



INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Azcapotzalco

Sección de Estudios de Posgrado e Investigación

Estabilidad Estática de un Vehículo Aéreo no Tripulado, Proyecto VIR-01

**T E S I S PARA OBTENER EL DIPLOMA DE
ESPECIALIZACIÓN
EN INGENIERÍA MECÁNICA CON OPCIÓN:
AUTOMATIZACIÓN DE PROCESOS INDUSTRIALES
PRESENTA:**

ING. RUBÉN OLVERA OLIVA



DIRECTOR:

**DR. JOSÉ DE JESUS RUBIO
AVILA**



INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL SECRETARÍA DE INVESTIGACIÓN Y POSGRADO

ACTA DE REVISIÓN DE TESIS

En la Ciudad de México siendo las 12:00 horas del día 1 del mes de Junio del 2011 se reunieron los miembros de la Comisión Revisora de la Tesis, designada por el Colegio de Profesores de Estudios de Posgrado e Investigación de ESIME UA para examinar la tesis titulada:

Estabilidad Estática de un Vehículo Aéreo no Tripulado, Proyecto VIR-01

Presentada por el alumno:

Olvera
Apellido paterno

Oliva
Apellido materno

Rubén
Nombre(s)

Con registro:

| | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| B | 1 | 0 | 2 | 0 | 2 | 9 |
|---|---|---|---|---|---|---|

aspirante de:

Especialidad en Ingeniería Mecánica

Después de intercambiar opiniones los miembros de la Comisión manifestaron **APROBAR LA TESIS**, en virtud de que satisface los requisitos señalados por las disposiciones reglamentarias vigentes.

LA COMISIÓN REVISORA

Director(a) de tesis

Dr. José de Jesús Rubio Ávila

Presidente

Dr. Jaime Pacheco Martínez

Secretario

Dra. Maricela Guadalupe Figueroa García

PRESIDENTE DEL COLEGIO DE PROFESORES

Dr. Jaime Pacheco Martínez

UNIDAD PROFESIONAL
ZCAPÓTZALCO
SECCION DE ESTUDIOS DE
POSGRADO E INVESTIGACIÓN



INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

SECRETARÍA DE INVESTIGACIÓN Y POSGRADO

CARTA CESIÓN DE DERECHOS

En la Ciudad de México el día 2 del mes Junio del año 2011, el que suscribe Rubén Olvera Oliva alumno del Programa de Especialidad en Ingeniería Mecánica con número de registro B102029, adscrito a La Sección de Estudios de Posgrado e Investigación Unidad Azcapotzalco, manifiesta que es autor intelectual del presente trabajo de Tesis bajo la dirección de Dr. José de Jesús Rubio Ávila y cede los derechos del trabajo intitulado Estabilidad Estática de un Vehículo Aéreo no Tripulado, Proyecto VIR-01, al Instituto Politécnico Nacional para su difusión, con fines académicos y de investigación.

Los usuarios de la información no deben reproducir el contenido textual, gráficas o datos del trabajo sin el permiso expreso del autor y/o director del trabajo. Este puede ser obtenido escribiendo a la siguiente dirección rolverao1001@ipn.mx; jrubioa@ipn.mx. Si el permiso se otorga, el usuario deberá dar el agradecimiento correspondiente y citar la fuente del mismo.

Ing. Rubén Olvera Oliva

RESUMEN

En esta tesina se lleva a cabo un estudio de la estabilidad estática longitudinal para un proyecto de vehículo aéreo no tripulado, en los primeros capítulos se hace mención de los conceptos necesarios para comprender la estabilidad estática en una aeronave de ala fija y en el último se ejemplifica y aplican esos conceptos para un UAV denominado VIR-01 cuyo diseño es parte de este trabajo al generar un concepto acorde a las necesidades aerodinámicas y de estabilidad, y por medio de un código en MATLAB se encuentran las gráficas en distintos casos para evaluar la estabilidad estática.

ABSTRACT

This dissertation conducts a study of longitudinal static stability for a proposed unmanned aerial vehicle, the early chapters list concepts needed to understand the static stability in a fixed wing aircraft and the latter exemplifies and apply these concepts to a UAV called VIR-01 whose design is part of this work to generate a concept according to the aerodynamic and stability needs, and through a code in MATLAB are obtained the graphs for different cases to evaluate static stability.

ÍNDICE GENERAL

| | |
|--|----|
| Resumen | 4 |
| Abstract | 4 |
| Agradecimientos | 7 |
| INTRODUCCIÓN | |
| Antecedentes..... | 8 |
| Justificación..... | 9 |
| Objetivos..... | 9 |
| Metodología de estudio..... | 10 |
| 1. ESTADO DEL ARTE | |
| 1.1 Orígenes y motivos de uso..... | 11 |
| 1.2 Ejemplos de UAVs a nivel mundial..... | 13 |
| 1.3 UAVs en México..... | 15 |
| 1.4 Clasificación de los UAV | 18 |
| 2. MARCO TEÓRICO | |
| 2.1 Nomenclatura del perfil..... | 19 |
| 2.2 Centro Aerodinámico..... | 20 |
| 2.3 Principios de control de una aeronave..... | 21 |
| 3. DEFINICIÓN DE ESTABILIDAD Y CONTROL | |
| 3.1 Estabilidad Estática..... | 26 |
| 3.2 Estabilidad Dinámica..... | 27 |

| | |
|--|----|
| 3.3 Control..... | 30 |
| 4. DISEÑO CONCEPTUAL | |
| 4.1 Tipos de Empenaje..... | 31 |
| 4.2 Generación Conceptual..... | 34 |
| 4.3. Evaluación Conceptual..... | 38 |
| 4.4. Modelo Conceptual..... | 39 |
| 5. ESTABILIDAD ESTÁTICA | |
| 5.1 Momentos en el avión..... | 40 |
| 5.2 Ángulo de ataque absoluto..... | 42 |
| 5.3 Criterios de evaluación de estabilidad..... | 44 |
| 5.4 Coeficientes de momento por contribución de ala y empenaje..... | 47 |
| 5.5 Casos considerados para análisis de estabilidad estática..... | 49 |
| Conclusiones..... | 53 |
| Trabajo Futuro..... | 54 |
| Bibliografía..... | 55 |

AGRADECIMIENTOS

A mis padres, quienes me han tendido la mano en cualquier circunstancia, difícil es encontrar las palabras correctas que alcancen a describir su inmenso y más noble apoyo, a mis hermanos que han estado conmigo y formado parte de los logros por medio de sus consejos.

A compañeros y amigos con los que cursé esta especialidad, con quienes he compartido una gran cantidad de tiempo y que han sido parte de este trabajo con aportaciones y consejos.

A mis profesores y director de Tesina por guiarme para encontrar soluciones a cada uno de los retos que se presentaron a lo largo de los cursos y elaboración de tesina.

Al Instituto Politécnico Nacional que ha sido mi casa por 8 años, y al que debo mi formación profesional.

Al Consejo Nacional del Ciencia y Tecnología por la beca que me otorgó durante el tiempo en que he cursado la especialidad.

INTRODUCCIÓN

ANTECEDENTE:

La estabilidad y control han sido parte fundamental en desarrollo de aeronaves no tripuladas, este tipo de aeronaves actualmente son parte de estrategias de seguridad y reconocimiento, las más conocidas mundialmente pertenecen a Estados Unidos aunque muchos países las diseñan y fabrican.

Actualmente en México son construidas aeronaves no tripuladas, la empresa Hydra technologies ya tiene dos modelos de vehículos no tripulados en operación, el S4 Ehécatl y el E1 Gavilán, es la única empresa mexicana que construye este tipo de aeronaves, estos UAV son controlados desde un lugar remoto y utilizados para vigilancia por el Gobierno de Jalisco.

Para el logro de un sistema autónomo para controlar un UAV es esencial el análisis de la estabilidad y control antes de su construcción y como parte del diseño de un UAV, ya que también se necesitan estudios aerodinámicos y estructurales.

El estudio aerodinámico establecerá los principales datos para proceder con la estabilidad y el control, por lo que antecede a esta tesina un estudio aerodinámico del UAV en desarrollo realizado por estudiantes de la especialidad.

JUSTIFICACIÓN:

Las necesidades actuales que llevan a la implementación de los UAV son diversas, principalmente son utilizadas para vigilancia, fotografía aérea, usos militares, estudios climatológicos.

Sin embargo es importante comenzar con estudios relacionados a este tipo de artefactos, y hay necesidad de tener una plataforma para ello, por lo que el análisis de la estabilidad constituye un fundamento previo a la construcción del UAV y es parte de lo que será un avión con el que se sigan haciendo estudios, pruebas, mejoras en un futuro, desencadenando conocimientos que fortalezcan el desarrollo aeronáutico en México.

OBJETIVOS:

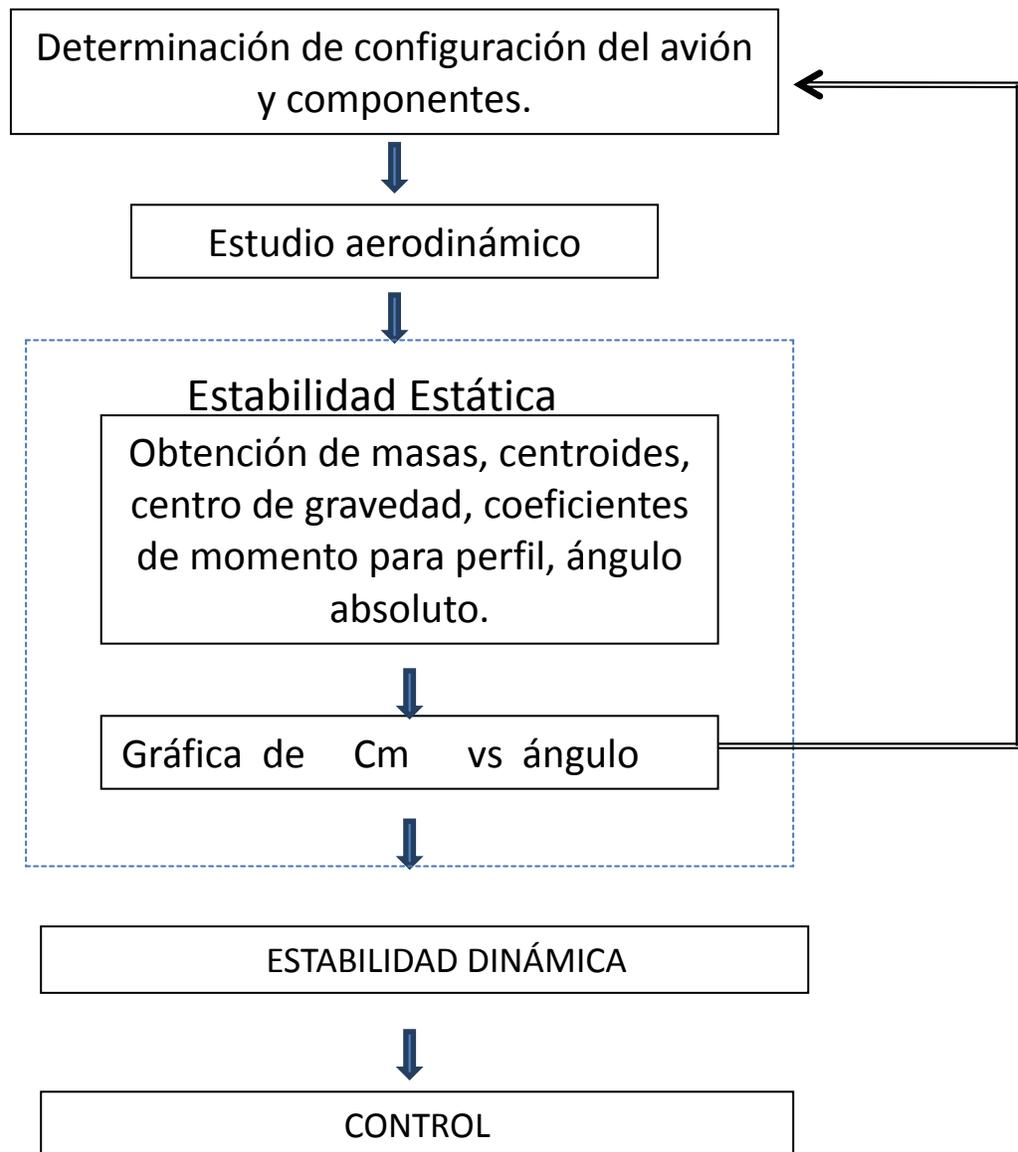
Objetivo general: Estudio de estabilidad estática PARA PROYECTO VIR-1.

Objetivos específicos:

- Obtener un modelo conceptual de un UAV.
- Estudio de teoría de estabilidad para aeronaves.
- Obtención del centro de gravedad de aeronave.
- Lograr estabilidad estática del avión y obtener gráficas.

METODOLOGÍA DE ESTUDIO

Para llegar a un estudio de control de una aeronave son necesarios algunos pasos precedentes, los cuales se mencionan en el siguiente diagrama, los temas dentro del cuadro punteado son los que se abordan en este trabajo.



CAPÍTULO 1

ESTADO DEL ARTE

1.1 Orígenes y motivos de uso

Después de más de cien años en que la humanidad ha logrado hacer máquinas que vuelan por hombres dentro, ingenieros en todo el mundo trabajan actualmente para que estos hombres los puedan controlar desde fuera.

Los vehículos aéreos no tripulados son aeronaves en ocasiones controladas remotamente por pilotos en tierra o desde otros aviones. Estos vehículos salieron a escena en los años de 1950 con la introducción del remotamente controlado Ryan Firebee¹ (En figura 1.1 y 1.2) para reconocimiento, usado ampliamente en Vietnam.

Los UAVs y sus derivados UCAVs, por sus siglas en inglés vehículo de combate aéreo no tripulado están convirtiéndose en parte importante de la ingeniería aeroespacial. Este ya es un negocio multimillonario que crece rápidamente.

En términos de diseño de aviones, los UAVs ofrecen un amplio espacio, en parte debido a que el piloto, pasajeros, y equipo relacionado a la sobrevivencia, seguridad y confort de los mismos no son del todo necesarios, de este modo salvando peso y complejidad. Más aún, las restricciones físicas impuestas por los límites del cuerpo humano, como la pérdida de consciencia expuesto a aceleraciones alrededor y por encima de los 9 g's, incluso por pocos segundos, son evitadas. Los UAV presentan nuevos desafíos para ingenieros aeroespaciales.



Figura 1.1 El Ryan Firebee



Figura 1.2 El Ryan Firebee

¹ Los Ryan fueron una serie de vehículos aéreos no tripulados desarrollados por la Ryan Aeronautical Company a principios de 1951. Fue uno de los primeros UAV de propulsión a reacción y uno de los más ampliamente usados jamás construidos.

1.2 Ejemplos de UAVs a nivel mundial

Algunos ejemplos de UAVs existentes son:

La primer misión para UAVs ha sido de reconocimiento. Uno de los más conocidos UAVs es el General Atomics Predator(figura 1.3). Esta aeronave ha sido usada en campañas militares en Bosnia, Afganistán e Iraq. Predator tiene una envergadura de 14.85m (48.7 ft.), un alargamiento de 19.3, y un máximo peso al despegue de 1020 kg(2250lb). Es potenciado por un motor recíproco Rotax de cuatro cilindros de 105 HP, moviendo una hélice bipala de paso variable. Debido a que es un avión de reconocimiento, Predator está diseñado para permanecer en aire por largo tiempo, su máxima autonomía es mayor a 40 horas. (Si un piloto humano estuviese a bordo, tan larga autonomía no sería práctica). El alto valor de alargamiento es una de las características de diseño que permiten esta larga autonomía.

Autonomía a baja altitud es la principal característica del desempeño de este avión, su máxima velocidad es de 204 km/h (127 mi/h), su velocidad de merodeo está entre 111 y 130 km/h(69 y 81 mi/h), y su techo de servicio es de 7, 925 m(26,000 ft).

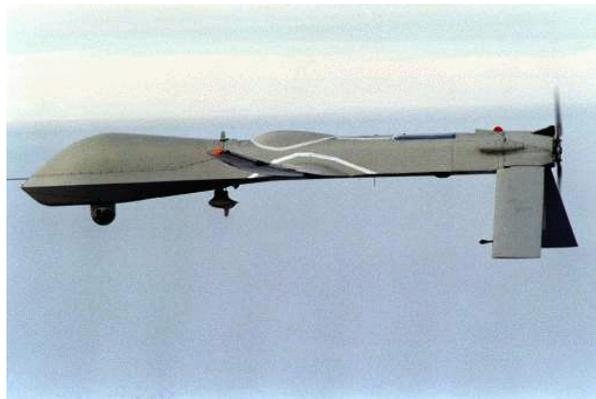


Figura 1.3 El General Atomics PREDATOR

En contraste con la baja altitud del Predator, el Northrop Grumman Global Hawk (figura 1.4), es un UAV de vigilancia a gran altura, tiene un excepcional alargamiento de 25, este avión es mucho más grande que el predator, con una

envergadura de 35.42 m (116.2 ft), y peso máximo al despegue de 11, 612 kg(25,600lb). Su techo de servicio es de 19.8 km (65 000 ft), y está diseñado para una velocidad de merodeo de 635 km/h (395 mi/h), a una altitud de merodeo de 15.2 a 19.8 kilómetros (50,000ft a 65,000ft).

Su máxima autonomía es 42 horas. A diferencia del motor de pistones del Predator, el Global Hawk es potenciado por un motor turbofan Rolls-Royce Allison AE300 7H, produciendo 7600 libras de empuje a nivel del mar.



Figura 1.4 Northrop Grumman Global Hawk

Existen UAVs indetectables, tal es el caso del Lockheed Martin DarkStar (Figura 1.5), es un vehículo experimental, y el programa fue terminado en 1999 después de que dos prototipos fueron producidos, el DarkStar es plenamente autónomo: puede despegar, volar a su destino, sus sensores funcionan plenamente, puede transmitir información, regresar a tierra sin intervención humana. Los ingenieros del vehículo, sin embargo, pueden cambiar el plan de vuelo del DarkStar y el sensor de orientación a través de la radio o del satélite, su envergadura es de 21.03 m (69 ft), con un alargamiento de 14.8. Su peso al despegue es de 3901 kg (8600 lb), diseñado para una altitud de merodeo de 13.7 a 19.8 km (45,000 ft a

65,000 ft.), con velocidad de crucero de 463 km/h (288 mi/h) a 13.7 km (45,000ft) de altitud, su máxima autonomía era aproximadamente de 12 horas, probablemente refleja características aerodinámicas más pobres que los anteriores vistos, características que normalmente acosan a cualquier avión que preliminarmente es diseñado para no ser detectado.

El Departamento de Defensa de Estados Unidos terminó el DarkStar en enero de 1999, determinaron que el vehículo aéreo no tripulado no era estable aerodinámicamente ni se encontraba en objetivos de funcionamiento [4].



Figura 1.5 Lockheed Martin DarkStar

1.3 UAVs en México

En cuanto a UAVs mexicanos, podemos encontrar algunos como los presentados a continuación.

La empresa con mayor avance en este tipo de sistemas en México es Hydra Technologies, los UAVs que desarrolla son utilizados para vigilancia y patrullaje principalmente.

A continuación se describen algunos de sus aviones construidos.

El S4 Ehécatl (Figura 1.6) es el primer avión no tripulado de la empresa, empezado a desarrollar en el año 2002, las cualidades del avión se prestan para

efectos de defensa nacional, ecología y protección civil en caso de desastres, tiene una autonomía de vuelo de 8 h, puede volar de día o de noche y es controlado desde una central móvil, instalada en un vehículo especialmente equipado y operado por tres personas. Según Hydra Technologies de México, este avión es muy competitivo a nivel de costo y calidad y espera su introducción en el mercado mexicano y estadounidense, su velocidad máxima es de 166 km/h, con una altitud máxima de vuelo de 15,000 pies, puede despegar desde altitudes mayores a los 8,000 pies, tiene una envergadura de 13.7 m, un peso máximo en despegue de 55 kg (120lb), incluyendo 9 kg (20lb) de carga útil.

Su autonomía de vuelo es de 8 horas a la velocidad crucero de 38 nudos.



Figura 1.6 Hydra Technologies S4 Ehéctatl

El E1 Gavilán (Figura 1.7) de Hydra Technologies es un mini vehículo aéreo no tripulado, es utilizado para vigilancia aérea de corto alcance, de motorización eléctrica, lanzado manualmente o mediante una catapulta, con capacidad de vuelo diurno y nocturno, con una envergadura de 2.30 m y un alcance de 10 km.



Figura 1.7 Hydra Technologies E1 Gavilán

El UAV G1(Figura 1.8) Guerrero es un monomotor de ala alta, capaz de despegar en pistas cortas, con una envergadura de 2.8 m, una capacidad de combustible de 10 litros, una autonomía de 4 a 6 horas, un radio de operación de 40 kilómetros, un techo operativo de 12000 pies y capacidad de vuelo para día y noche.

El más pequeño de la familia Hydra lleva el nombre de E2 Colibrí(Figura 1.9), de bajo costo y muy versátil es usado por militares y cuerpo de seguridad.



Figura 1.8 Hydra Technologies G1 Guerrero



Figura 1.9 Hydra Technologies E2 Colibrí

1.4 Clasificación de los UAV [8]

Los UAV dependiendo su misión principal suelen ser clasificados en 6 tipos:

- De blanco - sirven para simular aviones o ataques enemigos en los sistemas de defensa de tierra o aire
- Reconocimiento - enviando información militar
- Combate - Combatiendo y llevando a cabo misiones que suelen ser muy peligrosas
- Logística - Diseñados para llevar carga
- Investigación y desarrollo - En ellos se prueban e investigan los sistemas en desarrollo
- UAVS comerciales y civiles - Son diseñados para propósitos civiles

También pueden ser categorizados dependiendo de su techo y alcance máximo

- Handheld: unos 2000 pies de altitud, unos 2 km de alcance
- Close: unos 5000 pies de altitud, hasta 10 km de alcance
- NATO: unos 10.000 pies de altitud, hasta 50 km de alcance
- Tactical: unos 18000 pies de altitud, hasta 160 km de alcance
- MALE (altitud media, larga autonomía) hasta 30000 pies de altitud y un alcance de unos 200 km
- HALE (gran altitud, gran autonomía) sobre 30.000 pies de techo y alcance indeterminado
- HYPERSONIC alta velocidad, supersónico (Mach 1-5) o hipersónico (Mach 5+) unos 50000 pies de altitud o altitud suborbital, alcance de 200km
- ORBITAL en orbitas bajas terrestres (Mach 25+)
- CIS Lunar viaja entre la Luna y la Tierra

CAPÍTULO 2

MARCO TEÓRICO

2.1 Nomenclatura del perfil

Un perfil es la forma que produce una distribución de presiones tal que genera la fuerza de sustentación, la más importante característica de diseño de un perfil es la línea de combadura principal, formada por la serie de puntos localizados en medio de la superficie superior e inferior pertenecientes a una línea perpendicular a la línea de cuerda.

El punto frontal de la línea de combadura principal es el borde de ataque, y el punto trasero es el borde de salida, la línea recta que conecta el borde de ataque y de salida es la línea de cuerda del perfil y la distancia de uno a otro medida a lo largo de la línea de cuerda se designa como cuerda del perfil, expresada con la letra c . La combadura es la distancia máxima entre la línea de combadura principal y la línea de cuerda medida perpendicular a la línea de cuerda[5].

La combadura, la forma de la línea de cuerda, así como la distribución de espesor del perfil controlan esencialmente el levantamiento y el momento característicos del perfil.

La dirección de V_∞ es definida como viento relativo. El ángulo entre el viento relativo y la línea de cuerda es el ángulo de ataque α del perfil.

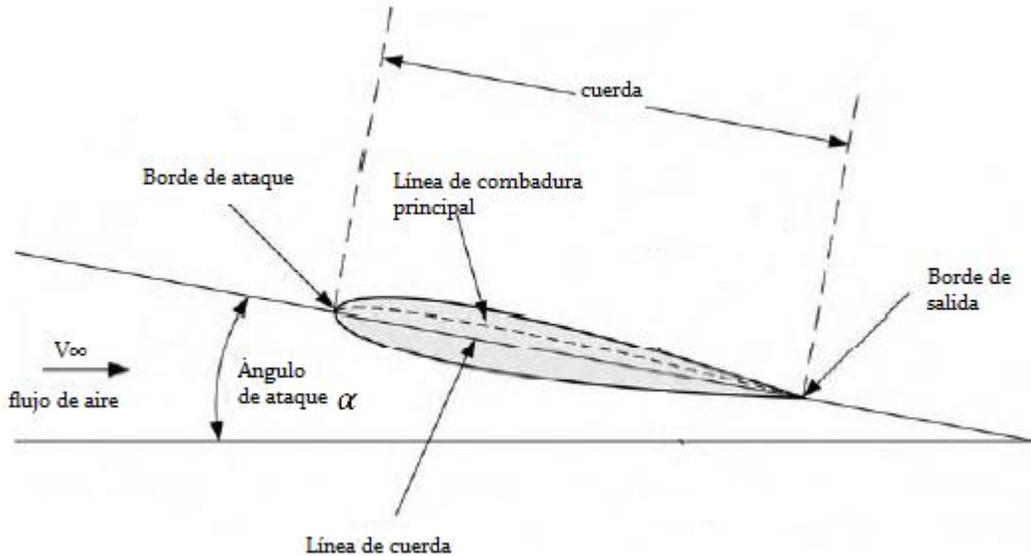


Figura 2.1

2.2 Centro Aerodinámico

La presión y la distribución de esfuerzos cortantes sobre un ala producen un momento de cabeceo, este momento puede ser tomado alrededor de cualquier punto, este puede ser el borde de ataque o borde de salida, a un cuarto de la cuerda etc., si se toma alrededor de estos puntos el momento cambia cuando el ángulo de ataque cambia, sin embargo existe un punto en el que el momento será constante sin importar el ángulo de ataque, este punto es conocido como centro aerodinámico del ala, por lo tanto:

$$C_{M,ac} = \frac{M_{ac}}{q_\infty S c}$$

Donde $C_{M,ac}$ es el coeficiente de momento alrededor del centro aerodinámico, M_{ac} es el momento alrededor del centro aerodinámico, q_∞ la presión dinámica, S la superficie alar y c la cuerda[4].

2.3 Principios de control de una aeronave

El desempeño de un avión es gobernado por fuerzas, con el movimiento de traslación del avión como respuesta a esas fuerzas. En contraste, el control y la estabilidad son gobernadas por momentos alrededor del centro de gravedad, con un movimiento rotacional del avión como respuesta a esos momentos.

Considerando un avión en vuelo como el mostrado en la figura 2.2. El centro de gravedad (el punto a través del cual el peso del avión completo actúa efectivamente) es denotado como cg . El sistema ortogonal de ejes x y z está fijo al avión; el eje x está a lo largo del fuselaje, el eje y es a lo largo de la envergadura, perpendicular al eje x y el eje z está dirigido hacia abajo, perpendicular a plano xy .

El origen se encuentra en el centro de gravedad, el movimiento de traslación está dado por los componentes de velocidad U, V , y W a lo largo de las direcciones x , y , y z respectivamente. El movimiento rotacional está dado por los componentes de velocidad angular P, Q, R alrededor de los ejes x , y , y z respectivamente. Las velocidades rotacionales son debidas a los momentos L', M y N alrededor de los ejes x , y y z respectivamente. El movimiento rotacional alrededor del eje x es llamado alabeo, L' y P son el momento y velocidad de alabeo respectivamente.

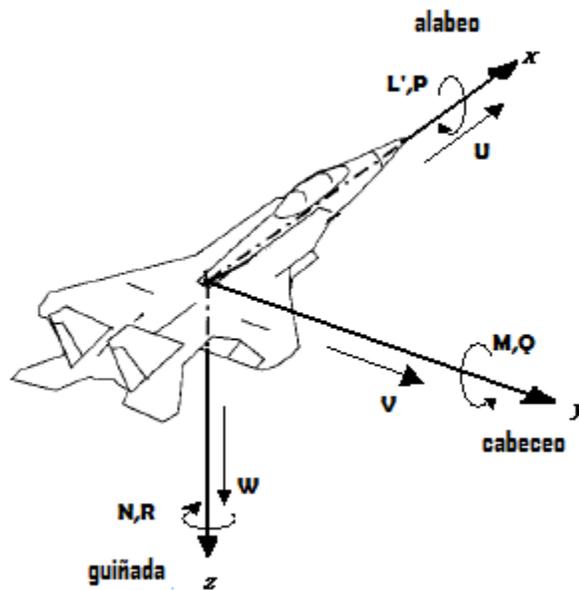


Figura 2.2 Definición de los ejes del avión con movimientos de traslación y rotación a lo largo de esos ejes.

El movimiento rotacional alrededor del eje y es llamado cabeceo, M y Q son el momento y velocidad de cabeceo respectivamente. Y el movimiento rotacional alrededor del eje z es llamado guiñada; N y R son el momento y velocidad de guiñada respectivamente.

Existen tres controles básicos en un avión, los alerones, el elevador y el timón, los cuales están diseñados para cambiar y controlar los momentos alrededor de los ejes x, y y z.

Estas superficies son mostradas en la figura 2.3, estas son superficies tipo flap, que pueden ser desviadas hacia adelante y atrás por comando del piloto. Los alerones están montados en el borde de salida del ala, cerca de las puntas de ala. Los elevadores están localizados en el estabilizador horizontal, en algunos aviones modernos el estabilizador horizontal es rotado completamente en vez de que solamente el elevador. El timón está localizado sobre el estabilizador vertical, en el borde de salida.

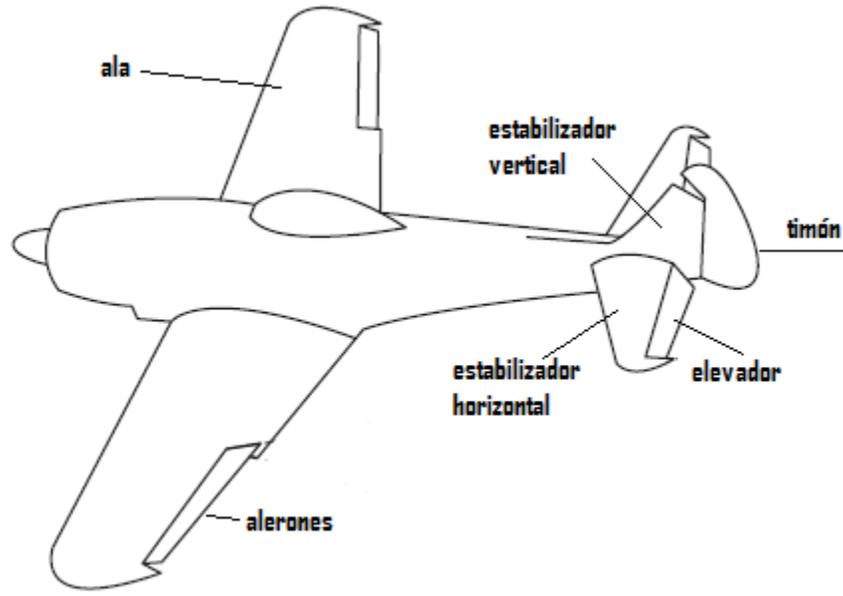


Figura 2.3 Alguna nomenclatura del avión

Una deflexión hacia abajo de la superficie de control incrementará el levantamiento del ala o empenaje, en una vuelta (figura 2.4 a), los momentos serán cambiados ; un alerón se defleca hacia arriba y el otro hacia abajo, creando una fuerza diferencial de levantamiento sobre el ala, contribuyendo al momento de alabeo L' .

En la figura 2.4 (b) Si el elevador se defleca hacia arriba, se crea un levantamiento negativo, de esta manera contribuye al momento de cabeceo M , en la figura 1.13 (c) el timón se defleca a la derecha, creando una fuerza aerodinámica hacia la izquierda, contribuyendo al momento de guiñada N .

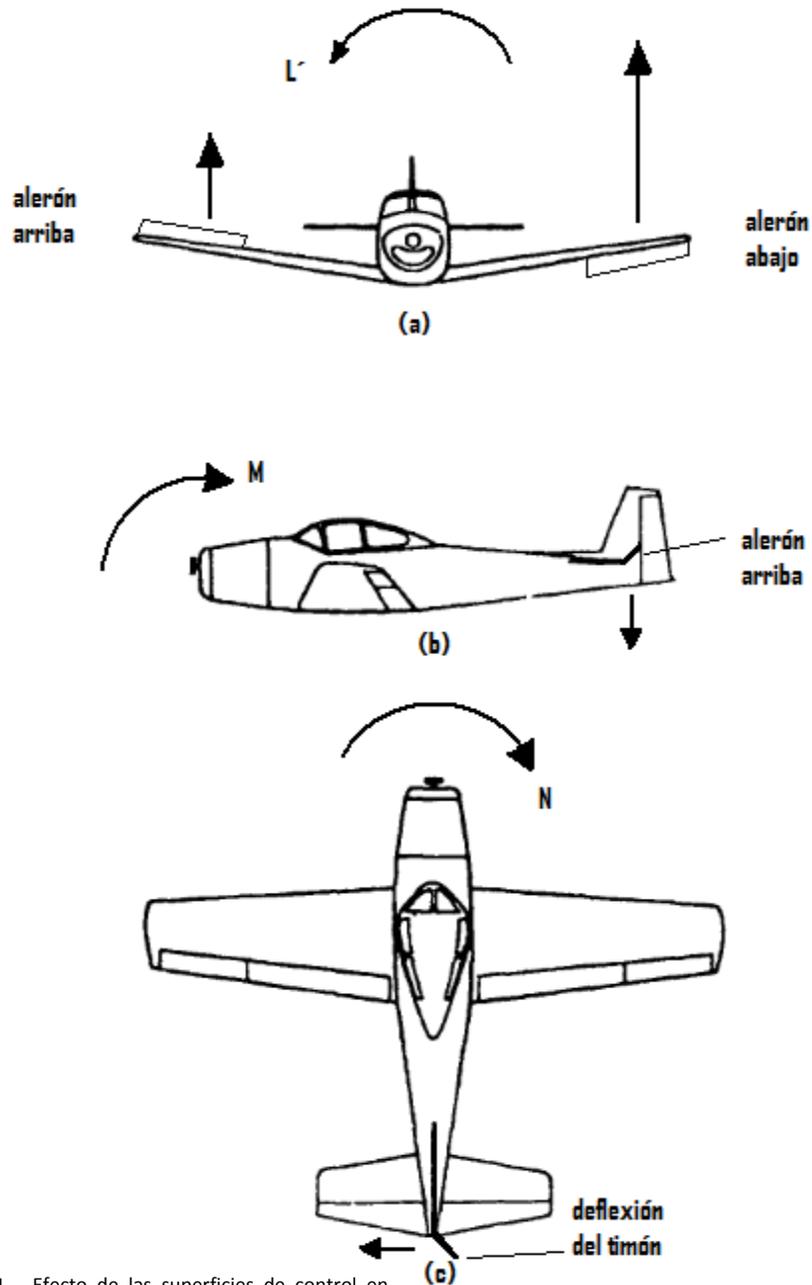


Figura 2.4 Efecto de las superficies de control en alabeo, cabeceo y guiñada. (a) Efecto de la deflexión del alerón; control lateral. (b) Efecto de la deflexión del elevador; control longitudinal. (c) Efecto de la deflexión del timón: control direccional.

El alabeo es también llamado movimiento lateral, referido a la figura anterior, se observa que los alerones controlan el alabeo; por lo tanto son conocidos como controles laterales.

El cabeceo es también llamado movimiento longitudinal. En la figura se observa que los elevadores controlan el cabeceo, por lo tanto son conocidos como controles longitudinales.

La guiñada es también llamada movimiento direccional, en la figura se muestra que el timón controla la guiñada; por lo tanto, es conocido como control direccional [4].

CAPÍTULO 3

DEFINICIÓN DE ESTABILIDAD Y CONTROL

Existen dos tipos de estabilidad: la estabilidad estática y la estabilidad dinámica. Ellos pueden ser visualizados de la siguiente manera.

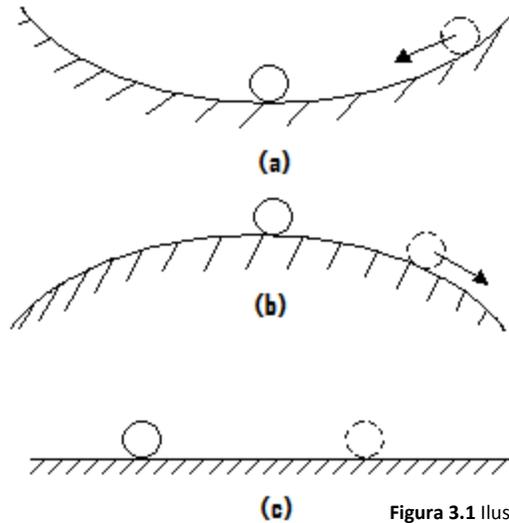


Figura 3.1 Ilustración de estabilidad estática.
(a) Sistema estáticamente estable
(b) Sistema estáticamente inestable
(c) Sistema estáticamente neutro

3.1 Estabilidad Estática

Si se considera una canica sobre una superficie curva, como lo es un tazón. Si se imagina que el tazón está quieto y la canica permanece dentro, como se observa en la figura 3.1 a. La canica se encuentra en estado estacionario; esto es en estado de equilibrio, esto significa que los momentos actuando sobre la canica son cero. Si la canica es perturbada y después liberada como lo muestra el círculo punteado de la figura 3.1 a, está rodará de regreso hacia el fondo del tazón, esto es hacia su posición original de equilibrio, tal sistema es estable

estáticamente. En general, se puede decir que si las fuerzas y momentos sobre el cuerpo causados por una perturbación tienden inicialmente a regresar al cuerpo hacia su posición de equilibrio, el cuerpo es estáticamente estable. El cuerpo tiene una estabilidad estática positiva.

Ahora, si se imagina que el tazón es volteado, con la canica encima, como en la figura 3.1 b. Los momentos en la canica serán cero, y la canica estará en equilibrio. Sin embargo si la canica es ahora perturbada como en la figura 3.1 b del círculo punteado, esta tenderá a rodar hacia abajo, lejos de su posición de equilibrio. Tal sistema es estáticamente inestable, en general se puede decir que:

Si las fuerzas y momentos son tales que el cuerpo continúa moviéndose lejos de su posición de equilibrio después de ser perturbado, el cuerpo es estáticamente inestable. El cuerpo tiene una estabilidad estática negativa.

Finalmente, si se imagina a la canica en una superficie horizontal, como la mostrada en la figura 3.1c, sus momentos son cero, está en equilibrio. Si la canica es ahora perturbada a otra dirección, los momentos serán cero, y estará aún en equilibrio. Tal sistema es neutralmente estable. Esta situación no es común en vehículos en vuelo.

3.2 Estabilidad Dinámica

La estabilidad dinámica toma en cuenta el tiempo de movimiento del vehículo después de su respuesta inicial a su estabilidad estática. Por ejemplo, si se considera un avión volando a un ángulo de ataque α_e tal que los momentos alrededor del centro de gravedad son cero. El avión está por lo tanto en equilibrio en α_e , en esta situación está equilibrado, y α_e es llamado ángulo de ataque de equilibrio. Ahora se asume que el avión es perturbado (como debido a encontrar una ráfaga) a un nuevo ángulo de ataque α , como el mostrado en la

figura 3.2. El avión tuvo un cabeceo a través de un desplazamiento $\alpha - \alpha_e$. Después de esta perturbación el avión tiene un cabeceo subsecuente, se puede describir este movimiento graficando el desplazamiento instantáneo contra el tiempo, como el mostrado en la figura 1.16. Aquí $\alpha - \alpha_e$ está dado como una función de tiempo t . En $t=0$, el desplazamiento es igual al producido por la ráfaga. Si el avión es estáticamente estable, tenderá inicialmente a moverse de regreso a su posición de equilibrio, por lo que $\alpha - \alpha_e$ decrecerá inicialmente.

En un lapso de tiempo el vehículo puede llegar a su posición de equilibrio, como lo muestra la figura 3.3a. Tal movimiento es llamado aperiódico. Alternadamente, puede rebasar primero la posición de equilibrio y aproximarse a α_e después de una serie de oscilaciones con un amplitud en decremento, como se ve en la figura 3.3b. Tal movimiento es descrito como oscilaciones amortiguadas. En ambos casos, el avión finalmente regresa a su posición de equilibrio después de un intervalo de tiempo. Esas dos situaciones son ejemplos de estabilidad dinámica en un avión. Por lo tanto:

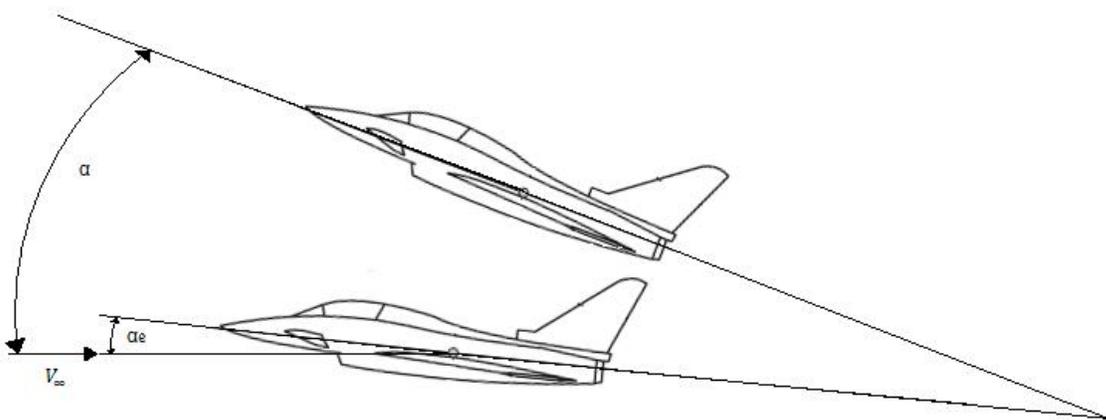


Figura 3.2 Perturbación del ángulo de ataque de equilibrio.

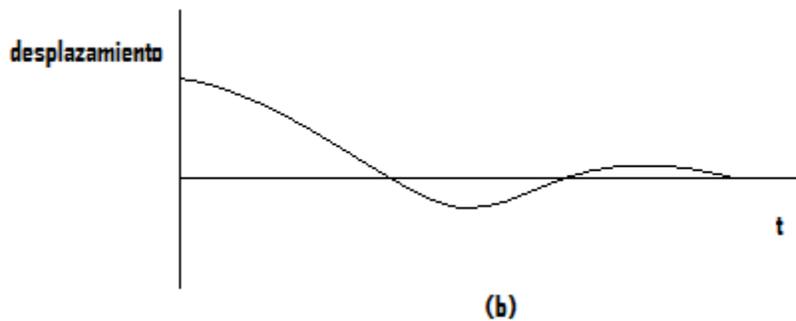
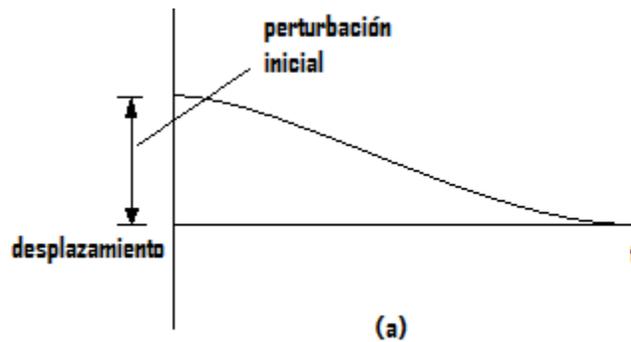


Figura 3.3 Ejemplos de estabilidad dinámica (a) Aperiódica (b) Oscilaciones amortiguadas

Un cuerpo es dinámicamente estable si, estando fuera de su posición de equilibrio, este finalmente regresa y se mantiene en su posición de equilibrio pasado un periodo de tiempo.

Por otro lado, después de la respuesta inicial a su estabilidad estática, el avión puede oscilar con una amplitud en incremento como en la figura 1.17. Aquí, la posición de equilibrio nunca es mantenida por algún periodo de tiempo, y el avión finalmente diverge completamente; el avión es en este caso inestable dinámicamente, aunque sea estáticamente estable. También es teóricamente posible para un avión cabecear hacia adelante y atrás con una amplitud de oscilaciones constantes. Este es un ejemplo de un cuerpo dinámicamente neutro.

Un cuerpo dinámicamente estable siempre debe ser estáticamente estable, sin embargo la estabilidad estática no es suficiente para asegurar la estabilidad dinámica, la estabilidad estática es usualmente la primer característica de estabilidad a ser diseñada en un avión.

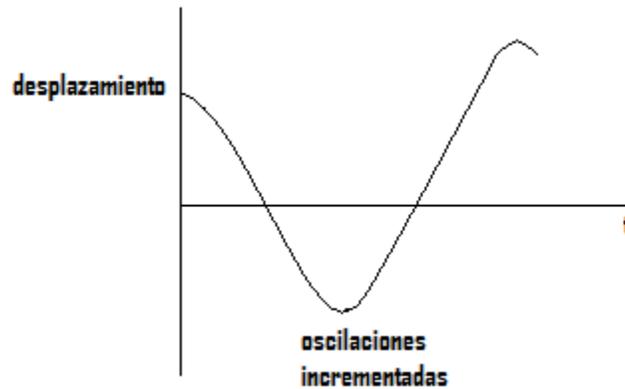


Figura 3.4 Un ejemplo de inestabilidad dinámica.

3.3 Control

El control convencional de superficies (elevadores, alerones, y timón) ya ha sido presentado con anterioridad. Su función es usualmente (1) cambiar de al avión de una posición de equilibrio a otra y (2) para producir movimientos de desequilibrio acelerado tales como maniobras. El estudio de las deflexiones de los alerones, elevadores, y timón son necesarios para que el avión haga lo que se quiera y la cantidad de fuerza que debe ser ejercida por el sistema hidráulico para flexionar estos controles es parte de lo que se llama control de una aeronave.

Capítulo 4

DISEÑO CONCEPTUAL

4.1 Tipos de Empenaje

Antes de elegir un modelo de nuestro UAV es necesario tener algunas consideraciones.

La configuración de la aeronave puede ser de diferentes tipos, como ser ala alta, ala baja, ala media ó ala delta, y los empenajes de cola pueden ser del tipo en T, convencionales, cruzados, en V, canard, etc.

El empenaje vertical resulta fundamental para poder salir de un movimiento de rotación alrededor de un eje vertical con fuertes deslizamientos laterales, mientras cae verticalmente, llamado comúnmente tirabuzón, en condiciones de flujo totalmente separado sobre el ala.

Una salida tal movimiento implica lograr nuevamente una condición de flujo adherido en el ala. Para ello resulta en primer término reducir la rotación y el deslizamiento lateral del aeroplano. Ello requiere que el timón de dirección sea efectivo aún durante los grandes ángulos de ataque.

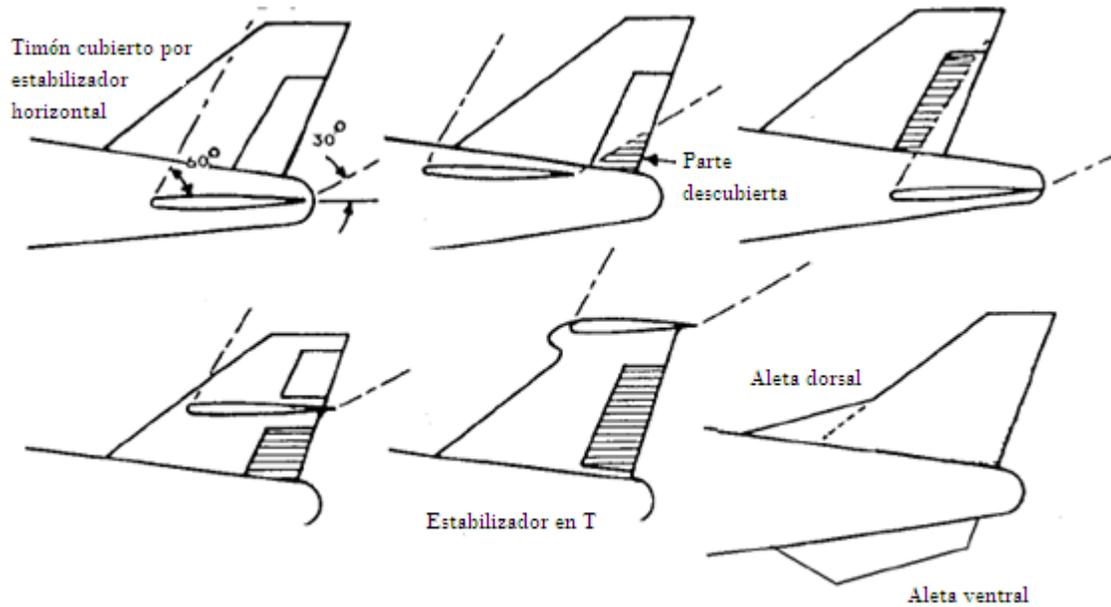


Figura 4.1 Diferentes configuraciones para empenaje

A grandes ángulos de ataque el estabilizador horizontal presenta un flujo totalmente separado cuya estela se extiende hacia arriba en un ángulo de aproximadamente 45°.

La primera imagen de la Figura muestra que el empenaje vertical está casi totalmente en la estela de flujo separado del estabilizador horizontal. El resultado será una apreciable falta de control de dirección. La segunda imagen muestra el efecto de mover hacia la proa el estabilizador con respecto al empenaje vertical. Una pequeña parte del timón de dirección queda fuera de la estela permitiendo un mínimo control. La próxima imagen ilustra resultados similares para un corrimiento hacia popa del estabilizador. Las siguientes dos imágenes ilustran el efecto de elevar el sitio de implantación del estabilizador horizontal. La configuración en T libera totalmente al empenaje de la estela pero puede causar indeseables y peligrosos efectos de cabeceo ascendente (nariz arriba).

La última imagen muestra los efectos de aletas ventrales y dorsales. La aleta dorsal superior provoca durante el deslizamiento lateral un vórtice en la región de succión, el cual al proyectarse sobre el timón de dirección energiza la capa

límite re adhiriendo parte del flujo y logrando cierto nivel de control. La aleta ventral contribuye de igual modo con la ventaja adicional de no encontrarse sumergida en estela alguna.

Para la estabilidad y control conviene elegir una configuración convencional, esto quiere decir colocar el estabilizador horizontal y vertical en la parte trasera, debido a la viabilidad para encontrar información además de tratarse de un estudio inicial para estabilidad de aeronaves, una configuración como tipo canard podría llevar a complicaciones sin un estudio previo de configuraciones más utilizadas.

4.2 Generación Conceptual [1].

Existen infinidad de métodos para generar conceptos en un diseño, uno de los más sobre-salientes es la tormenta de ideas o Brainstorming como es mejor conocido. Este método permite generar tantos conceptos como sea posible, considerando incluso el producir conceptos a partir de otros ya existentes.

Estos conceptos deben cumplir ciertos parámetros, llamados criterios de diseño, con los cuales finalmente se evaluarán cada uno de los conceptos, esto con la intención de cumplir el objetivo principal del presente trabajo; el diseño aerodinámico de un UAV para misiones de reconocimiento. Sea criterio de diseño toda aquella meta o necesidad para el presente trabajo.

Los criterios de diseño en base a los cuales serán generados y por último seleccionado un

| Simbología | Criterio de Diseño | Tipo | |
|------------|---|--------------|-----------|
| | | Obligatorios | Deseables |
| CD1 | Buen comportamiento aerodinámico. | X | |
| CD2 | Buen comportamiento estructural. | X | |
| CD3 | Tracción en la hélice, producida mediante un motor a gasolina. | X | |
| CD4 | Materiales para su construcción: materiales compuestos (en su mayoría). | | X |
| CD5 | Consideración de un compartimiento o sección para alojar equipo de video. | X | |
| CD6 | Tren de aterrizaje triciclo fijo. | X | |
| CD7 | Fácil de construir. | | X |
| CD8 | Resistencia al avance total mínima, en condiciones de vuelo en crucero. | | X |
| CD9 | Resistencias parasitas mínimas. | | X |
| CD10 | Buena apariencia en el diseño. | | X |
| CD11 | Control mediante un sistema de radio control. | | X |

Cuadro 4.1: Criterios de Diseño, Obligatorios y Deseables.

modelo conceptual, se muestran en el Cuadro 4.1. En este Cuadro se puede apreciar que los criterios de diseño son catalogados como deseables (Se ponderan uno a uno contra sí mismos empleando el Metodo Analytic Hierarchy Process, para dar una importancia relativa propia de cada criterio) u obligatorios (Aquellos criterios que de no cumplirse el producto puede considerarse como insatisfactorio en todo aspecto).

Cuadro 4.2: Escala Fundamental de Comparación.

| Intensidad de Importancia | Definición |
|----------------------------------|---------------------|
| 1 | Igual Importancia |
| 3 | Poca Importancia |
| 5 | Alta Importancia |
| 7 | Mucha Importancia |
| 9 | Extrema Importancia |

Aplicación del Método AHP.

El Método AHP [9], fue desarrollado por Saaty en 1995. Aplicado al presente trabajo, permite ponderar los criterios de diseño deseables. Para ponderar los criterios de diseño se emplea la escala de referencia mostrada en el Cuadro 4.2. En el Cuadro 4.3, inicia la evaluación de los criterios de diseño. Para la comparación de cada criterio, el valor es entero cuando escala de comparación favorece a la opción colocada a la izquierda de la matriz, de lo contrario el valor es fraccionado debido a que se pre.ere la opción colocada en la parte superior de la matriz. Posteriormente la matriz es normalizada dividiendo cada uno de los valores asignados entre el resultado total de cada columna, además, se considera la unidad como el 100%. En la última columna del Cuadro 4.4, se presenta el porcentaje de importancia relativa (%ir), para cada uno de los criterios de diseño.

Los criterios de diseño catalogados como deseables y sus respectivos valores se presentan en el Cuadro 4.5.

En el caso de los criterios de diseño obligatorios, dado que todos cuentan con la misma importancia y de no cumplirse el producto final de este trabajo, puede considerarse como insatisfactorio, el valor de %ir, es unitario.

Cuadro 4.3: Matriz Comparativa para la Importancia Relativa de los Criterios de Diseño Deseables.

| Criterios de Diseño Deseables | CD4 | CD7 | CD8 | CD9 | CD10 | CD11 |
|-------------------------------|--------------|-------------|-------------|--------------|--------------|--------------|
| CD4 | 1 | 1/9 | 1/7 | 1/7 | 9 | 5 |
| CD7 | 9 | 1 | 1/7 | 7 | 7 | 7 |
| CD8 | 7 | 7 | 1 | 7 | 7 | 7 |
| CD9 | 7 | 1/7 | 1/7 | 1 | 9 | 7 |
| CD10 | 1/9 | 1/7 | 1/7 | 1/9 | 1 | 1/5 |
| CD11 | 1/5 | 1/7 | 1/7 | 1/7 | 5 | 1 |
| Total | 24.31 | 8.54 | 1.71 | 15.40 | 38.00 | 27.20 |

Cuadro 4.4: Matriz Comparativa Normalizada.

| Criterios de Diseño Deseables | CD4 | CD7 | CD8 | CD9 | CD10 | CD11 | % _{ir} |
|-------------------------------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|-----------------|
| CD4 | 0.04 | 0.01 | 0.08 | 0.01 | 0.24 | 0.18 | 0.09 |
| CD7 | 0.37 | 0.12 | 0.08 | 0.45 | 0.18 | 0.26 | 0.24 |
| CD8 | 0.29 | 0.82 | 0.58 | 0.45 | 0.18 | 0.26 | 0.43 |
| CD9 | 0.29 | 0.02 | 0.08 | 0.06 | 0.24 | 0.26 | 0.16 |
| CD10 | 0.00 | 0.02 | 0.08 | 0.01 | 0.03 | 0.01 | 0.03 |
| CD11 | 0.01 | 0.02 | 0.08 | 0.01 | 0.13 | 0.04 | 0.05 |
| Total | 1 |

Cuadro 4.5: Importancia Relativa de los Criterios de Diseño Deseables.

| GI | % _{ir} | Criterio de Diseño |
|----|-----------------|--------------------|
| 1 | 0.43 | CD8 |
| 2 | 0.24 | CD7 |
| 3 | 0.16 | CD9 |
| 4 | 0.09 | CD4 |
| 5 | 0.05 | CD11 |
| 6 | 0.03 | CD10 |

Cuadro 4.6: Evaluación Conceptual.

| Criterio de Diseño | % _{ir} | Conceptos | | | | | | | |
|--------------------|-----------------|-----------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| | | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
| CD1 | 1.00 | | - | - | 0 | - | - | - | + |
| CD2 | 1.00 | R | - | + | 0 | - | + | + | + |
| CD3 | 1.00 | E | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| CD4 | 0.09 | F | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| CD5 | 1.00 | E | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| CD6 | 1.00 | R | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| CD7 | 0.24 | E | - | - | 0 | - | - | - | - |
| CD8 | 0.43 | N | - | - | 0 | - | - | - | - |
| CD9 | 0.16 | C | - | - | 0 | - | - | - | - |
| CD10 | 0.03 | I | - | - | - | + | - | - | + |
| CD11 | 0.05 | A | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| Total | | | -2.86 | -0.86 | -0.03 | -2.80 | -0.86 | -0.86 | +1.20 |

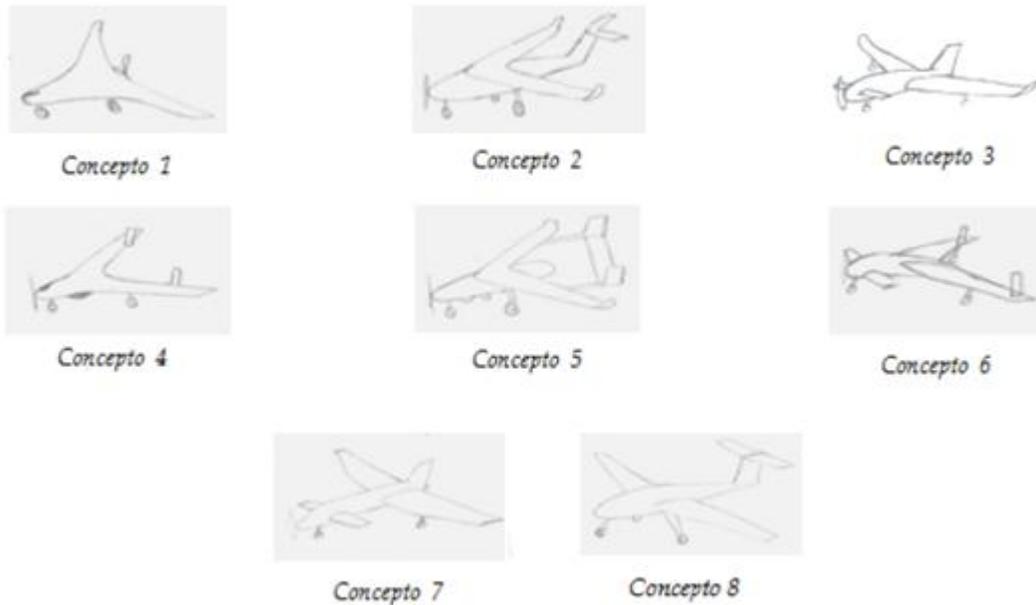


Figura 4.1 Diferentes configuraciones para empenaje

4.3. Evaluación Conceptual.

En la Figura 4.2, se presentan los conceptos de UAV más relevantes generados. Para evaluarlos se considera el Método Pugh [9], primero, se debe tomar uno de los conceptos como referencia, posteriormente, los demás conceptos serán comparados uno a uno contra el concepto de referencia y se dará un valor unitario (+) cuando el concepto que se compara cumple mejor con el criterio de diseño del concepto de referencia, por otro lado un valor unitario de (-) si no lo cumple y un (0) si ambos conceptos cumplen de manera adecuada con el requerimiento. Los

valores asignados se multiplican por cada valor de $\%ir$, de cada criterio de diseño.

Finalmente se suma el valor de cada columna y se obtiene un total, el concepto con el valor más alto es el elegido y considerado como Modelo Conceptual. La evaluación conceptual se muestra en el Cuadro 4.6.



Figura 4.3 Modelo conceptual

4.4. Modelo Conceptual.

El modelo conceptual obtenido, corresponde al Concepto 8, ver Figura 4.3. Las características geométricas y de forma más sobresalientes que se pretende tenga esta aeronave son: un ala y un estabilizador horizontal flechados, posición de ala media, posición del estabilizador horizontal en T y un estabilizador vertical trapezoidal.

CAPÍTULO 5

ESTABILIDAD ESTÁTICA

5.1 Momentos en el avión

Si se considera un ángulo de ataque en el que el levantamiento es cero, significa que la fuerza sobre el extradós y el intradós son iguales y opuestas, por lo que se tendría un par de fuerzas, este par puede ser trasladado a cualquier punto de la cuerda, ya que al ser un par se conserva su valor.

Por lo tanto se dice que a cero levantamiento:

$$M_{ac} = (M_{c/4})_{L=0} = (M_{cualquier\ punto})_{L=0}$$

El coeficiente de momento alrededor del centro aerodinámico entonces puede ser obtenido del valor del coeficiente de momento en cualquier punto a un ángulo de ataque donde el levantamiento sea cero $\alpha_{L=0}$.

Los coeficientes de momento son obtenidos de las gráficas de profili [1], para obtener el coeficiente de momento en el que el levantamiento sea cero, se selecciona el ángulo en el que el C_L sea cero por medio de una interpolación, esta misma se aplica para obtener el coeficiente de momento para el ángulo de ataque obtenido con anterioridad.

Para el perfil GOE 227 a un número de reynolds de 500000 utilizado en el ala se obtiene un ángulo de ataque de -7.9224° para un levantamiento de cero y un coeficiente de momento de $-.1907$.

El sistema de fuerzas y momentos en un ala puede ser especificado por el levantamiento y el arrastre actuando en el centro aerodinámico mas el momento alrededor del centro aerodinámico.

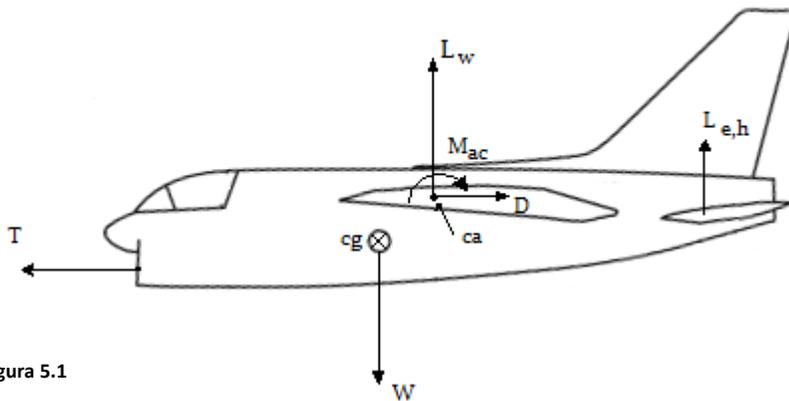


Figura 5.1

Fuerzas que contribuyen al momento alrededor del centro de gravedad.

Puede decirse que un avión se encuentra en equilibrio cuando el momento alrededor del centro de gravedad es cero, $M_{cg} = C_{M,cg} = 0$

El coeficiente de momento se define como

$$C_{M,cg} = \frac{M_{cg}}{q_{\infty} S c}$$

5.2 Ángulo de ataque absoluto

Considerando el ala con un ángulo de ataque en el que el levantamiento es cero se dibuja una línea desde el borde de salida paralela al viento relativo a la que se llama línea de cero levantamiento como se muestra en la figura.

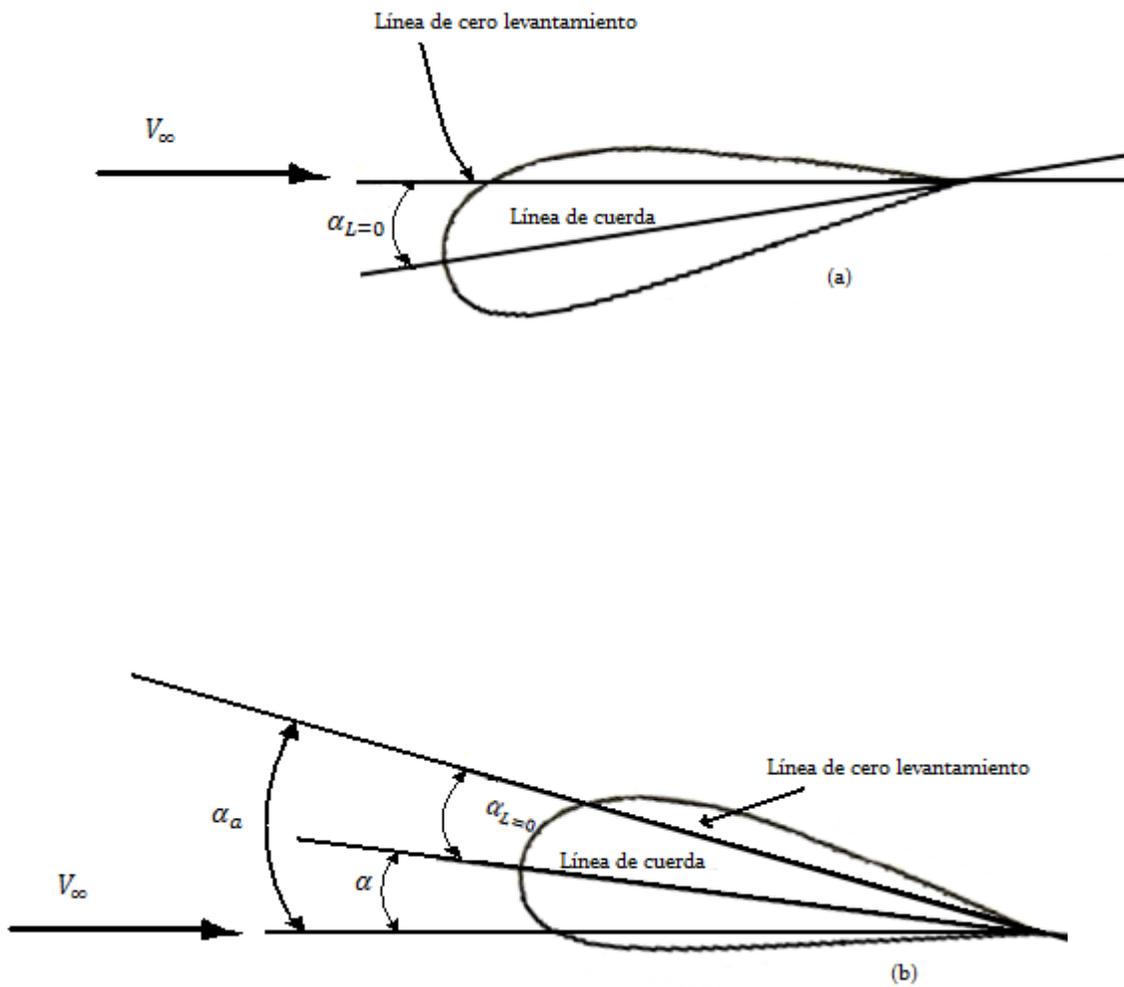


Figura 5.2

Un perfil de combadura convencional tiene ligeramente ángulos de cero levantamiento negativos, si se considera un ángulo de ataque (α) en el cual se genera cierto levantamiento, el ángulo absoluto (α_a) resulta de sumar α con el ángulo en el cual el levantamiento es cero ($\alpha_{L=0}$)

$$\alpha_a = \alpha + \alpha_{L=0}$$

Cuando se tiene un ángulo de ataque absoluto igual a cero, el levantamiento igualmente es cero por lo que en una gráfica de C_L vs α_a la curva siempre pasará por el origen (figura 5.3).

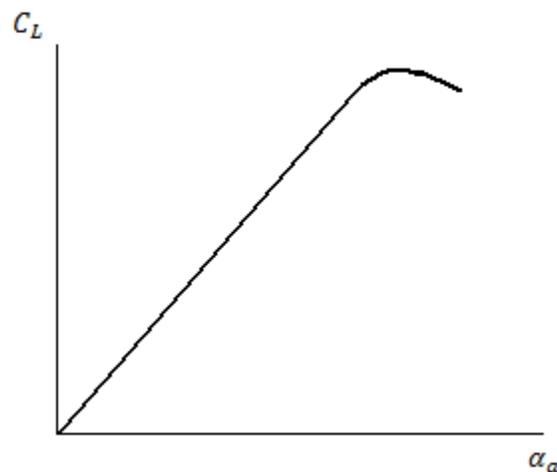


Figura 5.3

El uso de α_a en lugar de α es clásico en estudios de estabilidad y control.

La estabilidad longitudinal es el modo estabilidad estática más importante en el diseño de un avión.

Considerando que se conocen los valores de M_{cg} para diferentes ángulos de ataque, la variación de M_{cg} se ilustra en la siguiente figura 5.4:

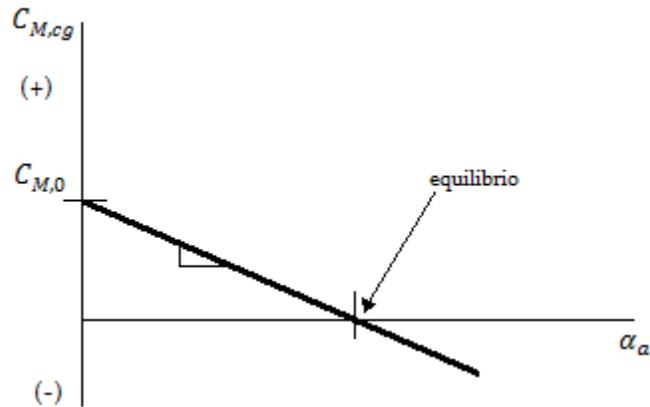


Fig. 5.4 Curva de coeficiente de momento con pendiente negativa.

Donde $C_{M,cg}$ es graficada contra ángulo de ataque α_a , para muchos aviones convencionales, la curva es cercanamente lineal, a un levantamiento de cero o bien un ángulo de ataque absoluto igual a cero se escribe como $C_{M,0}$.

En el punto donde la gráfica cruza el eje de las abscisas, o bien el valor de α_a donde $C_{M,cg}$ es igual a cero se conoce como ángulo de ataque de equilibrio α_e .

5.3 Criterios de evaluación de estabilidad

Si un avión en vuelo uniforme en su ángulo de ataque de equilibrio recibe una perturbación y el ángulo de ataque es cambiado por un instante, existe la posibilidad de que el ángulo sea mayor o sea menor a α_e , en una gráfica como la anterior se observa que si es mayor se tendrá un $C_{M,cg}$ negativo por lo que el avión tenderá a cabecear hacia abajo regresando a su posición de equilibrio, si

por el contrario el ángulo de ataque es menor a α_e se tendrá un $C_{M,cg}$ positivo por lo que el que el avión tenderá a cabecear hacia arriba regresando de la misma manera a su posición de equilibrio llegando a la definición de estabilidad estática, esto se ilustra en la figura 5.5. Debe notarse en la gráfica anterior que se tiene un $C_{M,0}$ positivo y que la pendiente de la curva $\frac{\partial C_{M,cg}}{\partial \alpha_a}$ es negativa[7].

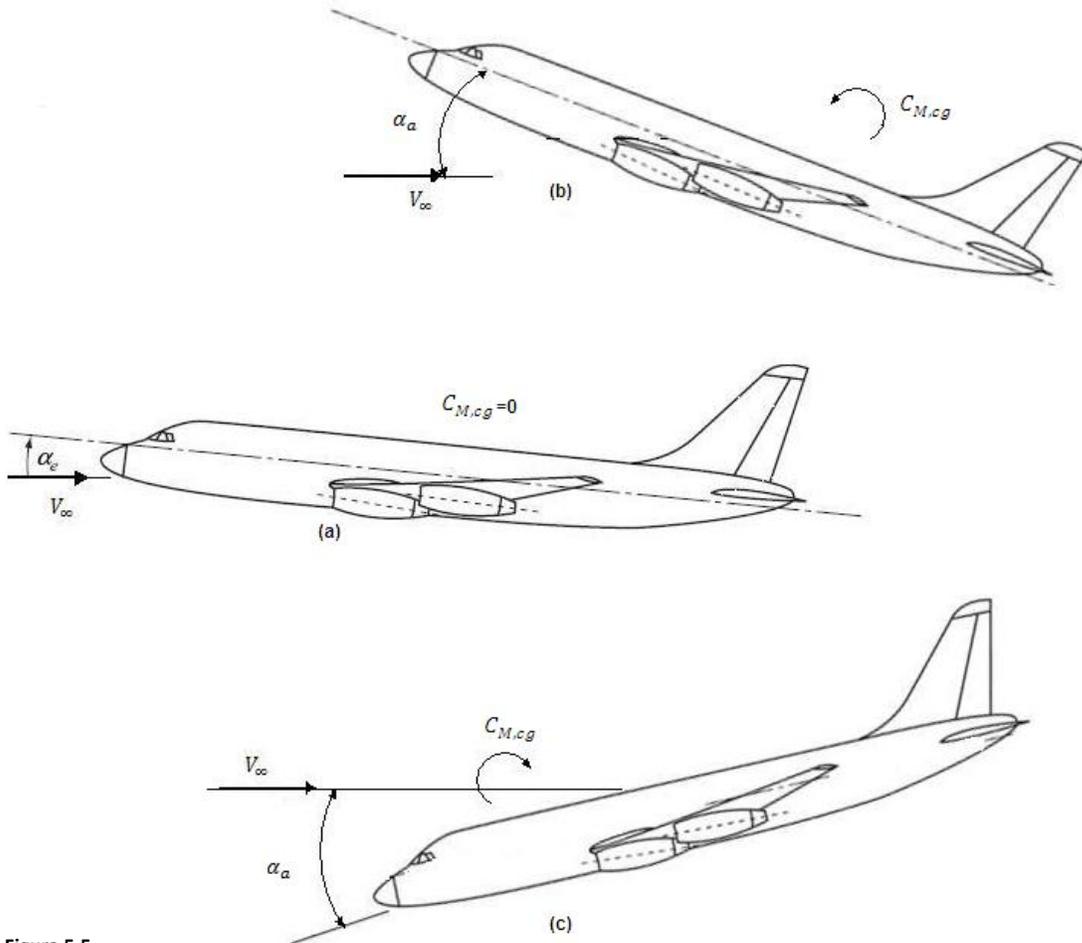


Figura 5.5

Por otra parte, considerando otro avión del que se ha graficado de la misma forma el coeficiente de momento alrededor del centro de gravedad contra el ángulo de ataque absoluto,

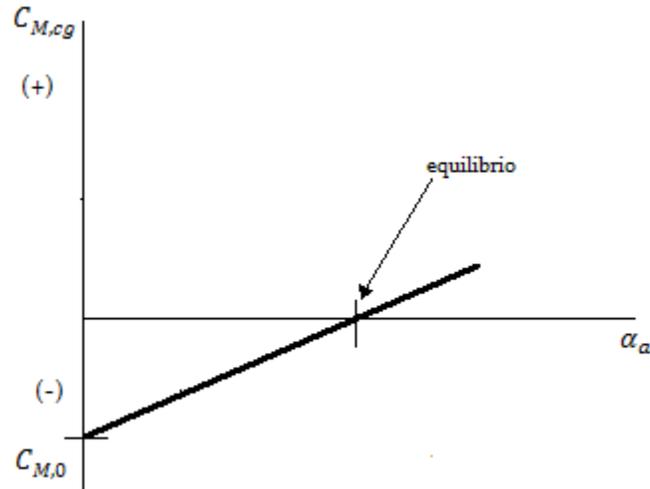


Figura 5.6

Se observa que la pendiente es positiva y que se tiene un coeficiente de momento a cero levantamiento negativo, por lo que si una perturbación es menor al ángulo de equilibrio el avión cabeceará negativamente sin intentar regresar al punto de equilibrio y si se tiene una perturbación mayor al ángulo de equilibrio el avión tenderá a cabecera positivamente por lo que se tendrá un avión estáticamente inestable.

En la siguiente figura 5.7 se muestra lo mencionado anteriormente, el inciso b muestra un coeficiente de momento positivo y el c uno negativo.

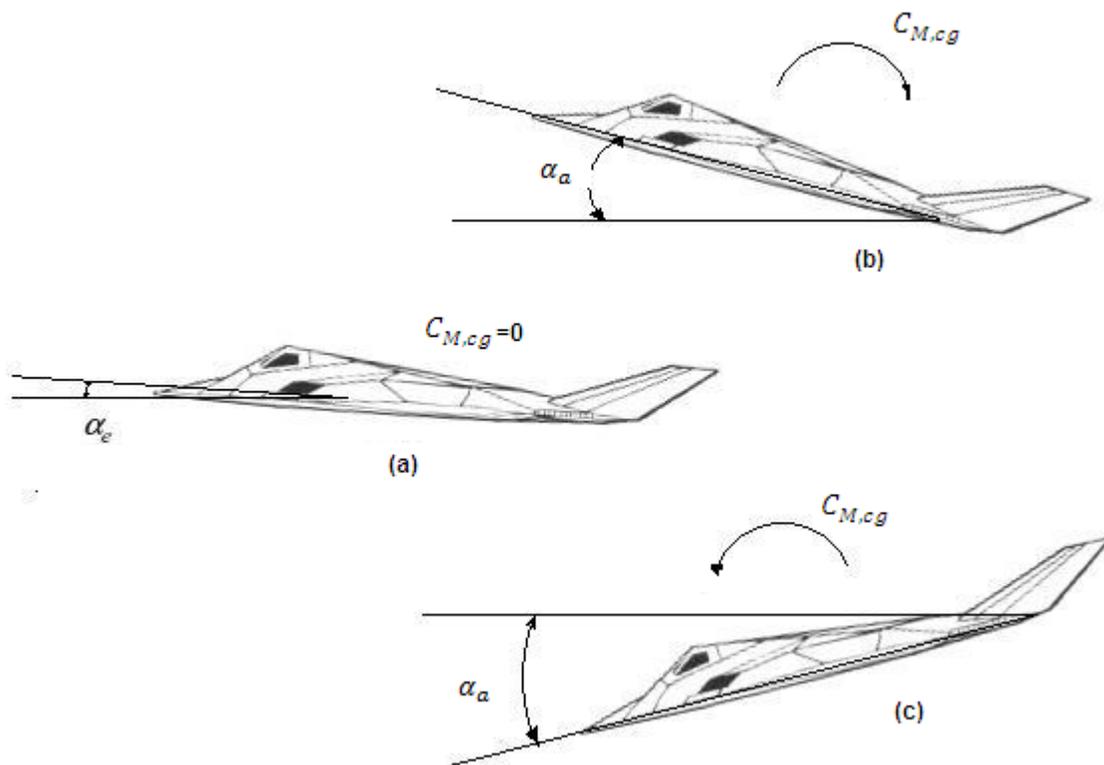


Figura 5.7

5.4 Coeficientes de momento por contribución de ala y empenaje.

La ecuación que permitirá obtener el coeficiente de momento en contribución del ala se obtiene de la sumatoria de momentos tomando en cuenta la figura 5.8, la forma final queda :

$$C_{M,cg} = C_{M,acw} + C_{L,w}(h - h_{acw}) - V_H C_{L,t}$$

Como se observa la ecuación anterior indica que será necesario el coeficiente de momento del centro aerodinámico anteriormente obtenido, el $C_{L,w}$ para cada ángulo de ataque obtenido, cuyos valores se consiguen del trabajo de tesina, referencia [1].

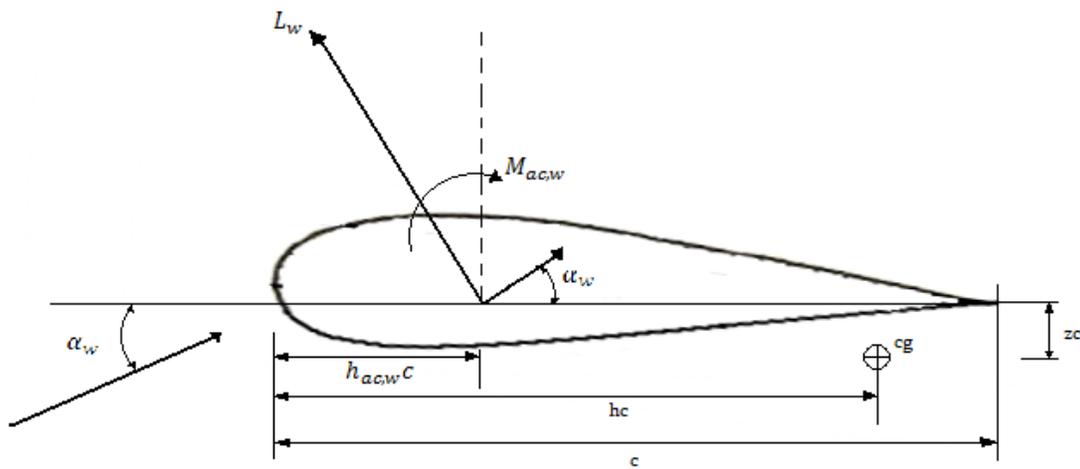


Figura 5.8

Las distancias h son obtenidas por medio del software NX, y para ello antes es necesario obtener las coordenadas del centro de gravedad.

Para la obtención del centro de gravedad tenemos que conocer las masas de cada uno de los componentes del avión y multiplicarlas por el centroide, después realizar una sumatoria y dividirlos entre la masa total [2].

A la expresión de momento por contribución del ala se agrega el término $-V_H C_{L,t}$ que es la parte del coeficiente de momento que corresponde al estabilizador horizontal.

En el software NX se establecen masas concentradas simulando el motor, el tanque de combustible y la cámara de video, las esferas naranjas son las masas concentradas.

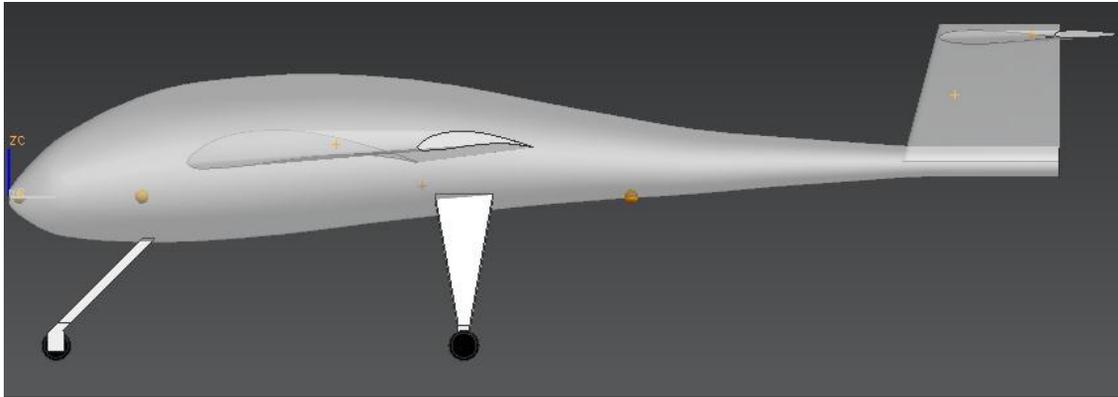


Figura 5.9



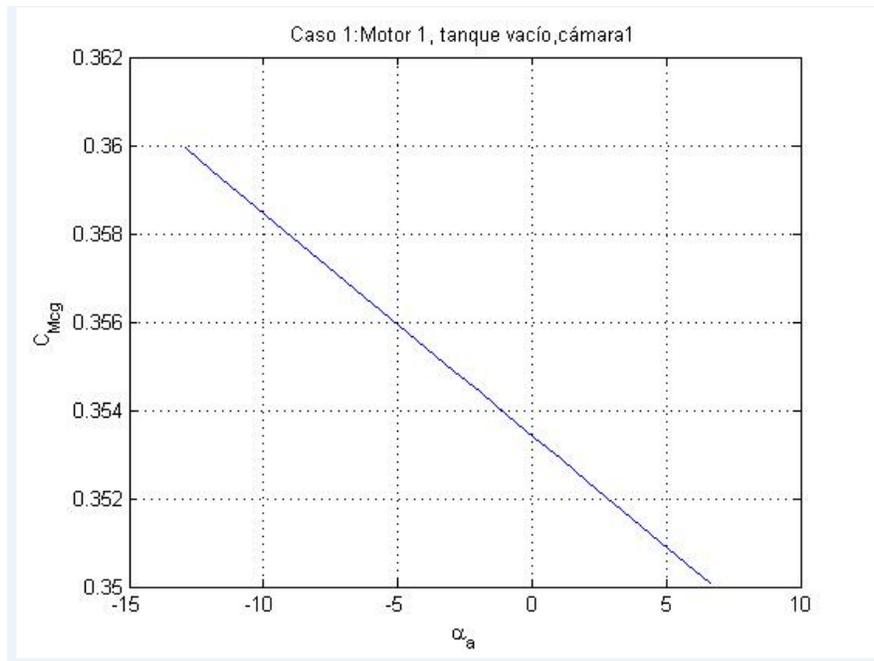
Figura 5.10

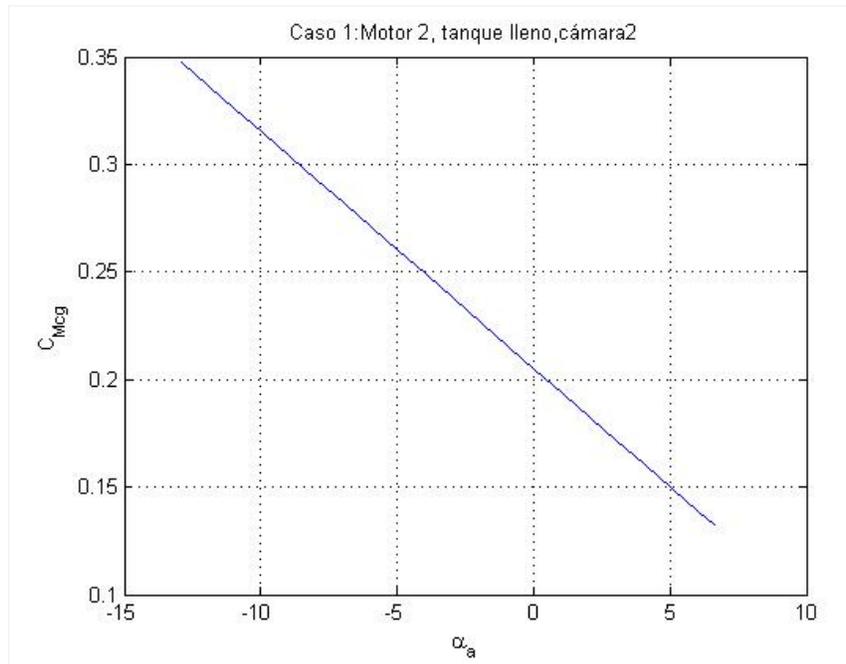
5.5 Casos considerados para análisis de estabilidad estática

Para el análisis de estabilidad estática, se considerarán diferentes casos, esto es se tendrán dos cámaras con diferente masa, dos tipos de motores, uno con mayor potencia pero igualmente con mayor masa y dos condiciones de tanque de combustible; lleno y vacío.

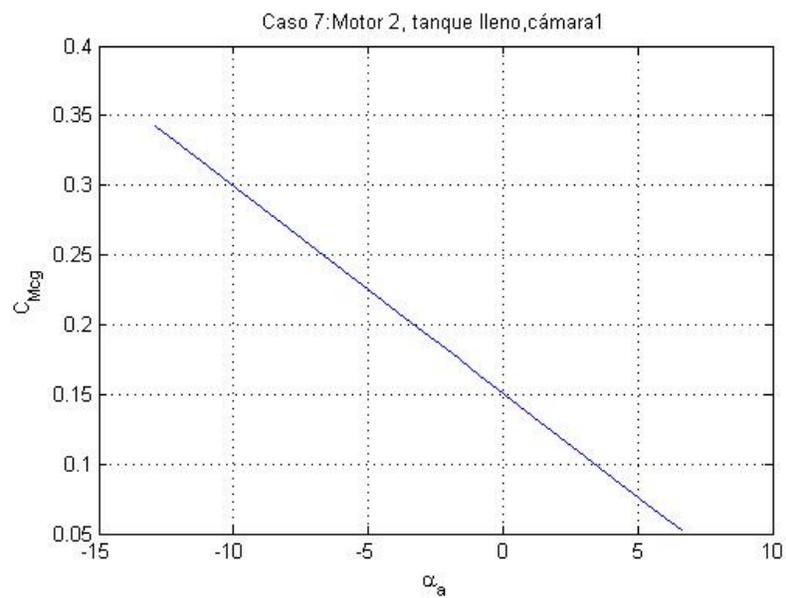
Al graficar el coeficiente de momento contra el ángulo de ataque absoluto se observará si el avión es estable o no.

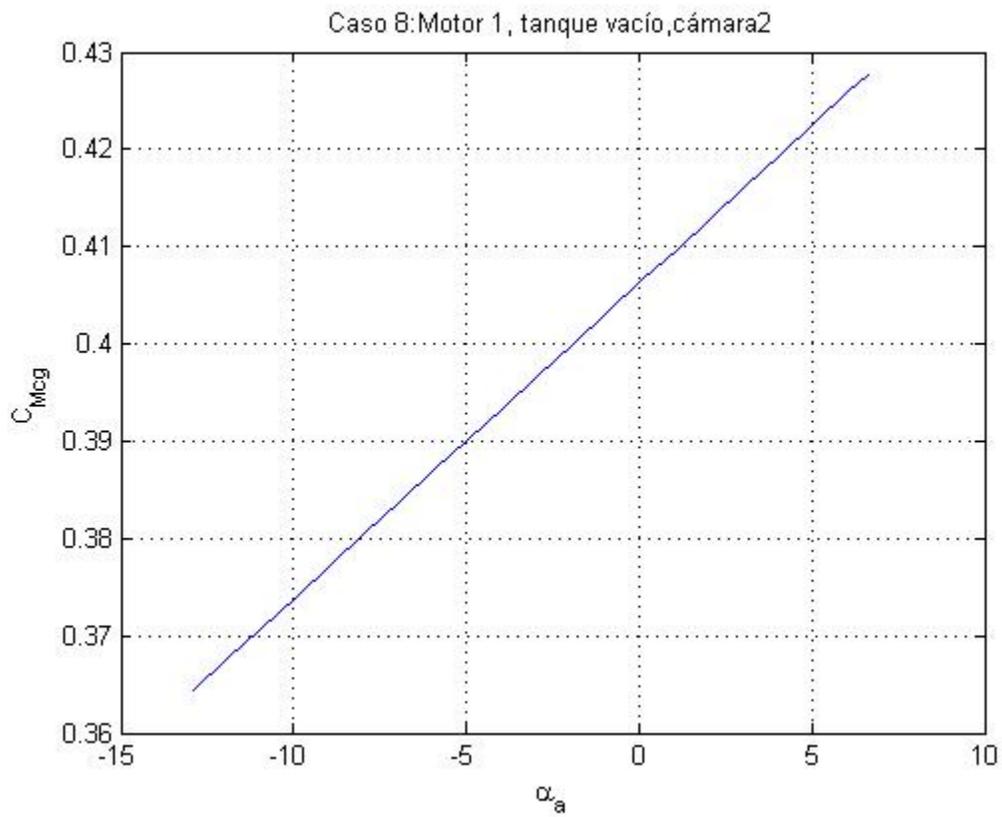
| CASO | CONDICIÓN |
|------|---------------------------------|
| 1 | Motor1, tanque vacío y cámara 1 |
| 2 | Motor2, tanque lleno y cámara 2 |
| 3 | Motor2, tanque vacío y cámara 1 |
| 4 | Motor2, tanque vacío y cámara 2 |
| 5 | Motor1, tanque lleno y cámara 1 |
| 6 | Motor1, tanque lleno y cámara 2 |
| 7 | Motor2, tanque lleno y cámara 1 |
| 8 | Motor1, tanque vacío y cámara 2 |





Los casos siguen siendo estables hasta llegar al caso 8





Por lo que en este caso se realiza un análisis más detallado, esto es graficar a diferentes condiciones del tanque de combustible; $\frac{1}{4}$, $\frac{1}{8}$ y $\frac{1}{2}$.

CONCLUSIONES

Por medio de programación en matlab pudieron obtenerse gráficas que indican los casos de inestabilidad, notando que para el motor 1, con tanque vacío y la cámara de mayor peso se tiene dicha condición.

Gracias a este programa pueden analizarse muchos casos de forma sencilla y rápida, observando hasta que punto comienza la estabilidad para el caso antes citado.

Para el único caso de inestabilidad encontrado se concluye que es un caso muy difícil de presentarse ya que si se tuviera tanque vacío el avión perdería potencia necesaria para mantenerse en vuelo.

EXPERIENCIAS OBTENIDAS

La realización de esta tesina deja ideas claras para la investigación y procedimientos necesarios previos a la construcción de un avión, el estudio de estabilidad es un eslabón de una larga cadena que es posible comprender de mejor manera aplicando directamente los procedimientos a un avión y plasmarlos en algún texto que reporte lo hecho, apoyándose de herramientas de programación o diseño por computadora.

El hacer una tesina abre de cierta manera el camino a la investigación, al gusto e interés de comprensión de textos científicos y llevar estas ideas a conceptos propios que puedan resolver problemas tecnológicos, como lo es esta tesina, ya que aplicamos lo que encontramos en libros y lo llevamos a una idea de un nuevo UAV.

TRABAJO FUTURO

Aplicar contrapesos al avión para asegurar estabilidad estática en todos los casos.

Encontrar punto de equilibrio del UAV.

Realizar estudio de estabilidad dinámica y simulación de los movimientos del avión por medio de simulink.

Diseño de superficies de control del UAV considerando resultados del estudio dinámico.

BIBLIOGRAFÍA

[1] V.M. Delgado Romero, *Diseño Aerodinámico para un prototipo de vehículo aéreo no tripulado*, Tesina para la Obtención del Diploma de Especialización en Ingeniería Mecánica Bajo la Línea de Proyecto Mecánico, IPN ESIME-UA, 2011.

[2] A. Gutiérrez Torres, A. Morales De la paz, *Diseño Conceptual, Aerodinámico y Construcción con Materiales Compuestos de un Aeromodelo de Carga con Bases del Concurso SAE AERO DESIGN 2008*, Tesis para la Obtención del Título de Ingeniero en Aeronáutica, IPN ESIME-UT, 2009.

[3] J.D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*. Maryland, USA, 1991.

[4] J.D. Anderson, *Introduction to Flight*, Maryland, USA, 1989.

[5] B.W. McCormick, *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*, Pennsylvania, USA, 1994.

[6] M. Eldridge, J. Harvey, T. Sandercock, A. Smith, *Design and Build a Search and Rescue UAV*, Thesis for the Diploma of Mechanical Engineering, The University of Adeaide, 2009.

[7] D.O. Dommasch, S.S. Sherby, T.F. Connolly, *Airplane Aerodynamics*, 1967.

[8] M.E. Peterson, *The UAV and the Current and Future Regulatory Construct for Integration into the National Airspace System*, Thesis for the Degree of Master of Laws, McGill University, 2005.

[9] E. Gómez, S. Martínez, *El Proyecto – Diseño en Ingeniería*, Valencia, España, 2001.

1

2

3

4

5

6

7

8

A

A

B

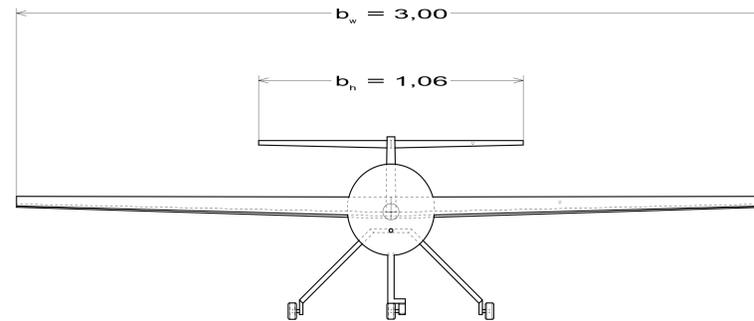
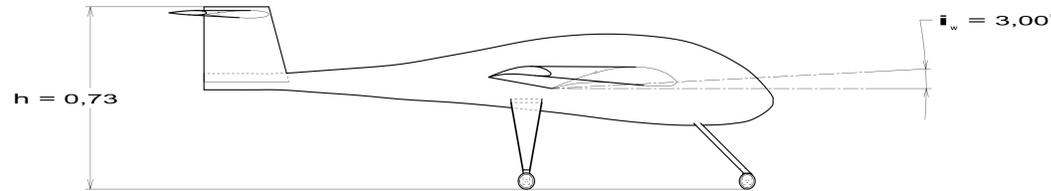
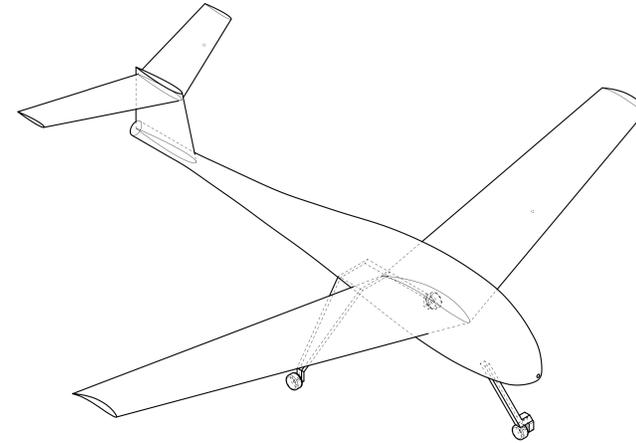
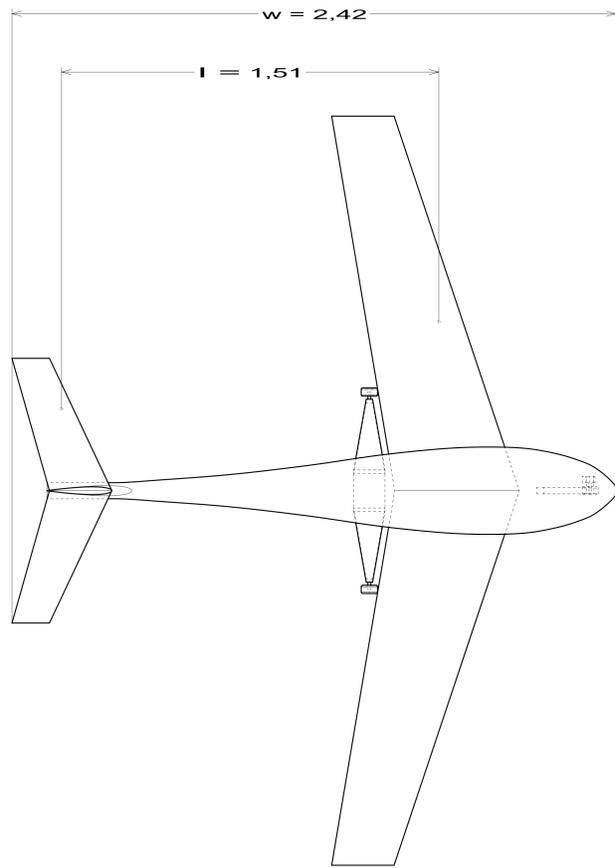
B

C

C

D

D



INSTITUTO
POLITECNICO
NACIONAL
ESIME-UA

Elaborado por:
Ing. Victor Manuel Delgado Romero
Ing. Ruben Olvera Oliva

Revisa por:
Dr. Jose de Jesus Rubio Avila

Aprobado por:
Dr. Jaime Pacheco Martinez

Plano Generico
Proyecto: UAV VIR-01



Escala: 1:10

Formato de Hoja: A0

Acotacion: m

Fecha: Mayo 2011

1

2

3

4

5

6

7

8