



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONAUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Trabajo final de grado

Fecha: 31 de Mayo de 2017.

Autor: LORENZATTO, ALEJANDRO EMANUEL.

Tutor: SCARPIN, GUSTAVO HUMBERTO.

Asesor externo: ELASKAR, OMAR



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

ÍNDICE

CAPÍTULO 1. GEOMETRÍA Y CONSIDERACIONES GENERALES.....	6
1.1 INTRODUCCIÓN.....	6
1.2 MODELOS ATMOSFÉRICOS	7
1.3 DATOS GEOMÉTRICOS	7
1.4 PESO E INERCIAS	11
1.5 DATOS HÉLICE	11
1.6 DATOS MOTOR	11
1.7 DATOS DE SERVOS Y RELACIÓN DE TRANSMISIÓN DE COMANDOS	12
CAPÍTULO 2. CARACTERÍSTICAS AERODINÁMICAS	13
2.1 INTRODUCCIÓN.....	13
2.2 SUSTENTACIÓN.....	13
2.2.1 Cálculos bidimensionales para el perfil de la hélice.....	13
2.2.2 Sustentación de la aeronave.....	14
2.2.3 Sustentación del ala aislada	15
2.2.4 Sustentación del empenaje aislado	16
2.2.5 Sustentación del conjunto Ala-Empenaje.	21
2.2.6 Sustentación máxima del ala.....	21
2.2.7 Incremento de sustentación debido a dispositivos hipersustentadores	24
2.3 COEFICIENTE DE MOMENTO RESPECTO AL CENTRO AERODINÁMICO	26
2.4 MOMENTO PRODUCIDO POR EL FUSELAJE.....	26
2.4.1 Sustentación del fuselaje y corrección al momento.....	31
2.4.2 Cálculos de momentos del fuselaje.....	32
2.5 RESISTENCIA AERODINÁMICA	34
2.5.1 Introducción.....	34
2.5.2 Resistencia del perfil de la hélice	36
2.5.3 Procedimiento de cálculo.....	36
2.5.4 Resistencia del ala aislada	36
2.5.5 Resistencia del empenaje aislado	38
2.5.6 Aporte del fuselaje.....	40
2.5.7 Resistencia del tren de aterrizaje.....	45
2.5.8 Resistencia de interferencia.....	46
2.5.9 Resistencia parásita del conjunto	47
2.6 DOWNWASH	48
2.7 EFECTO SUELO	53
CAPÍTULO 3. PROPULSIÓN	54
3.1 INTRODUCCIÓN.....	54
3.2 TEORÍA DE CANTIDAD DE MOVIMIENTO.....	54
3.3 TEORÍA DEL ELEMENTO DE PALA	57
3.4 TEORÍA COMBINADA.....	59
3.5 FUERZA NORMAL Y MOMENTO DE GUIÑADA	62
3.6 CÁLCULOS.....	65



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

3.6.1	<i>Sistema motor-hélice</i>	68
3.6.2	<i>Cálculos de fuerza normal y momento de guiñada</i>	72
3.7	COMPARACIÓN DE RESULTADOS DE RENDIMIENTO PARA DISTINTAS ALTURAS.....	75
CAPÍTULO 4. ESTABILIDAD Y EQUILIBRIO		76
4.1	INTRODUCCIÓN.....	76
4.2	EQUILIBRIO ESTÁTICO LONGITUDINAL	76
4.1.1	<i>Contribución del ala</i>	78
4.1.2	<i>Contribución del empenaje</i>	80
4.1.3	<i>Contribución del fuselaje</i>	82
4.2.1	<i>Contribución del tren de aterrizaje</i>	83
4.1.4	<i>Efectos de la potencia</i>	83
4.2	PUNTO NEUTRO TIMÓN FIJO	91
4.3	DEFLEXIÓN DE ELEVADOR.....	92
4.4	INFLUENCIA DE LA DEFLEXIÓN DEL ELEVADOR AL EQUILIBRIO.....	93
4.4.1	<i>Deflexión requerida para el equilibrio</i>	95
4.5	POSICIÓN MÁS ADELANTADA DEL CG	96
4.5.1	<i>Elevador requerido para aterrizar</i>	98
4.6	MOMENTO EN EL SERVO DEL ELEVADOR.....	99
4.6.1	<i>Vuelo en maniobra</i>	102
4.7	PUNTO DE MANIOBRA TIMÓN FIJO	114
4.8	PUNTO DE MANIOBRA TIMÓN LIBRE	115
4.9	LÍMITES DEL CENTRO DE GRAVEDAD	118
4.10	ESTABILIDAD DIRECCIONAL	118
4.10.1	<i>Contribución del fuselaje</i>	118
4.10.2	<i>Contribución del empenaje</i>	118
4.10.3	<i>Contribución de la hélice</i>	120
4.10.4	<i>Resultados de equilibrio y estabilidad direccional</i>	120
4.10.5	<i>Momento en el servo del elevón</i>	123
4.11	EFFECTO DIEDRO.....	129
4.12	MOMENTO EN EL SERVO DEL ALERÓN	130
4.13	DINÁMICA TIMÓN FIJO.....	136
CAPÍTULO 5. PERFORMANCES.....		145
5.1	INTRODUCCIÓN.....	145
5.2	FUERZAS INVOLUCRADAS	145
5.3	MODELO PARA LA POLAR DE RESISTENCIA DE LA AERONAVE COMPLETA	147
5.4	LÍMITE DE MANIOBRA.....	150
5.5	ENVOLVENTE DE VUELO	151
5.6	ASCENSO.....	160
5.7	DESCENSO	164
5.8	PERFORMANCES EN VIRAJE.....	166
5.9	DESPEGUE	175
5.10	ATERRIZAJE	177
CAPÍTULO 6. CONCLUSIONES		179



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Resumen

A lo largo de este documento se presenta el análisis aerodinámico y de mecánica del vuelo, profundizando en el análisis propulsivo, del vehículo aéreo no tripulado AUKAN que el Centro de Investigaciones Aplicadas se encuentra desarrollando. Para la realización de este trabajo se han adaptado los desarrollos teóricos a la configuración no tradicional de este vehículo, el cual posee un empenaje en "V" y propulsión en posición de empuje.

Debido a que este UAV es de proporciones menores a las aeronaves tripuladas pequeñas, resulta de interés conocer cómo se ven afectadas las características aerodinámicas a menores N^o de Reynolds y los efectos que esto tiene sobre las prestaciones de la misma.

Además, se hace hincapié en el tipo de comando que se realiza por medio de servos para cada superficie de control.

El objetivo principal de este trabajo es conocer el comportamiento del AUKAN en forma analítica.

Córdoba, 31 de Mayo de 2017



Capítulo 1. Geometría y consideraciones generales

1.1 Introducción

En este capítulo se muestran los datos del prototipo AUKAN al momento de comenzar este trabajo y consideraciones generales adoptadas a lo largo del documento.



Figura: 1-1 Prototipo del AUKAN en el campo de vuelo



Figura: 1-2 Prototipos de AUKAN



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

1.2 Modelos atmosféricos

Para conocer las condiciones atmosféricas se utiliza el modelo de atmósfera estándar ISA.

La relación de densidades, $\sigma = \rho/\rho_0$, en función de la altura H se define como:

$$\sigma = \left(1 - \frac{0.0065 H}{288.15}\right)^{4.2561} \quad \mathbf{1-1}$$

Para conocer la temperatura se tiene:

$$T = T_0 \left(1 - \frac{0.0065 H}{288.15}\right) \quad \mathbf{1-2}$$

Con $\rho_0 = 1.225 [Kg/m^3]$ y $T_0 = 288.15 [K]$

La viscosidad μ es obtenida con el modelo de Sutherland.

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_s}\right)^{3/2} \frac{T_s + S}{T + S} \quad \mathbf{1-3}$$

Dónde μ_0 y T_s son constantes del aire y S es la constante de Sutherland.

1.3 Datos geométricos

Las características generales de este vehículo aéreo no tripulado (VANT), son ala rectangular, empenaje en V, propulsión a hélice en configuración "Pusher" y tren de aterrizaje tipo triciclo. Las superficies de control, se encuentran divididas, como se muestra en la Figura: 1-3 para el empenaje, por motivos de seguridad y cada una es comandada por un servo.

En la siguiente tabla se muestran los datos utilizados en este documento, donde el sub índice (w) se refiere al ala, (t) al empenaje y (a) al alerón.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
del vuelo del UAV AUKAN

Datos geométricos	
Superficies	
$S_w = 2.0205[m^2]$	$S_t = 1.0395[m^2]^{(1)}$
Envergadura	
$b_w = 4.5 [m]$	$\frac{b_t}{2} = 1.2 [m]^{(2)}$
Cuerdas	
$c_w = 0.449[m]$	$c_{rt} = 0.465 [m] \quad c_{pt} = 0.285[m]$
Calajes	
$i_w = 3^\circ$	$i_t = 0^\circ$
Ahusamiento	
$\lambda_w = 1$	$\lambda_t = 0.61$
Flecha al 25% c	
$\Lambda_w = 0^\circ$	$\Lambda_t = 0^\circ$
Diedro	
$\Gamma_w = 0^\circ$	$\Gamma_t = 47^\circ$
Superficies elevador	
$S_{e \text{ ext } 1,2} = 0.0594[m^2]$	$S_{e \text{ int } 1,2} = 0.0756 [m^2]$
Cuerda media elevador	
$c_{e \text{ ext } 1,2} = 0.099 [m]$	$c_{e \text{ int } 1,2} = 0.126 [m]$
Superficies alerones (para cada semi-ala)	
$S_{a \text{ ext } 1,2} = 0.056[m^2]$	$S_{a \text{ int } 1,2} = 0.056 [m^2]$
Cuerda alerón	
$c_a = 0.14 [m]$	
Superficie del ala afectada por Flaps	
$S_{Flaped} = 1.1674[m^2]$	

Tabla 1-1

Nota ⁽¹⁾: Superficie del empenaje total sin proyectar



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Nota ⁽²⁾: Semi-envergadura desde fuselaje a puntera de la semi-ala sin proyectar.

Perfiles utilizados		
Empenaje	Ala	Hélice
NACA 0009	NACA 4415	CLARK Y (asumido)

Tabla 1-2 Perfiles aerodinámicos

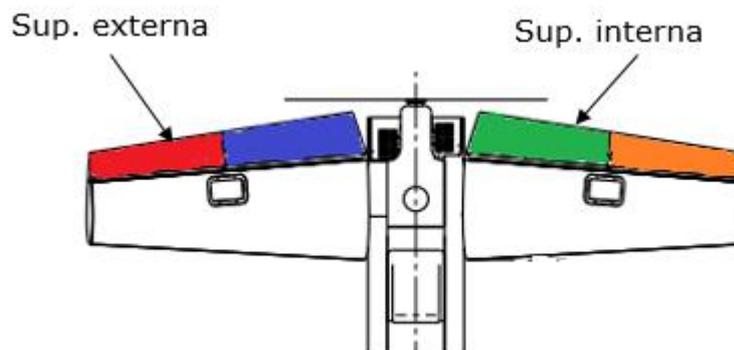


Figura: 1-3 Separación de superficies de control para el empenaje



Figura: 1-4 AUKAN en carreteo



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
del vuelo del UAV AUKAN

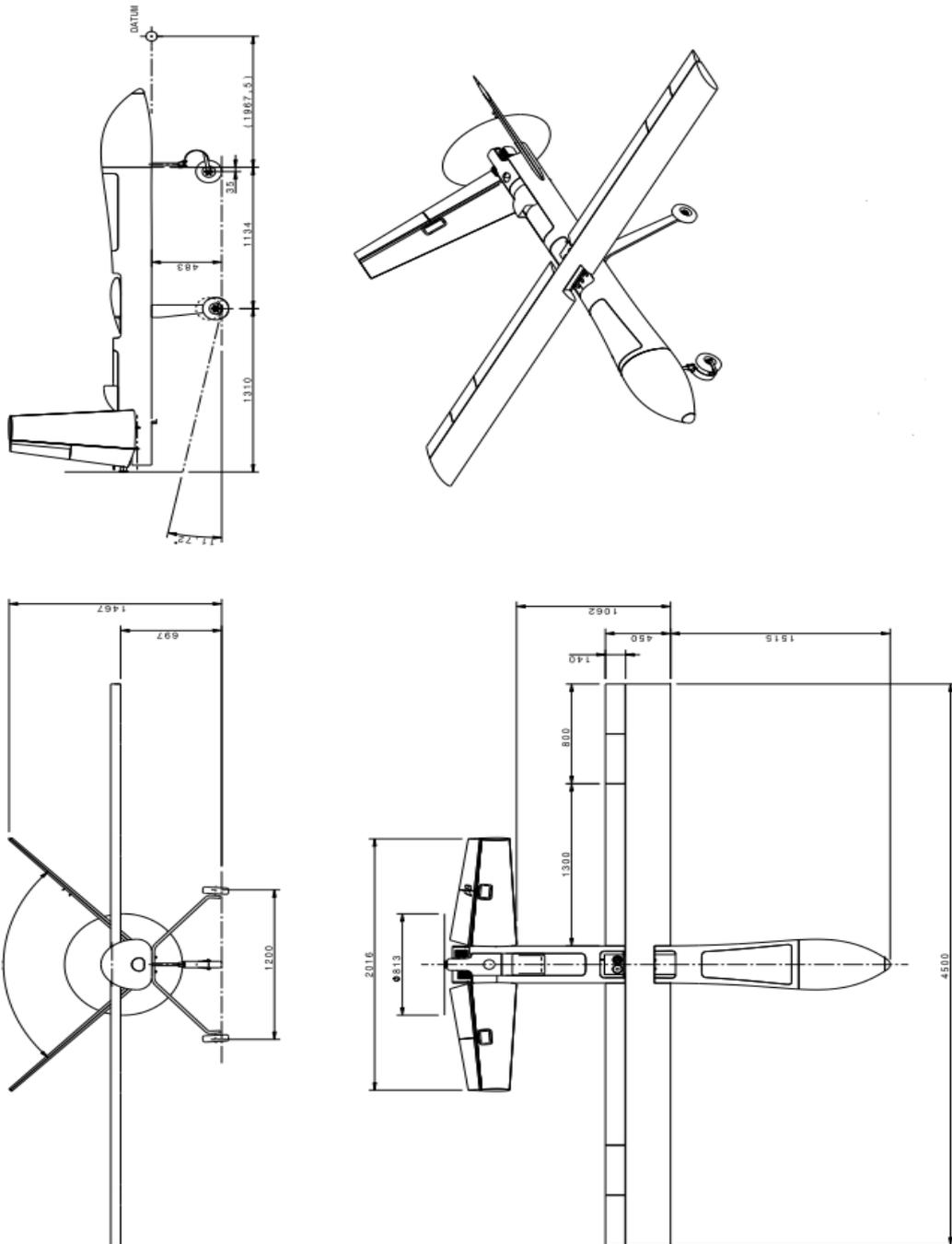


Figura: 1-5 Vistas del VANT AUKAN



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

1.4 Peso e inercias

La masa del VANT a la cual se realizan los cálculos es de:

$$m = 60 [Kg]$$

Los radios de giro adimensionales para estimar las inercias fueron obtenidos de la Ref. (Roskam, Airplane Desing, 1985), por medio de un método con base estadística.

$$\overline{R}_x = 0.248$$

$$\overline{R}_y = 0.338$$

$$\overline{R}_z = 0.393$$

1.5 Datos hélice

Marca: Bolly, Modelo 32x12

Radio: 16 in

Tipo: tractora

Número de palas B: 2

Paso: fijo

Si bien se trata de una hélice tractora se encuentra instalada en posición Pusher con el sentido de giro del motor invertido.

1.6 Datos motor

Marca: 3W Modelo Xi B2

Tipo: bicilíndrico 2 tiempos

Cilindrada: 157 c.c.

Potencia máxima: 17HP a 8500RPM



Figura: 1-6 Motor utilizado en el VANT

1.7 Datos de Servos y relación de transmisión de comandos

Las relaciones de transmisión han sido obtenidas por medio de medición directa del sistema mecánico en el primer prototipo.

Para los servos en el elevador la relación de transmisión es:

$$G = 1.16$$

Para el alerón:

$$G_{\alpha} = 1.2$$



Capítulo 2. Características aerodinámicas

2.1 Introducción

Los resultados de este capítulo tienen como fin ser utilizados para la estimación de performances y estabilidad del VANT. Dependiendo para que fin sea necesario, se llevará a cabo los cálculos por medio de distintas metodologías según la conveniencia para las distintas áreas.

2.2 Sustentación

La fuerza de sustentación está definida por la ecuación 2-1, el coeficiente de sustentación C_L , se refiere a la superficie del ala S a menos que se especifique lo contrario, siendo V la velocidad verdadera.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad 2-1$$

Para poder trabajar de forma simple el coeficiente de sustentación se expresa en forma de una recta que depende del ángulo de ataque.

$$C_L = C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_{Lo}) \quad 2-2$$

Donde α_{Lo} es el ángulo de sustentación nula y $C_{L\alpha}$ la pendiente de sustentación.

2.2.1 Cálculos bidimensionales para el perfil de la hélice

En la Tabla 2-1 y

Tabla 2-2, se muestra la dependencia de la pendiente de sustentación y el ángulo de sustentación nula con el N° de Reynolds (Re) obtenidos por medio del software XFOIL, para lo cual se ha seteado la configuración teniendo en cuenta resultados de ensayos en túnel de viento, obtenidos de la Ref. (Selig, 1989).

Re	$C_{L\alpha}$ (1/rad)
60000	5.43736948
80000	5.52904272
200000	5.61498639
300000	5.67228217
400000	5.72957795
500000	5.72957795



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Tabla 2-1 Pendiente de sustentación de perfil CLARK Y en función del N° de Re.

Re	α_{lo} (rad)
60000	-0.06208885
80000	-0.0617105
300000	-0.06628725
400000	-0.06579891
500000	-0.06597345

Tabla 2-2 Angulo de sustentación nula de perfil CLARK Y en función del N° de Re.

A partir de estas tablas se calculan polinomios de mínimos cuadrados, para conocer para cada N° de Re cuánto valen estos parámetros, los cuales serán utilizados en el cálculo de las performances de la hélice.

Para regímenes mayores a los mostrados en las tablas se considera que los coeficientes se mantienen constantes.

2.2.2 Sustentación de la aeronave

La fuerza total de sustentación se debe a la contribución del ala, el fuselaje y el empenaje. Para los cálculos realizados en este documento se extrae el fuselaje como superficie sustentadora y se lo reemplaza por la sección del ala que se encuentra dentro del fuselaje.

Debido a que al quitar el fuselaje el empenaje queda separado y es un empenaje en V la solución adoptada en este caso consiste en unir con una superficie que posee el mismo perfil que el empenaje para reemplazar al fuselaje como se puede apreciar en la Figura: 2-2.

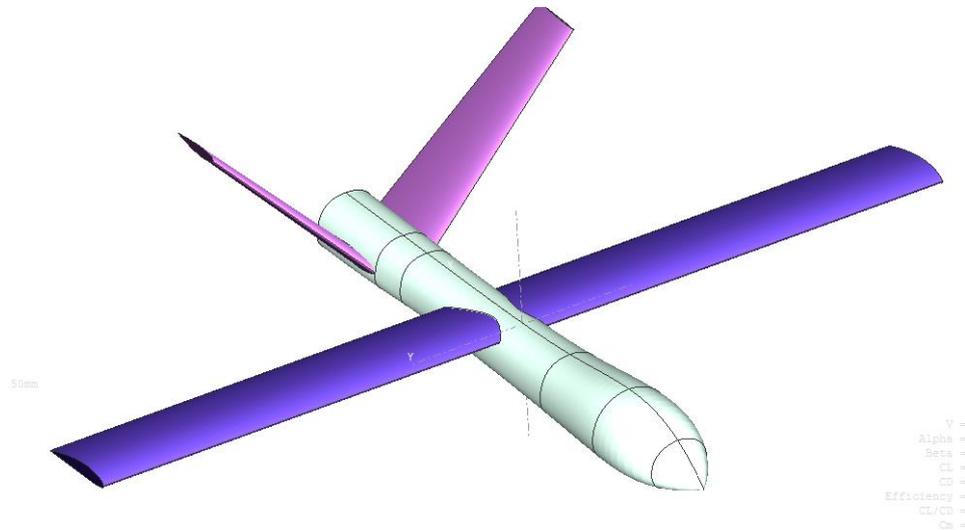


Figura: 2-1 Modelo con ala, empenaje y fuselaje

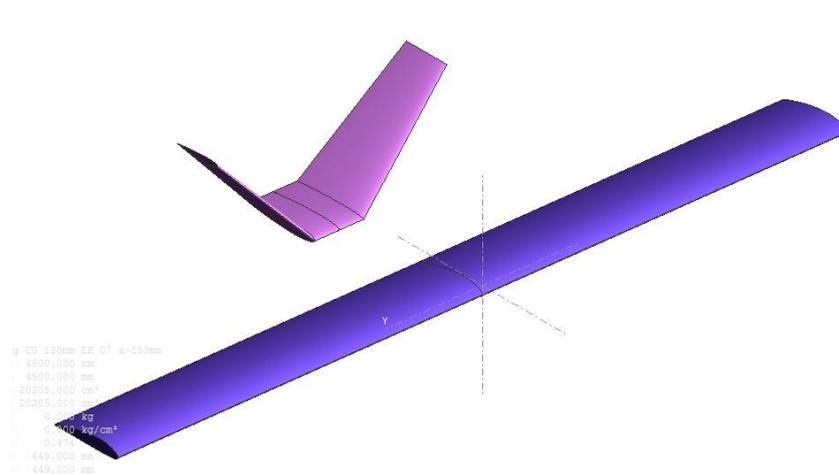


Figura: 2-2 Modelo sin fuselaje con ala y empenaje solos

El cálculo de la pendiente de sustentación y el ángulo de sustentación nula de cada componente (Ala y Empenaje) se lleva a cabo por medio del software XFLR5.

2.2.3 Sustentación del ala aislada

Para el cálculo de la sustentación del ala sola se utiliza la solución de línea sustentadora numérica, obteniendo los resultados para distintos N° de Re basados en la cuerda media del ala.

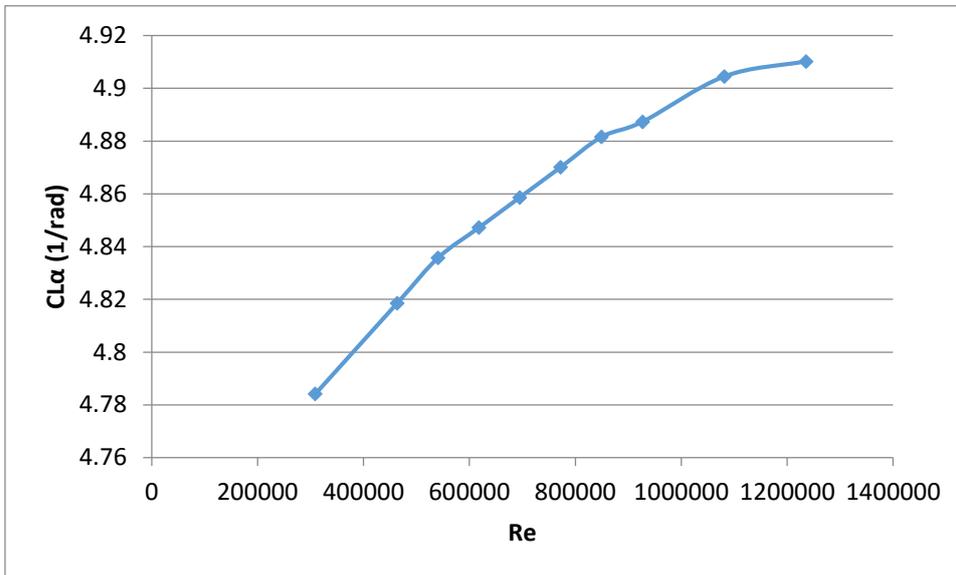


Figura: 2-3 Pendiente de sustentación del ala en función del N° de Re.

El ángulo de sustentación nula en los regímenes analizados se mantiene casi invariable con Re por lo tanto se ha tomado como valor representativo:

$$\alpha_{L0} = -4.4 [^\circ] = -0.07679 [rad]$$

2.2.4 Sustentación del empenaje aislado

La pendiente de sustentación del empenaje se ha calculado siguiendo el procedimiento recomendado por la referencia (Hoerner, Fluid Dynamic Lift, 1985), este método se basa en que cada panel mantiene sus características aerodinámicas en el plano normal a su superficie.

Para las características normales a la superficie se le asigna al empenaje un ángulo de diedro nulo ($\Gamma=0^\circ$), manteniendo la superficie total sin proyectar y se procede a calcular las propiedades normales de sustentación como si fuera una superficie sustentadora convencional.

Utilizando los datos con diedro nulo, se proyecta para obtener las características totales en la dirección del plano de simetría, es importante saber que en todos los casos que se utilice la cola en "V" la superficie de referencia será la superficie sin proyectar. Para el cálculo de las características normales se ha utilizado también el modelo de línea sustentadora.

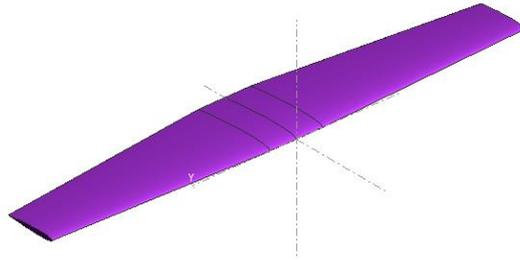


Figura: 2-4 Empenaje con diedro nulo

Como el empenaje en V funciona como estabilizador horizontal y vertical se debe obtener la pendiente de sustentación en el plano de simetría como así también en el plano perpendicular a este.

El siguiente desarrollo ha sido extraído del informe (NACA R 823).

A partir de la Figura: 2-5 se relaciona la geometría del empenaje con los ángulos de ataque.

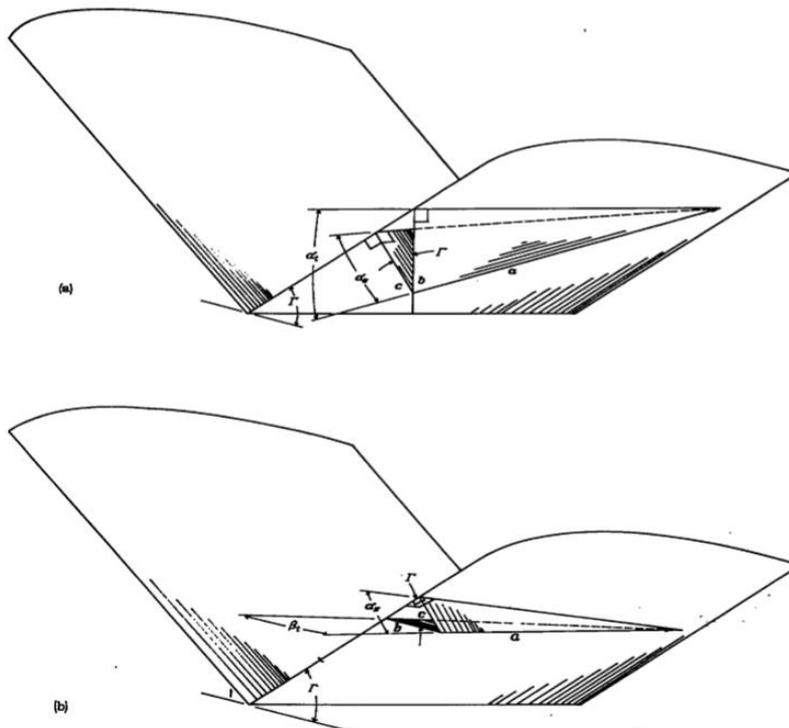


Figura: 2-5 Descripción de ángulos de ataque aerodinámicos y geométricos en una cola en V



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$\sin \alpha_t = \frac{b}{a} \quad \mathbf{2-3}$$

$$\sin \alpha_N = \frac{c}{a} \quad \mathbf{2-4}$$

Donde α_t es el ángulo de ataque en dirección longitudinal y α_N en la dirección normal a cada panel, si estos ángulos son pequeños:

$$a = \frac{b}{\alpha_t} = \frac{c}{\alpha_N}$$

ó

$$\frac{c}{b} = \frac{\alpha_N}{\alpha_t}$$

Si se relaciona el ángulo de diedro Γ , con la geometría se tiene:

$$\frac{c}{b} = \cos \Gamma$$

De esta forma se obtiene el ángulo de ataque normal al panel en función del ángulo de ataque longitudinal y el ángulo de diedro con la ecuación 2-5.

$$\alpha_N = \alpha_t \cos \Gamma \quad \mathbf{2-5}$$

De la misma manera se procede para relacionar el ángulo de deslizamiento β_t con el ángulo de ataque normal.

$$\sin \beta_t = \frac{b}{a} \quad \mathbf{2-6}$$

$$\sin \alpha_N = \frac{c}{a} \quad \mathbf{2-7}$$

Si α_N y β_t son pequeños

$$a = \frac{b}{\beta_t} = \frac{c}{\alpha_N}$$

ó



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$\frac{c}{b} = \frac{\alpha_N}{\beta_t}$$

Siendo:

$$\frac{c}{b} = \sin \Gamma$$

$$\alpha_N = \beta_t \sin \Gamma \quad \mathbf{2-8}$$

Conociendo las expresiones para el ángulo de ataque normal se procede a calcular los coeficientes de sustentación.

El coeficiente de sustentación medido en el plano de simetría, C_{Lt} , es igual al coeficiente de sustentación en el plano normal a cada panel, C_{LN} , multiplicado por el coseno del diedro, como se muestra en la ecuación 2-9.

$$C_{Lt} = C_{LN} \cos \Gamma \quad \mathbf{2-9}$$

Cuando la cola en V se encuentra en deslizamiento, los cambios en el coeficiente de sustentación normal a cada panel son iguales y opuestos en signo, y el coeficiente de fuerza lateral de la cola en V es igual a la suma de los cambios en el coeficiente de sustentación normal a cada panel multiplicado por el seno del ángulo de diedro.

$$C_{Yt} = C_{LN}' \sin \Gamma \quad \mathbf{2-10}$$

Donde C_{LN}' es igual $C_{LN}K$, esta corrección tiene en cuenta la sobre posición de distribuciones de carga. El coeficiente K se puede obtener de la Figura: 2-6.

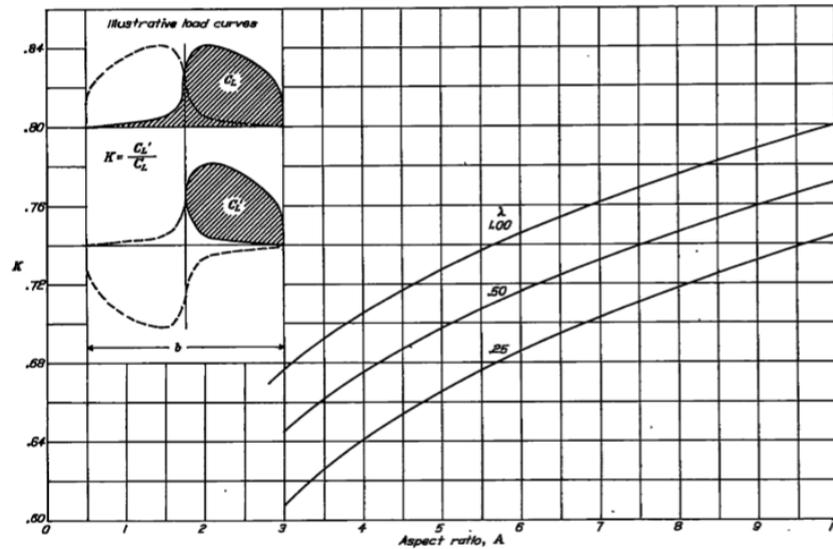


Figura: 2-6 Factor K para pendiente de coeficiente de fuerza lateral

Para este caso $K=0.74$.

Finalmente se obtienen las pendientes de sustentación en el plano de simetría C_{Lat} y de coeficiente de fuerza lateral $C_{Y\beta t}$.

$$C_{Lat} = \frac{dC_{Lt}}{d\alpha_t} = \frac{d(C_{LN} \cos \Gamma)}{d \frac{\alpha_N}{\cos \Gamma}} = C_{L\alpha N} (\cos \Gamma)^2 \quad 2-11$$

$$C_{Y\beta t} = \frac{dC_{Yt}}{d\beta_t} = -\frac{d(C_{LN}' \sin \Gamma)}{d \frac{\alpha_N}{\sin \Gamma}} = -C_{L\alpha N}' (\sin \Gamma)^2 = -K C_{L\alpha N} (\sin \Gamma)^2$$

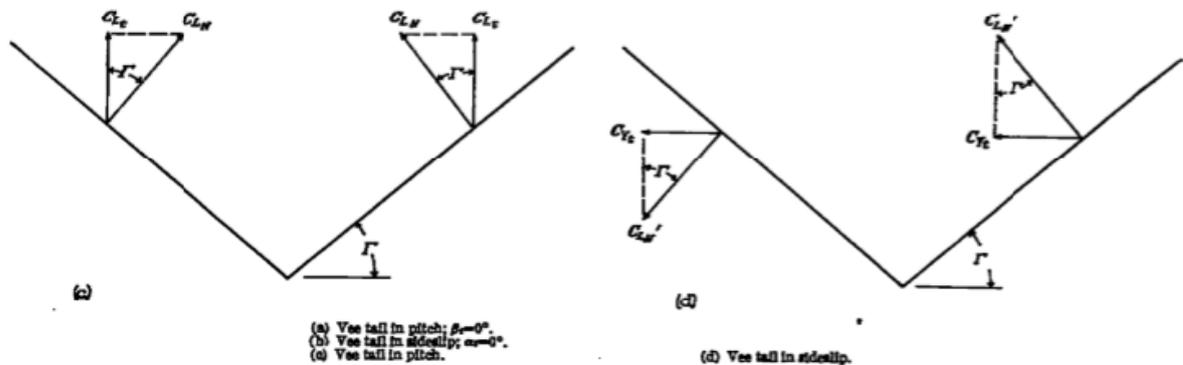


Figura: 2-7 Coeficientes de sustentación en cada panel

La pendiente de sustentación normal $C_{L\alpha N}$ prácticamente no varía con el N° de Re y su valor es de:



$$C_{L\alpha N} = 4.83 [1/rad]$$

2.2.5 Sustentación del conjunto Ala-Empenaje.

La sustentación L es la fuerza resultante del aporte del ala y el empenaje, $L = L_W + L_H$.

Expresado en forma de coeficientes.

$$C_L q S = C_{LW} q S + C_{LH} q_H S_H \quad \mathbf{2-12}$$

A partir de la ecuación 2-12 se obtiene el coeficiente de sustentación total C_L , siendo C_{LW} y C_{LH} los coeficientes del ala y el empenaje respectivamente.

$$C_L = C_{LW} + C_{LH} \frac{q_H S_H}{q S} \quad \mathbf{2-13}$$

Donde C_L está basado en la superficie alar.

2.2.6 Sustentación máxima del ala

El método adoptado es un análisis conservativo en el cual se establece como coeficiente de sustentación máxima del ala C_{LWmax} al menor C_{LW} para el cual alguna sección del ala alcanzó localmente la pérdida.

Se basa en utilizar la distribución básica y adicional, las cuales se utilizan para representar la distribución de sustentación en función del coeficiente de sustentación global C_{LW} .

$$C_{lC} = (C_{lC})_{bas} + C_{LW} (C_{lC})_{ad} \quad \mathbf{2-14}$$

Para encontrar estas distribuciones se debe encontrar dos distribuciones de C_l local para dos ángulos de ataque arbitrarios:

α_1 \longrightarrow Distribución local $C_l(y)_1$ Valor global C_{LW1}



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

α_2 \longrightarrow Distribución local $C_l(y)_2$ Valor global C_{LW2}

Se utiliza la distribución de C_l local porque la cuerda es constante.

$$\begin{aligned}C_l(y)_1 &= C_l(y)_{bas} + C_{LW1}C_l(y)_{ad} \\C_l(y)_2 &= C_l(y)_{bas} + C_{LW2}C_l(y)_{ad} \\C_l(y)_{ad} &= \frac{C_l(y)_2 - C_l(y)_1}{C_{LW2} - C_{LW1}}\end{aligned}\quad \mathbf{2-15}$$

$$C_l(y)_{bas} = C_l(y)_1 - C_{LW1}C_l(y)_{ad}\quad \mathbf{2-16}$$

Se plantea como la condición de la pérdida de una sección:

$$\begin{aligned}C_l(y) &= C_{lmax}(y) \\C_l(y)_{bas} + C_{LW}C_l(y)_{ad} &= C_{lmax}(y)\end{aligned}$$

Se despeja el C_L del ala al cual entra en pérdida la sección y :

$$C_{Lw}(y) = \frac{C_{lmax} - C_l(y)_{bas}}{C_l(y)_{ad}}\quad \mathbf{2-17}$$

Siendo C_{lmax} el coeficiente de sustentación máxima del perfil el cual depende del N° de Re como así también lo hace la distribución de sustentación básica y adicional que se calculan con las características bidimensionales del N° de Re en análisis. C_{lmax} en este caso es constante al recorrer la envergadura ya que al mantenerse constante la cuerda el N° de Re no varía.

De acuerdo a lo precedente, el coeficiente de sustentación de pérdida del ala será el menor valor de:

$$C_{LwMAX} = \min\{C_{Lw}(y)\}_{y=-b/2}^{y=+b/2}$$

Para la obtención de las distribuciones se dividió en 150 fajas la semi envergadura.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

En la Figura: 2-8 se pueden apreciar los coeficientes de sustentación máxima del perfil creciendo desde un N° de Reynolds de 300000 hasta 1000000, los cuales se encuentran además en la Tabla 2-3 para mayor claridad.

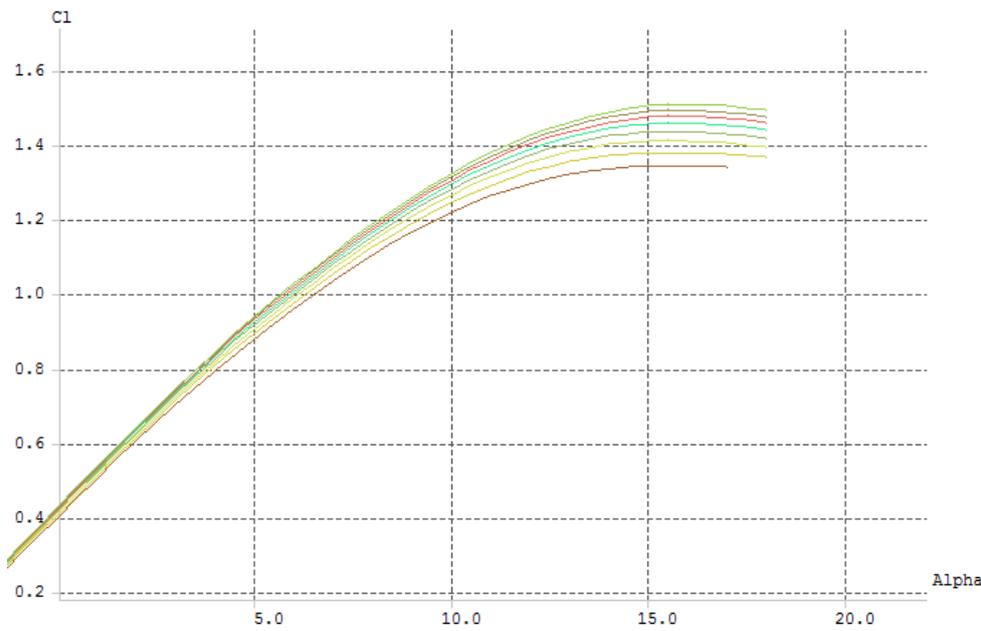


Figura: 2-8 Curvas de coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para distintos N° de Re

En la siguiente tabla se puede apreciar como varia el coeficiente de sustentación máxima del ala, con el N° de Re basado en la cuerda media del ala.

Re	Clmax Perfil	Clmax ALA
300000	1.35	1.1828
400000	1.38	1.2081
500000	1.41	1.2335
600000	1.44	1.2597
700000	1.46	1.2772
800000	1.48	1.2944
900000	1.5	1.3117
1000000	1.52	1.3291

Tabla 2-3 Coeficientes de sustentación máxima del perfil y del ala en función del N° de Re.



2.2.7 Incremento de sustentación debido a dispositivos hipersustentadores

Al deflejar los Flaps se produce un incremento de sustentación, lo cual también aumenta el coeficiente de sustentación máxima, acompañado de un incremento, a picar, del momento producido por el ala.

Las siguientes ecuaciones han sido extraídas de (Raymer, 1992) y (McCormick, 1995).

Para estimar el incremento de ángulo de sustentación nula del ala $\Delta\alpha_{L0}$ es necesario conocer el incremento de sustentación bidimensional $\Delta\alpha_{l0}$ que se produce para una determinada deflexión de comando δ_{flap} .

$$\Delta\alpha_{L0} = \Delta\alpha_{l0} \frac{S_{flaped}}{S} \cos \Lambda_h \quad \mathbf{2-18}$$

$$\Delta\alpha_{l0} = -\eta_\delta \frac{1}{\pi} (\pi - \theta_h + \sin \theta_h) \delta_{flap} \quad \mathbf{2-19}$$

Siendo:

$$\cos \theta_h = 2 \frac{c_f}{c} - 1$$

El parámetro η_δ se obtiene de la Figura: 2-9 la cual es extraída de (Torenbeek, 1982) y es función tanto de la fracción de cuerda del flap como de la deflexión de comando, para tener un resultado conservativo se utilizan las curvas para gap open.

El incremento de sustentación máxima ΔC_{Lmax} se calcula por medio de la ecuación 2-20, donde S_{flaped} es el área completa del ala donde se encuentran los flaps, Λ_h es el ángulo del eje de charnela y ΔC_{lmax} es extraído de la Figura: 2-10, conociendo ΔC_l calculado con la ecuación 2-21.

$$\Delta C_{Lmax} = 0.9 \Delta C_{lmax} \frac{S_{flaped}}{S} \cos \Lambda_h \quad \mathbf{2-20}$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
 Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
 del vuelo del UAV AUKAN

$$\Delta C_l = \eta_\delta C_{l\alpha} \frac{1}{\pi} (\pi - \theta_h + \sin \theta_h) \delta_{flap} \quad \text{2-21}$$

El incremento de momento del centro aerodinámico ΔC_{mac} se estima por medio de la ecuación 2-22.

$$\Delta C_{mac} = -\frac{1}{2} 0.75 (1 - \cos \theta_h) \sin \theta_h \delta_{flap} \quad \text{2-22}$$

Los resultados son mostrados en la Tabla 2-4

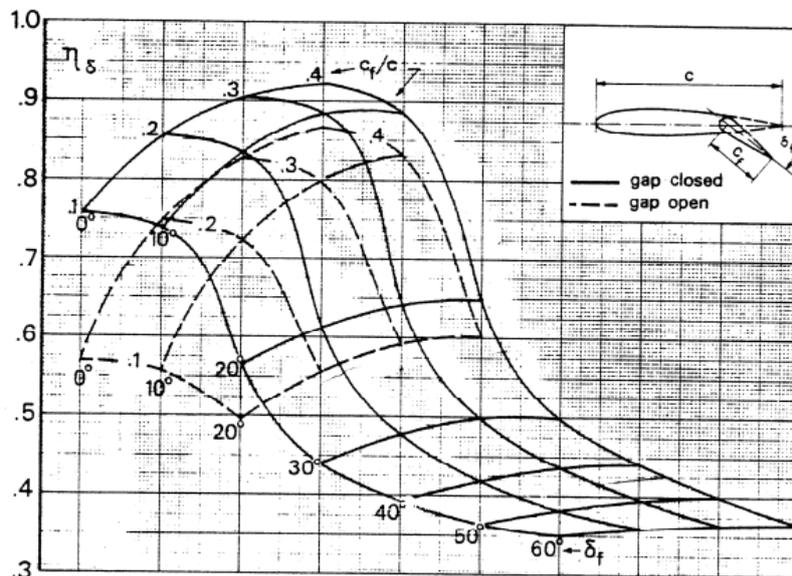


Figura: 2-9 Parámetro de eficiencia del flap

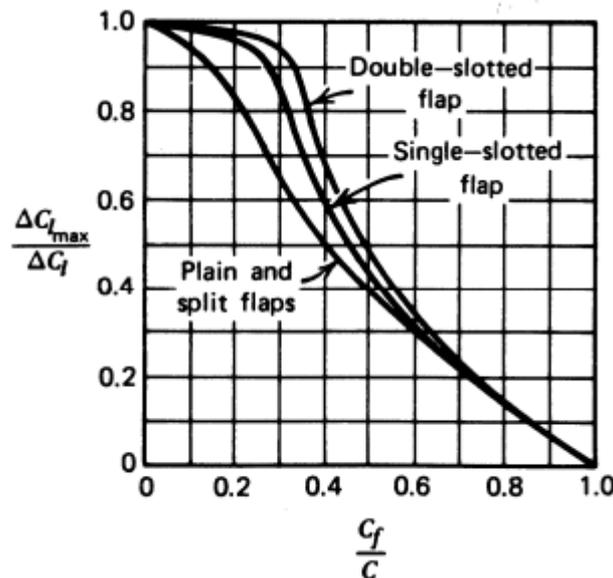


Figura: 2-10 Incremento de sustentación máxima bidimensional

δf (°)	$\Delta\alpha_{Lo}$ (rad)	ΔC_{mca}	ΔC_{Lmax}
10	-0.00544177	-0.08354551	0.01794368
15	-0.07199354	-0.12531826	0.23739155
20	-0.07976749	-0.16709102	0.26302538

Tabla 2-4 Resultados de Flaps

2.3 Coeficiente de momento respecto al centro aerodinámico

Este resultado fue obtenido utilizando el modelo de superficie sustentadora de XFLR5.

$$C_{mca} = -0.09404$$

2.4 Momento producido por el fuselaje

Para encontrar el momento de cabeceo producido por el fuselaje que será necesario a la hora de estimar la estabilidad de la aeronave en el Capítulo 4, se utiliza el método MUNK-MULTHOPP, extraído de la referencia (Hermann Schlichting, 1979), este hace uso de la teoría de flujo potencial, es decir considerando un flujo no viscoso el cual produce una cupla como puede apreciarse en la Figura: 2-11.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

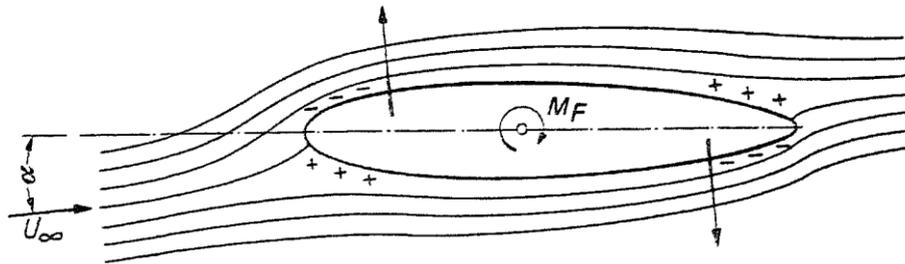


Figura: 2-11 Cupla de un fuselaje bajo flujo potencial

Como complemento para lograr mayor exactitud se toma en cuenta el efecto del upwash y el downwash del ala y la curvatura de la línea media fuselaje, los cuales cambian el ángulo de ataque local.

La teoría de Munk y Multhopp condujo a la siguiente fórmula de estimación de momento libre de cabeceo de un fuselaje de eje recto en flujo no viscoso:

$$M_F = \frac{\pi}{2} k q_\infty \alpha \int_0^l b_F(x)^2 dx \quad \text{2-23}$$

Donde b_F es el ancho local del fuselaje. Si el cálculo es para momento de guiñada, el ángulo de ataque α es reemplazado por el ángulo de deslizamiento β y el ancho $b_F(x)$ es reemplazado por la altura local del fuselaje $h_F(x)$. k es un factor función de las relaciones ancho máximo a longitud b_{Fmax} / l_F y la altura máxima a ancho máximo h_{Fmax} / b_{max} .

$\delta_F = \frac{b_{Fmax}}{L_F}$: relación de ancho de fuselaje

$\lambda_F = \frac{h_{Fmax}}{b_{Fmax}}$: relación de la sección transversal del fuselaje

Estos son válidos para el caso de momento de cabeceo. El valor del factor k puede obtenerse por medio de la Figura: 2-12.

Cuando el fuselaje posee una línea media que no es recta o cuando está en presencia del ala se trabaja con el concepto de un ángulo de ataque local $\alpha(x)$ variable a lo largo de la longitud. De esta forma el ángulo de ataque debe estar dentro de la integral.

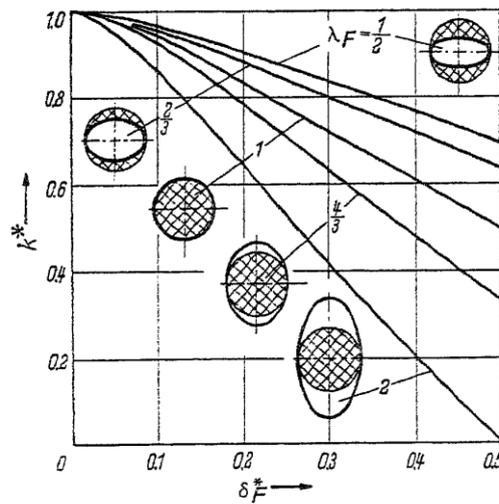


Figura: 2-12 Curvas para la obtención del factor k del fuselaje.

La combadura del fuselaje puede ser visto como con ángulo de ataque local variable: Si $z_m(x)$ es la curva que describe la línea media del fuselaje, el ángulo de ataque local para un alfa global nulo está dado aproximadamente por:

$$\alpha(x) = -\arctan \frac{dz_m}{dx} \approx -\frac{dz_m}{dx} \quad \text{2-24}$$

Por lo que:

$$M_F = -\frac{\pi}{2} k q_\infty \int_0^l \frac{dz_m}{dx} b_F(x)^2 dx \quad \text{2-25}$$

La presencia del ala produce incrementos locales de ángulo de ataque $\varepsilon(x)$ por delante de ella (efecto de upwash) y reducciones locales por detrás (efecto de downwash) como se puede ver en la Figura: 2-13. En el tramo donde se encuentra el ala se asume que el flujo sobre el fuselaje esta rectificado en promedio por la presencia de aquella.

$$\alpha(x) = \alpha_\infty + \varepsilon(x)$$

$\alpha(x) > \alpha_\infty$ por delante del ala debido al upwash $\varepsilon(x) > 0$

$\alpha(x) < \alpha_\infty$ por detrás del ala debido al downwash $\varepsilon(x) < 0$

$\alpha(x) = 0$ sobre el tramo del ala (se asume el flujo aproximadamente alineado con el eje del fuselaje)

De esta forma el momento se plantea como:

$$M_F = \frac{\pi}{2} k q_\infty \int_0^l \alpha(x) b_F(x)^2 dx \quad 2-26$$

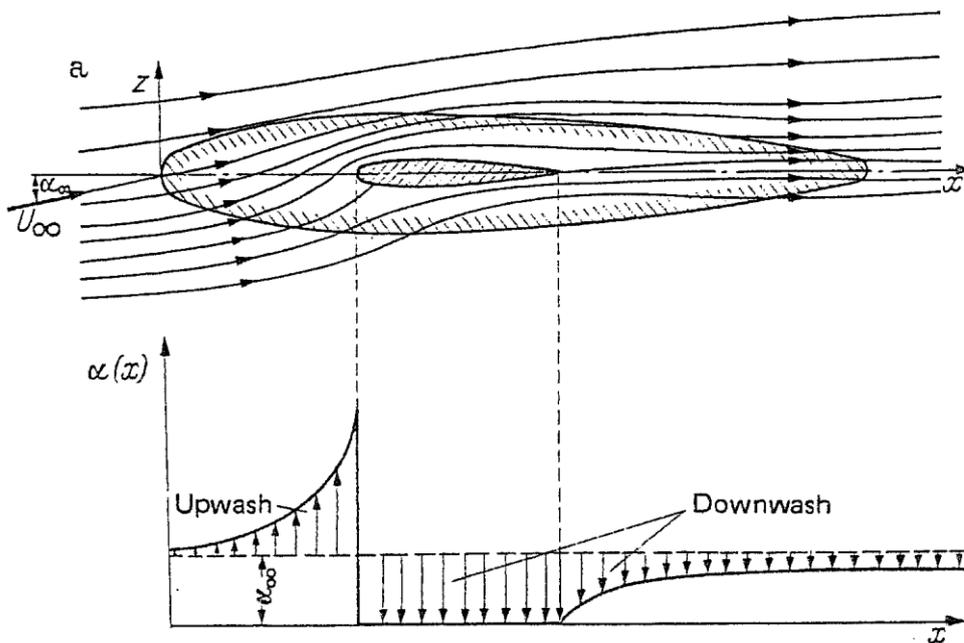


Figura: 2-13 Desviación del flujo debido a la presencia del ala

El ángulo de upwash o downwash ε_w es directamente proporcional al coeficiente de sustentación del ala, de manera que se expresa como:

$$\varepsilon_w = \frac{\partial \varepsilon_w(x)}{\partial \alpha_\infty} (\alpha_\infty + i_w - \alpha_{L0}) \quad 2-27$$

En donde i_w es el calaje del ala respecto al fuselaje y α_{L0} es el ángulo de sustentación nula del ala respecto al eje de referencia del fuselaje.

Una forma simplificada de estimar los ángulos de upwash y downwash es la fórmula de Lawrence y Flax la cual es el resultado teórico para la distribución de sustentación elíptica, con el alargamiento A como único parámetro:



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
del vuelo del UAV AUKAN

$$\frac{\partial \alpha(x)}{\partial \alpha_\infty} = 1 + \frac{\partial \varepsilon_w(x)}{\partial \alpha_\infty} = 1 - \frac{\sqrt{\left(\frac{A}{4}\right)^2 + X^2} + X}{X \left(\sqrt{\left(\frac{A}{2}\right)^2 + 1} + 1 \right)} \quad \mathbf{2-28}$$

Donde $X = \frac{x}{CR}$ y el origen $x=0$ está ubicado al 25% de la cuerda raíz del ala. La fórmula de Lawrence y Flax no provee el ángulo de downwash o upwash sino el ángulo de ataque neto $\alpha(x)$ en relación al ángulo de ataque global.

El ángulo de ataque local es entonces:

$$\alpha(x) = \left(1 + \frac{\partial \varepsilon_w(x)}{\partial \alpha_\infty} \right) \alpha_\infty + \frac{\partial \varepsilon_w(x)}{\partial \alpha_\infty} (i_w - \alpha_{L0}) \quad \mathbf{2-29}$$

De esta forma el momento de cabeceo del fuselaje queda:

$$M_F = \frac{\pi}{2} k q_\infty \int_0^l \left[\left(1 + \frac{\partial \varepsilon_w(x)}{\partial \alpha_\infty} \right) \alpha_\infty + \frac{\partial \varepsilon_w(x)}{\partial \alpha_\infty} (i_w - \alpha_{L0}) - \frac{dz_m}{dx} \right] b_F(x)^2 dx \quad \mathbf{2-30}$$

Esta integral se realiza de forma numérica discretizando el fuselaje. Además, esta puede ser separada en dos, una parte dependiente del ángulo de ataque (del fuselaje) y otra constante.

$$M_F = q_\infty (C_0 + C_1 \alpha_\infty) \quad \mathbf{2-31}$$

Donde C_0 y C_1 son constantes con unidades: $[C_0] = m^3 [C_1] = m^3 / rad$

$$C_1 = \frac{\pi}{2} k \int_0^l \left[\left(1 + \frac{\partial \varepsilon_w(x)}{\partial \alpha_\infty} \right) \right] b_F(x)^2 dx \quad \mathbf{2-32}$$

$$C_0 = \frac{\pi}{2} k \int_0^l \left[\frac{\partial \varepsilon_w(x)}{\partial \alpha_\infty} (i_w - \alpha_{L0}) - \frac{dz_m}{dx} \right] b_F(x)^2 dx \quad \mathbf{2-33}$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Ya que esta fórmula proviene de la teoría no viscosa se debe hacer una corrección al momento obtenido, esto se realiza utilizando la sustentación del fuselaje, la cual produce un momento con el brazo de palanca que se forma entre el centro de gravedad y el centro de presiones del fuselaje.

Para conocer el momento de guiñada N_F debido a β se puede utilizar el mismo procedimiento, solo que resulta más simple ya que no se tiene en cuenta la desviación del flujo debido al ala y no hay cambios en la línea media del fuselaje.

En lugar de utilizar el ancho se utiliza el alto local del fuselaje.

$$N_F = -\frac{\pi}{2} k' q_\infty \beta \int_0^l h_F(x)^2 dx \quad \text{2-34}$$

Los parámetros para conocer k' ahora son:

$$\delta'_F = \frac{h_{Fmax}}{L_F} \quad \lambda'_F = \frac{b_{Fmax}}{h_{Fmax}}$$

2.4.1 Sustentación del fuselaje y corrección al momento

A los efectos de estimar la sustentación producida por el fuselaje, en el caso más optimista (sobre estimándola) se puede asumir el mismo como una superficie sustentadora de alargamiento muy bajo, en el cual a cuerda raíz es la longitud del fuselaje y la envergadura su ancho máximo.

La relación de ancho máximo vista antes: $\delta_F = \frac{b_{Fmax}}{L_F}$ se convertirá aproximadamente en el alargamiento.

La sustentación de un cuerpo fuselado se puede estimar empleando la pendiente de sustentación de alas de muy bajo alargamiento:

$$L_F = C_{La} \alpha q_\infty S_{planta} = \frac{\pi}{2} A_F \alpha q_\infty S_{planta} = \frac{\pi}{2} \frac{b_F^2}{S_{planta}} \alpha q_\infty S_{planta} = \frac{\pi}{2} b_F^2 \alpha q_\infty$$

Una sección transversal del cuerpo redondeada contribuye a atenuar la diferencia de presiones entre la parte superior e inferior y por consiguiente reduce la sustentación. En este caso se considera que la reducción es del orden de la mitad del valor dado por la expresión anterior.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$L_F = f \frac{\pi}{2} b_F^2 \alpha q_\infty$$

Dónde: $f = 0.5$ para formas de sección redondeada.

Experimentalmente se ha determinado que la resultante de la sustentación del fuselaje está ubicada en la mitad trasera, entre el 60% y el 80% de la longitud del fuselaje.

$$x_{cp} = 0.6 \text{ a } 0.8 l_F$$

Esto plantea una modificación de las formulas vistas previamente del momento de cabeceo el fuselaje, que suponían un cuerpo no sustentador.

La corrección al momento de cabeceo es:

$$\Delta M_F = -f \frac{\pi}{2} b_F^2 \alpha q_\infty (x_{cp} - x_{ref}) \quad \mathbf{2-35}$$

La corrección al momento de guiñada es:

$$\Delta N_F = f \frac{\pi}{2} h_F^2 \beta q_\infty (x_{cp} - x_{ref}) \quad \mathbf{2-36}$$

2.4.2 Cálculos de momentos del fuselaje

Debido a que la longitud del fuselaje en el sentido del flujo es relativamente grande, el número de Reynolds resulta lo suficientemente grande como para utilizar el método desarrollado sin correcciones.

Utilizando la Figura: 2-12 y sabiendo que los coeficientes δ y λ son:

$$\delta = 0.1403$$

$$\lambda = 0.8239$$

El factor de corrección $k = 0.94$.

Los resultados de la integral numérica a lo largo del fuselaje que se ha discretizado en 100 intervalos, teniendo en cuenta los cambios de curvatura del fuselaje y la influencia del ala dan como resultado:



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$C_1 = 0.4502$$

$$C_0 = -0.003058$$

Además, considerando que en la sección de estabilidad se utilizará coeficientes de momento se adimensionaliza C_1 y C_0 con la cuerda aerodinámica media y la superficie alar.

$$M_F = q(C_0 + C_1 \alpha_\infty)$$

$$C_{MF} = \frac{M_F}{q \bar{c} S}$$

Siendo los nuevos coeficientes que llamaremos C_{mF0} y $C_{mF\alpha} = \frac{dC_{mF}}{d\alpha}$

$$C_{mF0} = -0.0033709$$

$$C_{mF\alpha} = 0.4963 \left[\frac{1}{rad} \right]$$

Para el momento de guiñada

$$\delta'_F = 0,1156$$

$$\lambda'_F = 1,2137$$

A partir de la Figura: 2-12 $k' = 0.93$

$$N_F = -0.34 q \beta$$

$$C_{NF} = \frac{N_F}{q b S} = -\beta 0.0374$$

Este es desestabilizante y el signo se corresponde con ejes cuerpo de mecánica del vuelo.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Por otro lado, la corrección al momento debido a la sustentación del fuselaje ya adimensionalizado utilizando una posición del centro de presiones correspondiente a 0.7 del largo del fuselaje resulta:

$$\Delta C_{MF} = -0.1519 \alpha (2.0895 - x_{cg})$$

Para la corrección al momento de guiñada resulta

$$\Delta C_{NF} = 0.01029 \beta (2.0895 - x_{cg})$$

Con x_{cg} medido desde la nariz del fuselaje para este caso.

2.5 Resistencia aerodinámica

2.5.1 Introducción

En esta sección se estima la resistencia aerodinámica de la aeronave. Para lograr este objetivo es necesario calcular cada parte por separado, para luego sumar las contribuciones, teniendo en cuenta la interacción entre los distintos cuerpos.

Debido a las dimensiones de la aeronave y al régimen en cual la aeronave se desenvuelve resulta necesario considerar como varían los coeficientes de resistencia con el N° de Re.

La resistencia del empenaje está basada en la superficie no proyectada, como se ha trabajado antes, y la parte dependiente de la sustentación referida a el coeficiente de sustentación del empenaje en el plano de simetría.

De acuerdo a la referencia (Hoerner, Fluid Dynamic Lift, 1985) se debe calcular los coeficientes de resistencia con el empenaje con $\Gamma=0$ y luego se los refiere al coeficiente de sustentación que corresponda.

Para el desarrollo de esta sección se utilizan una gran cantidad de referencias y métodos buscando que la estimación resulte lo más cercana a la realidad posible dado el caso de estudio.

Las secciones en las que se divide la aeronave para este fin son:

- Ala
- Empenaje
- Fuselaje



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

- Tren de aterrizaje
- Misceláneas

La fuerza de resistencia D se define como:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad \mathbf{2-37}$$

Los coeficientes de resistencia del ala y el empenaje se calculan por medio del programa XFLR5. Aunque este software posee la capacidad de modelar el fuselaje ha sido establecido que los resultados que se obtienen teniendo en cuenta a este, no son realistas.

Teniendo en cuenta esto se calcula por separado la polar del ala y el empenaje, para luego utilizando métodos provistos por la bibliografía clásica estimar la contribución del fuselaje. La estimación de la resistencia debido a la interferencia entre las distintas partes se suma teniendo en cuenta la referencia (Hoerner, Fluid Dynamic Drag, 1965).

Los coeficientes de resistencia de cada parte se refieren a la superficie alar, excepto el empenaje, por lo tanto la resistencia total será:

$$D = \sum_1^n q_i S_i C_{D_i} \quad \mathbf{2-38}$$

Siendo el subíndice i la referencia a cada componente de la aeronave.

La resistencia puede ser dividida en dos partes, una que depende de la sustentación y otra que no depende de esta.

El coeficiente de resistencia se puede expresar por medio de un polinomio cuadrático de la forma de la ecuación 2-39 la cual se utilizará a lo largo de este documento:

$$C_D = C_{D_0} + K_1 C_L + K_2 C_L^2 \quad \mathbf{2-39}$$



2.5.2 Resistencia del perfil de la hélice

Siguiendo con los coeficientes aerodinámicos del perfil de la hélice se muestran los coeficientes de resistencia del perfil de la misma, en función del coeficiente de sustentación estimado en la sección 2.2.1.

Re	cdo	k1	k2
60000	0.023	-0.021	0.023
80000	0.02	-0.02	0.021
100000	0.018	-0.019	0.02
200000	0.013	-0.016	0.017
300000	0.012	-0.013	0.015
400000	0.011	-0.012	0.014
500000	0.01	-0.011	0.013

Tabla 2-5 Coeficientes de la polar bidimensional de la hélice

A partir de un N° de Reynolds mayor a 500000 se considera que los coeficientes se mantienen constantes.

2.5.3 Procedimiento de cálculo

El procedimiento de cálculo utilizando XFLR5 para obtener la polar correspondiente al ala y al empenaje se realizó calculando para distintas velocidades prefijadas con el fin de luego referirlo a un N° de Reynolds correspondiente a la cuerda del ala utilizando densidad y viscosidad a nivel del mar, ya que el programa utiliza estos datos.

Para esto es necesario estimar en primera medida las polares en forma bidimensional, que es realizado por medio del software XFOIL. Una vez obtenidas las polares bidimensionales con el parámetro $n_{crit}=4$, estas se utilizan para obtener la polar completa de la superficie sustentadora.

2.5.4 Resistencia del ala aislada

La variación de los coeficientes para la polar parabólica completa, basados en el coeficiente de sustentación del ala con el N° de Re, se puede apreciar en la Figura: 2-14, Figura: 2-15 y Figura: 2-16. Los datos son mostrados hasta el N° de Re donde las características se mantienen constantes.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

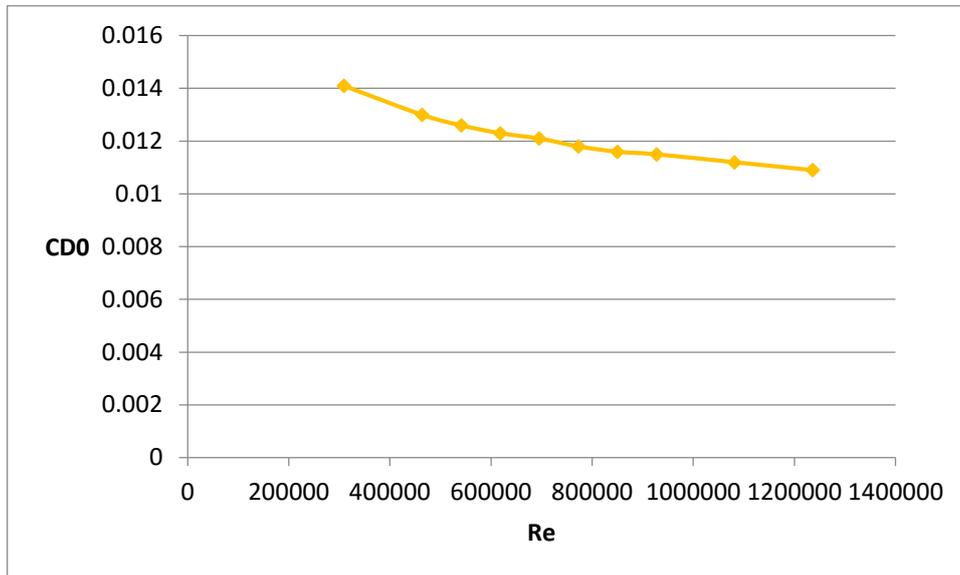


Figura: 2-14 Cdo del ala en función del N° de Reynolds

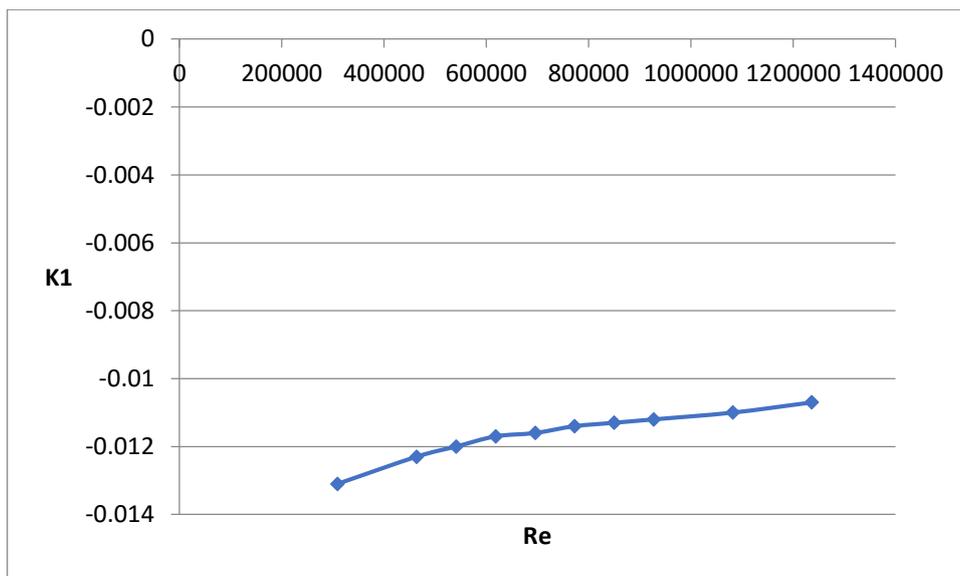


Figura: 2-15 k1 del ala en función del N° de Reynolds



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

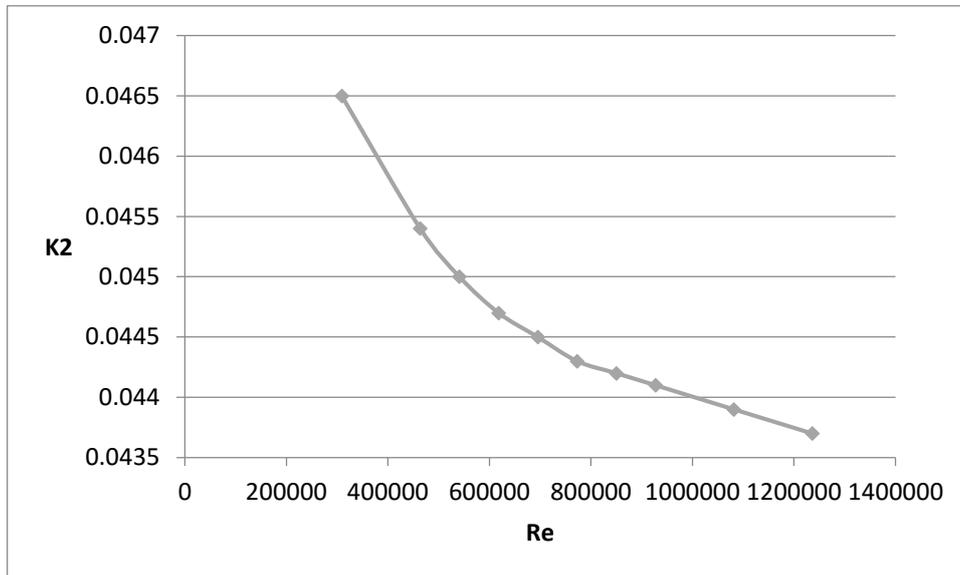


Figura: 2-16 k2 del ala en función del N° de Reynolds

Re ala	Cd0w	k1w	k2w
309002	0.0141	-0.0131	0.0465
463504	0.013	-0.0123	0.0454
540754	0.0126	-0.012	0.045
618005	0.0123	-0.0117	0.0447
695256	0.0121	-0.0116	0.0445
772507	0.0118	-0.0114	0.0443
849757	0.0116	-0.0113	0.0442
927008	0.0115	-0.0112	0.0441
1081509	0.0112	-0.011	0.0439
1236011	0.0109	-0.0107	0.0437

Tabla 2-6 Coeficientes de polar de resistencia del ala

2.5.5 Resistencia del empenaje aislado

En esta sección se presentan los coeficientes para la polar del empenaje los cuales están basados en la superficie no proyectada, el coeficiente de sustentación en el cual se basa el coeficiente de resistencia es el Cl del empenaje en el plano de simetría y su utilidad



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

se basa en que en el capítulo de performances será utilizado de esta forma.

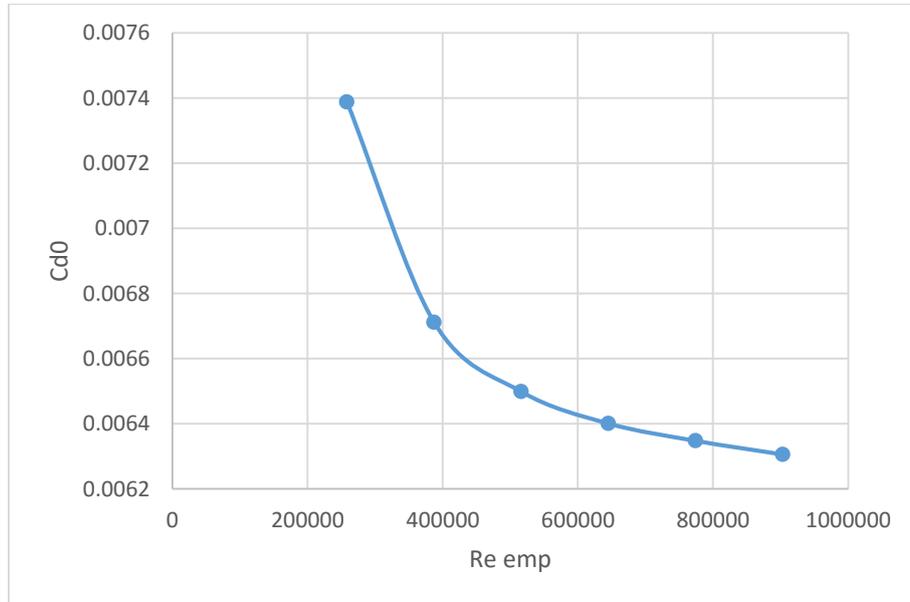


Figura: 2-17 cdo del empenaje en función del N° de Reynolds

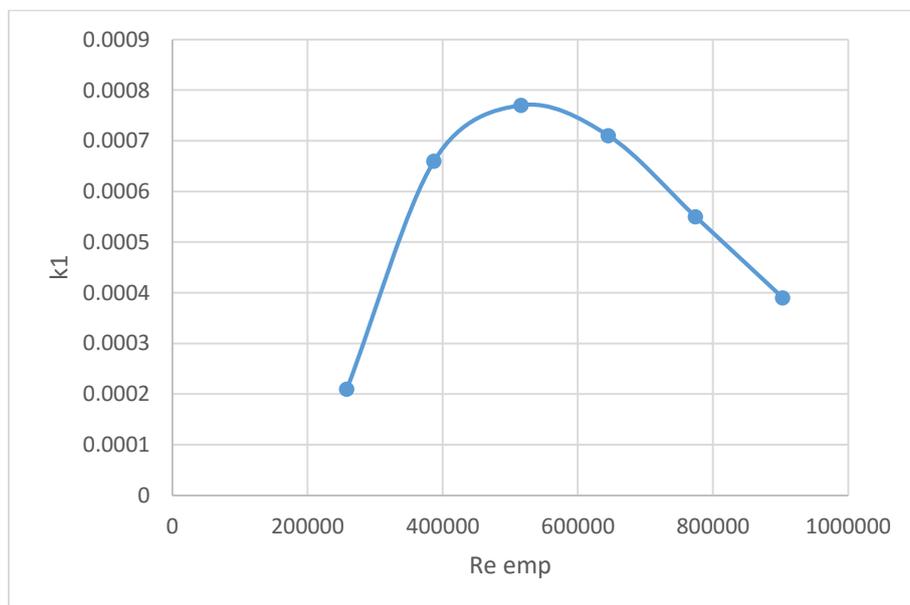


Figura: 2-18 k1 del empenaje en función del N° de Reynolds



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

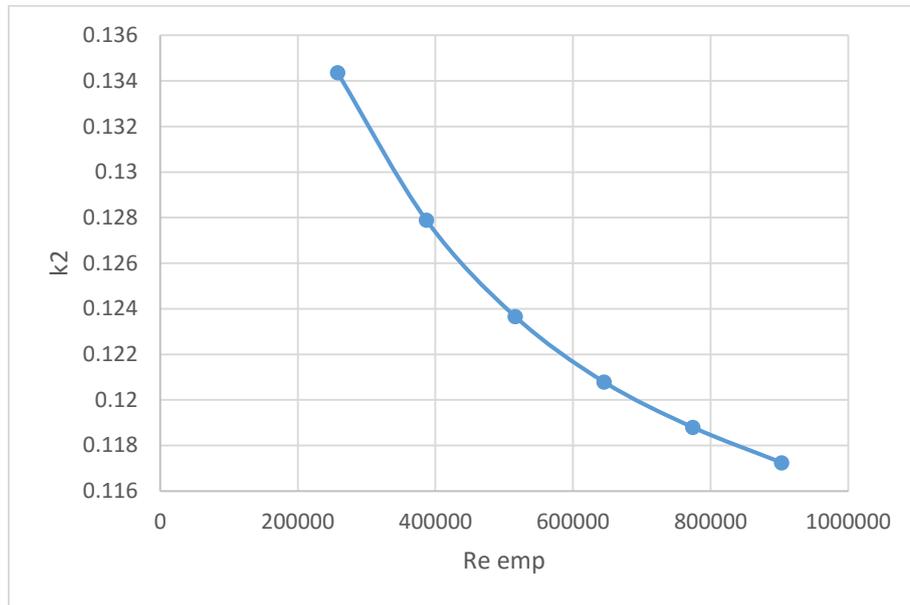


Figura: 2-19 k2 del empenaje en función del N° de Reynolds

Re emp	Re ala	k2	k1	CD0
258075	309002	0.13436	0.00021	0.007389
387113	463504	0.12789	0.00066	0.006712
516151	618005	0.12366	0.00077	0.006499
645189	772507	0.12079	0.00071	0.006401
774227	927008	0.1188	0.00055	0.006348
903265	1081509	0.11725	0.00039	0.006306

Tabla 2-7 Coeficientes para la polar del empenaje referidos al coeficiente de sustentación en el plano de simetría

En la Tabla 2-7 se presentan los datos referidos tanto al N° de Reynolds propio del empenaje como a el referido a la cuerda media del ala para una rápida utilización de los mismos.

2.5.6 Aporte del fuselaje

Para este caso se utiliza un método de manual que se puede encontrar en la referencia (D´Errico, Apuntes de Aerodinámica, 2015).

Resistencia parásita del fuselaje:



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$C_{D0} = \frac{1}{S} FF C_{Dfpp} S_{wet} \quad \mathbf{2-40}$$

FF: Factor de forma, número siempre mayor o igual a 1 que tiene en cuenta la fracción existente de resistencia de forma.

Swet: Superficie mojada de la componente analizada

C_{Dfpp} : Es el coeficiente de fricción de la placa plana, basado en un número de Reynolds apropiado.

$$C_{Df} = \frac{0.455}{(\text{Log}(Re_l))^{2.58}} \quad \mathbf{2-41}$$

Se define un "número de Reynolds de corte" en función de la rugosidad superficial. Su significado es el valor de Reynolds por debajo del cual la rugosidad superficial no es influyente. De manera que el coeficiente de fricción de placa plana se calcula con el menor de ambos Reynolds.

$$Re_{cutoff} = 38.21 \left(\frac{l_{ref}}{k} \right)^{1.053} \quad \mathbf{2-42}$$

$$FF = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \quad \mathbf{2-43}$$

Con $f = \frac{l}{d}$

Donde k es la rugosidad superficial, tomada de la tabla de la referencia (D'Errico, Apuntes de Aerodinámica, 2015). A partir de esta tabla se ha decidido optar por un valor conservativo siendo $k = 3$ centesimas de mm.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

La superficie mojada S_{wet} puede ser calculada sumándola por secciones en este caso se ha modelado la superficie del fuselaje como un paraboloides, un cilindro y un cono truncado.

Resistencia de base: esta es debida a que el fuselaje termina de forma truncada lo cual produce un incremento en la resistencia que puede ser estimada con la ecuación 2-44.

$$C_{Dbase} = \frac{0.029}{\sqrt{C_{Dfb}}} \left(\frac{S_{base}}{S_m} \right)^{3/2} \frac{S_m}{S_{ref}} \quad 2-44$$

$$C_{Dfb} = C_{Dfpp} FF \frac{S_{wet}}{S_m}$$

Donde S_m es el área frontal del fuselaje máxima.

La resistencia parásita total del fuselaje como función del N° de Reynolds basado en la cuerda del ala se muestra en la Tabla 2-8.

Re	Cd0 total fuselaje
463504,2	0,008606182
618005,6	0,008368847
772507	0,008198458
927008,4	0,008067539
1081510	0,007980435

Tabla 2-8 Coeficiente de resistencia parásita total del fuselaje en función del N° de Re

De esta forma puede ser fácilmente interpolado para ser utilizado para el cálculo de performances.

Parte inducida de la resistencia de un cuerpo fuselado de revolución:



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$C_D(\alpha)_{fus} = \eta_{fus} C_{DC} \alpha_{fus}^3 \frac{S_p}{S_{ref}} + 2 \alpha_{fus}^2 \frac{S_{base}}{S_{ref}} \quad \mathbf{2-45}$$

Con $\alpha_{fus} = \frac{C_{Lw}}{C_{Law}} - i_w + \alpha_{LOW}$

Donde:

η_{fus} : Relación del Cd de un cilindro finito con el de uno infinito, función de la relación de esbeltez del cuerpo. Obtenido de la Figura: 2-21.

C_{DC} : C_D del cilindro circular bidimensional. Función del número de Mach normal al cuerpo y tomado para flujo turbulento, obtenido de la Figura: 2-20.

S_p : Area en planta del cuerpo

S_{base} : Area de base, en el caso de que el cuerpo sea trunco en su parte posterior

S_{REf} : Superficie del ala.

La variación con el N° de Reynolds está dada por la pendiente de sustentación del ala, como se ha visto anteriormente.

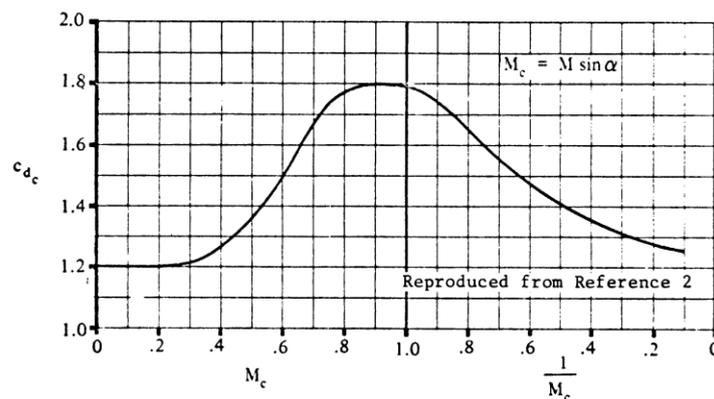


Figura: 2-20 Parámetro Cdc del fuselaje

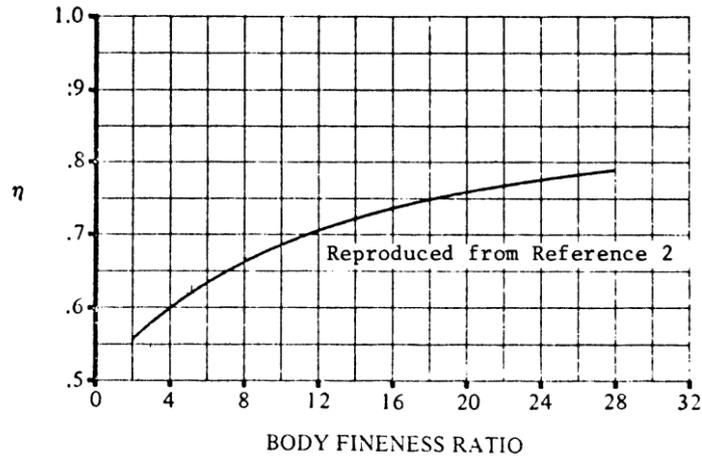


Figura: 2-21 Parámetro η_{fus} en función de la fineza del cuerpo

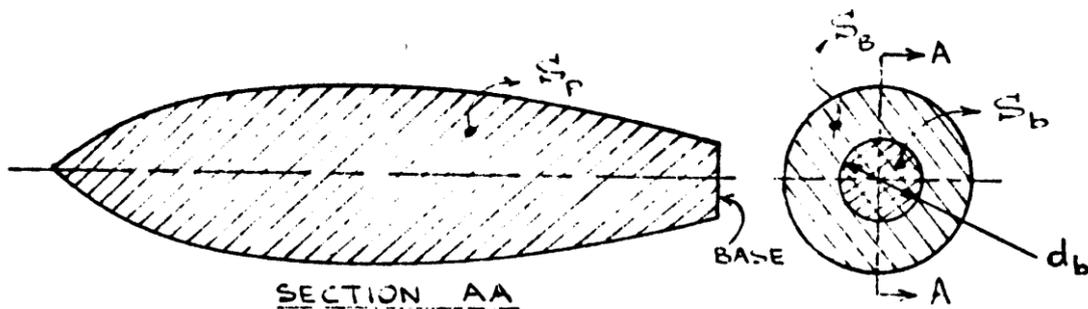


Figura: 2-22 Vistas de las distintas áreas del fuselaje

De la Figura: 2-21 para una esbeltez del fuselaje l/d de 7.31 el parámetro η_{fus} vale 0.64. De la Figura: 2-20 al tratarse de flujo incompresible C_{DC} vale 1.2. El área S_p se aproximó con los datos de la discretización para el cálculo del momento de cabeceo del fuselaje, sumando numéricamente los pequeños intervalos de áreas siendo $S_p = 0.96 (m^2)$.

Este modelo se aplica directamente en el cálculo de performances ya que C_{Lw} y $C_{L\alpha w}$ dependerán de la condición de vuelo.

2.5.7 Resistencia del tren de aterrizaje

La resistencia del tren de aterrizaje es uno de los aportes a la resistencia total con mayor incertidumbre ya que al no contar con datos de ensayos de túnel para el tren en cuestión se debe acudir a resultados empíricos. Los parámetros son extraídos de la referencia (Roskam, Methods for estimating drag polars of subsonic airplanes , 1971).

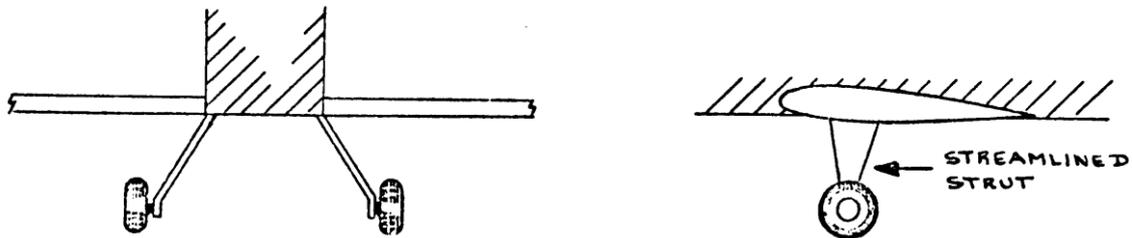
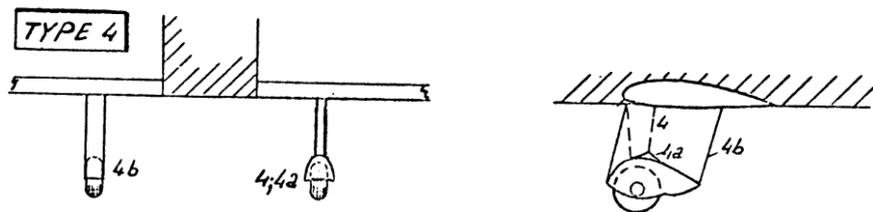


Figura: 2-23 Modelo para tren trasero



- Type 4, narrow strut, no fairing : $C_D=0.52$
- Type 4a, Narrow strut, small fairing : $C_D=0.34$
- Type 4b, strut and wheel faired completely : $C_D=0.34$

Figura: 2-24 Modelo para tren delantero

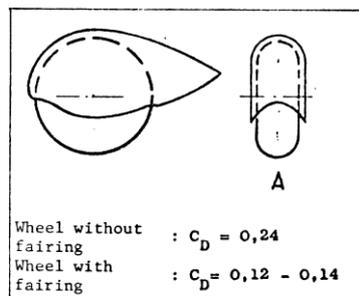


Figura: 2-25 Modelo para las ruedas del tren

En el caso estudiado se tiene un tren triciclo, el tren trasero es similar al mostrado en la Figura: 2-23, por otro lado el tren delantero es similar



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

al de la Figura: 2-24 solo que solo posee una bayesta. Los coeficientes que se muestran en las figuras están basados en el área de la rueda. La resistencia de las ruedas sale de la Figura: 2-25.

A continuación, se listan los coeficientes de resistencia basados en el área de la rueda.

Tren trasero: 0.565
Tren delantero: 0.26
Ruedas: 0.24 c/u

Para basar estos coeficientes en la superficie del ala se utiliza

$$C_D = C_{dtren} \frac{S_{rueda}}{S_{ala}} \quad \text{2-46}$$

2.5.8 Resistencia de interferencia

La resistencia de interferencia es tenida en cuenta utilizando el método de la referencia (Hoerner, Fluid Dynamic Drag, 1965), el coeficiente obtenido a partir de la Figura: 2-27 está basado en una superficie que utiliza el espesor máximo del perfil al cuadrado como referencia, por lo tanto este debe ser referido a la superficie del ala.

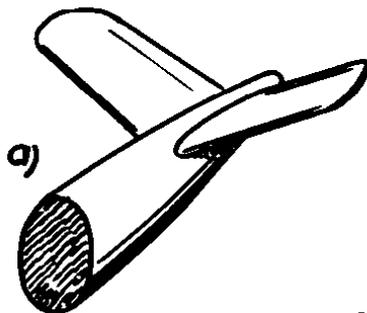


Figura: 2-26 Interferencia para una cola en V

Para pasar de una referencia a otra se debe partir de la base de que la fuerza referida a uno u otro es misma de esta forma:

$$D_{int} = qC_d t^2 = qC_d s S$$

Por lo tanto, el coeficiente de resistencia de interferencia referido al ala es

$$C_{d_{int}} = C_{d_t} \frac{t^2}{S}$$

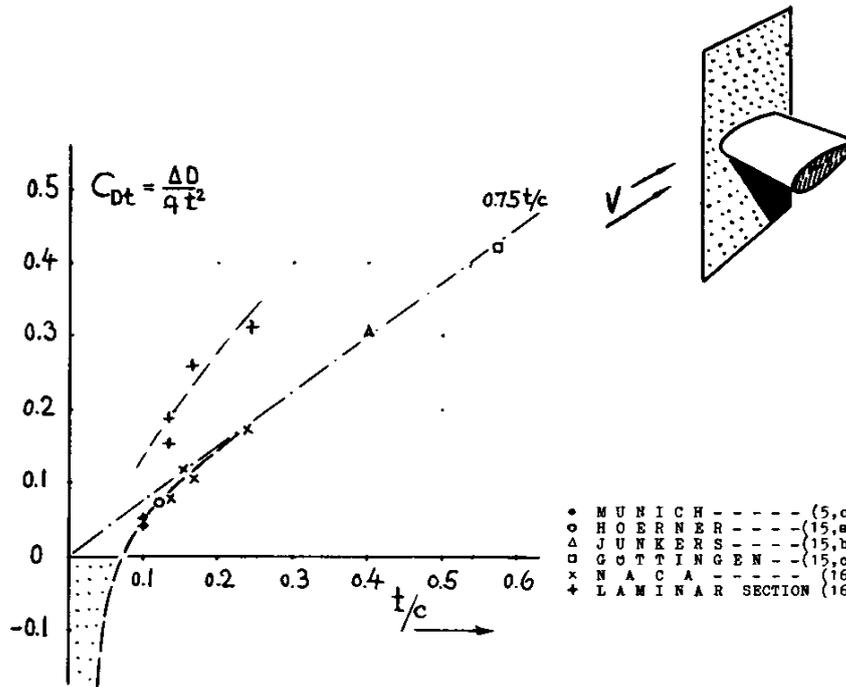


Figura: 2-27 Resistencia de interferencia

Esta debe ser tenido en cuenta 2 veces para el ala y 2 veces para el empenaje.

Teniendo en cuenta el espesor relativo a partir de la Figura: 2-27 $C_{d_{t\ ala}} = 0.1$, $C_{d_{t\ emp}} = 0.08$. El coeficiente correspondiente al empenaje fue evaluado usando la proyección que se encuentra en contacto con el fuselaje.

2.5.9 Resistencia parásita del conjunto

Finalmente se muestra una tabla de coeficientes C_{D0} donde se tienen en cuenta todos los aportes al coeficiente de resistencia que no dependen de la sustentación, a excepción del aporte del empenaje que por motivos prácticos se utiliza por separado.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Por último, se suma un 10% a la resistencia parasita para tener en cuenta la presencia de antenas e imperfecciones además del arrastre debido al circuito de admisión de aire para el motor.

Re	Cd0
309002,8	0,028277
463504,2	0,026806
618005,6	0,025775
695256,3	0,025452
772507	0,025037
849757,7	0,024741
927008,4	0,024563
1081510	0,024137
1236011	0,023807

Tabla 2-9 Cdo del conjunto excluyendo al empenaje

Luego del máximo valor de N° de Re mostrado en la tabla se considera constante el coeficiente.

Es importante tener en cuenta que la polar obtenida es un modelo que intenta producir resultados que resulten de utilidad para una estimación de las características que la aeronave tendrá en vuelo. El cálculo de la resistencia posee una gran cantidad de incertezas que hacen que sea necesario tener mediciones de ensayos en vuelo para conocerla con certeza. Sin embargo, este modelo que se ha adoptado resulta importante para poder predecir el comportamiento de la aeronave cuando aún no se poseen mediciones confiables.

2.6 Downwash

Al tratarse de un empenaje en V la estimación del ángulo de downwash difiere de un empenaje convencional ya que se debe elegir la altura a la cual calcular un downwash promedio y, por otro lado, al tener un ángulo de inclinación la superficie, existe una componente de sidewash aportando una componente en dirección longitudinal.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

El método desarrollado para este propósito es extraído de la referencia (NACA TN 1478, 1947).

Este consiste en encontrar un factor de corrección el cual surge de plantear un vórtice herradura de longitud del 90% de la envergadura del ala. Y se encuentra para distintas posiciones de la semi-envergadura del empenaje, las componentes de la velocidad que producen los 2 vórtices en el punto a analizar.

Se debe elegir la velocidad producida por el vórtice la cual es perpendicular a la línea que une el origen del vórtice con el punto sobre el empenaje a analizar y la velocidad que produce el vórtice situado al otro lado del ala queda definido por relación geométrica, ya que la circulación es la misma.

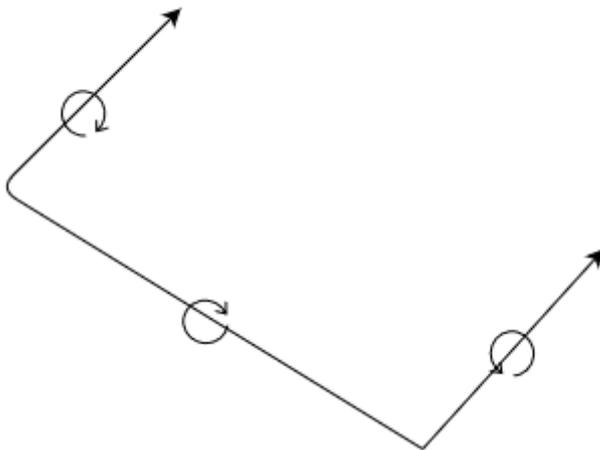


Figura: 2-28 Vórtice herradura

Para mantener la similitud con las ecuaciones de estabilidad longitudinal se buscará obtener el ángulo de downwash normal a la superficie de cada panel de empenaje ε_N mediante una corrección a la pendiente de downwash calculada para un empenaje convencional.

La ecuación 2-47 muestra cómo se calcula la pendiente de downwash normal $\frac{d\varepsilon_N}{d\alpha}$ a partir de la pendiente para un empenaje convencional $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ estimada en este caso con la ecuación 2-48.

$$\frac{d\varepsilon_N}{d\alpha} = \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \frac{w_N}{w} \quad \mathbf{2-47}$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 4.44 \left[\frac{10 - 3\lambda}{7} \left(\frac{1}{A} - \frac{1}{1 + A^{1.7}} \right) \frac{1 - \frac{|Z_{HN}|}{b}}{\sqrt[3]{\frac{2X_{HN}}{b}}} \right]^{1.19} \quad \mathbf{2-48}$$

La altura entre el ala y el empenaje a utilizar Z_{HN} está comprendida entre el ala y la posición de la cuerda aerodinámica media del empenaje en dirección vertical, la cual puede ser fácilmente obtenida utilizando fórmulas para alas trapezoidales.

Seguidamente se calcula el parámetro de corrección por sidewash en la forma $\frac{w_N}{w \cos \Gamma}$ por medio de la ecuación 2-50.

$$\frac{w_N}{w \cos \Gamma} = \frac{w_B \cos \Gamma}{w \cos \Gamma} + \frac{w_{TN}}{w \cos \Gamma} = \frac{w_B}{w} + \frac{w_{TN}}{w_T \cos \Gamma} \frac{w_T}{w_B} \quad \mathbf{2-49}$$

$$\frac{w_N}{w \cos \Gamma} = \frac{w_B}{w} + \frac{w_{TN}}{w_T \cos \Gamma} \left(1 - \frac{w_B}{w} \right) \quad \mathbf{2-50}$$

Dónde $\frac{w_{TN}}{w_T \cos \Gamma}$ puede ser obtenido por medio de geometría siguiendo los siguientes pasos:

- Para la posición de la semi-envergadura del empenaje deseada trazar la línea que une el vórtice 1 con el punto donde estimar el parámetro, y elegir una velocidad (arbitrariamente) perpendicular a esta línea que es la generada por el vórtice 1, que llamaremos V_1 .
- La velocidad V_1 debe ser proyectada sobre el eje Z de la aeronave, y luego a lo obtenido proyectado nuevamente sobre el eje perpendicular al panel del empenaje analizado. De esta forma se obtiene $w_{T1} \cos \Gamma$.
- Seguidamente se proyecta la velocidad V_1 sobre el eje perpendicular al panel del empenaje analizado, quedando ambos parámetros con la misma dirección, pero distinta magnitud. Donde se obtiene w_{TN1} .
- Se calculan los aportes del vórtice que se encuentra en la otra semi-ala donde la velocidad V_2 se puede obtener directamente



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

como $V_2 = V_1 \frac{Y_1}{Y_2}$ donde Y_1, Y_2 son las distancias desde el vórtice hasta el punto analizado. Se descompone V_2 de la misma forma que V_1 con sus respectivos ángulos obteniendo $w_{T2} \cos \Gamma$ y w_{TN2} .

- Ya que los ángulos varían según la posición del empenaje donde se calculan las velocidades se calcula para distintas posiciones de la semi-envergadura del empenaje y se realiza una integral numérica ponderando con la cuerda local con la ecuación 2-52. Las velocidades para los demás puntos se calculan, sabiendo que la circulación Γ_{circ} es la misma, calculando la circulación para la velocidad adoptada y luego con esta calculando con las distancias a los distintos puntos a evaluar la velocidad correspondiente.

$$V = \frac{\Gamma_{circ}}{2\pi d} \quad 2-51$$

$$\frac{1}{\bar{c}_{emp}} \int_0^1 \frac{w_{TN}}{w_T \cos \Gamma} c d \left(\frac{y}{bt/2} \right) \quad 2-52$$

w_{TN} y $w_T \cos \Gamma$ son los aportes para cada punto que surgen de sumar los aportes de ambos vórtices.

$$w_{TN} = w_{TN1} + w_{TN2}$$
$$w_T = w_{T1} + w_{T2}$$

Por otro lado $\frac{w_B}{w}$ puede ser obtenido mediante la ecuación 2-53.

$$\frac{w_B}{w} = \frac{S_B^2}{S_B^2 + X^2 + X \sqrt{S_B^2 + X^2}} \quad 2-53$$

Donde S_B es la semi-envergadura del vórtice herradura y X es la distancia entre el centro aerodinámico del ala y el del empenaje.

Resultados:

$$\frac{w_N}{w} = 0.6011$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0.2806$$

$$\frac{d\varepsilon_N}{d\alpha} = 0.1687$$

$$\varepsilon_{0N} = -0.01266$$

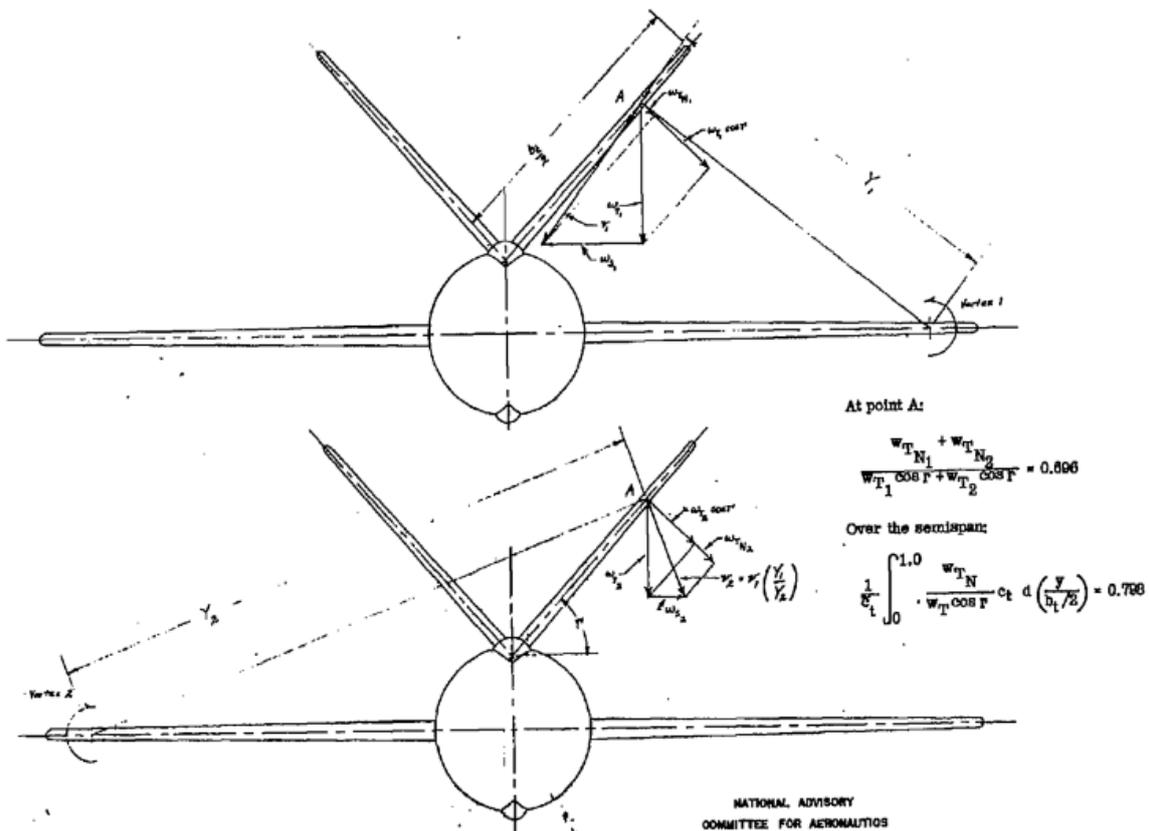


Figura: 2-29 Velocidades inducidas sobre un punto sobre el empenaje

$$\varepsilon_N = \varepsilon_{0N} + \frac{d\varepsilon_N}{d\alpha} \frac{C_L}{C_{L\alpha}} \quad 2-54$$

En el Capítulo 4 el ángulo de downwash normal será utilizado en la forma de la ecuación 2-54.



2.7 Efecto suelo

Al volar en cercanía de la superficie terrestre la aeronave ve incrementadas las pendientes de sustentación del ala y empenaje y el downwash se ve disminuido.

Las pendientes de sustentación fueron obtenidas utilizando el método de red de vórtices en XFLR5 ya que este permite tener en cuenta el efecto suelo.

Los resultados fueron obtenidos para una distancia al suelo de 0.5 (m).

$$C_{L\alpha wG} = 5.4 \left[\frac{1}{rad} \right]$$

$$C_{L\alpha nTG} = 5.19 \left[\frac{1}{rad} \right]$$

Se considera que por el efecto suelo el downwash se ve reducido a la mitad.

Capítulo 3. Propulsión

3.1 Introducción

Como fue establecido en el capítulo 1 la hélice a utilizar es de paso fijo por lo cual su rendimiento varía con la velocidad de la corriente libre y las RPM a las que el motor gira. Encontrar esta variación es uno de los principales objetivos de esta sección, además de la fuerza normal y el momento que esta produce. Esto servirá luego para encontrar las performances y estabilidad del VANT.

Para la obtención de las características de la hélice se utiliza la teoría combinada extraída de la referencia (McCormick, 1995), la cual surge de la combinación de dos teorías: la de cantidad de movimiento y la de elemento de pala.

3.2 Teoría de cantidad de movimiento

Esta teoría está basada en aproximar la hélice por un disco actuador infinitamente delgado a través del cual la presión estática se incrementa de forma discontinua.

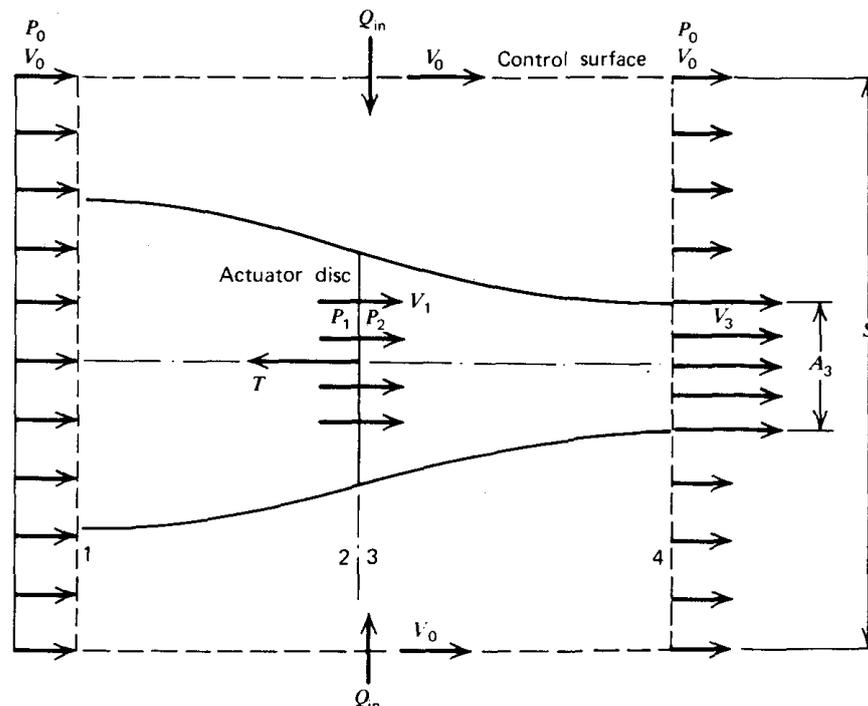


Figura: 3-1 Modelo de flujo idealizado para aplicar la teoría de cantidad de movimiento.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Para utilizar esta teoría se deben hacer las siguientes suposiciones:

1. La velocidad es constante sobre el disco.
2. La presión es uniforme sobre el disco.
3. La rotación impartida al flujo a medida que pasa a través de la hélice es despreciada.
4. El flujo pasando a través de la hélice puede ser separado del resto por un tubo de corriente bien definido.
5. El flujo es incompresible.

Como puede observarse a partir de la Figura: 3-1 el plano transversal 1 está lo suficientemente alejado de la hélice, mientras que el plano 4 se encuentra aguas abajo de esta. Los planos 2 y 3 están justo aguas arriba y aguas abajo del disco, respectivamente. En los planos 1 y 4 todas las líneas de corriente son paralelas, de esta forma la presión estática es constante e igual a la presión estática de la corriente libre p_0 .

En primer lugar, se debe considerar la ecuación de continuidad, a la entrada y salida de la superficie de control mostrada en la figura. Esta superficie posee un área transversal S .

Al aplicar el teorema de transporte de Reynolds para la conservación de la masa entre el plano 4 y 1 siendo que la densidad no varía (suposición de flujo incompresible) y considerando flujo estacionario se obtiene:

$$\Delta Q = A_3 V_3 + (S - A_3) V_0 - S V_0 \quad \mathbf{3-1}$$

ò

$$\Delta Q = A_3 (V_3 - V_0) \quad \mathbf{3-2}$$

Asumiendo el caso no trivial donde $V_3 \neq V_0$ se llega a la conclusión de que el flujo ΔQ debe estar entrando a la superficie de control a la largo de sus costados. Este flujo tiene una velocidad V_0 en dirección opuesta al empuje.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Aplicando la conservación del movimiento lineal a la superficie de control cilíndrica y notando que las presiones externas se cancelan, se obtiene:

$$T = \rho[A_3V_3^2 + (S - A_3)V^2] - \rho SV^2 - \rho \Delta QV \quad \mathbf{3-3}$$

Sustituyendo la expresión 3-1 en la ecuación 3-3 se obtiene:

$$T = \rho A_3 V_3 (V_3 - V) \quad \mathbf{3-4}$$

Siendo $\rho A_3 V_3$ el caudal másico pasando a través de la hélice.

El empuje T , también es igual a la diferencia de presiones que sufre el disco actuador multiplicado por el área del disco A .

$$T = A(p_2 - p_1) \quad \mathbf{3-5}$$

p_1 y p_2 pueden ser relacionadas aplicando la ecuación de Bernoulli antes de la hélice y aguas abajo de esta, dado que la ecuación no puede ser aplicada a través de la hélice ya que se agrega energía al flujo en esa sección.

$$p_0 + \frac{1}{2}\rho V^2 = p_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 \quad \mathbf{3-6}$$

$$p_0 + \frac{1}{2}\rho V_3^2 = p_2 + \frac{1}{2}\rho V_2^2 \quad \mathbf{3-7}$$

Sustrayendo la ecuación 3-7 de la ecuación 3-6 y dado que la velocidad es continua a través de la hélice queda

$$p_2 - p_1 = \frac{1}{2}\rho(V_3^2 - V^2) \quad \mathbf{3-8}$$

Utilizando que $A_3 V_3 = A V_1$ y combinando ecuaciones 3-4, 3-5 y 3-8 resulta en:

$$V_1 = \frac{(V_3 + V)}{2} \quad \text{3-9}$$

Lo cual indica que la velocidad a través de la hélice es igual al promedio de las velocidades aguas arriba y aguas abajo de esta. Ahora se escribe $V_3 = V + 2w$, donde w es la velocidad inducida por la hélice. Por ende $V_1 = V + 2w$ con lo cual se llega finalmente a la expresión del empuje:

$$T = 2\rho A(V + w)w \quad \text{3-10}$$

Hasta aquí llega el desarrollo de la teoría de conservación del movimiento ya que es la expresión del diferencial de tracción la que será utilizada para la teoría combinada.

3.3 Teoría del elemento de pala

Para poder predecir la performance de una hélice con mayor precisión es necesario examinar la aerodinámica de la pala en detalle.

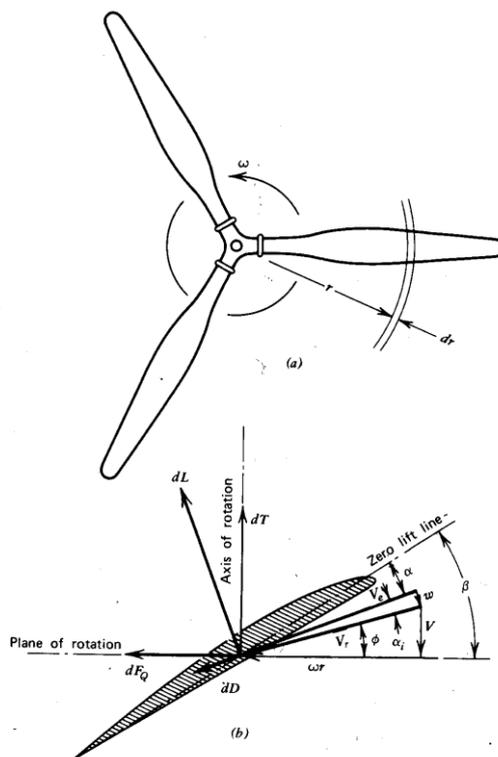


Figura: 3-2 Descripción del elemento de pala.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

En la Figura: 3-2 se presenta una hélice que gira con una velocidad angular ω (rad/s) y avanza en el aire con una velocidad V . Dos superficies cilíndricas concéntricas con el eje de rotación y separadas por una distancia dr cortan a la hélice en un radio r desde el eje. Además, se encuentra graficado el elemento de pala antes definido. En este caso se mira a lo largo de la pala. Las velocidades que influyen a este elemento se muestran relativas al elemento.

El ángulo de paso β está definido entre el eje perpendicular al eje de rotación y la línea de sustentación nula del perfil.

El desarrollo de las ecuaciones es llevado a cabo definiendo la variable $X = r/R$ donde r es variable y R es el radio total de la pala.

Refiriéndose a la Figura: 3-2(b), la contribución de un elemento de pala al empuje, T , y al torque, Q , será:

$$dT = dL \cos(\varphi + \alpha_i) - dD \sin(\varphi + \alpha_i) \quad \mathbf{3-11}$$

$$dQ = r[dL \sin(\varphi + \alpha_i) + dD \cos(\varphi + \alpha_i)] \quad \mathbf{3-12}$$

dL y dD son los diferenciales de fuerza de sustentación y resistencia, respectivamente. Similar a la teoría de ala finita, α_i es el ángulo de ataque inducido que resulta de la velocidad inducida w . dL y dD pueden ser calculados de la siguiente manera:

$$dL = \frac{1}{2} \rho V_e^2 c Cl dr \quad \mathbf{3-13}$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho V_e^2 c Cd dr \quad \mathbf{3-14}$$

La cuerda c es una función del radio r . Cd es función principalmente del Cl del perfil de la sección. En este caso al tratarse de un vehículo de baja velocidad también dependerá del número de Reynolds y del número de Mach. Cl puede hallarse a partir de:



$$Cl = Cl_{\alpha}(\beta - \varphi - \alpha_i) \quad \mathbf{3-15}$$

Siendo Cl_{α} la pendiente de sustentación del perfil de la hélice, calculada en 2.2.1.

Y la polar del perfil $Cd = C_{do} + k_1 Cl + k_2 Cl^2$ la estimada en la sección 2.5.2.

3.4 Teoría Combinada

Si se asume α_i y la relación resistencia-sustentación pequeños, entonces $V_e \simeq V_r$. La ecuación 3-11 se puede escribir para B palas como

$$dT = B\rho \frac{1}{2} V_r^2 c Cl_{\alpha}(\beta - \varphi - \alpha_i) \cos\varphi dr \quad \mathbf{3-16}$$

Ahora planteando el diferencial de empuje obtenido con la teoría de movimiento, y usando $w \simeq V_r \alpha_i$

$$dT = \rho(2\pi r dr)(V + V_r \alpha_i \cos\varphi) 2 V_r \alpha_i \cos\varphi \quad \mathbf{3-17}$$

Igualando ambas ecuaciones se obtiene la forma cuadrática para α_i .

$$\alpha_i^2 + \alpha_i \left(\frac{\lambda}{x} + \frac{\sigma Cl_{\alpha} V_r}{8x^2 V_T} \right) - \frac{\sigma Cl_{\alpha} V_r}{8x^2 V_T} (\beta - \varphi) = 0 \quad \mathbf{3-18}$$

$$\lambda = \frac{V}{\omega r}$$

$$V_r = VT\sqrt{(x^2 + \lambda^2)}$$

$$\sigma = \frac{Bc}{\pi R}$$

$$\varphi = \arctan \frac{\lambda}{x}$$

$$V_T = \omega R$$

$$x = \frac{r}{R}$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
del vuelo del UAV AUKAN

El ángulo inducido se convierte en

$$\alpha_i = \frac{1}{2} \left\{ -\frac{\lambda}{x} - \left(\frac{\sigma Cl_\alpha V_r}{8x^2 V_T} \right) + \left[\left(\frac{\lambda}{x} + \frac{\sigma Cl_\alpha V_r}{8x^2 V_T} \right)^2 + \frac{\sigma Cl_\alpha V_r}{2x^2 V_T} (\beta - \varphi) \right]^{\frac{1}{2}} \right\} \quad \mathbf{3-19}$$

Dada la geometría, la velocidad de avance y la velocidad angular se puede resolver la ecuación para α_i . Las ecuaciones 3-11 y 3-12 pueden ser integradas numéricamente para obtener el empuje y el torque. El empuje y la potencia se expresan en forma de coeficientes de la siguiente forma:

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^2} \quad \mathbf{3-20}$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad \mathbf{3-21}$$

Donde n es la velocidad de rotación en revoluciones por segundo y D es el diámetro de la hélice. De la Figura: 3-2, el ángulo del flujo resultante, φ , se puede determinar por la relación entre V y ωr .

$$\varphi = \arctan \frac{V}{\omega r} \quad \mathbf{3-22}$$

Además por conveniencia se define el radio de avance J .

$$J = \frac{V}{nD}$$

Siendo C_T y C_P funciones de J .

En forma adimensional las ecuaciones 3-11, 3-12, 3-13 y 3-14 pueden ser combinadas y expresadas como

$$C_T = \frac{\pi}{8} \int_{x_h}^1 (J^2 + \pi^2 x^2) \sigma [Cl \cos(\varphi + \alpha_i) - Cd \sin(\varphi + \alpha_i)] dx \quad \mathbf{3-23}$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$C_P = \frac{\pi}{8} \int_{x_h}^1 (J^2 + \pi^2 x^2) \sigma [C_l \sin(\varphi + \alpha_i) + C_d \cos(\varphi + \alpha_i)] dx \quad 3-24$$

x_h es la estación de la pala desde donde el perfil comienza a tener una forma aerodinámica, en este caso se utiliza $x_h = 0.2$. El procedimiento de cálculo es: dados la velocidad V , el diámetro D , la altura (para conocer la viscosidad y la densidad) y las RPM n , estimar para cada estación x el ángulo inducido α_i con la ecuación 3-19 siendo c y β funciones de x .

Seguidamente se calcula C_l y C_d (del perfil) donde estos dependen del número de Reynolds local.

$$Re = \frac{\rho V_R c}{\mu}$$

Finalmente por medio de las ecuaciones 3-23 y 3-24 se integra numéricamente.

Es necesario aclarar que β es el ángulo aerodinámico es decir hasta la línea de sustentación nula del perfil, ya que cuando se realiza la medición de los ángulos se obtienen los ángulos geométricos, los ángulos aerodinámicos son obtenidos por medio de:

$$\beta = \beta_g - \alpha_{lo}$$

Dado J y habiendo calculado C_T y C_P puede calcularse la eficiencia de la hélice η la cual será de gran utilidad a la hora de calcular las performances. Esta se define como el cociente entre la potencia útil y la potencia disponible.

$$\eta = \frac{TV}{P} = \frac{C_T J}{C_P} = \frac{P_{util}}{P_{disponible}} \quad 3-25$$

De la cual se deduce que será una función de J o expresado de otra forma de la velocidad de vuelo. Al tratarse de una hélice de paso fijo esta eficiencia tendrá un máximo a una velocidad fija para cada RPM.

3.5 Fuerza normal y momento de guiñada

Cuando la hélice se encuentra desplazando a un cierto ángulo de ataque con respecto de la corriente libre se produce una fuerza normal P_N paralela al plano de rotación de la hélice y un momento de guiñada N_p . Se sigue la línea del desarrollo anterior extraído de la referencia (McCormick, 1995) y en combinación con (D'Errico, Apuntes de Aerodinámica II, 2015).

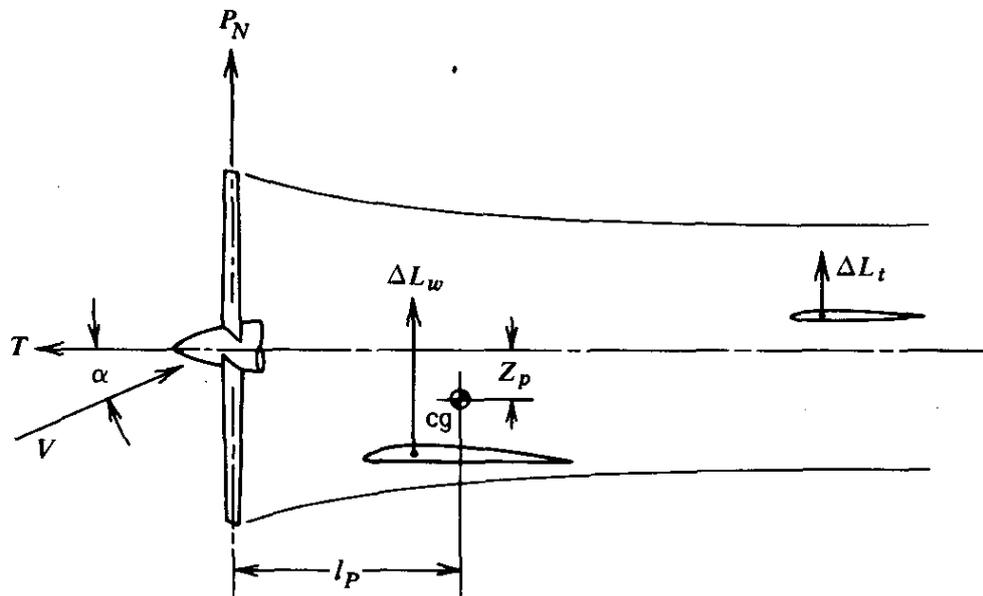


Figura: 3-3 Vista de la fuerza normal debida al ángulo de ataque de la hélice

La Figura: 3-3 muestra una vista lateral de una hélice a un ángulo de ataque α en el caso de estudio difiere la posición de la hélice, la cual se encuentra por detrás del empenaje.

Para $\alpha \neq 0$, el planteo es exactamente el mismo que en la teoría combinada pero con el diagrama de velocidades modificado por el ángulo de ataque de la hélice, en la Figura: 3-4 se muestra el elemento de pala en esta situación. Se llama ψ al ángulo de posición de la pala.

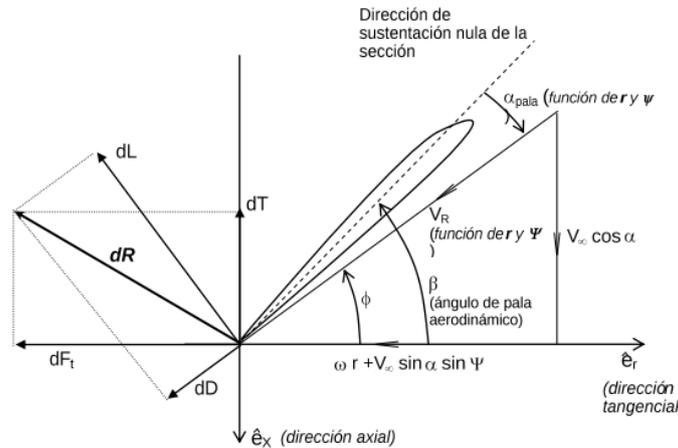


Figura: 3-4 Elemento de pala cuando el disco de la hélice se encuentra con ángulo de ataque.

El nuevo ángulo de ataque inducido se calcula con la ecuación 3-26.

$$\alpha_i = \frac{1}{2} \left\{ - \left(\frac{V_\infty \cos \alpha + \frac{C_{l\alpha Bc}}{8\pi r} V_r}{\omega r + V_\infty \sin \alpha \sin \psi} \right) + \left[\left(\frac{V_\infty \cos \alpha + \frac{C_{l\alpha Bc}}{8\pi r} V_r}{\omega r + V_\infty \sin \alpha \sin \psi} \right)^2 + \frac{C_{l\alpha Bc}}{8\pi r} \frac{V_r}{\omega r + V_\infty \sin \alpha \sin \psi} (\beta - \varphi) \right]^{\frac{1}{2}} \right\}$$

3-26

El diferencial de fuerza, dF / dr , y el diferencial de tracción pueden ser expresados en términos del diferencial de sustentación y de resistencia.

$$\frac{dF}{dr} = \frac{dL}{dr} \sin(\varphi + \alpha_i) + \frac{dD}{dr} \cos(\varphi + \alpha_i) \quad \mathbf{3-27}$$

$$\frac{dT}{dr} = \frac{dL}{dr} \cos(\varphi + \alpha_i) - \frac{dD}{dr} \sin(\varphi + \alpha_i) \quad \mathbf{3-28}$$

dF / dr tiene componentes de dP_N / dr , dirigida hacia arriba, y dY_p / dr dirigida hacia la derecha, entonces:

$$\frac{dP_N}{dr} = \frac{dF}{dr} \sin \psi \quad \mathbf{3-29}$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Ya que la fuerza varía con la posición de la pala, ψ , valores promedios son obtenidos al integrar la fuerza con respecto de ψ desde 0 a 2π y luego dividiendo por 2π .

$$P_N = \frac{B}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^R \frac{dF}{dr} \sin\psi \, dr d\psi \quad 3-30$$

Utilizando las componentes de las velocidades presentes la velocidad resultante V_R es

$$V_R = \sqrt{(\omega r + V \sin\alpha \sin\psi)^2 + (V_\infty \cos\alpha)^2} \quad 3-31$$

De esta forma los diferenciales dL / dr y dD / dr se convierten en:

$$\frac{dL}{dr} = \frac{1}{2} \rho ((\omega r + V \sin\alpha \sin\psi)^2 + (V_\infty \cos\alpha)^2) c C_l \quad 3-32$$

$$\frac{dD}{dr} = \frac{1}{2} \rho ((\omega r + V \sin\alpha \sin\psi)^2 + (V_\infty \cos\alpha)^2) c C_d \quad 3-33$$

El número de Reynolds para este caso se calcula de la misma forma que se utilizó para la teoría de cantidad de movimiento, pero utilizando la nueva velocidad resultante.

C_l varía con la posición de la pala ψ como así también lo hace V_R . Suponiendo flujo cuasi estacionario, C_l se escribe como:

$$C_l = C_{l_\alpha} (\beta - \varphi - \alpha) \quad 3-34$$

$$\text{Con } \varphi = \arctan\left(\frac{V_\infty \cos\alpha}{\omega r + V \sin\alpha \sin\psi}\right)$$

Entonces la fuerza normal es:

$$P_N = \frac{B}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^R \left(\frac{dL}{dr} \sin(\varphi + \alpha) + \frac{dD}{dr} \cos(\varphi + \alpha) \right) \sin\psi \, dr d\psi \quad 3-35$$



Por otro lado, el diferencial del momento de guiñada es:

$$dN_p = \left(\frac{dL}{dr} \cos(\varphi + \alpha_i) - \frac{dD}{dr} \sin(\varphi + \alpha_i) \right) r \sin \psi dr \quad 3-36$$

Y el momento correspondiente:

$$N_p = \frac{B}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^R \left(\frac{dL}{dr} \cos(\varphi + \alpha_i) - \frac{dD}{dr} \sin(\varphi + \alpha_i) \right) r \sin \psi dr d\psi \quad 3-37$$

3.6 Cálculos

En el Capítulo 2 se establecieron las características aerodinámicas del perfil que dependen del N° de Reynolds, estas son cd_0 , k_1 , k_2 , Cl_α y α_{i0} . Para su utilización se calculó el N° de Reynolds local en cada estación de la pala, y por medio de polinomios expresados en función de este se encontraron las características aerodinámicas locales, para luego ser utilizadas en la integral numérica.

En la Figura: 3-5 se muestra la distribución de ángulo de paso geométrico, medido de la hélice que utiliza el VANT y en la Tabla 3-1 la distribución de cuerda:

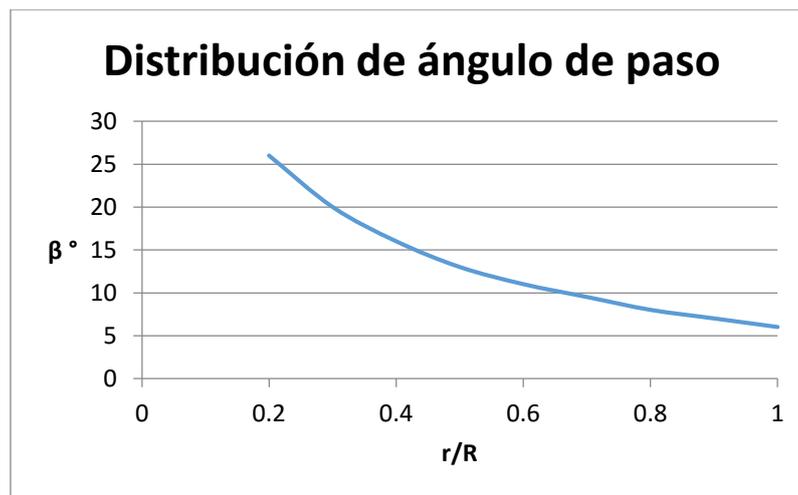


Figura: 3-5 Distribución de ángulo de paso

X	Cuerda (m)
0.2	0.049
0.3	0.055
0.4	0.06
0.5	0.06
0.6	0.059
0.7	0.053
0.8	0.046
0.9	0.037
1	0.022

Tabla 3-1 Distribución de cuerda de la pala

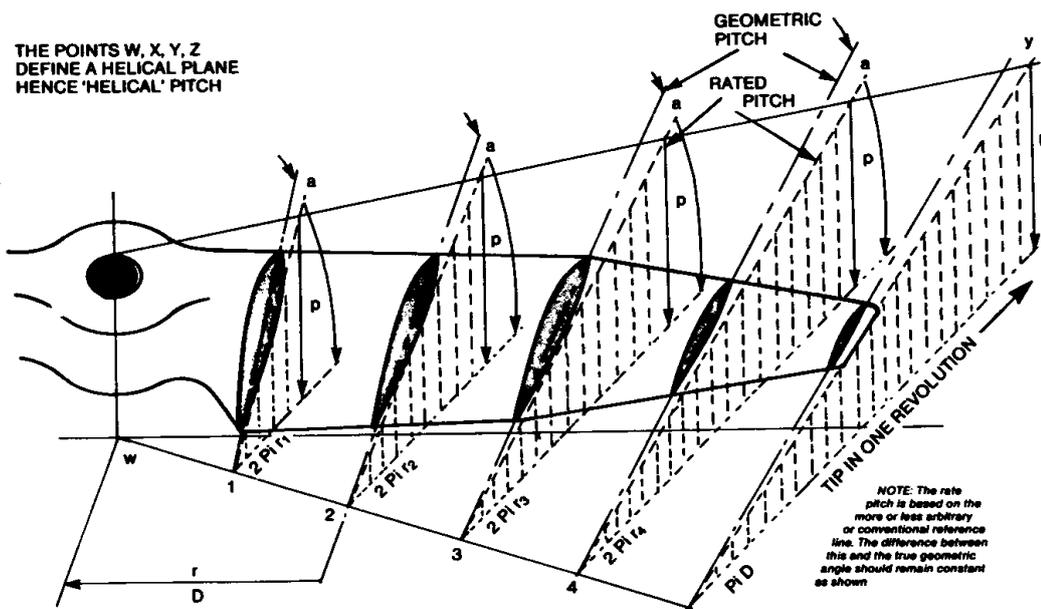


Figura: 3-6 Distribución de ángulo de paso y cuerda para distintas estaciones

La integración para encontrar C_T y C_P ha sido realizada por medio de una integral de trapecio

$$I = \sum \left(\frac{f(x_{i+1}) + f(x_i)}{2} \right) (x_{i+1} - x_i)$$

Con una discretización de 100 intervalos de la sección que va desde el 20% de la pala hasta el 100% de esta.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Los pasos a seguir son:

1. En cada estación de la pala se calcula la velocidad resultante la cual se compone de la velocidad de vuelo y la velocidad tangencial impartida por la rotación.
2. Una vez hallada la velocidad resultante, con la cuerda y dada la altura se llega al N° de Reynolds local.
3. Con este se encuentran las características correspondientes al perfil Clark Y en el régimen correspondiente.
4. Por último se realiza la integral numérica que se ha desarrollado anteriormente de C_T y C_P .

Este procedimiento se realiza para distintas velocidades de vuelo para luego calcular el rendimiento como función de esta. La elección de expresar el rendimiento η en función de la velocidad y no en función de J se debe a que de esta forma es más simple de utilizar para el cálculo de estabilidad y performances.

La suposición de que el flujo es incompresible al plantear la teoría de cantidad de movimiento resulta cuestionable debido a que en algunos casos en la zona de puntera la pala se desplaza a gran velocidad causando que el cálculo pierda precisión. Con el fin de tener en cuenta en alguna medida el efecto de la compresibilidad y disminuir el error se han hecho correcciones por medio de cambios en la pendiente de sustentación aplicable a flujo subcrítico extraído de la referencia (McCormick, 1995).

Para Mach > 0.3

$$cl_{\alpha} = \frac{cl_{\alpha inc}}{\sqrt{1 - (M)^2}} \quad \mathbf{3-38}$$

Donde M es el número de Mach y $cl_{\alpha inc}$ es la pendiente de sustentación calculada anteriormente para flujo incompresible.

Esta corrección resulta aplicable con mayor precisión para Mach menor a 0.8. Para establecer bajo qué condiciones operará es necesario conocer las características de la planta motora.



Otra restricción utilizada es que se ha tomado un C_{lmax} constante y se ha supuesto arbitrariamente que en el caso de superar el coeficiente de sustentación máxima la sustentación vale cero.

En la Figura: 3-7 se muestra el rendimiento de la hélice en función de la velocidad de vuelo.

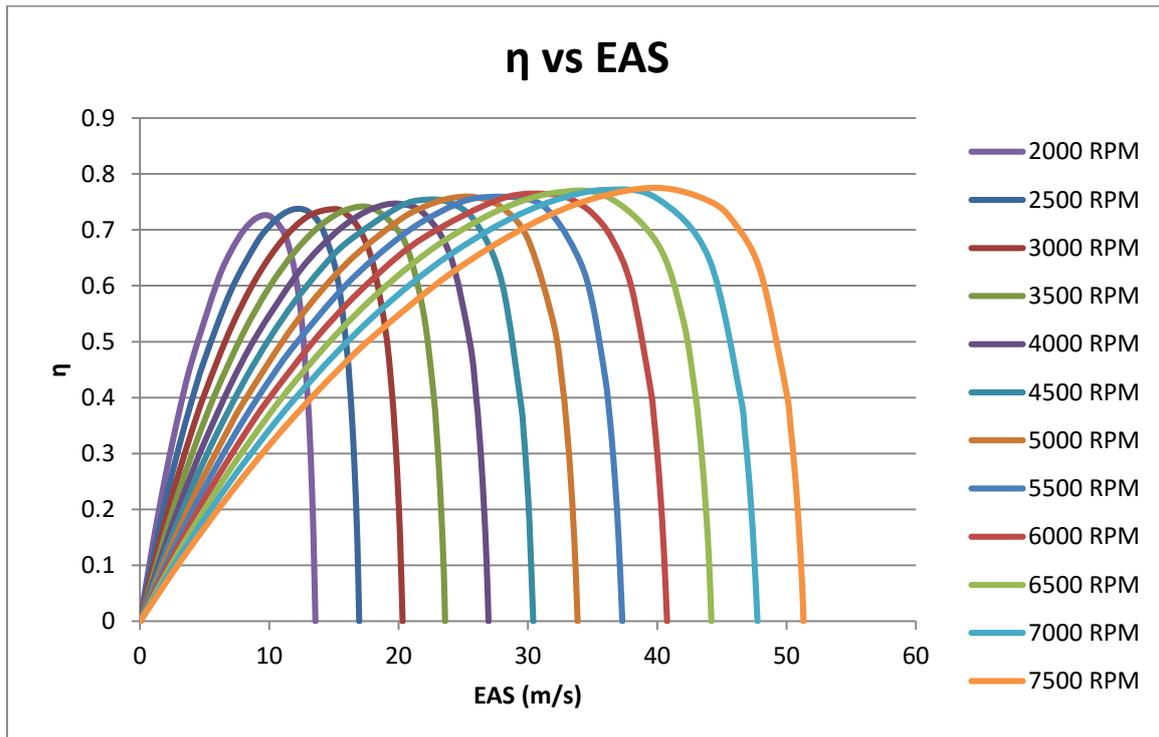


Figura: 3-7 Rendimiento propulsivo en función de la velocidad de vuelo

Los cálculos realizados son a nivel del mar, aunque el rendimiento de la hélice varía muy poco con la altura como se muestra al final de este capítulo.

3.6.1 Sistema motor-hélice

El motor funciona entre 1500 (ralentí) y 8500 RPM. EN primer lugar, resulta necesario un análisis de Mach de puntera para corroborar que no se produzcan efectos de compresibilidad que afecten el correcto funcionamiento.

El modelo utilizado para los cálculos contempla efectos de compresibilidad hasta flujo subcrítico es decir hasta $Mach=0.8$ hacer esta suposición resulta confiable. Más allá de este límite se debe verificar que porcentaje del radio está afectado por flujo que podría ser



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

transónico. La hélice bajo ninguna circunstancia debe superar el flujo sónico es decir $Mach=1$. Se establecen los límites por medio del grafico siguiente:

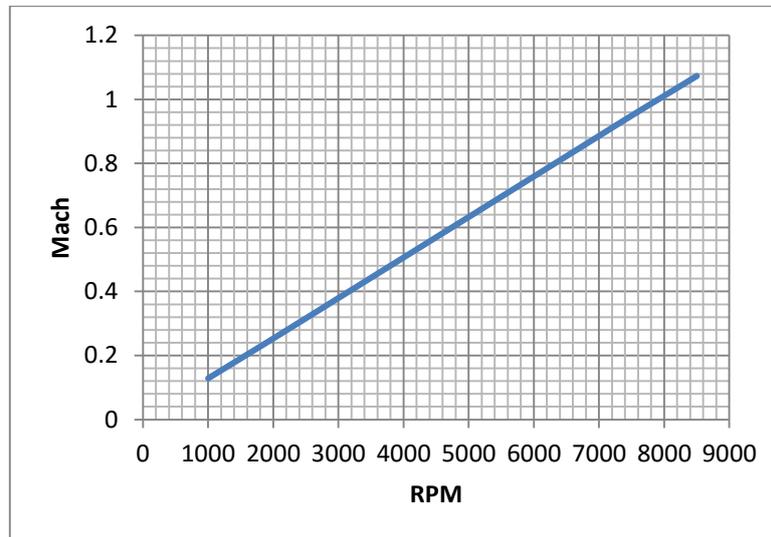


Figura: 3-8 Mach de puntera

Como puede apreciarse en la Figura: 3-8 a partir de aproximadamente 6400 RPM la puntera supera $Mach=0.8$ a nivel del mar y alrededor de 8000 RPM se llega al flujo sónico en la puntera. Por lo tanto, no es posible utilizar la hélice con el motor a las máximas RPM de todas formas en la realidad al acercarse a las RPM críticas la resistencia se incrementa en gran medida por lo cual el motor tenderá a frenarse.

Además, en estos cálculos se ha incluido el aporte de la velocidad de vuelo, aunque este es muy bajo en comparación con la velocidad provista por la rotación.

En porcentaje del radio la zona afectada por flujo a Mach mayor que 0.8 es:

RPM	Mpuntera	% a $M>0.8$
6400	0.8	0
6700	0.85	6
7000	0.89	10
7500	0.95	17
7700	0.97	18

Tabla 3-2 Mach de puntera y porcentaje de la pala a $M>0.8$ para distintas RPM



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

En base a este análisis se recomienda limitar la utilización del motor con la hélice a alrededor de 7000RPM lo cual se corresponde con un 90% de la potencia total el eje del motor. De todas formas, es aconsejable que se realicen ensayos del conjunto motor hélice para corroborar cuáles son sus máximas prestaciones.

La relación entre la potencia en el eje y las RPM se obtuvo por medio de una extrapolación en base a un estudio realizado en un motor con características similares de menor potencia, datos que fueron extraídos de la referencia (Moulton, 2007). Los resultados se muestran en la siguiente tabla.

RPM	Pot HP	Pot Watt
1300	0	0
2500	3	2237.1
3500	6	4474.2
4500	9	6711.3
5500	11.7	8724.69
6500	14.5	10812.65
7500	16.7	12453.19

Tabla 3-3 Potencia en función de las RPM

Conociendo la potencia que entrega el motor a las distintas RPM se puede calcular la potencia disponible con el rendimiento de la hélice.

$$Pot = SHP \eta \quad \mathbf{3-39}$$

SHP es la potencia en el eje del motor (En este caso en Watt).

Para este caso y siendo que no se cuenta con mediciones para este motor, se toma una caída de la potencia con la altura:

$$SHP = ESHP \sigma^{1.2} \quad \mathbf{3-40}$$

ESHP es la potencia a nivel del mar.

En la Figura: 3-9 se muestra la potencia disponible para distintas RPM.

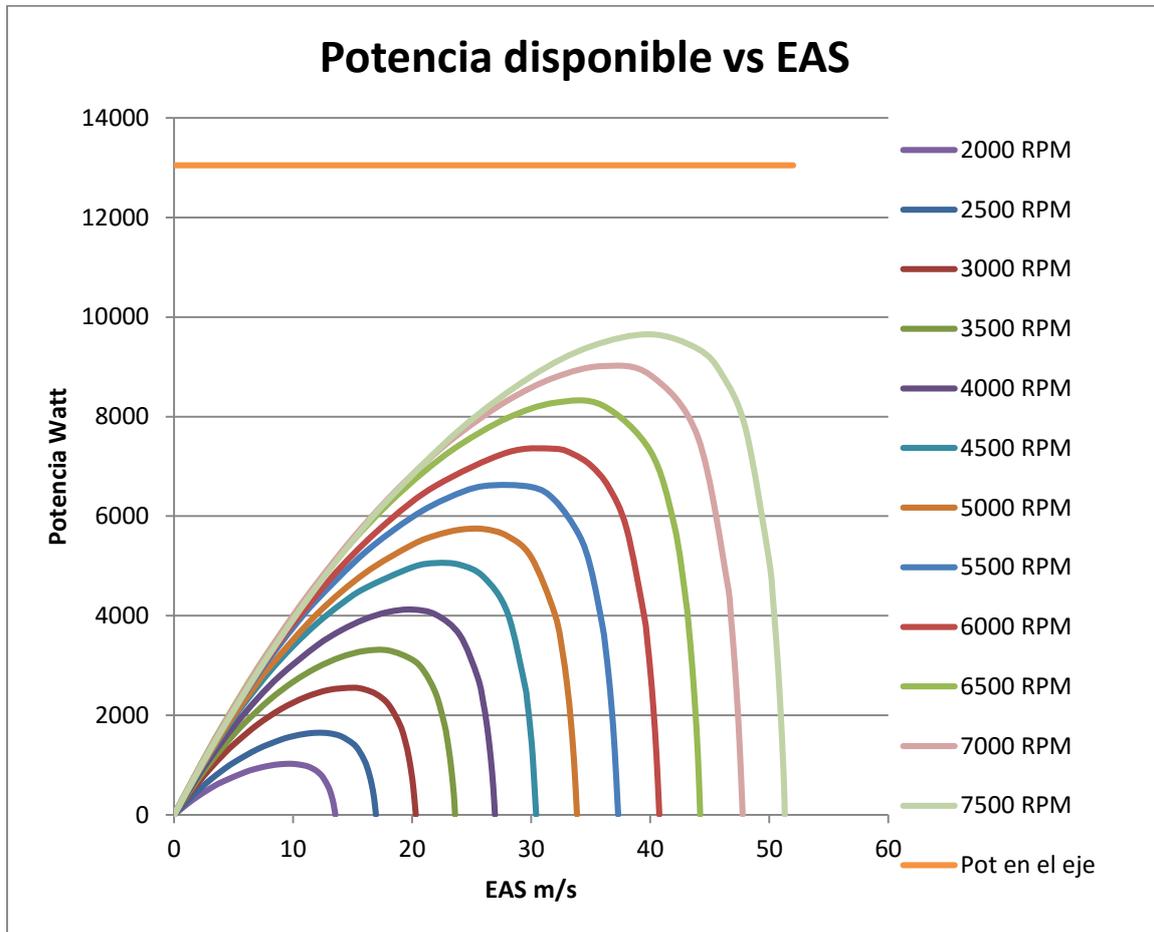


Figura: 3-9 Potencia disponible en función de la velocidad de vuelo para distintas RPM

En la parte superior se puede observar la potencia máxima en el eje del motor, lo cual muestra que existe una parte importante de la potencia que no es posible utilizar.

De la misma forma en la Figura: 3-10 se presenta la variación del empuje con la velocidad.

Siendo el empuje T calculado con la ecuación 3-41.

$$T = \frac{SHP \eta}{V} \quad \text{3-41}$$

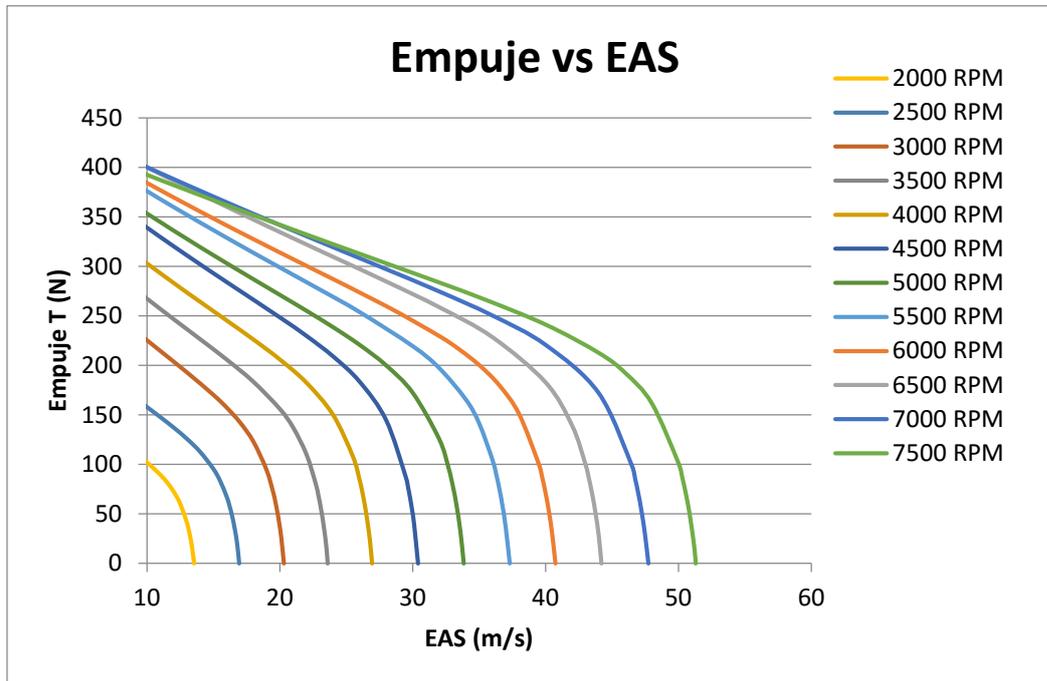


Figura: 3-10 Empuje en función de la velocidad de vuelo para distintas RPM

La curva a 7500 RPM se presenta a modo ilustrativo.

3.6.2 Cálculos de fuerza normal y momento de guiñada.

Los resultados fueron obtenidos de forma similar a lo realizado para obtener el rendimiento con las correspondientes ecuaciones desarrolladas en la teoría. La diferencia radica en que en este caso se debe calcular una integral doble y realizarse para una serie de velocidades como así también para una serie de ángulos de ataque.

El procedimiento numérico de la integral doble consistió en calcular la integral con respecto del radio que se realiza de la misma forma como se realizó para el rendimiento, para distintos ángulos de posición de la pala ψ que van desde 0 a 2π para luego integrar con respecto de la posición angular para toda una revolución de la hélice.

La discretización de ángulos de posición se realizó cada 20° .

Los resultados de fuerza normal se muestran entre la Figura: 3-11 y Figura: 3-18. En el Capítulo 4 los valores de fuerza normal y momento de guiñada han sido calculados directamente para cada caso.



Fuerza normal de la hélice en función de la velocidad equivalente

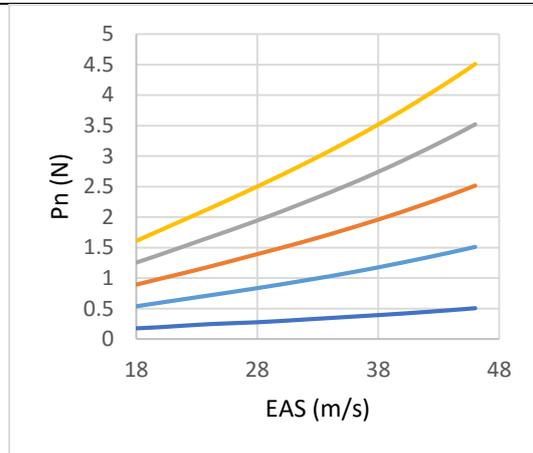


Figura: 3-11 7000 RPM

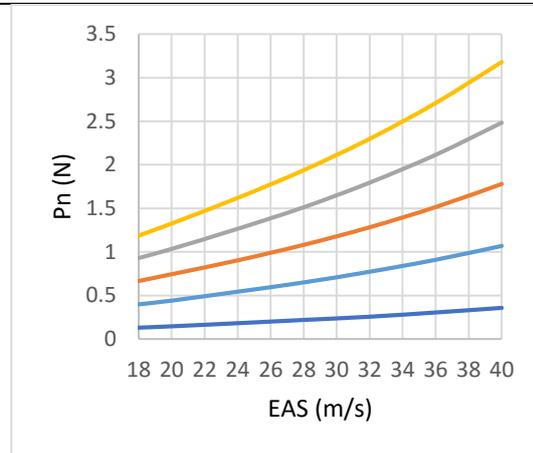


Figura: 3-12 6000 RPM

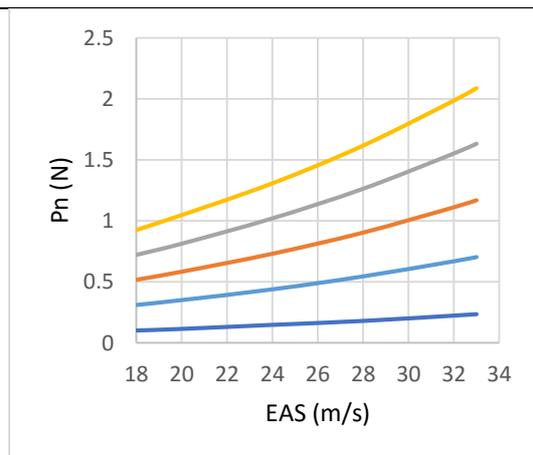


Figura: 3-13 5000 RPM

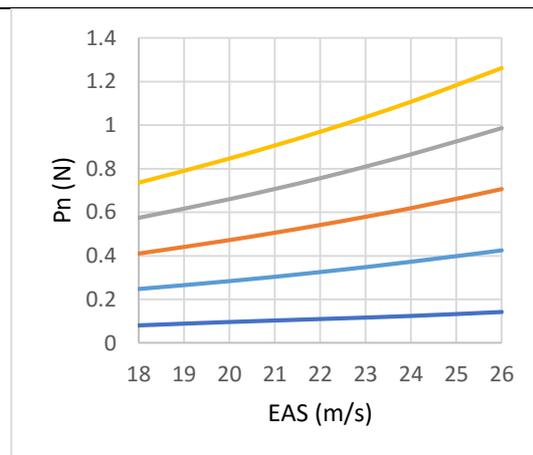


Figura: 3-14 4000 RPM

$\alpha=1^\circ$ $\alpha=3^\circ$ $\alpha=5^\circ$ $\alpha=7^\circ$ $\alpha=9^\circ$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Momento de guiñada de la hélice en función de la velocidad equivalente

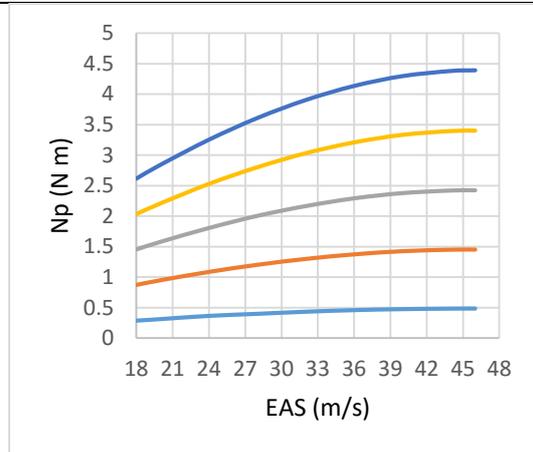


Figura: 3-15 7000 RPM

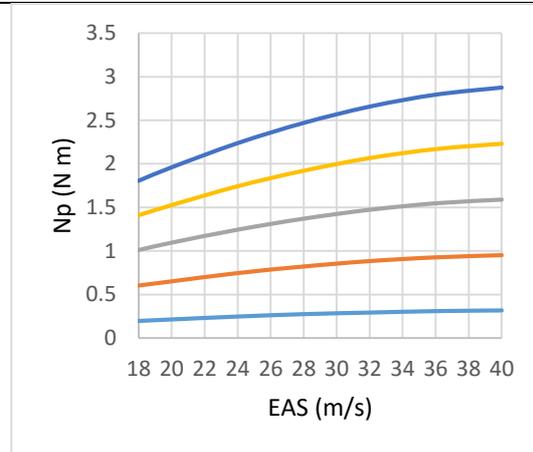


Figura: 3-16 6000 RPM

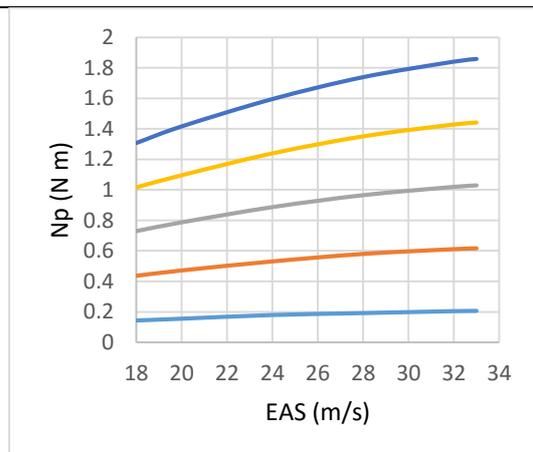


Figura: 3-17 5000 RPM

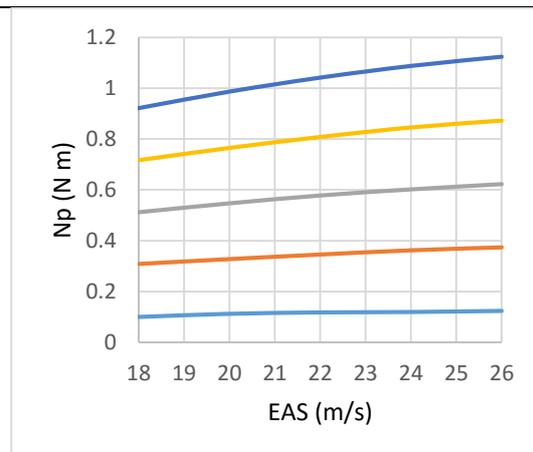


Figura: 3-18 4000 RPM

— $\alpha = 1^\circ$ — $\alpha = 3^\circ$ — $\alpha = 5^\circ$ — $\alpha = 7^\circ$ — $\alpha = 9^\circ$



3.7 Comparación de resultados de rendimiento para distintas alturas

Por último, en este capítulo se muestra en la Figura: 3-19 como para el caso crítico, bajas RPM y la mayor altura a la que se calculan las performances, la variación entre los rendimientos es pequeña por lo cual en este trabajo se asume la hipótesis de que el rendimiento no varía con la altura.

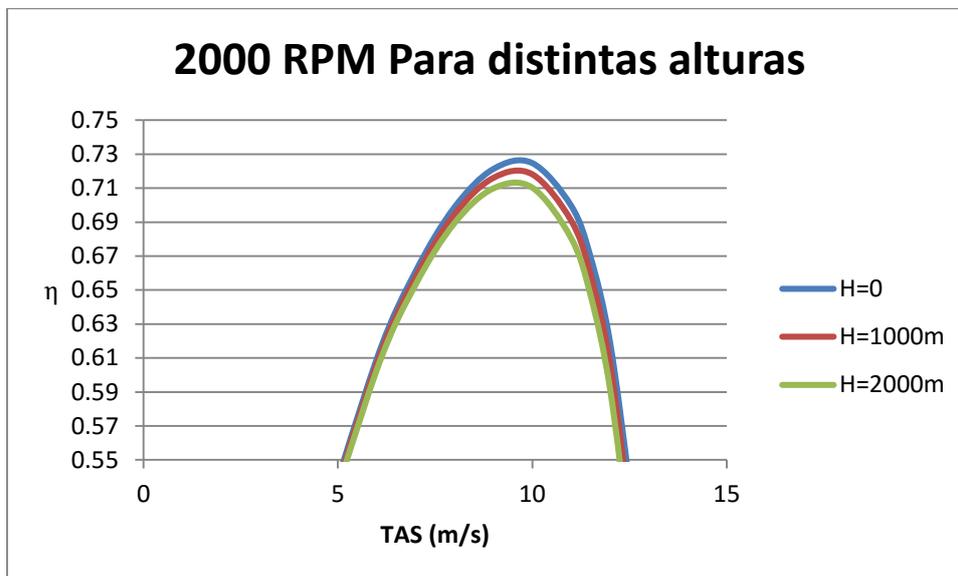


Figura: 3-19 Comparación de rendimiento para 2000 RPM a distintas alturas



Capítulo 4. Estabilidad y equilibrio

4.1 Introducción

A continuación, se desarrollan las ecuaciones que rigen el equilibrio estático longitudinal, extraídas de la referencia (Perkins, 1949).

4.2 Equilibrio estático longitudinal

Para desarrollar las ecuaciones del equilibrio estático longitudinal se debe tomar momento con respecto al eje y de la aeronave el cual pasa a través del centro de gravedad, CG , e igualar a cero la suma de sus componentes.

Suposiciones: Se asume que el ala y el empenaje puede ser reemplazados por su cuerda aerodinámica media (CAM). Además, se asume que el centro aerodinámico en la CAM es el punto con respecto al cual el coeficiente de momento de cabeceo propio de esta superficie no varía con el coeficiente de sustentación. Las fuerzas y momentos que actúan sobre la superficie a ser sustituida por la CAM, pueden ser representadas por una fuerza de sustentación y una de resistencia actuando en el centro aerodinámico, junto con un momento de cabeceo con respecto al centro aerodinámico, como se ve en la Figura: 4-1.

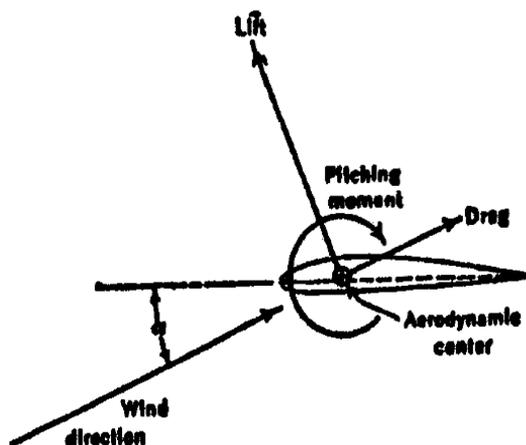


Figura: 4-1 Fuerzas aerodinámicas en un perfil

Las fuerzas y momentos actuando en una aeronave con hélice en molinete están representadas en la Figura: 4-2, los ángulos i_w e i_t son los calajes del ala y el empenaje horizontal con respecto al eje de la

aeronave, ε es el ángulo de downwash promedio detrás del ala en el empenaje.

La sustentación y la resistencia por definición siempre son perpendicular y paralela al viento respectivamente por lo tanto no resultan prácticas para trabajar en las ecuaciones de equilibrio, Por esta razón todas las fuerzas se descomponen en una componente normal N y otra tangencial C , las cuales son fijas al eje de la aeronave.

De esta forma se tiene que:

$$N = L \cos(\alpha_w - i_w) + D \sin(\alpha_w - i_w) \quad 4-1$$

$$C = D \cos(\alpha_w - i_w) - L \sin(\alpha_w - i_w) \quad 4-2$$

Tomando la sumatoria de momentos con respecto al CG se obtiene:

$$M_{cg} = N x_a + C z_a + M_{ca} + M_{fus} + M_{nac} + M_{act} + C_t h_t - N_t l_t \quad 4-3$$

Para que se dé el equilibrio es necesario que M_{cg} sea cero.

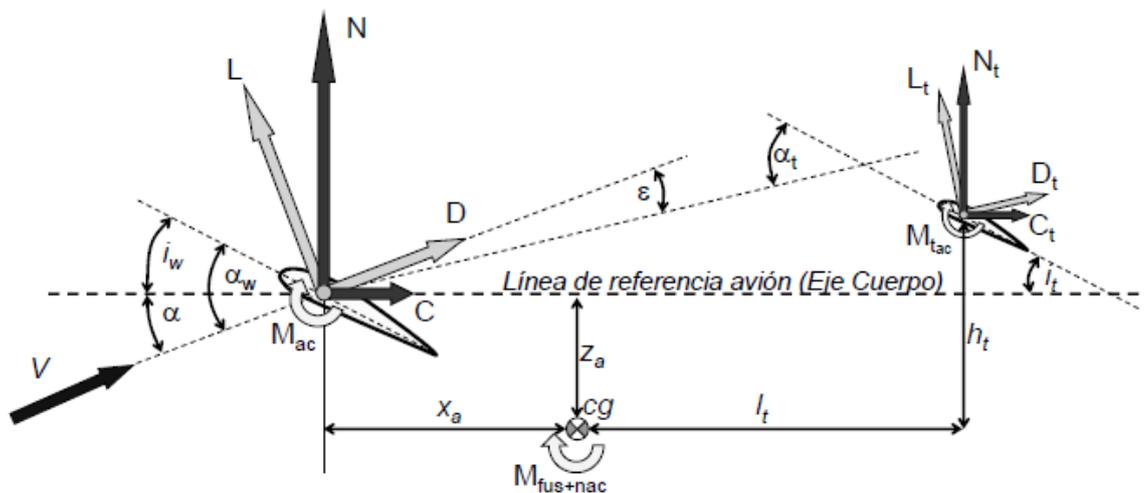


Figura: 4-2 Fuerzas y momentos en el plano de simetría.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Por conveniencia se lleva la ecuación anterior a su forma en coeficientes lo cual se logra dividiendo cada termino por $qS_w\bar{c}$ donde q es la presión dinámica, S_w es la superficie alar, y \bar{c} la cuerda aerodinámica media. La relación de presiones dinámicas $\frac{q_t}{q}$ se representa como η_t .

$$Cm_{cg} = C_N \frac{x_a}{\bar{c}} + C_C \frac{z_a}{\bar{c}} + Cm_{ca} + Cm_{fus+nac} + Cm_{act} \frac{S_t}{S_w} \frac{ct}{\bar{c}} \eta_t + C_{Ct} \frac{S_t}{S_w} \frac{ht}{\bar{c}} \eta_t - C_{Nt} \frac{S_t}{S_w} \frac{lt}{\bar{c}} \eta_t$$

4-4

El quinto término resulta despreciable ya que las relaciones de área y cuerdas hacen que este sea muy pequeño. Por otro lado, el sexto término el cual se corresponde con la fuerza horizontal en el empenaje (en ejes cuerpo), también es despreciado por ser pequeño respecto a los demás.

$$Cm_{cg} = C_N \frac{x_a}{\bar{c}} + C_C \frac{z_a}{\bar{c}} + Cm_{ca} + Cm_{fus+nac} - C_{Nt} \frac{S_t}{S_w} \frac{lt}{\bar{c}} \eta_t \quad \mathbf{4-5}$$

El equilibrio sin tener en cuenta los efectos de la potencia se logrará al C_{Lw} que haga que la ecuación 4-5 sea cero, por lo cual una forma práctica de ver el equilibrio es a partir de la curva Cm_{cg} vs C_{Lw} .

Para que una aeronave sea estable la pendiente de esta curva debe ser negativa, lo cual implica que ante un incremento de C_{Lw} aparecerá un momento de cabeceo a picar que reduzca el C_{Lw} . La pendiente de la curva puede ser encontrada diferenciando la ecuación 4-5 con respecto de C_{Lw} , o viendo directamente la pendiente de la curva Cm_{cg} vs C_{Lw} .

$$\frac{dCm_{cg}}{dC_{Lw}} = \frac{dC_N}{dC_L} \frac{x_a}{\bar{c}} + \frac{dC_C}{dC_L} \frac{z_a}{\bar{c}} + \frac{dCm_{ca}}{dC_L} + \frac{dCm_{fus+nac}}{dC_L} - \frac{dC_{Nt}}{dC_L} \frac{S_t}{S_w} \frac{lt}{\bar{c}} \eta_t$$

4-6

4.1.1 Contribución del ala

La contribución del ala al equilibrio estático longitudinal de la aeronave puede ser analizada estudiando los primeros 3 términos de



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

la ecuación 4-5. Para expresar estos términos en función del coeficiente de sustentación, se puede utilizar las ecuaciones 4-1 y 4-2, en forma de coeficientes

$$C_N = C_{Lw} \cos(\alpha_w - i_w) + C_D \sin(\alpha_w - i_w) \quad \mathbf{4-7}$$

$$C_c = C_D \cos(\alpha_w - i_w) - C_{Lw} \sin(\alpha_w - i_w) \quad \mathbf{4-8}$$

$$\alpha_w = \alpha_{0w} + \frac{d\alpha}{dC_{Lw}} C_{Lw}$$

Las pendientes $\frac{dC_N}{dC_{Lw}}$ y $\frac{dC_c}{dC_{Lw}}$ se obtienen diferenciando las ecuaciones. 4-7 y 4-8 con respecto de C_{Lw} :

$$\begin{aligned} \frac{dC_N}{dC_{Lw}} &= \cos(\alpha_w - i_w) - C_{Lw} \sin(\alpha_w - i_w) \frac{d\alpha}{dC_{Lw}} + \frac{dC_D}{dC_{Lw}} \sin(\alpha_w - i_w) \\ &\quad + C_D \cos(\alpha_w - i_w) \frac{d\alpha}{dC_{Lw}} \end{aligned} \quad \mathbf{4-9}$$

$$\begin{aligned} \frac{dC_c}{dC_{Lw}} &= \frac{dC_D}{dC_{Lw}} \cos(\alpha_w - i_w) - C_D \sin(\alpha_w - i_w) \frac{d\alpha}{dC_{Lw}} - C_{Lw} \cos(\alpha_w - i_w) \frac{d\alpha}{dC_{Lw}} \\ &\quad - \sin(\alpha_w - i_w) \end{aligned} \quad \mathbf{4-10}$$

Dado que el ángulo de ataque es usualmente un ángulo pequeño, se puede aproximar $\cos(\alpha - i_w) \cong 1$ y $\sin(\alpha - i_w) \cong 0$, y dado que C_D es pequeño con respecto a la unidad se llega a las siguientes simplificaciones:

$$\frac{dC_N}{C_{Lw}} = 1 \quad \mathbf{4-11}$$

$$\frac{dC_c}{dC_{Lw}} = \frac{dC_D}{dC_{Lw}} - C_{Lw} \frac{d\alpha}{dC_{Lw}} \quad \mathbf{4-12}$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$\text{Con } \frac{dC_{Lw}}{d\alpha} = C_{L\alpha}$$

Para el caso de polar parabólica completa queda:

$$\frac{dC_c}{dC_{Lw}} = K_{1w} + 2 K_{2w} C_{Lw} - \frac{C_{Lw}}{C_{L\alpha}} \quad \mathbf{4-13}$$

Debido a que el centro aerodinámico es la posición donde el coeficiente de momento de cabeceo con respecto a ese punto no varía con el ángulo de ataque, y por lo tanto tampoco lo hace con respecto del coeficiente de sustentación, $\frac{dC_{mca}}{dC_{Lw}} = 0$.

De esta forma la contribución del ala a la pendiente del momento de cabeceo es:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_{Lw}}\right)_{ALA} = \frac{x_a}{\bar{c}} + C_{Lw} \left(2K_{2w} - \frac{1}{C_{L\alpha}}\right) \frac{z_a}{\bar{c}} + K_{1w} \frac{z_a}{\bar{c}} \quad \mathbf{4-14}$$

Tanto $C_{L\alpha}$ como C_{D0} , K_{1w} y K_2 dependen del N° de Reynolds.

La contribución del ala a la ecuación de momentos con las simplificaciones realizadas queda:

$$C_{mcg} = C_{Lw} \frac{X_a}{\bar{c}} + (C_D - C_{Lw}(\alpha_w - i_w)) \frac{z_a}{\bar{c}} + C_{mca} \quad \mathbf{4-15}$$

4.1.2 Contribución del empenaje

La contribución del empenaje a la estabilidad longitudinal estática puede ser analizada estudiando el último término de la ecuación 4-6. La derivativa $\frac{dC_{Ni}}{dC_L}$ no es similar a la unidad como fue asumido en el caso del ala debido a los efectos del downwash del ala, para este desarrollo se toman las ecuaciones de la referencia (NACA TN 1478, 1947).

Como se ha establecido en la sección 2.2.4 cada uno de los dos paneles que conforman el empenaje en V retienen aproximadamente sus características de sustentación normales a su superficie. Haciendo uso



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

de esto se ha desarrollado la teoría para conocer la sustentación del empenaje.

Llamamos con el subíndice N a las características perpendiculares a la superficie de cada panel.

El coeficiente de sustentación del empenaje completo en el plano de simetría es:

$$C_{LT} = C_{LN} \cos \Gamma$$

$$C_{LN} = C_{L\alpha N} \alpha_N$$

Ambos coeficientes de sustentación están basados en la superficie no proyectada.

$$\alpha_N = \alpha \cos \Gamma - \varepsilon_N = (\alpha_w + i_t - i_w) \cos \Gamma - \varepsilon_{N0} - \frac{d\varepsilon_N}{d\alpha} \frac{C_{Lw}}{C_{L\alpha}} \quad \mathbf{4-16}$$

$$\alpha_w = \alpha_{0w} + \frac{d\alpha}{dC_L} C_{Lw}$$

$$\varepsilon_N = \varepsilon_{N0} + \frac{d\varepsilon_N}{d\alpha} \frac{C_{Lw}}{C_{L\alpha}} \quad \mathbf{4-17}$$

De esta forma:

$$C_{Mt} = -C_{L\alpha N} \left(\left(\alpha_{0w} + \frac{C_{Lw}}{C_{L\alpha}} + i_t - i_w \right) \cos \Gamma - \frac{d\varepsilon_N}{d\alpha} \frac{C_{Lw}}{C_{L\alpha}} - \varepsilon_{N0} \right) \cos \Gamma \frac{St}{S_w} \frac{lt}{\bar{c}} \eta t \quad \mathbf{4-18}$$

Al término $\frac{St}{S_w} \frac{lt}{\bar{c}}$ se le denomina volumen de cola V_H , con lt comprendido entre el centro aerodinámico del empenaje y el centro de gravedad.

A esta ecuación se la puede separar en la parte que depende de C_{Lw} que determinara su aporte a la estabilidad y la parte constante que contribuye solo al trimado.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$C_{Mt} = -\frac{C_{L\alpha N}}{C_{L\alpha}} C_{LW} \left(\cos \Gamma - \frac{d\varepsilon_N}{d\alpha} \right) \cos \Gamma V_H \eta t - C_{L\alpha N} \left(\alpha_{0w} + i_t - i_w - \frac{\varepsilon_{N0}}{\cos \Gamma} \right) (\cos \Gamma)^2 V_H \eta t$$

4-19

La contribución a la estabilidad del empenaje resulta en:

$$\frac{dC_{Mt}}{dC_{LW}} = -\frac{C_{L\alpha N}}{C_{L\alpha}} \left(\cos \Gamma - \frac{d\varepsilon_N}{d\alpha} \right) \cos \Gamma V_H \eta t \quad \mathbf{4-20}$$

4.1.3 Contribución del fuselaje

El efecto que tiene el fuselaje en la estabilidad se ha desarrollado en la sección 2.4.2. El aporte de este es desestabilizante.

Como se calculó la variación del coeficiente de momento del fuselaje con respecto del ángulo de ataque del fuselaje el momento del fuselaje se expresa como:

$$C_{mF} = \frac{dC_{mF}}{d\alpha_{fus}} \alpha_{fus} + C_{m0F} + \Delta C_{mF}(\alpha_{fus}) \quad \mathbf{4-21}$$

Con:

$$\alpha_{fus} = \frac{C_{LW}}{C_{L\alpha w}} - i_w + \alpha_{L0w}$$

$$\Delta C_{mF} = -0.1519 \alpha_{fus} (2.0895 - x_{cg})$$

Por lo tanto:

$$C_{mF} = \left(\frac{dC_{mF}}{d\alpha_{fus}} - 0.1519 (2.0895 - x_{cg}) \right) \alpha_{fus} + C_{m0F}$$

$$C_{mF} = \left(\frac{dC_{mF}}{d\alpha_{fus}} - 0.1519 (2.0895 - x_{cg}) \right) \left(\frac{C_{LW}}{C_{L\alpha w}} - i_w + \alpha_{L0w} \right) + C_{m0F} \quad \mathbf{4-22}$$

Con

$$C_{mF0} = -0.003321$$



$$C_{mF\alpha} = 0.4963 \left[\frac{1}{rad} \right]$$

Como se aclaró antes x_{cg} para el aporte del fuselaje como esta planteado es desde la nariz del fuselaje.

4.2.1 Contribución del tren de aterrizaje

El momento producido por el tren de aterrizaje se suma al del fuselaje y se lo ha tenido en cuenta con la resistencia parásita del tren completo aplicada en un centro de presiones pre-supuesto cercano al centro de áreas, además se asume ángulos pequeños.

$$D = C_{Dtren} S q$$

$$M = -D d_{cptren-ZCG}$$

$$C_m = \frac{M}{q S \bar{c}} = - \frac{C_{Dtren} d_{cptren-ZCG}}{\bar{c}} \quad \mathbf{4-23}$$

Donde $d_{cptren-ZCG}$ es la distancia entre el centro de presiones del tren de aterrizaje y la posición en el eje Z del centro de gravedad.

El signo menos obedece a que el momento que este produce es a picar.

4.1.4 Efectos de la potencia

En esta sección se analizan los efectos directos de la potencia sobre el equilibrio y la estabilidad, los efectos indirectos no son tenidos en cuenta ya que se trata de una configuración no convencional para la cual no se poseen datos empíricos.

Como se puede observar en la Figura: 4-3 las componentes de las fuerzas debido a la hélice generando empuje, a algún ángulo con respecto del viento, son la fuerza de empuje, T, a lo largo del eje de empuje, y una fuerza normal, N_p , perpendicular a este eje. La suma de momentos con respecto al cg del VANT son:

$$M_{cgp} = T h + N_p l_p \quad \mathbf{4-24}$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
del vuelo del UAV AUKAN

Donde h_p es negativo y l_p positivo para los datos mostrados más adelante en esta sección.

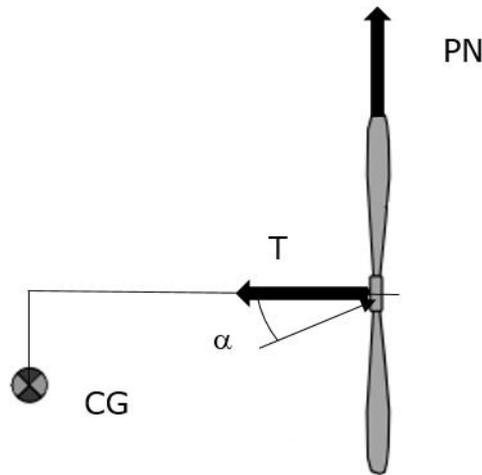


Figura: 4-3 Fuerzas de tracción y normal produciendo momento de cabeceo

Utilizando el coeficiente de empuje definido como $T_c = T / (\rho V^2 D^2)$ y definiendo el coeficiente de fuerza normal $C_{Np} = N_p / (q S_p)$, donde S_p es el área del disco de la hélice $S_p = \pi D^2 / 4$, entonces:

$$C_{mp} = \frac{T_c 2D^2 h}{S_w c} + \frac{C_{Np} l_p S_p}{S_w c} \quad \text{4-25}$$

El empuje y la fuerza normal de la hélice se calculan siguiendo los procedimientos explicados en el Capítulo 3.

La contribución a la estabilidad puede ser obtenida diferenciando la ecuación 4-25 con respecto de C_{Lw} .

$$\frac{dC_{mp}}{dC_{Lw}} = \frac{dT_c}{dC_{Lw}} \frac{2D^2 h}{S_w c} + \frac{dC_{Np}}{dC_{Lw}} \frac{l_p S_p}{S_w c} \quad \text{4-26}$$

Siendo el empuje:

$$T = \frac{SHP \eta}{V}$$

Si la velocidad es reemplazada por su equivalente que proviene de la ecuación de sustentación:



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}}$$

de esta forma T_c queda expresado en función del coeficiente de sustentación como se muestra en la Figura: 4-4.

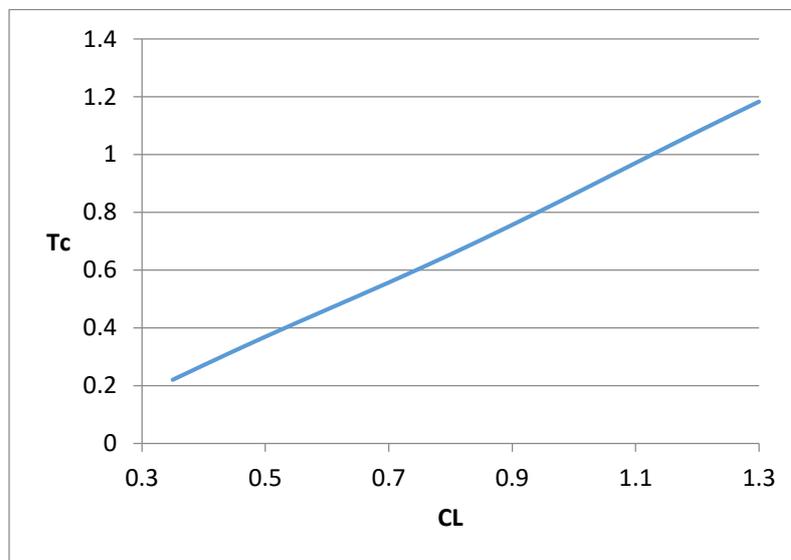


Figura: 4-4 Coeficiente de empuje en función del coeficiente de sustentación

Por su parte la contribución de la fuerza normal, debe ser obtenida mediante un procesamiento de los datos previos, ya que su obtención se tiene como variables a la velocidad y al ángulo de ataque del disco, el eje del disco se encuentra alineado con el eje del fuselaje.

Para esto se propone un coeficiente de sustentación y con este se obtienen la velocidad y el ángulo de ataque del fuselaje, en la condición de vuelo correspondiente y con estos datos se calcula la fuerza normal, de esta forma para cada C_{LW} propuesto se encuentra la fuerza normal.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

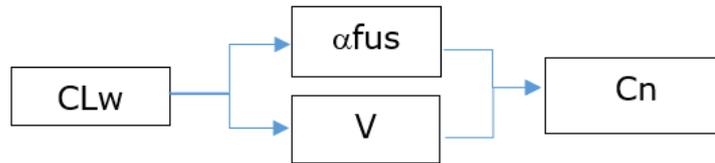


Figura: 4-5 Esquema para la obtención del coeficiente de fuerza normal en función del coeficiente de sustentación del ala.

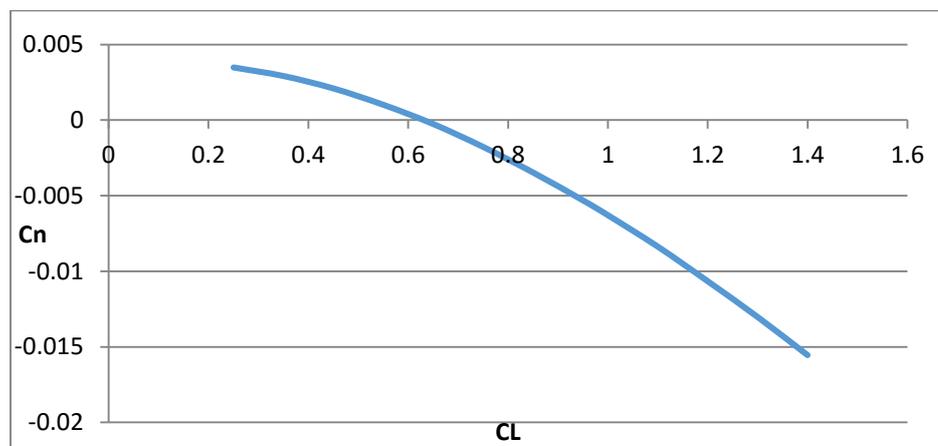


Figura: 4-6 Coeficiente de fuerza normal en función del coeficiente de sustentación

Tanto la fuerza normal como el empuje han sido obtenidos para el motor operando a 7000RPM.

Para la fuerza normal no se ha tenido en cuenta el efecto del downwash ya que el flujo sufre una desviación debido al ala y también debido al empenaje en V por lo tanto resulta muy difícil conocer cuál es la situación real del flujo.

Además, tampoco se tiene en cuenta el efecto del cambio de presión dinámica sobre el empenaje, debido a la proximidad del empenaje con la hélice solo una parte de este se ve afectada por el flujo de la hélice, siendo esta una situación que debe ser ensayada experimentalmente lo cual excede los objetivos de este trabajo.

Finalmente, el coeficiente de momento con respecto al centro de gravedad resulta:



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$\begin{aligned}
 C_{mcg} = & C_{Lw} \frac{X_a}{\bar{c}} + (C_D - C_{Lw}(\alpha_w - iw)) \frac{Z_a}{\bar{c}} + C_{mca} + C_{m_{fus+nac}} \\
 & - \frac{C_{L\alpha N}}{C_{L\alpha}} C_{Lw} \left(\cos \Gamma - \frac{d\varepsilon_N}{d\alpha} \right) \cos \Gamma V_H \eta t \\
 & - C_{L\alpha N} \left(\alpha_{0w} + it - iw - \frac{\varepsilon_{N0}}{\cos \Gamma} \right) (\cos \Gamma)^2 V_H \eta t + \frac{Tc2D^2h}{S_w \bar{c}} \\
 & + \frac{C_{NP} l_p S_p}{S_w \bar{c}}
 \end{aligned}$$

4-27

A continuación, se presentan las curvas de C_{mcg} vs C_{Lw} para distintas posiciones del centro de gravedad tanto en X como en Z. La posición en X se encuentra referida en % de la cuerda aerodinámica media medida desde el borde de ataque del ala. La posición en Z se ha medido con respecto al eje del fuselaje en metros.

Los cálculos realizados están dados para $X_{cg} = 0.2CAM, 0.3CAM, 0.4CAM, 0.5CAM$ y $0.6CAM$. Y $Z_{cg} = -0.05, 0, 0.05, 0.1, 0.132m$ tomando como referencia el eje del fuselaje. La última posición a analizar de Z_{cg} se corresponde con el eje en el cual actúa la resistencia del ala y el empuje.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Curvas de equilibrio longitudinal sin potencia

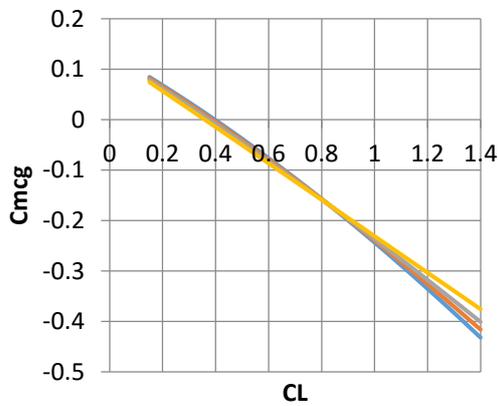


Figura: 4-7 $X_{cg}=0.2$ CAM Sin potencia

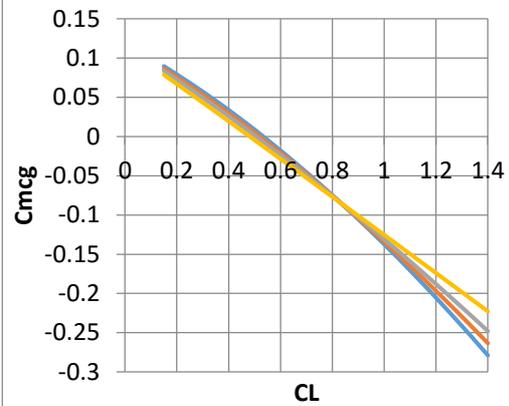


Figura: 4-8 $X_{cg}=0.3$ CAM Sin potencia

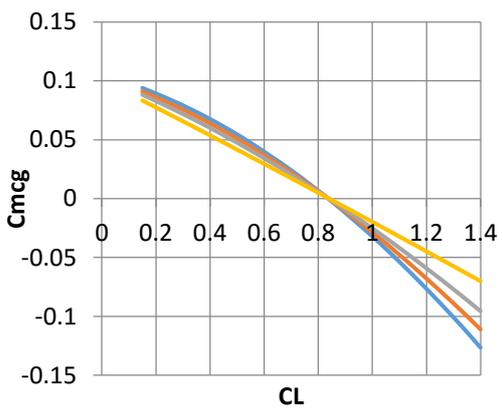


Figura: 4-9 $X_{cg}=0.4$ CAM Sin potencia

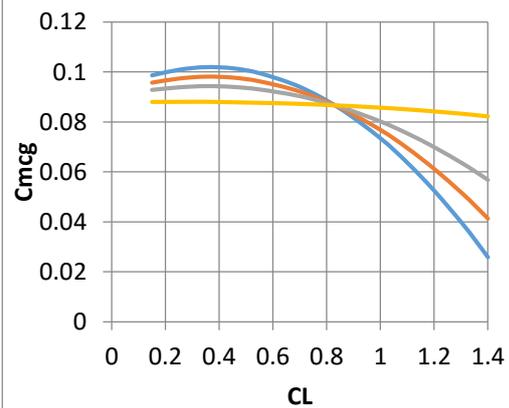


Figura: 4-10 $X_{cg}=0.5$ CAM Sin potencia

— $Z_{CG}=-0.05$ m — $Z_{CG}=0$ m — $Z_{CG}=0.05$ m — $Z_{CG}=0.132$ m



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Curvas de equilibrio longitudinal con potencia

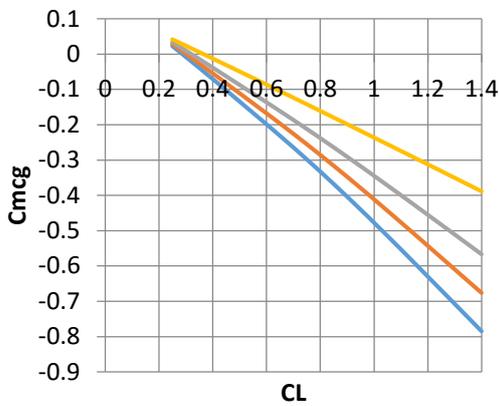


Figura: 4-11 $X_{cg}=0.2$ CAM Con potencia

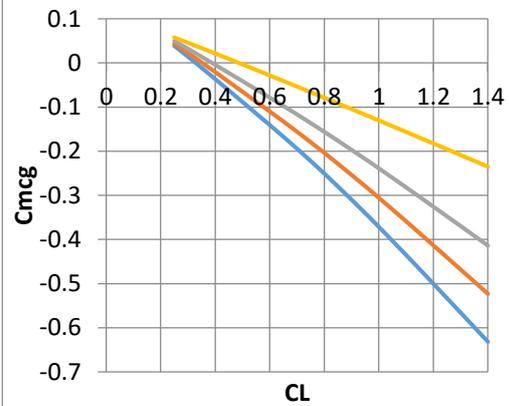


Figura: 4-12 $X_{cg}=0.3$ CAM Con potencia

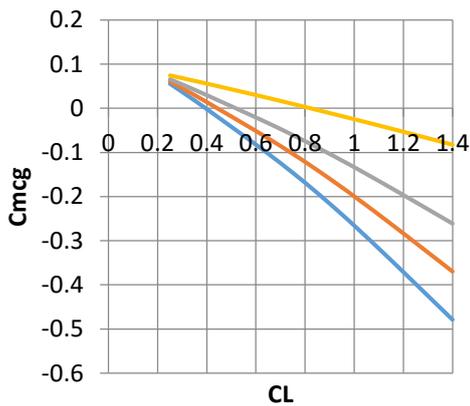


Figura: 4-13 $X_{cg}=0.4$ CAM Con potencia

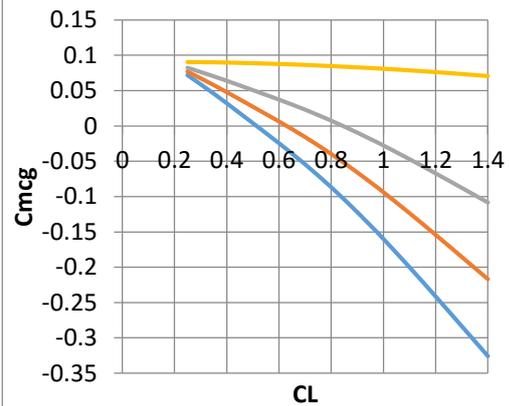
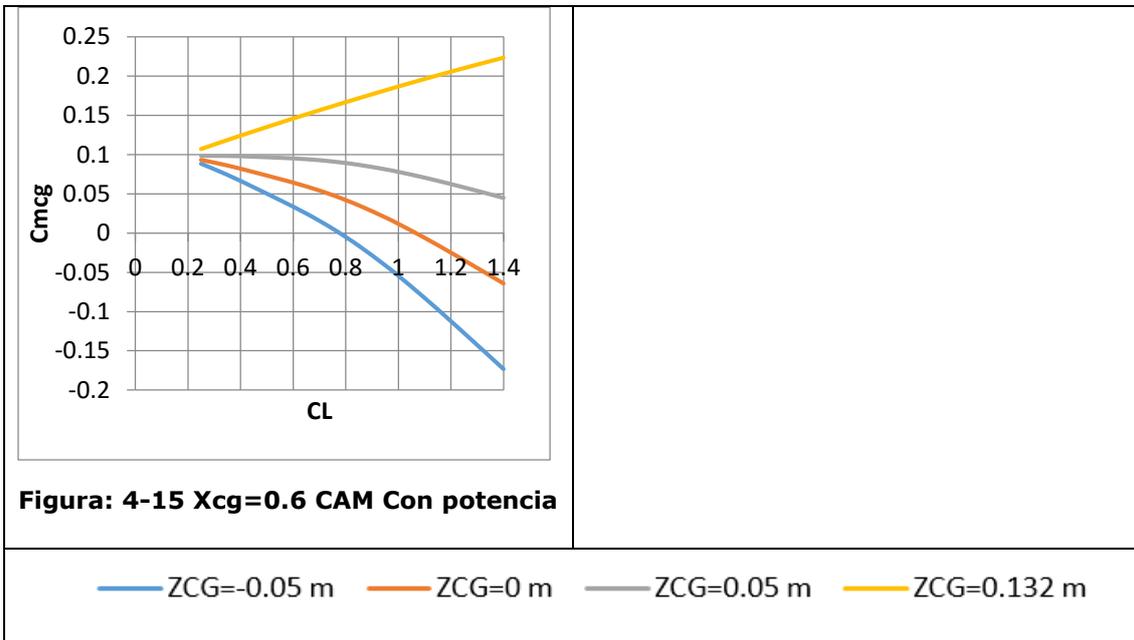


Figura: 4-14 $X_{cg}=0.5$ CAM Con potencia



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN



Como se puede ver y más aún para el caso con potencia máxima la estabilidad longitudinal cambia fuertemente con la posición del CG en el eje Z.

Una vez conocidos los márgenes entre los cuales puede variar la estabilidad, se seguirá trabajando con las posiciones XCG de CAM 0.3, 0.4 y 0.5 y las posiciones en ZCG 0 y 0.05m que son las que se encuentran en el rango donde es probable que se ubique el centro de gravedad.

Se descarta la utilización de XCG a 0.2 de la CAM ya que significaría un exceso de estabilidad lo cual se traduce en dificultades para cambiar la condición de vuelo y un mayor esfuerzo en los mandos.

Como se estableció anteriormente la estabilidad muestra la tendencia natural a regresar al equilibrio. En la Tabla 4-1 se muestran las pendientes de la ecuación de equilibrio linealizada, para poder establecer comparaciones entre las distintas posiciones del centro de gravedad.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

XCG	ZCG	Estabilidad	
		Sin potencia	Con potencia
0.3	0	-0.2814	-0.515
0.3	0.05	-0.2658	-0.424
0.35	0	-0.222	-0.455
0.35	0.05	-0.2066	-0.364
0.4	0	-0.163	-0.395
0.4	0.05	-0.1474	-0.304

Tabla 4-1 Estabilidad linealizada para distintas condiciones

A partir de esto se puede elegir el centraje según el rango de estabilidad que se desee para la aeronave, el cual variará entre el valor de potencia máxima y potencia nula.

Luego se corroborará la fuerza en el mando y los demás límites de corrimiento de CG para establecer en base a esto cual es el rango correcto de centraje.

4.2 Punto neutro timón fijo

El punto neutro N_0 define la posición más atrasada del cg antes de que la aeronave se vuelva inestable, es decir cuando $\frac{dC_m}{dC_{Lw}} = 0$. Al tratarse de una aeronave con motor en posición pusher y estando el eje de empuje por encima de Z_{cg} las contribuciones de la potencia son estabilizantes por lo tanto el punto neutro timón fijo estará dado por el caso sin potencia.

A continuación, se muestra gráficamente la posición del punto neutro timón fijo.

Ya que la curva de $C_{m_{cg}}$ vs C_{Lw} no es lineal, debido a que se han tenido en cuenta los términos que involucran a la resistencia del ala y que la pendiente de sustentación varia con el número de Reynolds, se ha tomado como punto neutro cuando en alguna región de la curva la pendiente vale cero.

El punto neutro timón fijo sin potencia se encuentra a 0.49 de la cuerda aerodinámica media como se puede ver en la Figura: 4-16.

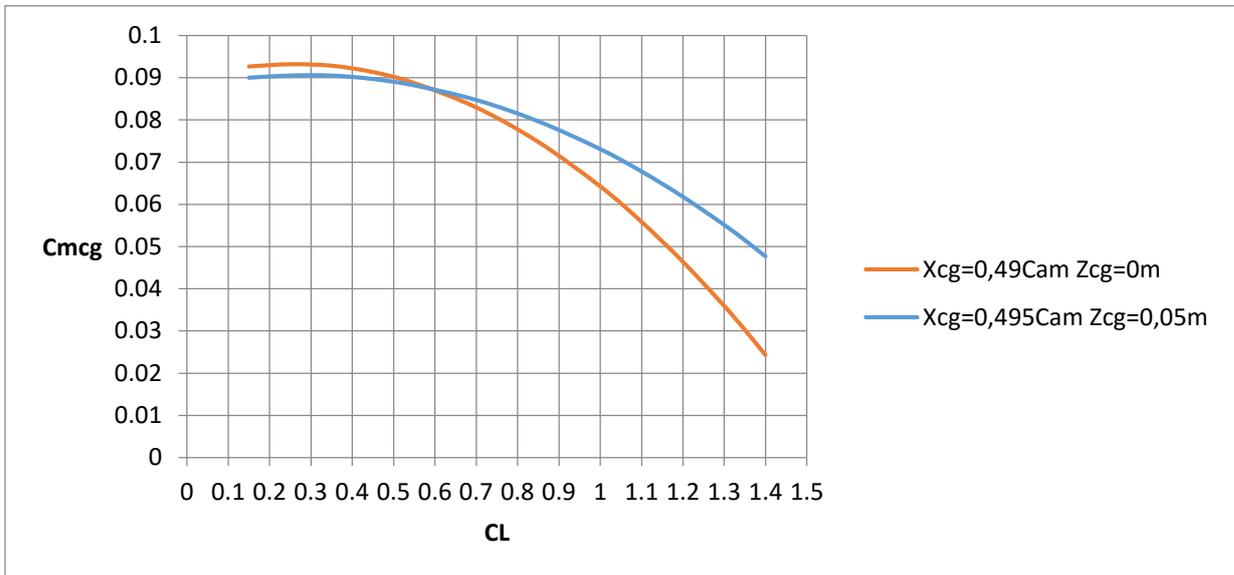


Figura: 4-16 Punto neutro timón fijo

4.3 Deflexión de elevador

Como se comentó anteriormente según resultados experimentales las características sustentadoras de cada panel del empenaje se mantienen, por lo tanto es posible proyectar sus componentes. En esta sección se busca conocer el incremento de sustentación del empenaje ΔC_{Lt} por deflexión de elevador δ_e , la cual fue extraída de la referencia (NACA R 823).

$$\Delta C_{Lt} = -\frac{dC_{Lt}}{d\delta_e} \delta_e = -\frac{d(C_{LN} \cos \Gamma)}{d\alpha_N} \tau \delta_e = -C_{L\alpha N} \cos \Gamma \tau \delta_e \quad 4-28$$

Donde τ es la efectividad del elevador, la cual se extrae de la Figura: 4-17 y depende de la geometría del elevador y del empenaje.

Para este caso S_e/S_t es 0.26, si se tiene en cuenta que en una parte del empenaje no posee elevador por lo tanto $\tau = 0.46$

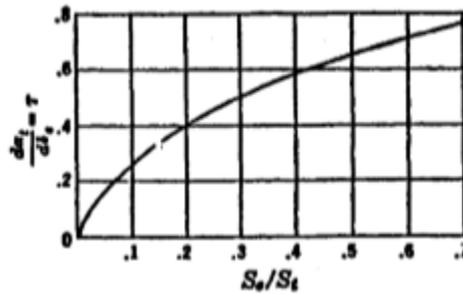


Figura: 4-17 Efectividad del elevador

4.4 Influencia de la deflexión del elevador al equilibrio

Como se vio anteriormente la deflexión del elevador produce un aumento o disminución del coeficiente de sustentación del empenaje. Siguiendo con el desarrollo anterior el término de coeficiente de momento con respecto al centro de gravedad del empenaje que no varía con C_{L_w} queda:

$$C_{mcg_t} = -C_{L\alpha N} \left(\alpha_{0w} + i_t - i_w - \frac{\epsilon_{N0}}{\cos \Gamma} + \frac{\tau \delta_e}{\cos \Gamma} \right) (\cos \Gamma)^2 V_H \eta t \quad 4-29$$

De esta forma el control del C_{L_w} de equilibrio se efectúa a través de la deflexión del elevador.

A continuación, se muestra para distintas condiciones como varía el coeficiente de momento respecto al centro de gravedad con el coeficiente de sustentación del ala.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Equilibrio para distintas deflexiones de elevador

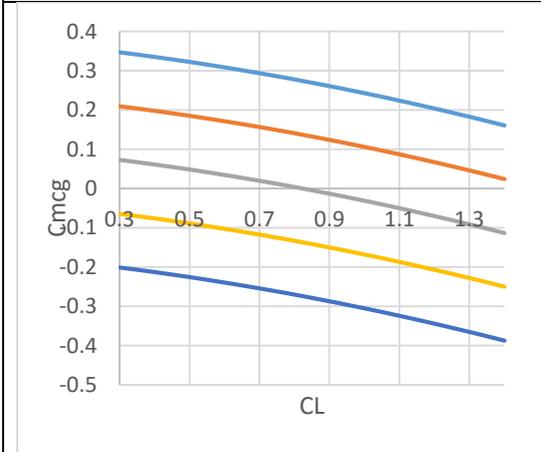


Figura: 4-18 Equilibrio sin potencia
 $Z_{cg}=0m$ $X_{cg}=0.4Cam$

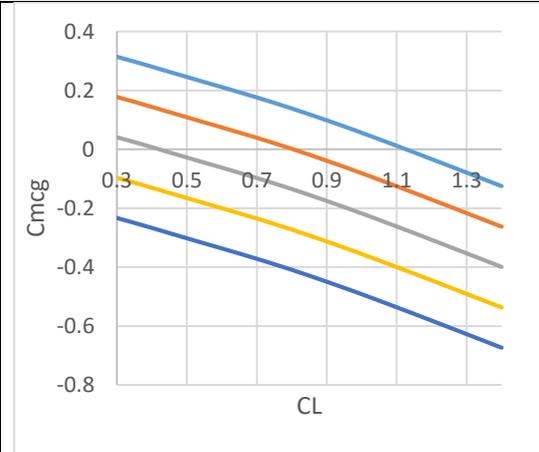


Figura: 4-19 Equilibrio con potencia
 $Z_{cg}=0m$ $X_{cg}=0.3Cam$

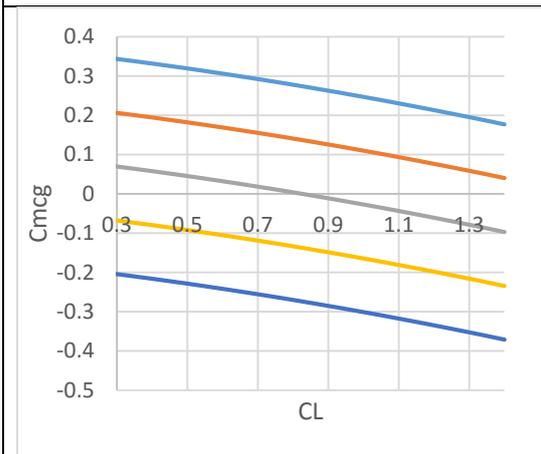


Figura: 4-20 Equilibrio sin potencia
 $Z_{cg}=0,05m$ $X_{cg}=0.4Cam$

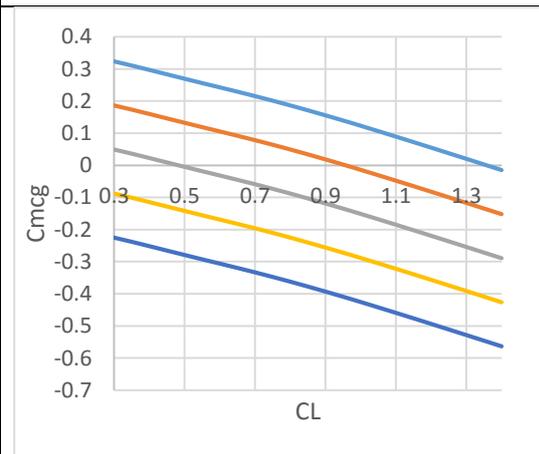


Figura: 4-21 Equilibrio con potencia
 $Z_{cg}=0,05m$ $X_{cg}=0.3Cam$

— $\delta e = -10^\circ$
 — $\delta e = -5^\circ$
 — $\delta e = 0^\circ$
 — $\delta e = 5^\circ$
 — $\delta e = 10^\circ$



4.4.1 Deflexión requerida para el equilibrio

Esta se puede conocer haciendo cero el coeficiente de momentos con respecto al CG y despejando la deflexión del elevador requerida para cada CL.

$$\begin{aligned}
 0 = C_{Lw} \frac{X_a}{\bar{c}} + (C_D - C_{Lw} (\alpha_w - iw)) \frac{Z_a}{\bar{c}} + C_{mca} + C_{m_{fus+nac}} \\
 - \frac{C_{L\alpha N}}{C_{L\alpha}} C_{Lw} \left(\cos \Gamma - \frac{d\varepsilon_N}{d\alpha} \right) \cos \Gamma V_H \eta t \\
 - C_{L\alpha N} \left(\alpha_{0w} + it - iw - \frac{\varepsilon_{N0}}{\cos \Gamma} + \frac{\tau \delta_e}{\cos \Gamma} \right) (\cos \Gamma)^2 V_H \eta t + \frac{Tc 2 D^2 h}{S_w c} \\
 + \frac{C_{NP} lp S_p}{S_w c}
 \end{aligned}$$

4-30

Si renombramos y le llamamos U a:

$$\begin{aligned}
 U = C_L \frac{X_a}{\bar{c}} + (C_D - C_L (\alpha_w - iw)) \frac{Z_a}{\bar{c}} + C_{mca} + C_{m_{fus+nac}} \\
 - \frac{C_{L\alpha N}}{C_{L\alpha}} C_L \left(\cos \Gamma - \frac{d\varepsilon_N}{d\alpha} \right) \cos \Gamma V_H \eta t + \frac{Tc 2 D^2 h}{S_w c} + \frac{C_{NP} lp S_p}{S_w c}
 \end{aligned}$$

Despejando δ_e de la ecuación 3-304-30 se obtiene:

$$\delta_e = \left(\frac{U}{C_{L\alpha N} (\cos \Gamma)^2 V_H \eta t} - \alpha_{0w} - it + iw + \frac{\varepsilon_{N0}}{\cos \Gamma} \right) \frac{\cos \Gamma}{\tau} \quad \mathbf{4-31}$$

A continuación, se muestran las deflexiones para 2 posiciones de Xcg y Zcg=0, para vuelo recto (nz=1).



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

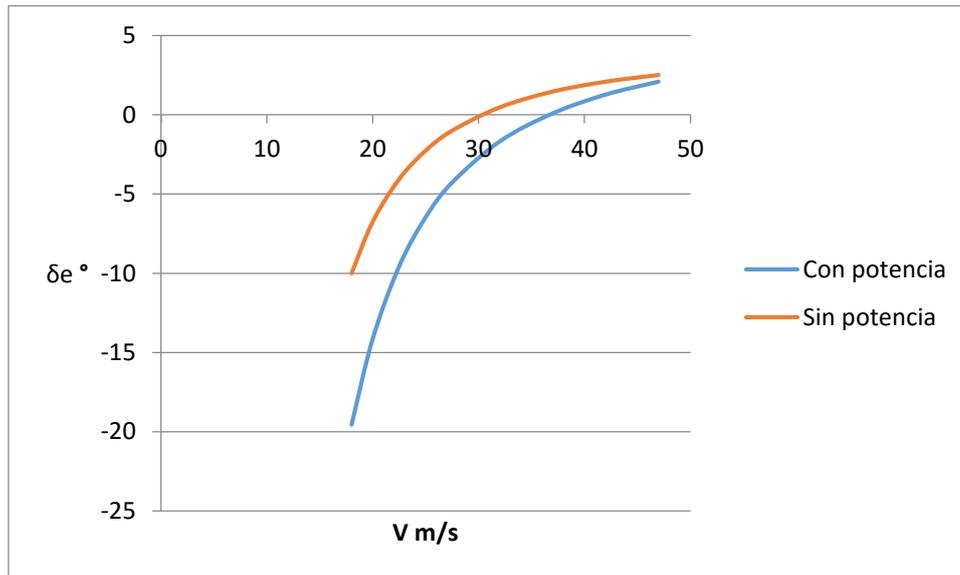


Figura: 4-22 Deflexión requerida para $X_{cg}=0,3$ Cam

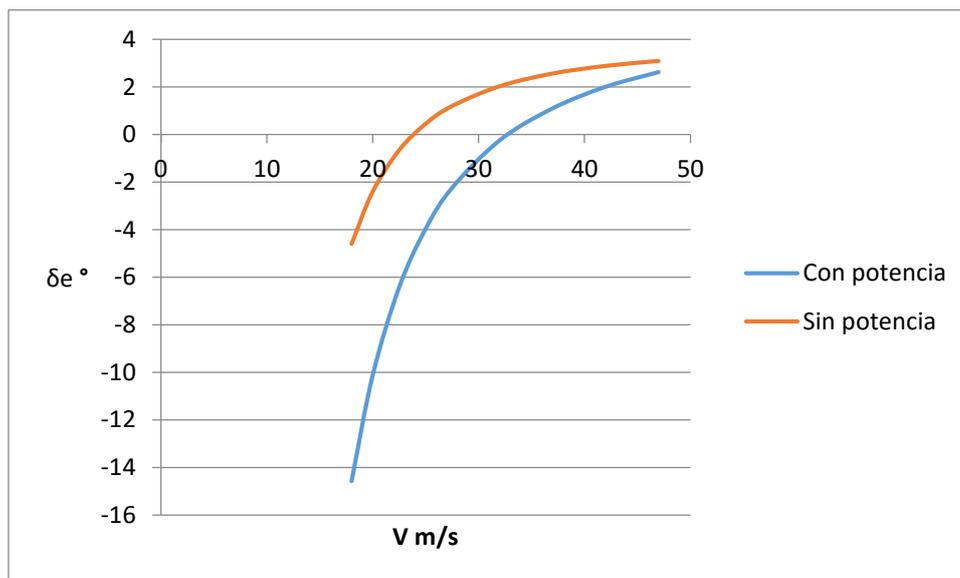


Figura: 4-23 Deflexión requerida para $X_{cg}=0,4$ Cam

4.5 Posición más adelantada del CG

Una de las limitaciones a la posición más adelantada del CG viene dada por el requerimiento de que el elevador siempre debe ser capaz de llevar la aeronave al equilibrio, al coeficiente de sustentación máximo que se puede obtener. Al moverse el CG más adelante la



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

aeronave se vuelve más estable y por lo tanto se requiere de una mayor deflexión de elevador para lograr el trimado a C_{Lmax} .

Al tratarse de una configuración "Pusher", el límite delantero del CG estará dado por el caso con potencia. Siendo la deflexión máxima del elevador -30° , se toma como deflexión máxima para aterrizaje -25° para dejar un margen de deflexión para maniobras.

Teniendo en cuenta que el coeficiente de sustentación máxima del ala varía con Re se debe establecer cuál es el C_{Lmax} correspondiente, para esto se busca la igualdad entre el requerido para vuelo recto expresado en función del N° de Reynolds y el coeficiente de sustentación máxima obtenido en la sección 2.2.6 utilizando como datos los valores de referencia que en este caso son un peso de 60Kg y densidad al nivel del mar.

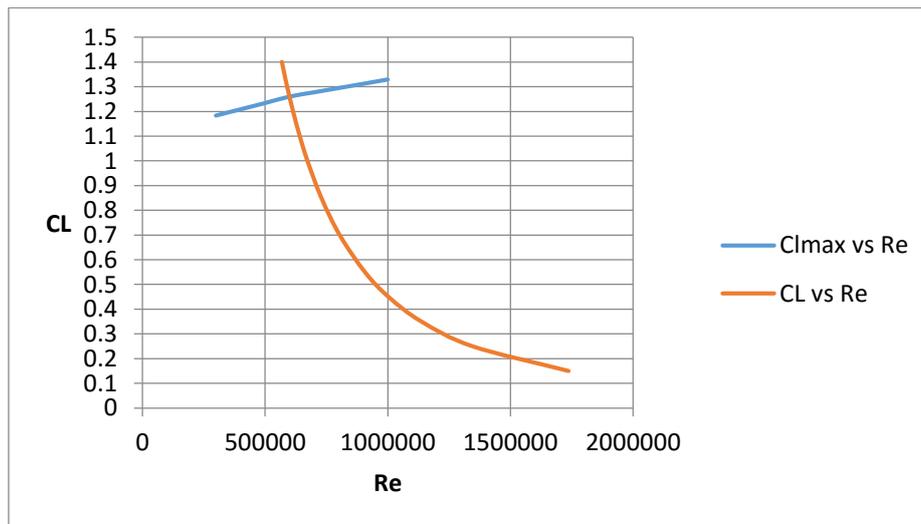


Figura: 4-24 Intersección para encontrar el coeficiente de sustentación máxima al N° de Re correspondiente

A partir de la Figura: 4-24 se obtiene que CL_{max} del ala es 1.255.

Para obtener la posición del centro de gravedad a la cual se da el coeficiente de sustentación máxima, para la deflexión máxima, se adelanta el centro de gravedad hasta que se da el equilibrio ($C_{m_{cg}}=0$) para las condiciones antes mencionadas.

En este caso esta condición se da para una posición del centro de gravedad en X de $X_{cg}=0.024$ de C_{am}

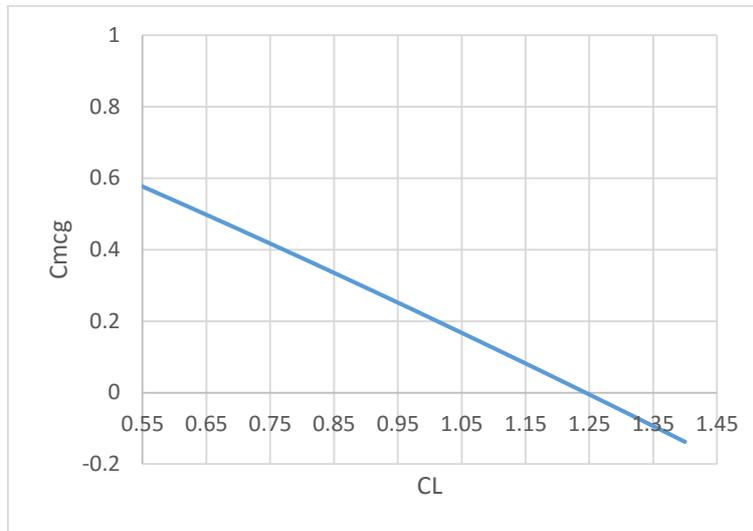


Figura: 4-25 Equilibrio con potencia $Z_{cg}=0m$ $X_{cg}=0.024C_{am}$ $\delta e=-25^\circ$

4.5.1 Elevador requerido para aterrizar

Al momento de aterrizar se debe tener en cuenta además el efecto suelo el cual afecta las variables aerodinámicas. Para considerar un límite más conservativo solo se tiene en cuenta la reducción del downwash, el cual vale la mitad del valor sin efecto suelo, como se expresa en la sección 2.7.

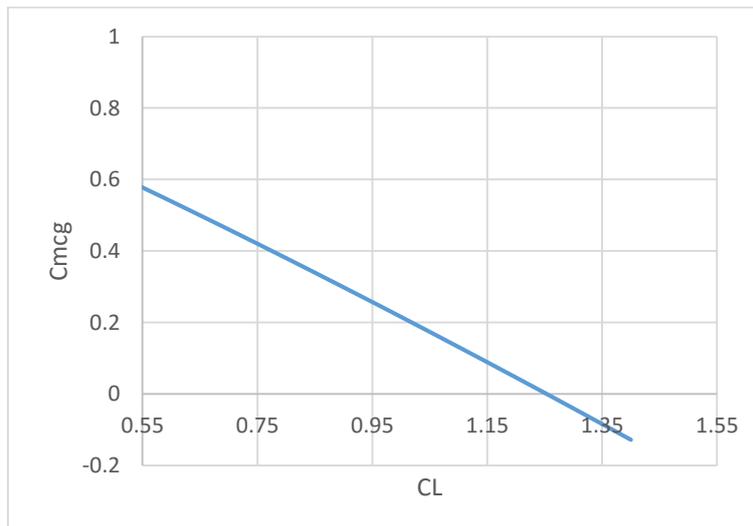


Figura: 4-26 Equilibrio con potencia $Z_{cg}=0m$ $X_{cg}=0.09 C_{am}$ $\delta e=-25^\circ$ con efecto suelo

Para esta situación el límite más adelantado resulta ser $X_{cg}=0.09$ de la C_{am} .



4.6 Momento en el servo del elevador

Si bien la estabilidad timón libre carece de importancia en lo que respecta a las cualidades de vuelo de una aeronave tipo VANT, los parámetros de flotación nos permiten conocer el momento que el servo debe proveer para el equilibrio, y verificar que no se superen los esfuerzos máximos en los servos.

Para esto se debe encontrar el momento de charnela HM , el cual es el momento respecto del eje alrededor del cual se produce la deflexión, el cual se genera debido a la distribución de presiones que varía al deflectar la superficie de control, como así también lo hace al cambiar el ángulo de ataque.

El momento de charnela total, puede ser expresado como la adición de los dos efectos tomados por separado como se muestra en la ecuación 4-32.

$$HM = \left(\frac{\partial HM}{\partial \alpha} \right)_{\delta} \alpha + \left(\frac{\partial HM}{\partial \delta} \right)_{\alpha} \delta \quad 4-32$$

De forma adimensional HM , se expresa:

$$C_h = \frac{HM}{q S_e c_e} \quad 4-33$$

Donde C_h es el coeficiente de momento de charnela, S_e la superficie del elevador que debe comandar el servo en análisis y c_e la cuerda del elevador.

Como se desarrolló anteriormente la ecuación 4-32 se puede expresar en forma de coeficientes:

$$C_h = \left(\frac{\partial C_h}{\partial \alpha} \right)_{\delta} \alpha + \left(\frac{\partial C_h}{\partial \delta} \right)_{\alpha} \delta \quad 4-34$$

Donde las derivadas parciales $(\partial C_h / \partial \alpha)_{\delta}$ y $(\partial C_h / \partial \delta)_{\alpha}$ se escriben de forma abreviada $C_{h\alpha}$ y $C_{h\delta}$ respectivamente. Así

$$C_h = C_{h0} + C_{h\alpha} \alpha + C_{h\delta} \delta \quad 4-35$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Siendo C_{h0} el coeficiente de momento de charnela residual el cual es distinto de cero cuando el perfil tiene combadura por lo que en el caso de análisis es cero.

Al tratarse de un empenaje en "V" se seguirá el mismo procedimiento que para empenajes tradicionales solo que teniendo en cuenta que las características a utilizar deber ser las normales a cada panel ya que el momento se produce alrededor del eje de cada semi-ala del empenaje.

Dicho esto el ángulo de ataque a utilizar es el α_N obtenido con la ecuación 4-16 y δ con la ecuación 4-31.

La obtención de $C_{h\alpha}$ y $C_{h\delta}$ se lleva a cabo mediante el método propuesto por (Perkins, 1949), sección 6.4 basado en resultados experimentales, se debe tener en cuenta que los datos utilizados poseen grandes incertezas al disponer de curvas para el tipo de flap en particular por lo tanto resultan en una aproximación que debe ser verificada con ensayos si se quiere conocer con mayor exactitud.

Los valores adoptados para las derivadas del coeficiente de charnela bidimensionales son:

$c_{h\alpha} = -0.0075 \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix}$
$c_{h\delta} = -0.014 \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix}$

Estos parámetros bidimensionales (indicados en minúscula) se deben pasar a tridimensional (indicados en mayúscula), para esto se utiliza la teoría de línea sustentadora.

$$C_{h\alpha} = c_{h\alpha} \frac{C_{L\alpha N}}{c_{lat}} \quad \mathbf{4-36}$$

$$C_{h\delta} = c_{h\delta} + \tau (C_{h\alpha} - c_{h\alpha}) \quad \mathbf{4-37}$$

Donde τ ha sido calculado en la sección 4.3, c_{lat} es la pendiente de sustentación del perfil del empenaje.

El momento en el servo se encuentra por medio de la ecuación 4-38



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$M = -G \frac{1}{2} \rho V^2 S_c c_c C_h = -G \frac{1}{2} \rho V^2 S_c c_c (C_{h\alpha} \alpha_N + C_{h\delta} \delta) \quad 4-38$$

De igual forma que se realizó para las ecuaciones de equilibrio y estabilidad los cálculos de fuerza se realizan para potencia nula y para potencia máxima lo cual nos permite ver cuál es el rango de esfuerzos a los cuales estará sometido el servo.

Cada elevador ha sido dividido en dos secciones por motivos de seguridad y cada uno con su respectivo servo, por lo tanto, se calcula la fuerza para mover cada superficie. La relación de transmisión G se encuentra en la sección 1.7.

A continuación, se muestran los momentos en los servos para el caso con y sin potencia para Xcg de 0.3 y 0.4 de la CAM y Zcg=0. En cada gráfico se indica para el servo interno y el servo externo, ya que las superficies sobre las que cada uno tiene que actuar son diferentes.

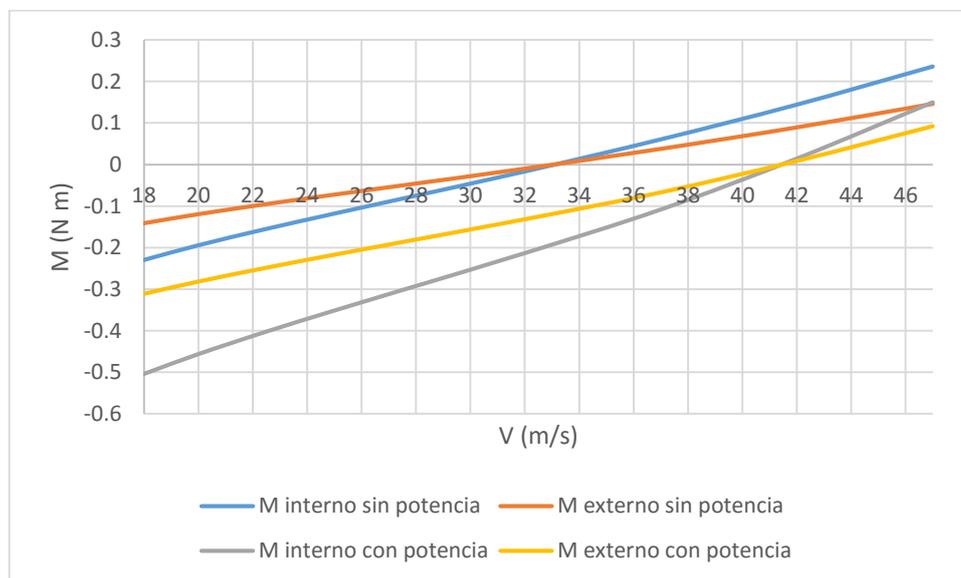


Figura: 4-27 Momento en los servos para Xcg=0,3 Cam



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

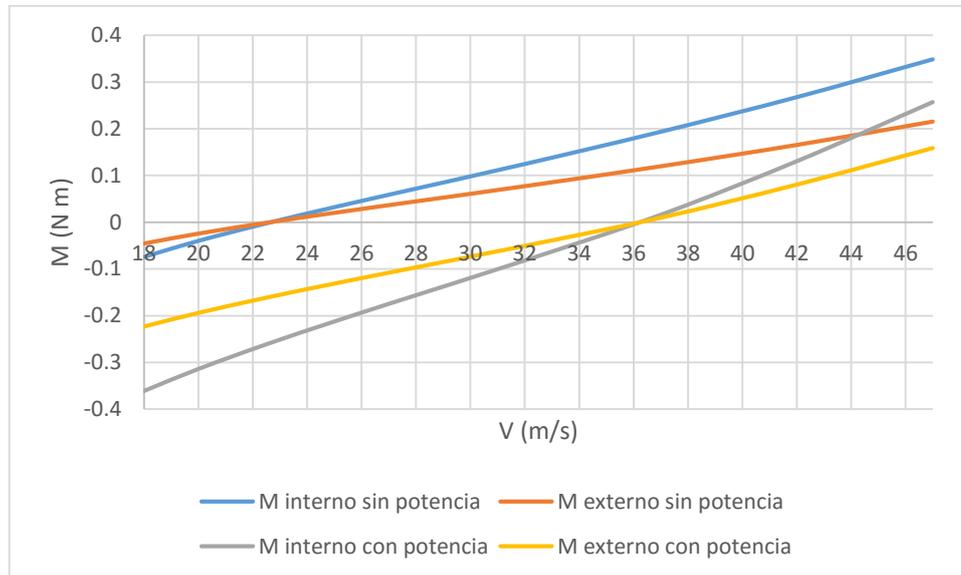


Figura: 4-28 Momento en los servos para $X_{cg}=0,4$ Cam

A partir de las figuras se conocen los momentos que el servo debe ejercer para equilibrar el elevador volando a $n_z=1$, si bien estos no son los máximos que se registrarán durante el vuelo, serán a los cuales el sistema estará exigido la mayor parte del vuelo. Esto puede ser utilizado para relacionar el momento del servo con la corriente que este consume y a partir de esto buscar optimizar el consumo de energía del VANT.

4.6.1 Vuelo en maniobra

Para evaluar la fuerza en el mando y las deflexiones requeridas para el vuelo en maniobra se debe tener en cuenta los cambios de ángulo de ataque que se dan debido al amortiguamiento de cabeceo.

Este cambio se debe a que al rotar la aeronave con respecto al eje Y que pasa por el CG aparece una velocidad en el empenaje que cambia el ángulo de ataque al cual se encuentra.

Este efecto también se da para la hélice que también se ve afectada por un cambio en su ángulo de ataque.

Las maniobras a analizar son restablecimiento y viraje.

Restablecimiento:

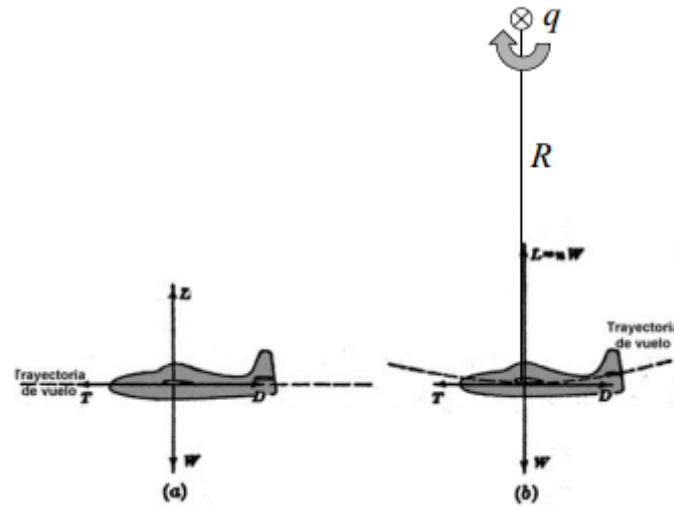


Figura: 4-29 Fuerzas en una maniobra de restablecimiento

Realizando la sumatoria de fuerzas en el eje Z.

$$\sum F_Z = L - W = m \frac{V^2}{R} \quad 4-39$$

Reorganizando:

$$\frac{L}{W} - 1 = \frac{V^2}{gR} \rightarrow \frac{V^2}{R} = g(n_z - 1) \quad 4-40$$

Por otro lado la velocidad angular de cabeceo q se puede expresar como:

$$q = \frac{V}{R} \quad 4-41$$

Siendo R el radio del restablecimiento. Finalmente queda expresada la velocidad angular de cabeceo en función de la velocidad y el factor de carga.

$$q = \frac{g}{V} (n_z - 1) \quad 4-42$$

Viraje:

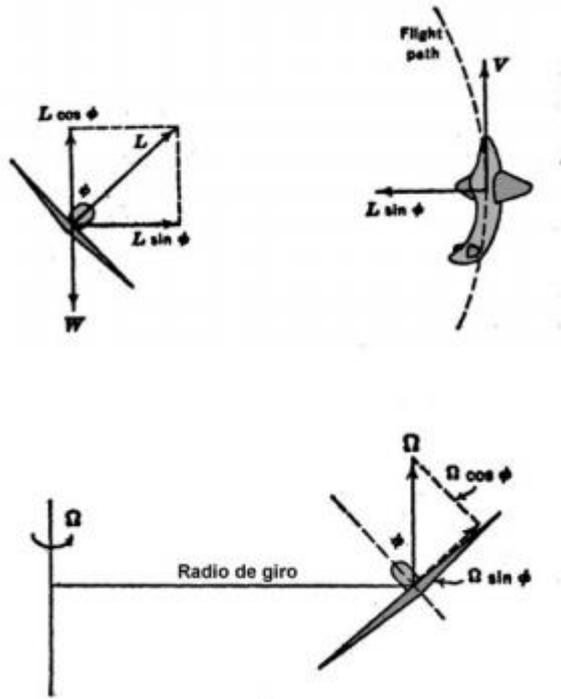


Figura: 4-30 Fuerzas en una maniobra de viraje

Siguiendo con la misma línea de desarrollo que para restablecimiento se tiene para viraje que:

$$\sum F_Y = L \sin \varphi = m \frac{V^2}{R} \quad 4-43$$

$$\sum F_Z = L \cos \varphi - W = 0 \quad 4-44$$

$$R = \frac{V^2}{g \tan \varphi} \quad 4-45$$

$$n_Z = \frac{1}{\cos \varphi} \quad 4-46$$

$$q = \Omega \sin \varphi = \frac{V}{R} \sin \varphi \quad 4-47$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$q = \frac{g}{V} \tan \varphi \sin \varphi = \frac{g}{V} (\sin \varphi)^2 \frac{1}{\cos \varphi} = \frac{g}{V} (1 - (\cos \varphi)^2) \frac{1}{\cos \varphi} \quad \mathbf{4-48}$$

$$q = \frac{g}{V} \left(n_z - \frac{1}{n_z} \right) \quad \mathbf{4-49}$$

Al tratarse de vuelo en maniobra para el cálculo de C_{LW} se utiliza la ecuación de sustentación con el factor de carga correspondiente.

$$C_L = \frac{2n_z W}{\rho V^2 S}$$

La velocidad de cabeceo produce cambios en el ángulo de ataque del empenaje y en el disco de la hélice al estar situado detrás del empenaje.

El ángulo de ataque visto por estos debido a la velocidad angular depende de q y de la distancia desde el eje del centro de gravedad a la posición donde se desea conocer el ángulo. Debido a que la distancia en Z es baja respecto a la distancia en X el aporte al ángulo de ataque resulta despreciable y por lo tanto solo se toma la variación en X con respecto al CG.

Para la fuerza normal de la hélice la velocidad será la que resulte de la ecuación de sustentación y el ángulo de ataque será el del fuselaje corregido por el ángulo debido a la velocidad de cabeceo.

Como se desarrolló anteriormente para calcular la fuerza en el mando se debe conocer tanto la deflexión del elevador como el ángulo de ataque normal a cada panel de empenaje.

Deflexión del elevador: será la misma que se desarrolló anteriormente solo que se le debe agregar la deflexión requerida para equilibrar el cambio por momento de cabeceo y teniendo en cuenta para el caso con potencia los cambios para la fuerza normal de la hélice debidos a la modificación de ángulo de ataque.

Al tratarse de un empenaje en V para conocer la deflexión del elevador para equilibrar el momento de cabeceo se debe tener en cuenta que el ángulo de ataque por velocidad de cabeceo se encuentra en el plano



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

de simetría por lo tanto para conocer el efecto que este tiene se lo debe proyectar para convertirlo en un ángulo de ataque normal.

$$\alpha_N = \alpha_q \cos \Gamma \quad \mathbf{4-50}$$

Siendo el ángulo de ataque por amortiguamiento de cabeceo α_q calculado por medio de la ecuación:

$$\alpha_q = \frac{K_a q l}{V} \quad \mathbf{4-51}$$

Donde K_a es un factor para tener en cuenta que no solo el empenaje produce amortiguamiento, para este caso $K_a = 1.1$.

Recordando que el coeficiente de sustentación normal es $C_{LN} = C_{L\alpha N} \alpha_N$

Para encontrar el coeficiente de sustentación del empenaje se debe proyectar otra vez por el coseno del diedro y así se obtiene el coeficiente de sustentación en el plano de simetría.

$$C_{Ltq} = C_{L\alpha N} \frac{K_a q l}{V} (\cos \Gamma)^2 \quad \mathbf{4-52}$$

Por otro lado, como se vio anteriormente el CL debido a la deflexión del elevador es:

$$C_{Lt} = C_{L\alpha N} \tau \cos \Gamma \delta_e \quad \mathbf{4-53}$$

De esta forma si la suma de ambas contribuciones es cero y se resuelve para δ_e se puede encontrar la deflexión requerida para contrarrestar el efecto del amortiguamiento

$$\delta_e = -\frac{K_a q l \cos \Gamma}{V \tau} \quad \mathbf{4-54}$$

Angulo normal: a lo desarrollado para vuelo recto solo se debe agregar la contribución del amortiguamiento.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$\alpha_N = \alpha_q \cos \Gamma \quad \mathbf{4-55}$$

$$\alpha_N = \left(\alpha_{0w} + \frac{C_L}{C_{L\alpha}} + i_t - i_w + \frac{K_a q l}{V} \right) \cos \Gamma - \varepsilon_{N0} - \frac{d\varepsilon_N}{d\alpha} \frac{C_L}{C_{L\alpha}} \quad \mathbf{4-56}$$

Otro punto a tener en cuenta es el amortiguamiento en el ángulo de ataque visto por la hélice.

Las simplificaciones realizadas son:

- El cambio debido a la posición en Z del CG no se tiene en cuenta
- El cambio debido a la posición en X del CG se ha tomado como 0.3 de la CAM ya que se ha verificado que utilizar 0.2 o 0.4 de la CAM solo produce cambios de a lo sumo 0.1°.
- Como en los desarrollos anteriores no se tiene en cuenta el downwash sobre el disco de la hélice.

Una vez realizadas estas simplificaciones se procede al cálculo de la fuerza normal de la hélice para el ángulo de ataque, calculado con la ecuación 4-57, y velocidad correspondiente.

$$\alpha_{Hélice} = \alpha_{0w} + \frac{C_L}{C_{L\alpha}} - i_w + \frac{K_a q l_p}{V} \quad \mathbf{4-57}$$

Se muestran los momentos en los servos en función de la velocidad, a distintos factores de carga, para $X_{cg}=0.3$ y $X_{cg}=0.4$ con $Z_{cg}=0$ este último se ha elegido debido a que para ese caso resulta mayor el momento.

Para $X_{cg}=0.3$ de la Cam:



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

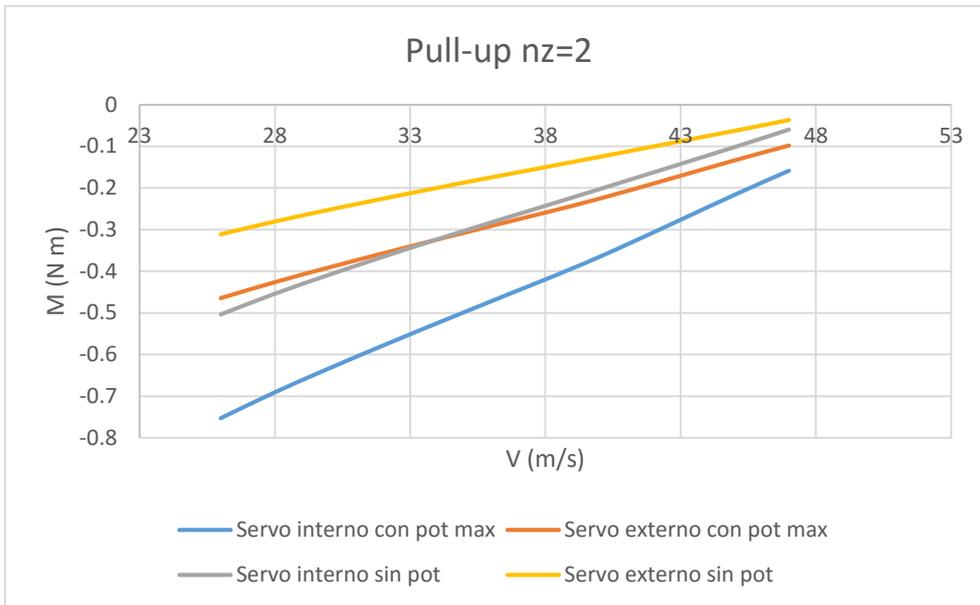


Figura: 4-31 Momento en el servo para $X_{cg}=0.3$ Cam Pull-up $n_z=2$

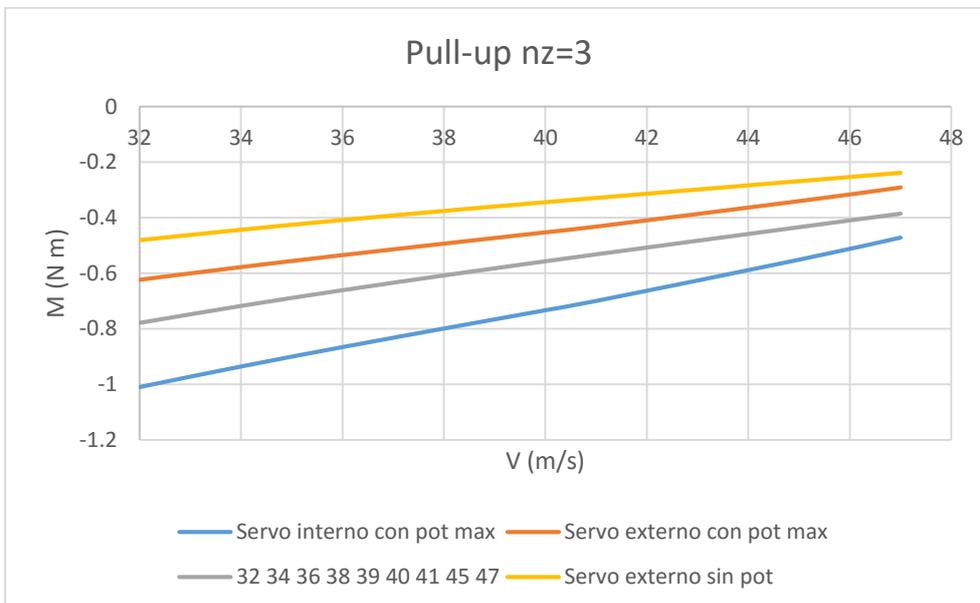


Figura: 4-32 Momento en el servo para $X_{cg}=0.3$ Cam Pull-up $n_z=3$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

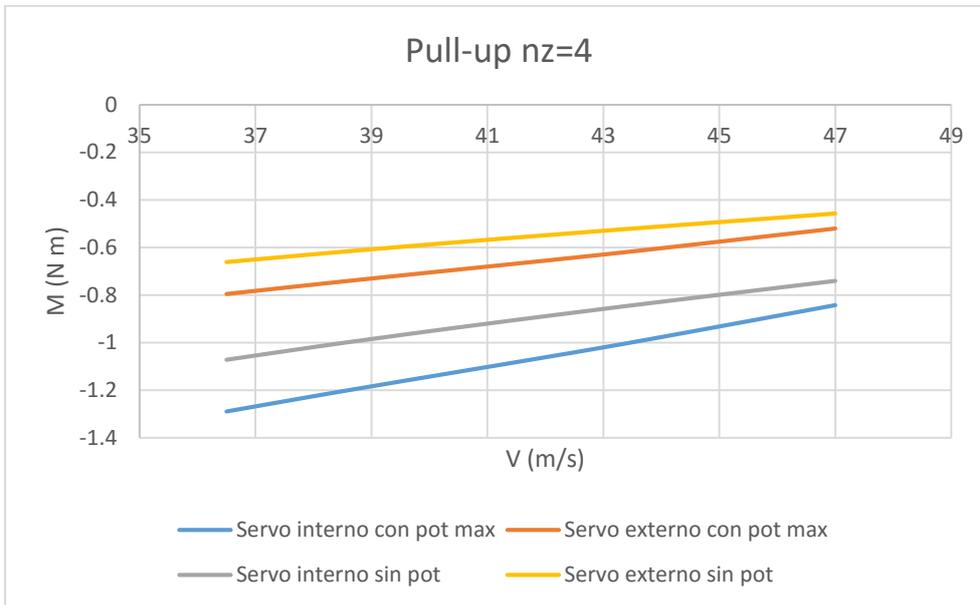


Figura: 4-33 Momento en el servo para $X_{cg}=0.3$ Cam Pull-up $n_z=4$

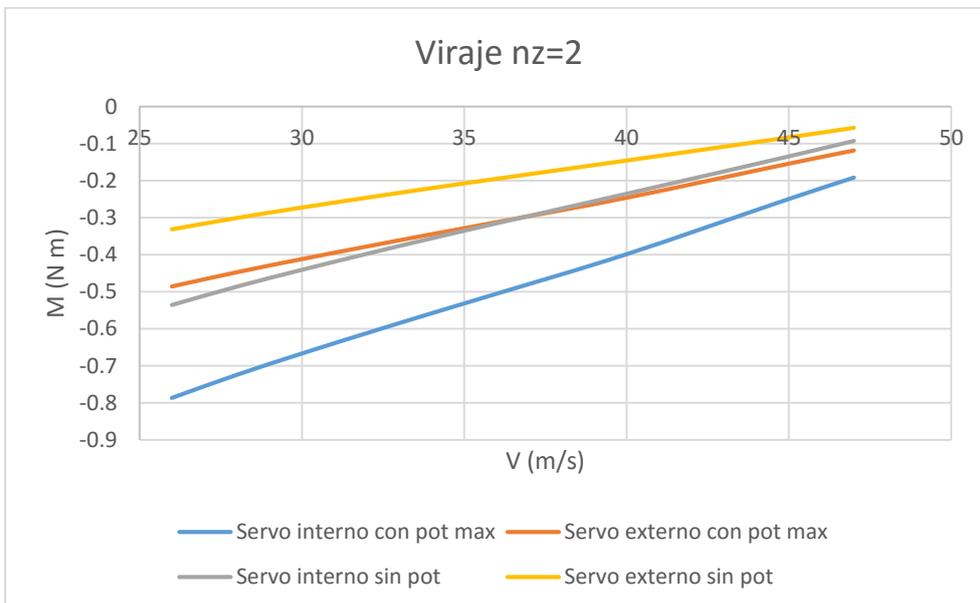


Figura: 4-34 Momento en el servo para $X_{cg}=0.3$ Cam Viraje $n_z=2$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

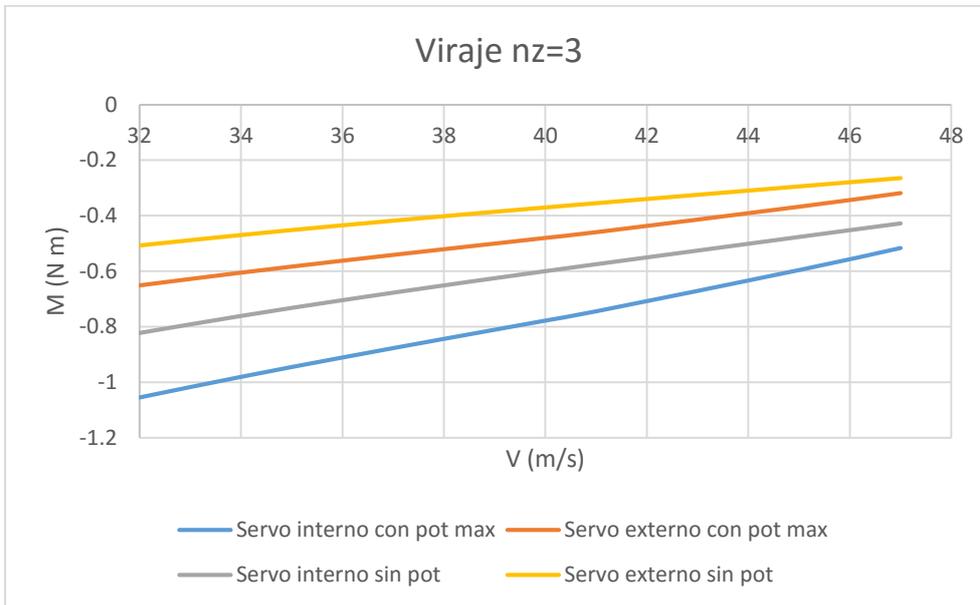


Figura: 4-35 Momento en el servo para $X_{cg}=0.3$ Cam Viraje $n_z=3$

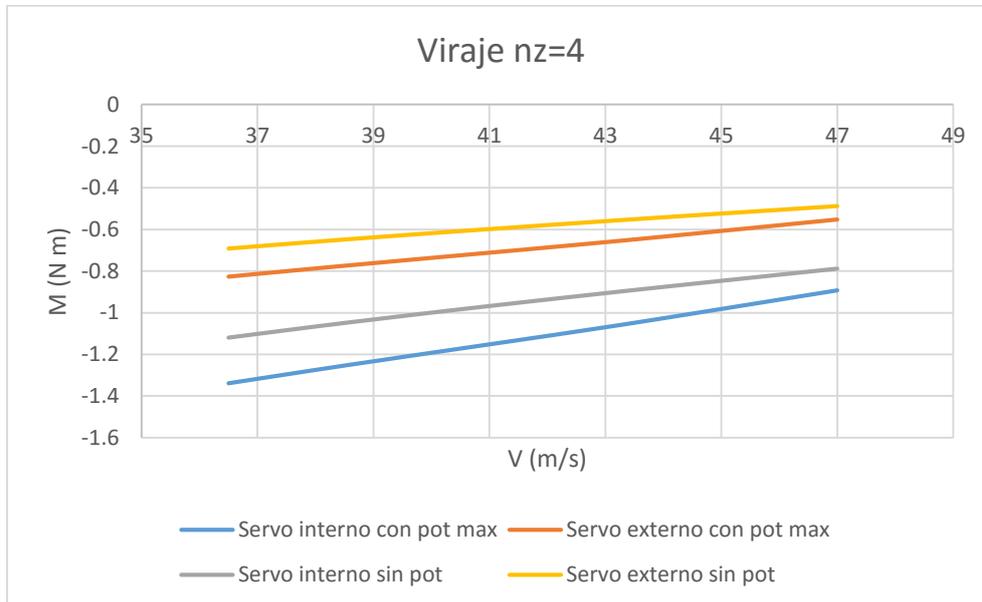


Figura: 4-36 Momento en el servo para $X_{cg}=0.3$ Cam Viraje $n_z=4$

Para $X_{cg}=0.4$ de la Cam:



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

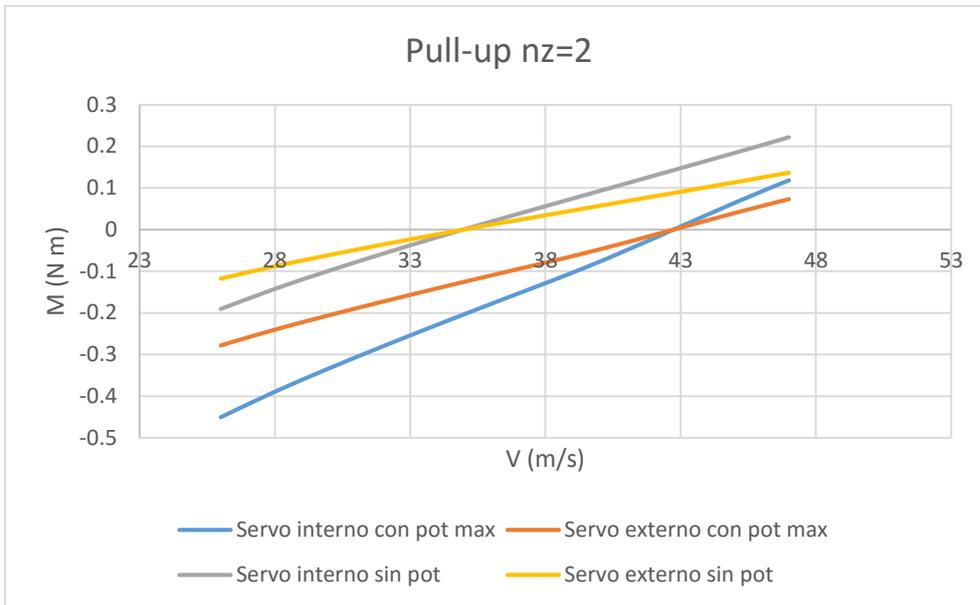


Figura: 4-37 Momento en el servo para $X_{cg}=0.4$ Cam Pull-up $n_z=2$

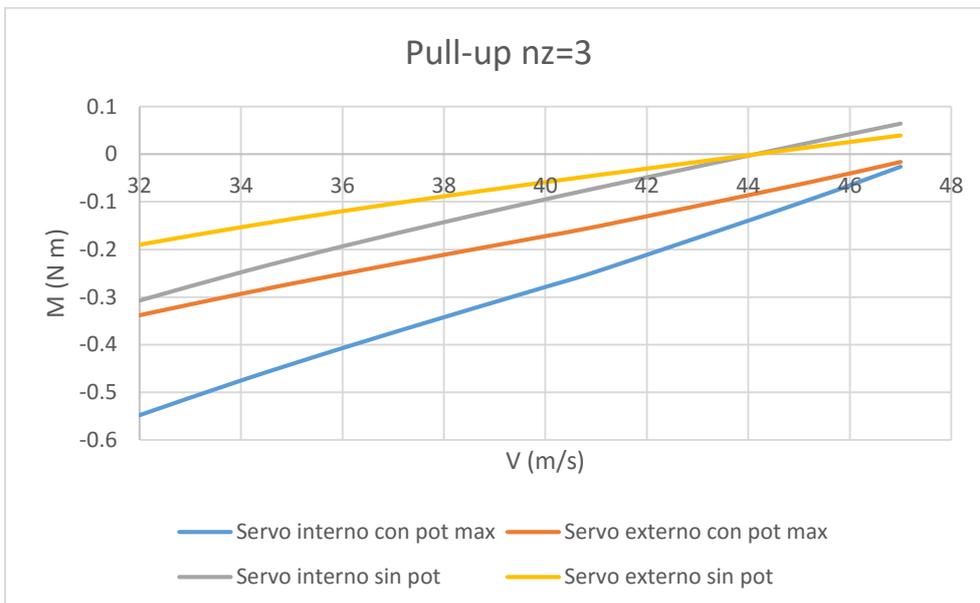


Figura: 4-38 Momento en el servo para $X_{cg}=0.4$ Cam Pull-up $n_z=3$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

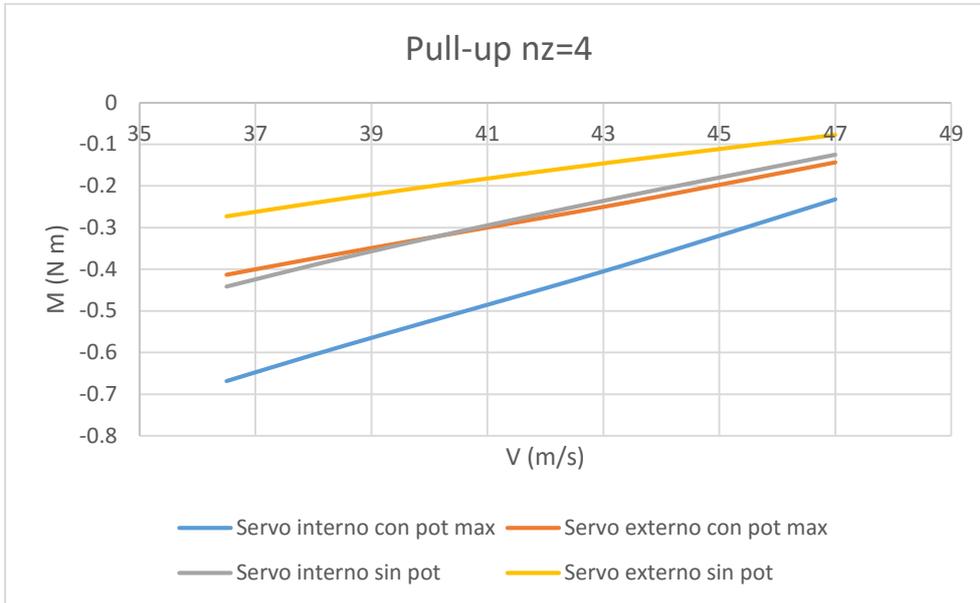


Figura: 4-39 Momento en el servo para $X_{cg}=0.4$ Cam Pull-up $n_z=4$

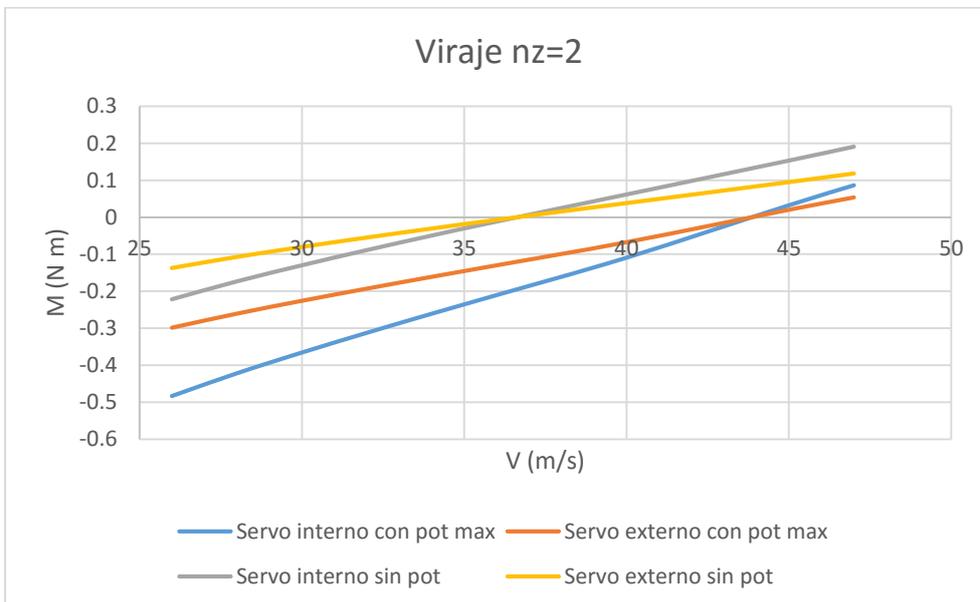


Figura: 4-40 Momento en el servo para $X_{cg}=0.4$ Cam Viraje $n_z=2$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

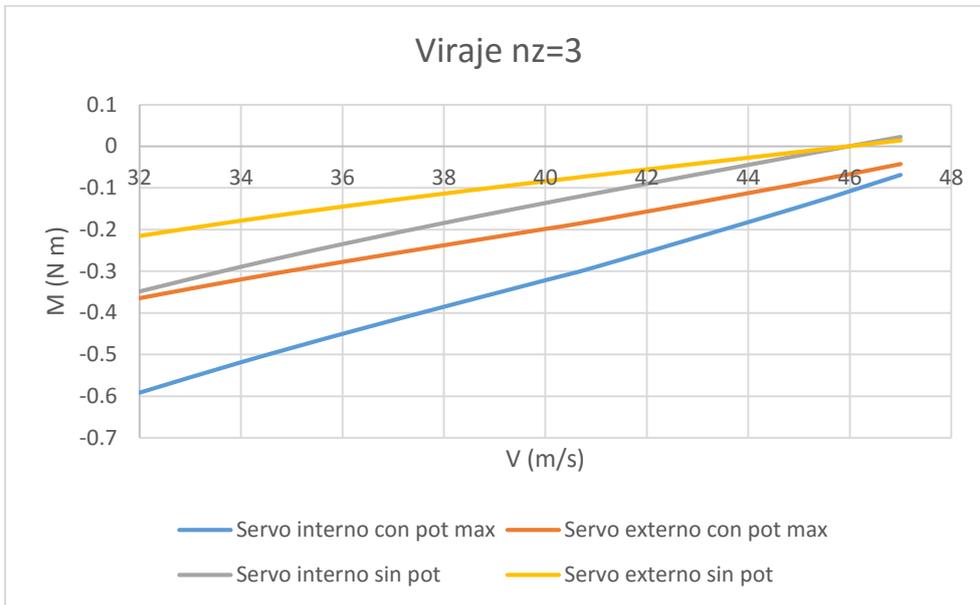


Figura: 4-41 Momento en el servo para Xcg=0.4 Cam Viraje nz=3

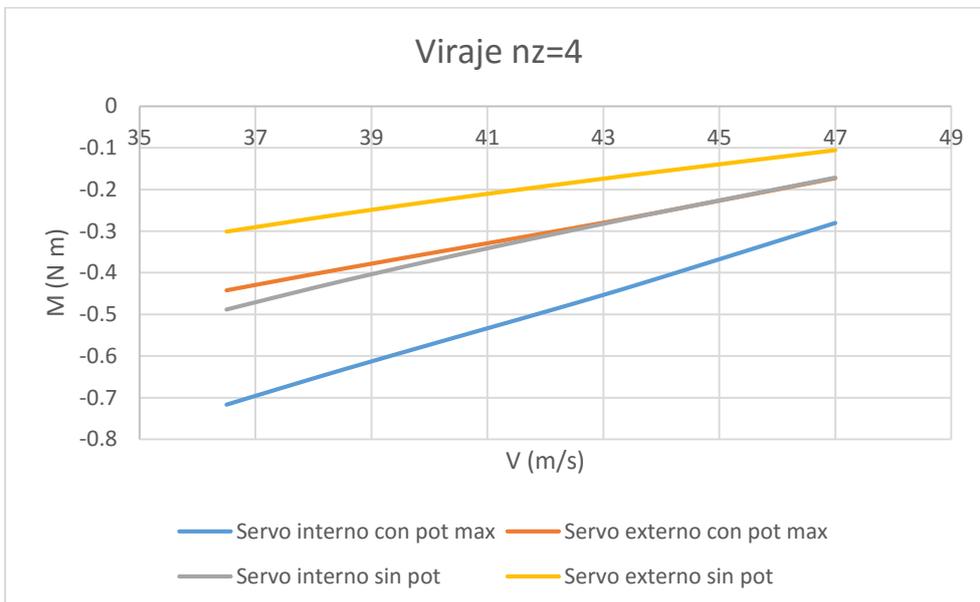


Figura: 4-42 Momento en el servo para Xcg=0.4 Cam Viraje nz=4



4.7 Punto de maniobra timón fijo

El punto de maniobra timón fijo es la posición del cg donde la deflexión de elevador requerido para acelerar el avión ($n_z \neq 1$) desaparece. Es decir que al producirse una pequeña variación de deflexión el factor de carga crece rápidamente.

Debido a la gran cantidad de variables involucradas es necesario barrer una serie de velocidades, para cada posición de centro de gravedad que se prueba. Al ir atrasando el centro de gravedad la pendiente de la curva de deflexión versus factor de carga se hace cada vez menor. El punto de maniobra es la posición del centro de gravedad donde está pendiente se hace cero en algún punto de la curva.

Para encontrar este punto se evalúan 4 situaciones las cuales son:

- Pull up con potencia
- Pull up sin potencia
- Viraje con potencia
- Viraje sin potencia

De estos casos se tiene en cuenta el primero que llega a tener una pendiente nula al ir atrasando el centro de gravedad.

Se realiza para 2 posiciones de Z_{cg} .

A continuación, se muestra el caso límite encontrado que se corresponde con una posición de $X_{cg}=0.53$ de CAM el cual se da para una maniobra de Pull up sin considerar los efectos de la potencia. Las dos posiciones de Z_{cg} analizados arrojaron el mismo resultado en términos de punto neutro timón fijo.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

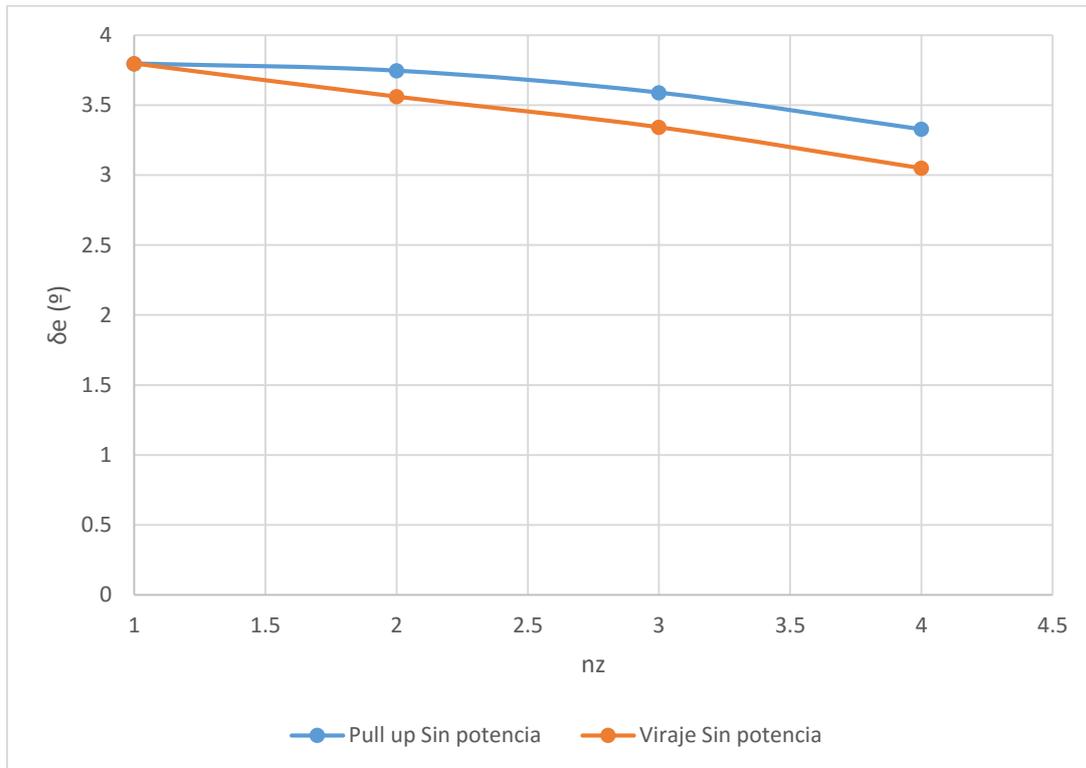


Figura: 4-43 Limite de maniobra timón fijo $X_{cg}=0.53$ de CAM

4.8 Punto de maniobra timón libre

El punto de maniobra timón libre, es la posición del cg donde el esfuerzo en el mando requerido para acelerar el avión ($n_z \neq 1$) desaparece. Es decir que al producirse una pequeña variación de momento en el servo el factor de carga crece rápidamente.

Siguiendo el mismo procedimiento que para punto de maniobra timón fijo:

Para $Z_{cg}=0m$ se tiene:



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Punto de maniobra timón libre

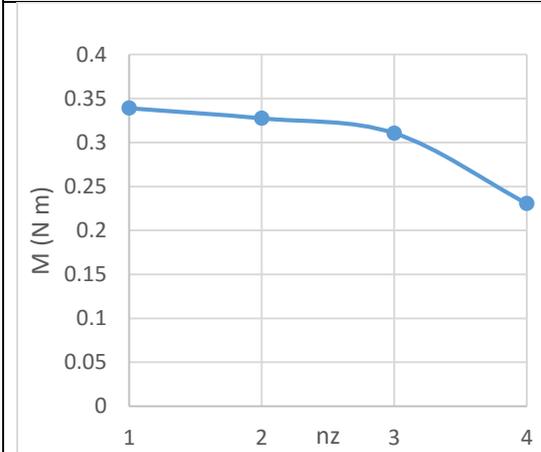


Figura: 4-44 Pull up con potencia

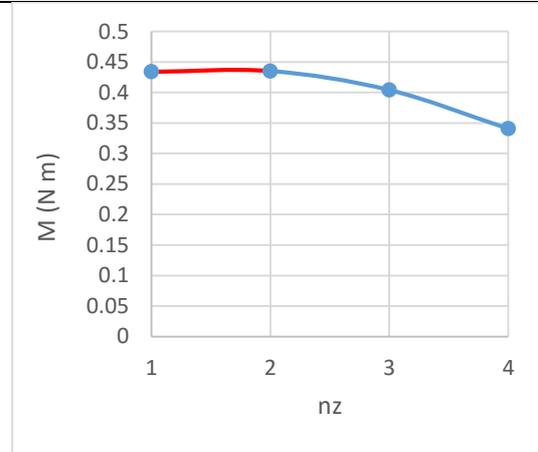


Figura: 4-45 Pull up sin potencia

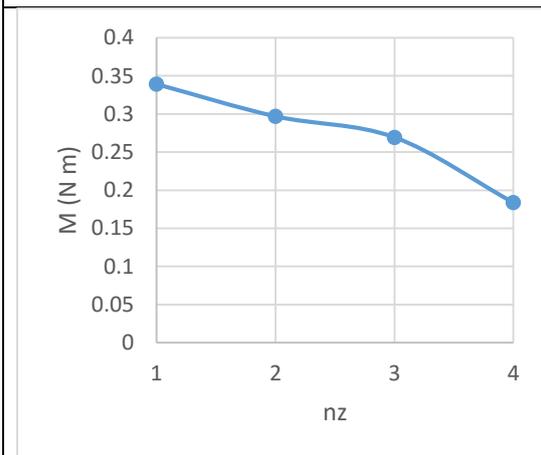


Figura: 4-46 Viraje con potencia

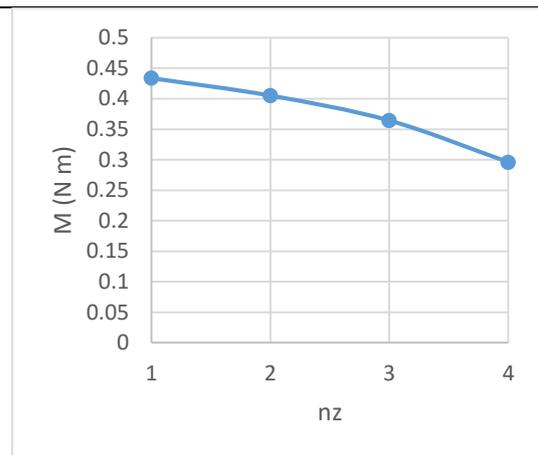


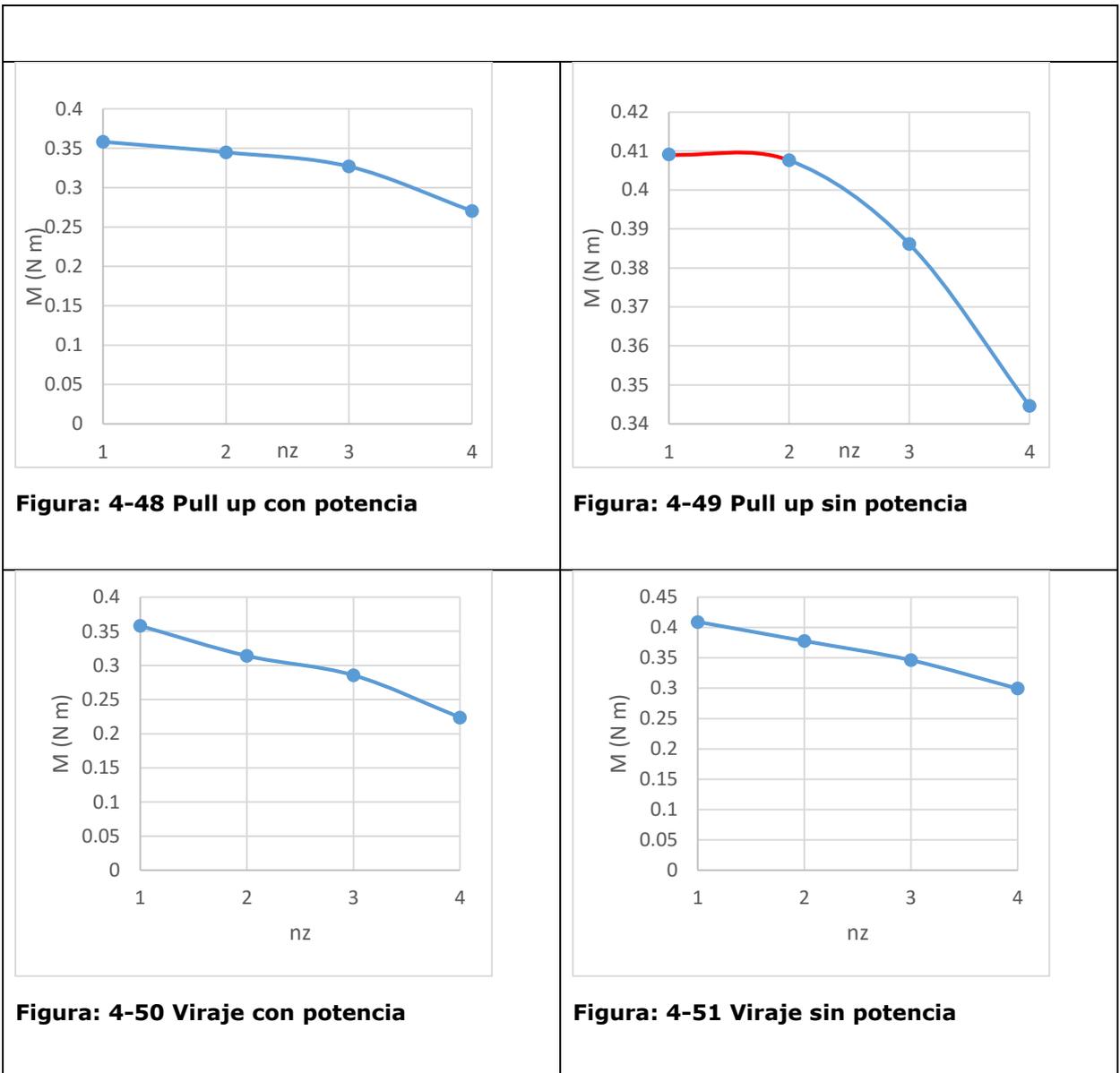
Figura: 4-47 Viraje sin potencia

Para $Z_{cg}=0.05$:



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN



Los gráficos mostrados entre la Figura: 4-44 y Figura: 4-47 fueron obtenidos para una posición de $Z_{cg}=0$ y una velocidad de 47 m/s. Para este caso la posición de X_{cg} para la cual se ha logrado que la pendiente sea nula es $X_{cg}=0.47$ de la Cam. Y aparece en rojo en la Figura: 4-45 correspondiente a Pull up sin potencia. Entre la Figura: 4-48 y la Figura: 4-51 se muestra lo mismo para una posición de $Z_{cg}=0.05m$ aunque su límite se encuentra más atrasado que el caso para $Z_{cg}=0m$ por lo cual no es de interés.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Por lo tanto, para $X_{cg}=0.47$ de Cam y velocidad de 47 m/s se alcanza el límite de maniobra.

4.9 Límites del centro de gravedad

Una vez calculados todos los límites queda establecido el rango de corrimiento para el centro de gravedad, el cual debe estar entre:

Posición más adelantada	Posición más atrasada
$X_{cg}=0.09$ Cam	$X_{cg}=0.47$ Cam

4.10 Estabilidad direccional

Para el caso de la estabilidad direccional se deben analizar las siguientes contribuciones:

- Fuselaje
- Unión ala fuselaje
- Empenaje
- Hélice

Estas contribuciones serán analizadas de tal forma de establecer las condiciones que resulten críticas. Siguiendo este criterio al considerar que la hélice en el caso de esta configuración posee un carácter estabilizante en guiñada será más importante conocer el caso sin potencia, aunque a la hora de estimar la fuerza en el mando el caso con potencia resultará más crítico.

4.10.1 Contribución del fuselaje

La contribución del fuselaje fue estimada en la sección 2.4.2.

$$C_{NF} = \frac{N_F}{q b S} = -\beta 0.0374$$
$$\Delta C_{NF} = 0.01029 \beta (2.0895 - x_{cg})$$

4.10.2 Contribución del empenaje

La cola en V al encontrarse con ángulo de deslizamiento produce un momento que tiende a orientarse hacia la dirección de la corriente libre, a la fuerza en el eje Y producida por el empenaje se



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

adimensionalizada la llamaremos $C_{Y\beta t}$, este parámetro se encuentra referido a la superficie total del empenaje sin proyectar.

$$C_{Y\beta t} = -K C_{L\alpha N} (\sin \Gamma)^2 \quad \mathbf{4-58}$$

El momento de guiñada producido por el empenaje puede ser expresado como:

$$C_{nt} = -K C_{L\alpha N} (\sin \Gamma)^2 V_V \eta t \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \beta \quad \mathbf{4-59}$$

Con

$$V_V = \frac{x_{HN} S_e}{S_w b}$$

Una consideración especial debe realizarse al utilizar la pendiente de sidewash $\frac{d\sigma}{d\beta}$ para el caso en estudio. A diferencia de la pendiente de downwash donde se utilizó un método particular para estimar este parámetro en empenajes en V no se ha encontrado una teoría que tenga en cuenta este parámetro, el cual se ve influenciado tanto por el ala como el fuselaje.

Considerando que una parte del empenaje se encuentra alejada de los cuerpos que producen las desviaciones del flujo, se ha optado por considerar una cierta influencia, pero no tan alta como la que tendría un empenaje convencional. Para un cálculo conservativo se ha elegido arbitrariamente un factor $\frac{d\sigma}{d\beta} = 0.2$, para conocer este parámetro con mayor precisión se deberían realizar ensayos o un análisis con CFD, lo cual excede los objetivos de este trabajo.

El control de momento de guiñada se produce mediante la deflexión asimétrica de los elevadores, llamados también elevones.

$$C_n = -K C_{L\alpha N} \tau \sin \Gamma \delta_r V_V \eta t \quad \mathbf{4-60}$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

La utilización del símbolo δ_r solo obedece a la diferenciación con la deflexión como elevador, el comando es el mismo.

4.10.3 Contribución de la hélice

Al tratarse de una configuración Pusher el efecto de la hélice resulta estabilizante.

$$C_n = C_{nh} \frac{S_p l_p}{S_w b_w} \quad 4-61$$

Donde C_{nh} es el coeficiente de fuerza normal de la hélice debido a ángulo de deslizamiento, el cual se calcula de la misma manera que para longitudinal solo que reemplazando el ángulo de ataque por el de deslizamiento.

4.10.4 Resultados de equilibrio y estabilidad direccional

Al juntar todos los términos que aportan al coeficiente de momento de guiñada se tiene que:

$$C_n = C_{NF} + \Delta C_{NF} + K C_{L\alpha N} (\sin \Gamma)^2 V_V \eta t \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \beta - K C_{L\alpha N} \tau \sin \Gamma \delta_r V_V \eta t \quad 4-62$$
$$+ C_{nh} \frac{S_p l_p}{S_w b_w}$$

A continuación, se muestran los resultados estabilidad estática y control direccional, siendo la pendiente positiva de C_n vs β la condición estabilizante. Los resultados se presentan para 2 posiciones de Xcg. Como se detalló al principio de esta sección la condición más crítica es sin potencia por lo tanto solo se muestra el caso con potencia para una velocidad de corriente libre de 25 m/s.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

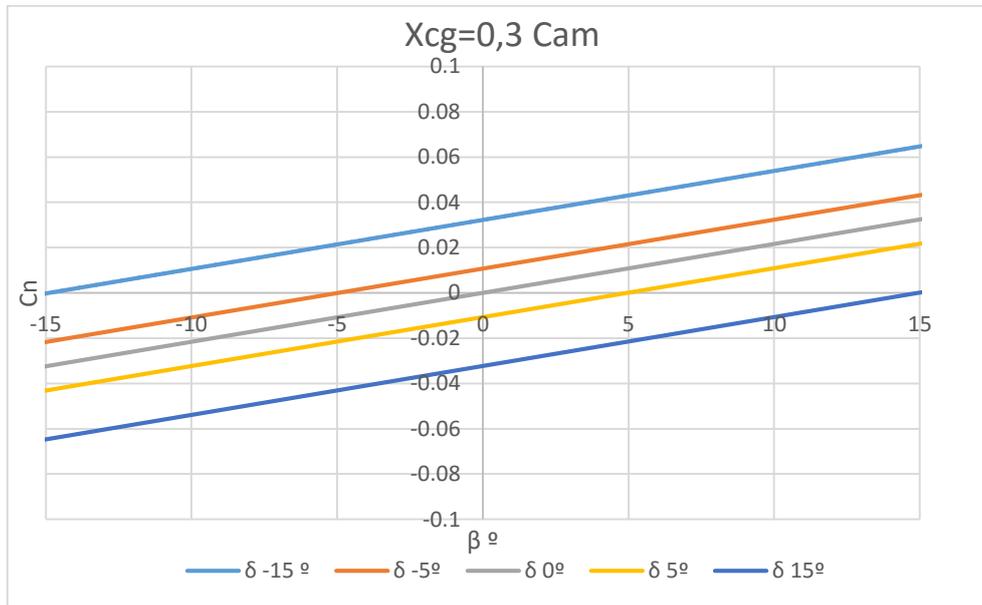


Figura: 4-52 Coeficiente de momento de guiñada en función del ángulo de deslizamiento para el caso sin potencia para $X_{cg}=0,3$ Cam.

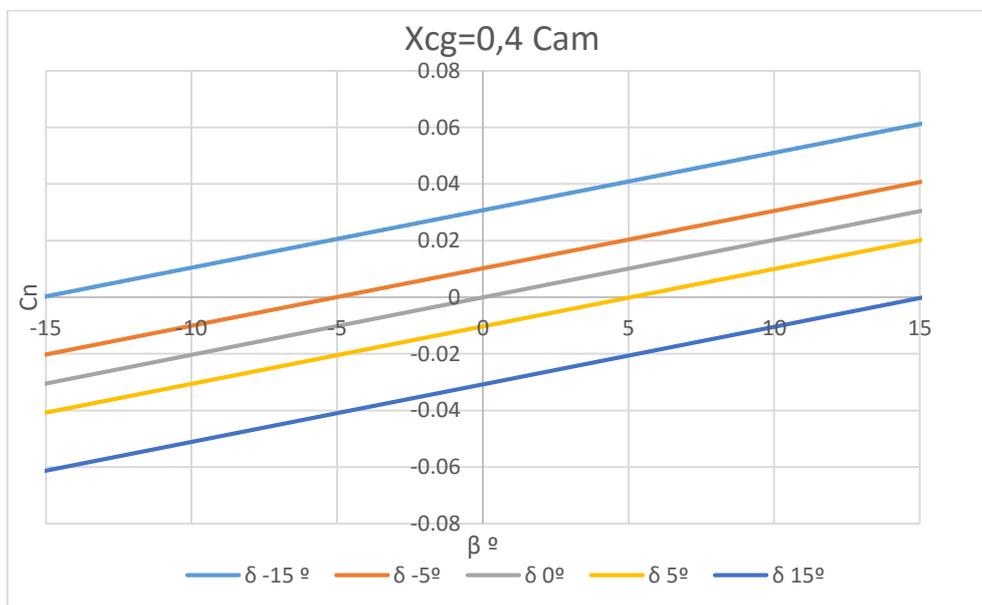


Figura: 4-53 Coeficiente de momento de guiñada en función del ángulo de deslizamiento para el caso sin potencia para $X_{cg}=0,4$ Cam.

Caso con potencia:



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

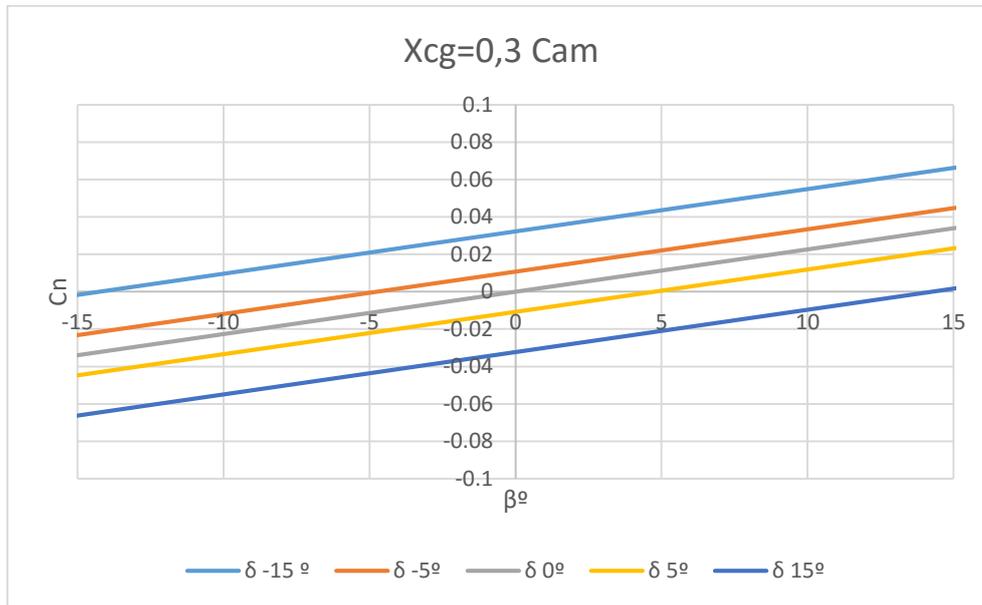


Figura: 4-54 Coeficiente de momento de guiñada en función del ángulo de deslizamiento para el caso con potencia para $X_{cg}=0,3 \text{ Cam}$.

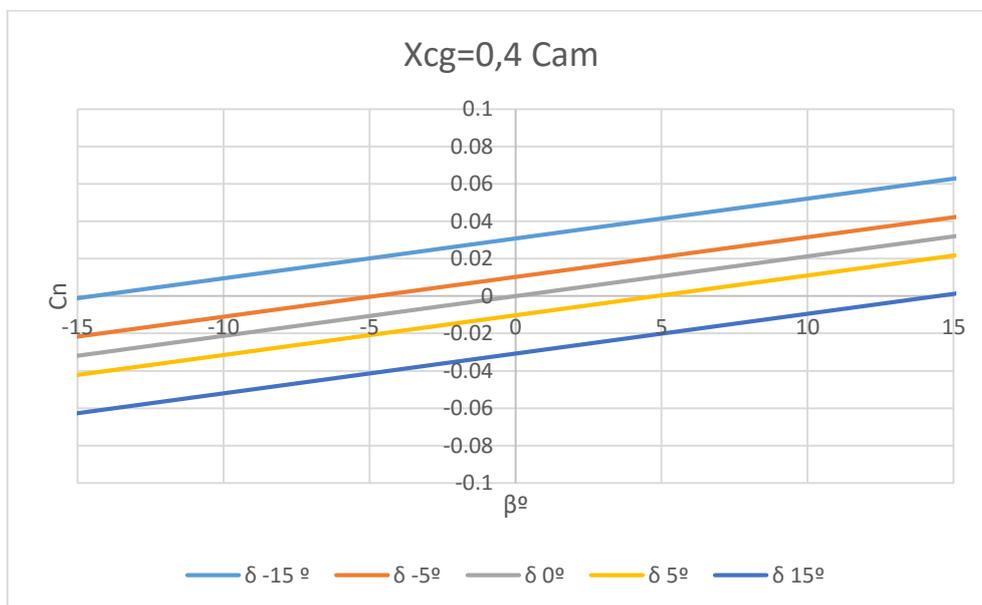


Figura: 4-55 Coeficiente de momento de guiñada en función del ángulo de deslizamiento para el caso con potencia $X_{cg}=0,4 \text{ Cam}$.

Xcg	Cn β Sin potencia (1/°)	Cn β Con potencia (1/°)
0,3 Cam	0,002162	0,002262
0,4 Cam	0,002031	0,002127

Tabla 4-2 Estabilidad direccional



4.10.5 Momento en el servo del elevón

Como se ha mencionado anteriormente el elevón cumple las funciones de elevador y de timón de dirección, esto trae aparejado que el momento que deban realizar los servos sea el necesario para equilibrar la aeronave en vuelo longitudinal más el requerido para el equilibrio en vuelo lateral (ya sea para equilibrar un ángulo de deslizamiento u otras condiciones).

Si la aeronave se encuentra con deslizamiento se debe deflectar asimétricamente las superficies de comando del elevón para producir un momento que lleve a la aeronave a la condición de equilibrio. A su vez el ángulo de deslizamiento produce que la hélice produzca un momento de cabeceo, de acuerdo a la referencia (NACA-WR-L-219, 1943). De la misma forma el ángulo de ataque sobre la hélice produce un momento en guiñada. Por lo tanto, los efectos quedan acoplados.

Dicho esto, para calcular el momento en el servo es necesario contar con un modelo que tenga en cuenta los efectos longitudinales y laterales acoplados. Para poder realizarlo se deben hacer simplificaciones ya que algunos mecanismos de acoplamiento resultan más bien complejos y no se posee una forma analítica de simularlos. Por lo tanto se recomienda realizar ensayos para corroborar su exactitud, lo cual excede los alcances de este documento.

Una de las simplificaciones que se realizan en este caso es que la fuerza normal de la hélice y el momento propio (guiñada por alfa y cabeceo por beta) que esta produce se pueden calcular por separado utilizando la misma velocidad de corriente libre. Es decir que para una velocidad de corriente libre que se encuentra con respecto del disco de la hélice con ángulo de ataque y con ángulo de deslizamiento, se estima el efecto del ángulo de ataque dejando de lado la existencia del ángulo de deslizamiento y viceversa.

Por otro lado, también se consideran independientes el efecto de α y β sobre el ángulo de ataque normal del empenaje en V.

Llamando a el momento de cabeceo producido por ángulo de deslizamiento sobre el disco de la hélice $C_{mp\beta}$ y al momento de guiñada debido a ángulo de ataque $C_{my\alpha}$. Se plantean las ecuaciones de equilibrio en cabeceo y en guiñada para despejar la deflexión requerida para el equilibrio de momentos en ambos ejes.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Considerando que al tener deslizamiento el empenaje se encuentra sometido a un flujo no simétrico y que para producir un momento de guiñada se debe deflectar asimétricamente los comandos, los servos del lado izquierdo estarán sometidos a distintas situaciones que los servos derechos.

$$M_{der} = -G \frac{1}{2} \rho V^2 S_e c_e (C_{h\alpha} \alpha_{Nlong} + C_{h\delta} \delta_{elong} + C_{h\alpha} \alpha_{Nlat\ der} + C_{h\delta} \delta_{elat\ der})$$

4-63

$$M_{izq} = -G \frac{1}{2} \rho V^2 S_e c_e (C_{h\alpha} \alpha_{Nlong} + C_{h\delta} \delta_{elong} + C_{h\alpha} \alpha_{Nlat\ izq} + C_{h\delta} \delta_{elat\ izq})$$

4-64

Para obtener la deflexión requerida para el equilibrio longitudinal δ_{elong} se debe seguir el mismo procedimiento que para la sección 4.6.1 de vuelo en maniobra, solo que agregando $C_{mp\beta}$ a la suma de momentos de la cual se despeja la deflexión.

Para estimar el momento en el servo para el control direccional se analiza la deflexión necesaria para producir deslizamiento. Esto se logra despejando de la ecuación de coeficiente de momento de guiñada igualada a cero y despejando de esta la deflexión de comando correspondiente. En este caso se realiza considerando efectos de la potencia, el momento de guiñada producido por el ángulo de ataque sobre el disco de la hélice.

$$R = C_{NF} + \Delta C_{NF} - K C_{L\alpha N} (\sin \Gamma)^2 V_V \eta t \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \beta + C_{nh} \frac{S_p l_p}{S_w b_w} + C_{my\alpha}$$

$$\delta_r = \frac{R}{K C_{L\alpha N} \tau \sin \Gamma V_V \eta t}$$

$$\delta_{e\ lat} = \delta_{e\ izq}$$

$$\delta_{e\ lat} = -\delta_{e\ der}$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

El ángulo de ataque normal para longitudinal se calcula de la misma forma que para vuelo en maniobra y para direccional de acuerdo a la referencia (NACA R 823):

$$\alpha_{Nlat} = \sin \beta \sin \Gamma$$

$$\alpha_{Nlat\ der} = \sin \beta \sin \Gamma$$

$$\alpha_{Nlat\ izq} = -\sin \beta \sin \Gamma$$

Para el caso sin potencia desaparece el acoplamiento entre guiñada y cabeceo, y se van los términos de fuerza normal y empuje.

A continuación, se muestran los resultados del momento en el servo para un centrado de $X_{cg} = 0.3$ de Cam y 0.4 de Cam y $Z_{cg} = 0m$.

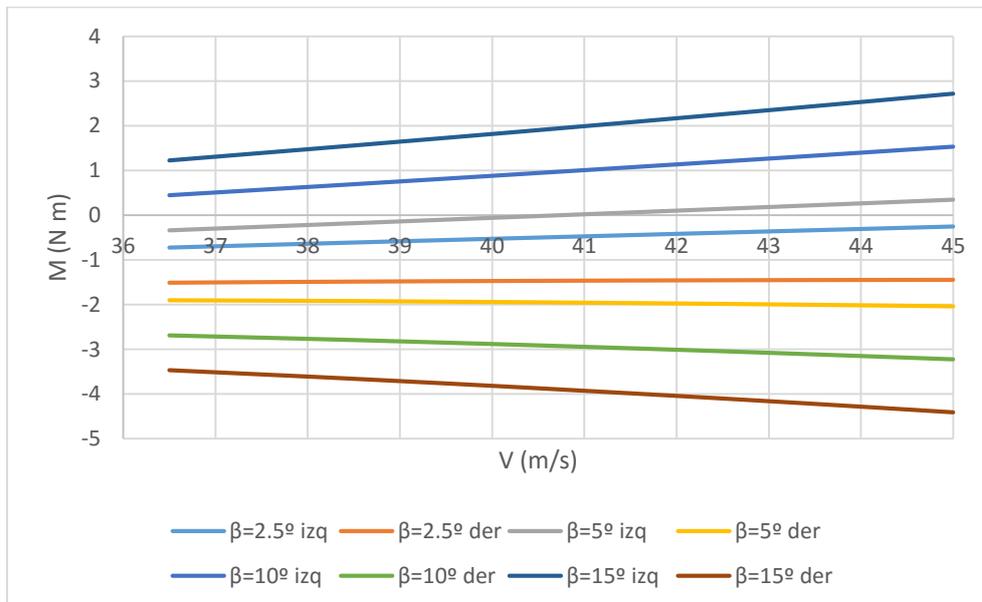


Figura: 4-56 Momentos de superficies internas Sin potencia para $X_{cg}=0.3$ Cam



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

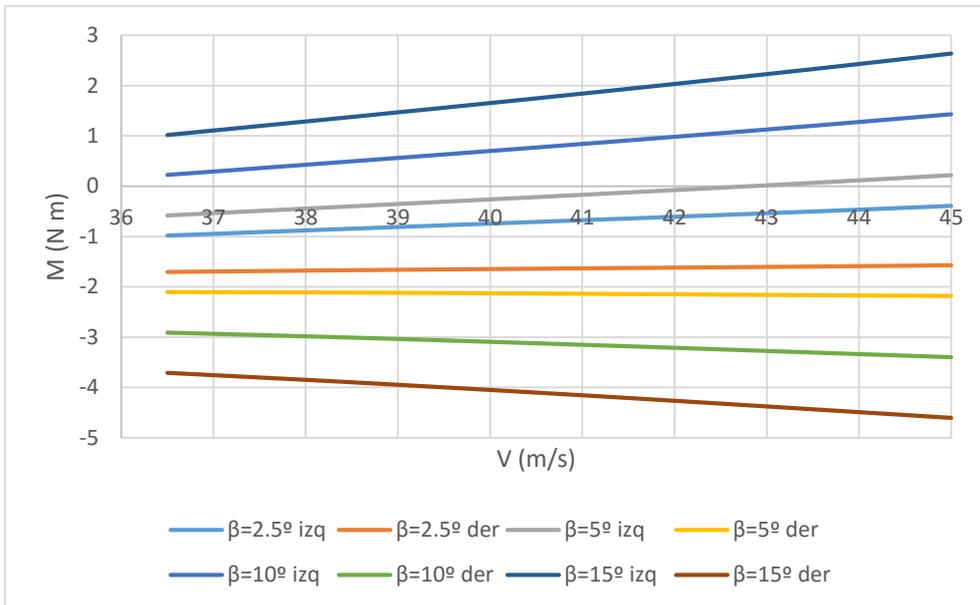


Figura: 4-57 Momentos de superficies internas Con potencia para $X_{cg}=0.3$ Cam

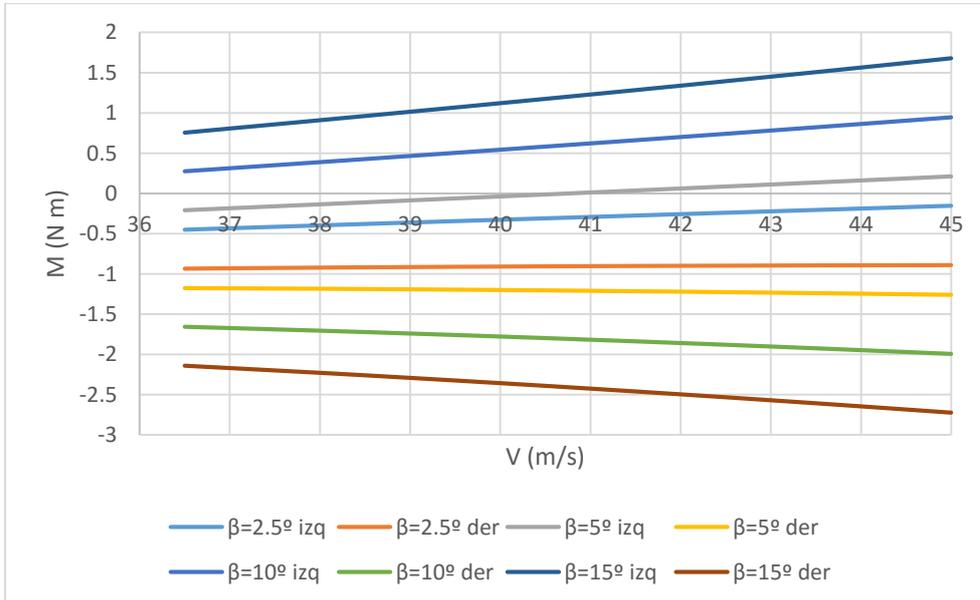


Figura: 4-58 Momentos de superficies externas Sin potencia para $X_{cg}=0.3$ Cam



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

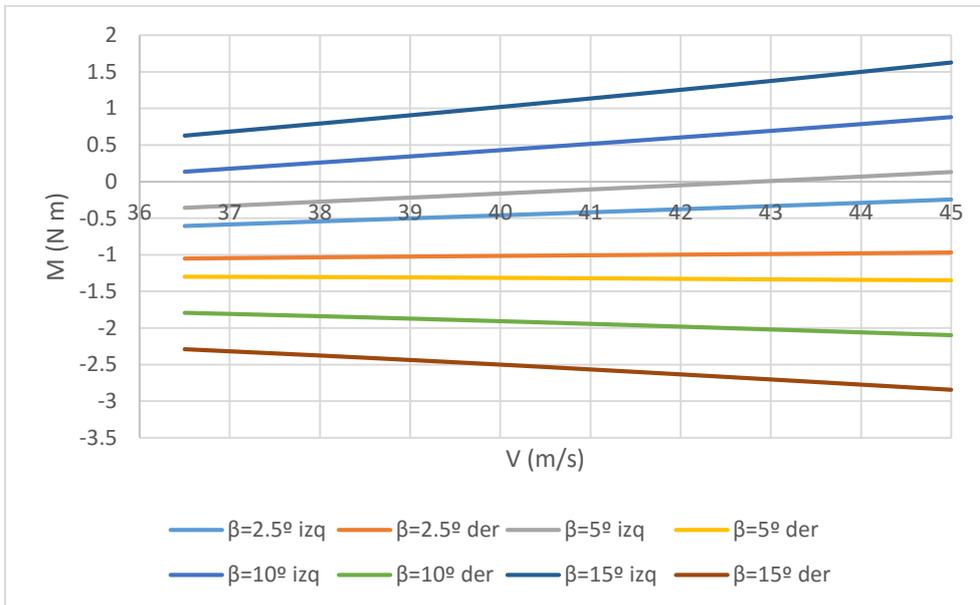


Figura: 4-59 Momentos de superficies externas Con potencia para $X_{cg}=0.3$ Cam

Para $X_{cg}=0.4$ de la Cam

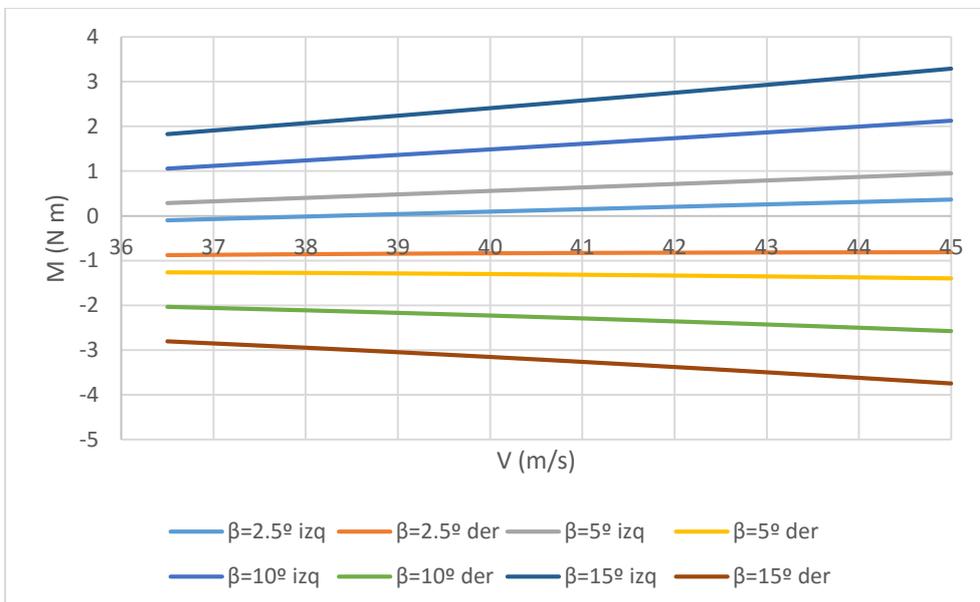


Figura: 4-60 Momentos de superficies internas Sin potencia para $X_{cg}=0.4$ Cam



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

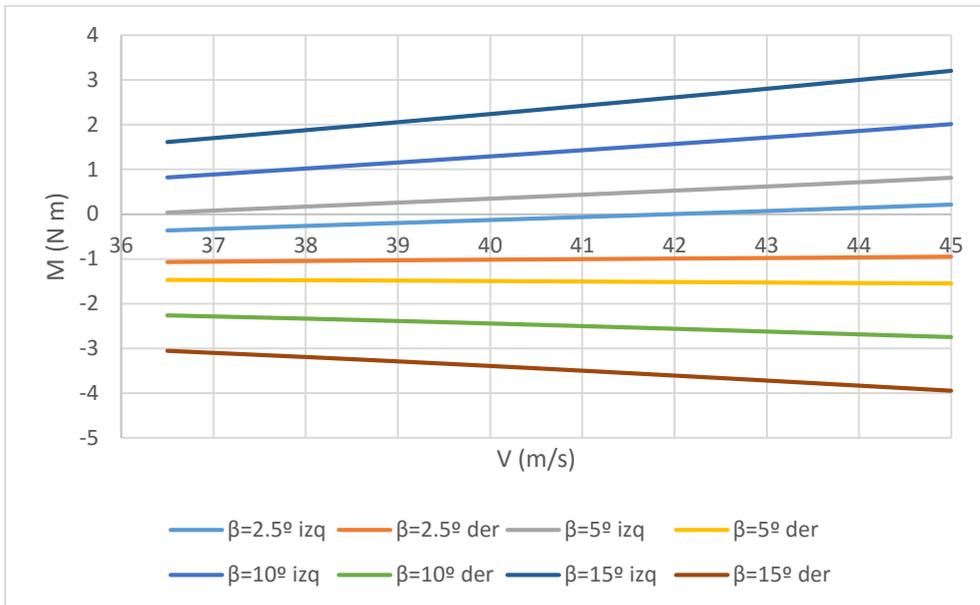


Figura: 4-61 Momentos de superficies internas Con potencia para $X_{cg}=0.4$ Cam

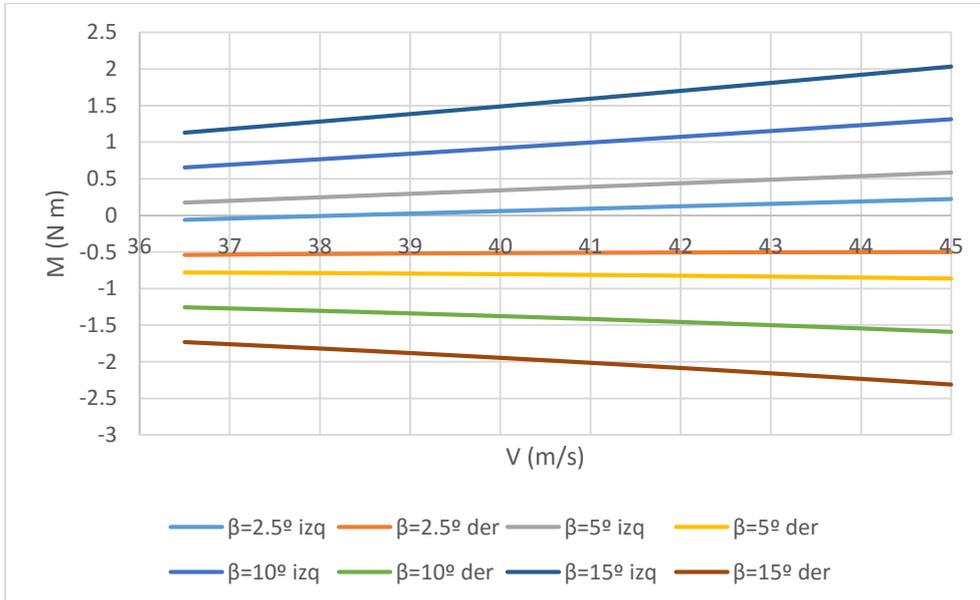


Figura: 4-62 Momentos de superficies externas Sin potencia para $X_{cg}=0.4$ Cam

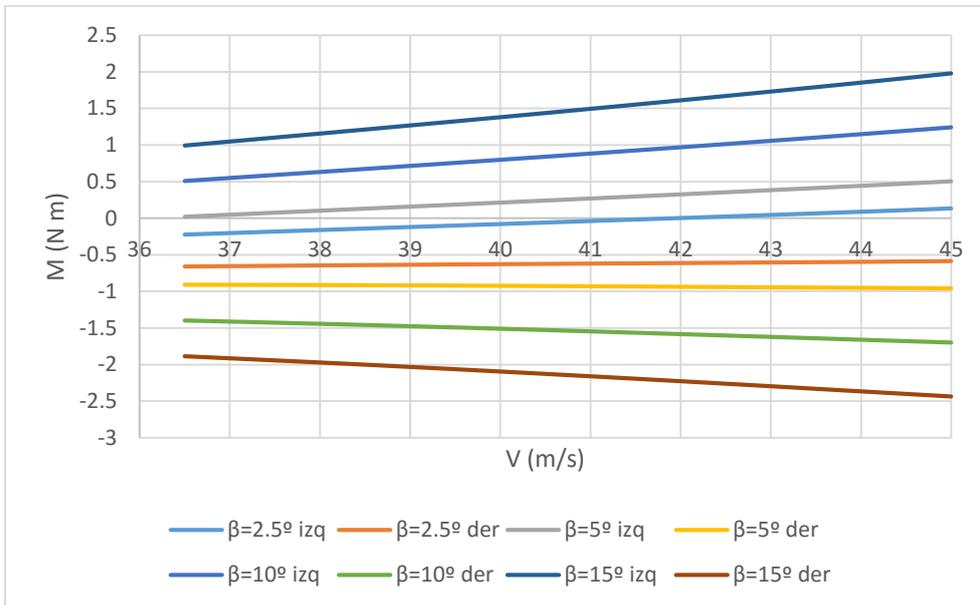


Figura: 4-63 Momentos de superficies externas Con potencia para $X_{cg}=0.4$ Cam

Por otro lado, se ha calculado para la posición más adelantada del centro de gravedad el máximo momento que deben ejercer los servos.

$$M_{max} = -5.9 \text{ (N m)}$$

4.11 Efecto diedro

Se trata del momento de rolido debido a deslizamiento. Los elementos que contribuyen en este caso al efecto diedro son:

- Interferencia ala fuselaje
- Empenaje en V

Al tratarse de ala alta la unión ala fuselaje produce un efecto diedro de $C_{l\beta} = -0.03437 \left[\frac{1}{rad} \right]$ de acuerdo a la Ref. (Scarpin, IUA-Apunte de clases Mecánica del Vuelo II, 2015).

El empenaje en V aporta un momento de rolido que puede ser dividido en dos, si se descomponen las fuerzas resultantes en cada semi-ala de empenaje observa que se tiene una cupla (momento sin fuerza resultante) debido a las fuerzas verticales, y un momento producido por la fuerza lateral resultante en el eje Y que posee un brazo de palanca respecto del centro de gravedad en el eje Z, Z_{cgt} .



$$C_{l\beta t1} = -K C_{L\alpha N} (\sin \Gamma)^2 \frac{Z_{cgt}}{b} \quad 4-65$$

$$C_{l\beta t2} = -K C_{L\alpha N} \sin \Gamma \cos \Gamma \frac{y_s}{b} \quad 4-66$$

Donde y_s es la distancia en el eje Y entre el lugar de aplicación de la fuerza y el eje de simetría del VANT.

La proyección de fuerzas cuando el empenaje se encuentra con deslizamiento se puede observar en la Figura: 2-7.

Resultando la suma de todos los aportes:

$$C_{l\beta} = -0.3378 \left[\frac{1}{rad} \right] \text{ para una posición de } Z_{cg}=0$$

$$C_{l\beta} = -0.3177 \left[\frac{1}{rad} \right] \text{ para una posición de } Z_{cg}=0.05$$

4.12 Momento en el servo del alerón

El momento en el servo del alerón se puede calcular siguiendo los mismos pasos que se realizaron para el caso del momento del servo del empenaje.

Una diferencia con respecto a los cálculos para una aeronave convencional (comandada por piloto con ambos alerones comandados por la misma palanca), es que se calcula cada alerón por separado, debido a que se comanda con servos independientes para cada alerón.

Por seguridad cada alerón se encuentra dividido en dos partes de iguales dimensiones, a los que se denomina interno y externo.

Desarrollando la ecuación para determinar el momento que debe ejercer el servo se llega a la ecuación 4-68 siendo G_a la relación de transmisión correspondiente al sistema del alerón.

$$M_a = G_a HM \quad 4-67$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$M_a = G_a q S_a c_a (C_{h0} + C_{ha}\alpha + C_{h\delta}\delta) \quad \mathbf{4-68}$$

La deflexión de los alerones (en la cual uno baja su nariz y en el otro sube) produce una velocidad de rolido, esto hace que una semi-ala suba y la otra baje, generando un desbalance de ángulos de ataque $\Delta\alpha$, esto lleva a que el momento en cada uno sea diferente, les llamaremos M_u (alerón que sube) y M_d (alerón que baja).

Este desbalance de ángulo de ataque se produce alrededor del ángulo de ataque del ala.

Realizando simplificaciones para poder obtener este ángulo, si analizamos las ecuaciones desarrolladas para viraje en la sección 4.6.1 se puede obtener la ecuación de sustentación cuando la aeronave está inclinada en un ángulo de rolido ϕ .

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = \frac{W}{\cos \phi}$$
$$n_z = \frac{1}{\cos \phi}$$

Es decir que para poder realizar los cálculos se deben analizar distintos casos de ángulo de rolido además de la velocidad de rolido. Finalmente, el caso de interés es la combinación para la cual la fuerza es mayor.

Por medio de la ecuación de sustentación se obtiene el C_L correspondiente y con este es posible conocer el ángulo de ataque del ala.

$$C_L = \frac{2 W n_z}{\rho S V^2}$$

$$\alpha_W = \frac{C_L}{C_{L\alpha}} - \alpha_{LOW}$$

$$M_d = G_a q S_a c_a (C_{h0} + C_{ha}(\alpha_W + \Delta\alpha) + C_{h\delta} \delta_d) \quad \mathbf{4-69}$$

$$M_u = G_a q S_a c_a (C_{h0} + C_{ha}(\alpha_W - \Delta\alpha) + C_{h\delta} \delta_u) \quad \mathbf{4-70}$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Debido a la velocidad de rolido el ángulo de ataque, de cada sección de ala según envergadura, cambia. Para calcular su efecto sobre el alerón, se calcula el ángulo de ataque promedio sobre el mismo, esto es:

$$\Delta\alpha = \frac{p y'}{V} \quad 4-71$$

Siendo y' , la distancia desde el plano de simetría hasta el centroide del alerón.

Por otro lado, la velocidad de rolido es:

$$p = \left(\frac{pb/2V}{\delta_a} \right) \delta_a \frac{2V}{b} \quad 4-72$$

$$\Delta\alpha = \left(\frac{pb/2V}{\delta_a} \right) \delta_a \frac{y'}{b/2} \quad 4-73$$

La obtención de los coeficientes para el momento de charnela se ha llevado a cabo por medio del método de la Ref. (McCormick, 1995), y fue elegido debido a que los parámetros de corrección se adaptaban mejor al caso a analizar, C_{h0} fue obtenido utilizando el software XFLR5 ya que no se encontró información confiable para la obtención de este parámetro, para esto se calcula el coeficiente de momento de charnela para ángulo de ataque nulo y deflexión nula.

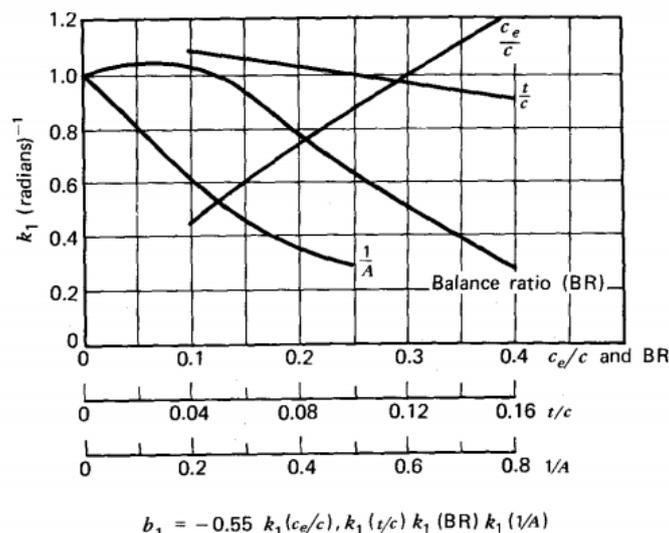


Figura: 4-64 Parámetros para obtener la variación del momento de charnela con el ángulo de ataque



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
 Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
 del vuelo del UAV AUKAN

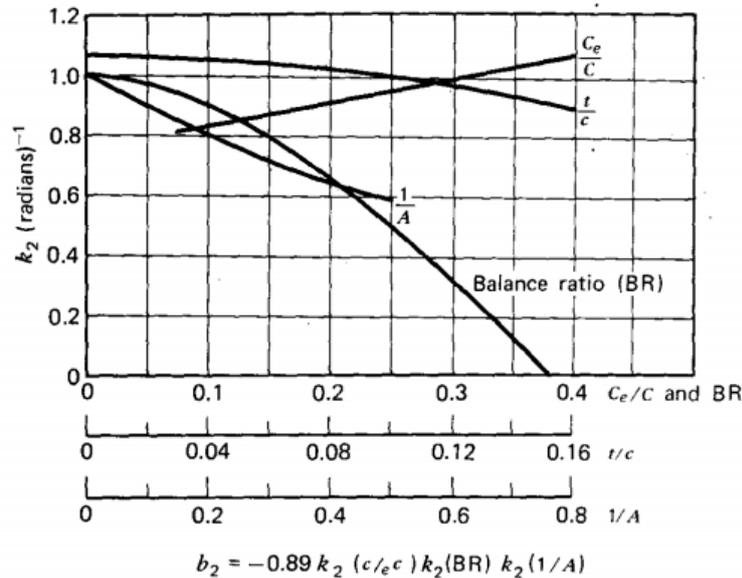


Figura: 4-65 Parámetros para obtener la variación del momento de charnela con la deflexión

Por medio de la Figura: 4-64 y Figura: 4-65 se obtienen los parámetros de corrección para obtener $C_{h\alpha} = b_1$ y $C_{h\delta} = b_2$, dando como resultado:

$$C_{h\alpha} = -0.4268 \left[\frac{1}{rad} \right]$$

$$C_{h\delta} = -0.7843 \left[\frac{1}{rad} \right]$$

$$C_{h0} = 0.6302$$

Con el método de franjas se obtiene $\frac{pb/2V}{\delta_a}$

$$\frac{pb/2V}{\delta_a} = \frac{3\tau(k_2^2 - k_1^2)}{4} \quad \text{4-74}$$

Donde k_1 es la fracción de semi envergadura donde comienza el alerón y k_2 donde termina (desde el fuselaje hacia la puntera). En este caso



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

se calcula como si el alerón interno y externo fueran uno solo ya que ambos se deflecan en el mismo ángulo y producen la velocidad de rolido en conjunto.

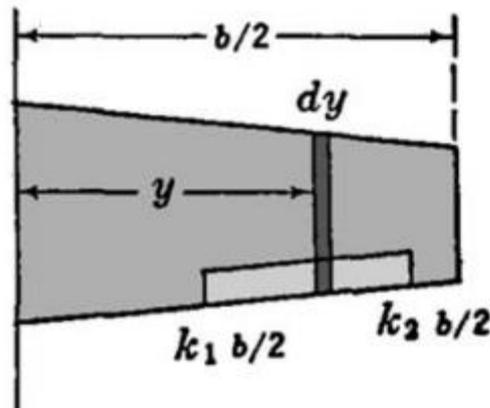


Figura: 4-66 Definición de fracciones de semi-envergadura para el alerón

La única diferencia que existirá en el momento para el alerón interno respecto del externo es y' que afecta a $\Delta\alpha$.

En las figuras siguientes se muestra el momento ejercido por los servos para cada superficie de comando, tomando una deflexión de cada superficie de control de 30° (en sentidos opuestos), para distintos ángulos de rolido.

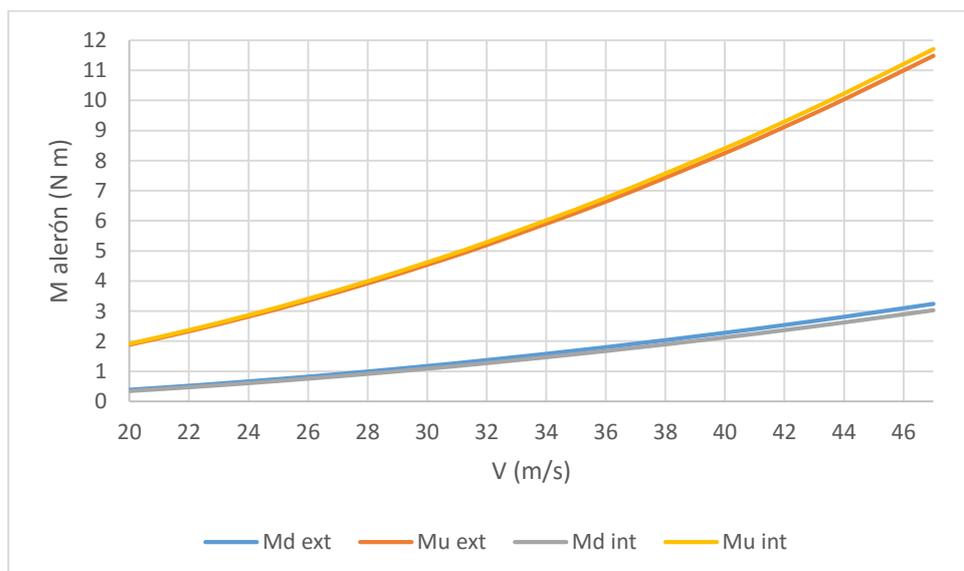


Figura: 4-67 Momentos en el servo del alerón para ángulo de rolido de 10° y deflexión de 30° a cada lado



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

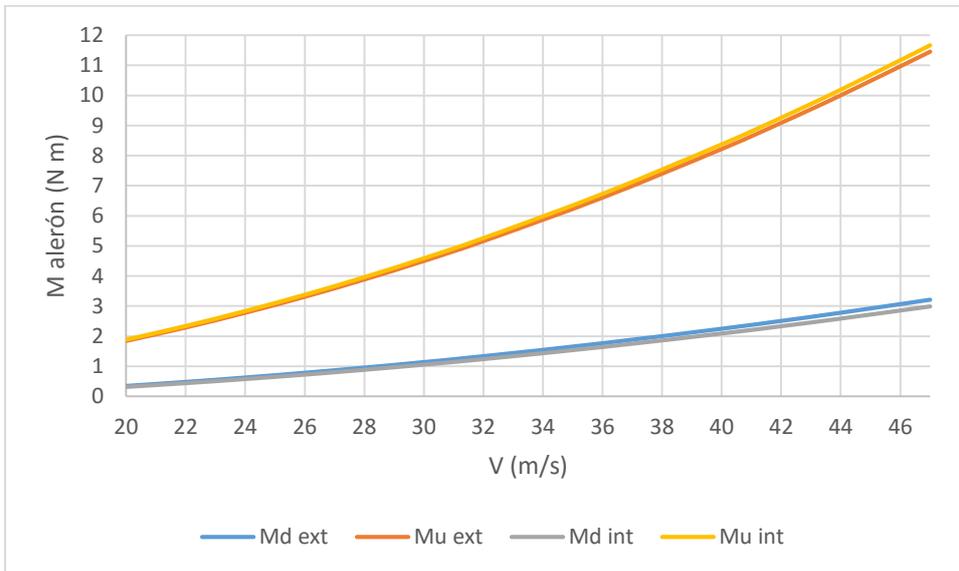


Figura: 4-68 Momentos en el servo del alerón para ángulo de rolido de 30° y deflexión de 30° a cada lado

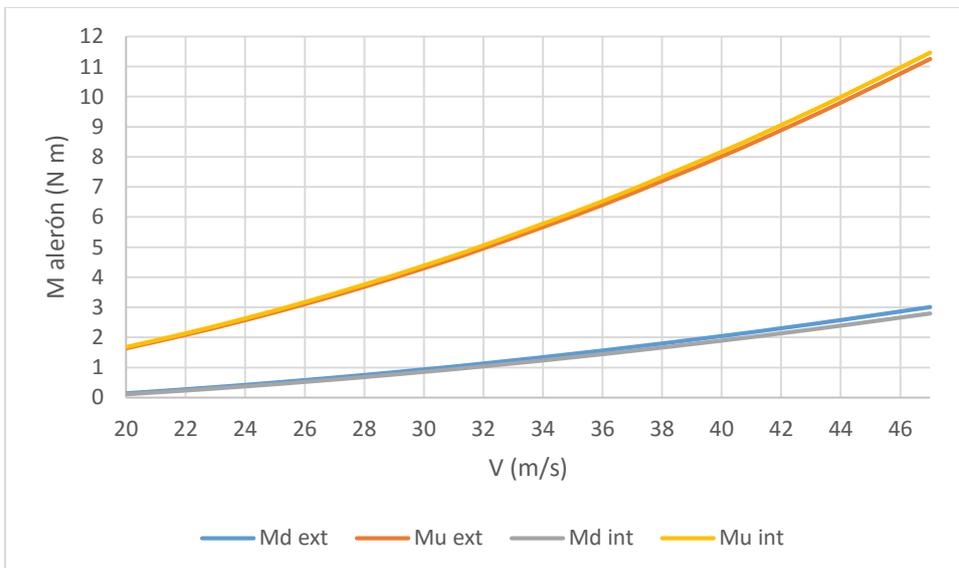


Figura: 4-69 Momentos en el servo del alerón para ángulo de rolido de 60° y deflexión de 30° a cada lado

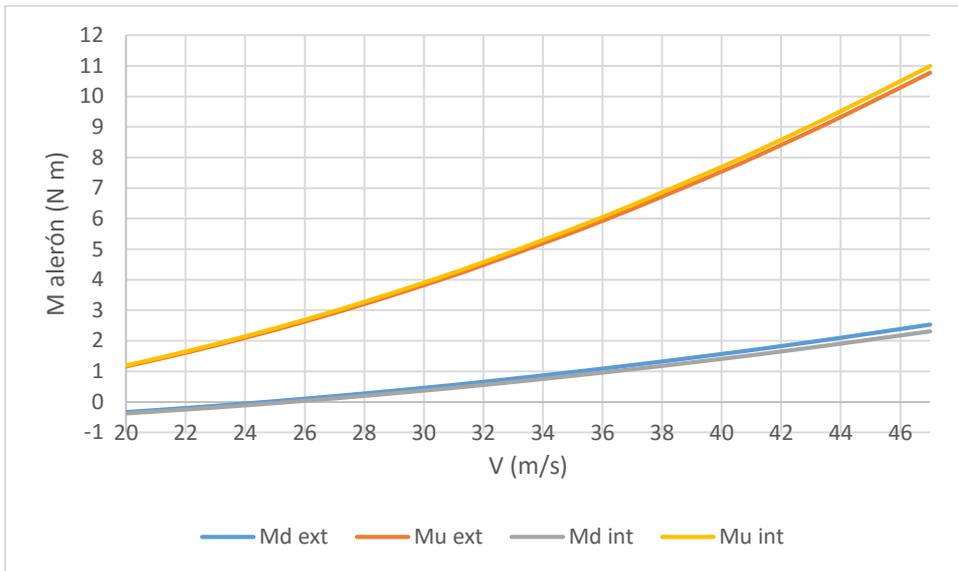


Figura: 4-70 Momentos en el servo del alerón para ángulo de rolido de 75.5° y deflexión de 30° a cada lado

Siendo el máximo momento que debe proveer el servo 11.7 (N m).

4.13 Dinámica timón fijo

Como es sabido un VANT siempre tiene los comandos fijos, es decir que no pueden flotar libremente, por lo tanto, solo se analiza el caso timón fijo en esta sección. Los modelos utilizados no incluyen los efectos de la potencia.

La teoría aplicada en esta sección se encuentra desarrollada en la Ref. (Scarpin, IUA-Apunte de clases Mecánica del Vuelo II, 2015).

En primer lugar, se calculan los parámetros para adimensionalizar.

$$\tau_c = \frac{m}{\rho S V} \quad 4-75$$

$$\mu_c = \frac{m}{\rho S c} \quad 4-76$$

$$h = \frac{2 R_y}{\mu_c c} \quad 4-77$$

$$\mu_l = \frac{m}{\rho S b} \quad 4-78$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Utilizando los parámetros adimensionales de la sección 1.4 se calculan los radios de giro dimensionales, los cuales son:

$$R_x = \frac{\overline{R_x}}{2} b \qquad R_y = \frac{\overline{R_y}}{2} L_{fus} \qquad R_z = \frac{\overline{R_z}}{4} (L_{fus} + b)$$

$$J_x = 2 \left(\frac{R_x}{b} \right)^2 \qquad J_z = 2 \left(\frac{R_z}{b} \right)^2$$

A continuación, se listan las derivativas necesarias.

Para dinámica longitudinal se tiene:

1. $C_{L\alpha}$ Pendiente de sustentación del ala

Esta será la correspondiente al N^o de Reynolds de la condición de equilibrio analizada (Trim).

2. $C_{D\alpha}$ Cambio del coeficiente de resistencia con ángulo de ataque.

Este se estima a partir de la condición Trim.

3. $C_{m\alpha}$ Criterio de estabilidad timón fijo $dC_m/d\alpha$

$$\frac{dC_m}{d\alpha} = \frac{dC_m}{dC_L} \frac{dC_L}{d\alpha}$$

En este caso depende del centraje y en caso de que la función de equilibrio fuera lineal se lo linealiza alrededor de la condición de equilibrio.

4. $C_{md\alpha}$ Derivada del momento de cabeceo respecto de la velocidad de cambio de α con respecto a t/τ .

Esta variación se origina debido al tiempo que tarda una partícula de aire que pasa por el ala en llegar al empenaje.

Para un avión cuyo ángulo de ataque se incrementa a la velocidad $d\alpha/dt$, el ángulo de ataque normal en la cola para cualquier instante será:

$$\alpha_t = (\alpha_w + it - iw) \cos \Gamma - \varepsilon_N$$

$$\varepsilon_N = \frac{d\varepsilon_N}{d\alpha} \left(\alpha_w - \frac{d\alpha}{dt} \Delta t \right)$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Donde Δt es el tiempo que tarda una partícula de aire en moverse desde el ala a la cola

$$\Delta t = \frac{l_t}{V}$$

El momento de cabeceo debido a la cola es:

$$C_{mt} = -C_{L\alpha Nt} \left(\left(\frac{C_L}{C_{L\alpha}} + \alpha_{0w} + i_t - i_w \right) \cos \Gamma - \frac{d\varepsilon_N}{d\alpha} \left(\alpha_w - \frac{d\alpha}{dt} \Delta t \right) \right) \cos \Gamma V_H \eta t$$

Donde:

$$\frac{dC_{mt}}{d\left(\frac{d\alpha}{dt}\right)} = -C_{L\alpha Nt} \left(\frac{l_t}{V} \frac{d\varepsilon_N}{d\alpha} \right) \cos \Gamma V_H \eta t$$

Finalmente, si se lo lleva a la forma adimensional

$$C_{md\alpha} = -C_{L\alpha Nt} \frac{1}{\mu} \frac{l_t}{c} \frac{d\varepsilon_N}{d\alpha} \cos \Gamma V_H \eta t$$

5. $C_{md\theta}$ amortiguamiento de cabeceo

Partiendo del momento de cabeceo debido a la cola que ya se ha desarrollado antes en este capítulo

$$C_{mt} = -C_{L\alpha Nt} \frac{K_a q l}{V} (\cos \Gamma)^2 V_H \eta t$$

Siendo

$$\frac{d\theta}{dt} = q$$

Se deriva para obtener:

$$\frac{dC_{mt}}{d(d\theta/dt)} = -C_{L\alpha Nt} \frac{K_a l}{V} (\cos \Gamma)^2 V_H \eta t$$

De forma adimensional queda:

$$C_{md\theta} = -C_{L\alpha Nt} K_a \frac{1}{\mu} \frac{l_t}{c} (\cos \Gamma)^2 V_H \eta t$$

Dinámica lateral timón fijo:

Derivadas para las ecuaciones de dinámica lateral

1. C_{nr} amortiguamiento de guiñada



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$\Delta\alpha_v = -\frac{r l_v}{V}$$

La contribución del empenaje al coeficiente de momento de guiñada:

$$C_n)_{VT} = -C'_{L\alpha Nt} \frac{r l_v}{V} (\sin \Gamma)^2 V_V \eta t$$

$$C_{nr} = \frac{dC_n}{d(r b/2V)} = -2 C'_{L\alpha Nt} \frac{l_v}{b} (\sin \Gamma)^2 V_V \eta t$$

La contribución del ala al amortiguamiento de guiñada es tomado como: $C_{nr})_{ALA} = -\frac{C_{D ALa}}{4}$

Quedando la contribución total:

$$C_{nr} = -\frac{C_{D ALa}}{4} - 2 C'_{L\alpha Nt} \frac{l_v}{b} (\sin \Gamma)^2 V_V \eta t$$

2. C_{lr} derivada del momento de rolido debido a la velocidad de guiñada

Cuando el avión adquiere una velocidad de guiñada, el ala que avanza tiene mayor velocidad relativa que el ala que retrocede. Esto produce una asimetría de sustentación que genera rolido.

Si asumimos una distribución de sustentación elíptica para simplificar los cálculos:

$$C_l = \frac{C_L r b}{4 \cdot 2V}$$

Por lo tanto:

$$C_{lr} = \frac{C_L}{4}$$

3. C_{np} derivada del momento de guiñada debido a la velocidad de rolido.

Cuando el avión adquiere una velocidad de rolido, la variación de ángulo de ataque que induce sobre cada ala produce cambios en la dirección de la sustentación. Esto hace que la sustentación de cada ala tenga una dirección distinta produciendo guiñada.

Otra vez asumiendo una distribución de sustentación elíptica:

$$C_n = -\frac{C_L p b}{8 \cdot 2V}$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$C_{np} = -\frac{C_L}{8}$$

4. $C_{l\beta}$ efecto diedro

El efecto diedro fue calculado en la sección 4.11

5. C_{lp} amortiguamiento de rolido

Este parámetro se obtiene de la Figura: 4-71

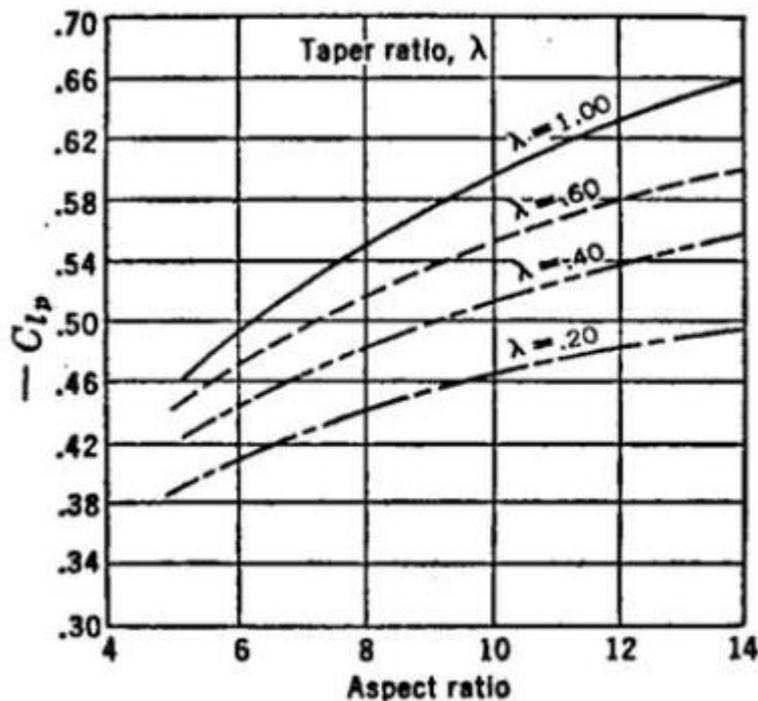


Figura: 4-71 Amortiguamiento de rolido en función del alargamiento

6. $C_{n\beta}$ estabilidad direccional rudder fijo

Este coeficiente fue calculado en la sección 4.10

7. $C_{y\beta}$ Derivada de fuerza lateral

Calculado en la sección 4.10.4.

Finalmente, en la Tabla 4-3 y Tabla 4-4 se listan los valores de cada derivativa nombrada. Estas son calculadas para dos centrages y dos velocidades de trimado.

	Xcg=0.3 Cam	Xcg=0.4 Cam
--	-------------	-------------



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

	V=22 (m/s)	V=40 (m/s)	V=22 (m/s)	V=40 (m/s)
CL _{αw}	4.8561	4.9102	4.8561	4.91021
CD _α	0.3875	0.08413	0.3776	0.07649
C _m dθ	-0.1102	-0.11024	-0.1005	-0.1005
C _m dα	-0.02731	-0.01502	-0.02491	-0.01370
C _m α	-1.4646	-1.1555	-0.875	-0.5607

Tabla 4-3 Derivativas para dinámica longitudinal

	Xcg=0.3 Cam		Xcg=0.4 Cam	
	V=22 (m/s)	V=40 (m/s)	V=22 (m/s)	V=40 (m/s)
C _y β	-1.8090	-1.8090	-1.8090	-1.8090
C _n r	-0.8802	-0.8722	-0.8029	-0.7956
C _l r	0.2456	0.0743	0.2456	0.0743
C _n p	-0.1228	-0.03715	-0.1228	-0.03715
C _l β	-0.3378	-0.3378	-0.3378	-0.3378
C _l p	-0.595	-0.595	-0.595	-0.595
C _n β	0.1238	0.12387	0.1163	0.1163

Tabla 4-4 Derivativas para dinámica lateral

Para encontrar los modos de dinámica longitudinal timón fijo se tiene un polinomio de grado cuatro, el cual se resuelve para encontrar sus raíces y así conocer las características de movimiento ante una perturbación.

$$A \lambda^4 + B \lambda^3 + C \lambda^2 + D \lambda + E = 0$$

$$A = 1$$

$$B = \frac{C_{L\alpha}}{2} + C_D - \frac{C_{md\theta}}{h} - \frac{C_{md\alpha}}{h}$$

$$C = \frac{C_{L\alpha}}{2} C_D + \frac{C_L^2}{2} - \frac{C_{md\theta}}{h} \frac{C_{L\alpha}}{2} - \frac{C_{md\theta}}{h} C_D - \frac{C_L}{2} C_{D\alpha} - \frac{C_{m\alpha}}{h} - \frac{C_{md\alpha}}{h} C_D$$

$$D = \frac{C_{md\theta}}{h} \frac{C_L}{2} C_{D\alpha} - \frac{C_{md\theta}}{h} \frac{C_{L\alpha}}{2} C_D - \frac{C_{md\alpha}}{h} \frac{C_L^2}{2} - \frac{C_{md\theta}}{h} \frac{C_L^2}{2} - \frac{C_{m\alpha}}{h} C_D$$

$$E = -\frac{C_{m\alpha} C_L^2}{h \cdot 2}$$

Para Dinámica lateral comandos bloqueados también se tiene un polinomio de grado cuatro dónde los coeficientes son:



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
del vuelo del UAV AUKAN

$$A = 1$$

$$B = -\frac{1}{2} \left(C_{y\beta} + \frac{C_{nr}}{J_z} + \frac{C_{lp}}{J_x} \right)$$

$$C = \frac{1}{4 J_x J_z} (C_{lp} C_{nr} - C_{lr} C_{np}) + \frac{C_{y\beta}}{4} \left(\frac{C_{nr}}{J_z} + \frac{C_{lp}}{J_x} \right) + \mu_l \frac{C_{n\beta}}{J_z}$$

$$D = \frac{\mu_l}{2 J_x J_z} (C_{n\beta} C_{lp} - C_{l\beta} C_{np}) - \frac{\mu_l}{2 J_x} C_L C_{l\beta} - \frac{C_{y\beta}}{8 J_x J_z} (C_{lp} C_{nr} - C_{lr} C_{np})$$

$$E = \frac{\mu_l C_L}{4 J_x J_z} (C_{l\beta} C_{nr} - C_{n\beta} C_{lr})$$

Resultando para dinámica longitudinal:

	Xcg=0.3 Cam		Xcg=0.4 Cam	
	V=22 (m/s)	V=40 (m/s)	V=22 (m/s)	V=40 (m/s)
A	1	1	1	1
B	5.43120052	5.16307799	5.16914662	4.92665087
C	37.6666759	30.679527	24.5277821	17.4418431
D	3.24402097	0.97634137	2.29409052	0.57785821
E	15.1200465	1.09131	9.03321088	0.52955216

Tabla 4-5 Coeficientes de ecuación característica para dinámica longitudinal

Para dinámica lateral:

	Xcg=0.3 Cam		Xcg=0.4 Cam	
	V=22 (m/s)	V=40 (m/s)	V=22 (m/s)	V=40 (m/s)
A	1	1	1	1
B	18.8187447	18.7441488	18.0947594	18.026939
C	113.004817	108.043641	104.589009	99.6995098
D	294.228528	222.064811	280.570027	208.4656
E	215.04506	69.5593031	195.482279	63.3884795

Tabla 4-6 Coeficientes de ecuación característica para dinámica lateral

Finalmente, las raíces son:

Xcg=0.3 Cam Vtrim=22 (m/s)		
Raíces Longitudinal	Período (s)	t1/2 (s)
-2.7016 ± 5.4598i	1.2680	0.2827
-0.0140 ± 0.6382i	10.8481	54.5545

Tabla 4-7 Resultados dinámica longitudinal Xcg=0.3 Cam Vtrim=22 (m/s)



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
del vuelo del UAV AUKAN

Xcg=0.3 Cam Vtrim=40 (m/s)		
Raíces Longitudinal	Período (s)	t1/2 (s)
-2.5686 ± 4.8901 i	1.4157	0.2973
-0.013 ± 0.1887 i	36.6894	58.7510

Tabla 4-8 Resultados dinámica longitudinal Xcg=0.3 Cam Vtrim=40 (m/s)

Xcg=0.4 Cam Vtrim=22 (m/s)		
Raíces Longitudinal	Período (s)	t1/2 (s)
-2.5771 ± 4.1754 i	1.6581	0.2963
-0.0075 ± 0.6125 i	11.3033	101.8351

Tabla 4-9 Resultados dinámica longitudinal Xcg=0.4 Cam Vtrim=22 (m/s)

Xcg=0.4 Cam Vtrim=40 (m/s)		
Raíces Longitudinal	Período (s)	t1/2 (s)
-2.451 ± 3.359 i	2.0611	0.3116
-0.0124 ± 0.1746 i	39.6523	61.5938

Tabla 4-10 Resultados dinámica longitudinal Xcg=0.4 Cam Vtrim=40 (m/s)

Las raíces para dinámica lateral son:

Xcg=0.3 Cam Vtrim=22 (m/s)		
Raíces Lateral	Período (s)	t1/2 ó t2 (s)
-3.5426 ± 2.2842 i	3.03095415	0.2155
-10.5908	-	0.07211
-1.1428	-	0.6683

Tabla 4-11 Resultados dinámica lateral Xcg=0.3 Cam Vtrim=22 (m/s)

Xcg=0.3 Cam Vtrim=40 (m/s)		
Raíces Lateral	Período (s)	t1/2 ó t2 (s)
-4.0546 ± 1.217 i	5.68882948	0.1883
-10.2565	-	0.07446
-0.3784	-	2.0184

Tabla 4-12 Resultados dinámica lateral Xcg=0.3 Cam Vtrim=40 (m/s)



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Xcg=0.4 Cam Vtrim=22 (m/s)		
Raíces Lateral	Período (s)	t1/2 ó t2 (s)
$-3.2773 \pm 2.7345 i$	2.53183598	0.2330
-10.5202	-	0.07259
-1.02	-	0.7487

Tabla 4-13 Resultados dinámica lateral Xcg=0.4 Cam Vtrim=22 (m/s)

Xcg=0.4 Cam Vtrim=40 (m/s)		
Raíces Lateral	Período (s)	t1/2 ó t2 (s)
$-3.7362 \pm 1.7812 i$	3.88687709	0.2044
-10.1915	-	0.07494
-0.3631	-	2.1034

Tabla 4-14 Resultados dinámica lateral Xcg=0.4 Cam Vtrim=40 (m/s)

Como conclusión a partir de estos resultados, para dinámica longitudinal se observan dos raíces complejas conjugadas que para todos los casos los modos son dinámicamente estables, los cuales presentan un comportamiento periódico amortiguado correspondientes a corto período y fugaide.

Para dinámica lateral se observa para todos los casos estudiados una raíz compleja conjugada la cual es periódica amortiguada, y dos raíces reales negativas las cuales son aperiódicas convergentes, por lo cual se concluye que para dinámica lateral también se tiene un comportamiento dinámicamente estable.

Capítulo 5. Performances

5.1 Introducción

En este capítulo se detallan las performances del VANT, los desarrollos de ecuaciones fueron extraídos de la Ref. (Scarpin, IUA-Apunte de clases Mecánica del Vuelo I, 2015).

Hipótesis generales:

- En el estudio de performances se considera a la masa de la aeronave reducida a un punto, denominado centro de gravedad (CG)
- Se consideran solamente las fuerzas longitudinales
- La sumatoria de momentos es cero (el VANT se encuentra compensado para cada situación de vuelo)
- A menos que se especifique lo contrario, se asume atmósfera tipo ISA

5.2 Fuerzas involucradas

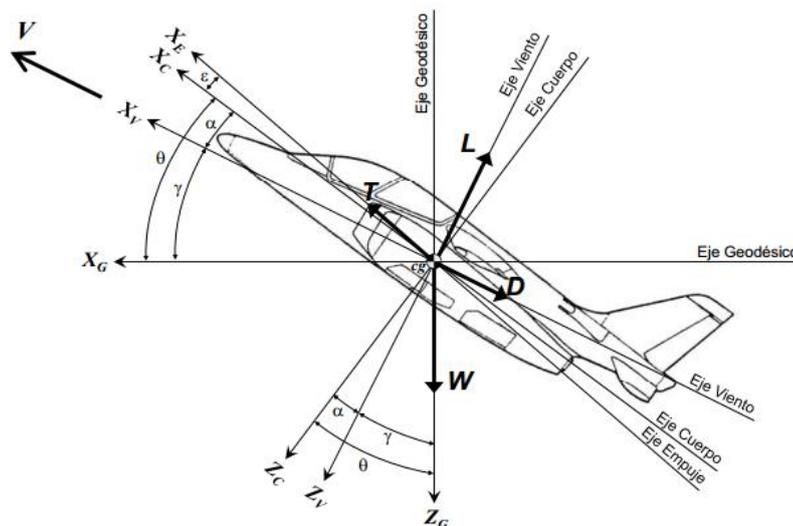


Figura: 5-1 Definición de sistemas de referencia y nomenclatura básica

Para vuelo simétrico $\beta \approx 0^\circ$ se plantea la sumatoria de fuerzas en el eje Z viento.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$\sum F_{ZV} = W \cos(\gamma) - L - T \sin(\alpha + \epsilon) = m a_z \quad 5-1$$

Siendo W el peso del VANT, γ el ángulo de trayectoria, m la masa y a_z la aceleración en el eje Z viento.

Juntando los términos de inercia, la ecuación anterior se puede escribir:

$$L + T \sin(\alpha + \epsilon) = W \left[\cos(\gamma) - \frac{a_z}{g} \right] = W n_z \quad 5-2$$

Asumiendo:

- T/W pequeño
- α_{STALL} pequeño
- ϵ pequeño

Con lo anterior la ecuación 5-2 se puede escribir como:

$$n_z W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad 5-3$$

ó

$$n_z W = \frac{1}{2} \rho_0 E A S^2 S C_L \quad 5-4$$

Por otro lado, realizando sumatoria de fuerzas en el eje X viento:

$$\sum F_{XV} = T \cos(\alpha + \epsilon) - D - W \sin(\gamma) = m a_x \quad 5-5$$

a_x es la aceleración en el eje X viento

Juntando los términos de inercia, la ecuación 5-5 se puede escribir:

$$T \cos(\alpha + \epsilon) - D = W \left[\sin(\gamma) + \frac{a_x}{g} \right] \quad 5-6$$

Con $\left[\sin(\gamma) + \frac{a_x}{g} \right] = n_x$ y asumiendo $(\alpha + \epsilon) \approx 0$ se llega a la forma final a utilizar de la ecuación de fuerzas en el eje X viento.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$T - D = W n_x \quad 5-7$$

Para el caso de vuelo sostenido $T = D$.

La fuerza de resistencia en este capítulo se utiliza de la forma:

$$D = \frac{1}{2} \rho T A S^2 S C_D \quad 5-8$$

La utilización del coeficiente de resistencia C_D será desarrollada más adelante en este capítulo.

La fuerza de tracción T ha sido desarrollada en la sección 3.6.1 y se expresa como:

$$T = \frac{ESHP \sigma^{1.2} \eta}{V} \quad 5-9$$

Donde σ es la relación de densidades de atmósfera estándar, mostrada en la sección 1.2, $ESHP$ la potencia en el eje del motor a nivel del mar y η el rendimiento de la hélice, el cual fijadas las RPM varía solamente con la velocidad.

5.3 Modelo para la polar de resistencia de la aeronave completa

Para la polar de la aeronave completa se deben sumar todos los aportes obtenidos en la sección 2.5.

Se ha optado por un modelo que considera la resistencia dependiente de la sustentación del empenaje.

Esta forma de cálculo hace que sea necesario conocer cómo se distribuye la sustentación total, la cual en este documento se ha separado en el aporte del ala y el del empenaje, como queda representado en la ecuación 5-10.

$$\frac{n_z W}{q S} = C_L = C_{LW} + C_{LH} \frac{q_H S_H}{q S} \quad 5-10$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Las ecuaciones de equilibrio de momentos en el eje "y" se plantean en la ecuación 5-11, y junto con la ecuación 5-10 se obtiene como se separan las contribuciones de cada parte.

$$0 = \frac{C_0 + C_1 \alpha}{\bar{c}S} + C_{Mcaw} - C_{Lw} \frac{x_w}{\bar{c}} - C_{LH} \frac{\eta S_H x_H}{\bar{c}S} \quad \mathbf{5-11}$$

Siendo x_w la distancia entre el centro aerodinámico del ala el centro de gravedad y x_H la distancia entre el centro aerodinámico del empenaje y el centro de gravedad.

La ecuación de equilibrio se ha simplificado eliminando la contribución de la resistencia del ala y los efectos de la potencia con el fin de obtener un modelo fácilmente aplicable a todos los casos a analizar, a diferencia de lo calculado en el Capítulo 4 esta no depende de la posición en Z del centro de gravedad.

Por otro lado para obtener el ángulo de ataque del fuselaje α se plantea el coeficiente de sustentación del ala y se despeja, obteniendo:

$$\alpha = \frac{C_{LW}}{C_{L\alpha W}} - \alpha_C + \alpha_{LOW} \quad \mathbf{5-12}$$

Si bien se trata de ecuaciones simplificadas de equilibrio respecto de las desarrolladas en el Capítulo 4 proveen una buena aproximación respecto a los métodos que desprecian la contribución del empenaje a la resistencia inducida.

Si se combinan las ecuaciones 5-10, 5-11 y 5-12 se puede obtener el coeficiente de sustentación del empenaje C_{LH} necesario para equilibrar la aeronave.

$$C_{LH} = \frac{1}{\frac{q_H S_H}{q S}} \frac{C_L \left(\frac{C_1}{\bar{c} S C_{L\alpha W}} - \frac{x_w}{\bar{c}} \right) + C_{Mcaw} + \frac{C_0}{\bar{c} S} + \frac{C_1}{\bar{c} S} (\alpha_{LOW} - \alpha_C)}{\frac{C_1}{\bar{c} S C_{L\alpha W}} + \frac{(x_H - x_w)}{\bar{c}}} \quad \mathbf{5-13}$$

Al tratarse de un empenaje en V este es el coeficiente de sustentación del empenaje en el plano de simetría y S_H es la superficie no proyectada, ya que así se ha definido este coeficiente.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Una vez conocidos C_{LW} y C_{LH} se puede calcular los diferentes aportes a la resistencia.

La resistencia se ha separado en tres partes:

- C_{DH} Coeficiente de resistencia del empenaje en V dependiente del coeficiente de sustentación en el plano longitudinal, basado en la superficie no proyectada total del empenaje, función del N° de Reynolds.

$$C_{DH} = C_{D0H} + K_{1H}C_{LH} + K_{2H}C_{LH}^2$$

- C_{DFind} Coeficiente de resistencia inducida del fuselaje basado en el ángulo de ataque del fuselaje, el cual se obtiene con la ecuación 5-12, basado en la superficie del ala.

$$C_D(\alpha)_{fus} = \eta_{fus} C_{DC} \alpha^3 \frac{S_p}{S_{ref}} + 2 \alpha^2 \frac{S_{base}}{S_{ref}}$$

- C_{DR} Coeficiente de resistencia de todas los componentes que no sean las antes nombradas, que no dependen de la sustentación y la parte que depende del coeficiente de sustentación del ala. Todos estos dependientes del N° de Re y basados en la superficie del ala.

$$C_{DR} = C_{D0R} + K_1C_{LW} + K_2C_{LW}^2$$

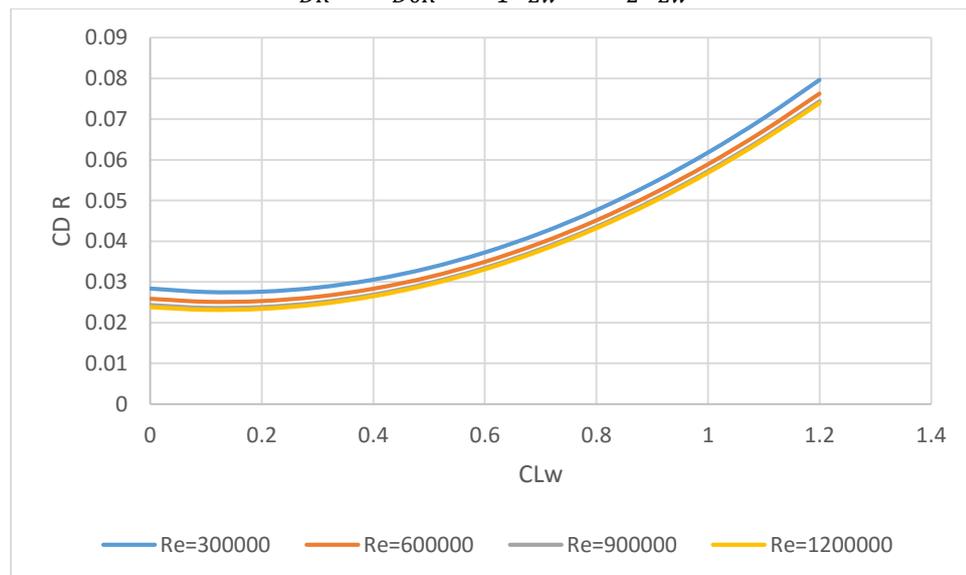


Figura: 5-2 Coeficiente de resistencia CDR en función del coeficiente de sustentación del ala



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

5.4 Límite de maniobra

El Límite de Maniobra es la envolvente que define la zona donde la aeronave puede mantener el vuelo aerodinámicamente, es decir el límite cuando se alcanza el coeficiente de sustentación máximo.

Este se expresa por medio de un gráfico del factor de carga en función de la velocidad.

El coeficiente de sustentación máxima es el correspondiente al ala, la sustentación máxima total será la suma de la máxima del ala más la del empenaje necesaria para equilibrar la aeronave.

El procedimiento a seguir es el siguiente:

1. Se propone una velocidad, con la densidad y viscosidad correspondientes se obtiene el N° de Reynolds. La densidad y viscosidad se hallan por medio de los modelos de la sección 1.2 utilizando la altura H.
2. Se obtiene el coeficiente de sustentación máxima del ala el cual depende del N° de Reynolds.
3. Con la ecuación 5-13 se encuentra el coeficiente de sustentación del empenaje.
4. Con los coeficientes de sustentación del empenaje y del ala se calcula con la ecuación 5-10 el factor de carga n_z

Y así se procede para una serie de velocidades.

En la Figura: 5-3 y la Figura: 5-4 se muestra el límite de maniobra para dos centrages. Estas curvas se han expresado en función de la velocidad verdadera ya que si se usara la velocidad equivalente los gráficos no se colapsan exactamente por los cambios del coeficiente de sustentación máxima con el N° de Re, lo cual distorsiona la interpretación de los resultados.

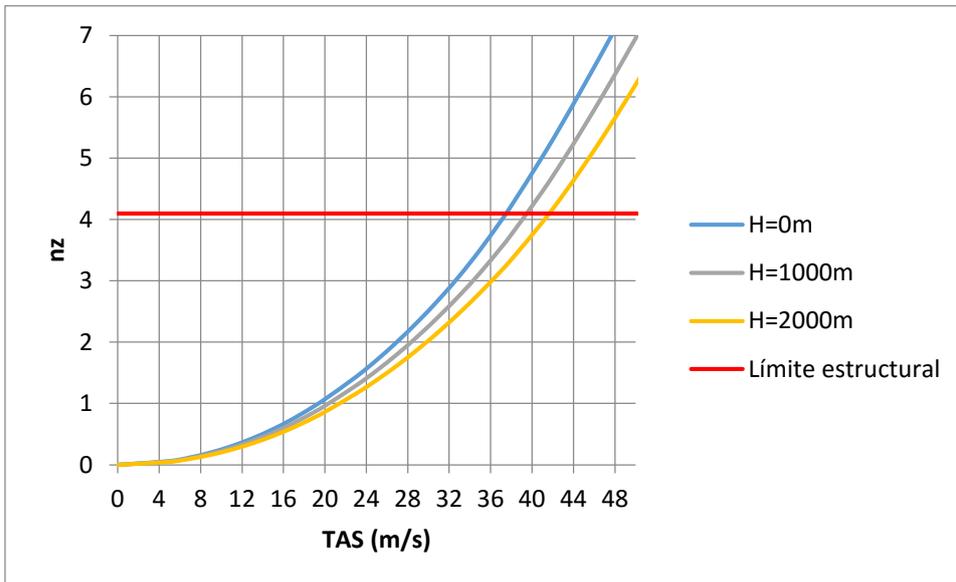


Figura: 5-3 Límite de maniobra centrado 0,3 de CAM

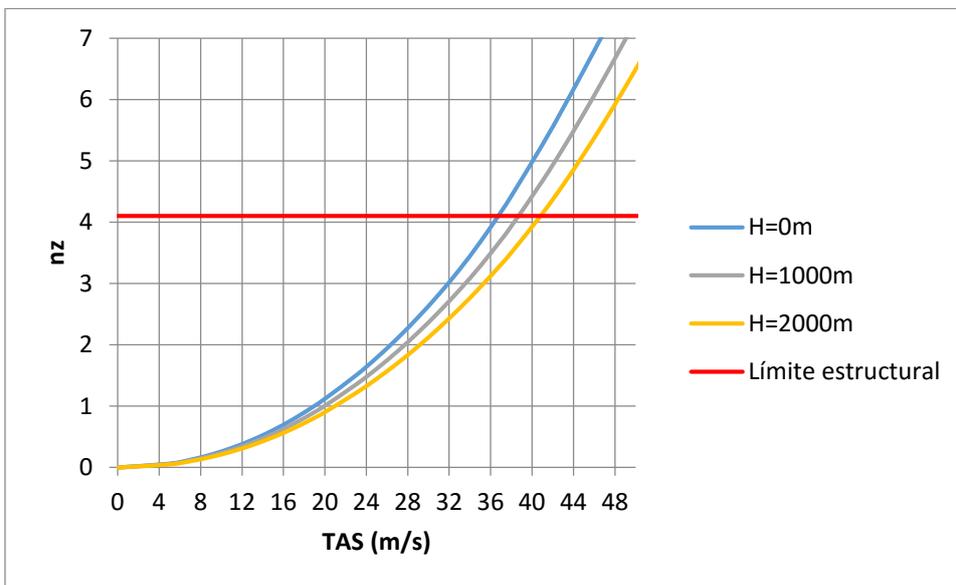


Figura: 5-4 Límite de maniobra centrado 0,4 de CAM

5.5 Envoltura de vuelo

La envoltura de vuelo permite conocer los límites entre los cuales la aeronave puede volar en forma sostenida.

El procedimiento para estimar la envoltura se lleva a cabo en forma iterativa, buscando que se cumpla la condición $T-D=0$ teniendo como



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

variable la velocidad verdadera para distintos factores de carga y calculando para distintas alturas.

Al variar la velocidad se producen cambios en el N° de Reynolds, es por esto que se adoptan funciones Spline que interpolan las características aerodinámicas con el N° de Reynolds como variable (V , H).

El empuje a utilizar, el cual se obtiene con la ecuación 5-9, es el correspondiente a la máxima potencia, lo cual implica que el rendimiento de la hélice será el fijado a 7000RPM. Este varía con la velocidad, para lo cual se adoptó también una función Spline.

La potencia máxima a nivel del mar utilizada es:

$$ESHP = 15.66 [HP] = 11677.66 [Watt]$$

Los pasos a seguir son:

1. Con la ecuación 5-10 al factor de carga correspondiente se calcula el coeficiente de sustentación de la aeronave C_L quedando como función de la velocidad.
2. Con la ecuación 5-13 se calcula el coeficiente de sustentación del empenaje C_{LH} .
3. A partir de C_L y C_{LH} se calcula C_{LW} tal que cumpla la ecuación 5-10.
4. Se plantean los coeficientes de resistencia antes mencionados dependiendo de C_{LH} , C_{LW} y del N° de Re el cual depende de la velocidad para una altura dada.
5. Se plantea la ecuación T-D quedando todo expresado en función de la velocidad, se itera esta ecuación para encontrar la velocidad a la cual T-D=0
6. El mismo procedimiento se aplica para una serie de factores de carga.
7. Se calcula el límite de la velocidad izquierdo para cada factor de carga, el cual al tratarse de un avión a hélice de bajas performances está dado por la velocidad de pérdida.

Ya que se trata de un método iterativo resulta conveniente graficar para distintas alturas la resistencia para distintos factores de carga, el empuje y la resistencia de sustentación máxima para ver donde se



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

cortan las curvas, de esta forma se puede corroborar que la solución es la que corresponde. Entre la Figura: 5-5 y Figura: 5-10

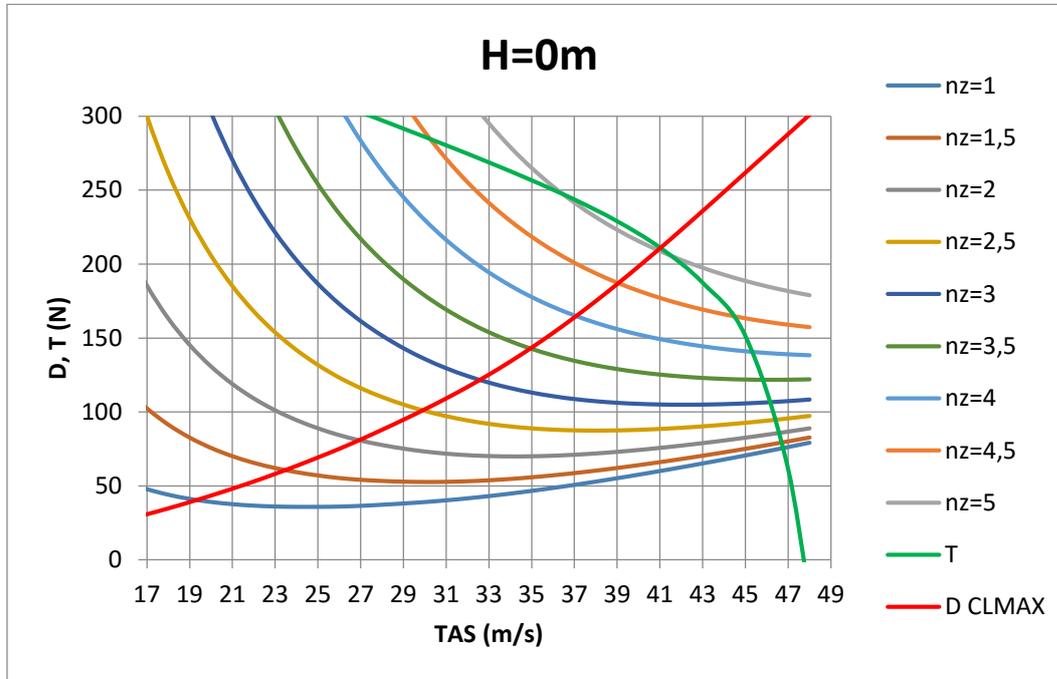


Figura: 5-5 Resistencia para distintos factores de carga y empuje para $X_{cg}=0.3$ Cam, $H=0m$

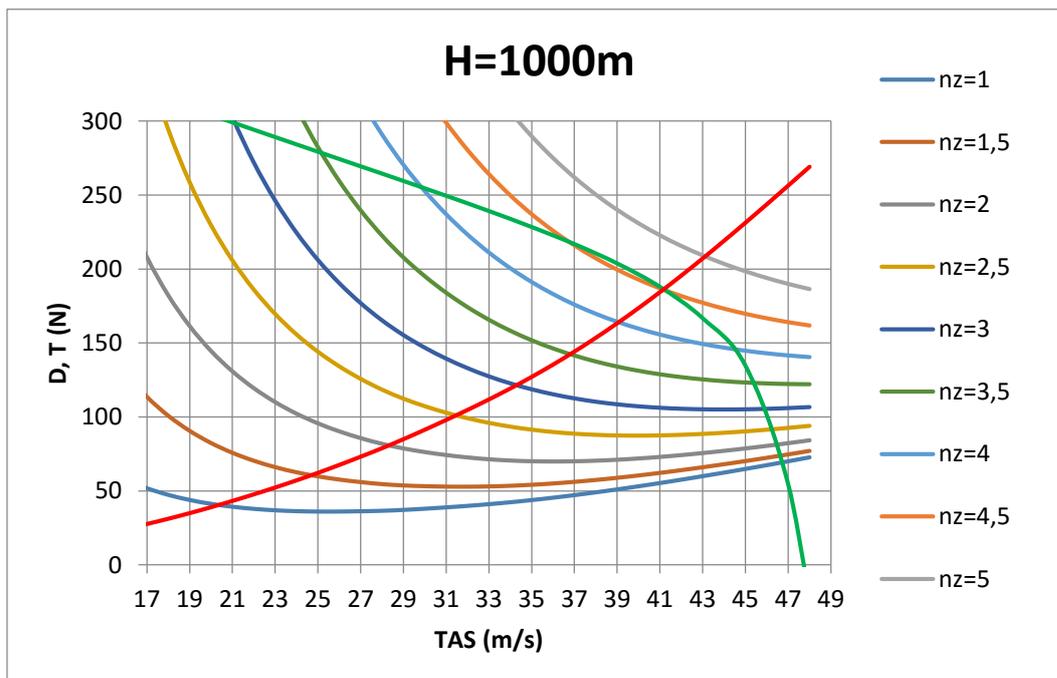


Figura: 5-6 Resistencia para distintos factores de carga y empuje para $X_{cg}=0.3$ Cam, $H=1000m$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

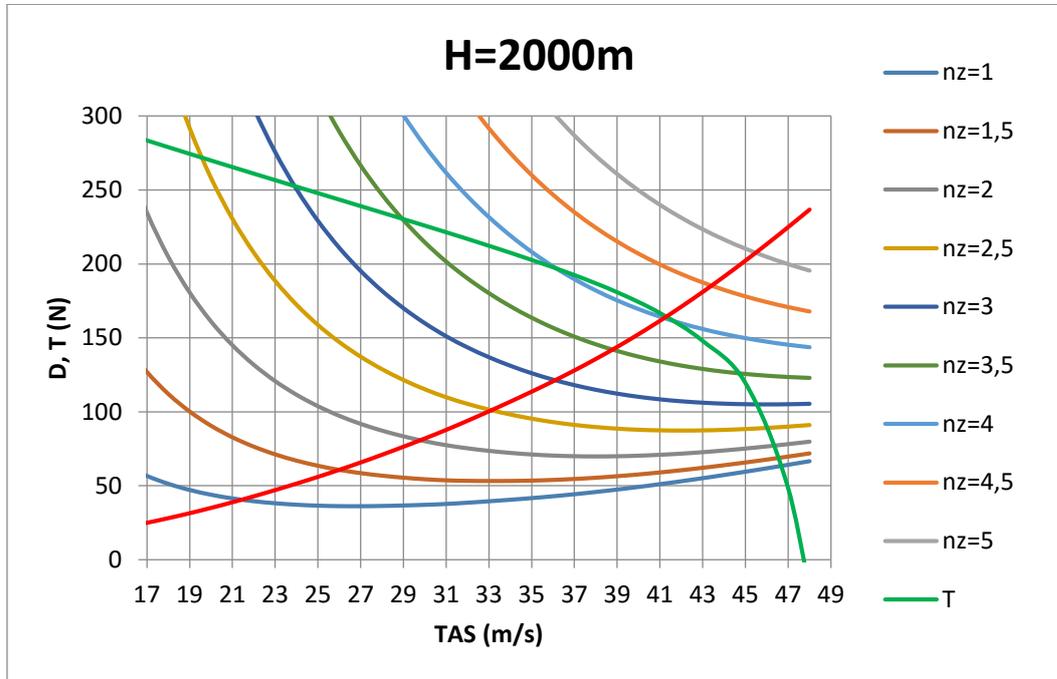


Figura: 5-7 Resistencia para distintos factores de carga y empuje para $X_{cg}=0.3$ Cam, $H=2000m$

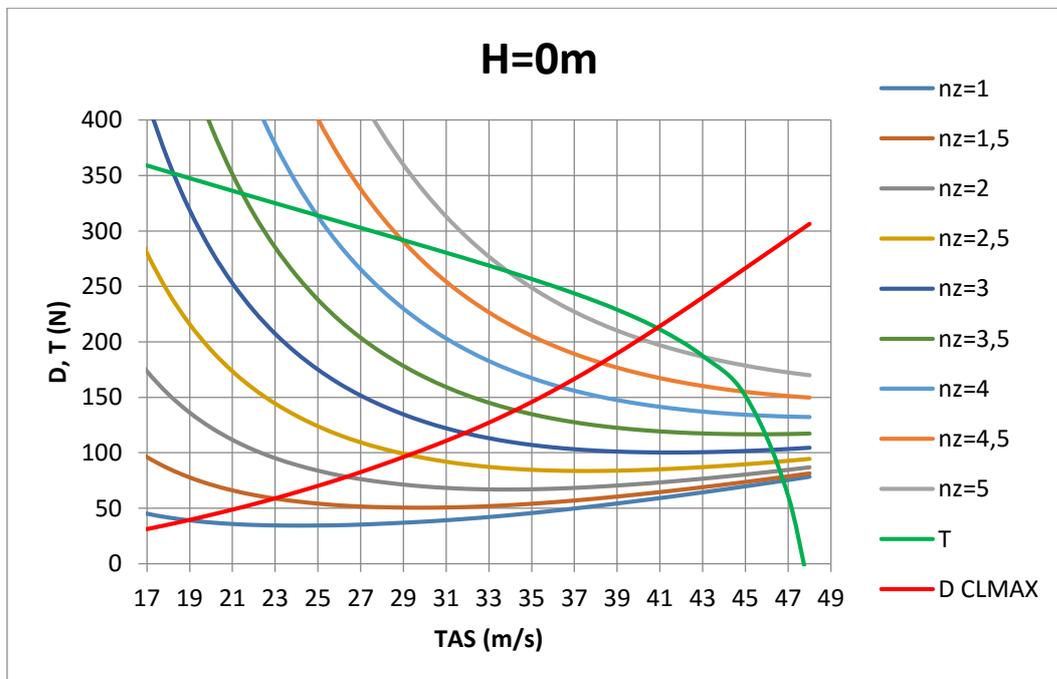


Figura: 5-8 Resistencia para distintos factores de carga y empuje para $X_{cg}=0.4$ Cam, $H=0m$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

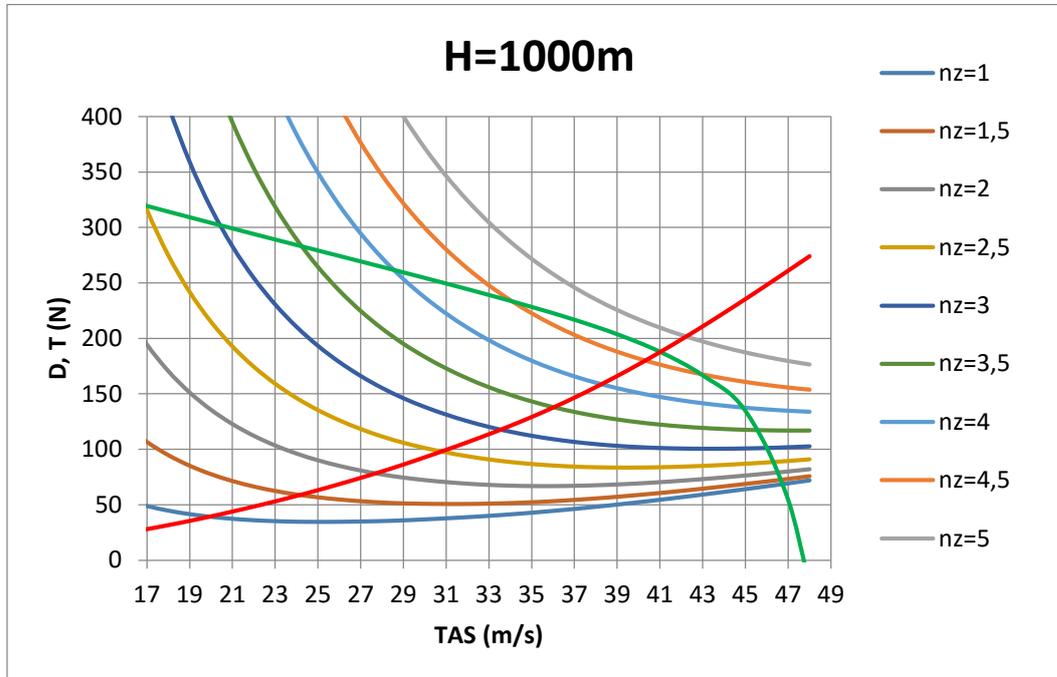


Figura: 5-9 Resistencia para distintos factores de carga y empuje para $X_{cg}=0.4$ Cam, $H=1000m$

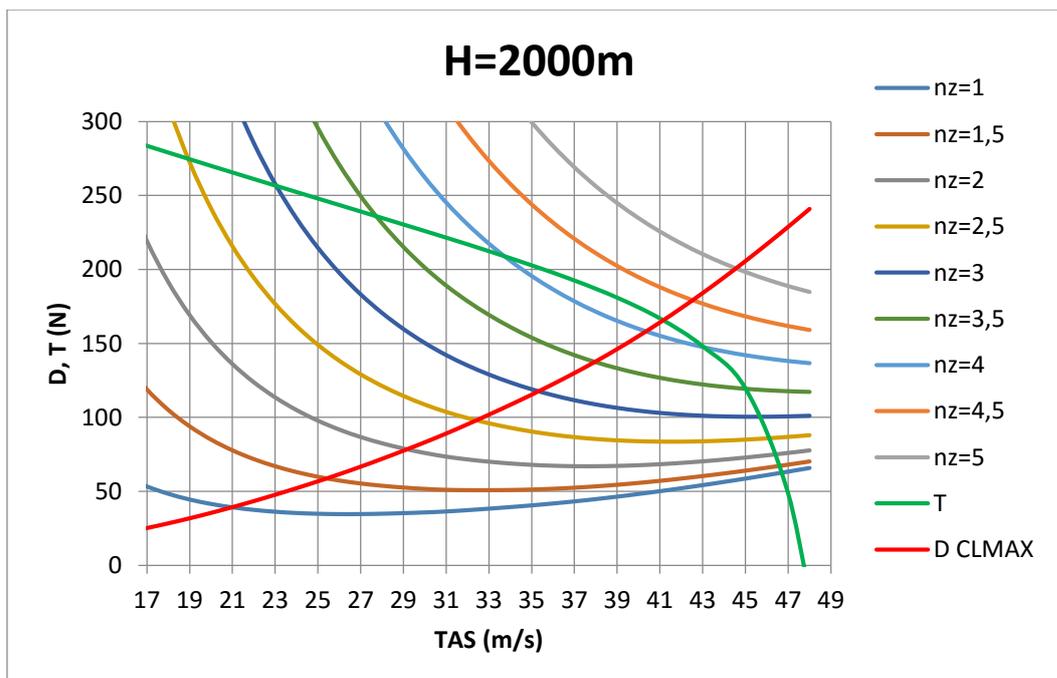


Figura: 5-10 Resistencia para distintos factores de carga y empuje para $X_{cg}=0.4$ Cam, $H=2000m$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

El límite de velocidad izquierdo de la envolvente es igual al límite de maniobra.

En la Figura: 5-11 y Figura: 5-12 se presentan los resultados de la envolvente para vuelo sostenido para distintas alturas.

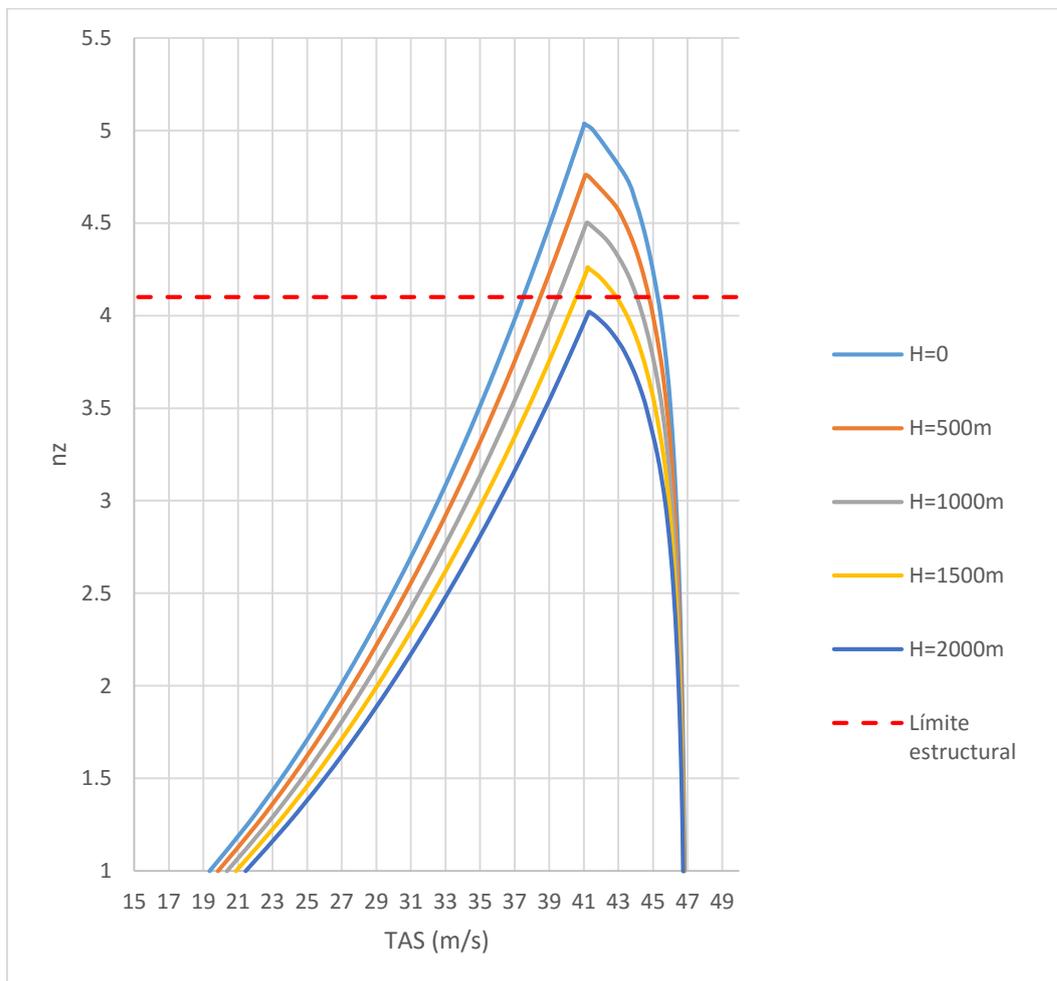


Figura: 5-11 Envolvente de vuelo para $X_{cg}=0.3$ de Cam



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
 Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
 del vuelo del UAV AUKAN

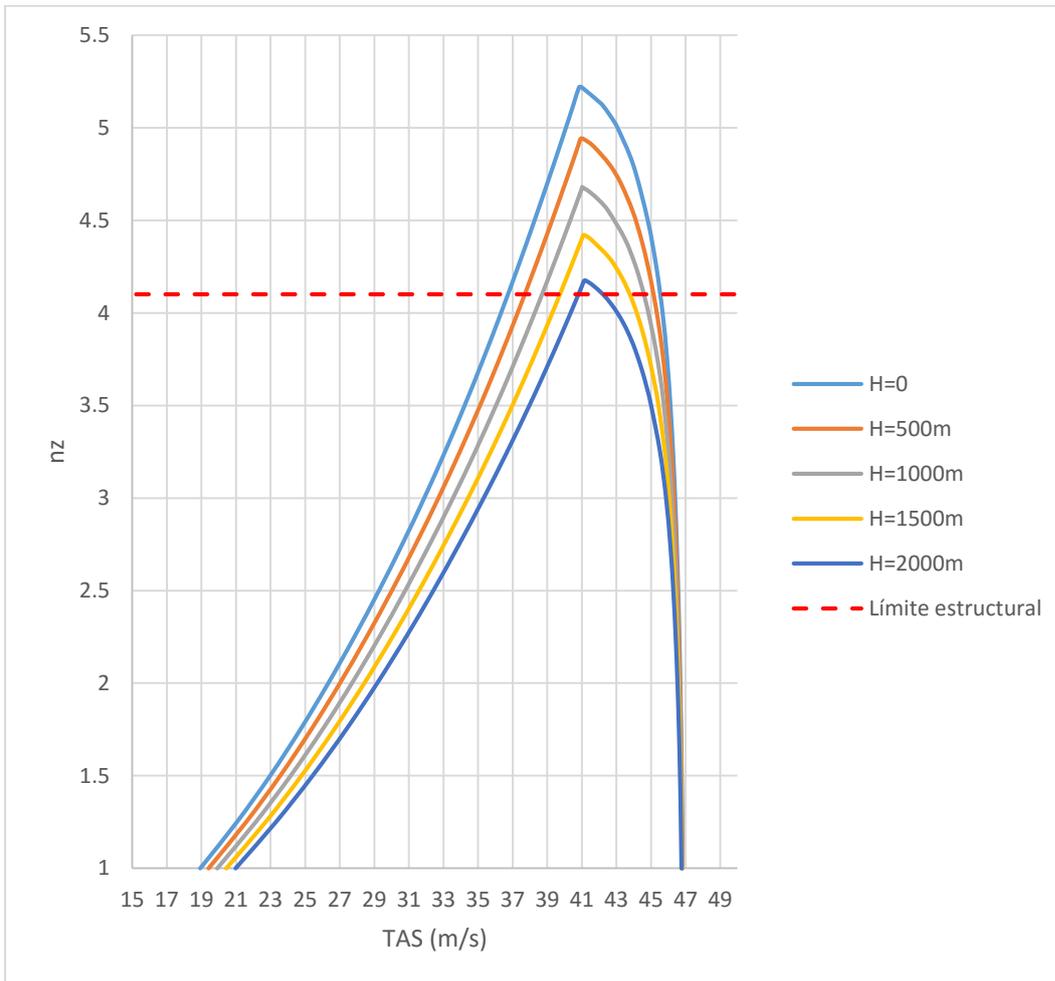


Figura: 5-12 Envolvente de vuelo para $X_{cg}=0.4$ de Cam

En la Tabla 5-1 y Tabla 5-2 se muestran las velocidades de pérdida calculadas.

Velocidad de pérdida (m/s)	H=0m	H=500m	H=1000m	H=1500m	H=2000m
XCG=0.4 CAM	18.94	19.42	19.91	20.43	20.97
XCG=0.3 CAM	19.36	19.85	20.35	20.88	21.43

Tabla 5-1 Velocidad verdadera de pérdida a $n_z=1$

Velocidad de pérdida (m/s)	H=0m	H=500m	H=1000m	H=1500m	H=2000m
XCG=0.4 CAM	18.94	18.95	18.97	18.99	19.00
XCG=0.3 CAM	19.36	19.37	19.39	19.41	19.42

Tabla 5-2 Velocidad equivalente de pérdida a $n_z=1$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

En la Figura: 5-13 se muestra la diferencia que existe entre los distintos centrajes en la envolvente de vuelo, mientras que la Figura: 5-14 muestra cómo se podría expandir la envolvente al bajar el peso del VANT.

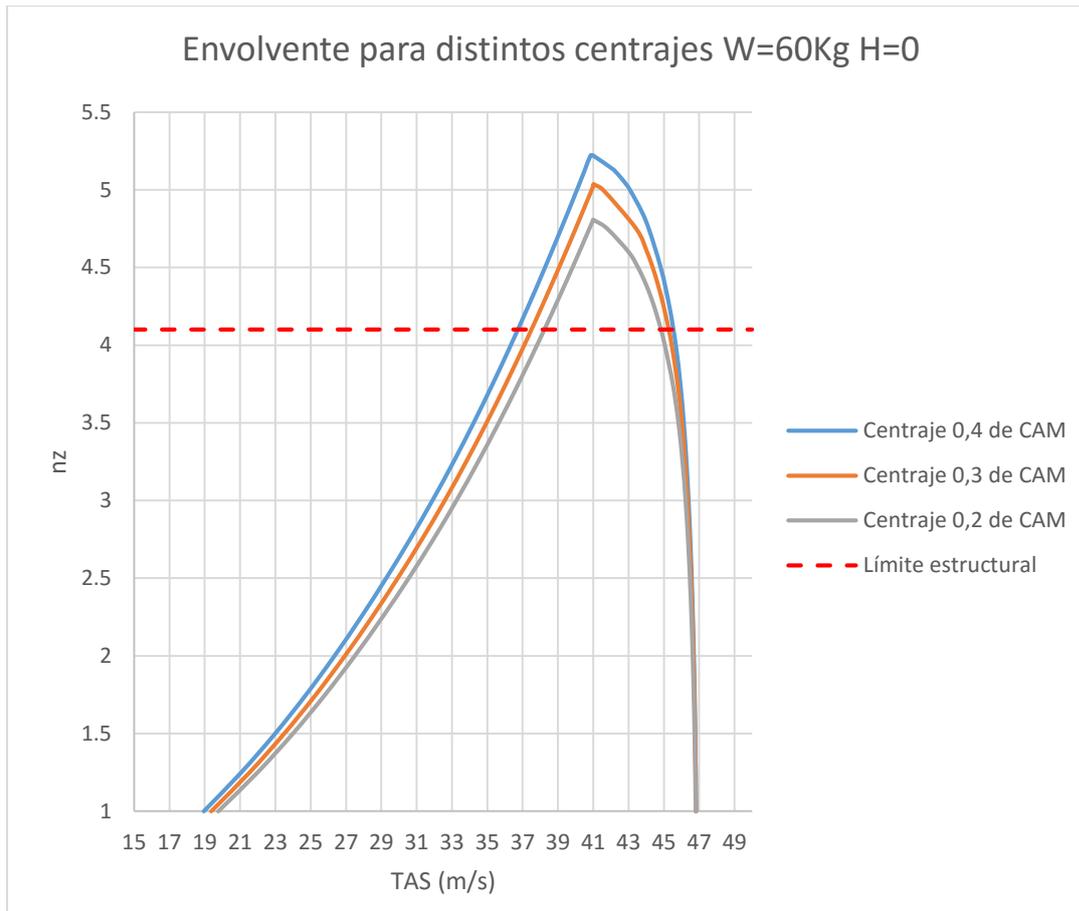


Figura: 5-13 Envolvente para distintos centrajes



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN



Figura: 5-14 Envolvente para distintos pesos

Los dispositivos hipersustentadores reducen la velocidad de pérdida estimada anteriormente en esta sección, para conocer esta reducción se modifican las ecuaciones 5-10 y 5-11 con los parámetros desarrollados en la sección 2.2.7.

Los cambios son un incremento en el momento propio del ala y del ángulo de sustentación nula, que afectan al equilibrio de momentos, y un nuevo coeficiente de sustentación máxima.

Este resultado depende de la posición del centro de gravedad y de la deflexión del Flap.

En las tablas siguientes se expresan las nuevas velocidades de pérdida en velocidad verdadera y en velocidad equivalente para distintas alturas.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
del vuelo del UAV AUKAN

δf (°)	V pérdida (m/s)		V pérdida (m/s)	
	Xcg=0.3 Cam	EAS	Xcg=0.4 Cam	EAS
15	18.18	18.18	17.80	17.80
20	18.13	18.13	17.73	17.73

Tabla 5-3 Velocidades de pérdida con Flaps para H=0m

δf (°)	V pérdida (m/s)		V pérdida (m/s)	
	Xcg=0.3 Cam	EAS	Xcg=0.4 Cam	EAS
15	18.64	18.19	18.27	17.84
20	18.58	18.14	18.22	17.79

Tabla 5-4 Velocidades de pérdida con Flaps para H=500m

δf (°)	V pérdida (m/s)		V pérdida (m/s)	
	Xcg=0.3 Cam	EAS	Xcg=0.4 Cam	EAS
15	19.12	18.21	18.72	17.83
20	19.06	18.15	18.64	17.76

Tabla 5-5 Velocidades de pérdida con Flaps para H=1000m

5.6 Ascenso

Las ecuaciones de ascenso se pueden obtener a partir de un enfoque energético.

La energía total está compuesta por la energía potencial y la cinética.

$$E_{potencial} = W h \quad E_{cinética} = \frac{1}{2} \frac{W}{g} V^2$$

$$E_{total} = W h + \frac{1}{2} \frac{W}{g} V^2$$

Se define la altura de energía como:

$$h_e = \frac{E_{total}}{W} = h + \frac{1}{2} \frac{V^2}{g} \quad \text{5-14}$$

Si se desea incrementar el nivel de energía de un avión se debe poseer un exceso de potencia entre la potencia generada por el motor P_D y la potencia absorbida por la resistencia aerodinámica P_N . Este exceso de potencia le permite a la aeronave pasar de un cierto nivel de energía a otro de mayor nivel.

$$P_D - P_N = V(T - D) = \frac{dE_{total}}{dt} \quad \text{5-15}$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Definiendo como "exceso de potencia específica" al exceso de potencia dividido el peso del avión se tiene:

$$P_S = \frac{P_D - P_N}{W} = \frac{dh_e}{dt} \quad \mathbf{5-16}$$

Para un avión que vuela en régimen incompresible se puede expresar directamente el cambio de altura con el tiempo como:

$$\frac{dh}{dt} = R/C \approx \frac{P_D - P_N}{W} = P_S \quad \mathbf{5-17}$$

Con la ecuación 5-18 se obtiene el ángulo de trayectoria.

$$\sin \gamma \approx \frac{T - D}{W} \quad \mathbf{5-18}$$

Siguiendo los procedimientos antes explicados para obtener la resistencia, se puede graficar la velocidad de trepada en función de la velocidad y así obtener la velocidad de trepada máxima y el ángulo de trepada máximo. En este caso el cálculo es directo y no es necesario iterar, se propone primero una velocidad, se calculan los aportes de sustentación utilizando la ecuación de sustentación y de equilibrio de momentos, y con esto se obtiene la resistencia total.

A continuación, se muestran las velocidades de ascenso para distintos centrages y alturas.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Velocidades de ascenso en función de la velocidad verdadera

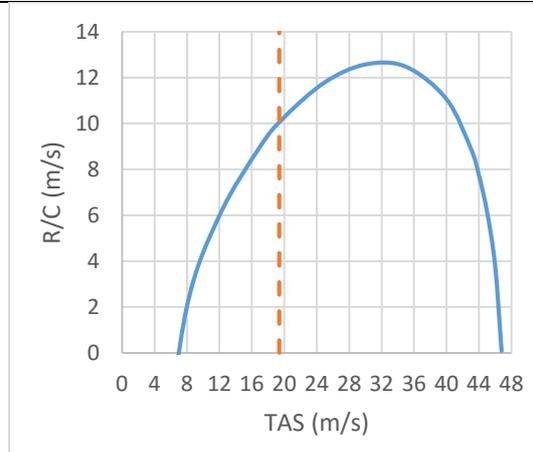


Figura: 5-15 Velocidad de Trepada H=0m Centraje 0,3 CAM

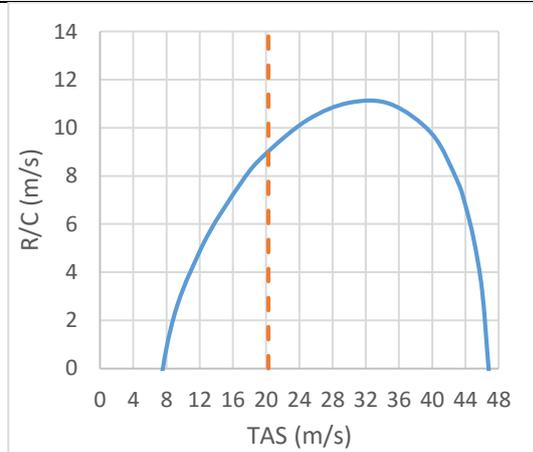


Figura: 5-16 Velocidad de Trepada H=1000m Centraje 0,3 CAM

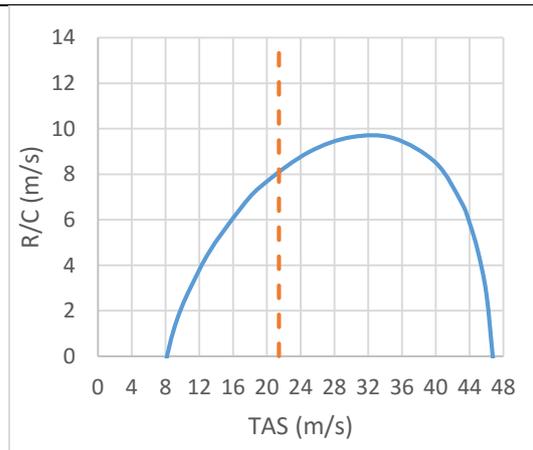


Figura: 5-17 Velocidad de Trepada H=2000m Centraje 0,3 CAM

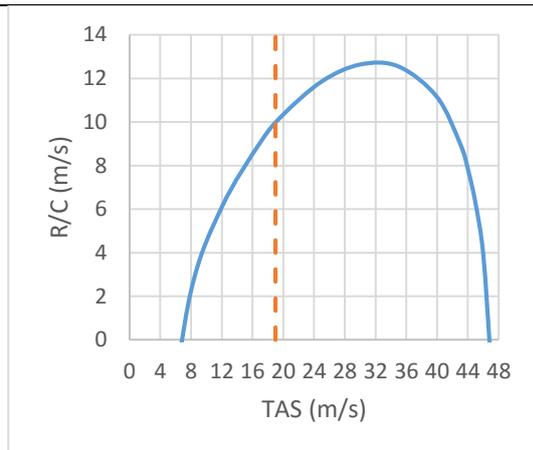
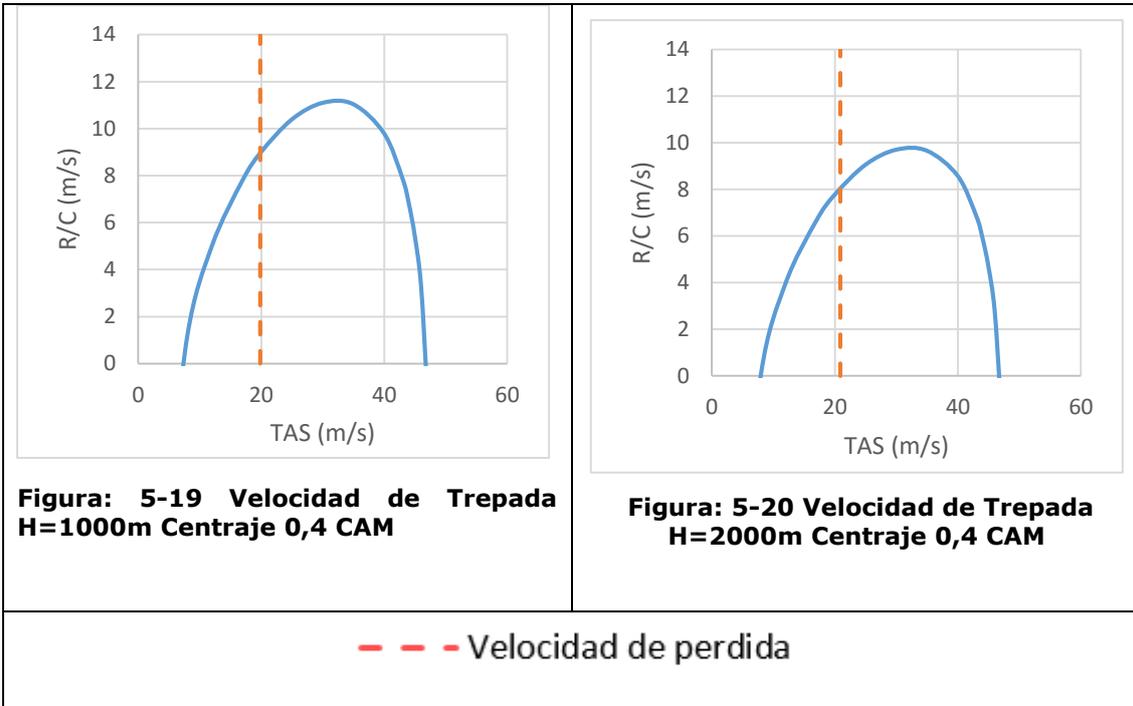


Figura: 5-18 Velocidad de Trepada H=0m Centraje 0,4 CAM



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
del vuelo del UAV AUKAN



Para un centraje al 0.3 de la CAM las máximas performances en ascenso son:

H (m)	R/C)max (m/s)	TAS (m/s)	EAS (m/s)	γ_{max} (°)	TAS (m/s)	EAS (m/s)
0	12.72270221	32.1	32.1	31.6027306	18.9721115	18.9721115
1000	11.18238369	32.3	30.7691823	26.8256715	19.8293766	18.8895883
2000	9.768326463	32.1	29.0964182	22.6528493	20.8636887	18.9114833

Tabla 5-6 Máximas performances en ascenso para un centraje de 0.3 Cam

Para un centraje al 0.4 de la CAM:

H (m)	R/C)max (m/s)	TAS (m/s)	EAS (m/s)	γ_{max} (°)	TAS (m/s)	EAS (m/s)
0	12.6624286	32.1	32.1	31.1848702	19.3904363	19.3904363
1000	11.1191176	32.3	30.7691823	26.4420087	20.279682	19.3185521
2000	9.70161767	32.1	29.0964182	22.2782303	21.4156567	19.4118039

Tabla 5-7 Máximas performances en ascenso para un centraje de 0.4 Cam

En algunos casos el ángulo de trepada máxima estuvo limitado por la velocidad de perdida, estos resultados fueron calculados sin considerar ángulos pequeños debido a que excedía los 15°.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

5.7 Descenso

Para obtener las performances en descenso se trabaja de forma similar a ascenso solo que en este caso se realiza el análisis sin potencia.

Las ecuaciones a utilizar son:

$$R/D = \frac{P_N}{W} = \frac{V D}{W} \quad \text{5-19}$$

$$\sin \gamma \approx \frac{D}{W} \quad \text{5-20}$$

Las máximas performances en descenso obtenidas son:

H (m)	R/D)mín (m/s)	TAS (m/s)	EAS (m/s)	γ mín(°)	TAS (m/s)	EAS (m/s)
0	1.33181268	19.5	19.5	3.49944602	24.5	24.5
1000	1.40045543	20.5	19.5284284	3.50759453	25.4	24.1961991
2000	1.47448858	21.4156567	19.4118039	3.51371683	26.7	24.2016937

Tabla 5-8 Máximas performances en descenso para un centraje de 0.3 Cam

H (m)	R/D)mín (m/s)	TAS (m/s)	EAS (m/s)	γ mín(°)	TAS (m/s)	EAS (m/s)
0	1.260743	19.4	19.4	3.35017621	24	24
1000	1.3257835	20.3	19.3379071	3.35682915	25.1	23.9104172
2000	1.39586242	21.3	19.3069691	3.3627977	26.4	23.9297645

Tabla 5-9 Máximas performances en descenso para un centraje de 0.4 Cam



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Velocidad de descenso en función de la velocidad verdadera

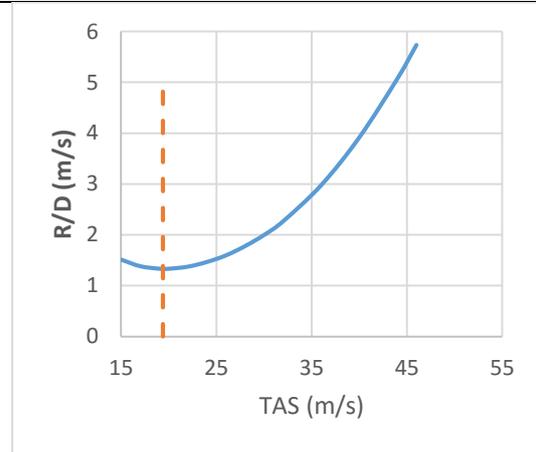


Figura: 5-21 H=0m Centraje 0,3 CAM

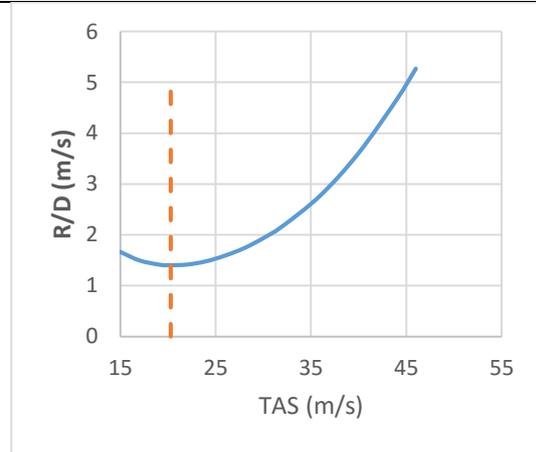


Figura: 5-22 H=1000m Centraje 0,3 CAM

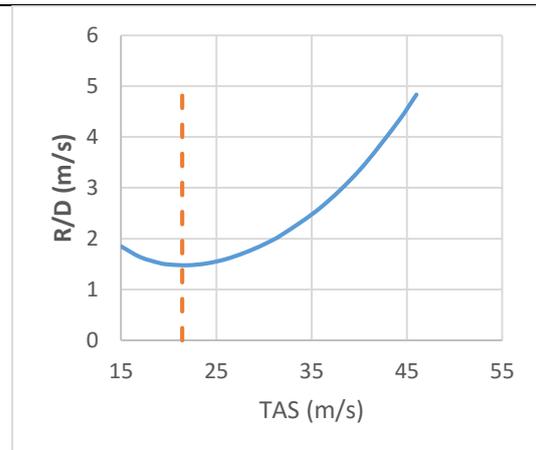


Figura: 5-23 H=2000m Centraje 0,3 CAM

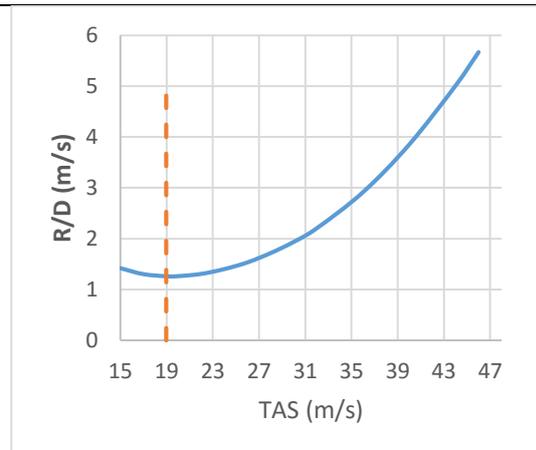
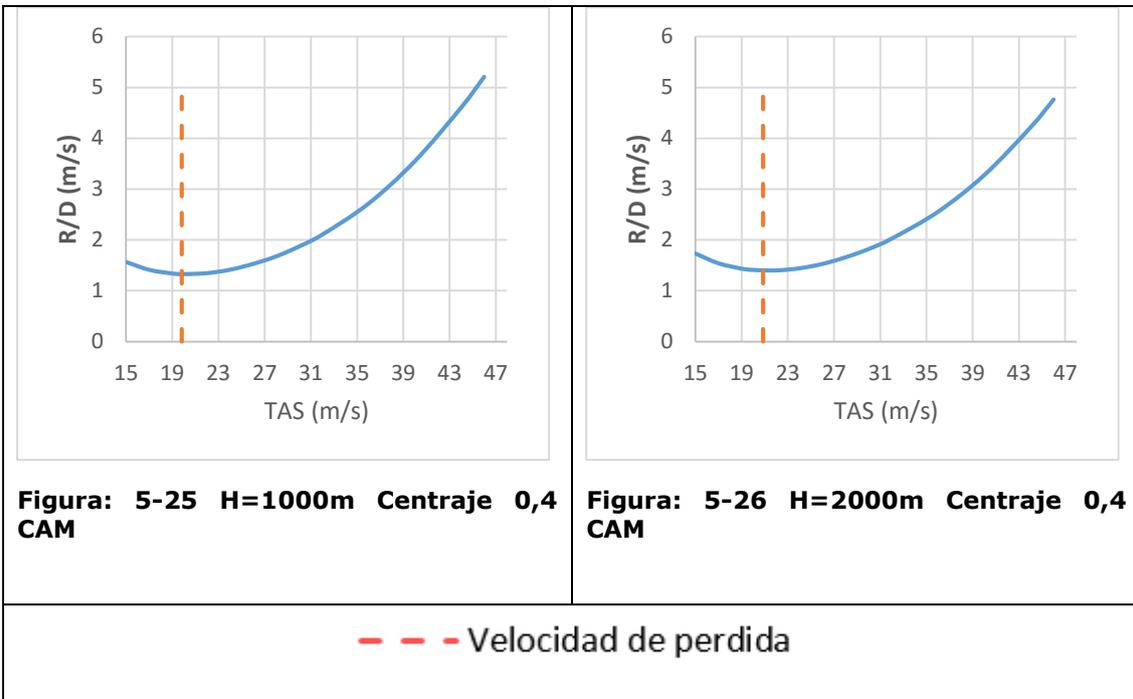


Figura: 5-24 H=0m Centraje 0,4 CAM



5.8 Performances en viraje

Al inclinar la fuerza de sustentación a un ángulo de rolido ϕ , la aeronave realiza un viraje a un radio R con respecto del centro de viraje, a una velocidad angular ω como se muestra en la Figura: 5-27.

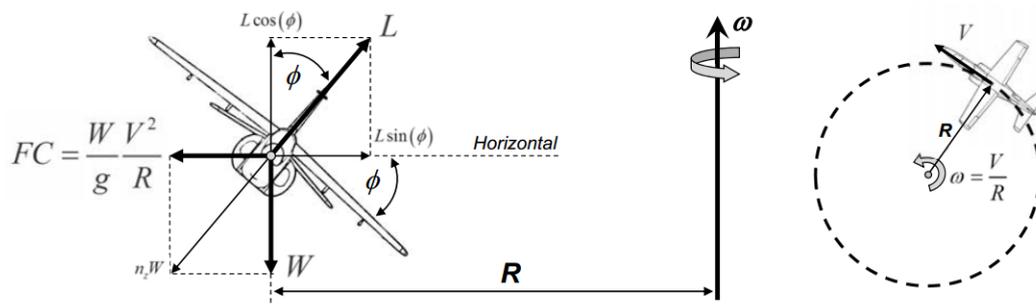


Figura: 5-27 Fuerzas actuando en una aeronave en viraje

Realizando sumatoria de fuerzas horizontales y verticales se tiene:

$$\sum F_{hor} \Rightarrow L \sin \phi = \frac{W V^2}{g R} \quad \text{5-21}$$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
del vuelo del UAV AUKAN

$$\sum F_{ver} \Rightarrow L \cos \phi = W \quad \mathbf{5-22}$$

De 5-22 $n_z = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos \phi}$

Dividiendo 5-21 por 5-22 se tiene:

$$R = \frac{V^2}{g \tan \phi} \quad \mathbf{5-23}$$

$$\omega = \frac{g \tan \phi}{V} \quad \mathbf{5-24}$$

Por relación trigonométrica:

$$[L \sin \phi]^2 + [L \cos \phi]^2 = L^2 \text{ de 5-22 se tiene } [L \sin \phi]^2 + W^2 = L^2$$

$$\text{Entonces } L \sin \phi = \sqrt{L^2 - W^2} = W \sqrt{n_z^2 - 1}$$

Reemplazando esto en 5-21:

$$R = \frac{V^2}{g \sqrt{n_z^2 - 1}} \quad \mathbf{5-25}$$

$$\omega = \frac{g \sqrt{n_z^2 - 1}}{V} \quad \mathbf{5-26}$$

Para virajes sostenidos se tiene además que T=D.

En este caso se ha optado por el diagrama de viraje en la forma de ω vs V , conocido como "Dog House" ya que permite visualizar una gran cantidad de datos en un solo gráfico.

Se define el exceso de potencia P_s como:

$$P_s = \frac{V(T - D)}{W} \quad \mathbf{5-27}$$

Siendo D:



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 (C_{DH} S_h \eta_h + C_{DFind} S + C_{DRS})$$

Haciendo uso de las definiciones de la sección 5.3.

La resistencia varía con el factor de carga, al adoptar el modelo en que se calculan los aportes de sustentación de ala y empenaje resulta más simple iterar para encontrar el factor de carga n_z .

En este caso se debe proponer una velocidad y un exceso de potencia. Siguiendo en línea con los procedimientos para envolvente, los pasos a seguir son:

1. Con la ecuación 5-10 a la velocidad correspondiente se calcula el coeficiente de sustentación de la aeronave C_L quedando como función del factor de carga.
2. Con la ecuación 5-13 se calcula el coeficiente de sustentación del empenaje C_{LH} .
3. A partir de C_L y C_{LH} se calcula C_{LW} tal que cumpla la ecuación 5-10.
4. Se plantean los coeficientes de resistencia antes mencionados dependiendo de C_{LH} , C_{LW} y del N° de Reynolds el cual depende de la velocidad para una altura dada.
5. Se plantea $P_S W - V(T - D)$ y quedando todo expresado en función del factor de carga, se itera esta ecuación para encontrar el factor de carga al cual $P_S W - V(T - D) = 0$
6. El mismo procedimiento se aplica para una serie de velocidades, para una serie de excesos de potencia.

Haciendo uso de la ecuación 5-26 se reemplaza el factor de carga obtenido iterando y así se obtiene la velocidad angular correspondiente.

El límite izquierdo de este diagrama se calcula iterando también, para esto se propone una velocidad angular, la variable es la velocidad, con la cual se calcula el N° de Reynolds y así se obtiene el coeficiente de sustentación máxima. Se calcula C_{LH} , con estos datos se conoce C_L y finalmente el factor de carga.

La expresión a iterar es $\omega - \frac{g \sqrt{n_z^2 - 1}}{V}$ La cual debe valer cero.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

Las líneas de fondo que indican factor de carga y radio se obtienen para el caso de factor de carga reemplazando directamente en la ecuación 5-26 y para el radio despejando el factor de carga de 5-25 y reemplazando también en 5-26.

De esta forma se pueden graficar los diagramas de viraje que se muestran a continuación.

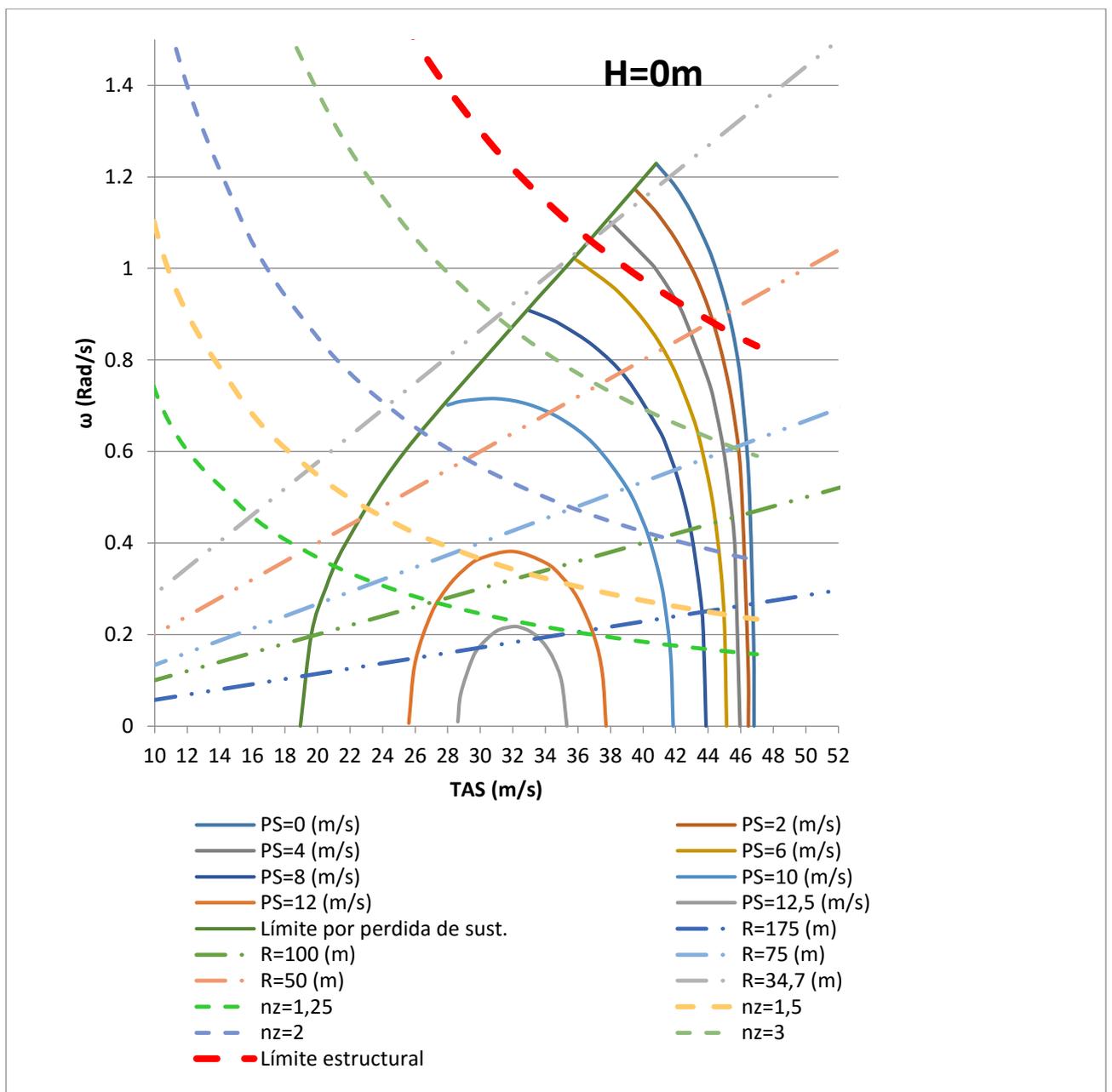


Figura: 5-28 Peformances en viraje Xcg=0.4 Cam H=0m



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

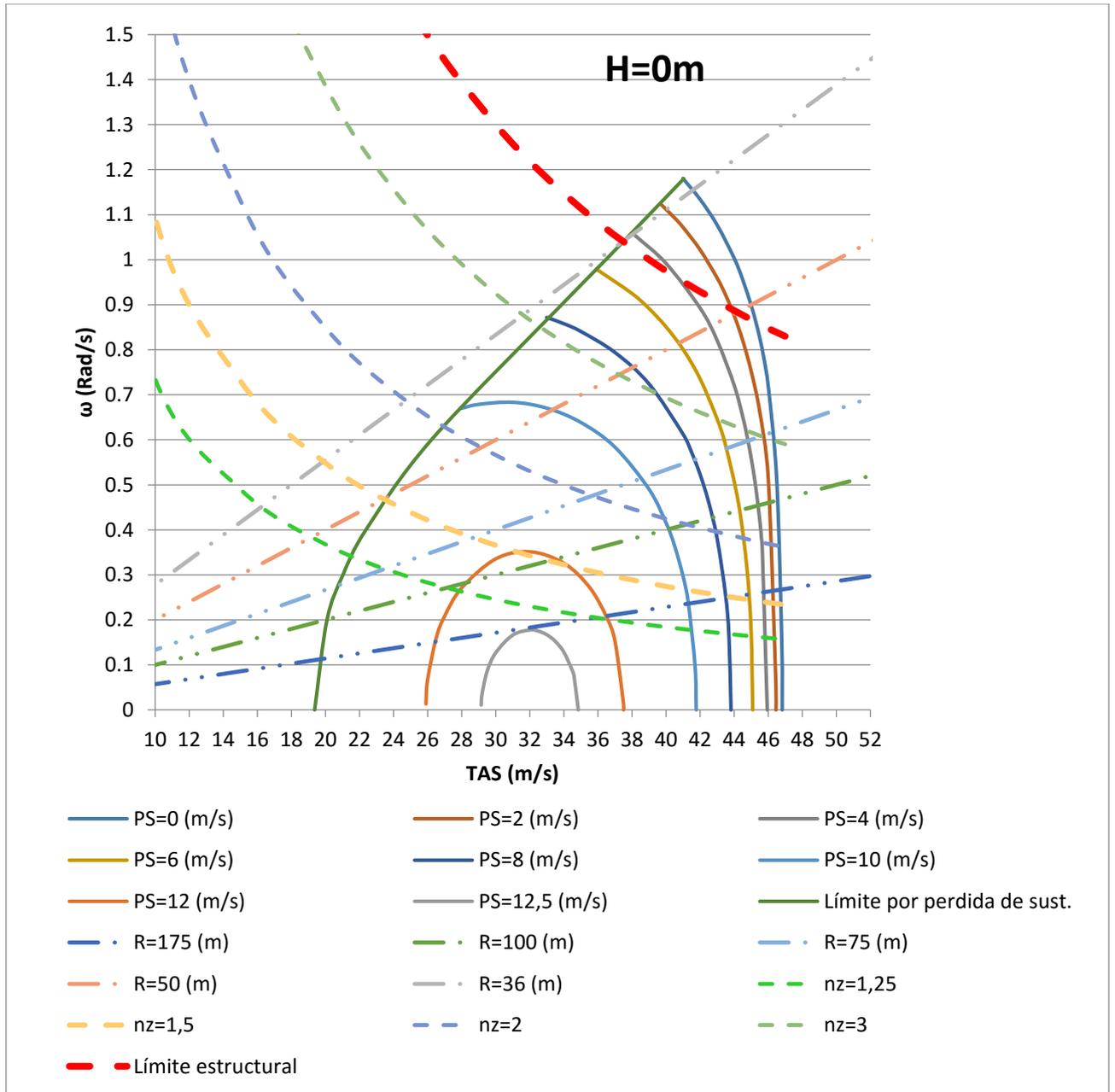


Figura: 5-29 Peformances en viraje Xcg=0.3 Cam H=0m



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
del vuelo del UAV AUKAN

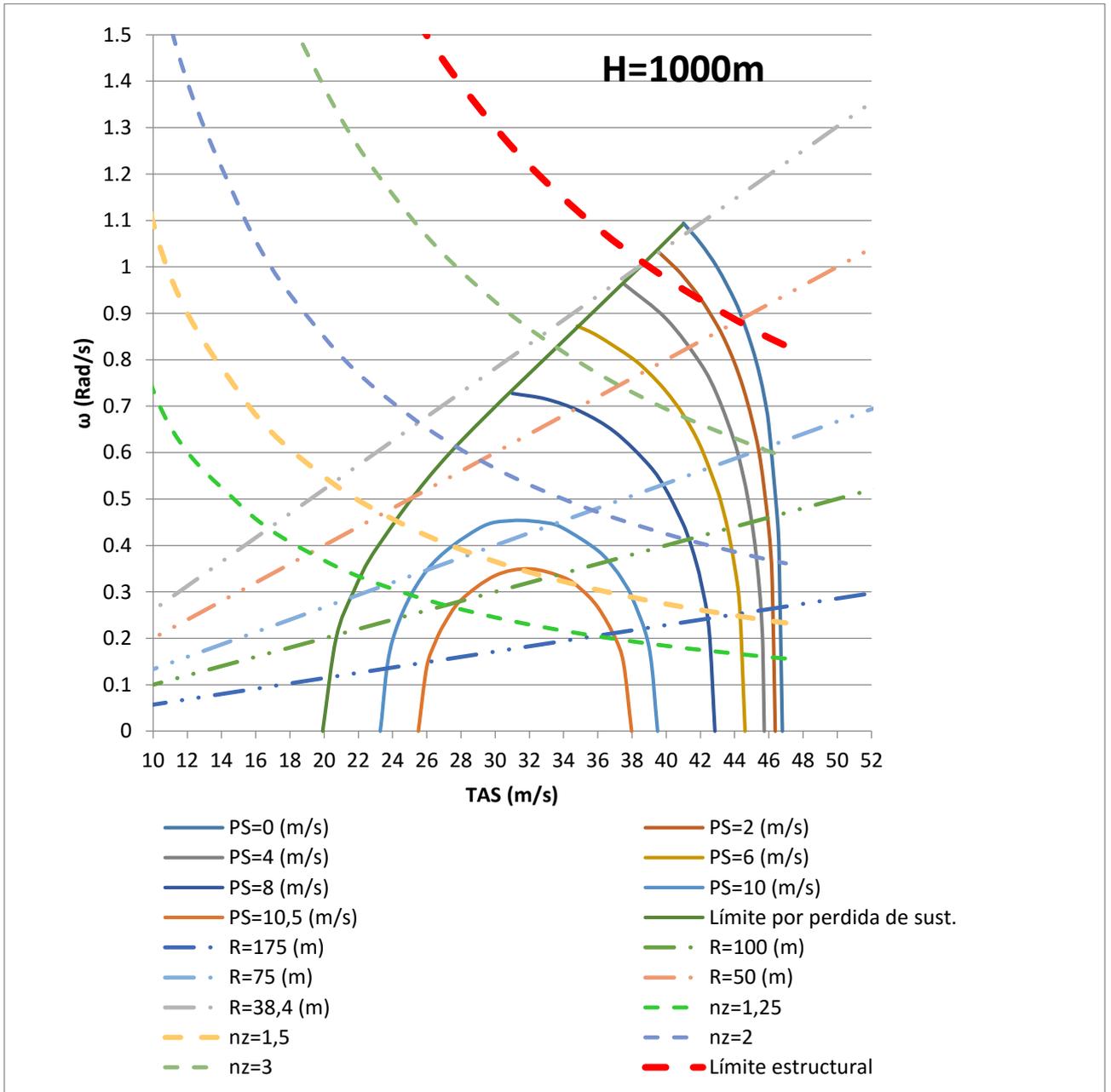


Figura: 5-30 Peformances en viraje $X_{cg}=0.4$ Cam $H=1000m$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica del vuelo del UAV AUKAN

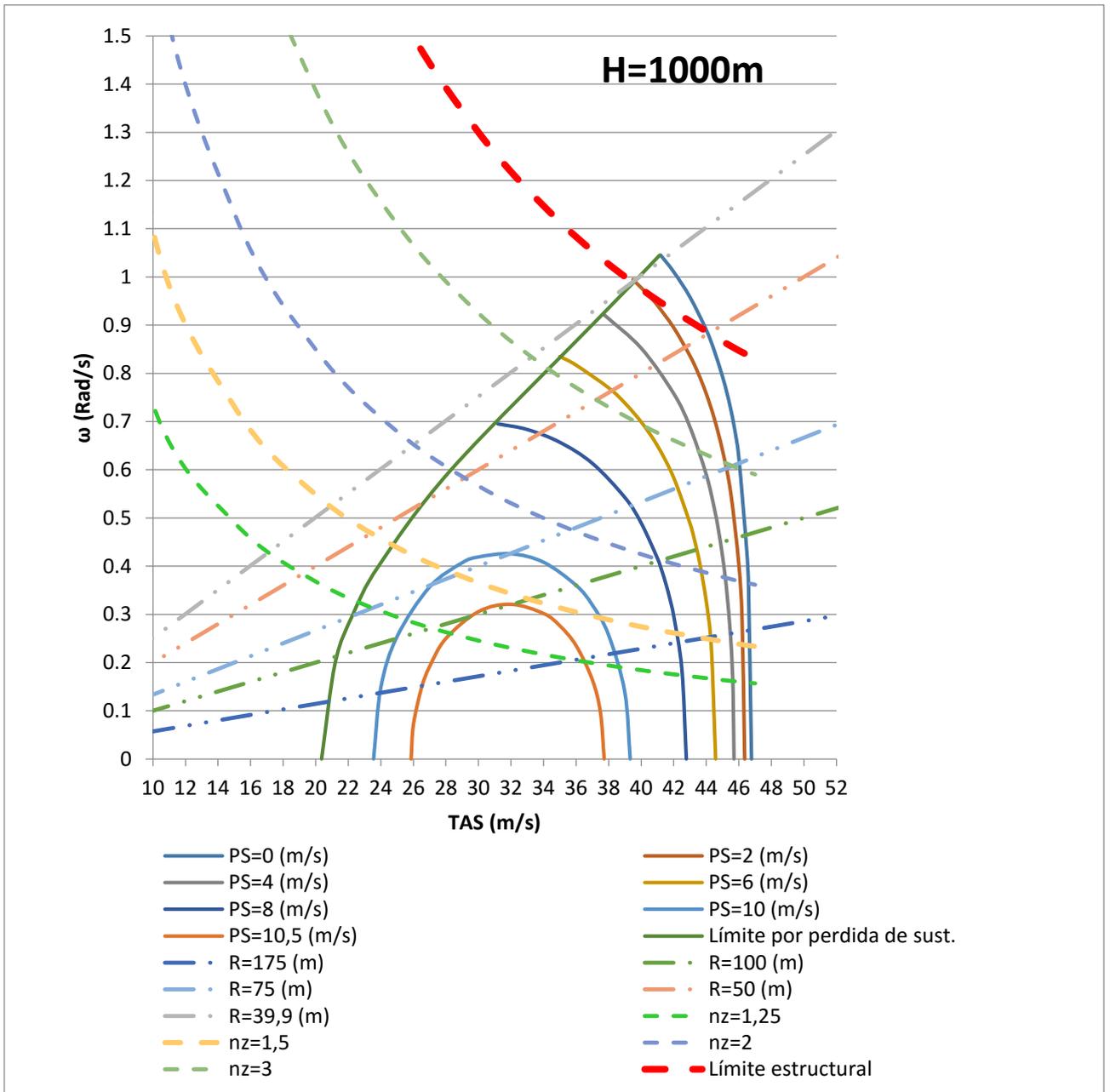


Figura: 5-31 Performances en viraje $X_{cg}=0.3$ Cam $H=1000m$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
del vuelo del UAV AUKAN

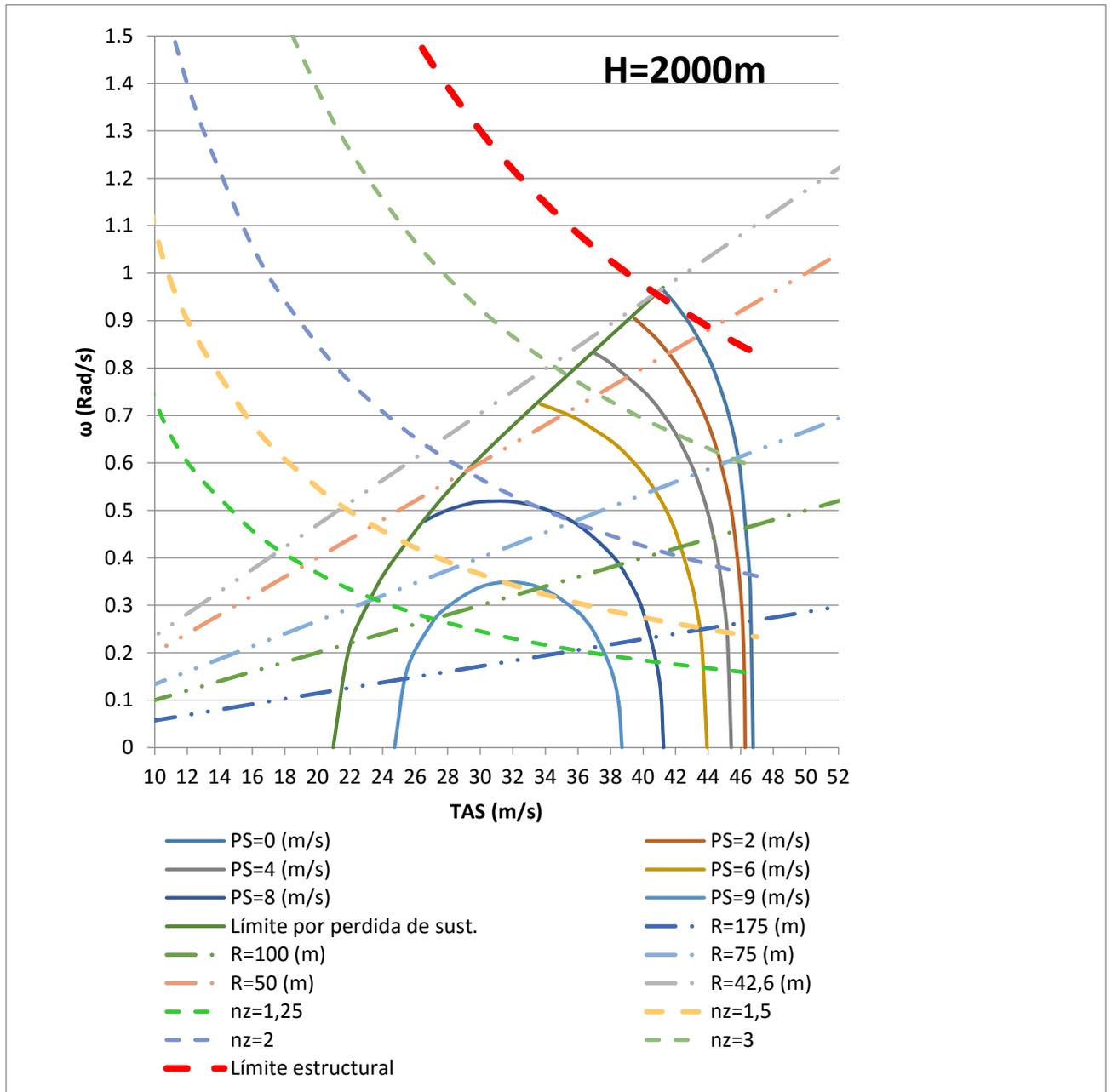


Figura: 5-32 Peformances en viraje $X_{cg}=0.4$ Cam $H=2000m$



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
 Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
 del vuelo del UAV AUKAN

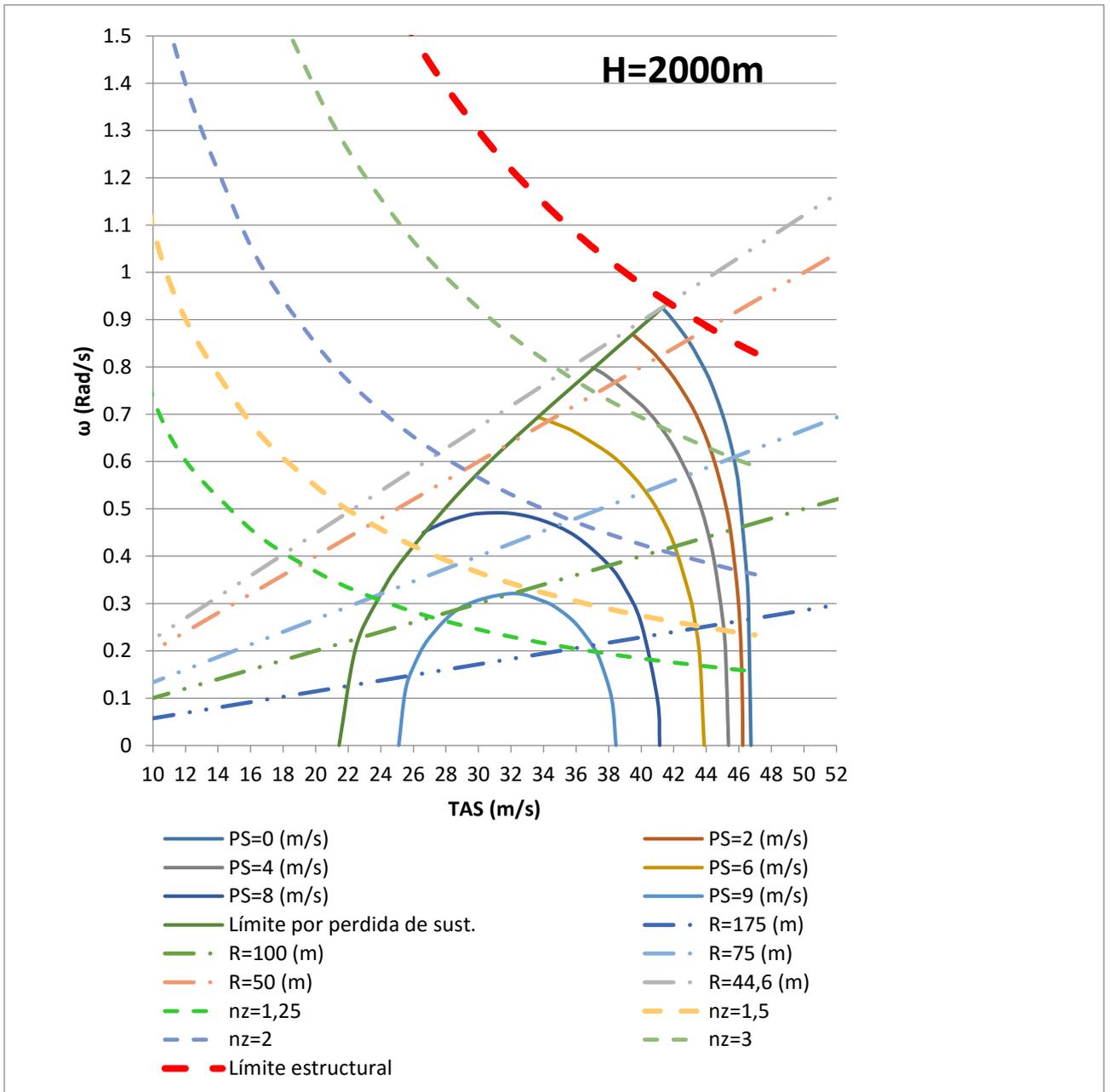


Figura: 5-33 Performances en viraje $X_{cg}=0.3$ Cam H=2000m

	H=0m		H=1000m		H=2000m	
	Rmin (m)	ω max (rad/s)	Rmin (m)	ω max (rad/s)	Rmin (m)	ω max (rad/s)
Xcg = 0.4 Cam	34.7	1.06	38.4	1.01	42.6	0.955
Xcg = 0.3 Cam	36	1.04	39.9	0.99	44.6	0.92

Tabla 5-10 Performances máximas de viraje



5.9 Despegue

El objetivo de conocer de las performances en despegue es tener una aproximación de la distancia que la aeronave requiere para el despegue, para luego en una etapa posterior avanzar en obtener este dato por medio de ensayos.

Como se puede apreciar en la Figura: 5-34 las distancias se dividen en dos, distancia en tierra S_g y distancia en el aire S_a .

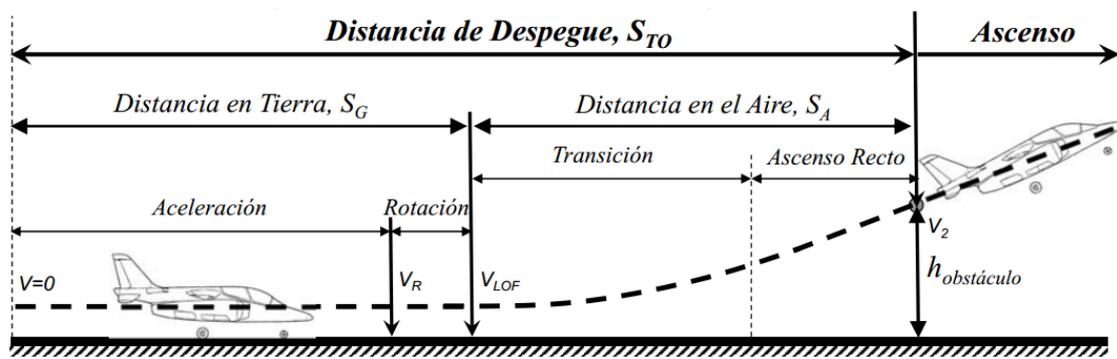


Figura: 5-34 Distancias en despegue

La distancia en el aire se define entre el punto en el cual las ruedas dejan de hacer contacto con la pista y el punto al cual se alcanza una altura definida por la norma aplicada a la aeronave, en este caso la Norma STANAG define la altura obstáculo $h_{obs} = 50 [ft]$ respecto del suelo.

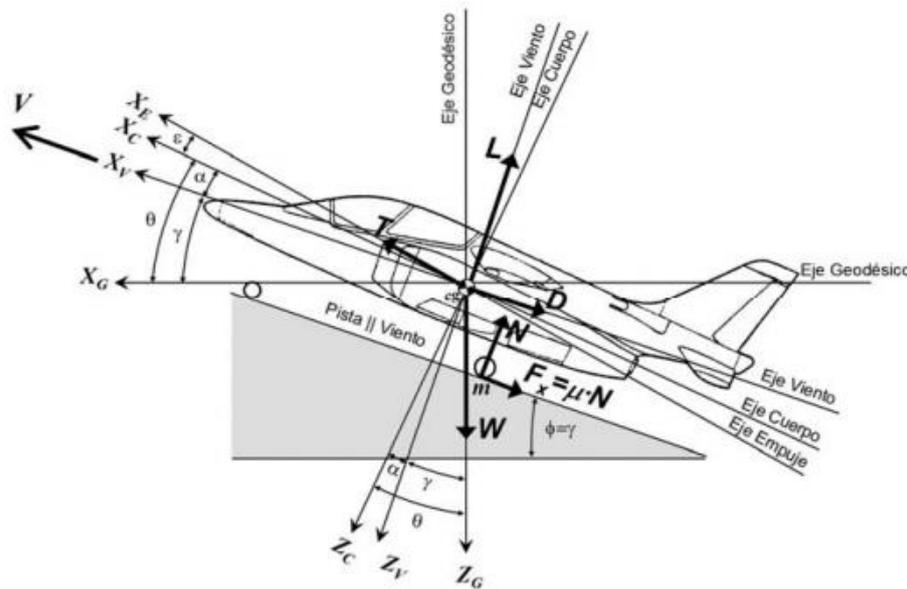


Figura: 5-35 Diagrama de fuerzas en carreteo

El método elegido para calcular estas distancias es el de integración de las ecuaciones de movimiento, con el método de Euler.

A partir de la Figura: 5-35 se plantea la sumatoria de fuerzas.

$$\sum F_z \Rightarrow W \cos \phi - L - N = 0 \quad 5-28$$

$$\sum F_x \Rightarrow T - D - \mu_R N - W \sin \phi = m a \quad 5-29$$

Para ángulos de pendiente de pista pequeños:

$$\sum F_z \Rightarrow N = W - L \quad 5-30$$

$$\sum F_x \Rightarrow T - D - \mu_R N - W \phi = \frac{W}{g} a \quad 5-31$$

Reemplazando 5-30 en 5-31 y despejando la aceleración se tiene:



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
del vuelo del UAV AUKAN

$$a = \frac{dV}{dt} = g \frac{[T - D - \mu_R (W - L) - W \phi]}{W} \quad \text{5-32}$$

La cual se integra para obtener la evolución temporal de la velocidad y luego se vuelve a integrar para obtener la distancia recorrida en función del tiempo.

Esta ecuación es válida para encontrar la distancia en tierra.

Una vez que las ruedas pierden contacto con el suelo las ecuaciones se transforman en las de ascenso, para las cuales también se debe expresar las ecuaciones en la forma de $\frac{dV}{dt}$.

Como S_a es una distancia respecto del suelo y la aeronave vuela con un ángulo de trayectoria, la distancia obtenida se proyecta en una dirección paralela y otra perpendicular al suelo.

De esta forma se puede conocer la distancia recorrida y la altura a la cual se encuentra en cada instante.

La distancia en el aire será el recorrido horizontal al momento de alcanzar los 50 ft de altura.

Resultados:

Integrando con un paso $h=0.01$

Tomando $\mu_R = 0.08$, para una pendiente de pista nula, para el peso que se han realizado los cálculos de performances se tiene:

	H=0		H=500	
	Xcg=0.3 Cam	Xcg=0.4 Cam	Xcg=0.3 Cam	Xcg=0.4 Cam
SG (m)	54.34	54.34	58.31	58.31
SA (m)	15.30	15.24	15.29	15.24

Tabla 5-11 Distancias de despegue

5.10 Aterrizaje

Para conocer las performances en aterrizaje se procede de forma similar a Despegue, las ecuaciones se plantean con empuje nulo como al realizar la aproximación no se conoce cuál es el ángulo de trayectoria que posee la aeronave solo se calcula la distancia en tierra.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
 Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
 del vuelo del UAV AUKAN

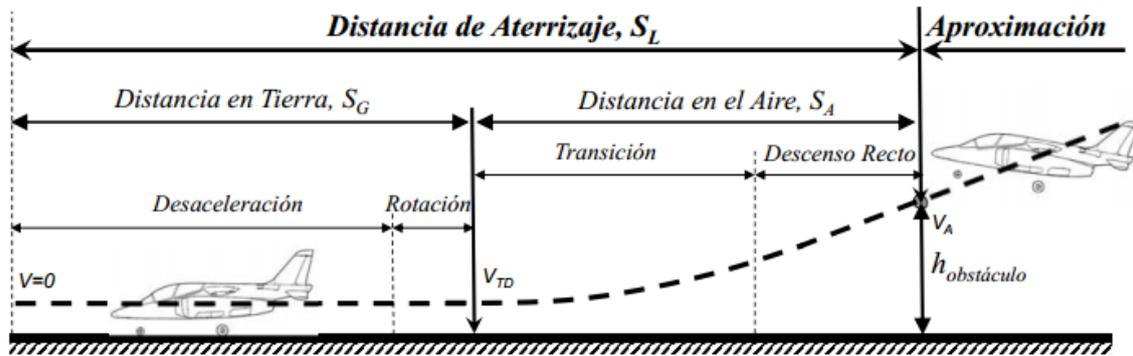


Figura: 5-36 Distancias al aterrizar

En este caso las ecuaciones a integrar son las de descenso para la parte aire y para la parte en tierra:

$$a = \frac{dV}{dt} = g \frac{[-D - \mu_{brake} (W - L) - W \phi]}{W} \quad \text{5-33}$$

Dando como resultado:

	H=0	H=500
SG	88.74455153	87.35967

Tabla 5-12 Distancias de aterrizaje



Capítulo 6. Conclusiones

A lo largo de este documento se han estimado las performances y cualidades de vuelo teniendo en cuenta la variación de las características aerodinámicas con el N° de Reynolds, las cuales en algunos casos varían en gran medida y en otros se mantienen constantes, debido al régimen de operación del vehículo.

En cuanto a la propulsión, con la configuración actual se cumplen los objetivos de operación del VANT aunque por medio de un estudio detallado sería posible lograr mayor eficiencia del conjunto motor-hélice.

Del análisis de equilibrio y estabilidad longitudinal se han establecido los límites de corrimiento del centro de gravedad, para la operación segura del vehículo. Bajo estas condiciones el VANT posee estabilidad estática longitudinal y direccional.

El análisis de momentos en los servos del elevón, al tratarse de un empenaje en "V", fue estudiado trabajando como elevador y como timón de dirección al mismo tiempo, por otro lado han quedado establecidos los momentos que deben realizar los servos de los alerones, para ambos casos se han realizado cálculos de las solicitaciones para el momento del servo bajo distintas condiciones de operación, quedando para el desarrollador de los prototipos la consideración sobre que servos utilizar y si es necesario modificar la relación de transmisión.

En cuanto al análisis de estabilidad dinámica, bajo las condiciones analizadas el VANT se comporta estable dinámicamente tanto en vuelo longitudinal como direccional.

Por último, se han obtenido las performances, las cuales fueron calculadas para dos centrages. Además de proveer las limitaciones y posibilidades que ofrece el vehículo, a medida que se corrobore por medio de ensayos estas características será posible utilizar los desarrollos y resultados obtenidos como base para obtener modelos más eficientes.



Bibliografía

- NACA TN 1478. (1947). *Wind tunnel investigation of the stability and control characteristics of a complete model equipped with a Vee tail*. Washington.
- D´Errico, M. (2015). *Apuntes de Aerodinámica*. Córdoba.
- D´Errico, M. (2015). *Apuntes de Aerodinámica II*. Córdoba.
- Hermann Schlichting, E. T. (1979). *Aerodynamics of the airplane*. New York: McGraw-Hill.
- Hoerner, S. F. (1965). *Fluid Dynamic Drag*.
- Hoerner, S. F. (1985). *Fluid Dynamic Lift*.
- McCormick, B. W. (1995). *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*.
- Moulton, N. L. (2007). *Performance measurement and simulation of a small internal combustion engine*.
- NACA R 823. (s.f.). *Experimental verification of a simplified Vee-tail theory and analysis of available data on complete models with Vee tails*.
- NACA-WR-L-219. (1943). *PROPELLERS IN YAW - AIR FORCES & MOMENTS*.
- Perkins, C. (1949). *Airplane Performance, Stability and Control*. John Wiley & Sons.
- Raymer, D. P. (1992). *Aircraft Design*. AIAA.
- Roskam, J. (1971). *Methods for estimating drag polars of subsonic airplanes*. Kansas.
- Roskam, J. (1985). *Airplane Design*. Lawrence, Kansas.
- Scarpin, G. (2015). *IUA-Apuntes de clases Mecánica del Vuelo I*. Córdoba.
- Scarpin, G. (2015). *IUA-Apuntes de clases Mecánica del Vuelo II*. Córdoba.
- Selig, D. a. (1989). *Airfoils at low speeds*. Michigan: Stokely.
- Simons, M. (1994). *Low Re Model Aircraft Aerodynamics*.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO
Análisis propulsivo, aerodinámico y de mecánica
del vuelo del UAV AUKAN

Torenbeek, E. (1982). *Synthesis of Subsonic Airplane Design*.
Netherlands: Springer Netherlands.