



UNIVERSIDAD
AUTÓNOMA DE
NUEVO LEÓN



FACULTAD DE
INGENIERÍA MECÁNICA
Y ELÉCTRICA

Producto Integrador de Aprendizaje

Dinámica de Vuelo

7mo semestre

Plan 401

Dr. Erik Gilberto Rojo Rodríguez



Contenidos del PIA

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción

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

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

Descripción

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Introducción

2. Descripción

3. Metodología

4. Requisitos

5. Entregables

6. Formatos

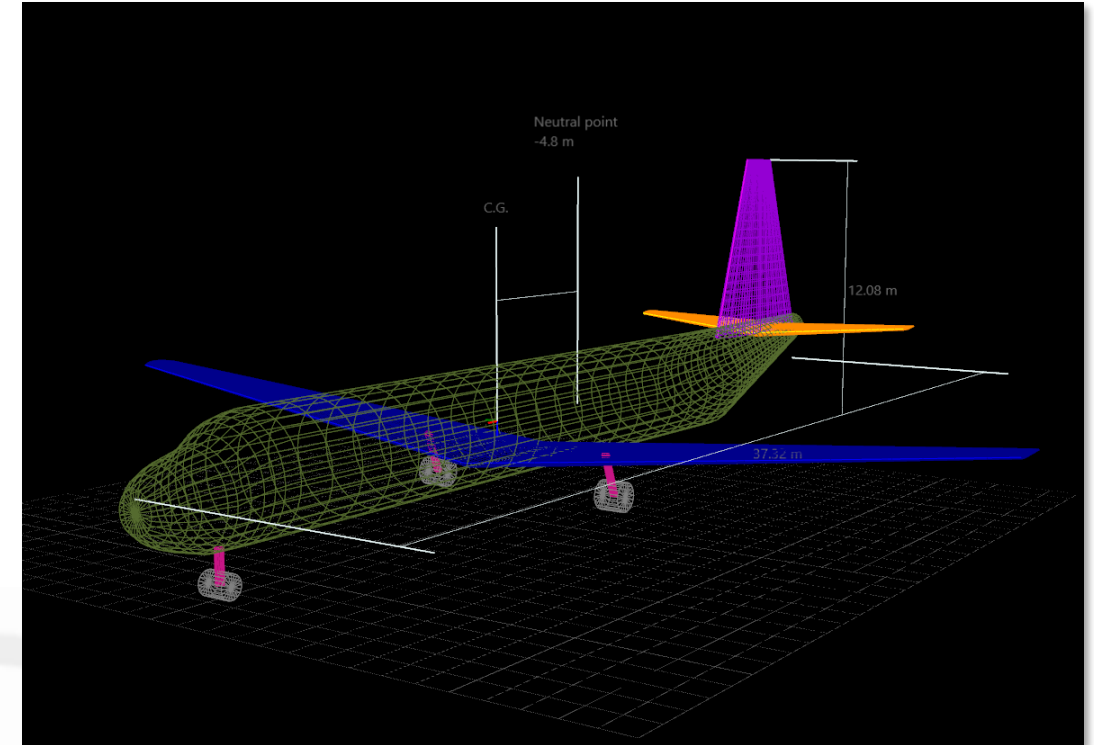
7. Revisión

Realizar el **diseño de una aeronave** 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 **incluira** lo siguiente:

1. Diseño de las características de misión:
 1. Dimensiones y **geometrías no sustentadoras** de la aeronave.
 2. Velocidades de **despegue, aterrizaje, crucero, máxima y desplome**.
2. Diseño aerodinámico de **superficies sustentadores**:
 1. Superficie sustentadora.
 2. 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.



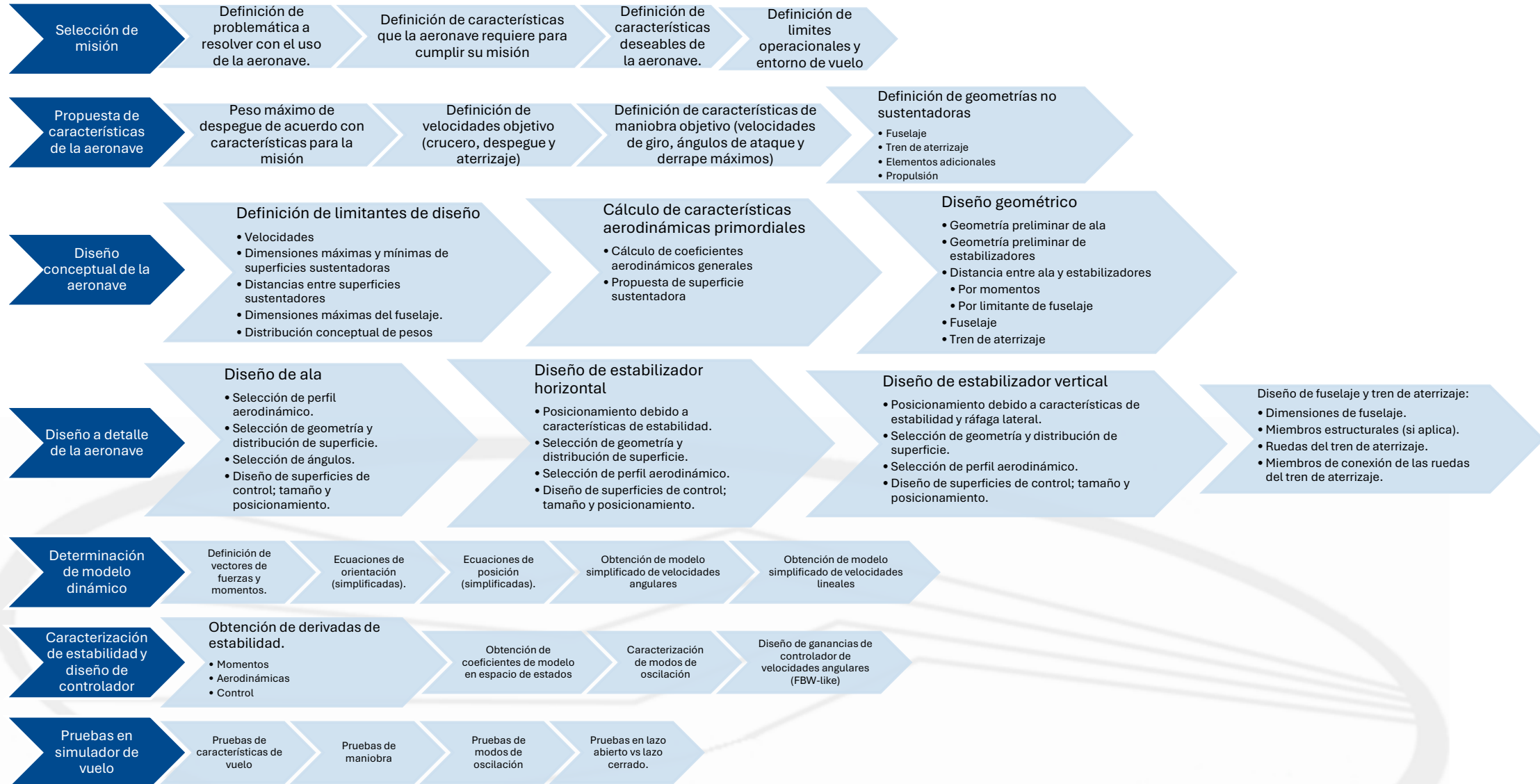
P-rate controller			
Kp gain	Angular velocity upper limit	Surface maximum deflection (°)	Servomotor maximum velocity (°/s)
2.8	10	20	
Ki gain	Angular velocity lower limit	Surface minimum deflection (°)	
1	-10	-20	
Kd gain			180
0			



Metodología

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

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

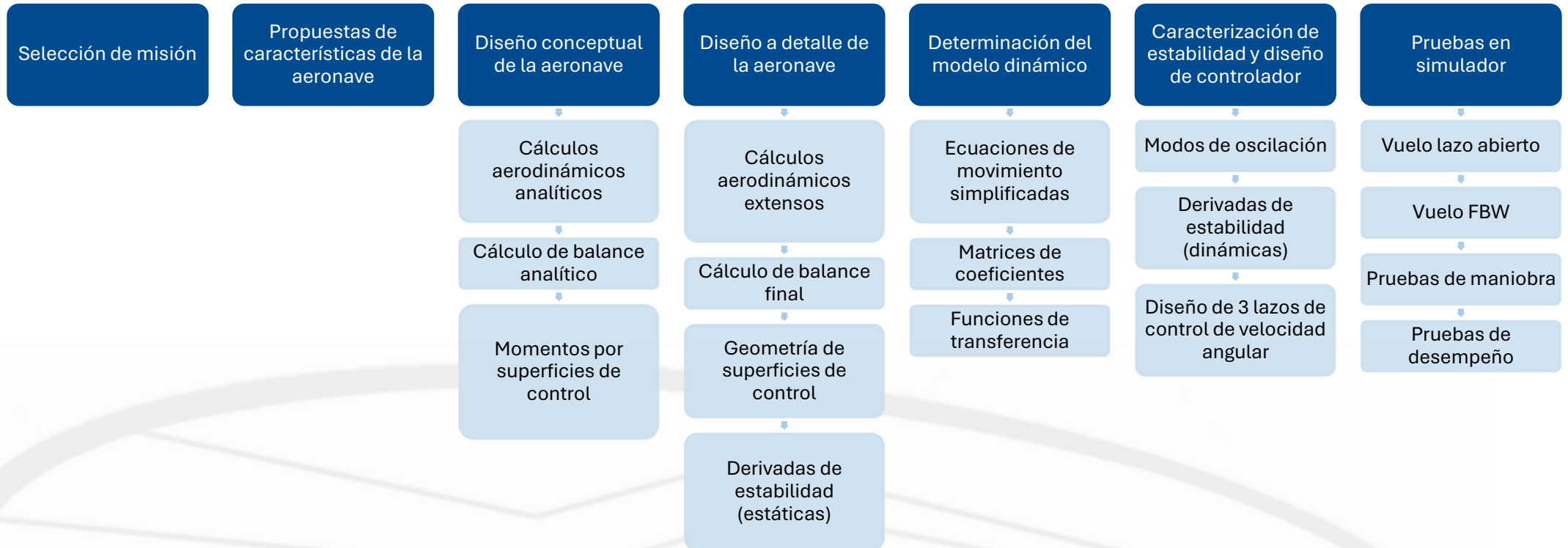




Metodología

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

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





Requisitos puntuales

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

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

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

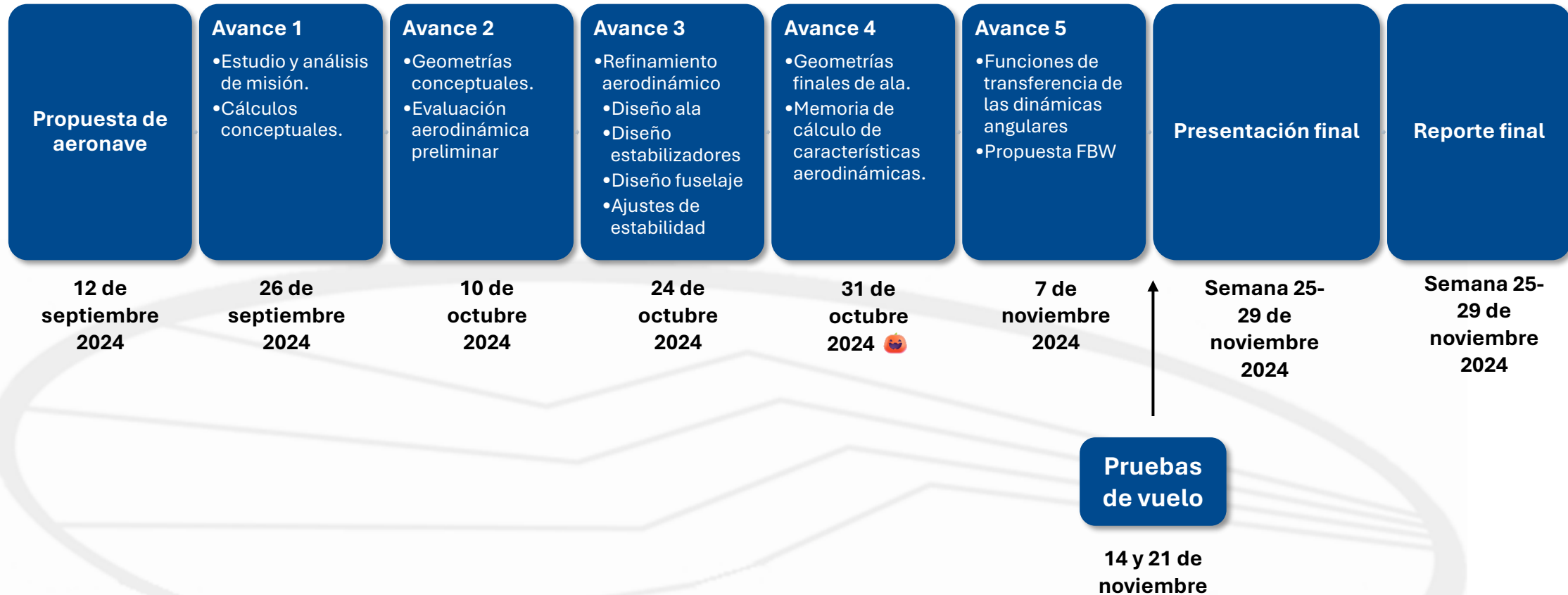
Las **derivadas de estabilidad** deben identificarse analíticamente y compararse con los datos de simulación.



Entregables

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

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





Propuesta de aeronave

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

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

1. 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.
 2. 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 **limitantes** 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.**



Avance 1

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

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

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:
 1. Despegue.
 2. Crucero.
 3. Maniobra.
 4. 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.



Avance 2

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

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*.

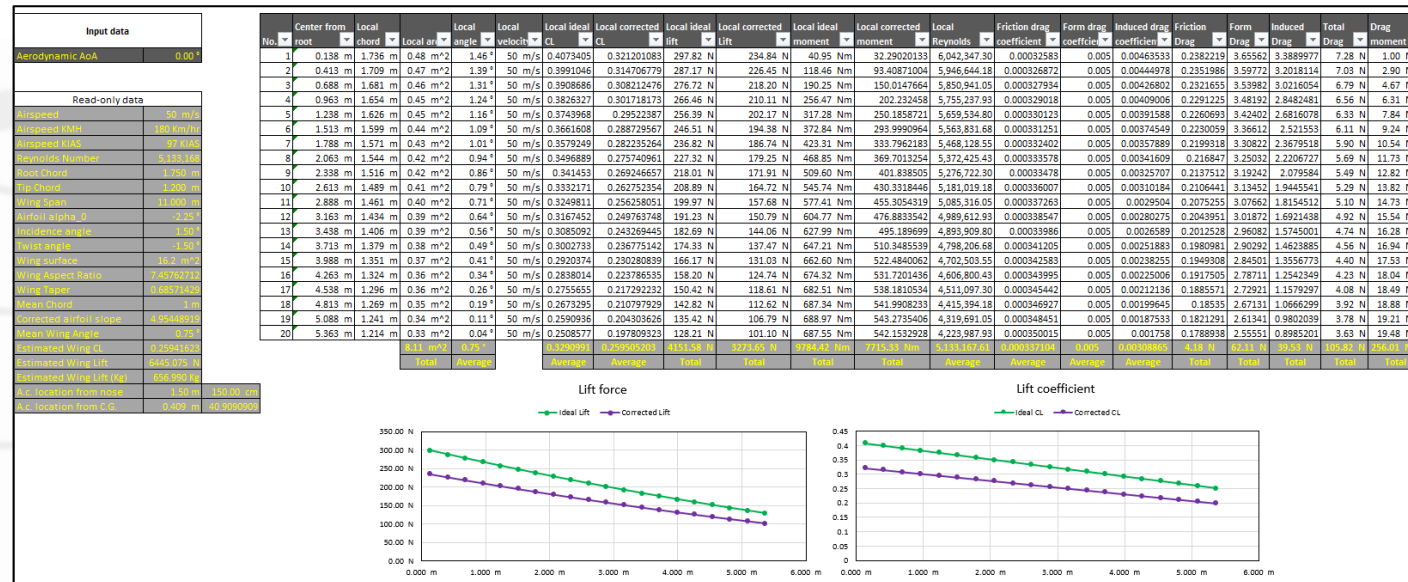
2. Diseño conceptual de fuselaje:

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:





Avance 3

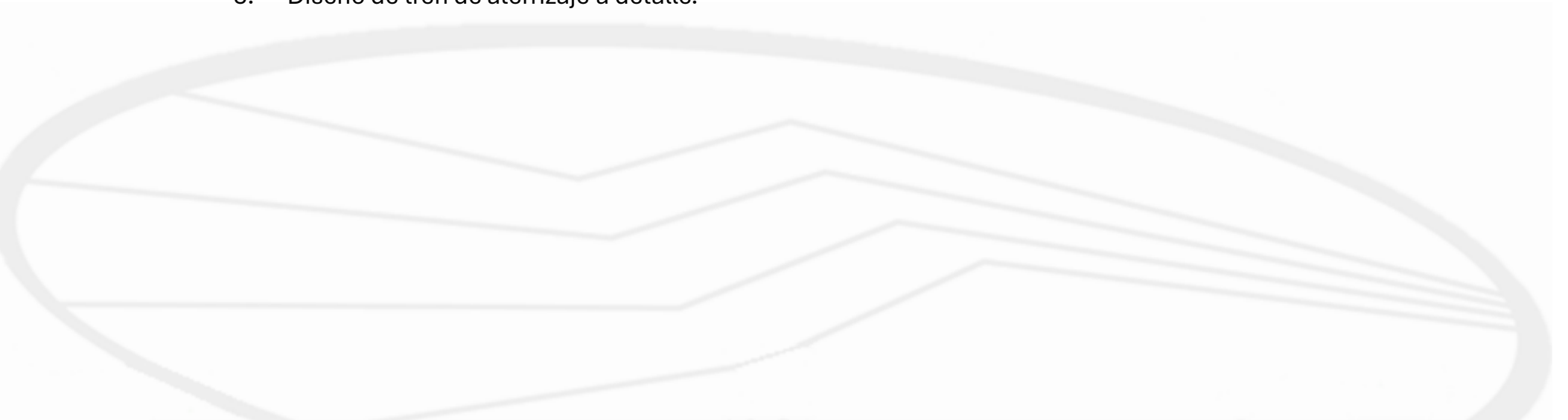
Universidad
Autónoma de
Nuevo León

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

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.





Entregables

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

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

- 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:
 1. 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 - 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} = Sum of moments in longitudinal axis.
C_L = Lift Coefficient.	\mathcal{L} = Sum of moments in longitudinal axis.
C_D = Drag Coefficient.	\mathcal{N} = Sum of moments in normal axis.
e = Oswald Factor.	p = roll rate.
V = Velocity (m/s).	q = pitch rate.
S = Projected Area (m^2).	r = yaw rate.
T = Temperature (Kelvin).	ϕ = roll attitude.
L = Lift (N).	ψ = Yaw attitude.
c = Chord (m).	δ_s = Control surface of deflection.
I = Moment Of Inertia (m^4).	HT = Subscript for horizontal tail.
E = Young's modulus (N/m^2).	VT = Subscript for vertical tail.
ρ = Air density (m^3/kg).	G = Gravity force.
α = Angle Of Attack.	M_p = Maximum peak.
CG = Center Of Gravity.	ω_n = 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.



Entregables

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

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

- 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:
 1. 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

CIHA UANL

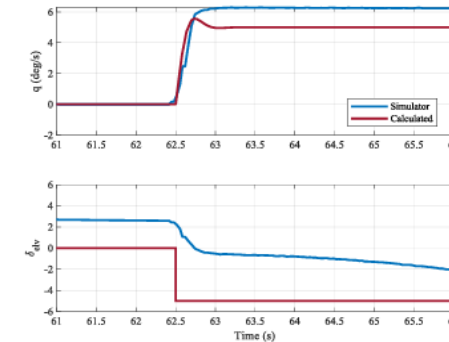


Fig. 60 Aircraft behavior to a step input of elevator with the final control of flight by wire.

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 $k_i = 1$), however a new iteration was designed which ultimately reduced 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.

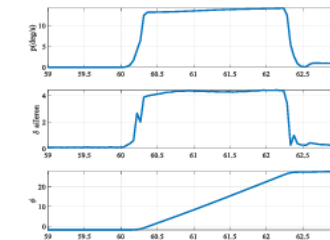


Fig. 61 Aircraft behavior to a step input of aileron with flight by wire.



UNIVERSIDAD
AUTÓNOMA DE
NUEVO LEÓN



FACULTAD DE
INGENIERÍA MECÁNICA
Y ELÉCTRICA

Producto Integrador de Aprendizaje

Dinámica de Vuelo

7mo semestre

Plan 401

Dr. Erik Gilberto Rojo Rodríguez