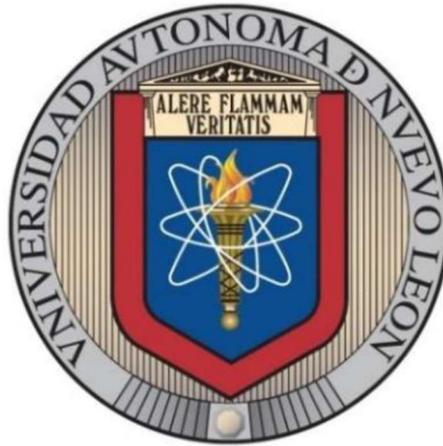


UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA



TESIS

**“BANCO DE PRUEBAS PARA EL ESTUDIO DE LA DINÁMICA
DE VUELO DE VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS EN TÚNEL
DE VIENTO”**

POR

M.I. CARLOS ANTONIO SANTANA DELGADO

**EN OPCIÓN AL GRADO DE DOCTOR EN
CIENCIAS DE LA INGENIERÍA AERONÁUTICA**

FEBRERO, 2020

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO



TESIS

**“BANCO DE PRUEBAS PARA EL ESTUDIO DE LA DINÁMICA
DE VUELO DE VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS EN TÚNEL
DE VIENTO”**

POR

M.I. CARLOS ANTONIO SANTANA DELGADO

**EN OPCIÓN AL GRADO DE DOCTOR EN
CIENCIAS DE LA INGENIERÍA AERONÁUTICA**

SAN NICOLÁS DE LOS GARZA, NUEVO LEÓN, MÉXICO.

FEBRERO DE 2020

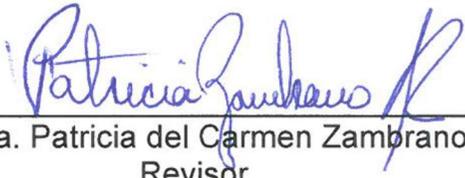
UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO

Los miembros del Comité de Tesis recomendamos que la Tesis "BANCO DE PRUEBAS PARA EL ESTUDIO DE LA DINÁMICA DE VUELO DE VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS EN TÚNEL DE VIENTO". Realizada por el M.I. Carlos Antonio Santana Delgado, con número de matrícula 1226530, sea aceptada para su defensa como opción al grado de Doctor en Ciencias de la Ingeniería Aeronáutica.

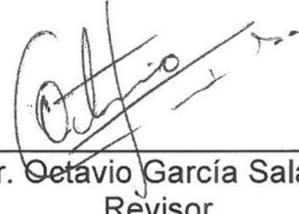
El Comité de Tesis



Dr. Luis Antonio Amézquita Brooks
Director



Dra. Patricia del Carmen Zambrano
Revisor



Dr. Octavio García Salazar
Revisor



Dra. Diana Hernández Alcántara
Revisor



Dr. Eduardo Liceaga Castro
Revisor

Vo. Bo.



Dr. Simón Martínez Martínez
Subdirector de Estudios de Posgrado



Dedicatoria

Dedico esta tesis a mi esposa Nora Nelly Silva Ramos, a mi hija Gabriela Sofia Santana Silva y a mi hijo Mateo Santiago Santana Silva.

Agradecimientos

Quiero agradecer a mi esposa Nora Nelly Silva Ramos por su apoyo moral, sentimental y económico durante todo el tiempo que llevo realizar esta aventura llamada Doctorado.

Quiero agradecer a mi asesor y director de tesis el Dr. Luis Antonio Amezcua Brooks por su apoyo y enseñanzas durante todos estos 4 años para lograr y llevar a buen término esta tesis.

Agradezco a la Dra. Patricia del C. Zambrano Robledo por su apoyo incondicional e invaluable durante estos años, ya que sin su apoyo esto simplemente no habría sido posible.

Agradezco al Dr. Octavio García Salazar por su apoyo y consejos en los momentos complicados en los últimos 4 años.

Doy las gracias al Dr. Eduardo Liceaga Castro por sus enseñanzas y confianza en este trabajo de tesis.

Agradezco a mi amigo y compañero el Dr. Daniel Librado Martínez por sus consejos y enseñanzas.

Doy las gracias a mi amigo y compañero el M.I. Roberto Covarrubias Favela por haberse tomado el tiempo de ir al CIIIA para apoyarme en la parte de instrumentación de los bancos de prueba.

Gracias al Ing. Miguel Ángel Orta Frías por su confianza y apoyo en lo referente a la construcción de las piezas necesarias para algunos de los bancos de prueba.

Y a todas esas personas que de una u otra manera me ayudaron a que este proyecto llegara a realizarse.

Y finalmente pero no menos importante quiero agradecer al Conacyt por la beca recibida y por el apoyo para la realización de los trabajos de la tesis al Proyecto FORDECYT Fortalecimiento de la Industria Aeronáutica en el Noreste de México.

Índice General

Dedicatoria

Agradecimientos

Resumen

Capítulo 1. Introducción

- 1.1 Antecedentes sobre el estudio de vehículos no tripulados.
- 1.2 Antecedentes sobre bancos de caracterización para túneles de viento (balanzas aerodinámicas).
- 1.3 Antecedentes sobre el estudio de sistemas de propulsión de micro vehículos aéreos no tripulados.
- 1.4 Hipótesis
- 1.5 Objetivos
 - 1.5.1 Objetivos Generales
 - 1.5.2 Objetivos Específicos

Capítulo 2. Bancos de pruebas.

- 2.1 Banco de un grado de libertad.
 - 2.1.1 Descripción del banco de pruebas.
- 2.2 Banco de pruebas de dos grados de libertad.
- 2.3 Banco de pruebas para mediciones Estáticas I.
- 2.4 Banco de pruebas para mediciones Estáticas II.
- 2.5 Banco de pruebas para mediciones Dinámicas.

Índice General

Capítulo 3. Aplicaciones

- 3.1 Caracterización del sistema de propulsión de multi-rotors.
 - 3.1.1 Modelo de un multi-rotor.
 - 3.1.2 Modos de vibración del banco de pruebas.
 - 3.1.3 Cuadri-rotor a caracterizar.
 - 3.1.4 Caracterización dentro de condiciones normales.
 - 3.1.5 Extensión del modelo nominal.
 - 3.1.6 Caracterización del sistema de propulsión en vuelo horizontal.
 - 3.1.7 Caracterización de las dinámicas transitorias de los motores eléctricos.
 - 3.1.8 Envolvente del sistema de propulsión.
 - 3.1.9 Integración del modelo extendido.
 - 3.1.10 Evaluación de las dinámicas transitorias de los motores en la dinámica de vuelo de CR.

Capítulo 4. Conclusiones y Trabajo Futuro

Capítulo 5. Referencias

Resumen

En este presente trabajo de tesis se presenta el diseño de varios bancos de prueba con la capacidad de medir variables que resultan útiles para el estudio de algunos elementos aerodinámicos. El desarrollo de los bancos de pruebas a diseñar estará basado en elementos tecnológicos apropiados para cada uno de los bancos. Dichos bancos, que se presentan en este trabajo, fueron diseñados para trabajar en un túnel de viento de circuito cerrado, el cual se encuentra en las instalaciones del Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica (CIIIA), perteneciente a la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica de la Universidad Autónoma de Nuevo León.

Algunos de los bancos de prueba están instrumentados de tal manera que no sólo se puede hacer adquisición de datos de las variables a medir, sino que también es posible actuar dichos bancos con base a las señales o variables obtenidas en las mediciones.

Las características de los bancos de prueba se plantearon a partir de una integración funcional y espacial de los distintos elementos mecánicos, eléctricos y la adquisición de datos para su posterior procesamiento y análisis. Estos elementos forman sistemas y sub-sistemas que son analizados con el fin de cumplir con los requerimientos necesarios para su aplicación [1].

A manera de ejemplo de la aplicación de los bancos de pruebas se presenta el desarrollo, caracterización y el desarrollo de nuevas aplicaciones para el sistema de propulsión de un micro-vehículo aéreo no tripulado. Los resultados obtenidos muestran que los bancos de prueba presentados en esta tesis son útiles para el desarrollo de nuevo conocimiento en el ámbito de la aeronáutica.

Capítulo 1. Introducción

1.1 Antecedentes sobre el estudio de vehículos aéreos no tripulados

El interés internacional y nacional por los Vehículos Aéreos No Tripulados (VANTs) nace debido al surgimiento de necesidades como la vigilancia remota, seguridad y de exploración; de tal manera que su utilización cotidiana se hace cada vez más una realidad, convirtiendo a estos dispositivos en una necesidad para diversos sectores de la sociedad [7-9]. En México la investigación y desarrollo en este rubro es muy limitada, aunque existen entidades como la Fuerza Aérea Mexicana y la Marina Nacional que han mostrado un alto nivel de interés en el área; tal y como se ha expresado en los Simposios Mexicanos de Vehículos no Tripulados, organizados por la Marina Nacional [10]. Considerando lo anterior, una de las líneas de investigación que se han establecido como prioritarias en el Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica (CIIIA) de la Universidad Autónoma de Nuevo León (UANL) es el desarrollo de conocimiento y tecnologías innovadoras orientadas a los VANTs.

Aunque en la actualidad el desarrollo de VANTs está viviendo un alto histórico, en la mayoría de los casos el proceso de diseño de estos vehículos no sigue un riguroso análisis teórico-experimental. Por ejemplo, el diseño muchas veces se realiza sin seguir un proceso de estudios y validaciones en túneles de viento, indispensables para diseñar aeronaves tradicionales. Por otro lado, el problema no sólo consiste en “migrar” los elementos teóricos-experimentales de las aeronaves tradicionales a los VANTs ya que estos últimos presentan características que no tienen las primeras. Por ejemplo, la ausencia de tripulación abre las posibilidades de realizar maniobras que nunca se considerarían en una aeronave tripulada. Otro aspecto de notable dificultad es la gran variedad de configuraciones en las que se presentan los VANTs, que van desde aeronaves de ala fija hasta vehículos con múltiples rotores, híbridos o bio-inspirados (por ejemplo, con alas batientes) que no

tienen un equivalente en las aeronaves tradicionales. No obstante, estas dificultades, existe la necesidad de caracterizar y estudiar a los VANTs para poder establecer criterios de diseño, evaluación y estandarización. Por ejemplo en EUA, la Federal Aviation Administration (FAA) cuenta ya con los primeros elementos de validación y certificación para VANTs tales como el documento de la FAA “Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems and Optionally Piloted Aircraft” publicado apenas en 2013 [11]. El hecho de que estos vehículos aún no se encuentren completamente estudiados ni estandarizados abre la oportunidad de generar conocimiento de punta más fácilmente que para aeronaves tradicionales. En este sentido, los estudios de dinámica de vuelo en túnel de viento son una de las herramientas fundamentales para determinar y validar las características de cualquier aeronave [12]. Actualmente, en México no se cuenta con la capacidad de realizar estudios de aerodinámica experimental a nivel de investigación básica. Esta carencia se debe principalmente a la falta de centros de investigación con la infraestructura necesaria y a la inexistencia misma de proyectos de investigación básica en este rubro.

Dentro del contexto anterior es notable que en el CIIIA se encuentren instalados dos túneles de viento, uno de ellos con características suficientes para realizar estudios de investigación básica. No obstante, el túnel de viento es sólo uno de los dos ingredientes indispensables para poder realizar estudios de dinámica de vuelo; el segundo elemento es un banco de pruebas (también conocido como balanza aerodinámica) que permita sujetar al modelo de prueba de manera adecuada y que cuente también con la instrumentación adecuada para registrar las variables de interés. Por otro lado, además del equipo en cuestión (es decir el túnel y la balanza) también es necesario desarrollar procedimientos experimentales y de análisis de datos, así como un marco teórico que permita utilizar los resultados de dentro del contexto de diseño de aeronaves o de validación de las características de aeronaves existentes.

1.2 Antecedentes sobre bancos de caracterización para túneles de viento (balanzas aerodinámicas)

Algunas técnicas y métodos aplicados al túnel de viento son presentadas en [2], haciendo énfasis en que los métodos que emplean un modelo oscilatorio o giratorio son los más importantes ya que son los más adecuados para medir derivadas dinámicas en condiciones de vuelo reales. Aunque la determinación de que banco o balanza es mejor está determinado por las características y necesidades específicas de los experimentos que el vehículo requiera. Tal y como se muestra en [2-3] que a pesar de ser el mismo túnel de viento y mismo modelo se requiere de dos dispositivos diferentes para hacer el estudio. Esto permite visualizar la importancia no sólo de las características del túnel de viento, sino que también son de suma importancia los dispositivos con los cuales se van hacer las mediciones y no sólo un dispositivo sino varios con diferentes aplicaciones.

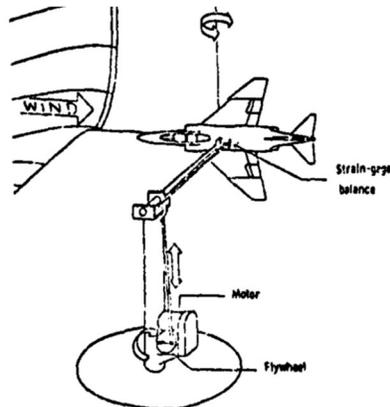


Figura 1. Dispositivo para la medición de fuerzas en Cabeceo (Pitching). Nasa Langley Full Scale Tunnel. Ref [2]

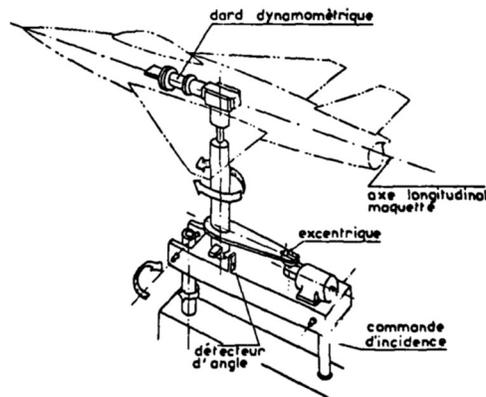


Figura 2. Dispositivo para la medición de fuerzas de Guiñada (Yaw). Onera Chalais-Meudon. Ref [2]

El primer aparato de oscilación forzada capaz de medir directamente la totalidad de la derivación de amortiguamiento, momento cruzado y momento de acoplamiento cruzado provocado por la inclinación y guiñada se construyó en NAE en 1973 [2]

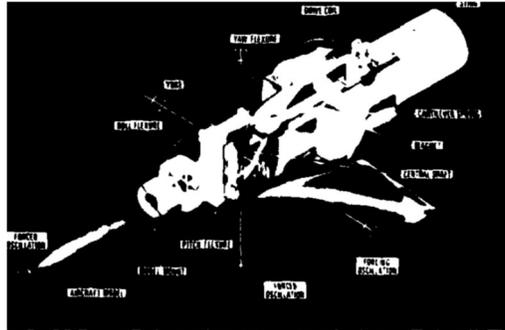


Figura 3. Aparato de oscilación forzada NAE ref [2].

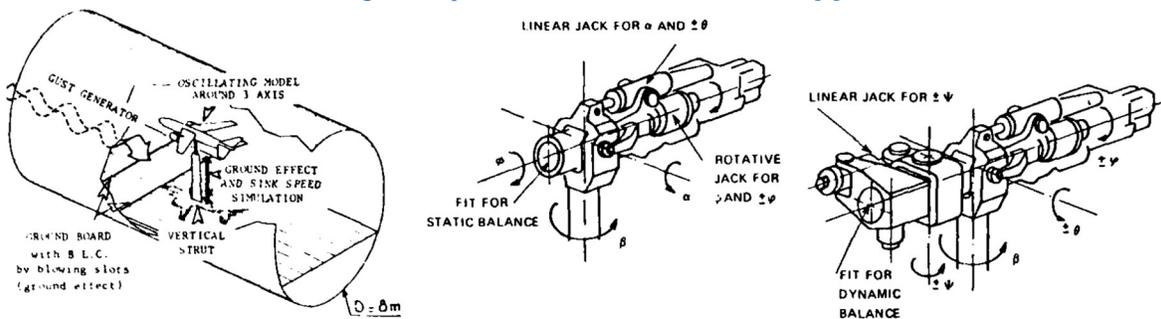


Figura 4. Aparato de oscilación forzada para Cabeceo, Guñada y Alabeo. Onera Modane Tunnel Si. Ref [4].

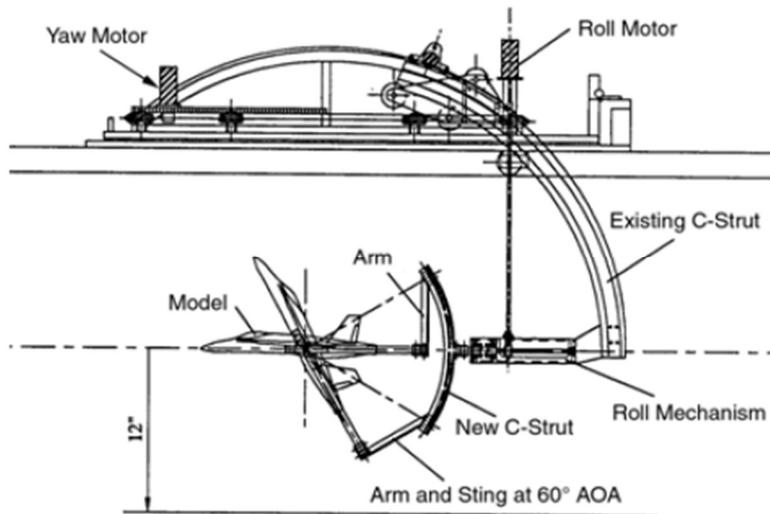


Figura 5. Modelo con soporte de 3 ejes, Eidetics Water Tunnel. Ref [5]



Figura 6. Modelo BWB con escala del 3% montado para pruebas estáticas en el túnel de viento subsónico de la NASA en Langley. Ref [6].



Figura 7. Modelo BWB con escala del 3% montado para pruebas estáticas en el túnel de viento subsónico de la NASA en Langley. Ref [6].

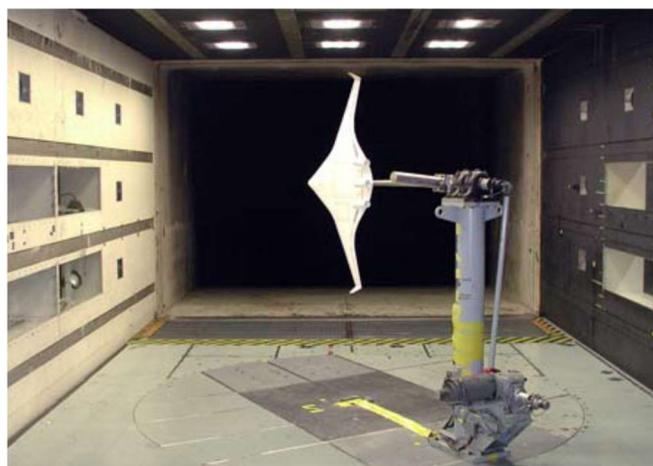


Figura 8. Modelo BWB con escala del 3% sometido a pruebas de oscilación forzada en el túnel de viento subsónico de la NASA en Langley. Ref [6].

Como se pudo observar en las diferentes imágenes mostradas, sobre todo en las últimas 3, se corrobora lo que ya se había mencionado anteriormente, que aún y teniendo el mismo modelo y el mismo túnel se requiere de dispositivos diferentes para lograr un estudio más completo o para encontrar las variables necesarias.

1.3 Antecedentes sobre el estudio de sistemas de propulsión de micro-vehículos aéreos no tripulados

Uno de los mayores retos al realizar estudios de aerodinámica experimental es el problema del escalamiento que se presenta debido a que el modelo de prueba por lo regular tiene que ser de un tamaño significativamente menor al vehículo real. Aunado a esto, se tiene el problema de que las velocidades alcanzables en los túneles de viento como los instalados en el CIIIA son bajas (60 m/s máximo). Debido a esto se presentan problemas de *similitud*; es decir, las mediciones obtenidas en el túnel de viento tienen que extrapolarse a condiciones muy diferentes a las que se tenían cuando se obtuvieron dichas mediciones [12].

Considerando lo anterior, el estudio de los *micro vehículos aéreos no tripulados* (MVANT) se hace atractivo ya que es posible utilizar modelos de prueba inclusive 1:1, eliminando los problemas de similitud aerodinámica.

Debido a lo anterior, en esta tesis se propone el estudio avanzado de un MVANT como caso de estudio de la aplicación de los bancos de prueba diseñados a lo largo de la misma. Como se verá a continuación, el estudio de MVANT utilizando esta estrategia se encuentra aún poco reportado y representa una gran área de oportunidad para generar nuevo conocimiento científico.

Los MVANT ha ganado atención en los últimos años no sólo para diversas aplicaciones tanto civiles como militares. Una gran diversidad de configuraciones multi-rotor han sido utilizadas como sistema de propulsión para estos vehículos. Aunque los cuadri-rotos tienen una de las configuraciones más comunes [13-15],

existen muchas otras no tan conocidas. Por ejemplo, en [16-18] se estudian diversas configuraciones con tres rotores, mientras que en [19] se presenta un vehículo con un sólo propulsor de ducto. Adicionalmente, existen otros sistemas de propulsión rotativa que se utilizan para los MVANT como los ciclo-cópteros presentados en [20]. Esta gran variedad de sistemas de propulsión introduce la necesidad de contar con herramientas de análisis y experimentación apropiadas. Aunque las propiedades típicas de los sistemas de propulsión basados en hélices ya son bien conocidos, su comportamiento en configuraciones no convencionales no lo son.

Por otro lado, para poder ajustar los diversos sistemas del vehículo normalmente se requieren vuelos de prueba. Sin embargo, una metodología de diseño adecuada demanda el uso de modelos y herramientas matemáticas adecuadas que permitan determinar las propiedades dinámicas del vehículo *antes* de realizar vuelos prueba reales. Esto permite reducir costos, mano de obra y riesgos. Así mismo, los sistemas de navegación y control, que son cruciales para asegurar la seguridad y confiabilidad, están íntimamente relacionados con los sistemas de propulsión [21-24]. Por ejemplo, el cuadri-rotor tradicional utiliza la estrategia de activación para sus rotores mostrada en la Figura 9. Es decir, para poder inducir el momento rotacional deseado (los dos primeros casos) o fuerza de elevación (tercer caso) las cuatro hélices se deben activar en un patrón específico. En contraste, nuevas configuraciones de cuadri-rotores requieren estrategias de activación diferentes aunque conserven el mismo número de rotores [21-24]. En este contexto queda claro que es necesario tener un conocimiento profundo del sistema de propulsión para ajustar los algoritmos de navegación del vehículo. El desconocimiento de este sistema incrementará el número de vuelos de prueba necesarios para poder realizar un buen ajuste de estos algoritmos.

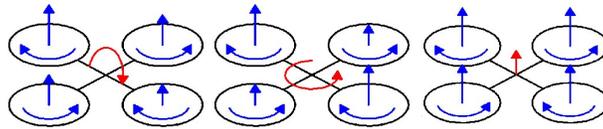


Figura. 9. Patrón de activación de las hélices de un cuadri-rotor convencional (una flecha indica una mayor velocidad de rotación)

Los sistemas de propulsión de los vehículos multi-rotors son uno de sus más complejos componentes debido a los numerosos fenómenos que se ven involucrados; tales como la aerodinámica, desbalances mecánicos y la geometría del vehículo. No obstante, dentro el contexto de los MVANT, el sistema de propulsión es aproximado por modelos sobre simplificados que ignoran importantes factores. Más aun, incluso para estos modelos simplificados no existe un procedimiento estandarizado para su caracterización. El procedimiento más comúnmente encontrado en la literatura consiste en caracterizar cada motor-hélice de manera individual y asumir que la suma de las propiedades individuales de todos los rotores es una representación adecuada del sistema de propulsión global [21-24]. Este procedimiento deja de fuera fenómenos importantes tales como la interacción entre las hélices y desbalances, los cuales al ser desconocidos puede ser dañinos para el desempeño fina del vehículo. Más aún, los efectos de la dirección y velocidad de desplazamiento de vehículo también han sido poco reportados.

Aunque las prácticas anteriormente descritas pudieran estar justificadas por que las dinámicas no modeladas pudieran ser despreciables, aún sería necesario verificar experimentalmente si este es el caso y bajo qué condiciones se cumple. Una opción para atacar el problema es estudiar de manera teórica y experimental todos y cada uno de los fenómenos físicos involucrados en el sistema de propulsión y combinar dicho conocimiento para proponer un modelo global. Esta metodología puede ser útil para ganar un conocimiento muy profundo del sistema de propulsión y sus propiedades. Sin embargo, involucra una inversión de recursos considerable. Otra estrategia consiste en tratar de caracterizar el sistema de propulsión completo a partir de las observaciones experimentales; es decir, una estrategia de modelado

fenomenológico. De esta forma se puede obtener un buen conocimiento global del desempeño final del sistema invirtiendo una cantidad de recursos y tiempo mucho menor. Debido a la naturaleza de los MVANT, que normalmente involucran menores recursos de inversión durante su etapa de diseño, el método de modelado fenomenológico resulta más atractivo. Resultados preliminares en este sentido se obtuvieron con uno de los bancos de pruebas diseñados a lo largo de esta tesis y se reportaron en [28]. En este reporte se mostró cómo es posible caracterizar el sistema de propulsión de un MVANT en condiciones estacionarias (sin considerar ráfaga de viento externas). Sin embargo, no se pudieron generar mayores conclusiones debido las condiciones estacionarias utilizadas.

El problema de modelado de hélices ha sido bien estudiado y existen modelos bien conocidos reportados en referencias clásicas tales como [30-31], [38-39]. Sin embargo, para el diseño de sistemas de navegación y control para los MVANT se prefiere el modelo simplificado mencionado anteriormente que tiene una estructura simplificada que desprecia los efectos del flujo de aire y donde cada hélice se caracteriza por separado. Así mismo en este modelo, denominado en esta tesis como el *modelo de propulsión tradicional* (MPT), la fuerza de empuje y arrastre de las hélices se modelan como mapeos lineales de la potencia del motor. En contraste, en [40] se caracterizó una sola hélice para MVANT en un túnel de viento y se encontró que las propiedades del flujo tienen un efecto significativo sobre las propiedades de la hélice. Esto muestra que existe la necesidad de mejores modelos para el diseño de sistemas de control y simulación dinámica de MVANT.

Dentro el contexto anterior, se encuentran reportados recientemente modelos mejorados del sistema de propulsión para MVANT. Algunos de estos modelos están basados en a la teoría clásica de hélices. Por ejemplo, en [41] se utiliza *CFD* (por sus siglas en inglés) para obtener las propiedades típicas de hélices de MVANT. Notables contribuciones se pueden encontrar en [42-45] donde se discute como aplicar la teoría clásica de hélices para los MVANT. En esos reportes los autores muestran que las características particulares de los MVANT, tales como bajo

número de Reynolds y altos ángulos de ataque, requieren atención especial. Sin embargo, debido a la complejidad numérica, es muy difícil integrar estos modelos con los modelos típicos de dinámica de vuelo (utilizados para el diseño de los sistemas de navegación). Por otro lado, también existen reportes de modelos de propulsión desarrollados deliberadamente para el diseño de controladores y la evaluación de la dinámica de vuelo de MVANT. Por ejemplo, en [46] se utilizan mapeos no-lineales del MPT, Sin embargo, se siguen ignorando las propiedades del flujo. Una contribución más reciente si considera estas propiedades mediante la utilización de la teoría de momento del elemento (BEM por sus siglas en inglés) [47]. Es notable en los dos casos antes mencionados la estructura del modelo de propulsión sigue siendo la utilizada en el MPT. Esto indica que la estructura de este modelo es preferida para las aplicaciones de diseño de controladores y de dinámica de vuelo.

En esta tesis se propone y estudia un nuevo modelo para el sistema de propulsión para los MVANT que considera las propiedades del flujo, denominado *modelo de propulsión mejorado* (MPM). Las nuevas propiedades del modelo pueden ser utilizadas para diversas aplicaciones antes no existentes. Por ejemplo, se propone un método para generar una envolvente para el sistema de propulsión. Esto es, el rango de operación dentro del cual puede operar el MVANT manteniendo las propiedades nominales en su sistema. Otro nuevo elemento del modelo propuesto aquí es el efecto que tienen las hélices cuando se encuentran inactivas durante el vuelo durante un vuelo horizontal. Esta es una condición nueva que ha sido poco estudiada pero que recientemente ha ganado popularidad en vehículos de despegue y aterrizaje vertical (VTOL por sus siglas en inglés) con configuraciones híbridas.

La mayoría de los MVANT que están diseñados para operar en condiciones estacionarias (esto es, en “hover”), son inestables en lazo abierto y requieren algoritmos de control que les brinden la estabilidad necesaria [28]. Estos sistemas de control se ven afectados por las variaciones y no-linealidades del sistema de

propulsión. Muchos de estos efectos son capturados por el nuevo modelo de propulsión propuesto en esta tesis. Para estudiarlos, en esta tesis se ha integrado dicho modelo con el modelo de dinámica de vuelo de un vehículo cuadri-rotor. Mediante esta integración se estudia el efecto que tienen las no-linealidades del sistema de propulsión realizando simulaciones digitales. En particular, se compara el desempeño dinámico del vehículo utilizando el MPT y el MPM. Otro importante factor que se estudia es el efecto que las dinámicas del motor eléctrico pueden tener sobre el desempeño del vehículo. Los resultados revelan que el MPM captura fenómenos clave que el MPT ignora.

1.4 Hipótesis

Es posible diseñar y construir bancos de pruebas para túneles de viento que permitan realizar experimentos de caracterización de los parámetros estándares de vehículos así como realizar estudios con configuraciones no convencionales.

1.5 Objetivos

1.5.1 Objetivos Generales

Diseñar bancos de prueba para medición de variables aerodinámicas que sean útiles para el estudio de los elementos aerodinámicos y de dinámica de vehículos. Utilizar uno de estos bancos para estudiar los elementos principales de un vehículo aéreo no tripulado.

1.5.2 Objetivos específicos

- 1) Diseñar un banco de pruebas ajustable para mediciones estáticas de fuerzas aerodinámicas.
- 2) Diseñar un banco de pruebas ajustable para mediciones dinámicas.
- 3) Utilizar algunos de los bancos de pruebas para estudiar vehículos en dos sentidos: a) para caracterización de los parámetros estándares de los vehículos, b) para proponer elementos innovadores de estudio de los vehículos.

Capítulo 2. Bancos de prueba

Los diseños mecánicos de las diferentes plataformas o bancos de prueba que a continuación se presentan se desarrollaron haciendo uso del software de diseño SolidWorks™. Y tal como se mencionó en párrafos anteriores dichos bancos son para trabajar en un túnel de viento de circuito cerrado que cuenta con un área de pruebas con las siguientes dimensiones: el área de la sección transversal cuenta con 1m de alto por 1m de ancho y el largo de la cámara de pruebas es de 1.5m.



Figura 10. Túnel de viento de circuito cerrado en las instalaciones del CIHA.



Figura 11. Sección de área de pruebas del túnel de viento de circuito cerrado

2.1 Banco de un Grado de Libertad.

El diseño del siguiente banco de pruebas se buscaba tener una plataforma en la que se pudiera tener la capacidad de medición de parámetros aerodinámicos básicos de forma estática a través de la implementación de una celda de carga que tuviera los atributos para obtenerlos.

La construcción del banco se manufacturo casi en un 100% con perfiles de aluminio extruido tipo Bosch® Rexroth®, ya que la implementación de este tipo de perfiles tiene la ventaja de que no es necesario contar con un taller o herramientas sofisticadas para poder ensamblarlos, también tienen la ventaja que al sólo necesitar unos cuantos tornillos para su ensamble, permite que se pueda cambiar la configuración de los mecanismos si un esfuerzo o conocimiento amplio en mecánica.



Figura 12. Ejemplo de algunos perfiles tipo Bosch®Rexroth®

La cámara de pruebas del túnel de viento mencionado anteriormente está construida con marcos de acero estructural pero las paredes son de hojas de policarbonato de 16mm. Además de que el acceso a la cámara de pruebas es por la parte superior del mismo, lo cual dificulta el acceso a la misma. Esta es otra de las razones por las cuales se decidió usar este tipo de perfiles ya que como se usaría dentro de la sección de pruebas se necesitaba un diseño ligero, seguro y fácil de armar o desarmar en caso de ser necesario.

Las características discutidas anteriormente le dan al banco una facilidad de portabilidad lo que ayuda no sólo poder hacer uso del mismo dentro del túnel de viento sino también a poder hacer uso de la plataforma fuera del túnel; como por ejemplo en las instalaciones de los laboratorios de trabajo.

2.1.1 Descripción del Banco de Pruebas.

El banco estará provisto de un transductor de la familia ATI® Mini40 (Figura 13) por lo cual una de las partes más importantes del diseño era el montaje del transductor con la estructura propia del banco y que permitiera el ensamble de las herramientas necesarias para el montaje del vehículo.

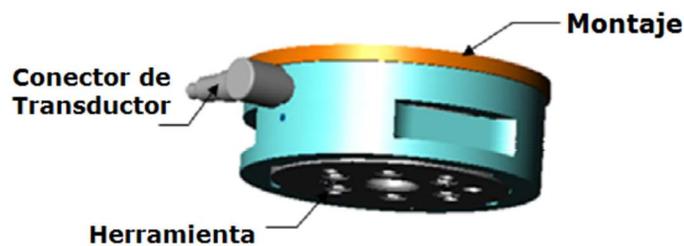


Figura 13. Modelo 3D del transductor.

Para el ensamble del transductor-estructura y transductor vehículo se tomó en cuenta el diseño proporcionado por el fabricante ya que el transductor está provisto de barrenos y roscas para este fin. Es decir, teniendo en cuenta que dichos barrenos y roscas están orientadas de tal forma que, al momento de diseñar las piezas que harían la unión entre las diferentes partes de la plataforma, los barrenos deberían quedar alineados con los ejes de medición del transductor y con los del vehículo para poder obtener una referencia de medición de las fuerzas y momentos.

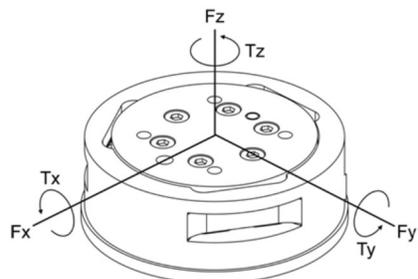


Figura 14. Representación de los vectores de fuerza y torque del sensor.



Figura 15. Modelo 3D del Banco de pruebas

Aunque en la Figura 15 se muestra el banco en su vista isométrica, en la Figura 16 se muestra en su vista frontal haciendo notar una de las características de este banco, la cual es que tiene la capacidad de que el perfil vertical puede variar su ángulo con respecto a la vertical esto con la finalidad de poder variar el ángulo de incidencia con respecto al flujo de viento en la cámara de pruebas del túnel.

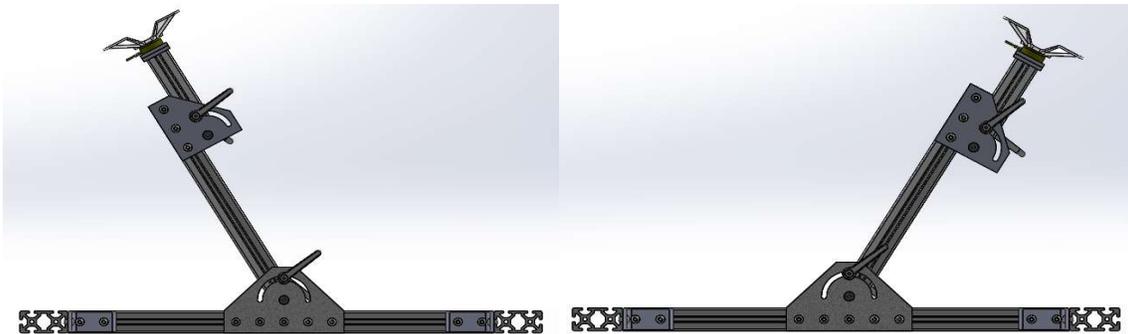


Figura 16. Vista frontal del banco, mostrando la variación del ángulo con respecto al flujo del viento.

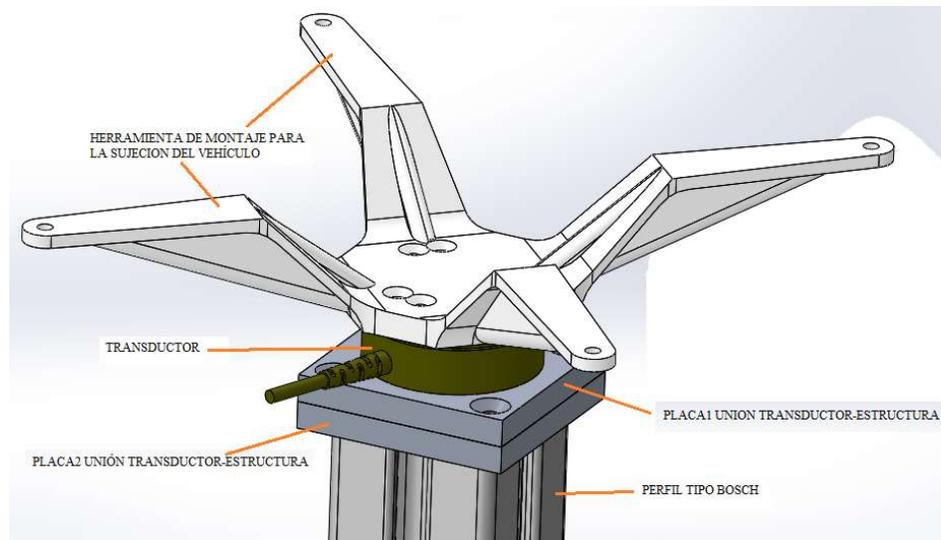


Figura 17. Montaje del sistema de sujeción.

En la Figura 17 se muestra el ensamble del sistema de sujeción de algunas de las partes que conforman el banco, nótese que en las últimas imágenes aparece una pieza que en la Figura 17 lleva el nombre de “Herramienta de montaje para la sujeción del vehículo” se hace la aclaración de que dicha pieza se ha puesto sólo de referencia ya que ésta pieza puede ser intercambiada por otro componente o pieza que sea requerido según las necesidades ya que cada objeto o vehículo cuenta con formas o dimensiones diferentes; sería imposible diseñar una pieza o artefacto donde se pudieran colocar todos. Por ejemplo, la herramienta de montaje mostrada en la Figura 17 es para la sujeción de un cuadri-rotor.

En las siguientes Figuras 18 y 19 se muestran dos diseños o piezas denominadas como *herramientas de sujeción*. Cada una de ellas está diseñada para el montaje de dos vehículos diferentes; tales como un tri-rotor sólo por mencionar un ejemplo. Esto demuestra la versatilidad que este banco ofrece para la realización de pruebas estáticas en el túnel de viento.

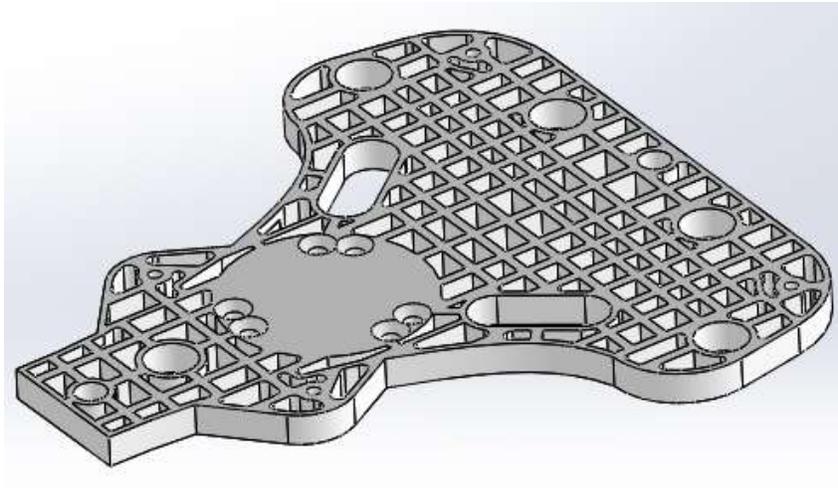


Figura 18. Herramienta de montaje para la sujeción de un Tri-Rotor

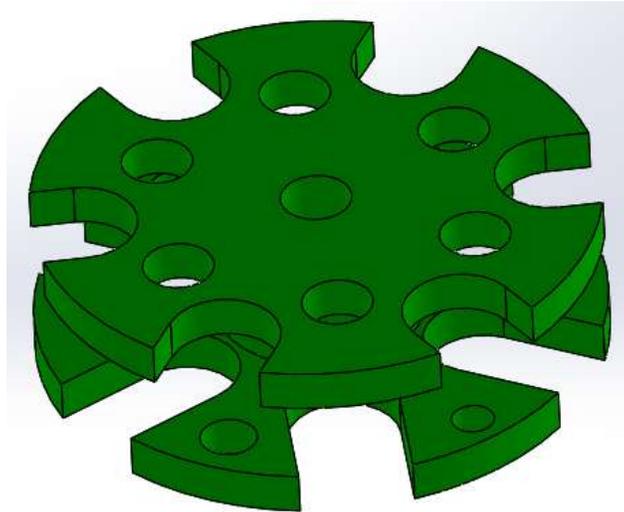


Figura 19. Herramienta de montaje para la sujeción de una sonda.

2.2 Banco de pruebas con dos grados de libertad

La principal característica del este banco de pruebas es que cuenta con la capacidad de poder medir la posición del vehículo u objeto en dos ángulos diferentes, a estos ángulos les llamaremos: ángulo de guiñada y ángulo de cabeceo haciendo referencia a los ángulos de giro de una aeronave convencional. Esto considerando que los ángulos que mide el banco están referenciados con respecto a la dirección de flujo del túnel de viento.

A diferencia del banco de prueba de un grado de libertad este banco no tiene *movimientos* traslacionales asociados al cambio de orientación y tampoco hace medición de fuerzas y momentos ya que sólo está provisto de encoders para saber la posición angular de los ejes de giro que corresponden con los ángulos de giro de guiñada y cabeceo.

En esta sección sólo se muestran imágenes de los diferentes componentes y piezas del banco de prueba (Figuras 20 y 21). En la sección de aplicaciones se mostrará y describirá un pequeño ejemplo de sus posibles usos y aplicaciones. La estructura de este banco de pruebas también está hecha con perfiles tipo Bosch®Rexroth®. En la sección anterior ya se explicó el motivo para el uso de este tipo de perfiles. Algunas de las piezas están fabricadas en aluminio 6061 T6 y el resto de las piezas se fabricaron haciendo uso de la tecnología de manufactura aditiva, en material PLA (ácido poliláctico).

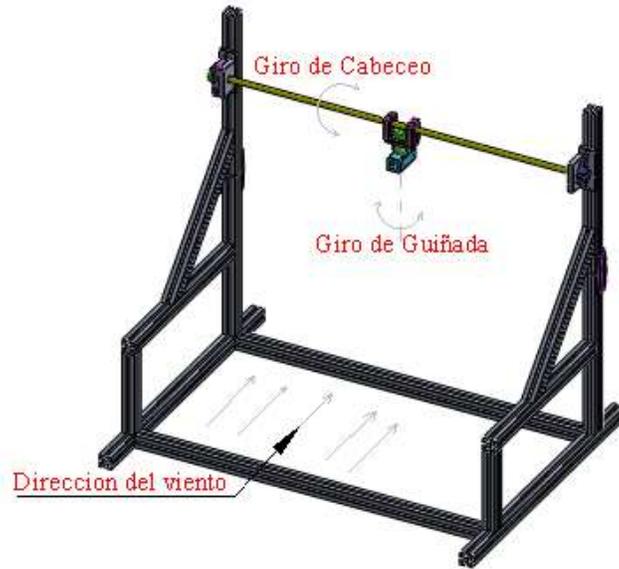


Figura 20. Banco de prueba de para la medición angular de dos grados de libertad.

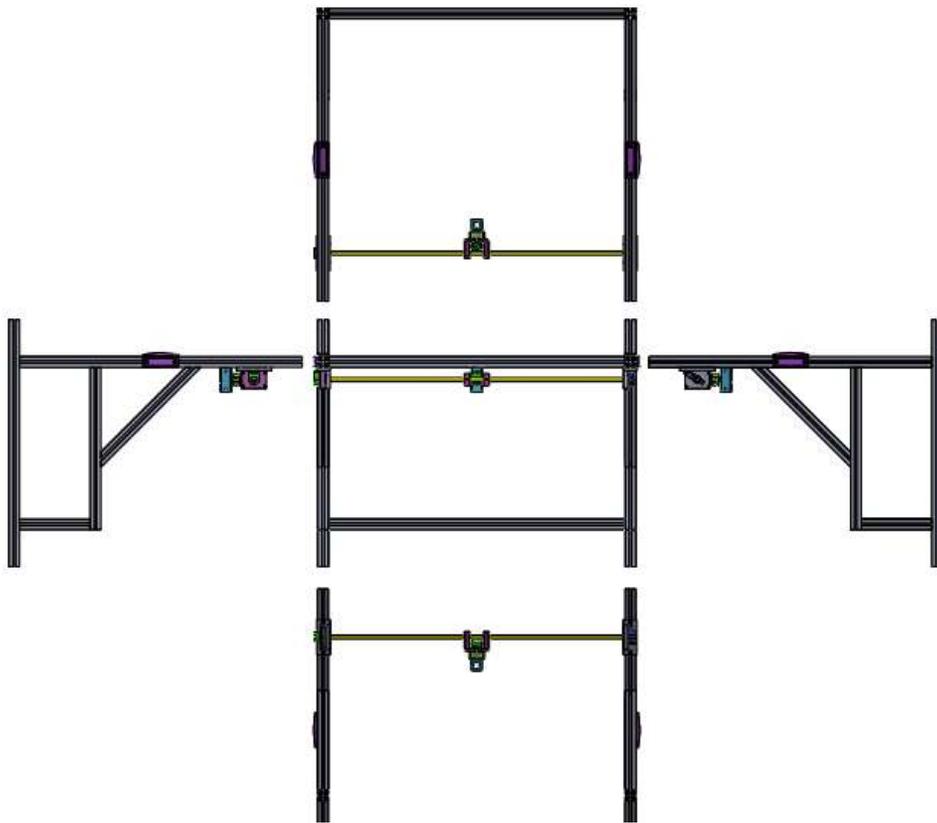


Figura 21. Vistas del banco de prueba.

El funcionamiento de las piezas en la Figura 22, que constituye el elemento más importante del banco de pruebas, se presenta a continuación:

literatura. El diseño de este banco surge por la necesidad de poder tener u ofrecer una configuración más económica que los anteriores eso debido a que los bancos de los que anteriormente se habló requieren de equipo de sensores y de equipo de adquisición de datos que no son de fácil acceso por sus altos costos. Debido a esto se decidió trabajar en el diseño e implementación de esta plataforma para ser utilizada en trabajos de investigación o en trabajos con fines educativos sin que eso signifique que la plataforma no se es capaz de realizar trabajos de precisión o de obtención de datos significativos. Otra de las razones por lo cual se decidió desarrollar este diseño es porque los sensores utilizados en los bancos anteriores son de mucha precisión, pero con un rango de fuerza y momento limitado, lo cual limita su campo de aplicación.

El diseño del presente banco se fundamenta en el uso de celdas de carga convencionales en un arreglo tal que haciendo uso de la plataforma se pueden obtener mediciones de fuerza traslacional en el rango de los 500N en los tres ejes. El arreglo de la sección de medición de las fuerzas está constituido por un arreglo de tres celdas de carga dispuestas de tal manera que es posible medir fuerzas en los tres ejes perpendicularmente entre sí.

Este arreglo o disposición de las celdas permite, una vez ya instaladas en el túnel de viento, que dos de los tres ejes perpendiculares queden paralelos a lo que convencionalmente denominamos *fuerza de sustentación* (Lift en inglés) y *fuerza de resistencia al avance* (Drag en inglés). Con el tercer eje de fuerzas disponible se pueden medir cargas laterales ya que en algunos vehículos se pueden producir dicha fuerza aerodinámica.

A continuación, en la Figura 23 se muestra el ensamble del arreglo de las tres celdas. La ceda de carga que se utilizó en la configuración del arreglo es una celda TEDEA 1022. De decidió usar esta celda primeramente por su bajo costo y segundo y razón más importante, porque tiene un rango de carga que va de los 3kg hasta los 200kg.

Esto es importante porque el diseño del arnés de las celdas permite intercambiar las celdas originales por otras de mayor capacidad sin la complicación de modificar el diseño principal o de las piezas secundarias. Esto es posible porque el diseño de la celda TEDEA 1022 está estandarizado y puede cambiar de rango de carga sin cambiar sus dimensiones. Esto se traduce en que el banco de pruebas estaría disponible su uso en un rango muy amplio. (30N-2000N) por cada uno de los 3 ejes.

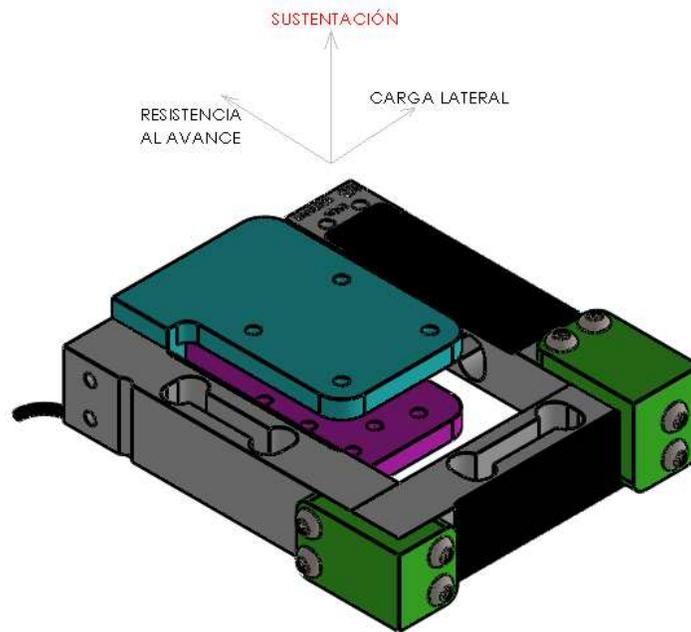


Figura 23. Ensamble del arreglo de las celdas TEDEA 1022.

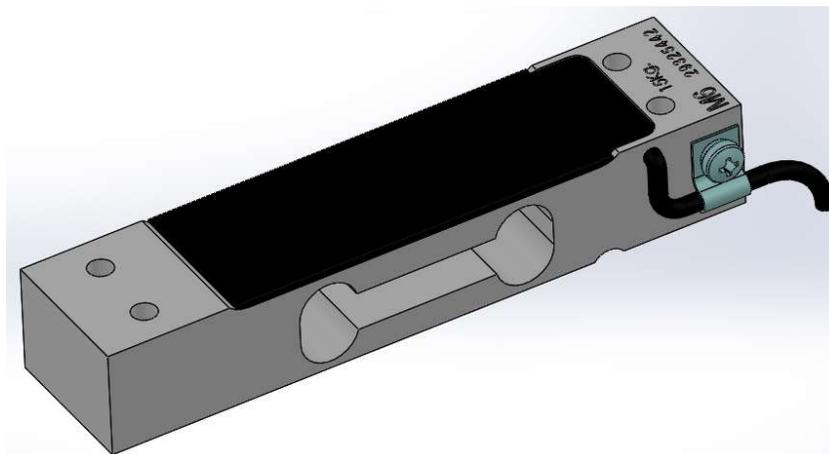


Figura 24. Celda TEDEA 1022 con capacidad de carga de 15kg.

Otra de las características que hace diferente a este banco de pruebas es que, a diferencia de los anteriores, no presenta la dificultad de que se tiene que instalar dentro del túnel de viento; así mismo, tampoco es necesario el acceso por la parte superior de la cama de pruebas. Esto es debido a que después de ver las dificultades antes mencionadas se decidió modificar el área de pruebas del túnel de viento para que tuviera un acceso en la parte inferior, así de esta forma ya no es necesario que una persona tuviera que estar dentro de la cámara de pruebas para la instalación del banco de pruebas o de los ajustes mecánicos o electrónicos que este requiriera.

Otro aspecto importante del banco es que cuenta con dos arreglos o ensambles de celdas esto con la finalidad de que los datos obtenidos de las mediciones de un arreglo puedan ser promediados con las mediciones del segundo arreglo para obtener una medición más certera.

Los datos de la medición de las celdas se obtienen mediante el uso de sistemas de medición comerciales NSGP/NSHF.



Figura 25. Indicador de masa NSGP/NSHF

Una de las desventajas que puede presentar el uso de este tipo de sistemas es que se requiere un equipo por cada celda que se tenga, o en su caso un equipo de medición por cada eje que se desee medir.

En la Figura 26 se muestra el modelo CAD de los dos ensambles en la configuración que sería usada para instalarse en el túnel de viento. La Figura 27 muestra una imagen del arreglo de celdas de manera real y montadas en la placa que va unida a la estructura que va debajo de la sección de pruebas del túnel de viento.

Finalmente, la Figura 28 muestra el diseño CAD de una de las posibles configuraciones de uso del banco de pruebas.

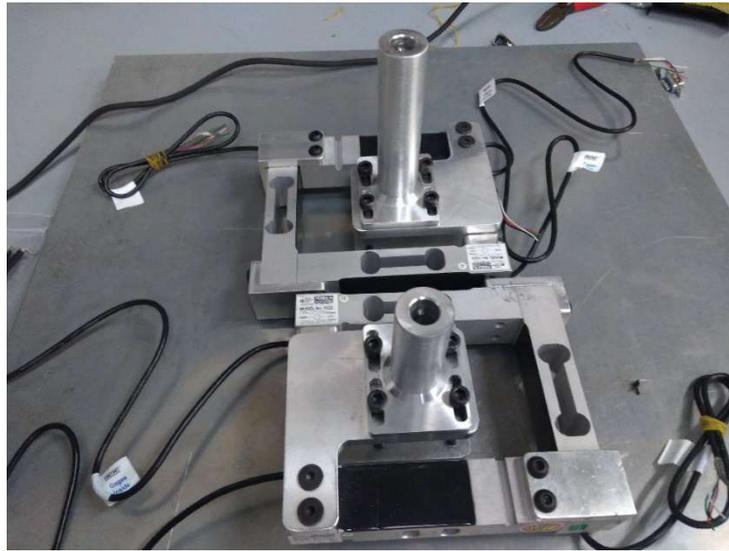


Figura 26. Modelo 3D de la configuración ya listo para su uso.

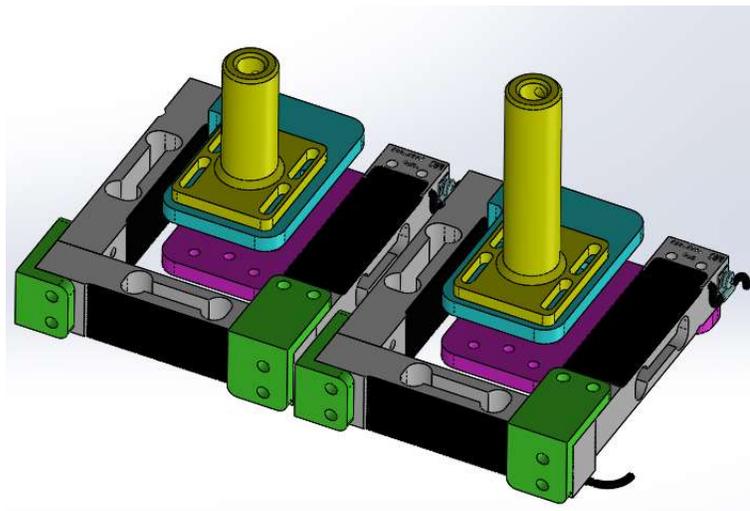


Figura 27. Arreglo de celdas ya instaladas en la placa, listas para su instalación en el túnel de viento.

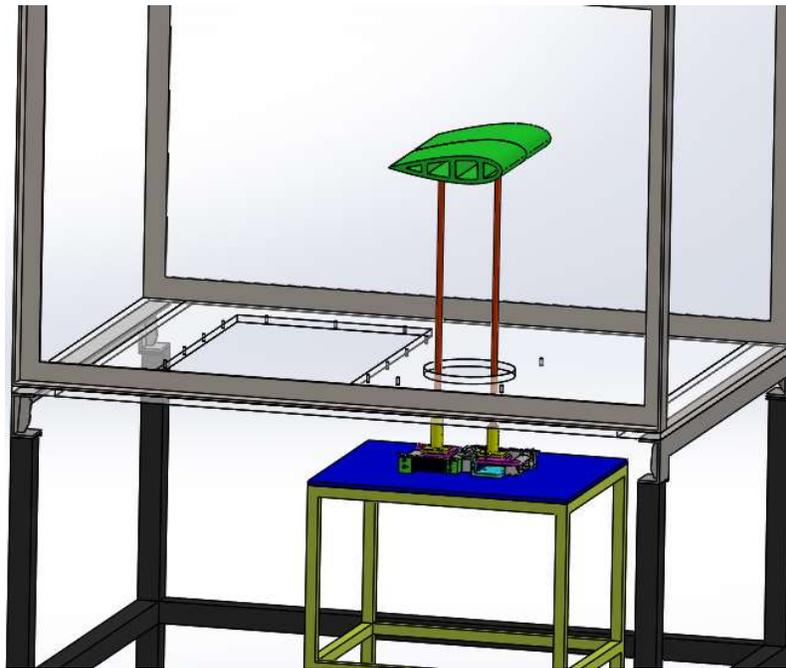


Figura 28. Montaje del banco en la sección de pruebas del túnel de viento.

2.4 Banco de pruebas para mediciones estáticas II.

Una vez que se ha destacado la funcionalidad y ventajas que presenta el banco de pruebas anterior, se procedió a hacer modificaciones para mejorarlo. El proceso de mejora del banco sugirió no un rediseño menor del mismo, sino un rediseño más profundo. Este nuevo diseño permitiría, entre otras cosas, el robustecimiento de la base donde van montados los sensores de fuerza, manteniendo el concepto de ponerlo bajo la cámara de pruebas del túnel.

En la sección de aplicaciones se discutirá como al momento de adquirir las señales de fuerzas y momentos es normal que aparezcan señales de ruido que se pueden atribuir a las vibraciones de la estructura y del propio túnel de viento. Aunque ahí se explica que en la banda de frecuencia en la que se encuentra permite eliminar dicho ruido para aplicaciones particulares mediante el filtrado a la señal, en el presente

diseño del banco de pruebas se buscó la manera de eliminar o atenuar estos elementos desde el propio diseño del banco.

Una principal diferencia entre los demás bancos de prueba fue que ya no se usaría perfiles extruidos de aluminio. Esto debido a que la estructura primeramente ya no iría dentro de la sección de pruebas, lo que brinda mayores opciones para construir la base del banco de pruebas con algún otro material que brinde mejores prestaciones mecánicas y, entre otras cosas, el costo. El diseño del banco de pruebas comienza con la premisa de tratar de que se pudiera poder implementar alguno de los sensores de los bancos anteriores logrando con esto el poder reutilizar la tecnología ya disponible y mejorar la forma de obtención de los datos.

La construcción de la base del banco se pensó que fuera modular con la finalidad que pudiera ser montable y desmontable según las necesidades de experimentación, siguiendo esta premisa se decidió hacer la estructura con perfiles de acero estructural. Una diferencia también es el cambio de sensor, en el banco que se denominó de un grado de libertad se utilizó el transductor ATI® Mini40 y en este banco se utilizara el transductor ATI® Mini45 esto con la finalidad de tener un rango un poco mayor con respecto a las cargas y momentos.

A continuación, se muestran las imágenes de los diseños terminados del banco de pruebas y una breve explicación del funcionamiento de algunas de sus partes, sobre todo de las que no se habían utilizado con anterioridad.



Figura 29. Banco de pruebas para mediciones estáticas II

En la Figura 29 se puede observar un cambio significativo con respecto a los bancos anteriores esto es derivado de las diferentes necesidades y también con la experiencia adquirida. En la Figura 29 se ve claramente que el banco es modular en casi todas las secciones lo que permite manipularlo a discreción según las necesidades particulares de cada aplicación. En la figura 30 se hace un acercamiento de las partes que conforman la sección de medición y de los mecanismos indispensables para el buen funcionamiento. También se hace una breve explicación de la función de cada uno de ellos.

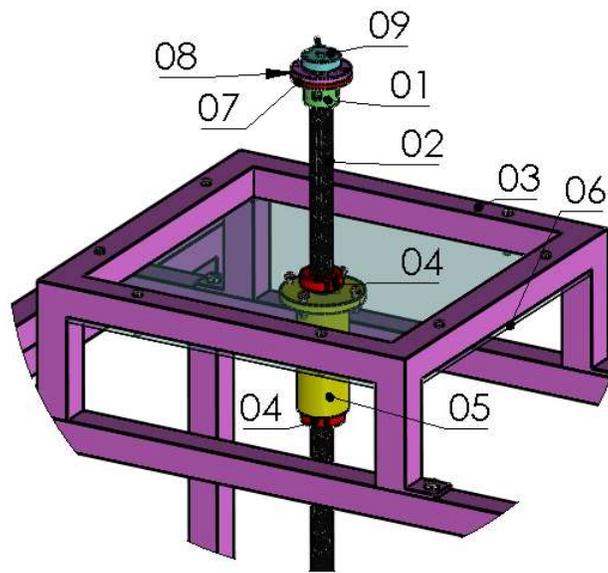


Figura 30. Detalle de los componentes de medición y mecanismos principales.

A continuación, se hace una breve explicación de los componentes de la Figura 30.

- 01.- Esta pieza tiene la función de hacer la unión entre la pieza 02 y las placas de ensamble para el transductor. Está fabricada en PETG.
- 02.- Barra hueca de fibra de carbono, como se puede observar en la imagen esta barra tiene un largo de 1m de altura. Esto es porque una de las finalidades del banco es que se pudiera ajustar la altura de la ubicación del sensor con respecto al área de la sección transversal del túnel de viento.
- 03.- Mesa superior, se llama así porque en el banco se consideraron dos niveles un nivel que es el que se logra con esta mesa y un segundo nivel que es cuando se desmonta esta mesa, esto es porque la base inferior está preparada para poder alojar la placa de aluminio donde se montan los ensambles de los arreglos de las celdas de carga TEDEA 1022.
- 04.- Son un par de abrazaderas que como su nombre lo dice su función es la de mantener fija la barra de fibra de carbono para evitar que esta se gire en su propio eje, así como también evitar que se desplace hacia arriba o hacia abajo.
- 05.- Es un cilindro de acero que cumple la función de ser la interfaz entre la pieza 02 y las abrazaderas, este cilindro tiene en su interior un diámetro maquinado a la medida de la barra de fibra de carbono, esto ayuda a que la barra pueda mantener la verticalidad dentro de la cámara de pruebas del túnel de viento.
- 06.- Placa de acero de 0.250", en un principio se consideró fuera de aluminio de 0.125" pero este material y espesor presentó deformación y vibraciones producidas por lo que se hizo el cambio de material y espesor. Es básicamente donde se soporta todas las piezas que tienen que ver con el funcionamiento del banco.
- 07 y 08.- Son placas cuya función es hacer la unión entre la estructura del banco y el transductor, esto en consecuencia de que el transductor viene provisto de barrenos y roscas que sirven para este fin pero que se tienen que diseñar estas piezas para un mejor acceso y rapidez en el montaje.
- 09.- Transductor ATI@Mini45.

2.5 Banco de pruebas para mediciones dinámicas.

Hasta este punto se han desarrollado bancos de pruebas para el uso en el túnel de viento, todos y cada uno con características diferentes, así como aplicaciones. Se tienen bancos de un grado de libertad, bancos estáticos y bancos para medir posición angular. Después de todo esto, no fue complicado migrar a la idea de realizar el diseño de un banco de pruebas en el que se pudiera no sólo hacer lo que los bancos de prueba anteriores sino también poder ofrecer aplicaciones no convencionales. Esto llevó a la concepción un banco de pruebas para mediciones dinámicas.

Este banco es capaz de no sólo de poder medir variables en una posición, ahora se tiene la capacidad de mover el dispositivo de medición a una posición u orientación angular que se designe a conveniencia. El banco como primicia se desarrolló para su uso en túnel de viento, lo que lleva a pensar en un movimiento angular tomando de referencia la dirección de flujo en el interior de la sección de pruebas. No obstante, el banco tiene la capacidad de poder ser usado tanto dentro como fuera del túnel de viento lo cual le brinda practicidad y portabilidad para otras aplicaciones.

Para la implementación de este nuevo banco se hace uso en su totalidad de todos los componentes del banco anterior, a excepción de los componentes denominados como placas de unión, por lo que no se hará una descripción de dichos componentes, sólo de las nuevas piezas o componentes que se vayan a agregar.

Con el nuevo concepto se tiene movimiento alrededor de los tres ejes cartesianos "xyz" pero como su aplicación principal será en aeronáutica, entonces denominaremos a estos ejes de manera convencional como cabeceo, alabeo y guiñada.

El nuevo diseño estará provisto de encoders para medir la posición angular de cada uno de los tres ejes y también tendrá servo-motores para poder cambiar la posición angular de manera arbitraria. La complejidad en el nuevo diseño no radicaba tanto

en el hecho de integrar todos los componentes, sino más bien en integrarlos de una manera lo más compacta posible sin sacrificar de manera extrema los movimientos naturales de los mecanismos. Esto es debido a que como su aplicación principal sería dentro del túnel de viento pues un conjunto de mecanismos de dimensiones grandes también afectaría la dirección de flujo.

El desarrollo y diseño de los mecanismos pasaron por una depuración de opciones de mecanismos con lo que se concibieron varios diseños, algunos donde se buscaba movimiento, otros donde se buscaba optimizar las dimensiones para finalmente llegar al concepto del prototipo final.

Sin olvidar el principio de diseño de este banco, que es, la capacidad de poder hacer pruebas dinámicas teniendo como base el concepto que se llama “*Simulación Hardware in de Loop*” tal y como lo explican en [1]. “*Los modelos dinámicos relacionan las entradas de control a la respuesta dinámica del sistema*”. Estos modelos pueden tener un análisis tan simple como una gráfica de la respuesta entrada-salida o tan complejo como un conjunto de ecuaciones diferenciales que describen la dinámica del movimiento de un sistema. Estos modelos físicos son necesarios para muchas aplicaciones aeronáuticas, incluyendo el análisis de estabilidad y control de aeronaves, diseño de controladores de vuelo o el análisis de la maniobrabilidad de la aeronave.

El concepto de modelado o diseño del nuevo banco pasó por una serie de modificaciones, que pareciera que no tendrían nada que ver uno con otro pero que sin embargo fueron de una enorme utilidad para poder llegar al concepto final de los mecanismos y su funcionalidad. A manera de ejemplo, la Figura 31 muestra la evolución de los diseños hasta el diseño final.

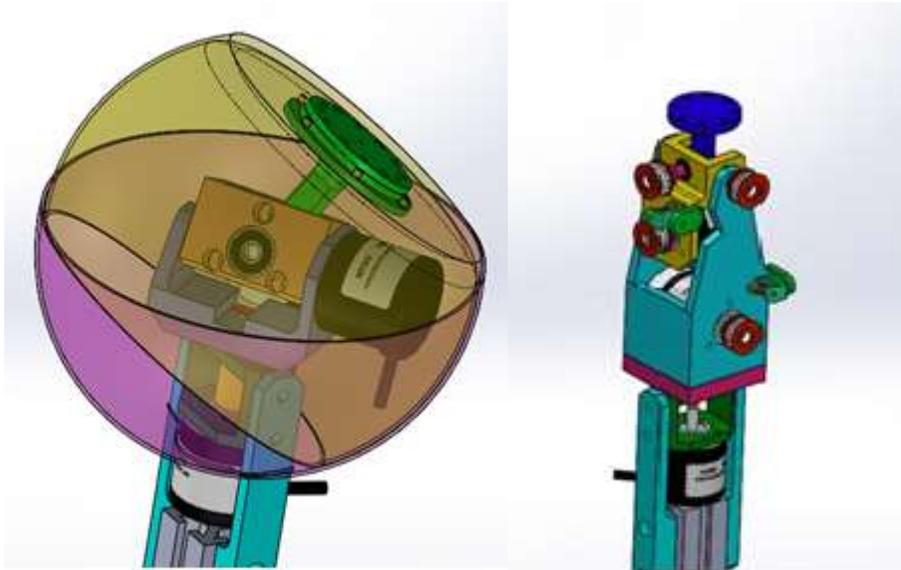


Figura 31. Concepto de Diseños previos.

En la Figura 31 se muestran dos conceptos diferentes de lo que fueron las primeras ideas de los mecanismos para la lectura de la posición del movimiento angular. El del lado izquierdo tenía un rango de movimiento en los tres ejes amplio, pero ocupaba mucho espacio. El diseño del lado derecho es mucho más compacto y también tenía un rango de movimiento amplio, pero tenía el inconveniente que los movimientos de los ejes no se podían medir con precisión debido a que requería el uso de poleas dentadas con lo que perdía un poco de precisión. Además de los inconvenientes ya mencionados los dos conceptos sólo presentaban la posibilidad de medición angular pero no la opción de poder actuarlos. Lo cual es imprescindible para poder considerar un banco con capacidad *HIL*.

La selección de los actuadores necesarios para lograr el objetivo se basó primeramente en que fueran lo más pequeño posibles dentro del rango de precios; sin embargo, conforme se iba avanzando en el diseño, las necesidades de torque también fueron aumentando, por lo que la relación del actuador en fuerza-tamaño fue muy complicada de encontrar. Se requería un actuador con un torque muy alto y de dimensiones reducidas, pero aquí entra el segundo criterio: el costo; lo cual limita las posibilidades. Después de revisar las opciones y el costo-beneficio se

decidió hacer uso de los actuadores AVOX DiGiT 4096 que son servo-motores de alto torque y muy bajo tiempo de respuesta (Figura 32).



Figura 32. Servo (actuador) Savox.

La Figura 32 muestra del lado izquierdo la imagen del modelo 3D del servo-motor, este modelo fue utilizado en los ensamblajes de los mecanismos que se estuvieron probando, del lado derecho es la imagen real del servo-motor.



Figura 33. Montaje de los mecanismos para medir y actuar, alabeo y cabeceo.

En la Figura 33 se muestra por primera vez el ensamblaje del mecanismo que sirve para los movimientos angulares de cabeceo y alabeo. Este subsistema está compuesto en cada eje por un servo-motor que sirve de actuador para modificar a discreción el ángulo de orientación del modelo, así como por un encoder cuya

función es medir con precisión el ángulo real de la orientación. Este arreglo tiene el propósito de que sea posible realizar correcciones de lazo cerrado en la orientación del modelo de prueba para mejorar su precisión. Esto también brinda la posibilidad de implementar algoritmos de control de tal forma que se puedan programar secuencias de movimiento especificadas fuera de línea o incluso en tiempo real de acuerdo a las variables y señales que se reciban de los sensores. La configuración en la que se encuentran los servo-motores y los encoders es tal que los ejes de giro quedan colineales, asegurando así que el encoder está detectando el ángulo de giro del servo con un mínimo de error. Esto es algo que se logró corregir a lo largo del proceso de diseño, ya que en las configuraciones iniciales la incertidumbre de la posición era grande.

Por la forma del arreglo y en sí por la complejidad misma del ensamble esta pieza se tuvo que hacer en secciones para facilitar por un lado su manufactura y por otro lado su posterior ensamble. La pieza que en la Figura 33 aparece en color verde es el elemento donde se ensambla el encoder. Esta misma pieza tiene un rodamiento de soporte con la principal función de que sea este el que cargue el peso y no el rodamiento interno del encoder, evitando el desgaste y daño físico al encoder.

Hasta ahora sólo se ha expuesto el movimiento de dos de los tres ejes, el tercer eje logra el movimiento con un arreglo similar al anterior pero con la variante de que en el montaje anterior los servo-motores no están en movimiento y es el resto de los componentes los que logran el movimiento angular. En el caso del tercer eje "z", o guiñada, el servo-motor es el que está en movimiento mientras que las piezas del montaje mantienen su posición. Esto es porque la parte del ensamble que hace girar el eje "z" también es el responsable de hacer la interfaz de los mecanismos con la parte de la base del banco de pruebas. Lo anterior se podía lograr con el arreglo propuesto o con otras configuraciones más complicadas que ocupan más espacio. Otro aspecto que también hay que mencionar es que es en este elemento es donde se carga todo el peso del mecanismo, sin contar el peso de las herramientas, vehículos o artefactos que se pudieran llegar a medir. De tal manera que en esta

sección se hace uso de un rodamiento de bolas de carga axial para así liberar esta carga a los servo-motores y a los encoders.

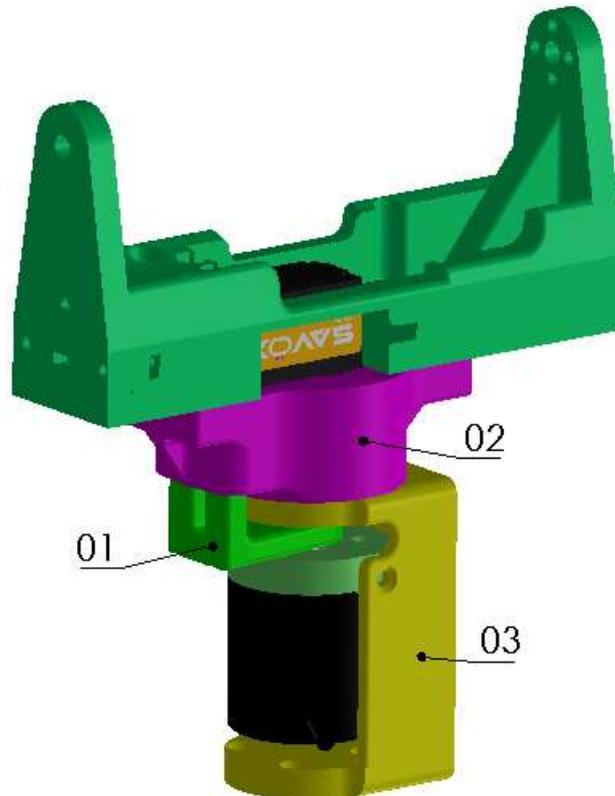


Figura 34. Montaje del mecanismo de giro para el eje “z”.

En la Figura 34 se muestra el ensamble del mecanismo que sirve para lograr el movimiento sobre el eje “z”. Aunque en la imagen se puede notar que de igual manera como en el ensamble anterior, los ejes del encoder y del servo también están alineados, en esta ocasión se encuentran desacoplados por tal motivo que se requirió de la pieza marcada como “01” para poder copiar el movimiento de giro de la pieza “02” sin perder precisión en la medición. La pieza “02” es la pieza donde se aloja el rodamiento de carga axial que lleva todo el peso como ya se mencionó

antes. La pieza "03" es la encargada de hacer la interfaz entre el mecanismo de medición y la base que va debajo de la sección de pruebas del túnel de viento.

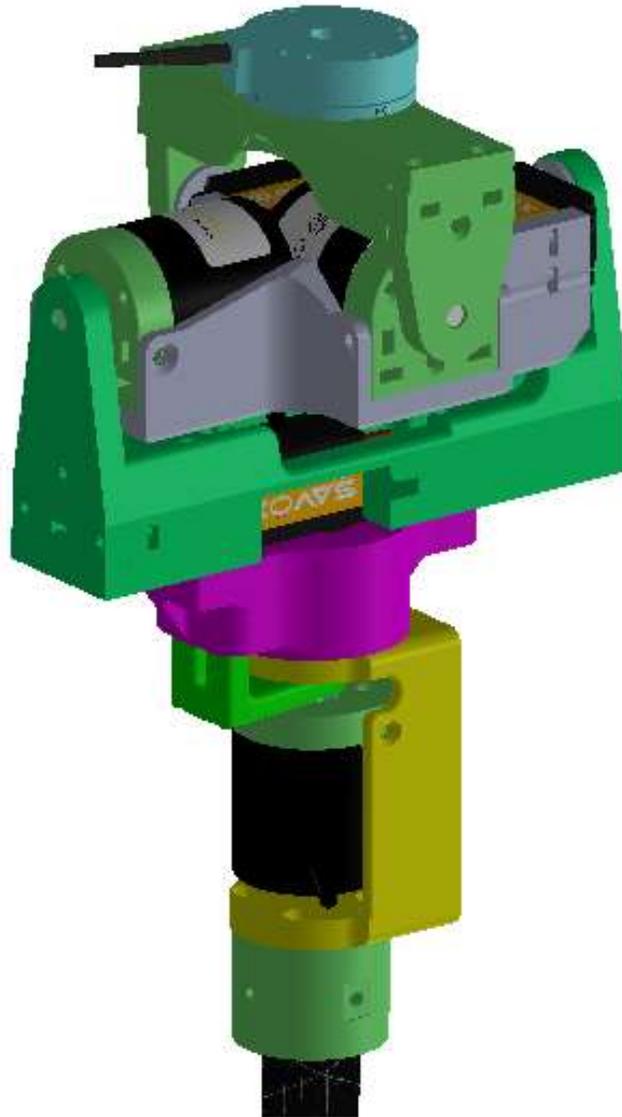


Figura 35. Montaje completo de los dispositivos de movimiento y medición.

En la Figura 35 se muestra el ensamble completo de todos los sub-ensambles, se puede apreciar que ya incluso está montado el transductor o sensor, también se logran ver piezas que corresponden al ensamble del banco anterior, pero como se mencionó anteriormente se haría uso casi en su totalidad de dichas piezas.

A continuación, se van a mostrar un par de imágenes correspondientes al modelo CAD del montaje en su totalidad junto con el área de pruebas del túnel de viento.

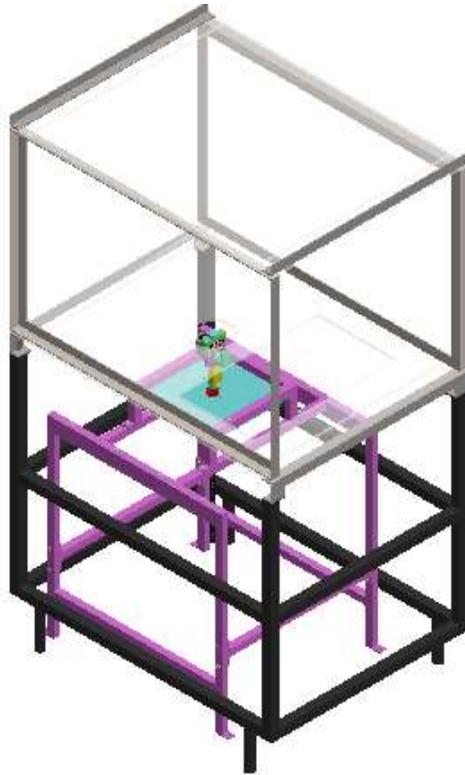


Figura 36. Banco de pruebas montado en su totalidad en el área de pruebas del túnel de viento.

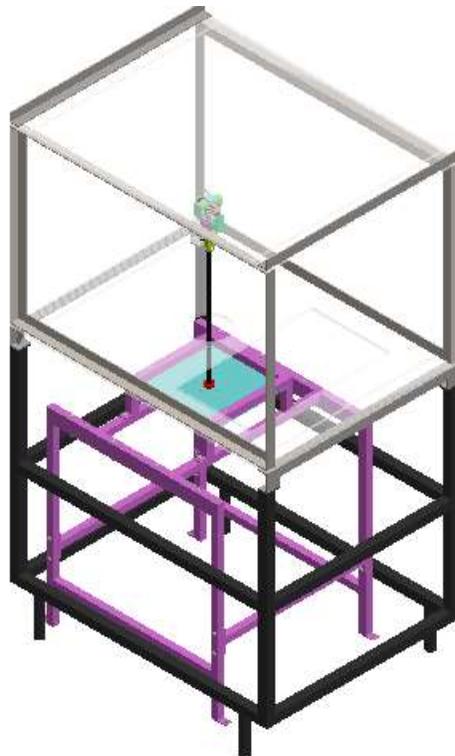


Figura 37. Banco de pruebas montado en el área de pruebas del túnel de viento pero con el mecanismo a una diferente altura.

Aunque las dos imágenes anteriores parecen ser iguales, es importante notar que en la Figura 36 el dispositivo de medición se encuentra a ras de la parte baja del túnel mientras que en la Figura 37 el dispositivo de medición se encuentra aproximadamente al centro. Esta versatilidad se logró gracias a que se está usando la estructura del “banco estático II”, el cual tiene la particularidad de que la barra de fibra de carbono puede moverse de manera vertical dándole un grado de ajuste adicional a este banco. Generalmente se considera que el mejor lugar para la experimentación en el túnel de viento es el centro del área transversal de la sección de pruebas; pero esto no siempre es así, ya con la experiencia de los experimentos realizados durante todo este tiempo, la ubicación de del modelo o vehículo dependerá no sólo de la forma del mismo sino también de las variables o aplicaciones que se le desee dar.

Capítulo 3. Aplicaciones

3.1 Caracterización de sistema de propulsión de multi-rotores

En esta sección se presenta uno de los resultados principales que se obtuvo con los bancos de prueba. Se propone y se caracteriza un nuevo modelo para el sistema de propulsión de vehículos multi-rotor. Así mismo, se muestran algunas aplicaciones utilizando el nuevo modelo. Esto demuestra la capacidad de generación de nuevo conocimiento de los bancos de prueba.

3.1.1 Modelo de un multi-rotor

Un multi-rotor es un ejemplo básico de un MVANT que actualmente se encuentra difundido en muy diversas aplicaciones. La versión de cuatro-rotores (CR) se utilizará en esta tesis como un ejemplo para ilustrar las nuevas metodologías de diseño y estudio que se pueden utilizar con los bancos de prueba propuestos.

El CR se puede modelar con las ecuaciones de movimiento de cuerpo rígido. Considerando las dinámicas traslacionales y rotacionales de un cuerpo rígido con un marco de referencia alineado con el vehículo como el que se muestra en la Figura 38.

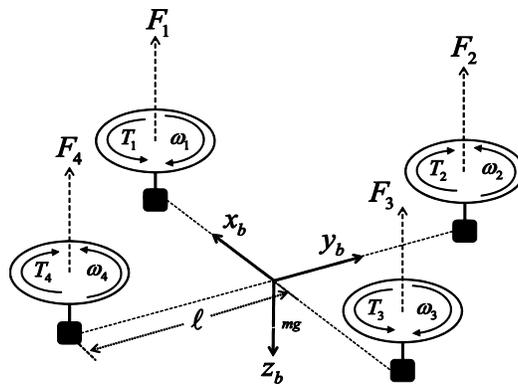


Figura 38, Vehículo cuadri-rotor.

En este caso las ecuaciones de Newton-Euler en el marco de referencia del cuerpo están dadas por [26-28]:

$$m\dot{V}_b + m\omega_b \times V_b = F_b \quad (6)$$

$$J\dot{\omega}_b + \omega_b \times (J\omega_b) = M_b \quad (7)$$

donde $V_b = [u \ v \ w]^T$ y $\omega_b = [p \ q \ r]^T$ son los vectores de velocidad traslacional y angular, $F_b = [F_x \ F_y \ F_z]$ es el vector de fuerzas externas, m es la masa, $M_b = [M_p \ M_q \ M_r]$ es el vector de momentos externo, $J = \text{diag}[I_x \ I_x \ I_z]$ es la matriz de momentos inerciales y I_x es la masa de inercia alrededor de los ejes x y y mientras que I_z es la masa de inercia alrededor del eje z

En las aplicaciones típicas de los CR es preferible expresar las velocidades traslacionales en un marco de referencia Norte-Este-Abajo (NED por sus siglas en inglés) denotado con $V_e = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$. Considerando los ángulos de Euler como $\Omega = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ con secuencia $\psi - \theta - \phi$ (guiñada-cabeceo-alabeo) entonces V_e puede ser expresado como:

$$V_e = R^T V_b \quad (8)$$

donde R es la matriz ortogonal compuesta por las rotaciones sucesivas alrededor de los ángulos $\psi - \theta - \phi$ [26-28]:

$$R = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & c_\theta s_\psi & -s_\theta \\ c_\psi s_\theta s_\phi - s_\psi c_\phi & s_\psi s_\theta s_\phi + c_\psi c_\phi & c_\theta s_\phi \\ c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi & s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \quad (9)$$

con $s_x = \sin(x)$ y $c_x = \cos(x)$. La derivada de los ángulos de Euler se puede obtener a partir de las velocidades angulares en el marco del cuerpo de acuerdo a la siguiente relación [26-28]:

$$\omega_b = R_\alpha \dot{\Omega} \quad (10)$$

con $t_x = \tan(x)$ y

$$R_\alpha^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & s_\phi t_\theta & c_\phi t_\theta \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & s_\phi/c_\theta & c_\phi/c_\theta \end{bmatrix}$$

El modelo de cuerpo rígido debe ser complementado por con el modelo de propulsión.

Las fuerzas introducidas por el sistema de propulsión son: (i) aerodinámicas y (ii) giroscópicas. Las fuerzas giroscópicas están dadas por:

$$M_\Gamma = I_r (\omega_b \times \hat{k}) \sum_{i=1}^4 (-1)^{i+1} \omega_i \quad (11)$$

donde ω_i es la velocidad angular de la hélice i [28].

A continuación se muestra el modelo aerodinámico simplificado del sistema de propulsión [28,38,39,43]. Las principales fuerzas y momentos aerodinámicos que ejerce cada hélice están representados por F_i y M_i en la Figura 38. Las fuerzas F_i se deben principalmente a la fuerza de empuje mientras que los momentos M_i se deben al arrastre rotacional, ambas pueden ser calculadas como:

$$\begin{aligned} F_i &= \frac{1}{2} \rho S C_T \omega_i^2 \\ M_i &= \frac{1}{2} \rho S C_Q \omega_i^2 \end{aligned} \quad (12)$$

donde S es el área del disco de la hélice, C_T es el coeficiente de empuje, C_Q es el coeficiente del momento reactivo, ρ es la densidad del aire y ω_i es la velocidad angular de la hélice i .

La teoría clásica de hélices muestra que C_T y C_Q son principalmente dependientes de las propiedades geométricas de la hélice (perfil, cuerda y torcimiento) y de la razón de avance:

$$J_p = \frac{2\pi V_N}{\omega D} \quad (13)$$

donde V_N es el flujo relativo alineado con el eje de rotación de la hélice y D es su diámetro.

Típicamente C_T y C_Q puede ser calculado numérica como una función de J_p utilizando un algoritmo de BEM tal como el algoritmo *PROPID* [48]. El comportamiento típico de C_T y C_Q consiste en decrementar a medida que J_p aumenta. En [40] se sugiere que C_T y C_Q se pueden determinar mejor de manera experimental, que es el método propuesto en esta tesis.

La velocidad angular ω_i es una señal variante en el tiempo que depende de diferentes factores, incluyendo la fuente de poder del motor y la carga aerodinámica. En aplicaciones de MVANT típicas es común que se desprecien los efectos transitorios del motor [28]. Considerando esto resulta en:

$$\omega_i = kV_i \quad (14)$$

donde k es una constante que caracteriza una combinación particular de motor-hélice y V_i es el voltaje de entrada del motor i . Este último es normalmente provisto por un módulo de potencia utilizando una señal de ancho de pulso modulado (PWM por sus siglas en inglés) que se representa por una señal de referencia normalizada $U_i \in [0, 1]$, por lo tanto:

$$V_i = V_{dc} U_i \quad (15)$$

donde V_{dc} es el voltaje del bus de DC del módulo PWM [29].

Dado que los CR tienen un rango limitado es normalmente seguro asumir que la densidad del aire tendrá pocos cambios. Por otro lado, las baterías de Li-ion tienen un patrón de descarga donde el voltaje de la celda se reduce a medida que la batería se descarga [49-50]. Después una batería totalmente cargada se ha operado se presenta una baja de voltaje corto pero rápido seguido de una baja de voltaje

relativamente lenta durante la mayor parte del ciclo. Finalmente, una segunda baja de voltaje rápida justo antes de que se descargue por completo. No obstante, existe otros factores que afectan el nivel de voltaje de la batería. En particular, la ecuación de Nernst muestra que el voltaje de la celda está dado por [50]:

$$E = E_o - \frac{RT}{z_e F} \ln Q_c \quad (16)$$

donde E es voltaje de la celda y T es la temperatura. Esto muestra que el voltaje de la batería también se ve afectado por la temperatura. Esto es particularmente relevante para MVANT que operen a grandes altitudes.

Aunque el efecto de la batería puede ser importante, existen soluciones técnicas para este problema que tratan de manejar el nivel de carga de la batería [51-52]. Es decir, es más fácil considerar que el nivel de batería como un problema separado que se administra por parte de los algoritmos de control del motor eléctrico. Esto permite generalizar más el modelo del sistema de propulsión, al no ser dependiente de la batería, que podría cambiar incluso de tecnología o se substituida por un generador. Debido a esto en esta tesis se asume un valor V_{dc} constante.

Combinando las ecuaciones (12)-(15) resulta en:

$$F_i = k_f V_{dc}^2 U_i^2 \quad (17)$$

donde $k_f = \frac{1}{2} \rho S C_T k^2$ es una constante.

Aunque el modelo (17) se utiliza mucho, este desprecia los transitorios del motor. En MVANT es común utilizar motores sin escobillas en conjunto con controladores electrónicos de velocidad (ESC por sus siglas en inglés). El control de este tipo de motores es un tema complejo que amerita un análisis por separado cuyo modelado completo requeriría un sistema de alto grado por sí mismo [29]. Sin embargo, en [29] se discute como un sistema de control de lazo cerrado para un motor eléctrico se puede aproximar con aproximaciones de primer orden con retardo. El despreciar las

dinámicas del actuador es una herramienta de simplificación bien conocida que puede ser validada, por ejemplo, utilizando la teoría de perturbaciones singulares [53]. En general, se sabe que esta simplificación es válida cuando el sistema actuado, en este caso el MVANT, tiene respuestas transitorias más lentas que las del actuador.

Debido a lo anterior, el modelo simplificado (17) será utilizado para evaluar las propiedades aerodinámicas estacionarias, mientras que para la evaluación de las dinámicas del motor se utilizará el siguiente modelo:

$$\frac{\omega_i(s)}{V_i(s)} = k \frac{e^{-T_d s}}{\tau s + 1} = k g_i(s) \quad (18)$$

donde $\omega_i(s)$ y $V_i(s)$ son las transformada de Laplace la velocidad y el voltaje de entrada del motor i , τ la constante de tiempo del motor y T_d es un retardo introducido por el protocolo de comunicaciones con el ESC. Típicamente los ESC para aplicaciones de MVANT permiten comunicaciones de hasta 500Hz. En este caso la máxima tasa de transferencia fue utilizada, por lo cual T_d es un ciclo o 2ms. La función de transferencia $g_i(s)$ trata de modelar aproximadamente todas las propiedades transitorias de la combinación motor-hélice.

Combinando las ecuaciones (12),(15) y (18) se obtiene un modelo de la fuerza de empuje mejorado, similar a (17) pero que contiene los efectos transitorios:

$$\frac{F_i(s)}{U_i^2(s)} = k_f V_{dc}^2 g_i(s) \quad (19)$$

Adicionalmente a la fuerza de empuje, el momento reactivo se puede modelar de manera similar, resultando en el siguiente modelo simplificado:

$$M_i = k_m V_{dc}^2 U_i^2 \quad (20)$$

donde k_m es una constante similar a k_f .

De manera similar a la fuerza, se puede considerar la aproximación dinámica del motor, lo cual resulta en:

$$\frac{M_i(s)}{U_i^2(s)} = k_m V_{dc}^2 g_i(s) \quad (21)$$

En el caso de vehículos de rotor basculante “tilt-rotor”, las fuerzas y momento deben rotarse al marco de referencia del cuerpo utilizando:

$$\begin{aligned} F_{z_i} &= -F_i \cos(\sigma) & F_{x_i} &= F_i \sin(\sigma) \\ M_{r_i} &= M_i \cos(\sigma) & M_{p_i} &= -M_i \sin(\sigma) \end{aligned} \quad (22)$$

donde σ es el ángulo basculante del rotor de tal manera que $\sigma = 0^\circ$ y $\sigma = 90^\circ$ indican que la hélice está alineada con el eje -z y x respectivamente.

Considerando las ecuaciones (19)-(22) y recordando la orientación de las hélices en el CR (Figura 38), resulta que las fuerzas F_b y momentos M_b ejercidos por el sistema de propulsión sobre el CR son:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} F_z(s) \\ M_p(s) \\ M_q(s) \\ M_r(s) \end{bmatrix} &= PG(s)UV_{dc}^2 \\ P &= \begin{bmatrix} -k_f & -k_f & -k_f & -k_f \\ 0 & -k_t & 0 & k_t \\ k_t & 0 & -k_t & 0 \\ -k_m & k_m & -k_m & k_m \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (23)$$

donde $U = [U_1^2(s) \ U_2^2(s) \ U_3^2(s) \ U_4^2(s)]^T$, $G(s) = \text{diag}\{g_1(s), g_2(s), g_3(s), g_4(s)\}$, $k_t = \ell k_f$ es una constante que calcula el momento que produce cada fuerza de empuje y $F_x = F_y = 0$ debido al alineamiento del sistema de propulsión. En este caso las fuerzas y momentos estacionarias están modeladas por la matriz constante P , mientras que las dinámicas transitorias de los motores están modeladas por $G(s)$.

El modelo (23) tiene diversas ventajas: (i) comprende la mayor parte de los fenómenos a modelar en tres constantes fáciles de medir, (ii) la matriz P es invertible, de tal manera que es posible calcular los índices PWM necesarios para

obtener las fuerzas y momentos deseados. No obstante, este modelo sufre de varias limitaciones, principalmente:

- Carece de los momentos inducidos por el fenómeno conocido como “blade flapping” debido a la velocidad traslacional del vehículo [30].
- No considera desalineamientos de los rotores y de las hélices.
- No considera el desbalance en el arrastre que aparece cuando el vehículo se desplaza, conocido como “lead-lag” [29].
- No considera los efectos de la velocidad y dirección del flujo de aire, aunque, como se comentó, estos efectos son bien conocidos, su caracterización requiere estructuras más complejas.
- Interacción entre hélices que puede aparecer en los vehículos multi-rotores. Ha sido bien establecido que existe un alto grado de interacción en configuración bien conocidas como la hélices coaxiales [32-33] y en tándem [34-35]. No obstante, los MVANT tienen configuraciones poco convencionales que no han sido bien estudiadas en este sentido. La interacción para cada sistema particular puede ser muy compleja y no aplicable a otras configuraciones [36].

Adicionalmente a la fuerza de empuje y al momento reactivo, cada hélice puede producir una fuerza normal P_N y un momento de guiñada N_p conocidos como *factor-P*. Estas fuerzas y momentos, se producen cuando el eje de la hélice no se alinea completamente con el flujo, lo cual es lo más común en los MVANT. En realidad, estos vehículos están sujetos a un amplio rango de ángulos de flujo. En [38,43] se muestra que estos efectos se pueden modelar con:

$$\begin{aligned}
 P_N &= \frac{\sigma_p q S}{2} \left[C_l + \frac{a}{2b_j} \ln(1+b_j^2) + b_j C_d \right] \alpha \\
 N_p &= -\frac{\sigma_p q S D}{4} \left[\frac{2}{3} b_j C_l + \frac{a}{2} \left[1 - b_j^2 \ln(1+b_j^2) \right] - b_j C_d \right] \alpha
 \end{aligned} \tag{24}$$

donde b_j es el factor de solidez de la hélice (área de la pala/área del disco), α es el ángulo de ataque de la hélice, C_d es el coeficiente de arrastre del perfil alar de la hélice y C_l es el coeficiente de levantamiento.

La discusión previa muestra que un modelo que considere la orientación de flujo para un multi-rotor utilizando los elementos clásicos del modelado de hélices puede generar una estructura muy compleja [36]. Esto es un problema porque la mayoría de los algoritmos de control están basados la parte estática del modelo (23) u otras simplificaciones similares [28]. Por lo tanto es de interés determinar si el modelo (23) es capaz de describir de manera adecuada el comportamiento del sistema de propulsión y en qué condiciones. Debido a lo anterior, la utilización de bancos de prueba experimentales para un proceso de caracterización fenomenológico del vehículo completo se propone como una alternativa viable para la obtención de modelos mejorados.

3.1.2 Modos de vibración del banco de pruebas

En la sección 2 se describe a detalle el diseño del banco de pruebas utilizado para la caracterización del CR en la presente sección. A continuación, sólo algunos aspectos relevantes para esta aplicación serán mencionados.

Todo banco de pruebas para medición de fuerzas y momentos está sujeto a los efectos nocivos de las vibraciones estructurales propias del banco. Es decir, además de las del vehículo a prueba. La interacción de estas vibraciones con las del vehículo y las que introduce el propio sistema de propulsión complica el análisis de las mismas.

Un método bien conocido para poder separar estos efectos consiste en utilizar filtros que eliminen bandas de frecuencia particulares. No obstante, el éxito de esta estrategia depende del hecho de que las bandas de frecuencia de los modos de vibración del banco de pruebas no interfieran con los del vehículo a prueba.

En el caso particular, una versión preliminar del banco pruebas (pero con las mismas características estructurales) se estudió en [25]. En donde se mostró que sí existe interacción entre las vibraciones introducidas por los motores/hélices y el banco de pruebas, pero que sin embargo esto ocurre en una banda de frecuencia que no es relevante para la dinámica de vuelo del vehículo. El resultado principal se resume en la Figura 39, donde se muestra el contenido frecuencial (espectro de potencia) de las vibraciones del banco sujeto a diversas velocidades en el sistema de propulsión.

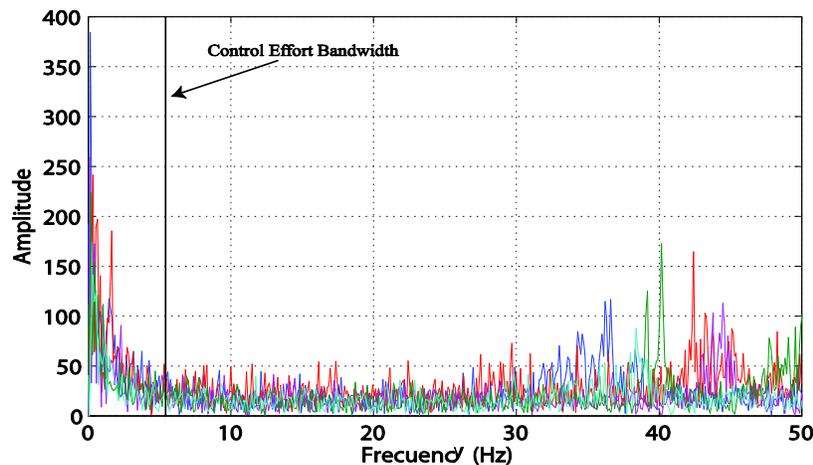


Figura 39, Espectro de frecuencia de las vibraciones del banco de pruebas [25].

Esta figura muestra claramente como los modos de resonancia del banco (los componentes de alta amplitud alrededor de los 30-40 Hz) se encuentran fuera del ancho de banda de los controladores de dinámica de vuelo típicos para estos vehículos (indicados alrededor de los 6hz). Así mismo se aprecia que existe una zona de baja amplitud en el rango de frecuencias de 10 a 25 Hz aproximadamente. Lo cual permite implementar una estrategia de filtrado “pasa-altas” implementando un filtro con frecuencia de corte alrededor de los 20hz. Si bien con este método se eliminan los efectos de vibraciones de alta frecuencia, estos no afectarán mayormente la dinámica de vuelo del vehículo. No obstante, esto no significa que en la práctica no tenga un efecto sobre los elementos estructurales del vehículo (aumento de su degradación) y de sensado (acelerómetros de la unidad de medición inercial). Debido a la utilización de esta estrategia de filtrado, los resultados

presentados en esta tesis están limitados a las dinámicas rotacional y traslacional de vehículo.

3.1.3 Cuadri-rotor a caracterizar

Las características del vehículo que se caracterizó se presentan a continuación. Las dimensiones del vehículo se aprecian en la Figura 40.

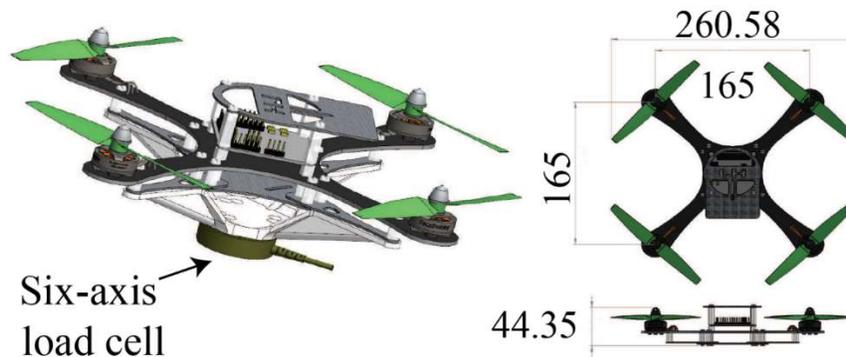


Figura 40, Cuadri-rotor caracterizado en la tesis.

El CR posee las siguientes propiedades:

- Configuración en X.
- Cuatro ESC manipulando motores sin escobillas 1804-2400KV con hélices 5x3.
- Las propiedades geométricas de las hélices están dadas en la Figura 41, donde c denota la cuerda, r el radio para la estación, β el ángulo de cabeceo y R el radio total.

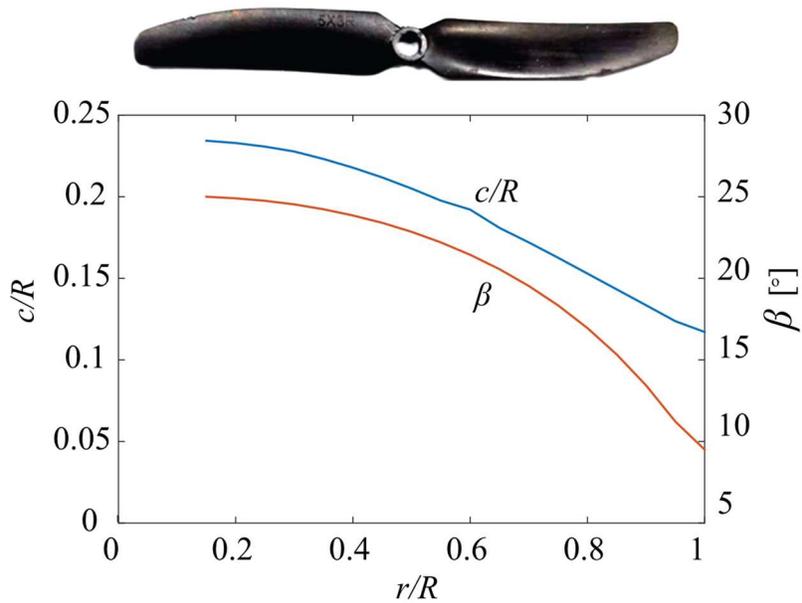


Figura 41, Propiedades geométricas de las hélices de CR.

3.1.4 Caracterización dentro de condiciones nominales

Existen muchas opciones para caracterizar los parámetros del modelo (23). Como se mencionó anteriormente, la forma más simple consiste en medir el empuje y momento reactivo de cada hélice-motor por separado. La utilización de un banco de pruebas como los descritos en la sección 2 permiten realizar mediciones más complejas. En esta sección se realizan una serie de experimentos para identificar la matriz P de la ecuación (23) estableciendo condiciones de operación más realistas para el sistema de propulsión. Estas condiciones pueden definirse a partir de la dinámica inversa del modelo (23):

$$\begin{bmatrix} U_1^2 \\ U_2^2 \\ U_3^2 \\ U_4^2 \end{bmatrix} V_{dc}^2 = \begin{bmatrix} 1/4k_f & 0 & 1/2k_t & -1/4k_m \\ 1/4k_f & -1/2k_t & 0 & 1/4k_m \\ 1/4k_f & 0 & -1/2k_t & -1/4k_m \\ 1/4k_f & 1/2k_t & 0 & 1/4k_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_z \\ M_p \\ M_q \\ M_r \end{bmatrix} \quad (25)$$

La ecuación (25), que se obtiene invirtiendo la matriz P , se utiliza de manera regular en los algoritmos de control de los CR para determinar que combinación de índices

de modulación PWM U_i debe enviarse a los ESC para lograr una combinación particular de fuerzas y momentos (es decir F_z , M_p , M_q y M_r). Estas fuerzas y momentos pueden ser traducidas de manera intuitiva a maniobras típicas de un vehículo de este tipo: F_z para ascender, M_p+F_z para alabeo, M_q+F_z para cabeceo y M_r para guiñada. En las maniobras de alabeo y cabeceo se requiere aumentar la fuerza en el eje z adicionalmente a los momentos de rotación porque un cambio en la orientación del vehículo reduce la fuerza de levantamiento total, debido que el eje z está alineado con el cuerpo.

La discusión previa muestra que las maniobras típicas de un CR inducen una operación combinada de los motores en lugar de operar un sólo motor cada vez. Más aún, también queda claro que cada maniobra puede ser asociada mayormente a una constante particular de la matriz P . Esto sugiere que es posible caracterizar mejor dichas constantes si se opera al sistema de propulsión del CR de tal manera que se exciten los propulsores con las maniobras específicas para cada constante. En particular, la Tabla 3.1 muestra un resumen de las maniobras y variables utilizadas para la estimación de cada una de las constantes de la matriz P . Por ejemplo, para la estimación de k_t se induce una maniobra de alabeo calculando los índices PWM necesarios (U_i) de la ecuación (25) de tal manera que se produzca un cambio en M_p y F_z . Después estos índices de modulación se alimentan a los ESC para posteriormente capturar las mediciones del momento M_p resultantes mediante el banco de pruebas. La estimación de k_t se completa utilizando el algoritmo de *mínimos cuadrados* (MC).

Tabla 3.1. Maniobras utilizadas para los experimentos de estimación

Maniobra	Variable excitada	Variable medida	Constante estimada
Ascender	F_z	F_z	k_f
Alabeo	$M_p + F_z$	M_p	k_t
Cabeceo	$M_q + F_z$	M_q	k_t
Guiñada	M_r	M_r	k_m

La Figura 42 muestra las mediciones experimentales de las variables relevantes para cada una de las maniobras de la Tabla 3.1, considerando un flujo de aire de 0m/s y un ángulo de cabeceo de 0°. A partir de estas mediciones se estimaron las constantes k_f , k_t , y k_m . En el caso de k_t se utilizó el promedio de las mediciones obtenidas mediante las maniobras de cabeceo y alabeo. Utilizando estas constantes se calculan los momentos y fuerza estimadas, los cuales pueden ser comparados con los medidos experimentalmente, como se muestra en la Figura 42.

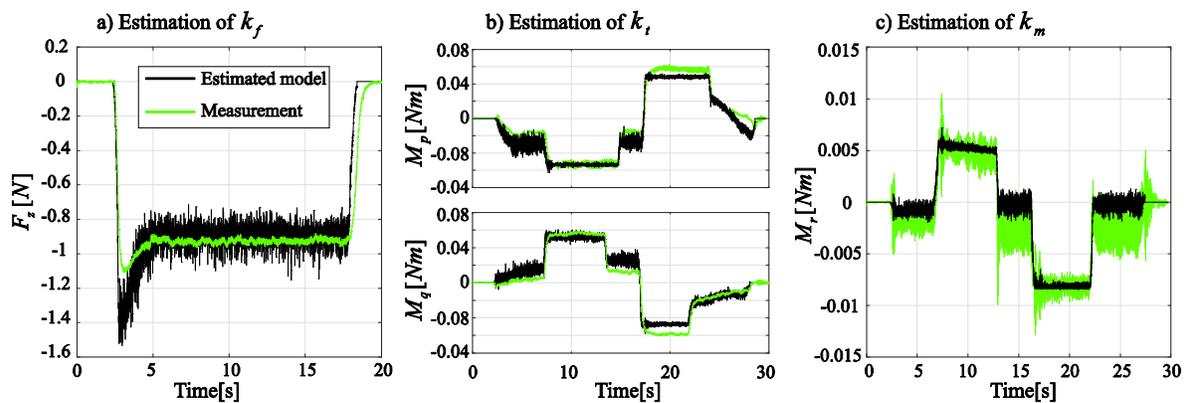


Figura. 42. Comparación entre las fuerza y momentos medidos y aquellos predichos por el modelo estimado con un flujo de velocidad 0 m/s y un ángulo de cabeceo de 0o. a) Maniobra de ascenso (k_f), b) Maniobras de alabeo y cabeceo (k_t) y c) Maniobra de guiñada (k_m)

Siguiendo la estrategia anterior, los parámetros de la matriz P se resumen en la Tabla 3.2. Estos valores serán considerados como la condición nominal del sistema de propulsión denotada como $k_{f,nom}$, $k_{t,nom}$ y $k_{m,nom}$. Estas se seleccionaron como los valores nominales debido a que los CR son utilizados en misiones donde la velocidad traslacional es muy baja. Para otros vehículos se deben seleccionar las condiciones nominales de acuerdo a su operación normal.

Tabla 3.2. Parámetros nominales del sistema de propulsión

Parámetro	Valor
$k_{f,nom}$	0.3428
$k_{t,nom}$	0.0331

$k_{m,nom}$	0.0043
-------------	--------

Una observación importante es que cada uno de los parámetros provee un buen nivel de estimación de su fuerza/momento correspondiente para las maniobras indicadas en la Tabla 3.1. Sin embargo, si se utiliza una maniobra diferente, el error de estimación aumenta. Esto es, el modelo (23) muestra especificidad a maniobras particulares. Por ejemplo, si se estima k_f con una maniobra de empuje constante, tal y como se hace en la Figura 42a, entonces el mismo valor de k_f producirá un nivel de error mayor para otras maniobras. Para ejemplificar este fenómeno la Figura 43 presenta las fuerzas y momentos calculados utilizando las constantes obtenidas en los experimentos de la Figura 42, sólo que considerando diferentes maniobras. Estos experimentos se realizaron con las mismas condiciones de flujo.

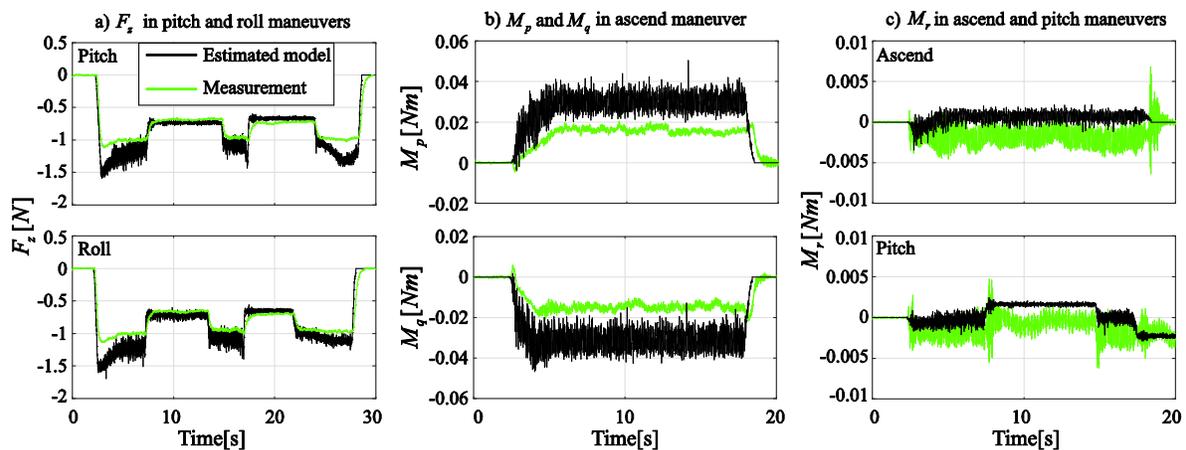


Figura. 43. Comparación entre las fuerzas y momentos medidos con aquellos predichos por el modelo estimado, considerando diferentes maniobras a las que se utilizaron para la estimación del modelo. a) F_z (k_f) con maniobras de alabeo y cabeceo, b) M_p y M_q (k_t) con maniobra de ascenso y c) M_r (k_m) con maniobras de ascenso y alabeo.

Queda claro que en estos casos la eficacia del modelo estimado se ve reducida comparada con la que se obtuvo con las maniobras originales. Esto indica que la fidelidad del modelo (23) va a depender de que tan cercanas fueron las maniobras experimentales utilizadas para su caracterización con la operación real del vehículo. Debido a esto, *la tradicional práctica de identificar los motores/hélices por separado sin considerar comandos realistas ni la interacción entre varios propulsores puede llevar a modelos poco apropiados del sistema de propulsión*

3.1.5 Extensión del modelo nominal

Una vez que se ha establecido la condición nominal de operación del sistema de propulsión, se procederá a extender su rango de operación. Para simplificar este proceso se toman las siguientes consideraciones:

- I. Los cuatro motores/hélices tienen las mismas propiedades. Esta consideración es, en general, falsa debido a que cada motor-hélice tiene pequeñas desviaciones. No obstante, un control de la calidad y el desgaste de los mismos puede lograr que las diferencias sean muy pequeñas. Así mismo, se puede generalizar más el modelo propuesto agregando grados de libertad adicionales. Por ejemplo, es posible definir que la constante k_f de cada motor está relacionada con cada motor según $k_{f1} = \alpha_2 k_{f2} = \alpha_3 k_{f3} = \alpha_4 k_{f4}$ donde las constantes α_i permiten modelar variaciones entre cada motor-hélice. En esta tesis se asume que $\alpha_i = 1$.
- II. Simetría del sistema de propulsión con respecto a algunos ángulos de orientación.
 - a. Rotaciones del vehículo a lo largo del eje y (cabeceo) cuando la velocidad del flujo es 0 m/s.
 - b. Rotaciones del vehículo a lo largo del eje z (guiñada) para cualquier velocidad del flujo.
 - c. Rotaciones del vehículo a lo largo del eje x (alabeo) para cualquier velocidad del flujo.

En todos los casos anteriores se considera que las rotaciones son aisladas, es decir, no combinadas. Más adelante se describe como considerar rotaciones compuestas del vehículo. Estas consideraciones permiten reducir el número de mediciones experimentales significativamente si afectar grandemente la exactitud de los resultados si se compensa correctamente la fuerza de gravedad. Sin embargo, es posible agregar las mediciones que se considere necesarias para cada caso.

- III. Como en todo proceso de caracterización, se realizan una serie de consideraciones en lo que respecta al régimen de operación. Particularmente, se hacen tiene que tomar la decisión de si se considerarán las fuerzas y momentos pico o las sostenidas para la estimación del modelo. Esto se discute a fondo más adelante.

Bajo las consideraciones previas sólo se requiere tomar medidas experimentales considerando variaciones de la velocidad del flujo (v) en combinación con el ángulo de incidencia del mismo (θ_α), ver Figura 44.

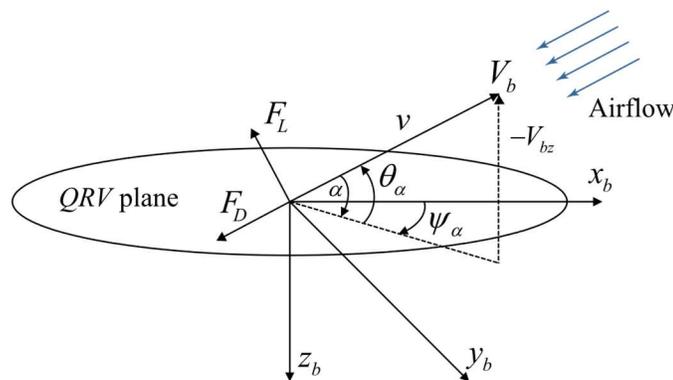


Figura. 44. Configuración geométrica del marco de referencia del CR con respecto al flujo.

Por otro lado, algunas condiciones no requieren ser medidas directamente. Por ejemplo, la estimación con diferentes ángulos de incidencia debe ser igual si la velocidad del flujo es 0 m/s. Siguiendo la discusión previa y las maniobras estipuladas en la Tabla 3.1, un conjunto de 108 mediciones experimentales dentro del rango definido por $\theta_\alpha \in [0^\circ \ 20^\circ]$ y $v \in [-8 \ 8]$ m/s fueron tomadas con el banco de pruebas. En conjunto con las consideraciones I-II, este número de mediciones fue suficiente para generar una idea general del comportamiento del sistema de propulsión. Dependiendo de la aplicación, es posible que se deban incorporar un mayor número de mediciones y/o un rango más extenso para la velocidad y el ángulo. Note que velocidades de flujo negativas con ángulos de incidencia positivos son equivalentes a velocidades de flujo positivos con ángulos de incidencia negativos.

Para cada punto experimental se realizó una estimación de las constantes k_f , k_t , y k_m utilizando el algoritmo de MC de la misma manera en que se realizó para la condición nominal presentada en la Figura 40 y la Tabla 3.2. Este procedimiento permite representar estas constantes como una función del ángulo de incidencia y la velocidad del flujo, lo cual resulta en:

$$\begin{bmatrix} F_z \\ M_p \\ M_q \\ M_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -k_f(v, \theta_\alpha) & -k_f(v, \theta_\alpha) & -k_f(v, \theta_\alpha) & -k_f(v, \theta_\alpha) \\ 0 & -k_t(v, \theta_\alpha) & 0 & k_t(v, \theta_\alpha) \\ k_t(v, \theta_\alpha) & 0 & -k_t(v, \theta_\alpha) & 0 \\ -k_m(v, \theta_\alpha) & k_m(v, \theta_\alpha) & -k_m(v, \theta_\alpha) & k_m(v, \theta_\alpha) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1^2 \\ U_2^2 \\ U_3^2 \\ U_4^2 \end{bmatrix} V_{dc}^2 = P(v, \theta_\alpha) \begin{bmatrix} U_1^2 \\ U_2^2 \\ U_3^2 \\ U_4^2 \end{bmatrix} V_{dc}^2 \quad (26)$$

Las funciones $k_f(v, \theta_\alpha)$, $k_t(v, \theta_\alpha)$ y $k_m(v, \theta_\alpha)$ del modelo (26) se pueden obtener de las estimaciones experimentales utilizando alguna técnica de ajuste de datos. En este caso se propuso la siguiente estructura paramétrica para $k_f(v, \theta_\alpha)$, $k_t(v, \theta_\alpha)$ y $k_m(v, \theta_\alpha)$:

$$k_j(v, \theta_\alpha) = (k_{j,33}\theta_\alpha^2 + k_{j,32}\theta_\alpha + k_{j,31})v^2 + (k_{j,23}\theta_\alpha^2 + k_{j,22}\theta_\alpha + k_{j,21})v + k_{j,11} \quad (27)$$

con $j=f, t$ y m .

La ecuación (27) se puede ver como una aproximación bi-cuadrática con respecto a la velocidad y ángulo del flujo. Una interesante característica de (27) es que cuando $v=0$, entonces $k_j(v, \theta_\alpha) = k_{j,nom} \forall \theta_\alpha$, lo cual cumple con la consideración

II.a. Otra característica relevante es que (27) se puede escribir como:

$$k_j(v, \theta_\alpha) = \begin{bmatrix} 1 & v & v^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_{j,11} & k_{j,12} & k_{j,13} \\ k_{j,21} & k_{j,22} & k_{j,23} \\ k_{j,31} & k_{j,32} & k_{j,33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ \theta_\alpha \\ \theta_\alpha^2 \end{bmatrix} = \mathbf{V} \mathbf{K}_j \Theta_\alpha^T \quad (28)$$

con $k_{j,12} = k_{j,13} = 0$. $\mathbf{V} = \begin{bmatrix} 1 & v & v^2 \end{bmatrix}$ y $\Theta_\alpha = \begin{bmatrix} 1 & \theta_\alpha & \theta_\alpha^2 \end{bmatrix}$. La estructura de (28) permite estimar las matrices de parámetros \mathbf{K}_j utilizando el algoritmo de MC. Utilizando esta estrategia se obtienen las siguientes matrices de parámetros:

$$\begin{aligned}
\mathbf{K}_f &= \begin{bmatrix} 0.3428 & 0 & 0 \\ 1.0162e-17 & 4.8091 \times 10^{-4} & -7.6078 \times 10^{-5} \\ 1.4924 \times 10^{-3} & 6.2062 \times 10^{-5} & -6.6810 \times 10^{-6} \end{bmatrix} \\
\mathbf{K}_t &= \begin{bmatrix} 0.0331 & 0 & 0 \\ -5.9263 \times 10^{-19} & -3.0612 \times 10^{-5} & -7.0631 \times 10^{-6} \\ -2.6733 \times 10^{-5} & 1.5396 \times 10^{-5} & -5.8625 \times 10^{-7} \end{bmatrix} \\
\mathbf{K}_m &= \begin{bmatrix} 4.032 \times 10^{-3} & 0 & 0 \\ 8.2964 \times 10^{-20} & 1.4892 \times 10^{-5} & -1.7104 \times 10^{-6} \\ 3.2977 \times 10^{-7} & 5.826 \times 10^{-6} & -2.8003 \times 10^{-7} \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{29}$$

La Figura 45 muestra una representación gráfica del modelo de propulsión extendido (ecuaciones (26),(28)(29)). Esta figura muestra que el desempeño resultante del sistema de propulsión cambia de manera significativa tanto con la velocidad como con el ángulo del flujo. La primera observación es que a más altos ángulos el comportamiento de k_f es como se esperaría de una configuración típica de una sola hélice. Esto es, que a medida que aumenta la velocidad del flujo disminuye la fuerza de propulsión. Otra observación importante es que mientras que los coeficientes de momento (k_t y k_m) siguen un patrón similar a k_f , estos presentan diferencias cualitativas importantes. Esto confirma que hay fenómenos complejos que están afectando el sistema de propulsión.

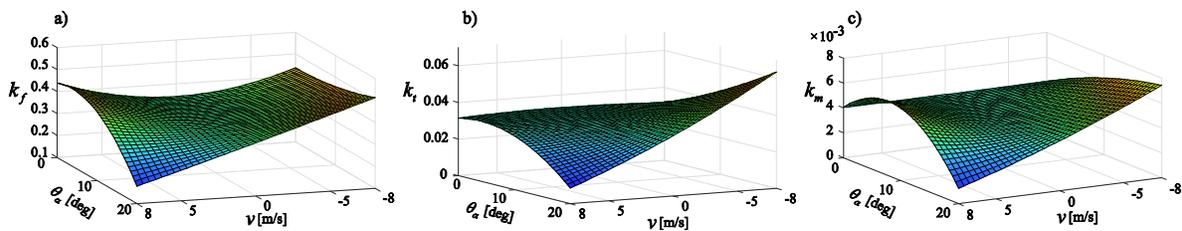


Fig. 45. Representación gráfica de las ganancias del sistema de propulsión.

Para poder analizar las diferencias principales que se pueden capturar con la metodología propuesta, la Figura 46 muestra la representación gráfica de la fuerza de empuje de una sola hélice cuando se mide por separado. El diámetro de esta

hélice es aproximadamente 3 veces el de las hélices del CR y se utilizó un método de medición más simple (medición de fuerzas en un sólo eje). En este sentido es posible comparar las Figuras 45 y 46. Esta comparación muestra que existen claras diferencias cuando el ángulo de incidencia es cercano a cero. Mientras que la hélice por separado muestra una tendencia a decrementar el empuje a medida que incrementa la velocidad del flujo, en el caso del sistema de propulsión del CR se observa la una tendencia inversa. La razón teórica para este fenómeno se desconoce por el momento, pero representa una importante diferencia cualitativa. Por otro lado, para mayores ángulos de incidencia el comportamiento de la hélice por separado es similar al del sistema completo, lo cual indica que el fenómeno anterior se ve disminuido.

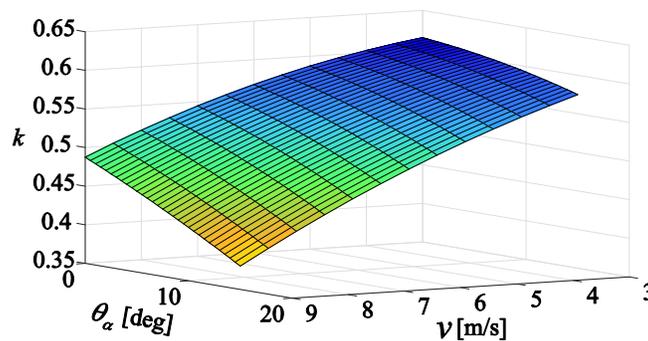


Fig. 46. Representación gráfica de la ganancia de empuje de una sólo hélice.

La discusión previa muestra nuevamente que el proceso de caracterización del sistema de propulsión completo, en vez de hélices por separado, puede revelar información adicional de comportamiento del sistema de propulsión. Confirmando que los bancos de prueba propuestos en esta tesis son útiles para la generación de nuevo conocimiento.

Una observación final pero muy importante dentro del proceso de estimación es que incluso el modelo mejorado de propulsión propuesto en la ecuación (26) está limitado. Es decir, bajo este modelo un incremento del coeficiente k_f puede representar fenómenos reales crucialmente diferentes. Por ejemplo, la Figura 47 muestra las mediciones de empuje total en diferentes condiciones. De acuerdo con

la Figura 45, y considerando un ángulo fijo $\theta_\alpha = 0^\circ$, si se decrementa el flujo (más negativo) se tendrá un incremento en la fuerza de empuje. Esto se confirma en la Figura 10a. Por otro lado, la Figura 45 también indica que si se considera una velocidad de flujo constante de -4m/s , entonces un incremento en el ángulo de incidencia también (al extremo) también tiende a aumentar el empuje. En este caso la Figura 47 muestra que, aunque dicha fuerza aumenta en su pico, el sistema de propulsión no es capaz de mantenerla de manera continua. Aunque la razón para este fenómeno es desconocida, se ha sugerido que se debe a la sobrecarga del sistema electrónico de potencia de los ESC.

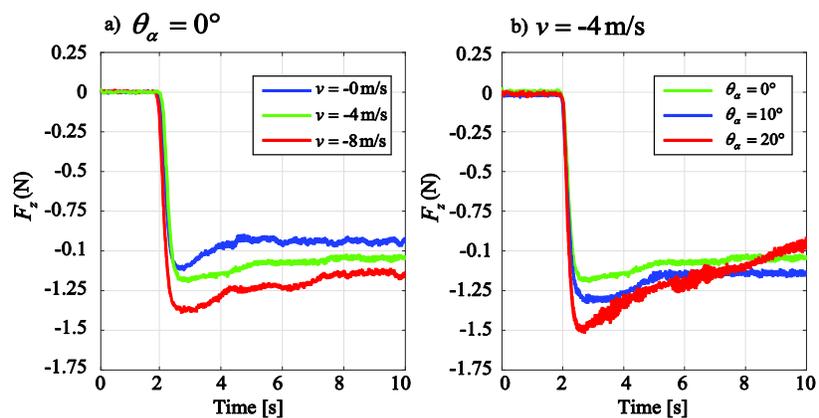


Figura. 47. Mediciones del empuje total para una serie de condiciones donde se el modelo (29) predice un aumento de la fuerza de empuje (ver Figura 8a).

La discusión previa demuestra que el modelo (26) es incapaz de considerar fenómenos variantes en el tiempo como los que claramente se observan en la Figura 47. En estos casos la única solución (manteniendo la estructura del MPT) es decidir bajo qué régimen de operación se ajustará el modelo (respuesta pico o sostenida). En lo que resta de la tesis los modelos reportados se caracterizaron considerando las respuestas instantáneas (pico) cuando una operación sostenida no fue posible. La razón para esto es que una operación una condición pico sería indicativa de una maniobra fuera del régimen típico del vehículo que no se supone sea sostenida. Este tipo de consideraciones corresponden a decisiones de diseño que deben ser evaluadas al momento de realizar el proceso de modelado por el equipo de diseño del vehículo ya que su efecto sobre el modelo final es significativo.

Los resultados previos muestran que en la práctica el proceso de caracterización del sistema de propulsión de lo MVANT producirá modelos muy específicos que sólo serán válidos para las condiciones de operación y los vehículos particulares que se estén modelando. Esto indica también que, salvo observaciones muy generales, es incorrecto tratar de generalizar los resultados de un sistema particular a otros, salvo en condiciones ideales. Por ejemplo, sería inapropiado afirmar que todos los vehículos CR tendrán el comportamiento que tiene el que se ha caracterizado en esta tesis. Esto soporta la idea de que se debe hacer un uso más extendido de bancos de prueba para caracterización experimental que integren la mayor parte de los sistemas posibles.

3.1.6 Caracterización del sistema de propulsión en vuelo horizontal

Una importante nueva tendencia en el diseño de MVANT es la de vehículos con despegue y aterrizaje vertical (VTOL por sus siglas en inglés) con capacidades de vuelo horizontal. El vuelo horizontal permite el uso de un ala fija como principal superficie de sustentación, mejorando la eficiencia del vehículo hasta en un orden de magnitud en misiones que requieren un tiempo de vuelo extendido. El sistema de propulsión de estos VTOL también puede ser modelado y caracterizado con los bancos de pruebas presentados en esta tesis. Por los vehículos con hélices fijas cuyo fuselaje rota completamente se pueden caracterizar directamente como se presentó en la sección anterior (considerando un rango de θ_α apropiado). En el caso de los vehículos con hélices basculantes se utiliza la ecuación (22) con $\sigma \neq 0^\circ$ y se requerirían un mayor número de puntos de experimentación combinando diferentes propiedades del flujo con ángulos σ .

Por otro lado, una nueva tendencia es el uso de configuraciones VTOL híbridas como aquellas que se muestran en la Figura 48

a) VTOL de Aurora/Boeing (2017)



b) VTOL de Aurora/Boeing (23/01/2019)



c) VTOL de DroneVolt



d) VTOL de Chengdu JOUAV Automation



Figura 48. Recientes configuraciones híbridas

En estos vehículos las hélices están fijas al fuselaje y se requiere que estas se mantengan orientadas verticalmente durante el vuelo horizontal mientras operan a baja/cero potencia. Es decir, las hélices se mantienen prácticamente desactivadas durante el vuelo horizontal. Para poder modelar el efecto que estas hélices tienen en el vehículo se tomaron 154 mediciones experimentales con el banco de pruebas en las siguientes condiciones:

- Velocidad del flujo dentro $v = [-12, 12]$ m/s. Se considera mayor velocidad que en la sección anterior porque este normalmente es el requerimiento en vuelo horizontal.
- Ángulo de orientación dentro $\theta_\alpha = [0^\circ, 10^\circ]$. Se considera un rango de orientación más reducido ya que en estas condiciones este ángulo se convierte en el ángulo de ataque del ala principal, el cual normalmente está limitado.

Para cada combinación de v y θ_α se tomaron mediciones con y sin las hélices. Se asume que el efecto neto de las hélices es la diferencia entre ambas mediciones.

Siguiendo la misma metodología que en la sección anterior, primero se modelaron las fuerzas y momentos que ejercen las hélices sobre el fuselaje de acuerdo con la siguiente estructura:

$$\begin{aligned} F_j(v, \theta_\alpha) &= \mathbf{V} \mathbf{K}_j \Theta_\alpha^T \\ M_j(v, \theta_\alpha) &= \mathbf{V} \mathbf{K}_j \Theta_\alpha^T \end{aligned} \quad (30)$$

donde $j=z, y, z$ para las fuerzas y $j=p, q, r$ para los momentos, mientras que \mathbf{V} , \mathbf{K}_j y Θ_α se definen como en la ecuación (28).

La Tabla 3.3 presenta la varianza (Var) y el valor cuadrático promedio (RMS) de todas las mediciones experimentales. Esta tabla revela que sólo F_x , F_z , y M_q son relevantes y el resto de las fuerzas y momentos pueden ser despreciadas para esta configuración de hélices. En particular, se puede notar como el RMS y la Var de F_y son alrededor de un orden de magnitud menores que los de F_x y F_z ; lo mismo se observa para M_p y M_r en comparación con M_q . Esto también se puede confirmar con una inspección cualitativa de los datos medidos. Por lo tanto, sólo los resultados de F_x , F_z , y M_q se presentan a continuación.

Tabla 3.3. Valoración cuantitativa del efecto de las hélices desactivadas en vuelo horizontal.

Parámetro	F_x	F_y	F_z	M_p	M_q	M_r
RMS	17.99×10^{-3}	2.0×10^{-3}	44.32×10^{-3}	5.56×10^{-4}	1.7×10^{-3}	2.95×10^{-4}
Var	1.79×10^{-4}	4.04×10^{-6}	1.97×10^{-3}	3.12×10^{-7}	2.32×10^{-6}	8.55×10^{-8}

Utilizando el método de MC, las se estimaron las matrices \mathbf{K}_j resultando en:

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_x &= \begin{bmatrix} 2.362 \times 10^{-4} & 0 & 0 \\ -5.799 \times 10^{-5} & 8.526 \times 10^{-5} & -1.303 \times 10^{-5} \\ -2.673 \times 10^{-4} & 2.296 \times 10^{-5} & -1.336 \times 10^{-6} \end{bmatrix} \\ \mathbf{K}_z &= \begin{bmatrix} 3.008 \times 10^{-3} & 0 & 0 \\ -6.285 \times 10^{-5} & 9.653 \times 10^{-5} & -3.658 \times 10^{-5} \\ 2.641 \times 10^{-4} & -1.226 \times 10^{-4} & 6.167 \times 10^{-6} \end{bmatrix} \\ \mathbf{K}_q &= \begin{bmatrix} 1.88 \times 10^{-5} & 0 & 0 \\ -7.052 \times 10^{-6} & -7.305 \times 10^{-6} & -7.356 \times 10^{-7} \\ -1.689 \times 10^{-5} & 1.669 \times 10^{-6} & -1.082 \times 10^{-7} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (31)$$

La Figura 49 presenta una representación gráfica del modelo resultante. Esta figura muestra que las fuerzas y momento ejercidos por las hélices inactivas cambian de manera significativa con la velocidad y el ángulo del flujo.

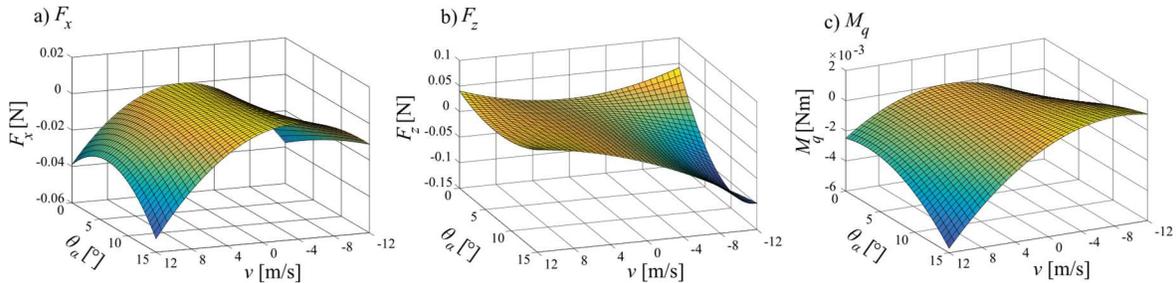


Figura 49. Principales fuerzas y momento ejercidos sobre por las hélices inactivas sobre el fuselaje.

Es fácil integrar estas fuerzas y momento con el modelo de cuerpo rígido del vehículo. Esto puede ser útil para el diseño de algoritmos de control y para simulaciones digitales. Sin embargo, para un análisis aerodinámico es preferible presentar los resultados en el marco de referencia del viento. En este caso el ángulo de ataque (AOA por sus siglas en inglés) puede ser calculado como $\alpha = -\theta_\alpha$ (ver Figura 44). Adicionalmente, las fuerzas de levantamiento y de arrastre (denotadas como F_L y F_D) se calculan como $F_L = -F_z \cos(\theta_\alpha) - F_x \sin(\theta_\alpha)$ y $F_D = -F_x \cos(\theta_\alpha) + F_z \sin(\theta_\alpha)$. Finalmente, para el análisis de las fuerzas de levantamiento y arrastre es común utilizar AOA positivos y negativos con velocidades del flujo positivas. Utilizando la estructura de la ecuación (30) con $j=L, D$ y Q para $F_L(v, \theta_\alpha)$, $F_D(v, \theta_\alpha)$ y $M_q(v, \theta_\alpha)$ respectivamente. Las matrices de ganancias correspondientes se reportan en la ecuación.

$$\begin{aligned}
K_L &= \begin{bmatrix} 8.989 \times 10^{-5} & 0 & 0 \\ -1.127 \times 10^{-3} & 1.988 \times 10^{-4} & 8.581 \times 10^{-6} \\ 1.763 \times 10^{-4} & -6.533 \times 10^{-5} & 9.335 \times 10^{-8} \end{bmatrix} \\
K_D &= \begin{bmatrix} 354 \times 10^{-4} & 0 & 0 \\ -9.924 \times 10^{-4} & 2.431 \times 10^{-5} & 4.238 \times 10^{-6} \\ 3.098 \times 10^{-4} & 2.584 \times 10^{-6} & 2.845 \times 10^{-7} \end{bmatrix} \\
K_Q &= \begin{bmatrix} -4.939 \times 10^{-5} & 0 & 0 \\ 1.768 \times 10^{-4} & -4.801 \times 10^{-6} & -1.542 \times 10^{-6} \\ -2.827 \times 10^{-5} & -1.279 \times 10^{-6} & 1.341 \times 10^{-7} \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{32}$$

. La Figura 50 presenta una representación gráfica de los modelos de F_L , F_D y M_q .

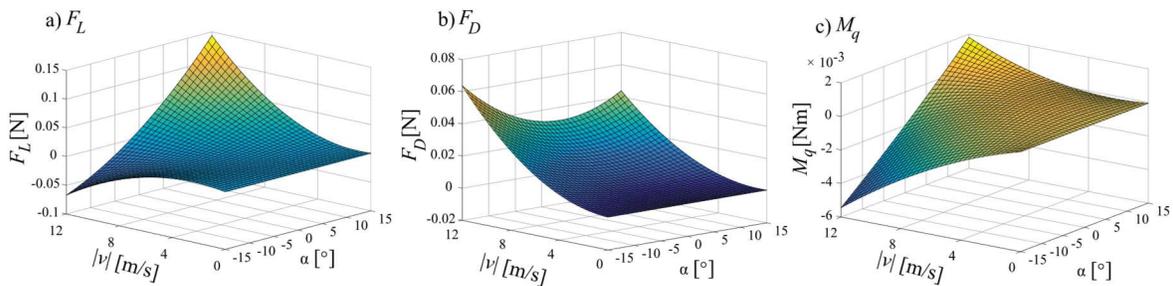


Figura 50. Levantamiento, arrastre y momento de cabeceo ejercidos por las hélices inactivas durante el vuelo horizontal.

Esta figura revela que esta configuración de hélices ejerce una fuerza de levantamiento que aumenta a medida que aumenta el AOA mientras que el arrastre tiende a incrementarse de manera cuadrática a medida que la magnitud del AOA aumenta. Por otro lado, el momento de cabeceo presenta una pendiente positiva con respecto al AOA a mayores velocidades de flujo. Las máximas fuerzas y momentos que ejercieron las hélices inactivas se observaron con la mayor velocidad de flujo. En particular la máxima magnitud de la fuerza de levantamiento fue alrededor de 0.15N con el mayor AOA. En comparación, cada motor puede ejercer alrededor de 1N cuando está activo. En el caso del arrastre el mayor valor fue de 0.067N cuando se tenía el menor AOA. Finalmente, el momento de cabeceo tuvo la mayor magnitud con el mayor AOA resultando en $M_q = -5.4 \times 10^{-3}$ Nm comparado con un promedio de 40×10^{-3} Nm medido en las maniobras típicas del CR.

La discusión previa sugiere que F_L , F_D , y M_q siguen un comportamiento como aquel que se observa en los cuerpos aerodinámicos clásicos. Para observar mejor este comportamiento se calcularon los coeficientes de levantamiento, arrastre y de momento de cabeceo (denotados como C_L , C_D , C_M) utilizando las fórmulas típicas $F_L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L$, $F_D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D$ y $M_q = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_M$. Estos coeficientes se calcularon considerando S como el área del disco de la hélice para mantener una coherencia con el resto de los coeficientes. Sin embargo, es posible que otra consideración para esta área sea también válida según la aplicación. La Figura 51 presenta los coeficientes resultantes a diferentes velocidades del flujo. Para referencia, a 12m/s el Número de Reynolds (Re) resulta alrededor de 1×10^5 en las condiciones medidas.

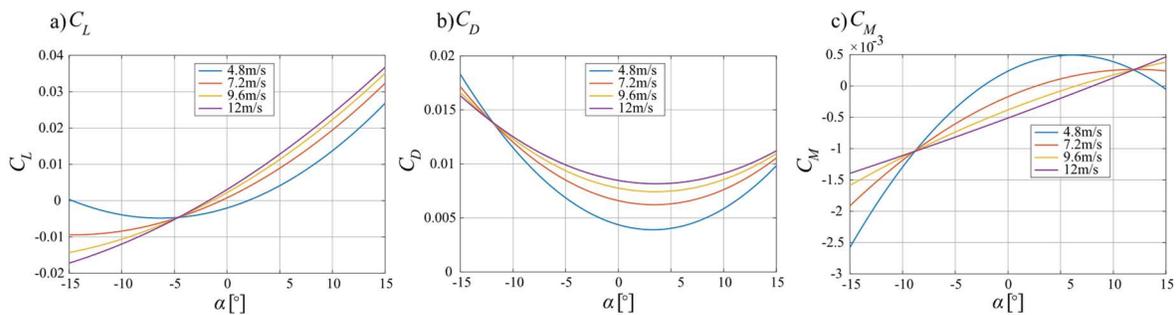


Figura 51. Coeficientes de levantamiento, arrastre y de momento de cabeceo de las hélices inactivas en vuelo horizontal.

La Figura 51 muestra que con la máxima velocidad de flujo los coeficientes son similares a los de un perfil alar asimétrico. En general C_L es pequeño mientras que el menor valor de C_D está al nivel del coeficiente de arrastre esperado para una placa delgada a cero AOA. Por otro lado, no se alcanza a observar el desplome en C_L , lo cual sugiere que se requeriría mayor AOA para observar este fenómeno. Otra observación importante es que la pendiente de C_M tiende a ser positiva a altas velocidades, indicando un efecto desestabilizante [38,39]. Aunque la magnitud del momento de cabeceo es pequeña, cualquier factor desestabilizante debe ser tomado en consideración durante el diseño de una aeronave de ala fija.

Otra observación interesante es que el valor de C_D aumenta a medida que la velocidad del flujo aumenta. Esto implica que C_D aumenta a medida que Re

aumenta, mientras que normalmente se esperarí­a el efecto contrario. Esto sugiere que al incrementar la velocidad del flujo se est­a induciendo un efecto de transici3n [38]. Esto tambi3n puede estar relacionado con otros efectos tales como la interferencia del fuselaje del CR.

Finalmente, la Figura 52 presenta las gr­aficas de relaci3n de levantamiento-arrastre y la gr­afica polar para evaluar la posible eficiencia aerodin­amica. Al observar estas gr­aficas, y aunque el nivel de C_L/C_D es todav­a muy bajo, se puede vislumbrar la posibilidad de utilizar las h3lices inactivas como una posible fuente de sustentaci3n. Lo cual abre la posibilidad para nuevos y mejores dise­nos de sistemas de propulsi3n en el futuro.

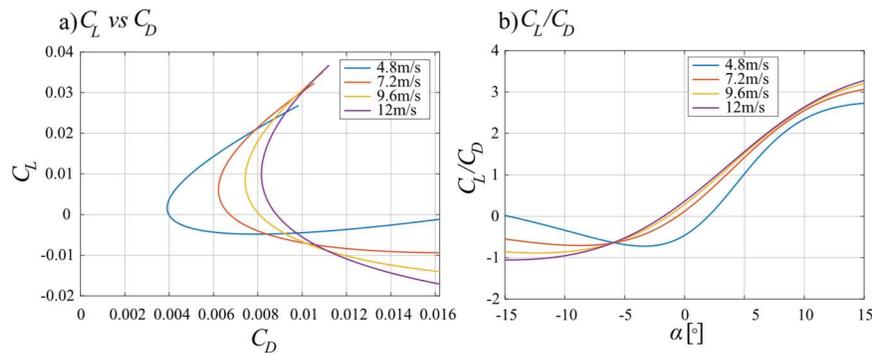


Figura 52. Valoraci3n de la eficiencia aerodin­amica de las h3lices inactivas durante el vuelo horizontal.

3.1.7 Caracterizaci3n de las din­amicas transitorias de los motores el3ctricos

Las propiedades transitorias de cada combinaci3n particular de motor-h3lice son importantes para el desempe­o global de los MVANT, particularmente cuando se operan en lazo cerrado. En esta secci3n se presenta un ejemplo de la caracterizaci3n de estas din­amicas con el banco de pruebas.

Como se hab­a comentado anteriormente, las mediciones de fuerza contienen inherentemente una gran cantidad de ruido debido a vibraciones. Estas vibraciones son producidas por el mismo sistema de propulsi3n e interact­an con los modos de vibraci3n del banco de pruebas. En una secci3n anterior se concluy3 que, para los anchos de banda de las din­amicas traslacionales y rotacionales del CR, era posible eliminar dichas vibraciones utilizando una estrategia de filtrado pasa-bajas. En

comparación, en [54] se discute como un ESC de alto desempeño diseñado para CR puede producir un tiempo de respuesta de alrededor de 30ms. Este tiempo de respuesta indica que el ancho de banda de la velocidad angular de los motores está dentro de la banda de las vibraciones por lo cual la estrategia de filtrado utilizando un filtro pasa-bajas no se puede aplicar para aislar la dinámica transitoria de los motores de las vibraciones.

Una estrategia bien conocida y probada para identificar sistemas en condiciones de alto nivel de ruido consiste en utilizar MC para estimar los parámetros de un modelo autorregresivo (AR) [55]. Utilizando esta estrategia se utilizaron las mediciones sin filtrar de la fuerza de empuje muestreadas a 10kHz para estimar los parámetros de la función de transferencia $g(s) = e^{-T_d s} / (\tau s + 1)$. Para simplificar el problema, se asume que todos los motores tienen la misma dinámica transitoria. Por otro lado, las entradas que se utilizaron para la estimación son las referencias enviadas a los ESC. Estas referencias se midieron experimentalmente con un módulo de medición de hardware de alta resolución para determinar las entradas de referencia efectivas enviadas a los ESC.

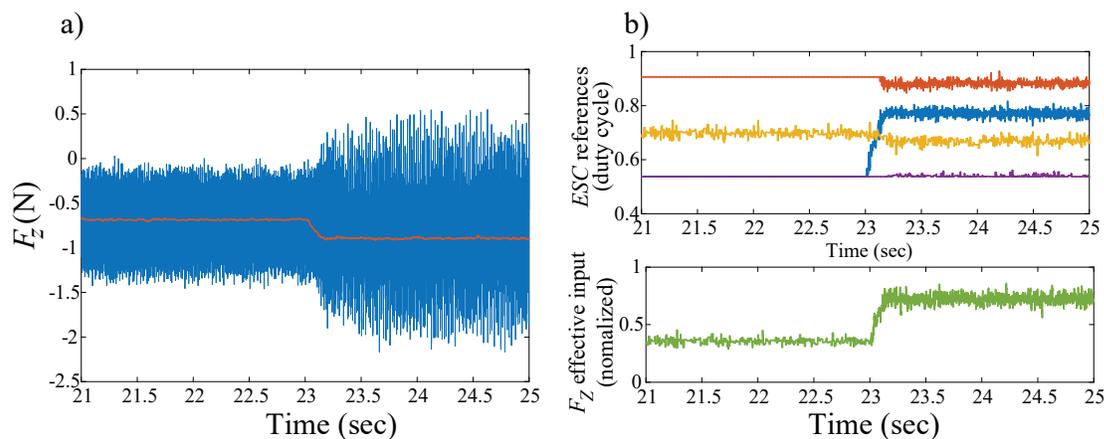


Figura 53. Estimación de la dinámica transitoria de los motores. A) Fuerza de empuje medida y modelada b) Referencias de los ESC medidas y entrada total efectiva.

La Figura 53 muestra el empuje total junto con el predicho por el modelo dinámico estimado. Adicionalmente, la Figura 53 presenta las referencias medidas enviadas a los 4 ESC donde 50% y 100% corresponde a 0% y 100% de la referencia de

velocidad respectivamente. De acuerdo con el modelo de propulsión (23) también se muestra la entrada efectiva de fuerza de empuje F_z que es la suma de la fuerza de cada motor/hélice. Estas figuras indican que el método de estimación de MC tiene un buen nivel de rechazo al ruido, filtrando de manera efectiva los modos de vibración. La dinámica resultante para cada motor está dada por $g(s) = e^{-T_d s} / (\tau s + 1)$ con $\tau = 0.01535$ and $T_d = 2 \times 10^{-3}$.

Finalmente, el tiempo de respuesta de estos motores es de alrededor de 62ms más un retardo de 2ms introducido por el protocolo de comunicaciones de los ESC.

3.1.8 Envolvente del sistema de propulsión

En esta sección se presenta una aplicación nueva para el modelo mejorado del sistema de propulsión que se obtuvo con el banco de pruebas. Esto demuestra que este tipo de dispositivos son útiles para la generación de nuevos conocimientos aplicados.

En secciones anteriores se mencionó como debido a la complejidad del sistema de propulsión y al número de variables involucradas, el modelado del sistema de propulsión puede producir resultados muy específicos para el vehículo en cuestión, que no deben ser extrapolados a otros MVANT. Esto es particularmente relevante porque la mayoría de los algoritmos de estabilización y navegación se basan en la parte estática del modelo (23), que desprecia muchos factores. En este contexto es relevante estudiar qué condiciones de operación permiten el uso de este modelo simplificado si presentar problemas. Es decir, se requiere una envolvente del sistema de propulsión.

Esta envolvente se puede obtener en términos de la velocidad y el ángulo de incidencia del flujo a partir del modelo de propulsión extendido (26) mediante la implantación de cotas superiores e inferiores para $k_j(v, \theta_\alpha)$, denotadas como $k_{j\min}$ y $k_{j\max}$. Estas cotas se deben seleccionar con cuidado de acuerdo a los

requerimientos particulares de cada vehículo. Sin embargo, algunas observaciones generales se pueden hacer. Por ejemplo, para el caso de $k_{j\min}$ el factor obvio para su ajuste es que tanta pérdida autoridad sobre el sistema de propulsión se puede admitir; más aún, considerando que normalmente un decremento en $k_j(v, \theta_\alpha)$ se presenta también en una condición de velocidad de flujo y ángulo de incidencia altos, lo cual agrava el efecto de pérdida de autoridad. Por otro lado, la selección de $k_{j\max}$ es menos obvia. Uno de los factores a considerar en este caso es que, como se vio en una sección anterior, un incremento $k_j(v, \theta_\alpha)$ puede ser indicativo de una situación donde se ha sobrecargado el sistema de propulsión y este no va a poder operar en dicha condición de manera continua. Otra consideración es que un incremento en $k_j(v, \theta_\alpha)$ también puede ser traducido como un incremento en la ganancia de los actuadores dentro del lazo de control y es bien sabido el existen límites para estas ganancias debido a consideraciones dinámicas (por ejemplo como aquellas dadas por los márgenes de ganancia) las cuales también se traducen en límites sobre $k_j(v, \theta_\alpha)$.

Una vez que se han establecido valores para $k_{j\min}$ y $k_{j\max}$ es posible calcular la envolvente del sistema de propulsión. Como ejemplo se seleccionó $k_{j\min}$ y $k_{j\max}$ como un $\pm 20\%$ de $k_{j,nom}$ para calcular la envolvente. La Figura 54 presenta las superficies correspondientes a $k_j(v, \theta_\alpha)$ junto con las superficies correspondientes a $k_{j\min}$ y $k_{j\max}$.

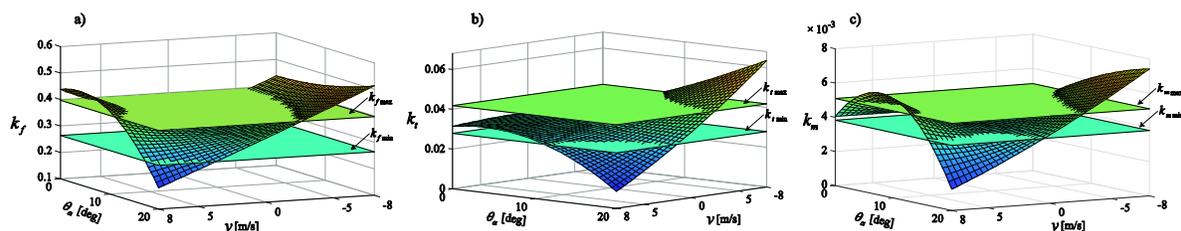


Figura 54. Cálculo del envolvente del sistema de propulsión.

Las envolventes resultantes se muestran en la Figura 55. Esta figura indica que para bajos ángulos de incidencia el sistema de propulsión es capaz de operar dentro el rango completo de velocidad de flujo para k_t y k_m , pero no para k_f . Esto es, se puede mantener buena maniobrabilidad de orientación, pero se compromete la maniobrabilidad en altitud. Por otro lado, al incrementar los ángulos de incidencia la se compromete la autoridad del sistema de propulsión para todas las maniobras. Esta información puede ser útil para determinar las capacidades de maniobra del vehículo. Es importante notar que en la práctica la velocidad y el ángulo del flujo son variables altamente correlacionadas debido a la dinámica del vuelo del mismo.

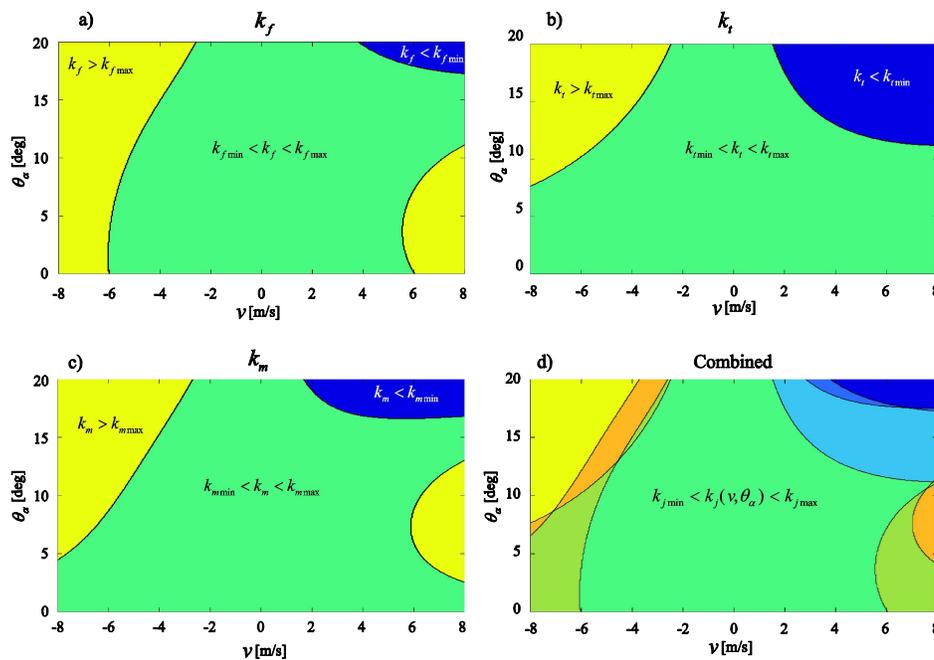


Figura 55. Envolventes del sistema de propulsión.

3.1.9 Integración del modelo extendido de propulsión con el modelo dinámico de CR

En las secciones anteriores gracias al uso de los bancos de pruebas fue posible obtener un modelo extendido del sistema de propulsión. Así mismo se investigó la posible aplicación del mismo para calcular envolventes de operación del mismo. No obstante, estos están sujetos al conocimiento previo de las condiciones del flujo a las que se va a someter el vehículo. Es decir, se requiere conocer a priori la

velocidad y el ángulo de incidencia del flujo, pero estos dependen de la dinámica de vuelo del vehículo, particularmente su comportamiento en lo que respecta a su orientación y su velocidad traslacional. Es decir, existe una muy cercana interacción entre el sistema de propulsión y el modelo de dinámica de vuelo del CR.

En esta sección se muestra cómo es posible integrar el modelo mejorado del sistema de propulsión con modelo de dinámica de vuelo típico de los CR. El modelo resultante puede ser considerado como un modelo mejorado del CR que puede ser utilizado para muchas aplicaciones tales como:

- Planeación de maniobras y trayectorias mejoradas.
- Mejores algoritmos de control.
- Simulaciones del vehículo mejoradas.

Mediante la integración del modelo extendido de propulsión con el modelo dinámico del CR se va a estudiar los efectos que puede tener sobre el desempeño del vehículo el uso de un modelo más completo. Para este proceso no se consideran ráfagas de aire externas; no obstante, es fácil agregar este efecto si se necesita.

Una propiedad sobresaliente del modelo de propulsión mejorado (MPM) es que modifica la estructura dinámica del vehículo como se discute a continuación. La Figura 55 muestra la estructura de control típica de los MVANT. El MPM incorpora una retroalimentación adicional de los estados (representada por las líneas verdes), mientras que el modelo de propulsión tradicional (MPT) sólo depende de las entradas de control. Cuando se utiliza el MPT las variaciones del sistema de propulsión quedan representadas tan sólo como cambios en una ganancia proporcional dentro del lazo de control. Por otro lado, dado que el MPM es dependiente de los estados del sistema (ver ecuación (26)), la estructura resultante es más parecida a un sistema multi-linear, donde las variables de entrada multiplican a los estados del sistema. En los sistemas de este tipo, las modificaciones en la ganancia de entrada tienen un efecto más profundo en las dinámicas del sistema que el de una ganancia proporcional. Más aún, el MPM tiene

una estructura multi-polinomial (con funciones cuadráticas de los estados del sistema). Lo anterior indica que la interacción entre las dinámicas de vuelo y el sistema de propulsión es compleja.

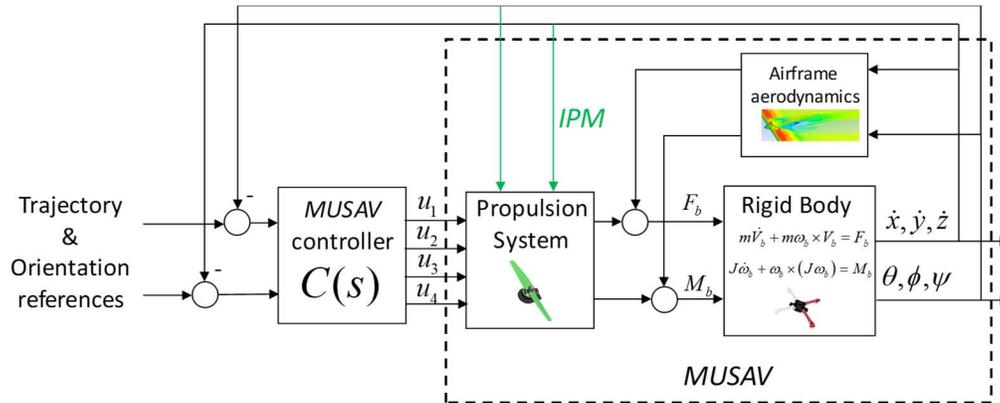


Figura 55. Estructura típica de control de MVANT. El modelo mejorado de propulsión incorpora la retroalimentación de los estados del MVANT (líneas verdes), mientras que el modelo tradicional sólo depende de las entradas de control.

Normalmente los modelos de CR están expresados en un marco de referencia inercial debido a que su principal aplicación es el seguimiento de trayectorias a lo largo de un marco de referencia fijo a tierra. Adicionalmente, la orientación del vehículo normalmente se expresa utilizando ángulos de Euler con una secuencia $\psi - \theta - \phi$ [28]. Por lo tanto, sería útil derivar el modelo resultante considerando como conocidas sólo las variables traslacionales y los ángulos de Euler en el marco inercial. En [28] se presenta una revisión de modelos de CR que revela que esta es, en efecto, la estructura más comúnmente reportada para estos vehículos.

La velocidad del vehículo en el marco de referencia inercial está dada por $V_e = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$. Si no existen ráfagas externas de aire, entonces la velocidad del flujo relativa al marco de referencia del vehículo está dada por $V_b = R V_e$, con R de la ecuación (9). De acuerdo con la Figura 44, es posible representar V_b en coordenadas esféricas. En este caso el ángulo de incidencia del flujo resulta ser:

$$\theta_\alpha = -\sin^{-1}\left(\frac{V_{bz}}{v}\right) \quad (33)$$

donde v es la magnitud de V_b y V_{bz} es el tercer componente de V_b , es decir:

$$v = \sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2} \quad (34)$$

$$V_{zb} = \dot{x}(s_\phi s_\psi + c_\phi c_\psi s_\theta) - \dot{y}(c_\psi s_\phi - c_\phi s_\psi s_\theta) + \dot{z}c_\phi c_\theta$$

El signo negativo θ_α se requiere porque el eje z está definido hacia abajo en el marco típico de dinámica de vuelo. De acuerdo a las consideraciones I-III presentadas en una sección anterior, sólo v y θ_α son relevantes para el sistema de propulsión. Finalmente, la combinación de las ecuaciones (28),(33),(34) (sistema de propulsión) con (6)-(7) (modelo dinámico) completa el modelo mejorado del CR.

Para realizar los cálculos numéricos se necesita tomar en cuenta lo siguiente. Si $v \approx 0$ entonces el cálculo de θ_α se vuelve muy sensible. En este caso, se puede establecer una cota mínima para v dentro de los cálculos. Por otro lado, si el modelo (28) se estima considerando sólo ángulos positivos con velocidades de flujo positivas o negativas, entonces un equivalente de (33),(34) está dado por:

$$\theta_\alpha = \sin^{-1} \frac{|V_{bz}|}{\sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2}} \quad (35)$$

$$v = -\text{sign}(V_{zb}) \sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2}$$

En este caso la función *signo* puede introducir problemas numéricos que se puede resolver con una pérdida insignificante de precisión numérica reemplazando la función signo por una función *tanh* apropiada.

Los efectos de considerar el modelo mejorado en conjunto con un controlador de lazo cerrado se ilustran con los siguientes dos ejemplos. Particularmente se hace una comparación del MPT (modelo de propulsión tradicional, correspondiente a la parte estática de (23)) con el MPM (modelo de propulsión mejorado correspondiente a las ecuaciones (26),(28),(34)) mediante simulaciones digitales. En ambos casos

se simularon los mismos controladores de seguimiento para las variables x , y , z y ψ diseñados utilizando el MPT de acuerdo al procedimiento propuesto en [37]. Bajo esta configuración, los ángulos de orientación restantes θ y ϕ son variables internas que no siguen una referencia en particular. El diseño de estos controladores es un tema ya bien reportado y conocido y no se explorará más afondo en esta tesis.

En ambos casos las señales de referencia para las variables x , y se definieron como un círculo/elipse sobre el plano x - y , mientras que la referencia del eje z se mantiene constante. En el caso del ángulo de guiñada ψ se le da al vehículo la consigna de hacer una rotación de 150° durante el vuelo simulado.

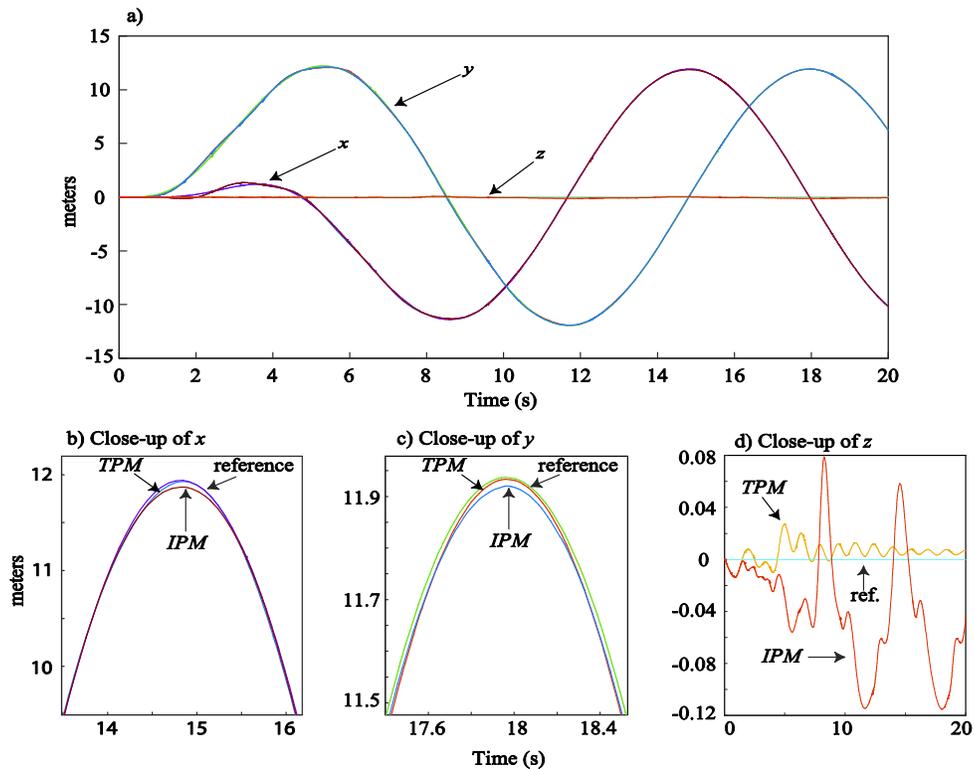


Figura 56. ESTA DEBIA SER EL # SIGUIENTE Comparación entre las respuestas de seguimiento del CR utilizando el modelo de propulsión típico (MPT) y el mejorado (MPM).

En el primer ejemplo se simula un controlador de alto desempeño. Este se puede considerar con un ejemplo de la condición deseable típica para este tipo de vehículos. La Figura 56a muestra las respuestas de posición del CR utilizando

ambos modelos de propulsión junto con las referencias de cada variable. En esta figura se aprecia un nivel de desempeño similarmente bueno. Una inspección más cercana (Figuras 56b-d) revela que el utilizar el MPM predice un mayor nivel de error. Este fenómeno se puede apreciar más claramente en la respuesta de altitud del vehículo (Figura 56d). A partir de estas figuras queda claro que la introducción de un modelo de propulsión más completo puede revelar los efectos negativos de fenómenos que anteriormente se ignoraban con el modelo simplificado.

Una evaluación más profunda de las diferencias entre ambos modelos de propulsión se puede apreciar en la Figura 57, que muestra las propiedades del flujo predichas con ambos modelos. Esta figura indica que tanto la velocidad como la orientación del flujo son similares en ambos casos. La principal diferencia es que cuando se utiliza el MPT se predicen mayores valores pico para θ_α . Este fenómeno puede ser explicado de manera intuitiva cuando se le ordena al vehículo hacer un cambio de dirección de 180° mientras viaja a altas velocidades. Durante este tipo de maniobras el vehículo se orienta de tal manera que el flujo apunta a la parte inferior del mismo. De tal manera que se aumenta la efectividad de la fuerza de empuje de las hélices. Esto muestra como el MPM es capaz de predecir interacción es complejas entre la dinámica de vuelo del vehículo y el sistema de propulsión. Otra observación sobre la Figura 57 es que cuando θ_α cruza por cero, esto implica también un cambio de signo en la velocidad del vehículo. Aunque esto puede aparentar se una discontinuidad dentro del MPM, hay que recordar que se estableció que un flujo con $\theta_\alpha = 0$ mapea a la misma constante de propulsión sin importar el signo de v . Por lo tanto, se elimina dicha discontinuidad.

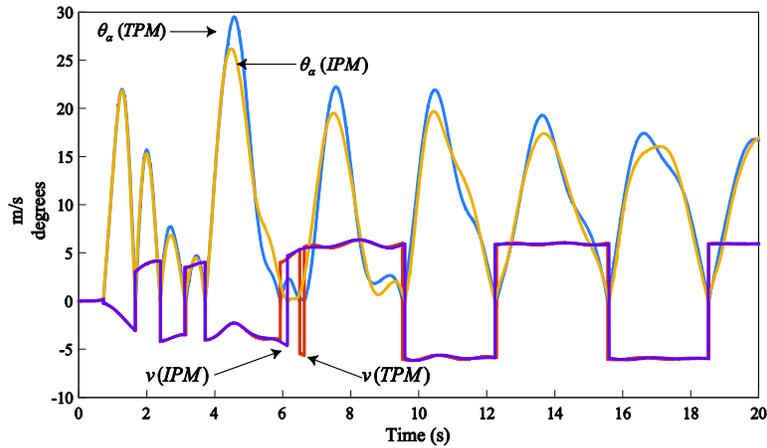


Figura 57. Comparación entre las propiedades del flujo utilizando ambos modelos del sistema de propulsión.

Finalmente se presentan los coeficientes de la matriz de propulsión (26) considerando ambos modelos en la Figura 58. Mientras que el MPT considera los coeficientes constantes, el MPM actualiza su valor en línea de acuerdo a las propiedades del flujo. Esta figura muestra que existe un nivel significativo de variación en los coeficientes de propulsión del MPM. En particular, los coeficientes k_f y k_m tienen un comportamiento similar mientras que k_t presenta menos oscilaciones.

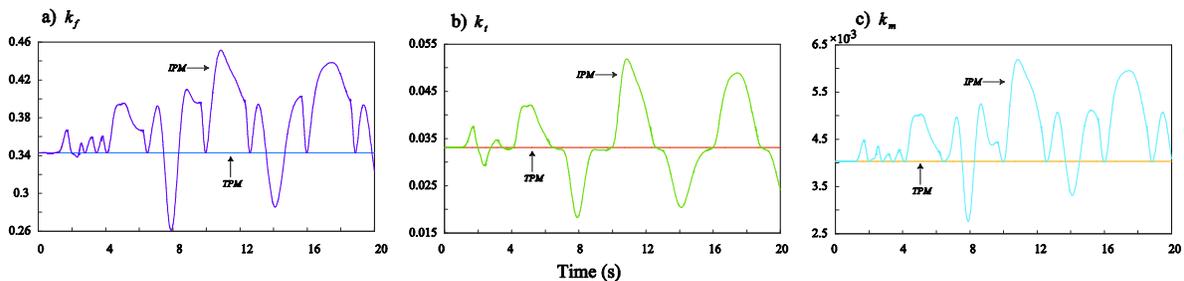


Figura 58. Comparación de los coeficientes de la matriz de propulsión P usando los modelos MPT y MPM.

Otra observación importante de la Figura 58 es que utilizando el MPM se tiene un importante nivel de variaciones paramétricas en las dinámicas del CR. Sin embargo, el desempeño en el seguimiento de trayectorias del CR fue muy similar al que presentó el MPT. Esto indica que el controlador de lazo cerrado fue capaz de rechazar en gran medida estas perturbaciones. Esto se puede corroborar con la Figura 59, que presenta una comparación entre el voltaje de entrada simulado para el motor 1 del CR utilizando los dos modelos de propulsión. A partir de esta figura

queda claro que el controlador de lazo cerrado compensa las variaciones del sistema de propulsión operando los motores (actuadores) de manera más agresiva.

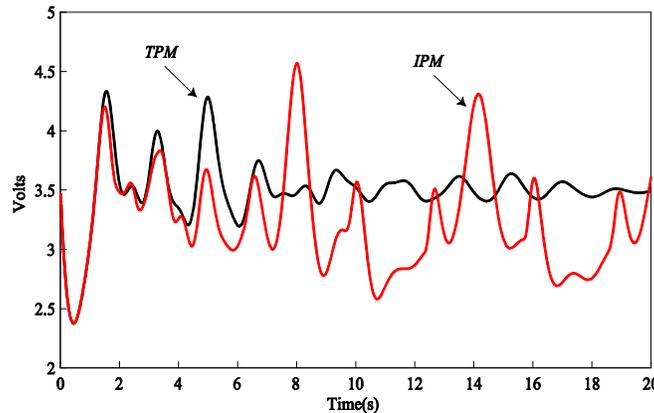


Figura 59. Comparación entre el voltaje aplicado al motor 1 del CR considerando los dos modelos de propulsión.

El escenario de simulación previo mostró que el MPM ayuda introduciendo a la simulación perturbaciones que de otra forma serían ignoradas. A continuación, se mostrará que estas perturbaciones pueden introducir fenómenos más problemáticos. Particularmente aquellos que se presentan cuando se aumenta demasiado la ganancia interna del lazo de control. Es bien sabido que para reducir los efectos de perturbaciones es necesario utilizar controladores de alta ganancia. No obstante, se ha observado que las condiciones variantes del flujo pueden aumentar esta ganancia aún más. Un concepto bien conocido utilizado en control clásico es el de *margen de ganancia* que da una cota (normalmente superior) a la ganancia interna del lazo de control. En los siguientes párrafos se muestran los resultados de una simulación en la que se utilizan un controlador de mayor ganancia en conjunto con el MPM.

Primero, la Figura 60 se muestra el desempeño de seguimiento del CR en el eje z utilizando un controlador de mayor ganancia. Comparando la figura 58a con la 56d se puede observar que el desempeño del seguimiento en el eje z se mejora al menos un orden de magnitud. Sin embargo, una inspección de la Figura 58b utilizando el MPM revela la presencia de oscilaciones de alta frecuencia alrededor del tiempo $t=9$ finalizando la simulación con la inestabilidad del vehículo. En contraste, el MPT no es capaz de predecir este comportamiento.

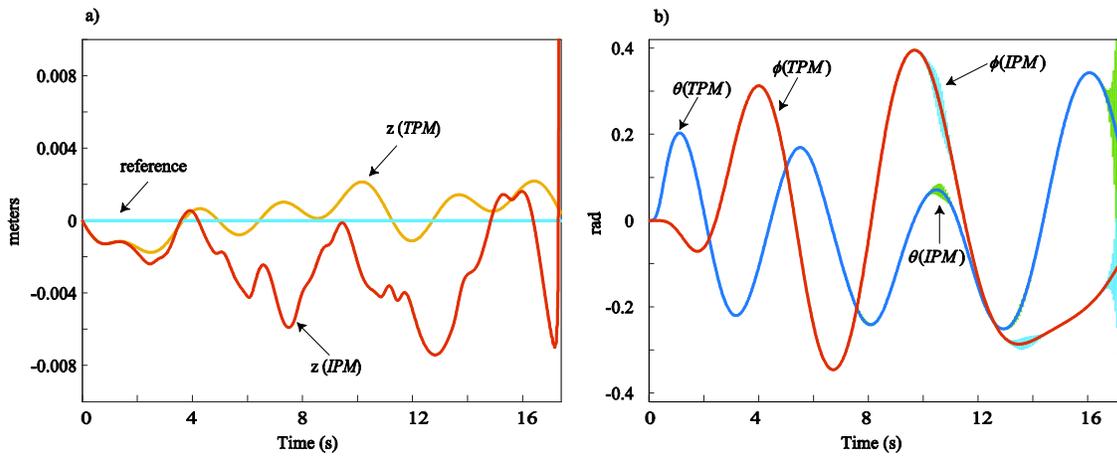


Figura 60. Comparación de la altura (a) y la orientación (b) del CR utilizando un controlador de mayor ganancia con ambos modelos de propulsión. En el caso del MPM se observa una oscilación en los ángulos de orientación alrededor de $t=9$ y la inestabilidad al final de la simulación

En la simulación previa, se mostró que el controlador de lazo cerrado tiende a rechazar las perturbaciones introducidas por el sistema de propulsión operando los motores de manera más agresiva. En este sentido, es sensato pensar que se pudiera apreciar este fenómeno observando los voltajes de entrada de los motores del CR, los cuales se presentan en la Figura 61a-b. Estas figuras muestran claramente que existe una gran diferencia utilizando ambos modelos. En el caso del MPT no se observa ningún problema. En contraste, cuando se considera el MPM se puede apreciar una serie de oscilaciones de alta amplitud y alta frecuencia. Note que la amplitud y frecuencia de estas oscilaciones está muy por encima de las capacidades físicas de los motores y su electrónica de potencia. Por lo tanto, en la práctica una falla catastrófica hubiera ocurrido desde la primera aparición de las oscilaciones. No obstante, se decidió dejar proseguir las simulaciones para obtener mayor información. Finalmente, se puede notar que en ambos casos las características del flujo son muy similares antes de que el vehículo se haga inestable. Por lo tanto, todas las diferencias se deben al sistema de propulsión más que a otras dinámicas del vehículo (ya que el vehículo se mueve en casi el mismo patrón en ambos casos).

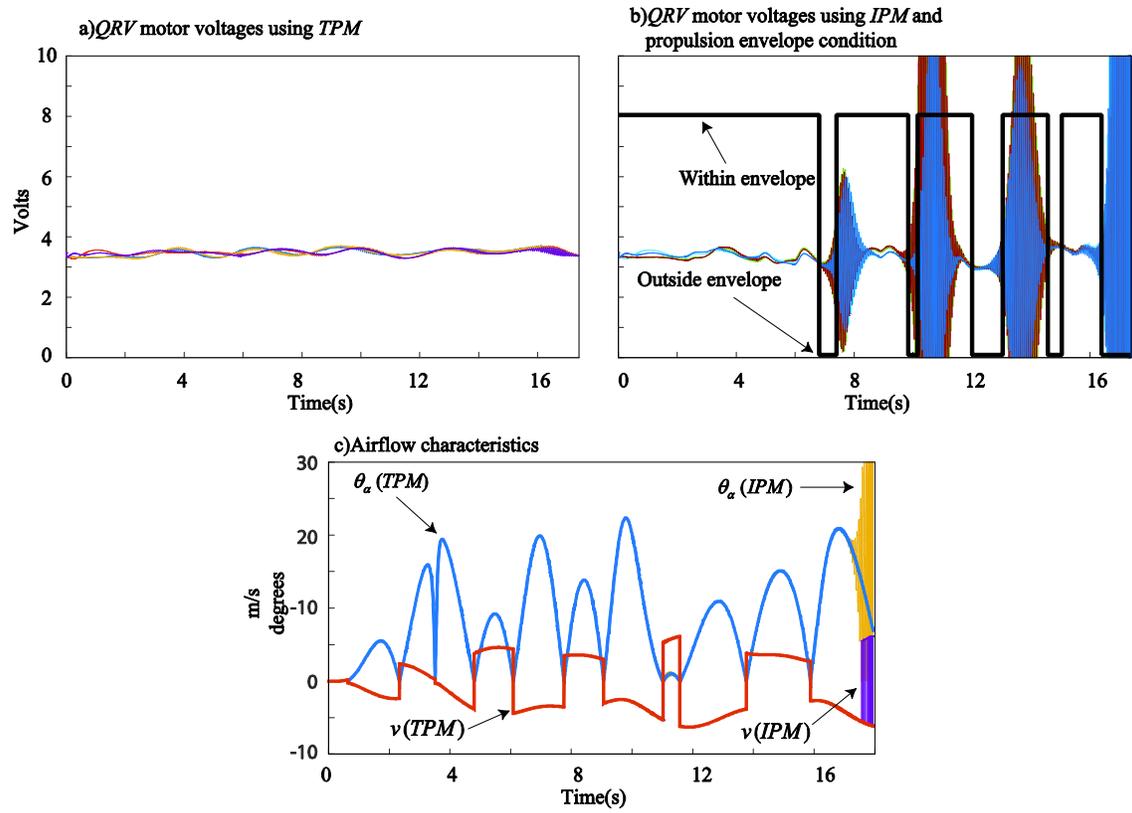


Figura 61. a) Voltajes equivalentes aplicados los motores: (a) Utilizando el MPT. (b) Usando el MPM, esta figura también muestra si el vehículo se encuentra dentro de la envolvente del sistema de propulsión (Figura 55d), (c) Propiedades del flujo utilizando ambos modelos de propulsión.

La Figura 61b también muestra la efectividad de la envolvente del sistema de propulsión propuesta en la sección anterior (Figura 56d). En esta figura, un valor alto indica que el CR opera dentro de la envolvente mientras que un valor bajo indica lo contrario. A partir de la gráfica queda claro que el operar fuera de la envolvente es predictivo del patrón de oscilaciones. Más aún, el vehículo recobra su operación normal sólo después de retornar dentro de la envolvente. Esto se puede explicar más claramente observando la Figura 62.

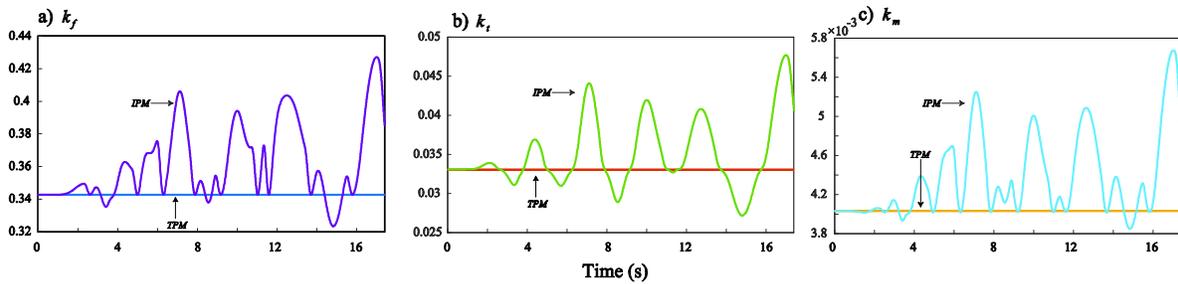


Figura 62. Comparación de los coeficientes de la matriz P de un CR utilizando los modelos MPT y MPM con un controlador de alta ganancia.

Note que, en este caso, los coeficientes del MPM tienden a aumentar en vez de disminuir comparados con su nivel nominal. Es decir, el sistema de propulsión tiende a tener una mayor ganancia. Esto muestra que las oscilaciones y la inestabilidad de vehículo al final de la simulación se debe a la combinación de la alta ganancia del controlador con la alta ganancia de la planta.

Una nota final de las simulaciones presentadas en esta sección los modelos mejorados de propulsión, como el que se desarrolló con los bancos diseñados en esta tesis pueden ayudar a estudiar fenómenos que potencialmente decrementan el desempeño en incluso introducen comportamientos inestables que serían ignorados con los modelos tradicionales.

3.1.10 Evaluación de las dinámicas transitorias de los motores en la dinámica de vuelo del CR

En la sección anterior se discutieron los efectos del modelo de propulsión mejorado sobre el lazo de control de la dinámica de vuelo del CR. En ese caso se despreció la dinámica transitoria del motor y sólo se consideraron las mediciones estacionarias aerodinámicas del sistema de propulsión. En esta sección se abordan los efectos de la dinámica transitoria de los motores. Primero se presentan simulaciones considerando dinámicas transitorias del motor con las siguientes características: 1) alto-desempeño (tiempo de respuesta 26ms), 2) bajo desempeño (133ms) y 3) el motor identificado experimentalmente (62ms). En todos los casos también se toma en cuenta un retardo del protocolo de comunicación del ESC 5ms. Debido a que el

eje z es el que más se vio afectado por esta dinámica la discusión se centrará en esta variable.

La Figura 63a muestra que el desempeño de seguimiento del CR para el eje z se ve poco afectado cuando se considera el motor de alto desempeño. Comparando el MPM sin dinámicas de motor (IPM baseline) con el MPT más un motor de alto desempeño (TMP+26ms) se puede apreciar que en este caso las ganancias estáticas aerodinámicas tienen un mayor efecto sobre el desempeño del CR. Adicionalmente, la combinación de la dinámica del motor identificada experimentalmente con el MPM (IPM+62ms) resultan en un comportamiento muy similar al comportamiento de base (IPM baseline). En contraste, la Figura demuestra que un motor con bajo desempeño tiene un efecto mucho más sobresaliente sobre el desempeño del CR que las ganancias aerodinámicas estacionarias. En particular, el motor de bajo desempeño deteriora la respuesta de seguimiento del eje z en una magnitud similar que el MPM sin dinámica de motor (IPM baseline). Finalmente, la combinación de la dinámica de motor lenta con el MPM (IPM+133ms) resulta en la inestabilidad del vehículo.

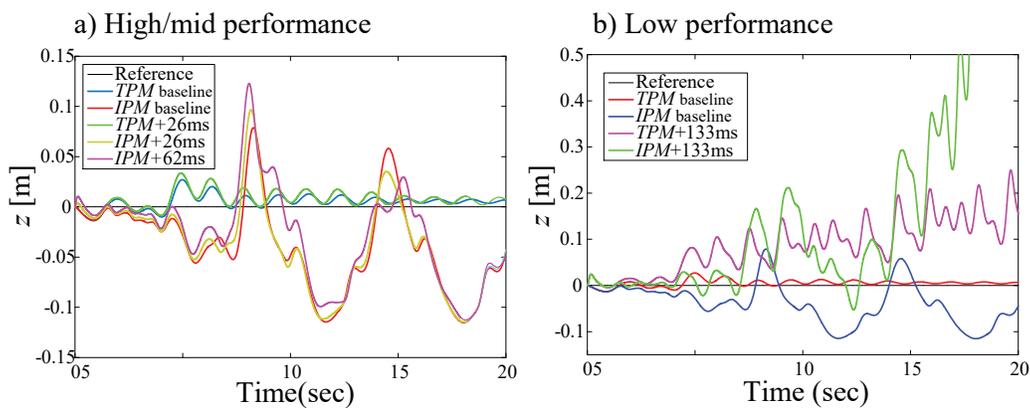


Figura 63. Comparación de varias combinaciones de modelo de propulsión con diferentes dinámicas transitorias de motor.

La discusión previa ilustra la relevancia de los transitorios del motor para el desempeño de los MVANT. Los resultados sugieren que un motor con *suficiente desempeño* permite aproximar el sistema de propulsión utilizando únicamente los coeficientes aerodinámicos estáticos. Para investigar de manera más profunda este efecto, se realizó un conjunto de 12 simulaciones considerando dinámicas

transitorias del motor desde 26ms hasta 133ms. En todos los casos se considera también un retardo de 5ms. Un resumen de los resultados de estas simulaciones se presenta en la Figura 64, donde se realiza una evaluación cuantitativa calculando el error cuadrático medio (RMS por sus siglas en inglés) del controlador altitud. Esta figura revela que un tiempo de respuesta transitoria del motor decreciente resulta en un menor error RMS como era de esperarse. No obstante, la mejora está limitada por la naturaleza intrínseca del modelo de ganancias aerodinámicas estacionarias. En particular, el análisis muestra que un motor con respuesta transitoria de 100ms es suficiente para que las ganancias aerodinámicas del MPM dominen el desempeño del CR. Esto es, cuando se considera un modelo más realista (como el MPM) reducir aún más el tiempo de respuesta del motor provee cada vez menores beneficios. Note que, aunque este comportamiento es de esperarse en todas las aplicaciones de MVANT, los tiempos de respuesta requeridos son particulares para cada vehículo y aunque se pueden evaluar como aquí se sugiere no es de esperarse que se obtenga el mismo valor numérico en otros casos.

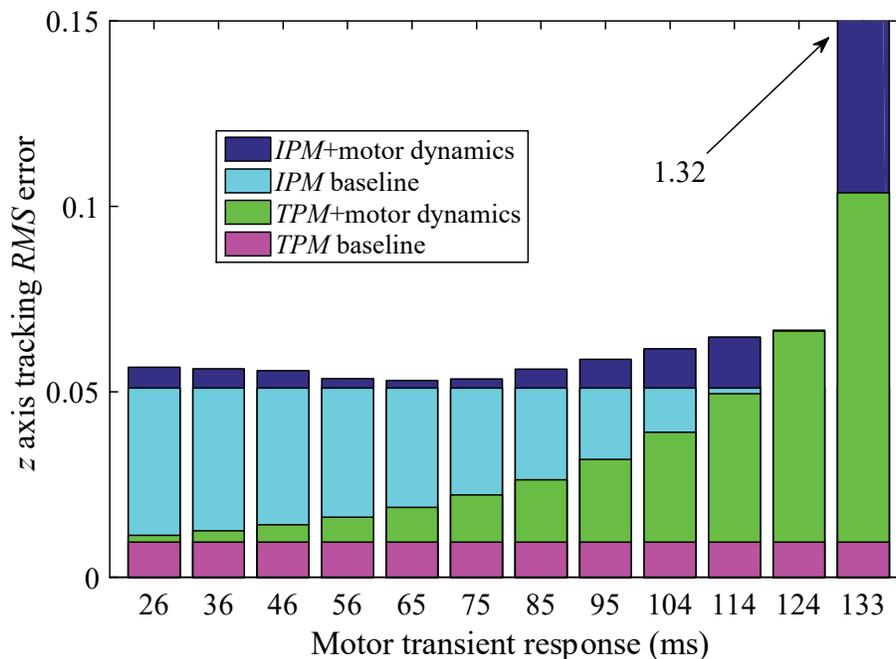


Figura 64. Evaluación cuantitativa del efecto de la dinámica transitoria de los motores. Los modelos tradicional (TPM) y el mejorado (IPM) sin dinámica de motor se consideran como los niveles de referencia (baseline).

Capítulo 4. Conclusiones y Trabajo Futuro

4.1 Conclusiones

En la sección de los bancos de prueba se mostraron los diseños de los bancos de prueba que se consideraron necesarios para el estudio de diferentes aplicaciones del comportamiento de los vehículos u objetos que son sometidos o que tienen que ver con la interacción con el viento.

La necesidad de la construcción de diferentes bancos tiene como fundamento que el diseño o fabricación de un banco de pruebas único para la realización de las diferentes pruebas que se podrían haber considerado resulta muy complicado, por no mencionar casi imposible, esto debido principalmente a que cada objeto o vehículo tiene una dinámica y comportamiento muy particular, sin considerar que las dimensiones de los mismos llevan a una problemática mayor que es la fabricación de herramientas de montaje específicas para cada uno.

Como se describió en la sección de bancos de pruebas cada uno de los bancos desarrollados llevo al diseño de un banco con mayores prestaciones debido a que los diferentes vehículos sometidos a pruebas requerían de un banco o herramientas diferentes para su estudio. Esto también podría explicarse recordando que desde la concepción del primer banco hasta el último descrito en este trabajo de investigación se fue madurando en la concepción de los diferentes mecanismos, así como en la adquisición de nuevo conocimiento acerca del comportamiento, tamaño, vibraciones, accesibilidad, facilidad de uso, facilidad de montaje, etc. Fue sólo a través de la maduración de estos conceptos a lo largo del tiempo de que se pudo cumplir con los objetivos planteados al principio en este trabajo.

En la sección de aplicaciones se estudió el sistema de propulsión de vehículos multi-rotors utilizando las balanzas diseñadas en esta tesis. Como ejemplo de aplicación se analizó el sistema de un vehículo cuadri-rotor (CR) típico. Varios elementos novedosos se consideraron para este estudio:

- Se analizó el efecto de la interacción de los modos de vibración del banco de pruebas con la aplicación. Se mostró que estos modos se encuentran fuera del ancho de banda de la dinámica de vuelo del vehículo, por lo cual fue posible estudiar este elemento utilizando un proceso de filtrado muy simple basado en filtros pasa-bajas. No obstante, para otro tipo de estudios, como la dinámica del motor eléctrico, no es posible aplicar esta estrategia.
- La interacción de los múltiples motores-hélices, pequeños desalineamientos y otros fenómenos complejos que aparecen sólo cuando se considera el sistema de propulsión completo bajo condiciones de operación más realistas.
- Efectos del flujo de aire sobre el sistema de propulsión, particularmente el ángulo de incidencia y la velocidad del flujo. Estas variables resultaron tener un efecto substancial sobre el desempeño del sistema de propulsión.
- Las propiedades aerodinámicas de las hélices inactivas durante el vuelo horizontal. Se encontró que en estas condiciones las hélices del sistema de propulsión presentan una baja eficiencia aerodinámica y generan un momento de cabeceo desestabilizante. No obstante, la magnitud de las fuerzas y momentos que induce este componente es relativamente baja.

Considerando los elementos anteriores se propuso un modelo de propulsión mejorado (MPM) el cual se caracterizó para un CR típico utilizando los bancos de pruebas. Se observó que el desempeño del sistema de propulsión es sensible al régimen de operación. Por lo cual una metodología de caracterización como la que se muestra permite obtener buenos modelos para rangos de operación particulares. La desventaja es que los modelos resultantes son muy específicos para el vehículo en cuestión.

Debido a lo anterior, aunque las propiedades particulares del modelo reportado no deben ser extrapoladas a otros vehículos, la metodología propuesta (basada en los bancos de prueba), es general y puede ser aplicada a otros vehículos para obtener modelos con alto nivel de fidelidad.

También se presentaron dos aplicaciones novedosas utilizando el MPM para complementar el estudio y para mostrar que, con los bancos de prueba propuestos, también es posible proponer aplicaciones novedosas:

- La primera aplicación consiste en calcular una envolvente para el sistema de propulsión basada en límites superiores e inferiores en la desviación permitida a partir de la condición de operación nominal. Ambos rangos pueden ser ajustados para evitar comportamientos particulares. Por ejemplo, la cota puede ayudar a asegurar un límite inferior en la autoridad del sistema de propulsión; mientras que la cota superior puede servir para evitar la sobrecarga del sistema de propulsión.
- Modelo dinámico mejorado. El MPM puede ser combinado con el modelo dinámico tradicional del vehículo para obtener un modelo de dinámica de vuelo mejorado. Este modelo se puede utilizar para mejorar las operaciones de planeación de trayectorias y maniobras, así como el diseño y simulación de los algoritmos de control.

Utilizando el modelo dinámico mejorado se realizó una serie de simulaciones digitales del CR. Estas simulaciones mostraron que el uso del MPM puede revelar propiedades dinámicas del CR antes ignoradas. En particular, tres nuevos fenómenos dinámicos fueron observados:

- Los efectos del flujo sobre el sistema de propulsión se ven reflejados como perturbaciones paramétricas sobre la dinámica de vuelo. Este fenómeno se puede mitigar aumentando la ganancia de los controladores de lazo cerrado con el costo de inducir una utilización más agresiva de los motores.
- Oscilaciones y la posible inestabilidad en lazo cerrado. Este fenómeno se produce cuando existe un incremento combinado de la ganancia del sistema de control y del sistema de propulsión cuando se tiene un controlador de alta ganancia.
- Las dinámicas transitorias de los motores eléctricos son un factor primordial para la operación en lazo cerrado. En particular, se determinó que, si se

selecciona un motor con suficiente desempeño, entonces se puede aproximar el sistema de propulsión con los coeficientes aerodinámicos estáticos. De lo contrario, el desempeño del sistema de lazo cerrado se ve mermado o incluso se puede presentar inestabilidad.

Una observación interesante es que los dos primeros fenómenos se pueden evitar si se opera al vehículo dentro de la envolvente del sistema de propulsión desarrollada también en esta tesis.

4.2 Trabajo futuro.

Sólo queda decir que una vez que ya se han probado los bancos descritos en la sección 2 y después de haber comprobado su funcionalidad en aplicaciones de generación de conocimientos, ahora lo que se presenta al futuro es explotar en su totalidad las prestaciones que brindan cada uno de los bancos. Particularmente, mediante la realización de más proyectos de investigación para la generación de nuevo conocimiento en el campo de la aerodinámica experimental. Todo esto servirá de base para el desarrollo y creación de nuevas investigaciones en el área de ingeniería aeronáutica, por supuesto, pero también en nuevas ramas y aplicaciones, así como para la evaluación de nuevos mecanismos para la generación de energías renovables y la enseñanza de los alumnos de los diferentes programas de la FIME que tienen que ver con el estudio y aplicaciones derivadas del uso del túnel de viento.

Capítulo 5. Referencias

- [1] Roberto Covarrubias Fabela, Tesis, “Banco de Pruebas para Caracterización de Sistemas de Propulsión en Mini-Vehículos Aéreos”
- [2] Anon Dynamic Stability Parameters, AGARD CP 235. 1978, and AGARD LS 114, 1981. The Fluid Dynamics Panel Symposium held in Athens, Greece, 22-24 May 1978.
- [3] Jay M. Brandon John V. Foster, “Recent Dynamic Measurements And Considerations For Aerodynamic Modeling Of Fighter Airplane Configurations”, AIAA98-4447
- [4] Anon, Dynamic Stability Parameters, AGARD LS 114, 1981. On 2-5 March 1981 at NASA Ames Research Center, Moffett Field, California, USA and 16-19 March 1981 at the von KArmh Institute, Rhode-Saint-Gen~se, Belgium.
- [5] Brian R. Kramer, “Experimental Evaluation Superposition Technique Applied To Dynamics Aerodynamics”
- [6] D. Bruce Owens*, Jay M. Brandon†, Mark A. Croom‡, C. Michael Fremaux§, Eugene H. Heim**, and Dan D. Vicroy†, “Overview of Dynamic Test Techniques for Flight Dynamics Research at NASA LaRC” 25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference 5 - 8 June 2006, San Francisco, California
- [7] J. A. Drezner, R. S. Leonard, Innovative Development. Global Hawk and DarkStar. High Test in the HAE ACTD Program, Rand Project Air Force, 2002.
- [8] R. Sanders. UAVs: An Israeli Military Innovation, Information for the Defence Community, 2003.
- [9] UK Ministry of Defence, JOINT DOCTRINE NOTE 2/11 THE UK APPROACH TO UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS Joint Doctrine Note 2/11 (JDN 2/11), 2011.
- [10] SEMAR, Simposio Mexicano de Vehículos Aéreos No Tripulados, <http://www.semar.gob.mx/simevant/>
- [11] U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, National Policy, Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems and Optionally Piloted Aircraft, 8130.34C, 08/02/2013

- [12] Jewel B. Barlow, William H. Rae and Alan Pope, Low-Speed Wind Tunnel Testing, Wiley; 3rd Ed, 1999
- [13] Grzonka, S.; Grisetti, G.; Burgard, W; "A Fully Autonomous Indoor Quadrotor," IEEE Transactions on Robotics, vol.28, no.1, pp.90-100, Feb. 2012
- [14] Cabecinhas, D.; Naldi, R.; Marconi, L.; Silvestre, C.; Cunha, R.; "Robust Take-Off for a Quadrotor Vehicle," IEEE Transactions on Robotics, vol.28, no.3, pp.734-742, June 2012
- [15] Mahony, R.; Kumar, V.; Corke, P.; "Multi-rotor Aerial Vehicles: Modeling, Estimation, and Control of Quadrotor," IEEE Robotics & Automation Magazine, vol.19, no.3, pp.20-32, Sept. 2012
- [16] Salazar-Cruz, S.; Lozano, R.; "Stabilization and nonlinear control for a novel trirotor mini-aircraft," Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2005. ICRA 2005, vol., no., pp. 2612- 2617, 18-22 April 2005.
- [17] Duc Anh Ta; Fantoni, I.; Lozano, R.; , "Modeling and control of a tilt tri-rotor airplane," 2012 American Control Conference (ACC), vol., no., pp.131-136, 27-29 June 2012
- [18] Papachristos, C.; Alexis, K.; Tzes, A.; , "Towards a high-end unmanned tri-TiltRotor: design, modeling and hover control," 20th Mediterranean Conference on Control & Automation (MED), vol., no., pp.1579-1584, 3-6 July 2012
- [19] Roberto Naldi, Luca Gentili, Lorenzo Marconi, Andrea Sala, "Design and experimental validation of a nonlinear control law for a ducted-fan miniature aerial vehicle", Control Engineering Practice, Volume 18, Issue 7, July 2010, Pages 747-760
- [20] Benedict, M., Gupta, R., and Chopra, I., "Design, Development and Flight Testing of a Twin-Rotor Cyclocopter Micro Air Vehicle", Proceedings of the 67th Annual National Forum of the American Helicopter Society, Virginia Beach, VA, May 3 - 5, 2011.
- [21] Driessens S., Pounds P. E. I., "Towards a More Efficient Quadrotor Configuration", IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2013, Japan.

- [22] S. Driessens and P. Pounds, "The Triangular Quadrotor: A More Efficient Quadrotor Configuration", *IEEE Transactions on Robotics*, vol. 31, no. 6, pp. 1517-1526, Dec. 2015.
- [23] Anh Tuan Tran, Noboru Sakamoto, Masayuki Sato, Koji Muraoka, "Control Augmentation System Design for Quad-Tilt-Wing Unmanned Aerial Vehicle via Robust Output Regulation Method", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 53, No. 1 February 2017.
- [24] Chin E. Lin and Thanakorn Supsubaworn, Development of Dual Power Multirotor System, *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2017.
- [25] Fabela R., Santana C., Naranjo A., Amezcua-Brooks L., Liceaga-Castro E., "Experimental characterization of a small and micro unmanned aerial vehicle propulsion systems", *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 4-8 January 2016, USA.
- [26] M. R. Napolitano, *Aircraft Dynamics: from modeling to simulation*, Wiley, USA, 2012.
- [27] R. F. Stengel, *Flight Dynamics*, Princeton University Press, USA, 2004.
- [28] Amezcua-Brooks L., Liceaga-Castro E., Gonzalez-Sanchez M., Garcia-Salazar O., Martinez-Vazquez D., "Towards a standard design model for quadrotors: A review of current models, their accuracy and a novel simplified model", *Progress in Aerospace Sciences* 95 (2017) 1–23.
- [29] Ramu Krishnan, *Permanent Magnet Synchronous and Brushless DC Motor Drives*, CRC Press, 2008.
- [30] Bramwell, A. R. S. *Bramwell's helicopter dynamics*. Butterworth-Heinemann Ltd, 1985.
- [31] Seddon, L. *Basic aerodynamics helicopters*. BSP Professional Books, 1990.
- [32] Storch, V. and Nozicka, J. "Contra-rotating propeller aerodynamics solved by a 3D panel method with coupled boundary layer", *Acta Polytechnica*, vol. 57(5), pp. 355–366, 2017.
- [33] Kim, H. W. and Brown, R. E. "A comparison of coaxial and conventional rotor performance", *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 55(1), pp. 12004–12004, 2010.

- [34] Jaewon Lee, Sejong Oh, Kwanjung Yee, Deog-Kwan Kim, "Numerical Investigation on Overlap Effects of Tandem Rotors in Forward Flight", *International Journal of Aeronautical & Space Sciences*, vol. 10, no. 2, november 2009.
- [35] A.S. Halliday, D.K. Cox, "Wind Tunnel Experiments on a Model of a Tandem Rotor Helicopter", Ministry of Aviation Aeronautical Research Council C.P. no.517 (22,103) A.R.C. Technical Report, 1961.
- [36] Jaewon L EE, Kwanjung Y, Sejong OH, "Aerodynamic Characteristic Analysis of Multi-Rotors Using a Modified Free-Wake Method", *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.*, vol. 52 (177), pp. 168–179, 2009.
- [37] M. González-Sánchez, L. Amézquita-Brooks, E. Liceaga-Castro and P. d. C. Zambrano-Robledo, "Simplifying quadrotor controllers by using simplified design models," 52nd IEEE Conference on Decision and Control, Florence, 2013, pp. 4236-4241.
- [38] B. W. McCormick, *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*. Wiley, 995.
- [39] W. F. Phillips, *Mechanics of Flight*. Wiley, 2009.
- [40] B. Theys, G. Dimitriadis, T. Andrianne, P. Hendrick, and J. De Schutter, "Wind tunnel testing of a vtol mav propeller in tilted operating mode," in 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), May 2014, pp.1064–1072.
- [41] T. Yomchinda, "Simplified propeller model for the study of uav aerodynamics using cfd method," in Proceedings of the 5th Asian Conference on Defence Technology, ACDT 2018, 2018, pp. 69–74.
- [42] J. B. Brandt and M. S. Selig, "Propeller performance data at low reynolds numbers," in 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida, 2011.
- [43] M. Selig, "Modeling propeller aerodynamics and slipstream effects on small uavs in realtime," in 2010 AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2010.
- [44] M. S. Selig, "Real-time flight simulation of highly maneuverable unmanned aerial vehicles," *Journal of Aircraft*, vol. 51, no. 6, pp. 1705–1725, 2014.

- [45] R. Deters, G. Ananda, and M. Selig, "Reynolds number effects on the performance of small-scale propellers," in 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2014.
- [46] M. Faessler, D. Falanga, and D. Scaramuzza, "Thrust mixing, saturation, and body-rate control for accurate aggressive quadrotor flight," *IEEE Robotics and Automation Letters*, vol. 2, no. 2, pp. 476–482, 2017.
- [47] C. Wang, "Modeling and adaptive control for multirotor subject to thruster dynamics." *IEEE Access*, pp. 1–1, 2019.
- [48] B. Hibbs and R. L. Radkey, "Calculating rotor performance with the revised prop computer code," Wind Energy Research Center, Rockwell International, Golden, CO, RFP-3508, UC-60, Tech. Rep., 1983.
- [49] M. Kaptsov and L. Rodrigues, "Electric aircraft flight management systems: Economy mode and maximum endurance," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 41, no. 1, pp. 288–293, 2018.
- [50] M. Meyer, L. Komsiyiska, B. Lenz, and C. Agert, "Study of the local soc distribution in a lithium-ion battery by physical and electrochemical modeling and simulation," *Applied Mathematical Modelling*, vol. 37, no. 4, pp. 2016 – 2027, 2013.
- [51] D. Wolfram, F. Vogel, and D. Stauder, "Condition monitoring for flight performance estimation of small multirotor unmanned aerial vehicles," in 2018 IEEE Aerospace Conference, Nov 2018, pp. 1–17.
- [52] H. Byun and S. Park, "Thrust control loop design for electric-powered uav," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 19, no. 1, pp. 100–110, 2018
- [53] P. V. Kokotovic, H. K. Khalil, and J. O'Reilly, *Singular Perturbations Methods in Control: Analysis and Design*. New York: Academic Press, 1986.
- [54] K. N. Mogensen, "Motor-control considerations for electronic speed control in drones," *Analog Applications Journal*, vol. 4, pp. 1–6, 2016.
- [55] M. Verhaegen and V. Verdult, *Filtering and System Identification: A Least Squares Approach*. Cambridge University Press, 2007.