



Conference Paper

Identificación de parámetros de desempeño de un UAV a través de vuelos de prueba

Oscar Daniel Garibaldi Castillo and Ana Beltrán

Universidad Tecnológica de Panamá, Panamá, Panamá

Abstract

The design and implementation of a autonomous navigation and control system for UAV, mandates simulating the system before in-flight testing. These simulations require a computational model of the aircraft, that can be obtained from the computation of aerodynamic parameters such as the drag polar. In this paper we present the identification of these parameters using two methods: one by flight testing techniques; the other by a combination of semi-empirical methods and computational fluid dynamics, dubbed the hybrid method. The hybrid method, which produces a parabolic polar drag, had the same qualitative trend compared to experiments. However, a detailed analysis of the parameters that shapes the polar drag, had significant differences, particularly in the parasite drag. This is probably due to propeller effects, low Reynolds Number and limitations of the piloting technique.

Keywords: Drag polar, flight testing, parasite drag, UAV, VLM

Resumen

Para el diseño e implementación un sistema de navegación y control automático de vehículos aéreos no tripulados o UAV, es necesario simular el sistema antes de probarlo en vuelo. Dichas simulaciones requieren un modelo computacional de la aeronave, el cual requiere del conocimiento de parámetros aerodinámicos, siendo uno de los más importantes la curva polar de arrastre y sustentación. En este artículo se presenta la caracterización de estos parámetros a través de dos métodos: uno experimental a través de técnicas de vuelos de prueba; otro a través de la combinación de simulación computacional de fluidos y técnicas semiempíricas, denominado método híbrido. El método híbrido, el cual produce resultados de una curva parabólica, tuvo la misma tendencia cualitativa de los resultados experimentales. Sin embargo, un análisis más detallado de los parámetros que controlan la forma de la curva revelaron diferencias significativas, sobre todo en el arrastre parásito, probablemente debido a los efectos de la hélice, el bajo número de Reynolds y limitaciones de la técnica de pilotaje misma.

Corresponding Author:

Oscar Daniel Garibaldi Castillo
oscar.garibaldi@utp.ac.pa

Received: 15 November 2017

Accepted: 5 January 2018

Published: 4 February 2018

Publishing services provided
by Knowledge E

© Oscar Daniel Garibaldi Castillo and Ana Beltrán. This article is distributed under the terms of the [Creative Commons Attribution License](#), which permits unrestricted use and redistribution provided that the original author and source are credited.

Selection and Peer-review under the responsibility of the ESTEC Conference Committee.

OPEN ACCESS

Palabras claves: Arrastre parásito, polar de arrastre y sustentación, UAV, VLM, vuelos de prueba

1. Introducción

Como parte del ciclo de diseño de aeronaves, tripuladas y no tripuladas, la predicción de parámetros aerodinámicos tales como las curvas polares de sustentación y arrastre o “polar drag”, así como el coeficiente de sustentación máximo, eficiencia de Oswald, entre otros, es indispensable. Sobre la base de estas, se pueden hacer estimaciones del desempeño del avión mismo tales como alcance, máxima velocidad, autonomía, desplome, entre otras (Anderson, 2008). En adición, las relaciones de arrastre y sustentación permiten utilizarse como base para simulaciones por computadora para el diseño de sistemas de control automático. La determinación de las polares para un prototipo de escala completa puede llevarse a cabo en túneles de vientos gigantes para este fin, tal como el legendario “National Full Scale Wind Tunnel” de NASA. No obstante, esto implica costos y disponibilidad no aceptables para los fabricantes. Debido a esto, se han desarrollado otras alternativas incluyendo métodos semiempíricos, simulaciones de dinámica computacional de fluidos o CFD (Raymer, 2006; Hoerner, 1958). Independientemente del método empleado para el cálculo preliminar de las variables de desempeño, es mandatorio validar a través de experimentación en vuelo (Kimberly, 2003). Los vuelos de prueba son una alternativa a la utilización de túneles de viento y, a diferencia de éstos, se pueden experimentar y tomar datos dinámicos no posibles de determinar en un túnel de viento.

Para una aeronave subsónica, tales como la vasta mayoría de los aeroplanos no tripulados (ó UAV por sus siglas en inglés) de tamaño pequeño (masa menor que 22 kg), las fuerzas de arrastre se producen principalmente debido a la resistencia parásita y la resistencia inducida por la sustentación. El primero está influenciado principalmente por el rozamiento de superficie, resistencia de interferencia y la resistencia de forma, mientras que el último es proporcional al cuadrado del coeficiente de sustentación. Por simplicidad matemática, el modelo de las curvas polares de sustentación y arrastre utilizado en este proyecto es del tipo parábola simétrica, tal como se describe en la ecuación (1).

$$C_D = C_{D_0} + KC_L^2 \quad (1)$$

De aquí, C_D es el coeficiente de arrastre, descrito como el cociente entre la fuerza de arrastre y el producto de la presión dinámica y el área de referencia, C_{D_0} es la resistencia parásita, C_L es el coeficiente de sustentación (o el cociente entre la fuerza de sustentación y el producto de la presión dinámica y el área de referencia), y K es una constante de proporcionalidad, conocida también como factor de arrastre inducido debido a la sustentación, definida mediante la ecuación (2).

$$K = 1/\pi e AR \quad (2)$$

En la ecuación (2), e es el factor de eficiencia de Oswald, el cual considera los efectos tridimensionales de la distribución de las fuerzas de sustentación a lo largo del ala y el cambio de resistencia parásita debido a los cambios del ángulo de ataque, y AR es la relación de aspecto, generalmente definida como.

$$AR = b^2/S \quad (3)$$

donde b es la envergadura de la aeronave, y S es el área de referencia, típicamente la superficie alar.

2. Materiales Y Métodos

En esta sección se describe la instrumentación utilizada, así como los métodos de predicción de la curva polar de arrastre y sustentación.

2.1. La Aeronave

Se utilizó un UAV diseñado y contruido en la Universidad Tecnológica de Panamá (UTP) bautizada como el APY24 (Figura 1). Esta aeronave es un componente para el desarrollo de un sistema de medición de turbulencia atmosférica. El APY24 mide 2.5 m de largo y tiene una masa total de 1.75 kg. La aeronave se lanza de forma manual y aterriza sobre su panza, por lo que la operación solo requiere de un observador (spotter) y un piloto.

2.2. Instrumentación de Abordo

Para medir la velocidad de descenso, así como la velocidad con respecto al aire y otras variables dinámicas se utilizó un sistema de mediciones inerciales o IMU por sus siglas en inglés. Este sistema puede utilizarse como un piloto automático, característica que

no fue explotada los experimentos descritos en este artículo. Los sensores de abordo incluyen giroscopios, acelerómetros, magnetómetros, barómetro, medidor de velocidad del aire basado en presión diferencial y un receptor de Sistema de Navegación Satelital Global (GNSS).



Figura 1: UAV APY-24. En el morro de la aeronave se encuentra instalado un sistema de tubo de Pitot para mediciones de velocidad del aire.

2.3. Predicción de Parametros de Desempeño

A fin de predecir la curva de arrastre y sustentación se necesitan calcular dos parámetros: el coeficiente de resistencia parásita ó C_{D0} , y el factor de arrastre inducido debido a la sustentación o K . Para el primero se utilizó el método de adición de componentes, mientras que para el segundo se utilizó el método numérico "Vortex Lattice Method" o VLM. Debido a la combinación de estos métodos, semiempírico y numérico, se denomina de ahora en adelante como el "método híbrido".

2.3.1. Método de Adición de Componentes

En este método (Raymer 2006, Hoerner 1958) por cada componente del aeroplano se estima un coeficiente de rozamiento los cuales se añaden de acuerdo con la ecuación (4).

$$C_{D0} = \sum \frac{C_{fi} Q_i F F_i S_{wet-i}}{S_{ref}} + C_{Dmisc} \quad (4)$$

Para las alas, el empenaje y el fuselaje se calcula primero un coeficiente de placa plana equivalente o C_f . Acto seguido, se toman en consideración los efectos de interferencia entre componentes (Factor Q) y el aporte del coeficiente de arrastre debido

a la presión, ocasionado por separación de la capa límite (Factor de forma o FF). El producto de estos tres factores en conjunto al área mojada provee la estimación del área parásita. El cociente entre esta área parásita y el área de referencia del aeroplano provee el coeficiente de arrastre de cada componente. Esto está considerado en el primer término de la ecuación (4). El resto (C_{Dmisc}) tomo en consideración la contribución de otros componentes tales como tren de aterrizaje, hélice y antenas.

2.3.2. Método numérico VLM

Se utiliza XFLR5 (XFLR 5 v6.02 Guidelines 2014) para estimar los parámetros de arrastre inducido, el programa utiliza el método numérico "vortex lattice method" o VLM. Este método contiene un algoritmo el cual es un método numérico ampliamente utilizado para la predicción de sustentación y arrastre inducido (Katz y Plotkin, 2001). VLM modela una distribución de vórtices ó torbellinos en dos direcciones, paralelo a la cuerda y la otra a la dirección de la envergadura, permitiendo determinar la distribución de presiones en la superficie y por lo tanto las fuerzas producidas por la distribución. Este método tiene la ventaja de poder modelar alas con formas más complejas, en comparación con otros métodos como la línea de sustentación de Prandtl ó LLT. En la figura 2 se puede apreciar el resultado del modelo de las superficies generadoras de sustentación (Alas y empenaje). Se excluyó el fuselaje ya que generalmente el modelado del fuselaje en XFLR5 produce resultados cuestionables.

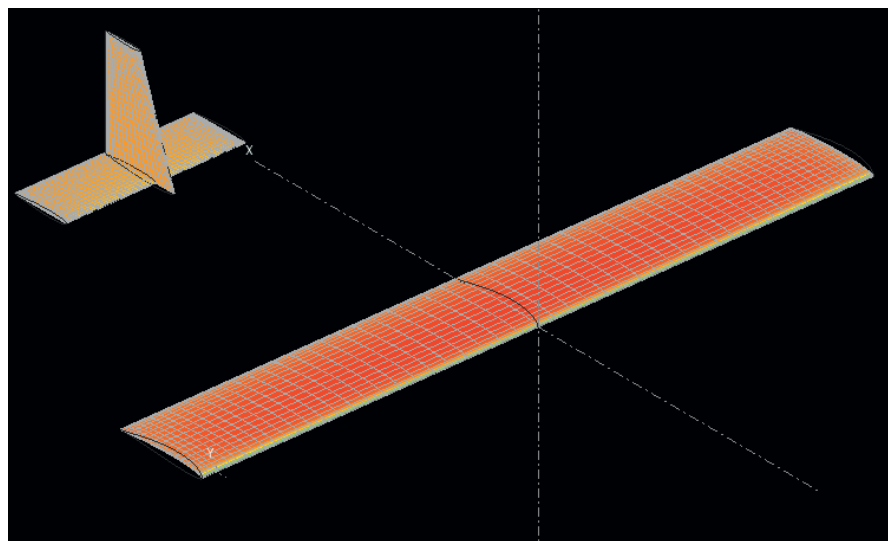


Figura 2: Simulación del UAV APY24 en XFLR5 mediante el método VLM. Los colores cálidos indican zonas de baja presión.

Se simuló el APY24 a ángulos de ataque que variaron desde -15° a 15° , el cual es el rango típico de valores esperados durante las etapas de vuelo. XFLR tiene la capacidad

de predecir el arrastre inducido, así como el coeficiente de sustentación a diferentes ángulos de ataque. También, si se desea, se puede predecir parte del arrastre viscoso o parásito aportado por las alas y el empenaje. Por estas capacidades es posible determinar, mediante regresión numérica de los resultados, el factor de arrastre inducido debido a la sustentación o K .

2.4. Vuelos de prueba: Maniobra diente de sierra

Con el propósito de comparar los resultados de las predicciones hechas por el método híbrido, se realizó una campaña de vuelos de prueba donde se ejecutaron maniobras de de planeo, sin propulsión, para la obtención de datos experimentales. Esta técnica de vuelo se encuentra documentada en la literatura de vuelos de pruebas para aeronaves tripuladas

2.4.1. Maniobra Diente de Sierra

La maniobra diente de sierra es un método de vuelo de prueba diseñado para caracterizar el desempeño de ascenso y planeo de la aeronave (Kimberlin 2003). Esta técnica consiste en una serie alternada de segmentos de ascensos y descensos, cada uno con una velocidad distinta, pero constante para cada segmento. En particular, los segmentos de descensos sirven para estimar el ángulo de descenso y el coeficiente de arrastre parásito. Los segmentos de ascensos son útiles para determinar la mejor velocidad de ascenso, pero esto no fue considerado en este artículo.

Realizando un diagrama de cuerpo libre durante el descenso o planeo (Figura 3), se puede determinar el coeficiente de arrastre C_D y el de sustentación, C_L , a partir de las ecuaciones (5) y (6)

$$C_L = 2W \frac{\cos \gamma}{\rho S V^2} \quad (5)$$

$$C_D = -\frac{2W \operatorname{sen} \gamma}{\rho S V^2} \quad (6)$$

$$\gamma = \operatorname{sen}^{-1} \frac{\Delta H}{V \Delta t} \quad (7)$$

La ecuación (7) sugiere que, para la determinación del ángulo de descenso γ , se requiere medir el intervalo de tiempo de tiempo Δt , la diferencia de altitud ΔH y la velocidad con respecto al aire V . Para obtener estas variables se propusieron dos técnicas, una mediante el uso del altímetro barométrico a bordo del UAV en conjunto



Figura 3: Maniobra diente de sierra a) Diagrama de cuerpo libre en el planeo c) Fase de descenso en ejecución. La imagen fue tomada de la película filmada en tierra,

con el tubo de Pitot, la otra mediante el uso de un receptor de Sistema de Posicionamiento Global o GPS. El primer método se implementó con uso del IMU el cual tiene internamente los sensores de presión que permiten la detección de la presión barométrica (Altimetro) y diferencial (Para el tubo de Pitot). El otro método, el cual se espera que funcione en ambientes con poco viento, utilizando un receptor de Sistema de Posicionamiento Global o GPS. El GPS puede proveer información de la velocidad en tres dimensiones. Cabe señalar que el IMU tiene una memoria no volátil y un reloj de tiempo real. Esto permite registrar cronológicamente tanto los datos del altímetro y del tubo de Pitot como los del GPS.

3. Resultados

Luego de procesar los datos experimentales, éstos se graficaron para compara los métodos de obtención del ángulo de descenso γ a través de dos instrumentos distintos. La figura 4-a representa los resultados experimentales obtenidos mediante los datos del tubo de Pitot y altímetro, mientras que la y 4-b los de GPS. Ambos métodos produjeron coeficientes de arrastres mayores que los predichos por el método híbrido. En general todos los métodos siguen el patrón esperado, a mayor coeficiente de sustentación, mayor arrastre inducido.

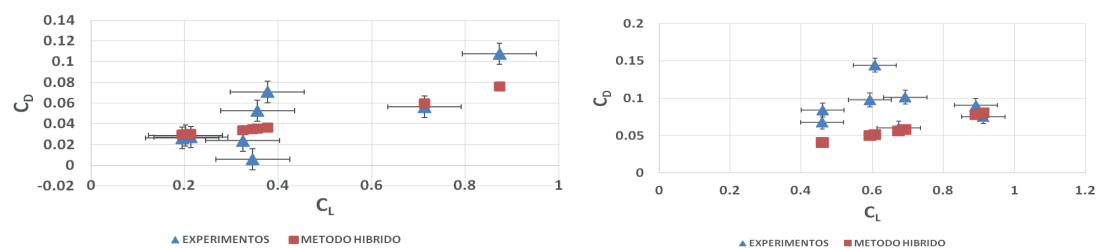


Figura 4: Comparación de polares predichas con el método híbrido y datos experimentales obtenidos a través de: a) Sistema Pitot – estático b) Sistema GPS.

TABLA 1: Parámetros de la curva polar de arrastre y sustentación

PARÁMETRO	MÉTODO HIBRIDO	EXPERIMENTAL (Pitot-Altímetro)	EXPERIMENTAL GPS
K	0.064	0.055	Demasiada dispersión de datos
e	0.71	0.83	
C_{D_0}	0.0273	0.017	

La tabla 1 presenta los resultados de los cálculos de los parámetros de la polar de arrastre y sustentación mediante diferentes técnicas. Cabe señalar que se decidió no intentar regresión alguna de los datos del GPS ya que la dispersión de datos es severa, y los resultados de cualquier extrapolación pudiese ser cuestionable.

La regresión de los datos experimentales por el método Pitot-altímetro produjo resultados similares en cuanto al factor K y la eficiencia de Oswald e, no así en el arrastre parásito.

4. Discusión

Cualitativamente, la forma de las curvas según el método híbrido y regresión de datos experimentales produjeron resultados diferentes. La curva polar obtenida mediante el método híbrido produjo coeficientes de arrastres inferiores las técnicas experimentales. Cuantitativamente la diferencia entre la resistencia parásita fue de 38%, mientras que la diferencia entre los coeficientes de arrastre debido a la sustentación fue entre 14%. Estas diferencias pueden ser atribuidas, en parte, a los efectos de la planta de propulsión. A pesar que el control de motor (Throttle) estaba en su posición mínima, es muy probable que haya estado generando arrastre del tipo molinete, creando así aumento significativo de la resistencia parásita, pese a que este efecto fue tomado en consideración en el método híbrido. Otras fuentes de error fueron productos de errores humanos, del cual pudiese atribuirse las técnicas de pilotaje del aeroplano. A diferencia de un aeroplano de escala completa, en donde se pueden ver las lecturas de velocidad, un UAV se vuela en línea visual y de forma manual, por lo que mantener la misma velocidad de descenso es muy difícil. Por otra parte, el error debido a las limitaciones de la instrumentación, condiciones ambientales con vientos y turbulencia, dificultades para la estimación de la densidad pudieran ser otros factores que afectaron los resultados empíricos. Por su parte, el método híbrido es una aproximación que produce resultados razonables para altos números de Reynolds (mayores que 10^6)

para la cuantificación de la resistencia parásita, un parámetro indudablemente difícil de obtener.

Pese a que se utilizó el GPS como alternativa para la estimación de los parámetros de descenso, los resultados produjeron mayor variabilidad, probablemente debido a que este mide la velocidad con respecto a tierra y no con respecto al aire.

5. Conclusions

La estimación de las curvas polares de arrastre y sustentación, descrita en este artículo, fue basada en métodos empíricos e híbridos. Los resultados fueron similares en la tendencia, mas no así en los valores numéricos, en especial, el arrastre parásito. El método híbrido, el cual utiliza VLM y el método de adición de componentes, resultaron en la típica tendencia casi parabólica de las curvas polares de sustentación y arrastre. Las discrepancias entre uno y otro método probablemente atribuidas a efectos de la hélice, vientos, errores de la densidad, número de Reynolds y otros.

6. Trabajos Futuros

Como ampliación en esta técnica, se propone la puesta en marcha de un sistema de mantenimiento automática de la velocidad utilizando las capacidades del piloto automático. De esta forma se espera minimizar los errores de las técnicas de pilotaje. Mayores datos, sobre todo a altas velocidades de descenso, donde se espera que el coeficiente de sustentación sea menor, pudieran producir mayores datos en las regiones cercanas al valor de resistencia parásita solo (es decir más cercano al origen de la curva polar)

7. Agradecimientos

En primera instancia, el primer Autor quiere agradecer los estudiantes de Ingeniería Aeronáutica de la UTP, quienes generosamente donaron su tiempo y dedicación: Daniel Delgado, Carlos Fontal, Andrés Manzano, Carlos Reyes, Roberto Qiu, Gabriel Grimaldo, Ashleen Rivera, Jean Paul Bertholin, Adrián Batista, Iain Clarke, Aaron Aneudes, Joel Vaz, Fernando Sánchez y Henrique Sánchez. La segunda Autora quiere agradecer a Dios por la sabiduría y fortaleza durante la investigación, al profesor por la oportunidad de participar en el proyecto del APY24 y su instrucción, a los compañeros que hicieron posible la construcción. De igual manera agradece a la Facultad de Ingeniería Mecánica,

en especial, al director del Laboratorio Especializado en Análisis, Diseño y Simulación LEADS, el Doctor Humberto Rodríguez, por brindar el espacio para la manufactura y equipos para la construcción y mantenimiento del APY-24. Finalmente, se extienden los más sinceros agradecimientos a la Secretaría Nacional de Ciencias, Tecnología e Innovación de Panamá (SENACYT) por proveer los fondos para el proyecto APY-NI-2014-024.

Referencias

- [1] Anderson J. D. (2008), *Introduction to Flight*, 6th edition, McGraw-Hill International, Singapore
- [2] Raymer, D. P. (2006). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, 4th edition, AIAA Educational Series
- [3] Hoerner S. F. (1958), *Fluid Dynamic Drag*, publicado por el Autor, 1958
- [4] Kimberly, R. D (2003). *Flight Testing of Fixed-Wing Aircraft*, AIAA Educational Series
- [5] XFLR 5 v6.02 Guidelines (2014) <https://sourceforge.net/projects/xflr5/files/Guidelines.pdf/download01/01/2016>
- [6] Katz & Plotkin (2001), *Low Speed Aerodynamics, From wing theory to panel methods*. 2nd edition, Cambridge University Press.

Authorization and Disclaimer

Authors authorize ESTEC to publish the paper in the conference proceedings. Neither ESTEC nor the editors are responsible either for the content or for the implications of what is expressed in the paper.