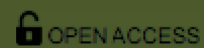




Andrés Palomino
World Aircraft Company South America S.A.S.

Estimation of the Drag Polar of Colombian Agricultural Aircraft through Flight Tests*



CIENCIA Y PODER AÉREO

ISSN 1909-7050 / E- ISSN 2389-2468 / Volumen 14 (1)
Enero-Junio de 2019/ Colombia/ Pp. 148-165

Citación: Palomino, A., (2019). Estimación de la Polar de Arrastre de Aeronave Agrícola Colombiana mediante Pruebas de Vuelo. *Ciencia y Poder Aéreo*, 14 (1),148-165. Doi: <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.626>

Andrés Palomino

Ingeniero Aeronáutico e Ingeniero Mecánico egresado de la Universidad Pontificia Bolivariana de Medellín (UPB), experiencia en manejo de normas de certificación aeronáuticas, elaboración de cálculos e informes aerodinámicos y estructurales y desarrollo de protocolos de pruebas de aeronaves ultralivianas. Ha hecho parte del grupo de investigación Aeroespacial de la UPB en el proyecto de acompañamiento de certificación especial (RAC 26) para aeronave liviana Quicksilver GT-500-ASS de Asocaña. Actualmente trabajando en la obtención de certificado de aeronavegabilidad especial para la aeronave colombiana WA500-AG de la empresa WACSA S.A.S. andrepalcar@hotmail.com

Doi: <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.626>

* Scientific article taken from the project "Certification under CS-VLA regulation of Colombian aircraft." Funded by World Aircraft Company South America S.A.S.

ABSTRACT

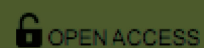
The present article depicts the process followed in order to obtain the Drag Polar for an Agricultural Aircraft designed and manufactured in Colombia. The work consisted in the determination of a generalized-power curve (PIW-VIW Method) through data gathering during flight tests at different altitudes and airspeeds. The obtained results are given in the form of aerodynamic parameters, being the most relevant: the Zero-Lift Parasite drag coefficient (CDo) and the Oswald efficiency factor (e).

KEY WORDS:

VLA Aircraft, Aircraft Performance, Drag Coefficient, Flight Testing, PIW-VIW Method.

Andrés Palomino
World Aircraft Company South America S.A.S.

Estimativa da polar de arrasto de aeronave agrícola colombiana através de testes de Vôo*



CIENCIA Y PODER AÉREO

ISSN 1909-7050 / E- ISSN 2389-2468 / Volumen 14 (1)
Enero-Junio de 2019/ Colombia/ Pp. 148-165

Citación: Palomino, A., (2019). Estimación de la Polar de Arrastre de Aeronave Agrícola Colombiana mediante Pruebas de Vuelo. *Ciencia y Poder Aéreo*, 14 (1),148-165. Doi: <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.626>

Andrés Palomino

Ingeniero Aeronáutico e Ingeniero Mecánico egresado de la Universidad Pontificia Bolivariana de Medellín (UPB), experiencia en manejo de normas de certificación aeronáuticas, elaboración de cálculos e informes aerodinámicos y estructurales y desarrollo de protocolos de pruebas de aeronaves ultralivianas. Ha hecho parte del grupo de investigación Aeroespacial de la UPB en el proyecto de acompañamiento de certificación especial (RAC 26) para aeronave liviana Quicksilver GT-500-ASS de Asocaña. Actualmente trabajando en la obtención de certificado de aeronavegabilidad especial para la aeronave colombiana WA500-AG de la empresa WACSA S.A.S. andrepalcar@hotmail.com

Doi: <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.626>

2 Artigo científico resultante do projeto "Certificação segundo a norma CS-VLA de aeronave colombiana". Financiado pela World Aircraft Company South America S.A.S.

RESUMO

O presente relatório descreve o processo seguido para obter o Drag Polar para uma aeronave agrícola projetada e fabricada na Colômbia. Os trabalhos consistiram na determinação de uma curva de potência generalizada (Método PIW-VIW) por meio da coleta de dados durante os testes de vôo em diferentes altitudes e velocidades no ar. Os resultados obtidos são apresentados na forma de parâmetros aerodinâmicos, sendo os mais relevantes: o coeficiente de arrasto do parasita de elevação zero (CDo) e o fator de eficiência de Oswald (e).

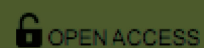
PALAVRAS-CHAVE:

aeronaves VLA, desempenho das aeronaves, coeficiente de arrasto, teste de Vôo, método PIW-VIW.

Sección Seguridad Operacional y Logística Aeronáutica

Andrés Palomino
World Aircraft Company South America S.A.S.

Estimación de la Polar de Arrastre de Aeronave Agrícola Colombiana mediante Pruebas de Vuelo*



CIENCIA Y PODER AÉREO

ISSN 1909-7050 / E- ISSN 2389-2468 / Volumen 14 (1)
Enero-Junio de 2019/ Colombia/ Pp. 148-165

Citación: Palomino, A., (2019). Estimación de la Polar de Arrastre de Aeronave Agrícola Colombiana mediante Pruebas de Vuelo. *Ciencia y Poder Aéreo*, 14 (1),148-165. Doi: <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.626>

Andrés Palomino

Ingeniero Aeronáutico e Ingeniero Mecánico egresado de la Universidad Pontificia Bolivariana de Medellín (UPB), experiencia en manejo de normas de certificación aeronáuticas, elaboración de cálculos e informes aerodinámicos y estructurales y desarrollo de protocolos de pruebas de aeronaves ultralivianas. Ha hecho parte del grupo de investigación Aeroespacial de la UPB en el proyecto de acompañamiento de certificación especial (RAC 26) para aeronave liviana Quicksilver GT-500-ASS de Asocaña. Actualmente trabajando en la obtención de certificado de aeronavegabilidad especial para la aeronave colombiana WA500-AG de la empresa WACSA S.A.S. andrepalcar@hotmail.com

Doi: <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.626>

1 Artículo científico resultado del proyecto "Certificación bajo norma CS-VLA de aeronave colombiana". Financiado por World Aircraft Company South America S.A.S.

RESUMEN

El presente artículo muestra el proceso de obtención de la polar de arrastre de una aeronave agrícola de diseño y fabricación colombiana. El trabajo consistió en la determinación de una curva generalizada de potencia (Método PIW-VIW) mediante toma de datos en pruebas de vuelo a diferentes altitudes y velocidades. Los resultados obtenidos se dan en forma de parámetros aerodinámicos, siendo los más importantes: el coeficiente de arrastre parásito a cero sustentación (C_{D0}) y el factor de eficiencia de Oswald (e).

PALABRAS CLAVE:

aeronave VLA, desempeño de aeronaves, coeficiente de arrastre, pruebas de vuelo, método PIW-VIW.



Los textos publicados en esta revista están sujetos –si no se indica lo contrario– a una licencia de Reconocimiento 4.0 Internacional de Creative Commons. La licencia completa se puede consultar en https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/deed.es_ES.

Aprobado evaluador interno: 15/08/2019
Aprobado evaluadores externos: 30/08/2019

NOMENCLATURA

AR	Relación de aspecto del ala
L	Fuerza de Sustentación
W	Peso de la aeronave
W_{std}	Peso estándar de la aeronave
T	Empuje
D	Arrastre
P	Potencia
ρ	Densidad del aire
ρ_o	Densidad estándar del aire al nivel del mar
S	Superficie Alar
V	Velocidad

V_e	Velocidad equivalente
C_L	Coeficiente de Sustentación
C_D	Coeficiente de arrastre
C_{D_o}	Coeficiente de arrastre parásito a cero sustentación
$k = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR}$	Constante de arrastre inducido
e	Factor de eficiencia de Oswald
η_{pr}	Eficiencia aerodinámica de la hélice
σ	Relación de densidades
PIW	Potencia de peso equivalente
VIW	Velocidad de peso equivalente

INTRODUCCIÓN

En cualquier proceso de desarrollo de una aeronave existen ciertos parámetros fundamentales cuyo conocimiento se hace indispensable al momento de hacer estimaciones de desempeño y rendimiento. Entre las numerosas variables a tener en cuenta, se destacan como esenciales las características aerodinámicas; más específicamente, aquellas relacionadas con el arrastre o resistencia de la aeronave a avanzar por el aire.

Se considera de vital importancia el conocimiento de lo concerniente a la resistencia, porque de ésta dependen factores fundamentales de rendimiento como la potencia requerida, velocidades de vuelo, alcance, rango, tasa de ascenso, etc. (Anderson, 1999).

Si bien, dentro de la comunidad académica colombiana existe una cantidad importante de análisis aerodinámicos para diferentes tipos de aeronaves, desde UAVs (*Unmanned Aerial Vehicle*) hasta diseños conceptuales de aviones de mayor porte; la mayoría de estos estudios se limitan a estimaciones teóricas, soportadas ya

sea en análisis de Dinámica de Fluidos Computacionales (CFD) o –en el mejor de los casos– a pruebas en túneles de viento de modelos, con todo y las restricciones de capacidad que este tipo de dispositivos tienen en los centros académicos de nuestro país.

El propósito de este reporte es presentar la metodología empleada para la determinación de las características de resistencia aerodinámica del WA500-AG, una aeronave VLA (*Very Light Aircraft*) agrícola de diseño y fabricación colombiana; llevándola a la práctica sobre la aeronave completa, mediante pruebas de vuelo reales y mostrando cómo, con la toma de datos simples como RPMs del motor, temperatura ambiente y lecturas de altímetro y velocímetro, es posible determinar parámetros aerodinámicos esenciales como el coeficiente de arrastre parásito a cero sustentación C_{D_o} y el factor de eficiencia de Oswald e . Los resultados obtenidos son comparados con valores típicos de otras aeronaves de porte semejante, encontrándose correlaciones razonables.

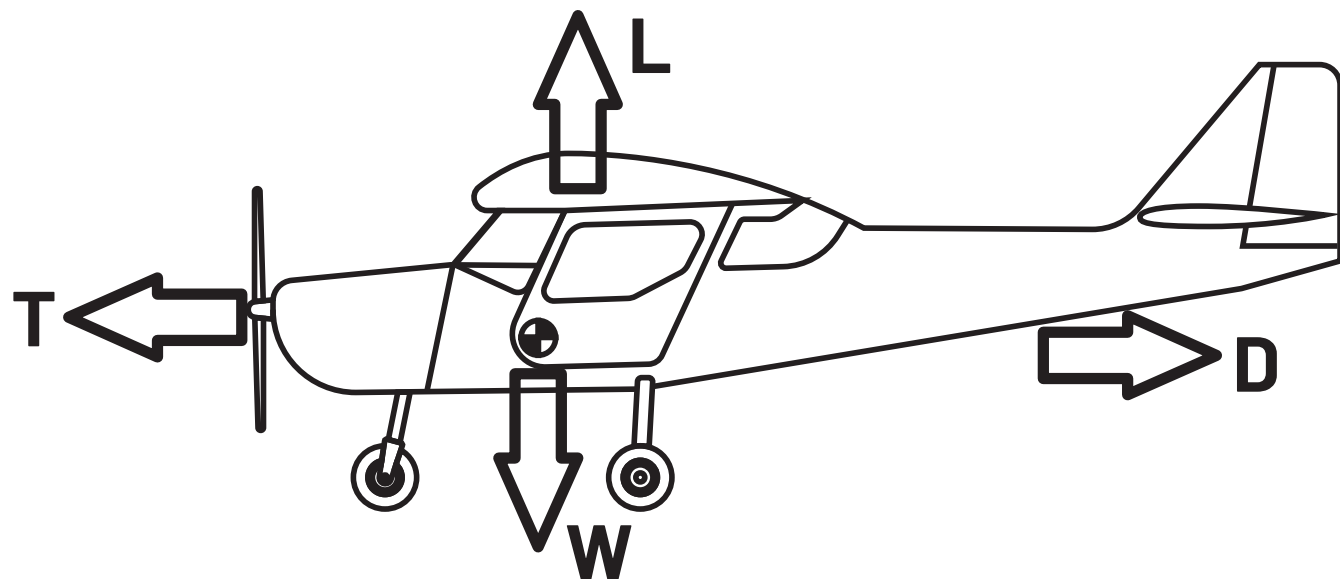


Figura 1. Balance de fuerzas en vuelo recto y nivelado. Fuente: Elaboración Propia

MODELO MATEMÁTICO DE AERONAVE EN VUELO RECTO Y NIVELADO

En vuelo recto y nivelado a velocidad estabilizada, las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre la aeronave están en equilibrio con las fuerzas inerciales y propulsivas, representadas estas últimas por el peso y el empuje generado por la hélice. De acuerdo a la Figura 1, esto implica que:

$$L = W \quad (1)$$

$$T = D \quad (2)$$

Por definición (Bertin & Cummings, 2009), la sustentación y el arrastre aerodinámico están dados, respectivamente por:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \quad (3)$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D \quad (4)$$

Para todo cuerpo aerodinámico, existe una relación entre C_L y C_D que puede ser expresada por medio de una ecuación cuadrática de la forma:

$$C_D = C_{D_0} + k \cdot C_L^2 \quad (5)$$

La ecuación (5), se conoce como *Polar de Arrastre (Drag Polar)* y virtualmente contiene toda la información aerodinámica de la aeronave necesaria para cualquier análisis de desempeño (Anderson, 1999). Por ejemplo, ya que en vuelo recto y nivelado la sustentación es igual al peso; para una aeronave con determinada carga (W), superficie alar conocida (S), volando a cierta altitud (ρ) y a una dada velocidad (V); combinando (1) y (3) se obtiene fácilmente el coeficiente de sustentación C_L e introduciendo este valor en la *Polar de Arrastre* se conoce C_D , con el cual se calcula usando (2) y (4) el empuje requerido y con éste la potencia necesaria para la condición de vuelo definida.

Por medio de un manejo algebraico de las ecuaciones (3), (4) y (5) y teniendo en cuenta la condición de vuelo no-acelerado en donde el empuje es igual al arrastre, es posible definir el empuje requerido en función de la velocidad como:

$$T = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_{D_0} + \frac{2 \cdot W^2 \cdot k}{\rho \cdot V^2 \cdot S} \quad (6)$$

Para transformar las relaciones de empuje a un parámetro más fácilmente medible en vuelo como lo es la potencia, se multiplica (6) por la velocidad:

$$P = T \cdot V = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^3 \cdot S \cdot C_{D_0} + \frac{2 \cdot W^2 \cdot k}{\rho \cdot V \cdot S} \quad (7)$$

La ecuación (7) define lo que se conoce como la curva de potencia requerida, y en general tiene la forma:

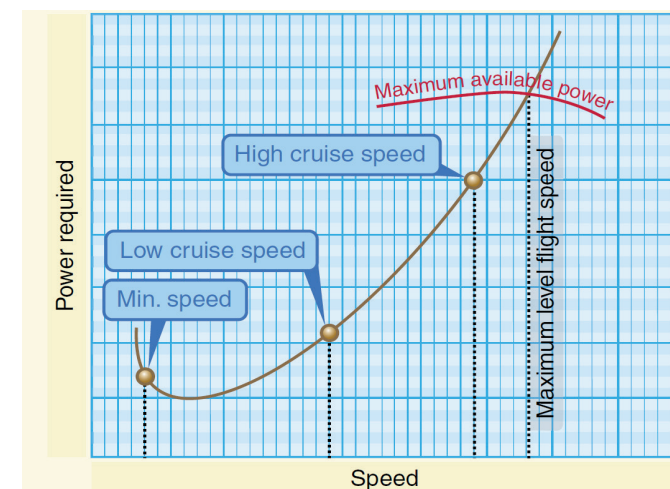


Figura 2. Forma general de la curva de potencia requerida de una aeronave. Fuente: (Federal Aviation Administration, 2016)

MÉTODO PIW-VIW

De la ecuación (7) se evidencia la dependencia de esta expresión en ρ y W , con lo cual se tiene el inconveniente de que la curva de potencia requerida de la Figura 2 es aplicable únicamente a una condición de vuelo particular a cierta altitud y peso.

Una forma de solventar lo anterior la presenta el Método PIW-VIW (Kimberlin, 2003), el cual reduce las curvas de potencia de todas las altitudes y pesos a 1 sola, que sería la que construiría la aeronave si volara en atmosfera estándar a nivel del mar con un peso estándar.

El Método PIW-VIW se desarrolla por medio de manipulaciones algebraicas de la ecuación de curva de potencia requerida como sigue:

Introduciendo en (7) la relación de densidades σ , y la potencia real, definida como la potencia multiplicada por la eficiencia de la hélice:

$$\eta_{pr} \cdot P = \frac{1}{2} \cdot \rho_o \cdot \sigma \cdot V^3 \cdot S \cdot C_{D_0} + \frac{2 \cdot W^2 \cdot k}{\rho_o \cdot \sigma \cdot V \cdot S} \quad (8)$$

Multiplicando (8) por $\sqrt{\sigma}$:

$$\eta_{pr} \cdot P \cdot \sqrt{\sigma} = \frac{1}{2} \cdot \rho_o \cdot (V \cdot \sqrt{\sigma})^3 \cdot S \cdot C_{D_0} + \frac{2 \cdot W^2 \cdot k}{\rho_o \cdot V \cdot \sqrt{\sigma} \cdot S} \quad (9)$$

Trabajando con velocidades equivalentes en lugar de velocidades verdaderas ($V_e = V \cdot \sqrt{\sigma}$):

$$\eta_{pr} \cdot P \cdot \sqrt{\sigma} = \frac{1}{2} \cdot \rho_o \cdot (V_e)^3 \cdot S \cdot C_{D_0} + \frac{2 \cdot W^2 \cdot k}{\rho_o \cdot V_e \cdot S} \quad (10)$$

En este punto se introduce un peso estándar W_{std} (generalmente el peso máximo de despegue); dividiendo (10) por $(W / W_{std})^{3/2}$ y reorganizando:

$$\frac{\eta_{pr} \cdot P \cdot \sqrt{\sigma}}{(W/W_{std})^{3/2}} = \frac{1}{2} \cdot \rho_o \cdot (V_e / \sqrt{W/W_{std}})^3 \cdot S \cdot C_{D_0} + \frac{2 \cdot W_{std}^2 \cdot k}{\rho_o \cdot S \cdot V_e / \sqrt{W/W_{std}}} \quad (11)$$

Definiendo una potencia y velocidad de peso equivalente, PIW y VIW como:

$$PIW = \frac{\eta_{pr} \cdot P \cdot \sqrt{\sigma}}{(W/W_{std})^{3/2}} \quad (12)$$

$$VIW = \frac{V_e}{\sqrt{W/W_{std}}} \quad (13)$$

(11) puede reescribirse como:

$$PIW = \frac{1}{2} \cdot \rho_o \cdot VIW^3 \cdot S \cdot C_{D_0} + \frac{2 \cdot W_{std}^2 \cdot k}{\rho_o \cdot S \cdot VIW} \quad (14)$$

La ecuación (14) se define como la *Curva Generalizada de potencia* y es análoga a la curva de potencia requerida dada por (7). Con esta expresión y conociendo los parámetros básicos particulares de una aeronave ($k, C_{D_0}, W_{std}, \eta_{pr}$) es posible determinar la potencia requerida para volar a cualquier altitud y velocidad.

OBTENCIÓN DE LA POLAR DE ARRASTRE POR MEDIO DE PRUEBAS DE VUELO Y MÉTODO PIW-VIW

En la práctica, es relativamente fácil obtener valores de *PIW* y *VIW* de pruebas de vuelo. Los vuelos son llevados a cabo en aire calmo y preferiblemente sin gradientes de temperatura; estas condiciones atmosféricas generalmente se encuentran temprano en la mañana.

El procedimiento general consiste en estabilizar diferentes velocidades de vuelo a diferentes altitudes y para cada prueba, los parámetros a anotar son: temperatura ambiente, altitud, velocidad, flujo de combustible y *RPMs* del motor. Con estos datos y las relaciones dadas por (12) y (13), valores de *PIW* y *VIW* son calculados y graficados.

El valor de la potencia *P* en vuelo al igual que la eficiencia de la hélice η_{pr} , son obtenidas por medio de las curvas de desempeño suministradas por los fabricantes del motor y la hélice, respectivamente.

La curva *PIW - VIW* obtenida de las pruebas de vuelo es conveniente para determinar la polar de arrastre de la aeronave como sigue:

De (3), el coeficiente de sustentación puede escribirse como:

$$C_L = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot V^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot (W/W_{std}) \cdot W_{std}}{\rho_o \cdot V_e^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot W_{std}}{\rho_o \cdot S \cdot (V_e/\sqrt{W/W_{std}})^2} \quad (15)$$

Con lo cual:

$$C_L = \frac{2 \cdot W_{std}}{\rho_o \cdot S \cdot (VIW)^2} \quad (16)$$

De manera equivalente, el coeficiente de arrastre puede expresarse como:

$$C_D = \frac{2 \cdot D}{\rho \cdot V^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot P}{\rho_o \cdot \sigma \cdot V^3 \cdot S} = \frac{2 \cdot \eta_{pr} \cdot P}{\rho_o \cdot \sigma \cdot V^3 \cdot S} = \frac{2 \cdot PIW}{\rho_o \cdot S \cdot (V_e/\sqrt{W/W_{std}})^3} \quad (17)$$

Con lo cual:

$$C_D = \frac{2 \cdot PIW}{\rho_o \cdot S \cdot (VIW)^3} \quad (18)$$

En las ecuaciones (16) y (18), W_{std} , ρ_o y S son datos conocidos; mientras que los valores de *PIW* y *VIW* vienen de las pruebas de vuelo como se ha explicado anteriormente. Al sustituir estos datos en (16) y (18), se pueden tabular valores de C_D vs C_L o si se tabulan en la forma C_D vs C_L^2 , se está obteniendo la polar de arrastre de la aeronave.



Figura 3. Aeronave WA500-AG. Fuente: elaboración propia.

AERONAVE E INSTRUMENTOS

La aeronave empleada es el WA500-AG, un avión agrícola categoría liviano (VLA) diseñado, fabricado y certificado en Colombia por la compañía World Aircraft Company South America (WACSA S.A.S) localizada en el departamento del Valle del Cauca.

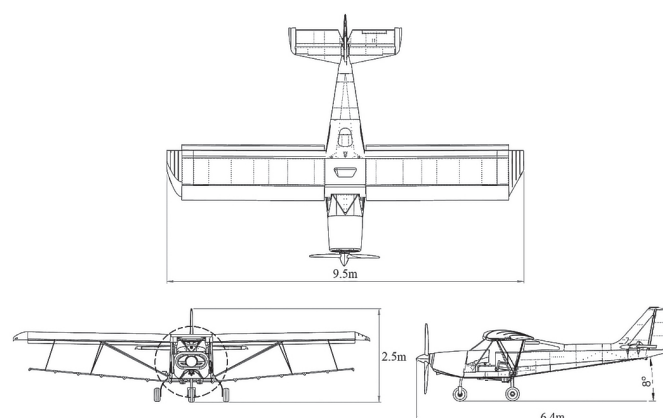


Figura 4. Plano de 3 vistas aeronave WA500-AG. Fuente: (WACSA S.A.S, 2019)

Un resumen de los datos relevantes para los cálculos y las pruebas:

TABLA 1.

Datos Generales de la Aeronave WA500-AG

GENERAL	
Envergadura	9,5 m (31,2 ft)
Largo	6,4 m (20,9 ft)
Alto	2,5 m (8,2 ft)
Área Alar	12,01 m ² (129.3 ft ²)
Cuerda Media Aerodinámica	1,261 m (4,137 ft)
Relación de Aspecto (AR)	7.5
Carga Alar	58,7 kg/m ² (12,02 lb/ft ²)
PLANTA MOTRÍZ	
Motor	ROTAX 912 S2 - 100 hp
Hélice	CLERICI Bipala HCF-28NB-3
PESOS	
Peso vacío	385 kg (849 lb)
Carga Útil	320 kg (705 lb)
Peso Máximo de despegue	705 kg (1554 lb)
Peso Máximo de Aterrizaje	650 kg (1433 lb)

Fuente: elaboración propia

La instrumentación instalada en el panel de cabina es presentada:

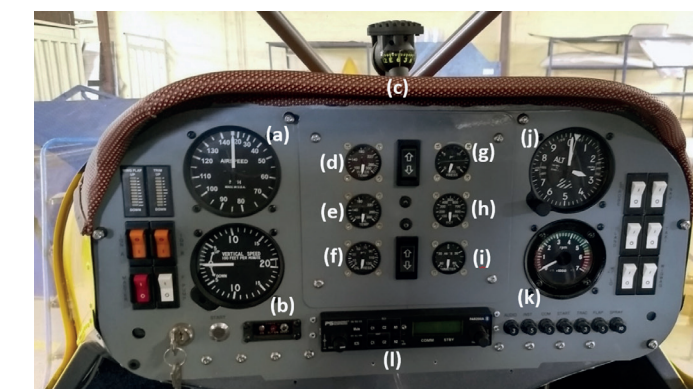


Figura 5. Panel de Instrumentos Aeronave WA500-AG. (a)Velocímetro, (b)Variómetro, (c) Brújula magnética, (d) Indicador Temp. Agua. Motor, (e)Indicador Temp. Aceite, (f) Indicador Presión. Aceite, (g) Indicador Presión. Combustible, (h) EGT, (i) Amperímetro, (j) Altímetro, (k) Tacómetro, (l) Radio VHF. Fuente: elaboración propia.

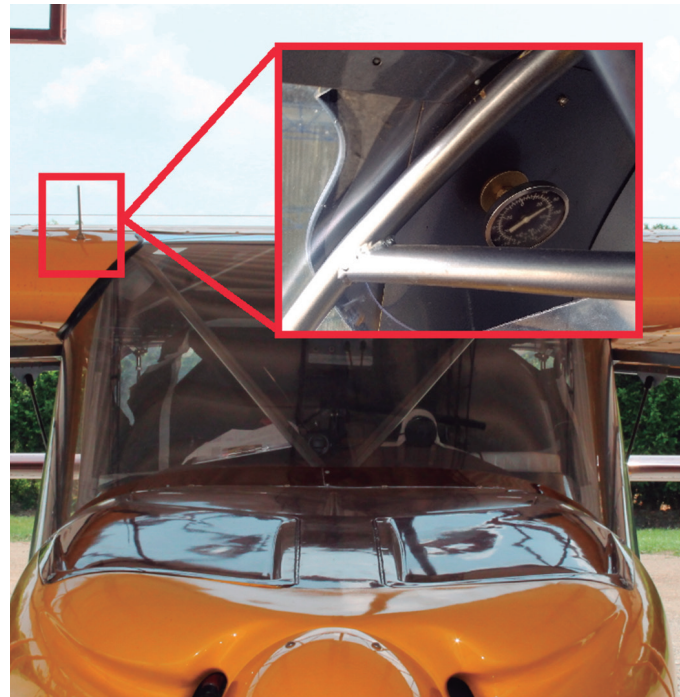


Figura 6. Instalación del medidor de temperatura ambiente (OAT - Outside Air Temperature) Fuente: elaboración propia.

Las características técnicas de los instrumentos específicos empleados para la toma de datos (altímetro, tacómetro, velocímetro y medidor de temperatura ambiente) son presentados:

TABLA 2. Especificaciones del velocímetro

VELOCÍMETRO	
Fabricante	UMA Inc.
Tipo	Análogo
Parte No.	16-310-140
Unidades	mph
Rango de escala	20 - 160 mph
Graduación	Cada 5 mph
Certificación FAA	TSO-C2d

Fuente: Elaboración Propia

TABLA 3.

Especificaciones del Altímetro

ALTÍMETRO	
Fabricante	UNITED INSTRUMENTS, INC.
Tipo	Análogo
Parte No.	5934PD-3
Unidades	ft
Rango de escala	-1000 to 20000 ft
Numero de indicadores	3
Ajuste barométrico	28.1 a 31.0 in Hg / 946 a 1050 mb
Certificado FAA	TSO-C10b

Fuente: elaboración propia

TABLA 4.

Especificaciones del tacómetro

TACÓMETRO	
Fabricante	AVIASPORT S.A
Tipo	Análogo
Parte No.	IM-105
Unidades	rpm
Rango de escala	0 a 7000 rpm
Graduación	Cada 200 rpm
Certificado FAA	TSO'd

Fuente: elaboración propia

TABLA 5.

Especificaciones del Medidor de OAT

MEDIDOR DE TEMPERATURA EXTERIOR (OAT)	
Fabricante	ROCHESTER
Tipo	Análogo
Parte No.	668507-0101
Unidades	°C / °F
Rango de escala	-50°C a 60°C / -60°F a 140°F
Graduación	Cada 2°C / Cada 5°F
Certificado FAA	No Aplica

Fuente: elaboración propia

MOTOR Y HÉLICE

Para efectos de cálculo de peso se tiene en cuenta el consumo de combustible en el tiempo; el cual, de acuerdo al fabricante del motor Rotax (ROTAX, 2016), se asume en un valor medio de 5 Gal/hr.

Respecto a la potencia producida, las curvas de rendimiento del motor empleadas son:

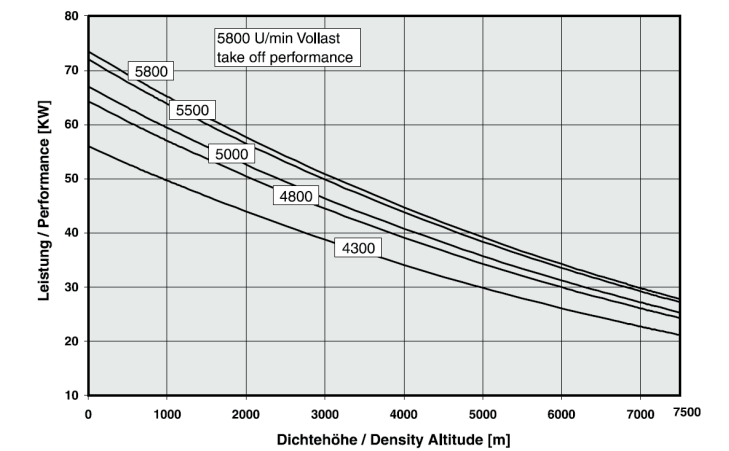


Figura 7. Curvas de potencia del motor Rotax 912 S2. Fuente: (ROTAX, 2016)

En relación a la hélice, al ser de paso fijo, su eficiencia necesariamente varía en función de la velocidad (Ojha, 1995). Ya que el fabricante original no suministra curvas de rendimiento; una aproximación razonable es trabajar con una curva de eficiencia genérica, aplicable para una hélice bi-pala, de diámetro y paso fijo, semejante a la instalada en la aeronave:

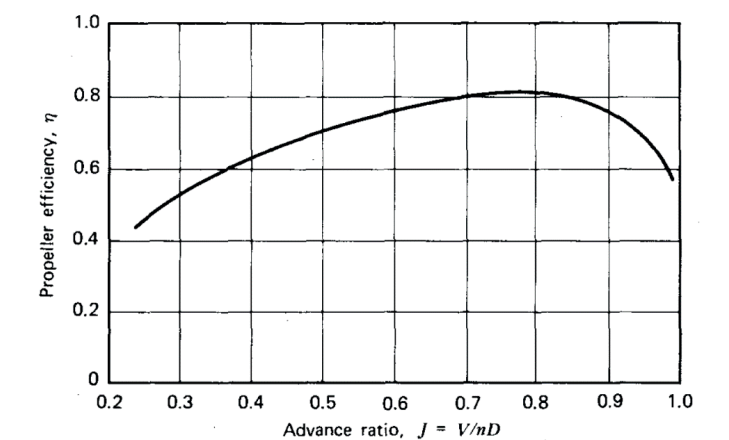


Figura 8. Curva de eficiencia genérica para una hélice bi-pala de paso fijo Fuente: (McCormick, 1979)



Figura 9. Detalle de instalación de las cámaras en cabina de vuelo. **Fuente:** Elaboración propia.

PROCEDIMIENTO Y RESULTADOS

Para la toma de datos son instaladas 2 cámaras de video *Hero 5 GoPro*®, una detrás del piloto para lograr una toma panorámica de la cabina y la otra para registrar imagen del tablero de instrumentos:

Las pruebas de vuelo fueron llevadas a cabo en el Aeródromo del Aeroclub Las Águilas (SQLG - ICAO), localizado en el municipio de Yumbo, Valle del Cauca, Colombia (03 30 48.30 N ; 076 29 35.20 W).

La aeronave despegó con un peso total inicial de 515 kg, correspondiente al peso vacío + peso piloto + peso de 16 galones de combustible.

Las pruebas se llevan a cabo a altitudes de 3500, 4000, 4500, 5000, 5500, 6000, 6500, 7000, 7500, 8000 y 8500 ft.

En cada altitud se estabiliza la aeronave a 55, 60, 65, 70, 75 y 80 mph con configuración de cero flaps. Registrando en cada condición de vuelo la temperatura ambiente, velocidad, altitud y revoluciones por minuto del motor.

La densidad del aire local, requerida en el cómputo de la altitud por densidad para la potencia del motor así

como para la relación de densidades para el cálculo de PIW (Ecuación (12)); se obtiene por medio de las relaciones de atmosfera estándar en función de la altitud y la temperatura.

La curva de potencia generalizada y la polar de arrastre experimental obtenidas son presentadas:

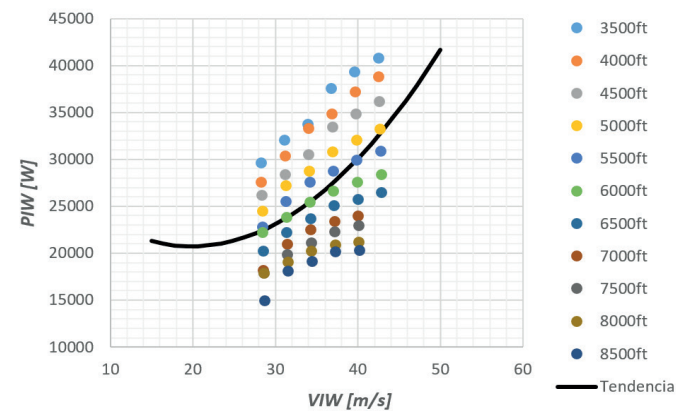


Figura 11. Curva de Potencia Generalizada obtenida para la aeronave WA500-AG. **Fuente:** elaboración propia.

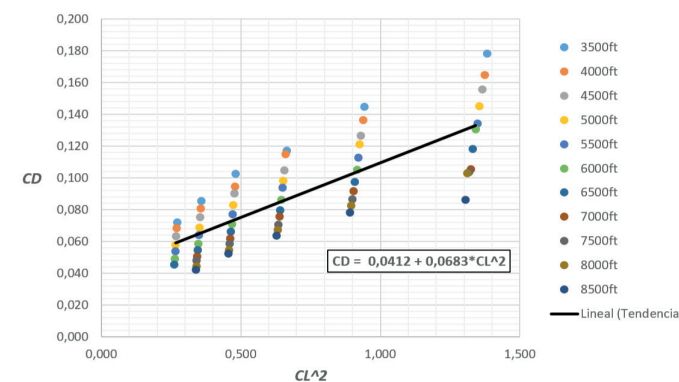


Figura 12. Polar de arrastre experimental de la aeronave WA500-AG. **Fuente:** elaboración propia.

Las características de resistencia aerodinámica de la aeronave son determinadas directamente de la Figura 12.

El coeficiente de arrastre parásito a cero sustentación (C_{D_0}) es simplemente la intercepción de la recta con el eje CD :

$$C_{D_0} = 0.0412$$

Mientras que factor de eficiencia de Oswald, se obtiene con ayuda de la pendiente de la recta y su definición (Roskam & Lan, 1997), como:

$$Pendiente = k = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (19)$$

Despejando de (19) e introduciendo los valores conocidos, se obtiene:

$$e = 0.621$$



Figura 10. Vista en cabina durante la prueba de vuelo. **Fuente:** Elaboración propia.

ANÁLISIS DE RESULTADOS

Tanto la curva de potencia generalizada como la polar de arrastre obtenidas de la tendencia de datos de las Figura 11 y de la Figura 12, tienen el comportamiento y se ajustan de manera razonable a las formas establecidas encontradas en la literatura. La dispersión observada de los datos entre diferentes altitudes puede deberse a gradientes de temperaturas importantes, no detectados por el termómetro análogo instalado en la aeronave. Aunque son condiciones atmosféricas sobre las que no se tiene control, la tendencia general de los datos se considera satisfactoria.

En cuanto a los resultados para C_{D_0} y e , (Sadraey, 2017) brinda una tabla de valores típicos para aeronaves de diseño convencional:

TABLA 6.
Valores Típicos de C_{D_0} y e .

TIPO DE AERONAVE	C_{D_0}	e
Bi-motor a pistón y hélice	0.022 - 0.028	0.75 - 0.8
Turbohélice Grande	0.018 - 0.024	0.8 - 0.85
Aviación General pequeño con tren retráctil	0.02 - 0.03	0.75 - 0.8
Aviación General pequeño con tren fijo	0.025 - 0.04	0.65 - 0.8
Aeronave Agrícola con aguilonos externos	0.07 - 0.08	0.65 - 0.7
Aeronave Agrícola sin aguilonos externos	0.06 - 0.065	0.65 - 0.75
Jet Subsónico	0.014 - 0.02	0.75 - 0.85
Jet Supersónico	0.02 - 0.04	0.6 - 0.8
Planeador	0.012 - 0.015	0.8 - 0.9
Aeromodelo a control remoto	0.025 - 0.045	0.75 - 0.85

Fuente: (Sadraey, 2017)

Comparando directamente con los valores típicos de aeronaves agrícolas, el valor del factor de eficiencia de Oswald está muy cerca del rango esperado; resultado lógico, puesto que se trata de una aeronave de ala trapezoidal convencional cuyo diseño no se aleja de los típicos encontrados en el mercado.

Por otro lado, el que C_{D_0} esté un poco por debajo del rango de valores esperados, puede obedecer al hecho de que la aeronave WA500-AG es considerada categoría liviana (VLA), es decir, de pesos y dimensiones generales menores a las de aeronaves agrícolas convencionales. Una menor área tanto alar como superficial se reflejan en un menor coeficiente de fricción, el cual, tiene relación directa con el coeficiente de arrastre parásito (Roskam & Lan, 1997).

CONCLUSIONES

Las pruebas de vuelo de la aeronave agrícola colombiana WA500-AG fueron llevadas a cabo a diferentes altitudes y fue estabilizada a diferentes velocidades. Para cada condición de vuelo se tomó registro de la temperatura, velocidad, altitud y RPM 's del motor. Estos valores fueron empleados en conjunto con las ecuaciones de vuelo recto y nivelado, para construir la curva de potencia generalizada y la polar de arrastre, de acuerdo al procedimiento conocido como Método $PIW-VIW$.

Los resultados graficados permitieron generar líneas de tendencia que se ajustaban de manera satisfactoria con lo predicho por las ecuaciones. De la ecuación de la línea de tendencia del gráfico C_L^2 vs C_{D_0} , fue posible deducir los valores de coeficiente de arrastre parásito a cero sustentación C_{D_0} y de factor de eficiencia de Oswald e . Los resultados obtenidos han sido comparados con valores típicos reportados en la literatura, encontrándose que estos se muestran muy cerca de los rangos esperados.

Estos resultados demuestran la conveniencia del uso del Método $PIW-VIW$ para estimar de manera experimental parámetros aerodinámicos de aeronaves reales con un mínimo de cálculo y con lecturas de instrumentos básicos encontrados en cualquier aeronave.

Actividades semejantes pueden ser implementadas por las facultades de ingeniería aeronáutica de las universidades colombianas o instituciones académicas militares, como complemento de un curso sobre desempeño de aeronaves.

REFERENCIAS

- Anderson, J. (1999). *Aircraft Performance and Design*. U.S.A: McGraw Hill.
- Anderson, J. (2001). *Fundamentals of Aerodynamics* (3 ed.). New York: McGraw Hill.
- Bertin, J., & Cummings, R. (n.d.). *Aerodynamics for Engineers* (5 ed.). Pearson Prentice Hall.
- Federal Aviation Administration. (2011). *AC No: 23-8C - Flight Test Guide For Certification of Part 23 Airplanes*. U.S.A.
- Federal Aviation Administration. (2016). *FAA-H-8083-25B - Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge*. Oklahoma City: U.S Department of Transportation - Airman Testing Standards Branch.
- Kimberlin, R. (2003). *Flight Testing of Fixed-Wind Aircraft*. Knoxville, Tennessee: AIAA Education Series.
- McCormick, B. W. (1979). *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*. U.S.A: John Wiley & Sons, Inc.
- Ojha, S. K. (1995). *Flight Performance of Aircraft*. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Roskam, J. (1985). *Airplane Design*. Lawrence, Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation.
- Roskam, J., & Lan, C.-T. (1997). *Airplane Aerodynamics and Performance*. Lawrence, Kansas: DARcorporation.
- ROTAX . (2016). *Operators Manual For Rotax Engine Type 912 Series*. Austria: BRP-Rotax GmbH&Co KG .
- Sadraey, M. (2017). *Aircraft Performance An Engineering Approach*. Boca Raton, FL: Taylor & FrancisGroup LLC.
- U.S. Air Force. (1966). *Flight Test Engineering Handbook*. U.S.A.
- WACSA S.A.S. (2019). *Doc.-No. WA500AG-FT - Flight Test Report For WA500-AG Aircraft*. Cali.
- Ward, D., & Strganac, T. (1998). *Introduction to Flight Test Engineering* (2nd Edition ed.). Dubuque, Iowa: Kendall/Hunt Publishing Company.