



Simulador de UAVs (FWS)- V3



El Simulador de UAVs de Ala Fija (Fixed Wing Simulator, FWS) posee tres versiones con distintos grados de complejidad y detalle.

V1. VERSIÓN COMPLEJA.

- *Modelo propulsivo eléctrico completo.* Modelo Motor + Modelo Hélice.
- *Modelo aerodinámico completo.* Polar parabólica extendida:

$$C_D(\alpha) = C_{D_p} + k_2 C_L + k_1 C_L^2$$

V2. VERSIÓN INTERMEDIA.

- *Modelo propulsivo simplificado.* Motor por Lookup Table + Modelo Hélice.
- *Modelo aerodinámico completo.*

V3. VERSIÓN SIMPLIFICADA.

- *Modelo propulsivo muy simplificado.* $T = \frac{1}{2} \rho S_{prop} C_{prop} [(k_{motor} \delta_t)^2 - V_a^2]$
- *Modelo aerodinámico simplificado.* $C_D(\alpha) = C_{D_p} + C_{D_\alpha} \alpha$

La versión de la presente documentación es la V3. VERSION SIMPLIFICADA.

Generalidades

- [Realizar una simulación](#)
- [Configurando un UAV específico](#)
- [Trimado del modelo \(cálculo de puntos de equilibrio\)](#)

Diagrama de arbol del modelo de Simulink

Nomenclatura utilizada (frames, variables de estado, fuerzas y momentos)

Buses de Datos

- [Control BUS \(CTRL BUS\)](#)
- [Air Data BUS \(AD BUS\)](#)
- [Propulsion Data BUS \(PD BUS\)](#)
- [Wind BUS \(WIND BUS\)](#)
- [Environment BUS \(ENV BUS\)](#)
- [Aircraft BUS \(AC BUS\)](#)

Modelos de fuerzas y momentos - Forces & Moments Calculation

- Modelo Aerodinámico - [Aerodynamic Coefficients](#)
- Modelo Propulsivo - [Propulsion](#)
- Fuerza gravitatoria - [Gravity](#)

Condicionado de las señales de control - Control BUS Creator

Modelos atmosférico y gravitatorio - Environment Model

- Modelo Gravitatorio - [WGS84 Gravity Model](#)
- Modelo de Viento - [Wind Models](#)

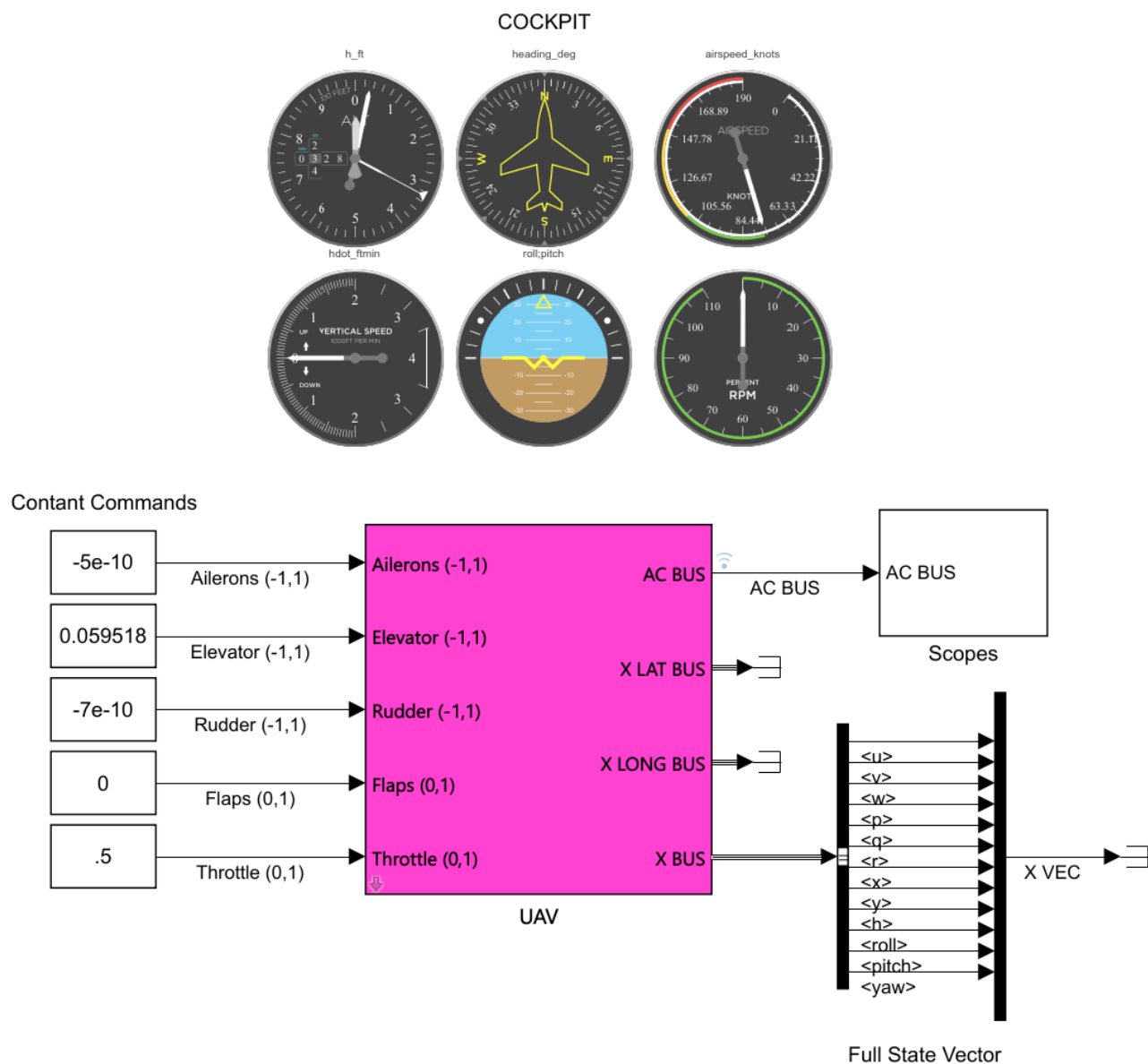
Generalidades

Realizar una simulación

Para simular un vuelo del UAV, es necesario abrir el modelo `simulador2017b.slx` . En este, se resuelve un *sistema de ecuaciones algebraica-diferenciales (DAEs, Differential Algebraic Equations)* no lineales, para determinar las variables de estado \mathbf{x} y las variables algebraicas \mathbf{x}_a del vuelo. Es decir:

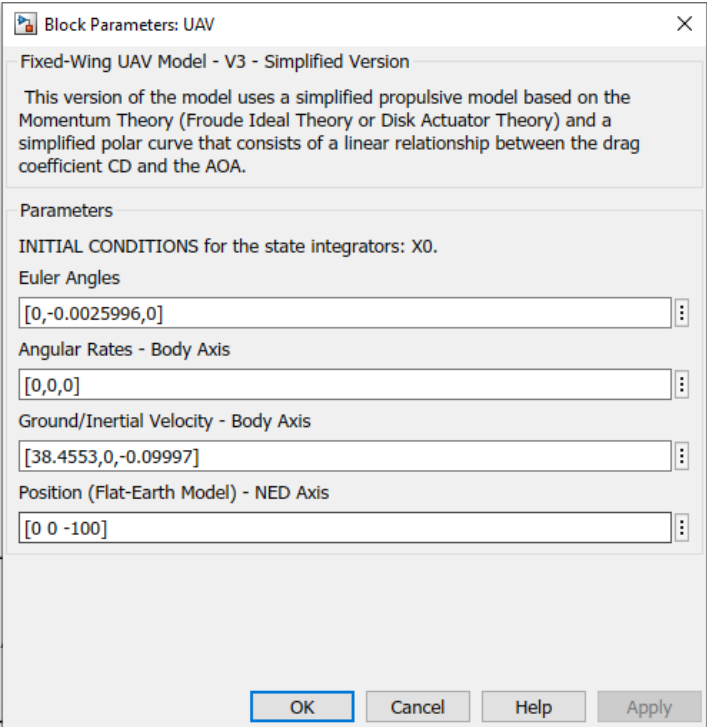
$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}, \mathbf{x}_a, t) \\ 0 = g(\mathbf{x}, \mathbf{x}_a, t) \end{cases}$$

Estas variables se detallan más adelante. Ver la siguiente imagen (**X VEC**).



Modelo de UAV de propulsión eléctrica con sus entradas y salidas. El modelo presenta una serie de instrumentos en la parte superior (*COCKPIT*) para comprobar el estado del vuelo mientras transcurre la simulación.

Los valores de las entradas por defecto (*Contant Commands*) y los valores iniciales de las variables de estado, son los correspondientes al trimado de una vuelo en crucero a altitud constante $h = 100m$. Los valores iniciales de los estados se establecen dentro de la Mask del bloque **UAV**. **Este modelo puede simularse directamente debido a que ya se encuentra trimado** en las condiciones anteriormente mencionadas.



UAV Mask

Las entradas del sistemas se encuentran a la izquierda del bloque **UAV**, donde se especifica el nombre de cada entrada y el rango de valores que admite. Las salidas se encuentran a la derecha. Existen 4 salidas en total.

- **AC BUS.** Bus que maneja **todos** los datos del avión, incluyendo variables de estado \mathbf{x} y variables algebraicas \mathbf{x}_a .
- **X LAT BUS.** Variables de estado de la dinámica lateral del avión \mathbf{x}_{lat} .
- **X LONG BUS.** Variables de estado de la dinámica lateral del avión \mathbf{x}_{long} .
- **X LAT BUS.** Variables de estado de la dinámica lateral del avión $\mathbf{x} = [\mathbf{x}_{lat}, \mathbf{x}_{long}]$. Cabe destacar que el vector x **no se conforma utilizando lo concatenación mostrada anteriormente** (solo se busca ilustrar que el mismo integra en si las variables tanto laterales como longitudinales).

El bloque **Scopes** aloja una serie de monitores/scopes para visualizar los datos del vuelo en función del tiempo.

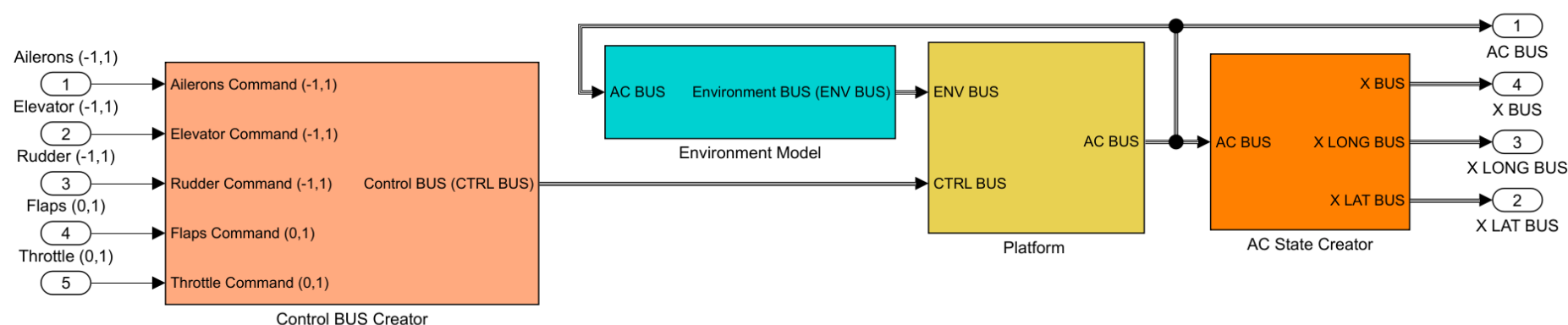


Diagrama de bloques dentro del bloque **UAV**. Se tienen 4 bloques principales: **Control BUS Creator**, **AC State Creator**, **Environment Model** y **Platform**. El bloque **Platform** integra toda la dinámica del UAV así como también modela el sistema de datos de aire (**Air Data System**) para el cálculo del AOA, side-slip angle y el módulo de la velocidad del avión respecto al aire (airspeed). El bloque **AC State Creator** es un bloque auxiliar que crea los buses de estado para un fácil manejo de estos datos.

Configurando un UAV específico

Todos los parámetros del sistema/modelo, se modifican desde el archivo `config_model.m`. Los únicos parámetros que se modifican directamente desde los menús contextuales (mask) de los bloques, son los del modelo de vientos.

Por defecto se tiene configurado el **Aerosonde UAV (AAI Aerosonde - Wikipedia)**. Los parámetros de este avión se encuentran disponibles en el libro “*Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice*” (Randy Beard, Tim McLain):

Table E.1: Physical parameters for the Aerosonde UAV

Physical Param	Value	Motor Param	Value
m	11.0 kg	V_{\max}	44.4 V
J_x	0.824 kg-m ²	D_{prop}	0.5 m
J_y	1.135 kg-m ²	K_V	0.0659 V-s/rad
J_z	1.759 kg-m ²	K_Q	0.0659 N-m
J_{xz}	0.120 kg-m ²	R_{motor}	0.042 Ω
S	0.55 m ²	i_0	1.5 A
b	2.9 m	C_{Q_2}	-0.01664
c	0.19 m	C_{Q_1}	0.004970
ρ	1.268 kg/m ³	C_{Q_0}	0.005230
e	0.9	C_{T_2}	-0.1079
		C_{T_1}	-0.06044
		C_{T_0}	0.09357

Table E.2: Aerodynamic coefficients for the Aerosonde UAV

Longitudinal Coef.	Value	Lateral Coef.	Value
C_{L_0}	0.23	C_{Y_0}	0
C_{D_0}	0.043	C_{l_0}	0
C_{m_0}	0.0135	C_{n_0}	0
C_{L_α}	5.61	C_{Y_β}	-0.83
C_{D_α}	0.030	C_{l_β}	-0.13
C_{m_α}	-2.74	C_{n_β}	0.073
C_{L_q}	7.95	C_{Y_p}	0
C_{D_q}	0	C_{l_p}	-0.51
C_{m_q}	-38.21	C_{n_p}	-0.069
$C_{L_{\delta_e}}$	0.13	C_{Y_r}	0
$C_{D_{\delta_e}}$	0.0135	C_{l_r}	0.25
$C_{m_{\delta_e}}$	-0.99	C_{n_r}	-0.095
M	50	$C_{Y_{\delta_a}}$	0.075
α_0	0.47	$C_{l_{\delta_a}}$	0.17
ϵ	0.16	$C_{n_{\delta_a}}$	-0.011
C_{D_p}	0	$C_{Y_{\delta_r}}$	0.19
		$C_{l_{\delta_r}}$	0.0024
		$C_{n_{\delta_r}}$	-0.069

El script de configuración se divide en diferentes secciones:

- Load Propulsion Data.** Se cargan las LookUp tables del empuje y torque de la hélice del vehículo (`data_PER310x6E_arrays.mat`) mediante el script `LOOKUP_TABLES.m`. **Estos datos no se utilizan en esta versión del simulador** pero serán utilizados en versiones posteriores. Además, cabe destacar que estos datos son extraídos de los datasheet del fabricante [APC Propellers | Quality Propellers that are Competition Proven](#). Cada hélice del fabricante tiene asociada un archivo `.csv` con datos provenientes de ensayos experimentales. Estos datos deben ser procesados antes de poder ser utilizados (este proceso es el que genera el archivo `.mat` mencionado anteriormente).
- Geometry and mass properties.** Propiedades geométrica y másicas del UAV, como pueden ser: MTOW (`mass`), la superficie de referencia del modelo (`s`), la envergadura de las alas (`b`), la cuerda media del ala (`c_bar`) o el tensor de inercia (`J`).
- Simulation initial conditions and atmospheric conditions.** Latitud y longitud iniciales del modelo para la determinación de la aceleración gravitatoria en dicho lugar, así como los parámetros que definen las ráfagas de viento que se deseen simular durante el vuelo. Para más detalles sobre el modelo de vientos y atmosférico ver **Modelo de Viento - Wind Models**
- Propulsion.** Parámetros propulsivos como la superficie frontal de la hélice (`Sprop`) o la constante propulsiva del modelo (`c_prop`).
- Aerodynamics.** Coeficientes adimensionales (derivadas de estabilidad) que definen todo el comportamiento aerodinámico del UAV.

▼ Trimado del modelo (cálculo de puntos de equilibrio)

El trimado del UAV consiste en hallar los estados de equilibrio $\mathbf{x} = \mathbf{x}_{\text{eq}}$ y variables algebraicas de equilibrio $\mathbf{x}_a = \mathbf{x}_{a,\text{eq}}$ que cumplan:

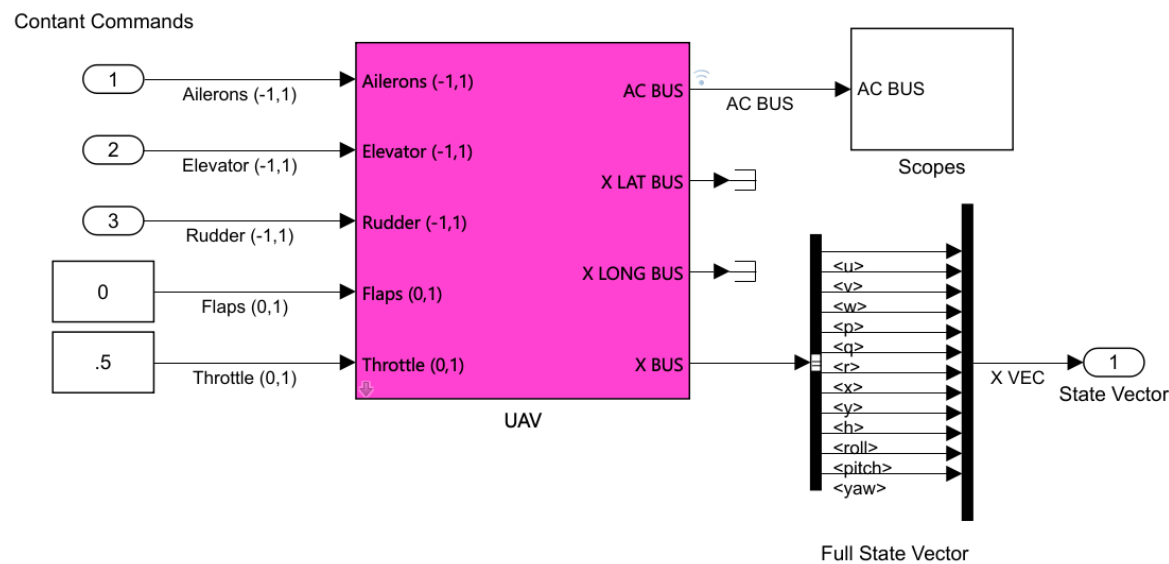
$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_{\text{eq}} = f(\mathbf{x}_{\text{eq}}, \mathbf{x}_{a,\text{eq}}, t) = \mathbf{C} \\ g(\mathbf{x}_{\text{eq}}, \mathbf{x}_{a,\text{eq}}, t) = 0 \end{cases}$$

Es decir, es necesario resolver un sistema de ecuaciones algebraicas no lineales definido por el vector **C constante** y por los valores que se definan como conocidos dentro de \mathbf{x}_{eq} y $\mathbf{x}_{a,\text{eq}}$ (siempre y cuando den pie a un sistema compatible y con solución).

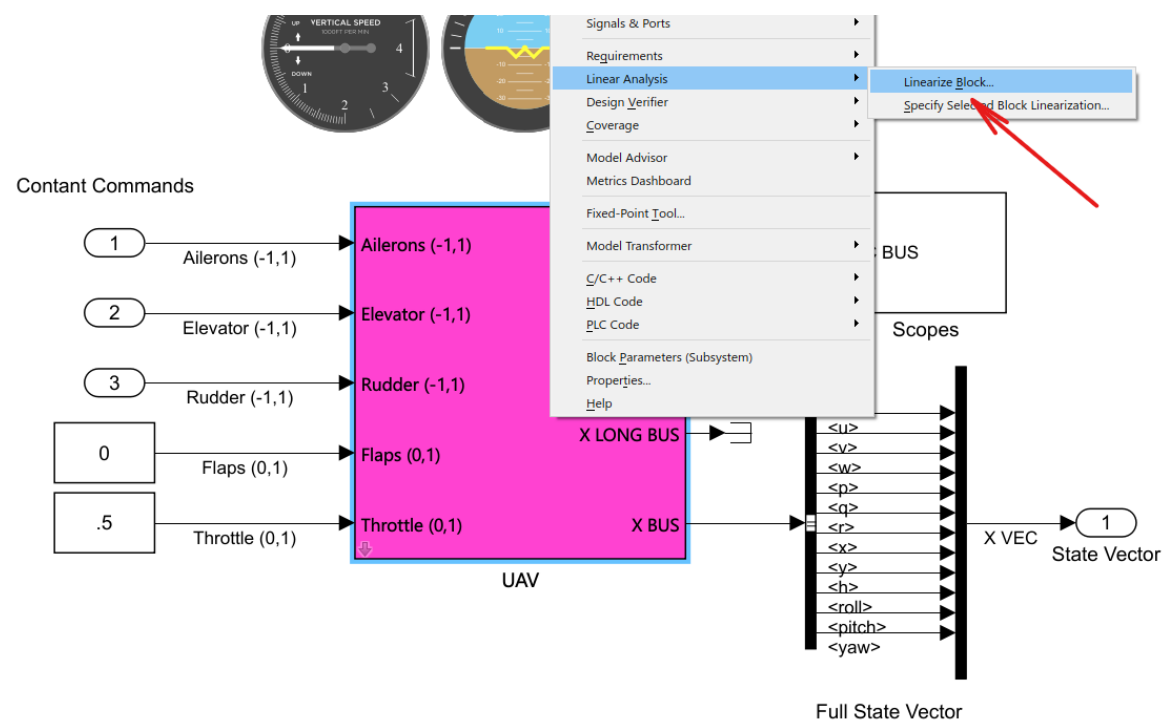
⚠ Cabe destacar que el vector $\dot{\mathbf{x}}_{eq} = \mathbf{C}$ no tiene que tener todas sus componentes nulas, es decir, existen maniobras o puntos de operación tales que $\dot{\mathbf{x}}_{eq} = \mathbf{C} \neq 0$. Por ejemplo, en un **ascenso con climb-rate constante** se tiene que $\dot{h} = \text{const} \neq 0 \frac{\text{ft}}{\text{s}}$, siendo este un punto de operación (o equilibrio) perfectamente válido. Lo mismo puede suceder en un **viraje uniforme a altura constante** donde se cumple que $\dot{\psi} = \text{const} \neq 0 \frac{\text{rad}}{\text{s}}$, $R(t) = \sqrt{p_n^2(t) + p_e^2(t)} = \text{const}$, $h = \text{const}$ (donde p_n, p_e, h son componentes del estado de equilibrio $\dot{\mathbf{x}}_{eq}$).

Los pasos recomendados para realizar el trimado del modelo son los siguientes:

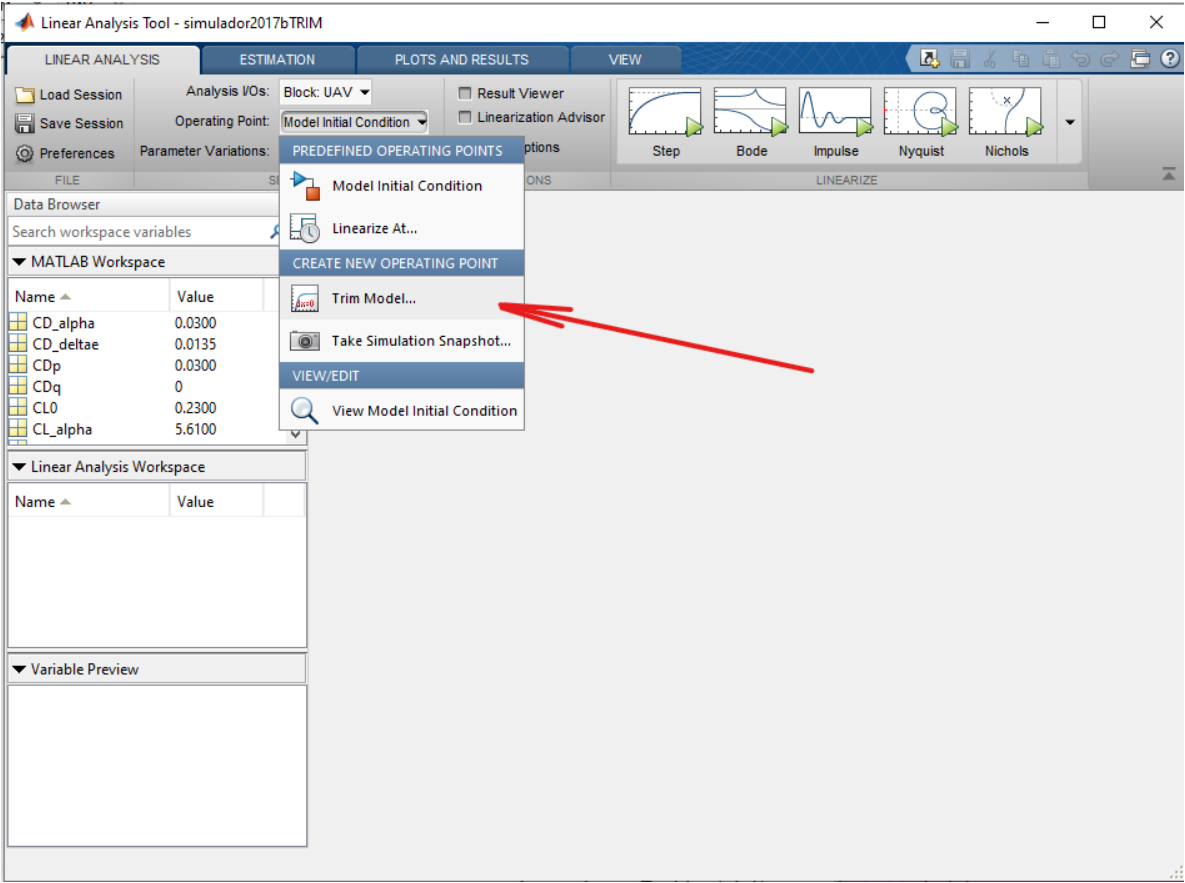
1. Se recomienda realizar una copia del modelo, en la cual se sustituyan las entradas y salidas predeterminadas con *Inports* y *Outports*. Se suministra el modelo de trimado [simulador2017bTRIM.slx](#) para ahorrarnos este paso. Observe que se ha establecido un empuje del 50% y flaps a 0° , mientras que se han establecido como entradas variables los ángulos de alerones, elevador y rudder, de allí los bloques *Inport* (estos ángulos serán calculados por el programa de trimado). Ver la siguiente imagen:



2. Posteriormente, se abre la herramienta *Linear Analysis Tool*. Una forma de abrirla rápidamente es haciendo click derecho sobre el bloque **UAV** y luego, dentro del menú contextual seleccionando *Linear Analysis >Linearize Block...*



3. Se selecciona la opción *Trim Model*.



4. Finalmente, se configuran las variables que se desean en steady-state ($\dot{x} = 0 \Rightarrow x = \text{const}$), se establecen los valores iniciales para la búsqueda del punto de equilibrio (comunmente llamados *seeds*. En nuestro caso se establecen en la columna *Value*) y se imponen los valores conocidos del punto de equilibrio (columna *know*). Además puede configurarse el rango de búsqueda de las soluciones mediante las columnas *Minumum* y *Maximum*. Para empezar el trimado se hace click en el botón *Start trimming*.

Trim the model								
Specifications		Options						
States Inputs Outputs								
State	Value	State Specifications						
		<input type="checkbox"/> Known	<input type="checkbox"/> Steady State	Minimum	Maximum	dx Minimum	dx Maximum	
State - 2	0	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
simulador2017bTRIM/UAV/Environment Model/Wind Models/Dryden Wind Turbulence Model (Continuous (+q -r))/Filters on angular rates/Hrgw/rgw_p								
State - 1	0	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
State - 2	0	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
simulador2017bTRIM/UAV/Environment Model/Wind Models/Dryden Wind Turbulence Model (Continuous (+q -r))/Filters on velocities/Hugw(s)/ug_p								
State - 1	0	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
State - 2	0	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
simulador2017bTRIM/UAV/Environment Model/Wind Models/Dryden Wind Turbulence Model (Continuous (+q -r))/Filters on velocities/Hvgw(s)/vg_p1								
State - 1	0	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
State - 2	0	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
simulador2017bTRIM/UAV/Environment Model/Wind Models/Dryden Wind Turbulence Model (Continuous (+q -r))/Filters on velocities/Hvgw(s)/vgw_p2								
State - 1	0	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
State - 2	0	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
simulador2017bTRIM/UAV/Environment Model/Wind Models/Dryden Wind Turbulence Model (Continuous (+q -r))/Filters on velocities/Hwggw(s)/wg_p1								
State - 1	0	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
State - 2	0	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
simulador2017bTRIM/UAV/Environment Model/Wind Models/Dryden Wind Turbulence Model (Continuous (+q -r))/Filters on velocities/Hwggw(s)/wg_p2								
State - 1	0	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
State - 2	0	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
simulador2017bTRIM/UAV/Platform /Aircraft Mechanics/6DOF (Quaternion)/Calculate DCM & Euler Angles/phi theta psi								
State - 1	0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
State - 2	-0.0025996	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
State - 3	0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
simulador2017bTRIM/UAV/Platform /Aircraft Mechanics/6DOF (Quaternion)/p.q.r								
State - 1	0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
State - 2	0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
State - 3	0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
simulador2017bTRIM/UAV/Platform /Aircraft Mechanics/6DOF (Quaternion)/ub.vb.wb								
State - 1	38.4553	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
State - 2	0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
State - 3	-0.09997	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
simulador2017bTRIM/UAV/Platform /Aircraft Mechanics/6DOF (Quaternion)/xe.ye.ze								
State - 1	0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
State - 2	0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
State - 3	-100	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf	
Sync with Model Import... Export...								
Start trimming Generate MATLAB Script								

▼ Diagrama de arbol del modelo de Simulink

- 1. UAV
 - a. AC STATE CREATOR
 - b. Environment Model
 - c. Platform
 - i. Aircraft Mechanics
 - 1. AC Bus Creator
 - 2. Forces & Moments Calculation
 - a. Aerodynamic Forces and Moments
 - b. Aerodynamic Coefficients

- i. Aerodynamic Actuators

ii. Longitudinal Aerodynamics (Cx, Cz, Cm coefficients)

1. Stability Axis Aerodynamics

2. Stability to Body Axis Matrix Computation

iii. Actuator Increments

1. Aileron

2. Elevator

3. Rudder

4. Flap

iv. Body Rate Damping

1. p Coefficients

2. q Coefficients

3. r Coefficients

v. alpha-beta Coefficients

c. Propulsion

d. Gravity

3. 6DOF (Quaternion)

ii. Air Data System

d. Signal Conditioning
- ▼ Nomenclatura utilizada (frames, variables de estado, fuerzas y momentos)
- | Símbolo | Descripción |
|---|--|
| $X^e Y^e Z^e \equiv \mathbf{i}^e, \mathbf{j}^e, \mathbf{k}^e \equiv e \equiv NED$ | Ejes inerciales, navegación o North-East-Down |
| $X^b Y^b Z^b \equiv \mathbf{i}^b, \mathbf{j}^b, \mathbf{k}^b \equiv b$ | Ejes cuerpo |
| $X^w Y^w Z^w \equiv \mathbf{i}^w, \mathbf{j}^w, \mathbf{k}^w \equiv w$ | Ejes viento |
| $X^s Y^s Z^s \equiv \mathbf{i}^s, \mathbf{j}^s, \mathbf{k}^s \equiv s$ | Ejes estabilidad |
| p_n | Posición inercial del UAV en dirección norte (\mathbf{i}^e) |
| p_e | Posición inercial del UAV en dirección este (\mathbf{j}^e) |
| p_d | Posición inercial del UAV en dirección hacia la superficie (\mathbf{k}^e) (opuesto a la altitud) |
| u | Velocidad inercial en la dirección del morro del UAV en \mathbf{i}^b |
| v | Velocidad inercial en la dirección lateral \mathbf{j}^b |
| w | Velocidad inercial en dirección hacia la superficie en vuelo horizontal \mathbf{k}^b |
| ϕ | Ángulo de Alabeo (Roll) |
| θ | Ángulo de Cabeceo (Pitch) |
| ψ | Ángulo de Guiñada (Yaw) |
| p | Roll Rate alrededor del eje \mathbf{i}^b |
| q | Roll Rate alrededor del eje \mathbf{j}^b |
| r | Roll Rate alrededor del eje \mathbf{k}^b |
| X | Fuerzas Externas Totales en el eje \mathbf{i}^b |
| Y | Fuerzas Externas Totales en el eje \mathbf{j}^b |
| Z | Fuerzas Externas Totales en el eje \mathbf{k}^b |
| l | Momentos Externos Totales en el eje \mathbf{i}^b |
| m | Momentos Externos Totales en el eje \mathbf{j}^b |
| n | Momentos Externos Totales en el eje \mathbf{k}^b |
- Buses de Datos
- ▼ Control BUS (CTRL BUS)
- Maneja las señales de control del avión en unidades del sistema internacional y con saturación.
- | Nombre | Símbolo | Unidades | Descripción |
|--------|------------|----------|---------------------------|
| deltaa | δ_a | rad | deflexión de los alerones |
| deltae | δ_e | rad | deflexión del elevador |
| deltar | δ_r | rad | deflexión del rudder |
| deltaf | δ_f | rad | deflexión de los flaps |
- Simulador de UAVs (FWS)- V3
- 6

Nombre	Símbolo	Unidades	Descripción
deltat	δ_t	-	palanca de gases (de 0 a 1)

▼ Air Data BUS (AD BUS)

Maneja las señales asociadas a el flujo del aire incidente, utilizadas para el cálculo de las fuerzas aerodinámicas.

Nombre	Símbolo	Unidades	Descripción
alpha	α	rad	Ángulo de Ataque (AOA)
beta	β	rad	Sideslip Angle
Va	$ \mathbf{V}_a = V_a$	m/s	Módulo de la Velocidad Aerodinámica
pqr_tot	$\mathcal{W}_{b/e}^b = [p, q, r]_b^T$	rad/s	Velocidad Angular Total
q_bar	$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2$	Pa	Presión Dinámica
Va - Aerodynamic Velocity	$\mathbf{V}_a^b = [u_a, v_a, w_a]_b^T$	m/s	Velocidad Aerodinámica

▼ Propulsion Data BUS (PD BUS)

Maneja las señales asociadas al sistema propulsivo del avión. En esta versión del simulador la única señal no nula es la del empuje, debido a que no se posee un modelo para las RPM del motor del UAV y se ha supuesto un torque nulo alrededor del eje X^b .

Nombre	Símbolo	Unidades	Descripción
RPM	RPM	-	Revoluciones por minuto del motor
Thrust	T	N	Empuje
Torque	Q	Nm	Torque del motor

▼ Wind BUS (WIND BUS)

Maneja las señales relativas al viento generadas en el bloque **Wind Models**.

Nombre	Símbolo	Unidades	Descripción
uvw_wind	$\mathbf{V}_w^b = [u_w, v_w, w_w]_b^T$	m/s	Velocidad del viento respecto a tierra (Ejes Cuerpo)
pqr_wind	$\mathcal{W}_{w/e}^b = [p_w, q_w, r_w]_b^T$	rad/s	Velocidad Angular del viento respecto a tierra (Ejes Cuerpo)

▼ Environment BUS (ENV BUS)

Maneja las señales asociadas al modelo ambiental sobre el que se desenvuelve el UAV (es decir, información relativa al modelo gravitatorio y al modelo atmosférico).

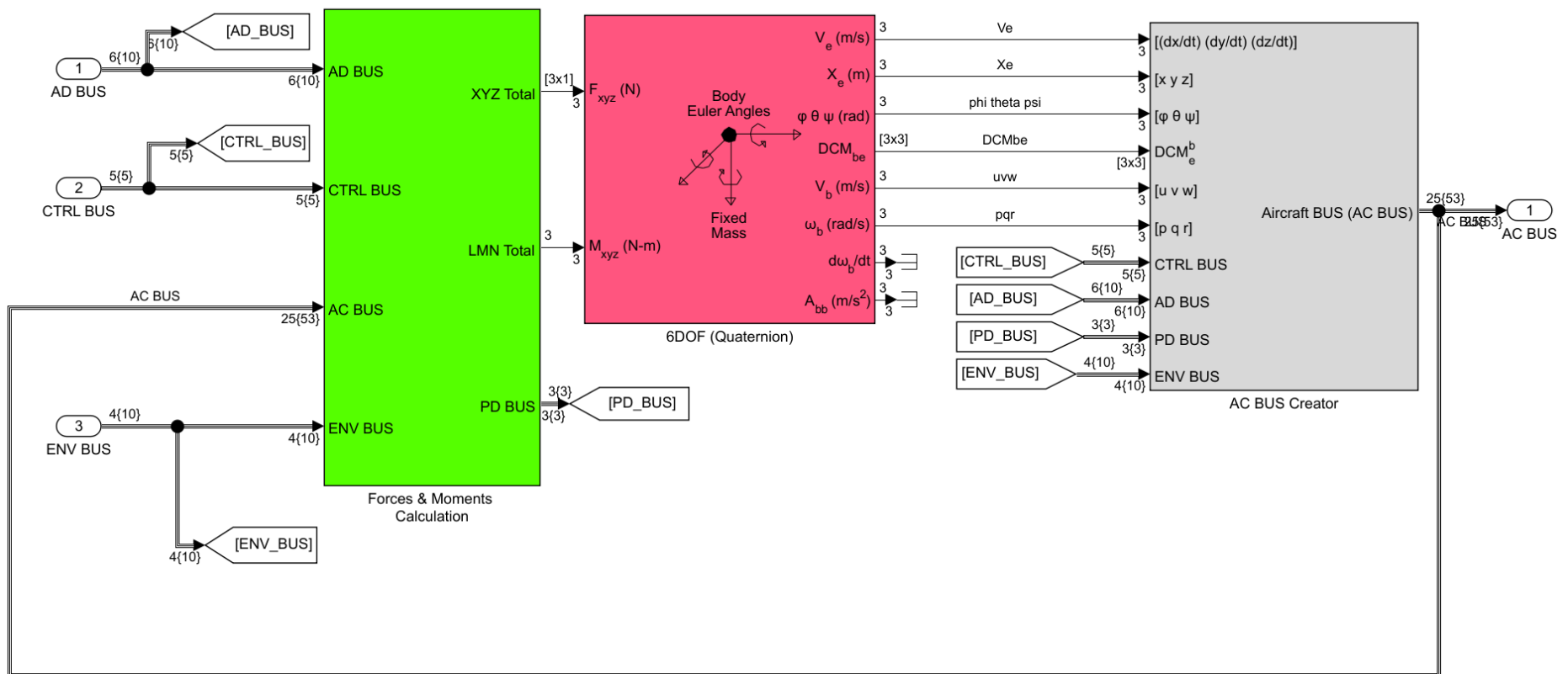
Nombre	Símbolo	Unidades	Descripción
g	$\mathbf{g}^e = [0, 0, g]_e^T$	m/(s*s)	Aceleración gravitatoria
rho	ρ	N	Densidad del aire
Wind BUS	-	-	-

▼ Aircraft BUS (AC BUS)

Maneja **todos los datos del simulador**. Integra a todos los demás buses con los datos provenientes del bloque **6DOF (Quaternion)** relativos a la dinámica de la aeronave (estados del avión).

Nombre	Símbolo	Unidades	Descripción
xyh	$[p_n, p_e, h] = [p_n, p_e, -p_d]$	m	Posición en el modelo de tierra plana
xdot ydot zdot	$\mathbf{V}_g^e = [\dot{p}_n, \dot{p}_e, \dot{p}_d]_e^T$	m/s	Velocidad Inercial (Ejes NED)
uvw	$\mathbf{V}_g^b = [u, v, w]_b^T$	m/s	Velocidad Inercial (Ejes Cuerpo)
hdot	\dot{h}	m/s	Climb Rate
phi theta psi	$[\phi, \theta, \psi]^T$	rad	Ángulos de Euler
DCMbe	\mathbf{DCM}_e^b	-	Matriz de Coseno Directores ($e \rightarrow b$)
pqr	$\mathcal{W}_{b/e}^b = [p, q, r]_b^T$	rad/s	Velocidad Angular Total
Control BUS	-	-	-
Air Data BUS	-	-	-
Propulsion Data BUS	-	-	-
Environment BUS	-	-	-

Modelos de fuerzas y momentos - Forces & Moments Calculation



El bloque **6DOF (Quaternion)** de Simulink recibe como entradas los vectores de fuerzas **F_{xyz} (N)** y momentos **M_{xyz} (N-m)** totales sobre el avión. Estos vectores son calculados en este bloque.

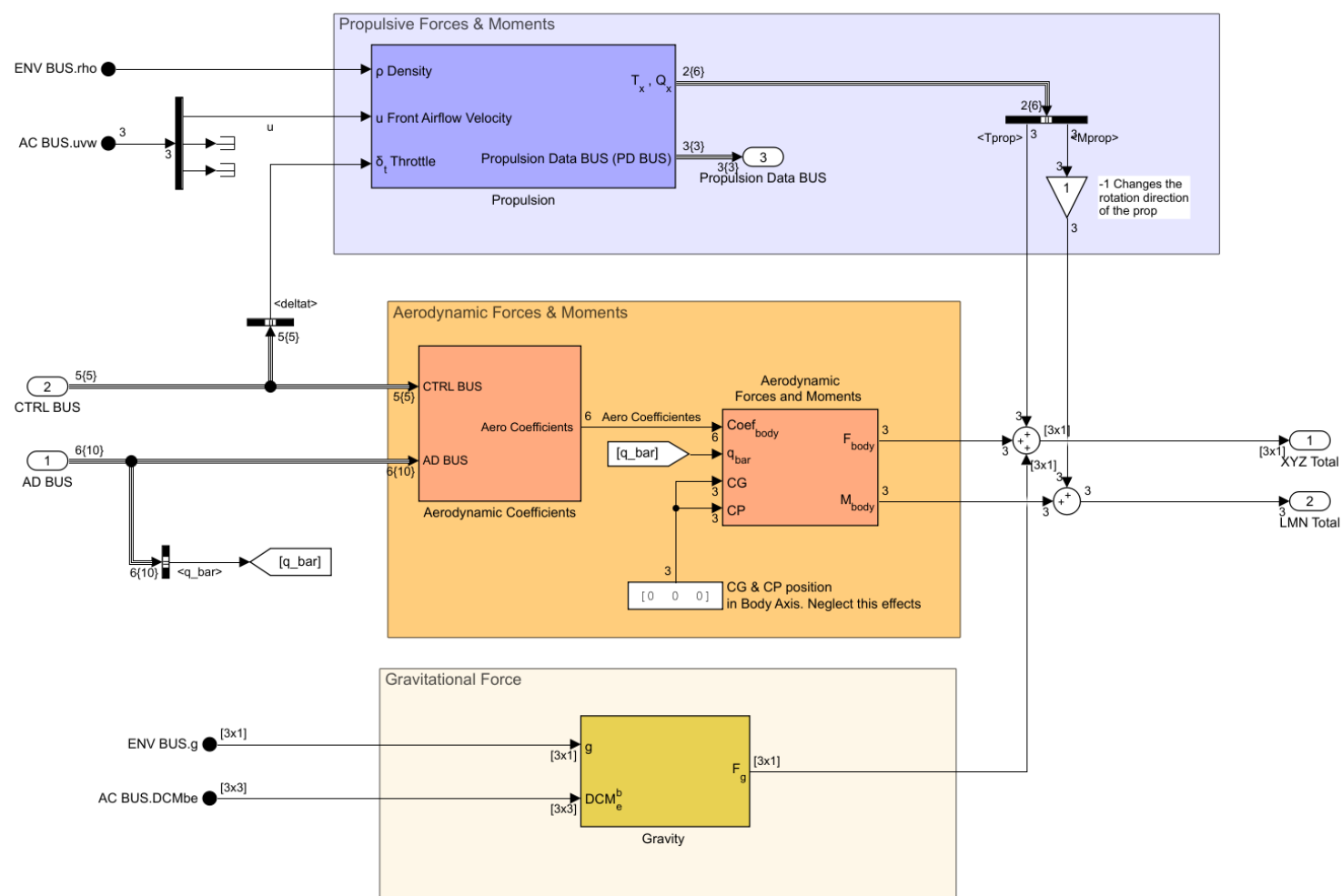
Las ecuaciones utilizadas en el modelo en ejes cuerpo $X^b Y^b Z^b$ son las siguientes:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = mg \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \cos \theta \sin \phi \\ \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \begin{bmatrix} C_X(\alpha) + C_{X_q}(\alpha)(c/2V_a)q + C_{X_{\delta_e}}(\alpha)\delta_e \\ C_{Y_0} + C_{Y_\beta}\beta + C_{Y_p}(b/2V_a)p + C_{Y_r}(b/2V_a)r + C_{Y_{\delta_r}}\delta_r + C_{Y_{\delta_a}}\delta_a \\ C_Z(\alpha) + C_{Z_q}(\alpha)(c/2V_a)q + C_{Z_{\delta_e}}(\alpha)\delta_e \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \rho S_{prop} C_{prop} \begin{bmatrix} (k_{motor}\delta_t)^2 - V_a^2 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} C_X(\alpha) & C_{X_q} & C_{X_{\delta_e}} \\ C_Z(\alpha) & C_{Z_q} & C_{Z_{\delta_e}} \end{bmatrix}_{2 \times 3} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha \\ \sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix}_{2 \times 2} \begin{bmatrix} -C_L(\alpha) & -C_{L_q} & -C_{L_{\delta_e}} \\ -C_D(\alpha) & -C_{D_q} & -C_{D_{\delta_e}} \end{bmatrix}_{2 \times 3} \quad (\text{Corresponde con 3 proyecciones de ejes } X^s Z^s \text{ a ejes } X^b Z^b, \text{ una para cada vector columna}).$$

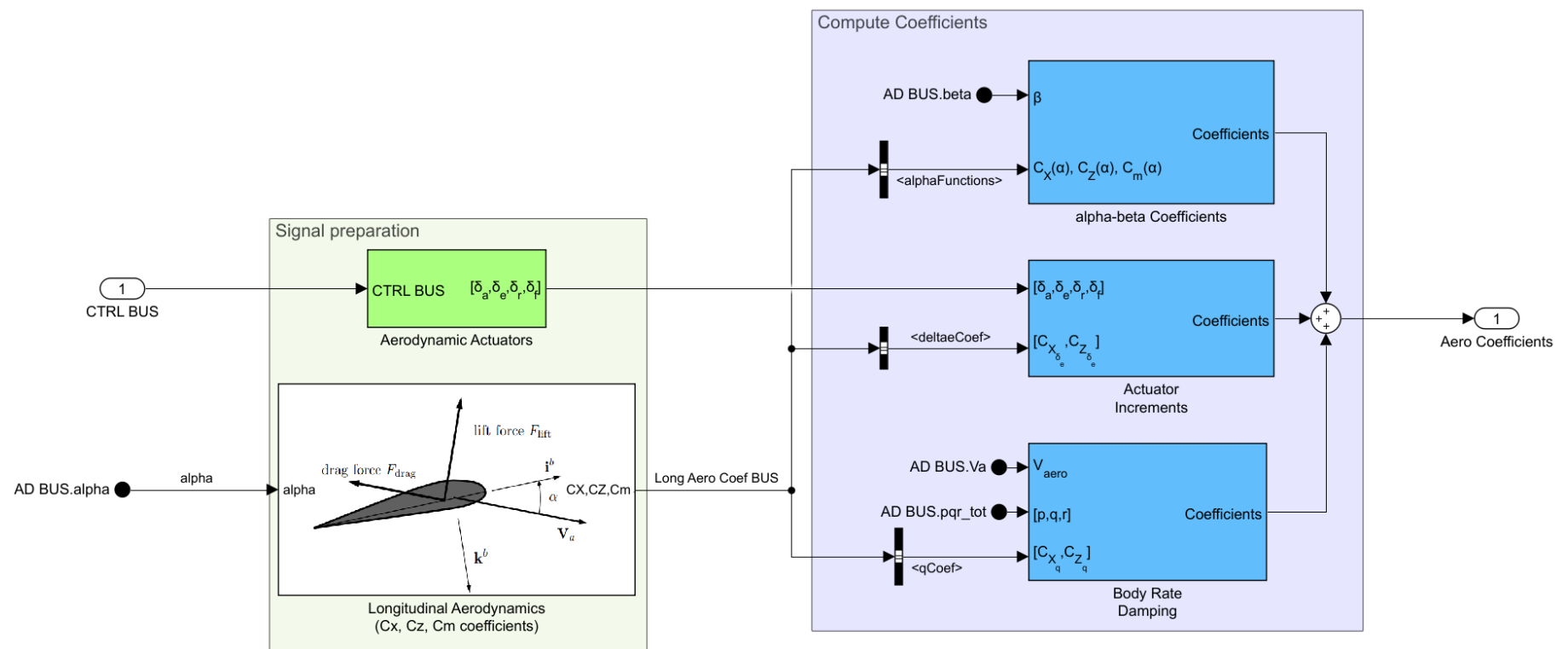
$$\begin{bmatrix} l \\ m \\ n \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \begin{bmatrix} b [C_{l_0} + C_{l_\beta}\beta + C_{l_p}(b/2V_a)p + C_{l_r}(b/2V_a)r + C_{l_{\delta_r}}\delta_r + C_{l_{\delta_a}}\delta_a] \\ c [C_m(\alpha) + C_{m_q}(c/2V_a)q + C_{m_{\delta_e}}\delta_e] \\ b [C_{n_0} + C_{n_\beta}\beta + C_{n_p}(b/2V_a)p + C_{n_r}(b/2V_a)r + C_{n_{\delta_r}}\delta_r + C_{n_{\delta_a}}\delta_a] \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \rho S_{prop} C_{prop} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

A continuación se detalla la forma en la cual estas ecuaciones se ven implementadas en este bloque.

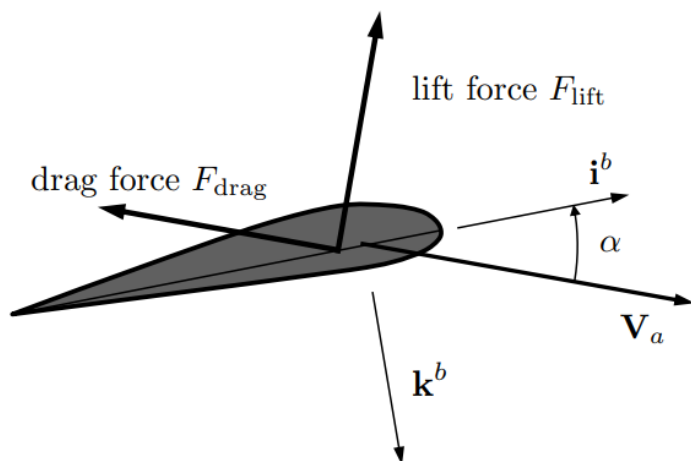


▼ Modelo Aerodinámico - Aerodynamic Coefficients

El modelo aerodinámico utilizado se ha extraído del libro *Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice* - Beard&McLain (<https://github.com/randybeard/uavbook>). Los diferentes coeficientes aerodinámicos se pueden subdividir en distintos bloques.

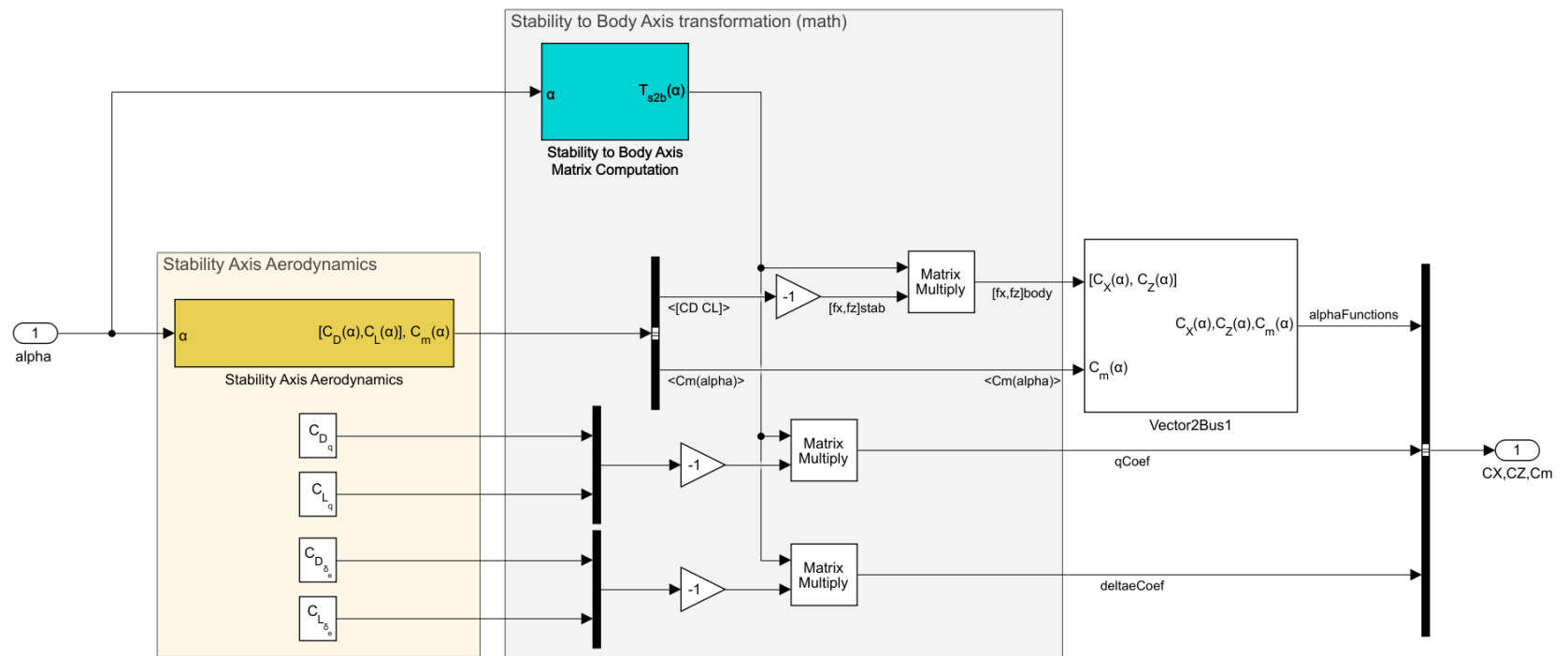


Coeficientes dependientes del AOA $\equiv \alpha$ - Longitudinal Aerodynamics (Cx, Cz, Cm coefficients)



Donde $F_{lift} = L, F_{drag} = D$

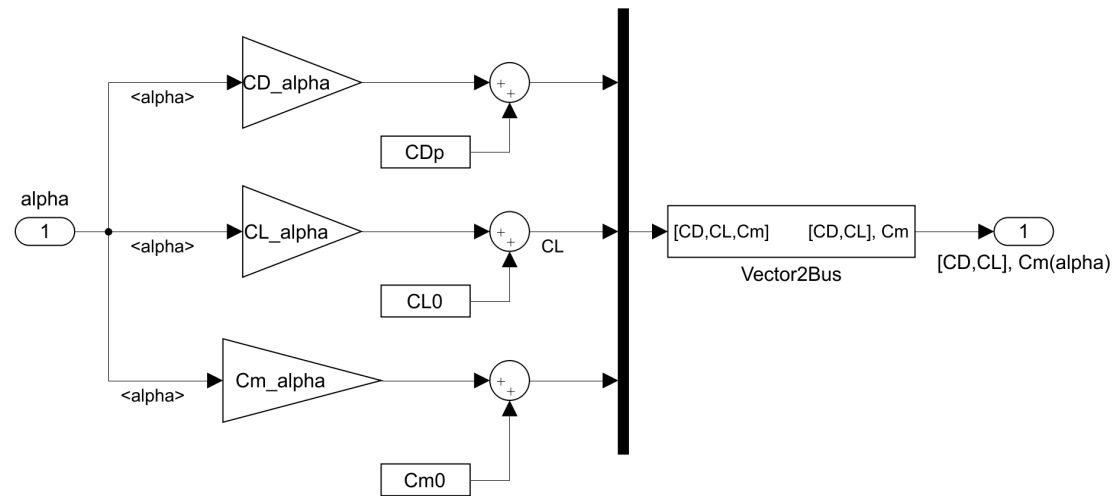
- Estos coeficientes corresponden con la fuerza resultante en el plano $X^b Z^b$ del avión, es decir, el plano longitudinal y con el momento perpendicular a dicho plano.
- Esta fuerza descompuesta en ejes estabilidad $X^s Z^s \rightarrow \mathbf{i}^s, \mathbf{k}^s$ corresponde con la sustentación (lift) $\mathbf{L} = L(-\mathbf{k}^s)$, $L > 0$ y con la resistencia aerodinámica (drag) $\mathbf{D} = D(-\mathbf{i}^s)$, $D > 0$. Esta misma fuerza proyectada en ejes cuerpo $X^b Z^b \rightarrow \mathbf{i}^b, \mathbf{k}^b$ se corresponde con los vectores $\mathbf{X} = X \mathbf{i}^b$ y $\mathbf{Z} = Z \mathbf{k}^b$.



- Lo que finalmente se implementa en el bloque son:

- Los modelos se definen como - **Stability Axis Aerodynamics** block:

- $C_D(\alpha) = C_{D_p} + C_{D_\alpha} \alpha$
- $C_L(\alpha) = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha$
- $C_m(\alpha) = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha$



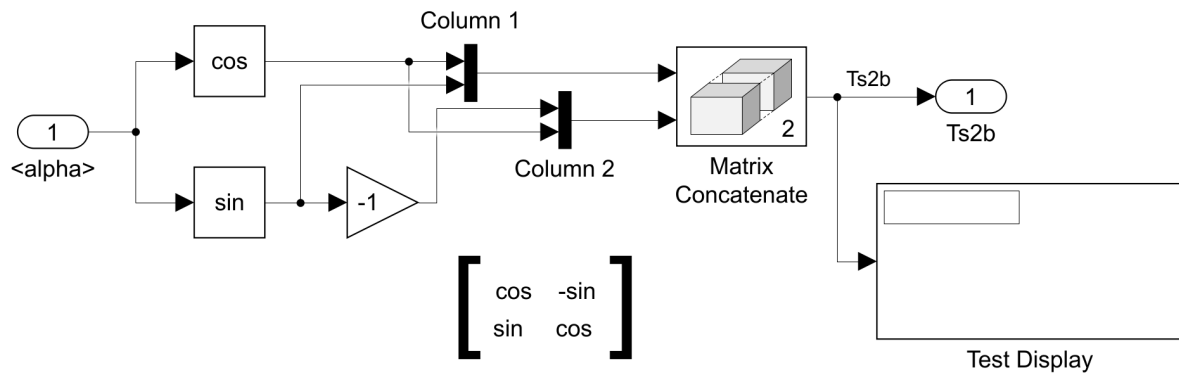
- Además se tiene que el modelo completo de estos coeficientes es:

- $C_D(\alpha, q, \delta_e) = C_D(\alpha) + C_{D_q} \left(\frac{c}{2V_a} q \right) + C_{D_{\delta_e}} \delta_e$
- $C_L(\alpha, q, \delta_e) = C_L(\alpha) + C_{L_q} \left(\frac{c}{2V_a} q \right) + C_{L_{\delta_e}} \delta_e$
- $C_m(\alpha, q, \delta_e) = C_m(\alpha) + C_{m_q} \left(\frac{c}{2V_a} q \right) + C_{m_{\delta_e}} \delta_e$

Estos coeficientes dependientes de q y de δ_e , se contemplan en el apartado (bloques) siguiente, **no se calculan en este bloque**.

- Para pasar de un eje a otro, se usa una matriz de proyección, definida por el AOA $\equiv \alpha$ - **Stability to Body Axis Matrix Computation** block

$$\mathbf{T}_s^b(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha \\ \sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix}$$



De forma que definida la fuerza en ejes cuerpo $\mathbf{f}^b = \begin{bmatrix} X \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_X \\ C_Z \end{bmatrix} \cdot \frac{1}{2}\rho(h)V_a^2 S$, y en ejes viento $\mathbf{f}^s = \begin{bmatrix} -L \\ -D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -C_L \\ -C_D \end{bmatrix} \cdot \frac{1}{2}\rho(h)V_a^2 S$, se cumple que

$$\mathbf{f}^b = \mathbf{T}_s^b \mathbf{f}^s \Rightarrow \begin{bmatrix} C_X \\ C_Z \end{bmatrix} = \mathbf{T}_s^b \begin{bmatrix} -C_L \\ -C_D \end{bmatrix}$$

- Los términos calculados en esta sección son:

α	$C_X(\alpha) = -C_L(\alpha) \cos \alpha + C_D(\alpha) \sin \alpha$	$C_Z(\alpha) = -C_L(\alpha) \sin \alpha - C_D(\alpha) \cos \alpha$	$C_m(\alpha)$
----------	--	--	---------------



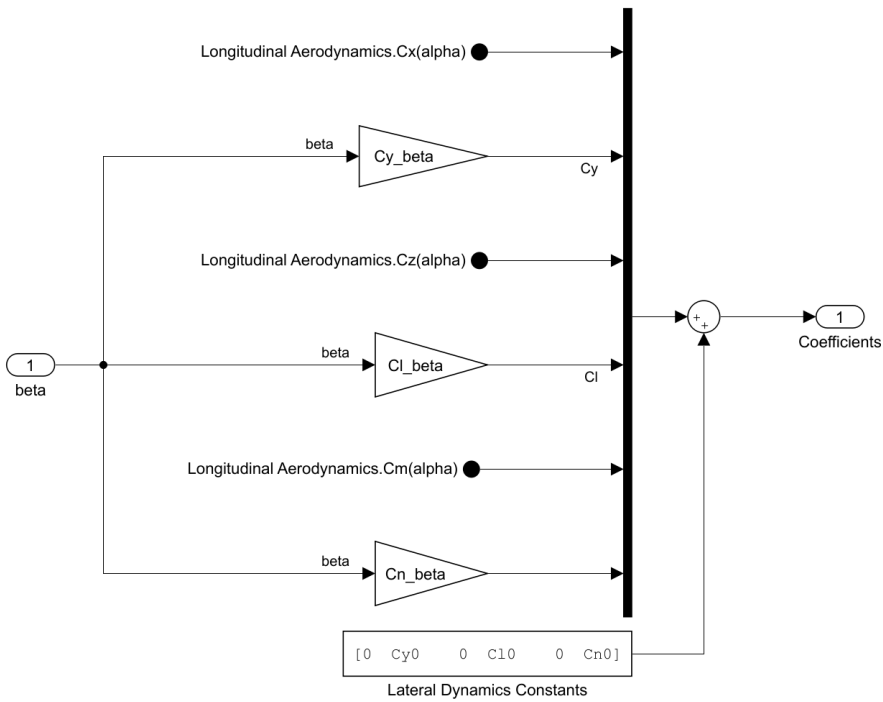
Los términos mostrados en esta tabla **son los únicos generados en este bloque**. El resto son coeficientes que **han de ser multiplicados por su correspondiente variable independiente**, para de esta forma generar los términos que componen a los coeficientes adimensionales de las fuerzas y momentos aerodinámicos finales.

Cálculo de los términos de los coeficientes adimensionales - [alpha-beta Coefficients](#), [Body Rate Damping](#), [Actuator Increments](#)

En este apartado se contemplan los efectos de los coeficientes de la dinámica lateral del avión, es decir la que ocurre fuera del plano $X^b Z^b$, y los efectos de los coeficientes de la dinámica longitudinal $C_{D_q}, C_{L_q}, C_{m_q}, C_{D_{\delta_e}}, C_{L_{\delta_e}}$ y $C_{m_{\delta_e}}$.

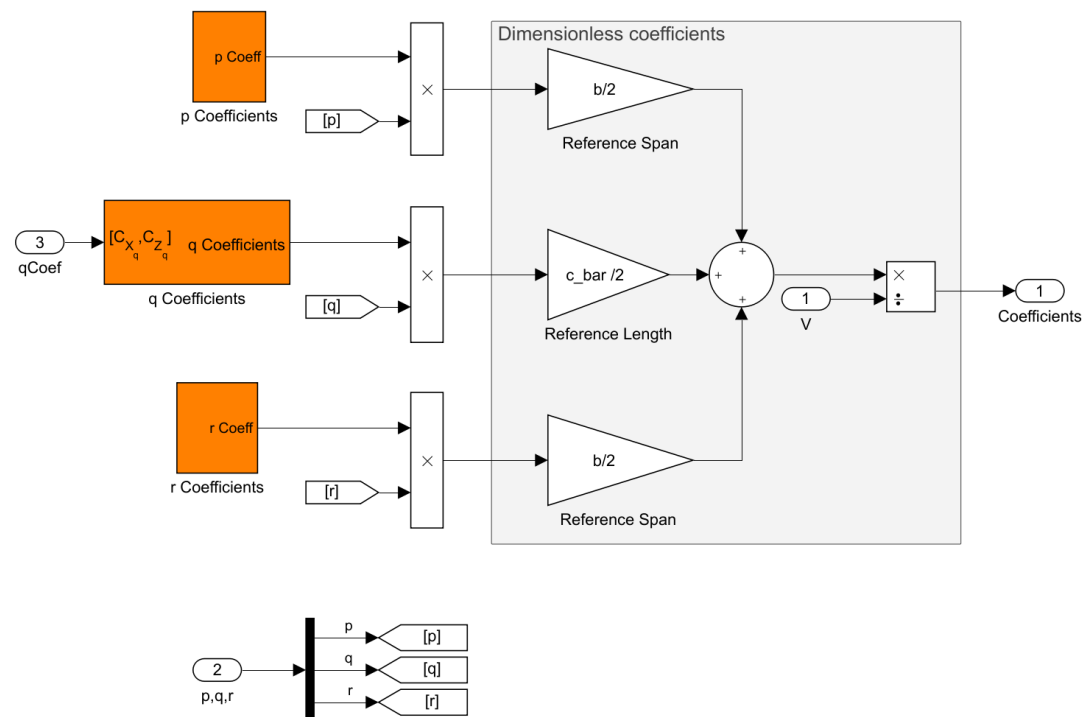
- alpha-beta Coefficients:** se calculan los términos asociados al slip-side angle β y se suman los términos independientes en la fuerza lateral y los momentos en X^b y Z^b (en nuestro caso, nulos al manejar un UAV simétrico). Además, se importan los términos longitudinales y se adicionan en este bloque.

α	$C_X(\alpha)$	$C_Z(\alpha)$	$C_m(\alpha)$
β	$C_{Y_\beta} \beta$	$C_{l_\beta} \beta$	$C_{n_\beta} \beta$
Términos independientes	C_{Y_0}	C_{l_0}	C_{n_0}



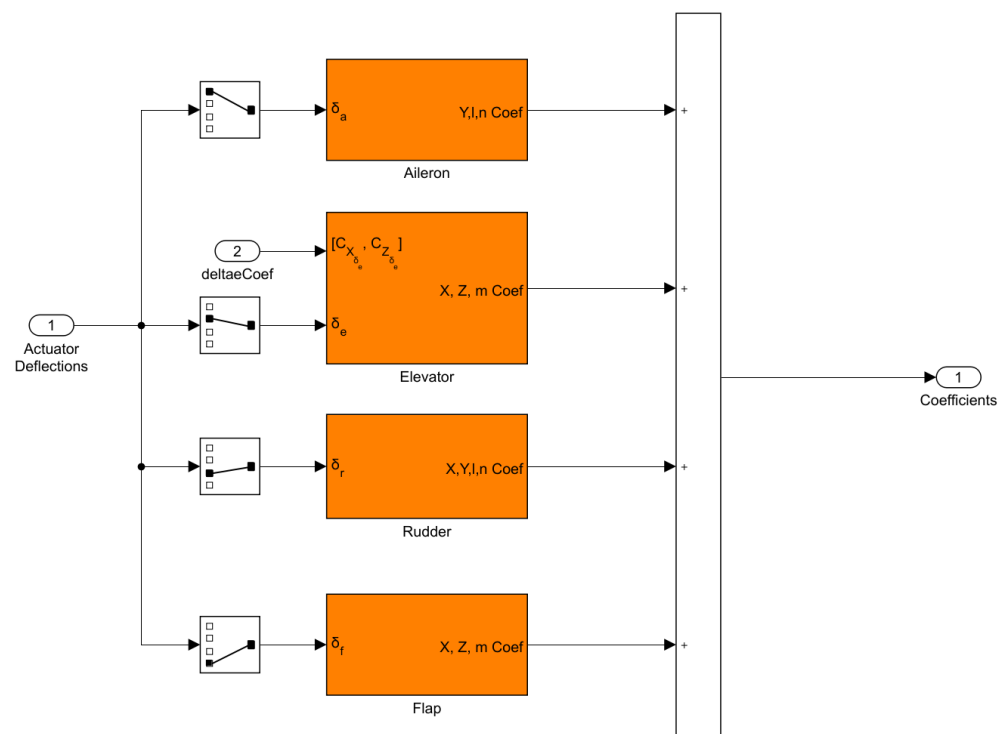
- Body Rate Damping:** se calculan los términos de amortiguamiento de las velocidades angulares p, q, r . Estos son

p - p Coefficients block	$C_{Y_p}(b/2V_a)p$	$C_{l_p}(b/2V_a)p$	$C_{n_p}(b/2V_a)p$
q - q Coefficients block	$C_{X_q}(\alpha)(c/2V_a)q$	$C_{Z_q}(\alpha)(c/2V_a)q$	$C_{m_q}(c/2V_a)q$
r - r Coefficients block	$C_{Y_r}(b/2V_a)r$	$C_{l_r}(b/2V_a)r$	$C_{n_r}(b/2V_a)r$



- **Actuator Increments:** se calculan los términos correspondientes a las deflexiones de las superficies de control δ_a , δ_e y δ_r .

δ_a - Aileron block	$C_{Y_{\delta_a}} \delta_a$	$C_{l_{\delta_a}} \delta_a$	$C_{n_{\delta_a}} \delta_a$
δ_e - Elevator block	$C_{X_{\delta_e}} \delta_e$	$C_{Z_{\delta_e}} \delta_e$	$C_{m_{\delta_e}} \delta_e$
δ_r - Rudder block	$C_{Y_{\delta_r}} \delta_r$	$C_{l_{\delta_r}} \delta_r$	$C_{n_{\delta_r}} \delta_r$
δ_f - Flap block	$C_{X_{\delta_f}} \delta_f$	$C_{Z_{\delta_f}} \delta_f$	$C_{m_{\delta_f}} \delta_f$



▼ Modelo Propulsivo - Propulsion

COLOCAR AQUI IMAGEN DE LA TEORIA DE FROUDE

- El modelo propulsivo se basa en la **Teoría Ideal de Froude**, pero aun más simplificada. Se considera la hélice un disco infinitamente delgado de superficie S_{prop} a través del cual existe una diferencia de presiones. Esta diferencia de presiones define la tracción de la hélice, y debe de suministrarse una cierta potencia a la misma para mantener esta diferencia de presiones. Se realizan las siguientes hipótesis:
 - Se asume que toda la energía suministrada a la hélice se transfiere al aire (hélice sin masa, indeformable).
 - Se asume que la velocidad no presenta discontinuidad a través del disco, se asume que la hélice no ofrece resistencia al paso del aire.
 - Hipótesis del principio de Bernoulli (fundamental en la aerodinámica potencial):
 - Flujo unidimensional a través de la vena fluida.
 - Flujo estacionario ($\frac{\partial}{\partial t} = 0$).
 - Flujo incompresible ($\rho(x, y, z, t) = \text{const}$).
 - Flujo no viscoso ($\mu \approx 0$). No se tiene en cuenta la resistencia aerodinámica de las palas de la hélice real.

Este modelo predice que el empuje es igual a la variación de la cantidad de movimiento del flujo de aire, y posee la siguiente expresión:

$$T = \dot{m}_{\text{air}}(V_{\text{exit}} - V_a) = (P_{\text{downstream}} - P_{\text{upstream}}) \cdot S_{\text{prop}}$$

donde:

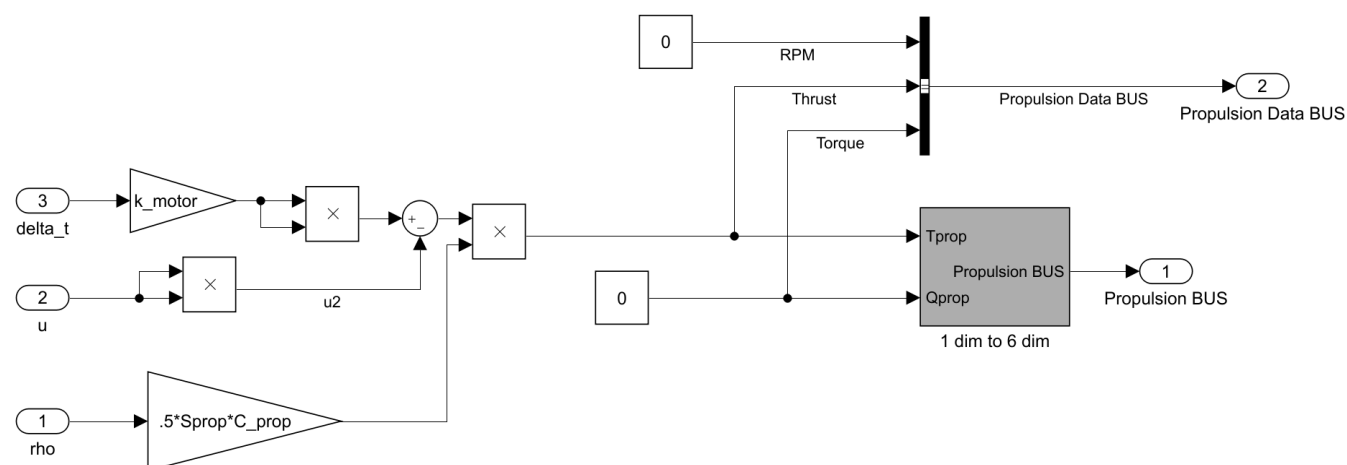
- V_{exit} : velocidad del flujo unidimensional aguas abajo cuando el fluido se expande y recupera la presión de remanso P_0 , de forma que posee una presión $P_{\text{downstream}} = P_0 + \frac{1}{2}\rho V_{\text{exit}}^2$.

- V_a : velocidad del flujo sin perturbar aguas arriba. Si la atmósfera se encuentra estática (en ausencia de viento), la presión del fluido es $P_{\text{upstream}} = P_0 + \frac{1}{2}\rho V_a^2$.
- ρ : densidad del aire.
- Se asume que la velocidad del fluido inmediatamente después de la hélice es directamente proporcional a la señal de control PWM, es decir: $V_{\text{exit}} = k_{\text{motor}}\delta_t$. La constante de proporcionalidad se puede determinar mediante experimentación.
- Se añade un factor de corrección C_{prop} que permite capturar de forma aproximada los efectos de las irreversibilidades despreciadas en las hipótesis anteriores.
- Finalmente el model de empuje utilizado queda como:

$$T = \frac{1}{2}\rho S_{\text{prop}} C_{\text{prop}} \left[(k_{\text{motor}}\delta_t)^2 - V_a^2 \right]$$

- Debido a que no es posible estimar las RPM del motor, se toma como hipótesis que el torque del mismo es despreciable frente a los demás torques actuando sobre el eje X^b .

$$Q \approx 0$$



▼ Fuerza gravitatoria - Gravity

Dado el vector de aceleración gravitatoria generado en el bloque [Environment Model](#) se, procede a calcular el peso que actúa sobre la aeronave.

- El vector recibido viene dado en ejes NED, $X^e Y^e Z^e$ y puede escribirse como:

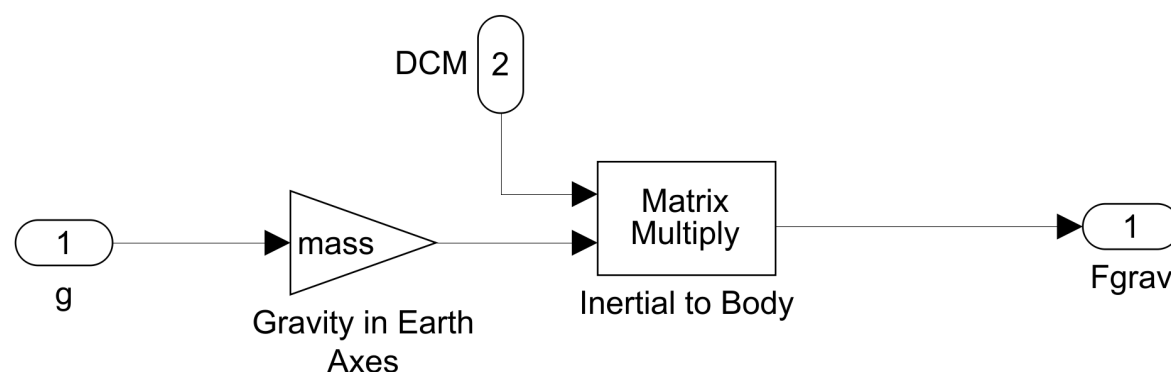
$$\mathbf{g} \equiv \mathbf{g}^e = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix}_e$$

- Para pasar este vector a ejes cuerpo $X^b Y^b Z^b$ (ejes en los cuales están mecanizadas las ecuaciones), se multiplica el vector \mathbf{g} mecanizado en ejes NED por la *matriz de cosenos directores* o matriz de rotación entre los ejes cuerpo y los ejes NED, que es generada en el bloque [6DOF \(Quaternion\)](#) es decir:

$$\mathbf{DCM}_e^b = \underbrace{\begin{bmatrix} \cos \phi & \sin \phi & 0 \\ -\sin \phi & \cos \phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}}_{\text{Roll - } \phi} \underbrace{\begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}}_{\text{Pitch - } \theta} \underbrace{\begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}}_{\text{Yaw - } \psi}, \quad \mathbf{DCM}_b^e = \left(\mathbf{DCM}_e^b \right)^{-1} = \left(\mathbf{DCM}_e^b \right)^T$$

- Finalmente, se multiplica \mathbf{g}^e por la masa del avión m y por la matriz \mathbf{DCM}_e^b

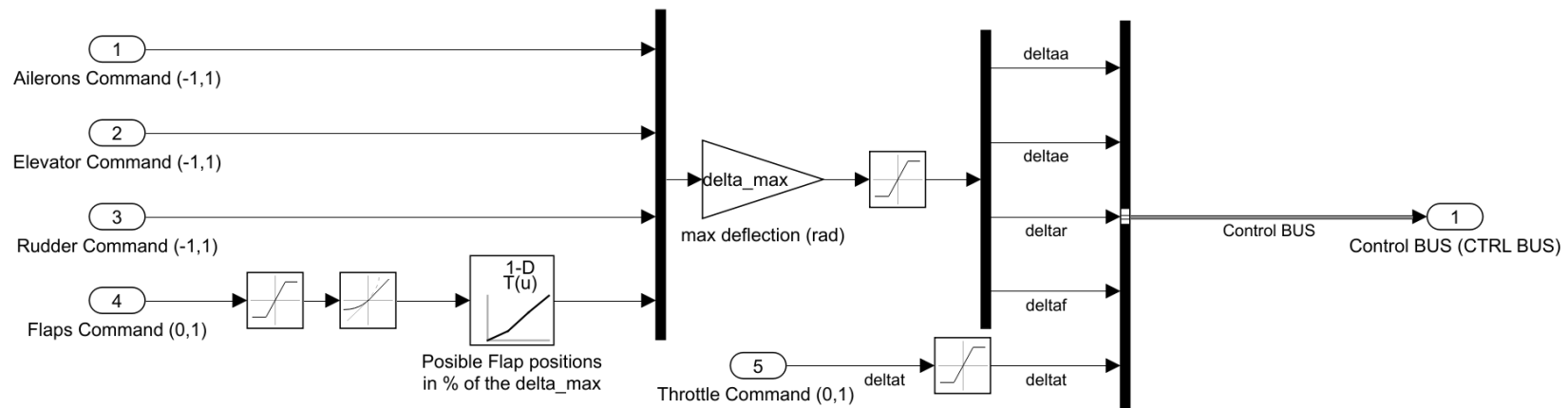
$$\mathbf{F}_g = m\mathbf{g} \equiv \mathbf{F}_g^b = m\mathbf{g}^b = m \cdot \mathbf{DCM}_e^b \mathbf{g}^e = mg \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \cos \theta \sin \phi \\ \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}$$



Condicionado de las señales de control - Control BUS Creator

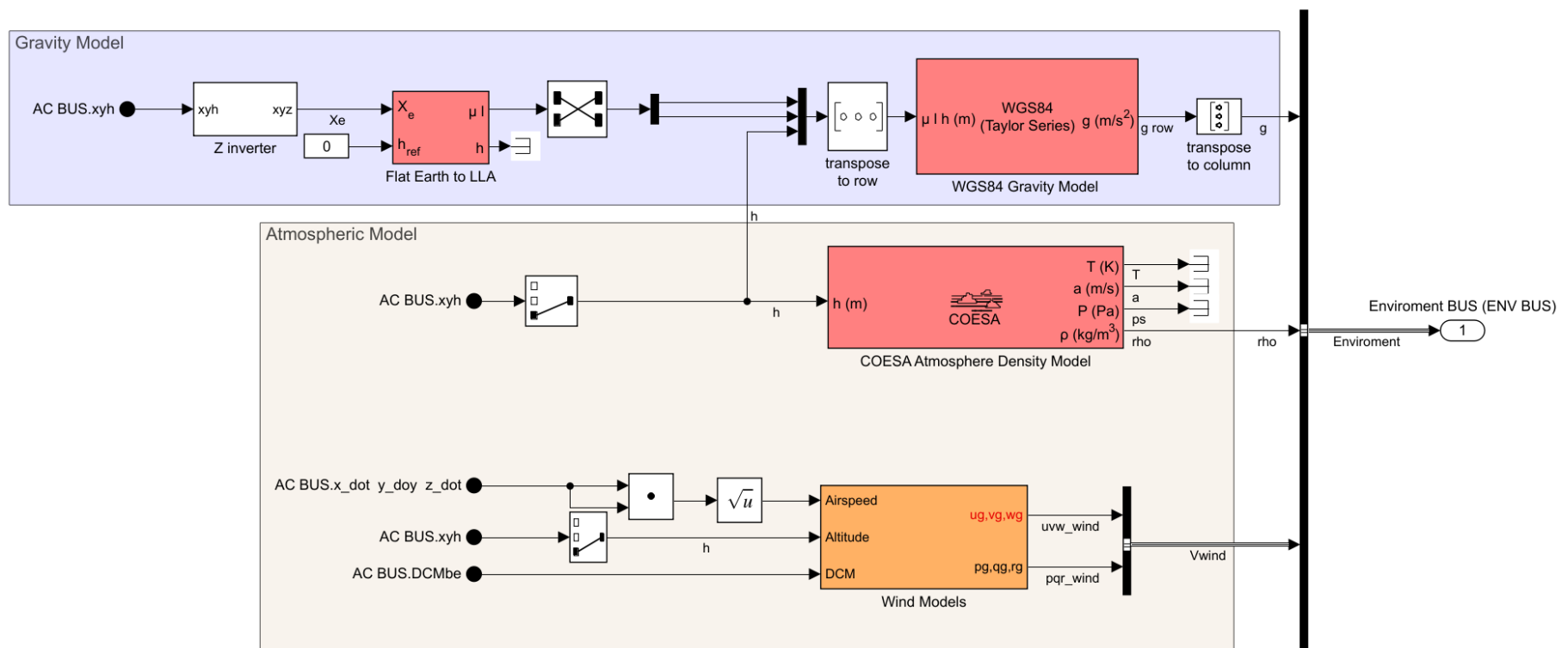
Este bloque se encarga de crear el bus de datos **CTRL BUS** , preparando las señales de entrada (PWM en rangos entre 0 y 1, y entre -1 y 1) para ser implementadas en la ecuaciones dinámicas.

- Las señales PWM de los alerones, elevador y rudder (**Ailerons Command (-1,1)** , **Elevator Command (-1,1)** , **Rudder Command (-1,1)**) se multiplican por $\delta_{\max} > 0$, $[\delta_{\max}] \equiv \text{rad}$, de forma que se generan las señales $\delta_a, \delta_e, \delta_r \in (-\delta_{\max}, \delta_{\max})$. Este parámetro determina la deflexión máxima de las superficies de control en radianes. Se especifica en el archivo de configuración del modelo **config_model.m** .
- La señal PWM de los flaps puede ir de 0 a 1. Los flaps tienen un bloque de saturación y un rate limiter para emular la variación progresiva del ángulo de los flaps δ_f . Además las posiciones de los flaps están limitadas a 0%, 20%, 60% o 100% de la deflexión máxima posible, es decir $\delta_f \in [0, 0.2 \times \delta_{\max}, 0.6 \times \delta_{\max}, \delta_{\max}]$.
- La señal de la palanca de potencia del motor (throttle) solo es pasada por un saturador para prevenir que esta escape del rango permitido, $\delta_t \in (0, 1)$.
- Finalmente se crea el bus de control **CTRL BUS** .



Modelos atmosférico y gravitatorio - **Environment Model**

El modelo ambiental utilizado consta de dos submodelos: el modelo gravitatorio (**WGS84 Gravity Model**) y el modelo atmosférico. A su vez, el modelo atmosférico está subdividido en un modelo de atmósfera estática para la determinación de la densidad del aire (**COESA Atmosphere Density Model**) y un modelo de viento (**Wind Models**).



▼ Modelo Gravitatorio - **WGS84 Gravity Model**

- El modelo gravitatorio se basa en la distribución uniforme de la masa (equipotencial) del modelo elipsoidal de la tierra WGS84 (World Geodetic System 1984) utilizado para modelar la forma de la Tierra y definir coordenadas de ubicaciones geográficas en su superficie (desarrollado y mantenido por el DoD de los EEUU y la Agencia Nacional de Inteligencia Geoespacial). El tipo de modelo gravitatorio seleccionado es: **Type of gravity model: WGS84 Taylor Series** ya que no se necesita exagerada precisión en el modelo para trabajar con drones de corto alcance y baja altitud.
- Se utiliza el bloque **Flat Earth to LLA** para pasar de las coordenadas en ejes tierra/NED $X^e Y^e Z^e$ del modelo de tierra plana $[p_n, p_e, p_d]^T$, a coordenadas geodésicas $[\mu, l, h]^T$ donde las variables μ, l, h se corresponden con la latitud, longitud y altitud de la plataforma.
- La entrada $[\mu, l, h]$ y la salida $[0, 0, g(\mu, l, h)]$ del bloque **WGS84 Gravity Model** son vectores fila (row). Por esta razón se colocan bloques de transposición a la entrada y salida del bloque (ya que todos los vectores en el espacio manejados en el simulador son de dimensión 3×1).

▼ Modelo de Viento - **Wind Models**

- La velocidad de la aeronave vista desde tierra \mathbf{V}_g (ground velocity) es la suma de la velocidad del avión respecto a la masa de aire circundante \mathbf{V}_a , también llamada velocidad aerodinámica (air velocity) más la velocidad de dicha masa de aire respecto a tierra \mathbf{V}_w , es decir, la velocidad del viento (wind velocity).

$$\mathbf{V}_g = \mathbf{V}_a + \mathbf{V}_w$$

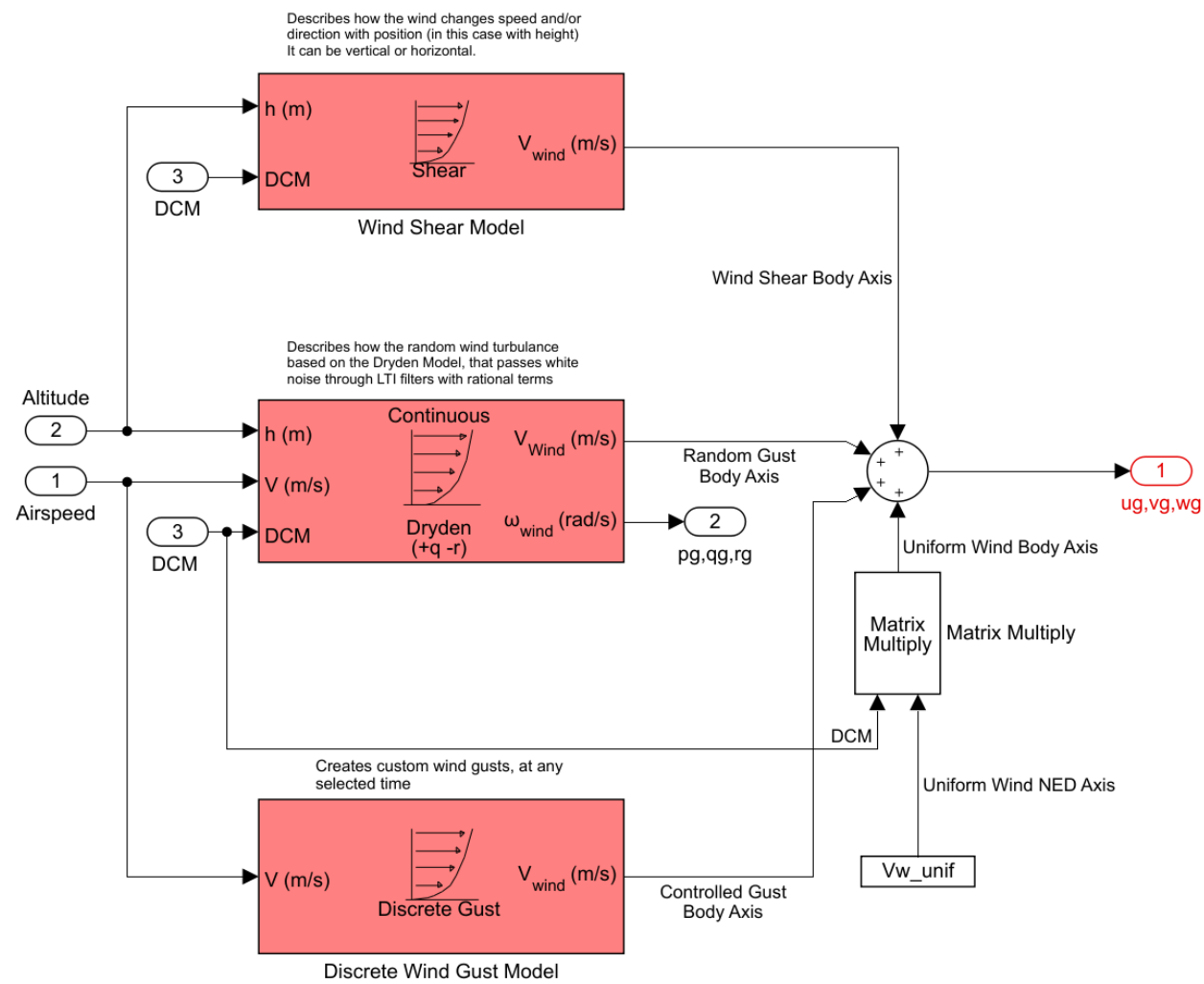
- La “airspeed” es el módulo o magnitud de la velocidad aerodinámica: $|\mathbf{V}_a| = V_a = \sqrt{u_a^2 + v_a^2 + w_a^2} \equiv \text{airspeed}$.
- La velocidad del viento puede descomponerse en una componente determinista y medible \mathbf{V}_{w_s} (steady wind $\partial/\partial t = 0$) y una aleatoria \mathbf{V}_{w_g} (random gusts, turbulences):

$$\mathbf{V}_g = \mathbf{V}_a + \mathbf{V}_w = \mathbf{V}_a + \mathbf{V}_{w_s} + \underbrace{\mathbf{V}_{w_g}}_{\text{Random}} = \begin{bmatrix} u_a \\ v_a \\ w_a \end{bmatrix}_b + \begin{bmatrix} u_w \\ v_w \\ w_w \end{bmatrix}_b = \begin{bmatrix} u_a \\ v_a \\ w_a \end{bmatrix}_b + \underbrace{\begin{bmatrix} w_{n_s} \\ w_{e_s} \\ w_{d_s} \end{bmatrix}_e}_{\mathbf{V}_w} + \begin{bmatrix} u_{w_g} \\ v_{w_g} \\ w_{w_g} \end{bmatrix}_b$$

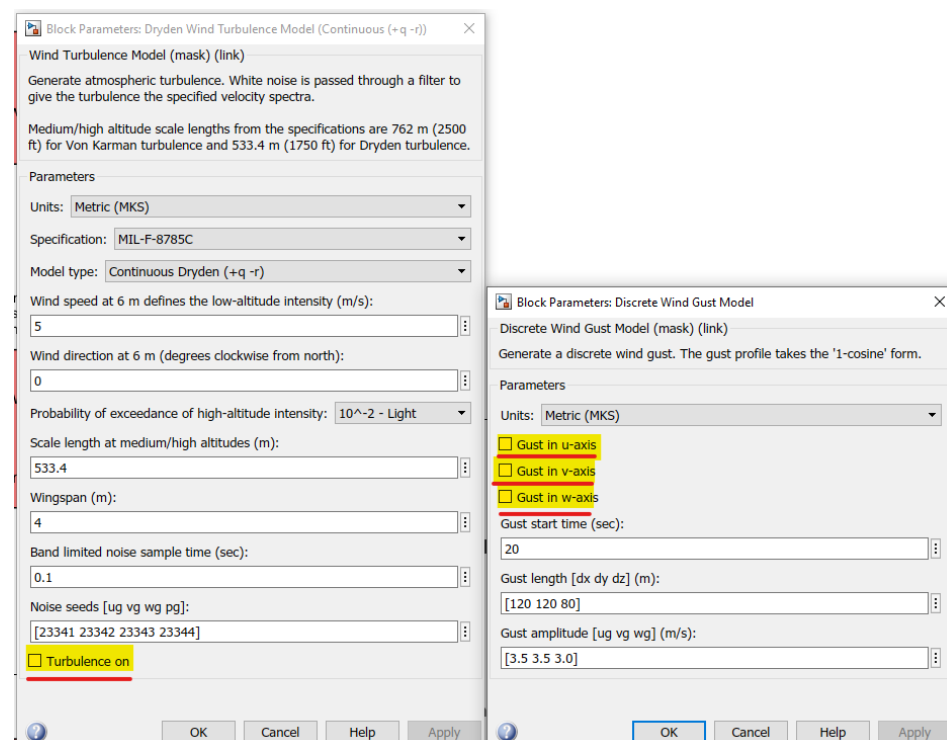
- El steady wind \mathbf{V}_{w_s} puede dividirse en dos componentes: una componente responsable de los vientos cortantes o de cizalladura $\mathbf{V}_{w_{\text{shear}}}$ (shear wind) y una componente de viento uniforme en todo el espacio $\mathbf{V}_{w_{\text{unif}}}$ ($\nabla(\cdot) = [0, 0, 0]^T$):

$$\mathbf{V}_g = \mathbf{V}_a + \mathbf{V}_{w_s} + \mathbf{V}_{w_g} = \mathbf{V}_a + \mathbf{V}_{w_{\text{shear}}} + \mathbf{V}_{w_{\text{unif}}} + \mathbf{V}_{w_g} = \begin{bmatrix} u_a \\ v_a \\ w_a \end{bmatrix}_b + \begin{bmatrix} w_n^{\text{shear}} \\ w_e^{\text{shear}} \\ w_d^{\text{shear}} \end{bmatrix}_e + \begin{bmatrix} w_n^{\text{unif}} \\ w_e^{\text{unif}} \\ w_d^{\text{unif}} \end{bmatrix}_e + \begin{bmatrix} u_{w_g} \\ v_{w_g} \\ w_{w_g} \end{bmatrix}_b$$

- El modelo de Simulink consta de tres submodelos distintos: uno para vientos cortantes o cizalladuras $\mathbf{V}_{w_{\text{shear}}}$ (**Wind Shear Model**), otro para ráfagas de viento turbulentas \mathbf{V}_{w_g} (**Dryden Wind Turbulence Model**) y otro para **ráfagas de viento arbitrarias y controladas** (**Discrete Wind Gust Model**). El viento uniforme es añadido en el archivo de configuración mediante la variable `Vw_unif`.



- Para configurar la ráfaga de viento controlada, abrir el archivo de configuración en la sección `% Simulation initial conditions and atmospheric conditions`.
- Para **ACTIVAR** el **Discrete Wind Gust Model** y el **Dryden Wind Turbulence Model**, hay que entrar en los bloques de Simulink para hacerlo y marcar los checkbox.



- Además, los bloques **Dryden Wind Turbulence Model** y **Wind Shear Model** deben configurarse manualmente desde los menús contextuales **(masks)** de los bloques de Simulink (se podrán configurar desde el archivo de configuración en versiones posteriores).