



**Análisis y comparación de estrategias de control para la desaturación de
ruedas de reacción en satélites tipo CubeSat**

Sebastian Augusto Zapata Gil

Trabajo de grado presentado para optar al título de Ingeniero Aeroespacial

Tutor

Felipe Andrés Obando Vega, PhD Ciencias Agrarias

Universidad de Antioquia

Facultad de Ingeniería

Ingeniería Aeroespacial

El Carmen de Viboral, Antioquia, Colombia

2023

Cita	Zapata Gil, S. A, 2023 [1]
Referencia	[1] Zapata Gil, S. A “ Análisis y comparación de estrategias de control para la desaturación de ruedas de reacción en satélites tipo CubeSat”, [Trabajo de grado profesional]. Universidad de Antioquia, El Carmen de Viboral, Colombia, 2023.
Estilo IEEE (2020)	



Biblioteca Seccional Oriente (El Carmen de Viboral))

Repositorio Institucional: <http://bibliotecadigital.udea.edu.co>

Universidad de Antioquia - www.udea.edu.co

Rector: John Jairo Arboleda Céspedes.

Decano/Director Julio César Saldarriaga.

Jefe departamento: Pedro León Simanca.

El contenido de esta obra corresponde al derecho de expresión de los autores y no compromete el pensamiento institucional de la Universidad de Antioquia ni desata su responsabilidad frente a terceros. Los autores asumen la responsabilidad por los derechos de autor y conexos.

Dedicatoria

Texto de dedicatoria centrado.

Agradecimientos

Texto de agradecimientos centrado.

TABLA DE CONTENIDO

. RESUMEN	8
. ABSTRACT	9
I. INTRODUCCIÓN	10
II. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	12
A. Estado del Arte	13
III. JUSTIFICACIÓN	15
IV. OBJETIVOS.	16
A. Objetivo general	16
B. Objetivos específicos	16
V. PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN	17
VI. MARCO TEÓRICO.	18
VII. METODOLOGÍA	23
A. Modelo dinámico	23
B. Diseño de estrategia de control	24
C. Análisis de órbitas.	25
VIII. DESARROLLO	27
A. MODELO DINÁMICO	27
1) PROPIEDADES INERCIALES	32
2) MODELADO DE PERTURBACIONES	32
3) MODELO RUEDAS DE REACCIÓN	32
4) MODELO MAGNETORQUERS	32
B. DISEÑO CONTROLADORES	32
1) LINEALIZACIÓN Y ESPACIO DE ESTADOS	32
2) LQR	32
3) PID.	32
4) ÍNDICES DE DESEMPEÑO	32
IX. RESULTADOS	33
1) Perfil de misión 1	33
2) Perfil de misión 2	33

LISTA DE TABLAS

Tabla I	PROBLEMAS DEL MILENIO: LA RESOLUCION DE UNO DE ESTOS PROBLEMAS SE PREMIA CON UN MONTO DE US\$ 1 MILLON	34
Tabla II	MEDALLA FIELDS: MATEMÁTICOS GALARDONADOS CON ESTE PREMIO DESDE 2010; LA MEDALLA FIELDS SE COMENZÓ A ENTREGAR DESDE 1936	35
Tabla III	ALGUNOS NÚMEROS PRIMOS DE MERSENNE	36

LISTA DE FIGURAS

Fig. 1	An inertially pointing satellite orbiting around the earth and equipped with reaction wheels and magnetorquers.	12
Fig. 2	Diagrama estrategia metodológica	26
Fig. 3	Variación en el tiempo de un marco de referencia rotante	27
Fig. 4	Función hiperbólica	34
Fig. 5	Imagen corporativa Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE)	36
Fig. 6	Logo Universidad de Antioquia	37

Siglas, acrónimos y abreviaturas

Cms.	Centímetros
ERIC	Education Resources Information Center
Esp.	Especialista
IEEE	Institute of Electrical and Electronics Engineers
MP	Magistrado Ponente
MSc	Magister Scientiae
Párr.	Párrafo
PhD	Philosophiae Doctor
PBQ-SF	Personality Belief Questionnaire Short Form
PostDoc	PostDoctor
UdeA	Universidad de Antioquia

RESUMEN

Las ruedas de reacción (Reaction Wheels, RW) son dispositivos ampliamente usados en los sistemas de control de actitud satelital debido a su precisión de orientación. Sin embargo, presentan un fenómeno de saturación debido a la acumulación de momento angular. Esta acumulación conlleva a que alcancen su límite de velocidad de rotación e impidan el intercambio de momento con el cuerpo del satélite para garantizar la estabilidad. Debido a esto, es de particular interés estudiar técnicas de desaturación de estos dispositivos empleando otros actuadores de control como los magnetorquers, los cuales, por medio de su interacción con campos magnéticos, generan un torque que contribuye a la desaceleración de las RW. Para ello, se propone un análisis computacional, que parta de un modelo dinámico basado en el CubeSat de entrenamiento EyasSat . Una vez obtenido dicho modelo, se propone realizar una comparación de diferentes controladores de actitud, con la capacidad de desaturar las RW, mediante índices de desempeño relacionados con el consumo energético, el tiempo de respuesta y el error en estado estable. A su vez se evaluará el rendimiento en diferentes escenarios al modificar parámetros orbitales e incluir fenómenos del medio ambiente espacial como la variación del campo magnético terrestre.

Palabras clave — Desaturación de ruedas de reacción, Sistema de determinación y control de actitud, Cubesats, EyasSat, Estrategias de Control

ABSTRACT

El abstract es el mismo resumen pero en idioma inglés. Conserva la misma extensión o aproximada, es decir, mínimo 150 y máximo 250 palabras.

Keywords — Scientific article, review article, research, citation styles

I. INTRODUCCIÓN

La determinación y el control de actitud en satélites son esenciales para el éxito de una misión espacial. Existen diferentes métodos de control de actitud, los cuales pueden clasificarse como pasivos y activos. El control pasivo recurre principalmente al diseño geométrico y magnético del satélite, buscando aprovechar los principios físicos y fuerzas naturales que actúan sobre el satélite, aumentando los efectos de una mientras se minimizan los de otras. Por otro lado, el control activo emplea actuadores como propulsores, magnetorquers (barra de torsión) o ruedas de reacción (Reaction Wheels, RW) para modificar la actitud del satélite mediante la generación de torques correctivos [1]. Durante una misión espacial, se pueden utilizar diferentes modos de control de actitud para sus diferentes fases y tareas del satélite. En los últimos años, se ha presentado un aumento de misiones espaciales que involucran CubeSats, el cual es un tipo de nanosatélite formado a partir de unidades cúbicas (U) de 10 cm de lado, y que cada vez presentan una mayor complejidad. Por lo tanto, ha sido de gran interés el incremento de la vida útil y el rendimiento de las misiones, donde el sistema de determinación y control de actitud (Attitude Determination and Control System, ADCS) juegan un papel fundamental para garantizar la probabilidad de éxito [2]. En este sentido, el control de actitud de un CubeSat es fundamental para cumplir el perfil de misión, normalmente situado en órbita baja (Low Earth Orbit, LEO), donde se busca tener precisión de apuntamiento y estabilidad para las cargas útiles, antenas y paneles solares, que son componentes críticos para el funcionamiento de la nave espacial y del éxito de la misión. El control de actitud en CubeSats es normalmente provisto por RW, las cuales intercambian momento con la nave sin consumir propelente. No obstante, una desventaja de este tipo de dispositivos electromecánicos es que acumulan el momento para mantener una actitud deseada y, en consecuencia, las RW se saturan cuando alcanzan su velocidad máxima de rotación lo cual impiden que estas puedan intercambiar momentos que garanticen a la estabilidad del satélite. Por tal motivo, surge un desafío en el área de control de actitud que busca la desaturación de dichas ruedas de reacción mientras se conserva la actitud del satélite. Algunos de los desafíos que se presentan frente a este fenómeno se deben a que comúnmente el control de actitud y la desaturación de

RW son tratados por separado, y a pesar de que existen numerosos estudios sobre el control de actitud con torques magnéticos, hay pocos artículos que involucren la desaturación del momento de las RW mediante magnetorquers [3]. Por otro lado, se requieren controladores que garanticen la estabilidad del satélite anticipando y actuando ante perturbaciones presentes en el ambiente espacial como por ejemplo torques externos debido a gradientes gravitacionales, torques aerodinámicos o torques de radiación solar [4]. Debido a esto, es de particular interés estudiar técnicas de desaturación con controladores, que permitan asistir estos dispositivos recurriendo a otros actuadores auxiliares como los magnetorques, los cuales, por medio de su interacción con campos magnéticos, generan un par que desatura las ruedas de reacción. No obstante, a diferencia de las RW que pueden generar un torque en cualquier dirección y en cualquier momento, los magnetorques dependen de la interacción con el plano ortogonal del campo geomagnético instantáneo, el cual cambia a medida que el satélite orbita alrededor de la tierra [5]. Adicionalmente, a pesar de que los magnetorques son dispositivos confiables en LEO, producen una respuesta más lenta en comparación con otros actuadores lo cual reduce la capacidad de maniobra del satélite y su tiempo de reacción ante perturbaciones externas. En este sentido, se propone evaluar estrategias de control de actitud que incorporen la desaturación de las ruedas reacción, mediante simulaciones computacionales a partir de un modelo dinámico basado en el CubeSat de entrenamiento EyaSat [6]. Adicionalmente, se pretende realizar una comparación de diferentes controladores bajo algunos escenarios o perfiles de misión propuestos, con el fin de determinar las condiciones donde mejor se desempeñan las estrategias de control propuestas. La elección de este modelo en particular de CubeSat se debe a que dicho satélite se encuentra disponible en el programa de Ingeniería Aeroespacial; y es de especial interés incluirlo en el planteamiento de las simulaciones porque puede ser aprovechado junto con otros equipos, como la Jaula de Helmholtz, para consolidar una futura línea de investigación en control satelital.

II. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

CubeSat basado en el modelo EyaSat el cual está equipado con: una rueda de reacción en el eje Z

dynamics but suffer from the drawback of possibly experiencing a gradual increase of their spinning speed, due to their inability to alter the total momentum of the satellite affected by external disturbances

dos magnetorquers en el eje X e Y respectivamente.

the magnetorquers that are capable of exerting a rank deficient torque on two out of the three degrees of freedom of the attitude dynamics due to the fact that they interact with the geomagnetic field; this second actuator may affect the total momentum of the satellite and therefore can be used to suitably stabilize the rotational speed of the wheels, even though the rank deficient nature of the generated torque is a challenge to be addressed.

Se mencionan los escenarios a evaluar : 3 oebitas bajo 3 modos

Estrategia de control que permita eliminar la saturacion de la rueda de reacción

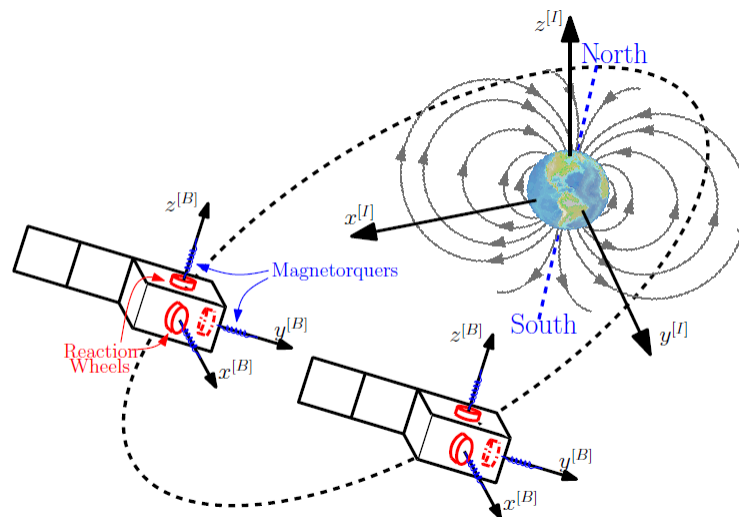


Fig. 1. An inertially pointing satellite orbiting around the earth and equipped with reaction wheels and magnetorquers.

Nota. Fuente <https://www.ieee.org/>.

A. Estado del Arte

La desaturación de ruedas de reacción es un problema común en los satélites, incluidos los Cubesats, que pueden llevar a una pérdida de control de actitud. La ley de producto cruzado (CCPL) es una solución clásica en ingeniería comúnmente utilizado para resolver este paradigma desde una aproximación lineal [5]. Pero en los últimos años se han desarrollado diferentes controladores que involucran sistemas no lineales. Sin embargo, tal como se expresa en [3], el problema de control de actitud y la saturación de ruedas de reacción es comúnmente abordado como temas separados desde el punto de vista de diseño, por lo cual, no existen tantos artículos en los que se incluyan ambos objetivos. En su trabajo se propone un método de diseño de un LQR periódico variable en el tiempo donde se incluyen los torques generados por gradientes gravitacionales y los efectos periódicos del campo geomagnético alrededor de la órbita. Además, señala que los artículos existentes no suelen estos efectos mencionados anteriormente. Por otro lado, Yang menciona esfuerzos como el de [5], en el cual se estudió al mismo tiempo el problema de la estabilización y el de desaturación de ruedas de reacción. A su vez se consideró la variación temporal del campo magnético en el marco del cuerpo (BRF), y su marco de referencia era el marco inercial (ECI). Sin embargo, para una nave espacial en LEO que utiliza el campo geomagnético, el marco de referencia más idóneo es el marco local vertical local horizontal (LVLH). Además, su diseño se compone de dos bucles, que es esencialmente una idea de tratar con el control de actitud y la desaturación en consideraciones separadas. En esa misma línea, de Angelis [7] propuso un controlador proporcional heurístico y utilizó una función de Lyapunov para probar que el controlador puede simultáneamente estabilizar la nave espacial con respecto al marco LVLH y lograr la desaturación de ruedas de reacción. Pero este método de diseño no tiene en cuenta el efecto variable en el tiempo del campo geomagnético en el marco del cuerpo. Finalmente, al estudiar las estrategias de control ya implementadas y conocer, tanto los efectos que incluyen como las simplificaciones de sus sistemas, es necesario recurrir a un modelo dinámico del EyaSat, el cual es el punto de partida para diseñar los controladores que se evaluarán bajo las condiciones de saturación y de estabilidad. A pesar de, no encontrar modelos dinámicos específicos para el EyaSat,

Groenewald y Steyn [8] elaboraron una propuesta para un nuevo ADCS integrado en este cubesat, y en él se incluyen propiedades inerciales y dimensiones útiles para la formulación de un modelo dinámico. A su vez, en [9] se realiza un desarrollo matemático de la dinámica de un cubesat de 1U, donde describe los diferentes torques y perturbaciones externas, modela los actuadores en Simulink y sus diferentes configuraciones para ser evaluados bajo diferentes condiciones como la desaturación de ruedas de reacción.

III. JUSTIFICACIÓN

Diseño de mision: énfasis en el limitado consumo de potencia Línea de investigación con la Jaula

IV. OBJETIVOS

A. Objetivo general

Validar computacionalmente una estrategia de control de actitud para el picosatélite CubeSat EyasSat que integre la desaturación de sus ruedas de reacción mediante magnetorquers a partir de su modelo dinámico.

B. Objetivos específicos

- Simular el comportamiento dinámico del nanosatélite EyasSat a partir del desarrollo de un modelo fenomenológico de este.
- Determinar una estrategia de control de actitud para el nanosatélite EyasSat que integre la desaturación de las ruedas de reacción empleando magnetorquers a partir de simulaciones computacionales basadas en su modelo dinámico.
- Identificar aquellas órbitas donde la estrategia de control presente el mejor desempeño al utilizar los magnetorquers como elementos de desaturación de las ruedas de reacción.

V. PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

El problema de investigación es el enunciado de lo que puede ser demostrado o encontrado, y de lo cual se requieren pruebas y evidencias.

VI. MARCO TEÓRICO

En esta sección se citan los autores que han tenido influencia directa en tu investigación. Recuerda, debes escoger solo un método para realizar las citas y referencias, es decir, debes seleccionar entre gestores especializados como Mendeley, Zotero, EndNote, etc., Microsoft Word, o “Manuales”; no se deben mezclar entre sí. Nuestra recomendación principal es Mendeley. Evita referenciar sitios como blogs, Wikipedia, Rincón del Vago, Monografías.com y demás portales web que no se consideran fuentes primarias. No limites tu búsqueda a una sola herramienta (por ejemplo, solo www.google.com). Realiza búsquedas en diferentes plataformas académicas, tales como:

- **Catálogo Sistema de Bibliotecas UdeA:** material impreso que reposa en Bibliotecas UdeA, tales como libros, revistas, tesis, diccionarios, informes, etc.
- **Bases de datos suscritas de la Biblioteca:** plataformas digitales con millones de documentos en texto completo.
- **Bases de datos de libre acceso:** Google Scholar, Microsoft Academic, Google Books, Redalyc, Scielo, Dialnet, DOAJ, PubMed, Base Search, entre muchas más.
- **Documentos con acceso restringido:** si requieres el texto completo de artículos o libros con acceso restringido, que por lo general se encuentran en bases de datos no suscritas por la Universidad de Antioquia, solicítalos en tu Biblioteca enviando título exacto, el DOI o la url del documento. Tenemos convenios nacionales e internacionales que nos permiten acceder a esta información.

Ejemplo de cita parafraseada, es decir, frase no textual adaptada con las palabras de quien escribe; esta forma de citación es la más adecuada en textos académicos, demuestran lectura, análisis y redacción propia [10]. Ejemplo de “Cita textual menor a 40 palabras, al interior del párrafo; no utilice recurrentemente esta forma de citación, pues demuestra poco análisis y redacción propios” [11, p. 9]. Otros ejemplos aceptados en estilo IEEE 2020:

En citas paráfrasis, es posible mencionar o no el o los autores en la oración, ejemplos: resultados demostrados por Arango [10], resultados demostrados mediante publicación

científica [10]. Cita en paráfrasis de dos autores, con o sin autor mencionado: datos suministrados por Ramírez y Guzmán [11], datos suministrados en revista académica [11]. Cita en paráfrasis con tres o más autores con et al.: resultados publicados por Baker et al. [12], resultados publicados en revista científica [12]. Cita con dos fuentes, cada una en corchetes y en orden numérico: ambos autores coinciden en estos datos [13], [14]. Cita con tres fuentes o más, con corchetes para el primero y el último, en orden numérico y separados por guion: diversos autores coinciden en estos datos [13]–[15].

Cita “textual menor a 40 palabras” [16, p. 466], cita “textual menor a 40 palabras con páginas continuas o discontinuas” [17, pp. 15-16].

Cita de cita en paráfrasis mencionando o no autores: Quintero y González, citados por Rioja [18], Quintero y González, citados por [18]. Cita textual mayor a 40 palabras sin comillas:

Es importante destacar que la revisión realizada permitió definir el constructo a evaluar, es decir, especificar el concepto de la e-inclusión que se asume en la investigación, así como los factores que deben ser considerados para su evaluación. Lo anterior constituye el fundamento conceptual de la tesis y es la base para desarrollarla [19, p. 107].

Cita textual o directa con más de 40 palabras (se omiten las comillas), bloque aparte, sangría 1.25 cms. Ya que IEEE no señala nada en particular de este caso, se adaptan de las normas APA. Datos estadísticos analizados con SPSS [20]. Procure no incurrir en la citación excesiva:

MÉTODO PARA ELABORAR CITAS Y REFERENCIAS

Recuerda, debes escoger solo un método para realizar las citas y las referencias, es decir, debes seleccionar entre un gestor especializado como Mendeley, Zotero o EndNote (confiabilidad alta), el gestor nativo Microsoft Word (confiabilidad media) o “manuales” (confiabilidad baja); no se deben mezclar entre sí, nuestra recomendación principal es Mendeley, pues te permite almacenar, subrayar e insertar notas en PDF’s, guardar fichas bibliográficas, elaborar citas y bibliografías en APA, Vancouver, IEEE y más de 1.000 estilos diferentes, exportar registros, compartir documentos, etc. Para mayor información de Mendeley.com y \LaTeX visitar:

<http://tiny.cc/zzrnuz>

La presente plantilla incluye los archivos requeridos para la construcción apropiada de las referencias bibliograficas bajo los parametros de las normas IEEE, todo se limita a modificar los campos del archivo *refe.bib* segun las necesidades de su escrito. Aqui algunos ejemplos de los diferentes tipos de documentos referenciabiles.

Referencia a un libro [21], a un artículo [12], a una seccion de libro sin título [10], a un acta [22], a una conferencia [18], a un capítulo o páginas específicas con título propio de un libro [23, pp. 7-10], a un documento sin editorial [24], a las memorias de una conferencia [25], a un informe técnico [26], a un manual [27], a una tesis doctoral [28], a una tesis de maestría [17], a una web o información de internet [29] y para otros tipos de referencias diferentes a las anteriores [14]. Para el listado de referencias, tenga en cuenta que el apellido principal será la última palabra en el campo *author*; Si como autor no figura una persona sino una organización, al llenar el campo *author* del archivo *.bib*, use {} dobles (ver referencia [15]).

A continuación se muestra una de las referencias del archivo *refe.bib*, donde *ent:entre_libro* es el identificador de la misma y para referenciarla se debe escribir el comando $\backslash cite\{ent : entre_libro\}$

```
@inbook{ent:entre_libro,
  author      = {Angela Zapata},
  title       = {Titulo de libro},
  chapter     = {},
  pages       = {10-20},
  publisher   = {Editor},
  volume      = {},
  series      = {},
  type        = {},
  address     = {},
  edition     = {},
  year        = {20XX},
  month       = {},
  note        = {},
  language    = {},
}
```

Recuerde que L^AT_EX, en la sección de referencias, solo muestra las que se han citado en su escrito; agregar la información en el archivo *refe.bib* no implica que la referencia se muestre en su documento

Por otro lado, para citar ecuaciones e información semejante dentro del texto use `\ref{}`, por ejemplo (1) o (5)

$$\oint_C \vec{B} \cdot d\vec{l} = \mu_0 \int_S \vec{J} \cdot d\vec{s} + \mu_0 \epsilon_0 \frac{d}{dt} \int_S \vec{E} \cdot d\vec{s} \quad (1)$$

y a su vez

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{E} = \frac{\rho}{\epsilon_0} \quad (2)$$

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{B} = 0 \quad (3)$$

$$\vec{\nabla} \times \vec{E} = -\frac{\partial \vec{B}}{\partial t} \quad (4)$$

$$c^2 \vec{\nabla} \times \vec{B} = \frac{\vec{J}}{\epsilon_0} + \frac{\partial \vec{E}}{\partial t} \quad (5)$$

$$\vec{\nabla} \times \vec{B} = \mu_0 \vec{J} + \mu_0 \epsilon_0 \frac{\partial \vec{E}}{\partial t} \quad (6)$$

VII. METODOLOGÍA

La estrategia metodológica tiene un enfoque cuantitativo, ya que toma como punto de partida un fenómeno, que puede ser amplio en el campo de la dinámica de satélites, pero que se acota cada vez más según se definen las preguntas de investigación, su alcance y su definición de variables. Por otro lado, se define un conocimiento mínimo, consolidado en el marco teórico, y una revisión de los métodos e investigaciones que se han realizado hasta el momento, consignado en el estado del arte. En este sentido, el desarrollo de este trabajo de grado se divide en tres etapas:

A. Modelo dinámico

Primero es necesario interpretar el fenómeno de estudio, partiendo de la realidad y llevándola a un entorno matemático que permita su simulación. Para ello se recurre a un modelo dinámico, constituido por las ecuaciones diferenciales involucradas en el fenómeno físico y sus propiedades inerciales. De esta manera se pretende resolver las siguientes preguntas: ¿Cuál es el marco de referencia idóneo para plantear las ecuaciones del modelo dinámico? ¿De qué manera se puede comprobar que el modelo dinámico se acerca al modelamiento real del fenómeno? ¿Qué torques internos y externos deben tenerse en cuenta según las necesidades del proyecto? Para ello se plantean las siguientes actividades:

- a) Recopilación y comprensión de modelos dinámicos similares al caso de estudio según el estado del arte. Para esto se consultarán diversas fuentes de libros, bases de datos y revistas indexadas.
- b) Adaptación de dichos modelos para la construcción de un modelo propio: se parte de un modelo simple y se hacen suposiciones como: órbita circular, campo magnético constante, simetrías, etc.
- c) Simulación realizando ajustes de parámetros usando la herramienta computacional de Matlab Simulink: se busca conocer el comportamiento del modelo dinámico que corresponda a la realidad.

B. Diseño de estrategia de control

Una vez se tiene un modelo dinámico, se realizarán simulaciones con diferentes estrategias de control que garanticen condiciones de estabilidad e incluyan la desaturación de ruedas de reacción. De tal manera que, en la medida que se realicen y se desarrollen las simulaciones esta etapa se responderán las preguntas: ¿Qué estrategia de control es la que más se emplea actualmente? ¿Qué deficiencias tiene?, comparando la estrategia de control de referencia ¿cómo se desempeñan los otros controladores? Para esto se proponen las siguientes actividades y experimentos:

- a) Búsqueda bibliográfica de controladores para justificar para identificar aquellos que comúnmente utilizados para hacer frente al fenómeno de estudio. De esta manera, se seleccionará el controlador más usado para usarlo como punto de comparación.
- b) Definir índices de desempeño del comportamiento de los controladores justificando la incorporación de las diferentes variables que hacen parte de este, teniendo en cuenta parámetros como el consumo energético, el tiempo de reacción y error en estado estable.
- c) Diseño y simulación de controladores de actitud con desaturación de RW, como por ejemplo LQR, PID, anti wind up Multi agente, modelo predictivo, static input allocation.
- d) Definir escenarios: Se plantearán diferentes escenarios correspondientes a un uso específico del cubesat, donde el objetivo varía según la órbita o el perfil de misión. De esta manera se evaluará el desempeño de los controladores para distintas aplicaciones, como un apuntamiento constante hacia una base terrena, disminución de consumo energético o aumento en la respuesta para alcanzar la estabilidad.
- e) Realizar pruebas con los diferentes controladores en los diferentes escenarios propuestos y compararlos a partir de sus índices de desempeño.

C. Análisis de órbitas

Como se mencionó en la sección de modelo dinámico, esta parte de realizar suposiciones y simplificaciones. Algunas de estas conciernen la órbita y las perturbaciones del medio ambiente espacial. En esta etapa se quiere determinar la influencia de ciertos parámetros orbitales de la órbita baja, sus correspondientes intensidades de campo geomagnético y como éstas afectan el desempeño de los magnetorquers en el fenómeno de desaturación. Luego de implementar condiciones de ambiente espacial, las simulaciones deberían dilucidar las siguientes preguntas: ¿En qué órbitas se presenta un mejor desempeño por parte de los magnetorquers y con cual controlador? ¿Qué tipo de perfil de misiones son las más indicadas para los controladores seleccionados? Para ello se plantean las siguientes actividades y experimentos:

- a) Integrar las intensidades de campo magnético terrestre según una órbita deseada en el modelo dinámico, a partir de recursos como el paquete SEET del software multifísico STK o su alternativa de código abierto GMAT, entre otros de uso libre.
- b) Nuevamente realizar pruebas y comparaciones de los controladores de actitud con desaturación de RW basados en los índices de desempeño. De esta manera, se evalúan diferentes escenarios donde se varían espacial y temporalmente algunos parámetros orbitales como la inclinación, excentricidad y la variación del campo geomagnético.

Finalmente, el esquema de la estrategia metodológica puede apreciarse en la Fig.2, donde se plantea el entregable u objetivo a cumplir al término cada etapa, el cual es fundamental para el desarrollo de la etapa posterior. De esta manera se consolida una estrategia secuencial pero que puede estar sujeta a diferentes iteraciones según el desarrollo de las actividades.

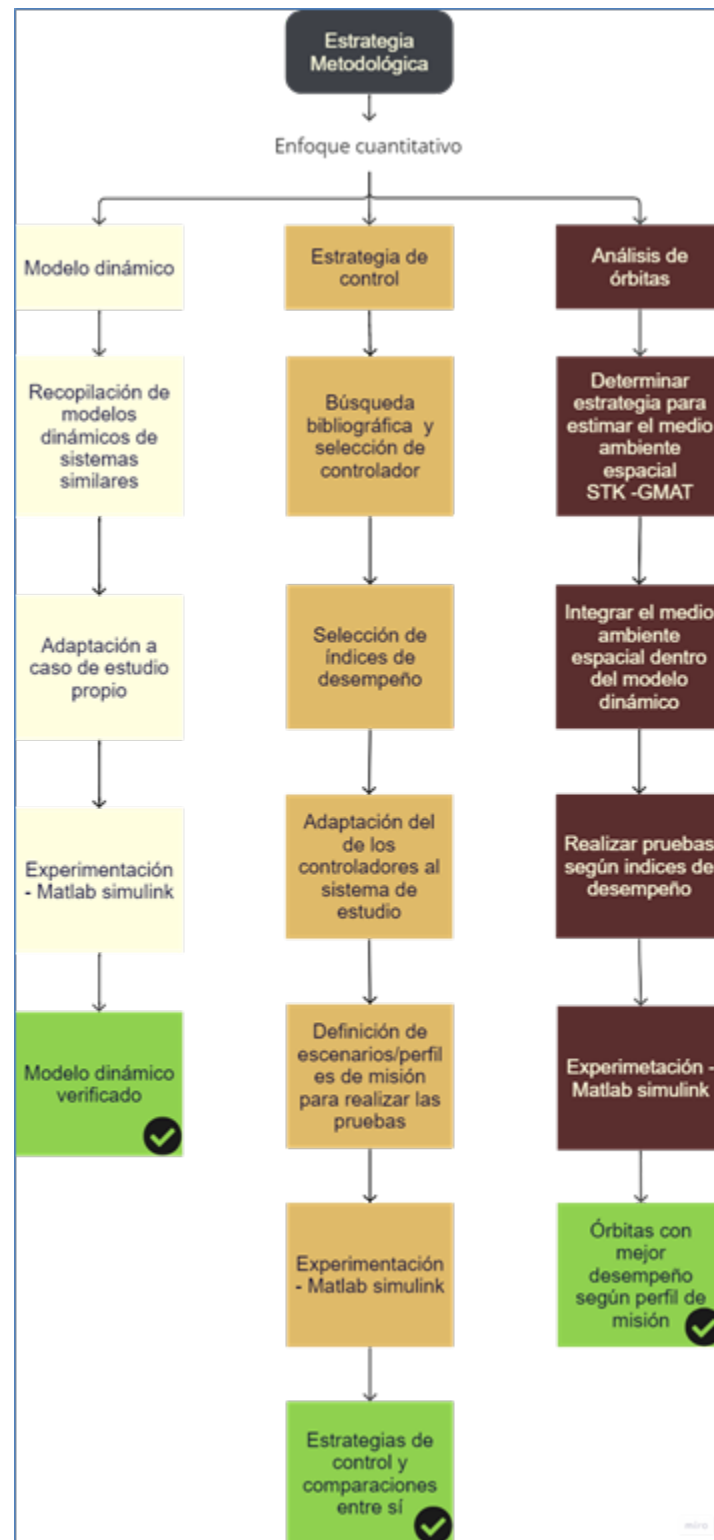


Fig. 2. Diagrama estrategia metodológica

VIII. DESARROLLO

A. MODELO DINÁMICO

La de actitud de una nave espacial como un CubeSat puede ser representada por las ecuaciones dinámicas de Newton-Euler, las cuales describen los efectos de los torques externos e internos que modifican la aceleración del satélite. Para llegar a dichas ecuaciones se parte de la dinámica rotacional tal como se describen en [30].

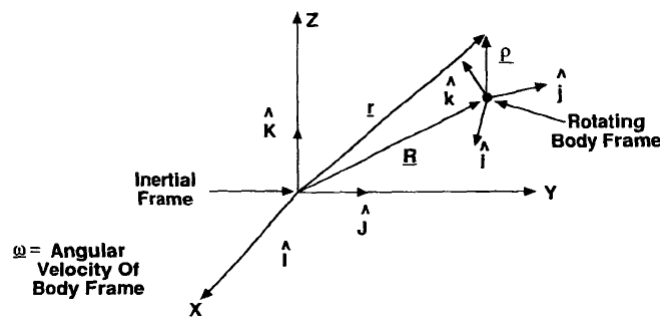


Fig. 3. Variación en el tiempo de un marco de referencia rotante

La Fig.3 muestra la geometría esencial del sistema. Se tiene el vector de posición ρ en el marco del cuerpo en rotación, si se desea conocer su variación en el tiempo respecto al marco inercial se tiene:

$$\left(\frac{d\rho}{dt}\right)_i = \left(\frac{d\rho}{dt}\right)_b + \omega \times \rho \quad (7)$$

Donde ω es la velocidad angular en el marco del cuerpo. Por otro lado, se requieren determinar el vector posición \vec{r} y sus derivadas \vec{v} y \vec{a} . Del sistema vectorial se tiene una relación entre r y p :

$$r = R + \rho \quad (8)$$

De esta manera, velocidad y la aceleración pueden ser determinadas:

$$\mathbf{v} = \left(\frac{d\mathbf{r}}{dt} \right)_i = \frac{d\mathbf{R}}{dt} + \left(\frac{d\boldsymbol{\rho}}{dt} \right)_b + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho} \quad (9)$$

$$\mathbf{a} = \left(\frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2} \right)_i = \frac{d^2\mathbf{R}}{dt^2} + \left(\frac{d^2\boldsymbol{\rho}}{dt^2} \right)_b + 2\boldsymbol{\omega} \times \left(\frac{d\boldsymbol{\rho}}{dt} \right)_b + \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} \times \boldsymbol{\rho} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho}) \quad (10)$$

En la dinámica rotacional, dos cantidades fundamentales de interés son el momento de inercia y el momento angular. El momento angular de una colección de puntos de masa es el momento de su momento lineal alrededor de un origen definido. A partir de Fig.3, el momento angular de la masa m_i alrededor del origen en el sistema de inercial es:

$$H_t = \sum r_i \times m_i v_i \quad (11)$$

Si aplicamos las eq.(9) y eq.(10) con $V = \frac{d\mathbf{R}}{dt}$ y si suponemos que 1) el origen del marco de rotación se encuentra en el centro de masa del cuerpo ($\sum m_i \rho_i = 0$), y 2) los vectores de posición ρ_i están fijos en el marco del cuerpo, es decir, tenemos un cuerpo rígido $\frac{d\rho}{dt} = 0$. Se obtiene el momento angular total así:

$$H_t = \left(\sum m_i \right) \mathbf{R} \times \mathbf{V} + \sum m_i \rho_i \times \frac{d\rho_i}{dt} = H_{orb} + H_b \quad (12)$$

El primer término de la derecha es el momento angular del cuerpo rígido debido a su velocidad traslacional \mathbf{V} en el marco de inercia. El segundo término es el momento angular del cuerpo debido a su velocidad de rotación alrededor de su propio centro de masa. La eq. (12) provee un importante resultado ya que indica que, en un cuerpo rígido, es posible escoger un marco de coordenadas que desacopla el momento angular del cuerpo y del momento angular orbital. Por tal motivo, el análisis se centrará únicamente en el segundo término, donde la eq.(7) se simplificaría de la siguiente manera:

$$\frac{d\rho_j}{dt} = \boldsymbol{\omega} \times \rho_i \quad (13)$$

De esta manera, a partir de la eq.(12) tenemos que el momento angular en el marco del cuerpo es:

$$H = \sum m_i \rho_i \times \frac{d\rho_i}{dt} = \sum m_i \rho_i \times (\omega \times \rho_i) = I\omega \quad (14)$$

Donde I es una matriz real y simétrica, llamada matriz de inercia, con componentes:

$$\begin{aligned} I_{11} &= \sum m_i (\rho_{i2}^2 + \rho_{i3}^2) \\ I_{22} &= \sum m_i (\rho_{i1}^2 + \rho_{i3}^2) \\ I_{33} &= \sum m_i (\rho_{i1}^2 + \rho_{i2}^2) \\ I_{12} &= I_{21} = - \sum m_i \rho_{i1} \rho_{i2} \\ I_{13} &= I_{31} = - \sum m_i \rho_{i1} \rho_{i3} \\ I_{23} &= I_{32} = - \sum m_i \rho_{i2} \rho_{i3} \end{aligned}$$

La eq.(14) nos indica que el momento angular total depende de la matriz de inercia del cubesat y del vector de velocidades angulares. Sin embargo, es necesario introducir el efecto de las ruedas de reacción, las cuales también disponen de un momento angular h_w . Por lo tanto, se tiene a partir de la eq.(14) que:

$$H = I\omega_b + h_w \quad (15)$$

Por otro lado, el efecto de los torques externos se incluye al considerar una fuerza F_i aplicada en una posición ρ_i en las coordenadas del marco del cuerpo. Esta fuerza tiene un efecto dado por:

$$T_i = \rho_i \times F_i \quad (16)$$

En este sentido, el torque neto de fuerzas externas es:

$$T = \sum \rho_i \times F_i = \sum \rho_i \times m_i \frac{d^2 r_i}{dt^2} \quad (17)$$

Al expandir la expresión para la aceleración tal como se hizo en la eq.(10), se tiene que :

$$T = \frac{dH}{dt} = \left(\frac{dH}{dt} \right)_{body} + \omega \times H \quad (18)$$

O visto de otra manera, asumiendo un marco fijo del cuerpo con ejes principales, se puede expresar el cambio del momento angular como el efecto de los torques y el producto cruz entre la velocidad angular y el momento angular total del sistema.

$$\left(\frac{dH}{dt} \right)_{body} = T - \omega \times (I\omega + h_w) \quad (19)$$

Análogamente, se puede obtener otra expresión para el cambio de momento angular al derivar la eq.(15) respecto al tiempo :

$$\dot{H}_b = \left(\frac{dH}{dt} \right)_{body} = I \frac{d\omega_b}{dt} + \dot{h}_w \quad (20)$$

Tomando el principio del intercambio de momentos, se tiene que el momento angular producido por las ruedas de reacción se aplica al satélite con signo opuesto. Entonces si definimos T_c como el par de control:

$$\dot{h}_w = -T_c \quad (21)$$

Al igualar las ecuaciones (19) y (20) se obtiene una expresión para las aceleraciones angulares, conocida como ecuación dinámica de Newton-Euler, la cual consolida el modelo dinámico del CubeSat:

$$\frac{d\omega_b}{dt} = I^{-1} [-\omega_b \times (I\omega_b + h_w) + T + T_c] \quad (22)$$

donde:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} : \text{Matriz de inercia del CubeSat}$$

$$\omega_{\mathbf{b}} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} : \text{Vector de velocidad angular del satélite en el marco del cuerpo.}$$

$$\mathbf{h}_{\mathbf{w}} = \begin{bmatrix} h_x \\ h_y \\ h_z \end{bmatrix} : \text{Vector de momento de angular de las RW.}$$

Realizando las respectivas multiplicaciones matriciales, se tienen las ecuaciones en cada eje:

$$\dot{\omega}_x = [T_x + T_{Cx} + \omega_y \omega_z [I_{yy} - I_{zz}] - h_z \omega_y + h_y \omega_z] / I_{xx} \quad (23)$$

$$\dot{\omega}_y = [T_y + T_{Cy} + \omega_x \omega_z [I_{zz} - I_{xx}] - h_x \omega_z + h_z \omega_x] / I_{yy} \quad (24)$$

$$\dot{\omega}_z = [T_z + T_{Cz} + \omega_x \omega_y [I_{xx} - I_{yy}] - h_y \omega_x + h_x \omega_y] / I_{zz} \quad (25)$$

Finalmente, usando las componentes del vector de velocidades angulares es posible determinar la actitud del CubeSat. La interpretación de los ángulos de Euler es más intuitiva, pero para evitar que surjan singularidades, los cuaterniones resultan mas convenientes para los cálculos de simulación [31]. La ecuación diferencial cinemática de los cuaterniones está descrita en la eq.(26):

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \Omega \mathbf{q} \quad (26)$$

Donde

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & w_z & -w_y & w_x \\ -w_z & 0 & w_x & w_y \\ w_y & -w_x & 0 & w_z \\ -w_x & -w_y & -w_z & 0 \end{bmatrix}$$

y

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} q_1 & q_2 & q_3 & q_4 \end{bmatrix}^T$$

1) PROPIEDADES INERCIALES

2) MODELADO DE PERTURBACIONES

3) MODELO RUEDAS DE REACCIÓN

4) MODELO MAGNETORQUERS

B. DISEÑO CONTROLADORES

1) LINEALIZACIÓN Y ESPACIO DE ESTADOS

2) LQR

3) PID

4) ÍNDICES DE DESEMPEÑO

IX. RESULTADOS

Descripción de los escenarios a evaluar:

1- Equilibrio 2- Maniobra de giro 3- Nadir (Rampa)

Sujeto a 3 tipos de órbita

1- 0° 2- 20° (ISS) 3- 90° (Polar)

1) Perfil de misión 1

2) Perfil de misión 2

3) Perfil de misión 3 En los resultados se comunican los hallazgos y descubrimientos del estudio. Se incluyen tablas, figuras, diagramas y demás material demostrativo.

Al narrar descriptivamente una figura, tabla, etc., en un párrafo, puedes insertar una referencia cruzada, es decir, un hipervínculo al elemento mencionado dentro o fuera de paréntesis, ejemplos: estos resultados se muestran en la **Tabla I**. Igualmente, los datos son validados con otros instrumentos (**Tabla III, Tabla II**). Lineamientos que se establecen en la nueva versión de las Normas APA séptima edición (**Fig. 5**). La producción intelectual institucional se publica en el Repositorio (**Fig. 6**). Si la figura es de tu completa autoría, **NO** es necesario colocar la leyenda “Elaboración propia” (**Fig. 4**).

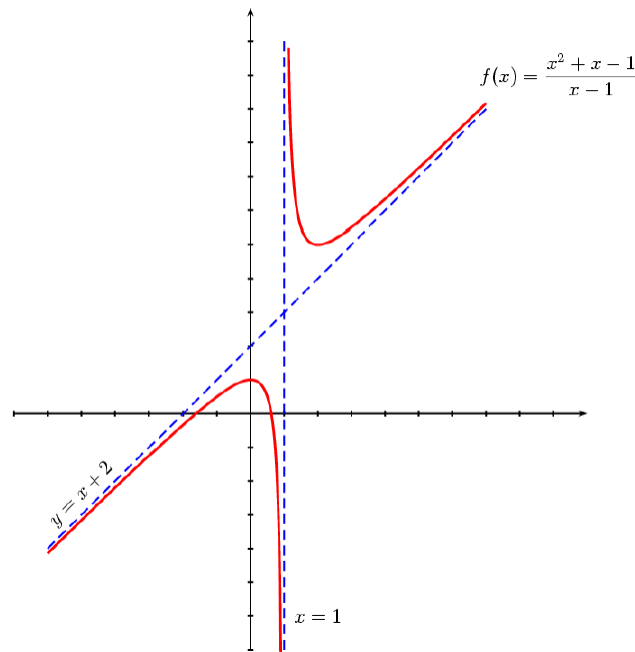


Fig. 4. Función hiperbólica

TABLA I

PROBLEMAS DEL MILENIO: LA RESOLUCION DE UNO DE ESTOS PROBLEMAS SE PREMIAN
CON UN MONTO DE US\$ 1 MILLON

1	El problema de P frente a NP
2	La conjetura de Hodge
3	La conjetura de Poincaré
4	La hipótesis de Riemann
5	Yang-Mills y el salto de masa ("mass gap")
6	Las ecuaciones de Navier-Stokes
7	Conjetura de Birch y Swinnerton-Dyer

TABLA II
MEDALLA FIELDS: MATEMÁTICOS GALARDONADOS CON ESTE PREMIO DESDE 2010; LA
MEDALLA FIELDS SE COMENZÓ A ENTREGAR DESDE 1936

año	Ganador(es)	país	universidad/instituto
2010	Elon Lindenstrauss	Israel	Universidad Hebrea de Jerusalén
	Ngo Bao Chau ,	Vietnam y Francia	Paris-Sud 11 University y Institute for Advanced Study
	Stanislav Smirnov	Rusia	Universidad de Ginebra
	Cédric Villani	Francia	Institut Henri Poincaré
2014	Artur Ávila	Francia	Instituto Nacional de Matemática Pura y Aplicada
	Manjul Bhargava	Canadá y Estados Unidos	Universidad de Princeton
	Martin Hairer	Austria	Imperial College London
	Maryam Mirzajani	Irán	Universidad Stanford
2018	Caucher Birkar	Irán y Reino Unido	Universidad de Cambridge
	Alessio Figalli	Italia	Escuela Politécnica Federal de Zúrich
	Peter Scholze	Alemania	Universidad de Bonn
	Akshay Venkatesh	Australia	Universidad Stanford

TABLA III
ALGUNOS NÚMEROS PRIMOS DE MERSENNE

Exponente n	Primo de Mersenne
2	$2^2 - 1 = 3$
3	$2^3 - 1 = 7$
5	$2^5 - 1 = 31$
7	$2^7 - 1 = 127$
13	$2^{13} - 1 = 8191$
17	$2^{17} - 1 = 131071$



Fig. 5. Imagen corporativa Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE)

Nota. Fuente <https://www.ieee.org/> Esta entidad edita y normaliza la presentación de documentos científicos en el área de ingenierías.



Fig. 6. Logo Universidad de Antioquia

Nota. Fuente <http://www.udea.edu.co>

X. DISCUSIÓN

La discusión es la interpretación crítica y el análisis de los resultados, que surgen de las preguntas de investigación.

XI. CONCLUSIONES

Son las interpretaciones finales que recopilan los datos de la investigación, describe lo que se obtuvo, qué se logró y cuáles son los resultados. Guardan relación directa con lo que se mencionó en el planteamiento del problema. Pueden confirmar las hipótesis.

XII. RECOMENDACIONES

Las recomendaciones son las futuras y posibles líneas de investigación que llevarán a resolver problemas relacionados con la presente investigación.

REFERENCIAS

- [1] J. R. Wertz and W. J. Larson, *Space mission analysis and design*. Microcosm, 1999.
- [2] C. Venturini, B. Braun, D. Hinkley, and G. Berg, “Improving Mission Success of CubeSats,” 2018.
- [3] Y. Yang, “Spacecraft Attitude and Reaction Wheel Desaturation Combined Control Method,” *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 53, pp. 286–295, 2 2017.
- [4] M. Kaplan, *Modern spacecraft dynamics and control*, 1976.
- [5] J.-F. Tregouet, D. Arzelier, D. Peaucelle, C. Pittet, L. Zaccarian, and J.-F. Trégouët, “Wheels Desaturation Using Magnetorquers and Static Input Allocation,” *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 23, 2015. [Online]. Available: <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-01760720>
- [6] EYASSAT, “GEN 5 Nanosatellite Simulator, with COSMOS, User Guide,” [En línea]. Disponible en: <http://eyassat.com/resources-downloads/gen-5-nanosatellite-simulator-user-guide/>.
- [7] E. L. D. Angelis, F. Giulietti, A. H. D. Ruiter, and G. Avanzini, “Spacecraft attitude control using magnetic and mechanical actuation,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 39, pp. 564–573, 2016.
- [8] C. J. Groenewald and W. H. Steyn, “Attitude Determination and Control System for EyasSAT for Hardware In the Loop Application,” 2014. [Online]. Available: <http://scholar.sun.ac.za>
- [9] P. S. Bayod, “Study and Design of the attitude control of a cubesat 1U based on reaction wheels,” [Bachelor’s degree thesis], Catalunya (España), Escola Tècnica Superior d’Enginyeria Industrial, Audiovisual iAeroespacial de Terrassa - ESEIAAT, 2019.

-
- [10] J. L. Arango, “Enfermedades respiratorias del recién nacido,” in *Fundamentos de pediatría: generalidades y neonatología*. J. A. Correa, J. F. Gómez, y R. Posada, Eds. Fondo Editorial CIB, 2000, p. 463–467.
- [11] A. Ramírez H. and P. Guzmán, “Sistemas participativos de garantía SPG en Bogotá: la apuesta del proceso organizativo Familia de la Tierra,” [En línea]. Disponible en: <https://bit.ly/3mfvktD>.
- [12] D. W. Baker et al., “Functional Health Literacy and the Risk of Hospital Admission Among Medicare Managed Care Enrollees,” *Am. J. Public Health*, vol. 92, no. 8, p. 1278–1283, 2002, doi: <https://doi.org/c7fvj5>.
- [13] Fundación del Español Urgente [Fundéu], “Fundéu BBVA: cómo diferenciar «si no» y «sino»,” 2012, <https://bit.ly/3oBTGP9>.
- [14] T. Hooper, “El Discurso del Rey [The King’s Speech].” UK Film Council; See Saw Films; Bedlam Productions, 2010.
- [15] Institute of Electrical and Electronics Engineers [IEEE], *IEEE Std P802.15.4/D6: Approved Draft Revision for IEEE Standard for Information technology-Telecommunications and information exchange between systems-Local and metropolitan area networks-Specific requirements-Part 15.4b: Wireless Medium Access Control*. New York: IEEE, 2006.
- [16] El Espectador, “Tutelas por un acetaminofén: Tratamientos, medicamentos y cirugías, las mayores causas de reclamo. El 67,81 % de los casos correspondían a servicios incluidos en el plan de beneficios,” *El Espectador*, 2012, [En línea]. Disponible en: <https://bit.ly/3mr4I8Q>.
- [17] G. A. Ruiz Rojas, “*Hacia la comprensión de la retórica como contenido formativo para la configuración de un sujeto deliberativo*,” [tesis de maestría], Medellín (Colombia), Universidad de San Buenaventura, 2014.

-
- [18] G. Rioja, “¿Judicialización de la salud? el caso de las personas sordas [conferencia],” in *Mar del Plata: XIII Congreso de la Caja de Abogados de la Provincia de Buenos Aires*, Buenos Aires, Argentina, 2008.
- [19] Y. González Pérez, Y. Rosell León, Y. Piedra Salomón, O. Leal Labrada, and F. Marín Milanés, “Los valores del profesional de la información ante el reto de la introducción de las nuevas tecnologías de la información y la comunicación,” *ACIMED*, vol. 14, no. 5, 2006, [En línea]. Disponible en: <https://bit.ly/2VgAbP7>.
- [20] International Business Machine [IBM], “SPSS (Versión 27.0) [Software]”, 2020.
- [21] N. Rufino, *Titulo de libro*. Editor, 20XX.
- [22] L. Chilindrina, Ed., *Maria Nieves*, ser. s*, vol. v*, *. Dirección*: Editor*, mes-nom* 20XX, notas y observaciones*.
- [23] A. Zapata, *Titulo de libro*. Editor, 20XX, pp. 10–20.
- [24] C. Villagran, “Titulo de folleto,” Como de publico*, Dirección*, mes-nom* 20XX*, notas y observaciones*.
- [25] F. Marroquin, “Titulo del articulo en acta de conferencia,” in *Titulo del libro*, ser. s*, vol. v*, Patrocinador. Dirección*: Editor*, mes-nom* 20XX, pp. xx–yy*, notas y observaciones*.
- [26] R. Aguirre, “Titulo de informe,” Institución, Dirección*, tipo* n*, mes-nom* 20XX, notas y observaciones*.
- [27] S. Panza, *Titulo del manual*, e* ed., Patrocinador*, Dirección*, mes-nom* 20XX, notas y observaciones*.
- [28] H. Vivar, “Titulo de tesis de PHD,” Ph.D. dissertation, Nombre de universidad, Dirección*, mes-nom* 20XX, notas y observaciones*.
- [29] Wikipedia®, “BibTeX,” <https://es.wikipedia.org/wiki/BibTeX>, mes-nomagosto 2018, accedido en junio de 2019 (ejemplo).

-
- [30] M. D. M. D. Griffin and J. R. French, *Space vehicle design*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- [31] W. H. Steyn and J. Auret, “Design of an aerodynamic attitude control system for a CubeSat DeOrbitSail FP7 mission View project Surrey first 3-axis stabilised minisatellite View project,” 2011. [Online]. Available: <https://www.researchgate.net/publication/287074816>

ANEXOS

En los anexos se incluye material complementario que apoya la documentación investigativa, tales como consentimientos informados, entrevistas, material fotográfico, etc. Evite incluir material que puede estar protegido por derechos de autor, tales como pruebas psicológicas, fragmentos de libros, artículos de revistas, patentes, etc. Recuerda no incluir en tu documento datos de personas o entidades objetos de la investigación, tales como nombres, apellidos, cédulas, números telefónicos, consentimientos informados con datos personales (Resolución 8430 de 1993), nombres de empresas sin el consentimiento escrito del representante legal, fotografías en primer plano de personas (especialmente de menores de edad) y demás información que pueda contravenir los principios emitidos en la Ley Estatutaria 1581 de 2012 (Ley de protección de datos personales).

Los siguientes anexos contienen documentos de interés para el proceso de trabajo de grado, así como trucos y recomendaciones que surgen constantemente en la elaboración de un documento en L^AT_EX.

Anexo A. Autoarchivo en Repositorio y documentos de interés

Al terminar todos los aspectos metodológicos, de redacción, de estructura y diagramación de tu tesis en \LaTeX , y con previo aval de la unidad académica, exporta el documento a versión PDF. Recuerda entregar en el autoarchivo tanto el paquete de \LaTeX como la versión en PDF. Prepara también los anexos, si los tiene. Posteriormente, realiza la gestión de autoarchivo en el Repositorio Institucional <http://bibliotecadigital.udea.edu.co>, procedimiento que puedes consultar en video o versión PDF:

- Gestión de autoarchivo trabajos de grado (video): <https://bit.ly/3wx9U0E>
- Instructivo para el autoarchivo de trabajos de grado en el Repositorio Institucional Universidad de Antioquia (PDF): <https://bit.ly/3f0WbfB>

Recuerda que ya no se entregan trabajos de grado en CD-ROM, únicamente mediante formato digital a través del Repositorio Institucional. Otros documentos de interés para el proceso de entrega de trabajos de grado:

- Formulario institucional de entrega y autorización de trabajos de grado en la Universidad de Antioquia (diligenciar solo para 2 autores o más): <https://bit.ly/2Q0sc9P>
- Plantilla APA (Word) (ciencias sociales y humanas): <https://bit.ly/3fs0GWC>
- Plantilla APA - \LaTeX (ingenierías, ciencias exactas y naturales, etc.): <https://bit.ly/3Lebmwf>
- Plantilla IEEE (Word) (ingenierías): <https://bit.ly/2PGnVIy>
- Plantilla IEEE - \LaTeX (ingenierías, ciencias exactas y naturales, etc.): <https://bit.ly/3HubjZS>
- Plantilla Vancouver (ciencias de la salud): <https://bit.ly/3uwljMt>
- Plantilla Chicago (ciencias sociales y humanas): <https://bit.ly/3mYU5eH>
- Resolución Rectoral 47233 (21 de agosto de 2020): por la cual se establecen los lineamientos para la entrega de la producción académica de pregrado y posgrado en sus diferentes formatos y presentaciones al Repositorio Institucional del Departamento de Bibliotecas: <https://bit.ly/2R629hP>

- Políticas del Repositorio Institucional de la Universidad de Antioquia: <https://bit.ly/3t6dcG9>

Anexo B. Recortar y abreviar direcciones web largas

Eventualmente utilizamos páginas web, imágenes, documentos en línea, entre otros, y es necesario citarlas o mencionarlas en el texto; sin embargo, esos enlaces son supremamente largos, lo que le resta estética a la presentación del documento, ejemplo:

Largo: <https://www.youtube.com/watch?reload=9&v=tRH59E1aybE&feature=youtu.be>

Corto: <https://bit.ly/3abhsgE>

Utiliza una herramienta en línea para hacer de este enlace mucho más corto. Existe gran variedad de ellos, recomendamos algunos.

- <https://cutt.ly/>
- <https://bitly.com/>
- <https://tiny.cc/>
- <https://tinyurl.com/>

Ejemplo realizado con Tiny URL <https://tiny.cc/> Copiar y pega la URL larga en la casilla → Clic en Shorten → Posteriormente aparece la nueva URL corta → Clic en Copy → Pégalas en el lugar del texto que la necesites.

Anexo C. Incluir imágenes

Más de lo que se esperaría, incluir imágenes en \LaTeX requiere un esfuerzo adicional, aquí una rápida explicación de cómo se usan los comandos para mantener los lineamientos de las normas IEEE.

```

\begin{figure}[!ht]
    \begin{center}
        \includegraphics[scale=X]{ruta}\\
    \end{center}
    \caption{Titulo/información}
    \label{enlace}
    \footnotesize{Nota. Leyenda}
\end{figure}

```

De los anteriores comandos, solo hay cinco comandos que se deben modificar, todo lo demas no tener alteraciones:

- **scale=X:** valor numérico que controla el tamaño de la imagen, debe ser mayor que 0 y puede tener cifras decimales, por ejemplo *scale=1.5*
- **ruta:** ubicación donde está almacenada la imagen, por ejemplo *imagenes/tesis/dibujo.jpg*; los tipos de imagen preferiblemente debe ser con extencion *.eps*, *.jpg* o *.png*
- **Titulo/información:** Título y/o información sobre la imagen.
- **enlace:** es la identificación de la imagen para poderla referenciar en el documento con el uso del comando `\ref{}`, esta identificación debe ser alfanumérica y única para cada imagen.
- **leyenda:** información adicional, generalmente sobre los derechos de autor; en caso de no necesitar poner información de la imagen el esta leyenda, tambien se debe borrar la palabra "Nota."

Cabe aclarar que aunque se usa el comando `[!ht]`, segun la diagramación del texto y las dimensiones de la imagen, L^AT_EX puede tender a ubicarla en la parte superior de cada página, lo cual puede interferir en el hilo de su redacción. Este mismo problema de ubicación puede ocurrir tambien al crear las tablas, por ello sea precabido al insertar imagenes o tablas¹.

¹El comando `[!ht]` obliga a ubicar la imagen o la tabla en el lugar donde aparece el código ya sea en medio de la página o en la parte inferior de la misma