



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

CENTRO DE FÍSICA APLICADA Y TECNOLOGÍA AVANZADA

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN
PROTOTIPO DE RUEDA DE REACCIÓN
PARA EL SUBSISTEMA DE CONTROL
DE ORIENTACIÓN DE UN
MICROSATÉLITE

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:

Licenciado en Tecnología

PRESENTA:

Rodolfo Nava Ordóñez

TUTORES:

Dr. Rafael G. Chávez Moreno y Dr. Carlos Romo Fuentes



Querétaro, Qro., 2019



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

CENTRO DE FÍSICA APLICADA Y TECNOLOGÍA AVANZADA
FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES, CUAUTITLÁN

LICENCIATURA EN TECNOLOGÍA



Votos aprobatorios

**COMITÉ ACADÉMICO DE LA
LICENCIATURA EN TECNOLOGÍA**

Presente

En cumplimiento del Artículo 26 del Reglamento General de Exámenes, nos permitimos comunicar a usted que revisamos la Tesis de título “Diseño y construcción de un prototipo de rueda de reacción para el subsistema de control de orientación de un microsatélite” que realizó el pasante Rodolfo Nava Ordóñez con número de cuenta 413081968, bajo la opción de titulación por Tesis y Examen profesional en la Licenciatura en Tecnología.

Considerando que dicho trabajo reúne los requisitos necesarios para ser discutido en el EXAMEN PROFESIONAL correspondiente, otorgamos nuestro **VOTO APROBATORIO**.

	NOMBRE	Firma
PRESIDENTE	M. en C. Francisco Fernández Escobar	
VOCAL	Dr. Rafael Quintero Torres	
SECRETARIO	Dr. Jorge Alfredo Ferrer Pérez	
1er. SUPLENTE	Dr. Carlos Romo Fuentes	
2do. SUPLENTE	Dr. Rafael Guadalupe Chávez Moreno	

Atentamente

“POR MI RAZA HABLARÁ EL ESPÍRITU”

UNAM, Campus Juriquilla, Qro. a 22 de febrero de 2019

Para ti

Agradecimientos

A mi hermana y a mis padres por darme siempre su cariño y amor en todo momento. Este logro es también suyo.

A mi familia que no importa la distancia sé que siempre puedo contar con ellos.

A mi abuelita Emeteria Pérez Martínez, por siempre dar amor a todos los que lo rodean.

A mis abuelos Carmen Valdovinos Rivera, Rodolfo Nava Campos y Erasto Ordóñez Soto que tienen un lugar en mi corazón.

A mi Universidad por mostrarme la dedicación por el conocimiento y desarrollo para la sociedad, sin ella no hubiera conocido personas tan excepcionales.

A mis amigos de la carrera quienes fueron mi familia durante todo este proceso. En especial a mi gemelo Germán que fue mi hermano, a Jimena por ser tan rara como yo, a Maritere por ser una persona de noble corazón (Gryffindor+3), a Giovi por tantas risas compartidas, a Clausen que siempre lucha por el bien común, Edgar (El Doc), Cristian, Narzo, Richie, Maya, Pablo, Tinoco, Brito y Eleonor.

A mis amigos Diego, Karla, Osiris, Carlos, Omar y Nati, que pasan los años y siguen siendo unos excelentes amigos.

A mis pokeamigos, Cristian, Alam, Carlos y Karla.

A mi tutor Dr. Rafael G. Chávez Moreno, por apoyarme durante años en mi formación académica, siendo un ejemplo a seguir.

A mi cotutor Dr. Carlos Romo Fuentes, que además de participar en mi formación siempre mostraba una buena amistad.

Al M. C. Francisco Fernández Escobar, por su extensa revisión de esta Tesis siendo de gran ayuda, un buen maestro.

A mis sinodales, el Dr. Rafael Quintero Torres y el Dr. Jorge Ferrer Pérez.

Al Sr. René Preza Cortés y al Dr. Saúl Santillán Gutiérrez, por brindarme su apoyo durante la manufactura de la rueda de reacción.

A Itzel, por ser mi compañera, mejor amiga, que tanto amo.

Resumen

El objetivo de esta tesis es que con el prototipo desarrollado sustentará las bases de un modelo de rueda de reacción funcional de bajo costo, tomando como caso de estudio la misión del microsatélite Quetzal, con la finalidad que pueda ser utilizado como medio de estudio para el desarrollo y verificación de tecnología.

Para lograr dicho objetivo se tuvo que investigar previamente los modelos en el mercado de ruedas de reacción, revisando los diversos diseños se encontró similitudes entre sí como los materiales, formas, protocolos de comunicación, propiedades similares, etc. Además se investigó la metodología para el modelado de la rueda de inercia, donde se utilizó herramientas de software como SOLIDWORKS, MATLAB, LabVIEW, Mathematica y Energia (Similiar al ambiente Arduino) para encontrar las variables para nuestro caso de estudio.

Con el propósito de abaratar costos se propuso el uso de materiales comerciales (COTS) para la construcción de la tarjeta de control. El prototipo se diseñó, se desarrolló y se construyó con la ayuda de SOLIDWORKS y herramientas de taller como lo son el Torno y la Fresadora.

Por último para corroborar su funcionamiento se probó el prototipo recibiendo los datos de medición de revoluciones por minuto en la computadora a través de un microcontrolador (similar a Arduino).

Índice general

Índice de figuras	XV
Índice de tablas	XIX
1. Introducción	1
1.1. Planteamiento del problema	2
1.2. Alcance	2
1.3. Justificación	2
1.4. Hipótesis	3
1.5. Objetivos	3
1.5.1. Objetivo general	3
1.5.2. Objetivos específicos	3
2. Marco teórico	5
2.1. Sistema de vuelo espacial	5
2.1.1. Segmento espacial	6
2.2. Satélites	6
2.2.1. Clasificación de tamaños	6
2.2.2. Subsistemas del satélite	7
2.2.3. Satélites de percepción remota	7
2.2.4. Órbitas terrestres bajas	8
2.2.5. Satélite Quetzal	8
2.3. Control de orientación	9
2.3.1. Requerimientos	9
2.3.2. Parametrización	10
2.3.2.1. Sistema de referencia	10
2.3.2.2. Ángulos de Euler	11
2.3.3. Dinámica de orientación	12
2.3.4. Perturbaciones espaciales	14
2.3.4.1. Arrastramiento aerodinámico	14
2.3.4.2. Radiación solar	15

ÍNDICE GENERAL

2.3.4.3.	Campo magnético	15
2.3.4.4.	Gradiente de gravedad	15
2.3.5.	Control de orientación	16
2.3.6.	Actuadores de control de orientación	16
2.3.6.1.	Ruedas de reacción y ruedas de momento	16
2.3.6.2.	Giróscopo de control de momento	16
2.3.6.3.	Propulsores	17
2.3.6.4.	Magnetorca	17
2.4.	Ruedas de reacción y ruedas de momento	18
2.4.1.	Requerimientos para la maniobra de giro	18
2.4.2.	Par requerido	19
2.4.3.	Geometría del volante de inercia	20
2.4.4.	Tipo de materiales para la rueda de reacción	20
2.4.5.	Motor sin escobilla	20
2.4.5.1.	Criterios de selección	21
2.4.5.2.	Funcionamiento eléctrico	21
2.4.6.	Interfaz de señal	22
2.4.7.	Perturbaciones	22
2.4.8.	Configuraciones	22
3.	Diseño y desarrollo del proyecto	25
3.1.	Modelos en el mercado	25
3.2.	Primer prototipo de rueda de reacción	26
3.2.1.	Diseño del volante de inercia	26
3.2.2.	Diseño de estructura	27
3.2.3.	Impresión 3D	28
3.3.	Aspectos satelitales necesarios al diseño	29
3.3.1.	Par requerido	29
3.3.1.1.	Aceleración del satélite	30
3.3.1.2.	Momento de inercia del satélite	31
3.3.2.	Selección del motor adecuado a la rueda de reacción	31
3.3.2.1.	Registro en CAD del motor	32
3.3.3.	Evaluación del motor seleccionado	33
3.3.3.1.	Diseño de experimento	33
3.3.3.2.	Montaje de experimento	33
3.3.3.3.	Características y secuencia de las pruebas	34
3.3.4.	Modelado del volante de inercia	35
3.4.	Diseño mecánico	36
3.4.1.	Estructura de soporte	36
3.4.1.1.	Carcasa superior	36
3.4.1.2.	Carcasa inferior	37

3.4.1.3.	Base de montaje	37
3.4.2.	Soporte del sensor	38
3.5.	Tarjeta de control	39
3.5.1.	Microcontrolador	39
3.5.2.	Sensor de velocidad	40
3.5.3.	Caracterización del variador de velocidad	40
3.5.4.	Distribución de partes electrónicas	41
3.5.5.	Microcontrolador maestro y programación	42
3.5.6.	Simulación	43
3.5.7.	Diseño esquemático	44
3.5.8.	Modelo en 3D	48
3.5.9.	Construcción de circuitos impresos	49
3.6.	Manufactura de la rueda de reacción	50
3.6.1.	Volante de inercia	50
3.6.2.	Estructura de soporte	52
3.6.2.1.	Carcasa inferior	52
3.6.2.2.	Base de montaje	55
3.6.3.	Soporte de sensor	57
3.7.	Prueba de funcionamiento	58
3.7.1.	Interfaz de usuario	58
3.7.2.	Construcción del cable DB9	58
3.7.3.	Armado de la rueda de reacción	60
3.7.4.	Pruebas de funcionamiento	61
4.	Resultados y discusión	63
4.1.	Modelado de la rueda de reacción	63
4.1.1.	Parámetros del satélite	63
4.1.1.1.	Aceleración del satélite	63
4.1.1.2.	Momento de inercia del satélite	64
4.1.2.	Parámetros de la rueda de reacción	65
4.1.2.1.	Aceleración angular del motor	65
4.1.2.2.	Momento inercial del volante de inercia	66
4.2.	Prototipo de rueda de reacción	68
4.2.1.	Volante de inercia	69
4.2.2.	Estructura de soporte	70
4.2.2.1.	Carcasa superior	70
4.2.2.2.	Carcasa inferior	70
4.2.2.3.	Base de montaje	71
4.2.3.	Motor sin escobilla	72
4.2.4.	Tarjeta de control	73
4.2.4.1.	Sensor óptico	74

ÍNDICE GENERAL

4.3. Pruebas de velocidad	77
5. Conclusiones y trabajos a futuro	81
5.1. Conclusiones	81
5.2. Trabajo a futuro	82
Bibliografía	83
A. Apéndices	87
A.1. Códigos de programación	88
A.1.1. Códigos del Tiva	88
A.1.2. Código de LabVIEW	93
A.1.3. Código de Mathematica	94
A.1.4. Códigos de MATLAB	96
A.1.5. Código PIC16F887	97
A.1.6. Código PIC16F819	99
A.2. Planos de la rueda de reacción	101
A.3. Hoja de datos	107

Índice de figuras

2.1. Segmentos del sistema de vuelo espacial	5
2.2. Imagen del prototipo del satélite Quetzal	8
2.3. Representación de los sistemas de referencia del cuerpo, con un cambio de orientación evidente entre ellos.	10
2.4. Nombres convencionales de ángulos de rotación	12
2.5. Representación del momento angular	14
2.6. Ilustración de la aceleración y desaceleración en la maniobra de giro de un satélite	19
2.7. Diagrama a bloques del funcionamiento del motor sin escobilla con un variador de velocidad	21
2.8. Diversas matrices de configuración para tres ruedas de reacción . .	23
3.1. Diversos modelos comerciales de ruedas de reacción	26
3.2. Diseño del volante de inercia realizado en SolidWorks 2012	27
3.3. Primer diseño de prototipo de rueda de reacción realizado en So- lidWorks 2012	27
3.4. Modelo armado del primer prototipo de la rueda de reacción . . .	28
3.5. Todos los modelos impresos en 3D	29
3.6. Perfil de velocidad trapezoidal del satélite	30
3.7. Motor de corriente directa en tres fases sin escobilla: “Turnigy Ae- rodrive D3536/9 910KV”	32
3.8. Montaje experimental por medición para la aceleración angular del motor	34
3.9. Probador de servomotores de la marca “Turnigy”	41
3.10. Diagrama a bloques de la tarjeta de control	42

ÍNDICE DE FIGURAS

3.11. Diagrama de las conexiones eléctricas de la tarjeta de control	44
3.12. Diagrama esquemático de la tarjeta de control	45
3.13. Diagrama esquemático del circuito del sensor óptico	46
3.14. Diseño del circuito impreso de la tarjeta de control	47
3.15. Diseño del circuito impreso del sensor óptico	47
3.16. Visualización del archivo emn de la tarjeta de control en CircuitWorks	48
3.17. Acabado de la tarjeta de control	50
3.18. Sierra automática de cinta cortando la barra de aluminio	51
3.19. Marcado del centro del volante de inercia	52
3.20. Proceso de manufactura de la cavidad para el conector DB9 en la carcasa inferior	53
3.21. Proceso de manufactura de las cavidades para el conector DB9 de la carcasa inferior	54
3.22. Marcado con plumón de cada uno de los agujeros a perforar en la base de montaje	55
3.23. Perforación de los agujeros para acoplar la carcasa inferior con la base de montaje	56
3.24. Proceso de avellanado de la base de montaje	57
3.25. Armado del conector DB9	59
3.26. Componentes de la rueda de reacción	60
3.27. Montaje de la rueda de reacción para la obtención de diferentes perfiles de velocidad	62
4.1. Modelo simplificado del satélite Quetzal con su volumen específico, realizado en SolidWorks 2016.	64
4.2. Gráfica de la velocidad y aceleración del motor “Turnigy Aerodrive D3536/9 910KV”	66
4.3. Diseño en CAD de todo el montaje de la rueda de reacción.	68
4.4. Modelo CAD del volante de inercia dibujado en SOLIDWORKS 2016	69
4.5. Prototipo de volante de inercia	69

4.6. Modelo CAD de la carcasa superior dibujado en SOLIDWORKS 2016	70
4.7. Modelo CAD de la carcasa inferior dibujado en SOLIDWORKS 2016	71
4.8. Prototipo de la carcasa inferior	71
4.9. Modelo en 3D de la base de montaje, dibujado en SOLIDWORKS 2016	72
4.10. Prototipo de la base de montaje	72
4.11. Modelo en 3D del motor “Turnigy Aerodrive D3536/9 910KV”, dibujado en SOLIDWORKS 2016	73
4.12. Modelo CAD de la tarjeta de control	73
4.13. Prototipo funcional de la tarjeta de control	74
4.14. Modelo CAD y prototipo de la tarjeta del sensor óptico	75
4.15. Modelo CAD del soporte del sensor	75
4.16. Prototipo del soporte del sensor	76
4.17. Tarjeta del sensor con su soporte	76
4.18. Gráfica de potencia contra RPM de la rueda de reacción	78
4.19. Prototipo de rueda de reacción	79

Índice de tablas

2.1. Clasificación de los satélites por tamaño, según su masa	6
2.2. Ejemplos de momentos de inercia más comunes	13
2.3. Clasificación de actuadores del control de orientación	17
2.4. Diferentes geometrías del volante de inercia	20
3.1. Criterios de selección del motor “Turnigy Aerodrive D3536/9 910KV”	32
3.2. Código de colores usado para el cable DB9	59
4.1. Parámetros del microsatélite Quetzal	65
4.2. Tabla de comparación de valores del volante de inercia calculada y del modelo dibujado en SOLIDWORKS	67
4.3. Datos de los perfiles de velocidad a distintas potencias en ambos sentidos	77

Introducción

Desde hace más de dos décadas, el espacio al rededor de nuestro planeta comenzó a percibirse como un medio para generar beneficios sociales e influir positivamente en la vida diaria, al hacer posibles servicios como la telemedicina, la educación a distancia, el control de tráfico aéreo, los sistemas de monitoreo, el pronóstico del clima, entre otros. Esta percepción ha motivado el interés de diversos países para intervenir en el sector espacial, convirtiéndose en uno de los principales motores para su desarrollo (1).

Hoy en día hay al menos 70 países que cuentan con satélites en órbita, con las consecuentes empresas y sectores que intervienen en las actividades al respecto. Así, la creciente diversificación y el incremento de participantes en los temas espaciales, abre nuevas oportunidades para países en desarrollo como el nuestro (1).

México cuenta con servicios de comunicación satelital, con inicios en actividades como la observación de la Tierra mediante satélites pequeños de diseño y construcción nacionales, incluyendo sus sistemas de navegación, posicionamiento y sincronía (1).

La observación de la Tierra es una de las actividades más usadas por los satélites de percepción remota. Esto último es una técnica que permite adquirir información de un objeto o fenómeno sin estar en contacto con él, ya sea para la detección temprana de catástrofes naturales, el monitoreo de cultivos agrícolas, las observaciones militares o industriales, etc. Como ejemplo de lo anterior se puede mencionar al microsatélite Quetzal, cuya misión es el monitoreo de concentraciones de aire contaminado en áreas urbanas a través de sensores adecuados (2).

1.1. Planteamiento del problema

En el espacio, los satélites de percepción remota requieren -entre otros- de un subsistema de control de orientación que sea preciso, estable y de respuesta rápida, a fin cumplir con los requerimientos establecidos por la misión para la cual fue contemplado. A su vez, dicho subsistema de control de orientación requiere de actuadores como propulsores, giróscopos, ruedas de momento, etc., que garantizan la orientación deseada. Este trabajo está dirigido a uno de tales actuadores, que se conoce como rueda de reacción y básicamente provee de un par resultante de la aceleración o desaceleración rotacional de un volante de inercia, lo cual es necesario a dicha orientación.

El diseño y desarrollo de la rueda de reacción satelital, contemplada en este trabajo hasta un prototipo operativo en banco de pruebas terrestre, con las respectivas evaluaciones, documentación y perspectivas de mejora, contribuye en lo que cabe y corresponde al desarrollo de la tecnología espacial en México.

1.2. Alcance

El prototipo de rueda de reacción se diseñó a partir de dispositivos comerciales (COTS: “Commercial Off-The-Shelf”, por sus siglas), para sustentar las bases de manufactura propia de uno de los actuadores del subsistema de control de orientación a bajo costo, aprovechando la infraestructura nacional y consecuentemente reducir la brecha espacial tecnológica a nivel internacional. Por lo mismo, aún cuando el alcance del trabajo se limitó sólo al prototipo de la rueda de reacción, los estudios, análisis, desarrollos, al respecto fueron exhaustivos y lo mejor fundamentados posible.

1.3. Justificación

Según la actividad espacial global durante el 2015, los productos y servicios comerciales -telecomunicaciones, observación de la Tierra y navegación- fueron los que generaron más desarrollo económico (1), lo cual demuestra la importancia de los satélites de percepción remota.

De acuerdo a lo antes mencionado, puede afirmarse que en México se encuentra rezagado dentro del sector espacial, con un escaso conocimiento propio, por lo que existe una brecha tecnológica internacional en los aspectos de diseño y manufactura; es decir, nuestro país tiene una gran dependencia tecnológica, que reduce su participación e influencia en programas para el desarrollo de ciencia y tecnología espacial a nivel mundial.

Con la construcción de la rueda de reacción se muestra una de las capacidades de manufactura avanzada existentes en el país, aprovechando la infraestructura tecnológica existente en centros académicos de México; lo cual a su vez podría permitir la exploración de nuevos nichos de mercado para desarrollar otras tecnologías, con descenso en costos y reducción de la dependencia tecnológica en la que se encuentra México a nivel internacional.

1.4. Hipótesis

Con el uso de dispositivos comerciales (COTS) es posible construir un prototipo de rueda de reacción funcional, que cumpla con los requisitos planteados en misiones de microsátélites de percepción remota, permitiendo el desarrollo de tecnología espacial en México y la formación de recursos humanos en el área espacial.

1.5. Objetivos

1.5.1. Objetivo general

Diseñar y construir un prototipo de rueda de reacción funcional, tomando como caso de estudio la misión del microsátélite Quetzal, con la finalidad de desarrollar un prototipo que pueda ser utilizado como medio de estudio para el desarrollo y verificación de la tecnología al respecto.

1.5.2. Objetivos específicos

- A partir de modelos existentes, diseñar el modelo conceptual y mecánico del actuador mencionado, seleccionando las características que mejor se acoplen a las necesidades propias, y con flexibilidad a cambios, para reforzar su versatilidad, en el ámbito nacional.
- Diseñar y construir la tarjeta de control de la rueda de reacción adaptable a los espacios establecidos por el diseño mecánico, lo que comprendió la selección de componentes comerciales, las pruebas simuladas de su interacción, la manufactura y ensamblado del prototipo real, hasta comprobar el buen funcionamiento de la misma en el banco de pruebas.
- Manufacturar las partes mecánicas que integran la rueda de reacción para verificar el diseño conceptual y el modelo mecánico.
- Analizar y seleccionar los algoritmos de operación y control de la rueda de

1. INTRODUCCIÓN

reacción, para el diseño del método de pruebas necesario a la verificación de su desempeño.

En el capítulo siguiente se establece toda la fundamentación teórica, que requirió este proyecto, incluyendo la terminología al respecto. Posteriormente, en el capítulo 3, se presenta propiamente el desarrollo del trabajo que contiene los métodos y materiales utilizados en cada una de sus etapas. El capítulo 4 contiene los resultados de las pruebas efectuadas, así como la discusión de los mismos. En el capítulo 5 se presentan las conclusiones pertinentes y las perspectivas de mejoras futuras.

Finalmente, la lista de referencias bibliográficas se encuentra después del capítulo 5 y se termina el escrito con los apéndices que se consideraron buenos auxiliares en el mismo.

2.1. Sistema de vuelo espacial

En general, un sistema de vuelo espacial comprende tres segmentos conceptuales (3):

- **Segmento espacial.** Se refiere a la astronave con la carga útil en órbita. Ver figura 2.1(a).
- **Segmento de transferencia.** Corresponde al transporte de la astronave y la carga útil al espacio por un lanzamiento. Ver figura 2.1(b).
- **Segmento en Tierra.** Comprende el control y monitoreo de la astronave y su carga útil, así como su distribución y proceso de datos de la carga útil. Ver figura 2.1(c).

El diseño de los segmentos del sistema, que actúan sinérgicamente, es el reto central para preparar con éxito las misiones espaciales de vuelo. Cada uno de los segmentos se encuentra coordinado de acuerdo a los objetivos de la misión.



(a) *Espacial.*



(b) *Transferencia.*



(c) *Tierra.*

Figura 2.1: Segmentos del sistema de vuelo espacial (3).

2.1.1. Segmento espacial

El segmento espacial se constituye de 3 elementos (3):

- **Astronave.** La correspondiente estructura funcional de los subsistemas representa el diseño, producción y operación de toda la aeronave (3).
- **La carga útil.** Es toda carga que es necesaria para la operación de la nave durante su funcionamiento (4).
- **Órbita.** Es la trayectoria que sigue un cuerpo astronómico alrededor de otro. Se le llama satélite cuando la trayectoria es una órbita alrededor de la Tierra (4).

2.2. Satélites

Un satélite es cualquier cuerpo natural o artificial que se encuentre en movimiento alrededor de un cuerpo celeste un planeta o una estrella (5). En el presente texto, se referirán sólo satélites artificiales, que son aeronaves colocadas intencionalmente en la órbita de la Tierra.

2.2.1. Clasificación de tamaños

Los satélites se encuentran clasificados de diversas formas, una de ellas es la clasificación de su tamaño de acuerdo a la cantidad de masa como se muestra en la Tabla 2.1 (5).

Clasificación del satélite	Masa (kg)
Grande	>1000
Mediano	500-1000
Mini	100-500
Micro	10-100
Nano	1-10
Pico	0.1-1
Femto	<0.1

Tabla 2.1: Clasificación de los satélites por tamaño, según su masa (5).

2.2.2. Subsistemas del satélite

Los requerimientos del satélite representan los fundamentos para la configuración de cada elemento del segmento espacial (ver en 2.1.1). En el presente texto se referirá sólo a los subsistemas del satélite que entran en el segmento de astronave.

Cada subsistema realiza un proceso iterativo para la optimización de todo el sistema. La misión espacial depende de la operación de todos los subsistemas (3).

Existen muchos subsistemas satelitales y su clasificación es muy general. El autor Larson (6) describe brevemente los siguientes subsistemas:

- **Determinación y control de orientación.** Estabiliza el satélite y lo orienta en la dirección deseada a pesar de la existencia de perturbaciones externas.
- **Telemetría y telecomunicación.** Provee la interfaz entre el satélite y los sistemas terrestres.
- **Mando y manejo de datos.** Recibe, valida, decodifica, y distribuye los mandos a otros sistemas satelitales; y recolecta, procesa y da formato a la gestión interna del satélite y a los datos de la misión para que sean descargados o usados por una computadora de abordo.
- **Potencia.** Provee, almacena, distribuye, y controla la energía eléctrica del satélite.
- **Control térmico.** Mantiene todo el satélite y los componentes de la carga útil dentro de los límites de temperatura requeridos para cada misión.
- **Estructura y mecanismos.** Otorga soporte mecánico a todos los otros subsistemas, une el satélite al vehículo de lanzamiento y proporciona la separación de las etapas explosivas.
- **Dirección y navegación.** Determina la posición del satélite, así como la velocidad o equivalentes.

2.2.3. Satélites de percepción remota

La percepción remota es una técnica que permite adquirir información de un objeto o fenómeno sin estar en contacto físico con él. Esta técnica es utilizada en satélites y en aviones para referirse a la observación de nuestro planeta a través de cámaras o sensores diversos. Es de gran utilidad en áreas como la agricultura, la minería, los fenómenos naturales, la detección de aguas contaminadas, el monitoreo de bosques y de glaciares, entre otros (2).

Según el objetivo de la misión del satélite, así son los tipos de sensores que se utilizan; es importante conocer la resolución de cada uno de ellos así como su masa y volumen ya que constituyen la carga útil del satélite.

2.2.4. Órbitas terrestres bajas

Las órbitas de los satélites se pueden clasificar de acuerdo a varios criterios: inclinación, altitud, excentricidad, u otras propiedades (7). De acuerdo a la clasificación de órbitas por altitud, las órbitas terrestres bajas (LEO por sus siglas en inglés) se encuentran definidas por un rango de 160-2000 km.

Las interacciones químicas entre la atmósfera y los materiales del satélite deben ser considerados. De hecho, se requiere que el satélite sea cubierto por material no oxidante debido a la gran cantidad de oxígeno en la atmósfera. También debe protegerse al satélite contra radiación electromagnéticas que entre otros es causada por los cinturones de Van Allen. Otro aspecto que debe cuidarse es que los periodos de órbita cortos exponen al satélite a frecuentes y largos pasajes a través de la sombra de la Tierra, en los cuales hay choques térmicos y cíclicos (8).

2.2.5. Satélite Quetzal

El satélite Quetzal (figura 2.2) es un proyecto que se encuentra en desarrollo por la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM) en colaboración con el Instituto Tecnológico de Massachusetts (MIT por sus siglas en inglés). El propósito es desarrollar un microsatélite de percepción remota, con aproximadamente 50 kg de masa, para monitorear concentraciones de aire contaminado en áreas urbanas desde órbitas terrestres bajas (Low Earth Orbit, LEO) (9). El volumen previsto del satélite Quetzal se considera aproximadamente como un cubo de 50 cm de arista.

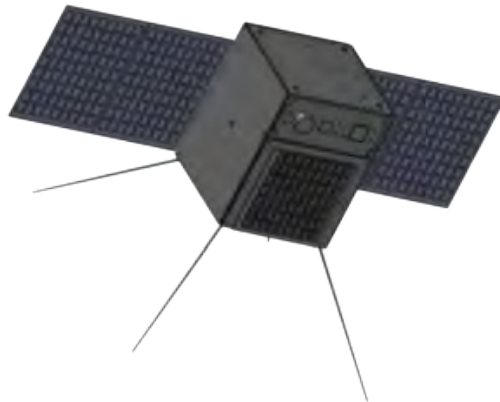


Figura 2.2: Imagen del prototipo del satélite Quetzal (9).

El satélite consiste de los siguientes subsistemas, los cuales se encuentran en desarrollo bajo los requerimientos y restricciones de la carga útil:

- Determinación y control de orientación.
- Navegación.
- Administración de energía.
- Estructura.
- Control térmico.
- Telecomunicación.
- Manipulación y procesamiento de datos.
- Telemetría.
- Propulsión

2.3. Control de orientación

El sistema de control de orientación (también conocido como control de actitud) determina y controla la orientación de un vehículo en el espacio. El tipo de control puede ser pasivo y activo. El control de orientación pasivo establece la dirección de orientación sin el uso de actuadores mecánicos, mientras que el control de orientación activo hace uso de dichos actuadores.

2.3.1. Requerimientos

Los requerimientos del sistema de control de orientación se encuentran relacionados con las necesidades de la misión y otras características de los subsistemas (4). Como ejemplo, los requerimientos de estabilidad se derivan de la carga útil e indican el ángulo de desviación permitido dentro de un intervalo de tiempo. Además, para el mejoramiento de procesos también existen requerimientos. Los más importantes son (3):

- **Precisión**, se refiere al cambio de orientación dentro de la resolución de los parámetros espaciales y temporales preestablecidos.
- **Estabilidad**, representa la precisión de mantener una orientación.
- **Agilidad**, se refiere a la razón de tiempo para cambios entre una orientación y otra.

Los requerimientos generalmente se restringen dependiendo de las condiciones siguientes:

1. Costo.
2. Tiempo de vida.
3. Confiabilidad del sistema completo.
4. Posibilidad de manejo de fallos.
5. Compatibilidad con otros subsistemas.
6. Condiciones de frontera respecto a la masa, consumo de energía y características térmicas.

7. Parámetros de órbita del satélite.
8. Requerimientos del cliente, por ejemplo la exclusión de ciertas componentes.

Estos requerimientos pueden variar considerablemente con la misión, cambiándose equipos según los diferentes objetivos.

2.3.2. Parametrización

La orientación del satélite se encuentra definida como la desviación angular entre dos ejes de dos sistemas de coordenadas: el sistema de referencia y el sistema del cuerpo.

2.3.2.1. Sistema de referencia

El sistema de referencia es independiente al movimiento del cuerpo y el sistema del cuerpo se encuentra fijo y coordinando a este último, siguiendo el movimiento.

El significado matemático del término **orientación** es la desviación angular entre esos dos sistemas de coordenadas.

En la figura 2.3 se representan ambos sistemas. Para el sistema de referencias se usan los vectores x , y y z , mientras que para el sistema del cuerpo los vectores son u , v y w .

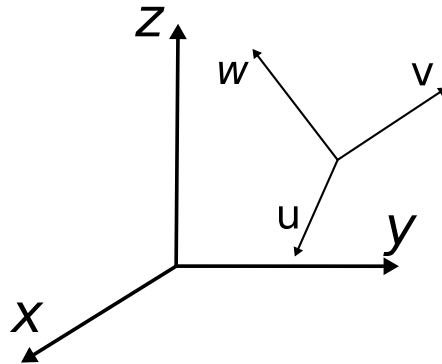


Figura 2.3: Representación de los sistemas de referencia del cuerpo, con un cambio de orientación evidente entre ellos (3).

El sistema del cuerpo fijo es alineado con los ejes principales del satélite. Los siguientes sistemas de referencia son usados comúnmente en satélites (3):

- **Sistema de referencia inercial geocéntrico:**
 - El eje- x apunta al primer punto de la estrella Aries.
 - El eje- z apunta al Polo Norte de la Tierra.

- El eje- y es perpendicular a los ejes x y z anteriores.
- **Referencia geocéntrica de la Tierra fija:**
 - El eje- x apunta a la intersección del plano ecuatorial con el meridiano de Greenwich.
 - El eje- z apunta al Polo Norte de la Tierra.
 - El eje- y es perpendicular a los ejes x y z anteriores.
- **Sistema de referencia de órbita con el origen en el centro de masa del satélite:**
 - El eje- z apunta al geocentro (dirección nadir).
 - El eje- y apunta en dirección a la órbita normal negativa.
 - El eje- x es perpendicular a los ejes z y y anteriores.

La orientación del satélite describe la orientación de un sistema de referencia con respecto al sistema del cuerpo. La orientación es representada por una transformación de 3×3 o matriz de orientación A (3).

De acuerdo a los sistemas de referencia mostrados en la figura 2.3 la matriz de orientación es el producto punto entre los vectores de su respectivo eje de coordenadas y representa el coseno de la desviación angular:

$$A = \begin{bmatrix} u \cdot x & u \cdot y & u \cdot z \\ v \cdot x & v \cdot y & v \cdot z \\ w \cdot x & w \cdot y & w \cdot z \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

2.3.2.2. Ángulos de Euler

Para una mejor comprensión de la orientación se hace uso de los ángulos de Euler, de la manera siguiente.

Rotación alrededor del eje- x con el ángulo ϕ :

$$A_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \text{sen}(\phi) \\ 0 & -\text{sen}(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Rotación alrededor del eje- y con el ángulo θ :

$$A_y = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\text{sen}(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen}(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Rotación alrededor del eje- z con el ángulo ψ :

$$A_z = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \text{sen}(\psi) & 0 \\ -\text{sen}(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

2. MARCO TEÓRICO

Existe una convención especial sobre estos ángulos, que ha surgido del campo de la aeronáutica y es utilizada en la ingeniería espacial. Los nombres se muestran en la figura 2.4. El **Alabeo** define la desviación angular alrededor de la dirección longitudinal (eje- x). El **Cabezeo** describe la rotación alrededor del eje lateral (eje- y) y la **Guiñada** corresponde a la rotación del eje vertical (eje- z).

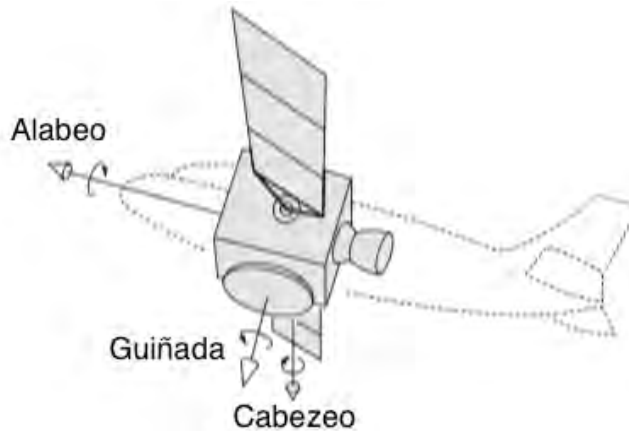


Figura 2.4: Nombres convencionales de ángulos de rotación (3).

2.3.3. Dinámica de orientación

El **momento de inercia** es una medida del sistema del cuerpo cuando su movimiento es con respecto a un eje de rotación. Matemáticamente se calcula de acuerdo a la expresión siguiente:

$$I = \int r^2 dm \quad (2.5)$$

Donde I es el momento de inercia, r el radio vector de posición del elemento diferencial de masa del sistema dm , con respecto al eje giro (10). Dependiendo del eje de rotación (x , y o z) se le coloca un subíndice al momento de inercia de la forma: I_x , I_y y I_z .

Los momentos de inercia más comunes se muestran en la Tabla 2.2 (11):

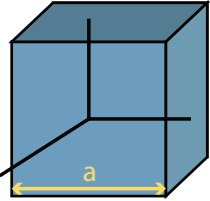
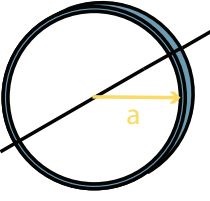
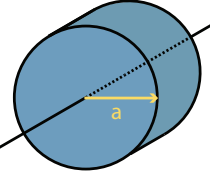
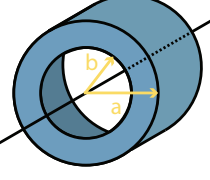
Figura Geométrica	Imagen	Momento de inercia
Cubo uniforme		$I_x x = I_y y = I_z z = \frac{1}{6} m(a^2)$
Anillo delgado		$I = ma^2$
Cilindro sólido		$I = \frac{1}{2} ma^2$
Cilindro hueco		$I = \frac{1}{2} m(a^2 + b^2)$

Tabla 2.2: Ejemplos de momentos de inercia más comunes.

El **momento angular** representa la dirección y velocidad de rotación alrededor de un eje de giro. Su expresión matemática es la siguiente:

$$H = \int_m r \times v dm \quad (2.6)$$

Donde H es el vector de momento angular, r el vector de posición de un elemento diferencial de masa dm y v el vector de velocidad.

En la figura 2.5 se muestra el vector momento angular de una rotación.

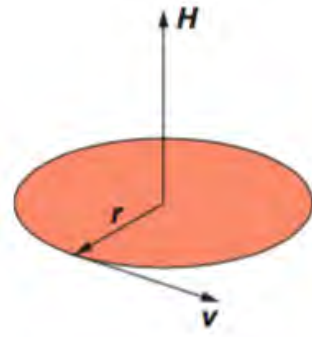


Figura 2.5: Representación del momento angular (3).

Dado que el satélite es un cuerpo rígido (su masa no cambia significativamente con el tiempo):

$$H = I \omega \quad (2.7)$$

Donde: $I = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}$ es el tensor de inercia que representa todas las rotaciones en tres dimensiones y ω es la velocidad angular del satélite.

Para la rotación de un cuerpo alrededor del centro de masa en un sistema de coordenadas inercial, la ecuación siguiente aplica:

$$\frac{d}{dt}H = \sum \tau \quad (2.8)$$

Lo que establece que el cambio temporal del momento angular es igual a la suma de todos los momentos de fuerza (τ), también llamada torca actuando en el cuerpo del satélite. Por lo anterior se deben de considerar todas las torcas que perturben al satélite.

2.3.4. Perturbaciones espaciales

En el ambiente espacial existen perturbaciones que actúan sobre el centro de masa del satélite, las cuales se identifican como *fuerzas externas* o *internas*. Las fuerzas internas son usualmente generadas por actuadores o por el movimiento de mecanismos propios del satélite. Las fuerzas externas son debidas a la interacción del satélite con el ambiente espacial (12).

Algunas fuerzas externas a considerar son las siguientes:

2.3.4.1. Arrastramiento aerodinámico

Las fuerzas aerodinámicas en órbita terrestre baja crean un arrastramiento y reducen la altitud con el tiempo. Esas fuerzas que actúan sobre el satélite (13) pueden ser presentadas como:

$$\tau_{aero} = \frac{1}{2}\rho C_D A v^2 \quad (2.9)$$

Donde ρ es la densidad atmosférica, v la velocidad del satélite, C_D el coeficiente de arrastramiento (que es 1.07 para un cubo (13)) y A es la máxima área superficial expuesta a lo largo de la dirección del vector de velocidad (14).

2.3.4.2. Radiación solar

Es la fuerza producida cuando la radiación y partículas del Sol golpean al cuerpo del satélite. Está dada por la expresión (13):

$$\tau_{sun} = \frac{F_s}{c} A_s (1 + q) \cos(\beta) (C_p - C_g) \quad (2.10)$$

Donde $F_s = 1367 \text{ W/m}^2$ es una constante solar, $c = 3 \times 10^8 \text{ m/s}$ es la velocidad de la luz, A_s es la máxima área expuesta incluyendo los paneles solares, q el factor de reflectancia, β es el ángulo de incidencia, C_p es el centro de presión solar y C_g es el centro de gravedad.

2.3.4.3. Campo magnético

En la electrónica dentro del satélite existen dipolos magnéticos residuales que interactúan con el campo magnético de la Tierra (13), lo cual se puede expresar como:

$$\tau_m = D B = D \frac{2M}{R^3} \quad (2.11)$$

Donde B es el campo magnético de la Tierra, M es el momento magnético, R el radio de la órbita y D el residuo del dipolo magnético (14).

2.3.4.4. Gradiente de gravedad

Las perturbaciones gravitacionales son debidas a las masas de la Tierra, el Sol y la Luna, causando aceleraciones traslacional y rotacional en el satélite (14). Esto se puede expresar como:

$$\tau_g = \frac{3\mu}{2R^3} |I_z - I_y| \sin(2\theta) \quad (2.12)$$

Donde $\mu = 3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ es la constante gravitacional, R el radio de la órbita, θ es el ángulo máximo del eje z , I_y y I_z son los momentos de inercia en los ejes y y z respectivamente.

2.3.5. Control de orientación

La modificación activa y controlada de la orientación del satélite se entiende como control de orientación. El satélite debe mantener su orientación predeterminada, que puede ser definida a través de un algoritmo interno o por control remoto desde alguna estación terrestre.

La orientación deseada es comparada con la orientación medida del satélite, las cuales no siempre coinciden. Esta variación se conoce como *desviación de orientación* y es transferida al control de orientación. Dentro del algoritmo de control los comandos son generados y transferidos a los actuadores de control de orientación, los cuales ejercen un momento de fuerza y corrigen la orientación del satélite. En paralelo, las torcas externas e internas actúan sobre el satélite. La orientación resultante es medida por sensores y constantemente retroalimentada por el control de lazo cerrado (3).

2.3.6. Actuadores de control de orientación

La orientación del satélite sólo puede ser modificada por momentos de fuerza, los cuales no ajustan la orientación directamente pero causan cambios en el momento angular y consecuentemente a la velocidad angular.

2.3.6.1. Ruedas de reacción y ruedas de momento

Las ruedas de reacción y las ruedas de momento están basadas en el mismo principio, la diferencia en sus nombres es por las dimensiones del motor y del volante de inercia.

Las ruedas de reacción están diseñadas para torcas elevadas que surgen de velocidades bajas de rotación. El volante de inercia gira a diferentes niveles de velocidad, es comúnmente manufacturada como una sola pieza integral, con pocas variaciones sobre su velocidad nominal, pero existen diversos valores de esta última.

Las ruedas de momento, giran con altas velocidades, están equipadas con una rueda de radios que presenta más masa efectiva y provee mayor estructura de amortiguamiento (8).

2.3.6.2. Giróscopo de control de momento

Un giróscopo de control de momento, también conocido por CMG por sus siglas en inglés, es un cardán montado en una rueda de momento. Girando transversalmente al momento angular resulta en una fuerza de momento que puede ser hasta 100 veces mayor que una rueda usual de reacción, permitiendo mayor agilidad (8).

2.3.6.3. Propulsores

Los propulsores son generalmente los que producen la suficiente fuerza en altas altitudes o en el espacio exterior. Son necesarios durante las maniobras de control de órbita, combinando la fuerza de empuje y el brazo de palanca (8).

2.3.6.4. Magnetorca

Es un dispositivo que genera un campo magnético, el cual interactúa con el cambio del campo magnético de la Tierra. Su principio de funcionamiento es similar al de un electroimán; es decir, el campo magnético se genera mediante una bobina de cobre o aluminio, con una intensidad que es proporcional tanto a la corriente eléctrica que fluye por el embobinado, como al área seccional del mismo. También depende directamente del cuadrado del número de vueltas del embobinado (8).

En la Tabla 2.3 se muestra una comparación de diversos actuadores utilizados para el sistema de control de orientación.

Actuador	Momento de fuerza	Peso	Característica
Propulsor	Variable en rangos extremos 0.1-1N	0.4 - 0.1kg	Necesita combustible
Magnetorca	Orden de milinewtons 0.075-0.25mN m hasta 3-10mN m	0.8 - 5kg	Efectivo en corto tiempo, sólo en dos ejes
Ruedas de reacción	Variable $\approx 200\text{mN m}$	7kg	Limitado
Ruedas de momento	Variable $\approx 50\text{mN m}$	8kg	Momento estabilizado
Giróscopo de control de momento	Alto $\approx 45\text{N m}$	15kg	Precio alto, momentos de fuerza temporales

Tabla 2.3: Clasificación de actuadores del control de orientación (3). Los valores son ejemplos de actuadores en sus valores nominales (8).

2.4. Ruedas de reacción y ruedas de momento

Las ruedas de reacción son un tipo de actuador eléctrico que provee una torca resultante de la aceleración o desaceleración rotacional del volante de inercia. La aceleración o desaceleración causa una reacción de alineación de la torca generada con un eje del satélite. La rotación del volante de inercia es controlada por un motor eléctrico que permite ajustar la torca mediante una señal de control (3).

La torca que se usa para el control de orientación es opuesta al cambio del momento angular del volante de inercia, siguiendo la ecuación:

$$\tau_w = -\dot{H}_w = -I_w \dot{\omega}_w \quad (2.13)$$

Donde H_w es el vector de momento angular del volante de inercia, I_w es el momento de inercia (sobre el eje de rotación del volante de inercia) y ω_w es el vector de velocidad angular del volante de inercia.

Como se menciona antes, la ecuación 2.13 establece el principio en el que se basan también las ruedas de momento, cuya fuerza es transversal al eje de rotación, causando baja precesión, estabilizando el volante de inercia y manteniendo una fuerza de momento fija.

2.4.1. Requerimientos para la maniobra de giro

En 2002 Lappas y en 2009 Jayaram, calcularon la fuerza necesaria que debían realizar sus actuadores para tener la maniobra de giro deseada de sus satélites. Especificaron que la maniobra de giro del satélite que propusieron debe tener una fase de aceleración y otra de desaceleración, cada una en tiempos iguales (Figura 2.6).

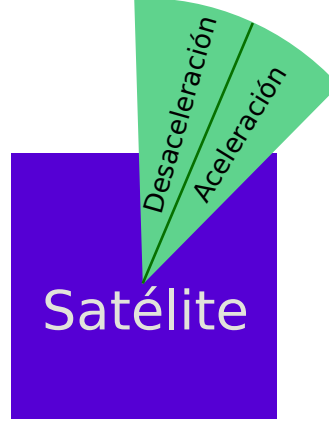


Figura 2.6: Ilustración de la aceleración y desaceleración en la maniobra de giro de un satélite.

Ambos autores utilizaron como parámetro la velocidad de giro ($\dot{\theta}_s$), específica de cada satélite. Al tomar en cuenta que es un movimiento rectilíneo uniformemente acelerado utilizaron la ecuación 2.14, de la cual despejaron para obtener la aceleración del satélite ($\ddot{\theta}_s$) como se muestra en la ecuación 2.15:

$$\theta_s = \frac{1}{2} \ddot{\theta}_s t^2 \quad (2.14)$$

$$\ddot{\theta}_s = \frac{2\theta_s}{t^2} \quad (2.15)$$

Donde θ_s es la posición del satélite, $\ddot{\theta}$ es la aceleración del satélite y t el tiempo. Por lo tanto el momento de fuerza (τ) que requirió el satélite está dada por la siguiente ecuación:

$$\tau = \ddot{\theta}_s I_s = \frac{2\theta_s}{t^2} I_s \quad (2.16)$$

Donde τ es el momento de fuerza y I_s es la matriz de inercia del satélite.

2.4.2. Par requerido

La rueda de reacción debe generar la torca necesaria (τ) que cambie el momento angular del satélite, que corresponde al momento de inercia del satélite (I_s) por la aceleración del satélite ($\ddot{\theta}_s$), ya establecidas de acuerdo a las características del satélite y de la misión, dando lugar a la ecuación 2.17 (15):

$$\tau = I_w \dot{\omega}_w = I_s \ddot{\theta}_s \quad (2.17)$$

2. MARCO TEÓRICO

Donde I_w es la matriz de momento de inercia de la rueda de reacción, $\dot{\omega}_w$ es la aceleración de la rueda de reacción, I_s es la matriz de momento de inercia del satélite y $\ddot{\theta}_s$ la aceleración del satélite.

2.4.3. Geometría del volante de inercia

El volante de inercia puede tener diferentes geometrías, sin afectar la fuerza de momento generada, según la complejidad de manufactura y el diseño estructural de la rueda de reacción.

En la Tabla 2.4 se muestran algunas geometrías del volante de inercia (14).




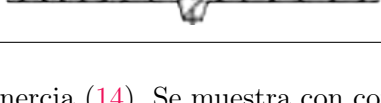
Geometría del volante de inercia	Sección transversal
Disco	
Disco de tensión de constante modificada	
Disco cónico	
Disco plano	

Tabla 2.4: Diferentes geometrías del volante de inercia (14). Se muestra con corte en la sección transversal del volante de inercia.

2.4.4. Tipo de materiales para la rueda de reacción

En los trabajos de Smet y Kumar se encontraron el uso de **acero inoxidable** y **aluminio 6061**, ambos materiales ya han sido utilizados en ruedas de reacción. La diferencia es que el acero inoxidable al tener una mayor densidad contra el aluminio se necesita menos volumen para generar un mayor par pero es más difícil su construcción, su accesibilidad y mayor costo. Dependiendo de los requerimientos de la rueda de reacción es la selección de material (14) (17) .

2.4.5. Motor sin escobilla

Los motores sin escobilla funcionan cambiando la conmutación o polaridad de las bobinas, éstas se tratan de alinear con el rotor, mismo que tiene un campo

magnético permanente generando el movimiento de giro.

Los motores que se utilizan para las ruedas de reacción o de momento son los motores de corriente directa sin escobilla (*motor brushless*), desarrollados por la NASA (*National Aeronautics and Space Administration*), teniendo las ventajas de haber sido planeados para el ambiente espacial, que entre otros presenta mayor resistencia al vapor de agua, no existe fricción con el rotor y siguen el mismo concepto de funcionamiento que modelos anteriores existentes en el mercado (18).

2.4.5.1. Criterios de selección

Los criterios de selección del motor son los siguientes de acuerdo a las referencias (16): capacidad de carga, velocidad de motor, tamaño físico, tipo, potencia de consumo, condiciones ambientales y material de construcción.

Además existen requerimientos especiales para los motores usados en el espacio con la confiabilidad para tener de 7 a 10 años de vida útil bajo condiciones de alto vacío, temperatura extremas, radiación espacial, vibraciones y choques durante el lanzamiento, y sin materiales que se puedan gasificar. Esos requerimientos imponen restricciones en *lubricación* y en el uso de *baleros*.

2.4.5.2. Funcionamiento eléctrico

La señal que cambia la conmutación es una señal sinusoidal, por ejemplo para un motor de 3 fases, cada una de ellas tiene 120° de desfase entre cada bobina. Actualmente se utilizan los variadores de velocidad (*Electronic Speed Controller*, ESC) para generar la señal sinusoidal, a partir de una señal de control modulada por ancho de pulsos (*Pulse Width Modulation*, PWM).

En la figura 2.7 se muestra un diagrama a bloques del funcionamiento del motor sin escobilla como sistema, donde se incluye el funcionamiento del variador de velocidad. A partir de una señal PWM al variador de velocidad cambia la velocidad del motor en términos de potencia del 0-100 %.

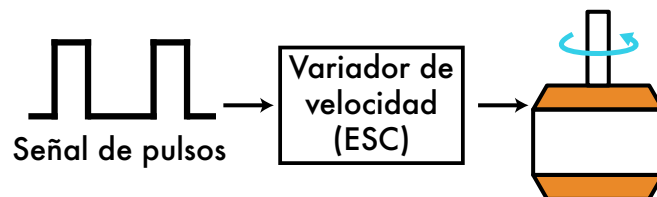


Figura 2.7: Diagrama a bloques del funcionamiento del motor sin escobilla con un variador de velocidad.

2.4.6. Interfaz de señal

Como se mencionó en la sección anterior (2.4.5.2), la tarjeta control del motor se encarga de generar la señal que controla la velocidad o el par generado por el motor y, a su vez se encarga de recibir los comandos y enviar los datos de telemetría a la computadora de control de orientación donde se hacen cálculos más complejos. También se encarga de enviar los datos de velocidad, par generado, corriente del motor y temperatura interna.

Los protocolos de comunicación que se encontraron para este tipo de interfaz son RS485, RS422, CAN, I2C, SPI, RS232 y los que cumplieron con el estándar militar MIL-STD-1553B. Los 3 primeros son los que comúnmente se utilizan en la mayoría de las ruedas de reacción. Se utilizan conectores tipo *D-sub* de diferentes cantidad de terminales, estos proporcionan apoyo mecánico y protección contra interferencia electromagnética (19)(20)(21)(22)(23)(24)(25)(26)(27).

2.4.7. Perturbaciones

Para el diseño óptimo del volante de inercia y la selección del motor que genere la torca adecuada para controlar el satélite, se debe de considerar que el par generado por la rueda de reacción supere las fuerzas externas que perturben al satélite (ver sección 2.3.4) cuando se encuentre en órbita (16).

También se deben considerar las torcas internas que puedan ocurrir dentro del satélite, como el acoplamiento por el cruce de inercias en los momentos de inercia principales del satélite (28), o la torca interna que produce la rueda de reacción al tener coeficientes de fricción (29).

2.4.8. Configuraciones

Cada rueda de reacción causa un cambio en un sólo eje por lo que comúnmente se equipa al satélite con un mínimo de tres ruedas de reacción una para cada eje; sin embargo, la mejor opción son cuatro ruedas por opciones de redundancia (30). El posicionamiento de las ruedas de reacción da lugar a diferentes configuraciones, por ejemplo, para tres ruedas de reacción se presentan varios casos en la figura 2.8.

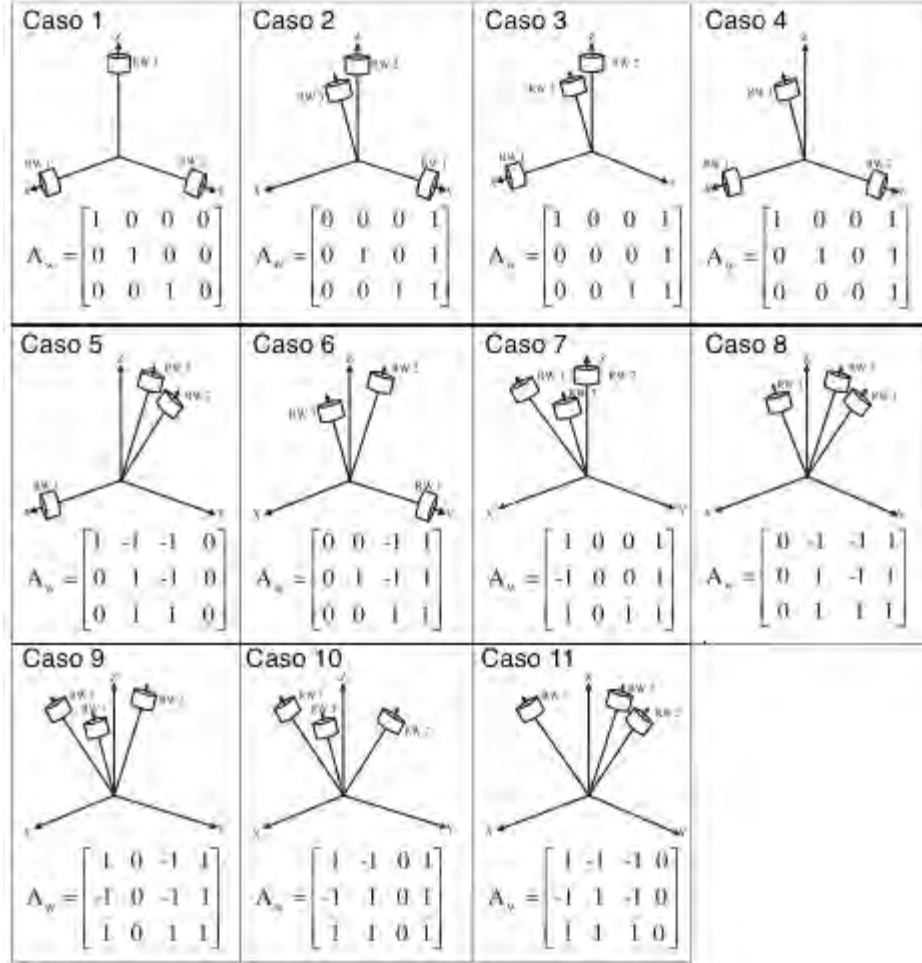


Figura 2.8: Diversas matrices de configuración para tres ruedas de reacción (30).

A su vez cada uno de los momentos de fuerza aplicadas de las ruedas de reacción (τ_w) pueden ser calculados como:

$$\begin{bmatrix} \tau_{wx} \\ \tau_{wy} \\ \tau_{wz} \end{bmatrix} = [A_w] \begin{bmatrix} \tau_{c1} \\ \tau_{c2} \\ \tau_{c3} \\ \tau_{c4} \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Donde quedan en función por las torcas de control (τ_c) y la matriz de configuración (A_w).

Diseño y desarrollo del proyecto

Para el desarrollo del proyecto, se empezó con una revisión del mercado internacional de patentes espaciales y particularmente lo referente a ruedas de reacción. Esto, tanto con el fin de no duplicar esfuerzos como para tener un punto de partida dentro del ámbito correspondiente de nuestro país. Con base de ello se diseñó y construyó un primer prototipo de rueda de reacción, que después de las evaluaciones y autocríticas pertinentes permitió mejorar dicho prototipo y considerar otros aspectos de diseño, más apegados al satélite considerado en este trabajo (Quetzal) y bajo el marco teórico descrito en el capítulo anterior.

3.1. Modelos en el mercado

Durante el 2018 se encontró que diversas compañías alrededor del mundo fabrican productos de tecnología espacial para su venta desde sitios en Internet, como son *New Space Systems*, *Blue Canyon Tech* o *Surrey Satellite Technology*. De tal revisión, fueron de interés los diversos modelos de ruedas de reacción que se muestran en la figura 3.1.

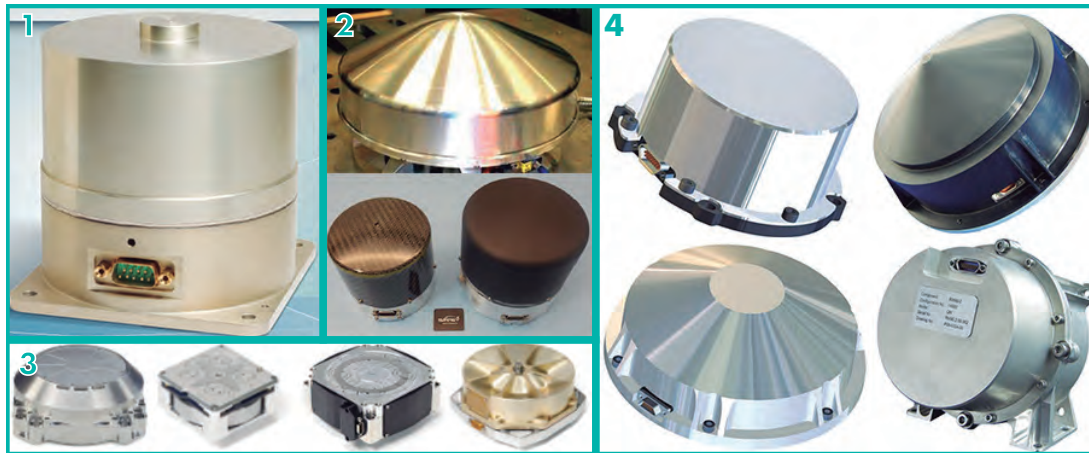


Figura 3.1: Diversos modelos comerciales de ruedas de reacción. Imagen 1 de *New Space Systems* (21), 2 de *Blue Canyon Tech* (20), 3 de *Surrey Satellite Technology* (19) y 4 de *Astro und Feinwerktechnik* (22).

3.2. Primer prototipo de rueda de reacción

La primer propuesta de la rueda de reacción sirvió para definir varios aspectos de diseño y manufactura, como son la cantidad de piezas, la distribución, el tipo de material, las opciones de acoplamiento de piezas y sobre todo la observación de errores en etapas incipientes como la aplicación de cálculos y diseño de la estructura. La rueda de reacción básicamente está formada por, un motor, un sensor de velocidad y la estructura que a su vez está constituida por una carcasa superior, una carcasa inferior y una base de montaje.

3.2.1. Diseño del volante de inercia

A partir de los modelos en el mercado se buscó una forma cilíndrica y tratando de aprovechar lo mejor posible el espacio disponible para su ubicación. Se realizó un dibujo en 3D en SOLIDWORKS como se muestra en la figura 3.2, tomando en cuenta el requerimiento del volumen necesario para generar el par calculado, así como el espacio para el montaje del motor eléctrico. También se contemplaron 5 perforaciones necesarias al sensor de velocidad y escogiendo tal número para evitar desbalances considerables.

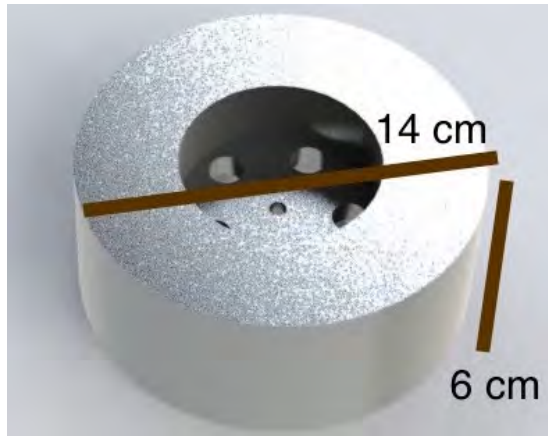


Figura 3.2: Diseño del volante de inercia realizado en SolidWorks 2012.

3.2.2. Diseño de estructura

Se realizó el dibujo en 3D en SOLIDWORKS de cada una de las piezas de la estructura de la rueda de reacción y se ensamblaron con el motor, el sensor de velocidad y el volante de inercia para observar el acoplamiento de la estructura, como se muestra en la figura 3.3, así como para constatar las dimensiones reales de los componentes a utilizar.

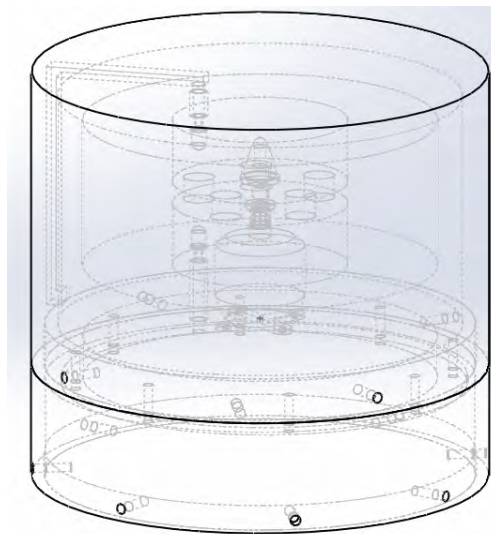


Figura 3.3: Primer prototipo de diseño de rueda de reacción realizado en SolidWorks 2012.

3. DISEÑO Y DESARROLLO DEL PROYECTO

La unión de la estructura se encuentra sujeta con tornillos de 4 mm, los cuales son de fácil acceso en el mercado y de bajo costo. En la carcasa inferior, donde se encuentra el circuito de control, el volumen considerado es del tamaño de un microcontrolador Tiva C Series TM4C123G siendo un volumen máximo. Para el control de velocidad se requirió la retroalimentación de la aceleración que produce la rueda de reacción; para medir esta última se propuso un par óptico en infrarrojo (LED-fotodiodo), ambos elementos colineales a través de los hoyos del disco interno del volante de inercia. Para las conexiones para el par óptico se propuso un canal interno en la carcasa superior.

3.2.3. Impresión 3D

Una vez terminados los dibujos en SOLIDWORKS, de la estructura y el volante de inercia, los diseños correspondientes se imprimieron en 3D (Impresora CubeX, modelo), al fin de llevar a cabo con las primeras evaluaciones al respecto. Dicha impresión Los primeros prototipos así obtenidos, se muestran en las figuras [3.4](#) y [3.5](#).

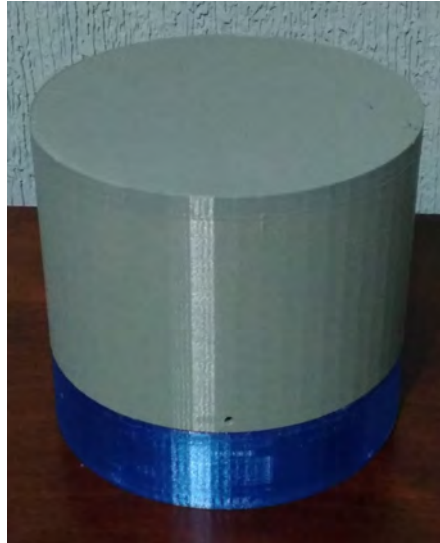


Figura 3.4: Modelo armado del primer prototipo de la rueda de reacción.

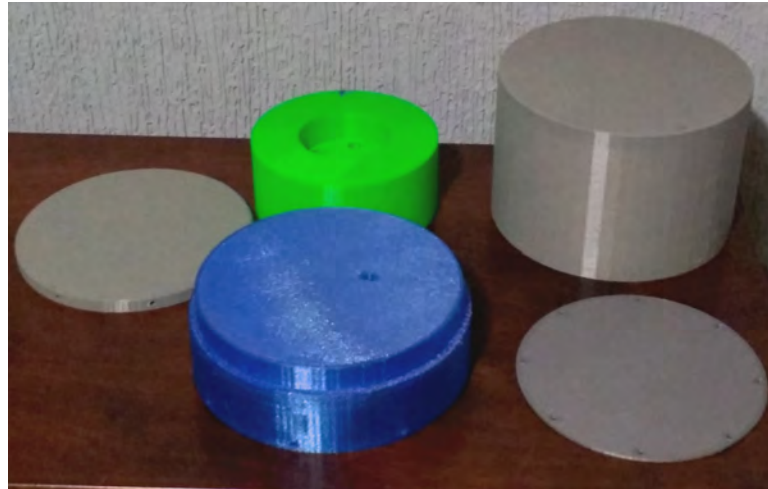


Figura 3.5: Todos los modelos impresos en 3D.

Con aspectos a corregir se observaron los siguientes:

- El peso obtenido excede al mayor de los modelos existentes en el mercado, aunque esto se debió a un error en los cálculos del volumen. No obstante de ello se notó un tamaño fuera de los límites del volumen del satélite por lo que estableció de tratar de reducir lo que más se pudiera las dimensiones de la rueda de reacción.
- Es posible evitar el canal en la carcasa superior para las conexiones del par óptico si este último es de reflexión en vez de transmisión, ya que el volante de inercia posee un buen índice de reflexión de infrarrojo.
- Un error de la base montaje fue la falta de entradas para su acoplamiento con el satélite.
- La estructura no debe tener vértices a 90° para prevenir a posibles daños a otras componentes.

3.3. Aspectos satelitales necesarios al diseño

3.3.1. Par requerido

La rueda de reacción se diseña de acuerdo a la maniobra de giro deseada del satélite, para ello se debe cumplir con el par requerido en la ecuación 2.17 (sección 2.4.2), que anteriormente llamado torca:

$$\tau = I_w \dot{\omega}_w = I_s \ddot{\theta}_s$$

3. DISEÑO Y DESARROLLO DEL PROYECTO

Por lo anterior, hay 4 variables que se requieren obtener, que son: **la aceleración angular del satélite** ($\ddot{\theta}_s$), **momento de inercia del satélite** (I_s), **aceleración angular de la rueda de reacción** ($\dot{\omega}_w$) y **momento de inercia de la rueda de reacción** (I_w).

Las variables que corresponden al satélite ya se encuentran establecidas por los requerimientos de la misión, incluyendo el par requerido. Por ello la aceleración angular y el momento de inercia de la rueda de reacción, fueron las variables particularmente importantes en este trabajo, con la debida relación a los aspectos satelitales que se describen brevemente a continuación.

3.3.1.1. Aceleración del satélite

De acuerdo con las características de la misión el satélite Quetzal, este debe tener una velocidad de giro mínima para completar el cambio de orientación deseado. El movimiento que lo compone se divide en dos fases, una de aceleración y otra de desaceleración. Al tomar en cuenta que es un movimiento rectilíneo uniformemente acelerado, se gráfica el perfil de velocidad del satélite considerando una velocidad trapezoidal (Figura 3.6), donde se observa que el punto de máxima sensibilidad al cambio de fases entre acelerar y desacelerar es a la mitad del tiempo.

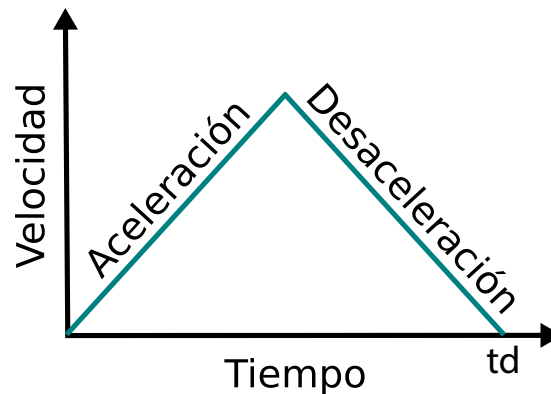


Figura 3.6: Perfil de velocidad trapezoidal del satélite.

Al tomar en cuenta sólo la fase de aceleración, se divide el tiempo de desplazamiento (t_d) de la maniobra de giro a la mitad y se sustituye en la ecuación 2.15 junto con la maniobra de giro del satélite (θ_s), obteniendo como resultado la aceleración del satélite ($\ddot{\theta}_s$).

$$t = \frac{t_d}{2} \quad (3.1)$$

$$\ddot{\theta}_s = \frac{2\theta_s}{t^2} \quad (3.2)$$

3.3.1.2. Momento de inercia del satélite

Como se mencionó antes, los parámetros del satélite Quetzal son dados a partir de las características de la misión (ver sección 2.2.5), Entre las cuales se especifica que tendrá un peso máximo de 50 kg, con geometría de un cubo de 50 cm de arista y se supone que su distribución de masa es uniforme por todo el cuerpo, a fin de simplificar cálculos de su momento de inercia como se muestra en la tabla 2.2.

El momento de inercia del satélite se calculó con la herramienta SOLIDWORKS 2016 realizando los siguientes pasos:

1. Se realizó un dibujo en 3D de un cubo con medidas de 50 cm de lado.
2. Dentro de las opciones de SOLIDWORKS se modificó la pieza tomando la propiedad de representar una masa de 50 kg (ver sección 2.2.5) distribuida de manera uniforme por todo el cubo.
3. La herramienta “Evaluar-Propiedades” de dicho *software* permitió mostrar las propiedades de la pieza, entre ellas la matriz de momento de inercia del satélite que se encuentra alineado respecto a su centro de masa.

3.3.2. Selección del motor adecuado a la rueda de reacción

Para continuar con el desarrollo de la rueda de reacción, se propusieron criterios de selección para un motor apropiado a la misma, los cuales se resumen en la tabla 3.1. En base a estos, se seleccionó el motor “Turnigy Aerodrive D3536/9 910KV”, motor de corriente directa en tres fases sin escobilla el cual también incluye sus respectivo soporte cruceta, su adaptador de eje y tornillos como se muestra en la figura 3.7.

3. DISEÑO Y DESARROLLO DEL PROYECTO

Criterio de selección	Requisito	Motor Turnigy
Capacidad de carga	Empuje mínimo de 0.5 kg.	1.05 kg.
Velocidad de motor	Mínimo 10000 r.p.m.	6,734 ~ 13,468 r.p.m.
Tamaño físico del motor	Máximo 10 cm de diámetro	3.5 cm de diámetro.
Tipo de motor	Corriente directa (DC) y baja interferencia	Motor de corriente directa en 3 fases (Requiere de un controlador).
Consumo de potencia	Un rango de 5-20 V nominal.	7.4 ~ 14.8 V.
Condiciones ambientales	Calidad espacial.	Motor sin escobilla.
Características extra	Fácil control.	Control por PWM.

Tabla 3.1: Criterios de selección del motor “Turnigy Aerodrive D3536/9 910KV”.



Figura 3.7: Motor de corriente directa en tres fases sin escobilla: “Turnigy Aerodrive D3536/9 910KV”.

3.3.2.1. Registro en CAD del motor

El motor seleccionado (“Turnigy Aerodrive D3536/9 910KV”), fue documentado para aplicaciones posteriores para ello, basándose en la hoja de especificaciones del fabricante y haciendo mediciones con un vernier, se procedió al dibujo en SOLIDWORKS 2016 de todo el motor incluyendo las piezas con las que se integra que son el soporte cruceta, su adaptador de eje y tornillos.

3.3.3. Evaluación del motor seleccionado

La aceleración de la rueda de reacción depende directamente de los parámetros del motor, el cual ya se encuentra definido y de fabrica viene con características nominales (tabla 3.1) que deben confirmarse antes de su montaje en el satélite. Ya que inclusive los motores de la misma marca y modelo pueden presentar diferencias leves que afecten el funcionamiento del satélite. Para la evaluación el motor se diseñó un experimento destinado a medir las revoluciones máximas del rotor, utilizando un par óptico de transmisión como transductor, enviando su señal a un microcontrolador para su procesamiento posterior y almacenamiento de datos en la computadora.

3.3.3.1. Diseño de experimento

- Al someter el motor a su aceleración máxima, este debe estar lo mejor sujeto para evitar vibraciones, por lo que se atornilló el motor a una tabla de madera para mejor agarre.
- Se utilizó uno de los primeros prototipos de la rueda de reacción (ver sección 3.2.3) consistente en un cilindro con 5 perforaciones distribuidas de manera uniforme al mismo radio de distancia, destinadas a interrumpir el haz del par óptico. La masa del cilindro en si se incluyó como carga para el motor.
- Mediante el código de programación del microcontrolador “Tiva C Series TM4C123G LaunchPad”, se elaboró un programa para controlar la velocidad del motor a través de comandos, recibir la señal del par óptico, procesar la información y enviar los datos a la computadora.
- Se hizo una interfaz gráfica en LabVIEW 2012 para la transferencia (envío-recepción) de los comandos descritos en el punto anterior, a través del protocolo RS232, agregando el almacenamiento de datos en un documento separado por punto y coma (;) y con la versatilidad de poder graficar en tiempo real la velocidad del motor.
- Se realizó un programa en MATLAB 2015b llamado *Acceleration2* donde se calcula la aceleración a partir del tiempo acumulado y la velocidad en rad/s.

3.3.3.2. Montaje de experimento

- La tabla de madera donde se encuentra el motor se sujetó con dos prensas troqueladas a una mesa de trabajo.
- El modelo en 3D del volante de inercia se acopló al rotor del motor con un tornillo prisionero.

3. DISEÑO Y DESARROLLO DEL PROYECTO

- Con el uso de un pequeño atril se sujetó el par óptico (emisor y receptor) separándolos por una altura mayor al volante de inercia y estableciendo coincidencia con uno de los orificios en la misma.
- Se realizaron las conexiones eléctricas pertinentes (alimentación del variador de velocidad, del par óptico y del microcontrolador). Cabe mencionar que el motor seleccionado es trifásico y requiere de un variador de velocidad “HobbyKing Brushless Car ESC 30A con reversa” para controlar la velocidad a través de una señal modulada por ancho de pulso (PWM).

En la figura 3.8 se muestra el montaje completo del experimento y se pueden observar las características mencionadas anteriormente.

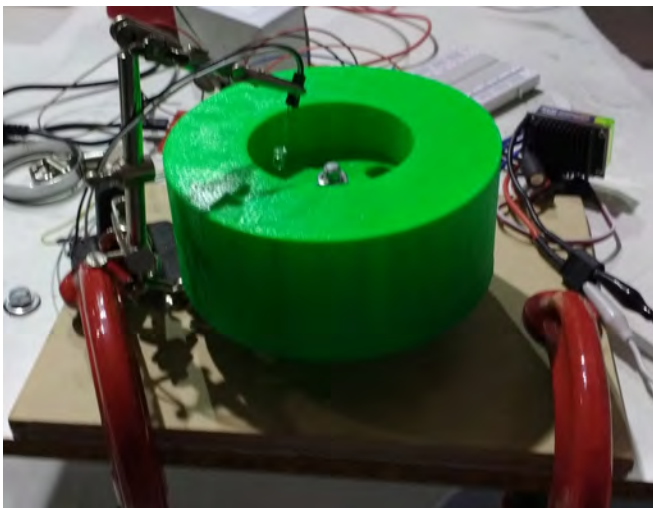


Figura 3.8: Montaje experimental por medición para la aceleración angular del motor.

3.3.3.3. Características y secuencia de las pruebas

El comando de velocidad varía entre 0 y 100, tomando 50 como punto de referencia. Si el comando es mayor a 50 el sentido de giro es con las manecillas del reloj, si es menor el sentido es contrario a las manecillas del reloj.

1. Desde la interfaz gráfica se configuró la creación de un nuevo documento al inicio del programa.
2. Se estableció la comunicación con el microcontrolador configurando el puerto correspondiente de LabVIEW.
3. Se ejecutó el programa y automáticamente generó un 50 para configurar esa referencia como 0.

4. Se escribió el valor de 80 y se hizo click en el botón de la interfaz para aceptar ese valor.
5. Una vez que se estableció el motor a una velocidad constante se detuvo el programa, a fin de procesar los datos adquiridos.
6. Desde el programa Microsoft Excel se ordenaron los datos obtenidos para tener en columnas el tiempo acumulado y la velocidad en rad/s.
7. Se abrió el programa de MATLAB *Acceleration2* y se copiaron los datos del documento de Microsoft Excel.
8. Se ejecutó el programa *Acceleration2* para obtener el valor de la aceleración.

3.3.4. Modelado del volante de inercia

El parámetro faltante para generar el par requerido es el momento del volante de inercia (I_w), el cual se obtiene de la ecuación 2.17:

$$I_w = I_s \frac{\ddot{\theta}_s}{\dot{\omega}_w} \quad (3.3)$$

Nótese que en el miembro derecho de la expresión anterior hay 2 parámetros satelitales (predefinidos) y la variable ($\dot{\omega}_w$) ya evaluada en la sección anterior, por lo que el valor de (I_w) queda determinado. Por ello, la siguiente etapa de desarrollo consistió en modelar el volante de inercia que con el motor seleccionado permitiera obtener dicho valor (I_w). Para efectos del anterior se tomaron como base las diversas geometrías del trabajo de Kumar proponiendo para el volante de inercia tanto el disco plano (tabla 2.4) por su facilidad de manufactura así como la forma del cilindro hueco como se muestra en la tabla 2.2 para tener mayor inercia con la misma masa. Es decir se combinaron las ventajas de uno y otro caso. Se procedió a realizar el volante de inercia con la forma del cilindro hueco mediante los siguientes pasos en el programa de SOLIDWORKS 2016:

1. Se realizó el dibujo en 3D de un cilindro de d_T de diámetro total y h de altura.
2. Se dibujó otro cilindro interno de menor diámetro (d_r) y menor altura (h_r), reduciendo el volumen y distribuyendo la masa a los extremos quedando un anillo. Se consideró el montaje con el motor siendo $d_r > 5.5$ mm.
3. Se realizó un corte central que atraviesa el volante de inercia para sujetarlo con el motor.
4. A cada uno de los bordes se hizo un redondeo por cuestiones de seguridad.
5. Se definieron variables globales a cada una de las mediciones.

6. Se fueron modificando los valores de las variables globales hasta obtener el valor más cercano al momento de inercia calculado con el apartado de “Evaluar-Propiedades”.

3.4. Diseño mecánico

La rueda de reacción se compone de 4 partes básicas, el volante de inercia, un motor eléctrico, la tarjeta de control y, una estructura que da soporte y protección a las demás partes. Para esto último, se deben contemplar el acoplamiento con las otras partes que se encuentran ya definidas. Cabe mencionar que aún cuando el sensor óptico es parte de la tarjeta de control, la ubicación de este es separado de la tarjeta y requiere de un soporte propio.

En la revisión de las ruedas de reacción comerciales (sección 3.1), se encontraron las características antes mencionadas, pero no se logró identificar si la estructura fue basada en la rueda de reacción o esta última determinó la estructura a utilizar, ya que generalmente se pretende ocupar el menor espacio posible y llenándolo al máximo.

Por lo anterior inicialmente se dibujaron (a lápiz y papel) algunos modelos donde se proponían los lugares dónde se acomodaría el circuito de control, el sensor de velocidad, algunas formas del volante de inercia, tratando de aprovechar el mayor espacio posible. Luego se optó por un diseño más a detalle en forma cúbica, dónde ya se pensaba el acoplamiento de las piezas o la forma de armado. Poco a poco se fueron generando ideas que ayudaran a la viabilidad de la manufactura, el costo y el tiempo de su construcción.

3.4.1. Estructura de soporte

El diseño la estructura se inspiró de una recopilación de las imágenes externas de las ruedas de reacción 10SP-M y de la serie NRWA-T. La parte interna de la estructura se propuso de acuerdo al modelo particular del volante de inercia, el motor con su variador de velocidad y el sensor óptico. La propuesta de diseño consistió básicamente de 4 piezas: una carcasa superior, una carcasa inferior, una base de montaje y el soporte para el sensor. Cada una de las piezas se modeló con el *software* SOLIDWORKS 2016.

3.4.1.1. Carcasa superior

Otorga protección al volante de inercia, al motor y al sensor óptico, además evita una lectura de una señal errónea al sensor óptico cubriéndolo de la luz exterior.

Se realizaron los siguientes pasos para el modelo en 3D:

1. Se dibujó un círculo de diámetro de 9.6 cm y se extruye el círculo a una altura de 8.3 cm.
2. Se dibujó otro círculo de 9.2 cm a una de las caras del cilindro y se extrajo el sólido hasta 8.1 cm de profundidad.
3. Se hizo un pequeño corte a la cara interna del cilindro para tener una referencia del frente de la pieza.

3.4.1.2. Carcasa inferior

En la parte interna otorga protección a la tarjeta de control y por la parte externa da soporte al motor y al sensor. Tiene perforaciones para su acoplamiento para las demás piezas de la estructura y, también para el cableado de la tarjeta de control con el motor, el sensor óptico y un conector DB9 para la comunicación externa.

Se realizaron los siguientes pasos para el modelo en 3D:

- Se dibujó un círculo de diámetro de 9.6 cm y se extruye el círculo a una altura de 2.95 cm.
- Se dibujó un círculo de 9.2 cm en la cara superior y se cortó el círculo externo del sólido hasta 1.05 cm de profundidad.
- Se dibujó un círculo de diámetro de 8.1 cm de diámetro en la cara inferior y se extrajo hasta 2.55 cm de profundidad.
- Se marcaron 4 agujeros de 3 mm de diámetro a una distancia de 2.1 cm del centro, con una ángulo de 90° entre ellos y se perforaron totalmente.
- Se marcó en la cara frontal las medidas de un conector DB9 y se hizo la perforación correspondiente.
- Sobre la cara superior se dibujaron 2 rectángulos, uno de 6 x 8 mm y el otro de 16 x 5 mm, destinados al cableado del par óptico y del motor respectivamente. Se cortó cada uno de ellos atravesando la cara superior y por último se redondearon las esquinas.
- En la orilla de la cara superior se hicieron 2 perforaciones de 3 mm de diámetro para el montaje del soporte del sensor óptico.

3.4.1.3. Base de montaje

La base de montaje tiene perforaciones tanto para acoplar con la carcasa inferior, como para el soporte de la tarjeta de control y el montaje de la rueda de reacción al satélite.

Se realizaron los siguientes pasos para el modelo en 3D:

3. DISEÑO Y DESARROLLO DEL PROYECTO

- Se dibujó un cuadrado de 9.6 cm de lado y se extruye hasta una altura de 4 mm.
- Se dibujó un círculo de 9.2 cm de diámetro para recortar los bordes de las esquinas de la pieza anterior.
- Se dibujaron dos círculos concéntricos de forma tal que el de mayor diámetro quedara inscrito en la superficie de la carcasa inferior de la estructura y el de menor diámetro delimitara la zona de perforaciones para acoplar dicha carcasa a la base de montaje, mediante tornillos de 3 mm de diámetro.
- Para fijar la base de montaje al satélite se hicieron 4 perforaciones de 5 mm de diámetro, ubicadas sobre las diagonales del cuadrado inicial de la base de montaje, muy cerca de las esquinas del mismo; a saber, en la parte media de la distancia comprendida entre el círculo de mayor diámetro anterior y cada una de dichas esquinas.
- Se dibujó un círculo de 8.6 cm de diámetro como guía para las perforaciones de la tarjeta de control, siguiendo un patrón circular.

Los agujeros de la tarjeta de control del motor se hicieron de forma temporal, ya que se modificarán de acuerdo al diseño final de la misma.

En general todos los bordes de la base fueron redondeados por cuestiones de seguridad, para evitar zonas filosas.

3.4.2. Soporte del sensor

El diseño de esta pieza no es propiamente de las ruedas de reacción pero es básica para el funcionamiento del prototipo. Al igual de las demás piezas de la estructura el soporte proporciona estabilidad, mejorando la lectura del sensor óptico al evitar vibraciones y estar a una distancia adecuada del motor.

La pieza no debe exceder dimensiones de 4 cm de altura y 1.4 cm de ancho, tomando el espacio libre de la rueda de reacción. Como largo debe tener un mínimo de 2.3 cm para los tornillos y el sensor. La pieza debe preferentemente tener forma de escuadra para que ocupe el menor espacio posible pero con resistencia a vibraciones.

Para facilitar la manufactura y obtener las propiedades de rigidez se compró una ménsula de 4 × 4" y es la longitud de sus lados tanto vertical como horizontal, ya que en esta la anchura de sus lados es de 2.3 cm, lo cual correspondió muy bien a la anchura de la tarjeta del sensor. La fabricación del soporte consistió en recortar las longitudes de sus lados a 1.3 cm y 3.6 cm, con lo cual se logró una base de fijación a la carcasa inferior de 1.3 × 2.3 cm y el área de 3.6 cm × 2.3 cm para fijar la tarjeta del sensor. Posteriormente se efectuaron las perforaciones pertinentes pertinentes (2 en la base de fijación y 4 en el área del sensor), todas ellas para tornillos de 3 mm de diámetro, según se muestra en las figuras 4.15 a

4.17 del capítulo siguiente, dónde también se dan mayores detalles al respecto. Al igual que las piezas anteriores, este soporte también fue documentado mediante SOLIDWORKS, en forma análoga a los casos anteriores.

3.5. Tarjeta de control

La tarjeta de control tiene como objetivo controlar la velocidad del motor a voluntad a través del sistema de control de orientación. La rueda de reacción debe tener un sistema de retroalimentación para mantener la velocidad predeterminada de forma constante.

En la sección 3.3.3 se mencionaron componentes de la tarjeta de control así como otros dispositivos con los que interactuó para la medición de la aceleración del motor, dato que fue necesario al modelado del volante de inercia (sección 3.3.4).

Ya con dichos avances fue posible encausar el proyecto a un prototipo de rueda de reacción completamente operativo, lo cual implicó remplazar componentes de prueba “definitivos” a emplear la misión del satélite Quetzal, lo cual se describe a continuación.

3.5.1. Microcontrolador

Anteriormente (sección 3.3.3) se utilizó el microcontrolador “Tiva C Series TM4C123G LaunchPad”, debido a que es un microcontrolador prefabricado para pruebas de fácil programación y de armado, cuenta con una tarjeta propia, por consecuente el volumen y costo no son adecuados para la tarjeta de control de la rueda de reacción. Por lo que se hizo una revisión para sustituir dicho microcontrolador que se acople mejor a las necesidades del proyecto.

Los criterios mínimos por cumplir son un puerto de comunicación para el manejo de la rueda de reacción, con algún protocolo de calidad espacial como CAN, I²C, RS485 o RS422. Una salida para la generación de pulsos de ancho variable (PWM), programación serial por circuito (ICSP por sus siglas en inglés) y un puerto de interrupción que reciba la señal del sensor.

Se decidió utilizar un microcontrolador de la familia PIC, ya que existen de tamaños muy pequeños, son fáciles de programar y existe una gran variedad en el mercado. Se utilizó la página de *MICROCHIP ADVANCED PART SELECTOR* (31) para buscar y filtrar los microcontroladores de acuerdo a las especificaciones deseadas, colocando los requisitos anteriormente dados y como resultado se obtuvieron los siguientes:

3. DISEÑO Y DESARROLLO DEL PROYECTO

- PIC16F1823-I/P 14PIN
- PIC16F1827-I/P 18PIN
- PIC16F1827-I/P 18PIN
- PIC16F690-I/P 10PIN
- PIC16F688-I/P 14PIN
- PIC16F819-I/P 18PIN
- PIC16F87-I/P 18PIN

De los cuales en el mercado local se encontraron muy pocos y a precios muy diferentes. Se seleccionó el más económico que fue el PIC16F819 con comunicación I²C.

3.5.2. Sensor de velocidad

El sensor que funcionará en la retroalimentación de velocidad del motor será un sensor infrarrojo “CNY70”, que es un par óptico de reflexión en un mismo encapsulado, reduciendo espacio y mejorando estabilidad. La carcasa giratoria del motor es un metal que refleja la luz. Se colocará pintura negra en una sección para que el sensor note el cambio de zona reflejada y no reflejada, para obtener directamente las revoluciones reales que presenta el motor y puedan compararse con las revoluciones deseadas a través de la retroalimentación.

El sensor debe encontrarse a una distancia corta del motor por lo que la tarjeta de control fue dividida en dos partes, una de ellas exclusiva para el sensor y la otra será del control en sí que incluya el puerto de comunicación con el sistema de control de orientación junto con sus puertos hacia el sensor y el inversor.

3.5.3. Caracterización del variador de velocidad

Debido a que hay varias alternativas para el funcionamiento del variador de velocidad se adquirió también un probador de motores de la misma marca (figura 3.9) llamado “Turnigy SERVO TESTER” para observar el comportamiento de la señal y replicarlo en el microcontrolador.



Figura 3.9: Probador de servomotores de la marca “Turnigy”.

Se alimentó el “SERVO TESTER” con una fuente de voltaje de 5 V y la señal de control se conectó a un osciloscopio, anotando el ciclo de trabajo que se mostraba al girar la perilla de un lado al otro. Como era de esperarse, el ciclo de trabajo es de un servomotor, estimulado por pulsos con ciclo de trabajo de 1 a 2 ms y tiempos de descanso de 15-25 ms. Así la variación de la velocidad del motor es proporcional a la variación del ancho del pulso que en términos de potencia el cambio de 1 a 2 ms corresponde a 0-100 % de su capacidad.

3.5.4. Distribución de partes electrónicas

Con la selección de los materiales y los objetivos establecidos para el funcionamiento de la tarjeta de control, se elaboró el diagrama a bloques que se muestra en la figura 3.10. En la tarjeta se acopló el microcontrolador PIC16F819 y el variador de velocidad, este último tiene su propio sistema de control y regulador de voltaje para la misma alimentación del microcontrolador. Las instrucciones son recibidas mediante el protocolo I²C desde un registro maestro, el comando es recibido genera una señal PWM al variador de velocidad para modificar la velocidad del motor.

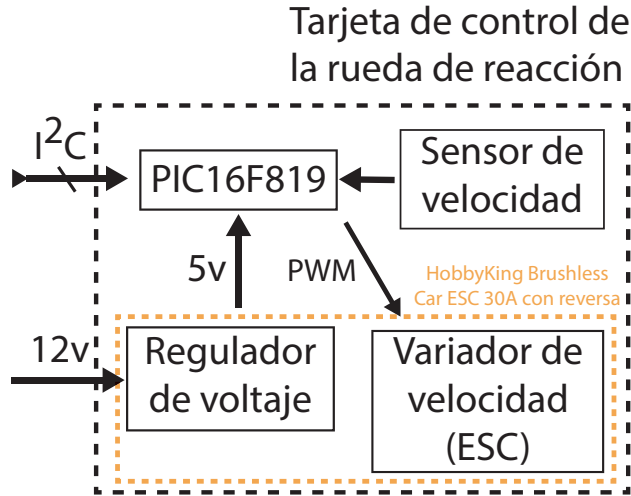


Figura 3.10: Diagrama a bloques de la tarjeta de control.

3.5.5. Microcontrolador maestro y programación

El microcontrolador mencionado en la sección 3.5.1.2 (PIC16F819) es parte de la rueda de reacción y recibe comandos de otro microcontrolador que encuentra en la computadora a bordo del satélite. A este último se le conoce como microcontrolador maestro, mientras que el de la rueda de reacción se le denomina microcontrolador esclavo. Durante la operación del satélite, la comunicación de ambos microcontroladores debe ser totalmente confiable, por lo que en este trabajo fue necesario probar la obediencia del PIC16F819 con otro microcontrolador que se seleccionó como maestro (PIC16F887).

La programación necesaria a lo anterior fue escrita con lenguaje C mediante el software “PIC CCS C Compiler”, según se puede ver en el apéndice A.1.5 para el código del microcontrolador maestro y en el apéndice A.1.6 para el código del microcontrolador esclavo.

Dichas pruebas básicamente consisten en establecer comunicación (mediante el protocolo I²C) con el microcontrolador esclavo, con datos *dummy*, es decir, enviar 1 dato y recibir 3 de forma correcta. Así, el usuario manda el dato a través del puerto RS232 en una pantalla de terminal, detectando el microcontrolador maestro cuando se encuentra tecleando un valor y se despliegan ahí mismo los valores recibidos.

El programa del microcontrolador esclavo se encuentra en ejecución continua (“loop”), pero atendiendo 4 funciones de interrupción que son las siguientes:

1. Interrupción del protocolo I²C, con una señal que especifica el valor de

ancho de pulso (PWM), ante la cual el microcontrolador esclavo manda 3 datos cuando el maestro lo requiera.

2. Interrupción por Timer1, que es la generación de una señal por ancho de pulsos (PWM) de forma programable. Los tiempos provenientes de dicho Timer1 corresponden a un servomotor por lo que la interrupción es variable, ocurre dos veces cada 9 ms mandando un 0 y para la modulación del ancho de pulso ocurre cada 0.02 ms más el valor de la variable “PWM”, que ocurre entre 1 ms y 2 ms mandando un 1.
3. Interrupción por Timer0, que sucede cada 1.024 ms y se incrementa cada 0.004 ms, para efectos acumulativos de tiempo.
4. Interrupción externa, provenientes del sensor de velocidad del motor, que con una base de tiempo generada mediante el Timer0 permite transferir y guardar el dato dicha velocidad en las unidades adecuadas.

La programación se ejecuta durante todo el tiempo una función que hace una conversión de un valor en el intervalo [0,100] a un valor proporcional en el intervalo [1,2] ms de la variable “PWM”, mediante el Timer1.

3.5.6. Simulación

Antes de la construcción del circuito, las pruebas en un simulador son de gran ayuda para detectar posibles errores en la programación e inclusive conexiones erróneas. Por ello, lo descrito en la sección anterior se simuló mediante el *software* “Proteus 8.5”, el cual integra diversos programas, entre ellos *Isis* que además permite diseñar planos o diagramas eléctricos.

Los pasos que se realizaron con Proteus 8.5 fueron:

1. Se cargan cada uno de los componentes a utilizar, sin embargo el variador de velocidad no se encuentra en la base de datos por lo que excluyó del circuito.
2. Dentro del espacio del editor esquemático *Isis*, se arrastran los componentes y se hacen las conexiones eléctricas como se muestra en la figura 3.11. Todas las conexiones con las respectivas hojas de datos se encuentra en el apéndice A.3.

3. DISEÑO Y DESARROLLO DEL PROYECTO

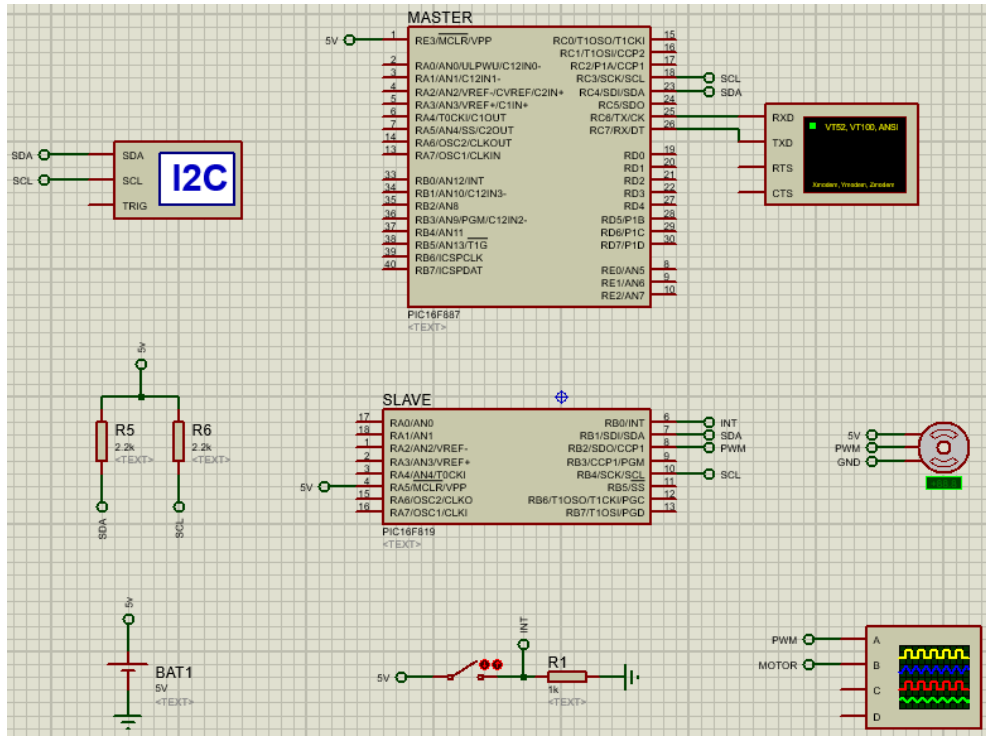


Figura 3.11: Diagrama de las conexiones eléctricas de la tarjeta de control. Los componentes se encuentran representados gráficamente y presentan un contorno marrón. Las conexiones eléctricas se muestran de color verde.

En la simulación existen otras herramientas que no son propias de la tarjeta de control pero ayudan a observar que todo se encuentre en correcto funcionamiento, que son el osciloscopio, el depurador del protocolo I²C, el puerto RS232 y un servomotor. El motor antes mencionado (sin escobilla) no se encontró en la biblioteca del simulador, por lo que fue sustituido por un servomotor convencional, con funcionamiento equivalente en la simulación.

3.5.7. Diseño esquemático

Aún cuando el *software* Proteus 8.5 cuenta con herramientas para la elaboración de diagramas, se prefirió el programa EAGLE 7.6 de Autodesk para los diseños esquemáticos, así como para elaborar las plantillas de los circuitos impresos. Estos últimos también se conocen como PCB's, por sus siglas en inglés (Printed Circuit Board). Otro criterio de dicha preferencia fue por su compatibilidad con el diseño asistido por computadora, más conocido por sus siglas en inglés como CAD (Computer-Aided Design), el cual permitió elaborar un modelo

en 3D más detallado, según se describe más adelante.

La tarjeta de control realmente fue dividida en dos partes, una tarjeta exclusiva para el sensor de velocidad y la otra tarjeta contiene la mayoría de las componentes, incluyendo el inversor.

Por la complejidad de las conexiones, en su elaboración se utilizaron pistas en ambas caras y los pasos que se siguieron para ello fueron los siguientes:

1. Se crea un nuevo proyecto donde integra un archivo esquemático ligado a otro archivo que es un tablero de diseño del PCB.
2. En el archivo esquemático se agregan cada uno de los componentes con el botón *Add* y se arrastran al espacio de trabajo. Los componentes faltantes se descargaron de forma libre por la web y se agregaron a la biblioteca de Eagle.
3. Se hicieron las conexiones pertinentes de los componentes con el botón *Wire* y se agregaron nombres adecuados a los cables para también identificar los que se encuentran conectados al mismo nodo (ver figuras 3.12 y 3.13).

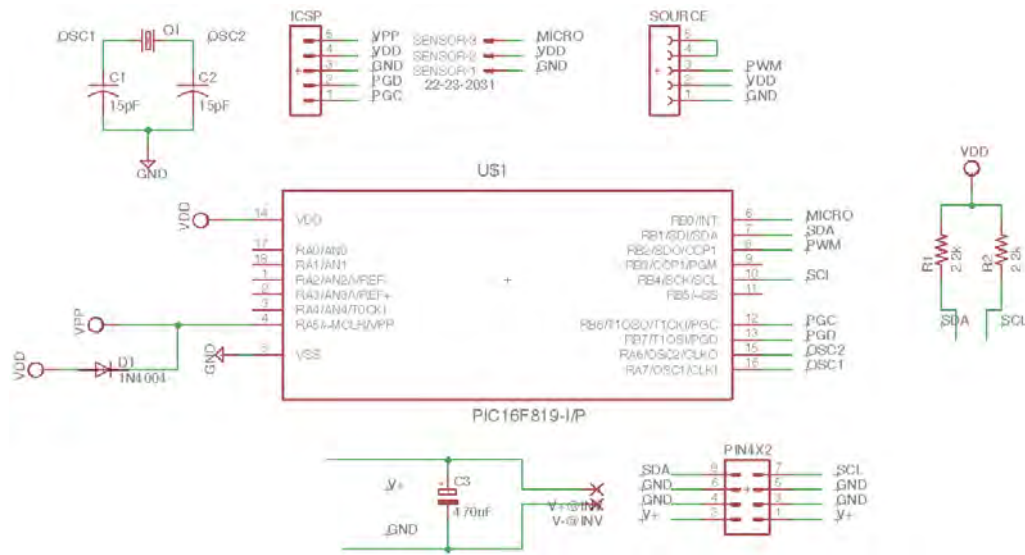


Figura 3.12: Diagrama de la tarjeta de control. Los componentes se muestran con un contorno marrón y el enrutado de color verde. Las terminales con el mismo nombre están conectadas al mismo nodo.

3. DISEÑO Y DESARROLLO DEL PROYECTO

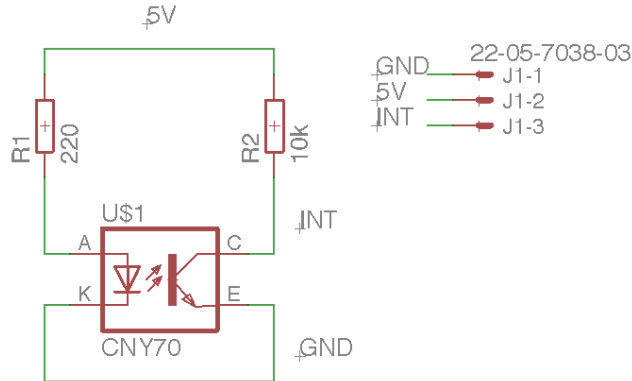


Figura 3.13: Diagrama esquemático del circuito del sensor óptico. Los componentes se muestran con un contorno marrón y el enrutado se representa de color verde. Las terminales con el mismo están conectadas al mismo nodo.

4. En el archivo de tablero se dibuja el espacio de trabajo y se arrastran los componentes a un lugar propuesto para su mejor distribución.
5. Se prevén aspectos específicos a cada uno de los circuitos. En la tarjeta de control se tomaron medidas del inversor y se dibujó su espacio correspondiente, al igual que la carcasa inferior. En el caso del sensor, el espacio debe ser con la menor altura posible para evitar algún golpe con el volante de inercia.
6. Se traza la ruta manualmente buscando evitar puentes entre las rutas y ahorrar lo más posible de espacio.
7. En los espacios donde hay menor densidad de pistas, se marcan donde irán las perforaciones para su montaje.

Se pueden observar los diseños de los circuitos en PCB en las figuras 3.14 y 3.15.

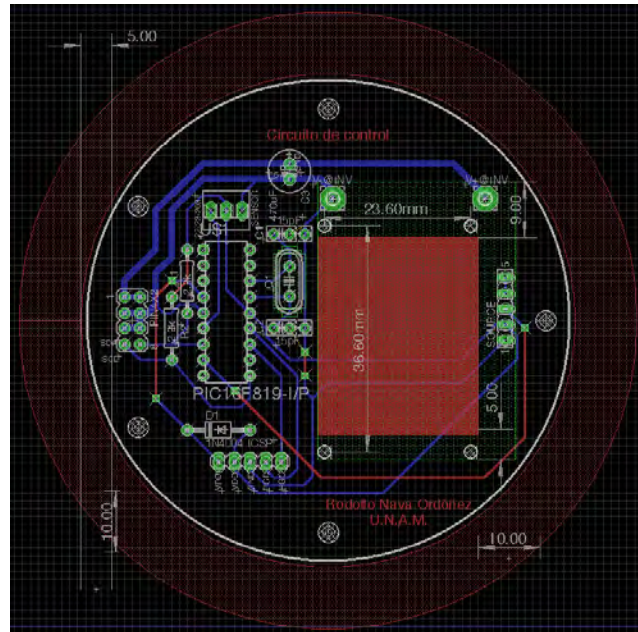


Figura 3.14: Diseño del circuito impreso de la tarjeta de control. Los componentes se muestran con un contorno blanco y las terminales de conexión en color verde. El enrutado se representa de color azul marino en la cara inferior y los de color rojo en la cara superior.

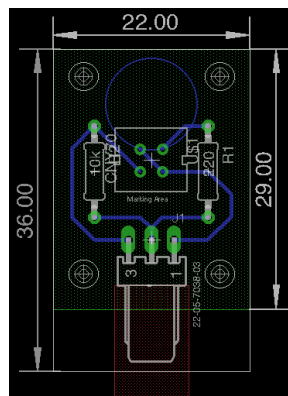


Figura 3.15: Diseño del circuito impreso del sensor óptico. Los componentes se muestran con un contorno blanco y las terminales de conexión en color verde. El enrutado se representa de color azul marino en la cara inferior.

3.5.8. Modelo en 3D

SOLIDWOKRS tiene distintas herramientas para el diseño CAD, entre ellas se encuentra “CircuitWorks”, que es compatible con los archivos que genera Eagle y permite crear modelos en 3D de los circuitos que se hacen en Eagle de una manera rápida y a detalle desde los planos de diseño, lo cual se aplicó a la tarjeta de control mediante los pasos siguientes:

Los pasos que se siguieron fueron los siguientes:

1. Se exporta con el software Eagle el circuito del proyecto a un archivo con extensión *.idf con la configuración por defecto del programa. Se generan dos archivos nuevos los formatos emn y emp.
2. Dentro de las herramientas de SOLIDWORKS hay una que se llama “CircuitWorks”, se carga el archivo emn y automáticamente muestra una ventana en la que se previsualiza el circuito con cada uno de los componentes en forma de cuadrados transparentes (fig. 3.16).

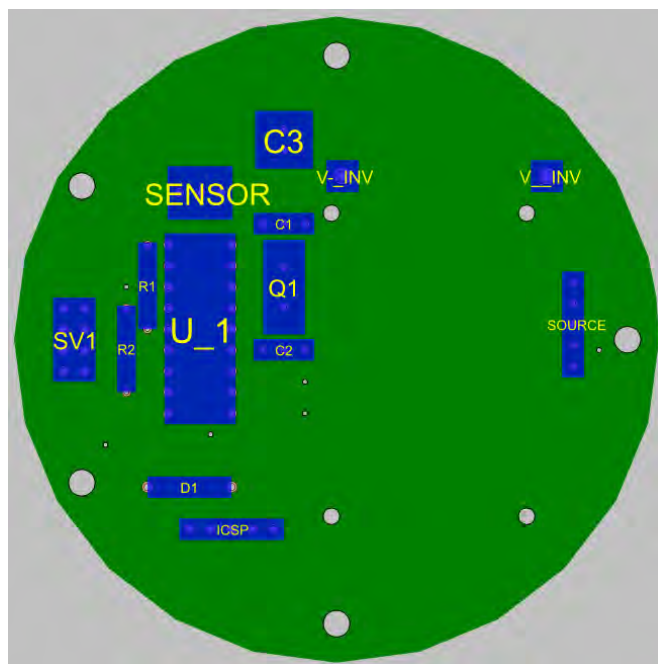


Figura 3.16: Visualización del archivo emn de la tarjeta de control en CircuitWorks.

3. Cuando una componente no se encontraba dentro de la biblioteca, esta se mostraba de color rojo, por lo que se usaron otras dos opciones: una fue el

buscar la componente en la referencia (32) y la otra consistió en generar un modelo cúbico aproximado o del mismo. Las componentes que se agregaron a la biblioteca se modificaron para generar un sistema de coordenadas nuevo con el nombre “CWX”, a fin de que al momento de construir el circuito en 3D se acomodaran las piezas de acuerdo a la placa.

4. Finalmente, se hace click en “Build Model” y se espera a que genere el modelo en 3D.

3.5.9. Construcción de circuitos impresos

El método utilizado para fabricar los circuitos impresos de la tarjeta de control, es de tipo artesanal y se conoce con el nombre de “Transferencia térmica de plantilla”, o “Método de la plancha” en el lenguaje coloquial. Este se llevó a cabo mediante los pasos siguientes:

1. Los diseños de las pistas correspondientes a cada lado de las tarjetas, se imprimieron sobre hojas de papel “transfer” para circuitos impresos. En la tarjeta a doble cara, el diagrama de pistas de la parte posterior quedó invertido; es decir, en modo espejo.
2. Se cortó una placa de cobre para circuitos impresos (con sustrato de fibra de vidrio o poliéster) con las medidas de la tarjeta deseada y se lijó lo más fino posible para quitar todo tipo de impurezas en el cobre, incluyendo posibles rayones superficiales.
3. La hoja impresa se colocó sobre la placa de cobre y se sometió al calor de la plancha. Con unas pinzas se sujetó la hoja a la placa para evitar que se moviera.
4. Constantemente se revisó si las pistas se encontraban pegadas a la placa de cobre, si ello no ocurría, se seguía sometiendo al calor.
5. Se sumergió la placa inmediatamente en agua para remover el papel sobrante.
6. En una bandeja se vertió cloruro férrico (FeCl_3) hasta llegar a un nivel mayor al espesor de la placa.
7. La placa de cobre se sumergió en la bandeja con cloruro férrico y se esperó hasta que se removió todo el cobre que no formaba parte de las pistas.
8. Una vez que se removió el cobre sobrante se quitó el papel residual en las pistas. En la figura 3.17 se muestra el acabado de la tarjeta de control.

3. DISEÑO Y DESARROLLO DEL PROYECTO

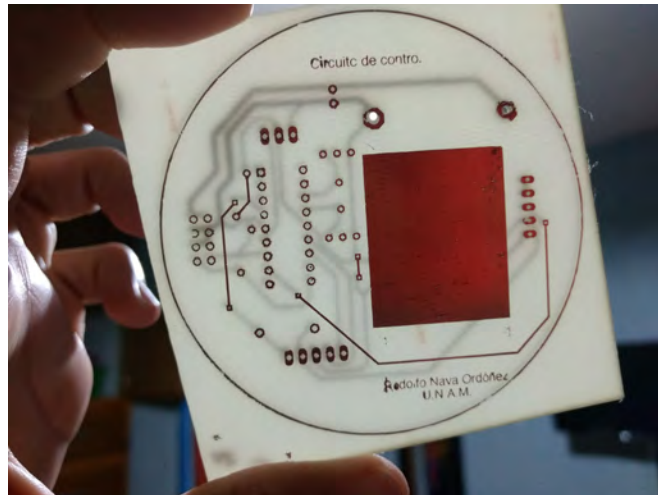


Figura 3.17: Acabado de la tarjeta de control. Se utilizó el foco para verificar la concordancia de las pistas entre las caras.

9. Con un taladro se perforaron todos los hoyos de la placa.

10. Finalmente, cada uno de los componentes se soldaron mediante un cautín y soldadura plomo/estaño.

A la tarjeta del sensor óptico y a la tarjeta de control se les colocó cinta kapton como aislante eléctrico y por su resistencia al calor.

3.6. Manufactura de la rueda de reacción

En la sección 2.4.4 se hizo referencia a 2 tipos de materiales ya utilizados para el ambiente espacial. En este trabajo se usó aluminio 6061 para el volante de inercia y las piezas de la estructura. Se compró una barra circular de aluminio de 4" de diámetro por 8" de altura como material para la manufactura del volante de inercia.

3.6.1. Volante de inercia

Se usó la misma barra de aluminio para el volante de inercia y la carcasa inferior. Para la construcción de la rueda se realizaron los pasos siguientes:

1. Se colocó la barra sobre un torno y con un buril se "carearon" los extremos de la barra para tener las bases planas.
2. Debido a que la altura del volante de inercia es relativamente pequeña para la zona de sujeción del torno (mordazas del cabezal), se optó por rebajar

primero el diámetro para luego poder cortar. Se redujo el diámetro de la barra a 9 cm a lo largo de 2 cm de longitud.

3. Se colocó la barra de aluminio bajo una sierra automática de cinta, como se muestra en la figura 3.18, cortando hasta los 2 cm devanados con el torno. El disco de 2 cm de espesor se usó para el volante de inercia y el sobrante para la carcasa inferior.



Figura 3.18: Sierra automática de cinta cortando la barra de aluminio.

4. El disco se volvió a colocar en el torno para “carear” la superficie cortada por la sierra de cinta, reduciendo su espesor hasta 1.5 cm.
5. A partir de una distancia de 3.25 cm del centro, se fue devastando con el buril (hacia el centro de la pieza), avanzando un poco la profundidad para marcar el diámetro del cilindro interno, el cual después se fue torneando hasta 1 cm de profundidad.
6. Se utilizó un buril de centrado en el torno para marcar el centro del volante de inercia, como se muestra en la figura 3.19. Con una broca de 3/16” se perfora posterior con totalmente el centro del volante de inercia para facilitar la perforación posterior con una broca más grande, que fue de 19/64” de diámetro.



Figura 3.19: Marcado del centro del volante de inercia.

3.6.2. Estructura de soporte

3.6.2.1. Carcasa inferior

Como se mencionó en la sección 3.6.1, la construcción de la carcasa inferior se hizo con el excedente de aluminio del volante de inercia. Se utilizó el torno mecánico y la fresadora para el maquinado de la pieza realizando los siguientes pasos:

1. Se colocó la barra en el torno y se carearon las superficies base.
2. Se redujo a 9.6 cm el diámetro de la barra hasta recorrer 3 cm de longitud.
3. Se marcó con el buril una línea más profunda a los 3 cm de longitud, como una guía para cortar.
4. En el mismo torno y mientras la barra se encontraba girando a baja velocidad, con mucho cuidado se fue cortando con una segueta la línea marcada previamente. Al mismo tiempo, por intervalos, se fue colocando aceite tanto a la segueta como a la barra para evitar calentamiento y la adherencia del aluminio a los dientes de la segueta.
5. Terminando de cortar, el disco de 3 cm de espesor se colocó en el torno con la cara por donde se cortó hacia el porta-buril.
6. Se torneó el disco hasta conseguir un espesor de 2.5 cm.
7. Se redujo el diámetro a 9.2 cm recorriendo 1.05 cm de longitud.

8. Se rota la pieza cambiando de superficie base y se marca a 4.05 cm de radio con el buril mientras va girando con el torno formando un círculo interno.
9. Se desgasta el círculo interno hasta 2.55 cm de profundidad.

Se dio por terminada la manufactura de la pieza con el torno y posteriormente se maquinó lo referente al montaje del conector DB9, usando la fresadora de la siguiente forma:

1. Se retiró la pieza del torno y en la cara circular con mayor diámetro se marcó con un plumón la mitad de la anchura con una línea en la dirección circular y después se marcó otra línea perpendicular a la anterior, formando una intersección que ubicó el centro del conector. Coincidente con dicho centro, se trazó un rectángulo de 30.5 mm × 12.2 mm, cuyos lados fueron respectivamente paralelos a las líneas mencionadas.
2. La pieza se colocó en la fresadora como se muestra en la figura 3.20. Con un cortador de 1/4" se fue quitando el material dentro del rectángulo marcado, hasta 4 mm de profundidad desde el punto máximo de la curvatura.



Figura 3.20: Proceso de manufactura de la cavidad para el conector DB9 en la carcasa inferior.

3. Posteriormente se cambió de cortador a otro de menor diámetro (7/64"), para hacer las orillas más adecuadas al conector DB9.
4. Se marca con plumón un trapecio en el centro de la cara recién cortada, siendo la base mayor de 16.4mm, la base menor de 15.5 mm y la altura de 8 mm.

3. DISEÑO Y DESARROLLO DEL PROYECTO

5. Con el cortador de $7/64''$ se cortó todo el trapecio hasta atravesar la cara completamente.
6. Se probó que el conector DB9 entrara sin algún forcejeo y en caso de que alguna cara no entrara se fue cortando esas partes debido a que las medidas del DB9 varían por muy poco.
7. Se lijaba esa parte con plumón los agujeros correspondientes.
8. Se colocó una broca de 2.5 mm en la fresadora y se perforaron los agujeros.
9. Se sujetó la pieza en una prensa de banco quedando la cara donde va el conector hacia arriba. Se usó un maneral tipo “T” con un machuelo de 3 mm para hacer la cuerda de los tornillos, girando el maneral lentamente, con fuerza y lo más derecho posible.

El acabado del espacio del conector DB9 se muestra en la figura [3.21](#).



Figura 3.21: Proceso de manufactura de las cavidades para el conector DB9 de la carcasa inferior.

También se perforó la superficie de la carcasa superior para las conexiones del motor y del sensor con la fresadora. Además se perforaron los agujeros para los tornillos del motor y el soporte del sensor, para la carcasa superior y la base de montaje con los siguientes pasos:

1. Se imprimió el dibujo de la cara superior de la carcasa inferior para usarlo como plantilla, marcando con un plumón cada uno de los agujeros para tornillo, aberturas para conexiones del motor, del sensor y de la base de montaje.

2. Se colocó la pieza en la fresadora y con una broca de 2.5 mm se hicieron los agujeros para la base del motor. Usando la misma broca se perforaron los agujeros para el soporte del sensor pero hasta 7 mm de profundidad. Por último, se perforaron los agujeros de la base de montaje hasta 6 mm de profundidad.
3. Se cambió la broca por un cortador de 7/61” para perforar por completo los agujeros de la conexión del sensor y del motor.
4. Se usó un maneral tipo “T” con un machuelo de 3 mm para cada uno de los agujeros del motor, del soporte del sensor y de la base de montaje. Se colocó el maneral lo más derecho posible mientras se giraba formando la cuerda de los tornillos.

3.6.2.2. Base de montaje

Para fabricar la base de montaje como se describió en la sección [3.4.1.3](#) se realizaron los siguientes pasos:

1. Sobre una lámina de aluminio de 3.5 mm espesor, se marcó con plumón rojo un cuadrado de 9,8 cm de lado, el cual fue cortado con segueta. Al dejar un excedente de 0.2 mm en dos de sus lados, estos se rebajaron con una lima hasta que estuviera al ras de la pared de la carcasa inferior.
2. Se imprimió el dibujo de la base de montaje a tamaño real en una hoja de papel, se recortó para que sirviera como plantilla y las perforaciones quedaran lo más exactas, como se muestra en la figura [3.22](#).



Figura 3.22: Marcado con plumón de cada uno de los agujeros a perforar en la base de montaje.

3. DISEÑO Y DESARROLLO DEL PROYECTO

3. Con las brocas finalmente usadas para el aluminio se perforaron previamente los agujeros del papel y se colocó la plantilla sobre la lámina, sujetándola con una prensa para marcar con un plumón todos los agujeros a perforar en la lámina.
4. Se colocó la lámina sobre la fresadora y con la broca de 5 mm se perforaron los agujeros más externos, destinados al montaje en el satélite.
5. Se sujetó la carcasa inferior y la base de montaje con la prensa. Al estar ya marcados los agujeros, desde la carcasa inferior sólo se centró bien la broca de 3 mm y se perforó como se muestra en la figura 3.23.



Figura 3.23: Perforación de los agujeros para acoplar la carcasa inferior con la base de montaje.

Dado que se seleccionaron tornillos de cabeza plana, para que estos quedaran al ras de la base de montaje, fueron necesarios avellanados de forma cónica, los cuales se efectuaron mediante los siguientes pasos:

1. Se midió el ancho de la cabeza de los tornillos y se actualizó el dibujo de SOLIDWORKS de la base de montaje.
2. Se imprimió otra plantilla de la base de montaje, ahora con ejes de guía para marcar los centros de los agujeros de los tornillos.
3. Se marcaron dos círculos pequeños en cada ubicación de los tornillos, el círculo externo refiere el tamaño de la cabeza del tornillo y el círculo interno es para la perforación del cuerpo del tornillo.

4. En cada uno de los agujeros se centró la broca con el círculo interno o, apoyándose con la luz de un foco y sujetando las piezas con una prensa, como se muestra en la figura 3.24.



Figura 3.24: Proceso de avellanado de la base de montaje.

5. Se colocó la base de montaje en la fresadora y con una avellanadora se centraron los ejes de guía del papel en cada caso hasta avellanar una profundidad de 2 mm.

3.6.3. Soporte de sensor

La ménsula de 4" × 4", adquirida como material para el soporte del sensor, obviamente excedió las dimensiones de la rueda de reacción y fue necesario cortarla de acuerdo al diseño mostrado en la sección 3.4.2, realizando los pasos siguientes:

1. Se cortó la ménsula con segueta para que un lado fuera de 3.6 cm y el otro de 1.3 cm.
2. Se imprimió en papel el dibujo del soporte del sensor para usarlo como plantilla, marcando los puntos de los tornillos con plumón.
3. Se hicieron las perforaciones correspondientes con una broca de 3 mm, usando la fresadora y el soporte apoyado sobre una pieza de madera.
4. Se pulieron las orillas del soporte con un esmeril de banco en donde se cortó con la segueta. Se aplicaba un poco de aceite para evitar que se calentara.
5. El soporte fue colocado sobre la carcasa inferior y con un plumón se marcaron los excedentes que sobrepasaban el diámetro de la carcasa.

6. Dichos excedentes se pulieron con el esmeril de banco, aplicando aceite al mismo tiempo.

3.7. Prueba de funcionamiento

Una vez terminada la construcción de la rueda de reacción, fue necesario probar su funcionamiento a través de una interfaz de usuario, la cual requirió de programarse además de construir sus respectivas conexiones.

3.7.1. Interfaz de usuario

La tarjeta de control está configurada para recibir los datos de un microcontrolador maestro a través del protocolo I²C. Se seleccionó el microcontrolador “Tiva C Series TM4C123G LaunchPad” porque además de contener el protocolo I²C, tiene el protocolo RS232 para la comunicación con la computadora. Otros criterios para dicha selección fueron su facilidad de programación y la disponibilidad de su tarjeta ya construida, con terminales de entrada macho o hembra, lo cual implicó ahorro de tiempo. La única desventaja encontrada en el microcontrolador Tiva fue su voltaje de operación (3.3 V), ya que todos los circuitos de la rueda de reacción se alimentan con 5 V. Para resolver este problema se adquirió un convertidor de voltaje específico para el microcontrolador Tiva.

Para su programación, se utilizó el código del microcontrolador maestro simulado para las pruebas de la tarjeta de control (ver sección 3.5.5) y partes del programa hecho anteriormente para la obtención de la aceleración del motor (ver sección 3.3.3.1), pero adaptándolo al lenguaje de programación de “Energía” que es el lenguaje nativo de los “Tiva”.

El código utiliza el protocolo RS232 para recibir el comando de potencia (dentro del intervalo: [0, 100]) a través de la terminal de “Energía”. Una vez que se da *enter* envía al microcontrolador maestro el comando por el protocolo I²C y espera a que se reciban los datos enviados por el microcontrolador esclavo. Cada uno de los datos recibidos los muestra en la terminal de “Energía”. En caso de que ocurra un error en la comunicación por I²C, se muestra en la terminal el tipo de error detectado.

3.7.2. Construcción del cable DB9

La rueda de reacción tiene un conector DB9 tipo macho para su comunicación. Para realizar la conexión con el “Tiva” se requirió un conjunto de cables (bus) con la flexibilidad de conectar cada terminal del conector DB9 a diferentes lugares. Por ello, fue necesaria la construcción de un bus propio, que se llevó a cabo mediante los pasos siguientes:

- Se compró un conector DB9 tipo hembra (con su carcasa de plástico) y una tira de cables de varios colores, con terminales “jumper” tipo macho-macho.
- Se soldaron al conector DB9 los jumpers de los cables, de acuerdo al código de colores mostrado en la tabla 3.2. A cada uno de los “jumpers” se le puso thermofit, tanto para aislamiento eléctrico como para reforzar la unión termomecánica.

Pin	Nombre	Función	Color
1 y 2	V+	Voltaje de alimentación	Rojo
3, 4, 8 y 9	GND	Tierra	Negro
6	SDA	Señal de datos del protocolo I ² C	Azul
7	SCL	Señal de reloj del protocolo I ² C	Amarillo

Tabla 3.2: Código de colores usado para el cable DB9.

- Se ensambló el conector DB9 dentro de su carcasa de plástico como se muestra en la figura 3.25. Junto con la carcasa de plástico vienen todos los tornillos y un sujetador para que los cables no se muevan en caso de que se jalen.

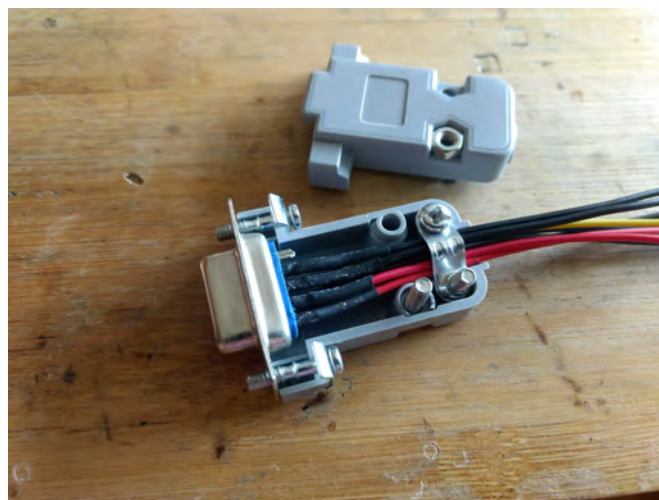


Figura 3.25: Armado del conector DB9.

3.7.3. Armado de la rueda de reacción

Con cada una de las piezas de la rueda de reacción ya construidas, se procedió al armado de la misma, verificando en cada parte que los acoplamientos correspondientes fueran adecuados. La rueda de reacción se compone de las piezas de la estructura, la tarjeta de control, el sensor óptico y el soporte del sensor, además de contar con más piezas de ensamblaje. Todas las piezas de la rueda de reacción se muestran en la figura 3.26.

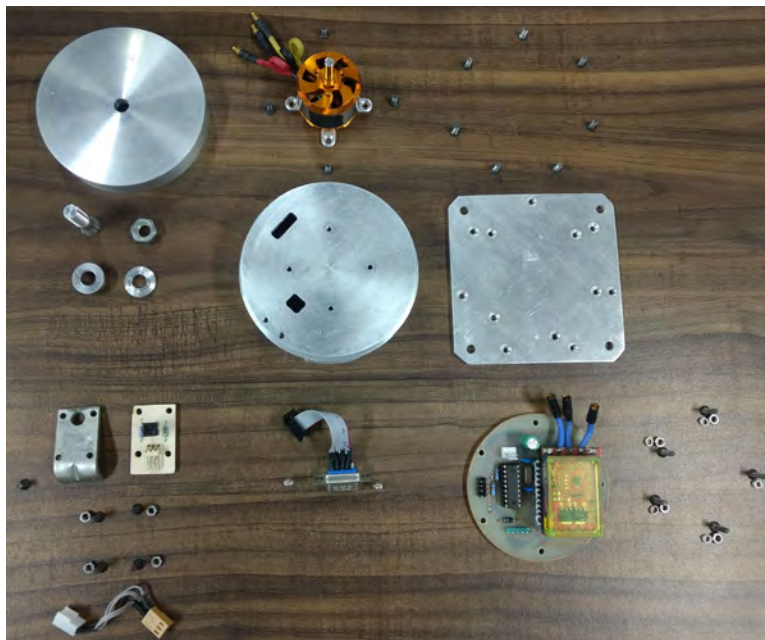


Figura 3.26: Componentes de la rueda de reacción.

De acuerdo al diseño la rueda de reacción, su armado tiene una secuencia específica, aunque pueden existir algunas variaciones tolerables en la misma. En este trabajo, dicho ensamblado se efectuó con el orden de los pasos siguientes:

1. Se colocó el motor sobre la carcasa inferior metiendo los cables por el agujero más grande. Con un lápiz se dio una vuelta a los cables formando un espiral para que no se maltrataran y tuvieran flexibilidad para la conexión con la tarjeta de control. Se atornilló el soporte cruceta del motor con tornillos 3 mm × 6 mm de alto.
2. El sensor óptico se atornilló al soporte del sensor usando tornillos de 3 mm × 12 mm de alto con tuerca.

3. Los cables del soporte del sensor se pasaron a través de la carcasa inferior. Se atornilló a la carcasa inferior con tornillos de $3\text{ mm} \times 8\text{ mm}$ de alto y el sensor se acomodó para que estuviera lo más derecho posible respecto al motor y dejando una separación para que no chocaran, ajustando con las tuercas que se encuentran en el soporte con la tarjeta del sensor.
4. Se pasaron los cables del conector DB9 por el agujero correspondiente de la carcasa inferior y se sujetó con sus propios tornillos.
5. Sobre la base de montaje se colocó la tarjeta de control sujetó los agujeros, luego con tornillos de $3\text{ mm} \times 12\text{ mm}$ de alto se metieron desde la parte de abajo de la base de montaje. Entre el espacio de cada uno de los tornillos y la tarjeta de control se colocaron los separadores de plástico y con tuercas se sujetó la tarjeta de control.
6. Sosteniendo la carcasa inferior muy cerca de la base de montaje se fueron conectando los cables del motor al variador de velocidad y los conectores del sensor y del conector DB9 a la tarjeta de control.
7. Se volteó la carcasa inferior (con la base de montaje hacia abajo) y se colocaron los tornillos de $3\text{ mm} \times 8\text{ mm}$ de alto fijando la base.
8. Se colocó el volante de inercia al motor con un adaptador de eje, apretando lo más fuerte posible la tuerca con unas pinzas.

3.7.4. Pruebas de funcionamiento

Las pruebas de funcionamiento básicamente consistieron en mandar diferentes comandos de potencia para obtener perfiles de velocidad diferentes, en los dos sentidos de giro, y comparando el error entre el dato enviado y el valor medido con el sensor de velocidad.

El arreglo experimental para dichas pruebas se muestra en la figura 3.27; y su montaje se llevó a cabo de la forma siguiente:

1. A la rueda de reacción se le fijaron los cables con el conector DB9 construido en la sección 3.7.2. Los cables de alimentación y dos cables de tierra se conectaron a una fuente externa de 9 V con capacidad de hasta 20 A.
2. El convertidor de voltaje se colocó en una tableta de pruebas, conectando a la alimentación de 5 V los cables correspondientes a los circuitos del protocolo I²C, incluyendo dos cable de tierra. En el suministro de 3.3 V se usaron “jumpers” y cables con el código de colores de la tabla 3.2, para alimentar al microcontrolador “Tiva”. La comunicación de este último con la computadora fue mediante su propio cable.
3. Con un osciloscopio se midió continuamente la señal de interrupción del

3. DISEÑO Y DESARROLLO DEL PROYECTO

sensor óptico para comparar el error con la medición por código que se muestra en la computadora de esa misma señal.

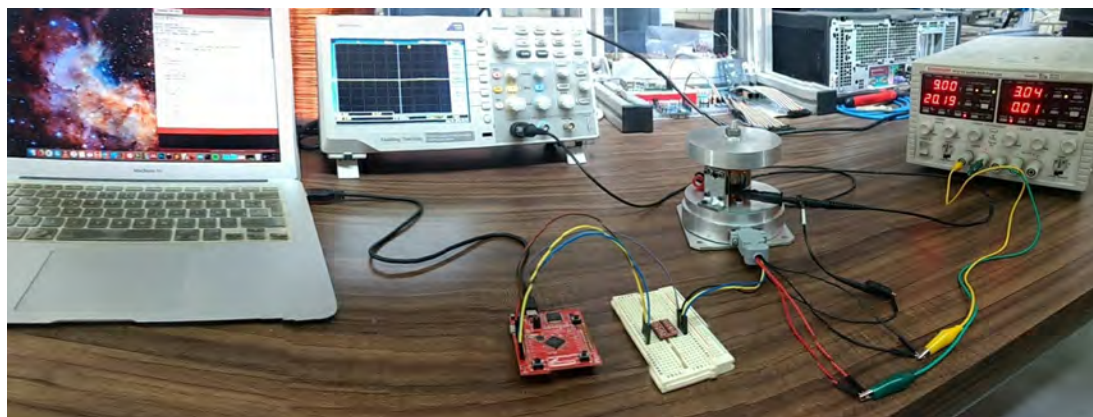


Figura 3.27: Montaje de la rueda de reacción para la obtención de diferentes perfiles de velocidad.

En la sección 3.3.3.3 se establecieron los valores de la velocidad angular del volante de inercia conforme al intervalo adimensional $[0, 100]$, habiendo tomado como referencia de giro el número 50 (cero velocidad) y la convención de que valores en el intervalo $[0, 50)$ corresponden a giros en sentido contrario a las manecillas del reloj (o “a la izquierda”), mientras que el intervalo $(50, 100]$ es para giros con el sentido de las manecillas del reloj (o “a la derecha”). La magnitud de la velocidad, en uno u otro sentido, aumenta según el número seleccionado en el intervalo se aleje de dicha referencia (50).

De acuerdo a lo anterior, en estas pruebas se enviaron 6 comandos de velocidad para el volante de inercia, tres de ellos en sentido de las manecillas del reloj y los otros tres con sentido contrario. En cada caso se probaron tres magnitudes de velocidad, en términos de la máxima, lo que permitió manejar valores porcentuales. Es decir, se probaron velocidades de 10 %, 20 % y 30 % de la máxima, en ambos sentidos, lo que numérica y respectivamente correspondió a los valores adimensionales de 55, 60 y 65 para giros en el sentido de las manecillas del reloj, mientras que los valores de 45, 40 y 35 fueron para el sentido contrario.

Una vez que se estabilizaba el motor se tomaba el dato recibido de la rueda de reacción en la terminal de “Energía” y se efectuaba la medición de la velocidad angular mediante el osciloscopio.

Resultados y discusión

4.1. Modelado de la rueda de reacción

Se desarrolló el análisis matemático de la rueda de reacción para el microsatélite Quetzal, encontrando cada uno de los parámetros necesarios para el diseño de la rueda de reacción. Es indispensable conocer el par requerido que cambia la orientación del microsatélite ya que afecta en el tamaño y peso de la rueda de reacción. Como se muestra en la siguiente ecuación (dada anteriormente en la sección 2.4.2), por un lado se encuentran las variables de la rueda de reacción y por el otro las variables del satélite.

$$\tau = I_w \dot{\omega}_w = I_s \ddot{\theta}_s$$

Las variables del satélite ya están establecidas por el caso de estudio mientras que las variables de la rueda de reacción son propuestas para satisfacer la ecuación anterior. A continuación se muestra el resultado matemático de cada variable y el par requerido de la rueda de reacción.

4.1.1. Parámetros del satélite

4.1.1.1. Aceleración del satélite

La maniobra de giro que se propone debe completar 30° de giro en 10 s. De acuerdo con la figura 3.6 tomaría 5 s de aceleración y 5 s de desaceleración. Tomando sólo la fase de aceleración se sustituyen los valores en la ecuación 2.15 obteniendo la aceleración del satélite ($\ddot{\theta}_s$):

$$\ddot{\theta}_s = \frac{2\theta_s}{t^2} = \frac{(2)(30)(\pi/180)}{5^2} = 0.020944 \text{ rad/s}^2 \quad (4.1)$$

4.1.1.2. Momento de inercia del satélite

Se toma en cuenta que el satélite Quetzal es un cubo de 50 cm de arista y la distribución de su masa es uniforme. Es importante resaltar esto último ya que es sólo una propuesta por fines prácticos, para facilitar los cálculos de su momento de inercia. El peso de las ruedas de reacción no se considera generando un par mayor al necesario pero satisfaciendo el cambio de orientación. El dibujo es en 3D realizado en SolidWorks 2016 como se muestra en la figura 4.1 con una masa de 50 kg.

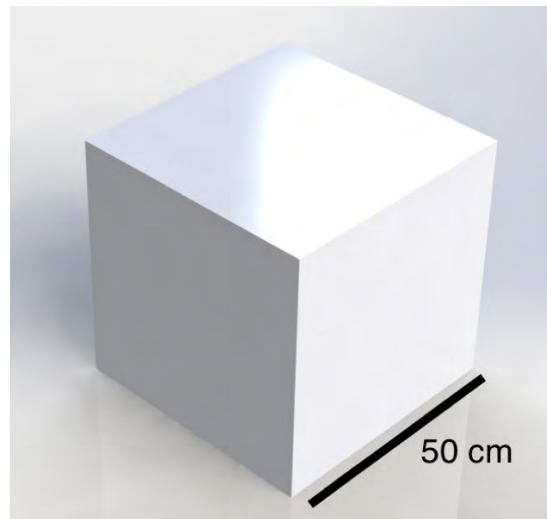


Figura 4.1: Modelo simplificado del satélite Quetzal con su volumen específico, realizado en SolidWorks 2016.

A partir de los parámetros correspondientes a las propiedades de la pieza se obtuvieron los valores para los 3 ejes cartesianos, expresando en forma de matriz el momento de inercia del satélite (I_s):

$$I_s = \begin{bmatrix} 2.083 & 0 & 0 \\ 0 & 2.083 & 0 \\ 0 & 0 & 2.083 \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

Se encuentra respecto a su centro de masa, además de ser uniforme la distribución de masa en el satélite como primera aproximación. Conforme se acerque el modelo al sistema real del satélite dejará de ser uniforme su distribución de masa, siendo apto este modelo para cambios a futuro.

Con los dos parámetros ya establecidos se sustituyen en la ecuación 2.17:

$$\tau = I_s \ddot{\theta}_s = 0.0436332 \text{ N} \quad (4.3)$$

Agrupando todos los parámetros del microsatélite Quetzal, estos se presentan en la Tabla 4.1 y son necesarios para la obtención del par requerido de la rueda de reacción:

Parámetro	Valor
Masa (kg)	50
Momento de inercia del satélite $[I_x, I_y, I_z]$ (kg m)	[2.08, 2.08, 2.08]
Velocidad de giro ($^\circ$ /s)	3
Aceleración del satélite (rad/s ²)	0.020944
Par requerido (N)	0.0436332

Tabla 4.1: Parámetros del microsatélite Quetzal.

4.1.2. Parámetros de la rueda de reacción

4.1.2.1. Aceleración angular del motor

Se logró obtener una aceleración angular máxima del motor sin escobilla del modelo “Turnigy Aerodrive D3536/9 910KV”.

Los datos del modelado del motor, sección 3.3.3, se graficaron en MATLAB_R2015b con el programa *Acceleration2* como se muestra en la figura 4.2. La velocidad medida por el par óptico se muestra de color verde, las variaciones que se observan (donde debería haber estabilidad) podrían atribuirse a las vibraciones que causaba el motor al girar y los saltos de datos son cambios de velocidad del propio motor. Para obtener una ecuación que represente mejor la velocidad se utiliza su aproximación por polinomio a diferentes órdenes. El que terminó aproximándose mejor fue de una ecuación de polinomio de orden 8. Por último la aceleración del motor se muestra de color rojo en la gráfica observando la estabilidad que tiene el motor después de los 4 segundos.

4. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

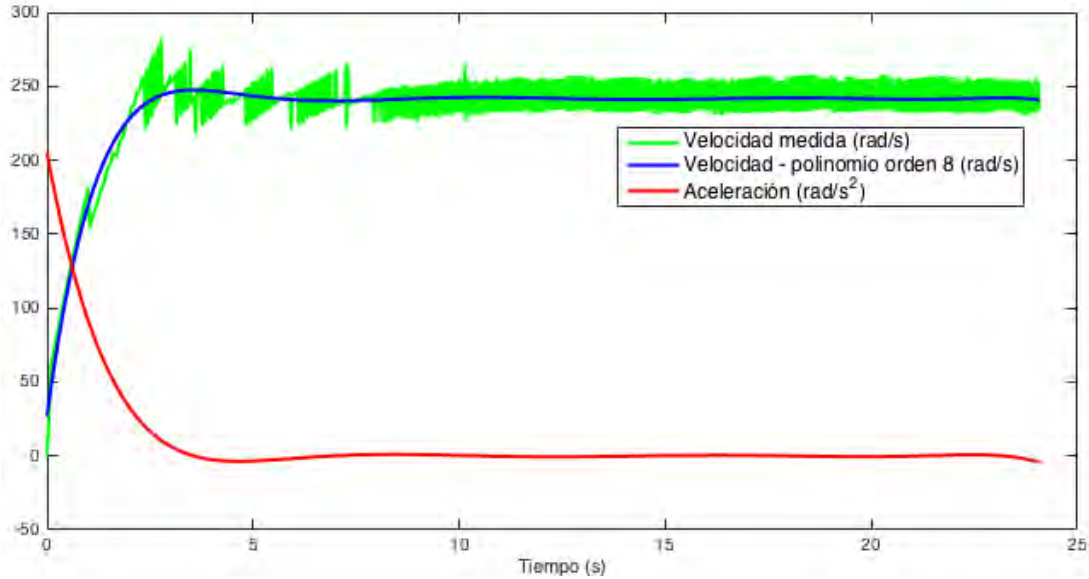


Figura 4.2: Gráfica de la velocidad y aceleración del motor “Turnigy Aerodrive D3536/9 910KV”. La velocidad medida por el par óptico se muestra de color verde, su aproximación por polinomio de orden 8 de color azul y la aceleración del motor se muestra de color rojo.

El valor otorgado de la aceleración calculada por el programa *Acceleration2* es de

$$\dot{\omega}_w = 204.7521 \text{ rad/s}^2 \quad (4.4)$$

A pesar que los datos teóricos del modelo muestran mayor aceleración, hay que tomar en cuenta que nosotros estamos con una medición con una carga adicional alterando la aceleración y el ruido de la medición no es favorable pero tiene un patrón estable.

4.1.2.2. Momento inercial del volante de inercia

Se comparó el momento de inercia calculado con el del diseño propuesto del volante de inercia, dando como resultado un modelo óptimo que cumpla con los requisitos establecidos.

Para que se cumpla el par requerido se despejó de la ecuación 2.17 el momento inercial del volante de inercia y se sustituyeron los valores de los parámetros encontrados del satélite y de la aceleración angular del motor, esto se puede apreciar en la ecuación 4.8.

$$I_w \dot{\omega}_w = I_s \ddot{\theta}_s \quad (4.5)$$

$$I_w = I_s \frac{\ddot{\theta}_s}{\dot{\omega}_w} \quad (4.6)$$

$$I_w = \begin{bmatrix} 2.083 & 0 & 0 \\ 0 & 2.083 & 0 \\ 0 & 0 & 2.083 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0.020944 \\ 204.7521 \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

$$I_w = \begin{bmatrix} 2.13103 & 0 & 0 \\ 0 & 2.13103 & 0 \\ 0 & 0 & 2.13103 \end{bmatrix} x10^{-4} \quad (4.8)$$

Por lo tanto la pieza diseñada del volante de inercia debe tener como mínimo ese valor de la ecuación 4.8 para poder generar el par requerido, aproximándose lo más posible al valor para evitar excesos de fuerza que ocasionen un mal control.

La geometría del volante de inercia es el disco plano pero para conseguir mayor momento de inercia con la misma cantidad de masa se usa la figura de el cilindro hueco, ya que matemáticamente dependiendo del radio del círculo interno aumenta su momento de inercia. Se fueron cambiando las diferentes variables buscando no exceder un diámetro de 10 cm para no hacer tan grande la rueda de reacción y con la condición que el diámetro del anillo debe ser mínimo 5cm para evitar rozamiento con el motor.

Como resultado se propuso un modelo de 9 cm de diámetro con un espesor de 1.5 cm como se muestra en la figura 4.4. El resultado del momento de inercia se muestra en la Tabla 4.2

Momento de inercia calculado	Momento de inercia del modelo
0.000213103	0.00021335

Tabla 4.2: Tabla de comparación de valores del volante de inercia calculada y del modelo dibujado en SOLIDWORKS.

La diferencia entre los valores recae en el séptimo decimal, el del modelo es mayor que el calculado para que sobre par y no falte.

La hoja de las dimensiones de la rueda de reacción se muestra en el apéndice A.2

4.2. Prototipo de rueda de reacción

Se logró realizar un primer prototipo de rueda de reacción, llegando a realizar hasta 6 propuestas modificando y desechando ideas donde ayudaran a mejorar la viabilidad en la manufactura, costo de material y tiempo. Teniendo un resultado en el diseño parecido en características externas con la rueda de reacción 10SP-M y de la serie NRWA-T de *New Space Systems* como se muestra en la figura 4.3.

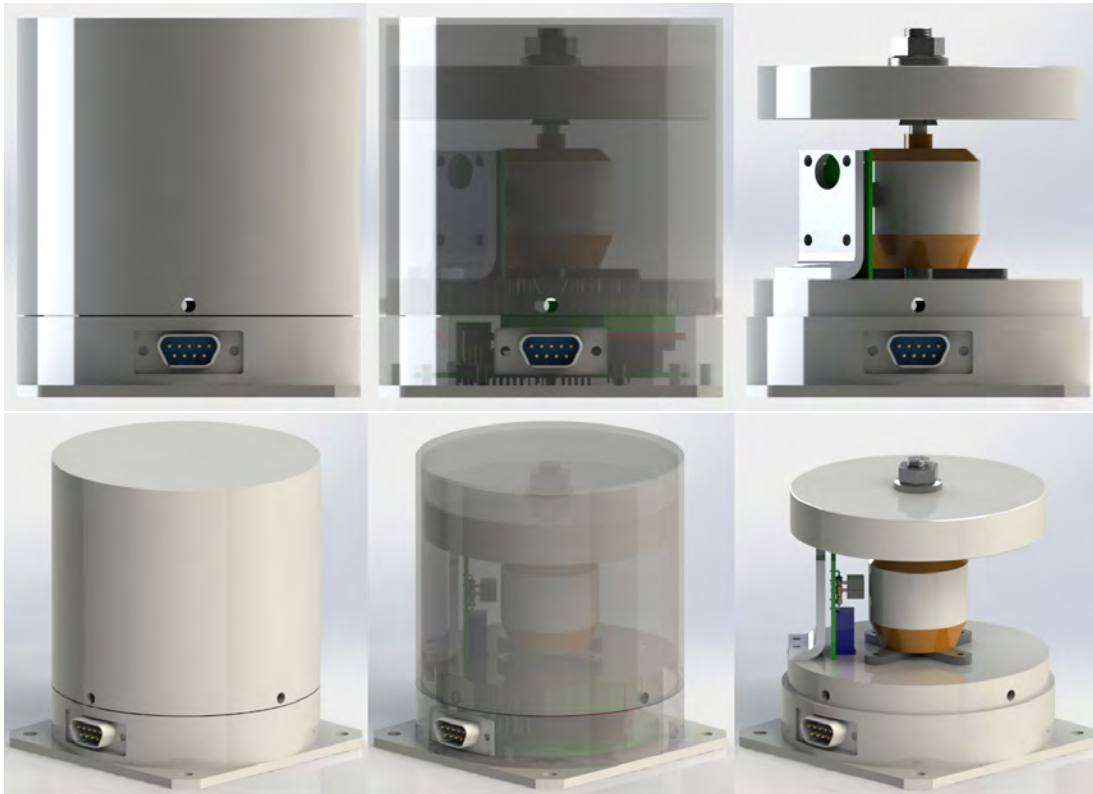


Figura 4.3: Diseño en CAD de todo el montaje de la rueda de reacción. Se muestra la rueda de reacción en dos distintos ángulos. Tomando de izquierda a derecha, el acabado con la estructura completa, con la carcasa transparente y, sin la carcasa superior.

Cada una de las piezas de la rueda de reacción se realizó su diseño CAD y se construyó su prototipo, menos la carcasa superior debido a su alto costo de elaboración porque se necesita devastar casi todo el material para realizar la pieza y no afecta en el funcionamiento del prototipo. Se muestra a continuación

a detalle cada una de las piezas construidas con su diseño CAD.

4.2.1. Volante de inercia

Anteriormente en la sección 3.3.4 se dibujó la rueda inercial con dimensiones variables ajustando los parámetros a lo más óptimo; se propuso un modelo máximo de 9 cm de diámetro con un espesor de 1.5 cm como se muestra en la figura 4.4.

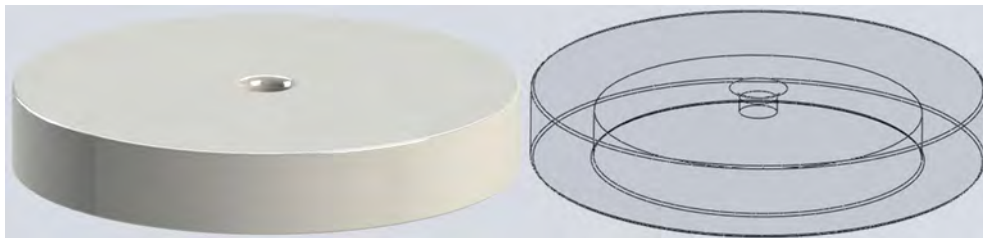


Figura 4.4: Modelo CAD del volante de inercia dibujado en SOLIDWORKS 2016.

Se construyó el prototipo de rueda de reacción como se muestra en la figura 4.5. A diferencia del modelo en CAD no se realizó el fileteado porque la diferencia de inercia del modelo tiene un rango muy pequeño y podría afectar en el par requerido.



Figura 4.5: Prototipo de volante de inercia. a) Vista superior b) Vista inferior

4.2.2. Estructura de soporte

La estructura de soporte se compone por un diseño donde se divide en 3 piezas: carcasa superior, carcasa inferior y base de montaje.

4.2.2.1. Carcasa superior

Se diseñó una pieza que otorga protección a el volante de inercia, al motor y al sensor. Tiene características donde todos los bordes se encuentran con un pequeño fileteado evitando daños externos y tiene una pequeña marca para saber cómo se debe orientar facilitando su acoplamiento como se muestra en la figura 4.6.

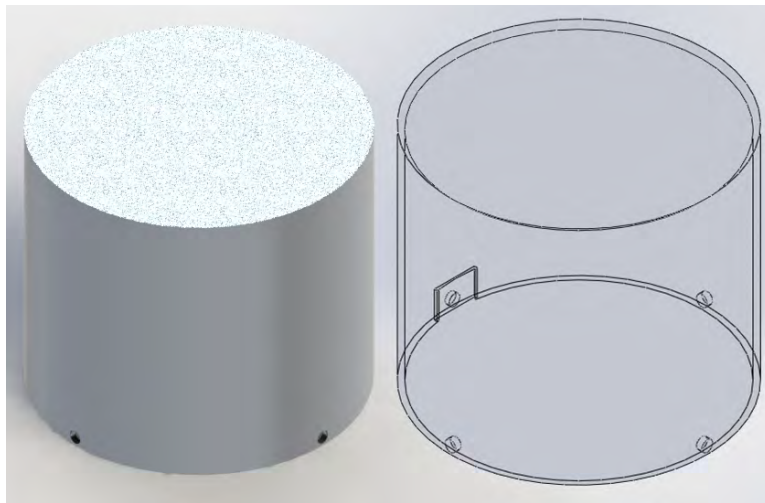


Figura 4.6: Modelo CAD de la carcasa superior dibujado en SOLIDWORKS 2016.

La pieza es un cilindro muy delgado favoreciendo a ser de menor peso, sin embargo al encontrarse en una medida no estándar genera un costo elevado y un gran desaprovechamiento del material durante el proceso de manufactura.

4.2.2.2. Carcasa inferior

Se diseñó una pieza donde se acopla el motor, el soporte del sensor y el conector DB9 de la tarjeta de control. Es la pieza con más cantidad de detalles de diseño al integrar bastantes piezas de la rueda de reacción como se muestra en la figura 4.7. Se adapta a cada uno de los componentes de la tarjeta de control y también mecánicamente a la carcasa superior y la base de montaje.

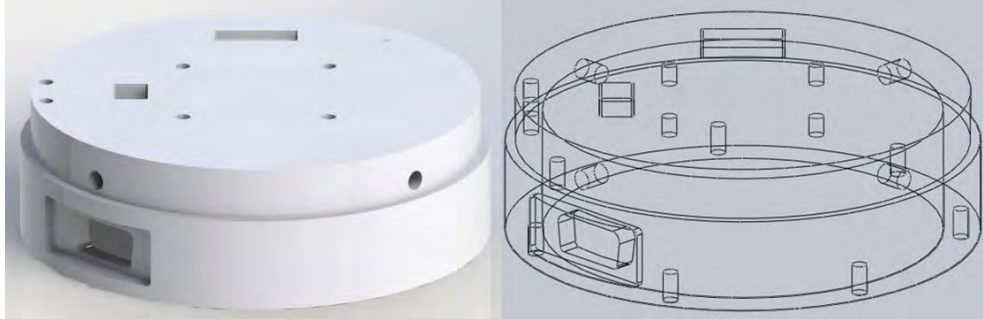


Figura 4.7: Modelo CAD de la carcasa inferior dibujado en SOLIDWORKS 2016.

Se logró realizar el prototipo de la carcasa inferior como se muestra en la figura 4.8. Mecánicamente, al tener varias conexiones con tornillos y acoplamiento, puede ser susceptible a vibraciones fuertes, se aconseja revisar o hacer pruebas mecánicas en un diseño a posterior. El único detalle faltante en comparación del diseño CAD son las perforaciones del acoplamiento con la carcasa superior.



Figura 4.8: Prototipo de la carcasa inferior.

4.2.2.3. Base de montaje

Se diseñó una base que da soporte a la tarjeta de control, al acoplamiento con el satélite y al sellado con la carcasa inferior. Todas las esquinas incluyen su fileteado y un avellanado en las perforaciones de los tornillos planos como se muestra en la figura 4.7.

4. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

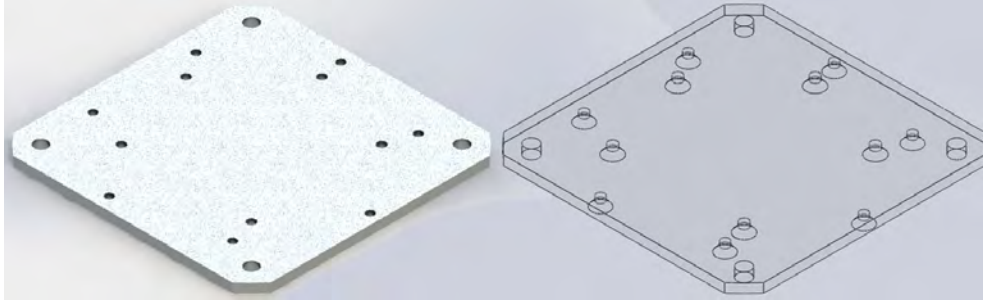


Figura 4.9: Modelo en 3D de la base de montaje, dibujado en SOLIDWORKS 2016.

Se construyó el prototipo de la base de montaje como se muestra en la figura 4.10. De acuerdo a la plantilla del diseño CAD de las perforaciones hay una pequeña desviación pero al hacer marcas sobre las perforaciones con las piezas acopladas no hubo ningún problema. Una propuesta mejor para la base podría ser que sea de una sola pieza con la carcasa inferior o de menor grosor para ahorrar peso.



Figura 4.10: Prototipo de la base de montaje.

4.2.3. Motor sin escobilla

Se realizó el diseño CAD del motor sin escobilla “Turnigy Aerodrive D3536/9 910KV” a partir de las medidas incluyendo las piezas con las que se integra que son el soporte cruceta, su adaptador de eje y tornillos. Se utilizó SOLIDWORKS

2016 como se muestra en la figura 4.11, con la finalidad de observar la distribución espacial del motor con su alrededor.

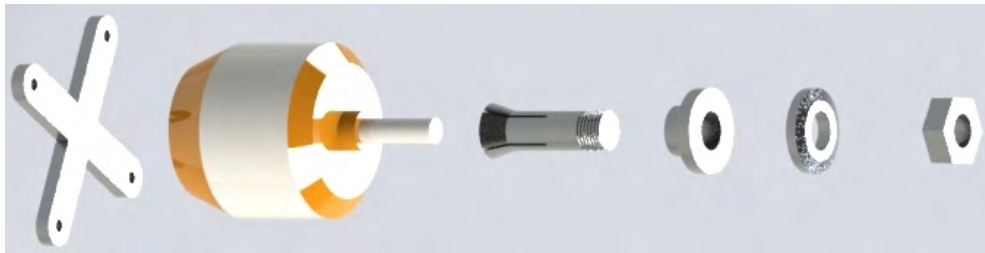


Figura 4.11: Modelo en 3D del motor “Turnigy Aerodrive D3536/9 910KV”, dibujado en SOLIDWORKS 2016. Se encuentra basado de la hoja de datos del fabricante.

Se observó que para reducir el tamaño de la carcasa superior se necesita cortar el tornillo que va en el eje del motor.

4.2.4. Tarjeta de control

Se diseñó y construyó una tarjeta de control que regula la velocidad del motor a partir de comandos, con su propio sistema de control dentro del inversor. Se dividió en dos partes separando el sensor de la tarjeta principal porque el motor se encontraba en otro compartimiento de la rueda de reacción. El diseño se encuentra desarrollado con Eagle facilitando la compatibilidad con SOLIDWORKS en la generación de los modelos electrónicos a gran detalle como se muestran en la figura 4.12.

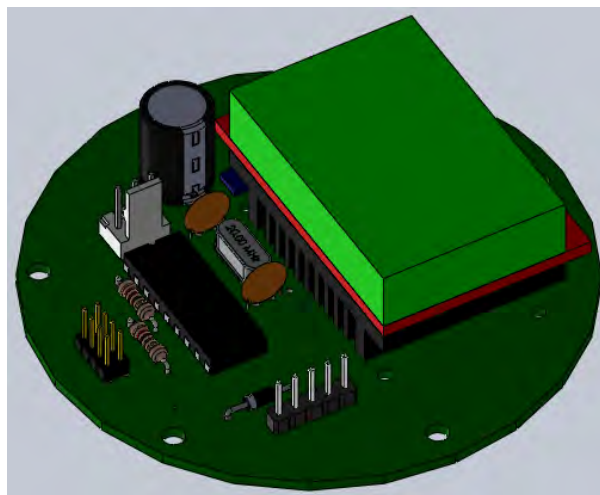


Figura 4.12: Modelo CAD de la tarjeta de control, hecha con CircuitWorks.

4. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Algunos componentes no se encontraban directamente de la biblioteca de CircuitWorks, buscando en la base de datos de páginas los componentes que más se parecieran y en caso de no encontrarlos se implementaban como es el caso con la tarjeta de control cuyas terminales y el inversor se tuvieron que realizar.

Se obtuvo el correcto funcionamiento de la tarjeta de control, circuito de doble capa con la capacidad de remover el microprocesador en caso de una falla, o el reprogramar del microcontrolador sin necesidad de removerlo. Se muestra la tarjeta de control terminada en la figura 4.13. La comparación contra su diseño CAD no presenta diferencia alguna, siendo Eagle una herramienta que permitió hacer tanto el diseño del circuito impreso como el diseño en computadora.

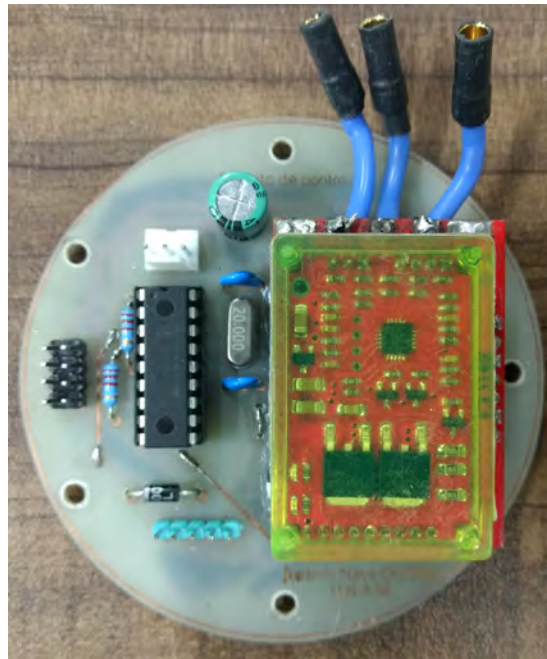


Figura 4.13: Prototipo funcional de la tarjeta de control.

4.2.4.1. Sensor óptico

Se diseñó y construyó la tarjeta del sensor óptico, parte de la tarjeta de control, con gran exactitud como se muestra en la figura 4.14. La tarjeta se adapta a las necesidades de espacio y funcionamiento.

El diseño CAD de la tarjeta muestra un conector tipo macho que sí se encontraba en la biblioteca de los componentes de CircuitWorks pero para medir el espacio necesario que usa todo el conector se realizó un rectángulo con las medidas del conector completo.

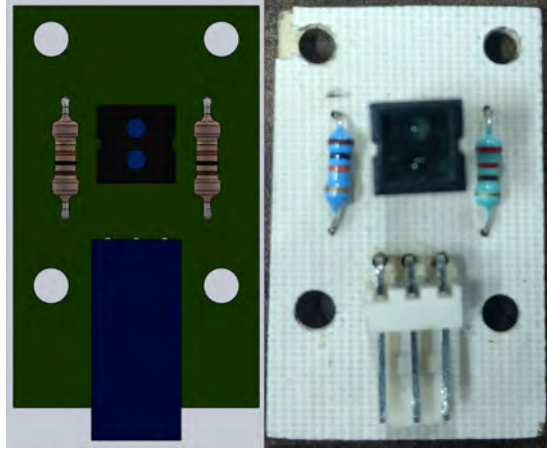


Figura 4.14: Modelo CAD y prototipo de la tarjeta del sensor óptico.

Se propuso la construcción de un soporte de sensor a partir de una ménsula comercial por lo que se realizó el diseño CAD observando su viabilidad y cortando la ménsula a la medida de 36×13 mm como se muestra en la figura 4.15. El espacio que hay entre el motor y la carcasa inferior es muy pequeña, por lo que se optó por dicha ménsula comercial que con el doblés del ángulo da más firmeza para evitar alguna deformación otorgando estabilidad a la tarjeta del sensor infrarrojo y reduciendo el ruido de la lectura. Cada una de las perforaciones de la ménsula se tomaron en cuenta, así como la deformación en el doblés del ángulo, este último detalle no se dibujó en CAD por dificultades pero sí se tomó en cuenta en la distancia de las perforaciones.

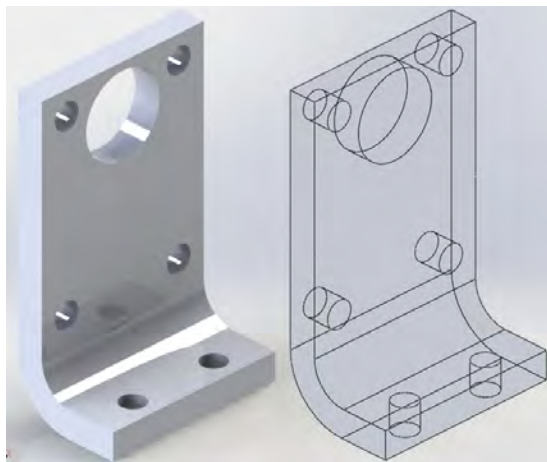


Figura 4.15: Modelo CAD del soporte del sensor, dibujado en SOLIDWORKS 2016.

4. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

La médula cortada a las medidas establecidas se muestra en la figura 4.16. El corte con segueta no es muy preciso por lo que se le lijó con una máquina pero se le expuso un poco más de tiempo empezando a calentar mucho el metal, esto no es bueno ya que puede cambiar las propiedades de la pieza, esto se observa en el pequeño medio círculo de la parte superior pero para nuestros fines no afecta.



Figura 4.16: Prototipo del soporte del sensor.

Un detalle que se observa en la figura 4.17 donde se encuentra el sensor acoplado al soporte, es que el sensor está desalineado, esto se debe a que la parte trasera de la tarjeta no es plana. Para evitar este problema con la ayuda de las tuercas se iba nivelando mientras se probaba si estaba midiendo correctamente el sensor girando el motor manualmente y observando la señal.

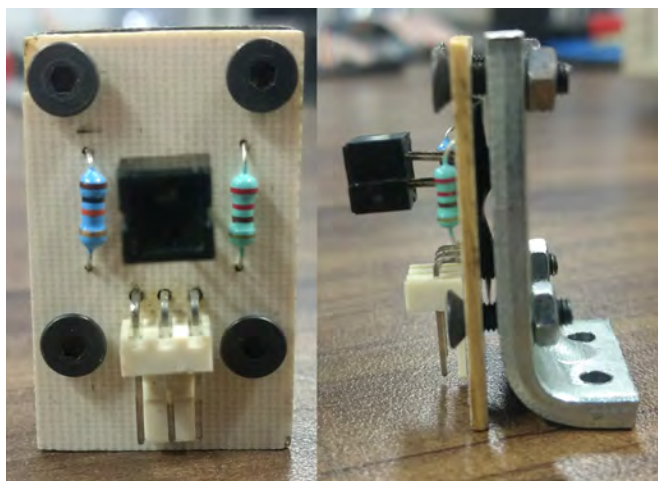


Figura 4.17: Tarjeta del sensor con su soporte.

4.3. Pruebas de velocidad

Se obtuvieron los siguientes datos de velocidad de la rueda de reacción al 10 %, 20 % y 30 % de su capacidad en ambos sentidos. Se anotaron los datos recibidos del microcontrolador “Tiva” y los datos directos del sensor en el osciloscopio como se muestra en la Tabla 4.3. El sentido a la derecha se marca con un signo “+” y el sentido a la izquierda con un signo “-”.

Comando	Porcentaje	Velocidad (R.P.M.)	
		Tiva	Osciloscopio
65	+30	4615 y 5000	4398 \approx 4488
60	+20	3529 y 3750	3294 \approx 3354
55	+10	1333, 1363 y 1395	1230 \approx 1284
50	0	0	0
45	-10	3529 y 3750	3186 \approx 3300
40	-20	5000 y 5454	4794 \approx 4854
35	-30	5454 y 6000	5358 \approx 5454

Tabla 4.3: Datos de los perfiles de velocidad a distintas potencias en ambos sentidos.

Los valores que da el microcontrolador “Tiva” son por lo general 2, esto se debe a que en el código del programa de la tarjeta de control se usan temporizadores para la generación del de la señal PWM y hay una interrupción que ocurre cada 0.2 ms y llega a interrumpir el programa hasta 1 ms al 100 % de la potencia. Cuando el microcontrolador “Tiva” le manda el comando por el protocolo I²C si se encuentra en la interrupción el programa genera un desfase en el tiempo aumentando las RPM. Se graficó el promedio de las RPM de la Tabla 4.3 en MATLAB donde se observa el crecimiento que este error va aumentando conforme la potencia aumenta como se muestra en la figura 4.18.

Los datos del osciloscopio también tienen una variación de 100 r.p.m. menor en comparación del “Tiva”, la causa puede deberse a las vibraciones de la rueda de reacción alterando la lectura del sensor.

4. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

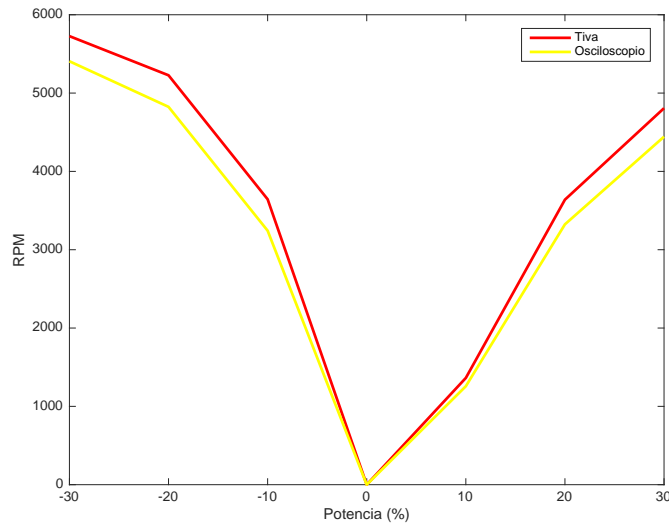


Figura 4.18: Gráfica de potencia contra RPM de la rueda de reacción. Se usó MATLAB R2015b para graficar los datos promedios. Se comparan los datos del “Tiva” y del sensor directamente con el osciloscopio.

Durante las pruebas fallaba la interrupción del sensor, siempre se mantenía en alto cuando debería estar en bajo. Se revisó con el osciloscopio y el multímetro posibles fallas y no se veía problema alguno, incluso se probó con una alimentación externa. Accidentalmente durante las pruebas con la punta del osciloscopio se hizo un corto entre la tierra y la alimentación del sensor provocando un reinicio de la tarjeta de control, sin embargo esto provocó que la interrupción del sensor funcionara.

En cada prueba se tenía que hacer nuevamente el corto al circuito. Pensando de las posibles causas se llegó a la conclusión que el acoplamiento del inversor con el sensor altera el circuito porque el inversor incluye unos capacitores que pueden no descargarse haciendo que el sensor no cambie de estado. Se tendrán que hacer pruebas de compatibilidad electromagnética al acoplamiento de la tarjeta de control.

Finalmente se logró el diseño y construcción de un prototipo de rueda de reacción funcional como se muestra en la figura 4.19, sentando las bases en el desarrollo y verificación de tecnología espacial siendo un área desconocida en México, presentando nuevos retos a mejorar en el diseño. Además se presentó una metodología para el desarrollo de las ruedas de reacción.

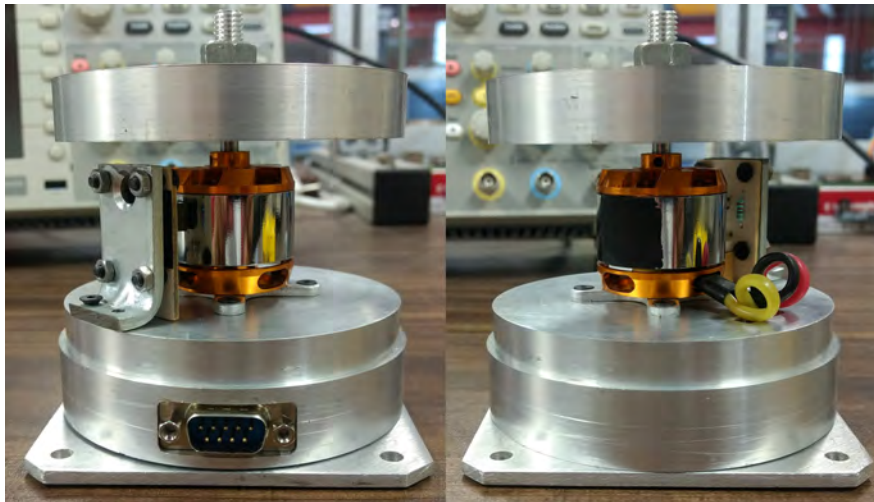


Figura 4.19: Prototipo de rueda de reacción.

Conclusiones y trabajos a futuro

5.1. Conclusiones

- A partir de modelos de ruedas de reacción que se encuentran en el mercado global se logró diseñar un modelo conceptual y mecánico adaptado a las necesidades del microsatélite Quetzal. Ello permitió crear una base de diseño que sirve como molde para otros casos de estudio, mejorando el diseño prototipo conforme cada iteración hasta tener un producto con la calidad espacial, fortaleciendo los recursos humanos en el área espacial en México.
- Se diseñó y construyó un prototipo de tarjeta de control con componentes COTS en un espacio reducido capaz de efectuar el buen funcionamiento de la rueda de reacción.
- Se verificó el diseño conceptual y modelo mecánico de la rueda de reacción con la manufactura del volante de inercia, la carcasa inferior, la base de montaje y el soporte del sensor.
- Se implementó un método de pruebas que valida el funcionamiento de la rueda de reacción mostrando el desempeño de toda la tecnología desarrollada. Resultó que los criterios de especificaciones establecidos tienen que ser más estrictos para que abarquen las fallas de este prototipo.

5.2. Trabajo a futuro

- Buscar la viabilidad del uso de un motor sin escobilla con su propio monitoreo de velocidad, tomando los factores de costo, tiempo y lo que implica en el diseño.
- Analizar con pruebas de vibraciones el modelo mecánico para hallar posibles errores en la estructura.
- Realizar pruebas de compatibilidad electromagnética de la tarjeta de control al hallar problemas de acoplamiento de impedancias entre el microcontrolador y el inversor.
- Mejorar el microcontrolador de la tarjeta de control facilitando el código de programación liberando la carga de procesamiento, además de la oportunidad de implementar los cálculos de la aceleración de la rueda de reacción y un sistema de control más completo.
- Someter el control de orientación sobre un sólo eje a una masa de 50 kg con el prototipo de rueda de reacción implementada.
- Obtener una hoja de especificaciones de la rueda de reacción comparándola con los modelos del mercado global.

Bibliografía

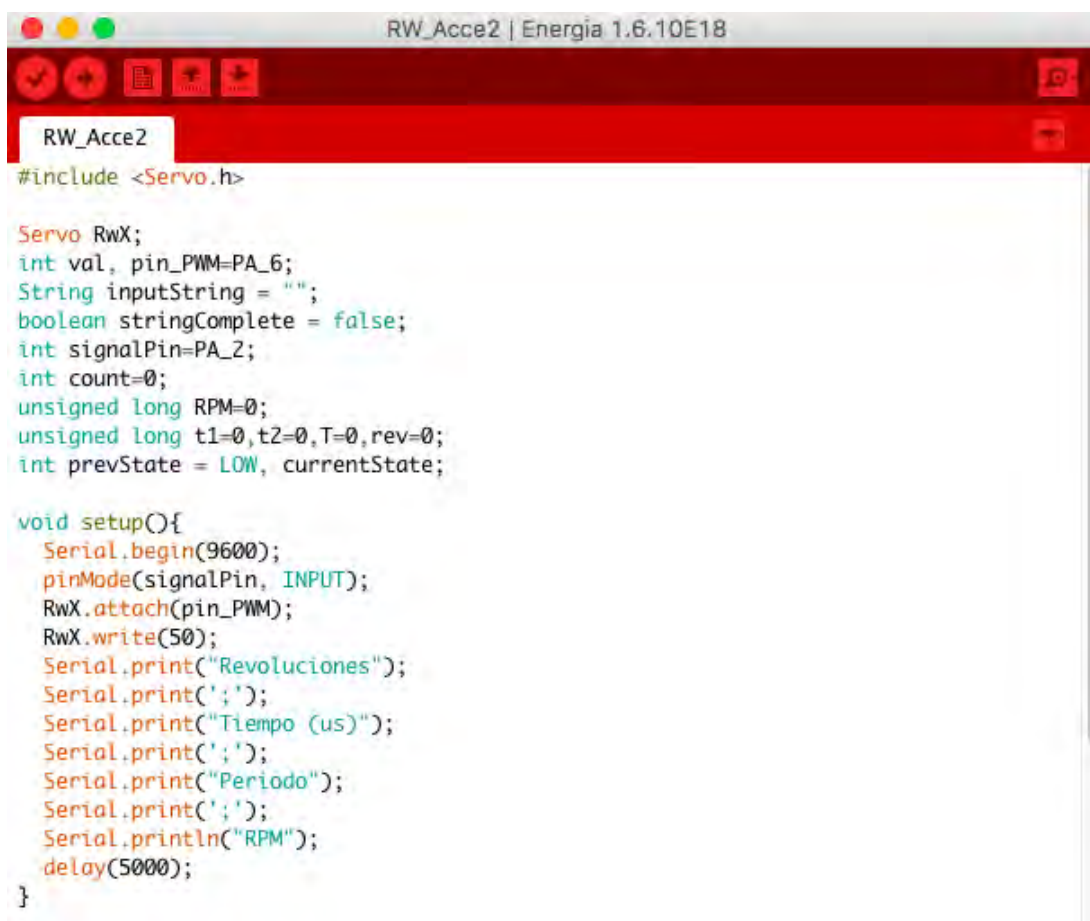
- [1] A. E. Mexicana, *Plan de Órbita 2.0: Mapa de la ruta del sector espacial mexicano*. ProMéxico, 2017. 1, 2
- [2] G. B. Jesús, “La percepción remota,” *Hacia el espacio*, 2017, revisado: 4 de marzo de 2019. [Online]. Available: <http://haciaespacio.aem.gob.mx/revistadigital/articul.php?interior=706> 1, 7
- [3] W. Wittmann, Klaus & Hallmann, *Handbook of Space Technology*, K. . H. W. Ley, Wilfried & Wittmann, Ed. Chichester, UK: John Wiley & Sons, Ltd, apr 2009. [Online]. Available: <http://doi.wiley.com/10.1002/9780470742433> 5, 6, 7, 9, 10, 11, 12, 14, 16, 17, 18
- [4] M. Williamson, “Dictionary of Space Technology,” pp. 314–321, 1990. 6, 9
- [5] V. Maini, Anil & Agrawal, *Satellite Technology*, 3rd ed., A. K. Maini and V. Agrawal, Eds. Chichester, UK: John Wiley & Sons Ltd, may 2014, vol. 1. [Online]. Available: <http://doi.wiley.com/10.1002/9781118636459> 6
- [6] J. R. Larson, Wiley J. & Wertz, *Space Mission Analysis and Design*. Microcosm, 1999. 7
- [7] M. Capderou, *Satellites: orbits and missions*. Springer Science & Business Media, 2006. 8
- [8] V. Macdonald, Malcolm & Badescu, *The International Handbook of Space Technology*, V. Macdonald, Malcolm & Badescu, Ed. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2014. [Online]. Available: <http://link.springer.com/10.1007/978-3-642-41101-4> 8, 16, 17
- [9] S. D. . R. J. A. . D. S. . G. M. . S. E. . P. J. . F. J. A. . L. P. . S. A. Romo Fuentes, Carlos & Santillan Gutierrez, “Satellite project Quetzal UNAM-MIT,” *RAST 2013 - Proceedings of 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, pp. 903–907, 2013. 8
- [10] F. B. E. Johnston, phillip Cornwell, *Mecánica Vectorial Para Ingenieros Dinámica*. MC GRAW HILL, Feb 2013, vol. 1. 12
- [11] “Hyperphysics, inercia,” revisado: 4 de marzo de 2019. [Online]. Available: <http://hyperphysics.phy-astr.gsu.edu/hbase/inecon.html> 12

- [12] J. . S. G. Fortescue, Peter & Stark, *Spacecraft Systems Engineering*. Wiley, 2004. 14
- [13] R. Oland, Espen & Schlanbusch, “Reaction Wheel Design for CubeSats,” pp. 1–11, 2003. 14, 15
- [14] D. . H. S. R. Kumar, Saroj & Sahay, “Design and Development of 3-axis Reaction Wheel for,” no. 1, pp. 1–13, 2015. 15, 20, 35
- [15] V. Lappas, “Attitude control for small satellites using control moment gyros,” *Acta Astronautica*, vol. 51, no. 1-9, pp. 101–111, 2002. [Online]. Available: <http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0094576502000899> 18, 19
- [16] S. Jayaram, “Design and analysis of nano momentum wheel for picosatellite attitude control system,” *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 81, no. 5, pp. 424–431, 2009. 18, 21, 22
- [17] G. . M. S. . H. A. Smet, Geert & Richardson, “Managing Reaction Wheel Microvibration on a High Resolution Eo Small Spacecraft,” *Conference proceedings of the 15th European Space Mechanisms & Tribology Symposium*, no. September, pp. 25–27, 2013. [Online]. Available: <http://www.esmats.eu/noordwijk/index.php> 20
- [18] S. Murugesan, “An Overview of Electric Motors for Space Applications,” *IEEE Transactions on Industrial Electronics and Control Instrumentation*, vol. IECI-28, no. 4, pp. 260–265, 1981. [Online]. Available: <http://ieeexplore.ieee.org/lpdocs/epic03/wrapper.htm?arnumber=4159575> 21
- [19] “Surrey Satellite Technology LTD, microwheels reaction wheel,” revisado: 4 de marzo de 2019. [Online]. Available: <http://www.sst-us.com/shop/satellite-subsystems/aocs> 22, 26
- [20] “Blue Canyon Tech, reaction wheels,” revisado: 4 de marzo de 2019. [Online]. Available: <http://bluecanyontech.com/reaction-wheels/> 22, 26
- [21] “New Space Systems, reaction wheels,” revisado: 4 de marzo de 2019. [Online]. Available: <http://www.newspacesystems.com/> 22, 26
- [22] “Astro und feinwerktechnik, reaction wheels,” revisado: 4 de marzo de 2019. [Online]. Available: <http://www.astrofein.com/astro-und-feinwerktechnik-adlershof/produkte/> 22, 26
- [23] “Rockwell Collins, reaction wheels,” revisado: 4 de marzo de 2019. [Online]. Available: <https://www.rockwellcollins.com/Products-and-Services/Defense/Platforms/Space/RSI-01-Momentum-and-Reaction-Wheel.aspx> 22
- [24] “Astro und feinwerktechnik, reaction wheels,” revisado: 4 de marzo de 2019. [Online]. Available: <http://bradford-space.com/products-aocs-reaction-wheel-unit.php> 22
- [25] “Next generation Spacesystems Technology Research Association, reaction wheels,” revisado: 4 de marzo de 2019. [Online]. Available: <https://makesat.com/en/products/reaction-wheel> 22
- [26] “Veronic Aerospace, reaction wheels,” revisado: 4 de marzo de 2019. [On-

- line]. Available: <https://www.vectronic-aerospace.com/product-category/reaction-wheel/> 22
- [27] “Tamagawa Seiki, reaction wheels,” revisado: 4 de marzo de 2019. [Online]. Available: <https://www.tamagawa-seiki.com/products/space/ta6494.html> 22
- [28] H. Froelich, R. & Papapoff, “Reaction wheel attitude control for space vehicles,” *IRE Transactions on Automatic Control*, vol. 4, no. 3, pp. 139–149, 1959. [Online]. Available: <http://ieeexplore.ieee.org/lpdocs/epic03/wrapper.htm?arnumber=1104897> 22
- [29] A. G. . K. H. K. Carrara, Valdemir & da Silva, “A Dynamic Friction Model for Reaction Wheels,” *1st IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems*, pp. 1–11, 2012. [Online]. Available: <http://www2.dem.inpe.br/hkk/2012/IAA-AAS-DyCoSS1-04-06-Adolfo.pdf> 22
- [30] R. Ismail, Zuliana & Varatharajoo, “A study of reaction wheel configurations for a 3-axis satellite attitude control,” *Advances in Space Research*, vol. 45, no. 6, pp. 750–759, 2010. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.asr.2009.11.004> 22, 23
- [31] “MICROCHIP ADVANCED PART SELECTOR, microchip,” revisado: 4 de marzo de 2019. [Online]. Available: <http://www.microchip.com/maps/microcontroller.aspx> 39
- [32] “3D Content Central, cad models,” revisado: 4 de marzo de 2019. [Online]. Available: <http://www.3dcontentcentral.es/> 49

A.1. Códigos de programación

A.1.1. Códigos del Tiva



```
RW_Acce2 | Energia 1.6.10E18
RW_Acce2
#include <Servo.h>

Servo RwX;
int val, pin_PWM=PA_6;
String inputString = "";
boolean stringComplete = false;
int signalPin=PA_2;
int count=0;
unsigned long RPM=0;
unsigned long t1=0,t2=0,T=0,rev=0;
int prevState = LOW, currentState;

void setup(){
  Serial.begin(9600);
  pinMode(signalPin, INPUT);
  RwX.attach(pin_PWM);
  RwX.write(50);
  Serial.print("Revoluciones");
  Serial.print(';');
  Serial.print("Tiempo (us)");
  Serial.print(';');
  Serial.print("Periodo");
  Serial.print(';');
  Serial.println("RPM");
  delay(5000);
}
```

```
void loop(){
  if (stringComplete) {
    val = inputString.toInt();
    val = map(val,0,100,0,179);
    RwX.write(val);
    inputString = "";
    stringComplete = false;
  }
  currentState = digitalRead(signalPin);
  if(currentState != prevState){
    count=count+1;
    if(count==10){
      rev=rev+1;
      t2=micros();
      T=t2-t1;
      RPM=60000000/T;
      Serial.print(rev);
      Serial.print(';');
      Serial.print(t2);
      Serial.print(';');
      Serial.print(T);
      Serial.print(';');
      Serial.println(RPM);
      t1=t2;
      count=0;
    }
  }
  prevState = currentState;
}

void serialEvent() {
  while (Serial.available()) {
    char inChar = (char)Serial.read();

    if (inChar == '\n'){
      stringComplete = true;
    }
    else{
      inputString += inChar;
    }
  }
}
```

```
TivaMaster_RW_Test1
#include <I2Cdev.h>
#include <Wire.h>

String inputString="";
boolean stringComplete=false;
int val,data[5], prevState = LOW, currentState;
unsigned int RPM=0, RPM1=0, RPM2=0;

void setup(){
  //Protocolos de comunicacion
  Wire.begin(); // join i2c bus (address optional for master)
  Serial.begin(9600); //RS232 9600 baud rate
}

void loop(){
  if (stringComplete) {
    val=inputString.toInt();

    //I2C transmission
    Serial.println("Empieza la transmision");
    wireMasterWrite(0x18,val);
    wireMasterRead(0x18,3);
    Serial.println("Fin de la transmision");

    //Reset variables
    inputString="";
    stringComplete=false;
  }
}

void serialEvent() {
  while (Serial.available()) {
    char inChar=(char)Serial.read();
    if (inChar=='\n'){
      stringComplete=true;
    }
    else{
      inputString+=inChar;
    }
  }
}

void wireMasterWrite(int slave,int val){
  Serial.print("Master escribiendo el byte: ");
  Serial.println(val);
}
```

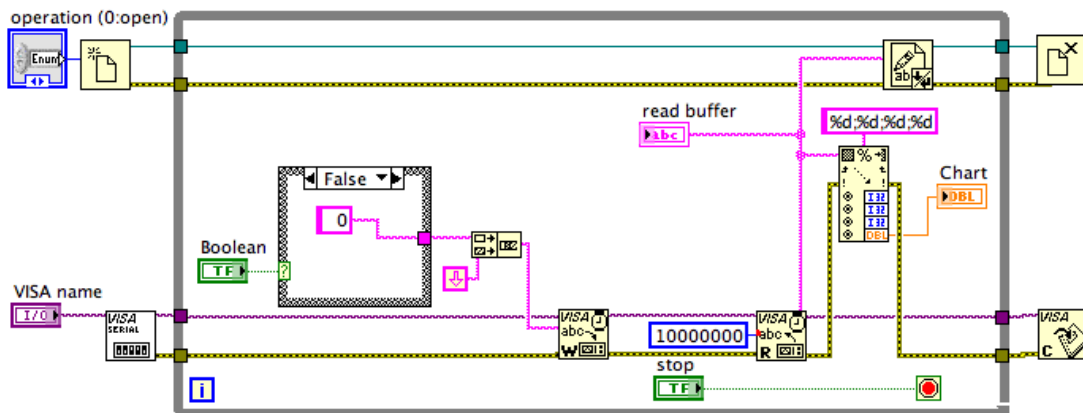
```
Wire.beginTransaction(slave); //Transmitir datos al esclavo 0x18
Wire.write(val);             //Enviar un byte
int error=Wire.endTransmission(); //Detener transmision
wireTransmission(error);
}

void wireMasterRead(int slave,int howMany){
  Serial.println("Master leyendo datos");
  Wire.requestFrom(slave,howMany); //Pedir datos al esclavo 0x18
  for(int i=0;Wire.available();i++){ //Obten datos
    data[i]=Wire.read();
  }
  if(howMany==1){
    Serial.print("El dato recibido es: ");
  }
  else{
    Serial.print("Los datos recibidos son: ");
  }
  for(int i=0; i<howMany; i++){
    if(i==0){
      Serial.println(data[i]);
    }
    else if(i==1){
      RPM1=data[i]<<8;
    }
    else if(i==2){
      RPM2=data[i];
      RPM=RPM1 + RPM2;
      Serial.println(RPM);
    }
  }
}
}
```



```
void wireTransmission(int error){
  switch(error){
  case 0:
    Serial.println("(0) Success.");
    break;
  case 1:
    Serial.println("(1) Data too long to fit in transmit buffer.");
    break;
  case 2:
    Serial.println("(2) received NACK on transmit of address.");
    break;
  case 3:
    Serial.println("(3) received NACK on transmit of data");
    break;
  case 4:
    Serial.println("(4) Otro error");
    break;
  }
}
```

A.1.2. Código de LabVIEW



A.1.3. Código de Mathematica

Needs["Units"];

Análisis de diseño

Cálculo del par necesario

Características del satélite

Inercia del satélite

Ms = Masa del satélite (kg) = 50 kg

bs = Lado del satélite (m) = 50 cm → Nota: El satélite se considera un cubo

Is = Inercia del satélite (Kg m²) = 2.08333 $\begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$ (Kg m²)

Ms = 50;

bs = 50 * 10⁻²;

Is = N[$\left(\frac{1}{12}\right)$ (bs² + bs²) (Ms)] * MatrixForm[{{1, 0, 0}, {0, 1, 0}, {0, 0, 1}}];

Aceleración del satélite

→ Slew rate o velocidad de giro ($^{\circ}/s$) = 3 $^{\circ}/s$

θ_s = Posición angular (rad) = 30 ($\pi/180$) (rad) → Nota: Tomar en cuenta una sola fase

t_d = tiempo de desplazamiento (s) = 10 s → Nota: Tomar en cuenta una sola fase

$\ddot{\theta} = \theta_a$ = Aceleración angular (rad/s²) = 0.020944 rad/s²

$\theta_s \text{Deg} = 30;$

$$\theta_s = \left(\frac{\theta_s \text{Deg}}{2} \right) \left(\frac{\pi}{180} \right) \text{Rad};$$

$t_d = 10;$

$$t = \frac{t_d}{2};$$

$$\theta_a = N \left[\frac{2 * \theta_s}{t^2} \right];$$

valor numérico

Par necesario

τ = par necesario (N) = 0.0436332 N

$$\tau = I_s * \theta_a;$$

Diseño de rueda inercial

Igualando fuerzas :

$$\tau = I_w \dot{\omega}_w = I_s \ddot{\theta}_s$$

$$\rightarrow I_w = I_s \left(\frac{\ddot{\theta}_s}{\dot{\omega}_w} \right)$$

Características de la rueda de reacción :

ω_a = Aceleración angular del rotor (rad/s²) = 204.7521 rad/s²

I_w = Inercia de la rueda de reacción (Kg m²) = 0.000213103 $\begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$ (Kg m²)

$\omega_a = 204.7521;$

$$I_w = I_s \left(\frac{\theta_a}{\omega_a} \right);$$

A.1.4. Códigos de MATLAB

```
Aceleration2.m * +
1 - clear all
2 - %tiempo acumulado
3 - x=[0;0.102191000000000;0.187658000000
4 - %rad/s
5 - y=[0.209439510000000;61.470496260000
6 - %Datos obtenidos
7 - figure
8 - plot(x,y,'g','Linewidth',2);
9 - hold on;
10 - %Polinomio n=8.
11 - %Velocidad
12 - u=polyfit(x,y,8);
13 - y1=polyval(u,x);
14 - plot(x,y1,'b','Linewidth',2);
15 - %Aceleración
16 - du=polyder(u);
17 - y2=polyval(du,x);
18 - plot(x,y2,'r','Linewidth',2);
19 - wa=max(y2)
```

```
ResultadosTesis.m * +
1 - clear all
2 - %Potencia
3 - x=(-30:10:30);
4 - %Tiva
5 - y1=[5727;5227;3644;0;1363;3639;4807];
6 - %Real
7 - y2=[5406;4824;3243;0;1257;3324;4443];
8 - %Datos obtenidos
9 - figure
10 - plot(x,y1,'r','Linewidth',2);
11 - xlabel('Potencia (%)')
12 - ylabel('RPM')
13 - hold on
14 - plot(x,y2,'y','Linewidth',2);
15 - hold off
16 - legend('Tiva','Osciloscopio')
```

A.1.5. Código PIC16F887

```

1  #include <16F887.h>
2  #include <string.h>
3  #include <stdlib.h>
4
5  #fuses XT,NOWDT,NOPROTECT
6  #use delay(clock=20Mhz)
7  #use I2C(MASTER, SCL=PIN_C3, SDA=PIN_C4, FAST=100000)
8  #use rs232(baud=9600,xmit=pin_c6,rcv=pin_c7,parity=N,bits=8)
9
10 int write_slave(int address, int *buffer, int n_read);
11 int read_slave(int address, int *buffer, int n_read);
12 void print_buffer(int buffer, int length);
13
14 char inChar, value[5]="0";
15 int8 i=0, i2c_ack=1;
16 int16 PWM[];
17 int8 value_read[1],value_write[1];
18
19 void main(){
20     output_high(pin_d1);
21     printf("Estoooooy viiiivoo!\r");
22     while(1){
23         while(kbhit()){
24             inChar=getc();
25             if(inChar!=0x00){ //0x00 para Proteus y '\n' para vida real
26                 PWM=atoi(value);
27                 value_write[0]=PWM;
28                 printf("Se escribio numero: %d\r", value_write[0]);
29                 i2c_ack=write_slave(0x30,value_write,1);
30                 while(i2c_ack==1){
31                     delay_ms(2);
32                     i2c_ack=write_slave(0x30,value_write,1);
33                 }
34                 i2c_ack=1;
35                 delay_ms(2);
36                 int8 val = read_slave(0x31,value_read,3);
37                 print_buffer(val,3);
38                 value="0";
39                 i=0;
40             }
41             else{
42                 value[i]=inChar;
43                 i++;
44             }
45         }
46     }
47 }
48
49 int8 write_slave(int address, int8 *buffer, int8 n_read){
50     int8 n_byte = 0;
51     int8 i2c_ack;
52     i2c_start();
53     i2c_write(address);
54     for(n_byte = 0; n_byte<n_read; n_byte++){
55         i2c_ack=i2c_write(buffer[n_byte]);
56     }
57     i2c_stop();
58     return i2c_ack;
59 }

```

A. APÉNDICES

```
60
61 int8 read_slave(int8 address, int8 *buffer, int8 n_read){
62     int8 n_byte = 0;
63     i2c_start();
64     i2c_write(address);
65     for(n_byte = 0;n_byte<2;n_byte++){
66         buffer[n_byte] = i2c_read();
67     }
68     buffer[n_byte]=i2c_read(0);
69     i2c_stop();
70     return buffer;
71 }
72
73 void print_buffer(int8 buffer, int8 length){
74     int8 n_byte=0;
75     for(n_byte = 0;n_byte<length;n_byte++){
76         printf("Se recibió el dato: %d\r",*(buffer+n_byte));
77     }
78 }
```


A.1.6. Código PIC16F819

```

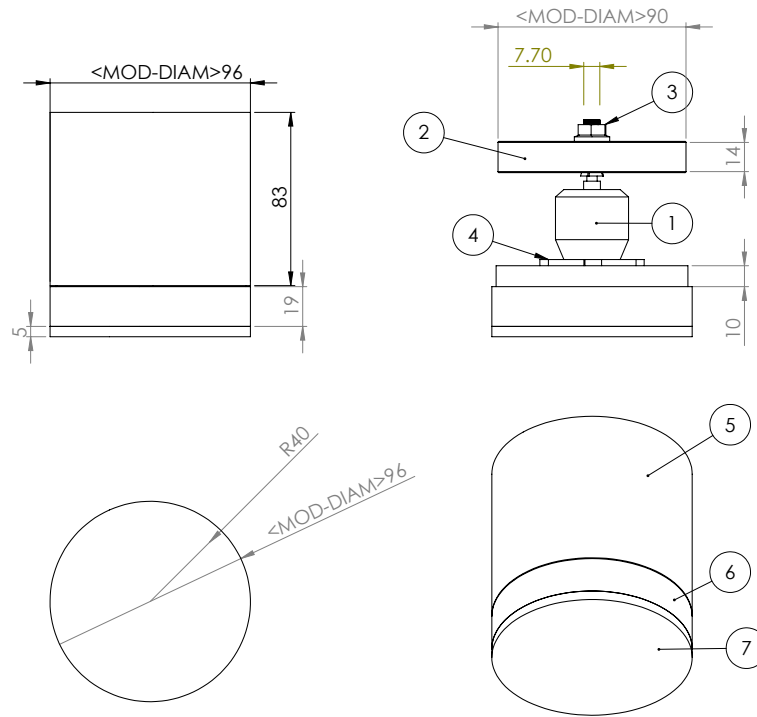
1  #include <16F819.h>
2  #include <math.h>
3
4  #fuses NOWDT,NOPROTECT,NOPUT,NOBROWNOUT
5  //use delay(clock=500kHz,internal) //Oscilador interno
6  #use delay(crystal=20MHZ)
7  #use I2C(SLAVE, SDA=PIN_B1, SCL=PIN_B4, ADDRESS=0x30, FAST=100000, FORCE_HW)
8
9  //Funciones
10 void configINT(void);
11 void initVar(void);
12 void calcPWM(void);
13
14 //Variables globales
15 int8 sndD[5],rcvdD[5],pastPWM;
16 unsigned int8 countTMR1;
17 unsigned int16 PWM, valTMR1,t1,t2,T,RPS;
18
19 //Interrupción en pin RB0
20 #INT_EXT
21 void CNV70_interrupt(){
22     t2=get_timer0();
23     T=t2-t1;
24     t1=t2;
25 }
26
27 //Interrupción del timer 0 ocurre cada 1.024ms y un incremento cada 0.004ms
28 #INT_TIMER0
29 void timer0_interrupt(){
30     set_timer0(236);
31 }
32
33 //Interrupción del timer1 ocurre cada 0.02ms
34 #INT_TIMER1
35 void timer1_interrupt(){
36     countTMR1++;
37     if(countTMR1==2){ //Espera 18ms
38         output_bit(PIN_B2,1);
39         valTMR1=65499;
40     }
41     else if(countTMR1==(2+PWM)){ //Bajo al % de PWM
42         output_bit(PIN_B2,0);
43         countTMR1=0;
44         valTMR1=20536;
45     }
46     set_timer1(valTMR1);
47 }
48
49 //Interrupción por I2C
50 #INT_SSP
51 void ssp_interrupt(){
52     int8 state;
53     state = i2c_isr_state();
54     if((state == 0x80) || (state == 0))
55     {
56         i2c_read(2); //Passing 2 as parameter, causes the function to read the SSPBUF without
57     }
58     if(state < 0x80) //Master is sending data
59     {
60         if(state == 0) //Received byte is data
61         {
62             rcvdD[0] = i2c_read();
63         }
64     }
65 }

```


A. APÉNDICES

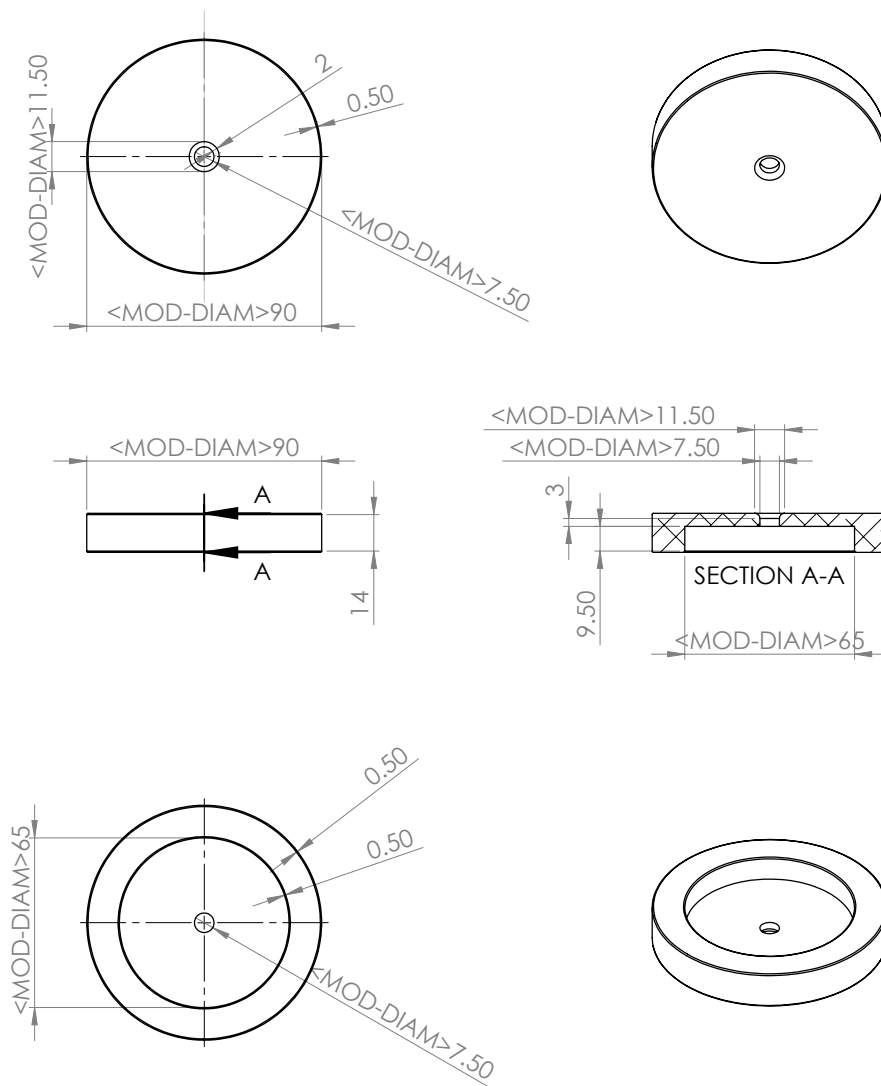
```
64     if(state == 1)
65     {
66         rcvdD[1] = i2c_read();
67     }
68 }
69 if(state == 0x80)           //Master is requesting data
70 {
71     i2c_write(sndD[0]);
72 }
73 if(state == 0x81)
74 {
75     i2c_write(sndD[1]);
76 }
77 if(state == 0x82)
78 {
79     i2c_write(sndD[2]);
80 }
81 }
82 }
83 void main (void){
84     set_tris_b((get_tris_b()) & (0xFB));
85     initVar();           //Inicializa variables
86     configINT();        //Configura interrupciones
87     while(1){
88         calcPWM();
89         RPS=(int)0.000001/T; //RPM=RPS/60
90     }
91 }
92 }
93 void initVar(void){
94     //Variables el TMR1
95     valTMR1=20536;
96     countTMR1=0;
97
98     //Variables PWM
99     rcvdD[1]=50;        //50%
100    pastPWM=0;
101
102    //Variables de RPM
103    t1=0;
104    t2=0;
105    T=0;
106    RPS=0;
107 }
108 }
109 void configINT(void){
110     //Configuración de interrupción de I2C
111     enable_interrupts(INT_SSP);
112
113     //Configuración del TMR0
114     setup_timer_0(RTCC_INTERNAL | RTCC_DIV_256);
115     set_timer0(236);
116     enable_interrupts(INT_TIMER0);
117
118     //Configuración del TMR1
119     setup_timer_1(T1_INTERNAL | T1_DIV_BY_1);
120     set_timer1(valTMR1);
121     enable_interrupts(INT_TIMER1);
122
123     //Configuración de interrupción externa
124     ext_int_edge(L_TO_H);
125     enable_interrupts(INT_EXT);
126
127     //Activar interrupciones
128     enable_interrupts(GLOBAL);
129 }
130 }
131 void calcPWM(void){
132     if(rcvdD[1] != pastPWM){
133         PWM=(int)(rcvdD[1]*0.62)+57;
134         sndD[0]=rcvdD[1];
135         sndD[1]=PWM;    //PWM_write;
136         sndD[2]=RPS;
137         pastPWM=rcvdD[1];
138     }
139 }
```

A.2. Planos de la rueda de reacción



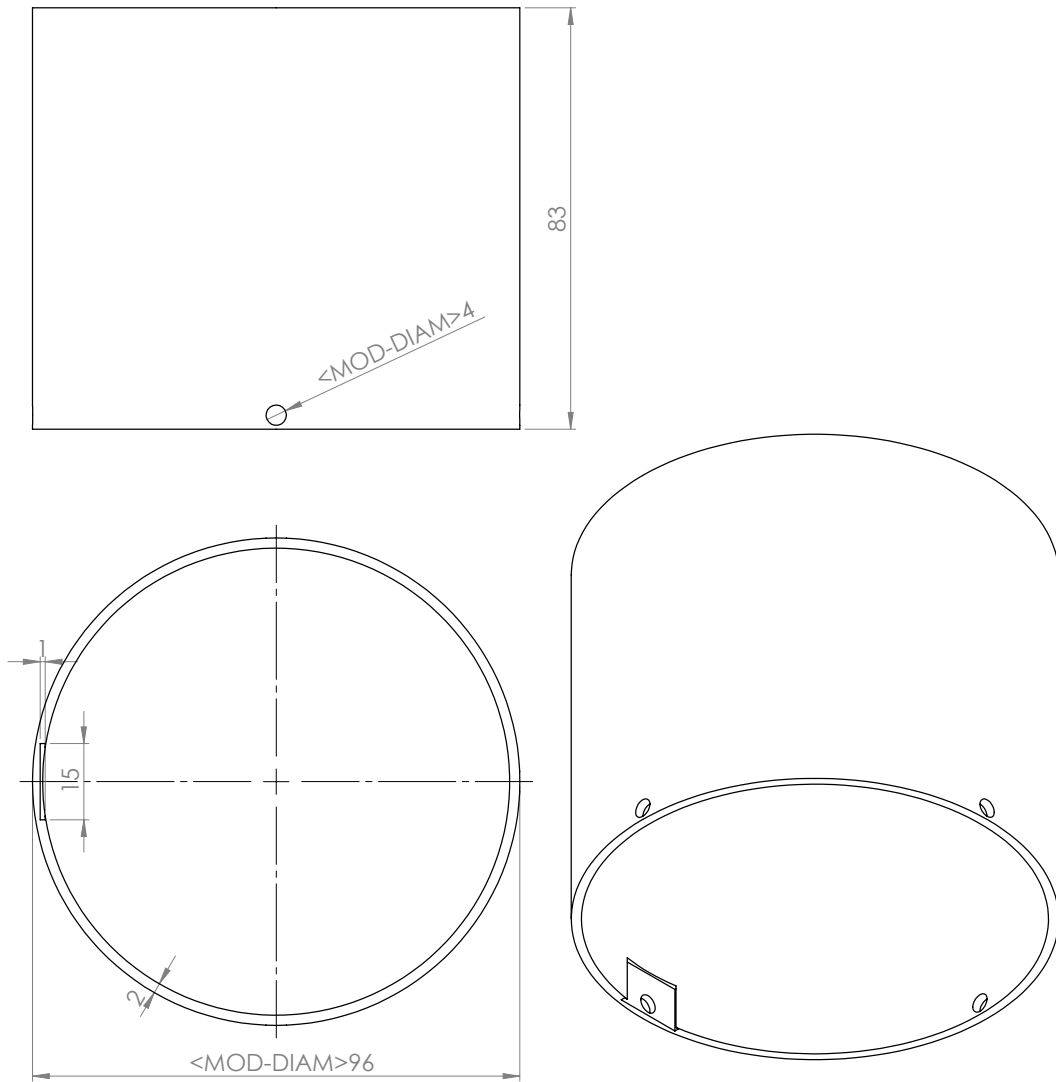
ITEM NO.	PART NUMBER	DESCRIPTION	QTY.
1	Motor	Tipo Brushless Turnigy D3536/9	1
2	Rueda de inercia	Aluminio familia 6000	1
3	Tuerca		1
4	Cruz de soporte	Incluye con el motor	1
5	Carcasa superior		1
6	Carcasa inferior		1
7	Tapa		1
8	Placa		1

"Rueda de inercia" (6)

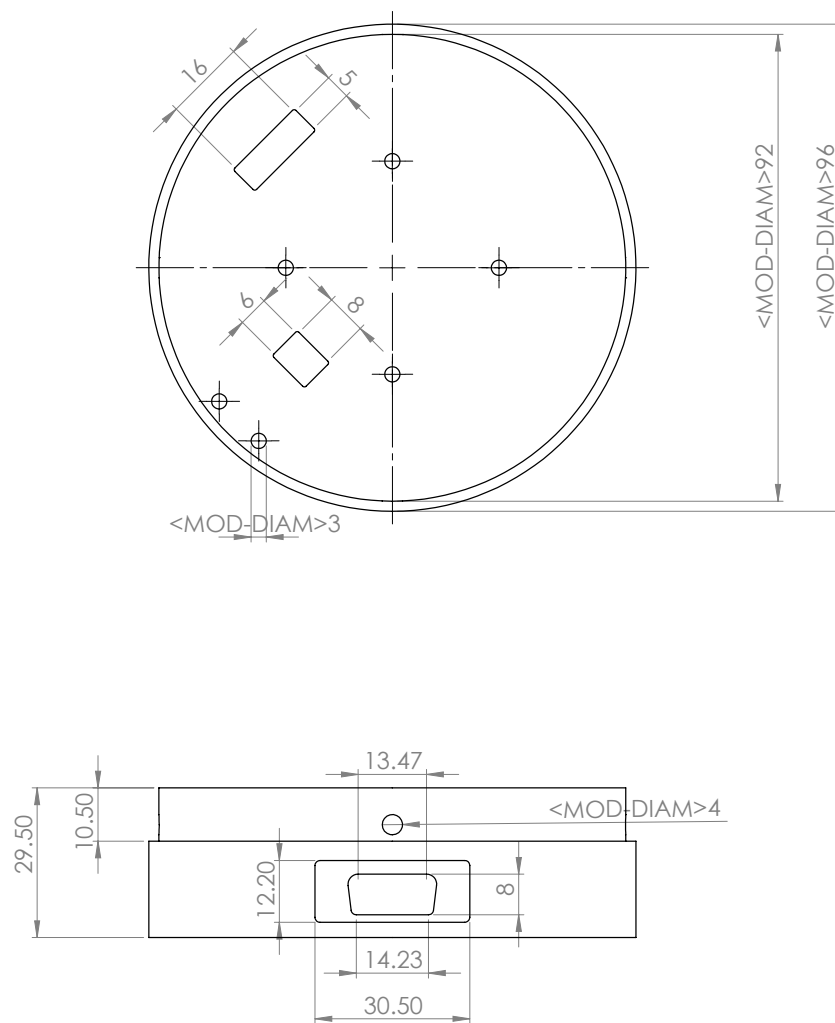


Nota: Todas las medidas están en mm.

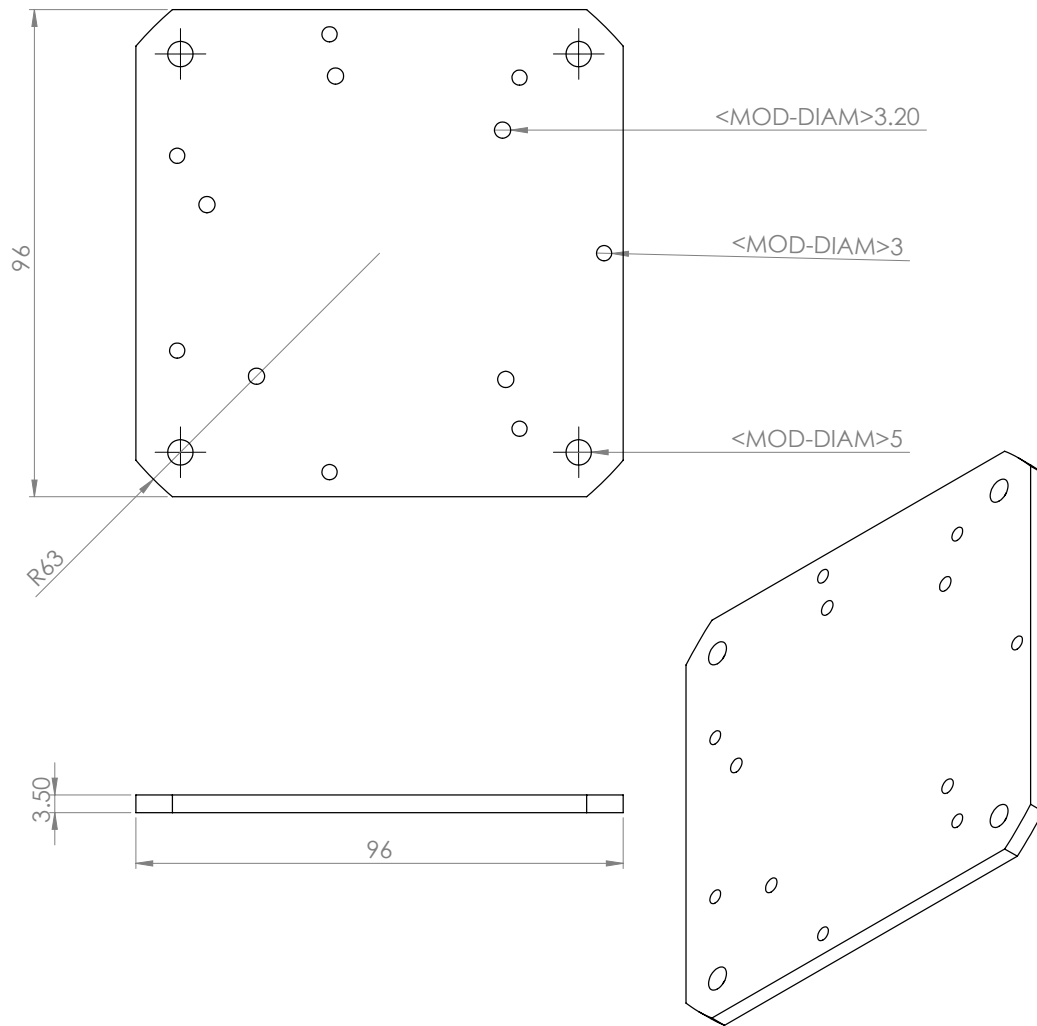
Carcasa superior (6)



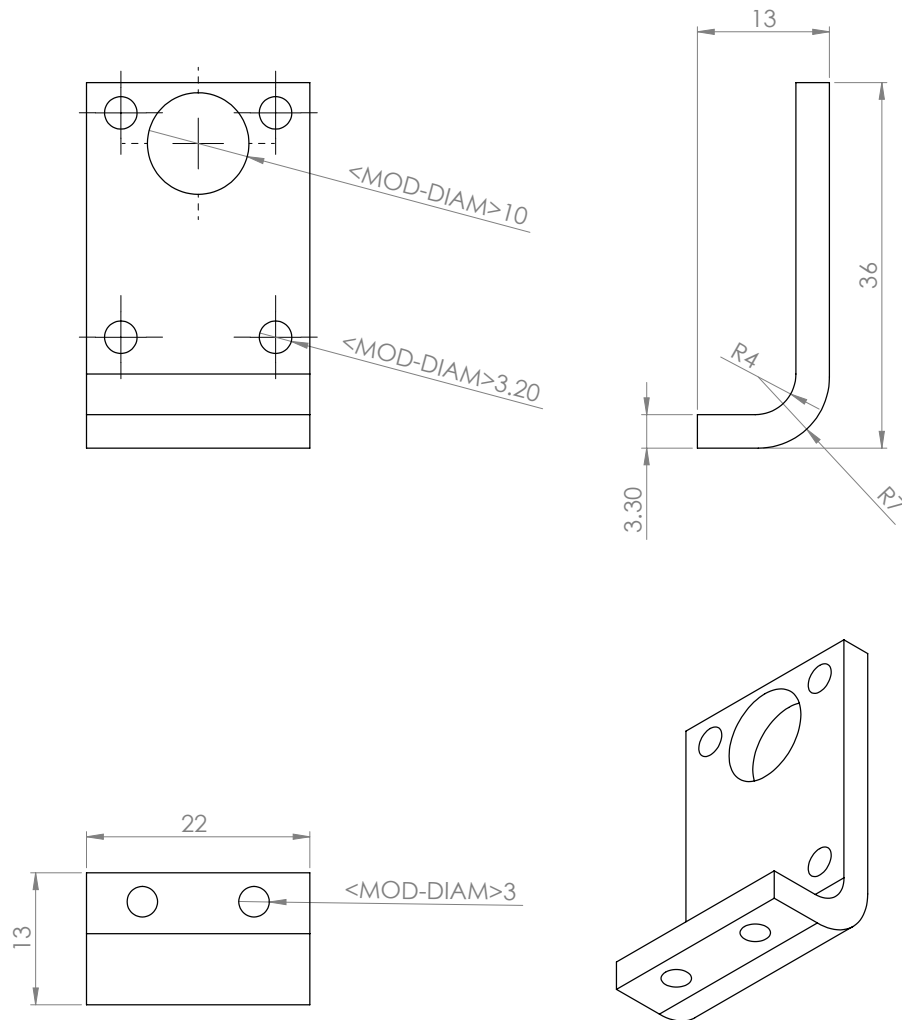
Carcasa inferior (6)



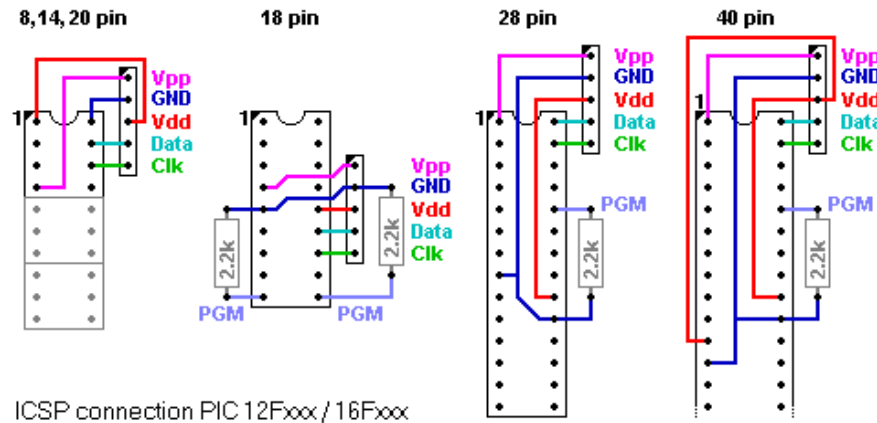
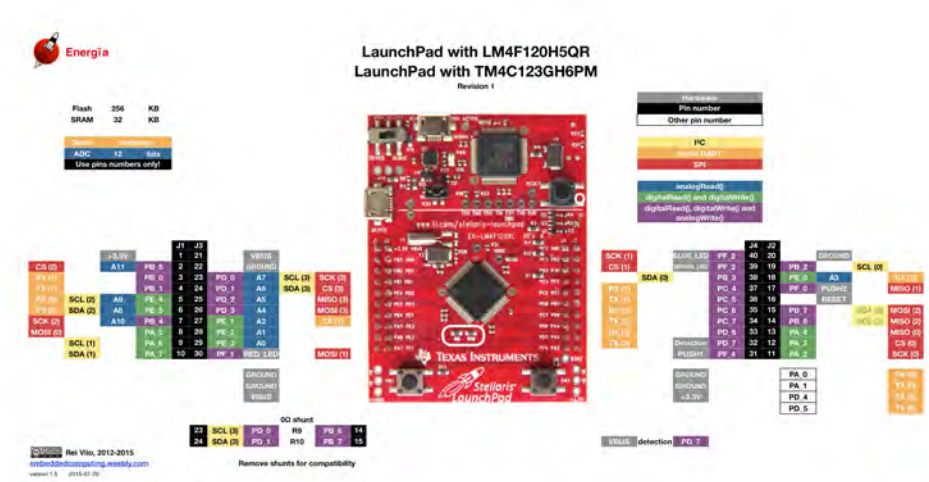
Base (6)



Soporte del sensor (6)



A.3. Hoja de datos





PIC16F818/819

18/20-Pin Enhanced Flash Microcontrollers with nanoWatt Technology

Low-Power Features:

- Power-Managed modes:
 - Primary Run: XT, RC oscillator, 87 μ A, 1 MHz, 2V
 - INTRC: 7 μ A, 31.25 kHz, 2V
 - Sleep: 0.2 μ A, 2V
- Timer1 oscillator: 1.8 μ A, 32 kHz, 2V
- Watchdog Timer: 0.7 μ A, 2V
- Wide operating voltage range:
 - Industrial: 2.0V to 5.5V

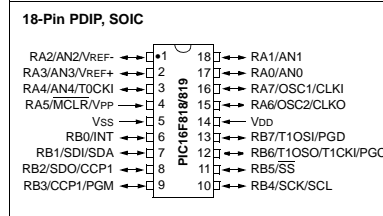
Oscillators:

- Three Crystal modes:
 - LP, XT, HS: up to 20 MHz
- Two External RC modes
- One External Clock mode:
 - ECIO: up to 20 MHz
- Internal oscillator block:
 - 8 user selectable frequencies: 31 kHz, 125 kHz, 250 kHz, 500 kHz, 1 MHz, 2 MHz, 4 MHz, 8 MHz

Peripheral Features:

- 16 I/O pins with individual direction control
- High sink/source current: 25 mA
- Timer0: 8-bit timer/counter with 8-bit prescaler
- Timer1: 16-bit timer/counter with prescaler, can be incremented during Sleep via external crystal/clock
- Timer2: 8-bit timer/counter with 8-bit period register, prescaler and postscaler
- Capture, Compare, PWM (CCP) module:
 - Capture is 16-bit, max. resolution is 12.5 ns
 - Compare is 16-bit, max. resolution is 200 ns
 - PWM max. resolution is 10-bit
- 10-bit, 5-channel Analog-to-Digital converter
- Synchronous Serial Port (SSP) with SPI (Master/Slave) and I²C™ (Slave)

Pin Diagram



Special Microcontroller Features:

- 100,000 erase/write cycles Enhanced Flash program memory typical
- 1,000,000 typical erase/write cycles EEPROM data memory typical
- EEPROM Data Retention: > 40 years
- In-Circuit Serial Programming™ (ICSP™) via two pins
- Processor read/write access to program memory
- Low-Voltage Programming
- In-Circuit Debugging via two pins

Device	Program Memory		Data Memory		I/O Pins	10-bit A/D (ch)	CCP (PWM)	SSP		Timers 8/16-bit
	Flash (Bytes)	# Single-Word Instructions	SRAM (Bytes)	EEPROM (Bytes)				SPI	Slave I ² C™	
PIC16F818	1792	1024	128	128	16	5	1	Y	Y	2/1
PIC16F819	3584	2048	256	256	16	5	1	Y	Y	2/1

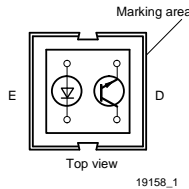


www.vishay.com

CNY70

Vishay Semiconductors

Reflective Optical Sensor with Transistor Output



DESCRIPTION

The CNY70 is a reflective sensor that includes an infrared emitter and phototransistor in a leaded package which blocks visible light.

FEATURES

- Package type: leaded
- Detector type: phototransistor
- Dimensions (L x W x H in mm): 7 x 7 x 6
- Peak operating distance: < 0.5 mm
- Operating range within > 20 % relative collector current: 0 mm to 5 mm
- Typical output current under test: $I_C = 1$ mA
- Emitter wavelength: 950 nm
- Daylight blocking filter
- Lead (Pb)-free soldering released
- Material categorization: For definitions of compliance please see www.vishay.com/doc?99912



RoHS COMPLIANT

APPLICATIONS

- Optoelectronic scanning and switching devices i.e., index sensing, coded disk scanning etc. (optoelectronic encoder assemblies).

PRODUCT SUMMARY				
PART NUMBER	DISTANCE FOR MAXIMUM CTR _{rel} ⁽¹⁾ (mm)	DISTANCE RANGE FOR RELATIVE I _{out} > 20 % (mm)	TYPICAL OUTPUT CURRENT UNDER TEST ⁽²⁾ (mA)	DAYLIGHT BLOCKING FILTER INTEGRATED
CNY70	0	0 to 5	1	Yes

Notes

- (1) CTR: current transfere ratio, I_{out}/I_{in}
 (2) Conditions like in table basic characteristics/sensors

ORDERING INFORMATION			
ORDERING CODE	PACKAGING	VOLUME ⁽¹⁾	REMARKS
CNY70	Tube	MOQ: 4000 pcs, 80 pcs/tube	-

Note

- (1) MOQ: minimum order quantity

ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS (T _{amb} = 25 °C, unless otherwise specified)				
PARAMETER	TEST CONDITION	SYMBOL	VALUE	UNIT
COUPLER				
Total power dissipation	T _{amb} ≤ 25 °C	P _{tot}	200	mW
Ambient temperature range		T _{amb}	- 40 to + 85	°C
Storage temperature range		T _{stg}	- 40 to + 100	°C
Soldering temperature	Distance to case 2 mm, t ≤ 5 s	T _{sd}	260	°C
INPUT (EMITTER)				
Reverse voltage		V _R	5	V
Forward current		I _F	50	mA
Forward surge current	t _p ≤ 10 μs	I _{FSM}	3	A
Power dissipation	T _{amb} ≤ 25 °C	P _V	100	mW
Junction temperature		T _j	100	°C

Rev. 1.8, 30-Jul-12

1

Document Number: 83751

For technical questions, contact: sensorstechsupport@vishay.com

THIS DOCUMENT IS SUBJECT TO CHANGE WITHOUT NOTICE. THE PRODUCTS DESCRIBED HEREIN AND THIS DOCUMENT ARE SUBJECT TO SPECIFIC DISCLAIMERS, SET FORTH AT www.vishay.com/doc?91000