

## MECOM 94

### Cómputo del Flujo Subsónico en Cuerpos en Presencia de Superficies Alares.

Ing. Juan E. PARDI  
Grupo Mecánica Computacional  
Departamento de Sistema de Armas a Reacción  
C.I.T.E.F.A - Buenos Aires - Argentina

#### RESUMEN

En esta Comunicación Científica deseo mencionar los desarrollos efectuados en el área de la Mecánica Computacional para el cálculo de la distribución de presiones de origen aerodinámico en cohetes, misiles y aeronaves en general, compuestas de un fuselaje en presencia de superficies alares, en régimen subsónico.

#### ABSTRACT

It is my intention to mention in this Scientific Communication the development in the Computational Mechanics field to compute pressure distribution of aerodynamics origin in rockets, missiles and general aircraft, with a fuselage in presence of wing surfaces in subsonic regime

#### 1.- INTRODUCCIÓN

En este trabajo se describe el método utilizado en el programa MRV9 para el análisis de la distribución de presiones sobre cuerpos o fuselajes en presencia de superficies alares, debida a la acción aerodinámica que ejerce la corriente de aire alrededor de las mismas.

Este programa aplica el método de la "red vorticiosa" para las superficies alares en régimen subsónico, el cuerpo se simula mediante elementos "fuentes". Además se exponen los desarrollos hechos en base a los programas MRV5 y MRV7 confeccionados con anterioridad, para el régimen sub y supersónico (ver ref. 1 y 2) para una sola superficie alar.

Actualmente, nuevos conocimientos y metodologías de trabajo sumados a las modernas herramientas de computación, hacen posible desarrollar programas de cálculo de alta velocidad y eficiencia. Ello ha permitido confeccionar el programa MRV9 en el cual para cómputo de la corriente alrededor del cuerpo, se ha aplicado el método de los paneles, método similar al de los elementos finitos ó algunas de sus variantes. En este caso consideramos al fluido como no viscoso e irrotacional para que sea compatible con el cómputo de los coeficientes de presión en las alas utilizado en la ref. 1.

En este método se resuelve la ecuación diferencial para un elemento en coordenadas locales y luego, teniendo en cuenta la influencia de cada elemento sobre el resto de los elementos o paneles, se llega a conformar un sistema de ecuaciones lineales de  $n \times n$  ó matriz global del cual las incógnitas son los coeficientes de presión. Este método no era posible aplicarlo hasta que aparecieron las grandes computadoras ó mainframe. A partir de la década del 60 los pioneros HESS y SMITH ( ref. 3), lograron integrar el funcional sobre un elemento en coordenadas cilíndricas y efectuar la simulación en cuerpos en tres dimensiones..

En este trabajo se resolvió la integral de la función potencial en coordenadas cartesianas locales  $xyz$  del elemento. Hoy en día este tipo de programa se puede ejecutar utilizando una PC 486, discretizando un cuerpo hasta 1000 elementos aproximadamente y un ala en 100.

Anteriormente se había aplicado un método similar, descrito en la N T. N° 625 (ref.4), válido solamente para cuerpos de revolución lo cual simplificaba mucho el cálculo. Ahora se resuelve para un cuerpo en 3 dimensiones con la presencia de superficies alares y teniendo en cuenta el ángulo de ataque.

Trabajos similares fueron desarrollados en Alemania por la DFVLR (ref. 5 y 6), en el Área Material Córdoba y otros. Esperamos más adelante poder extender el método a la resolución de la distribución de presiones sobre un cuerpo en régimen supersónico.

El presente trabajo promueve el desarrollo de la amplia gama de proyectos aeronáuticos en los cuales es imprescindible disponer de un cálculo preciso de la distribución de presiones en las superficies sustentadoras y cuerpos de un cohete ó misil en régimen subsónico. Las versiones anteriores MRV5 MRV7 y MRV8, fueron aplicadas en su momento procurando con la presente mejorar y ampliar la capacidad de esos programas. Dichos trabajos encontraron notable repercusión en el Simposio Aeroespacial de ASCOCHINGA de 1989, donde se los presentó resumidos en la Comunicación Científica N° 172 (ref. 2).

## 2.- DESARROLLOS EFECTUADOS PARA EL RÉGIMEN SUBSÓNICO

En la Nota Técnica N° 601 (ref. 1) se ha desarrollado la teoría referente al cálculo de la distribución de presiones en superficies sustentadoras en régimen subsónico por el método de la red vorticiosa (programa MRV5). Por lo tanto en este capítulo describiremos los avances efectuados en base al programa antes mencionado, sin detenernos en los desarrollos matemáticos que ya se encuentran en la ref 1.

En esta versión del programa, para régimen subsónico, se consideran dos modelos: uno que admite dos superficies sustentadoras como se indica en la fig.1, y otro con la presencia del cuerpo ó fuselaje además de las superficies sustentadoras como se ve en la fig 2. Las superficies sustentadoras pueden considerarse rectas o con flecha y/o con quiebres de flechas como se ha explicado en la ref 1, pudiendo estar sin el cuerpo cuando se desee analizar solo la influencia de una superficie sobre la otra, como se muestra en la fig. 1. Las superficies sustentadoras se indican como ALA1, al ala anterior y con ALA2 al estabilizador ó ala posterior, y se designa como BODY al fuselaje ó cuerpo del cohete. Estos nombres identifican los archivos de datos Namelist del Input, como veremos más adelante.

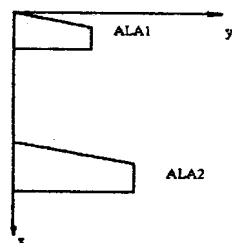


fig.1 Configuración Ala-Estabilizador

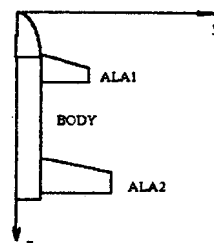


fig.2 Configuración - Ala - Cuerpo - Estabilizador

Otra mejora efectuada para el régimen subsónico es la posibilidad de cálculo de la distribución de fuerzas según la envergadura ó eje Y, para las tres componentes. Esto es interesante en el caso en que sea suficiente conocer esta distribución a los fines del diseño aerodinámico y estructural del ala de un cohete, misil o avión en donde se requiere conocer la distribución de fuerzas para determinar la sección necesaria.

La mencionada versión del programa permite analizar la estabilidad de la aeronave, por cuanto el mismo contempla el cálculo de los momentos respecto del CG y determinar así la posición y el ángulo de ataque a dar al estabilizador, valor necesario para obtener una aeronave estable estáticamente. Además puede verificarse la posición del centro de presiones respecto del CG, en régimen subsónico, y comparar así los resultados con los obtenidos mediante otros programas.

En este programa se desarrolló además una subrutina para la generación de elementos en el cuerpo a fin de imprimir todos los datos de esta malla en un archivo llamado PLOT.PRN. Este, a su vez se puede plotear con un utilitario de graficación como ser el PLOT3D para analizar la geometría del cuerpo generada y verificar su correcta simulación.

El archivo de entrada de datos es similar al de las versiones anteriores, con los agregados correspondientes para tener en cuenta el cuerpo de la aeronave, identificando a cada superficie con el Namelist correspondiente tal como sigue:

Namelist	Comentario
&DATOS	Posee los datos generales del cohete.
&BODYIN	Posee los datos geométricos del cuerpo.
&ALA1	Posee los datos geométricos del ala anterior ó canard.
&PERFIL	Posee las pendientes de la línea media del perfil de ala anterior
&ALA2	Posee los datos geométricos del ala posterior o estabilizador.
&PERFIL	Posee las pendientes de la línea media del perfil del estabilizador.

Cada superficie sustentadora se discretiza dividiendo éstas en K partes y cada una de estas partes en R paneles según 'x' y Q paneles según 'y'. Si en una superficie hay 2 partes, es decir, KMAX=2 la condición única es que la cantidad de paneles según el eje 'x' debe ser la misma para las dos partes de la superficie.

### 3- COMPUTO DE LOS COEFICIENTES Cp EN EL CUERPO

Para el cálculo de estos coeficientes consideramos flujo potencial para estar en concordancia con el cómputo de las presiones en las superficies alares (Ref 1). Es decir que se considera al fluido como no viscoso, irrotacional y de densidad constante. La ecuación de Continuidad para este caso es la siguiente:

$$\beta^2 \frac{\partial \varphi^2}{\partial x^2} + \frac{\partial \varphi^2}{\partial y^2} + \frac{\partial \varphi^2}{\partial z^2} = 0$$

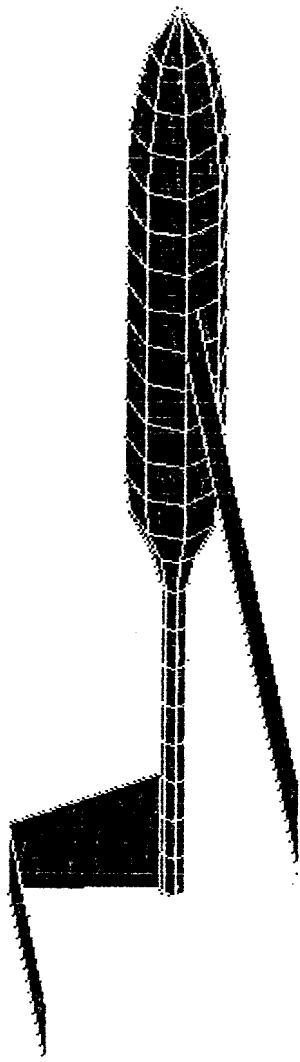


Fig.3 Fuselaje discretizado en paneles

Conocida también como ecuación de Laplace, donde:

$$\beta = \sqrt{1 - M^2} \quad M: \text{Número de Mach}$$

$$\frac{\partial \varphi}{\partial x} = V_x \quad \frac{\partial \varphi}{\partial y} = V_y \quad \frac{\partial \varphi}{\partial z} = V_z$$

Para resolver estas ecuaciones, discretizamos la superficie del cuerpo en una cantidad finita de paneles como se indica en la fig 3. En esta figura podemos apreciar el cuerpo axialsimétrico con una parte ojival, seguido de otra cilíndrica, luego sigue una reducción y terminando en un tubo de cola cilíndrico. Esta discretización se realiza mediante la subrutina SUBODY en donde los datos para su generación son leídos en el Namelist &BODYIN.

Las coordenadas  $x$   $z$  del contorno de la ojiva en una sección del mismo, como se muestra en la fig. 4, son leídas del archivo GEOJIVA.SAL y el resto de las coordenadas  $x_i$   $z_i$  son tomadas del namelist &BODYIN.

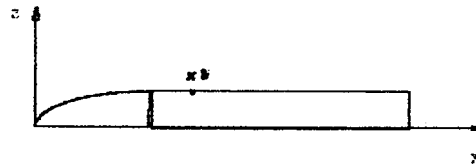


fig.4 Contorno dato para discretizar el cuerpo.

Posteriormente se considera una función de fuentes en cada elemento con una intensidad  $Q$  y se integra la ecuación anterior sobre cada elemento para determinar la influencia que ejerce cada uno sobre un punto de coordenadas locales  $P(x,y,z)$  del espacio. Este procedimiento matemático es bastante extenso por lo cual no lo detallaremos aquí para no salir del contexto de esta comunicación. Exponemos solo los resultados de esas integrales que resuelven las velocidades que produce un elemento de intensidad unitaria sobre un punto genérico de espacio como se ve en la fig.5.

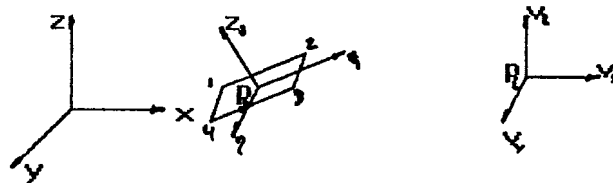


fig.5 Velocidades inducidas por un elemento  $P_j$  en un punto genérico  $P_i$

Estas velocidades para Q unitario valen :

$$V_x = L_n \left[ (y - \eta_1 + R_1) \cdot (y - \eta_3 + R_3) / (y - \eta_4 + R_4) \cdot (y - \eta_2 + R_2) \right]$$

$$V_y = L_n \left[ (x - \xi_1 + R_1) \cdot (x - \xi_3 + R_3) / (x - \xi_4 + R_4) \cdot (x - \xi_2 + R_2) \right]$$

$$V_z = \arctg \left[ \frac{(y - \eta_3) \cdot (x - \xi_2)}{z \cdot R_3} \right] - \arctg \left[ \frac{(y - \eta_2) \cdot (x - \xi_1)}{z \cdot R_2} \right] + \\ + \arctg \left[ \frac{(y - \eta_1) \cdot (x - \xi_4)}{z \cdot R_1} \right] - \arctg \left[ \frac{(y - \eta_4) \cdot (x - \xi_3)}{z \cdot R_4} \right]$$

Estas velocidades para Q = 1 se denominan coeficientes de influencia Pij, Qij y Rij, y en el programa se calculan en la subrutina SUBRJI. Las velocidades sumadas en las coordenadas globales con las producidas por los elementos del ala y del estabilizador determina que en cada panel tengamos una componente resultante cuyo valor será:

$$V_x = \sum_{i=1}^N v_x^i + \sum_{i=N+1}^M v_x^i$$

$$V_y = \sum_{i=1}^N v_y^i + \sum_{i=N+1}^M v_y^i$$

$$V_z = \sum_{i=1}^N v_z^i + \sum_{i=N+1}^M v_z^i$$

Siendo:

N: Número de elementos vórtices en el ala y estabilizador  
M-N: Número de elementos dobles en el cuerpo.

Posteriormente se resuelve el sistema de ecuaciones simultáneas para el caso subsónico mediante el método de resolución de CROUT (Ref. 8), método rápido y preciso para este tipo de aplicaciones, imponiendo la condición de que el vector velocidad sea tangente en cada panel de la aeronave, y determinando así las intensidades de las fuentes.

Luego, las velocidades relativas  $u$ ,  $v$  y  $w$  se expresan por:

$$u = 1 + V_x/V$$

$$v = V_y/V$$

$$w = V_z/V$$

Con esta velocidades calculamos el coeficiente de presión en cada elemento del cuerpo mediante:

$$c_p = 1 - (u^2 + v^2 + w^2)$$

Finalmente, una vez que disponemos de los coeficientes de presiones en el cuerpo, integrando en toda la superficie, obtenemos los coeficientes aerodinámicos..

### 3.1 COMPUTO DE LOS COEFICIENTES GLOBALES

Determinados así los coeficientes de presión  $c_p$  de cada elemento, mediante integraciones numéricas, obtenemos los coeficientes globales de cada superficie aerodinámica, incluido el cuerpo, teniendo en cuenta la interferencia de una superficie sobre otra. Estos coeficientes son:

$$C_L = \frac{\sum c_{pj} s_j}{\sum s_j} ; \quad C_M = \frac{\sum c_{pj} s_j (X_{ref} - X_j)}{C_{ref} \cdot \sum s_j} ; \quad C_{rol} = \frac{\sum c_{pj} s_j y_j}{b_{ref} \cdot \sum s_j}$$

y las fuerzas resultantes en cada superficie son:

$$L = c_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot \sum s_j$$

$$M = c_m \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot \sum s_j \cdot c_{ref}$$

$$M_{rol} = c_{rol} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot \sum s_j \cdot b_{max}$$

El conocimiento de estos parámetros, determinados para cada superficie más los coeficientes en cada panel en que se discretizaron las superficies, son suficientes para lograr la caracterización aerodinámica completa de un cohete, misil o avión.

#### 4.- DESCRIPCIÓN DEL PROGRAMA MRV9

El programa fue desarrollado en lenguaje Fortran F77L/32 de Lahey, suficientemente versátil para su uso en PC. La versión anterior MRV5 (ref.1) había sido creada en primera instancia en Fortran IV para equipos Mainframe. Actualmente la disponibilidad de computadoras PC permite realizar este tipo de cálculo que antes requería horas para poder entrar en ejecución en un Mainframe, en tan solo minutos sin desmedro en la capacidad de discretización. Con los software disponibles podemos discretizar las superficies en una cantidad de paneles superior a 600. Por el momento es suficiente con esta cantidad de paneles ya que ello representa un promedio de 200 paneles por superficie. El programa consta de las siguientes rutinas:

- Programa Principal MRV9
- Subrutina SUBALA
- Subrutina SUBRIJ
- Subrutina SUPRIJ
- Subrutina SUBODY
- Subrutina CLENV
- Subrutina LUDCMP
- Subrutina APTV
- Subrutina SOLVLU
- Subrutina GAUSS

En el programa principal se inicializan los vectores y variables, y se leen los datos generales del problema a resolver mediante el namelist &DATOS, estableciendo por ejemplo la existencia o no de un cuerpo (Body), un ala y estabilizador, datos sobre velocidad en m/seg. o número de Mach, posición del baricentro y los ángulos de ataque de cada superficie, etc.

La subrutina SUBODY lee los datos geométricos del cuerpo tales como coordenadas x-r, longitud de ojiva y de la parte cilíndrica y la cantidad de paneles en que se discretiza tanto la ojiva como la parte axial y circunferencial. Las coordenadas de la ojiva son leídas de un archivo GEOJIVA.SAL. Luego en esta subrutina se generan todos los elementos del cuerpo y su visualización se efectúa mediante el programa de ploteo PLOT3D que permite verificar la correcta generación del mallado del cuerpo.

La subrutina SUBALA es requerida por el programa principal para discretizar las superficies existentes en la aeronave. Desde esta subrutina se leen los datos geométricos de cada superficie alar mediante los namelist &ALA1 y &ALA2. Una vez efectuada la discretización de las superficies en paneles y determinado los puntos de ubicación de los vórtices y/o fuentes se vuelve al programa principal para determinar los coeficientes de influencia Rij. Estos se calculan en las subrutinas SUBRIJ para el régimen subsónico y en la SUPRIJ para el régimen supersónico el cual no se encuentra completo aún para tener en cuenta el cuerpo. Luego se determinan los coeficientes Cp resolviendo el sistema de ecuaciones mediante el método de Crout a través de las subrutinas LUDCMP, APTV y SOLVLU. También una opción es resolver el sistema de ecuaciones mediante el método de GAUSS que se indica en el namelist DATOS, pero normalmente se utiliza el primer método dado que es mucho más rápido.



Finalmente se llama a la subrutina CLENV la que en base a los coeficientes  $C_p$  calculados anteriormente, determina la distribución de fuerzas según la envergadura. Todos los resultados calculados mediante este programa, desde los datos de entrada hasta los coeficientes  $C_p$  y los coeficientes globales, se vuelcan sobre un archivo de salida llamado MRV9.LST.

## 5 RESULTADOS DE SALIDA

El archivo de salida se denomina MRV9.LST. Aquí se muestra parte de los resultados del mismo para un input determinado. Paralelamente a este archivo de salida, se confecciona otro denominado MRV9.PRN que es donde se almacenan solamente los coeficientes  $C_p$  y su coordenadas de ubicación para la graficación.

Seguidamente se proporciona un cuadro comparativo de los coeficientes aerodinámicos para distintas configuraciones, calculados mediante el sistema de cómputo aerodinámico DATCOM y el programa MRV9. Respecto de los valores comparados, los mismos se consideran en general, satisfactorios.

CUADRO COMPARATIVO DE RESULTADOS			
Coefficiente Aerodinámico	Configuración	DATCOM	MRV9
Cl	Cuerpo	0.004	0.003
	Ala-Cuerpo	0.02	0.0196
	Estabilizador-Cuerpo	0.059	0.058
	Ala-Cuerpo- Estabilizador	0.067	0.067
Cm	Cuerpo	-0.0009	-0.0009
	Ala-Cuerpo	-0.0038	-0.0043
	Estabilizador-Cuerpo	-0.045	-0.049
	Ala-Cuerpo- Estabilizador	-0.0426	-0.046
Xcp	Cuerpo	0.51 m	0.69
	Ala-Cuerpo	0.43	0.50
	Estabilizador-Cuerpo	1.76	1.90
	Ala-Cuerpo- Estabilizador	1.43	1.56

### 5.1 APLICACION AL PROYECTO DEL RPV PU-01 "TERO"

En la fig. 3 se aprecia una vista en perspectiva del RPV (Remote Portable Vehicle) discretizado en los elementos para su simulación. Por razones de simetría y economía de cálculo siempre se trabaja con medio cuerpo. Seguidamente se dan los datos para el cómputo de la distribución de presiones en el cuerpo y las superficies ala y estabilizador, se indican también las condiciones de vuelo:

Mach=0.1	U=34.5 m/seg.
h = Nivel del mar	b = 6 m. Envergadura
be = 1.8 Estabilizador	l = 5 m. Longitud
Perfil Alar : 4412	Cuerda ala = 0.5 m
Cuerda Estab4. = 0.4	$\alpha$ ala = 2°
$\alpha$ est. = 3°	$\alpha$ cuerpo = 0°

En las fig. 6 y 7, se muestran la distribución de presiones  $C_p$  ya sea para el cuerpo como para las superficies ala y estabilizador.

En la fig.6 se puede apreciar una disminución rápida del  $C_p$  al comienzo del cuerpo es decir en la ojiva, debido al aumento de velocidad en la misma. Luego hay una pequeña recuperación en la parte cilíndrica pero además se aprecia una leve curvatura que se debe a la influencia de la superficie alar sobre el cuerpo. Seguidamente de nuevo hay una disminución del  $C_p$  debido a la reducción del fuselaje, recuperando el mismo valor aproximadamente en la parte final ó tubo de cola en donde se mantiene constante sin influencia alguna debido a que las superficies ala y estabilizador se encuentran alejadas.

En la fig.7 se aprecian las curvas de  $C_p$  para el ala y estabilizador respectivamente. En cada superficie se aprecian 5 curvas correspondientes a cada sección a lo largo de las envergaduras en que se ha dividido las mismas, desde la raíz ( la curva de mayor  $c_p$ ) hasta la punta de ala (la curva de menor  $c_p$ ). En éstas se puede ver la influencia del fuselaje en el ala; en cambio en el estabilizador no se aprecia influencia dado que éste se encuentra apartado del mismo. En las curvas del ala se aprecia un aumento del  $C_p$  desde el borde de ataque hasta un máximo en el cual es mayor aún la influencia produciendo una estabilización transitoria del valor de presión el cual vuelve a caer hasta el borde de fuga del ala.

En el caso en que no hay influencias en las superficies las curvas típicas son como las del estabilizador debido a que éste se encuentra alejado del cuerpo, los valores de  $C_p$  comienzan en un máximo en el borde de ataque disminuyendo hasta el borde de fuga.

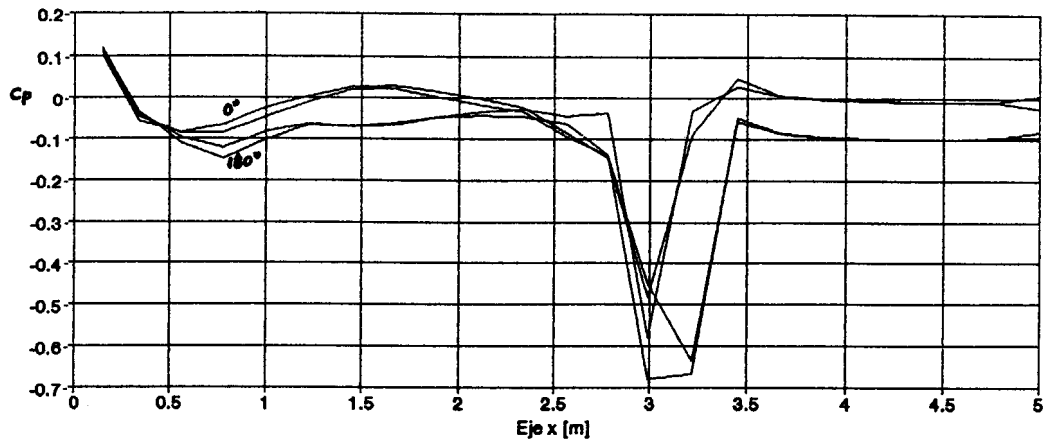
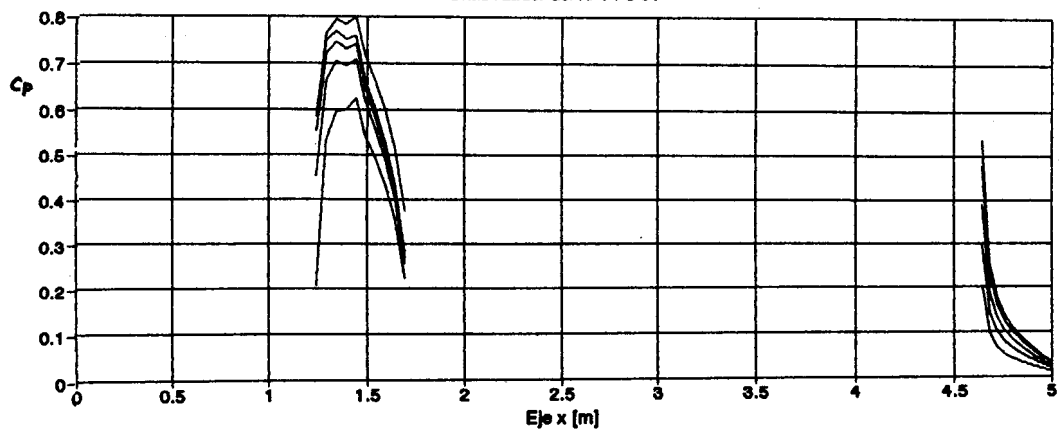


Fig. 7 Distribución de  $C_p$  en el Ala y Estabilizador del RPV PU-01



## 6.- ALCANCE DEL PROGRAMA Y POSIBLES AMPLIACIONES

Esta metodología de cálculo incluye todas las aplicaciones contempladas en las versiones anteriores citadas en las referencias. Con las modificaciones efectuadas, disponemos de nuevas posibilidades de cálculo que explicaremos sintéticamente:

Respecto de la velocidad de vuelo diremos que el programa es capaz de simular en régimen subsónico Ala-Cuerpo-Estabilizador y en régimen supersónico Ala-Estabilizador para el ángulo de ataque deseado siempre dentro del régimen potencial, es decir sin turbulencia de capa límite ó entrada en pérdida de alas, lo que implica admitir ángulos de ataque hasta 10 - 12 grados .

A la fecha este programa no simula el flujo de la corriente alrededor de la aeronave en régimen transónico, habiéndose considerado para este régimen, ajustar los valores de  $C_l$  y  $C_d$  mediante interpolación en base a los calculados para alto subsónico y bajo supersónico como se aconseja en la distinta bibliografía consultadas. Dado que los métodos utilizados en este trabajo dan buenos resultados en los dos regímenes principales, se puede considerar así como aceptable el estimar los valores de los coeficientes en régimen transónico.

El valor de velocidad puede indicarse mediante el número de Mach o bien dando su valor en m/seg. Internamente el programa considera la velocidad del sonido  $C=340$  m/seg a nivel del mar.

En esta versión del programa se leen los datos mediante Namelist, lo que permite disponer de un input o archivo de entrada más expeditivo para el usuario.

El código permite efectuar la simulación del Ala-Cuerpo-Estabilizador en forma numéricamente exacta mediante el método de discretización antes explicado teniendo en cuenta la interferencia de cada elemento sobre el otro: interferencias ala-cuerpo, estabilizador-cuerpo, ala-estabilizador y viceversa. Asimismo permite determinar las características aerodinámicas estáticas de la configuración deseada como así también realizar el análisis de estabilidad de dicha configuración, lo cual es muy importante en el desarrollo de proyectos de cohetes y aviones.

La capacidad de discretización en paneles en esta versión, está limitada por la memoria de la máquina. Según la experiencia podemos considerar en una configuración simétrica ala-cuerpo-estabilizador, 100 paneles en cada superficie alar y 300 en el cuerpo lo cual resulta en una matriz global de coeficientes de  $500 \times 500$ , con resultados satisfactorios.

Respecto de la configuración del cuerpo diremos que éste se ha considerado en principio cilíndrico ojival introduciéndose las coordenadas longitudinal  $X$  y el radio  $R$ . Para otro tipo de geometría habría que modificar la subrutina SUBODY que es la que genera las coordenadas de los nodos de los elementos y de los puntos de colocación y confeccionar otra subrutina que genere el mallado deseado. Esto queda supeditado al tipo de cuerpo que se desee simular.

Más adelante, esperamos encontrar un método para lograr la simulación del cuerpo en régimen supersónico y su interacción con las superficies alares.

El presente programa ha sido aplicado al estudio y desarrollo del proyecto RPV-PU1 "TERO", que fue uno de los motivos que impulsaron este estudio, y el trabajo completo se encuentra en una Nota Técnica que con el mismo título es encuentra en edición en CITEFA.

7. - REFERENCIAS BIBLIOGRAFICAS:

1. PARDI E. Juan. *Cómputo de la Distribución de Presión en Superficies Sustentadoras Aplicando el Método de la Red Vorticosa*. N.T.601 CITEFA 1985.Bs.As. RA.
2. PARDI E. Juan y DOMINGUEZ Marcelo. *Cómputo de la Distribución de Presiones Sobre Superficies Sustentadoras en Régimen Subsónico y Supersónico*. Comunicación Científica N° 172. CITEFA 1989..Bs.As. RA.
3. HESS J.L. *Calculation of Potential flow about arbitrary three dimensional lifting bodies"*. Mc Donnell Douglas Co. Rep. N° MDC J5679- 01. 1972.E.E.U.U.
4. DICK Enrique y PARDI E. Juan. *Método de las Singularidades. Cómputo de la Distribución de Presión en Cuerpos de Revolución*. Nota Técnica N° 625. CITEFA 1986..Bs.As. RA.
5. TORREGLIANI V. and AHMED S.R. *Calculation for Pressure Distribution, Forces and Moment for the Fighter Configuration IAe 60 by Panel Method*. DFVLR Institut für Aerodynamik IB151 77/13. October 1977. RF Alemania.
6. TORREGLIANI Víctor. *Método para la Determinación de Coeficientes de Fuerzas, Momentos y de Presión en Flujo Subsónico no Viscoso (Método de los Paneles)*. IIAE, Dto Aerodinámica, OIIFA Nro 74. Nov. 1982. Córdoba. RA.
7. T. UEDA and E. H. DOWELL. *A New Solution Method For Lifting Surfaces in Subsonic Flow*. AIAA Journal Vol 20 Nro 3, March 1982.E.E.U.U.
8. CURTIS F. GERALD and PATRICK O. WHEATLEY. *Applied Numerical Analysis Third Edition*. pag. 99. E.E.U.U.
9. DELLINIUS AND NIELSEN. *Prediction of Aerodynamics of Missiles at High Angle of Attack In Supersonic Flow*. NEAR TR 99. October 1975. .E.E.U.U.