

# Obtención de modelo matemático para el desarrollo del perfil del ala de una aeronave.

**R. Cabrera Pedroso\*, L. Pestana Álvarez\*, J. Wellesley-Bourke Funcasta\*\***

\*CID MECATRONICS, Centro de Investigación y Desarrollo No.3 U.I.M. MINFAR.

Calle 15 y 86 Playa. Ciudad Habana. Cuba.

Teléfono: 2051238-39

E-mail: cid3@reduim.cu

\*\*Instituto Superior Politécnico José Antonio Echeverría (ISPJAE)

Departamento de Mecánica Aplicada

Calle 116 s/n, CUJAE. Marianao 15, Ciudad Habana, Cuba.

Teléfono: 2663607, E-mail: J.Wellesley@mecanica.cujae.edu.cu

(Recibido el 14 de junio de 2007; aceptado el 22 de septiembre de 2007)

## Resumen

El presente trabajo está dirigido a brindar un modelo matemático que permita el cálculo y determinación de una función analítica para la obtención del perfil de un ala de geometría simétrica y variable de una aeronave con el empleo de métodos computacionales. En el artículo se analiza los métodos para la elaboración de sistemas de cálculo basados en modelos matemáticos obtenidos en MATLAB 7.0 e implementados con el software LabVIEW 6.0 a través de programas de diseños asistidos por computadoras en AUTOCAD (AUTOLISP). Los diferentes tópicos abordados dan a los interesados una idea global del desarrollo de esta tecnología computacional y su aplicación a ramas de la mecánica, así como la metodología seguida para obtener el perfil aerodinámico de un ala. También se exponen aspectos generales del empleo de la función AUTOLISP y el código fuente del programa diseñado.

**Palabras claves:** perfil de alas, modelos matemáticos, AutoCAD, AutoLISP, medición experimental.

## 1. Introducción.

Dentro de los artefactos construidos por el hombre para que vuelen en la atmósfera, unos de los elementos más importantes es el ala, que es el componente fundamental para mantener la sustentación en el aire de los aviones, cohetes u otros artículos volantes. Las alas de estos aparatos deben contar con una geometría que cumplan los requerimientos necesarios para que el artículo se eleve y se mantenga en el aire de forma estable y al mismo tiempo su resistencia sea la menor posible; de aquí la importancia del estudio del perfil del ala de una aeronave.

Esto ha sido tema de investigación de físicos-matemáticos desde finales del siglo XIX y principios del XX en los principales países de Europa y EE.UU. entre los que se pueden señalar a Karman, Trefftz, Mises, Girault, Tussaint, Carafoli, Clark-Y y Zhukovsky [1].

Al construir un modelo matemático de una aeronave surgen problemas relacionados con la determinación de la interacción mecánica entre el medio, la aeronave y sus elementos. Para valorar la resistencia del mismo

durante el vuelo es necesario conocer la distribución de las fuerzas aerodinámicas sobre las superficies del planeador, incluyendo las alas. Es menester, en este caso, establecer determinadas características de la superficie del ala para valorar la variación de las propiedades mecánicas y aerodinámicas. Teniendo en cuenta estas consideraciones y previendo que unas de las tareas fundamentales en la construcción de los artículos volantes son las propiedades aerodinámicas [2], es necesario realizar un estudio detallado de los métodos de cálculos aerodinámicos, en cuyo análisis tienen un papel fundamental los coeficientes aerodinámicos, los cuales dependen de las proyecciones de las fuerzas aerodinámicas.

No es objetivo en el presente trabajo, el análisis de las fuerzas aerodinámicas sobre la superficie del ala, pero es imprescindible destinar un epígrafe al conocimiento general de la influencia del flujo de aire por la superficie del perfil y la dependencia de las principales características de cualidades aerodinámicas del perfil de un ala.

Desde los inicios del estudio de los perfiles en la época del empirismo total por los investigadores mencionados, se propusieron diversos métodos para el trazado de perfiles por medios analíticos en los que se usaban diferentes diseños de compases [4], tales como el de L'Eglise que permitió el trazado de los perfiles tipo Zhukovski. Posteriormente con los estudios teóricos de los perfiles, se realizaron ensayos que permitieron identificar las cualidades aerodinámicas de disímiles perfiles que fueron publicados periódicamente en laboratorios aerodinámicos de los grandes constructores de aeronaves. Con el empleo de los ordenadores, se propició el desarrollo de software basados en normas y procedimientos, que sustituyeran las tablas y reglas de cálculos de los perfiles publicados por dichos laboratorios con el objetivo de garantizar el diseño de perfiles, utilizando funciones analíticas que permitan el trazado de forma eficiente y segura.

En este sentido, el presente trabajo, dirigido a brindar un modelo matemático que permita el cálculo y determinación de una función analítica para la obtención del perfil de un ala de geometría simétrica y variable de una aeronave, presenta un particular interés y actualidad en las investigaciones asociadas al diseño de perfiles y trazado asistido por computadoras que pueden ser empleadas en máquinas de control numérico para su fabricación.

## 2. Distribución de presiones sobre la superficie de un ala.

Unas de las tareas prácticas fundamentales de la aerodinámica es la determinación del reparto de presiones que actúan sobre la superficie del ala de una aeronave. Para esto, en la aerodinámica, se utiliza el método de la inversión del movimiento, según este método, el cuerpo sólido se considera inmóvil y el flujo de aire o líquido se mueve hacia el encuentro de este cuerpo con la velocidad del propio cuerpo si estuviera en movimiento.

Las fuerzas actuantes sobre el cuerpo en el flujo del líquido o aire dependen de varios factores, formas, dimensiones, densidad, viscosidad del medio, velocidad de dirección, grado de turbulencia del flujo e irregularidad de la superficie del cuerpo. La interacción de fuerzas del líquido o aire con el cuerpo se minimiza a un sistema de fuerzas normales y tangenciales, distribuidas sobre la superficie del cuerpo. El vector de ecuaciones de cada punto del cuerpo se determina por la ecuación:

$$\vec{\sigma} = -P \cdot \vec{n} + \sigma \cdot \vec{l} \tag{1}$$

Donde:

$P$  y  $\sigma \rightarrow$  presión y tensión tangencial

$\vec{n}$  y  $\vec{l} \rightarrow$  normal y tangencial del cuerpo

La distribución de la presión sobre la superficie del cuerpo (perfil) puede representarse con ayuda de diagramas vectoriales y coordenadas (ver Figura 1). En un diagrama vectorial la presión excedente se representa en forma de vectores normales a la superficie del cuerpo en dependencia del sentido de dicha presión y depende del ángulo de ataque del cuerpo con relación al flujo. Para pequeños ángulos de ataque el coeficiente de presión es menor que para ángulos de ataque superiores. Al fluir el aire o líquido por el cuerpo bajo un ángulo de ataque, la distribución de presión sobre la superficie superior e inferior del cuerpo es diferente.

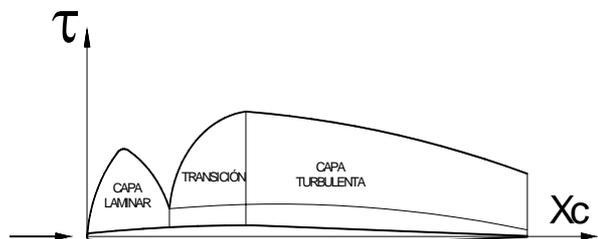


Figura 1. Diagrama vectorial y coordenadas de distribución de presiones.

El reparto de presiones sobre la superficie de un ala suele determinarse experimentalmente, midiendo las presiones por medio de una serie de orificios, conectados a manómetros, repartidos a lo largo del *extradós* e *intradós* del perfil. En los ensayos suele tomarse el plano de simetría del ala. Como los radios de curvatura de los perfiles son grandes en comparación con el espesor de la capa superficial, ésta tiene en un ala prácticamente las mismas propiedades que en un ala plana. Para un perfil dado, el reparto de presiones locales varía con la incidencia. Para perfiles diferentes, a igualdad de sustentación, depende de la forma del perfil.

La distribución de las tensiones tangenciales [3] por la superficie del cuerpo y su longitud se muestran en la Figura 2. Analizando dicha figura, se observa que en el fragmento laminar de la capa límite, las tensiones tangenciales decrecen con el incremento de su grosor y la disminución del gradiente de velocidad del medio en dirección de la normal a la superficie.

En la sección turbulenta de la capa límite la distribución de velocidad es más equilibrada (uniforme), en comparación con la sección laminar, debido a la transferencias de partículas del medio que conlleva al incremento del gradiente de velocidad sobre la superficie del cuerpo en relación con la sección laminar.

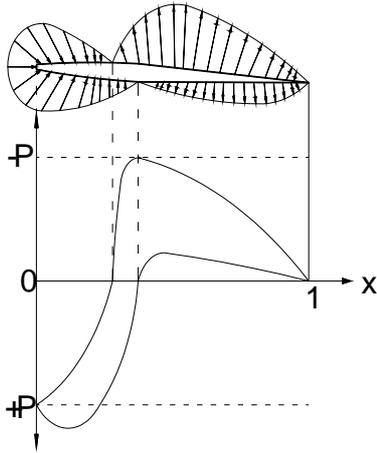


Figura 2. Diagrama de distribución de tensiones tangenciales.

Esto explica el aumento de las tensiones tangenciales en la sección de transición de la capa límite, por lo que en la sección turbulenta nuevamente disminuye a medida que se incrementa el grosor de la capa límite. Si se selecciona cualquier punto del cuerpo como centro, entonces la acción - efecto del medio sobre el cuerpo puede caracterizarse como el vector de la fuerza aerodinámica  $\bar{R}$  aplicado en este punto.

Si se integra la expresión (1) por toda la superficie del cuerpo se obtiene:

$$\bar{R} = -\int_s (P - P_\infty) \cdot \bar{n} \cdot ds + \int_s \sigma \cdot \bar{l} \cdot ds \quad (2)$$

En esta expresión se introduce el término  $\int_s P_\infty \cdot \bar{n} \cdot ds$  igual a cero, introduciendo el concepto de

*Coefficiente de Presión* [2, 6] que es igual a la relación de diferencia de presiones entre un flujo perturbado y no perturbado y la velocidad de sustentación de un flujo no perturbado (Ver expresión 3)

$$\bar{P} = \frac{2 \cdot (P - P_\infty)}{\rho V^2} \quad (3)$$

La tensión tangencial se representa en forma de:

$$\bar{\sigma} = \frac{C_f (\rho_\infty V^2)}{2} \quad (4)$$

Donde:

$C_f \rightarrow$  Coeficiente de tensión tangencial

$\frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} \rightarrow$  Presión dinámica

Multiplicando y dividiendo la expresión (2) por el área característica del cuerpo y utilizando las expresiones (3) y (4) se obtiene:

$$\bar{R} = \left[ -\frac{\int_s \bar{P} \cdot \bar{n} \cdot ds}{s} + \frac{\int_s C_f \cdot \bar{l} \cdot ds}{s} \right] \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S \quad (5)$$

El término  $\frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2}$  posee dimensiones de fuerza (presión dinámica) y la expresión entre corchetes de la ecuación (5) se denomina *Coefficiente de Fuerza Aerodinámica* [2, 6].

Entonces:

$$\bar{R} = \frac{\bar{C}_R \cdot \rho_\infty V^2 \cdot S}{2} \quad (6)$$

Donde:

$\bar{R} \rightarrow$  Fuerza aerodinámica

$\bar{C}_R \rightarrow$  Coeficiente de fuerza aerodinámica

$V_\infty \rightarrow$  Velocidad de flujo no perturbado

$\rho_\infty \rightarrow$  Densidad de flujo no perturbado

$S \rightarrow$  Área característica del cuerpo

### 3. Métodos empleados para el trazado de perfiles.

Las cualidades aerodinámicas de un perfil dependen de:

- La forma de su línea de curvatura media.
- La curvatura relativa  $\left(\frac{f}{c}\right)$
- El espesor relativo  $\left(\frac{e_{MAX}}{c}\right)$
- La posición del espesor máximo con relación a la cuerda  $X_c$ .
- La curvatura del extradós y el intradós.
- La forma y radio del borde de ataque.
- La forma y radio del borde de salida.

El perfil del ala de una aeronave tiene dentro del conjunto de espesores a través de su cuerda algunos datos que son importantes a la hora de diseñar el perfil. Existen fundamentalmente dos tipos de perfiles: los teóricos y los experimentales o empíricos.

#### 3.1.- Perfiles teóricos.

Los perfiles teóricos se han obtenido por los grandes conocedores de la aerodinámica utilizando procedimientos de representación conforme, la cual

permite transformar una circunferencia en un perfil de forma teóricamente apropiada. Conociendo las características del flujo alrededor de una circunferencia (o bien de un cilindro) de radio determinado, se pueden conocer las que tendrá alrededor del perfil obtenido por transformación. Entre esas características figuran el reparto de presiones y el de las velocidades.

Los diferentes perfiles teóricos dependerán de la función de transformación que se elija [3]. Por ejemplo en los perfiles tipo Zhukovski, se emplea la función de transformación:

$$\Phi(z) = z' = z + \frac{r_0^2}{z} \tag{7}$$

Siendo  $r_0$  el radio del obstáculo circular.

En estos perfiles la línea de curvatura media es una recta o un arco de círculo. La curvatura y el espesor varían con la posición del centro de la circunferencia. El espesor máximo se sitúa al 25% de la cuerda. Todos estos perfiles teóricos obtenidos por procedimientos conformados, una vez trazados y construidos sus modelos son ensayados en túneles aerodinámicos, para el análisis de sus características aerodinámicas.

**3.2.- Perfiles experimentales.**

A partir del siglo XX, se emprendió una investigación sistemática por los grandes constructores de aeronaves, especialmente los laboratorios de la NASA y otros europeos. Fruto de sus experimentos, se obtienen los perfiles N.A.C.A. de cuatro y cinco cifras en los que la numeración es exclusivamente geométrica.

Tomando la cuerda del ala como el eje de simetría de las abscisas de un sistema de ejes coordenados, con el origen en el borde de ataque, cada punto de la línea de curvatura media tendrá una abscisa  $x$  (medida sobre la cuerda) y una ordenada  $Y_c$ , siendo la pendiente en cada punto de dicha línea, determinada por la  $\theta$ , donde:

$$\theta = \arctg\left(\frac{dY_c}{dx}\right) \tag{8}$$

Cuando el perfil es simétrico, los espesores sucesivos se definen por una ordenada llamada  $Y_e$  que toma cada valor de  $x$  por encima y por debajo de la línea de curvatura media (Ver Figura 3):

$$Y_e = \pm 5 \frac{e_{MAX}}{c} \left( 0.2969x^{1/2} - 0.126x - 0.3516x^2 + 0.28430x^4 - 0.1015x^5 \right) \tag{9}$$

Donde:

- $e_{MAX}$  Espesor máximo del perfil
- $c$  Cuerda del perfil.

Cuando la línea de curvatura media es curva, se sigue el mismo procedimiento pero tomando los valores sucesivos de  $Y_e$  sobre la perpendicular de la línea de curvatura media correspondiente a cada punto de dicha curva, determinado por las expresiones (Ver Figura 4):

$$\begin{aligned} x_i &= x - Y_e \cdot \text{sen} \theta & x_i &= x + Y_e \cdot \text{sen} \theta \\ x_i &= x + Y_e \cdot \text{cos} \theta & x_i &= x - Y_e \cdot \text{cos} \theta \end{aligned} \tag{10}$$

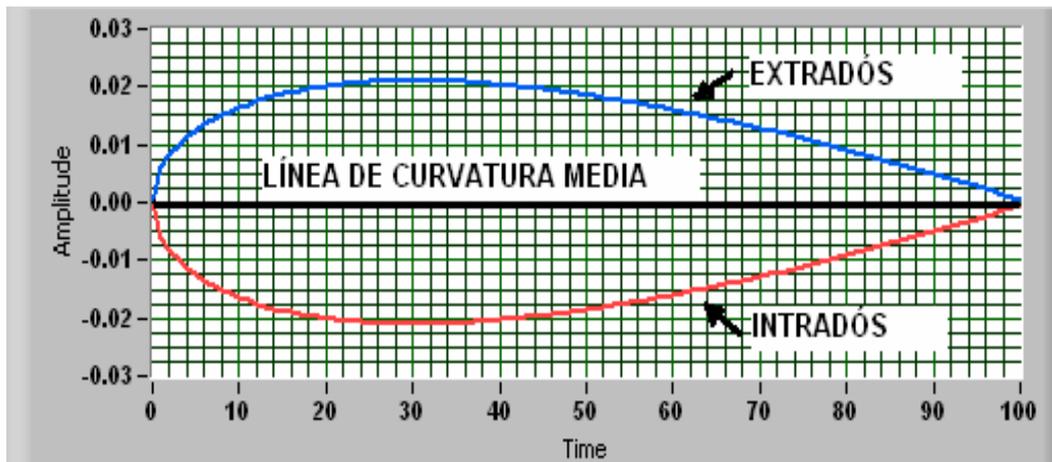


Figura 3. Perfil simétrico.

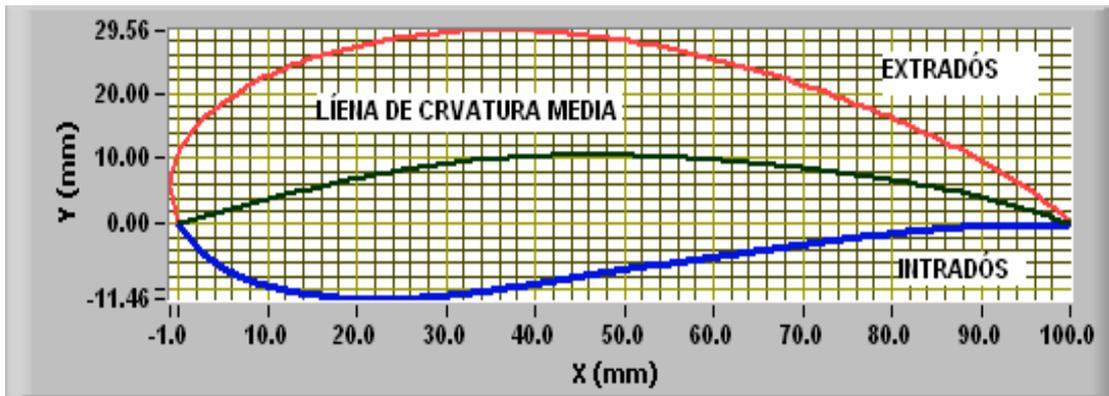


Figura 4. Perfil curvo.

A lo largo de los años estos laboratorios, trabajaron por obtener perfiles a partir de funciones analíticas que fueron ensayados y estudiados los comportamientos de sus características aerodinámicas, muchos de los cuales son utilizados en la actualidad por la aviación civil y militar.

#### 4. Desarrollo experimental de un perfil basado en modelos matemáticos.

Los especialistas del presente trabajo en sus investigaciones relacionadas con la temática, han obtenido funciones analíticas a partir del estudio y la medición empírica de perfiles reales de medios aéreos (Ver Figura 5) adaptados a modelos icónicos, utilizando el método de semejanza geométrica y métodos de variables complejas [5].

$$f(x) = \frac{1}{2} \left( k_1 \cdot x^{k_2} + \frac{k_3 \cdot x + k_4}{k_5 \cdot x + k_6} + k_7 \cdot x + k_8 \right) \quad (11)$$

Siendo  $k_1, k_2, k_3, k_4, k_5, k_6, k_7$  y  $k_8$  los coeficientes de ajuste de la función.

Esta función fue obtenida después de ser medido el perfil del ala de una aeronave, cuyo perfil no es conocido, y hacerse un ajuste de curva mediante un método analítico de suma de tres funciones (exponencial, fracción racional y lineal) con la utilización del programa MATLAB 7.0. Por otra parte, después de hacer varias comparaciones con los perfiles publicados internacionalmente, así como realizar algunas modificaciones y simplificaciones, con el objetivo de que la función se acercara en lo posible como sustituta de una función de interpolación y que dependiera de las características principales del perfil de un ala, se obtuvo la siguiente función:

$$f(x) = \pm \bar{e} \cdot \left( 1 - \left( \frac{\bar{x}}{100} \right) \right)^P \cdot \sqrt{2 \left( \frac{\bar{x}}{100} \right)^P - \left( \frac{\bar{x}}{100} \right)^{2P}} \quad (12)$$

$$P = \frac{\ln \left( 1 - \frac{\sqrt{2}}{2} \right)}{\ln(\bar{x})} \quad (13)$$

Donde:

$\bar{x} = \frac{Xc}{c}$  Distancia relativa de la posición del espesor máximo.

$\bar{e} = \frac{e_{MAX}}{c}$  Espesor relativo.

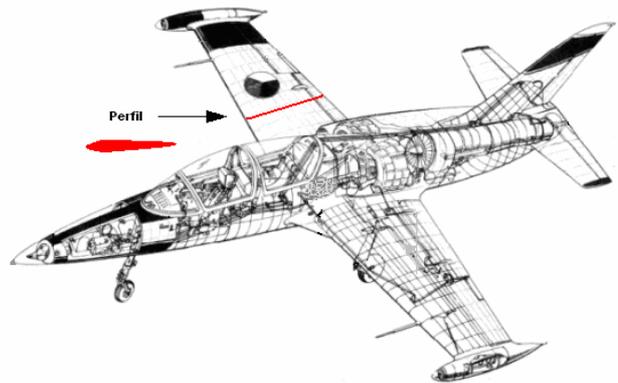


Figura 5. Representación del perfil de una aeronave.

Como se puede apreciar, existen diversas formas y métodos para la obtención de funciones analíticas que permiten el trazado de perfiles a partir de mediciones experimentales. Es imprescindible, una vez logrado, analizar las influencias del perfil obtenido a las características aerodinámicas óptimas que garantizan la estabilidad y dirigibilidad de la aeronave.

### 5. Generación del modelo geométrico asistido por computadoras.

Una vez conocido el modelo matemático, se puede diseñar un software que permita la representación y el trazado de los perfiles obtenidos por la función analítica, el mismo debe garantizar la conformación del perfil del ala en toda su magnitud.

En el trabajo se presenta un software realizado en lenguaje de programación gráfica LABVIEW 6.0 que permite la representación y determinación tabular de las coordenadas del *extradós* e *intradós* del perfil de un ala tipo Clark-Y y Göttingen-398 [1]. Adicionalmente, se presenta el código fuente de un programa diseñado por la función AUTOLISP de AUTOCAD [9] que permite plotear el perfil de un ala tipo N.A.C.A. utilizando una función analítica obtenida por experimentación, que permite a través de un ploter obtener moldes conformados para la construcción del modelo a escala icónica o real del ala de una aeronave.

#### 5.1.- Diseño del Software para la representación de perfiles Clark-Y.

Se diseñó sobre la base de macros abiertos para la implementación de las funciones analíticas ya obtenidas, que a través de lazo cerrado, permiten el cálculo por punto de cada valor de las abscisas x medida sobre la cuerda a partir del borde de ataque de los sucesivos puntos de la línea de curvatura media. Para ello, se utilizó el lenguaje de programación G en el soporte LABVIEW 6.0 [7 y 8].

Para cada punto de la línea de curvatura media, corresponderán dos puntos, uno sobre el *extradós* y otro

sobre el *intradós*, cuyas coordenadas respectivas, con respecto al sistema de ejes coordenados, se designaron por  $[X_e, Y_e]$  (para el *extradós*) y  $[X_i, Y_i]$  (para el *intradós*).

Para esto, se conformó un lazo “for” (Ver Figura 6) que permite el cálculo puntual al utilizar los modelos matemáticos.

La interfase de usuario implementada por el panel frontal del programa (Ver Figura 7), incluye indicadores para el cálculo en % de la cuerda y en mm, así como un indicador para exportar de manera tabular a EXCEL los valores calculados, según el incremento establecido para 100 puntos.

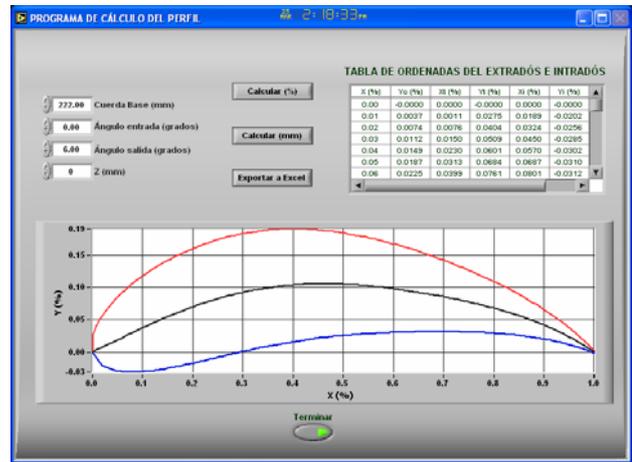


Figura 7. Interfase de usuario

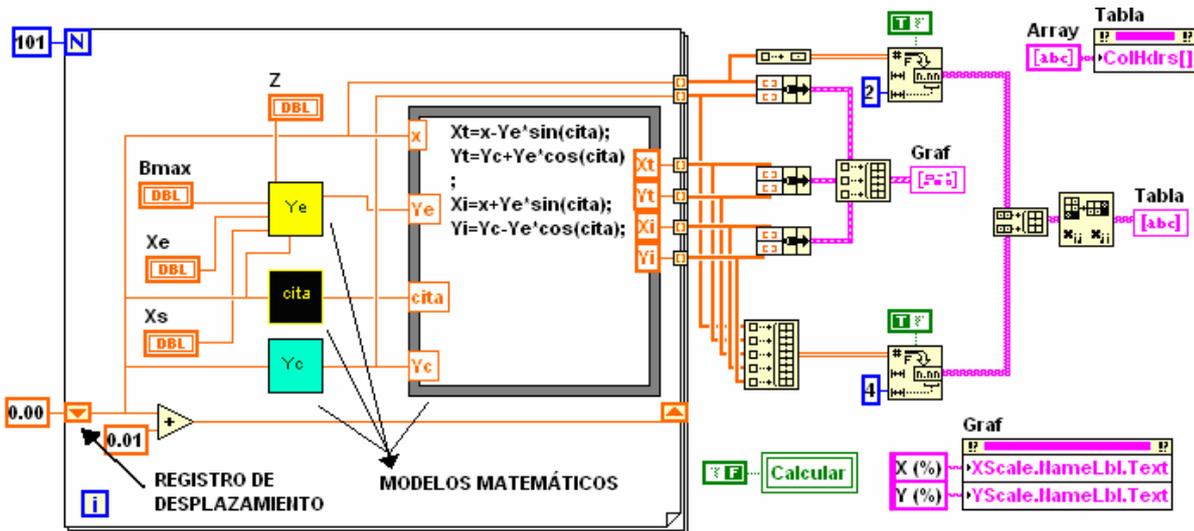


Figura 6. Diagrama de contexto (Lazo “for”).

## 6. Código fuente del programa diseñado en AUTOLISP.

A continuación se muestra el código fuente del programa diseñado en AUTOLISP

```

Programa del fichero PERFIL.lsp
;funcionperfil Permite entrar la ecuación del perfil.
(defun funcionperfil (b)
  (*4.468615365* (1-expt (/b 100.0))(sqrt (- (*2.0 (expt
(/b 100.0) p)) (/b 100.0) (*2.0 p))))
)
; tan es la función que calcula la tangente de un
ángulo en radianes.
(defun tan (angulo)
  (/ (sin angulo) (cos angulo))
)
; gar es la función que convierte en radianes un ángulo
que está en grados.
(defun gar (c)
  (*pi (/ c 180.0))
)
; entradatos es la función que pregunta y toma los
datos generales que el usuario desea, con ellos calcula la
cuerda máxima y la cuerda correspondiente a la Z
tecleada por el usuario.
(defun entradatos ()
  (setq z (getreal "\nZ: "))
  (setq cuerdamin (getreal "\nCuerda Mínima: "))
  (setq env (getreal "\nEnvergadura: "))
  (setq angent (getreal "\nÁngulo de Entrada: "))
  (setq angsal (getreal "\nÁngulo de Salida: "))
  (setq angent (getreal angent))
  (setq angsal (getreal angsal))
  (setq cuerdamax (+cuerdamin (* (/ env 2) (+ (tan
angent) (tan angsal))))
  (setq cuerda (/ (-cuerdamax (*z (+ (tan angent) (tan
angsal)))) 100))
)
; unir utiliza un valor inicial de abscisa y una distancia
de manera que sumado de otra abscisa, halla sus
imágenes y forma dos puntos que une mediante una
línea, lo mismo hace con otros dos puntos simétricos
llevando a escala real estos cuatro puntos según la
cuerda obtenida.
(defun unir (I D)
  (setq punto1 (list (* cuerda I) (* cuerda
(funcionperfil I))))
  (setq punto2 (list (* cuerda (+ I D) (* cuerda
(funcionperfil (+ I D)))))
  (command "LINE" punto1 punto2 ""))
)
  (setq punto1s (list (* cuerda I) (* cuerda (* -1
(funcionperfil I)))))
  (setq punto2s (list (* cuerda (+ I D))(* cuerda (* -1
(funcionperfil (+ I D)))))

```

```

(command "LINE" punto1s punto2s ""))
; PERFIL utiliza la función entradatos, luego pregunta
la cantidad de puntos del perfil que el usuario desea
plotear y crea un valor distancia según la cantidad de
puntos de partida hasta llegar a 100.
(defun perfil ()
  (entradatos)
  (setq np (getreal "\nNúmero de puntos del ploteo: "))
  (setq dist (/ 100 np))
  (setq I 0)
  (setq F 100)
  (while (< I F)
    (unir I dist)
    (setq I (+ I dist))
  )
)
; DibujarPerfil crea un camino que al cargarse el
programa basta llamarla a ella como un comando de
AUTOCAD para que se realice todo automáticamente.
(defun C:DibujarPerfil ()
  (perfil)
)

```

### Programa del fichero ACAD.lsp

; Este fichero es revisado por AUTOCAD al iniciarse y carga automáticamente el programa que se indique.  
Load "perfil"

## 7. Conclusiones.

El estudio experimental de los perfiles aerodinámicos del ala de una aeronave, permitió obtener un modelo matemático que garantiza el trazado del perfil por métodos analíticos y computacionales, utilizando algoritmos de cálculos convencionales que fueron implementados con el lenguaje de programación gráfica de propósito general LABVIEW 6.0. Paralelo a ello, se obtuvo un programa simple basado en macro abierto que permite implementarse en las funciones de AUTOLISP del programa de diseño mecánico AUTOCAD, lo que garantiza el ploteo del perfil de un ala con el solo conocimiento de la función analítica.

Si se toma en consideración que existen en la actualidad máquinas de fresado de control numérico, que reciben datos directamente del diseño asistido por computadoras de las familias CAD, se puede entonces acoplar un sistema que a partir de la exportación de las funciones analíticas obtenidas, se pueda fresar estructuras de perfiles a todo lo largo del ala de la aeronave, con la precisión establecida.

## 8. Referencias Bibliográficas.

- [1] Ordoñez R. C., Aerodinámica teórica y experimental. Tomo III. Editorial Fournier. México 1962.
- [2] Cowley, W.L., Levy, H., Aeronautics in Theory and Experiment. London 1918.
- [3] Morgan, H. L., A Computer Program for the Analysis of Multielement Aerodynamics in Two-dimensional subsonics. Part II, SP-347, NASA 1975.
- [4] Dinámica de vuelo de los cohetes, B. P. Michina, Moscú "Construcción de Maquinaria" 1990.
- [5] M.A. Lavréntiev, B. V. Shabat, Método de la teoría de funciones de una variable compleja. 1982.
- [6] Bertin. John J. Aerodynamics for engineers, Second Edition USA. 1985.
- [7] Gary Johson "LabVIEW Graphical Programming" 2000.
- [8] Documentación del LabVIEW 6.0 (Ficheros PDF) Getting Started with LABVIEW  
LabVIEW User Manual  
Using External Code in LabVIEW  
Application Notes
- [9] George Omura, "La Biblia de AUTOCAD 2000". Ediciones ANAYA MULTIMEDIA, S.A. 1999.

---

## Obtaining a mathematical model for the development of the profile of the airship wing.

### Abstract.

This article was carried out to obtain a mathematical model that allows the calculation and determination of an analytic function of symmetrical geometry profile and variable. In the article it is analyzed the methods for the elaboration of system of calculations based on mathematical models obtained with the software language LabVIEW 6.0 and it is used to developing the program attended by the computers AUTOCAD (AUTOLISP). The approached topics give to the interested parties a global idea of the development it gives this technology and their application to branches of the mechanical specialties, as well as the followed methodology to obtain the aerofoil profile of a wing. General aspects are also exposed of the employment of the function AUTOLISP and the source code on the sketch program.

**Key words:** Wing profiles, mathematical models, AutoCAD, AutoLISP, experimental measurement.