



UNIVERSIDAD
AUTÓNOMA DE
NUEVO LEÓN



FACULTAD DE
INGENIERÍA MECÁNICA
Y ELÉCTRICA

Dinámica de Vuelo

7mo semestre

Plan 401

Dr. Erik Gilberto Rojo Rodríguez



Contenidos del curso

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos

2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo

1. Introducción: Contenidos, generalidades e indicaciones.
2. Fundamentos y herramientas matemáticas para el análisis de dinámicas.
3. Análisis cinemático.
4. Análisis dinámico.
5. Estudio de la dinámica longitudinal de la aeronave.
6. Estudio de la dinámica latera-direccional de la aeronave.



Fundamentos y herramientas matemáticas

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
- 2. Fundamentos**
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo

a. Álgebra lineal.

- a. Vectores.
- b. Matrices.
- c. Operaciones vectoriales.
- d. Transformaciones lineales.
- e. Tensor de inercia.

b. Notaciones y sistemas de ejes.

c. Sistemas dinámicos.

- a. Análisis de fuerzas.
- b. Análisis de momentos.
- c. Puntos de equilibrio.
- d. Espacio de estados.



Análisis cinemático

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. **Análisis
cinemático**
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo

a. Estados dinámicos de una aeronave.

- a. Grados de libertad
- b. Desplazamientos lineales.
- c. Desplazamientos angulares.

b. Marcos de referencia.

- a. Marco de referencia inercial.
- b. Marco de referencia del cuerpo.
- c. Marco de referencia aerodinámico.

c. Movimientos angulares.

- a. Ángulos de Euler.
- b. Velocidades angulares de cuerpo.

d. Movimientos lineales.

- a. Velocidades lineales
- b. Ángulos de ataque y derrape.

e. Matrices de rotación.

- a. Transformación lineal de rotación.

- b. Convenciones de rotación para aeronaves.

- c. Matriz de rotación del MRC al MRI.

- d. Matriz de rotación del MRA al MRC.

f. Matrices de transformación.

- a. Matriz de transformación de velocidades de Euler.



Análisis dinámico

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
- 4. Análisis
dinámico**
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo

- a. Análisis de fuerzas.**
 - a. Vectores de fuerzas en el marco del cuerpo.
 - b. Vectores de fuerzas en el marco aerodinámico.
- b. Análisis de momentos.**
 - a. Vectores de momentos.
- c. Dinámica de navegación en el marco de referencia inercial.**
- d. Dinámica de navegación de referencia de la aeronave.**
 - a. Efectos de las fuerzas ficticias.
- e. Dinámica de orientación en el marco de referencia de la aeronave.**
 - a. Efectos giroscópicos.
- f. Dinámica de navegación y orientación en el marco de referencia aerodinámico.**
 - a. Principios de vuelo estable.



Estudio de la dinámica longitudinal

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
- 5. Dinámica
longitudinal**
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo

- a. Dinámicas de navegación y orientación longitudinal aisladas.**
- b. Efectos aerodinámicos longitudinales.**
- c. Análisis de estabilidad estática longitudinal.**
 - i. Derivadas de estabilidad longitudinales (estáticas).
 - ii. Derivadas de control longitudinales.
- d. Análisis de estabilidad dinámica longitudinal.**
 - i. Modo de oscilación Fugoide.
 - ii. Modo de oscilación Periodo Corto.
 - iii. Derivadas de estabilidad longitudinal (dinámicas).



Estudio de la dinámica lateral-direccional

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
- 6. Dinámica lat.-
direccional**
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo

- a. Dinámicas de navegación y orientación lateral-direccional aisladas.**
- b. Efectos aerodinámicos lateral-direccionales.**
- c. Análisis de estabilidad estática lateral-direccional.**
 - i. Derivadas de estabilidad lateral-direccionales (estáticas).
 - ii. Derivadas de control lateral-direccionales.
- d. Análisis de estabilidad dinámica lateral-direccional.**
 - i. Modo de oscilación *Dutch-Roll*.
 - ii. Modo de oscilación Espiral.
 - iii. Derivadas de estabilidad lateral-direccional (dinámicas).



Producto Integrador de Aprendizaje

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
- 7. PIA**
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo

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.



Producto Integrador de Aprendizaje

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

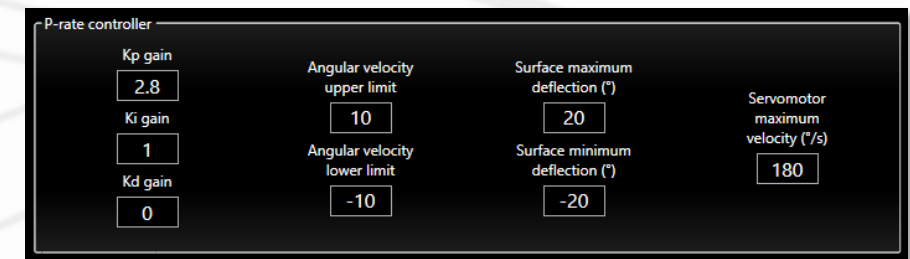
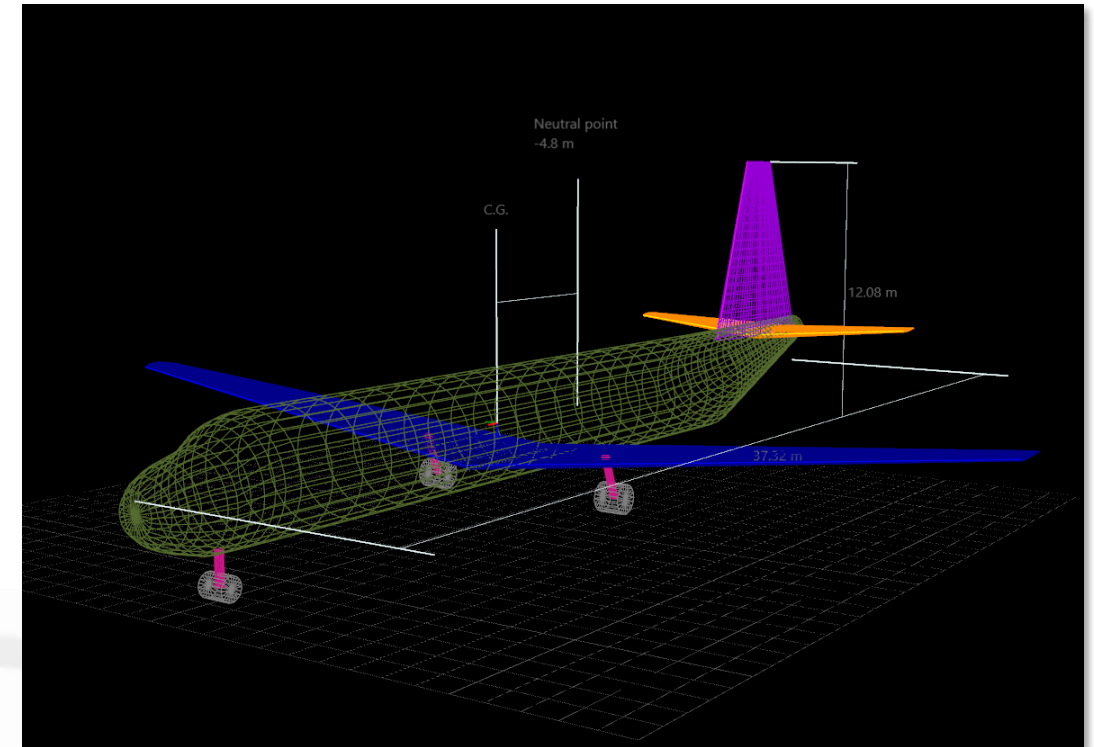
1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
- 7. PIA**
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo

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.

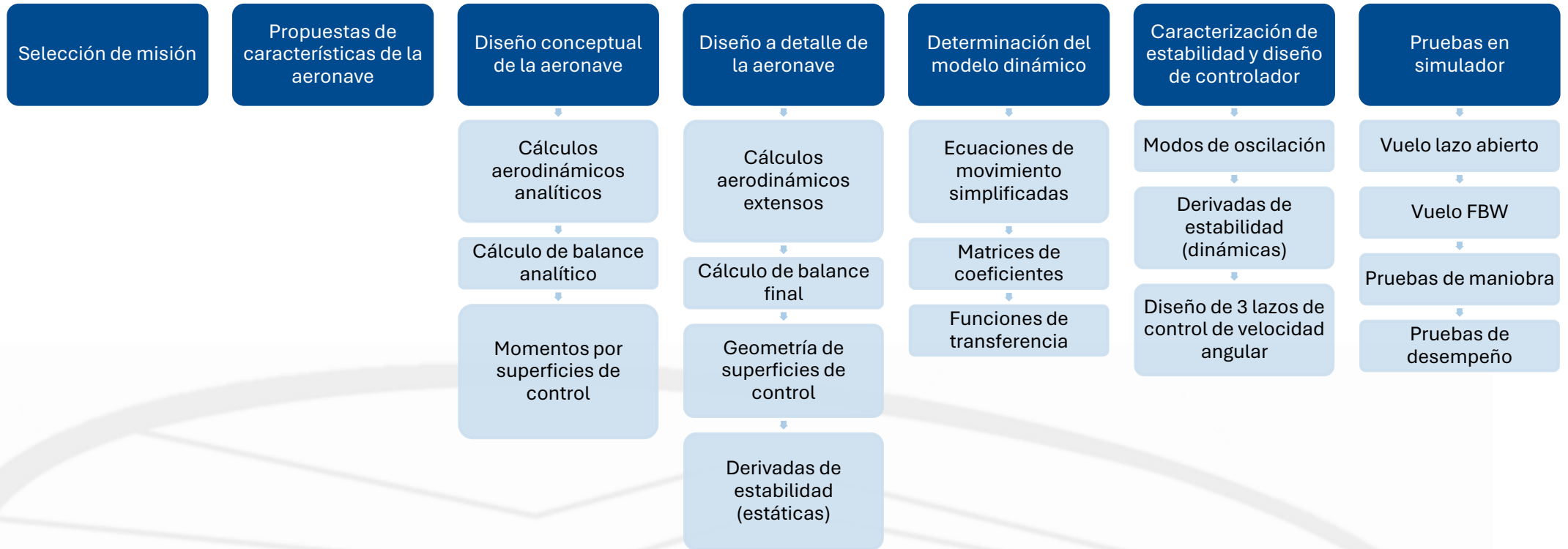




Producto Integrador de Aprendizaje

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
- 7. PIA**
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo





Evaluación

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
- 8. Evaluación**
9. Introducción
Din. de Vuelo

Actividad Fundamental	Puntaje
Evaluación Medio Curso	25 pts
Evaluación Ordinaria	25 pts
Tareas y ejercicios durante clase	15 pts
Avances PIA	10 pts
PIA	25 pts

- Tareas y ejercicios durante clase:
 - **Tareas:** llevan formato definido, se encargan con mínimo 3 días para su realización.
 - **Ejercicios:** sin formato específico, se entregan durante clase.

- PIA
 - **Producto:** como tal el PIA, se evalúa mediante rúbrica.
 - **Reporte:** documentación, metodología, análisis de resultados, entre otros similares, se evalúa mediante la misma rúbrica del producto.

La calificación final del PIA es el promedio del producto y del reporte.



Evaluación - Entregables

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
- 8. Evaluación**
9. Introducción
Din. de Vuelo

- 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.



Evaluación - Entregables

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
- 8. Evaluación**
9. Introducción
Din. de Vuelo

- 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.

the one calculated. Regarding the settling time, the computed settling time is significantly swifter. Additionally, the computed input surpasses the input executed within the simulator in terms of speed, thereby influencing the settling time of the actual response. This impact arises from the fact that the input is not an ideal step, though the values are sufficiently close to warrant considering the computed response reasonably reliable, particularly given the substantial simplification of the system. As can be seen in the application of the deflection the input step is immediate while during in the simulator it was applied more slowly.

B. Stability Derivatives

The calculated stability derivatives calculated can be consulted in Table 5.

Table 5 Calculated Stability Derivatives

Stability Derivative	Value (rad)	Value (deg)
C_{L_α}	6964.93N/rad	121.545N/deg
C_{D_α}	272.728N/rad	4.76N/deg
C_{Y_β}	250.693N/rad	4.375N/deg
C_{M_α}	-2.48 1/rad	-0.0433 1/deg
C_{L_β}	-0.0506 1/rad	-0.008884 1/deg
C_{N_β}	-0.0680 1/rad	-0.00118 1/deg
$C_{L_{\delta_{elevator}}}$	480.84N/ $\delta_{elevator,rad}$	8.39N/ $\delta_{elevator,deg}$
$C_{D_{\delta_{elevator}}}$	49.27N/ $\delta_{elevator,rad}$	0.86N/ $\delta_{elevator,deg}$
$C_{Y_{\delta_{rudder}}}$	14.8511N/ $\delta_{rudder,rad}$	0.2592N/ $\delta_{rudder,deg}$

These stability derivatives summarize the behavior of the aircraft considering it as a linear model and it is possible to observe that the values gotten from the equations proposed make sense for the aircraft that was designed, being for example the amount of lift generate by all the aircraft with respect to the angle of attack (C_{L_α}), which makes sense since the main wing of the aircraft generates approximately 248N of lift, and 121.525N of lift added per angle of attack is somewhat reliable if it is considered that also the horizontal stabilizer is taken in count on the generation of lift. As well as the increase of drag with respect to the angle of attack, however this value is approximated just for the operational range of the aircraft, since the nature of exponential growth of the drag coefficient make it difficult to linearize to just one slope, multiple slopes for different ranges of operation would be the most accurate solution.

Regarding the adimensional moment derivatives it is possible to observe that the aircraft has a tendency to return to its original position at straight level flight, which makes our aircraft statically stable; and as a fun fact, some of this derivatives are very similar as those for the Cessna 172. Finally the derivatives of how the control surfaces affects the generation of lift and drag of the aircraft are presented above, and as it was said, the values of this derivatives makes sense having in mind the aircraft that the team designed, being somewhat reliable since their calculation took plenty of simplifications, despite that, the approach taken allow us to have a good hint on the behavior of the aircraft.

C. Oscillation Modes

1. Phugoid & Short Period Modes

Discussion: It is observed in Fig. 53 that there is present a short period ($\frac{17.35}{s+5.75+17.35i}$) during the first period of time around for 7 seconds and then we enter into a phugoid ($\frac{0.027}{s+0.215s+0.027i}$) behavior to later get our aircraft stabilized at least in what respect to the longitudinal axis or respect to θ for the case of having no control. If we switch and observe the behavior having the flight-by-wire in Fig. 54 we see that the short period disappears and instead we have something more to a step response softer. About the angular velocities "q" in both cases it tends to be present a maximum increment of its magnitude to later decay to zero in an instant; however the magnitude in Fig. 54 is lower thanks to the control of the aircraft.



Evaluación - Entregables

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
- 8. Evaluación**
9. Introducción
Din. de Vuelo

- 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

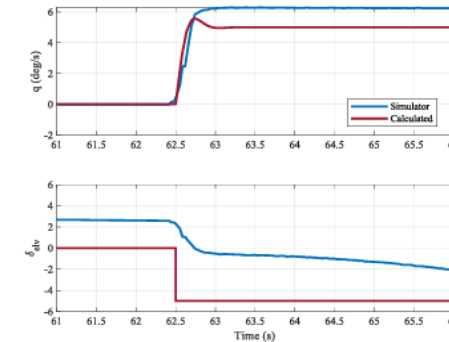


Fig. 60 Aircraft behavior to a step input of elevator with the final control of flight by wire.

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.

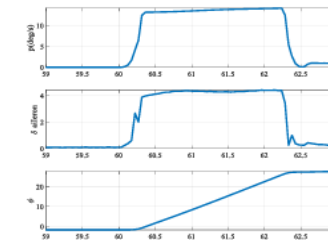


Fig. 61 Aircraft behavior to a step input of aileron with flight by wire.



Evaluación - Requisitos

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
- 8. Evaluación**
9. Introducción
Din. de Vuelo

- Cálculo diferencial e integral.
 - Ecuaciones diferenciales.
 - Mecánica de cuerpo rígido.
 - Cálculo vectorial.
 - Mecánica vectorial.
 - Aerodinámica I.
 - Sistemas Dinámicos.
- Dinámica Estructural (preferentemente).
- Métodos Numéricos (preferentemente).



Evaluación – Bibliografía Recomendada

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
- 8. Evaluación**
9. Introducción
Din. de Vuelo

Bibliografía de Dinámica de Vuelo de autores reconocidos y/o de renombre.

NO libros de “*diseño*” de aeronaves.

NO libros para entrenamiento de pilotos.

NO artículos científicos (aún).

Bibliografía recomendada:

[1] Cook, M.V, "Flight Dynamics Principles", 2da Edición, Elsevier.

[2] Roskam, J. "Flight Dynamics and Automatic Flight Controls" Part 1

[3] Etkin, B. "Dynamics of Flight, Stability and Control"

[4] Stevens and Lewis, "Aircraft Simulation and Control", Wiley.



UNIVERSIDAD
AUTÓNOMA DE
NUEVO LEÓN



FACULTAD DE
INGENIERÍA MECÁNICA
Y ELÉCTRICA

Introducción a Dinámica de Vuelo

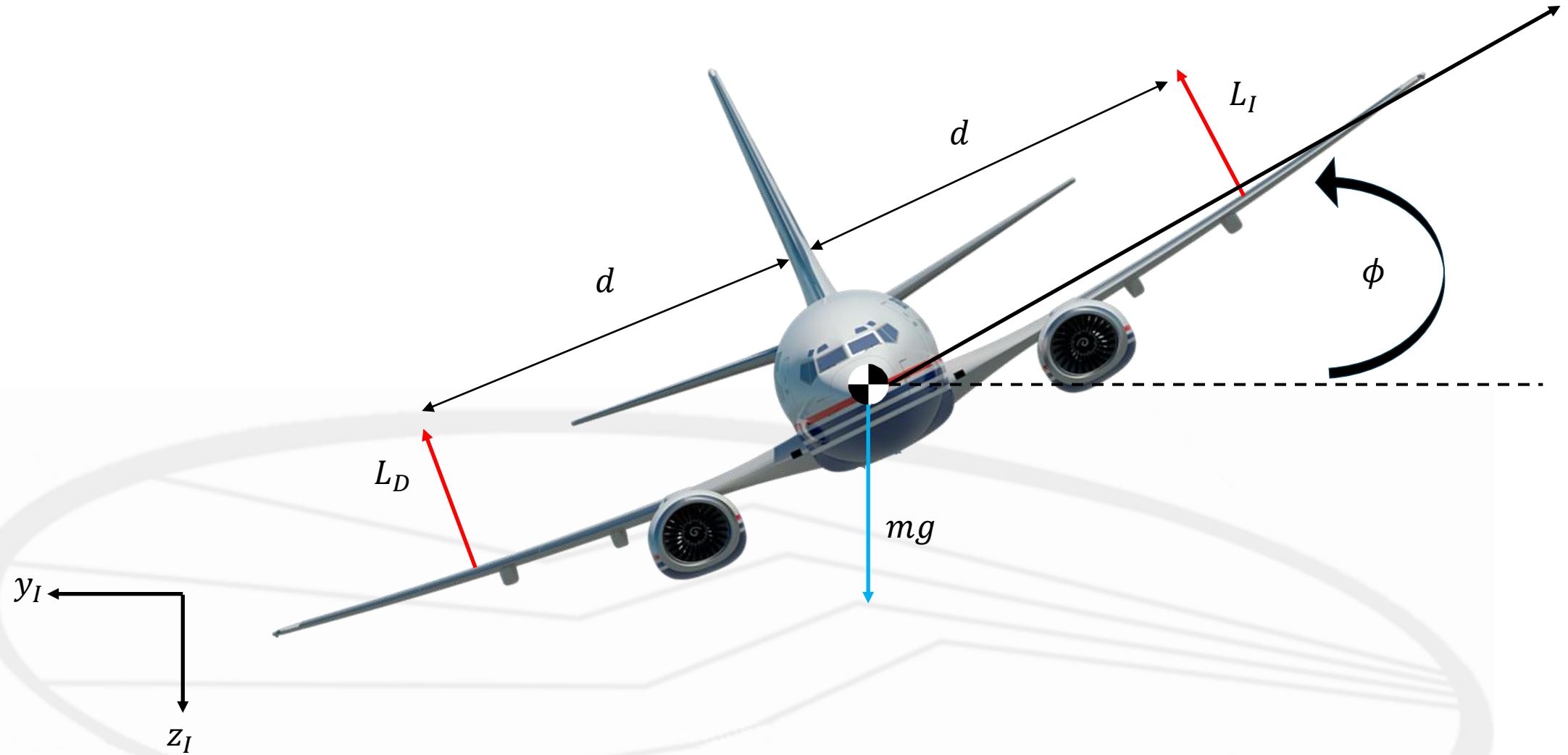




Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

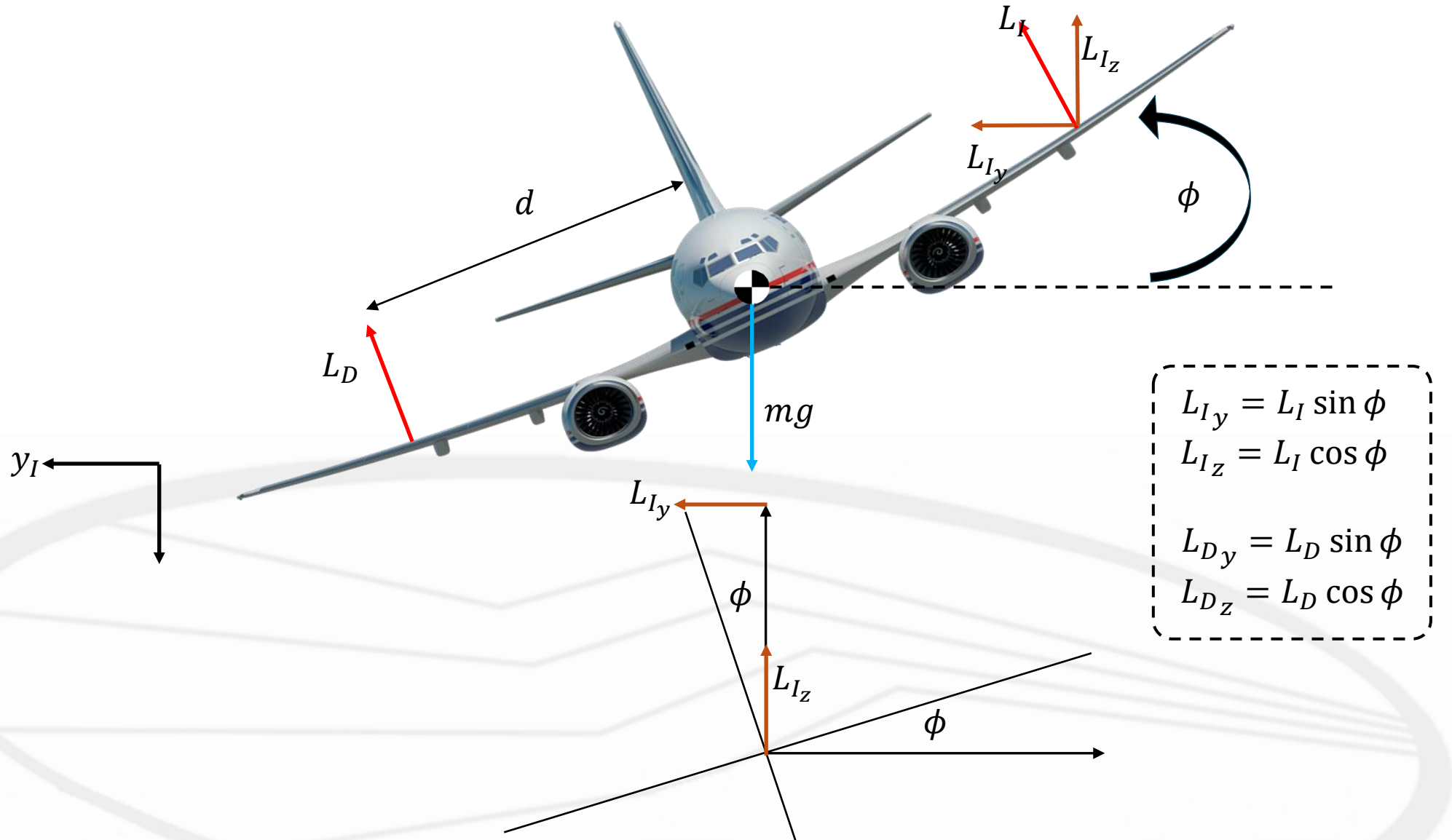
1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. **Introducción
Din. de Vuelo**



Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

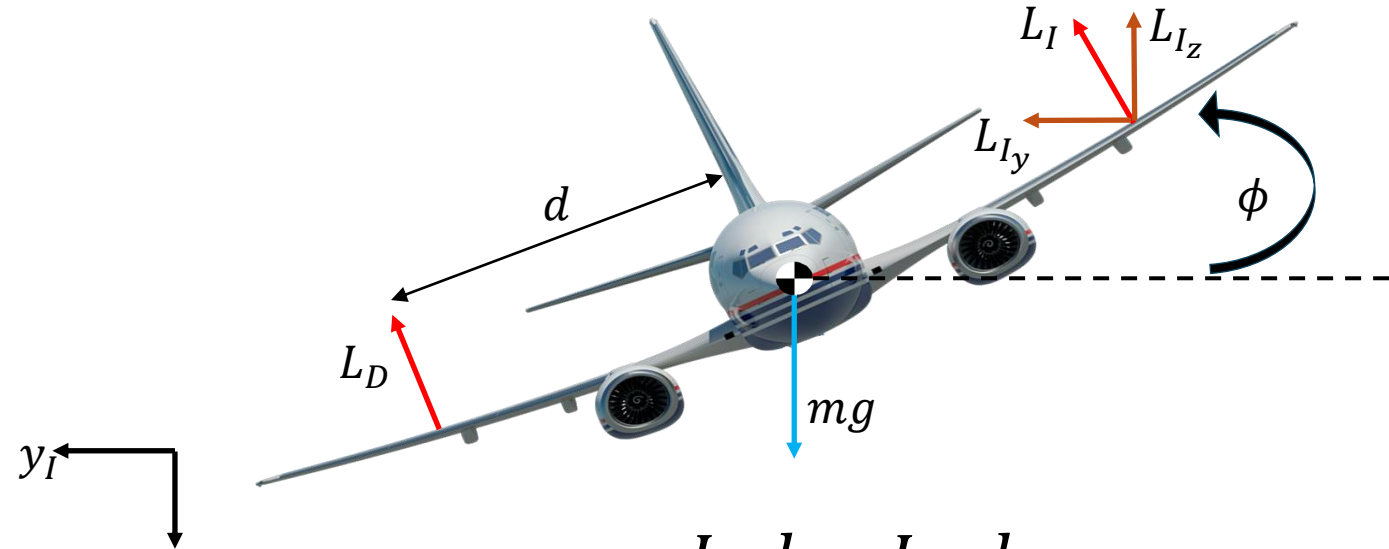
1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. **Introducción
Din. de Vuelo**



Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo



$$\begin{aligned} L_{Iy} &= L_I \sin \phi \\ L_{Iz} &= L_I \cos \phi \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} L_{Dy} &= L_D \sin \phi \\ L_{Dz} &= L_D \cos \phi \end{aligned}$$

$$\ddot{\phi} = \frac{L_I d}{J} - \frac{L_D d}{J}$$

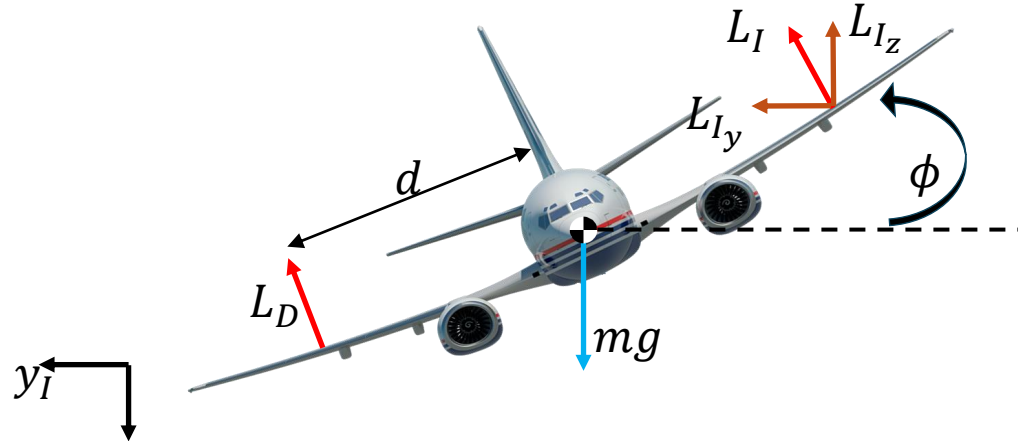
$$\ddot{y}_I = \frac{L_I}{m} \sin \phi + \frac{L_D}{m} \sin \phi$$

$$\ddot{z}_I = \frac{-L_I}{m} \cos \phi - \frac{L_D}{m} \cos \phi + g$$

Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo

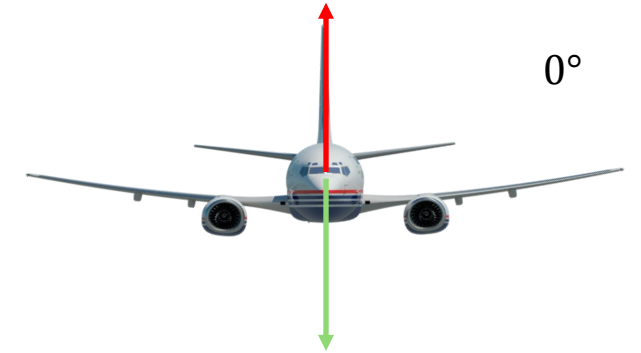


$$L_{Iy} = L_I \sin \phi$$

$$L_{Iz} = L_I \cos \phi$$

$$L_{Dy} = L_D \sin \phi$$

$$L_{Dz} = L_D \cos \phi$$

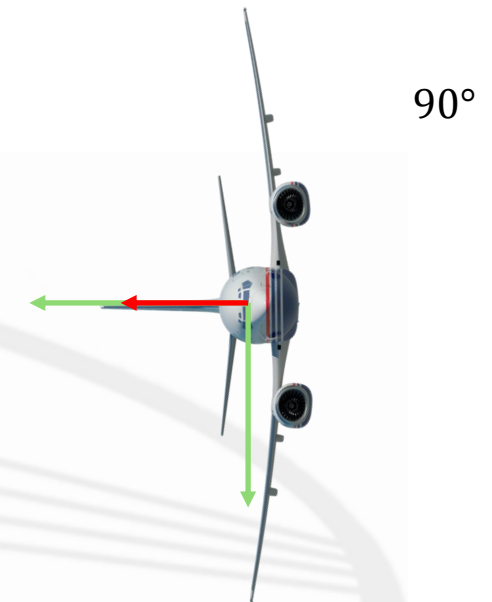
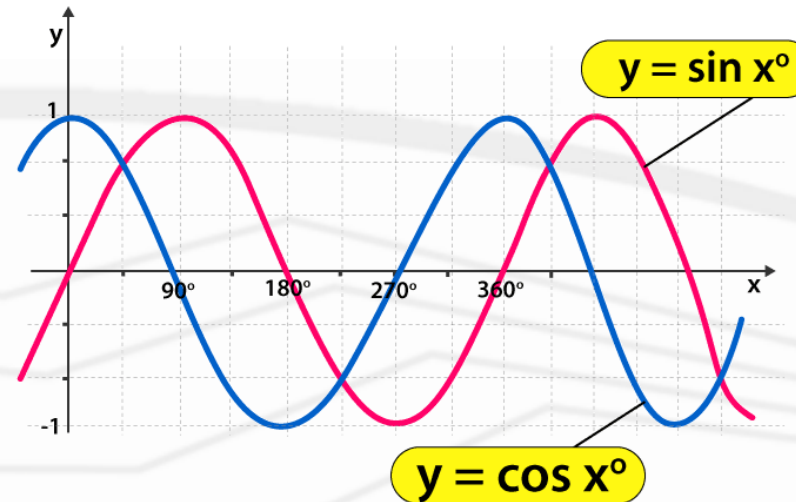


0°

$$\ddot{\phi} = \frac{L_I d}{J} - \frac{L_D d}{J}$$

$$\ddot{y}_I = \frac{L_I}{m} \sin \phi + \frac{L_D}{m} \sin \phi$$

$$\ddot{z}_I = \frac{-L_I}{m} \cos \phi - \frac{L_D}{m} \cos \phi + g$$

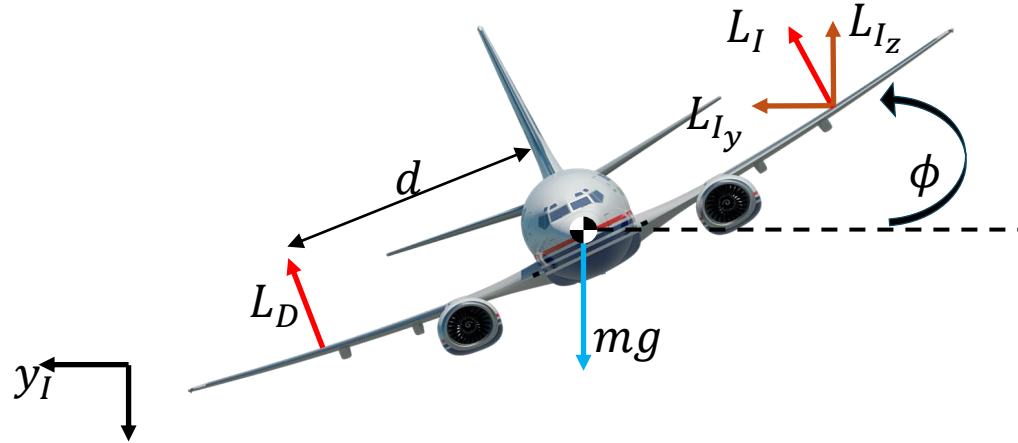


90°

Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. **Introducción
Din. de Vuelo**



$$\begin{aligned} L_I &= L_G + a_l \\ L_D &= L_G - a_l \end{aligned}$$

El área afectada por el
alerón puede
considerarse una entrada
de control independiente
al resto del ala

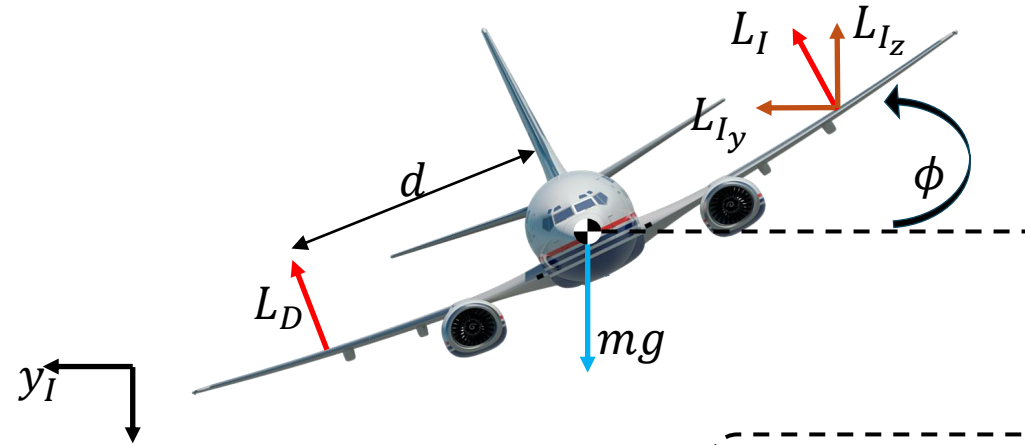
L_G



Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo



$$\ddot{\phi} = \frac{L_I d}{J} - \frac{L_D d}{J}$$

$$\ddot{y}_I = \frac{L_I}{m} \sin \phi + \frac{L_D}{m} \sin \phi$$

$$\ddot{z}_I = \frac{-L_I}{m} \cos \phi - \frac{L_D}{m} \cos \phi + g$$

$$L_{Iy} = L_I \sin \phi$$

$$L_{Iz} = L_I \cos \phi$$

$$L_{Dy} = L_D \sin \phi$$

$$L_{Dz} = L_D \cos \phi$$

$$L_I = L_G + a_l$$

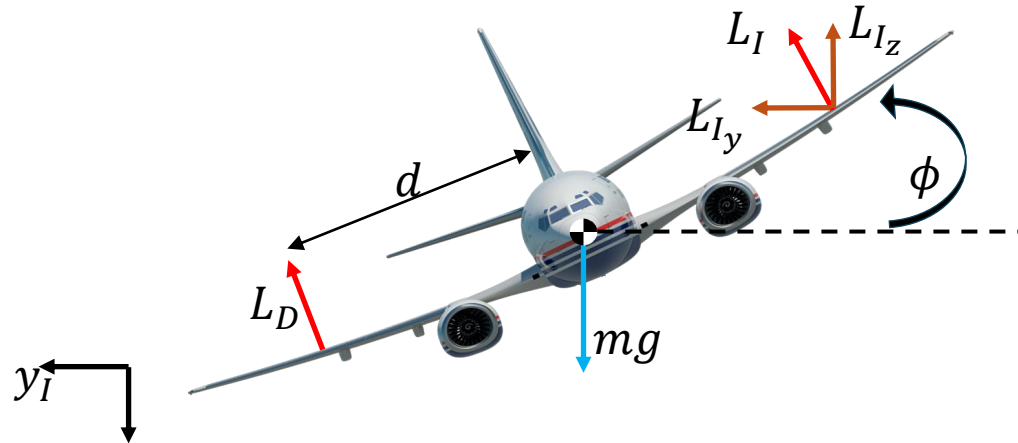
$$L_D = L_G - a_l$$

Sustentación general
más lo generado por
alerón; esto es, una
entrada de control

Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo



$$\ddot{\phi} = \frac{L_I d}{J} - \frac{L_D d}{J}$$

$$\begin{aligned} L_I &= L_G + a_l \\ L_D &= L_G - a_l \end{aligned}$$

$$\ddot{y}_I = \frac{L_I}{m} \sin \phi + \frac{L_D}{m} \sin \phi$$

Sin ángulo ϕ no se tendrá aceleración.

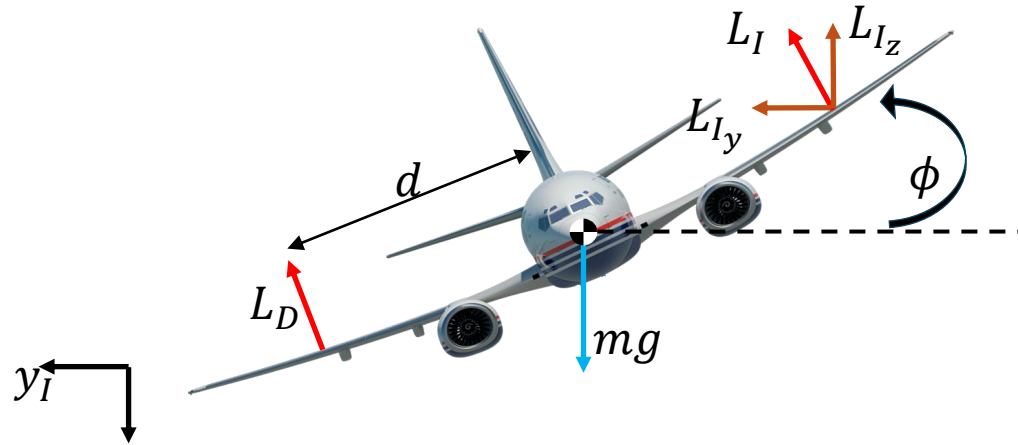
$$\ddot{z}_I = \frac{-L_I}{m} \cos \phi - \frac{L_D}{m} \cos \phi + g$$

Con ángulo ϕ solo se tendrá aceleración cuando la suma de las **sustentaciones** sea **diferente al peso**

Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo



$$\ddot{\phi} = \frac{L_I d}{J} - \frac{L_D d}{J}$$

$$\begin{aligned} L_I &= L_G + a_l \\ L_D &= L_G - a_l \end{aligned}$$

$$\ddot{y}_I = \frac{L_I}{m} \sin \phi + \frac{L_D}{m} \sin \phi$$

$$\ddot{z}_I = \frac{-L_I}{m} \cos \phi - \frac{L_D}{m} \cos \phi + g$$

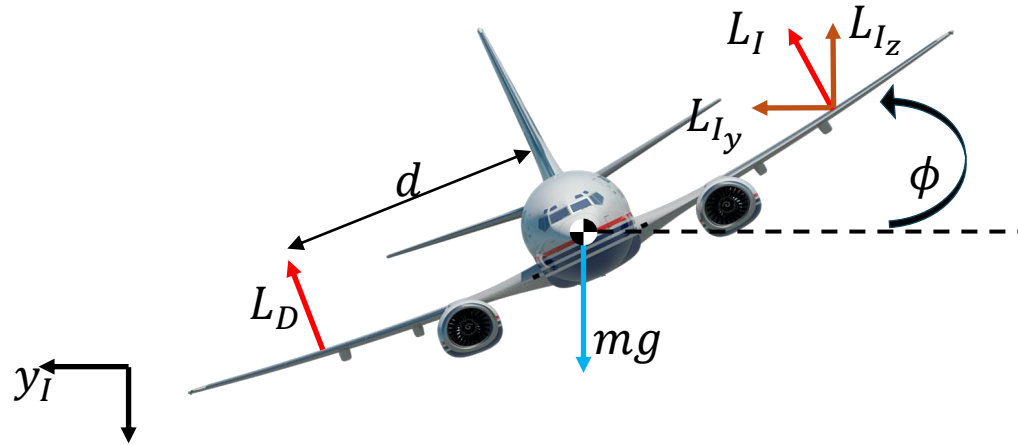
En un evento en el cual se tenga aceleración en cualquiera de las ecuaciones de desplazamiento lineal, **no se cuenta** con un mecanismo de **desaceleración**

Entonces, ¿Qué evita que la **velocidad** incremente a infinito frente a una fuerza constante?

Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo



$$\ddot{\phi} = \frac{L_I d}{J} - \frac{L_D d}{J}$$

$$\begin{aligned} L_I &= L_G + a_l \\ L_D &= L_G - a_l \end{aligned}$$

$$\ddot{y}_I = \frac{L_I}{m} \sin \phi + \frac{L_D}{m} \sin \phi - b_y \dot{y} \quad \left. \vphantom{\ddot{y}_I} \right\} \text{¿Amortiguamiento lateral?}$$

$$\ddot{z}_I = \frac{-L_I}{m} \cos \phi - \frac{L_D}{m} \cos \phi + g - b_z \dot{z} \quad \left. \vphantom{\ddot{z}_I} \right\} \text{¿Amortiguamiento vertical?}$$

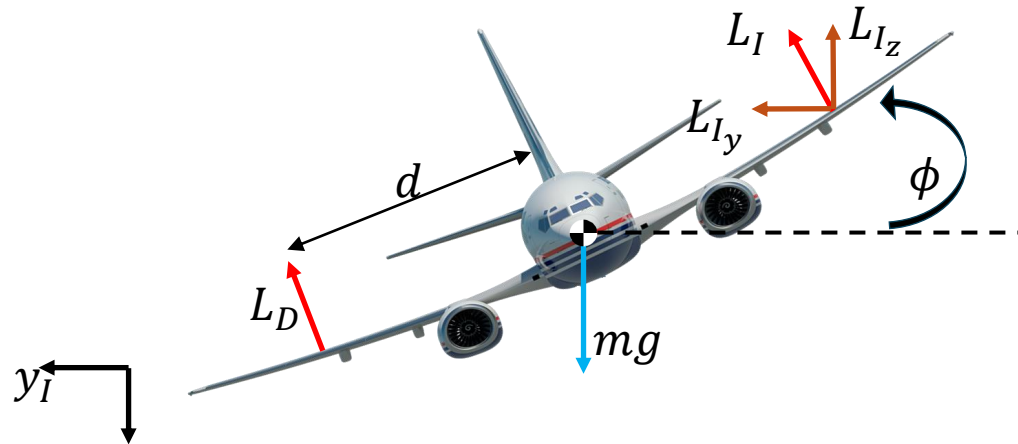
¿Qué fenómeno(s) físico induce amortiguamientos en los desplazamientos de la aeronave?

¿Verdaderamente están aislados de las fuerzas aerodinámicas?

Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo



$$\ddot{y}_I = \frac{L_I}{m} \sin \phi + \frac{L_D}{m} \sin \phi - b_y \dot{y}$$

$$\ddot{z}_I = \frac{-L_I}{m} \cos \phi - \frac{L_D}{m} \cos \phi + g - b_z \dot{z}$$

$$\begin{aligned} L_I &= L_G + a_l \\ L_D &= L_G - a_l \end{aligned}$$

$$\ddot{\phi} = \frac{L_I d}{J} - \frac{L_D d}{J} - b_\phi \dot{\phi} \quad \left. \vphantom{\ddot{\phi}} \right\} \text{¿Amortiguamiento de alabeo?}$$

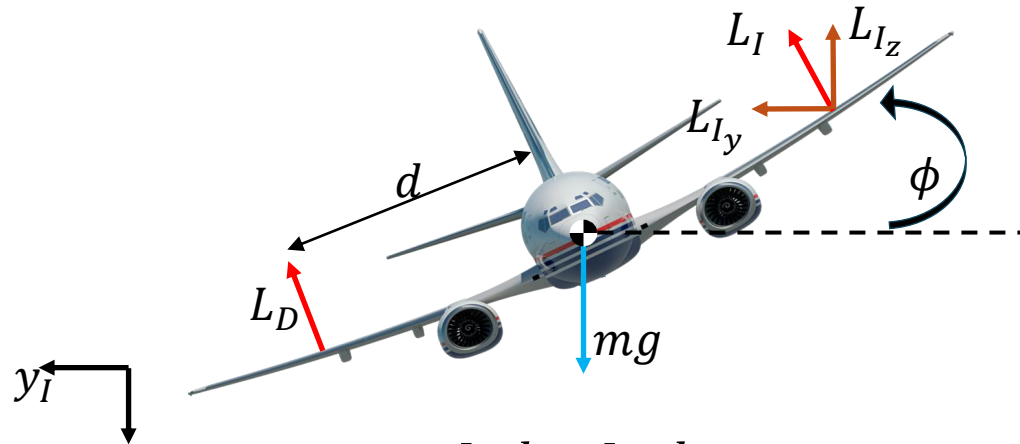
¿Qué produce un amortiguamiento en la velocidad angular?

¿Es algún momento aislado o proviene de las fuerzas aerodinámicas?

Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo



$$\ddot{\phi} = \frac{L_I d}{J} - \frac{L_D d}{J} - b_{\phi} \dot{\phi}$$

Sustituyendo estructura de fuerzas con
alergones

$$\ddot{\phi} = \frac{(L_G + a_l)d}{J} - \frac{(L_G - a_l)d}{J} - b_{\phi} \dot{\phi}$$

Afectando términos

$$\ddot{\phi} = \frac{d}{J} (L_G + a_l - L_G + a_l) - b_{\phi} \dot{\phi} \quad \xrightarrow{\text{Lo que resulta en}} \quad \ddot{\phi} = \frac{2d}{J} a_l - b_{\phi} \dot{\phi}$$

$$\ddot{y}_I = \frac{L_I}{m} \sin \phi + \frac{L_D}{m} \sin \phi - b_y \dot{y}$$

$$\ddot{z}_I = \frac{-L_I}{m} \cos \phi - \frac{L_D}{m} \cos \phi + g - b_z \dot{z}$$

$$\begin{aligned} L_I &= L_G + a_l \\ L_D &= L_G - a_l \end{aligned}$$

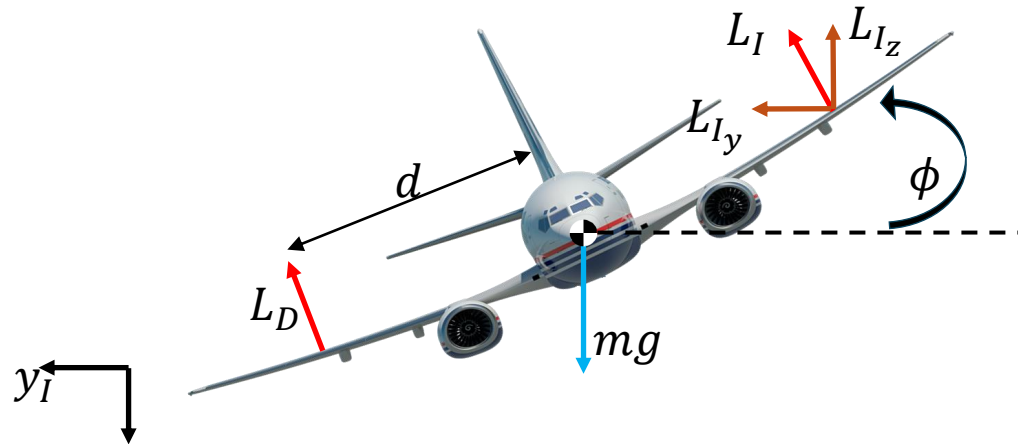
$$\ddot{\phi} = K_J a_l(t) - b_{\phi} \dot{\phi}$$

Ecuación de 2do orden que
describe la dinámica de
alabeo*

Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo



$$\ddot{y}_I = \frac{L_I}{m} \sin \phi + \frac{L_D}{m} \sin \phi - b_y \dot{y}$$

$$\ddot{z}_I = \frac{-L_I}{m} \cos \phi - \frac{L_D}{m} \cos \phi + g - b_z \dot{z}$$

$$\begin{aligned} L_I &= L_G + a_l \\ L_D &= L_G - a_l \end{aligned}$$

$$\ddot{\phi} = K_J a_l(t) - b_\phi \dot{\phi}$$

Ecuación de 2do orden que
describe la dinámica de
alabeo*

Considerando que la
velocidad angular puede
tomarse como estado de
referencia, es posible
reescribir la ecuación como:

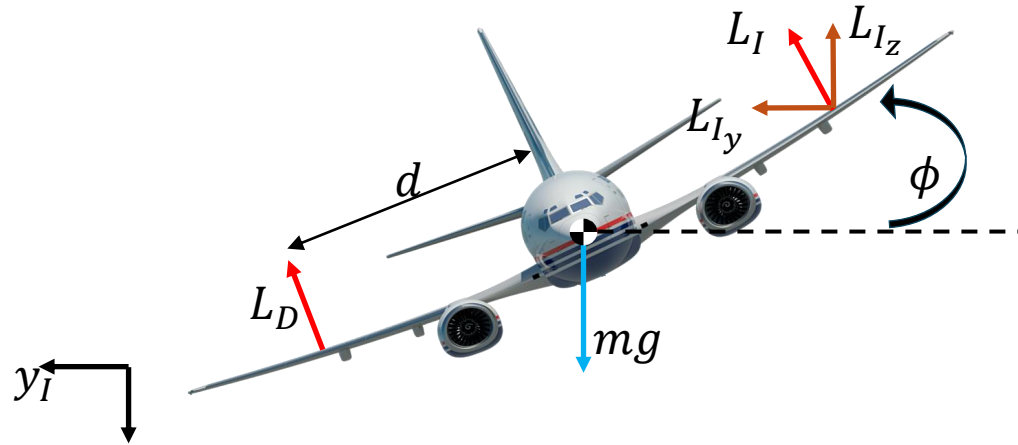
$$\dot{p} = K_J a_l(t) - b_\phi p$$

donde p representa la
velocidad angular $\dot{\phi}$

Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo



Recordando la estructura convencional para una función de transferencia de *primer orden*

$$G(s) = K \frac{a}{s + a}$$

Con su equivalente en el dominio del tiempo como:

$$\dot{x} = K a f(t) - a x$$

$$\dot{p} = K_J a_l(t) - b_\phi p$$

donde p representa la
velocidad angular $\dot{\phi}$

K

Ganancia en estado
estacionario

a

Frecuencia de corte

Es posible establecer las constantes del sistema como:

$$K a = K_J = \frac{2d}{J}$$

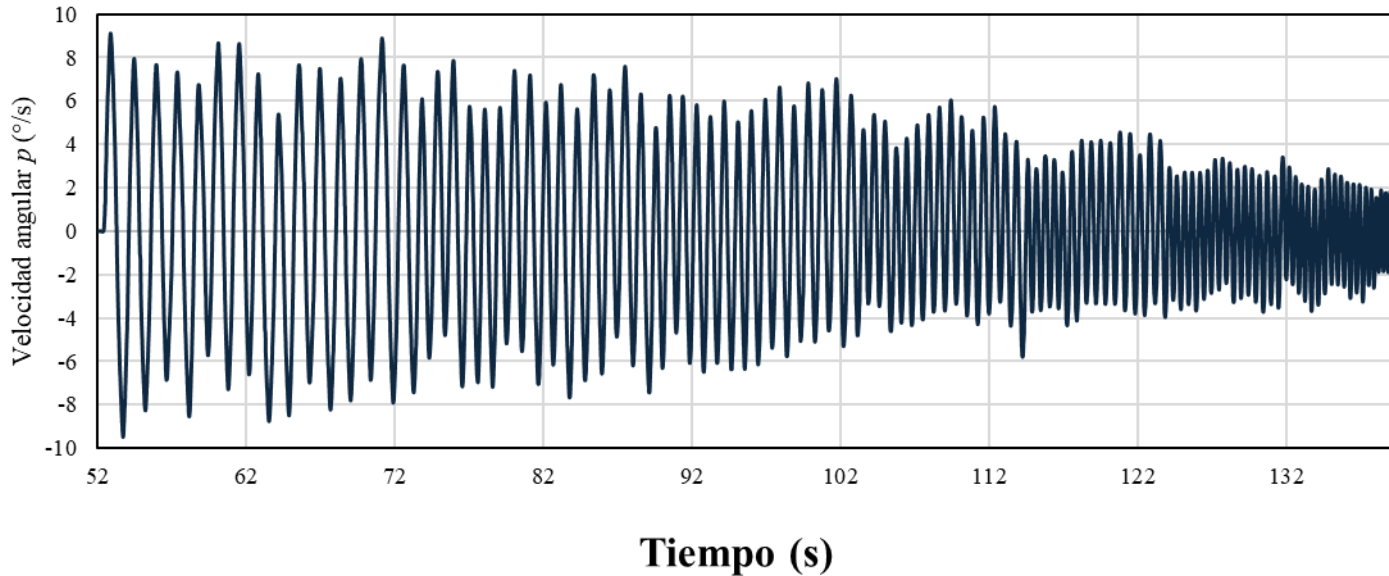
$$a = b_\phi$$



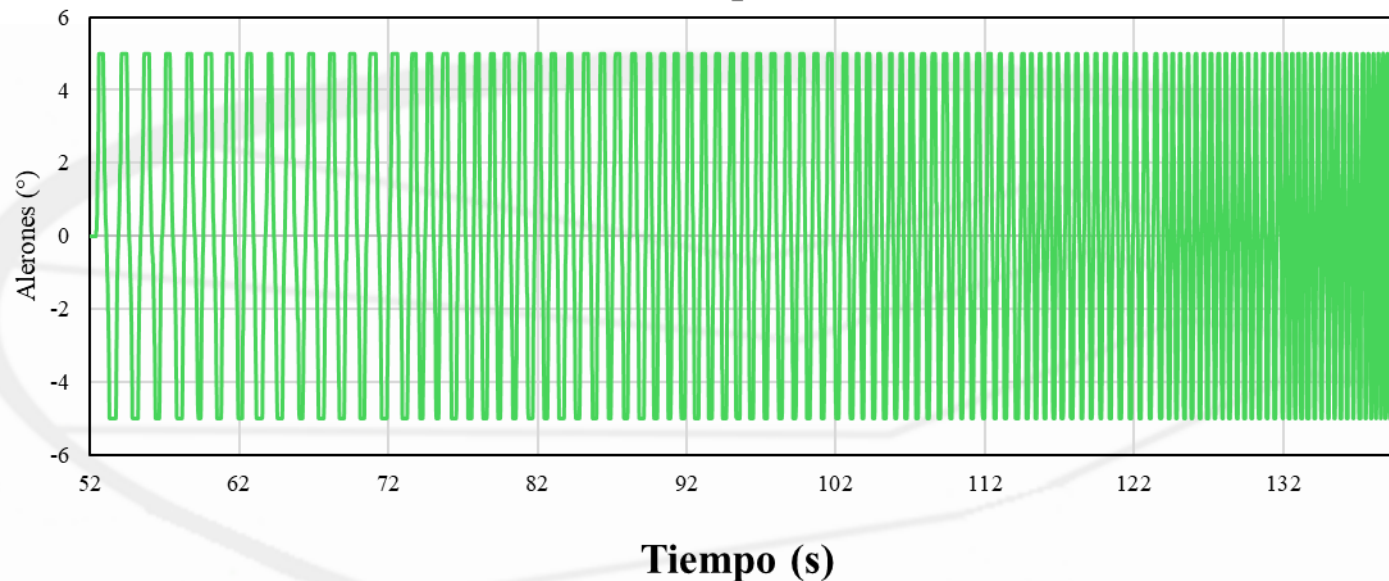
Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo



Velocidad angular p oscilando para seguir la entrada de alerón.
Es posible notar la disminución gradual de la magnitud.



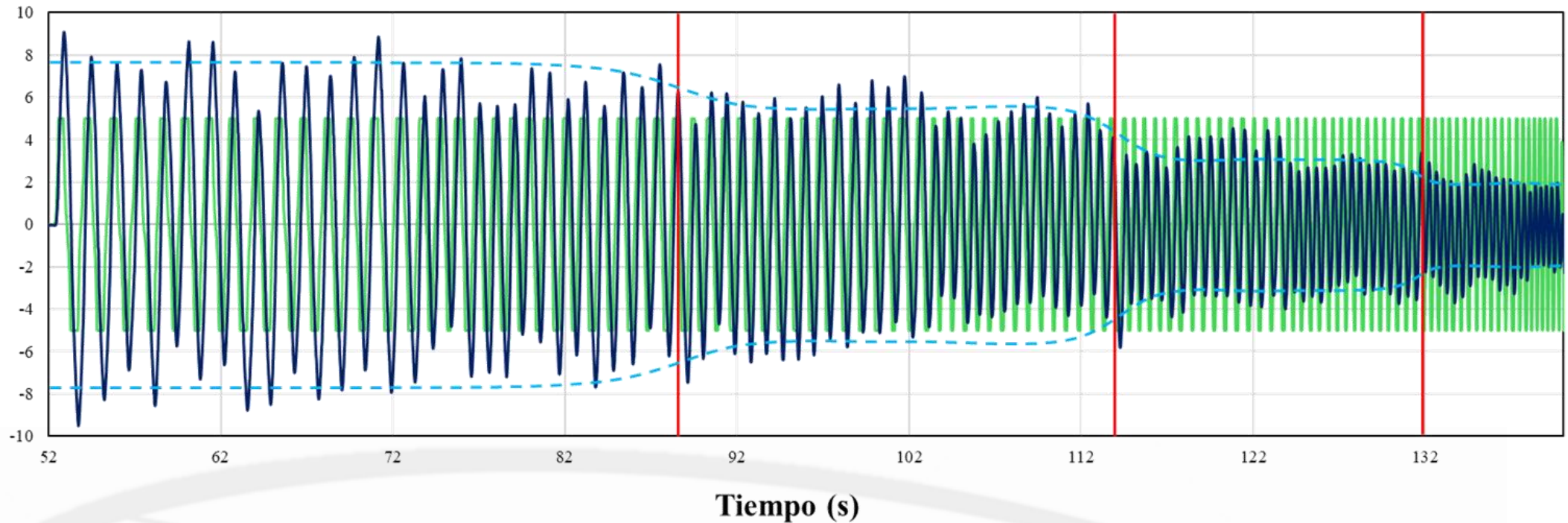
Entrada de alerones de *deflexión máxima* a *deflexión mínima* con frecuencia cambiante cada 30 ciclos.



Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo



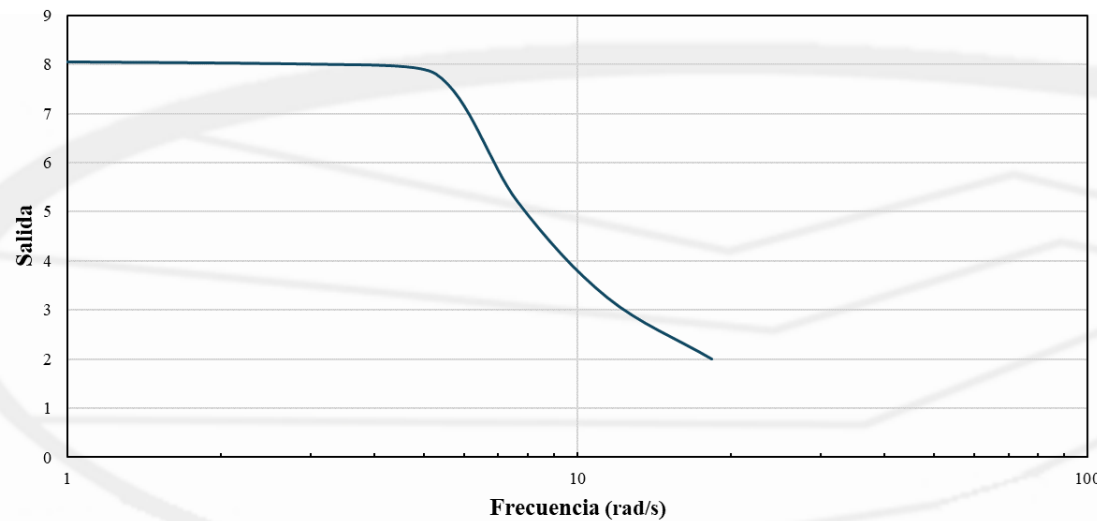
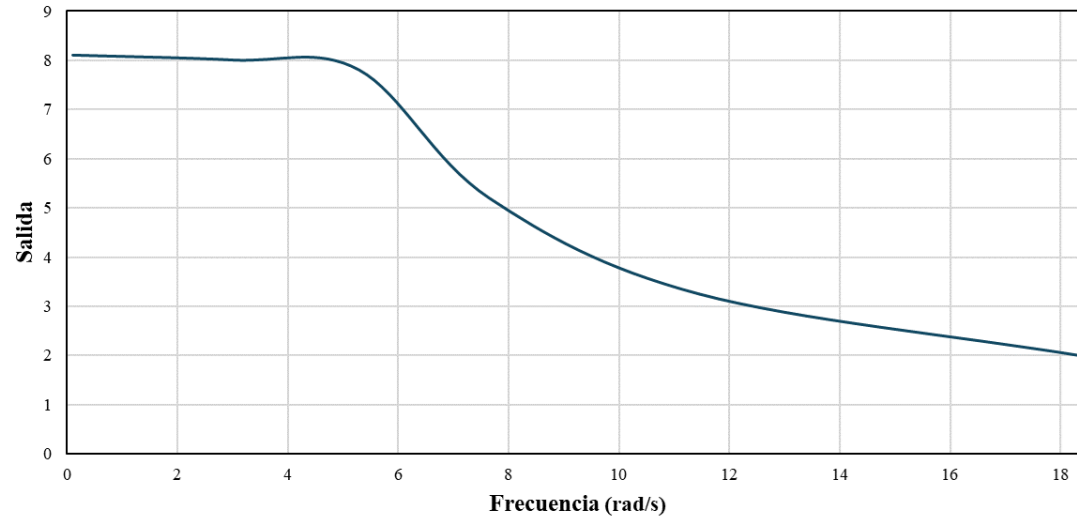
Primera oscilación	Oscilación 30	Diferencial	Periodo	Frecuencia (Hz)	Frecuencia (rad/s)	Salida promedio
-	-	-	-	-	0.1	8.1
-	-	-	-	-	3	8
52.915	88.601	35.686	1.18953333	0.840665807	5.282054587	7.8
88.601	113.27	24.669	0.8223	1.21610118	7.64098261	5.2
113.27	129.73	16.46	0.54866667	1.822600243	11.45172539	3.25
129.73	140	10.27	0.34233333	2.921129503	18.35398247	2



Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo



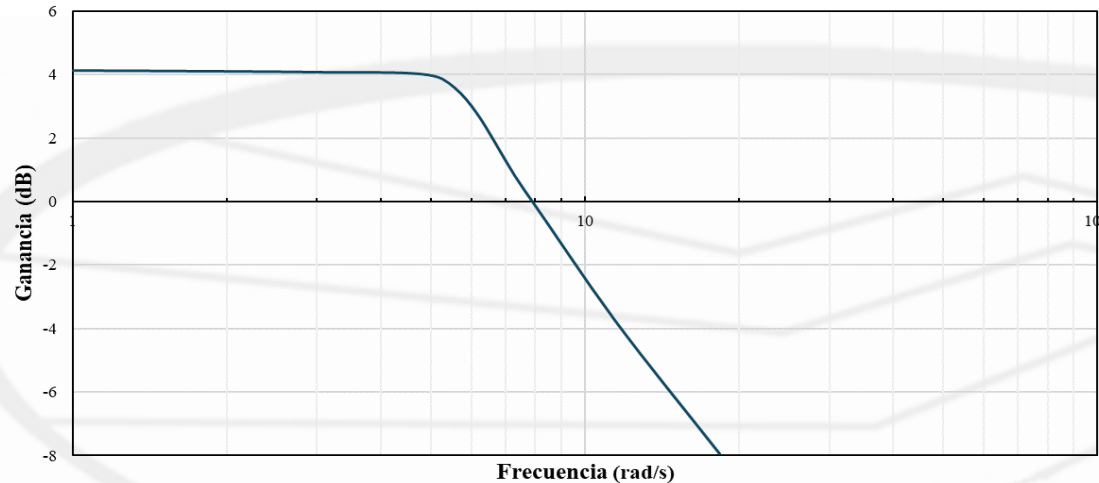
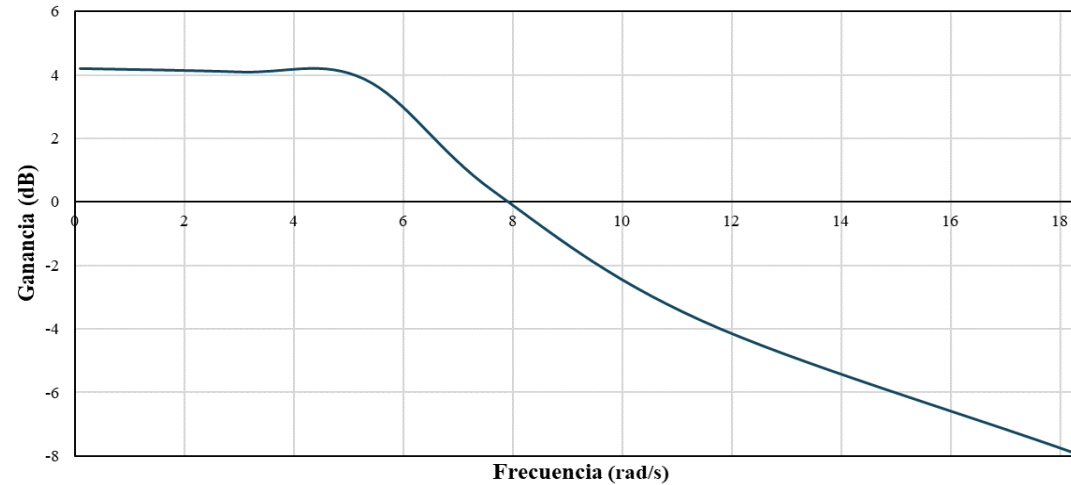
Primera oscilación	Oscilación 30	Diferencial	Periodo	Frecuencia (Hz)	Frecuencia (rad/s)	Salida promedio
-	-	-	-	-	0.1	8.1
-	-	-	-	-	3	8
52.915	88.601	35.686	1.18953333	0.840665807	5.282054587	7.8
88.601	113.27	24.669	0.8223	1.21610118	7.64098261	5.2
113.27	129.73	16.46	0.54866667	1.822600243	11.45172539	3.25
129.73	140	10.27	0.34233333	2.921129503	18.35398247	2



Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo



Primera oscilación	Oscilación 30	Diferencial	Periodo	Frecuencia (Hz)	Frecuencia (rad/s)	Salida promedio
-	-	-	-	-	0.1	8.1
-	-	-	-	-	3	8
52.915	88.601	35.686	1.18953333	0.840665807	5.282054587	7.8
88.601	113.27	24.669	0.8223	1.21610118	7.64098261	5.2
113.27	129.73	16.46	0.54866667	1.822600243	11.45172539	3.25
129.73	140	10.27	0.34233333	2.921129503	18.35398247	2

**¿Cómo se obtiene la ganancia
del sistema?**

**¿Cómo se transforma la
ganancia a dB?**

**¿Dónde está ubicada la
frecuencia de corte?**

**¿Cómo se relacionan estos
datos con las constantes K y a
de un sistema de primer orden?**



Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

Tarea 1 Dinámica Lateral Reducida

Simular la *Dinámica Lateral Reducida* considerando los parámetros de un **Boeing 737-800** y la caracterización en frecuencia.

$$\ddot{y}_I = \frac{L_I}{m} \sin \phi + \frac{L_D}{m} \sin \phi - b_y \dot{y} \quad \left| \quad \ddot{z}_I = \frac{-L_I}{m} \cos \phi - \frac{L_D}{m} \cos \phi + g - b_z \dot{z} \quad \left| \quad \ddot{\phi} = K_J a_I(t) - b_\phi \dot{\phi} \right.$$

Para la realización de la simulación es necesario considerar los siguientes puntos:

- De los datos en frecuencia obtener:
 - Ganancia en estado estacionario de la dinámica angular.
 - Frecuencia de corte de la dinámica angular.
 - Parámetros K_J y b_ϕ de la dinámica angular.
- Proponer parámetro b_y de acuerdo con un comportamiento lógico.
- Proponer parámetro b_z de acuerdo con un comportamiento lógico.

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo



Introducción a Dinámica de Vuelo

Universidad
Autónoma de
Nuevo León

Tarea 1 Dinámica Lateral Reducida

Información y datos que calcular:

1. Ganancia en estado estacionario de la dinámica angular.
2. Frecuencia de corte de la dinámica angular.
3. Parámetros K_J y b_ϕ de la dinámica angular.
4. Parámetro b_y de la dinámica lateral.
5. Parámetro b_z de la dinámica vertical.
6. Estimación de inercia J .
7. Diagrama de Bode numérico para la dinámica angular.
8. Diagrama de Bode analítico para la dinámica angular.

Simulaciones que realizar:

1. Simulación de las 3 ecuaciones dinámicas con las siguientes entradas de *alerón*.
 1. Entrada nula.
 2. Entrada de $4.A^\circ$ de alerón (**A** siendo el 3er número de matrícula).
 3. Entrada nula $1.B$ segundos, entrada de $4.A^\circ$ durante $1.B$ segundos, entrada nula (**B** siendo el 4to número de matrícula).
 4. Entrada nula $1.B$ segundos, entrada de $4.A^\circ$ durante $1.B$ segundos, entrada nula durante $1.B$ segundos, entrada de $-4.A^\circ$ durante $1.B$ segundos, entrada nula.

Realizar la grabación de un video corto donde se explique la obtención de los coeficientes, los diagramas de Bode, y la estructura/código de la simulación, y sus resultados.

1. Contenidos
2. Fundamentos
3. Análisis
cinemático
4. Análisis
dinámico
5. Dinámica
longitudinal
6. Dinámica lat.-
direccional
7. PIA
8. Evaluación
9. Introducción
Din. de Vuelo



UNIVERSIDAD
AUTÓNOMA DE
NUEVO LEÓN



FACULTAD DE
INGENIERÍA MECÁNICA
Y ELÉCTRICA

Dinámica de Vuelo

7mo semestre

Plan 401

Dr. Erik Gilberto Rojo Rodríguez