



UNIVERSIDAD MICHOACANA DE SAN NICOLÁS DE HIDALGO
POSGRADO DE INGENIERIA CIVIL

TESIS

“ANÁLISIS DEL COMPORTAMIENTO DE TABLEROS DE PUENTES ANTE
CARGAS EÓLICAS”

PARA OBTENER EL GRADO DE MAESTRO EN INGENIERÍA, EN EL ÁREA
DE ESTRUCTURAS

PRESENTADA POR:
ING. JOSÉ VALENTÍN PÉREZ RAZO

DIRIGIDA POR:
DR. HUGO HERNÁNDEZ BARRIOS

MORELIA MICHOACAN, AGOSTO DEL 2008

OBJETIVOS

La realización de este trabajo tiene 2 objetivos principales, los cuales son:

- ✚ Modelar de forma numérica el flujo de viento a través de tableros de puentes, de tal manera que se puedan obtener los campos de presiones y velocidad, para así poder determinar sus coeficientes aerodinámicos y a su vez determinar la estabilidad aerodinámica de los mismos.
 - ✚ Proponer una metodología de Análisis de Puentes bajo la Acción de Cargas Eólicas en base a la información existente en los diferentes códigos.
-

CAPÍTULO 1

ESTADO DEL CONOCIMIENTO DEL COMPORTAMIENTO EÓLICO DE TABLEROS DE PUENTES

1.1 INTERACCIÓN FLUIDO ESTRUCTURA EN TABLEROS.

Los avances en los métodos de análisis, materiales y procesos constructivos en puentes, han permitido que éstos sean cada vez más grandes, flexibles y ligeros, lo cual conlleva a que sean susceptibles de inestabilidades causadas por la interacción del viento con la estructura, cuyo efecto puede causar el colapso de los mismos.

Este tipo de inestabilidades pueden ser causadas por dos tipos de fenómenos producidos por la acción del viento: los aerodinámicos y los aeroelásticos. Los primeros se estudian considerando la geometría del puente antes de la deformación, mientras que los fenómenos aeroelásticos tienen en cuenta la interacción entre las fuerzas y los movimientos de la estructura.

Los fenómenos aerodinámicos son generados por una serie de fuerzas aerodinámicas denominadas, arrastre, D , sustentación, L , y momento de torsión, M . Estas fuerzas pueden producir diversos tipos de inestabilidades como puede ser la divergencia torsional, que se produce cuando el ángulo de ataque α causa una variación en el momento torsional que el tablero no puede soportar y lo lleva al colapso (figura 1.1).

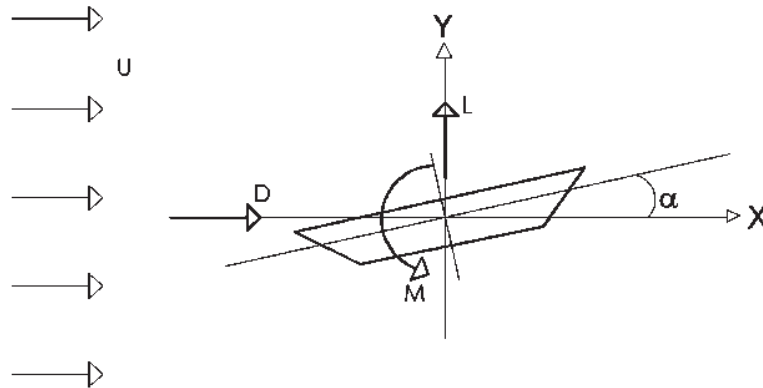


FIGURA 1.1 Fuerzas Aerodinámicas generadas sobre un tablero

Las fuerzas de arrastre, D , de sustentación, L , y el momento torsional, M , se calculan con las expresiones:

$$D = \frac{1}{2} * \rho * U^2 * B * C_D \quad (1.1.a)$$

$$L = \frac{1}{2} * \rho * U^2 * B * C_L \quad (1.1.b)$$

$$M = \frac{1}{2} * \rho * U^2 * B * C_M \quad (1.1.c)$$

En donde B representa el ancho de la sección transversal del tablero, U es la velocidad del viento, α el ángulo de ataque del viento, ρ es la densidad del aire y C_D, C_M, C_L son los coeficientes aerodinámicos que se obtienen de ensayos en túnel de viento o mediante simulación numérica.

Los fenómenos aeroelásticos más importantes que se presentan en puentes son los siguientes:

- Desprendimiento de Torbellinos (vortex shedding)
- Galope Transversal (galloping)
- Flameo (Flutter)
- Bataneo (buffeting)

El desprendimiento de torbellinos es un fenómeno ocasionado por el desprendimiento periódico de vórtices de sentido de rotación alternado debido a la separación del flujo del aire generado por la presencia de un obstáculo. Este desprendimiento de torbellinos genera fuerzas verticales sobre el tablero del puente cuyo sentido se va alternando, provocando vibraciones verticales sobre el mismo (figura 1.2).



Figura 1.2 Vibraciones verticales generadas en un tablero por el desprendimiento de vórtices

Cuando la velocidad del viento, U , es tal que la frecuencia de los torbellinos, n , coincide con alguna de las frecuencias naturales de la sección, f , es posible que ocurran grandes amplitudes de la sección transversal, por lo que la velocidad crítica que produce este fenómeno es:

$$U_{crit} = \frac{fU}{n} \quad (1.2)$$

La amplitud del movimiento y el intervalo de velocidades sobre los cuales los movimientos ocurren dependen del amortiguamiento estructural, de la masa del tablero, de su geometría y del nivel de turbulencia.

EL Galope es un fenómeno que ocurre generalmente en estructuras esbeltas, con sección transversal en forma rectangular o con una cara plana expuesta al viento. Bajo ciertas condiciones se pueden presentar importantes desplazamientos transversales al flujo de viento, en frecuencias mucho más pequeñas que aquellas en las cuales sucede el desprendimiento de vórtices.

Las amplitudes de oscilación por galope se incrementan continuamente al aumentar la velocidad del viento. Mientras que las debidas a torbellinos alcanza un límite en U_{crit} .

El Flameo es un fenómeno de inestabilidad que tiene lugar a partir de una velocidad crítica del viento, cuando las fuerzas que el flujo de aire provoca sobre el tablero de un puente en combinación con los movimientos del mismo, genera el acoplamiento de dos grados de libertad, por ejemplo, flexión, torsión o rotación y translación vertical, produciendo oscilaciones importantes y crecientes debidas a las fuerzas generadas que modifican el amortiguamiento haciendo que este sea nulo o negativo.

Para el estudio de este fenómeno, se recurre a expresar las fuerzas aeroelásticas que actúan sobre el tablero de un puente como funciones lineales de sus grados de libertad, las cuales son: el movimiento vertical, h , el horizontal, p , y el giro, α , y de sus primeras derivadas respecto del tiempo \dot{h} , \dot{p} y $\dot{\alpha}$; respectivamente multiplicadas por unos coeficientes llamados coeficientes de flameo (figura 1.3).

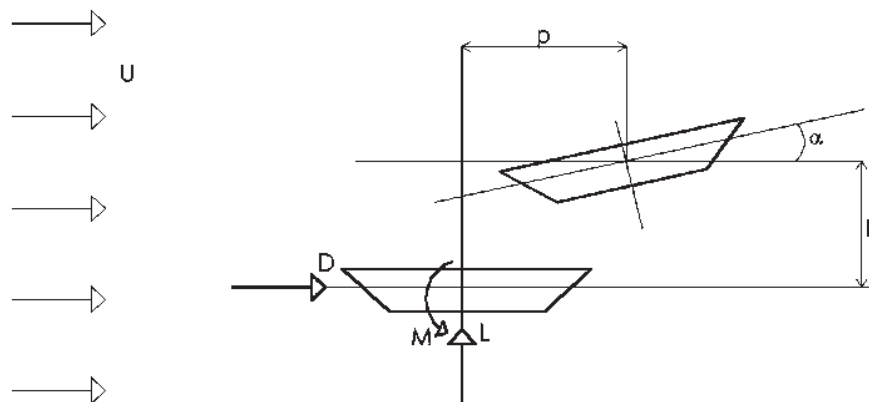


Figura 1.3 Fuerzas Aeroelásticas generadas sobre un tablero

Las expresiones utilizadas para el estudio del fenómeno de flameo son:

$$L = \frac{1}{2} \rho U^2 B \left[KH_1^* \frac{\dot{h}}{U} + KH_2^* \frac{B \dot{\alpha}}{U} + K^2 H_3^* \alpha + K^2 H_4^* \frac{h}{B} + KH_5^* \frac{\dot{p}}{U} + K^2 H_6^* \frac{p}{B} \right] \quad (1.3.a)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho U^2 B \left[KP_1^* \frac{\dot{p}}{U} + KP_2^* \frac{B \dot{\alpha}}{U} + K^2 P_3^* \alpha + K^2 P_4^* \frac{p}{B} + KP_5^* \frac{\dot{h}}{U} + K^2 P_6^* \frac{h}{B} \right] \quad (1.3.b)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho U^2 B \left[KA_1^* \frac{\dot{h}}{U} + KA_2^* \frac{B \dot{\alpha}}{U} + K^2 A_3^* \alpha + K^2 A_4^* \frac{h}{B} + KH_5^* \frac{\dot{p}}{U} + K^2 A_6^* \frac{p}{B} \right] \quad (1.3.c)$$

En donde B es el ancho del tablero, ρ es la densidad del aire, U la velocidad del viento incidente, $K = B\omega/U$ es la frecuencia reducida donde ω es la frecuencia de la respuesta, $p = \rho U^2 / 2$ es la presión dinámica del viento, y A_i^*, P_i^*, H_i^* donde $i=1\dots 6$ son los coeficientes de flameo que relacionan las fuerzas aeroelásticas y los movimientos del tablero.

La vibración por Bataneo es producida por la naturaleza turbulenta del viento, es decir, se genera por ráfagas de viento u otras perturbaciones. Se distinguen dos tipos de Bantaneo, el producido por la propia turbulencia del viento y el debido a las perturbaciones generadas en el flujo de viento por la presencia de algún obstáculo próximo situado corriente arriba del cuerpo en estudio.

Las fuerzas generadas por un flujo turbulento, son las siguientes:

$$L_t = \frac{1}{2} \rho U^2 B \left[2C_L \frac{U_y(x,t)}{U} + \left(\frac{dC_L}{d\alpha} + C_D \right) \frac{U_z(x,t)}{U} \right] \quad (1.4.a)$$

$$M_t = \frac{1}{2} \rho U^2 B \left[2C_M \frac{U_y(x,t)}{U} + \left(\frac{dC_M}{d\alpha} \right) \frac{U_z(x,t)}{U} \right] \quad (1.4.b)$$

$$D_t = \frac{1}{2} \rho U^2 B \left[2C_D \frac{U_y(x,t)}{U} \right] \quad (1.4.c)$$

donde U_y es la componente de la velocidad de turbulencia del viento en la dirección del flujo y U_z es la componente de la velocidad de turbulencia del viento en la dirección normal al flujo

1.2 METODOLOGÍAS DE ESTUDIO DE LOS FENÓMENOS PRODUCIDOS POR LA INTERACCIÓN FLUIDO-ESTRUCTURA

Las metodologías fundamentales para el estudio de la interacción Fluido-estructura en diseño eólico se clasifican en:

- Metodología Experimental
- Metodología Computacional
- Metodología Híbrida

1.2.1 Metodología Experimental

La metodología experimental consiste en averiguar el comportamiento del prototipo de un puente mediante los resultados obtenidos utilizando un modelo a escala de éste.

Las pruebas realizadas a los modelos reducidos se llevan a cabo en un túnel de viento, el cual es una herramienta de investigación desarrollada para ayudar en el estudio de los efectos del movimiento del viento alrededor de objetos sólidos, y pueden ser de dos tipos:

- Túnel de viento de capa límite.
- Túnel de viento aerodinámico.

En el túnel de viento de capa límite, se realizan las pruebas de modelos de puentes completos, ya que estos tienen generalmente dimensiones de gran longitud, lo cual permite simular la capa límite atmosférica y evaluar así los efectos tridimensionales del viento sobre las estructuras.

Las escalas de los modelos de puentes a utilizar en este tipo de túnel oscilan entre $1/2000$ y $1/5000$. Si la escala escogida es más baja que la de $1/5000$, los números de Reynolds asociados serán muy bajos por lo que la capa límite simulada puede presentar distorsiones.

Simiu y Scalan (1996), la escala geométrica utilizada usualmente en los modelos de puentes es de $1/300$. En la figura 1.4 se muestra el esquema de un túnel de viento de la Ciudad de Yokohama.

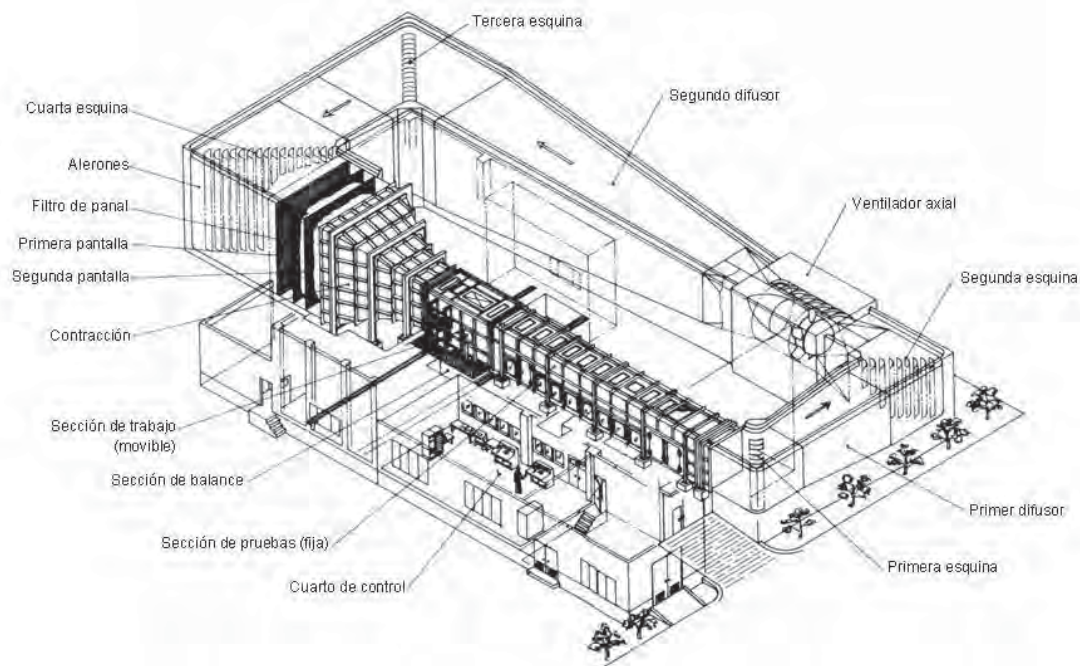


Figura 1.4 Túnel de viento de capa límite de la Ciudad de Yokohama

Las ventajas de utilizar “túneles de capa límite” son las siguientes:

- Permite modelar el terreno circundante. (Figura 1.5)
- Permite representar la interacción entre tablero, pilas, torres, estribos y cables. (Figura 1.6)
- Permite la identificación de las respuestas de la estructura frente a las cargas de viento como reacciones, movimientos, inestabilidades aeroelásticas, así como una clara visualización de la deformación del modelo.

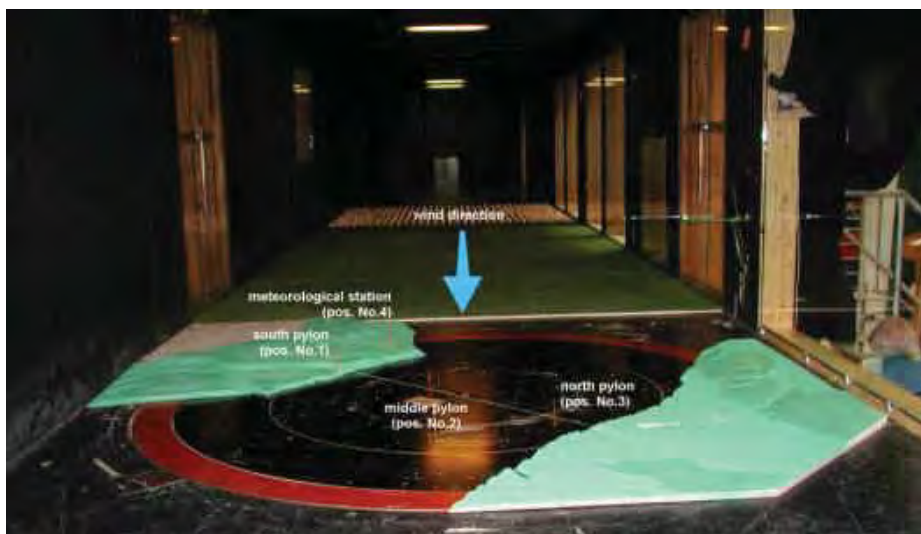


Figura 1.5 Modelo del terreno a escala 1/2000 realizado para el puente Chao en Chile



Figura 1.6 Modelo completo del Puente sobre el estrecho de Akashi a escala 1/100

En un túnel de viento aerodinámico, se llevan a cabo usualmente las pruebas en modelos seccionales de puentes, los cuales se elaboran a partir de una reproducción a escala de un segmento del tablero (figura 1.7).



Figura 1.7 Modelo seccional del puente Gran Belt preparado para realizar un ensaye aeroelástico.

En este tipo de túnel se puede realizar dos tipos de ensayos sobre los modelos seccionales:

- Modelo Aerodinámico.
- Modelo Aeroelástico.

En los modelos aerodinámicos, el modelo seccional dentro de la cámara de pruebas tiene todos sus movimientos impedidos, el objetivo de este tipo de ensayos es identificar los coeficientes aerodinámicos que relacionan las fuerzas ejercidas por el flujo del viento sobre el tablero, con el producto de la presión dinámica por la longitud de referencia o su cuadrado, en el caso del momento torsor.

En los modelos aeroelásticos, el modelo seccional es apoyado en muelles elásticos (resortes) y se debe simular las características dinámicas del prototipo

(figura 1.8). El objetivo de este tipo de ensayo es identificar los coeficientes de flameo, que relacionan las fuerzas aeroelásticas con los movimientos del tablero.

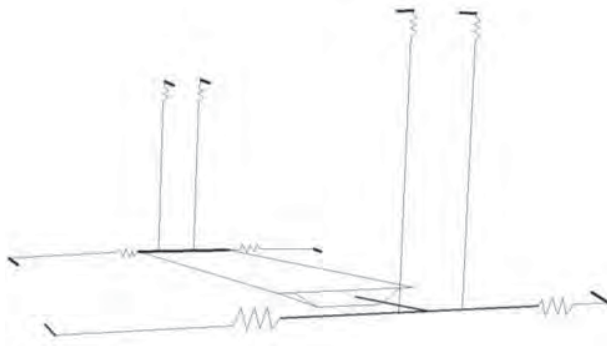


Figura 1.8 Esquema de sustentación en un modelo aeroelástico

Las ventajas de utilizar túneles aerodinámicos son las siguientes:

- Bajo costo de los modelos seccionales.
- Laboratorios más pequeños.
- Tanto las propiedades geométricas y dinámicas del modelo seccional, como el sistema de apoyo pueden modificarse fácilmente.

1.2.2 Metodología Computacional.

En la metodología computacional se trata de adoptar los métodos numéricos que han sido desarrollados en los campos de la Mecánica de Fluidos a los problemas de Ingeniería de Puentes.

La razón de ser de estos métodos puramente numéricos radica en el ahorro económico y tiempo. Ayudan a predecir los resultados obtenidos en pruebas de túnel de viento.

La principal herramienta utilizada para simular el flujo del viento es la “Dinámica de Fluidos Computacional” (CFD), la cual permite la realización de cálculos detallados de cualquier sistema en el que intervengan fluidos. Mediante la resolución de las ecuaciones fundamentales de conservación de materia, energía

y cantidad de movimiento para la geometría particular de cada sistema considerado.

Con la CFD se pretende estimar los valores de fuerza y momento que son usualmente la información que se obtiene en un túnel de viento. Además, ofrece la ventaja de entregar otras variables del problema que son difíciles de medir o registrar en ensayos, por ejemplo, líneas de corriente, desprendimiento de vórtices o campos de presiones.

Una simulación de CFD consta de cuatro etapas: generación del modelo, mallado del dominio, resolución de las ecuaciones y análisis de los resultados. A continuación se detallan cada una de ellas:

- 1) *Generación del Modelo.* En esta etapa se parte de planos 2D o bocetos para producir la geometría del modelo.
- 2) *Mallado del Dominio.* Es la discretización del dominio fluido en pequeñas celdas llamadas elementos o volúmenes finitos. La forma de estos puede ser variada (tetraédrica, hexaédrica, prismáticas, etc.). El tamaño del dominio dividido por la resolución requerida determina el número de elementos que es limitado por la memoria del equipo de cómputo.
- 3) *Resolución de las Ecuaciones.* Las derivadas parciales que gobiernan el comportamiento de un fluido se resuelven en cada uno de los elementos de la malla generada mediante métodos numéricos, así que se resume el conjunto de derivadas parciales sobre un espacio continuo a un sistema finito de ecuaciones algebraicas con variables independientes discretas.
- 4) *Análisis de Resultados.* Después de resolver las ecuaciones, se dispone de los valores de las variables que definen el problema en cada uno de los elementos de la malla. Además, si el problema es no estacionario, se obtiene un conjunto de datos por cada paso intervalo de tiempo.

Uno de los aspectos importantes en la metodología numérica es el adecuado modelado del medio continuo, para lo cual se utilizan entre otros el Método de los Volúmenes Finitos (MVF), el cual se basa en la discretización de las ecuaciones de Navier-Stokes (figura 1.9), los Métodos Lagrangianos de Partículas (figura 1.10) y el método de Vórtices Discretos (VD) que se basa en la discretización de una ecuación integral equivalente a la ecuación en derivadas parciales.

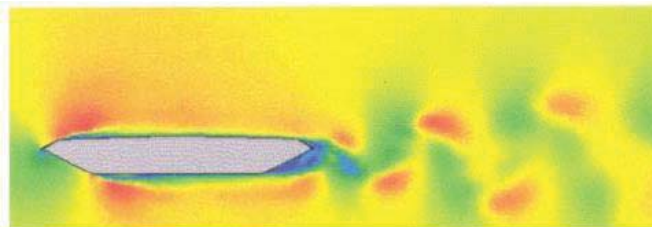


Figura 1.9 Contorno de Velocidades Obtenido con el Método de Volúmenes Finitos.



Figura 1.10 Desprendimiento de Torbellinos obtenido mediante Vórtices Discretos.

Las aplicaciones de la CFD dentro de la Ingeniería de Puentes se pueden mencionar algunos trabajos como son los de Frandsen (1999) y McRobie (2004) que usaron el Método de Elementos Finitos con el propósito de investigar las vibraciones provocadas por torbellinos y el flameo en el Puente Great Belt; Larsen (1998), Larsen y Walther (1996) que utilizaron el Método de los Vórtices Discretos para simular la interacción entre el fluido y la estructura, consiguiendo la velocidad de flameo para varios puentes; Zhou, Chen y Xiang (2003) que calcularon los coeficientes aerodinámicos y aeroelásticos para el segundo puente de Nanjing, el puente Runyang, el puente del Great Belt, el puente de Jinsha y el puente de Humen; Morgenthal (2000) que utilizó el Método de los Vórtices Discretos y obtuvo

el número de Strouhal, los coeficientes aerodinámicos, y la apariencia general de los coeficientes de flameo que fueron similares a los obtenidos de forma experimental.

1.2.3 Metodología Híbrida.

La metodología híbrida nace de la necesidad de obtener experimentalmente los coeficientes aerodinámicos y aeroelásticos requeridos en la formulación de las fuerzas actuantes. En consecuencia esta metodología se divide en dos etapas.

(1) Etapa experimental, en la que se obtiene la expresión de las fuerzas aerodinámicas y aeroelásticas L , M y D , tras la identificación de los respectivos coeficientes.

(2) Etapa computacional, en la que se lleva a cabo el análisis estructural del puente utilizando el Método de los Elementos Finitos.

Las ventajas de esta metodología son las siguientes:

- Requiere instalaciones de bajo costo en su fase experimental, debido a que se utilizan modelos seccionales.
- La fase computacional se ve beneficiada por el actual desarrollo computacional, lo que permite realizar modelos estructurales cada vez más refinados con análisis multimodales en los que se considera un elevado número de modos.
- Permite un enfoque multidisciplinario incorporando otros ámbitos científicos como la optimización numérica.

1.3 ECUACIONES FUNDAMENTALES DE COMPORTAMIENTO.

Las ecuaciones que gobiernan el comportamiento de un fluido, en las distintas hipótesis típicas mas utilizadas son:

- Las ecuaciones de Navier-Stokes
- La ecuación de Euler
- La ecuación del Potencial

1.3.1 Ecuaciones de Navier-Stokes.

Las ecuaciones de Navier-Stokes gobiernan el comportamiento de un fluido en el caso más general. Constan de tres conjuntos de ecuaciones diferenciales en derivadas parciales:

- La ecuación de Continuidad.
- La ecuación de equilibrio dinámico.
- La ecuación de conservación de la energía.

A este conjunto de ecuaciones es preciso adicionarle dos más para la completa definición del problema, la relación entre el tensor de tensiones y el tensor de velocidades de deformación (ecuación constitutiva) y la ecuación de estado para gases ideales.

En este trabajo se considerará la siguiente nomenclatura: Densidad del fluido, ρ , presión del fluido, p , vector velocidad, $u = [u_x, u_y, u_z]^T$, tensor de tensiones, σ , energía total, E , energía interna, e , tensiones desviadoras, τ_{ij} , viscosidad del fluido, μ .

La ecuación de continuidad expresa que la suma de la masa entrante y saliente por unidad de volumen, en la unidad de tiempo, es igual a la variación de la densidad por unidad de tiempo.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u) = 0 \quad (1.5)$$

La ecuación de equilibrio dinámico, también se denomina ecuación de conservación de la cantidad de movimiento, se expresa matemáticamente como:

$$\rho \frac{Du}{Dt} = \nabla \cdot \sigma \quad (1.6)$$

Y escribiendo $\sigma_{ij} = -p\delta_{ij} + \tau_{ij}$ la expresión anterior también se puede expresarse como,

$$\rho \frac{\partial u_x}{\partial t} + u_x \frac{\partial u_x}{\partial x} + u_y \frac{\partial u_x}{\partial y} + u_z \frac{\partial u_x}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} \quad (1.7.a)$$

$$\rho \frac{\partial u_y}{\partial t} + u_x \frac{\partial u_y}{\partial x} + u_y \frac{\partial u_y}{\partial y} + u_z \frac{\partial u_y}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} \quad (1.7.b)$$

$$\rho \frac{\partial u_z}{\partial t} + u_x \frac{\partial u_z}{\partial x} + u_y \frac{\partial u_z}{\partial y} + u_z \frac{\partial u_z}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} \quad (1.7.c)$$

La ecuación de la conservación de la energía es la expresión matemática del primer principio de la termodinámica y se expresa como:

$$\frac{\partial E}{\partial t} + \nabla \cdot (Eu) = -\nabla \cdot q + \nabla \cdot (\sigma \cdot u) \quad (1.8)$$

Bajo la hipótesis de fluido newtoniano, la ecuación constitutiva se expresa como:

$$\sigma_{ij} = -p\delta_{ij} + \mu \left(\frac{\delta u_i}{\delta x_j} + \frac{\delta u_j}{\delta x_i} \right) + \lambda \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (1.9)$$

$$\lambda = -\frac{2}{3}\mu \text{ (Condición de Stokes)} \quad (1.10)$$

Para los gases ideales, la ecuación de estado es:

$$p = \rho RT \quad (1.11)$$

El conjunto de las ecuaciones anteriores juntamente con las condiciones de contorno, permiten resolver el problema del flujo en su caso más general.

Las ecuaciones de Navier-Stokes también pueden escribirse de la siguiente forma:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F_i}{\partial x_i} + \frac{\partial G_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1.12)$$

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_x \\ \rho u_y \\ \rho u_z \\ \rho E \end{bmatrix} \quad (1.13)$$

$$F_i = \begin{bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_x u_i + p \delta_{xi} \\ \rho u_y u_i + p \delta_{yi} \\ \rho u_z u_i + p \delta_{zi} \\ u_i(\rho e + p) \end{bmatrix} \quad (1.14)$$

$$G_i = \begin{bmatrix} 0 \\ -\tau_{xi} \\ -\tau_{yi} \\ -\tau_{zi} \\ -\frac{\partial}{\partial x_i}(\tau_{ij} u_j) - k \frac{\partial T}{\partial x_i} \end{bmatrix} \quad (1.15)$$

Para el caso de un fluido incompresible las ecuaciones de Navier-Stokes se reducen a:

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\nabla p + \mu \Delta u \quad (1.16)$$

Junto con la ecuación de continuidad,

$$\nabla \cdot u = 0 \quad (1.17)$$

1.3.2 Ecuación de Euler.

Para los fluidos en los cuales se desprecia las fuerzas ocasionadas por la viscosidad, los flujos G_i de las ecuaciones anteriores son nulos, por lo que la ecuación de Euler se puede escribir como:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1.18)$$

O

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u) = 0 \quad (1.19)$$

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\nabla p \quad (1.20)$$

$$\frac{\partial E}{\partial t} + \nabla \cdot (Eu) = 0 \quad (1.21)$$

para el caso de fluido incompresible,

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\nabla p \quad (1.22)$$

$$\nabla \cdot u = 0 \quad (1.23)$$

1.3.3 Ecuación del Potencial

En el caso en que además de no ser viscoso el fluido, se suponga irrotacional, las ecuaciones de Euler pueden simplificarse todavía más escribiendo,

$$u = \nabla \varphi \quad (1.24)$$

donde φ es una función potencial,

$$\Delta \varphi = 0 \quad (1.25)$$

cumpléndose además que:

$$\frac{\partial \varphi}{\partial t} + E + \frac{P}{\rho} = cte \quad (1.26)$$

lo que significa que es constante a lo largo de una línea de corriente.

1.4 MODELACIÓN DE LA TURBULENCIA.

La modelación de la turbulencia consiste en considerar las ecuaciones de Navier-Stokes aplicadas al flujo medio, con una viscosidad adicional, denominada viscosidad turbulenta.

El modelo de turbulencia más comúnmente aceptado, es el debido a Reynolds, descomponiendo las velocidades en cualquier punto en una suma de velocidades medias y velocidades oscilantes.

$$u = \bar{u} + u' \quad (1.27)$$

Substituyendo (1.27) en las ecuaciones de Navier-Stokes, aparecen unas tensiones suplementarias τ'_{ij} , denominadas tensiones aparentes de la corriente turbulenta, tal que:

$$\tau'_{ij} = -\overline{\rho u'_i u'_j} \quad (1.28)$$

como estas tensiones se añaden a las tensiones comunes de una corriente viscosa y actúan en forma similar sobre el curso del movimiento, se habla también de fuerzas de viscosidad del rozamiento turbulento aparente. De acuerdo con Boussinesq su valor viene dado por,

$$\tau'_{ij} = -\overline{\rho u'_i u'_j} = \mu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \left(\frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} + \rho k \right) \quad (1.29)$$

en donde μ_t es la viscosidad turbulenta y k es la energía cinética turbulenta

$$k = \frac{u_i' + u_j'}{2} \quad (1.30)$$

Los distintos modelos de turbulencia evalúan los parámetros μ_t y k . Los más comúnmente utilizados son:

- Longitud de mezcla de Prandtl
- Modelo de Baldwin-Lomax
- Modelo k- ϵ

1.5 MÉTODOS NUMÉRICOS PARA LA SOLUCIÓN DE LAS ECUACIONES DE COMPORTAMIENTO

Todos los métodos numéricos de cálculo están basados en aproximaciones más o menos simplificadas de las ecuaciones de Navier-Stokes.

Exceptuando los casos sencillos, en general se resuelven mediante técnicas de Elementos Finitos, Diferencias Finitas y Volumen Finito, a fin de conseguir el grado de resolución deseado.

Los métodos numéricos para la resolución de las ecuaciones de Navier-Stokes, pueden dividirse en cuatro grupos, en función del grado de aproximación deseada y también de cuales sean los aspectos y zonas que quieran analizarse.

1.5.1 Métodos numéricos para la solución en flujo laminar.

Existen tres métodos para la solución de problemas en flujo laminar:

a) Métodos Lineales de Flujo no Viscoso

Su campo de aplicación abarca el flujo subsónico que no presenta despegue del fluido en los contornos. Entre los códigos más conocidos figura el de Transporte del Vórtice y el Método de los Paneles. El método de los Paneles es el que se abordara en este trabajo.

b) Métodos No Lineales de Flujo no Viscoso

Dichos métodos están basados en la resolución de las ecuaciones de Euler. Los principales métodos aplicables para la resolución de estas ecuaciones es el de Volúmenes Finitos, Diferencias Finitas o el de los Elementos Finitos.

c) Ecuaciones de Navier-Stokes prescindiendo de los efectos de la Turbulencia

En la hipótesis de flujo laminar y teniendo en cuenta los efectos de la viscosidad existen un gran número de algoritmos basados en los métodos del Elemento Finito y Diferencias Finitas. Estos métodos permiten modelar el despegue de la capa límite y como consecuencia la estela de remolinos que se forma.

1.5.2 Métodos numéricos para la solución en flujo turbulento.

Estos métodos se basan en la resolución de las ecuaciones de Navier-Stokes, en los cuales se ha introducido la simulación de los efectos turbulentos. Parten de las ecuaciones de Navier-Stokes promedio, las cuales necesitan un modelo de turbulencia para poder simular la denominada viscosidad turbulenta. Los métodos mas comúnmente utilizados son los del Elemento Finito y Diferencias Finitas.

CAPÍTULO 2

CÓDIGO DE DISEÑO DE PUENTES (PROPUESTA INICIAL)

2.1 INTRODUCCIÓN

Los puentes están propensos a varias formas de excitación aerodinámica que produce movimientos en flexión vertical, en torsión o menos comúnmente en flexo-torsión. Dependiendo de la naturaleza de la excitación los movimientos que deben de considerarse en el diseño son:

1. Respuesta con amplitud limitada que podría causar esfuerzos inaceptables o daño por fatiga.
2. Respuesta con amplitud divergente en donde la amplitud del movimiento se incrementa rápidamente.
3. Respuesta divergente sin oscilación, que se produce debido a inestabilidad torsional aerodinámica.

Pueden ocurrir dos tipos de respuesta con amplitud limitada:

1. Oscilaciones inducidas por vórtices, son oscilaciones de amplitud limitada excitadas por las fuerzas periódicas transversales a la dirección del viento que aparecen debido al desprendimiento de vórtices alternantes de la parte superior a la inferior del tablero del puente. Éstas pueden ocurrir en uno o más intervalos limitados de velocidades del viento. La frecuencia de excitación puede estar lo suficientemente próxima a la frecuencia natural de la estructura por lo que causará resonancia y consecuentemente, oscilaciones transversales al flujo en esa frecuencia. Esas oscilaciones ocurren en modos aislados verticalmente en flexión y en torsión.

2. Respuesta turbulenta, debido a la naturaleza de la turbulencia, las fuerzas y momentos desarrollados por el viento sobre el tablero fluctúan sobre un amplio intervalo de frecuencias. Si se presenta la energía suficiente en la banda de frecuencias alrededor de uno o más frecuencias naturales de la estructura, pueden ocurrir vibraciones.

En cuanto a la respuesta dinámica con amplitud divergente los mecanismos aerodinámicos que dan lugar a oscilaciones de este tipo, se clasifican en:

1. Galopeo y Flutter, inestabilidad por galopeo se puede presentar en ciertas formas de la sección transversal del tablero debido a las características de variación del arrastre del viento, levante y momentos de cabeceo con un cierto ángulo de incidencia o tiempo; y
2. Flutter clásico, que involucra el acoplamiento, es decir la interacción, entre oscilaciones por flexión vertical y torsional.

La respuesta divergente sin oscilación puede ocurrir si la rigidez aerodinámica torsional, es decir, la relación de cambio del momento de cabeceo con la rotación, es negativa. A una velocidad crítica del viento la rigidez aerodinámica negativa se convierte numéricamente igual a la rigidez estructural por torsión resultando una rigidez total nula.

Esta sección se puede usar para determinar la susceptibilidad del puente a la excitación aerodinámica. Si se encuentra que la estructura es susceptible a la excitación aerodinámica entonces se deben de seguir los requerimientos de la sección 3.

2.2 CRITERIOS PARA LA APLICACIÓN Y CONSIDERACIÓN DE EFECTOS AERODINÁMICOS

El parámetro de susceptibilidad aerodinámica, P_b , debe de obtenerse según la categoría de la estructura, con:

$$P_b = \left(\frac{\rho b^2}{m} \right) \left(\frac{16 V_{Dh}^2}{b L f_B^2} \right) \quad 2.1$$

Donde: $\rho = 1.22 \text{ kg}_m / \text{m}^3$ es la densidad del aire; $b \text{ m}$ es el ancho total del tablero del puente, $m \text{ kg}_m / \text{m}$ es la masa por unidad de longitud del tablero; $V_{Dh} \text{ m/s}$ es la velocidad media horaria de diseño; $L \text{ m}$ es la longitud del tablero más representativo del puente y $f_B \text{ Hz}$ es la frecuencia natural en flexión del tablero.

Los puentes se clasifican de la siguiente manera:

1. Puentes diseñados para soportar cargas del tipo BD 37, con construcción normal, se considera que son poco susceptibles a casi todos los tipos de excitación aerodinámica cuando $P_b < 0.04$. Sin embargo, las reglas pueden todavía ser aplicadas si no se satisfacen los requisitos geométricos dados en la sección 2.222. Normalmente puentes carreteros de menos de 25m de claro se encuentran dentro de esta categoría.
2. Puentes que tienen un valor $0.04 \leq P_b \leq 1.00$ deben de ser considerados dentro del alcance de estas reglas, considerando que se satisfacen las restricciones geométricas de 2.222. y debe de considerarse adecuadamente cada tipo de excitación si se satisface el criterio de 2.1.1, 2.1.2 y 2.1.3.

3. Puentes con $P_b > 1.00$ deben ser considerados a ser potencialmente susceptibles a excitaciones aerodinámicas. Puentes con más de 250m de claro se encuentran dentro de esta categoría, además, puentes especiales como los soportados por cables y otras estructuras donde los parámetros b , L ó f_b , no puedan calcularse exactamente.

Para propósitos de esta clasificación dentro de las construcciones normales se consideran incluidos puentes de acero, concreto, aluminio o madera, incluyendo construcción compuesta .

Para propósitos de una categorización preliminar, se pueden usar los valores de:

V_{Dh} entre 20.00 y 40.00 m/s

m/b entre 600.00 y 1200.00 kg_m/m^2

f_B entre $50/L^{0.87}$ y $100/L^{0.87}$, pero es preferible calcularla como se indica más adelante.

Se deben de calcular los valores de P_b considerando los valores de los límites inferiores y superiores.

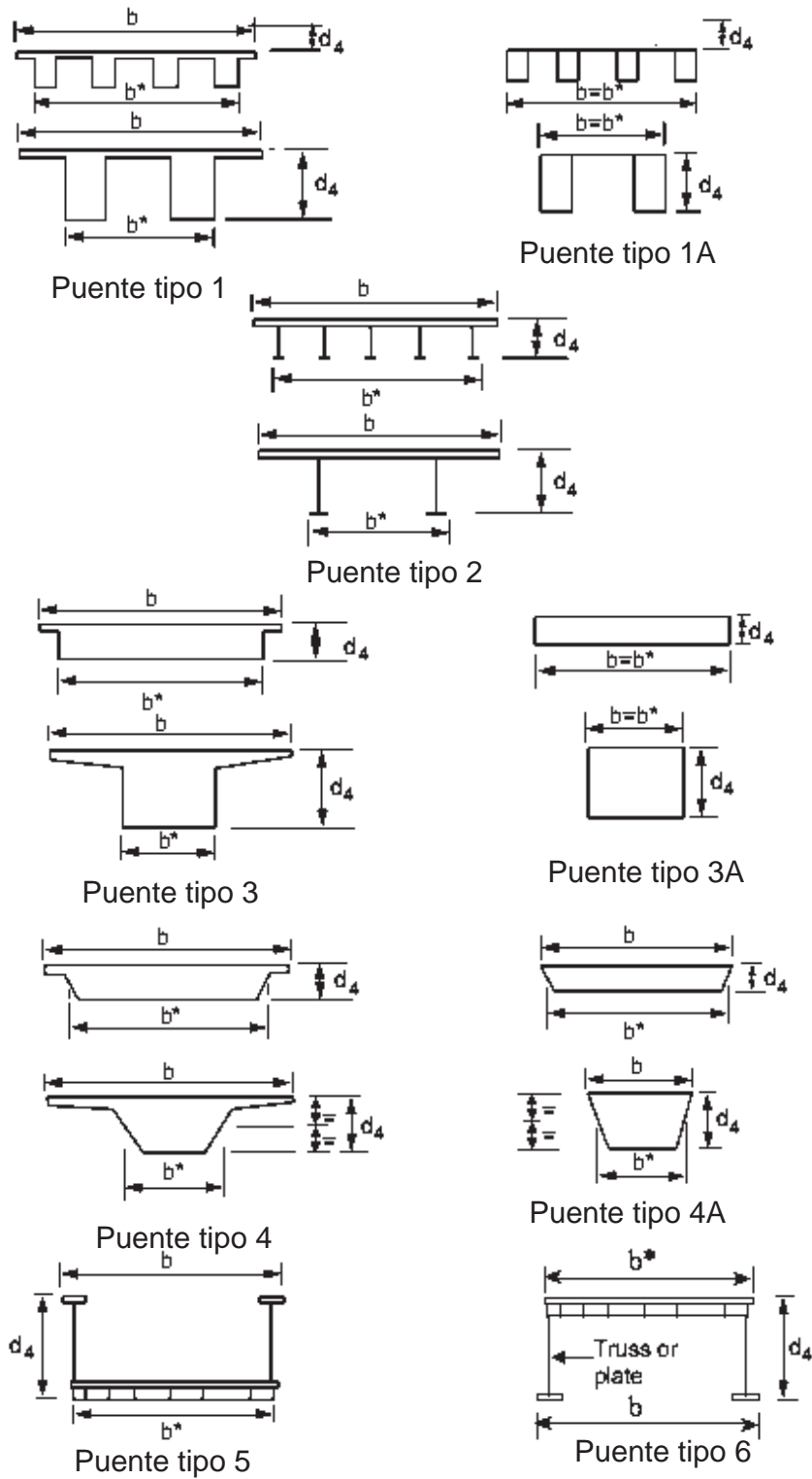


Figura 2.1 Tipos de Puentes y dimensiones de referencia

2.2.1 Respuesta con Amplitud Limitada

Para estimar la velocidad crítica por excitación de vórtices (V_{cr}) tanto para flexión como para torsión, se debe hacer como en la sección 2.1.1.1 y para ciertos puentes formados por armaduras, según 2.1.1.2(c). Se deben satisfacer los criterios límites dados en 2.1.1.2.

2.2.2 Velocidad Crítica por Excitación de Vórtices

La velocidad crítica del viento por excitación de vórtices, V_{cr} m/s se define como la velocidad del flujo del aire estacionario o de la velocidad media a flujo turbulento, en la cual ocurre la máxima excitación aerodinámica debido al desprendimiento de vórtices y debe de calcularse como sigue tanto para flexión vertical como para los modos de vibrar en torsión, en puentes formados por tableros de losa o con tableros huecos. Alternativamente, la velocidad crítica puede calcularse en pruebas en túnel de viento con modelos a escala.

Para puentes con armaduras con relación de solidez de $\varphi < 0.50$ se calcula según 2.1.1.2(c). Cuando la relación de solidez sea $\varphi \geq 0.50$ se puede tomar la expresión para puentes formados por losa en forma conservador, tomando la profundidad d_4 como φd_4 (Figura 2.1).

Tabla 2.1 expresiones para el cálculo de la velocidad crítica por vórtices

$\frac{b^*}{d_4}$	V_{cr} m/s para puentes tipo 1, 1A, 3, 3A, 4 y 4A	V_{cr} m/s para puentes tipo 2, 5 y 6
≤ 5.0	$6.5d_4f$	$6.5d_4f$
> 5.0 pero < 10.0	$d_4f \left(\frac{1.1b^*}{d_4} + 1.0 \right)$	$d_4f \left(\frac{0.70b^*}{d_4} + 3.0 \right)$
≥ 10.0	$12d_4f$	$10d_4f$

En la Tabla 2.1 se usó la siguiente nomenclatura: b^* m es el ancho efectivo del puente (Figura 2.1); d_4 m es el peralte del tablero del puente (Figura 2.1). Si el peralte es variable en el claro d_4 debe tomarse como el valor promedio del tercio medio del claro más largo; f Hz es el valor de la frecuencia más apropiada, es decir, f_B , para flexión ó f_T para torsión.

2.2.3 Criterios Límite

Se deben de seguir las siguientes condiciones para determinar la susceptibilidad de puentes a la excitación por desprendimiento de vórtices:

- a) Cualquier puente cuya frecuencia fundamental es mayor de $5 Hz$ se debe considerar estable con respecto a la excitación de desprendimiento por vórtices.
- b) Cualquier puente, incluyendo puentes formados con armaduras (ver también inciso c) debe considerarse estable con respecto a las vibraciones excitadas por vórtices si la más baja velocidad crítica, V_{cr} , por excitación de vórtices tanto en flexión como en torsión, como se definió en 2.1.1.1, excede el valor de referencia de la velocidad crítica. V_{vs} m/s , donde

$$V_{vs} = 1.25V_r \quad 2.2$$

y donde V_r m/s es la velocidad media horaria de diseño en la zona en donde se construirá en puente.

- c) Además los puentes formados por armaduras deben de considerarse estables con respecto a la excitación por vórtices cuando $\phi < 0.50$, donde ϕ es la relación de solidez de la cara frontal de la armadura en barlovento, definida como la relación del área neta proyectada de los componentes de la armadura al área proyectada por la frontera de los elementos que forman la armadura, es

decir, excluyendo el peralte del tablero. Para armaduras con $\phi \geq 0.50$ referirse a 2.1.1.1.

Si alguno de los incisos (a), (b) ó (c) es satisfecho entonces el puente debe ser considerado estable con respecto a los efectos por excitación por vórtices. Si ninguno de los incisos anteriores es satisfecho, entonces deben de considerarse los efectos por vórtices según se especifica en la sección 3.1.

2.2.4 Respuesta con Amplitud Limitada-Turbulencia

Si las frecuencias calculadas en flexión, f_B , y en torsión, f_T , son mayores que 1.0 Hz , se pueden ignorar los efectos de amplificación por turbulencia.

Los efectos de amplificación dinámica por turbulencia, también pueden ser despreciados si:

$$P_T \leq 1.0 \quad 2.3$$

Donde,

$$P_T = \left(\frac{\rho b^2}{m} \right) \left(\frac{V_s}{f_B b} \right)^2 \left(\frac{b \sigma_{flm}}{\sigma_c} \right) \quad 2.4$$

Donde ρ , b , m y f_B ya fueron definidos; $V_s \text{ m/s}$ es la velocidad media horaria del viento calculada a $10m$ del nivel del terreno; σ_{flm} es el esfuerzo máximo en la estructura por unidad de deflexión en el primer modo de vibrar, calculado en el elemento relevante y el punto de más alto esfuerzo; σ_c es el esfuerzo permitido, calculado como:

- Para elementos de vigas de acero: $\sigma_c = 600 \text{ N/mm}^2$ para los esfuerzos por flexión en los patines longitudinales, o

- Para puentes formados por armaduras, $\sigma_c = 750 \text{ N/mm}^2$ para los esfuerzos axiales en las cuerdas, o
- Para elementos de concreto (puentes de concreto o con sección compuesta), $\sigma_c = 80 \text{ N/mm}^2$ para los esfuerzos principales por flexión en el concreto, o
- Para puentes atirantados se deben revisar los esfuerzos axiales máximos, con $\sigma_c = 1200 \text{ N/mm}^2$.

Si las condiciones anteriores no son satisfechas la respuesta dinámica por turbulencia deben ser considerados según la sección 3.3.

2.3 RESPUESTA CON AMPLITUD DIVERGENTE

Para estimar la velocidad crítica por galopeo y flutter, V_g , para los movimientos por flexión como por torsión, y por flutter clásico, V_f , se deben calcular según 2.1.3.1 y 2.1.3.2, respectivamente. Alternativamente los valores de las velocidades críticas V_g y V_f , pueden calcularse en pruebas de túnel de viento. Se deben satisfacer los criterios límite dados en 2.1.3.3.

2.3.1 Galopeo y Flutter

(a) Movimiento vertical

El movimiento vertical debe ser considerado únicamente en puentes tipo 3, 3A, 4 y 4^a, como se muestra en la Figura 2.1, sólo si:

$$b < 4d_4 \quad 2.5$$

Considerando que las restricciones de (i) a (iii) de la sección 2.3 son satisfechas, V_g , debe calcularse con la velocidad reducida, V_{Rg} usando la siguiente formula:

$$V_g = V_{Rg} f_B d_4 \quad 2.6$$

Donde,

$$V_{Rg} = \frac{C_g m \delta_s}{\rho d_4^2} \quad 2.7$$

Donde f_B , m y ρ ya fueron definidos anteriormente; C_g es igual a 2.0 para puentes tipo 3 y 4 con lados frontales mayores de $0.70d_4$ ó 1.0 para puentes tipo 3, 3^a 4 y 4^a con lados frontales menores o iguales a $0.70d_4$; δ_s es el valor del decremento logarítmico del amortiguamiento; d_4 m es el peralte de referencia del tablero del puente como se muestra en la Figura 2.1.

(b) Movimiento torsional

El movimiento torsional debe ser considerado en todos los tipos de puentes clasificados según la Figura 2.1. Considerando que las vigas frontales (faciales) y los parapetos cumplen con las restricciones dadas en la sección 2.3, entonces la velocidad V_g debe se calculada para los puentes tipo 1, 1A, 2, 5 y 6 con,

$$V_g = 3.3 f_T b \quad 2.8$$

Para los puentes tipo 3, 3A, 4 y 4A, con:

$$V_g = 5 f_T b \quad 2.9$$

Para los puentes tipo 3, 3A, 4 y 4A, que tienen un valor de $b < 4d_4$, el valor de V_g debe ser tomado como el menor de los dos siguientes:

$$V_g = 12f_T d_4 \quad 2.10$$

ó

$$V_g = 5f_T b \quad 2.11$$

Donde f_T Hz es la frecuencia natural en torsión, b m es el ancho total del puente, y d_4 m es el peralte del tablero del puente (Figura 2.1).

2.3.2 Flutter Clásico

La velocidad crítica para flutter clásico, V_f m/s, debe calcularse con la velocidad reducida crítica,

$$V_{Rf} = \frac{V_f}{f_T b} \quad 2.12$$

Es decir,

$$V_f = V_{Rf} f_T b \quad 2.13$$

Donde:

$$V_{Rf} = 1.8 \left[1 - 1.1 \left(\frac{f_B}{f_T} \right)^2 \right]^{1/2} \left(\frac{mr}{\rho b^3} \right)^{1/2} \quad 2.14$$

pero no menor de 2.5.

Donde f_T , f_B , m , ρ y b , ya fueron definidos; r es el radio polar de giro de la sección transversal efectiva del puente en el centro del claro principal *segundo momento polar de masa / masa* $^{1/2}$. Alternativamente el valor de V_f m/s se puede calcular en pruebas de túnel de viento.

2.3.3 Criterios Límite

Todo puente debe mostrar ser estable con respecto a la amplitud de la respuesta divergente en vientos fuertes con velocidad, V_{WO} m/s , dada por:

$$V_{WO} = \frac{1.10}{3} V_r + 2V_d K_{1A} \quad 2.15$$

Donde V_r es la velocidad media horaria; V_d es la velocidad máxima de ráfaga calculada para el claro más grande, K_{1A} es un coeficiente seleccionado tal que se presente la mínima probabilidad de ocurrencia de esas severas formas de vibración. Para algunas localidades de UK, $K_{1A} = 1.25$. Para otras regiones climáticas, tales como zonas de ciclones se puede usar $K_{1A} = 1.40$.

Si los valores de V_g o de V_f obtenidos con las secciones 2.1.3.1 y 2.1.3.2, respectivamente, son menores que V_{WO} m/s deben de realizarse estudios en túnel de viento para determinarse.

2.3.4 Divergencia Sin Oscilación

Una estructura debe considerarse estable bajo este movimiento si el criterio establecido en 2.1.3 se satisface.

2.4 RESTRICCIONES GEÓMETRICAS

Para la aplicación de las velocidades reducidas para la respuesta con amplitud divergente y para la máxima amplitud por desprendimiento de vórtices, deben de satisfacerse las siguientes condiciones:

- i. El eje de los miembros sólidos, tales como las vigas frontales (faciales) y parapetos sólidos deben de tener una profundidad o peralte menor que $0.2d_4$, a menos que estén colocada cerca de $0.5d_4$ de la parte exterior del tablero cuando estos no deban salir del tablero por más de $0.5d_4$. Para definir tal eje de los miembros, se debe ignorar el eje rígido de la losa a una profundidad de 0.5 veces el peralte de la losa.
- ii. El eje de otros miembros, tales como parapetos, deben de tener una altura sobre el tablero, h , y una relación de sólidez φ , tal que φ sea menor que 0.50 y que el producto de $h\varphi$ sea menor de $0.35d_4$ para el eje efectivo del miembro. El valor de φ puede exceder de 0.50 sobre la longitud más corta del parapeto, considerando que la longitud total proyectada en el centro del puente, tanto en las secciones de sotavento como en barlovento del parapeto cuya relación de sólidez excede de 0.5, no excede del 30% de la longitud o claro del puente.
- iii. Ninguna barrera central debe tener un área proyectada en elevación por metro de longitud menor de $0.5m^2$. Las banquetas mayores de 100mm de ancho deben de considerarse dentro de esta restricción tratándose como un sólido estanco, para el caso de que tengan menos de 100mm de ancho se puede despreciar (Figura 2.2).

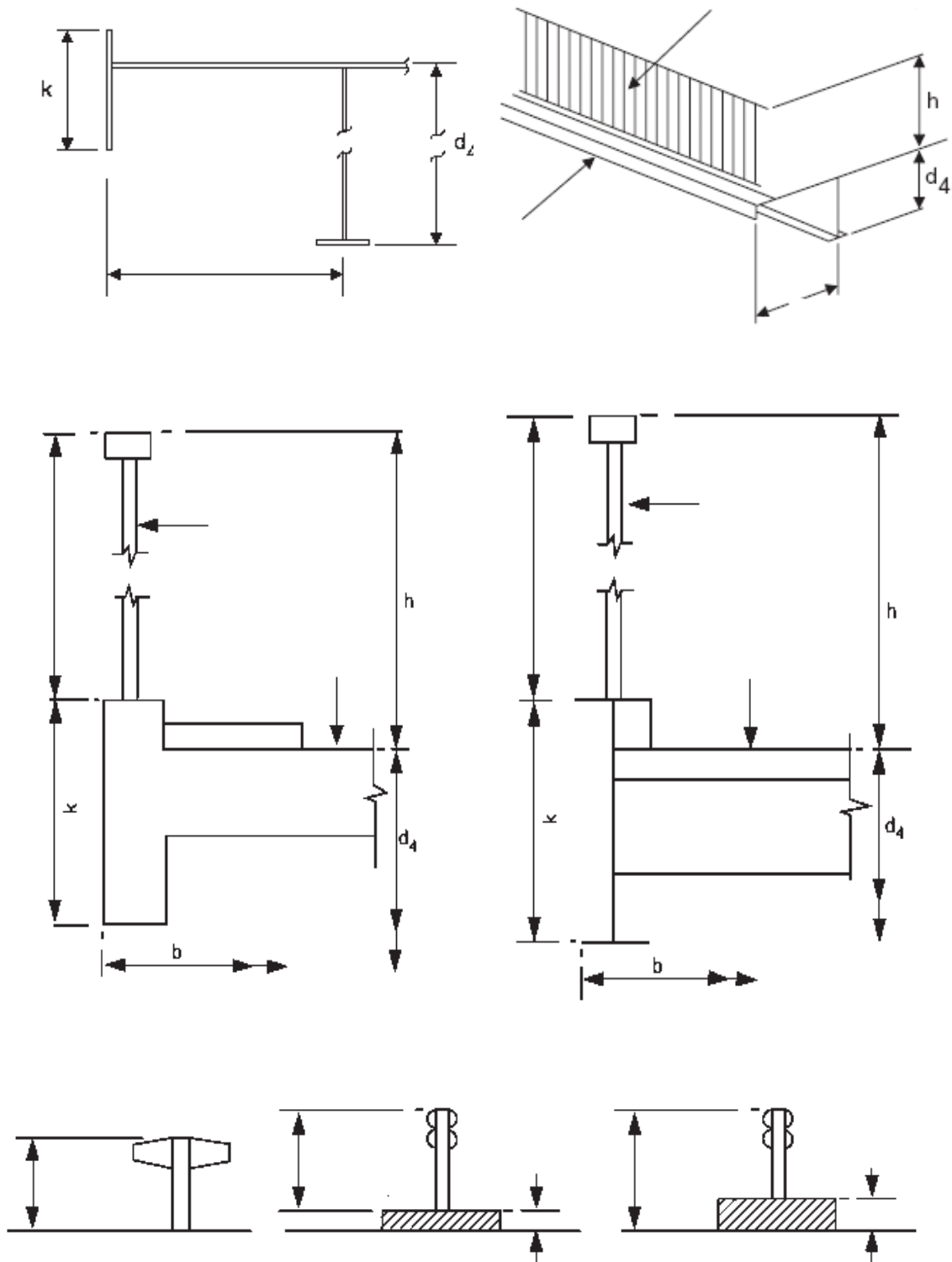


Figura 2.2 Detalles de los Tableros de los Puentes y restricciones geométricas

2.5 REQUISITOS ADICIONALES

Si se encuentra que un puente es susceptible a excitaciones aerodinámicas según el criterio de la sección 2.1, entonces se deben de considerar los siguientes requisitos adicionales:

2.5.1 Efectos de Excitación por Vórtices

Cuando el puente no se pueda suponer aerodinámicamente estable contra la excitación por vórtices se deben de seguir las siguientes consideraciones:

- i. Los efectos de las máximas oscilaciones de cualquiera de los movimientos considerados por separado, calculados con 3.1.2 junto con los efectos de otras cargas coincidentes (sección 4);
- ii. Daños por fatiga, según se revisa en la sección 5 conjuntamente con los daños producidos por otras cargas.

2.5.1.1 Amplitudes.

La máxima amplitud por flexión y por vibraciones torsionales, $y_{m\acute{a}x}$, debe obtenerse para cada modo de vibrar y para cada correspondiente velocidad crítica menor que V_r como se definió en 2.1.1.3.

La amplitud por vibración, $y_{m\acute{a}x}$, de media a máxima, para flexión y torsión de puentes con tablero de losa y huecos, y para flexión de armaduras, se puede obtener con la formula siguiente si se satisfacen las siguientes condiciones:

- (a) Para todos los tipos de puentes, ejes y detalles centrales según las restricciones geométricas dadas en 2.3.

- (b) El sitio, topografía y alineamiento del puente es tal que la inclinación vertical del viento sobre el tablero del puente, debido a la pendiente del terreno, no excede $\pm 3^\circ$.

La formula siguiente da un valor aproximado de la amplitud, por lo que si es posible deben realizarse pruebas en túnel de viento.

Para vibraciones en flexión vertical, en puentes tipo 1 a 6:

$$y_{m\acute{a}x} = c \frac{b^{0.5} d_4^{2.5} \rho}{4m\delta_s} \quad 2.16$$

Para vibración torsional en puentes tipo 1, 1A, 3, 3A, 4 y 4A,

$$y_{m\acute{a}x} = c \frac{b^{1.5} d_4^{3.5} \rho}{8mr^2\delta_s} \quad 2.17$$

Para puentes tipo 2, 5 y 6, el valor de $y_{m\acute{a}x}$ debe de ignorarse.

En estas ecuaciones,

$$c = \frac{3}{d_4} \frac{k + h\varphi}{d_4} \text{ pero } \leq 0.5 \quad 2.18$$

k es el peralte de la viga frontal (facial) o eje de la losa (Figura 2.2), todas las demás variables ya han sido definidas.

2.5.1.2 Efectos por Desprendimiento de Vórtices

El parámetro de sensibilidad dinámica, K_D , debe calcularse para efectos flexionantes con:

$$K_D = y_{m\acute{a}x} f_B^2 \quad 2.19$$

Para efectos torsionales,

$$K_D = y_{m\acute{a}x} f_T^2 \tag{2.20}$$

Donde $y_{m\acute{a}x}$ mm es la máxima amplitud calculada en 3.1.1 para flexión o torsión ; f_B y f_T Hz son la frecuencias en flexión y torsión, respectivamente.

En la Tabla 2.2 se dan valor indicativos para las cargas estáticas equivalentes que deben de usarse, si se requiere, dependiendo del valor de K_D para producir los efectos de la carga considerada según las secciones 4 y 5. La Tabla 2.2 da un indicativo del nivel de confort de los usuarios, según el valor de K_D , e indican cuando debe ser verificados.

En particular, si K_D es mayor de 30mm/s^2 y la velocidad crítica de la excitación del modo relevante es menor de 20m/s , se debe de realizar un estudio detallado para obtener el valor de K_D . Si después de ello se encuentra todavía que K_D es mayor de 30mm/s^2 el tablero puede ser poco confortable bajo condiciones de servicio y el diseño debe de modificarse.

Tabla 2.2 Comportamiento debido a la excitación de vórtices

K_D en mm/s^2	Carga vertical debido a la excitación por vórtices expresada como un porcentaje α de la total carga de diseño factorizada más la carga viva sobre el puente		Disconfort por el movimiento sólo para $V_{cr} < 20\text{m/s}$
	A	B	
	Todos los puentes excepto los B	Todos los puentes simplemente apoyados y todos	Todos los puentes

		los de concreto apoyados sobre zapatas	
≥100 50	α puede ser mayor que el 20%. Realizar análisis usando $y_{m\acute{a}x}$ calculada	α puede ser mayor que el 25%.	Posibilidad de disconfor de los usuarios
30 20 10	Realizar análisis usando $y_{m\acute{a}x}$ o por simplicidad usar el valor de la frontera superior de la carga, $\alpha = 0.40K_D$	Realizar el análisis usando el valor de $y_{m\acute{a}x}$ calculado.	Poco placentero
5 3 2 1	α es menor que el 4% y puede ser despreciado	Realizar análisis usando $y_{m\acute{a}x}$ calculado o por simplicidad usar el límite superior de la carga, $\alpha = 2.5K_D$	Tolerable
		α es menor del 5% y puede despreciarse	Inaceptable
			Poco perceptible

En la Tabla 2.2 $K_D = f^2 y_{m\acute{a}x}$ donde f es la frecuencia natural en Hz , $y_{m\acute{a}x}$ es la máxima amplitud predecible en mm , α es el porcentaje de la carga muerta total nominal más la carga viva aplicada como la carga debida al desprendimiento de vórtices.

Cuando la velocidad crítica de la excitación en el modo relevante es mayor de 20m/s , el movimiento de discomfort generalmente no es sentido por el usuario del puente.

2.6 COEFICIENTES AERODINÁMICOS

Esta sección sólo aplica a puentes de sección transversal constante como las mostradas en la Figura 2.3

La acción del viento sobre puentes se divide en tres componentes (Figura 2.3).

- La fuerza en la dirección x.
- La fuerza de sustentación en la dirección z.
- La fuerza longitudinal en la dirección y.

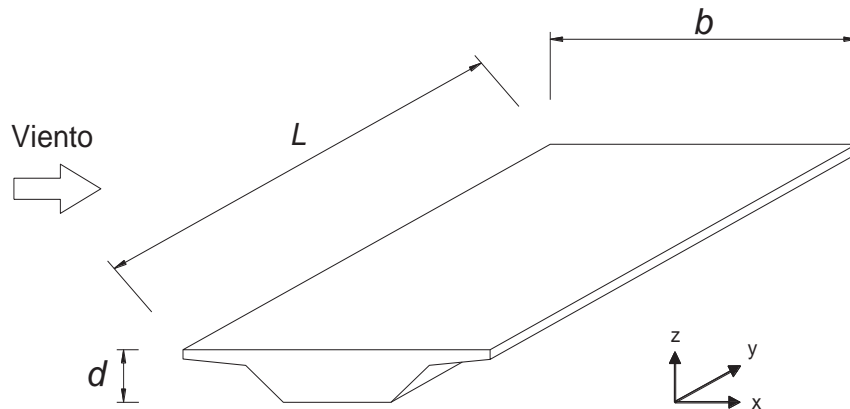


Figura 2.3 Componentes de la fuerza del viento sobre un tablero

Los coeficientes de fuerza para tableros de puentes en la dirección x se obtienen por:

$$C_{fx} = C_{fx,0} \Psi_{Ax} \tag{2.21}$$

Donde $C_{fx,0}$ es el coeficiente de arrastre de la fuerza para una relación de esbeltez infinita, $\lambda = L/d$ (Figura 2.4); Ψ_{Ax} es el factor de reducción por esbeltez del puente.

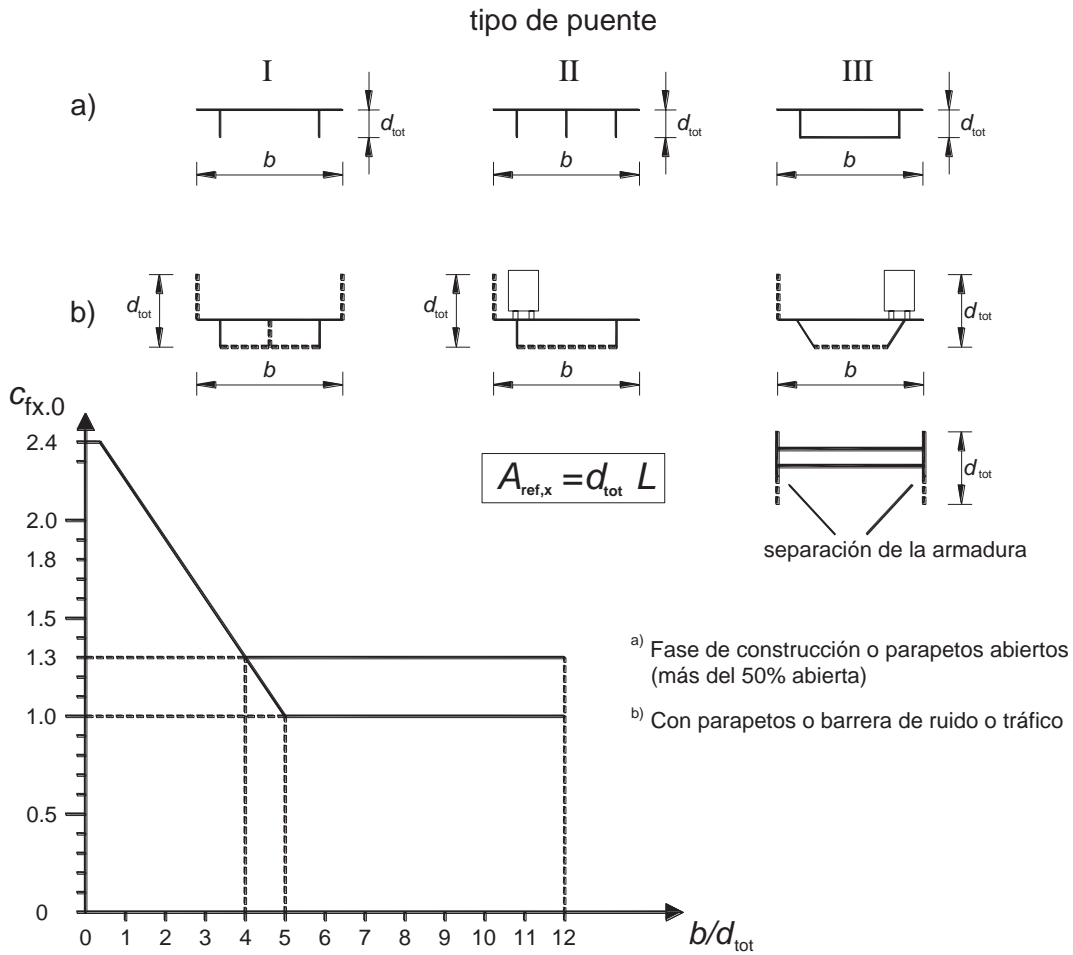


Figura 2.4 Relación de esbeltez y coeficiente de arrastre

Cuando la cara a barlovento está inclinada respecto a la vertical, el coeficiente de arrastre $C_{f,0}$ se puede reducir en un 0.5 % para cada grado de inclinación con respecto a la vertical, hasta una reducción máxima del 30% (Figura 2.5).

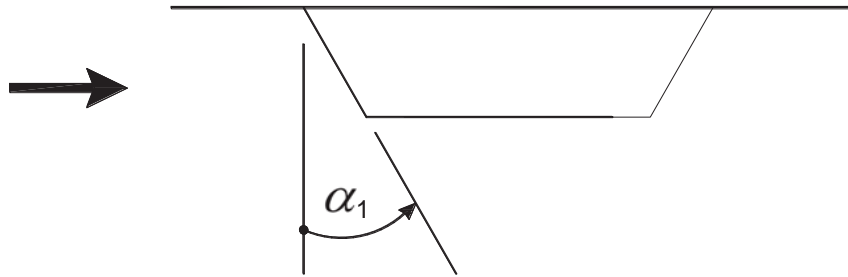


Figura 2.5 Puentes con la cara a barlovento inclinada.

La superficie de referencia $A_{ref,x}$ para combinaciones de carga sin carga de tráfico se define como:

1. Para tableros con vigas de alma llena:

La superficie de la cara de la viga principal frontal, la de las partes de las demás vigas principales que se proyecten sobre esta primera, y la de cualquier proyección del tablero de la calzada hasta el pavimento o vía del ferrocarril.

2. Para tableros con vigas en celosía:

- a) La superficie de la cara de la calzada o carriles más balasto y los andenes.
- b) Aquellas zonas sólidas de todas las vigas entramadas principales situadas sobre o bajo la superficie descrita en (1), en proyección perpendicular en alzado.

- c) Los petos y barreras de seguridad a barlovento y a sotavento, añadiendo a la profundidad de la superficie definida en (1) las siguientes dimensiones:
- 300 mm para cada peto abierto o barrera de seguridad
 - La suma de las alturas de los petos o barreras de seguridad, si éstos son superficies continuas.



Figura 2.6 Canto a utilizar para el cálculo de $A_{ref,x}$

Tabla 2.3 Valores de dimensiones para el cálculo de $A_{ref,x}$

Sistema de contención	En un lado	En ambos lados
Peto o barrera de seguridad abiertos	$b = 300 \text{ mm}$	$b = 600 \text{ mm}$
Peto o barrera de seguridad sólidos	$b + b_1$	$b + 2 b_1$
Peto y barrera de seguridad abiertos	$B + 600 \text{ mm}$	$b + 1200 \text{ mm}$

Los coeficientes de fuerza para tableros de puentes en la dirección z (coeficientes de fuerza ascensional) se dan en la Figura 2.7.

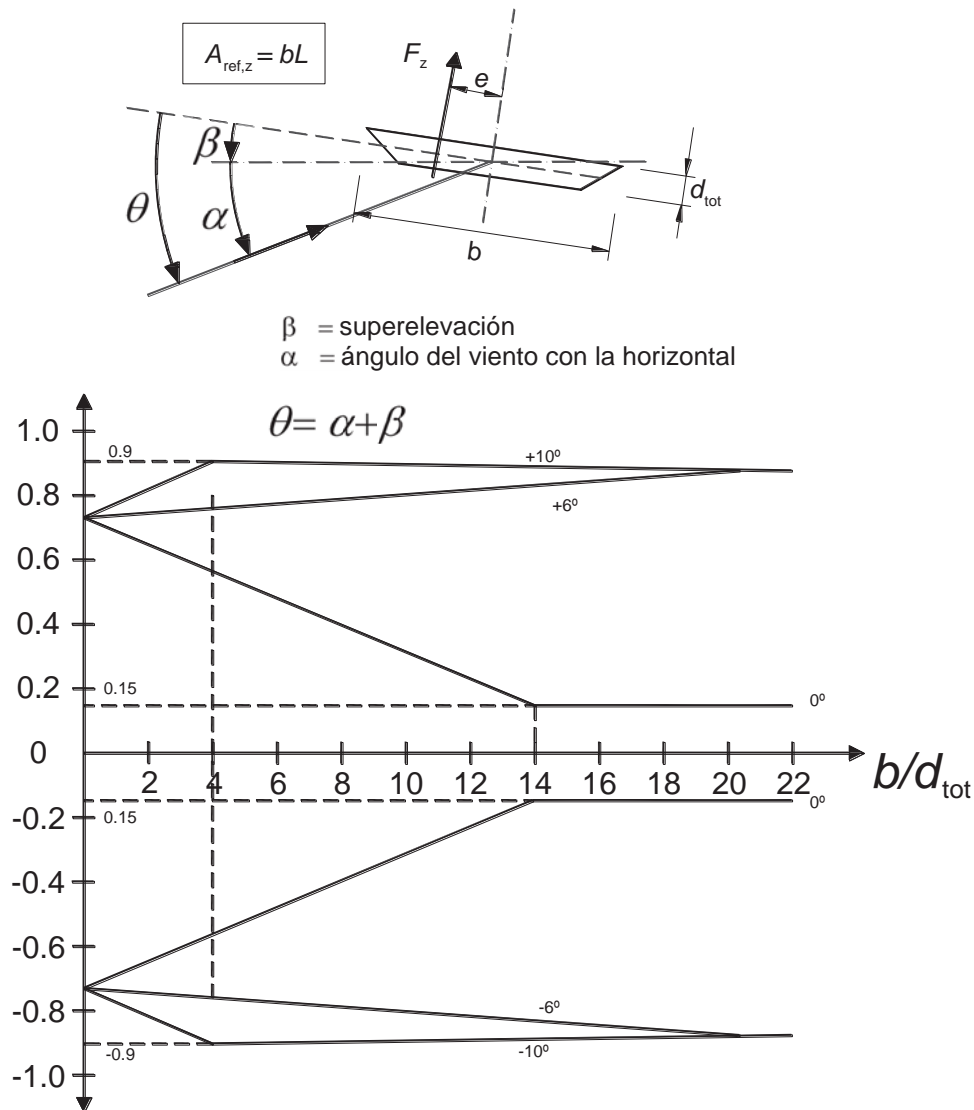


Figura 2.7 Coeficientes de fuerza, $C_{f,z}$ para puentes con elevación e inclinación con respecto al flujo del viento

La superficie de referencia $A_{ref,z}$ es igual a la superficie de la planta,

$$A_{ref,z} = b L \tag{2.22}$$

no se tendrán en cuenta ningún factor de esbeltez y la altura de referencia es la misma que para $C_{f,x}$

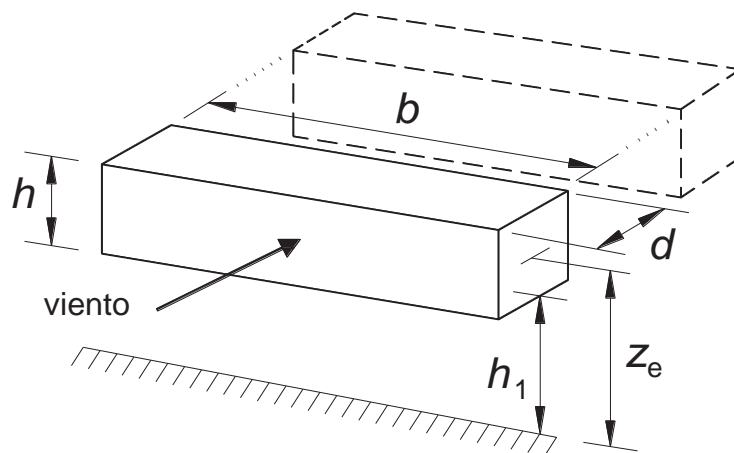
Si no se indica lo contrario, la excentricidad de la fuerza en la dirección y se puede fijar como $e = d/4$.

Las fuerzas longitudinales del viento en la dirección x se tomarán como:

- 25% de la fuerza del viento en la dirección x para puentes planos.
- 50% de la fuerza del viento en la dirección x para puentes en celosía.

2.7 CÁLCULO DEL FACTOR DE AMPLIFICACIÓN DINÁMICO

Si el modo fundamental de la estructura en la dirección del viento, está desacoplado de los demás modos, se aplicará el método para el cálculo del factor dinámico propuesto en éste apartado.



$$h \ll b; d \ll b; \frac{b}{h_1} < 0.5 \text{ Y } Z_e = h_1 + \frac{h_2}{2} z_{min}$$

Figura 2.8 Nomenclatura para el cálculo del factor de amplificación

$$Cd = \frac{1 + \left(2g I_{v(Ze)} \sqrt{B^2 + R^2} \right)}{1 + 7I_{v(Ze)}} \quad 2.23$$

Donde g es el factor pico, $I_{v(Ze)}$ es la intensidad de la turbulencia, Ze es la altura equivalente de la estructura, B es la respuesta de fondo y R es la respuesta en resonancia.

La intensidad de turbulencia se calcula con:

$$I_{v(Ze)} = \frac{K_t}{C_{r(Ze)} C_{t(Ze)}} \quad 2.24$$

Donde K_t es el factor de terreno, $C_{r(Ze)}$ es el factor de rugosidad y $C_{t(Ze)}$ es el factor de topografía.

El factor pico se calcula con:

$$g = \sqrt{2 \ln v 600} + \frac{0.6}{\sqrt{2 \ln v 600}} \quad 2.25$$

Donde v es la frecuencia esperada, calculada con:

$$v = n_{1,x} \sqrt{\frac{R^2}{B^2 + R^2}} \quad 2.26$$

Donde $n_{1,x}$ Hz es la frecuencia fundamental de vibrar de la estructura en la dirección del viento.

El factor de Respuesta de fondo se calcula con:

$$B^2 = \frac{1}{1 + 0.9 \left(\frac{b+h}{L ze} \right)^{0.63}} \quad 2.27$$

Donde $L ze$ es la escala de longitud de la turbulencia para $z = Ze$ y se calcula con:

$$\begin{aligned}
 L_{ze} &= 300 \left(\frac{Ze}{300} \right)^\varepsilon & z_{min} \leq z \leq 300m \\
 L_{ze} &= 300 \left(\frac{Z_{min}}{300} \right)^\varepsilon & z < z_{min} \\
 L_{ze} &= 300m & z > 300m
 \end{aligned}
 \tag{2.28}$$

Factor de respuesta en Resonancia,

$$R^2 = \frac{\pi^2}{2\delta} R_N R_h R_b \tag{2.29}$$

Donde δ es el decremento logarítmico de la atenuación de la vibración en la dirección del viento, R_N es la función de densidad espectral, R_h y R_b son las funciones de admitancia aerodinámica, que se calculan con:

$$R_N = \frac{6.8Nx}{1 + 10.2Nx^{5/3}} \tag{2.30}$$

Donde la frecuencia reducida es:

$$Nx = \frac{n_{1,x} L_{ze}}{v_m} \tag{2.31}$$

$$R_h = \frac{1}{\eta_h} - \frac{1}{2\eta_h^2} 1 - e^{-2\eta_h} \tag{2.32}$$

Donde:

$$\eta_h = \frac{4.6hNx}{L_{ze}} \tag{2.33}$$

$$R_b = \frac{1}{\eta_b} - \frac{1}{2\eta_b^2} 1 - e^{-2\eta_b} \tag{2.34}$$

Donde:

$$\eta_b = \frac{4.6bNx}{L_{Ze}} \quad 2.35$$

2.8 CARACTERÍSTICAS DINÁMICAS DE ESTRUCTURAS

Los métodos de cálculo propuestos en esta sección, suponen que las estructuras tienen un comportamiento elástico lineal y modos normales clásicos.

Las propiedades dinámicas estructurales, por tanto, se caracterizan por:

- Frecuencias naturales
- Formas modales
- Masas equivalentes
- Decremento logarítmico del amortiguamiento

La frecuencia fundamental en flexión para puentes con sección en cajón o en placa, puede ser obtenida aproximadamente con la siguiente fórmula:

$$n_{1,b} = \frac{K^2}{2\pi L^2} \sqrt{\frac{EI_b}{m}} \quad 2.36$$

Donde L m es la longitud del claro principal, E N/m^2 es el módulo de Young;

I_b m^4 es el momento de inercia a flexión vertical en el centro del claro; m kg/m

es la masa por unidad de longitud de la sección (centro del claro) y K es un factor que depende del arreglo de los apoyos.

Tal que para puentes con un solo claro:

$K = \pi$ si está simplemente apoyado

$K = 3.9$ si está en cantilever

$K = 4.7$ si está empotrado

2.37

Para puentes continuos con dos claros:

K es obtenido de la Figura 2.9, usando la curva para dos claros, donde L_1 , es la longitud del claro menor.

Para puentes continuos con tres claros:

K es obtenido de la Figura 2.9, usando la curva para tres claros. $L > L_1 > L_2$, si $L_1 > L_2$, entonces K puede ser obtenido de la curva para dos claros, despreciando el claro más corto, y tratando el claro mas largo como el claro principal. Este valor de K también aplica para puentes en los cuales el claro principal está suspendido.

Para puentes continuos con cuatro claros simétricos:

K es obtenido de la figura A1, usando la curva para dos claros, tratando cada mitad del puente como un sistema equivalente.

Para puentes continuos con cuatro claros no simétricos:

K es obtenido de la Figura 2.9, usando la curva apropiada para tres claros, escogiendo el claro principal como el interno más grande.

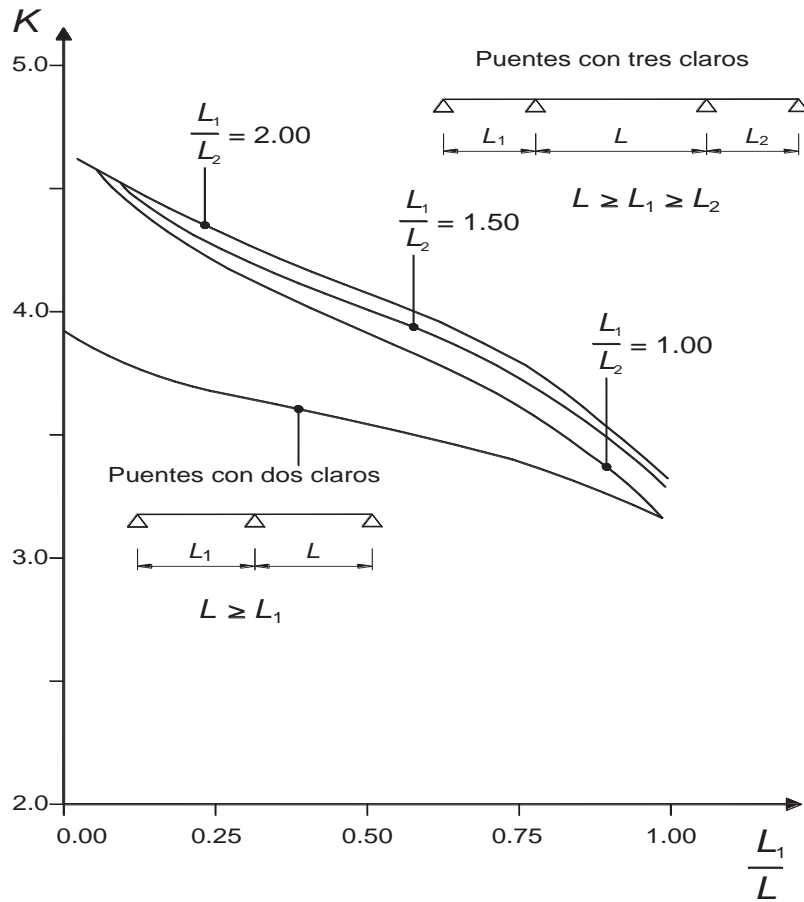


Figura 2.9 Cálculo del factor K función del tipo de apoyo.

La frecuencia fundamental en torsión de un puente de sección viga es igual a la frecuencia fundamental en flexión siempre y cuando la inercia longitudinal por unidad de ancho, no sea menor que 100 veces la inercia transversal por unidad de longitud.

La frecuencia fundamental en torsión de un puente con sección en cajón, puede ser calculada por:

$$n_{1,T} = n_{1,B} \sqrt{P_1 P_2 + P_3} \tag{2.38}$$

Donde:

$$P_1 = \frac{mb^2}{I_p} \tag{2.39}$$

$$P_2 = \frac{\sum r_j^2 I_j}{b^2 I_p} \quad 2.40$$

$$P_3 = \frac{L^2 \sum J_j}{2K_2 b^2 I_p (1+\nu)} \quad 2.41$$

Donde: $n_{1,B}$ Hz es la frecuencia natural de vibrar en flexión, b m es el ancho total del puente, m kg/m es la masa por unidad de longitud del puente, ν es la relación de Poisson, r_i m es la distancia entre el eje centroidal del cajón y la del eje centroidal del puente, I_j m⁴ es el segundo momento de masa por unidad de longitud de la sección transversal del cajón individual, I_p m⁴ es el segundo momento de mas por unidad de longitud de la sección transversal, m_d es la masa por unidad de longitud del tablero, I_{pj} es el momento másico de inercia del cajón individual, m_j es la masa por unidad de longitud del cajón individual sin incluir el tablero, J_j es la constante de torsión del cajón individual.

$$I_p = \frac{m_d b^2}{12} + \sum I_{pj} + m_j r_j^2 \quad 2.42$$

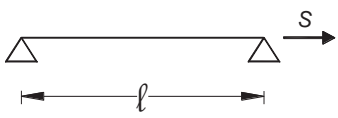
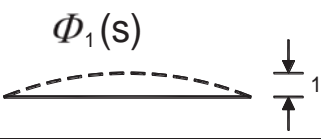
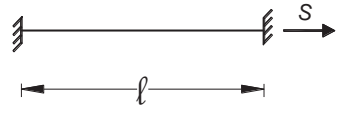
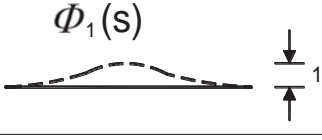
$$J_j = \frac{4A_j^2}{\oint \frac{ds}{t}} \quad 2.43$$

Donde A_j es el área de la celda, $\oint \frac{ds}{t}$ es la integral alrededor del perímetro de la relación longitud/espesor para cada porción de la pared delgada del cajón.

2.9 FORMA MODAL FUNDAMENTAL

El modo vertical fundamental de flexión para puentes $\Phi_1(s)$ se puede estimar como se indica en la Tabla 2.4.

Tabal 2.4 Configuración modal

ESQUEMA	FORMA MODAL	$\Phi_1(s)$
		$\sin\left(\pi \cdot \frac{s}{l}\right)$
		$\frac{1}{2} \cdot \left[1 - \cos\left(\pi \cdot \frac{s}{l}\right) \right]$

La masa equivalente por unidad de longitud m_1 se define como:

$$m_1 = \frac{\int_0^L m \Phi_1^2 s ds}{\int_0^L \Phi_1^2 s ds} \tag{2.44}$$

Donde m es la mas por unidad de longitud, L m es la longitud del claro del puente.

El decremento logarítmico fundamental del amortiguamiento δ se puede obtener de:

$$\delta = \delta_s + \delta_a + \delta_d \tag{2.45}$$

Donde: $\delta_s = b_1$ (Tabla 2.5) es el decremento logarítmico estructural, δ_a es el decremento logarítmico del amortiguamiento aerodinámico, δ_d es el decremento logarítmico del amortiguamiento debido a dispositivos especiales.

Tabla 2.5 Decremento logarítmico estructural propuesto

Tipo de Estructura		b1
Puentes de Acero + Torres de Celosía de Acero	Soldados	0.02
	Con tornillos de alta resistencia	0.03
	Con tornillos ordinarios	0.05
Puentes Mixtos		0.04
Puentes de Hormigón	Pretensazos sin Fisuras	0.04
	Con fisuras	0.10

El valor del decremento logarítmico del amortiguamiento aerodinámico δ_a se calcula con:

$$\delta_a = \frac{\rho b C_f}{2n_{1,x} m_{1,x}} V_d \quad 2.46$$

Donde ρ es la densidad del aire, b m es el ancho del puente, C_f es el coeficiente de fuerza en la dirección del viento, V_d m/s es la velocidad de diseño del viento, $m_{1,x}$ es la masa equivalente en la dirección del viento y $n_{1,x}$ Hz es la frecuencia fundamental en flexión en la dirección del viento.

CAPÍTULO 3

MANEJO DEL PROGRAMA DE PRE Y POS PROCESO “GID”

3.1 INTRODUCCIÓN

En esta sección se desarrollarán los requisitos que se estiman como mínimos para el desarrollo del manejo del programa GID usado como ayuda del Pre y Pos proceso numérico.

Un programa de cálculo numérico para que sea efectivo y responda a las necesidades reales que se desean, debe contemplar tres aspectos fundamentales:

- Preproceso.
- Proceso de los Datos.
- Postproceso.

El Preproceso consiste en que a partir de los datos de entrada (geometría a analizar, materiales, condiciones de contorno, fuerzas aplicadas, etc) el propio ordenador realice un proceso en que genere los datos necesarios para el programa de posproceso ayude en la visualización de los resultados.

Básicamente el preproceso debe realizar tres labores fundamentales:

- Definición de los datos de entrada
- Generación de la malla
- Visualización de la malla generada

Cuando se definen los datos de entrada se define la geometría a estudiar, los materiales que componen a la misma, las condiciones de contorno y las fuerzas aplicadas. La geometría puede ser definida a partir de diferentes elementos como pueden ser puntos, líneas o curvas. Los materiales a utilizar pueden ser uno o varios, y las propiedades de los mismos pueden ser asignadas por el usuario o ser elegidas directamente de la biblioteca del preprocesador a utilizar. Las condiciones de contorno y las fuerzas aplicadas van a depender del problema a analizar, éstas pueden ser asignadas directamente a la geometría o ya una vez discretizada, ésta se aplicaran a la malla generada.

Cuando el número de elementos necesarios para el análisis es muy elevado, del orden de decenas o centenares de miles de elementos es necesario un generador de la malla; también si existe la necesidad de mallar una superficie de forma compleja o si existe la necesidad de proceder a remallados sucesivos en función de los valores del estimador de error.

Existen dos tipos primordiales de mallas: mallas estructuradas y las mallas no estructuradas. Las primeras se utilizan en general para los métodos de Diferencias Finitas, mientras que las segundas son más utilizadas en la metodología correspondiente al Método de los Elementos Finitos.

Para el caso de simulación de fluidos, las mallas no estructuradas presentan las siguientes ventajas:

- El proceso de generación es automático.
- Las mallas no estructuradas permiten mejores condiciones de adaptación y resolución, y además facilitan extraordinariamente la adaptabilidad.

Es muy importante que una vez discretizada la superficie del problema sea posible poderla representar en pantalla gráfica a fin de comprobar visualmente si efectivamente corresponde a la superficie deseada y si la malla generada es

considerada idónea sobre todo en los picos. Asimismo, es necesario poder realizar una inspección en pantalla gráfica de los aspectos siguientes:

- Superficie mallada
- Realizar acercamientos de la superficie
- Posibilidad de cambios de puntos de vista y realización de acercamientos
- Posibilidad de girar la superficie, observándola desde distintos ángulos

La etapa denominada "Proceso Numérico" se refiere al cálculo y resolución numérica de las ecuaciones de Navier-Stokes (completas o aproximadas). Tal como se mencionó anteriormente, estas ecuaciones son las únicas que permiten simular de forma realista el comportamiento del flujo de forma global.

Dependiendo del grado de exactitud deseado, la resolución de estas ecuaciones, se realiza mediante algoritmos formulados con base al Método del Panel, del Elemento Finito o de Diferencias Finitas.

La enorme cantidad de información que se genera en el proceso de los datos numéricos no puede ser analizada directamente, sino que necesita de un posproceso con soporte gráfico a fin de visualizar de forma eficaz aquellos aspectos del flujo considerados de interés.

En el apartado del preproceso se ha hablado de la necesidad de visualizar la malla de cálculo así como la superficie discretizada. De la misma forma es necesario poder analizar los resultados de forma visual. Entendemos por tanto que para poder realizar un buen posproceso es necesario que se cumplan los siguientes requisitos:

- Dibujo tridimensional con posibilidad de líneas vistas y/o ocultas, con giro del cuerpo y realización de acercamientos
- Coloreado, bien de las distintas zonas de la superficie, de las distintas zonas de la malla o incluso de los distintos tipos de mallas. Asimismo, el

coloreado se utilizará para indicar distintos valores de las variables a representar.

- Dibujo de contornos de variables como pueden ser:
 - Presiones
 - Coeficientes C_D, C_L
 - Campos de velocidades
 - Etc

3.2 SOFTWARE GID

Existen varios "paquetes" en el mercado para llevar a cabo el Pre y Pos proceso de los datos necesarios para realizar la simulación numérica. En este trabajo se utilizará el Software GID 8.0.9 para llevar a cabo las funciones antes mencionadas.

A continuación se explicará la descripción del programa, así como de los datos manejados por el mismo.

GiD es un programa gráfico, destinado a la definición y preparación de los datos destinados a realizar una simulación numérica, así como a la visualización de sus resultados.

La creación de los datos implica la definición de la geometría a estudiar, los materiales que la componen, las condiciones de contorno, fuerzas aplicadas y otros parámetros, como por ejemplo la estrategia de resolución.

El programa se encarga de crear una malla (para Elementos Finitos, Diferencias Finitas u otros métodos) y transferirle los datos asociados a la geometría.

La ejecución del análisis puede realizarse desde el propio GiD, como si todo fuese un paquete único.

El posproceso consiste en la visualización de los resultados de modo que sean fácilmente interpretables. Pueden hacerse visualizaciones por colores, curvas de nivel, etiquetas, vectores, gráficas, animaciones, etc.

Una característica esencial de GiD es que no está especializado en un tipo de análisis, GiD no conoce ningún material o condición, hasta que no se carga un "Tipo de Problema".

Cualquier usuario puede crear su "Tipo de Problema" particular, de modo que GiD conozca la sintaxis de su programa de simulación.

3.2.1 Entidades Geométricas Disponibles en GiD

Algunas de las entidades geométricas de que se dispone en GiD son las siguientes:

- Puntos
- Curvas
- Superficies
- Volúmenes

3.3.2 Datos Manejados por GiD

Los materiales, pueden asignarse a líneas, superficies, volúmenes o directamente a los elementos de la malla. Hasta que no se carga un tipo de problema, no hay disponible ningún material. El "tipo de problema" describe en un fichero [*.mat] los campos que lo describen. Por ejemplo, para un cálculo elástico lineal se requieren campos para el módulo elástico, coeficiente de Poisson y la densidad, mientras que para un cálculo térmico estos campos no tienen sentido y se requiere en cambio la conductividad térmica del material.

En el concepto de condición, se puede considerar cualquier dato que deba ser asociado a las entidades, por ejemplo condiciones de contorno (apoyos, valores impuestos, etc), fuerzas, etc. En algunos tipos de problema, no se utilizan los materiales de GiD, y se implantan mediante condiciones, las cuales sólo puede asignarse al tipo de entidad que se haya seleccionado en su definición: puntos, líneas, superficies, volúmenes, nodos, elementos o capas.

Los datos generales se usan para guardar la información que no está relacionada con las entidades geométricas. Son datos comunes a todo el problema, como por ejemplo: el valor de constantes como la gravedad, el tipo de algoritmo con el que se van a resolver las ecuaciones, etc.

3.3 APLICACIÓN PRÁCTICA DE GID

En el capítulo cuatro se realiza la simulación numérica en flujo laminar mediante el Método del Panel, en la cual se utiliza el GID para realizar el Pre-Pos proceso. A continuación se menciona la metodología a seguir para efectuar dicha simulación.

3.3.1 Definición del Tipo de Problema (Fluid.gid)

Cuando GID va ser usado para realizar un análisis particular, es necesario que el usuario predefina toda la información requerida para el solver, así como la manera en que deben ser presentados los datos de salida.

Esta comunicación entre GID y el solver es realizada mediante archivos de texto. A este conjunto de archivos comúnmente se le denomina "Tipo de Problema" y son ficheros de personalización que describen las propiedades que

tienen los materiales, las posibles condiciones de contorno, el formato del fichero de datos de entrada para el programa de cálculo, etc (Tabla 3.1).

Tabla 3.1 Fichero necesarios para definir el "Tipo de Problema"

Nombre del fichero	Función del fichero
[*.mat]	Definir los campos de los materiales
[*.cnd]	Definir las condiciones (valores impuestos, fuerzas, apoyos, etc)
[*.prb]	Especificar datos generales, no asociados a entidades geométricas
[*.bas]	Plantilla que indica qué y cómo debe escribir GID en el fichero de entrada de datos para la simulación
[*.bat]	Usa comandos del sistema operativo para ejecutar el cálculo

No tienen porqué existir todos los ficheros registrados en la Tabla 3.1. En específico para realizar la simulación utilizando el método del panel, sólo se requieren los ficheros [*.bas,], [*.prb.] y [*.cnd].

A continuación se dará una pequeña descripción de cómo se crea y los datos que contienen cada uno de estos ficheros.

3.3.1.1 Creación del fichero [*.prb]

Este fichero [*.prb] (figura 3.1) contiene la información general para el módulo de cálculo, como puede ser el tipo de análisis a realizar, el título del problema, el sistema de unidades a utilizar, el software utilizado para realizar el postproceso, etc.

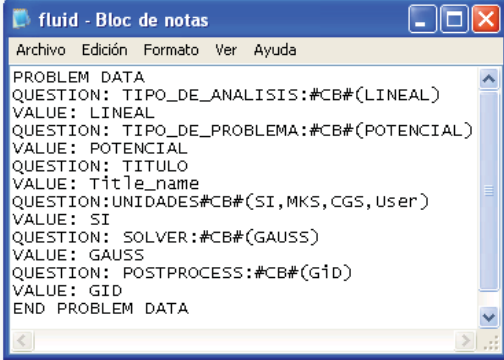
Para generar este fichero los datos deben ser ingresados utilizando el siguiente formato:

PROBLEMA DATA

QUESTION: nombre del parámetro. Si el nombre es seguido por la instrucción #CB#, el parámetro podrá ser elegido de entre varias opciones mostradas en un menú. Las opciones a elegir deberán estar encerradas entre paréntesis y separadas por comas.

Por ejemplo, UNIDADES#CB# (SI,MKS,CGS,User).

VALUE: El valor del parámetro

END GENERAL DATA


```

PROBLEM DATA
QUESTION: TIPO_DE_ANALISIS:#CB#(LINEAL)
VALUE: LINEAL
QUESTION: TIPO_DE_PROBLEMA:#CB#(POTENCIAL)
VALUE: POTENCIAL
QUESTION: TITULO
VALUE: Title_name
QUESTION: UNIDADES#CB#(SI, MKS, CGS, User)
VALUE: SI
QUESTION: SOLVER:#CB#(GAUSS)
VALUE: GAUSS
QUESTION: POSTPROCESS:#CB#(Gid)
VALUE: GID
END PROBLEM DATA

```

FIGURA 3.1 Fichero fluid.prb

3.3.1.2 Creación del Fichero [* .cnd]

El fichero [* .cnd] (figura 3.2) especifica y/o carga las condiciones de frontera a utilizar en el tipo de problema en cuestión. Para este caso las condiciones de frontera a utilizar serán la velocidad del viento (U) y el ángulo de incidencia (alfa).

Para introducir las condiciones de frontera se debe utilizar el siguiente formato.

NUMBER: Identificador de la condición.

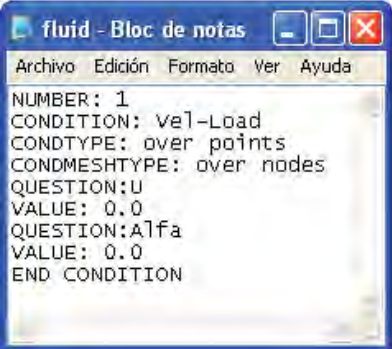
CONDITION: Nombre de la condición.

CONDTYPE: Tipo de entidad a la cual va ser aplicada la condición. Estas pueden ser puntos, líneas, superficies o volúmenes.

CONDMESHTYPE: Tipo de entidad de la malla a la cual va ser aplicada la condición. Los posibles parámetros son sobre los nodos o sobre los elementos.

QUESTION: Nombre del parámetro de la condición.

VALUE: El valor del parámetro.



```
fluid - Bloc de notas
Archivo Edición Formato Ver Ayuda
NUMBER: 1
CONDITION: vel-Load
CONDTYPE: over points
CONDMESHTYPE: over nodes
QUESTION:U
VALUE: 0.0
QUESTION:Alfa
VALUE: 0.0
END CONDITION
```

FIGURA 3.2 Fichero fluid.cnd

3.3.1.3 Creación del Fichero [* .bas]

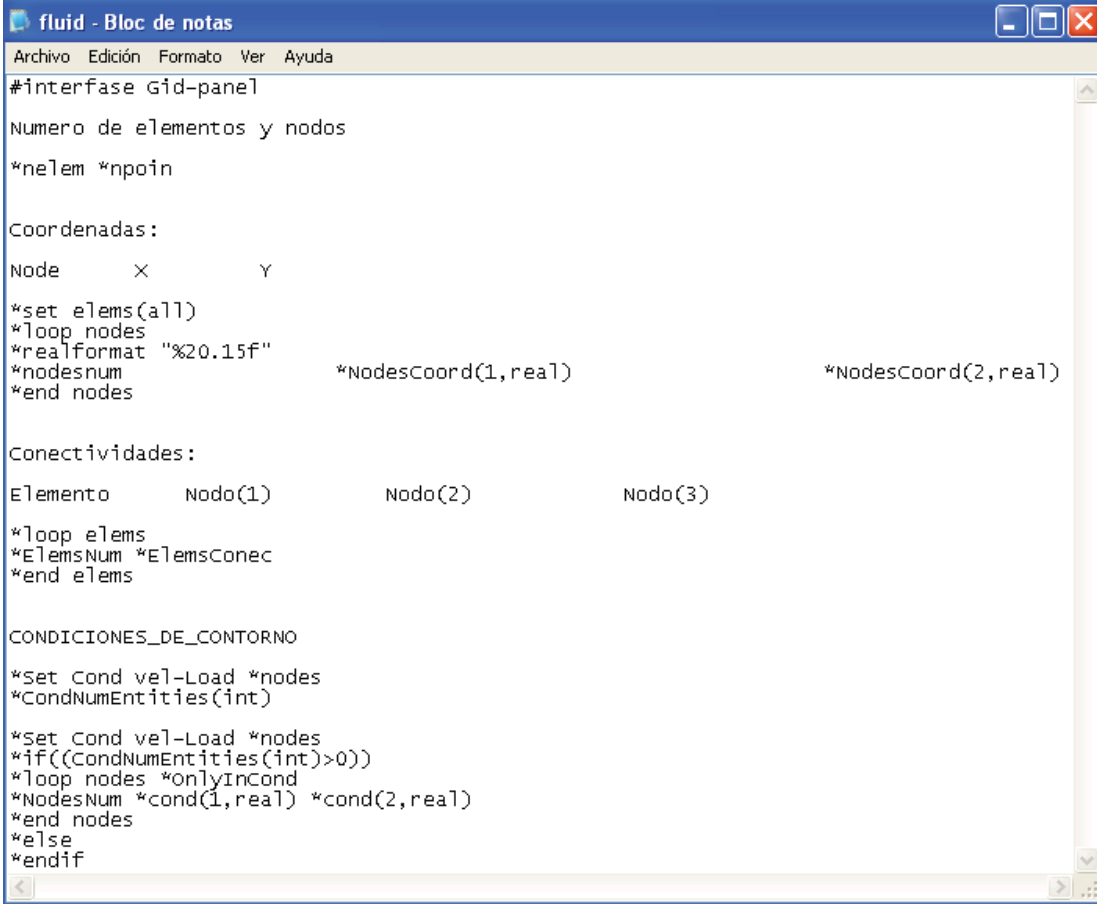
El fichero [* .bas] (figura 3.3) es la plantilla mediante la cual se escribe el fichero de datos para el cálculo.

En el fichero [* .bas] se tiene acceso a los datos que componen la malla, materiales, condiciones, así como a una serie de instrucciones comunes a cualquier lenguaje de programación: bucles, expresiones condicionales, operaciones, etc. Este lenguaje es propio únicamente de GiD (puede consultarse las instrucciones de este lenguaje en el apartado "Customization-Template File" del Manual de Referencia de GiD 8.0.9).

El formato del archivo [* .bas] está basado en comandos, los cuales están definidos por asteriscos.

Todo lo que no sea considerado clave para GiD, se escribirá textualmente en el fichero de salida.

El comando `*#` indica que la línea es un comentario y debe ignorarse (`*#` debe ponerse al principio de la línea).



```
fluid - Bloc de notas
Archivo Edición Formato Ver Ayuda
#interfase Gid-panel
Numero de elementos y nodos
*nelem *npoin

Coordenadas:
Node      X      Y
*set elems(all)
*loop nodes
*realformat "%20.15f"
*nodesnum      *NodesCoord(1,real)      *NodesCoord(2,real)
*end nodes

Conectividades:
Elemento      Nodo(1)      Nodo(2)      Nodo(3)
*loop elems
*ElemNum *ElemConec
*end elems

CONDICIONES_DE_CONTORNO
*Set Cond vel-Load *nodes
*CondNumEntities(int)

*Set Cond vel-Load *nodes
*if((CondNumEntities(int)>0))
*loop nodes *OnlyInCond
*NodesNum *cond(1,real) *cond(2,real)
*end nodes
*else
*endif
```

FIGURA 3.3 Fichero fluid.bas

Se comenzará escribiendo la parte del fichero donde se escribe el número de nodos, así como el número de elementos que integrarán la malla, esto se realiza mediante los comandos `*nelem` y `*npoin` respectivamente.

Las instrucciones `*realformat "%20.15f"` establecen la manera (en el formato del lenguaje "C" significa que se escribirán 20 cifras significativas a la derecha del

punto decimal y 20 a la izquierda) en que se escribirán, por defecto, los números reales.

Para escribir la lista de coordenadas nodales se emplea un bucle `*loop` que pasa por todos los nodos. Dentro del bucle se escribe el número de nodo mediante el comando `*nodesnum` y además se escriben las coordenadas x, y del mismo mediante los comando `*NodesCoord(1,real)` y `*NodesCoord(2,real)` respectivamente, El parámetro "real" es opcional. Sirve para explicitar que el valor es un número real, que debe ser escrito con dicho formato.

Una vez que se tiene la parte del fichero que escribe las coordenadas de los nodos, se realiza lo correspondiente a las conectividades. Para la escritura de las conectividades de los elementos se hace un pasar bucle `*loop` por todos los elementos de la superficie. Al igual que en los nodos, dentro del bucle se escribe el número de elemento mediante el comando `*ElemsNum` y con el comando `*ElemsConec` se escriben los nodos que delimitan dicho elemento.

Por último se deben definir las condiciones de contorno a utilizar, para lo cual usando el comando `*Set Cond` se selecciona la condición de contorno con la que se desea trabajar que es este caso es `vel-Load` y después con el comando `*nodes` es aplicada a cada uno de los nodos seleccionados. Con el comando `CondNumEntities (int)` se escribe el número de entidades (nodos) a los que se les ha asignado la condición deseada y finalmente utilizando el comando `*loop nodes *OnlyinCond` se hace pasar un ciclo únicamente por los nodos a los que se les ha asignado la condición y con los comandos `*NodesNum *cond(1,real)` `*cond(2,real)` se escribe el número de nodo , el valor del primer parámetro de la condición y el valor del segundo parámetro respectivamente.

Ya definidos cada unos de los ficheros, estos deben ser colocados en una carpeta a la cual se le debe asignar el nombre con el cual se quiere identificar el "Tipo de Problema" al momento de ejecutar GID. Esta carpeta debe tener una

extensión [*.gid] y debe ser colocada en el siguiente dirección del ordenador C:\Archivos de programa\GiD\GiD8.0.9\problemtypes.

3.3.2 Generación de la Geometría

La geometría se puede crear directamente en GID mediante puntos, líneas, líneas nurbs, poli líneas o segmentos de arco. Para generar la geometría, ésta deberá ser definida mediante puntos los cuales se irán uniendo con líneas o arcos en sentido de las manecillas del reloj empezando por el punto más hacia la derecha de la pantalla.

Como ejemplo se desarrollará la geometría de un perfil de ala de avión naca 0024. La cual queda definida por la siguiente ecuación

$$\frac{y}{c} = \pm \frac{t}{0.20} \cdot \left(0.2969 \cdot \sqrt{\frac{x}{c}} - 0.126 \cdot \frac{x}{c} - 0.3516 \cdot \left(\frac{x}{c}\right)^2 + 0.2843 \cdot \left(\frac{x}{c}\right)^3 - 0.1015 \cdot \left(\frac{x}{c}\right)^4 \right) \quad (3.1)$$

donde el signo \pm indica que existe simetría respecto al eje x, [y] es la altura según eje y, [x] es la longitud según eje x, [c] es la cuerda (longitud máxima del perfil) y [t] es el espesor máximo adimensional del perfil.

En este ejemplo se va particularizar la ecuación 3.1 con los valores $c=1.0$ y $t= 0.24$ y se van a tomar algunos puntos sobre el eje x para calcular su correspondiente ordenada.

Una vez obtenidas las coordenadas (x,y) de los puntos que van a definir la geometría del perfil estas se introducen en GID mediante la opción *Geometría* \rightarrow *Crear* \rightarrow *Punto* (figura 3.4). Una vez elegida la opción anterior, se deberá introducir la coordenada del punto en la barra *Orden* ubicada en la parte inferior de la pantalla.

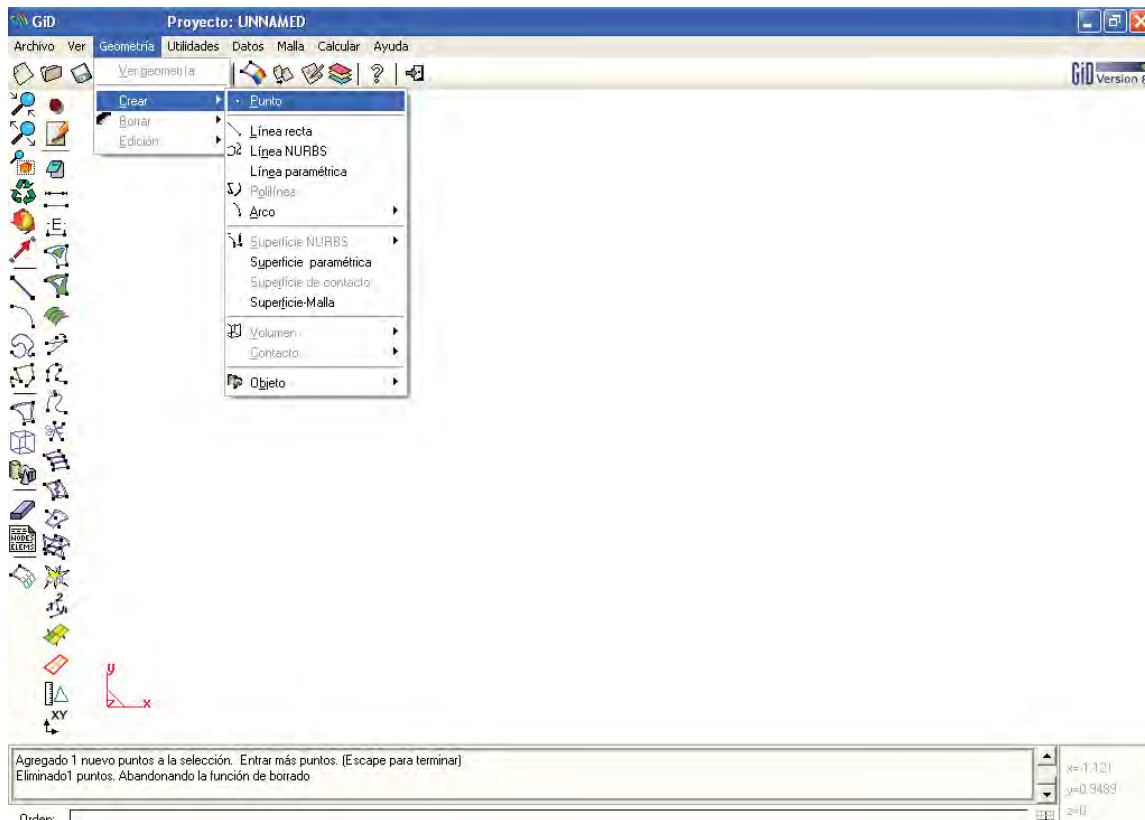


FIGURA 3.4 Introducción de las coordenadas de los puntos que forman el contorno de la geometría

Ya introducidos todos los puntos, se elige el comando *Crear línea* de la barra de herramientas que está en la parte izquierda de la pantalla y se procede a formar el contorno de la geometría del perfil uniendo los puntos en sentido de las manecillas del reloj mediante, empezando del punto que está más hacia la derecha de la pantalla (figura 3.5).

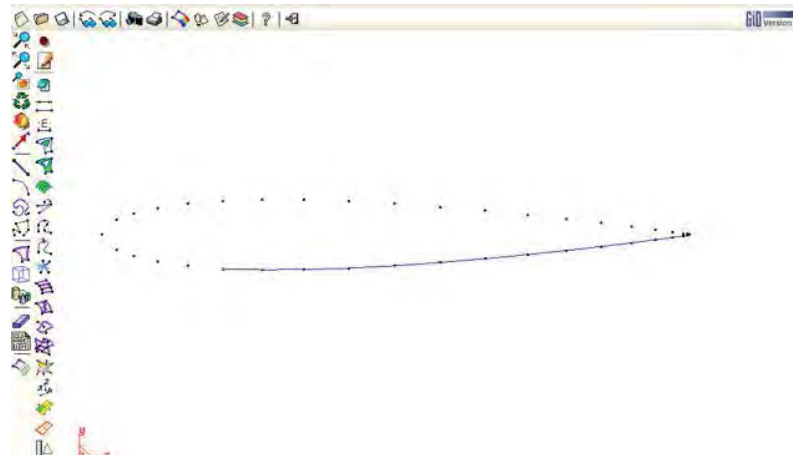


FIGURA 3.5 Unión de los puntos mediante líneas

3.3.3 Generación de la Malla

Ya definida la geometría del perfil, se procede a realizar la generación de la malla, pero antes se debe elegir el "Tipo de Problema" a utilizar, que en este ejemplo será el *Fluid*. Para poder definir el "Tipo de Problema" se escoge la opción *Datos->Tipo de Problema->Fluid* (figura 3.6)

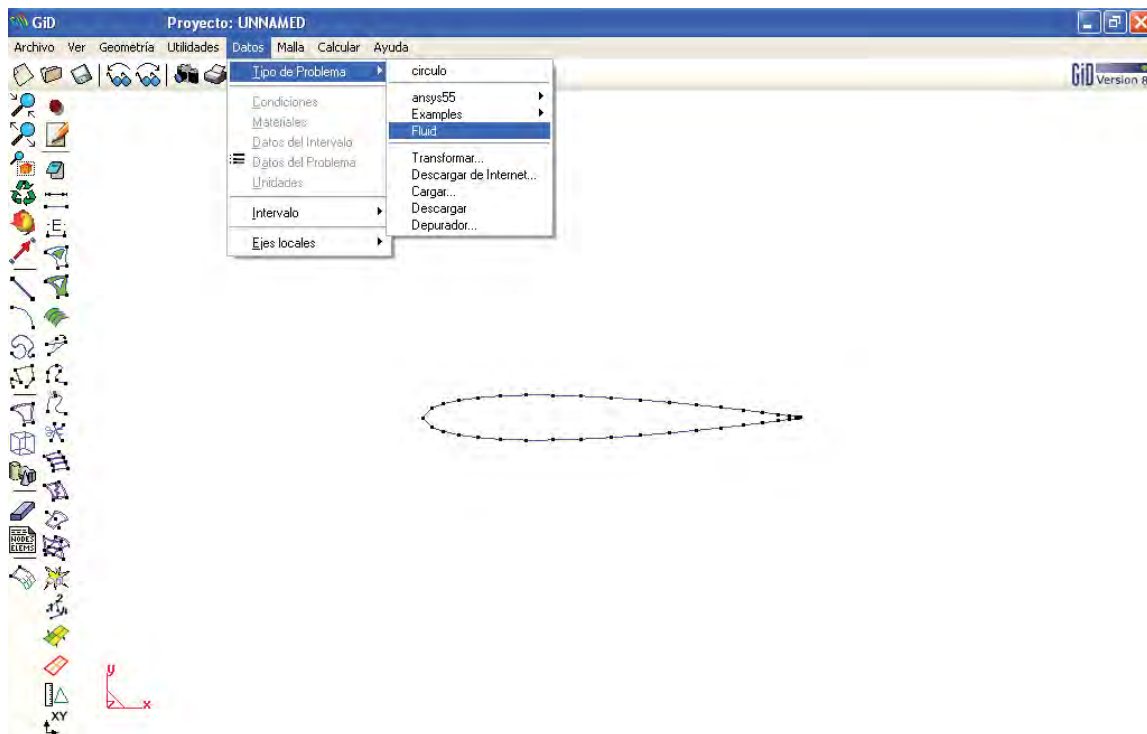


FIGURA 3.6 Elección del Tipo de Problema

Definido el "Tipo de Problema" se procede a generar la malla del contorno de la superficie para lo cual se oprime la opción *Malla->Generar Malla* (figura 3.7). Al momento de oprimir la opción anterior se despliega una ventana en la cual se debe de introducir el tamaño de los elementos de la malla (figura 3.8), entre mas pequeño sea éste, mayor será el número de elementos a generar y por consiguiente la aproximación será mejor. Pero hay que tener cuidado al elegir este valor, por que si es muy pequeño y la capacidad de memoria del ordenador es limitada se pueden generar errores de cálculo. En este ejemplo se introduce un valor de 0.7 lo que nos genera 40 elementos lineales (figura 3.9).

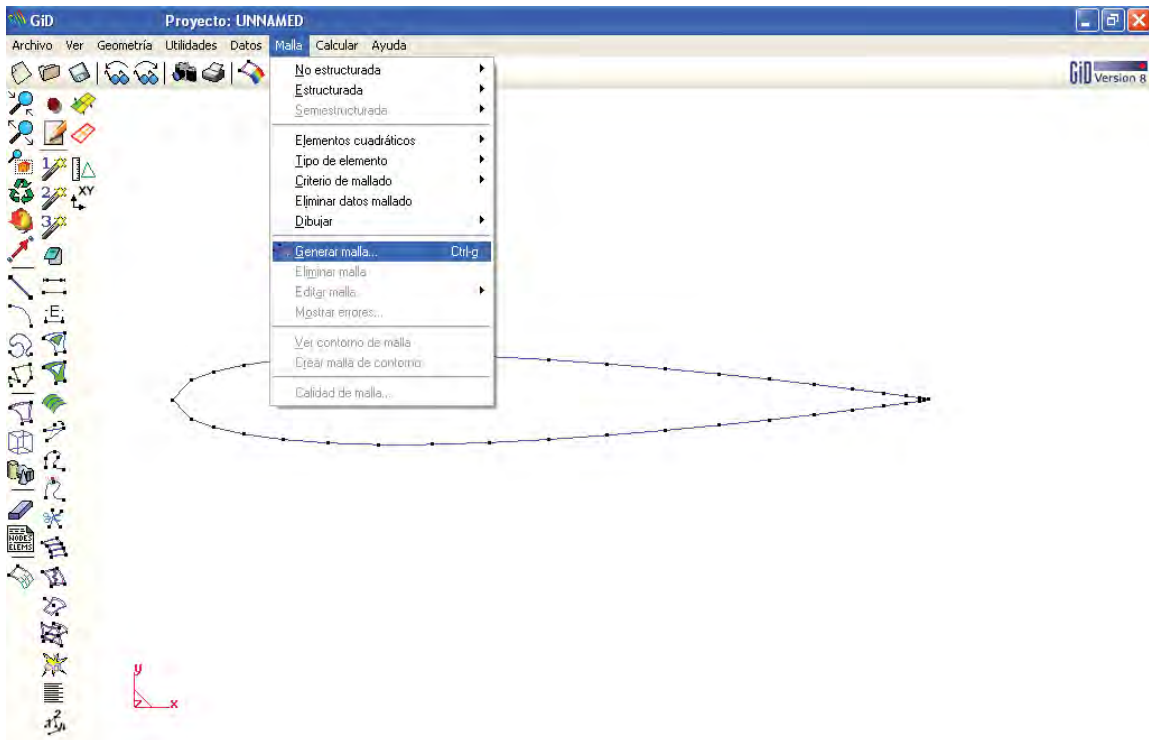


FIGURA 3.7 Elección del comando Malla

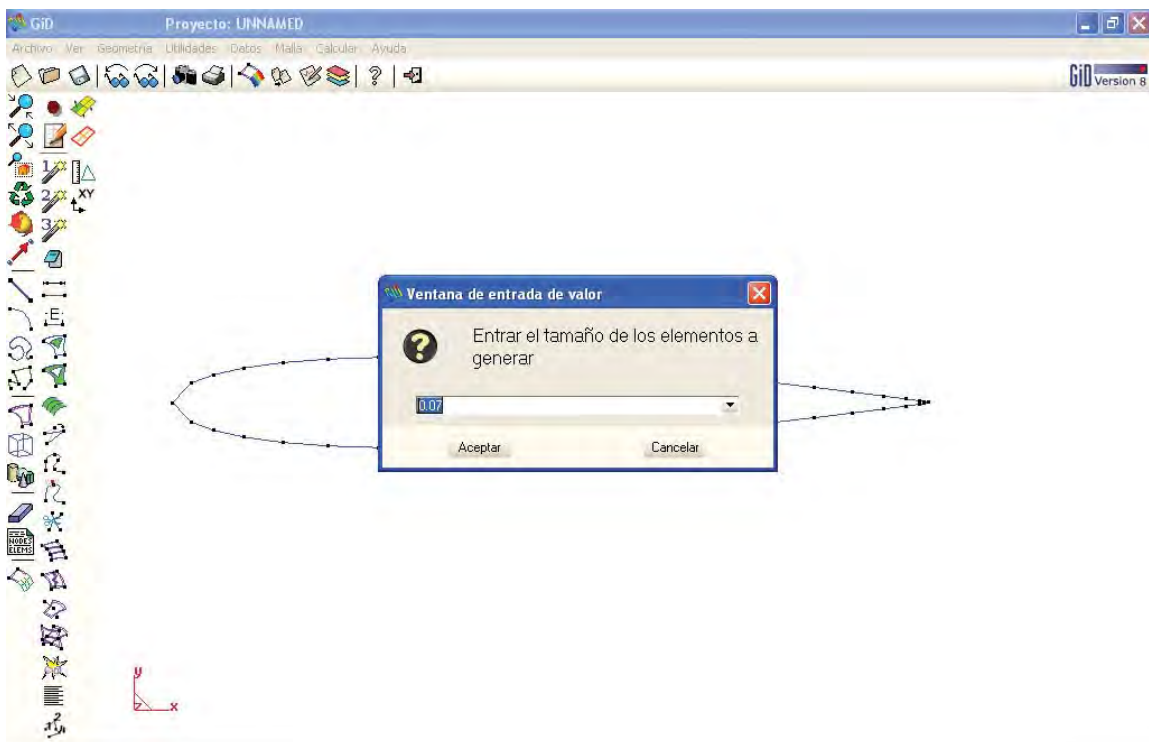


FIGURA 3.8 Ventana de entrada del tamaño del elemento de la Malla

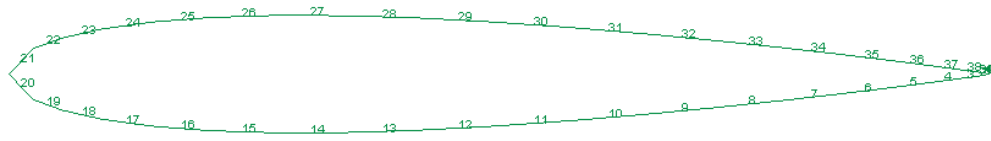


FIGURA 3.9 Malla de 40 elementos generada sobre el contorno del perfil.

3.3.4 Asignación de Condiciones y Datos del Problema.

Una vez generada la Malla se deben asignar las condiciones a la misma y los datos generales del problema, para asignar las condiciones se oprime la opción *Datos->Condiciones* (figura 3.10) con lo que se despliega la ventana de "Condiciones" (figura 3.11).

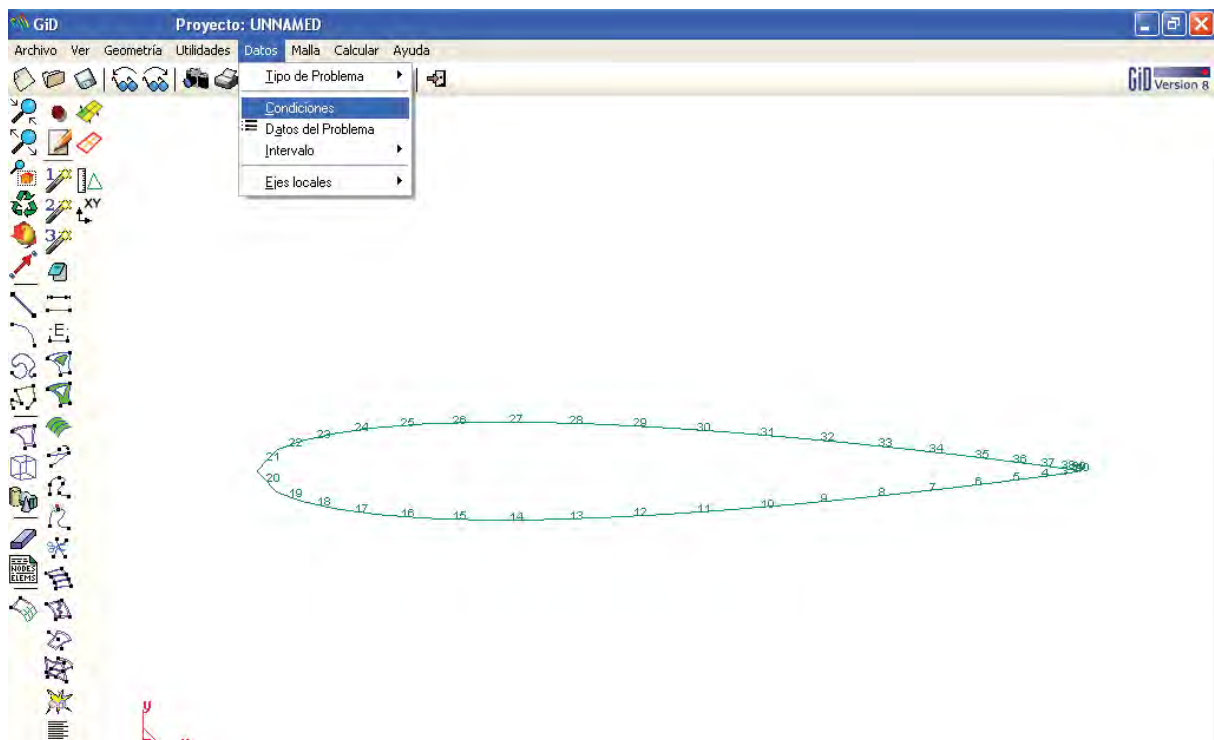


FIGURA 3.10 Elección del comando Datos->Condiciones

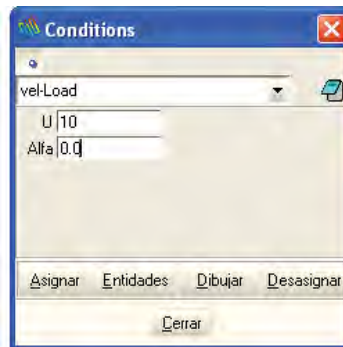


FIGURA 3.11 Ventana de Condiciones

En ésta se deben introducir los valores de la velocidad del viento U y el valor del ángulo de incidencia Alfa , en seguida se oprime la opción asignar, se selecciona todo el contorno de la superficie (figura 3.12), se oprime la opción terminar de la ventana de Condiciones y finalmente la opción cerrar.

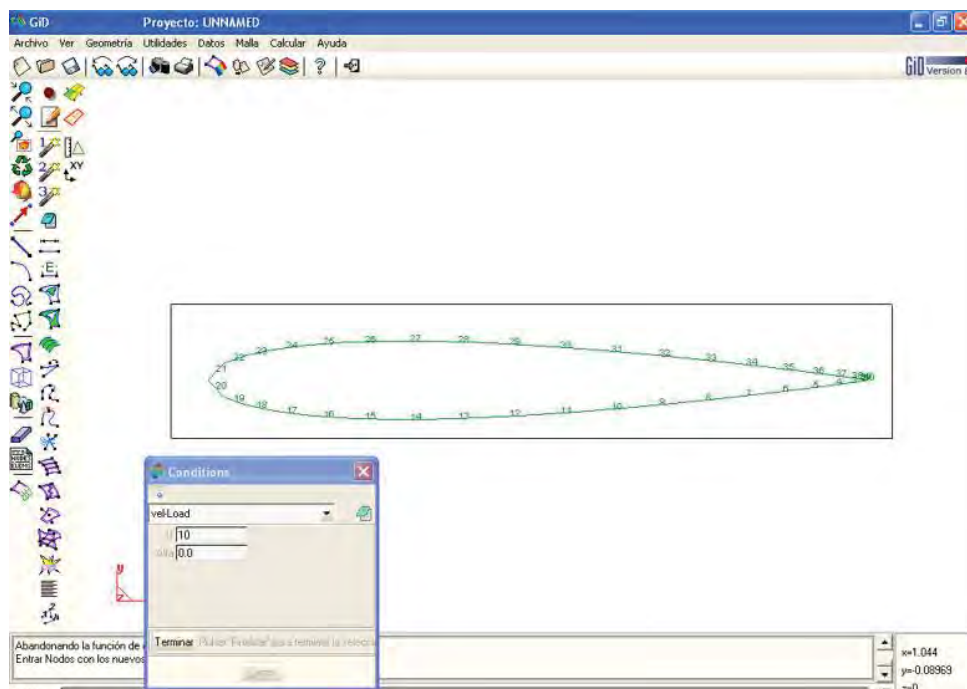


FIGURA 3.12 Asignación de las Condiciones.

Para asignar los datos generales del problema se oprime la opción *Datos->Datos del Problema* con lo que se despliega la ventana de "Datos del Problema" (figura 3.13).

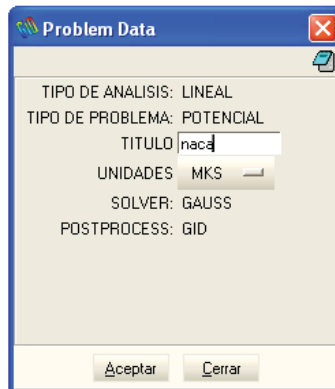


FIGURA 3.13 Ventana de Datos del Problema

En esta ventana se introduce el título del problema y las unidades en que se está manejando el mismo. Para este problema el título es naca y las unidades son en el sistema MKS.

3.3.5 Proceso de Cálculo

Ya definida la malla, así como las condiciones de contorno y los datos generales del problema, se pasa al procesamiento numérico de los datos, para lo cual primeramente se le debe asignar un nombre al proyecto oprimiendo la opción *Archivo*→*Guardar como*, con esto se despliega la ventana "Guardar Proyecto" y en ésta se debe escribir el nombre del proyecto con extensión [**.gid*] (para este ejemplo es *naca.gid*) en el directorio *C:\Archivos de programa\GID\GID8.0.9* (figura 3.14).



FIGURA 3.14 Ventana Guardar Proyecto

Después se debe crear el archivo de datos que el "solver" utiliza como datos de entrada. Este archivo se crea ejecutando la opción *Archivo*→*Exportar*→*Archivo de cálculo*, con lo que aparece la ventana "Escribir el archivo de cálculo" en la que se debe escribir el siguiente nombre del archivo [datint.dat] y el cual debe estar ubicado en el directorio C:\Archivos de programa\GID\GID8.0.9\[nombredelproyecto.gid] (figura 3.15).

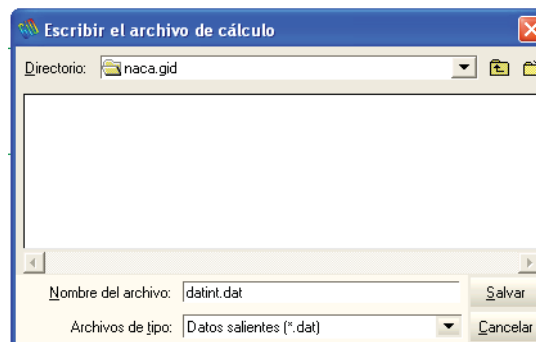


FIGURA 3.15 Ventana Escribir el archivo de cálculo

Por último se elige el comando *Calcular*→*Ventana de cálculo* para poder tener acceso a la Ventana de Procesos, se presiona la opción comenzar y se empieza a realizar el procesamiento de los datos (figura 3.16).

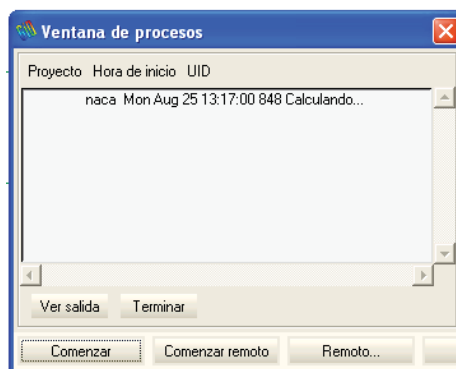


FIGURA 3.16 Ventana de Procesos

Si el procesamiento de los datos se ejecutó de manera correcta debe aparecer la ventana de "Información del proceso" indicando que el proceso ha finalizado (figura 3.17).

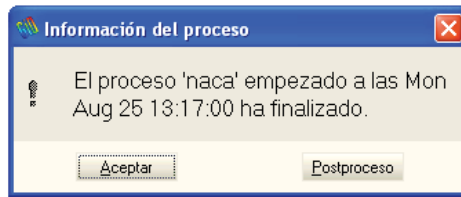


FIGURA 3.17 Ventana de Información del proceso

3.3.6 Visualización de los Resultados.

Para pasar a la etapa del posproceso y poder realizar la visualización de los resultados se elige la opción Archivo→Postproceso, en seguida se ejecuta el comando *Archivo→Abrir* para tener acceso a la ventana “Leer Postproceso” en la cual el Directorio debe ser C:\Archivos de programa\GID\GID8.0.9\[nombredelproyecto.gid] y así poder abrir el archivo [datout.flavia.res] (figura 3.18).

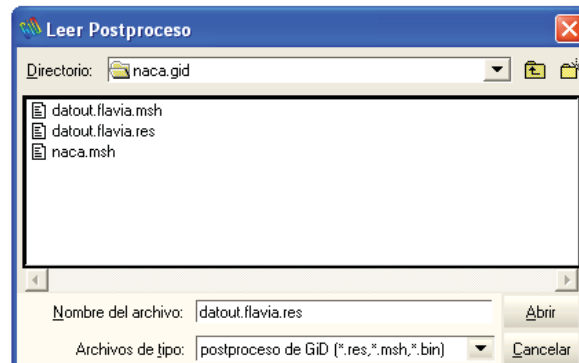


FIGURA 3.18 Ventana Leer Postproceso

Una vez realizado lo anterior podemos tener acceso los distintos resultados seleccionando el comando *Ver resultados→ Areas coloreadas* (figura 3.19). En este ejemplo los posibles resultados a elegir son el valor del coeficiente de presión (figura 3.20) y los valores de las velocidades alrededor del perfil (figura 3.21).

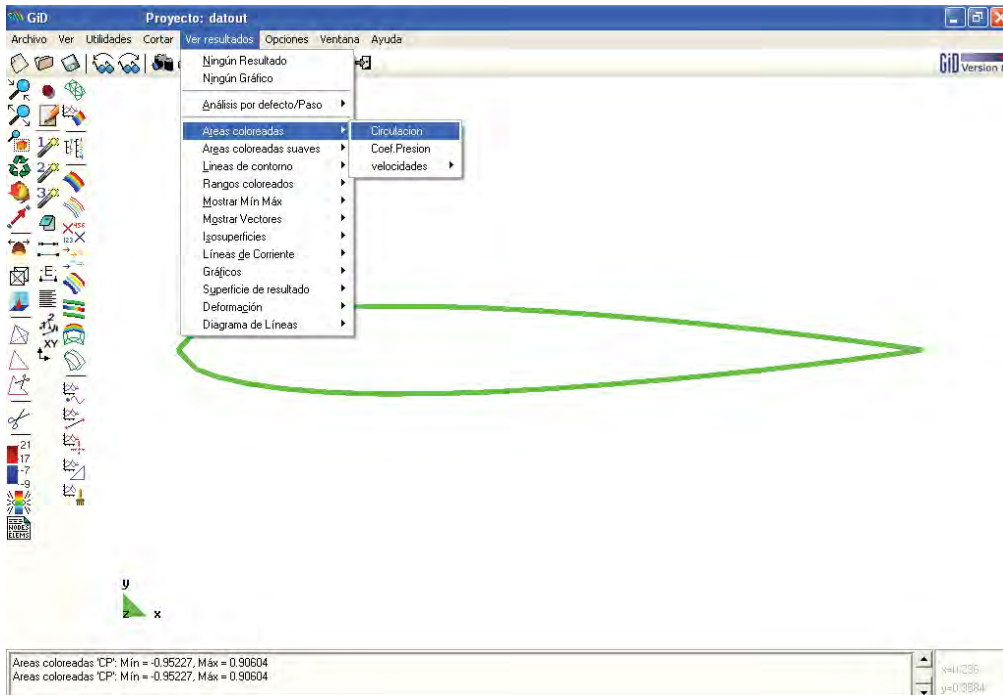


FIGURA 3.19 Acceso a la visualización de resultados

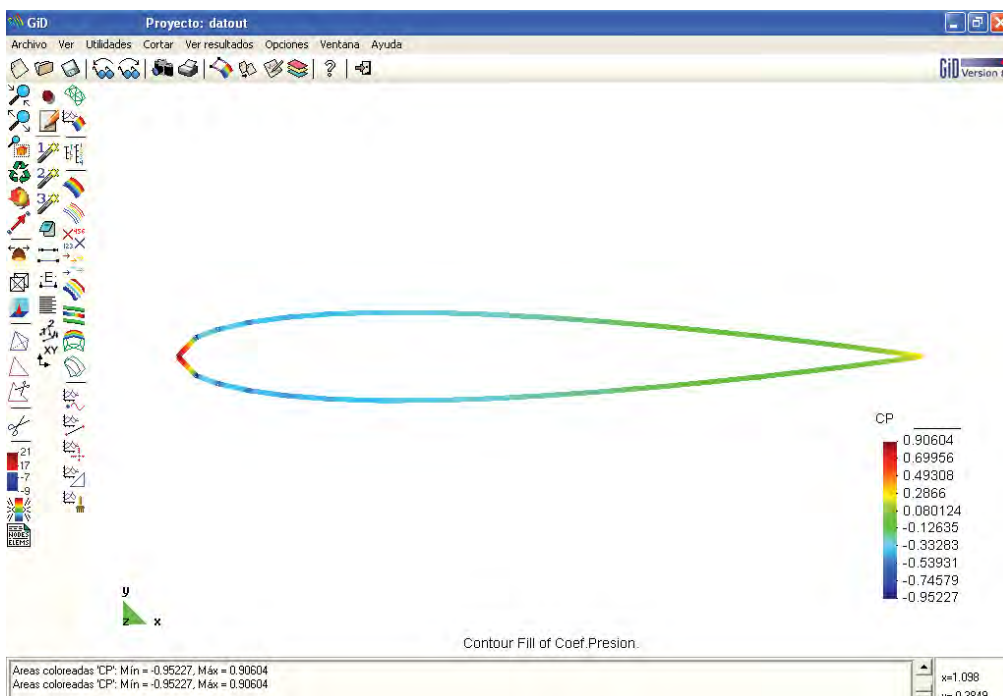


FIGURA 3.20 Valores del Coeficiente de Presión

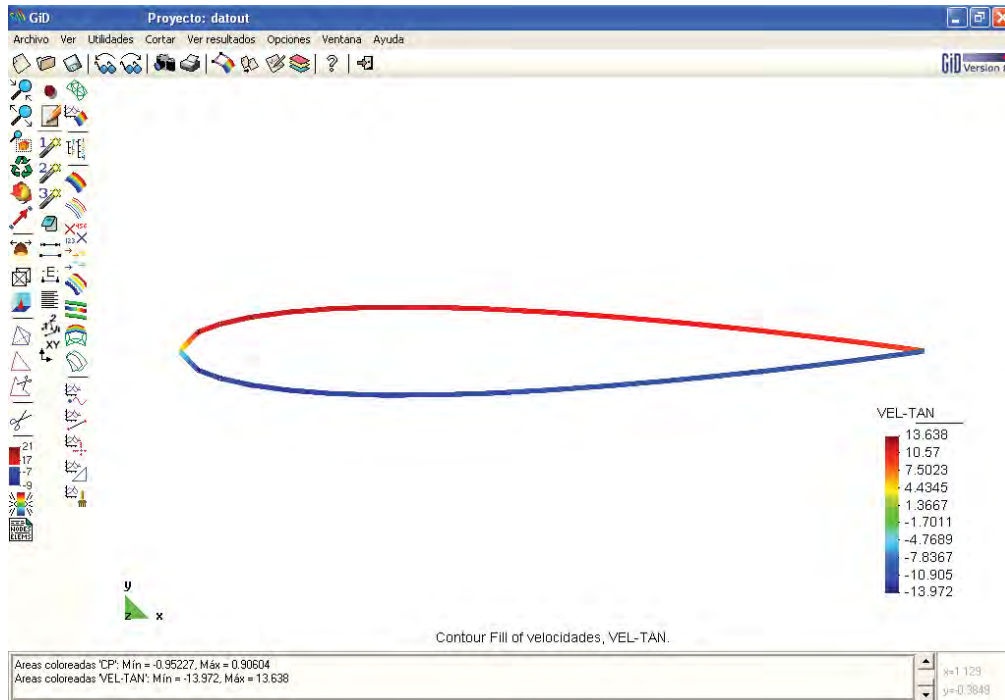


FIGURA 3.21 Valores de las Velocidades Tangenciales.

CAPÍTULO 4

MODELACIÓN NUMÉRICA EN FLUJO LAMINAR POR MEDIO DEL MÉTODO DEL PANEL.

4.1 INTRODUCCIÓN.

La teoría de flujos bidimensionales o tridimensionales con potencial no puede representar fenómenos en los que haya separación del flujo, puesto que trata con flujos ideales no viscosos, pero, al menos, proporciona una idea de los resultados que se pueden esperar de las investigaciones experimentales.

Por esta razón se dedica este capítulo al desarrollo de un programa de elementos de frontera, conocido como Método de los Paneles.

4.2 MODELACIÓN NUMÉRICA APLICANDO EL MÉTODO DE LOS PANELES.

El Método de Paneles para secciones simétricas modela el flujo potencial alrededor de un cuerpo distribuyendo fuentes sobre su superficie y para secciones asimétricas considera, además, la presencia de vórtices que simulen la circulación. De esta manera puede calcularse el flujo potencial sobre un cuerpo de cualquier forma con una gran precisión. El método fue desarrollado por la "Douglas Aircraft Company" en 1967 y su planteamiento se menciona a continuación.

Si un cuerpo es colocado en un flujo uniforme de velocidad U , entonces el potencial de velocidad para el flujo uniforme que se aproxima puede ser

superpuesto a la del flujo perturbado alrededor del cuerpo, para obtener un potencial total de velocidad de la forma:

$$\Phi = Ux + \phi \quad (4.1)$$

donde ϕ es el potencial de perturbación y x es la posición del punto en cuestión a partir de un origen arbitrariamente seleccionado.

El flujo potencial de perturbación alrededor de un cuerpo de cualquier forma puede modelarse por medio de una distribución de fuentes sobre la superficie del cuerpo, como se muestra en la figura 4.1.

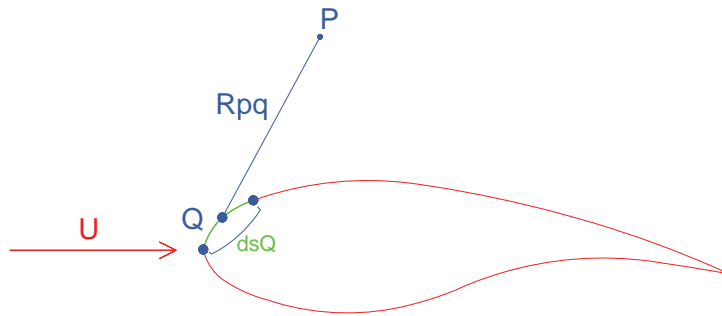


Figura 4.1 Cuerpo bidimensional con fuentes por unidad de arco.

Haciendo referencia de los elementos diferenciales de área y de arco, de los puntos P y Q, y de la distancia R_{PQ} que los separa, se puede demostrar que el potencial de velocidad total en el punto P, debido a las fuentes por unidad de arco o área distribuidas en todos los elementos diferenciales Q, está dado para el caso bidimensional por:

$$\phi_P = Ux + \oint \sigma_Q \ln R_{PQ} ds_Q \quad (4.2)$$

Y para el caso tridimensional por:

$$\phi_P = Ux + \iint \frac{\sigma_Q}{R_{PQ}} dA_Q \quad (4.3)$$

donde σ_Q es el gasto de las fuentes por unidad de arco o área, según sea el caso.

Las integrales de las ecuaciones (4.2) y (4.3) son la base del Método de los Paneles, el cual consiste en resolver numéricamente dichas ecuaciones, después de discretizar la superficie del cuerpo en elementos de frontera (paneles). Para el caso tridimensional se seleccionan elementos de frontera planos y para el bidimensional elementos lineales rectos, como se indica en la figura 4.2

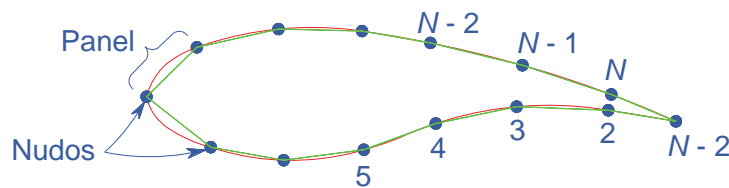


Figura 4.2 Discretización de la superficie del cuerpo mediante elementos lineales rectos.

El primer paso que debe hacerse en el Método de los Paneles es el de numerar, de 1 hasta N, los vértices o nodos de los elementos de frontera seleccionados como se indica en la figura 4.2., hecho esto, convendrá que a cada panel y a su punto medio, conocido como punto de colocación, les corresponda el número del nodo que se tiene a la izquierda cuando se observa el panel desde afuera del cuerpo. Los puntos de colocación serán los puntos en los que se cumplirán las condiciones de frontera de flujo perpendicular nulo y donde se evaluarán las velocidades y presiones.

En el método de los paneles se considera que en cada panel se distribuyen uniformemente fuentes de igual gasto por unidad de longitud, caso bidimensional, pero que este puede variar de un panel a otro. Las fuentes distribuidas sobre un panel j cualquiera, inducen una velocidad u_{ij} en el punto de colocación i . Las componentes de \vec{u}_{ij} perpendicular y tangencial a la superficie en el punto de colocación i están dadas por los productos escalares $\vec{u}_{ij} \cdot \hat{n}_i$ y $\vec{u}_{ij} \cdot \hat{t}_i$ respectivamente. Ambas cantidades son proporcionales al gasto σ_j de las fuentes del panel j y por lo tanto pueden ser escritas en las formas:

$$u_{ij_n} = \vec{u}_{ij} \cdot \hat{n}_i = \sigma_j N_{ij} \quad (4.4)$$

$$u_{ij_t} = \vec{u}_{ij} \cdot \hat{t}_i = \sigma_j T_{ij} \quad (4.5)$$

N_{ij} y T_{ij} son las velocidades perpendicular y tangencial inducidas en el punto de colocación del panel i por las fuentes de gasto unitario distribuidas sobre el panel j . Se les denomina coeficientes de influencia normal y tangencial, respectivamente.

La velocidad total perpendicular a la superficie en el punto de colocación i es la suma de las velocidades perpendiculares inducidas por las fuentes de cada uno de los N paneles más la contribución del flujo uniforme con dirección al eje de simetría y velocidad \vec{U} , más las contribución de los vórtices. Por tanto:

$$u_{ni} = \sum_{j=1}^N \sigma_j N_{ij} + \vec{U} \cdot \hat{n}_i + \sum_{j=1}^N \gamma_j N'_{ij} \quad (4.6)$$

y la velocidad tangencia en el punto de colocación i está dada por:

$$u_{ii} = \sum_{j=1}^N \sigma_j T_{ij} + \vec{U} \cdot \hat{t}_i + \sum_{j=1}^N \gamma_j T'_{ij} \quad (4.7)$$

Si la superficie representada por los paneles corresponde a una superficie cerrada, entonces, la velocidad perpendicular total debe ser nula, esta condición puede representarse matemáticamente como:

$$u_{ni} = 0 \quad (4.8)$$

$$\sum_{j=1}^N \sigma_j N_{ij} = -\vec{U} \cdot \hat{n}_i - \sum_{j=1}^N \gamma_j N'_{ij} \quad (4.9)$$

Para relacionar las presiones que actúan en el punto de colocación i con las velocidades tangenciales en dicho punto, se usará la ecuación de Bernoulli. La ecuación de Bernoulli, es una versión de la Ley de la Conservación de la Energía. Al expresarla en función de las energías de dos puntos, uno en el seno del flujo, con presión idéntica a la de la atmósfera, y otro en el punto de colocación i , en la superficie del cuerpo en estudio, resulta:

$$P_o + \frac{1}{2} \rho \left(|\vec{U}| \right)^2 = P_i + \frac{1}{2} \rho (u_{ii})^2 \quad (4.10)$$

Donde P_o y P_i son las presiones atmosférica y del punto de colocación i , respectivamente; ρ es la densidad del fluido, en este caso del aire.

Dividiendo la diferencia de presiones $\Delta P = P_i - P_o$ entre la presión dinámica, dada por $\frac{1}{2} \rho \left(|\vec{U}| \right)^2$, se obtiene un coeficiente adimensional denominado coeficiente de presión,

$$C_p = 1 - \left(\frac{u_i}{|\vec{U}|} \right)^2 \quad (4.11)$$

El cálculo de los coeficientes de influencia es la parte central del método de los paneles y el procedimiento para la obtención de los mismos es el siguiente:

Como primer se considera el cálculo de la velocidad inducida en un punto de colocación i , por las fuentes de gasto unitario distribuidas sobre un panel j . En términos del sistema coordenada local del panel j , indicado en la figura 4.3, el potencial de perturbación está dado por:

$$\phi_{ij} = \int_{-\frac{\Delta s}{2}}^{\frac{\Delta s}{2}} \ln \sqrt{(x_Q - \xi)^2 + y_Q^2} d\xi \quad (4.12)$$

donde ξ es una variable de integración. Los parámetros restantes que intervienen en esta ecuación se definen en la figura 4.3

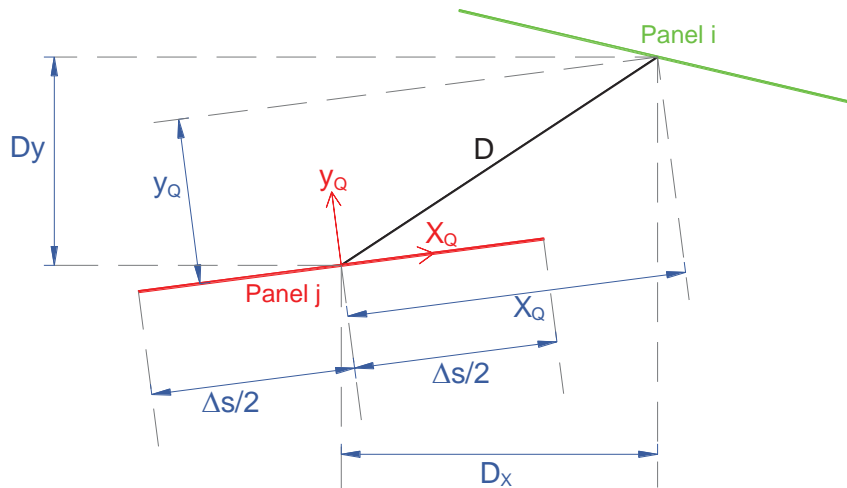


Figura 4.3 Relación entre las coordenadas globales X,Y y las locales X_Q,Y_Q del panel j.

Las magnitudes de las componentes de la velocidad en el punto de colocación i , en las direcciones de los ejes X_Q y Y_Q , debido a las fuentes de gasto unitario distribuidas en el panel j , están dados por:

$$u_{ij_x} = \frac{\partial \phi_{ij}}{\partial x_Q} = \frac{1}{2} \ln \left[\frac{\left(x_Q + \frac{\Delta s}{2} \right)^2 - y_Q^2}{\left(x_Q - \frac{\Delta s}{2} \right)^2 - y_Q^2} \right] \quad (4.13)$$

$$u_{ij_y} = \frac{\partial \phi_{ij}}{\partial y_Q} = \left[\tan^{-1} \left(\frac{\left(x_Q + \frac{\Delta s}{2} \right)}{y_Q} \right) - \tan^{-1} \left(\frac{\left(x_Q - \frac{\Delta s}{2} \right)}{y_Q} \right) \right] \quad (4.14)$$

Al tener los resultados de las componentes de velocidad en el punto de colocación i debido a las fuentes de gasto unitario distribuidos en el panel j , sólo falta, de acuerdo con la definición de los coeficientes de influencia, determinar sus resultantes en las direcciones perpendicular y tangencial al panel i .

La resultante de la velocidad en el punto de colocación i está dada, en forma vectorial, por:

$$\vec{u}_{ij} = u_{ij_x} \hat{t}_j + u_{ij_y} \hat{n}_j \quad (4.15)$$

Por tanto, las componentes de este vector velocidad en las direcciones normal y tangencial al panel i , que son los coeficientes de influencia, están dados por:

$$N_{ij} = \vec{u}_{ij} \cdot \hat{n}_i = u_{ij_x} \hat{t}_j \cdot \hat{n}_i + u_{ij_y} \hat{n}_j \cdot \hat{n}_i \quad (4.16)$$

$$N'_{ij} = \vec{u}'_{ij} \cdot \hat{n}_i = u_{ij_x} \hat{t}_j \cdot \hat{n}_i - u_{ij_y} \hat{n}_j \cdot \hat{n}_i \quad (4.17)$$

$$T_{ij} = \vec{u}_{ij} \cdot \hat{t}_i = u_{ij,x} \hat{t}_j \cdot \hat{t}_i + u_{ij,y} \hat{n}_j \cdot \hat{t}_i \quad (4.18)$$

$$T'_{ij} = \vec{u}'_{ij} \cdot \hat{t}_i = u_{ij,x} \hat{t}_j \cdot \hat{t}_i - u_{ij,y} \hat{n}_j \cdot \hat{t}_i \quad (4.19)$$

El desarrollo de estas ecuaciones que componen el método de los paneles, es una tarea que puede resultar muy laboriosa, por esto, para este fin se elaboró un programa, en Fortran 90.

4.3 EJEMPLOS DE APLICACIÓN

Ejemplo 1. Cilindro de sección transversal circular, radio unitario y longitud infinita, con velocidad $U = 1$ m/s y ángulo de incidencia cero.

Ejemplo 2. Perfil Naca 0024 con cuerda unitaria ($c=1$), espesor máximo adimensional del perfil igual a 0.24 ($t=0.24$), con velocidad $U = 1$ m/s y ángulo de incidencia cero.

Ejemplo 3. Perfil Naca 0024 con cuerda unitaria ($c=1$), espesor máximo adimensional del perfil igual a 0.24 ($t=0.24$), con velocidad $U = 1$ m/s y ángulo de incidencia de ocho grados.

Ejemplo 4. Perfil Naca 4412 con cuerda unitaria ($c=1$), espesor máximo adimensional del perfil igual a 0.12 ($t=0.12$), con velocidad $U = 10$ m/s y ángulo de incidencia cero.

Ejemplo 5. Perfil Naca 4412 con cuerda unitaria ($c=1$), espesor máximo adimensional del perfil igual a 0.12 ($t=0.12$).), con velocidad $U = 10$ m/s y ángulo de incidencia de ocho grados.

Ejemplo 6. Tablero de sección transversal rectangular de 20 x 4 mts, con velocidad $U = 1$ m/s y ángulo de incidencia cero.

Ejemplo 7. Geometría del Tablero del Puente Great-Belt, con velocidad $U = 1$ m/s y ángulo de incidencia cero.

Con el propósito de validar el programa, se realizan la simulación de los ejemplos del uno al cinco cuyas soluciones fueron determinadas en la literatura por medio de los métodos experimentales y después se realiza la aplicación a dos geometrías una de sección rectangular y la otra concerniente al tablero del puente Great-Belt.

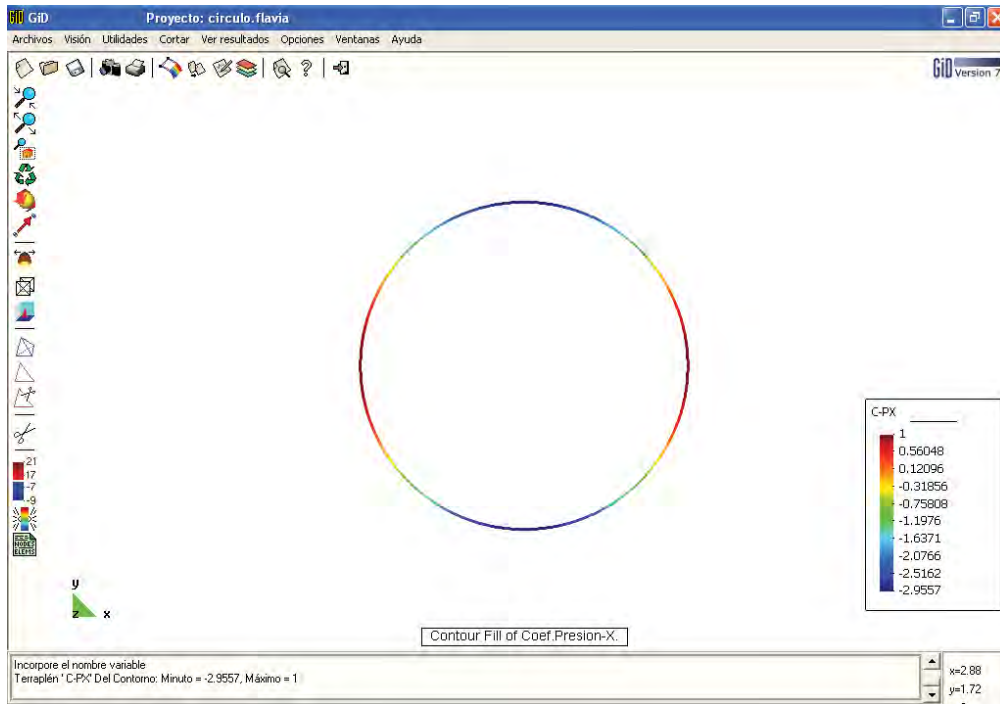


Figura 4.4 Coeficientes de Presión alrededor de una sección circular bajo flujo uniforme

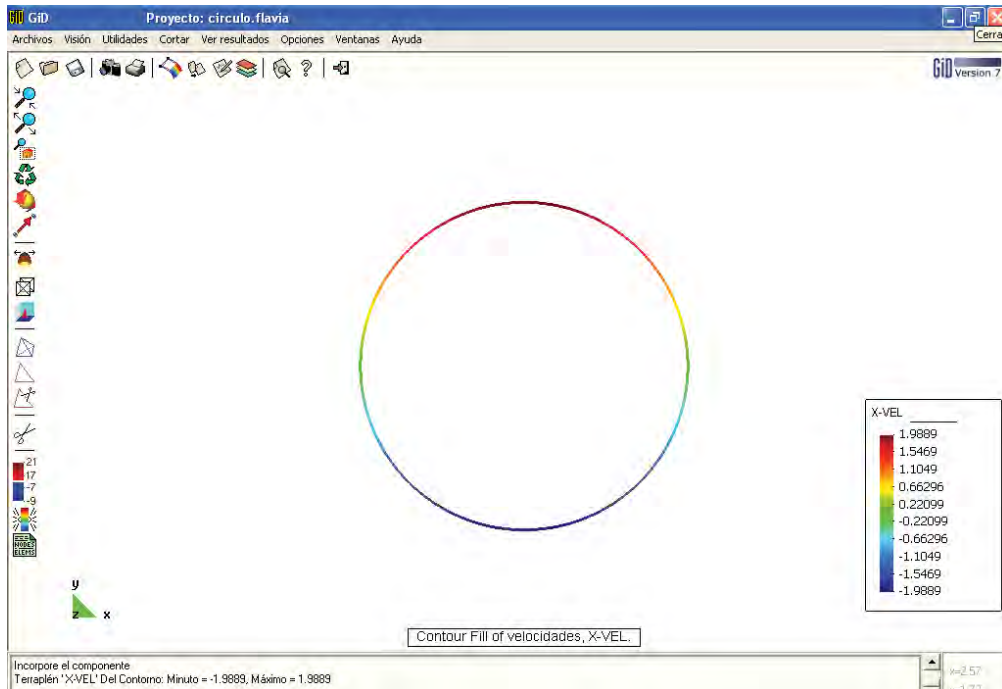


Figura 4.5 Distribución de Velocidades Tangenciales alrededor de una sección circular bajo flujo uniforme

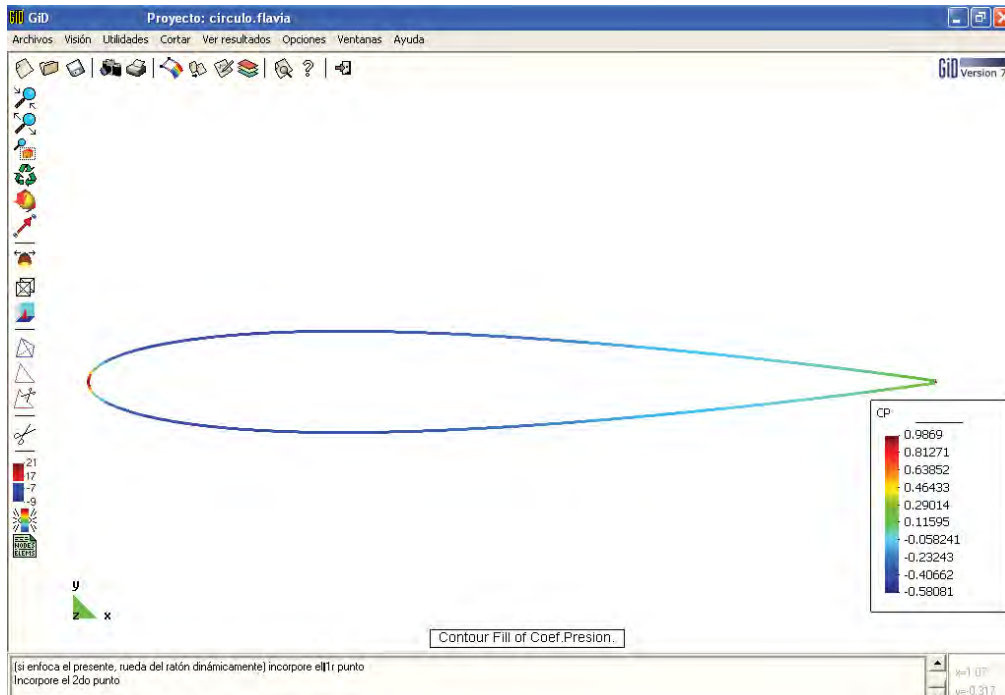


Figura 4.6 Coeficientes de Presión alrededor de un perfil Naca0024 bajo flujo uniforme con $U = 1\text{m/s}$ y ángulo de incidencia $\alpha = 0^\circ$

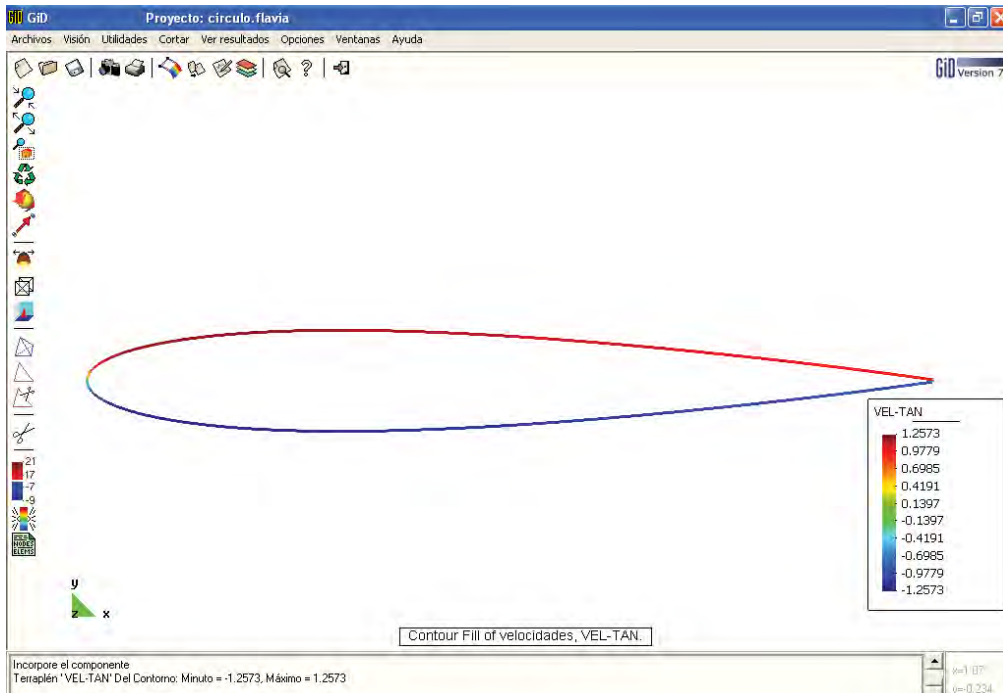


Figura 4.7 Distribución de Velocidades Tangenciales alrededor de un perfil Naca0024 bajo flujo uniforme con $U=1\text{m/s}$ y ángulo de incidencia $\alpha=0^\circ$

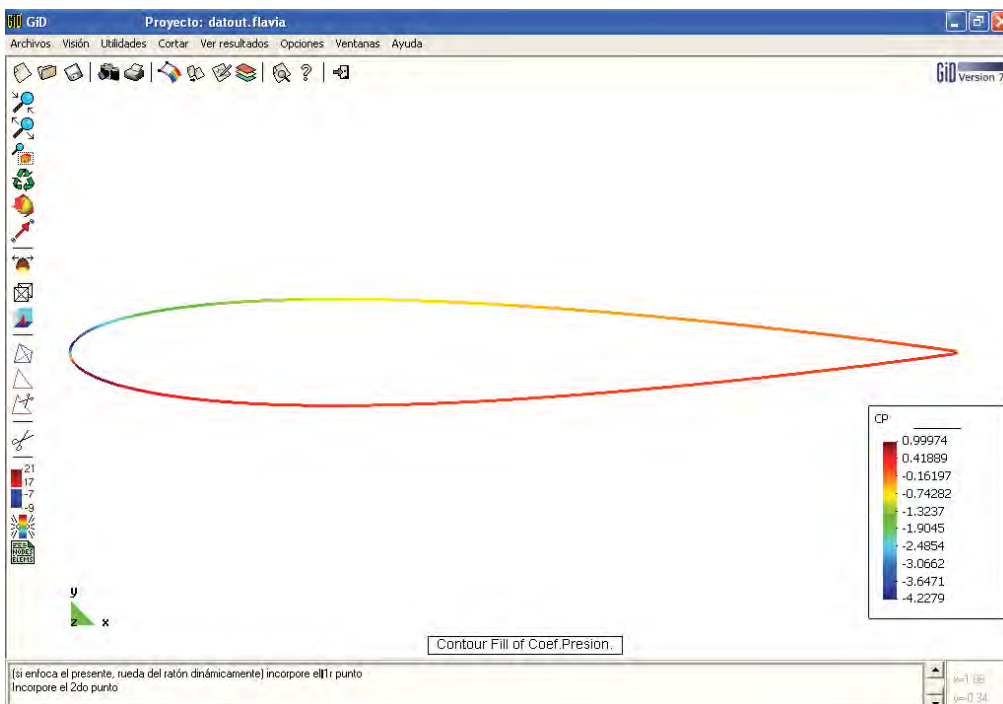


Figura 4.8 Coeficientes de Presión alrededor de un perfil Naca0024 bajo flujo uniforme con $U = 1\text{m/s}$ y ángulo de incidencia $\alpha=8^\circ$

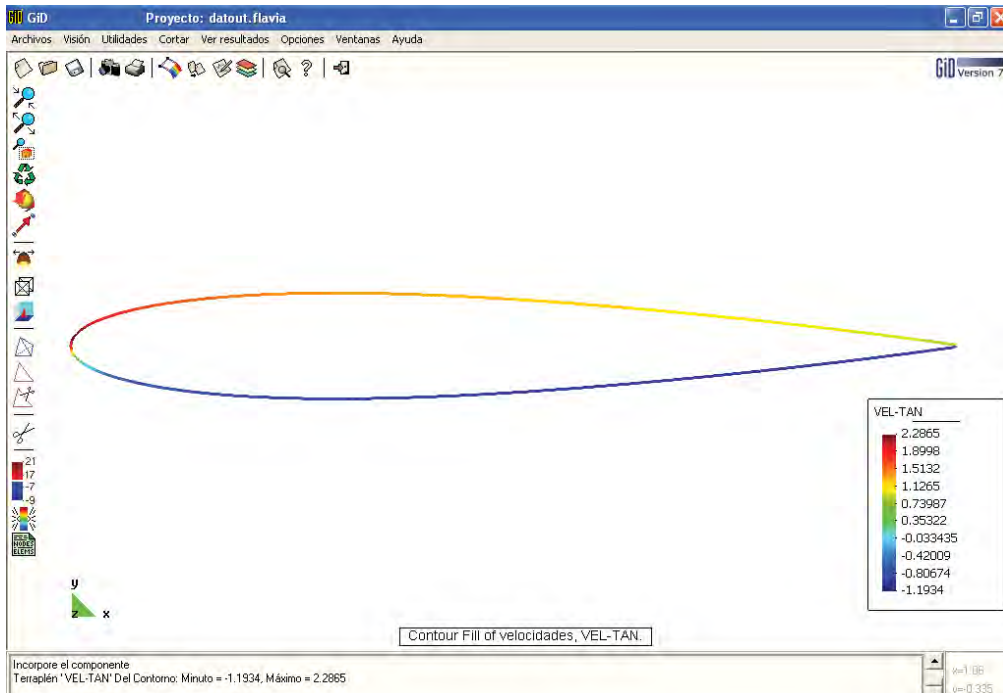


Figura 4.9 Distribución de Velocidades Tangenciales alrededor de un perfil Naca0024 bajo flujo uniforme con $U=1\text{m/s}$ y ángulo de incidencia $\alpha=8^\circ$

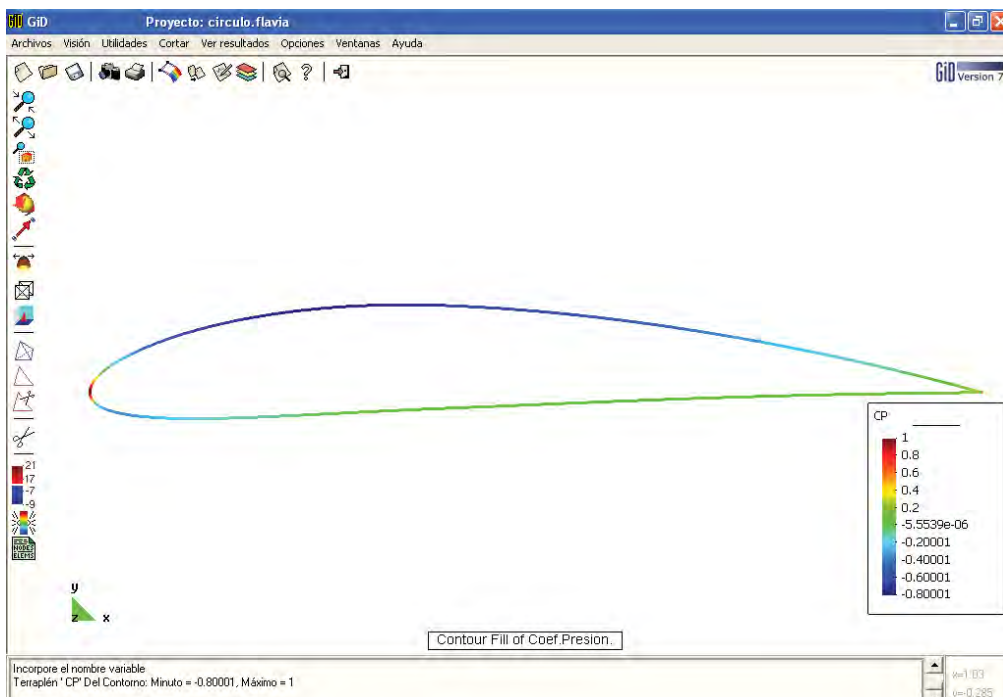


Figura 4.10 Coeficientes de Presión alrededor de un perfil Naca4412 bajo flujo uniforme con $U=10\text{m/s}$ y ángulo de incidencia $\alpha=0^\circ$

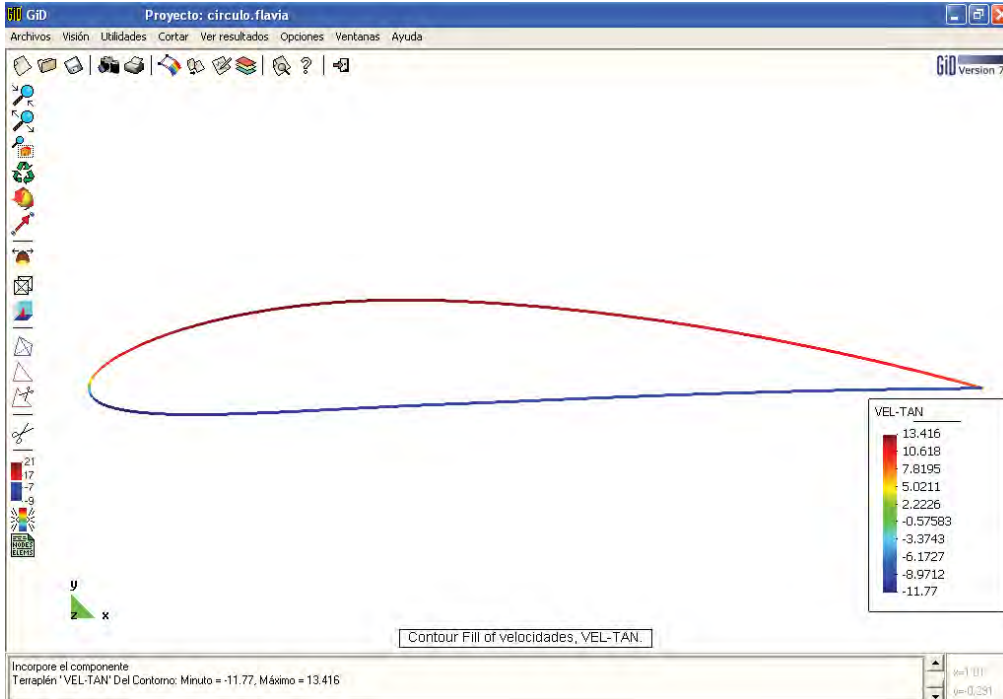


Figura 4.11 Distribución de Velocidades Tangenciales alrededor de un perfil Naca4412 bajo flujo uniforme con $U=10\text{m/s}$ y ángulo de incidencia $\alpha=0^\circ$

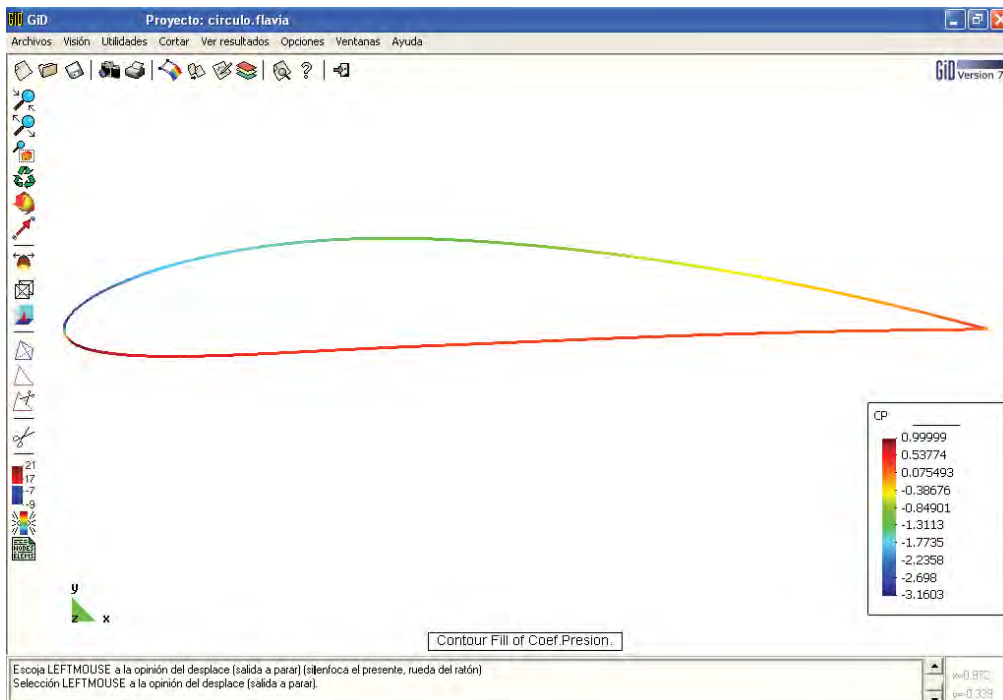


Figura 4.12 Coeficientes de Presión alrededor de un perfil Naca4412 bajo flujo uniforme con $U=10\text{m/s}$ y ángulo de incidencia $\alpha=8^\circ$

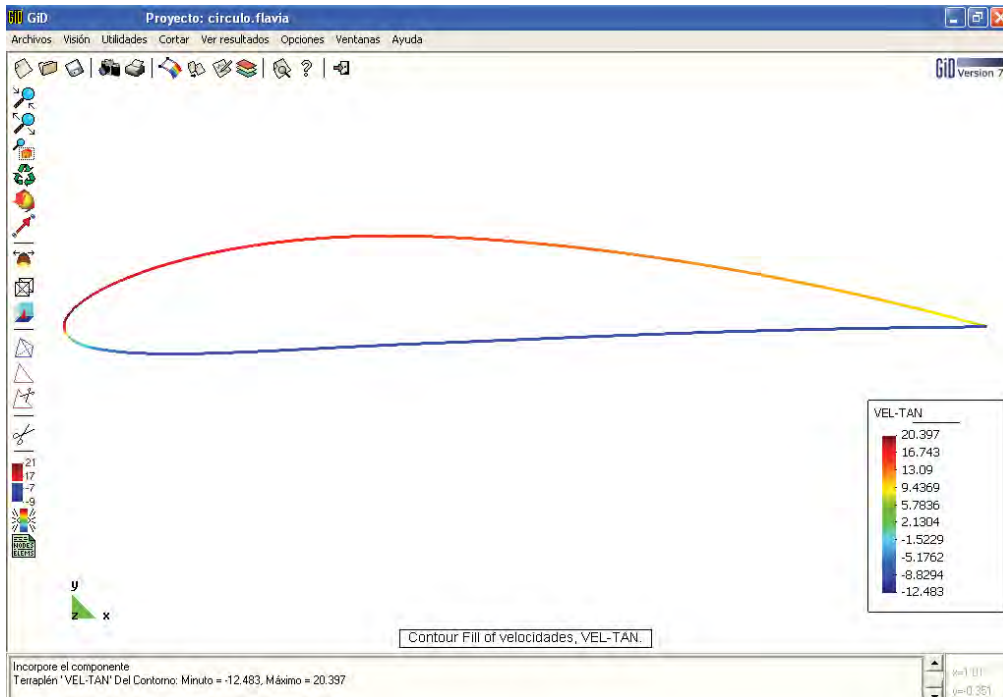


Figura 4.13 Distribución de Velocidades Tangenciales alrededor de un perfil Naca4412 bajo flujo uniforme con $U=10\text{m/s}$ y ángulo de incidencia $\alpha=8^\circ$

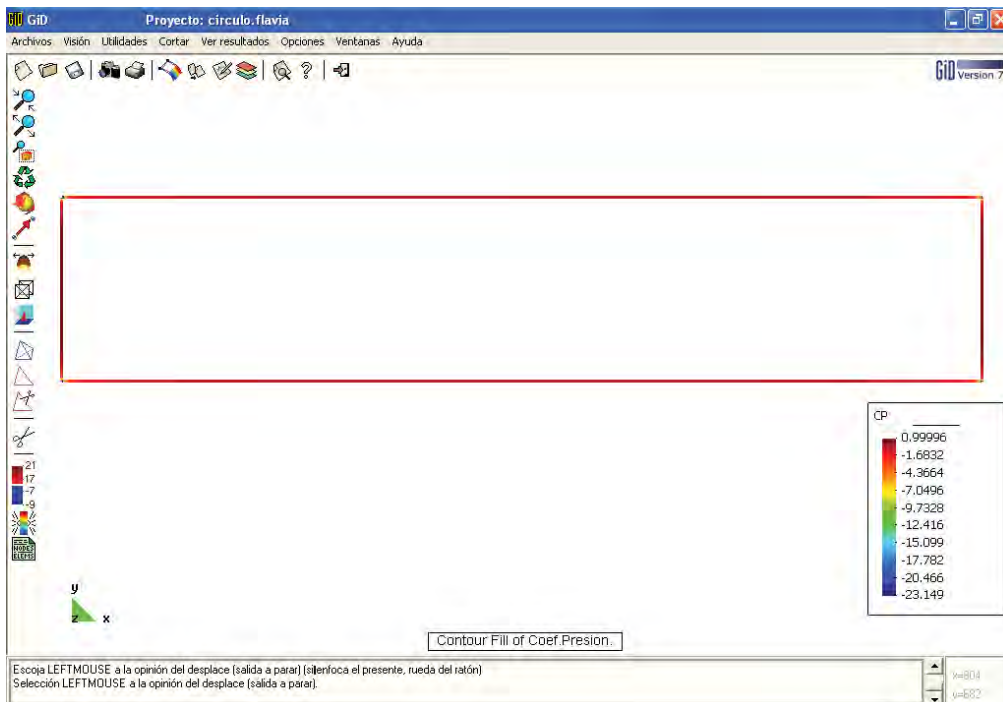


Figura 4.14 Coeficientes de Presión alrededor de un perfil rectangular bajo flujo uniforme con $U=1\text{m/s}$ y ángulo de incidencia $\alpha=0^\circ$

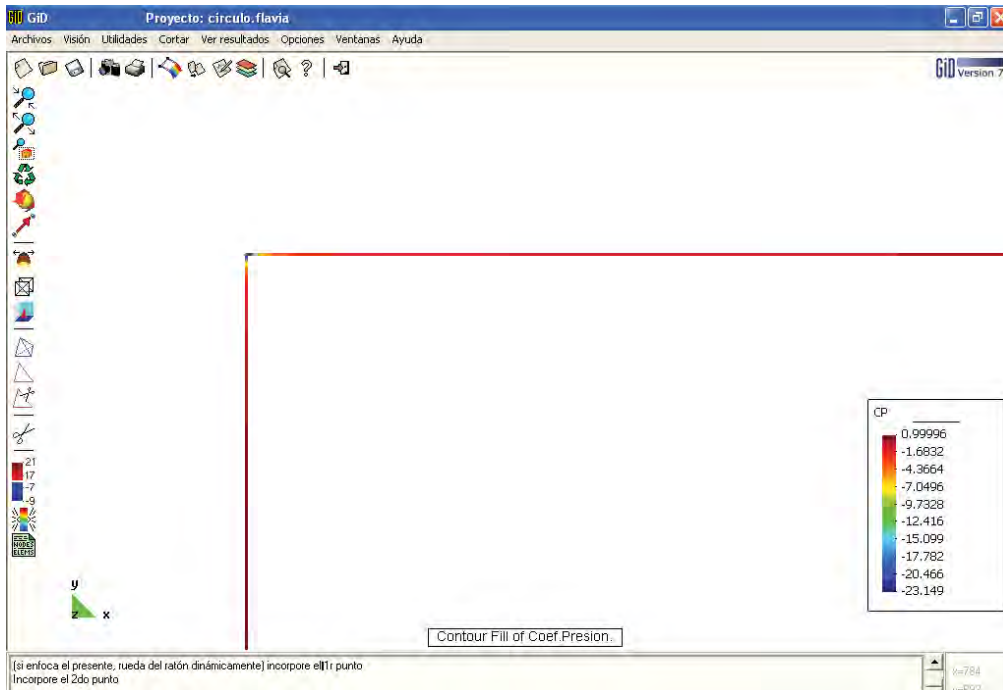


Figura 4.15 Acercamiento a una de las esquinas donde se observa que el coeficiente de presión es mayor.

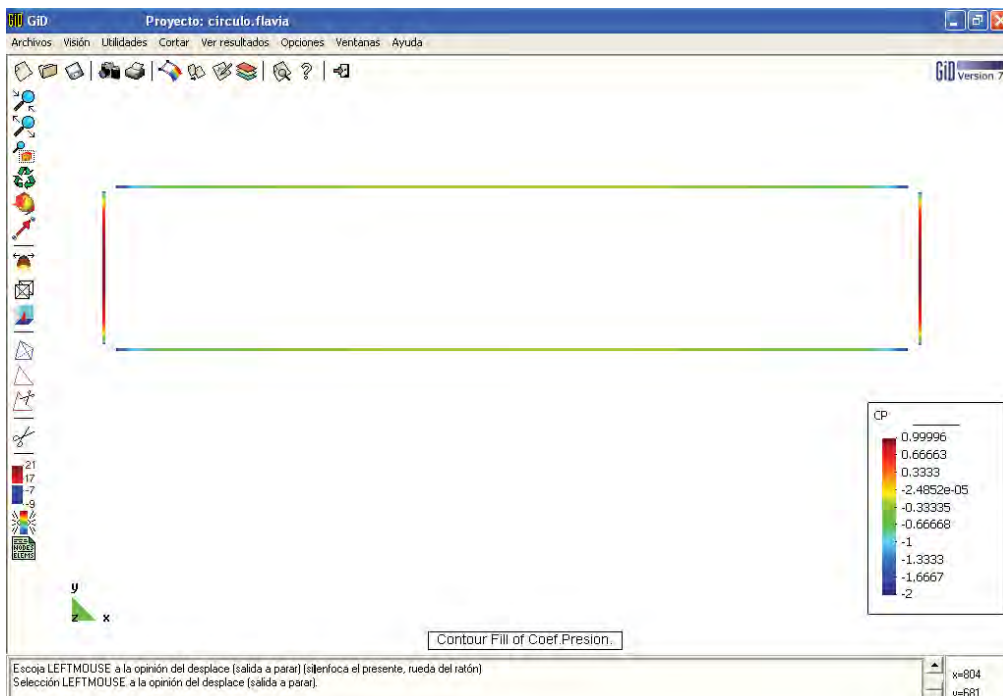


Figura 4.16 Distribución de coeficientes de presión alrededor del perfil rectangular sin tomar en cuenta los valores de las esquinas.

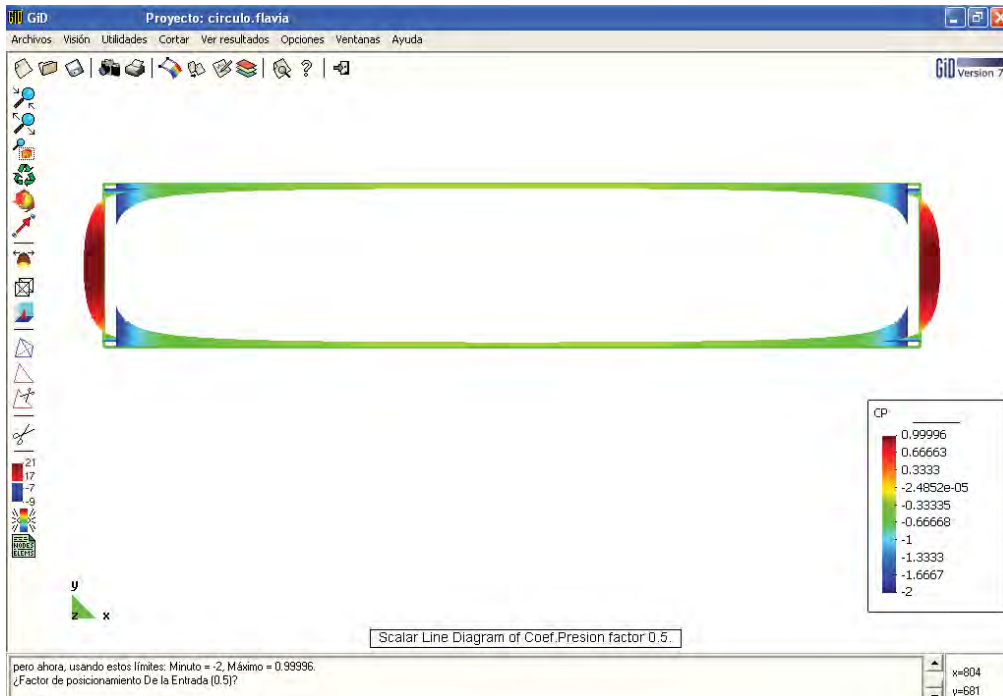


Figura 4.17 Diagrama de líneas que representan los coeficientes de presión alrededor del perfil rectangular sin tomar en cuenta los valores de las esquinas.

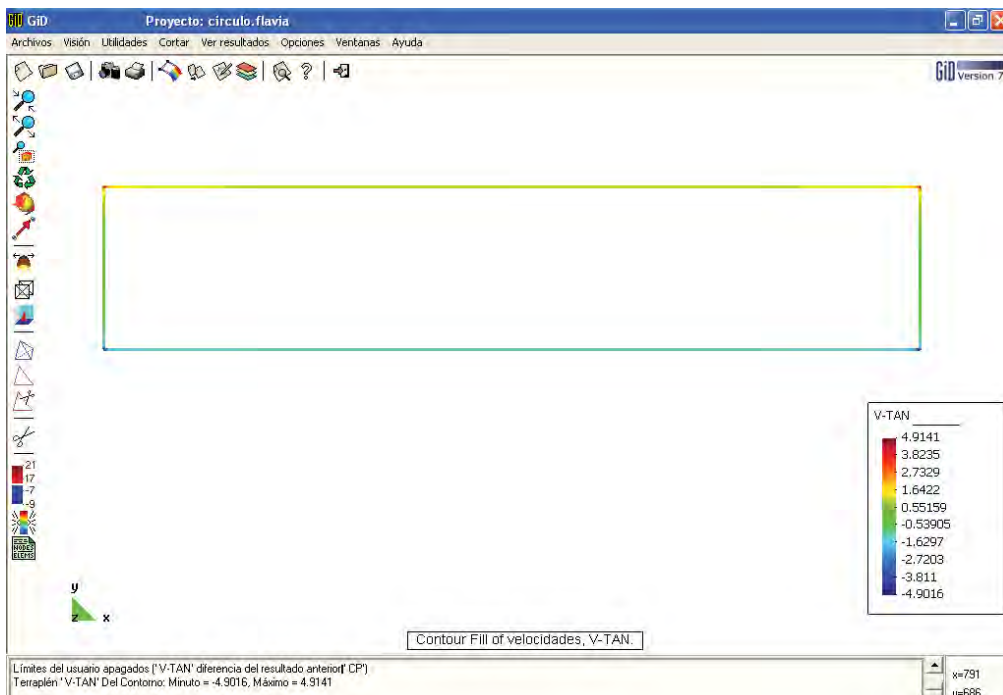


Figura 4.18 Distribución de Velocidades Tangenciales alrededor de un perfil rectangular bajo flujo uniforme con $U=1\text{m/s}$ y ángulo de incidencia $\alpha=0^\circ$

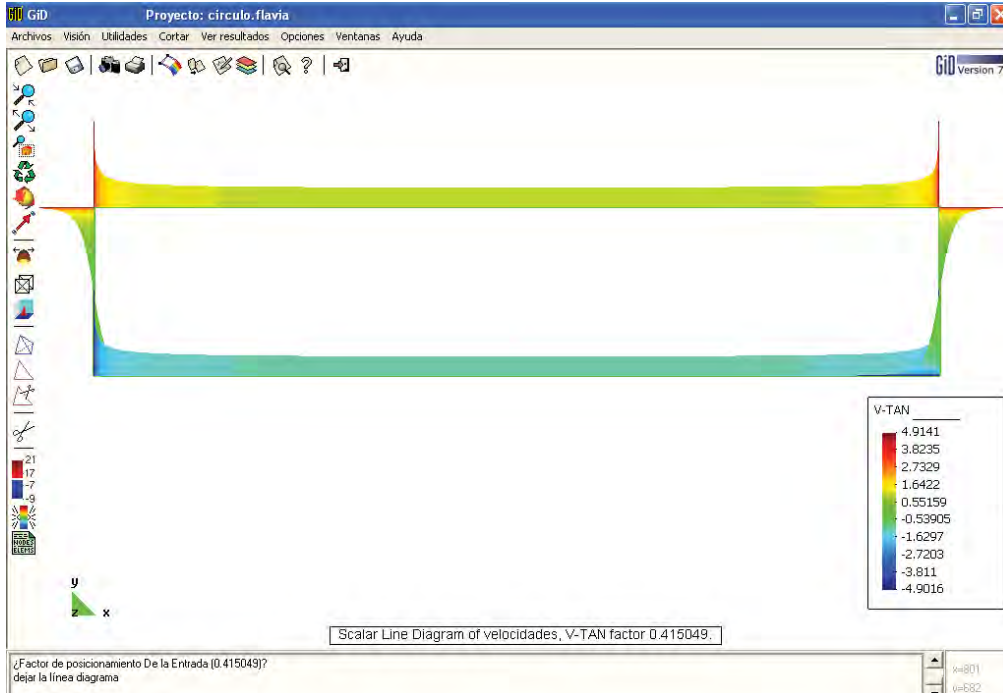


Figura 4.19 Diagrama de líneas que representan los valores de la velocidad tangencial alrededor del perfil rectangular.

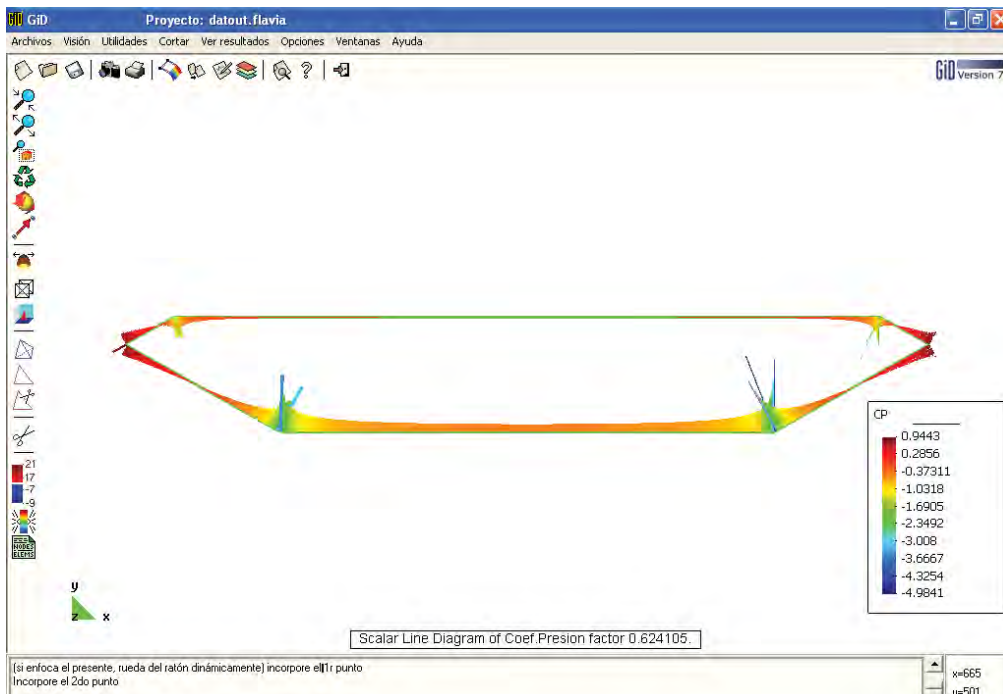


Figura 4.20 Diagrama de líneas que representa los coeficientes de presión alrededor de la sección transversal con aristas puntiagudas del puente Great.

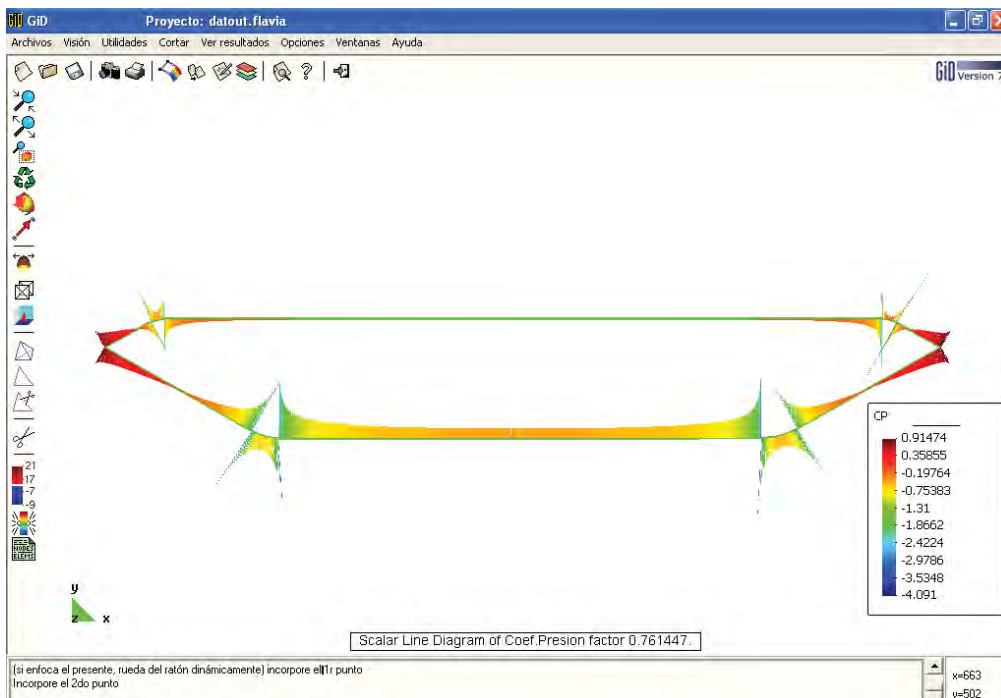


Figura 4.21 Diagrama de líneas que representa los coeficientes de presión alrededor de la sección transversal con aristas redondeadas del puente Great.

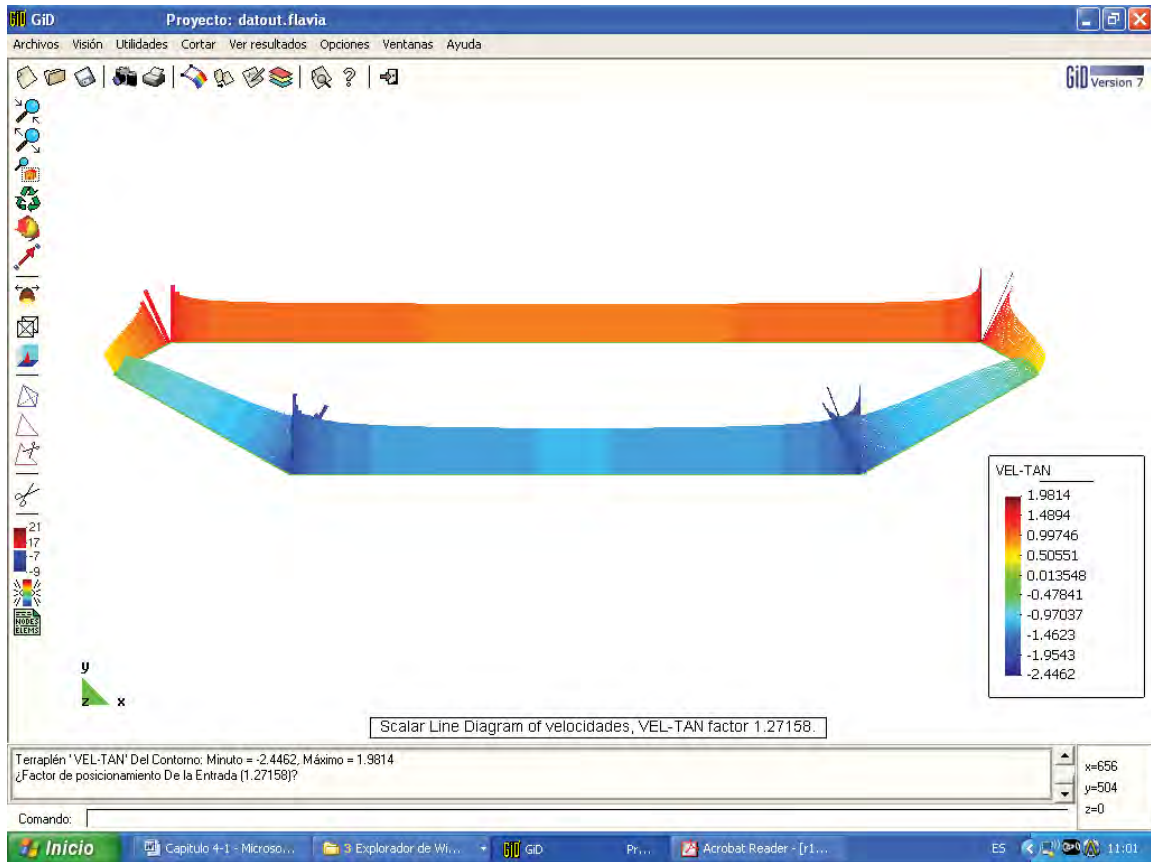


Figura 4.22 Diagrama de líneas que representa a los valores de la velocidad tangencial alrededor de la sección transversal del puente Great.

4.4 CÓDIGO EN FORTRAN 90 DEL PROGRAMA “INFLU”

program influ

```

integer n,i,j,k,pan,nod,nnod,p,np1
real ypl,dx,dy,xq,yq,vx,vy,ntij,nnij,ttij,tnij,d,temp

real,allocatable,dimension (::)xp,yp,zz,xc,yc,b,s,x,vs,cp,bi,ux,uy,n1,g,u
real,allocatable,dimension (::)at,that,nhat,an,coori,an1,at1
integer,allocatable,dimension (::)panel

open(1,file="circulo.dat")
open(2,file="circulo.flavia.res")
open(3,file="circulo.flavia.msh")

pi=3.141516

read(1,*)
read(1,*)
read(1,*)

read(1,*)pan,nod
n=nod

np1=n+1

allocate(xp(n),yp(n),zz(n),xc(n),yc(n),at(n,np1),b(n),that(n,2),nhat(n,2),s(n),an(n,n),x(np1),vs(
n),cp(n),bi(n),ux(n),uy(n))
allocate (coori(nod,2),panel(pan,2),an1(n,n),at1(n,n),n1(n),g(n),u(n))

read(1,*)
read(1,*)
read(1,*)
read(1,*)
read(1,*)
read(1,*)

!Lectura y escritura de los datos de la malla

write(3,*) "MESH dimension 3 ElemType Linear Nnode 2"
write(3,*) "coordinates"

do i=1,nod
read (1,*) nnod,coori(i,1),coori(i,2)
write(3,*) nnod,coori(i,1),coori(i,2),0.00000
end do

write(3,*) "end coordinates "
write(3,*)

write(3,*) "Elements"

```

```

read(1,*)
read(1,*)
read(1,*)
read(1,*)
read(1,*)

```

```

do i=1,pan
read (1,*)p,panel(i,1),panel(i,2)
write(3,"(3i10)")p,panel(i,1),panel(i,2)
end do
write(3,*)"end elements"

```

```

do i=1,pan
xp(i)=coori(panel(i,1),1)
yp(i)=coori(panel(i,1),2)

```

```

end do

```

```

deallocate (coori,panel)

```

!CALCULO DE LOS COEFICIENTES DE INFLUENCIA

```

do j=1,n
if (j==1) then
xpl=xp(n)
ypl=yp(n)
else
xpl=xp(j-1)
ypl=yp(j-1)

```

```

end if

```

```

xc(j)=0.5*(xp(j)+ xpl)
yc(j)=0.5*(yp(j)+ ypl)
s(j)=SQRT( (xp(j)- xpl) **2+(yp(j)- ypl) **2)
that(j,1)=(xp(j)- xpl)/s(j)
that(j,2)=(yp(j)- ypl)/s(j)
nhat(j,1)=-that(j,2)
nhat(j,2)=that(j,1)
end do

```

```

np1=n+1
do i=1,n
at(i,np1)=0.0
n1(i)=0.0
end do

```

```

do i=1,n
do j=1,n

```

```

if(i==j) then

```

```

an(i,j)=pi
at(i,j)=0.0

else

dx=xc(i)-xc(j)
dy=yc(i)-yc(j)
xq=dx*that(j,1)+dy*that(j,2)
yq=dx*nhat(j,1)+dy*nhat(j,2)
vx=0.5*(alog((xq+.5*s(j))**2+yq**2)-alog((xq-0.5*s(j))**2+yq**2))

if(abs(yq)<0.00005) then

vy=0

else

vy=atan((xq+0.5*s(j))/yq)-atan((xq-0.5*s(j))/yq)

end if

!write(2,*) vx,vy

ntij=0.0
nnij=0.0
ttij=0.0
tnij=0.0

do k=1,2

ntij=nhat(i,k)*that(j,k)+ntij
nnij=nhat(i,k)*nhat(j,k)+nnij
ttij=that(i,k)*that(j,k)+ttij
tnij=that(i,k)*nhat(j,k)+tnij

end do

an(i,j)=vx*ntij+vy*nnij
at(i,j)=vx*ttij+vy*tnij
an1(i,j)=vy*ntij-vx*nnij
at1(i,j)=vy*ttij-vx*tnij

at(i,np1)=at(i,np1)+at1(i,j)
n1(i)=n1(i)+an1(i,j)

end if
end do
end do

deallocate(xp,yp,xc,yc,s)

!write(2,990) an(1,1),an(1,2),an(1,3),an(1,4),an(1,5),an(1,6)
!write(2,990) an(2,1),an(2,2),an(2,3),an(2,4),an(2,5),an(2,6)
!write(2,990) an(3,1),an(3,2),an(3,3),an(3,4),an(3,5),an(3,6)

```

```
!write(2,990) an(4,1),an(4,2),an(4,3),an(4,4),an(4,5),an(4,6)
!write(2,990) an(5,1),an(5,2),an(5,3),an(5,4),an(5,5),an(5,6)
!write(2,990) an(6,1),an(6,2),an(6,3),an(6,4),an(6,5),an(6,6)
990 format (6(4x,f8.3))
```

!Cálculo de los sigma

```
read(1,*)
read(1,*)
read(1,*)
read(1,*)
read(1,*)
```

```
do i=1,n
read(1,*) k,ux(i),uy(i),g(i)
end do
```

```
x(np1)=g(1)*2
```

```
do i=1,n
bi(i)=(-ux(i)*nhat(i,1))-(n1(i)*(g(i)*2))
end do
```

```
do i=1,n-1
do j=i+1,n
d=an(j,i)/an(i,i)
do k=1,n
an(j,k)=an(j,k)-(d*an(i,k))
end do
bi(j)=bi(j)-(d*bi(i))
end do
end do
```

```
x(n)=(bi(n))/an(n,n)
```

```
do i=1,n-1
j=n-i
d=0.0
```

```
do k=j+1,n
```

```
d=d+an(j,k)*x(k)
end do
```

```
x(j)=(bi(j))/an(j,j)-(d/an(j,j))
end do
```

!Cálculo de las Velocidades y de los Coeficientes de Presión.

```
do i=1,n
```

```
u(i)=sqrt(ux(i)**2+uy(i)**2)
```

```
temp = 0.0
do j=1,np1
temp=temp+(at(i,j)*x(j))
end do

vs(i)=temp-(ux(i)*that(i,1))-(uy(i)*that(i,2))
cp(i)=1-((vs(i)/(u(i)))**2)
end do
```

!Escritura del Archivo Flavia.Res para visualización de resultados en GiD

```
write(2,*)"GiD Post Results File 1.0"

write(2,*)'GaussPoints "velocidades" ElemType Linear'
write(2,*)"Number of Gauss Points: 1"
write(2,*)"Nodes not included"
write(2,*)"Natural Coordinates: Internal"
write(2,*)"End Gausspoints"

write(2,*)'GaussPoints "Coef.Presion-X" ElemType Linear'
write(2,*)"Number of Gauss Points: 1"
write(2,*)"Nodes not included"
write(2,*)"Natural Coordinates: Internal"
write(2,*)"End Gausspoints"

write(2,*) 'Result "velocidades" "Load Analysis" 1 Vector OnGausspoints "velocidades"'
write(2,*) 'ComponentNames "X-VEL", "Yvel"'
write(2,*) "Values"

do i=1,n
if(i==n) then
write(2,*) i,vs(n-(n-1)),0.00
else
write(2,*) i,vs(i+1),0.00
end if
end do
write(2,*) "end values"

write(2,*) 'Result "Coef.Presion-X" "Load Analysis" 1 Scalar OnGausspoints "Coef.Presion-X"'
write(2,*) 'ComponentNames "C-PX"'
write(2,*) "Values"

do i=1,n
if(i==n) then
write(2,*) i,cp(n-(n-1))
else
write(2,*) i,cp(i+1)
end if
end do
write(2,*) "end values"

close(2)
end program
```

CAPÍTULO 5

INTRODUCCIÓN AL MANEJO EN FLUJO TURBULENTO POR MEDIO DE “ANSYS”

5.1 ¿QUE ES “ANSYS”?

“ANSYS” es un paquete computacional de elementos finitos de propósito genérico. El análisis por elementos finitos es el método numérico de subdividir un sistema complejo en pequeñas partes de un tamaño seleccionado por el usuario denominados elementos. El software implementa ecuaciones diferenciales que gobiernan los fenómenos de transporte y por tanto el comportamiento de tales elementos y los soluciona simultáneamente, creando entonces una explicación comprensible de como el sistema actúa como un todo. Los resultados obtenidos pueden presentarse de manera tabular, gráfica o animada. Este tipo de análisis se utiliza primordialmente para el diseño y optimización.

5.2 CAPACIDADES ESPECÍFICAS DE “ANSYS”

Las aplicaciones básicas del paquete ANSYS incluyen análisis estructural, análisis térmico, dinámica computacional de fluidos (CFD), análisis electromagnético al igual que análisis acústicos y de vibraciones. En este trabajo se abordará en la aplicación de las herramientas de la dinámica computacional de fluidos (ANSYS/FLOTRAN).

En lo que respecta a la mecánica de fluidos, la aplicación “ANSYS/FLOTRAN CFD” ofrece herramientas para analizar campos de flujo tanto en dos como en tres dimensiones. “ANSYS” es capaz de modelar un amplio rango de tipos de análisis tales como los encontrados típicamente en aerodinámica e

hidrodinámica. Algunos análisis típicos que pueden desarrollarse en “ANSYS/FLOTRAN CFD” son:

- Flujos turbulentos y laminares
- Análisis térmico de fluidos
- Flujo de fluidos con superficies libres
- Flujos compresibles e incompresibles
- Fluidos newtonianos y no-newtonianos
- Flujo de especies múltiples

Estos análisis no son exclusivos, es posible por ejemplo efectuar análisis acoplados de flujo y análisis estructural. Un flujo incompresible puede ser laminar o turbulento. Algunos ejemplos en los cuales se puede usar análisis acoplados pueden ser recipientes a presión (análisis térmico y estructural), válvulas de flujo (análisis de flujo y estructural), etc.

5.3 APLICACIÓN DE “ANSYS 10.0” AL ANÁLISIS EN FLUJO TURBULENTO

La figura 5.1 representa la sección 2D de un perfil convencional de ala de avión. Este ejercicio permitirá entender la capacidad de ANSYS para el análisis de campos de flujo. Se calculará y trazara la distribución de velocidad y presiones alrededor del perfil que se muestra en la figura 5.1. La cuerda del perfil tiene dimensiones y orientación como se muestra en la figura 5.1. La velocidad de flujo de aire es de 2m/s.

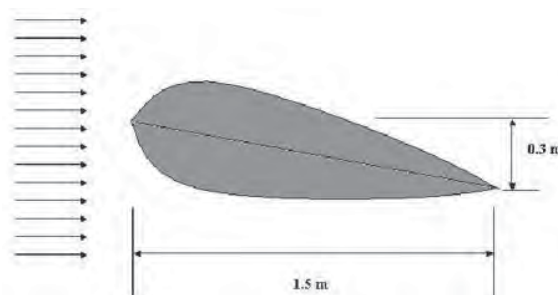


FIGURA 5.1 Flujo de aire alrededor de un perfil de ala de avión.

5.3.1 Preproceso.

En el preproceso se deberán de realizar varias acciones, las cuales se describen a continuación.

5.3.1.1 Dar un título al problema

Se deberá asignar un nombre al proyecto para que sea identificable.

5.3.1.2 Creación de la geometría

Se deberá crear el dominio del fluido que es un rectángulo, para lo cuál se debe realizar la siguiente secuencia de comandos **Preprocessing > Modeling > Create > Areas > Rectangle > By 2 Corners > X = 0, Y = 0, Ancho = 10, Alto = 10.**

Creado el dominio, se pasa a crear el perfil que va ser la condición de frontera sólida para el flujo del fluido, para lo cual se introducen las coordenadas X y Y mostradas en la tabla 5.1 mediante: **Preprocessing > Modeling > Create > Keypoints > In Active CS.**

Tabla 5.1

Número de Keypoint	X	Y
5	3.5	5.3
6	3.8	5.5
7	3.7	5
8	5	5

Una vez creados los puntos, el siguiente paso es la creación de dos “splines” que pasen a través de los puntos. Estos “splines” son las superficies

superior e inferior del perfil. **Preprocessing > Modeling > Create > Lines > Splines thru KPs**. En primer lugar se toman los tres puntos superiores y se pulsa en **Apply**, a continuación, se seleccionan los tres puntos inferiores y se presione **OK**. Así se han creado dos "splines" (figura 5.2).

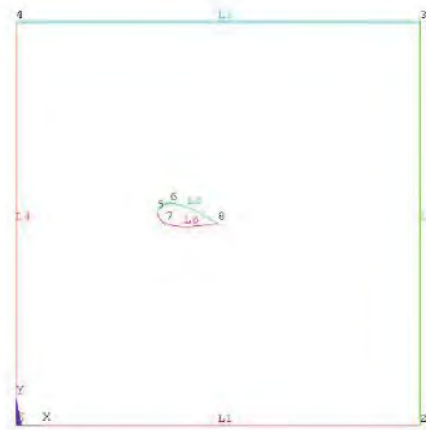


FIGURA 5.2 Modelo después de haber creado el perfil a base de "splines"

El siguiente paso es la creación de un área que está delimitada por las dos "splines". **Preprocessing > Modeling > Create > Areas > Arbitrary > By Lines**, se selecciona las *splines* y se presiona **OK**. En seguida, se tiene que restar el área del perfil del rectángulo para definir el campo de flujo. **Modeling > Operate > Booleans > Subtract > Areas**. Primero, se seleccione el rectángulo y se hace clic en **OK**, a continuación se seleccione el perfil, se presiona **OK** y el modelo debe quedar como en la figura 5.3.

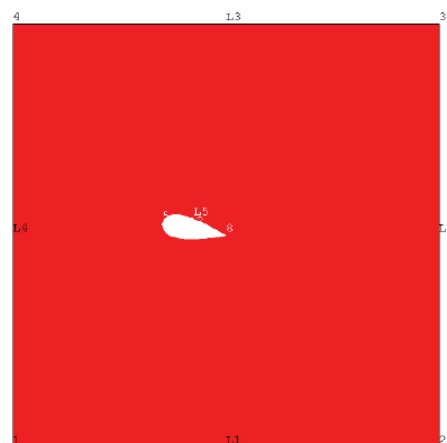


FIGURA 5.3 Dominio del Fluido

5.3.1.3 Definir el tipo de elemento

Para definir el tipo de elemento se realiza la siguiente secuencia de comandos **Preprocessor > Element Type > Add/Edit/Delete...** > oprimir "Add", y se selecciona el **2D FLOTRAN** (figura 5.4).

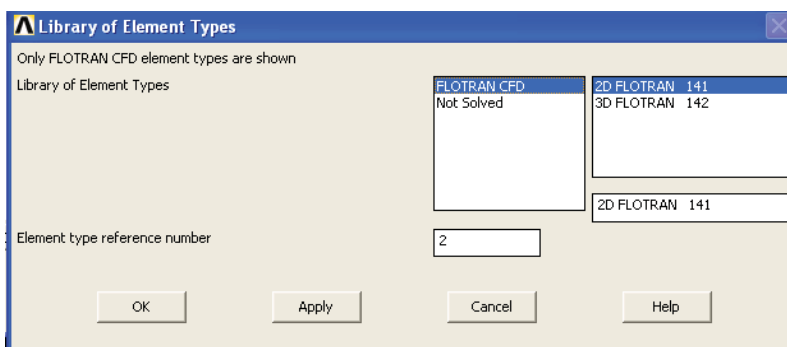


FIGURA 5.4 Dominio del Fluido

A continuación, se deben establecer las propiedades del fluido. **Preprocessors > Flotran Set Up > Fluid Properties**. En la casilla **Density** y **Viscosity**, se selecciona **AIR-SI** y en la siguiente ventana sólo se hace clic en **OK**.

Para definir las propiedades de los Materiales que forman los elementos se realizan las siguientes secuencias, primeramente para definir el valor de la densidad **Preprocessor > Material Props > Material Models > CFD > Density > DENS** y en este caso en particular se introduce el valor de 1.23. Y en seguida para definir la viscosidad **Preprocessor > Material Props > Material Models > CFD > Viscosity > VISC** y se introduce el valor 1.79e-5.

5.3.1.4 Tamaño y generación de la malla

Para contar con un grado de aproximación mayor se crea una malla fina cerca del perfil y una malla mucho más burda lejos del perfil. Para lo cual se realiza lo siguiente:

1) **Preprocessor > Meshing > Size Cntrls > ManualSize > Areas > Pick Lines** se seleccionan los "splines" que forman el perfil y se hace clic en **OK**, en la nueva ventana $SIZE = 0,01$ y a continuación se oprime **OK**.

2) **Preprocessor > Meshing > Size Cntrls > ManualSize > Areas > Pick Lines** se seleccionan las líneas exteriores, es decir, los bordes del rectángulo y se oprime **OK**, en la nueva ventana $SIZE=0.5$.

Para generar la malla se ejecuta la siguiente secuencia de comandos **Preprocessor > Meshing > Mesh > Areas > Free > Pick All** (figura 5.5)

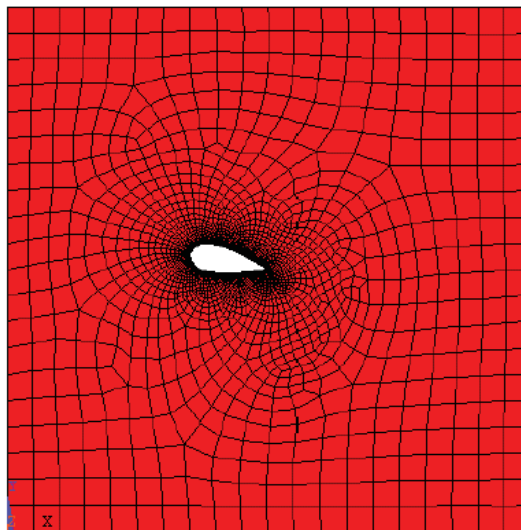


FIGURA 5.5 Dominio del Fluido

5.3.1.5 Asignación de las Condiciones de Contorno.

Se inicia definiendo las velocidades, para lo cual se ejecutan los comandos **Solution > Define Loads > Apply > Fluid/CFD > Velocity > On Lines**, se selecciona el borde izquierdo del rectángulo y se presiona **OK**. Se Introduce **2** en el **VX** solicitado, que corresponde a **2 m/s** y se establece **VY** y **VZ** igual a 0.0 (Figura 5.6).



FIGURA 5.6 Ventana de asignación de velocidades

Se repite el mismo procedimiento para las superficies del perfil y en este caso se establece **VX**, **VY** y **VZ** igual a 0.0. En seguida se definen las condiciones de los otros tres bordes del rectángulo, para lo cual se supone que la presión no cambia a lo largo de estos bordes, ya que están lejos del perfil. Para ello se utilizan los comandos **Solution > Define Loads > Apply > Fluid/CFD > Pressure DOF > On Lines** y se seleccionan los tres bordes y por último se presiona **OK**. En la ventana nueva se selecciona **constant value** (Figura 5.7).

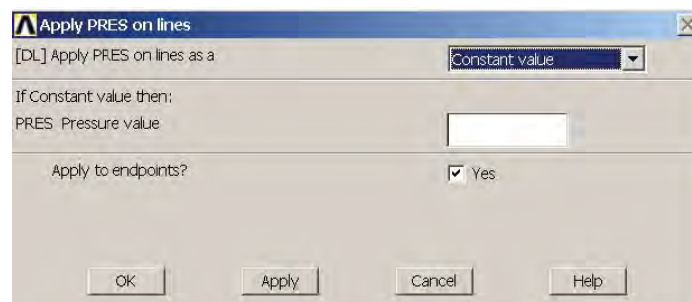


FIGURA 5.7 Ventana de asignación de presiones

5.3.2 Procesamiento de Datos

En este ejemplo se supone un flujo turbulento, para lo cual se debe especificar mediante los comandos ***Solution > Flotran Set Up > Solution Options*** configurar ***TURB*** a ***turbulent*** (Figure 5.8).



FIGURA 5.8 Ventana de asignación de Opciones de Solución

Una vez elegida la opción de turbulencia se procede a elegir el modelo de turbulencia mediante los comandos ***Solution > Flotran Set Up > Turbulence > Turbulence Model***. En la nueva ventana, se selecciona ***standard K-E*** y se oprime ***OK*** y de nuevo se hace clic en ***OK*** en la ventana siguiente.

Por último se corre el programa mediante ***Solution > Run FLOTTRAN***.

5.3.3 Postproceso

Aquí se realiza la lectura de los resultados mediante los comandos ***General Postproc > Read Results > Last Set***.

Para mostrar los contornos de presiones y velocidades generados, se procede de la siguiente manera:

Para trazar los contornos de velocidad en x: **General Postproc > Plot Results > Contour Plot > Nodal Solutions** en la nueva ventana se selecciona **DOF Solution** y **Velocity Vx** (figura 5.9).

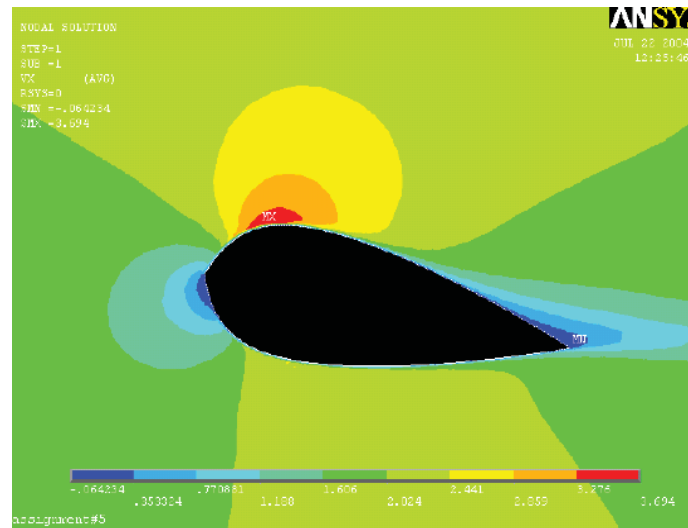


FIGURA 5.9 Contorno de Velocidades en x

Para trazar los contornos de velocidad en y: **General Postproc > Plot Results > Contour Plot > Nodal Solutions** en la nueva ventana se selecciona **DOF Solution** y **Velocity Vy** (figura 5.10).

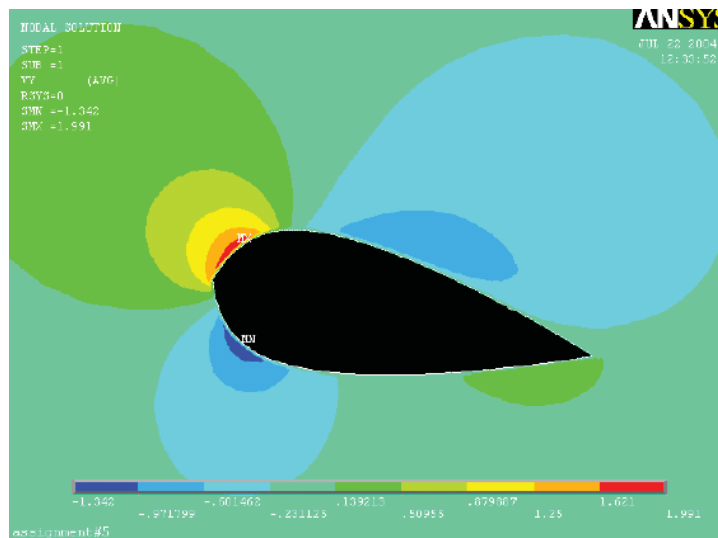


FIGURA 5.10 Contorno de Velocidades en y

Para trazar los contornos de presión: **General Postproc > Plot Results > Contour Plot > Nodal Solutions** en la nueva ventana se selecciona **DOF Solution** y **Pressure PRES** (Figura 5.11).

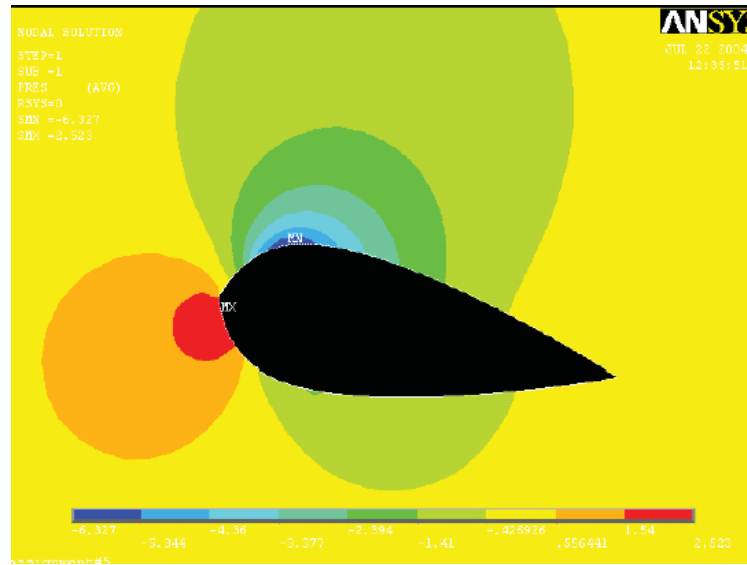


FIGURA 5.11 Contorno de Presiones

CONCLUSIONES

En base a la comparación de los resultados obtenidos mediante el Método de los Paneles y los obtenidos experimentalmente, se puede afirmar lo siguiente:

- ✚ Este método presenta resultados razonables de distribución de presiones y velocidades solo en las zonas donde el flujo permanece adherido al cuerpo.
- ✚ El modelo deja de ser aceptable cuando el ángulo de incidencia del viento es mayor a 10° , ya que se presenta el fenómeno del desprendimiento de la Capa Límite.
- ✚ En los cuerpos donde sus bordes no son redondeados, los resultados obtenidos por este método no son los suficientes para obtener el coeficiente de presión "Cp", ya que mediante este método, la distribución de presiones obtenida en esas zonas no es la correcta.
- ✚ En cuanto su aplicación a tableros de puentes queda limitada a secciones aerodinámicas (con bordes redondeados) y para ángulos de incidencia del viento menores a 10° .
- ✚ Aunque este método solo permite representar adecuadamente el flujo de viento en algunas zonas y bajo ciertas condiciones, es posible obtener una primera aproximación.

“ANSYS” representa una opción muy completa para modelar el comportamiento del flujo de viento, ya que permite analizar campos de fluidos tanto en dos como en tres dimensiones y permite modelar un amplio rango de tipos de análisis como son:

- ✚ Flujos turbulentos y laminares
- ✚ Análisis térmico de fluidos
- ✚ Flujo de fluidos con superficies libres
- ✚ Flujos compresibles e incompresibles

REFERENCIAS

ÇENGEL A. Yunus y ÇİMBALA John M. "Mecánica de Fluidos": Fundamentos y Aplicaciones. McGraw-Hill Interamericana, México D.F 2006.

SIMIU Emil y SCALAN Robert H., "Wind Effects on Structures". Fundamental and applications to design". John Wiley and Sons, Inc., New York 1996.

ALONSO Díaz Gabriel Ángel. "Inestabilidad Aeroelástica de un Edificio Esbelto de Planta Triangular". Tesis de Maestría. Universidad Nacional Autónoma de México, México D.F. 1996

ZIENKIEWICZ O.C. y TAYLOR R.L. "El Método de los Elementos Finitos". Formulación Básica y Problemas Lineales. McGraw-Hill Interamericana, España 1994.

MORAN Jack. "An Introduction to Theoretical and Computacional Aerodynamics". John Wiley and Sons. USA 1983.

Moaveni, Saeed. "Finite Element Analysis". Theory and Application with ANSYS. Prentice-Hall. USA 1999.