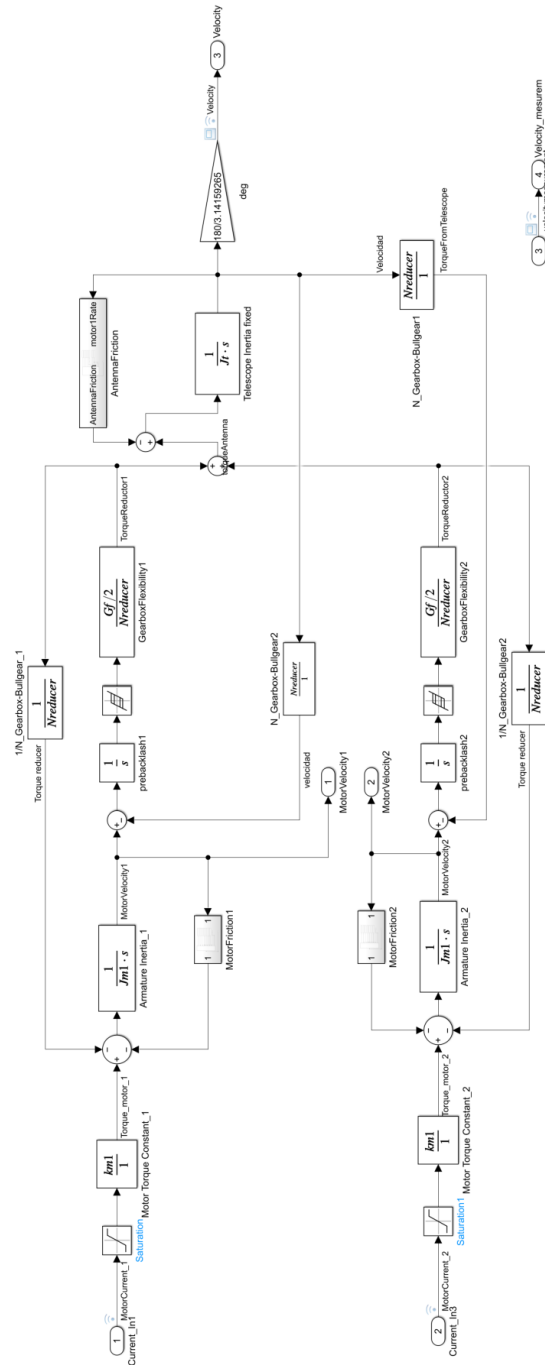


Figura A.1: Detalle Modelo Simulink estimación de parámetros.

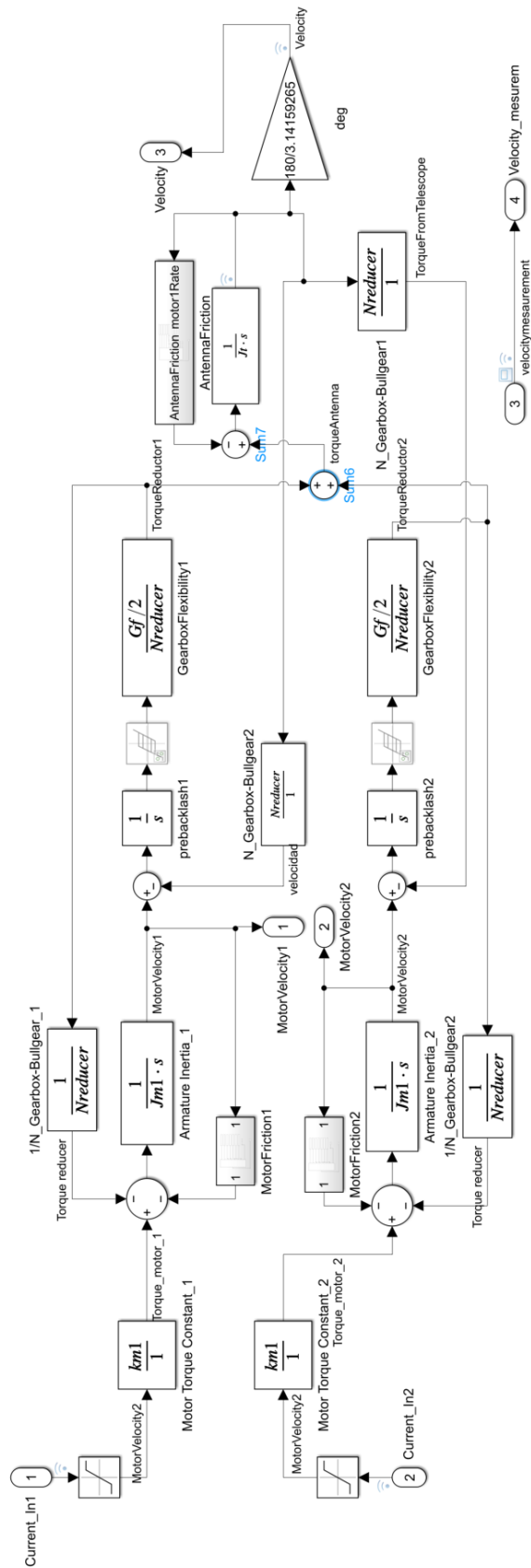


Figura A.2: Detalle Primer modelo Simulink estimación de parámetros: Obtención modelo de fricción.

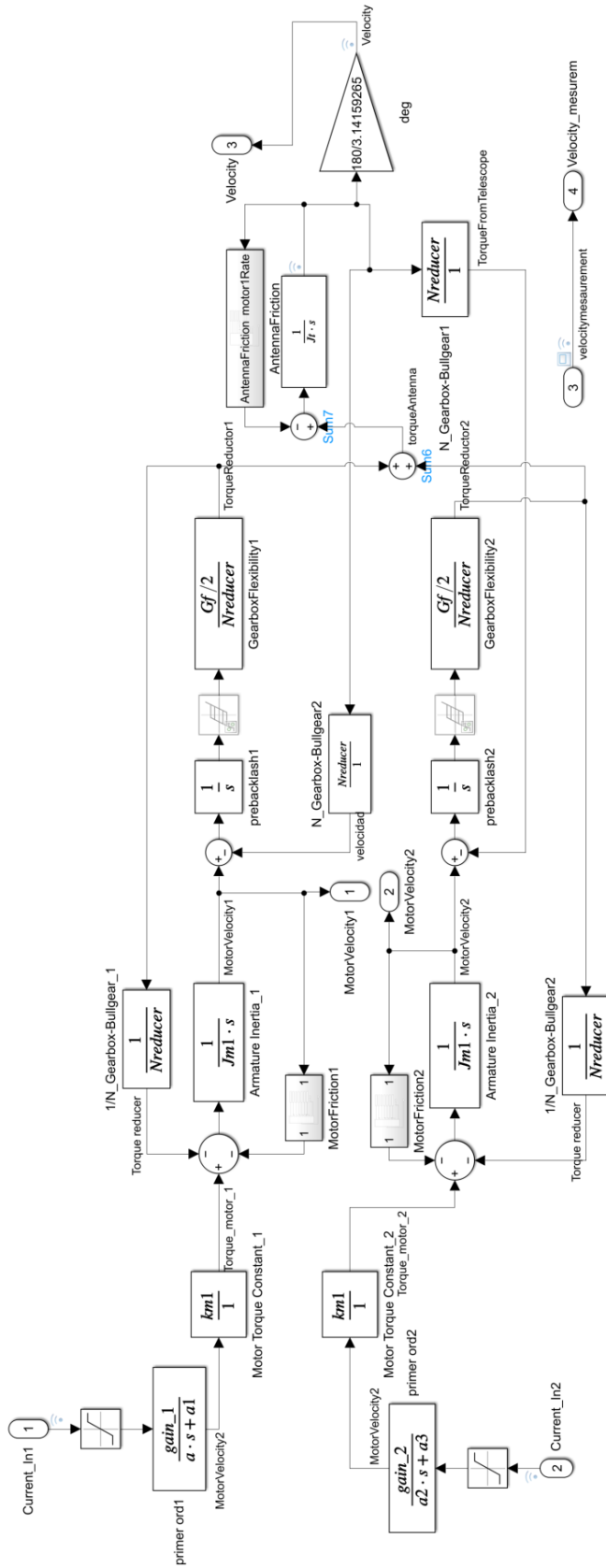


Figura A.3: Detalle Segundo modelo Simulink estimación de parámetros: Incorporación bloque primer orden.

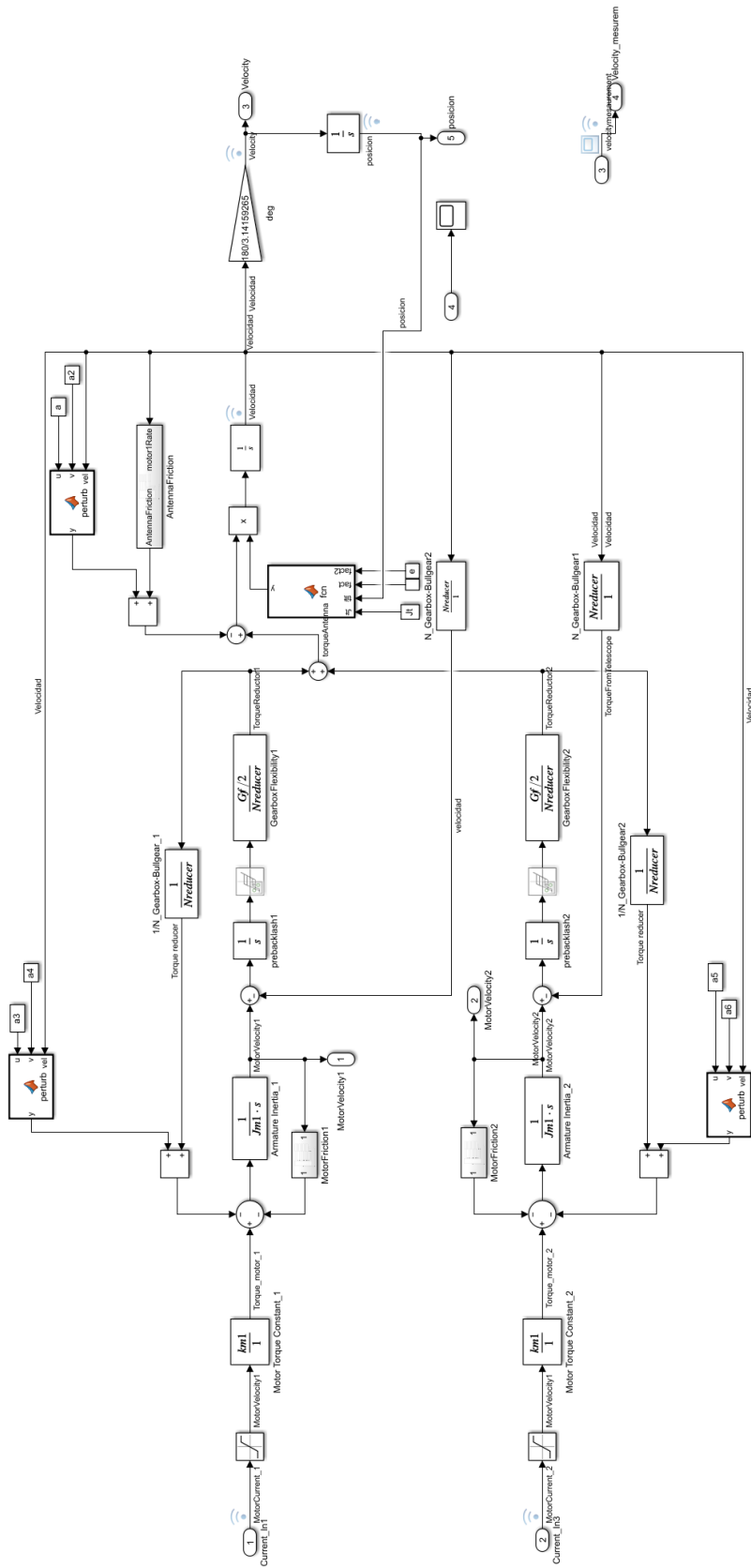


Figura A.4: Detalle Modelo Simulink estimación de parámetros: simulación de perturbaciones con inercia variable.

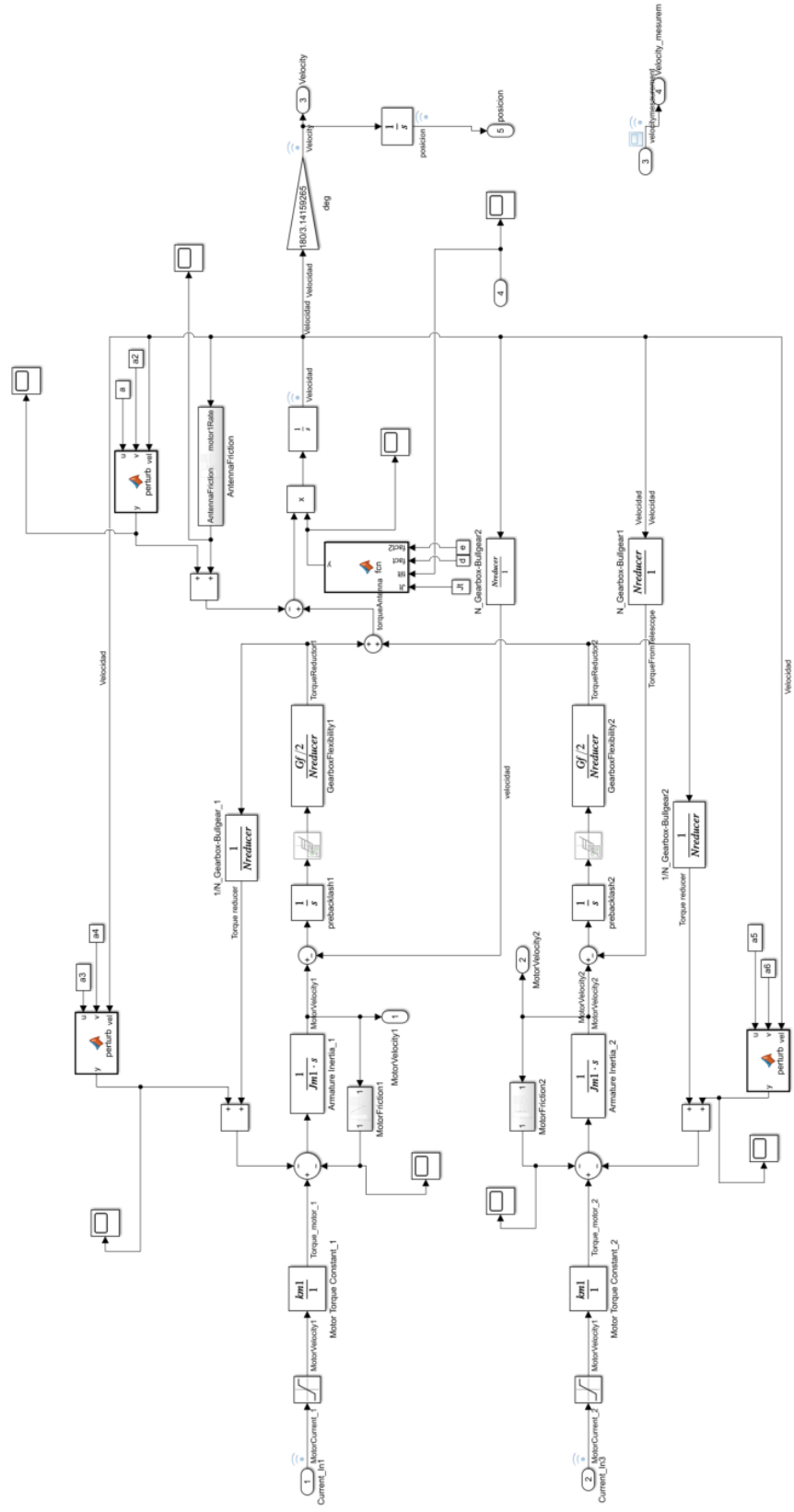


Figura A.5: Detalle Modelo final Simulink estimación de parámetros: simulación de perturbaciones con inercia variable

UNIVERSIDAD DE CONCEPCIÓN – FACULTAD DE INGENIERÍA
RESUMEN DE MEMORIA DE TÍTULO

Departamento	: Departamento de Ingeniería Eléctrica
Carrera	: Ingeniería Civil Eléctrica
Nombre del memorista	: Cecilia Carolina Bustos Clouet
Título de la memoria	: Análisis y Simulación del Sistema de Control de Movimiento del Telescopio LCT
Fecha de la presentación oral	: 31 Agosto 2022
Profesor Guía	: Dr. Daniel Sbarbaro H.
Profesor Revisor	: Dr. Alejandro Rojas Norman Dr. Rodrigo Reeves Diaz
Concepto	:
Calificación	:

Resumen (máximo 200 palabras)

El proyecto LCT consiste en una colaboración internacional que busca el traslado y refaccionamiento del radiotelescopio CSO actualmente emplazado en Hawái, que será reubicado en Chajnantor, Chile. Este proyecto corresponde, además, al primer radiotelescopio operado, gestionado, y mejorado en colaboración con instituciones chilenas. Es así como, con el objetivo de estudiar, modelar y analizar el sistema de movimiento actual del telescopio, es que nace el tema de la presente memoria.

Como metodología de trabajo, se inicia con una revisión de la bibliografía existente, para luego contrastar los actuales modelos del sistema con su razonamiento teórico y así proponer uno nuevo de mayor exactitud. Para la obtención del modelo, se implementó un algoritmo de estimación de parámetros a través de software Simulink. Con estas estimaciones, se logran determinar los parámetros de los modelos de fricción y de las perturbaciones de origen desconocido del modelo electromecánico.

De acuerdo con las simulaciones, los resultados obtenidos indican que se logró obtener un rango de error aceptable. Sin embargo, se sugiere a manera de validar el modelo, realizar mediciones adicionales, debido a que con la documentación disponible, se trata de un sistema subdeterminado, y al aumentar el número de datos se podrían conseguir resultados más consistentes.

Bibliografía

- [1] *Conceptual Design Report for the Leighton Chajnantor Telescope*, California Institute of Technology and Chinese Academy of Sciences and Universidad de Concepción, 11 2016.
- [2] K. Kellermann, “Radio telescope.” 2021. [Online]. Available: <https://www.britannica.com/science/radio-telescope>
- [3] J.-J. E. Slotine, W. Li *et al.*, *Applied nonlinear control*. Prentice hall Englewood Cliffs, NJ, 1991, vol. 199, no. 1.
- [4] A. A. Stark, R. A. Chamberlin, J. G. Ingalls, J. Cheng, and G. Wright, “Optical and mechanical design of the antarctic submillimeter telescope and remote observatory,” *Review of scientific instruments*, vol. 68, no. 5, pp. 2200–2213, 1997.
- [5] W. K. Gawronski, *Modeling and control of antennas and telescopes*. Springer, 2008.
- [6] X. Qiu, Y. Cui, D. Shan, and C. Zhang, “Research on anti-backlash control strategy of asymmetric dual-motor driving system based on a small power auxiliary motor,” in *2017 International Conference on Computer Systems, Electronics and Control (ICCSEC)*. IEEE, 2017, pp. 174–177.
- [7] H. Zhao and C. Wang, “A new adaptive control of dual-motor driving servo system with backlash nonlinearity,” vol. 43, no. 10, pp. 1–10, 2018.
- [8] V. Van Geffen, “A study of friction models and friction compensation,” 2009.
- [9] D.-J. Lee, Y. Park, and Y.-s. Park, “Adaptive friction compensation for asymmetric coulomb and viscous friction,” 2009.
- [10] T. L. Wilson, K. Rohlfis, and S. Hüttemeister, *Tools of radio astronomy*. Springer, 2009, vol. 5.
- [11] J. W. Baars and H. J. Kärcher, *Radio Telescope Reflectors*. Springer, 2018, vol. 447.
- [12] T. Sasao and A. B. Fletcher, “Radio telescope antennas.”
- [13] W. Gawronski, “Control and pointing challenges of antennas and telescopes,” in *Proceedings of the 2005, American Control Conference, 2005*. IEEE, 2005, pp. 3758–3769.

- [14] M. Nordin and P.-O. Gutman, “Controlling mechanical systems with backlash—a survey,” *Automatica*, vol. 38, no. 10, pp. 1633–1649, 2002.
- [15] A. Tickoo, R. Koul, S. Kaul, I. Kaul, C. Bhat, N. Bhatt, M. Kothari, H. Goyal, N. Agarwal, and S. Kaul, “Drive-control system for the tactic gamma-ray telescope,” *Experimental Astronomy*, vol. 9, no. 2, pp. 81–101, 1999.
- [16] W. Gawronski, J. Beech-Brandt, H. Ahlstrom, and E. Maneri, “Torque-bias profile for improved tracking of the deep space network antennas,” *IEEE Antennas and Propagation magazine*, vol. 42, no. 6, pp. 35–45, 2000.
- [17] I. Virgala and M. Kelemen, “Experimental friction identification of a dc motor,” *International journal of mechanics and applications*, vol. 3, no. 1, pp. 26–30, 2013.
- [18] A. L. G. Gómez and F. Hegel, “La ley de la inercia de la energía y la velocidad de la gravedad.”
- [19] C. A. C. Morales, “Prototipo para la enseñanza de la dinámica rotacional (momento de inercia y teorema de ejes paralelos),” *Latin-American Journal of Physics Education*, vol. 3, no. 3, p. 19, 2009.
- [20] R. B. Leighton, “A 10-meter telescope for millimeter and sub-millimeter astronomy,” 1977.
- [21] D. P. Woody and J. W. Lamb, “A design for a precision 10-m sub-millimeter antenna,” *Memo241, NRAO MMA Memo Series*, 1999.
- [22] X.-X. Zhang and L.-D. Wu, “The basic parameters of telescope static point model,” *Acta Astronomica Sinica*, vol. 42, pp. 198–205, 2001.
- [23] N. Martinez., “Servo motor control lct.” 2019. [Online]. Available: <https://tinyurl.com/y2l594l6>
- [24] —, “Accelerometer study of 10m telescope,” 2019. [Online]. Available: <https://tinyurl.com/y6yokr5h>
- [25] V. Lampaert, F. Al-Bender, and J. Swevers, “A generalized maxwell-slip friction model appropriate for control purposes,” in *2003 IEEE International Workshop on Workload Characterization (IEEE Cat. No. 03EX775)*, vol. 4. IEEE, 2003, pp. 1170–1177.
- [26] M. Stramenga, “Lct simulink model - interim report 1,” 2018. [Online]. Available: <https://tinyurl.com/y67yc58t>

- [27] *Operating and Service Manual NC400 Series Servo Controller MA1229 REV. B.*, Control Systems Research, Inc, 2016. [Online]. Available: <https://tinyurl.com/y65rmqyd>
- [28] D. Woody, “Leighton motor and telescope parameters,” 2017. [Online]. Available: <https://tinyurl.com/yyutbtk>
- [29] B. P. A. Prendergast, “Identificación de parametros en un modelo de fricción para el sistema de posicionamiento del leighton chajnantor telescope,” 2021.
- [30] A. A. Mahfouz, M. Mohammed, and F. A. Salem, “Modeling, simulation and dynamics analysis issues of electric motor, for mechatronics applications, using different approaches and verification by matlab/simulink,” *International Journal of Intelligent Systems and Applications*, vol. 5, no. 5, pp. 39–57, 2013.
- [31] W. Gawronski, “Modeling wind-gust disturbances for the analysis of antenna pointing accuracy,” *IEEE Antennas and propagation magazine*, vol. 46, no. 1, pp. 50–58, 2004.
- [32] W. Gawronski and H. Cooper, “Control system of the array antenna test bed,” in *Proc. IPN Progr. Rep.*, 2004, pp. 42–157.
- [33] W. Gawronski, J. Brandt, H. Ahlstrom Jr, and E. Maneri, “Modifications of the torque-bias profile for improved tracking of beam-waveguide antennas,” *Proc. TMO Progr. Rep*, pp. 42–139, 1999.