

# Producto Integrador de Aprendizaje

Dinámica de Vuelo

7mo semestre

Plan 401

Dr. Erik Gilberto Rojo Rodríguez



- 1. Introducción
- 2. Descripción
- 3. Metodología
- 4. Requisitos
- 5. Entregables
- 6. Formatos
- 7. Revisión

# Contenidos del PIA

- a. Descripción de la problemática a resolver
- b. Metodología de trabajo
- c. Requisitos puntuales
- d. Entregables
- e. Formatos
- f. Rúbricas de revisión



- 1. Introducción
- 2. Descripción
- 3. Metodología
- 4. Requisitos
- 5. Entregables
- 6. Formatos
- 7. Revisión

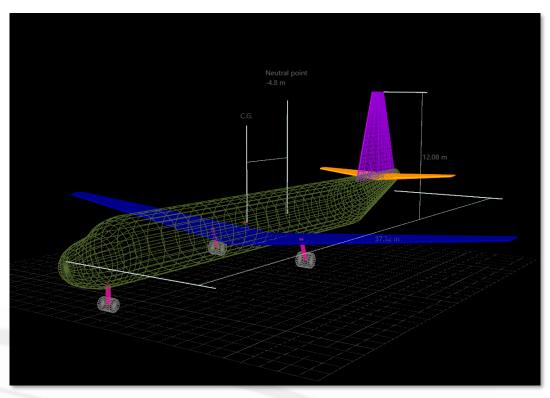
# Descripción

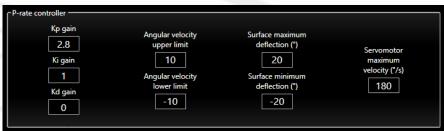
Realizar el <u>diseño de una aeronave</u> con una aplicación en particular cumpliendo:

- Parámetros de estabilidad según regulaciones aplicables.
- Parámetros de maniobrabilidad según regulaciones aplicables.
- Simulación de vuelo exitosa cumpliendo parámetros de misión propuesta.

El diseño de la aeronave incluirá lo siguiente:

- 1. Diseño de las características de misión:
  - . Dimensiones y **geometrías no sustentadoras** de la aeronave.
  - Velocidades de despegue, aterrizaje, crucero, máxima y desplome.
- 2. Diseño aerodinámico de superficies sustentadores:
  - . Superficie sustentadora.
  - Superficies de control.
  - 3. Peso y balance.
- 3. Determinación de parámetros de estabilidad:
  - 1. Derivadas de estabilidad
  - 2. Derivadas de control
  - 3. Modos de oscilación
- 4. Determinación de parámetros de maniobrabilidad:
  - 1. Velocidades de giro máximas.
  - 2. Envolvente de vuelo (maniobrabilidad).
- 5. Cálculo de **controlador automático** para las dinámicas de *alabeo* y *cabeceo*.
  - 1. Propuesta de sistema dinámico que describa el movimiento de la aeronave.
  - 2. Cálculo de ganancias del controlador siguiendo estándares de regulación aplicable.







- 1. Introducción
- Descripción
- Metodología
- 4. Requisitos
- Entregables
- 6. Formatos
- 7. Revisión

# Metodología

Selección de misión Definición de problemática a resolver con el uso de la aeronave.

Definición de características que la aeronave requiere para cumplir su misión Definición de características deseables de la aeronave.

Definición de limites operacionales y entorno de vuelo

Propuesta de características de la aeronave

Diseño

conceptual de la

aeronave

Diseño a detalle

de la aeronave

Peso máximo de despegue de acuerdo con características para la misión Definición de velocidades objetivo (crucero, despegue y aterrizaje) Definición de características de maniobra objetivo (velocidades de giro, ángulos de ataque y derrape máximos)

## Definición de geometrías no sustentadoras

- Fuselaie
- Tren de aterrizaje
- Elementos adicionales
- Propulsión

#### Definición de limitantes de diseño

- Velocidades
- Dimensiones máximas y mínimas de superficies sustentadoras
- Distancias entre superficies sustentadores
- Dimensiones máximas del fuselaje.
- Distribución conceptual de pesos

# Cálculo de características aerodinámicas primordiales

- Cálculo de coeficientes aerodinámicos generales
- Propuesta de superficie sustentadora

#### Diseño geométrico

- Geometría preliminar de ala
- Geometría preliminar de estabilizadores
- Distancia entre ala y estabilizadores
- Por momentos
- Por limitante de fuselaje
- Fuselaje
- Tren de aterrizaje

#### Diseño de ala

- Selección de perfil aerodinámico.
- Selección de geometría y distribución de superficie.
- Selección de ángulos.
- Diseño de superficies de control; tamaño y posicionamiento.

## Diseño de estabilizador horizontal

- Posicionamiento debido a características de estabilidad.
- Selección de geometría y distribución de superficie.
- Selección de perfil aerodinámico.
- Diseño de superficies de control; tamaño y posicionamiento.

#### Diseño de estabilizador vertical

- Posicionamiento debido a características de estabilidad y ráfaga lateral.
- Selección de geometría y distribución de superficie.
- Selección de perfil aerodinámico.
- Diseño de superficies de control; tamaño y posicionamiento.

#### Diseño de fuselaje y tren de aterrizaje:

- Dimensiones de fuselaje.
- Miembros estructurales (si aplica).
- Ruedas del tren de aterrizaje.
- Miembros de conexión de las ruedas del tren de aterrizaje.

Determinación de modelo dinámico Definición de vectores de fuerzas y momentos.

Ecuaciones de orientación (simplificadas). Ecuaciones de posición (simplificadas). Obtención de modelo simplificado de velocidades angulares Obtención de modelo simplificado de velocidades lineales

Caracterización de estabilidad y diseño de controlador Obtención de derivadas de estabilidad.

- Momentos
- Aerodinámicas
- Control

Obtención de coeficientes de modelo en espacio de estados

Caracterización de modos de oscilación Diseño de ganancias de controlador de velocidades angulares (FBW-like)

Pruebas en simulador de vuelo

Pruebas de características de vuelo

Pruebas de maniobra Pruebas de modos de oscilación

Pruebas en lazo abierto vs lazo cerrado.

Dr. Erik Gilborto Bojo Bo



- 1. Introducción
- 2. Descripción
- 3. Metodología
- 4. Requisitos
- 5. Entregables
- 6. Formatos
- 7. Revisión

# Metodología

Selección de misión

Propuestas de características de la aeronave

Diseño conceptual de la aeronave

Cálculos aerodinámicos analíticos

Cálculo de balance analítico

Momentos por superficies de control Diseño a detalle de la aeronave

Cálculos aerodinámicos extensos

Cálculo de balance final

Geometría de superficies de control

Derivadas de estabilidad (estáticas)

Determinación del modelo dinámico

Ecuaciones de movimiento simplificadas

Matrices de coeficientes

Funciones de transferencia

Caracterización de estabilidad y diseño de controlador

Modos de oscilación

Derivadas de estabilidad (dinámicas)

Diseño de 3 lazos de control de velocidad angular Pruebas en simulador

Vuelo lazo abierto

Vuelo FBW

Pruebas de maniobra

Pruebas de desempeño



- 1. Introducción
- 2. Descripción
- 3. Metodología
- 4. Requisitos
- 5. Entregables
- 6. Formatos
- 7. Revisión

# Requisitos puntuales

Los cálculos aerodinámicos y el diseño son **ANALÍTICOS**, las simulaciones de CFD son para comprobación y ajuste.

La misión de la aeronave debe de **resolver una problemática**; es decir, en su diseño se debe contemplar la *diferencia con otras opciones*.

Todo parámetro debe de estar **FUNDAMENTADO**, nada será válido basado en aeronaves existentes o en *similares*.

El diseño de los **estabilizadores** debe de estar basado en **estabilidad**, maniobrabilidad y actuación, **no solo en balances de fuerzas** 

Debe existir **AL MENOS UNA** iteración de diseño debidamente fundamentada y documentada.

El diseño del **controlador para FBW** debe de estar fundamentado en un análisis de las dinámicas de la aeronave

Las **derivadas de estabilidad** deben identificarse analíticamente y compararse con los datos de simulación.



### 1. Introducción

- 2. Descripción
- 3. Metodología
- 4. Requisitos
- 5. Entregables
- 6. Formatos
- 7. Revisión

# Entregables

#### **Avance 1 Avance 2 Avance 3 Avance 4 Avance 5** •Estudio y análisis Geometrías Refinamiento Geometrías •Funciones de de misión. conceptuales. aerodinámico finales de ala. transferencia de las dinámicas •Cálculos Evaluación •Diseño ala •Memoria de Propuesta de angulares Presentación final conceptuales. aerodinámica cálculo de Reporte final Diseño aeronave preliminar características Propuesta FBW estabilizadores aerodinámicas. •Diseño fuselaje •Ajustes de estabilidad Semana 25-12 de 26 de 10 de 24 de 31 de 7 de Semana 25-29 de septiembre septiembre octubre octubre octubre noviembre 29 de noviembre 2024 2024 2024 2024 2024 noviembre 2024 2024 2024 **Pruebas** de vuelo 14 y 21 de

noviembre



- 1. Introducción
- 2. Descripción
- Metodología
- 4. Requisitos
- 5. Entregables
- 6. Formatos
- 7. Revisión

# Propuesta de aeronave

## I. Propuesta de aeronave

Establecer la problemática a resolver y proponer una aeronave para cumplir con la misión

- 1. Definición de la misión y problemática que requiera una aeronave para ser resuelta.
  - 1. Transporte de cargas en áreas remotas.
  - Aeronave de reconocimiento.
  - 3. Aeronave acrobática de alto desempeño.
  - 4. Otras.
- 2. Selección preliminar de la configuración de la aeronave.
- 3. Requisitos preliminares de desempeño:
  - 1. Velocidad crucero.
  - 2. Distancia de despegue.
  - 3. Condiciones operativas.
- 4. Justificación preliminar de la configuración elegida contra los requisitos preliminares de desempeño.
  - 1. Identificar posibles <u>limitantes</u> de diseño según regulaciones.
  - 2. Identificar desafíos de diseño que pudiera presentar la configuración elegida.
  - 3. Análisis lógico del cómo la aeronave será capaz de cumplir con la misión de manera exitosa y eficiente.

## **ACEPTACIÓN:**

La propuesta de misión está bien definida, es clara y requiere una aeronave para ser solucionada. La justificación es acorde con los requisitos y configuración establecida. Los preliminares de desempeño son coherentes y realistas.

### **RECHAZO:**

La misión no es clara o no se necesita de una aeronave para su solución. La configuración no es adecuada o las limitantes son demasiadas y/o presentan un amplio riesgo. Los requisitos y/o configuración preliminar presentan incoherencias o no justifican su presencia. **En caso de rechazo, se debe revisar la propuesta y presentarla máximo 72 horas después**.



- 1. Introducción
- 2. Descripción
- Metodología
- 4. Requisitos
- 5. Entregables
- 6. Formatos
- 7. Revisión

# Avance 1

## 1. Avance 1 Estudio y análisis de la misión y cálculos conceptuales:

Se establecen los parámetros técnicos iniciales y se realizan cálculos conceptuales que guiarán el diseño del resto de elementos de la aeronave.

- 1. Análisis detallado de la misión y las fases de vuelo:
  - Despegue.
  - Crucero.
  - 3. Maniobra.
  - Aterrizaje.
- 2. Cálculos preliminares/propuestas de peso y balance:
  - 1. Elementos generales de la aeronave.
  - 2. Componentes adicionales.
  - 3. Tipos de carga.
- 3. Selección preliminar de propulsión:
  - 1. Tipo de propulsor.
  - 2. Empuje y/o potencias.
- 4. Estimación conceptual de requisitos de sustentación y resistencia al avance.
  - 1. Cálculo de variación de **coeficiente de sustentación** para cada fase de vuelo considerando rangos de velocidad y rangos de superficie sustentadora.
  - 2. Cálculo de variación de **coeficiente de resistencia al avance** para cada fase de vuelo considerando rangos de velocidad y rangos de superficie sustentadora.
- 5. Evaluación de viabilidad:
  - 1. Análisis de coherencia de parámetros de misión con propuesta de diseño.



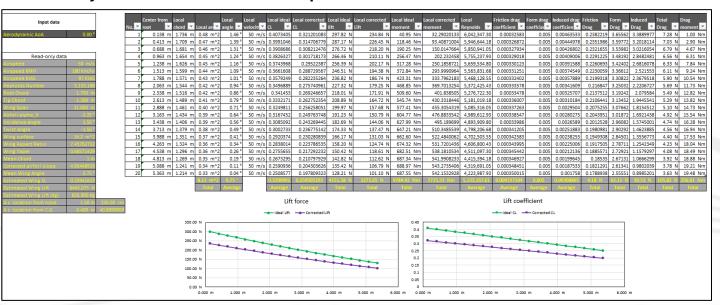
- 1. Introducción
- 2. Descripción
- Metodología
- 4. Requisitos
- 5. Entregables
- 6. Formatos
- 7. Revisión

# Avance 2

## 1. Avance 2 Geometrías conceptuales y evaluación aerodinámica preliminar:

Diseño geométrico de los elementos principales de la aeronave y evaluación aerodinámica analítica.

- 1. Diseño conceptual de superficies sustentadoras:
  - 1. Diseño de ala considerando parámetros de desempeño estáticos (sin maniobra y/o estabilidad).
  - 2. Diseño de estabilizadores considerando balance de fuerzas y directrices de diseño.
- Diseño conceptual de fuselaje:
  - 1. Diseño volumétrico de bahías de carga, pasajeros y/o equipo abordo.
  - 2. Diseño geométrico considerando criterios aerodinámicos.
  - 3. Diseño de puntos de unión con ala, estabilizadores y tren de aterrizaje.
- 3. Diseño conceptual de tren de aterrizaje:
  - 1. Dimensionamiento general.
  - 2. Punto de unión y ubicación.
- 4. Diseño de hoja de cálculo aerodinámico para iteraciones de diseño:





- 1. Introducción
- 2. Descripción
- 3. Metodología
- 4. Requisitos
- 5. Entregables
- 6. Formatos
- 7. Revisión

# Avance 3

### 1. Avance 3 Refinamiento aerodinámico

Análisis aerodinámico detallado evaluando parámetros de estabilidad preliminar de la aeronave.

- 1. Diseño a detalle de superficies sustentadoras:
  - 1. Diseño de ala considerando desempeño y estabilidad.
  - 2. Diseño de estabilizadores considerando estabilidad y maniobra.
- 2. Diseño de superficies de control considerando actuación:
  - 1. Consideraciones de velocidades angulares de diseño.
  - 2. Consideraciones de factibilidad de manufactura.
- 3. Estudios de CFD en las superficies para el sustento de los cálculos analíticos.
- 4. Diseño de fuselaje a detalle.
- 5. Diseño de tren de aterrizaje a detalle.



- 1. Introducción
- Descripción
- Metodología
- 4. Requisitos
- 5. Entregables
- 6. Formatos
- 7. Revisión

# Entregables

- Todos los entregables se suben a la plataforma MS Teams.
- El nombre del archivo debe de ser AF #\_# Actividad\_Apellido.
  - Se penalizará en caso de no seguir la instrucción anterior.
- Un solo archivo en formato PDF.
- Seguir convención de formato AIAA para todos los documentos.
  - Se penalizará en caso de no seguir la instrucción anterior.
- Todos los documentos entregables deben de contener los siguientes apartados:
  - Encabezado acorde a la AIAA.
  - 2. Resumen del documento.
  - Introducción.
  - 4. Contenido del documento (dividido como una *metodología*).
  - 5. Resultados y discusión.
  - 6. Conclusiones.
  - 7. Referencias.

Flight Dynamics CIIIA UANL

#### Flight Dynamics - PIA

Gabriel Jérôme Vargas Moya 2077615. Luz Elena Hernández Rodríguez 1929955. David Pacheco Valdez 1794049. Thursday V4-V6.

San Nicolás de los Garza, Nuevo León, México. Due Date: 02/12/2023

Abstract: The following paper seeks to successfully design a stable theoretical aircraft for a cargo mission in the city of Monterrey which certain limitations and characteristics according to the mission, the design will be based on analytical calculus; to prove its viability and accuracy the calculated aircraft will be tested in a Flight Simulator where the dynamic responses of the aircraft will be compared an analyzed.

#### I. Nomenclature

AR = Aspect Ratio. $\mathcal{M} = \text{Sum of moments in longitudinal axis.}$  $C_L = Lift Coefficient$  $\mathcal{L} = \text{Sum of moments in longitudinal axis.}$  $C_D$  = Drag Coefficient.  $\mathcal{N} = \text{Sum of moments in normal axis.}$ e = Oswald Factor.n=roll rate V = Velocity (m/s).q=pitch rate.  $S = \text{Projected Area}(m^2)$ r=yaw rate. T = Temperature (Kelvin)φ=roll attitude. L = Lift(N). ψ=Yaw attitude c = Chord (m). δ<sub>8</sub>=Control surface of deflection. I = Moment Of Inertia (m<sup>4</sup>).HT=Subscript for horizontal tail.  $E = \text{Young's modulus } (N/m^2).$ VT=Subscript for vertical tail.  $\rho = \text{Air density } (m^3/kg).$ G= Gravity force.  $\alpha$  = Angle Of Attack.  $M_p = Maximum peak$ CG = Center Of Gravity. ω<sub>n</sub>= Natural frequency H.V.S. = Horizontal And Vertical Stabilizer  $T_s$  = Settling time.  $q_d$  = dynamic pressure Γ= Dihedral angle.

#### II. Introduction

#### A. Mision

A Remotely Piloted Aircraft System (RPAS) has been designed to provide a service of an unmanned low-weight parcel transport aircraft that has speed, precision, safety, and quality, will be easy to handle and accessible to the user at the time of take-off and landing. This aircraft will be operated by economically sustainable private companies, benefiting from an express, safe and reliable service, within the city of Monterrey (Fig. 1) for the delivery of products to its headquarters (The complete discussion of the mission selection can be seen in Exhibits at the final of this document).

#### B. General Mission Viability And Regulations

The advantages of using this aircraft include speed of delivery avoiding city traffic, cost savings for companies, using less time and resources, reduction of CO2 emissions, security in the delivery of the package complying with the required aviation measures with reliability, reduction of times moving at a considerable speed, decreasing delivery times with schedules, much shorter scheduled routes.

Page 1



- 1. Introducción
- Descripción
- Metodología
- 4. Requisitos
- 5. Entregables
- 6. Formatos
- 7. Revisión

# Entregables

- Todos los entregables se suben a la plataforma MS Teams.
- El **nombre del archivo** debe de ser *AF #\_# Actividad\_Apellido*.
  - Se **penalizará** en caso de no seguir la instrucción anterior.
- Un solo archivo en formato PDF.
- Seguir convención de formato AIAA para todos los documentos.
  - Se penalizará en caso de no seguir la instrucción anterior.
- **Todos** los documentos entregables deben de contener los siguientes apartados:
  - Encabezado acorde a la AIAA.
  - 2. Resumen del documento.
  - 3. Introducción.
  - 4. Contenido del documento (dividido como una *metodología*).
  - 5. Resultados y discusión.
  - 6. Conclusiones.
  - 7. Referencias.

Flight Dynamics CIIIA UANL

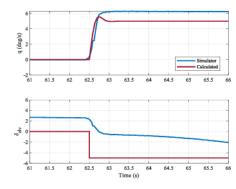


Fig. 60 Aircraft behavior to a step input of elevator with the final control of flight by wire.

#### 2. Angular Velocity p

Since the response of the aileron wasn't too aggressive the team decided that it was an acceptable control and it is possible to observe its behavior on Fig. 61 ( $k_p = 2$  and  $k_1 = 1$ ), however a new iteration was designed which ultimately reduced the the gain of the system in closed loop ( $k_p = 0.36$  and  $k_i = 63$ ), unfortunately this control was not possible to be flown but its calculated response is presented in Fig. 62.

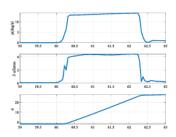


Fig. 61 Aircraft behavior to a step input of aileron with flight by wire.

Page 58



# Producto Integrador de Aprendizaje

Dinámica de Vuelo

7mo semestre

Plan 401

Dr. Erik Gilberto Rojo Rodríguez