



Universidad Austral de Chile

Escuela de Mecánica

DISEÑO AERODINÁMICO DE UNA MÁQUINA DE EFECTO DE ALA
EN TIERRA

Trabajo para optar al Título de
Ingeniero Mecánico.

Profesor Patrocinante: Sr.
Misael Fuentes Paredes
Ingeniero Mecánico.

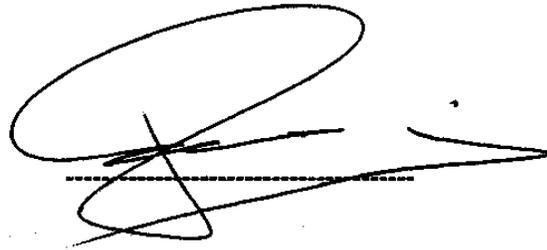
FRANCISCO JAVIER REYES RAMÍREZ.
Valdivia - Chile
2003

El Profesor Patrocinante y Profesores Informantes del Trabajo de Titulación comunican al Director de la Escuela de Mecánica de la Facultad de Ciencias de la Ingeniería que el Trabajo de Titulación del señor: Francisco Javier Reyes Ramírez

Ha sido aprobado en el examen de defensa rendido el día , como requisito para optar al Título de Ingeniero Mecánico. Y, para que así conste para todos los efectos firman:

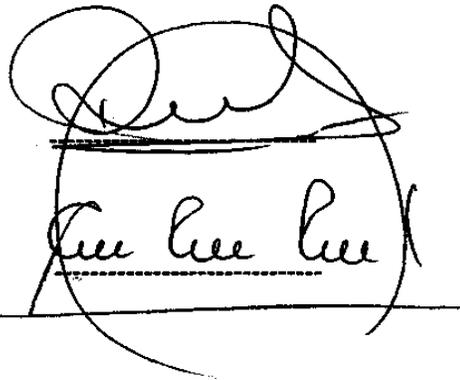
Profesor Patrocinante:

Ing. Mecánico Sr. Misael Fuentes P.

A large, stylized handwritten signature in black ink, written over a horizontal dashed line.

Profesores Informantes:

M.Sc. Ing. Mecánica Sr. Rogelio Moreno M.

A large, stylized handwritten signature in black ink, written over a horizontal dashed line.

M.Sc. Ing. Mecánica Sr. Rolando Ríos R.

Vº Bº Director de Escuela

Sr. Enrique Salinas.

A handwritten signature in black ink, written over a horizontal dashed line.

AGRADECIMIENTOS

Quisiera a través de estas líneas expresar mi gratitud a todas las personas que, de forma directa, hicieron posible la realización de este trabajo.

De manera especial agradezco a mi profesor patrocinante Sr. Misael Fuentes y a los profesores Sr. Rogelio Moreno y Sr. Rolando Ríos, por darme su apoyo con amplitud de criterio, para llevar a cabo este trabajo de titulación en una materia poco conocida a nivel nacional en el área de la ingeniería, permitiendo así llegar a esta etapa culmine de mi carrera profesional.

Finalmente quiero darles las gracias a mis Padres, a mi Esposa y a mi hijita, por brindarme siempre su apoyo incondicional, paciencia y comprensión. Y en especial a Dios el que me mantuvo con vida y salud dándome siempre las tuerzas para seguir adelante.

ÍNDICE DE MATERIA.

	Pág.
Índice de Figuras.	I.
Índice de Gráficos.	II.
Índice de Cuadros.	III.
Índice de Imágenes.	III.
Glosario.	IV.
Resumen.	1.
Abstract.	2.
Introducción.	3.
Capítulo I.: Generalidades.	5.
1.1. ¿Qué es el efecto de suelo?	6.
1.1.1 Dominio de la Envergadura Alar en el Efecto de Suelo.	7.
1.1.2 Dominio de la cuerda en el efecto de suelo.	8.
1.2. ¿Que es una Nave WIG?	9.
1.3. Fuerzas, Momentos y sus Derivadas.	10.
1.4. Centros Aerodinámicos.	12.
1.5. Estabilidad Longitudinal de una Nave WIG.	12.
1.5.1. Estabilidad Estática de Cabeceo.	13.
1.5.2. Estabilidad Estática de Altura.	13.
1.6. El Despegue.	15.
1.6.1. Velocidad de Despegue.	15.
1.6.2. Arrastre del Despegue.	16.
1.7. Herramienta de trabajo Utilizada.	17.
1.8. Revisión de la reglamentación existente:	17.
Capítulo II.: Selección de los Perfiles Alares (DHMTU) por CFD.	19.
2.1. Presentación del Programa.	19.
2.2. Trazado y Evaluación de los Perfiles Alares.	25.
2.2.1. FRAMA 1.7.3.5.2.	26.

2.2.2. FRAMA 1.15.9.1.2	28.
2.2.3. FRAMA 1.6.4.4.1.	30.
2.2.4. FRAMA 1.10.6.7.5	32.
Capítulo III.: Definición de Dimensiones y Diseño de la Forma de la Nave.	34.
3.1. Diseño y Cálculo del Casco de la Nave. (Hovercraft)	34.
3.1.1. Cálculo del incremento de fuerza para el vehículo.	34.
3.1.2. Cálculo de la presión manométrica del colchón.	35.
3.1.3. Cálculo del perímetro de sello.	35.
3.1.4. Cálculo del área de sello del pleno.	35.
3.1.5. Cálculo de la potencia requerida para impulsar el vehículo.	36.
3.1.6. Cálculo del volumen requerido de flujo de aire.	37.
3.1.7. Determinación de la frecuencia natural del vehículo.	37.
3.2. Análisis de la Interacción de los Perfiles Alares y el Casco.	38.
3.2.1. Presentación del Software.	38.
3.2.2. Análisis de la Interacción Perfil v/s Casco de la Nave.	47.
Capítulo IV.: PRESENTACIÓN Y DISCUSIÓN DE RESULTADOS.	50.
4.1. Perfil FRAMA 1.7.3.5.2	51.
4.2. Perfil FRAMA 1.15.9.1.2	53.
4.3. Perfil FRAMA 1.6.4.4.1	55.
4.4. Perfil FRAMA 1.10.6.7.5.	57.
4.5. Distribución Inicial de Presiones.	59.
4.6. Distribución de Presión (MSAR) Corregido.	63.
4.7. Análisis de Estabilidad Estática de la Nave WIG.	66.
Conclusiones.	69.
Bibliografía.	73.

Índice de Figuras.

Nº	FIGURA.	Pág.
1.1.	Ala fuera y dentro del efecto de suelo.	8.
1.2.	Presiones sobre un perfil alar en el aire libre.	9.
1.3.	Presiones sobre un perfil alar próximo al suelo.	9.
2.1.	<i>FOIL SECTION / SETUP.</i>	19.
2.2.	Vista general cuadro del <i>Airfoil setup.</i>	20.
2.3.	Menú cuadro del <i>Airfoil setup.</i>	20.
2.4.	Secuencia de comandos para el cálculo de estabilidad del perfil.	24.
2.5.	Cuadro de cálculo	24.
3.1.	Presentación del Software <i>AutoWing 2.4.</i>	38.
3.2.	Ventana de Configuración <i>setup.</i>	39.
3.3.	Presentación General del Browser de Trabajo.	39.
3.4.	Browser con Vista de las Superficies en 3D.	40.
3.5.	Retablo del Menú de Comandos del <i>Configuration setup.</i>	41.
3.6.	Presentación en Cascada de Comandos para el Cálculo de Estabilidad.	43.
3.7.	Tabla para el Cálculo de Estabilidad	43.
3.8.	Tabla del Resultado del Análisis de Estabilidad Estática.	45.
3.9.	Procedimiento para Visualizar los Resultados Completos del Análisis.	46.
3.10.	Tabla de Archivos con los Resultados Completos del Análisis.	46.
3.11.	Vista de la Nave de Ejemplo del <i>Autowing 2.4.</i>	47.
3.12.	Vista General de la Configuración <i>wig 52</i> , Base para el Análisis.	47.
3.13.	Vista General de la Configuración Inicial para Análisis.	48.
3.14.	Resultado del Análisis de la Configuración Inicia.	48.
3.15.	Vista de la Configuración Final	49.
3.16.	Resultado del Análisis de la Estabilidad Estática de la Configuración.	49.
4.1.	Distribución de Presión Inicial Sobre Parte 1 (Ala derecha).	61.
4.2.	Browser de Presión Inicial Sobre la Configuración Completa.	62.
4.3.	Distribución de Presiones Corregida MSAR del Ala Derecha.	64.
4.4.	Browser de Presión Corregida MSAR de la Configuración Completa.	65.
4.5.	Diagrama de la Nave WIG Diseñada.	68.

Índice de Gráficos.

	Pág.
1.1. Arrastre del Despegue de una Típica Nave WIG	16.
2.1. Perfil FRAMA1.7.3.5.2	27.
2.2. Perfil FRAMA1.15.9.1.2	29.
2.3. Perfil FRAMA 1.6.4.4.1	31.
2.4. Perfil FRAMA1.10.6.7.5.	33.
3.1. Gráfico de diseño de vehículos de cojín de aire con cámara distribuidora.	36
4.1. Distribución de presiones del perfil, superior (?) inferior (?).	51.
4.2. Variación del coeficiente de sustentación (C_{y_a}) y del coeficiente de momentos (M_{z_a}) en función del ángulo de ataque alfa.	52.
4.3. Variación del coeficiente de sustentación (C_{y_h}) y del coeficiente de momentos (M_{z_h}) en función de la altura.	52.
4.4. Distribución de presiones del perfil, superior (?) inferior (?)	53.
4.5. Variación del coeficiente de sustentación (C_{y_a}) y del coeficiente de momentos (M_{z_a}) en función del ángulo de ataque alfa.	54.
4.6. Variación del coeficiente de sustentación (C_{y_h}) y del coeficiente de momentos (M_{z_h}) en función de la altura. 12. Distribución de presiones del perfil, superior (?) inferior (?).	54.
4.7. Distribución de presiones del perfil, superior (?) inferior (?).	55.
4.8. Variación del coeficiente de sustentación (C_{y_a}) y del coeficiente de momentos (M_{z_a}) en función del ángulo de ataque alfa.	56.
4.9. Variación del coeficiente de sustentación (C_{y_h}) y del coeficiente de momentos (M_{z_h}) en función de la altura.	56.
4.10. Distribución de presiones del perfil, superior (?) inferior (?). Variación del coeficiente de sustentación (C_{y_a}) y del coeficiente de momentos (M_{z_a}) en función del ángulo de ataque alfa.	57. 58.
4.11. Variación del coeficiente de sustentación (C_{y_h}) y del coeficiente de momentos (M_{z_h}) en función de la altura.	58.

III

Índice de Cuadros

	Pág.
CUADRO N° 2.1. Tabla con las coordenadas de puntos que describen el perfil.	26.
CUADRO N° 2.2. Datos generales del perfil FRAMA1.7.3.5.2	27.
CUADRO N° 2.3. Tabla con las coordenadas de puntos que describen el perfil.	28.
CUADRO N° 4. Datos generales perfil FRAMA1.15.9.1.2	29.
CUADRO N° 2.5. Tabla con las coordenadas de puntos que describen el perfil.	30.
CUADRO N° 2.6. Datos generales perfil FRAMA 1.6.4.4.1	31.
CUADRO N° 2.7. Tabla con las coordenadas de puntos que describen el perfil	32.
CUADRO N° 2.8. Datos generales perfil FRAMA1.10.6.7.5	33.
CUADRO N° 4.1. Resultado del análisis de estabilidad estática.	51.
CUADRO N° 4.2. Resultado del análisis de estabilidad estática.	53.
CUADRO N° 4.3. Resultado del análisis de estabilidad estática.	55.
CUADRO N° 4.4. Resultado del análisis de estabilidad estática.	57.

Índice de Imágenes.

	Pág.
Imagen 1.1. Airfish-1, WIG tipo B en vuelo de crucero.	5.
Imagen 1.2. Amphistar, WIG tipo A en vuelo de crucero.	5.

GLOSARIO.

TERMINOLOGÍA.

Dentro de cualquier área específica es necesario considerar la nomenclatura utilizada para unificar conceptos y para que exista un contexto único. En el área de la aerodinámica de efecto de suelo existen los siguientes términos que es necesario considerar:

Envergadura: Extensión completa de las alas, de punta a punta.

Cuerda: Es la línea de mayor extensión que se puede trazar en un perfil.

WIG: Wing In Ground Effect, Efecto de Ala en Tierra.

Efecto de suelo: Fenómeno que se produce cuando una nave aérea vuela aproximadamente a la mitad de su envergadura respecto del suelo, lo que genera un aumento de la sobre presión efectiva bajo el ala de la nave.

Estabilidad estática de cabeceo: Término referido a la condición en la cual la nave WIG responderá a un cambio en la velocidad con un cambio en su altura sin variar su ángulo de cabeceo o tendido.

Estabilidad estática en altura: Término referido a la condición en la cual la nave WIG responderá a un cambio en la velocidad con un cambio en su ángulo de cabeceo sin variar su altura.

Estabilidad longitudinal: Está referido a la condición de equilibrio de fuerzas y momentos cuando la nave se encuentra en condición de vuelo estacionaria.

Estabilizador horizontal: Nombre del perfil alar posterior de la nave, montado de forma que permanece fuera del efecto de suelo, para estabilizar la nave y evitar su volteo de cabeza.

Centro de gravedad: Punto donde todos los esfuerzos y momentos son cero.

Centros aerodinámicos: Aparte del centro de gravedad, en las naves WIG se reconoce dos, centro aerodinámico de cabeceo (X_a), que es el punto donde el coeficiente de momentos CM permanece constante frente a los cambios del ángulo de cabeceo, y el centro aerodinámico en altura (X_h), como el punto donde el coeficiente de momentos CM permanece constante con los cambios de altura.

Despegue: Procedimiento que busca mediante la aceleración de la nave, que ella sea sostenida en su totalidad por las fuerzas aerodinámicas.

Etapas de transición: Etapa que comprende el vuelo bajo la cota mínima de seguridad establecida por la ICAO, que corresponde a 100 m. a nivel del mar.

Superficie de control: Cada uno de los paneles o planos que permiten el control de la nave como alerones, flaps, timón

Ángulo de ataque: Ángulo con el que se interpone el perfil alar respecto del flujo de aire que atraviesa.

Ángulo de cabeceo: Ángulo con el cual se tiende la nave en su trayectoria de vuelo.

Estabilidad Marginal: En términos generales el sistema tiene una oscilación sostenida.

Relación lateral: En alas rectangulares, se refiere al cociente entre la profundidad del ala y su ancho. Para alas no rectangulares, se refiere al cociente entre la superficie del ala y el cuadrado del ancho del ala.

RESUMEN.

El objetivo del presente trabajo de titulación, es diseñar aerodinámicamente una máquina de efecto terrestre, aprovechando un fenómeno que es familiar desde los inicios de la aviación, el cual, se refiere a que las naves con alas vuelen con mayor eficiencia cuando están próximas al suelo. Todo esto, considerando los siguientes objetivos específicos: Menor arrastre y menor carga hidrodinámica sobre la estructura de la nave durante el despegue. Amplia maniobrabilidad a bajas velocidades y características anfibia. Un incremento en el rango de operación de la nave frente a otras de tamaño similar, pero con distintos sistemas de asistencia para el despegue. Por esto, se optó por integrar las tecnologías de los sistemas de colchón estático y la de efecto de suelo o de colchón dinámico, de forma que se reduzca en forma casi completa el problema de la excesiva carga hidrodinámica y el requerimiento de un motor sobre potenciado para la etapa de despegue. Además, con la implementación del sistema de colchón estático se resuelve el asunto de maniobrabilidad a bajas velocidades y se otorga a la nave la capacidad anfibia.

Lo anterior, involucró en primer lugar la revisión de los términos y conceptos del efecto aerodinámico de suelo, una indagación de la reglamentación existente, para luego establecer un conjunto de perfiles alares adecuados para operar en estas complejas dinámicas. Se utilizó el Aftwing 2.4, que es un software de la dinámica de fluido (Computer Fluid Dynamic), el cual resultó también una ayuda eficiente para establecer la configuración completa más estable tanto estática como dinámicamente en el efecto de suelo.

Con todo, los resultados obtenidos respecto a una configuración aerodinámicamente estable, son sólo el principio de un largo camino que implica depurar aspectos como el retraer el bisel flexible de la nave de forma que esta pueda incrementar su rango de velocidades, que queda limitada por el punto en el cual la velocidad del flujo de aire que se desplaza en sentido contrario al de la nave, iguala la presión del bisel flexible tornando al sistema en inestable.

ABSTRACT.

The objective of present work, is to design aerodynamically a two-seater machine of wing in ground effect, phenomenon relative from the beginnings of the aviation, is what favors that the ships with wing flaying with higher efficiency when they are close to the ground. This all, to consider the following specific objectives: minor drag and minor hydrodynamic load over to the structure to the craft during to the take-off, Wide maneuverability to low speed and amphibious characteristics, An increase of the range of operation to the ship opposite to the others of similar size, but with different systems of assistance for the take-off. For this, it opted to integrate the technologies of static air cushions and the ground effect or dynamic cushion, of way to reducing all problems of the hydrodynamic load and requirements to the overpower engine for take-off. Furthermore, the implementation of the static air system to resolve the relative problem the maneuverability at low speeds and to give amphibious capability to the craft.

The above, to involve at first time to revisions of the theories, terminology and concept of the aerodynamic ground effect, an investigate the current rules, then to establish a set of stability airfoils in the ground effect, by which to used a powerful and efficient tool named Autowing 2.4, that is a software for doing aerodynamic and hydrodynamic design of the WIG Crafts and hydrofoils with CFD.

Finally, the obtained results to respect the aerodynamic stable configuration, it's just begun of the large way that involve to perfect aspect since with put into the hull the inflate skirt to the craft so that this it can be increase its speed ranges, which remains limited by the point in which the flow speed of air that moves in the opposite craft direction to close the pressure of the flexible bevel, turned into the unstably system.

INTRODUCCIÓN.

Una máquina de efecto de ala en tierra, es una máquina hecha con el objetivo de sacarle el máximo provecho posible, al poderoso fenómeno aerodinámico conocido como efecto terrestre. Este particular efecto, trabaja alterando los patrones normales del flujo del aire, para incrementar el levante y reducir la resistencia al avance.

Las naves WIG, requieren de una elevada velocidad de despegue, lo que origina enormes cargas hidrodinámicas sobre sus estructuras, más aún, si se considera que el agua es más densa que el aire, lo que obliga a sobre potenciar el motor de la nave para esta fase (Despegue). Y por otro lado, la estabilidad longitudinal es trascendental, de manera que una nave WIG en condiciones de vuelo estacionario (en crucero), debe estar equilibrada respecto a las fuerzas como de los momentos. (Edwin P.E van Opstal, 2000)

En estas circunstancias, surge la idea de combinar la tecnología de efecto (aerodinámico) de suelo, con la tecnología de los sistemas de colchón estático de elevación, también conocido como HOVERCRAFT, para sobrellevar el mayor peso de la nave durante la fase inicial, para disminuir al máximo la enorme carga hidrodinámica. Este sistema consiste en un bisel flexible e inflado permanente, en todo el contorno inferior del casco de la nave, hasta donde es desviado parte del flujo de aire a la presión requerida, y que sólo funcionará en las etapas de baja velocidad y para la asistencia del despegue.

Esto obliga a utilizar algunas herramientas de comprobada eficiencia en las tempranas etapas del diseño, que permitan modificar rápidamente cualquier elemento. Esta herramienta es el AUTOWING 2.4, que es un sistema computacional de modelación de la dinámica de fluidos (CFD).

El objetivo general del trabajo de titulación, consiste en diseñar aerodinámicamente una máquina de efecto de suelo, que es una tecnología inexplorada en el medio ingenieril chileno, la que tiene enormes posibilidades de aplicación en el área de transporte en un país con una enorme faja litoral. Y consecuentemente, una búsqueda de experiencia en la materia, al enfrentar las complicaciones de tipo teórico práctico que implica el diseñar este tipo de máquinas, que comprende resolver dos problemas esenciales: el despegue y la estabilidad en crucero.

Los objetivos específicos del presente trabajo son:

1. Establecer menor arrastre y menor carga hidrodinámica sobre la estructura de la nave durante el despegue y aterrizaje.
2. Lograr una amplia maniobrabilidad a bajas velocidades y características anfibas.
3. Lograr un incremento en el rango de operación de la nave frente a otras de tamaño similar, pero con distintos sistemas de asistencia para el despegue.

Para lograr los objetivos mencionados, se utilizará la siguiente metodología de trabajo, puesto que el diseñar aerodinámicamente una máquina de efecto terrestre, implica un conjunto de conocimientos teóricos y técnicos, que deberán ser revisados, junto con la interiorización de los procedimientos de uso de las herramientas que intervienen en la selección y medición de las partes. La metodología seguirá los siguientes pasos:

1. Revisión de la terminología y sus conceptos.
2. Revisión de la reglamentación existente.
3. Selección de los perfiles alares (DHMTU) más convenientes por medio de CFD.
4. Definición de dimensiones y diseño de la forma de la nave.

Finalmente, se debe mencionar que este trabajo es sólo una vista general y representativa del total de los resultados disponibles, que debido a su gran extensión, resulta inadecuado mostrar.

CAPÍTULO I. GENERALIDADES.

Se pretende dar a conocer en forma general los elementos teóricos sobre la dinámica de efecto de suelo, como las consideraciones teóricas y prácticas relativas al diseño de las máquinas que utilizan este fenómeno, mencionando también las recomendaciones de los especialistas en esta materia.

Para dar una idea global del tipo de máquina que se va a diseñar, a continuación se muestran dos modelos de fabricantes distintos comercialmente disponibles:



IMAGEN N° 1.1. *Airfish-1*, WIG tipo B en vuelo de crucero.



IMAGEN N° 1. 2. *Amphistar*, WIG tipo A en vuelo de crucero.

1.1. ¿Qué es el efecto de suelo?

El efecto terrestre, familiar desde los inicios de la aviación, es lo que favorece que las naves con alas vuelen con mayor eficiencia cuando están próximas al suelo. Este particular efecto, trabaja alterando los patrones normales del flujo del aire, para incrementar el levante y reducir la resistencia al avance.

En un vuelo normal, el aire con alta presión que fluye hacia arriba, desde debajo de cada punta del ala, induce corriente semejante a tornados (pequeños remolinos), llamados vórtices de las puntas de las alas. Estos vórtices se deslizan hacia atrás desde las alas desviando hacia abajo las corrientes de aire que circulan. Toda esta acción mecánica le da a la corriente de aire que pasa, una dirección general con una leve inclinación hacia abajo. Y como el levante corre perpendicular a la corriente de aire, las alas tienden a halar al avión ligeramente hacia atrás al igual que hacia arriba. (Hooker, S.F 1989)

Los especialistas en aerodinámica han desarrollado diversas formas de encargarse de dicho fenómeno, como por ejemplo, las aletas en las puntas de las alas de los aviones de aerolíneas comerciales. Pero nada es tan eficiente como volar tan bajo, que el suelo bloquee los vórtices que giran en espiral. (Hooker, S.F 1992)

Ahora, dos fenómenos son involucrados cuando un ala se aproxima al suelo, *efecto de suelo* es el nombre para ambos fenómenos los cuales son comúnmente confusos. Los dos fenómenos son generalmente referidos tanto al dominio de la envergadura alar como al dominio de la cuerda en el *efecto de suelo*, lo anterior resulta en una reducción del arrastre (D) y consecuentemente en un aumento del levante (L). El efecto total es un incremento de la razón L / D medida de la eficiencia de un avión, que puede expresarse como la cantidad de potencia (fuerza) que se requiere para propulsar una aeronave de un cierto peso. Entonces, si se considera la fuerza igual al arrastre y el peso igual al levante en un vuelo de travesía, ésta eficiencia como la razón L / D , aumenta con la disminución de la altura, luego la nave llega a ser más eficiente en el *efecto de suelo*. (N.V. Kornev, 1995)

1.1.1 Dominio de la Envergadura Alar en el Efecto de Suelo.

Cuando los ingenieros aeronáuticos hablan del *efecto de suelo*, ellos consideran el dominio de la envergadura alar en éste.

El arrastre de un avión puede ser dividido en dos contribuciones, estas dos fuentes del arrastre consideradas, son llamadas arrastre de fricción y arrastre inducido. El primero, sugiere que el arrastre de fricción es causada por el roce del aire sobre la superficie de la nave por lo tanto, depende del área neta de ésta.

El arrastre inducido es también llamado arrastre inducido del levante porque se debe a la generación del levante. Cuando un ala genera un levante positivo, la presión estática en la cara inferior del ala, es mayor que del lado superior, ésta diferencia de presiones por el área total del ala es igual a la fuerza de levante. Para las puntas de las alas, esto es una complicación ya que el área de alta presión del lado inferior del ala se reúne con la zona de baja presión de la cara superior del ala de forma que el aire fluirá desde el lado inferior al superior, alrededor de las puntas del ala. Esto es llamado vórtices (remolinos) de las puntas del ala. Ahora la energía que contienen estos vórtices se pierde y es conocido como arrastre. La cantidad de arrastre inducido es proporcional a la distribución de presiones a lo ancho de la envergadura y a la relación lateral del ala (se refiere a la envergadura v/s sección transversal). Se ha encontrado teóricamente que la distribución del levante en el ancho de la envergadura debiera ser elíptica. Un ala con una relación de aspecto alto, tiene menor arrastre inducido que una de bajo aspecto ya que los vórtices de las puntas son más débiles, esto porque las puntas están más alejadas del resto del ala de modo que las áreas de alta y baja presión son pequeñas. (N.V. Kornev, V.K. Tressshkov y G. Raichert, 1997)

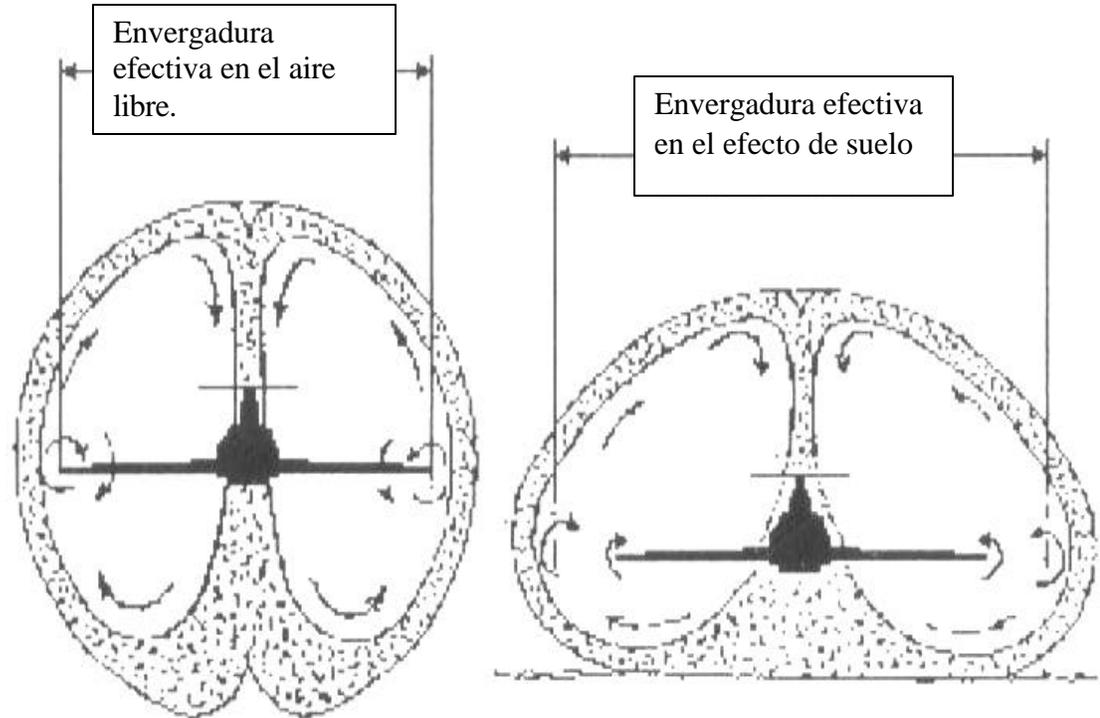


FIGURA N° 1.1. Ala fuera y dentro del efecto de suelo (dominio de la envergadura).

Cuando el ala se aproxima al suelo, no hay suficiente espacio para que los vórtices se desarrollen completamente, luego las pérdidas por fugas de presión desde el lado inferior son menores y los vórtices llegan a ser muy débiles, también éstos son alejados de las puntas por el suelo, y aparentemente, la relación de aspecto efectiva del ala llega a ser mayor que la relación de aspecto geométrico. Esta es la forma más simple de explicar el dominio de la envergadura en el efecto de suelo. (N.V. Kornev, V.K. Tresshkov and G. Raichert, 1997)

1.1.2 Dominio de la cuerda en el efecto de suelo.

Como se ha descrito anteriormente, el efecto de suelo incrementa el levante, donde el colchón de aire es creado por la alta presión que se produce en la cara inferior del ala, cuando ésta se aproxima al suelo, esto es generalmente referido como efecto ram

o presión ram. Cuando la distancia al suelo llega a ser muy pequeña, el aire puede llegar a estancarse bajo el ala, esto da el valor más alto de presión posible, es decir un coeficiente de presión unitario.

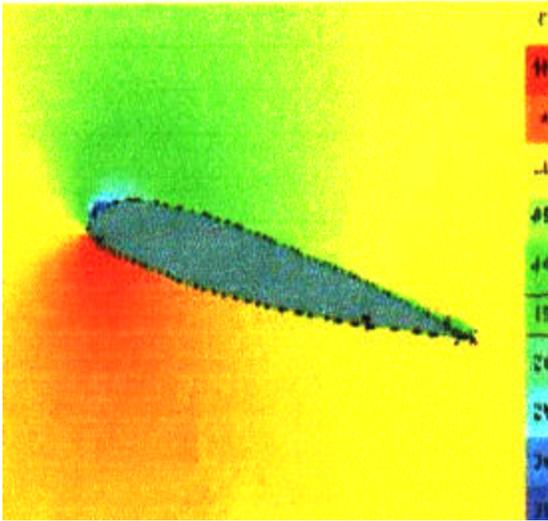


FIGURA N° 1.2. Distribución de presiones sobre el perfil alar en el aire libre

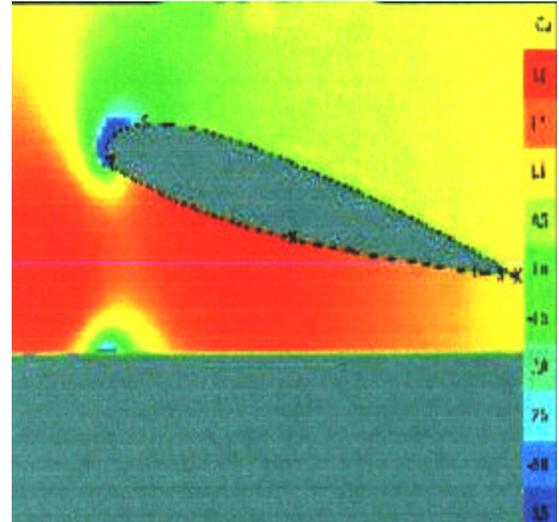


FIGURA N° 1.3. Distribución de presiones sobre el perfil alar próximo al suelo

El colchón de aire de alta presión puede ser claramente observado en la figura N° 1.3, donde el color rojo indica la alta presión, el verde indica la presión ambiente y el azul indica el peak de succión en el borde de ataque de el ala, ahora la succión es mucho más notoria en el efecto de suelo, el que indica que lo más probable es que la separación ocurra en la nariz, lo que a sido confirmado con las pruebas hechas en túnel de viento

1.2. ¿Que es una Nave WIG?

WIG es la abreviatura de Wing-In-Ground effect (Efecto de Ala en Tierra). Luego, una nave WIG o nave de efecto de ala en tierra, puede ser considerada como una

cruza entre un hovercraft y un avión, de hecho, ésta vuela esencialmente sobre la superficie, usualmente el agua. Un hovercraft flota sobre un colchón de aire que es creado por un ventilador que lo bombea hasta una cavidad bajo el casco de la nave, esta cavidad está limitada por el así llamado faldón, una cortina de goma que mantiene más o menos restringida la salida del aire de ésta, así, el colchón de aire reduce la fricción de arrastre del hovercraft con la superficie, lo que podría hacer de éste un vehículo muy eficiente si no fuera por el ventilador que crea el colchón. Ahora, una nave WIG también flota sobre un colchón de aire, pero este es creado por la aerodinámica, esto considera que está sólo cuando la nave WIG lleva una velocidad suficiente para que éste exista. Éste fenómeno es llamado colchón dinámico de aire en oposición al colchón estático de aire del hovercraft. (Edwin P.E. van Opstal, 2000)

En síntesis, una máquina WIG o nave de efecto de ala en tierra, es una máquina hecha con el objetivo de sacarle el máximo provecho posible al poderoso fenómeno aerodinámico conocido como efecto terrestre, por lo tanto, un vehículo WIG siempre volará próximo a la superficie, y por otro lado, aunque el término es llamado efecto terrestre o de suelo, éstas máquinas vuelan sólo sobre el agua, pero algunas son anfibia, otras son capaces de volar fuera del efecto de suelo, eso sí, con menor eficiencia que un avión.

1.3. Fuerzas, Momentos y sus Derivadas.

Muchas partes de una máquina o nave WIG contribuyen al levante y al arrastre, pero generalmente sólo el ala y el estabilizador son considerados en un análisis aerodinámico inicial. Para el análisis de estabilidad longitudinal de la nave es conveniente usar el centro de gravedad (CG) como el origen del sistema de coordenadas y transformar todas las fuerzas y momentos relevantes a este punto. Las fuerzas y momentos son: el levante (L), arrastre (D) y el momento de cabeceo (M). Ahora, en vez de usar estos directamente, se transforman en adimensionales al dividirlos por $\frac{1}{2} \rho V^2 S$, resultando los coeficientes de levante (CL), de arrastre (CD) y de momento de cabeceo (CM).

Dos variables son también muy importantes para las consideraciones sobre la estabilidad longitudinal en el efecto terrestre: La altura sobre la superficie (h), la que se hace adimensional al dividirla por la longitud de la cuerda aerodinámica (c), de modo que

$$h' = h / c \quad (1.1)$$

Y el ángulo de cabeceo o de tendido (α), respecto a esto, se debe señalar que en aviación oficialmente el ángulo de ataque es designado con “ α ” y el ángulo de cabeceo o tendido con “ α' ” y su relación es:

$$\alpha = \alpha' + (V_y / V_x) \quad (1.2)$$

Donde V es la velocidad referida al eje x y al eje y , denotando la dirección horizontal y vertical. De la relación anterior, es claro entonces que para un avión esto es irrelevante ya que el ángulo de ataque es el resultado del ángulo de cabeceo o de la velocidad vertical, pero para una nave WIG, esta diferencia es importantísima si consideramos que en su funcionamiento aerodinámico la altura sobre el suelo (la velocidad vertical) es un factor trascendental, por este motivo se utilizará el término ángulo de cabeceo o de tendido con la notación “ α' ”. (Zhukov, V.I. 1997)

Otros parámetros muy importantes en el análisis de estabilidad de la nave WIG son las derivadas de CL y CM con respecto al ángulo de cabeceo o tendido y la altura adimensional “ h' ”. Éstas derivadas se escriben en la siguiente forma por conveniencia:

$$CL_{\alpha'} = dCL / d\alpha' \quad (1.3)$$

$$CM_{\alpha'} = dCM / d\alpha' \quad (1.4)$$

$$CL_{h'} = dCL / dh' \quad (1.5)$$

$$CM_{h'} = dCM / dh' \quad (1.6)$$

1.4. Centros Aerodinámicos.

Aparte del centro de gravedad (CG), dos centros más pueden ser reconocidos en una máquina WIG, estos son puntos definidos, no en una posición física como el CG, pero pueden llegar a tener una suma importancia en las consideraciones de estabilidad. Éstos son llamados centros aerodinámicos y los aviones sólo tienen uno, al contrario de las naves WIG que tienen dos. El centro aerodinámico también conocido en un avión, es el punto donde el CM permanece constante con los cambios del ángulo de cabeceo o tendido. Éste es denotado como centro aerodinámico de cabeceo en lo referido a este trabajo, siendo definido como:

$$X_a = C M_a / C L_a. \quad (1.7)$$

El centro aerodinámico en altura es el punto donde CM permanece constante con los cambios de altura y se define como:

$$X_h' = C M_h' / C L_h'. \quad (1.8)$$

Estos valores son expresados en forma de coordenadas adimensionales del eje x. donde la dirección positiva del eje, se define en concordancia con el software que se utilizará, esto es en sentido opuesto al movimiento de la nave y los valores representan un porcentaje de la cuerda del ala. (N.V. Kornev, 1995)

1.5. Estabilidad Longitudinal de una Nave WIG.

La estabilidad longitudinal es la más trascendental, así una nave WIG en condiciones de vuelo estacionaria (en crucero) debe estar equilibrada respecto a las fuerzas como de los momentos. En la práctica esto implica que el centro de gravedad debe estar localizado en la línea de acción de los vectores resultantes de las fuerzas

aerodinámicas, así el coeficiente de momento debe ser cero en el centro de gravedad, de forma que en estas condiciones estacionarias, cualquier disturbio debe ser contrarrestado con una fuerza o momento en la dirección contraria, de modo que, la nave retorne a su condición original. Este principio es llamado *estabilidad estática*. La experiencia ha demostrado que cuando una nave WIG es estáticamente estable, lo será también aerodinámicamente.

Dos movimientos diferentes en la dirección longitudinal pueden ser reconocidos: cabeceo y altura. Para un avión, la estabilidad de altura es irrelevante pero una nave WIG debe ser estable en ambos movimientos el de cabeceo y de altura, así después de una perturbación no sólo el ángulo de cabeceo sino que también la altura sobre la superficie, deben ser restaurados a sus valores iniciales. (Zhukov, V.I. 1997)

1.5.1. Estabilidad Estática de Cabeceo.

Si bien, una nave WIG no es un avión, el criterio estándar para la estabilidad estática de cabeceo de estos se aplica a los WIG y debe ser satisfecho:

$$C_{Ma} < 0. \quad (1.9)$$

La validez de esta expresión es fácil de ver ya que un incremento del ángulo de cabeceo es contrarrestado por un momento de cabeceo negativo. Nótese, que un momento de cabeceo nariz arriba es positivo.

1.5.2. Estabilidad Estática de Altura.

Análogo a la expresión para la estabilidad estática de cabeceo, se podría esperar que la condición para la estabilidad estática de altura sea:

$$C_{Lh'} < 0. \quad (1.10)$$

En este caso, un incremento en la altura podría en efecto llevar a una disminución del levante y aparentemente a una condición estable, pero el hecho de que el coeficiente de momentos también cambia con las variaciones de altura no es tomado en cuenta. Así la expresión anterior es sólo válida cuando se considera una condición marginal, en otras palabras, CM debe permanecer constante ($= 0$). Tomando en cuenta esto, la condición real para la estabilidad estática de altura así encontrada por el físico-matemático alemán Staufenbiel es:

$$CLh' - CLa * CMh' / CLa < 0. \quad (1.11)$$

El físico-matemático ruso Irodov en cambio, llega a una expresión diferente para el criterio de la estabilidad estática de altura, la que puede ser mostrada de igual forma que la de Staufenbiel. Éste criterio usa los centros aerodinámicos más que las derivadas, lo que permite una ecuación muy simple:

$$Xh' - Xa > 0. \quad (1.12)$$

Se debe recordar que x es positivo en sentido contrario al movimiento de la nave. Según los especialistas, el criterio de Irodov es la forma más práctica para aproximarse al problema de estabilidad, donde el criterio para la estabilidad estática de altura es que el centro en altura esté localizado corriente arriba del centro de cabeceo. Así, el valor de $Xh' - Xa$ es referido como el margen de estabilidad. Expertos han concluido sobre la base de su experiencia, que este margen de estabilidad debe en travesía tener un valor aproximado de 0.1, aunque cualquier valor positivo cerca de 0.1 asegura una buena combinación entre las características de estabilidad y maniobrabilidad. Valores más altos, dará a la nave una estabilidad muy marginal, mientras que valores muy bajos pueden generar una gran inestabilidad. (Zhukov, V.I., 1997)

1.6. El Despegue.

Este es el segundo problema principal de las naves WIG, que al igual que los hidroaviones requieren de una elevada velocidad de despegue, lo que origina enormes cargas hidrodinámicas sobre sus estructuras, más aún, si consideramos que el agua es más densa que el aire, lo que implica tener que sobre potenciar el motor de la nave para esta fase. Claro es entonces, que ambos problemas resultan indeseables, sobre todo si ello considera una restricción en el peso disponible y por ende un costo prohibitivo. (Edwin P.E van Opstal, 2000)

El despegue está entendido o definido en este trabajo de titulación como la velocidad a la cual el peso completo de la nave es soportado por las fuerzas aerodinámicas.

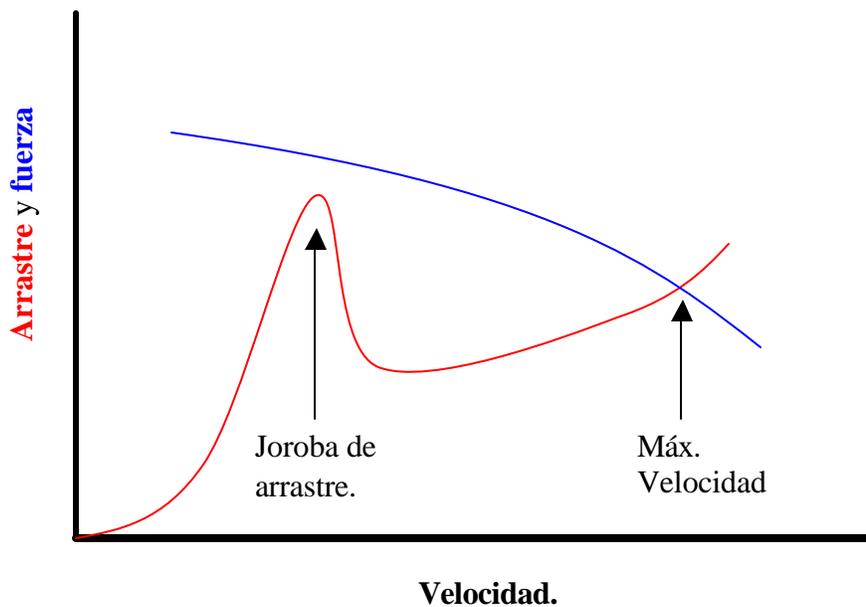
1.6.1. Velocidad de Despegue.

Muchos hidroaviones, tienen una sofisticada ala y flaps diseñados para crear el máximo levante posible para el despegue, con el objetivo de reducir la velocidad y su carga hidrodinámica además, un hidroavión puede rotar (longitudinalmente) de forma que su ángulo de ataque durante el despegue es mayor que en el vuelo de crucero, de esta manera, el coeficiente de levante en el despegue podría ser 10 veces mayor que en su vuelo de crucero.

Algunos WIG, especialmente en el tipo A, la velocidad de crucero es muy próxima a la velocidad de aterrizaje, lo que claramente impone una severa limitación a la velocidad de crucero. La razón para este indeseable comportamiento, es que el coeficiente de levante en crucero y en el despegue no pueden extremarse por separado, es decir, una nave WIG no puede ajustar su ángulo de ataque como lo hace un avión, simplemente por su diseño, además, tampoco puede sacarle partido completo a los flaps, esto prácticamente limita el coeficiente de levante a un pequeño valor sobre 1, lo cual asume una presión de recubrimiento total bajo el ala de $C_p = 1$.

1.6.2. Arrastre del Despegue.

En frente de un objeto en movimiento por el agua se forma un arco de ondas, las que crecen conforme se incrementa la velocidad. Estas ondas son la fuente o la causa del arrastre, ambas la onda de arrastre y el arrastre de fricción hidrodinámico, son muy elevados cuando la nave WIG se aproxima a su velocidad de despegue y ello determina la potencia del motor a instalar.



Gráfica N° 1.1. Arrastre del despegue de una típica nave WIG.

Se observa, en la Gráfica N° 1.1 que la onda de arrastre muestra una pronunciada cima cuando la nave se aproxima a su velocidad de despegue. Así, la nave WIG debe vencer esta joroba de arrastre para lograr elevarse, es decir debe subir su propia onda de proa. La joroba de arrastre puede ser 2 a 3 veces mayor que el arrastre en el vuelo de travesía. En la gráfica anterior, se muestra el arrastre en función de la velocidad, donde la línea azul es la fuerza del motor con la potencia necesaria para vencer la joroba de arrastre. En teoría la máxima velocidad que la nave puede alcanzar es el punto donde las líneas se cortan, esto no es necesariamente así ya que en la práctica, esta velocidad puede ser mayor que el rango de velocidad de seguridad de la nave, especialmente en los

WIG tipo A, que no tienen un elevador que lo haga saltar dinámicamente fuera de su rango de efecto de suelo estable, al incrementar su velocidad.

1.7. Herramienta de trabajo Utilizada.

De acuerdo con la información teórica entregada anteriormente, resulta necesario calcular o estimar la localización de los centros aerodinámicos, lo que puede ser hecho por medio de CFD o con pruebas de túnel de viento, esto último no puede ser realizado debido a la falta de la implementación adecuada, de forma que el único medio posible en estas circunstancias es la utilización de CFD. Este es el Autowing 2.4, que es un software de la dinámica de fluido (CFD), que permite en las tempranas etapas del desarrollo del Diseño, realizar cambios sin grandes costos de tal manera que todo el proceso resulta más expedito.

1.8. Revisión de la reglamentación existente:

Por un largo tiempo no estaba clara la idea de si este tipo de naves correspondía a aeronaves o a botes, debido a que algunos podían volar y otros no, además algunos fueron construidos por constructores navales y otros por ingenieros aeronáuticos. A comienzo de los años 90, las autoridades Rusas reconocieron la necesidad de una aproximación internacional para convencer a la IMO (Organización Marítima Internacional) de iniciar el trabajo sobre la reglamentación de las naves WIG.

Las nuevas reglas están basadas sobre el código internacional de seguridad para naves de alta velocidad (HSC code), como los hidrofoils, hovercraft entre otras.

La reglamentación sobre naves WIG cubre una serie de aspectos relacionados con el diseño y operación, pero uno de los más importantes aportes es la clasificación de tres diferentes tipos de naves WIG, dependiendo de su habilidad para volar fuera del efecto de suelo, en cuyo caso no sólo la IMO tiene ingerencias sino que también la

ICAO, (Organización Internacional de Aviación Civil) ambas agencias de la ONU.
(Organización de las Naciones Unidas)

Las naves WIG se clasificaron en:

TIPO A: Corresponde a una nave WIG de operación exclusiva dentro del efecto de suelo.

TIPO B: Corresponde a una nave WIG, que es capaz de incrementar temporalmente su altitud más allá del dominio del efecto de suelo, con el objetivo de saltar algún obstáculo. Esto es sólo posible por la conversión de la energía cinética en energía potencial (o de altura), donde la máxima altura durante tal maniobra es menor que la altitud mínima de seguridad para una aeronave como lo establece la ICAO.

TIPO C: Corresponde a una nave WIG que es capaz de mantener el vuelo fuera del efecto de suelo a altitudes que exceden la mínima de seguridad para una aeronave como lo establece la ICAO.

CAPÍTULO II.

SELECCIÓN DE LOS PERFILES ALARES (DHMTU) POR CFD.

En este capítulo, se hace una descripción del procedimiento seguido para elaborar los perfiles por medio del software, que serán usados para confeccionar una configuración estable en el efecto de suelo, todo esto, pasando por explicar en primer lugar como funciona el software y luego el detalle de los perfiles trazados.

2.1. Presentación del Programa.

El trazado y procedimiento de selección de los perfiles alares se realiza por medio del software **AutoWing 2.4**, en su apartado **Foil Section / Setup** y **Calculate**, los que operan de la siguiente manera:

FIGURA N° 2.1. *FOIL SECTION / SETUP*.

El comando **SETUP** permite reordenar o corregir el orden de los puntos del lado superior e inferior del perfil.

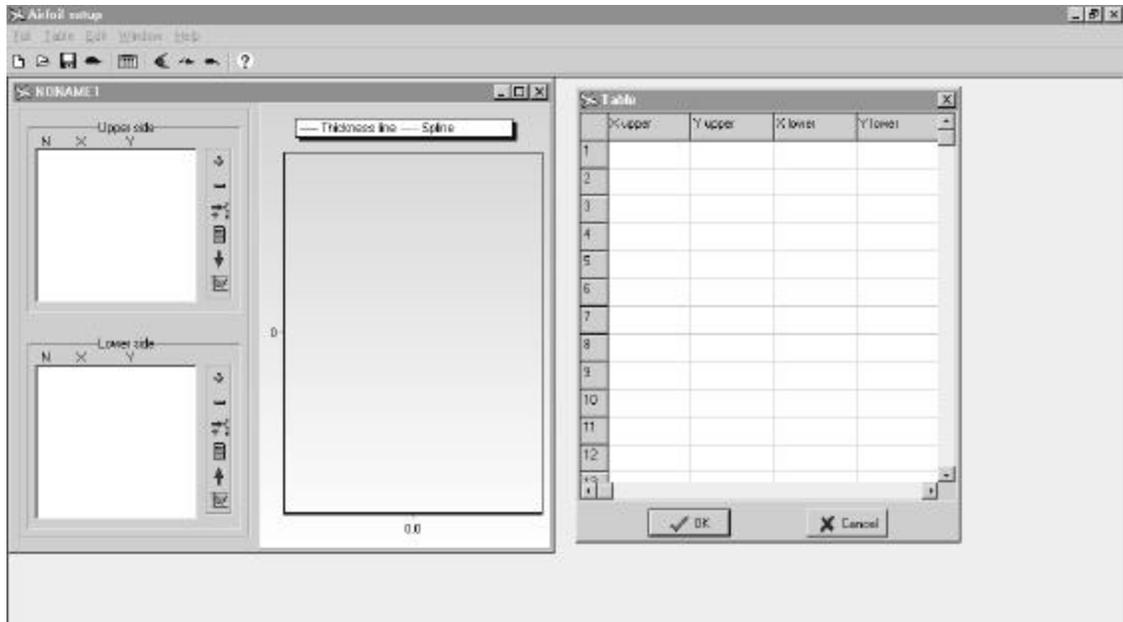


FIGURA N° 2.2. Vista general cuadro del Airfoil setup.



FIGURA N° 2.3. Menú cuadro del Airfoil setup.

Comandos del Menú:

- **Foil**

- *New-*  para hacer un nuevo perfil.
- *Open-*  abre un perfil guardado previamente.
- *Save-*  guarda el actual perfil.
- *Save as-* guarda el actual perfil con otro nombre.
- *Parameters-*  despliega los siguientes parámetros de la forma del perfil: Cuerda, Espesor, Curvatura, Área y Momento de Inercia del área sobre los ejes horizontales que pasan a través del centro de gravedad.

- **Table**

- *New*-crea una nueva tabla para el perfil (X superior, Y superior, X inferior, Y inferior)
- *Edit*-  despliega la tabla del perfil para modificar directamente cada punto.
- *Import*-crea una tabla a partir de un archivo externo del tipo ASCII.

- **Edit**

- *Reflect*- refleja un perfil, respecto de su eje vertical u horizontal (borde de desarrollo transversal y cuerda.)
- *Radius*-  radio de la nariz del perfil.(también en botón)
- *Slat*-  conjunto del flap del borde de ataque para modificar el perfil. Se requiere el largo del slat (en porcentaje) y su ángulo en grados.
- *Flap*-  conjunto del flap para modificar el perfil. Se requiere el largo del flap (en porcentaje) y su ángulo en grados.

- **Window**-contiene los comandos relacionados con la ventana de presentación, tales como, expandir (tile) y cascade.

- **Help**-tópicos de ayuda.

Cada ventana de los perfiles muestra dos listas de coordenadas, para cada lado del perfil, el trazado del perfil con los puntos ingresados en la tabla y los comandos para modificar el perfil nuevamente pero en forma de teclas.

- **Add point-**  agrega un punto en el extremo de la lista.
- **Delete point-**  borra el punto seleccionado.
- **Insert point-**  inserta un nuevo punto antes del punto seleccionado.
- **Change point-**  modifica el valor de la abscisa y/o de la ordenada de un punto seleccionado.
- **Reflect on...**   convierte la forma del perfil: todos los puntos del lado seleccionado son reflejados en el opuesto. Esto es muy usado en el diseño de perfiles simétricos.
- **Stretch Y-**  multiplica todos los valores de la ordenada del lado seleccionado por un factor de estretches. (o espesor del perfil)

Máximo número de puntos por lado es igual a 100.

Para el análisis de estabilidad de los perfiles creados, se utilizó la opción **Airfoil Stability** del **2D calculation** perteneciente al menú **Calculate** de la presentación general, que se despliega en cascada como se muestra en la figura.

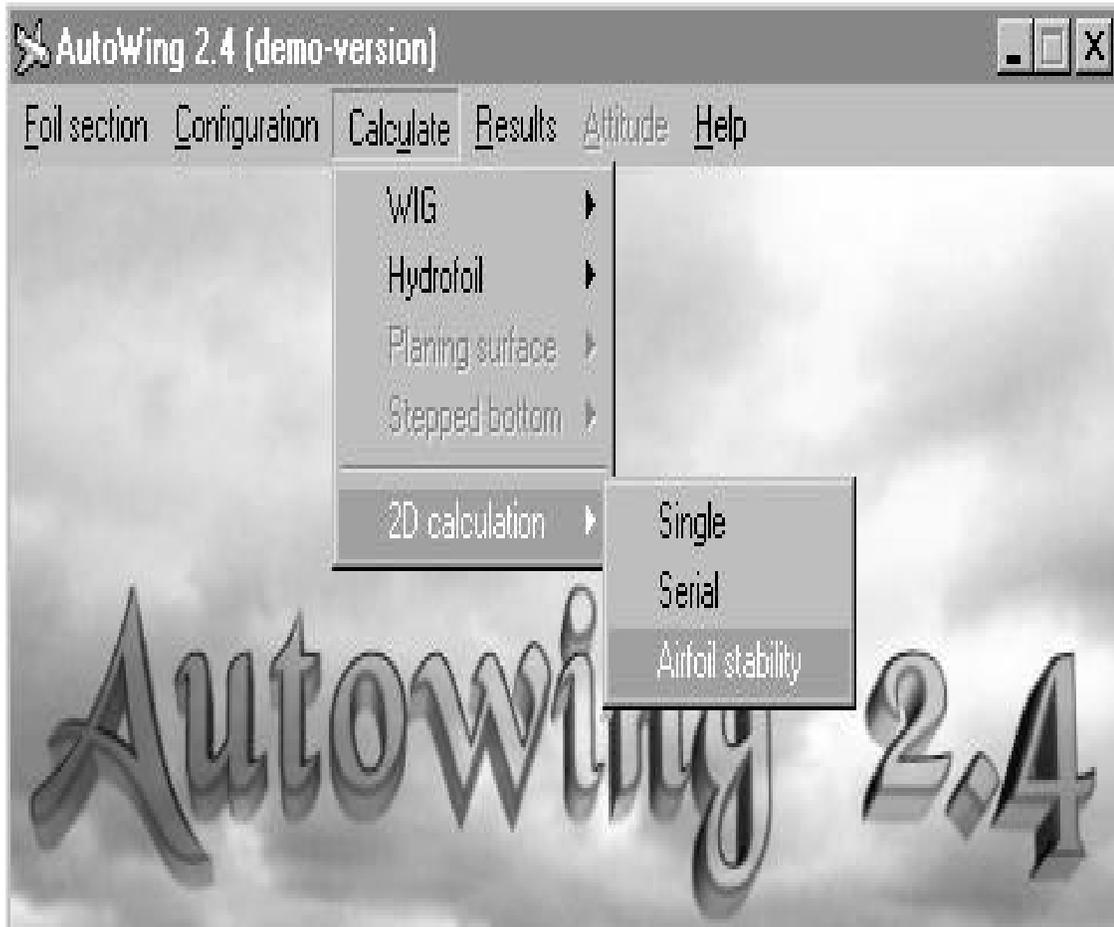


FIGURA N° 2.4. Secuencia de comandos para el cálculo de estabilidad del perfil.

El procedimiento es como sigue:

Airfoil file- Nombre del archivo con los datos del perfil, ejemplo; FRAMA601.arf

Output file- Nombre del archivo que guardara los resultados del cálculo. (Archivos deben ser de extensión **.dat**)

Height- Intervalo de alturas, en S.I.

Angle of attack- Intervalo de ángulos del perfil. (Todo en grados)

Surface type- Operación del perfil, sumergido, efecto de suelo o aire libre.

Approximation function- Si el número de puntos < 40, usar Spline, Si > 40 usar Linear.

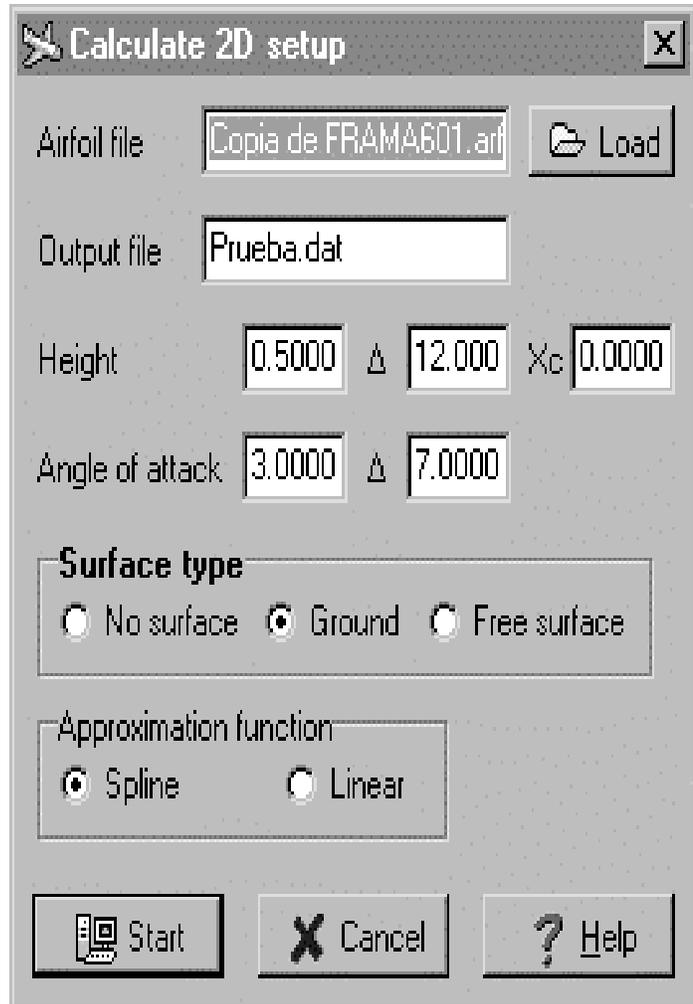


FIGURA N° 2.5. Cuadro de Cálculo

Después de iniciar el cálculo, el resultado general se despliega automáticamente en la pantalla.

Finalmente, la visualización de los resultados en todo su desarrollo, se obtiene desplegando **Results** en el menú general para pinchar **2D calculation results** que despliega los resultados respecto del análisis solicitado.

2.2. Trazado y Evaluación de los Perfiles Alares.

El procedimiento seguido impuesto por el software, consiste en trazar una serie de puntos que describan el contorno superior e inferior del perfil por separado. Luego, para efectos de cálculo, se impone una cuerda o línea media de un metro de longitud aproximadamente. A continuación, las coordenadas de estos puntos se ingresan en una tabla de datos del generador de perfiles, para su evaluación, a diferentes alturas y ángulos de ataque, para llegar a establecer las características geométricas más óptimas de los perfiles seleccionados, esto implica, un exhaustivo proceso de análisis del comportamiento aerodinámico y por consiguiente las modificaciones a las coordenadas geométricas que los describen, de modo que resulten estáticamente estables (cada uno de los perfiles por si solo) en el efecto de suelo. En cada uno de estos análisis, se establecieron los valores de los parámetros básicos comunes como altura de operación y el set de ángulos de ataque.

Cabe mencionar también, que de un total de 28 perfiles alares trazados, tras un exhaustivo proceso de evaluación, que consistió en verificar en primer lugar la condición de estabilidad de cada uno de ellos y luego de los más estables, escoger aquellos que poseen un mejor desempeño del punto de vista del valor del coeficiente de sustentación y del coeficiente de momentos, frente a un barrido de ángulos de cabeceo de 0 - 12 grados, como de alturas que van de los 0.5 - 7 m, se limitó las mejoras a 7 de ellos, los que después de seguir nuevamente un acucioso proceso de rediseño y evaluación igual a el anterior, se limitó a 4, que resultaron más estables con las modificaciones hechas en el efecto de suelo, de manera que se pueden utilizar en las siguientes etapas del proceso, para una configuración total también estable. Ahora, de cada uno de estos 4 perfiles alares, se presenta a continuación en forma parcial una tabla con las coordenadas para el trazado del perfil, la gráfica de dicha tabla, en la que el eje Y representa el espesor del perfil alar en función porcentual de la cuerda y el eje de las X indica el valor de la cuerda del ala en cm., luego, un cuadro con los datos generales referidos a la cuerda aerodinámica, espesor, curvatura, área y momento de inercia.

2.2.1. FRAMA 1.7.3.5.2.

CUADRO N° 2.1. Tabla con las coordenadas de puntos que describen el perfil.

Table				
	X upper	Y upper	X lower	Y lower
1	0.000000	0.035000	0.000000	0.070000
2	1.250000	2.150000	0.700000	0.000000
3	2.500000	2.990000	1.250000	0.000000
4	5.000000	4.130000	2.500000	0.000000
5	7.500000	4.960000	5.000000	0.000000
6	10.000000	5.630000	10.000000	0.000000
7	15.000000	6.610000	15.000000	0.000000
8	20.000000	7.260000	20.000000	0.000000
9	30.000000	7.880000	30.000000	0.000000
10	40.000000	7.800000	40.000000	0.000000
11	50.000000	7.240000	50.000000	0.000000
12	60.000000	6.360000	60.000000	0.000000
13	70.000000	5.180000	70.000000	0.000000

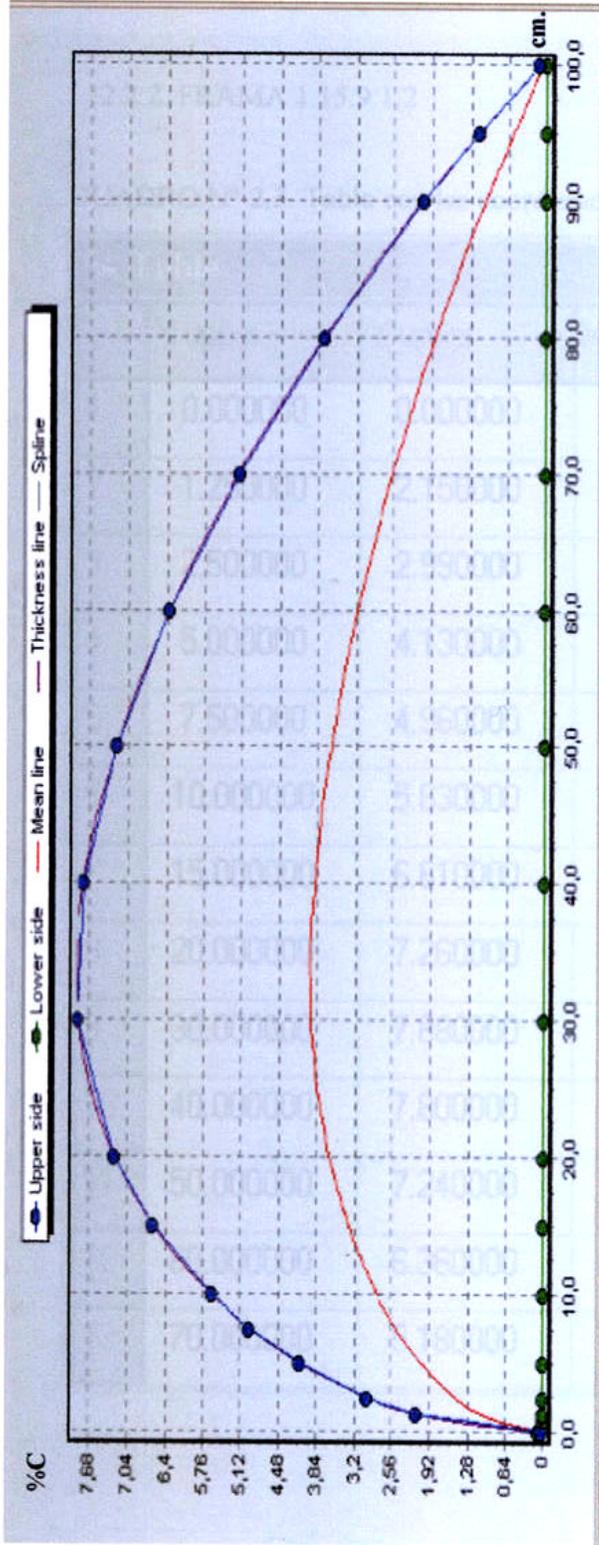


GRÁFICO N° 2.1. Perfil alar FRAMA 1.7.3.5.2.

CUADRO N° 2.2. Datos generales del perfil FRAMA 1.7.3.5.2

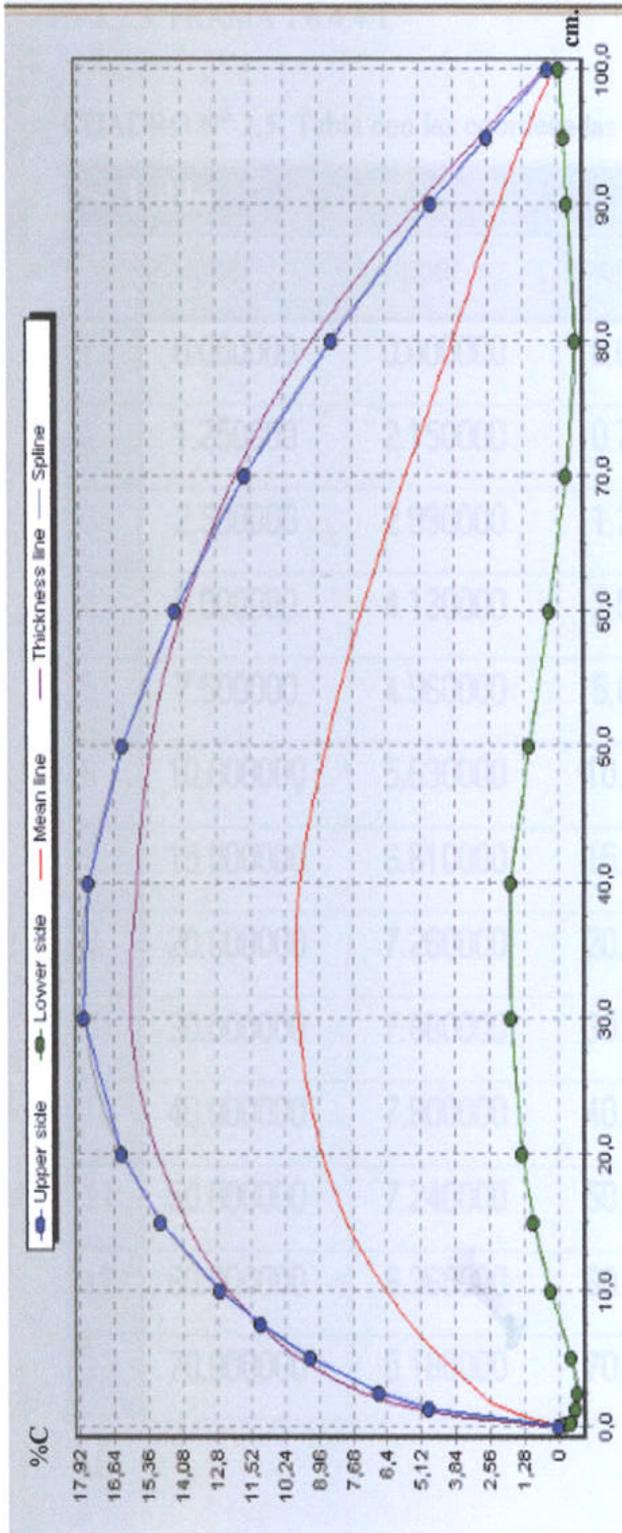
Information

Chord of airfoil = 100.000
 Thickness of airfoil = 7.917%
 Curvature of airfoil = 3.958%
 Area of airfoil = 5.433536E+0002
 Moment of inertia = 2.298477E+0003

2.2.2. FRAMA 1.15.9.1.2

CUADRO N° 2.3. Tabla con las coordenadas de puntos que describen el perfil.

	X upper	Y upper	X lower	Y lower
1	0.000000	0.000000	0.000000	-0.000000
2	1.250000	2.150000	0.700000	-0.237000
3	2.500000	2.990000	1.250000	-0.370000
4	5.000000	4.130000	2.500000	-0.700000
5	7.500000	4.960000	5.000000	-0.370000
6	10.000000	5.630000	10.000000	0.300000
7	15.000000	6.610000	15.000000	0.930000
8	20.000000	7.260000	20.000000	1.330000
9	30.000000	7.880000	30.000000	1.730000
10	40.000000	7.800000	40.000000	1.770000
11	50.000000	7.240000	50.000000	1.030000
12	60.000000	6.360000	60.000000	0.300000
13	70.000000	5.180000	70.000000	-0.370000



GRÁFICA N° 2.2. Perfil FRAMA1.15.9.1.2

CUADRO N° 2.4. Datos generales perfil FRAMA1.15.9.1.2

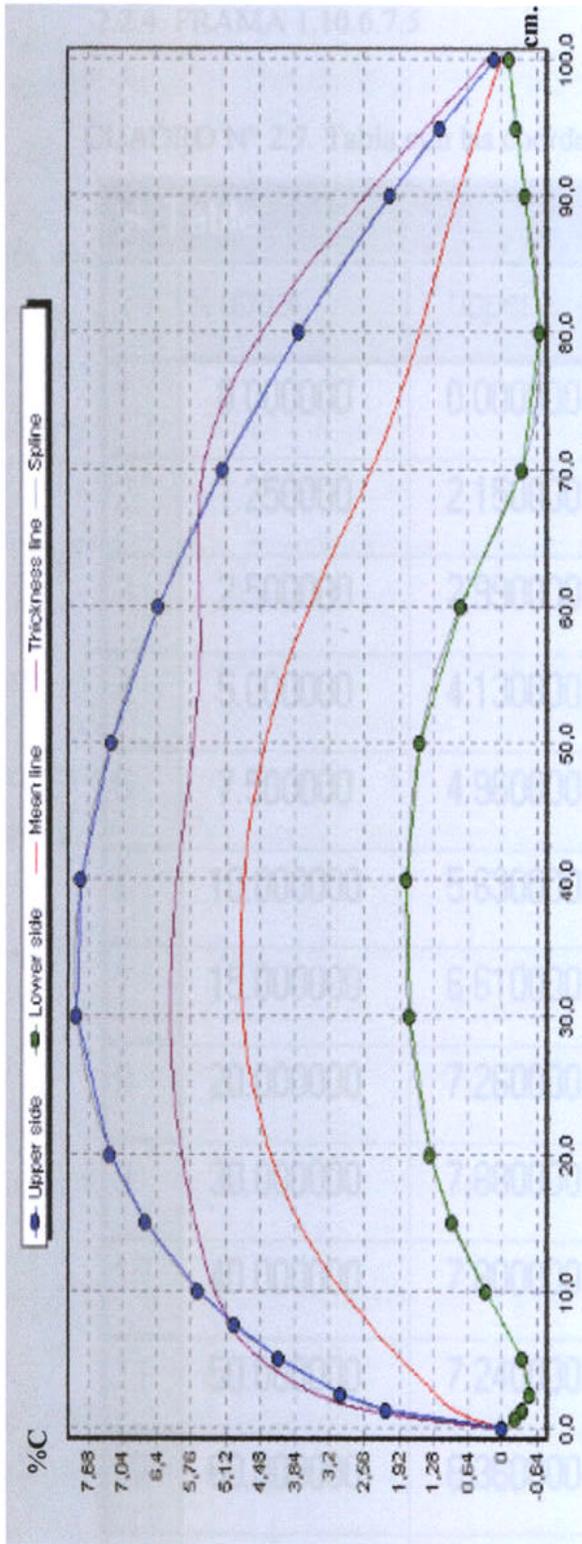
Information

Chord of airfoil = 100.000
 Thickness of airfoil = 15.985%
 Curvature of airfoil = 9.820%
 Area of airfoil = 1.177797E+0003
 Moment of inertia = 2.327504E+0004

2.2.3. FRAMA 1.6.4.4.1.

CUADRO N° 2.5. Tabla con las coordenadas de puntos que describen el perfil.

	X upper	Y upper	X lower	Y lower
1	0.000000	0.000000	0.000000	-0.000000
2	1.250000	2.150000	0.700000	-0.237000
3	2.500000	2.990000	1.250000	-0.370000
4	5.000000	4.130000	2.500000	-0.500000
5	7.500000	4.960000	5.000000	-0.370000
6	10.000000	5.630000	10.000000	0.300000
7	15.000000	6.610000	15.000000	0.930000
8	20.000000	7.260000	20.000000	1.330000
9	30.000000	7.880000	30.000000	1.730000
10	40.000000	7.800000	40.000000	1.770000
11	50.000000	7.240000	50.000000	1.530000
12	60.000000	6.360000	60.000000	0.770000
13	70.000000	5.180000	70.000000	-0.370000



GRÁFICA N° 2.3. Perfil alar FRAMA 1.6.4.4.1

CUADRO N° 2.6. Datos generales perfil FRAMA

Chord of airfoil	= 100.000
Thickness of airfoil	= 6.133%
Curvature of airfoil	= 4.850%
Area of airfoil	= 4.876374E+0002
Moment of inertia	= 1.380844E+0003

2.2.4. FRAMA 1.10.6.7.5

CUADRO N° 2.7. Tabla con las coordenadas de puntos que describen el perfil.

✈ Table				
	X upper	Y upper	X lower	Y lower
1	0.000000	0.000000	0.000000	-0.000000
2	1.250000	2.150000	0.700000	-0.237000
3	2.500000	2.990000	1.250000	-0.370000
4	5.000000	4.130000	2.500000	-0.500000
5	7.500000	4.960000	5.000000	-0.370000
6	10.000000	5.630000	10.000000	0.300000
7	15.000000	6.610000	15.000000	0.930000
8	20.000000	7.260000	20.000000	1.330000
9	30.000000	7.880000	30.000000	1.730000
10	40.000000	7.800000	40.000000	1.770000
11	50.000000	7.240000	50.000000	1.530000
12	60.000000	6.360000	60.000000	0.770000
13	70.000000	5.180000	70.000000	0.300000

CAPÍTULO III.

DEFINICIÓN DE DIMENSIONES Y DISEÑO DE LA FORMA DE LA NAVE.

En general para definir la forma de la nave, es necesario establecer previamente las configuraciones de las diferentes partes esenciales de la nave, como el tipo de ala, casco, estabilizador de cola. Las posibles alas ya se han establecido en el capítulo anterior y ahora sólo se demostrará en primer lugar el procedimiento de cálculo de los diferentes parámetros y requerimientos del casco que debe operar como un Hovercraft y en segundo lugar el análisis de interacción de los perfiles alares v/s el casco de la nave que comprende la presentación del software que se utiliza para establecer dicho análisis inicial de la nave WIG.

Las dimensiones definidas para el WIG son de 5 m de longitud, 4 m de envergadura y 1.55 m de altura en el estabilizador horizontal de cola. Por otro lado, el casco tiene 1.2 m de ancho, 4 m de largo y la configuración es biplaza en línea. Con estos datos referenciales se desarrolla la siguiente etapa del proceso.

3.1. Diseño y Cálculo del Casco de la Nave (Hovercraft)

El casco debe tener una superficie basal mínima para operar en forma de hovercraft. Para el diseño del casco de la nave, se tomará como referencia formas aerodinámicas ya utilizadas por los diferentes fabricantes de hovercraft, que han demostrado su funcionalidad en el tiempo. (www.hovercraft-museum.org)

3.1.1. Cálculo del incremento de fuerza para el vehículo.

El procedimiento de cálculo a seguir será el presentado por Tyler G. Hicks, en su Manual de Cálculo para las Ingenierías, donde las unidades están en sistema inglés y posteriormente los resultados se transforman al sistema internacional.

El incremento de fuerza F para el vehículo, se define como la relación SF/F_e , en donde: SF = capacidad de carga para emergencias para cargas adicionales o cargas dinámicas, en lb.

F_e = peso total del vehículo, incluso carga útil, en lb.

Luego:

$$F = SF/F_e \quad (3.1)$$

$$F = 220.264 \text{ lb.} / 660.793 \text{ lb.}$$

$$F = 0.333$$

3.1.2. Cálculo de la presión manométrica del colchón.

Se utilizó la relación $p_c = F_e/A_p$, en donde:

p_c = presión manométrica del colchón, en lb./ft².

A_p = área de la cama distribuidora, que es = 50 ft².

Por tanto:

$$p_c = F_e/A_p \quad (3.2)$$

$$p_c = 660.793 \text{ lb.} / 50 \text{ ft}^2 .$$

$$p_c = 13.216 \text{ lb.} / \text{ft}^2 .$$

$$p_c = 91.123 \text{ kPa. (0.9112 Kg./cm}^2\text{.)}$$

3.1.3. Cálculo del perímetro de sello.

El perímetro de sellamiento L, es la distancia alrededor del exterior del pleno:

$$L = 5+10+5+10 = 30 \text{ ft. (9 m.)}$$

3.1.4. Cálculo del área de sello del pleno.

Para este cálculo se utilizó la relación $A_s = Lh_e$, en donde:

A_s = área perimetral de sellamiento, ft².

h_e = altura de flotación.

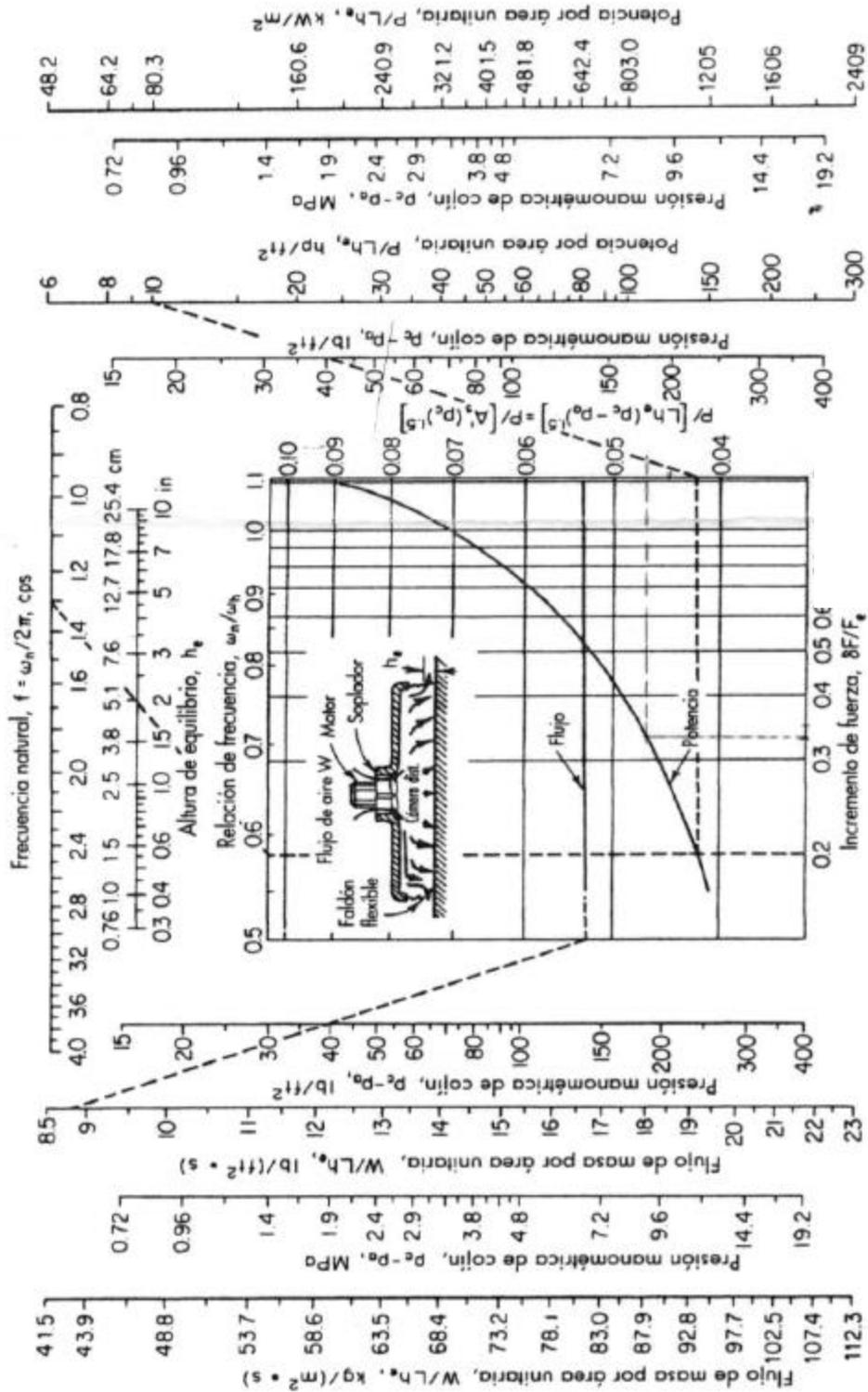
Entonces:

$$A_s = Lh_e \quad (3.3)$$

$$A_s = 30 \text{ ft. (3/12)}$$

$$A_s = 7.5 \text{ ft}^2 . (6.977 \text{ m}^2)$$

3.1.5. Cálculo de la potencia requerida para impulsar el vehículo.



GRÁFICA N° 3.1. Gráfico de diseño de vehículos de cojín de aire con cámara distribuidora.

En esta etapa se utilizó la gráfica 5, donde se ingresó con el valor $F = 0.333$ según el *paso 1* y luego se proyectó vertical hacia arriba hasta la curva de potencia. Desde la intersección con la curva de potencia, se proyectó de nuevo horizontalmente a la derecha hasta leer el valor

$$P / [A_s(p_c)^{1.5}] = 0.047 \quad (3.4)$$

Donde:

P = entrada de potencia requerida, en hp.

Por tanto

$$P = 0.047[A_s(p_c)^{1.5}] \quad (3.5)$$

$$P = 0.047[7.5 \text{ ft}^2 (13.216)^{1.5}]$$

$$P = 16.936 \text{ hp. (12.639 kW)}$$

3.1.6. Cálculo del volumen requerido de flujo de aire.

Para este cálculo se utilizó la relación

$$W = 1.4 A_s p_c^{0.5} \quad (3.6)$$

W = Gasto de aire requerido para soportar el vehículo, lb. /s.

Al sustituir se obtiene:

$$W = 1.4 A_s p_c^{0.5}$$

$$W = 1.4 (7.5) (13.216)^{0.5}$$

$$W = 38.172 \text{ lb./s. (17341 Kg. / s.)}$$

3.1.7. Determinación de la frecuencia natural del vehículo.

Se entra en la gráfica 22, con $F = 0.333$ y se proyecta en sentido vertical ascendente hasta la escala superior. Desde ahí se proyecta a través de $h_e = 2$ in (5.1 cm.) hasta la frecuencia natural $f = 1.56$ Hz.

3.2. Análisis de la Interacción de los Perfiles Alares y el Casco.

La forma establecida en el apartado 3.1 de este capítulo, debe también interactuar aerodinámicamente con las alas de sustentación y el estabilizador posterior, de forma que no se generen pantallas de bloqueo del flujo de aire o distorsiones entre si, para no someter a sobre cargas las alas, sus zonas de anclaje al fuselaje y favorecer la estabilidad general de toda la nave.

Para el análisis de la interacción de los perfiles alares ya elaborados, se utilizó el programa Autowing 2.4 en su apartado “**C**onfiguration” y “**C**alculate”, que permiten evaluar el comportamiento de los diferentes elementos que conforman la nave y modificarlos según sea requerido para establecer la configuración más estable, este apartado se detalla a continuación.

3.2.1. Presentación del Software.



FIGURA N° 3.1. Presentación del Software AutoWing 2.4.

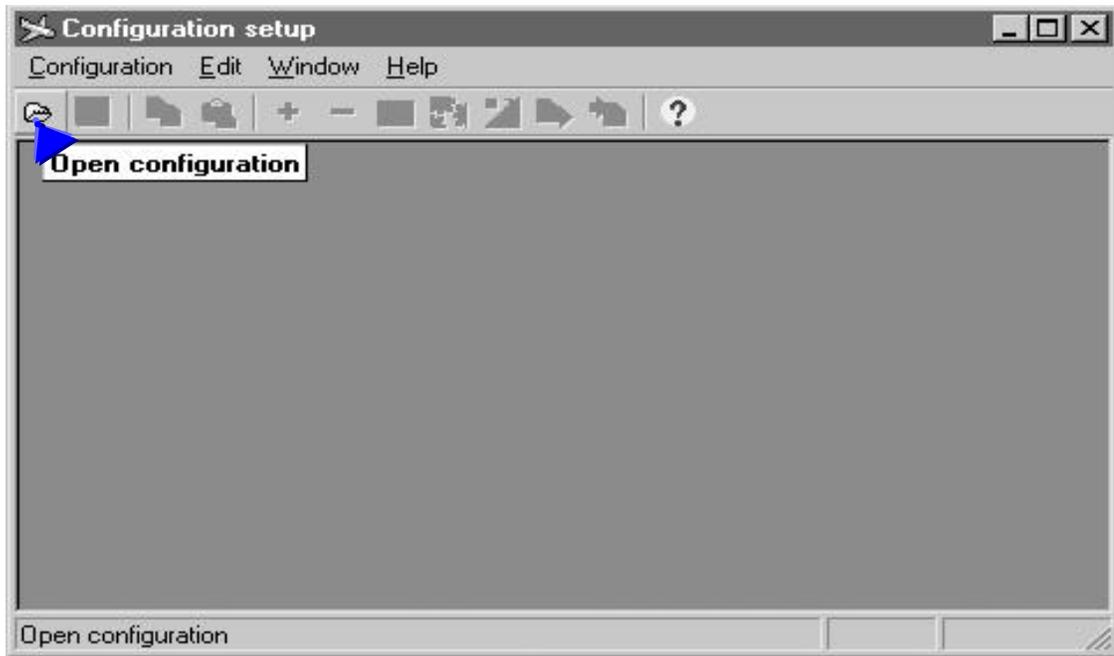


FIGURA N° 3.2. Ventana de Configuración setup.

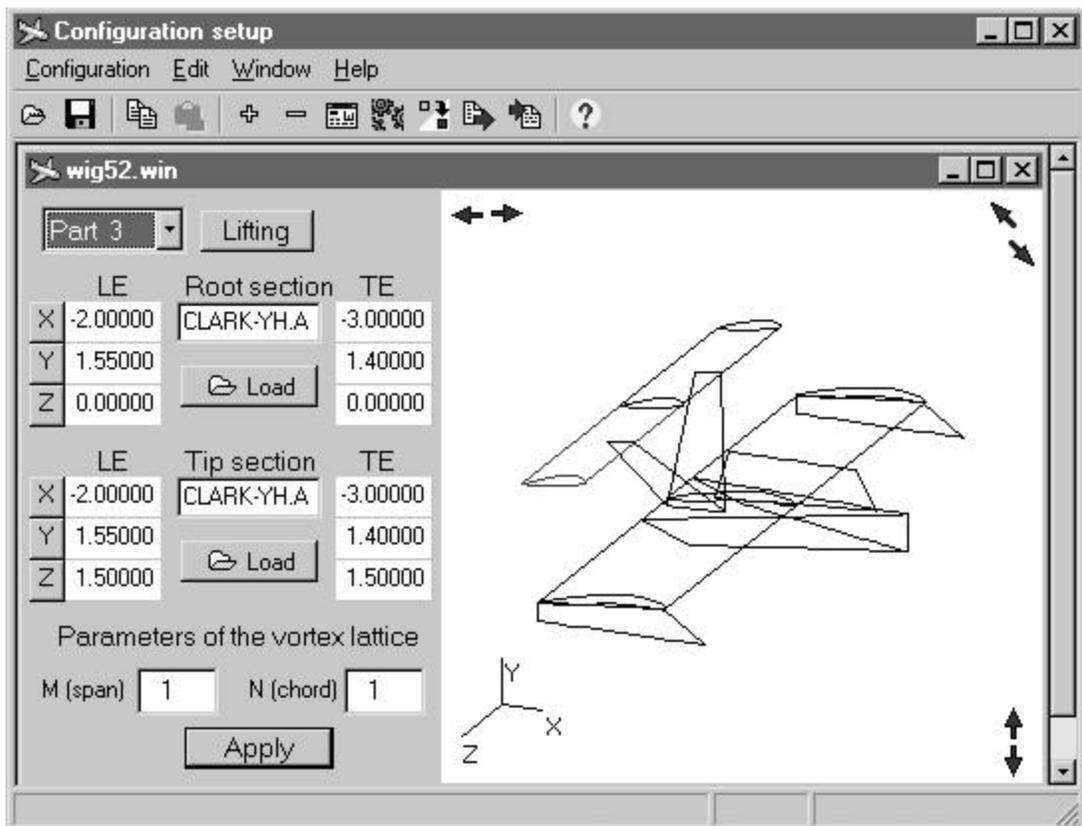


FIGURA N° 3.3. Presentación general del Browser de Trabajo.

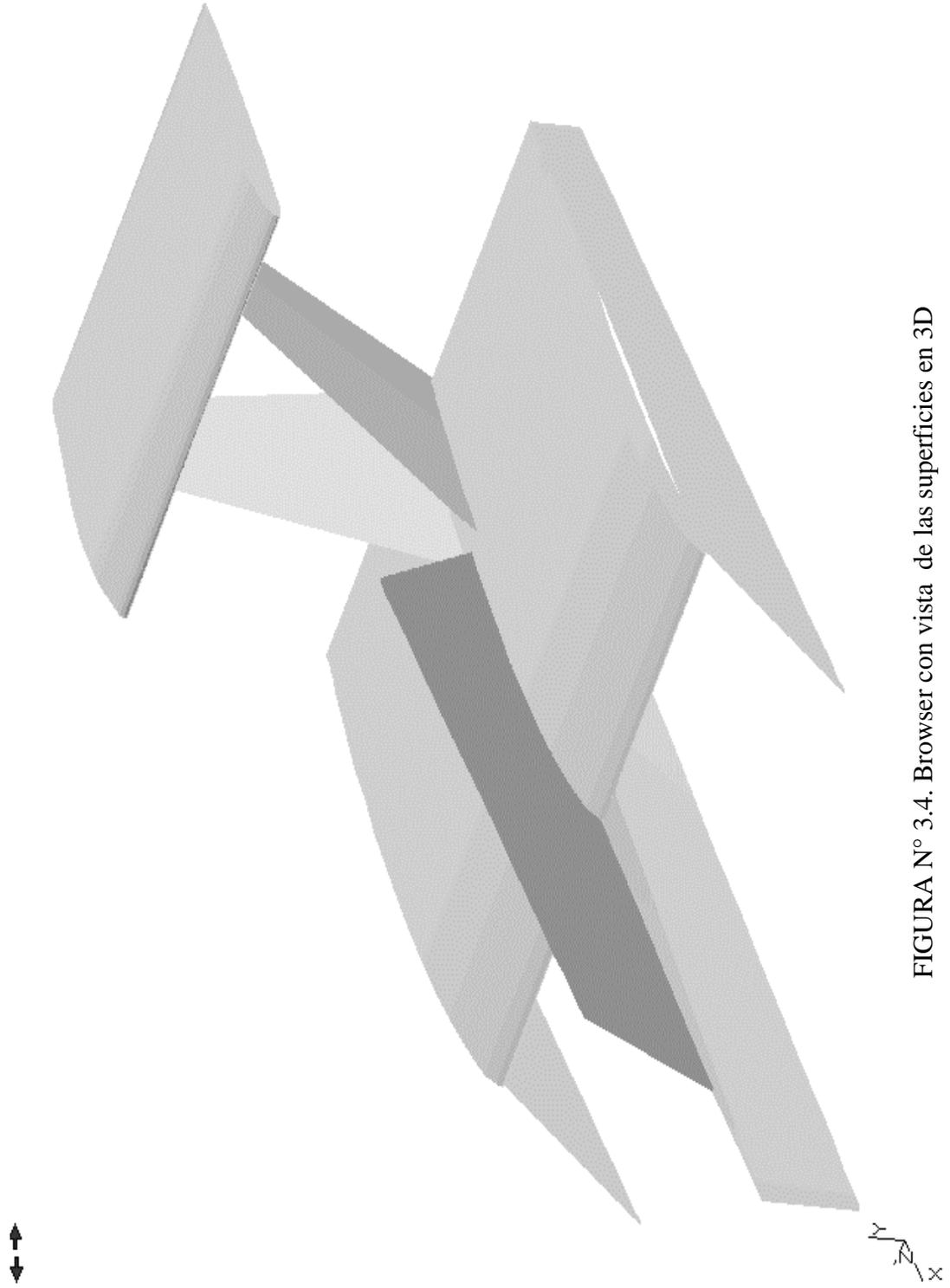


FIGURA N° 3.4. Browser con vista de las superficies en 3D



FIGURA N° 3.5. Retablo del menú de comandos del Configuration setup.

Menú commands:

Configuration

- **New** – crea una nueva configuración (lifting or planing).
- **Open** – abre una configuración previamente guardada.
- **Import** – importa la configuración del casco de una nave (planing) desde un formato de archivo externo.
 - **Fast Ship** (*.dxf) - importa la configuración del casco de una nave (planing) desde un formato .dxf. El número de partes del sets planos puede usarse. Las partes Planas deben ser de diferente color.
- **Save** – guarda la configuración actual.
- **Save as...** – guarda la configuración actual con otro nombre de archivo.
- **Print** – imprime la configuración actualmente editada.

Edit

- **Copy configuration** – copia las modificaciones recientes a una configuración dentro del archivo respectivo guardada en la memoria.
- **Paste configuration** – inserta una configuración almacenada en la memoria dentro de la configuración que se esta modificando.

Window – contiene los comandos relacionados con la ventana, tales como Tile y Cascade.

Help – tópicos de ayuda.

La ventana de edición, contiene la lista de partes de la configuración del ala, el browser o pizarra, que es donde se muestra en color rojo la parte que se está modificando, los botones y switches:

- **Add part** – agrega una nueva parte a la configuración dada.
- **Delete part** – borra la parte seleccionada.
- **Transform** – este comando permite modificar una parte seleccionada de la nave, en cualquiera de sus coordenadas como también rotar dicha parte en torno de un eje determinado por dos puntos.
- **To memory** – copia la parte seleccionada en la memoria. .
- **From memory** – resta una parte previamente guardada dentro de las partes seleccionadas.
- **Reflect** – refleja la parte seleccionada con respecto al plano de simetría como una nueva parte.

PopUp Menu Command:

- **View:**- cambia la vista de la configuración en el browser.
- **Isometry:** - cambia la proyección isométrica de la configuración en el browser.
- **Surface** – activa o desactiva el despliegue en 3D de la superficie del ala.
- **Lattice** - switches on/off que despliega el mayado para los vórtices en la configuración.
- **Stretch X (Y)** – cambia la proporción de la vista en una de las coordenadas.

Máximo número de partes en la configuración es igual a 200, máximo número de paneles en la configuración es igual a 50000.

Procedimiento de Cálculo con Autowing 2.4:

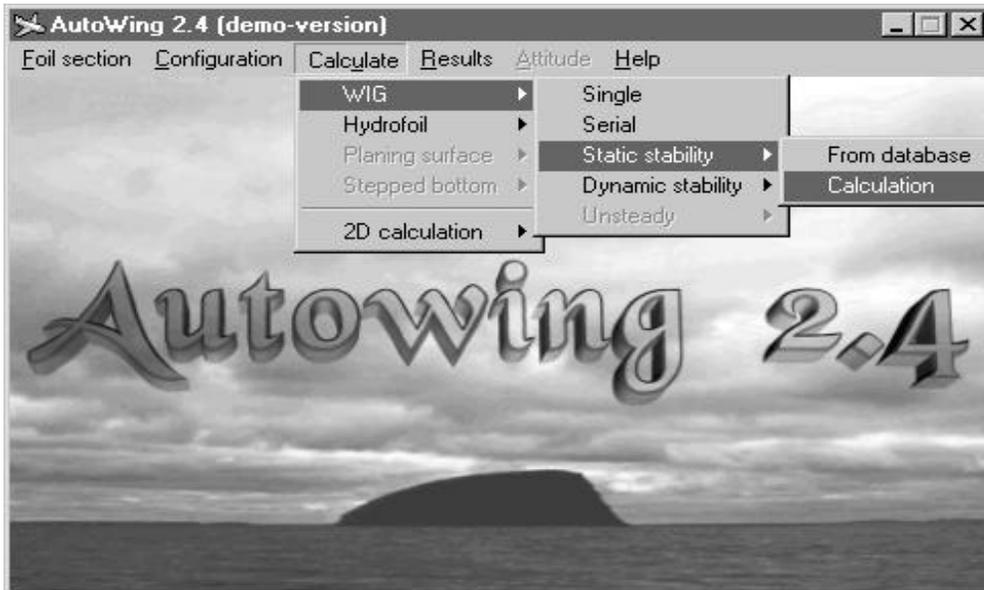


FIGURA N° 3.6. Presentación en cascada de comandos para el cálculo de estabilidad.

Este comando, provee un cálculo único de una configuración alar en el efecto de suelo. Los parámetros para el cálculo son los que se indican:

Calculate airfoil part: static stability

All quantities should be given in system SI

General

Configuration file: wig52.win Load View

Output file: est1.air Wave parameters

Symmetry of the wing system Longitudinal motion

Characteristic size: 2.000000000	Deflection: 0.00000000
Characteristic area: 3.00000000	Pitch: 0.000000 Δ
Height of flight: 0.500000 Δ	Drift: 0.00000000
Roughness: 30.00000000	Roll: 0.00000000
Kinematic viscosity: 0.0000160000	Yaw: 0.00000000
Turbulence rate %: 2.000000	Vessel speed: 40.00000000
Temperature: 25.00000000	Relaxation coef.: 0.500000

Start Cancel Help

FIGURA N° 3.7. Tabla para el cálculo de estabilidad.

- **Configuration file** – Nombre del archivo con la geometría alar. El archivo podría ser creado, usando los comandos de configuración del menú. El archivo tiene extensión [. WIN], las configuraciones ya existentes se cargan con el botón



- **Output file** – Nombre del archivo con los resultados. No hace un set extensivo de este archivo, si no que creará un directorio que contenga estos resultados. El nombre del directorio creado, esta formado por el nombre de la configuración alar estudiada.
- **Symmetry of the wing system** – Este parámetro es solo para el movimiento lateral. Cuando la configuración alar es simétrica, seleccione solamente la mitad derecha de la configuración, la mitad izquierda será agregada automáticamente.
- **Longitudinal motion** - Este parámetro es solo para el movimiento longitudinal.
- **Characteristic size** – Se refiere al tamaño (usualmente referido a la cuerda aerodinámica del ala).
- **Characteristic area** – Se refiere al área del ala.
- **Height of flight** – Altura del vuelo medida hacia abajo, desde el origen del sistema coordenado.
- **Roughness** – Rugosidad del sistema alar.
- **Kinematic viscosity** - Coeficiente de viscosidad cinemática.
- **Deflection** – Ángulo de deflexión de la configuración alar. Este parámetro resulta muy conveniente para el conjunto de diferentes ángulos de ataque de superficies planas e hidrofoils.
- **Pitch** – Ángulo de cabeceo de la configuración alar..
- **Drift** - Drift angle of the wing configuration.
- **Roll** - Roll angle of the wing configuration.
- **Yaw** - Yaw angular velocity of the wing configuration.
- **Vessel speed** – Velocidad de la nave.

Static stability.

En el caso del cálculo de la estabilidad estática se requiere de un set de valores para el ángulo de ataque y la altura de vuelo. El resultado inmediato del análisis es el que se ve en la FIGURA N° 3.8, a continuación:

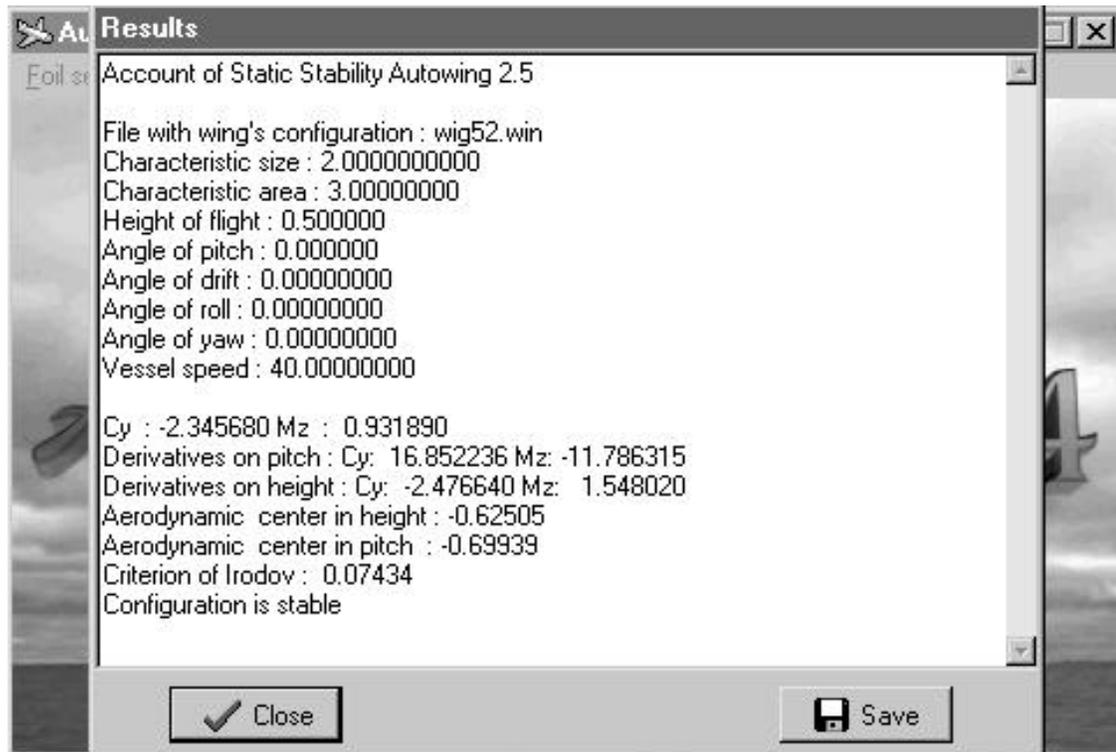


FIGURA N° 3.8. Tabla del resultado del análisis de estabilidad estática.

Visualización de Resultados.

La visualización de los resultados se obtiene por medio de **Results** y **Open file** de la presentación general, la que abre acceso a los archivos que los contienen.

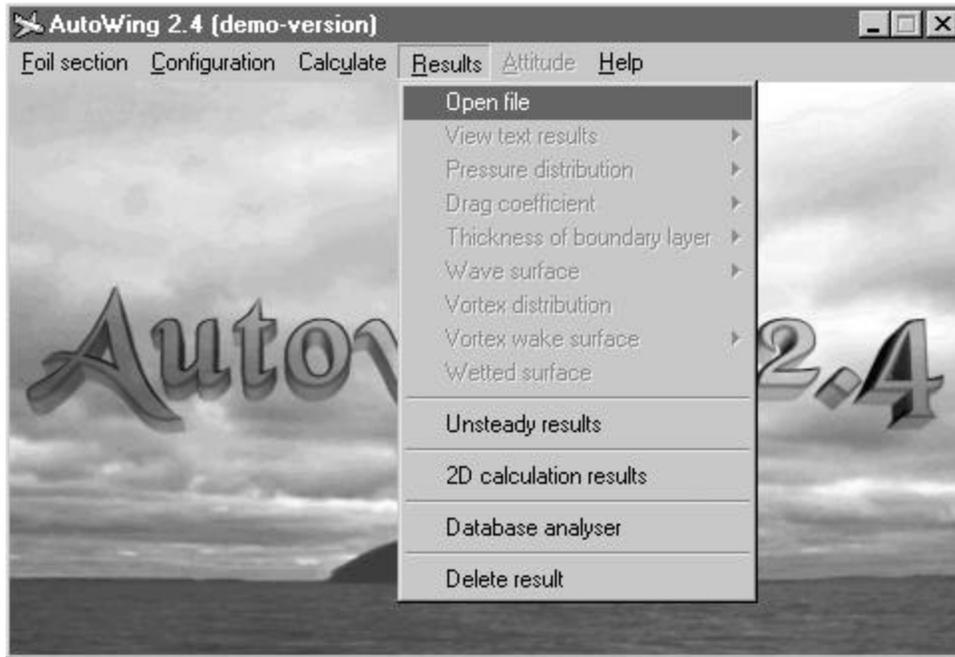


FIGURA N° 3.9. Procedimiento para visualizar los resultados completos del análisis.

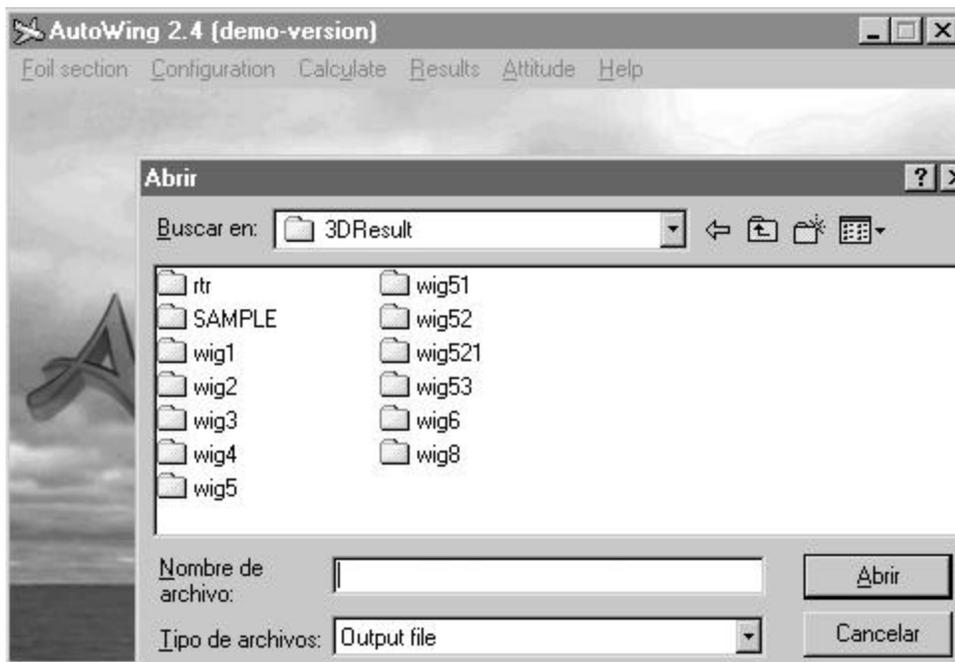


FIGURA N° 3.10. Tabla de archivos con los resultados completos del análisis.

3.2.2. Análisis de la Interacción Perfil V/S Casco de la Nave.

Con todos los elementos mostrados previamente en el apartado 3.1.1 anterior, la forma de la nave se obtiene modificando sucesivamente la configuración 'sample' del software, la que se muestra a continuación:

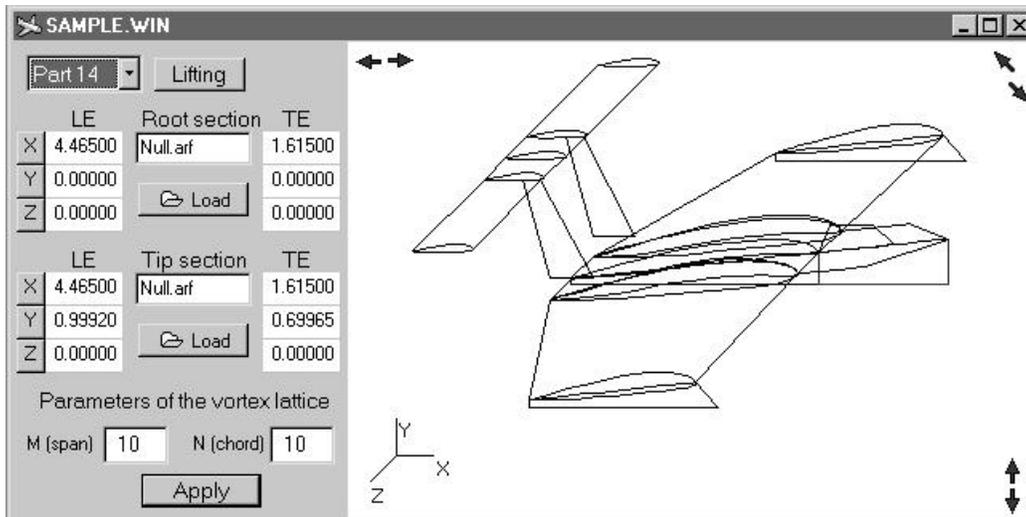


FIGURA N° 3.11. Vista de la nave de ejemplo del Autowing 2.4

Así, primero se modifica la forma inicial de la nave hasta obtener la forma básica sobre la que se trabajará, la que se muestra a continuación:

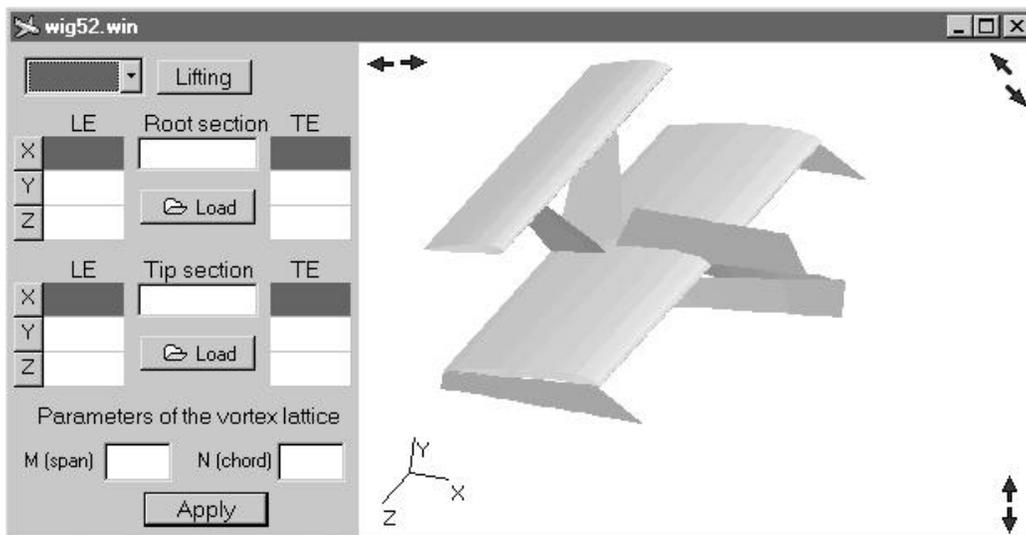


FIGURA N° 3.12. Vista general de la configuración wig 52, base para el análisis.

Luego, con cada uno de los perfiles seleccionados, establece por si solos en el efecto de suelo, se realiza el cálculo de estabilidad estática de la configuración completa, en donde cada perfil se especifica con una cuerda aerodinámica inicial de 1 m y una envergadura de 3 m y con un área total de 3 m², como se muestra:

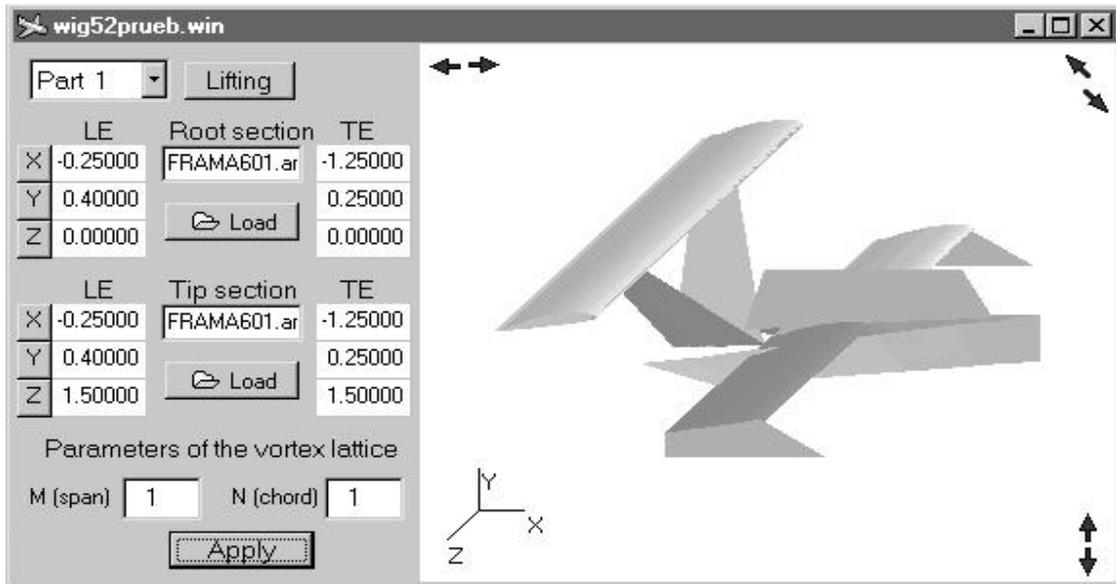


FIGURA N° 3.13. Vista general de la configuración inicial para análisis.

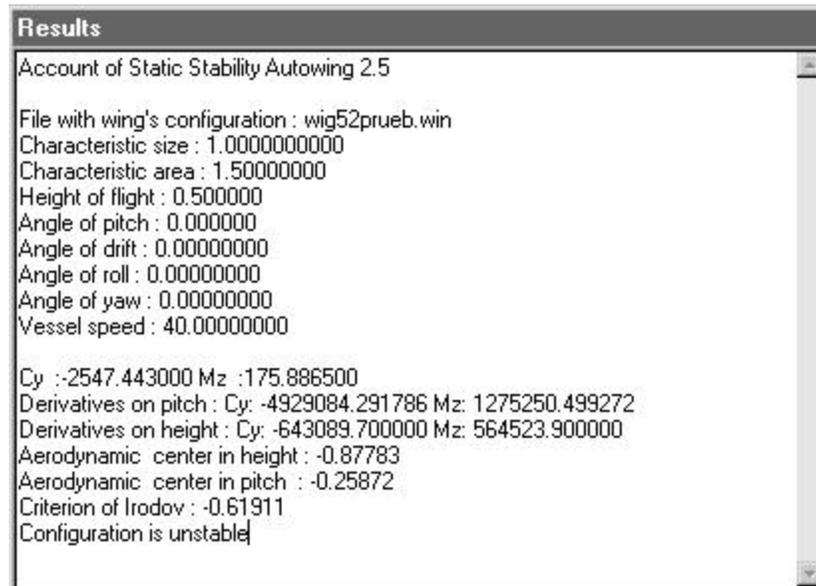


FIGURA N° 3.14. Resultado del análisis de la configuración inicial.

Se procede a modificarlo de acuerdo con los resultados, hasta llegar finalmente a una cuerda aerodinámica del perfil alar de 2 m., una envergadura de 4 m. y un área total de las alas de 6 m², todo esto conservando la configuración del estabilizador de cola con una envergadura de 3 m y una cuerda de 1 m para el estabilizador, montado a 1.55 m. de altura a partir de la cota Y = 0 del sistema de referencia de la nave. Finalmente con todos estos cálculos se estableció la configuración más estáticamente estable (Fig.3.15), basada en el perfil FRAMA 1.10.6.7.5 interactuando con el casco en forma de Hovercraft anteriormente indicado en el apartado 3.1.

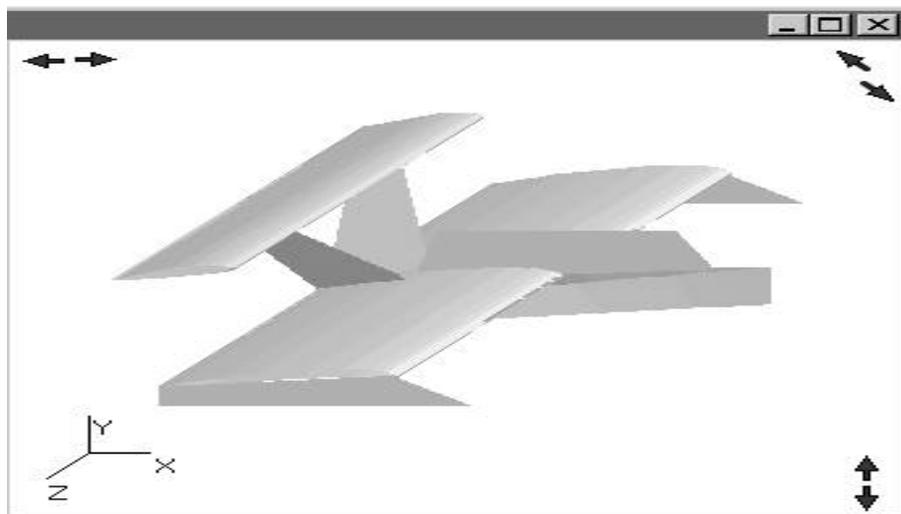


FIGURA N° 3.15.Vista de la configuración final

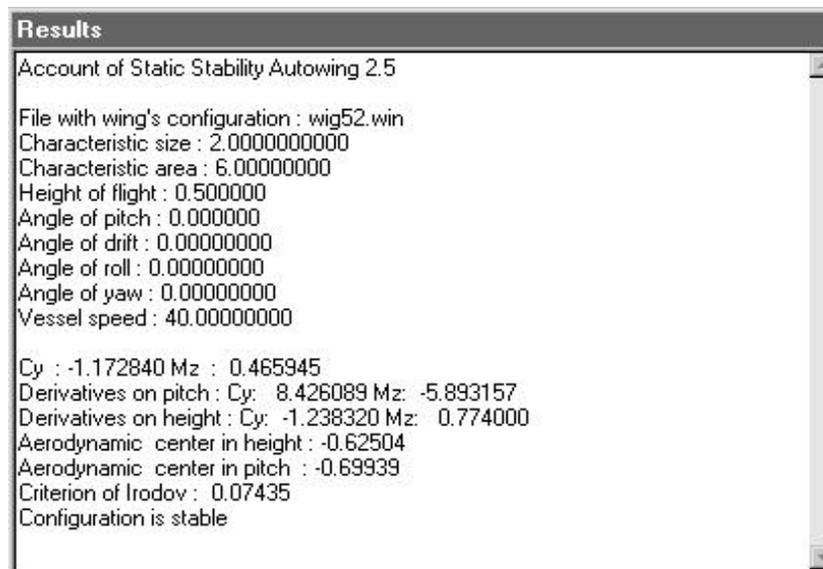


FIGURA N° 3.16.Resultado de la evaluación de la configuración.

CAPÍTULO IV.

PRESENTACIÓN Y DISCUSIÓN DE RESULTADOS.

A continuación se despliegan los resultados obtenidos en forma general por el análisis previo del software respecto de los 4 perfiles alares seleccionados y luego, los análisis preliminares de una de las configuraciones que se evaluó, en el cual, presenta las mejores condiciones. Ahora, es necesario señalar que los resultados aquí entregados son sólo una vista simplificada de la totalidad de ellos, debido a su enorme extensión. Es importante destacar que todos los resultados seleccionados se presentan tal como los entrega el software, sin ningún arreglo.

En relación al estudio de los perfiles alares, se muestra un cuadro con el análisis de estabilidad para cada perfil que comprende:

- Nombre del perfil, la altura de simulación, ángulo de ataque (α), el coeficiente de sustentación (C_y), el momento M_z , derivadas, centros aerodinámicos y la indicación de estabilidad o inestabilidad.

Siguen tres gráficas, también para cada perfil:

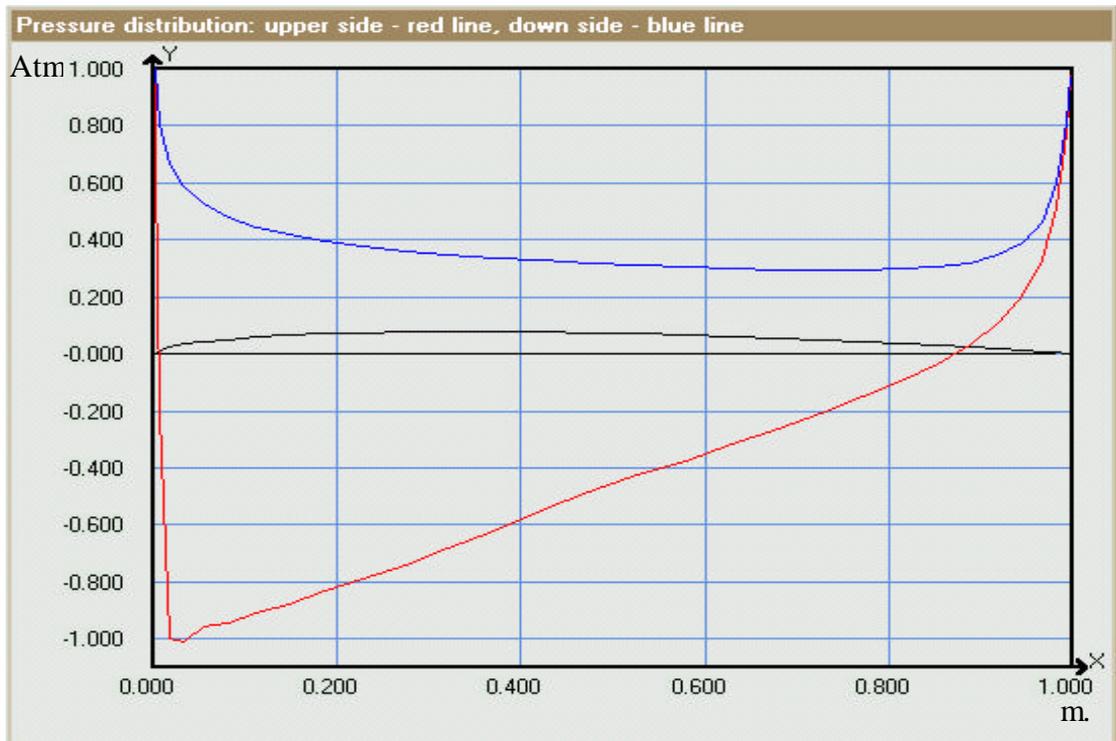
1. Se muestra un diagrama del perfil alar con la distribución de presiones en su entorno, con rojo en la cara superior y azul para la inferior.
2. Se muestra la variación del coeficiente de sustentación (C_{ya}) y el coeficiente de momentos (M_{za}) en función del ángulo de ataque α , donde el eje Y representa los valores de los coeficientes respectivos y el eje X los diferentes valores del ángulo α , en los que se evaluó el perfil.
3. Se muestra la variación del coeficiente de sustentación (C_{yh}) y el coeficiente de momentos (M_{zh}) en función de la altura h , donde el eje Y representa los valores de los coeficientes respectivos y el eje X los diferentes valores de la altura H , en que se evaluó el perfil.

Finalmente, se debe indicar, que la estabilidad por si sola de los perfiles no garantiza que la nave será estable en el efecto de suelo, debido a que la estabilidad global es producto de una interacción conjunta perfil alar- fuselaje y no sólo de una parte.

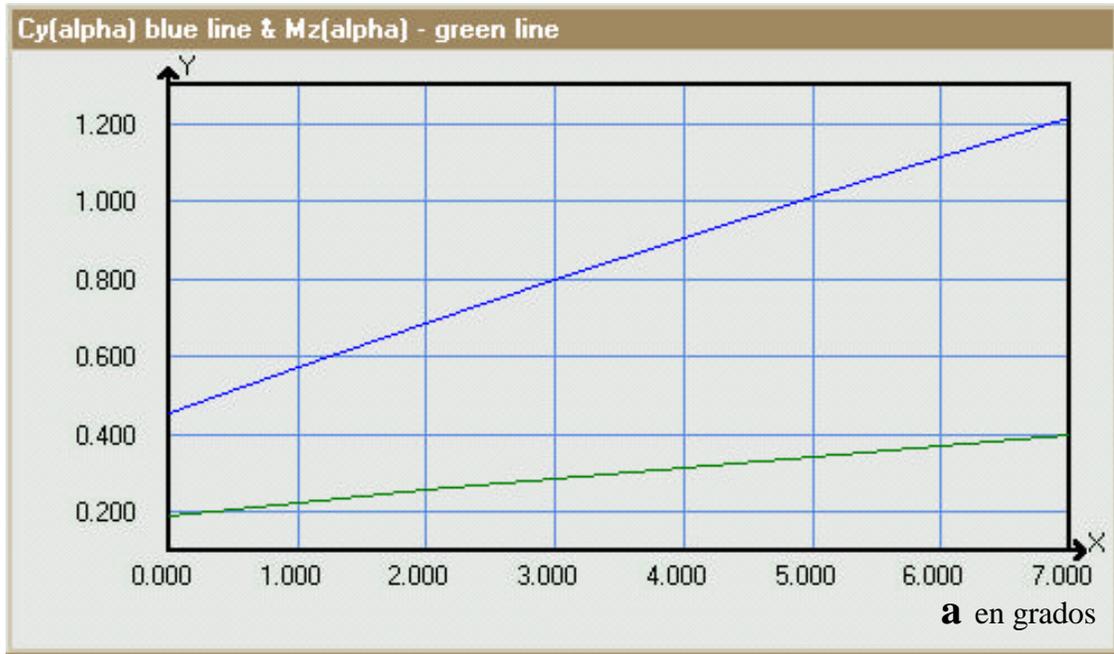
4.1. Perfil FRAMA 1.7.3.5.2

CUADRO N° 4.1. Resultado del análisis de estabilidad estática.

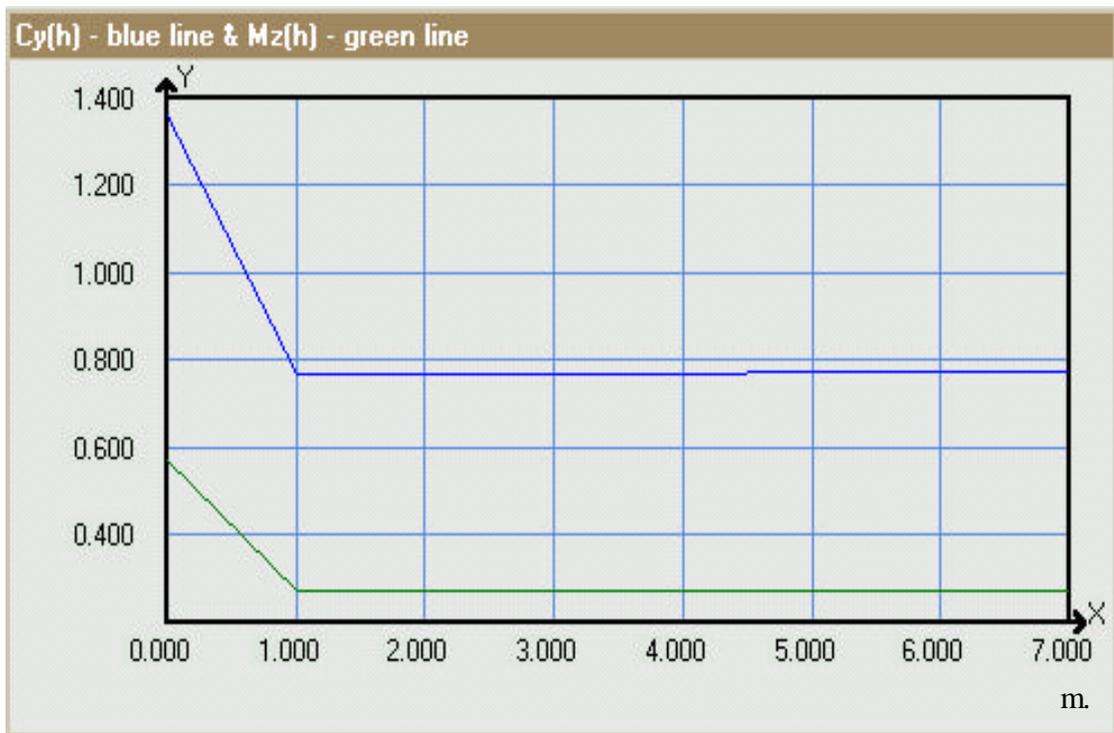
Account of Airfoil's Static Stability Autowing 2.5		
Airfoil: FRAMA 1.7.3.5.2.arf		
Height of flight: 0.500000		
Angle of pitch: 3.000000		
Cy:	0.797370	Mz: 0.286096
Derivatives on pitch:	Cy: 6.375477	Mz: 1.726250
Derivatives on height:	Cy:-0.000344	Mz:-0.000122
Aerodynamic center in height:	0.35387	
Aerodynamic center in pitch:	0.27076	
Criterion of Irodov:	0.08311	
Airfoil is stable		



GRÁFICA N° 4.1. Distribución de presiones del perfil, superior (?) inferior (?)



GRÁFICA N° 4.2. Variación del coeficiente de sustentación (C_{y_a}) y del coeficiente de momentos (M_{z_a}) en función del ángulo de ataque α .



GRÁFICA N° 4.3. Variación del coeficiente de sustentación (C_{y_h}) y del coeficiente de momentos (M_{z_h}) en función de la altura de vuelo.

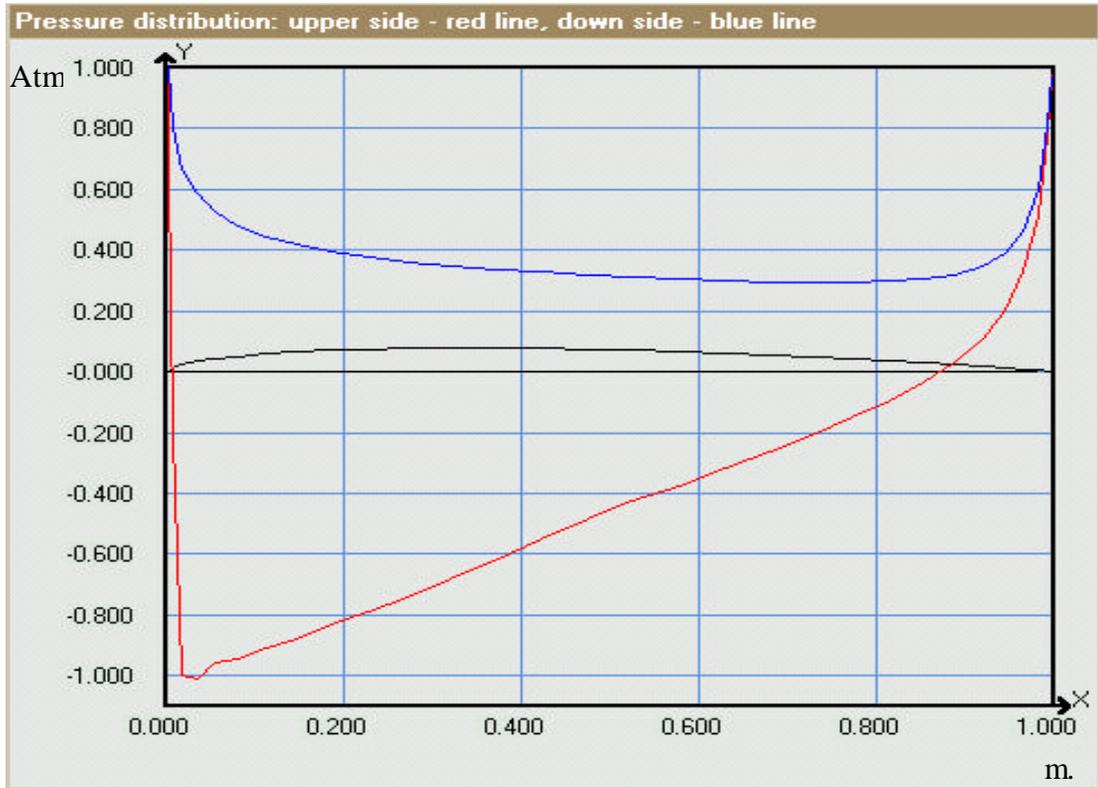
4.2. Perfil FRAMA 1.15.9.1.2

CUADRO N° 4.2. Resultado del análisis de estabilidad estática.

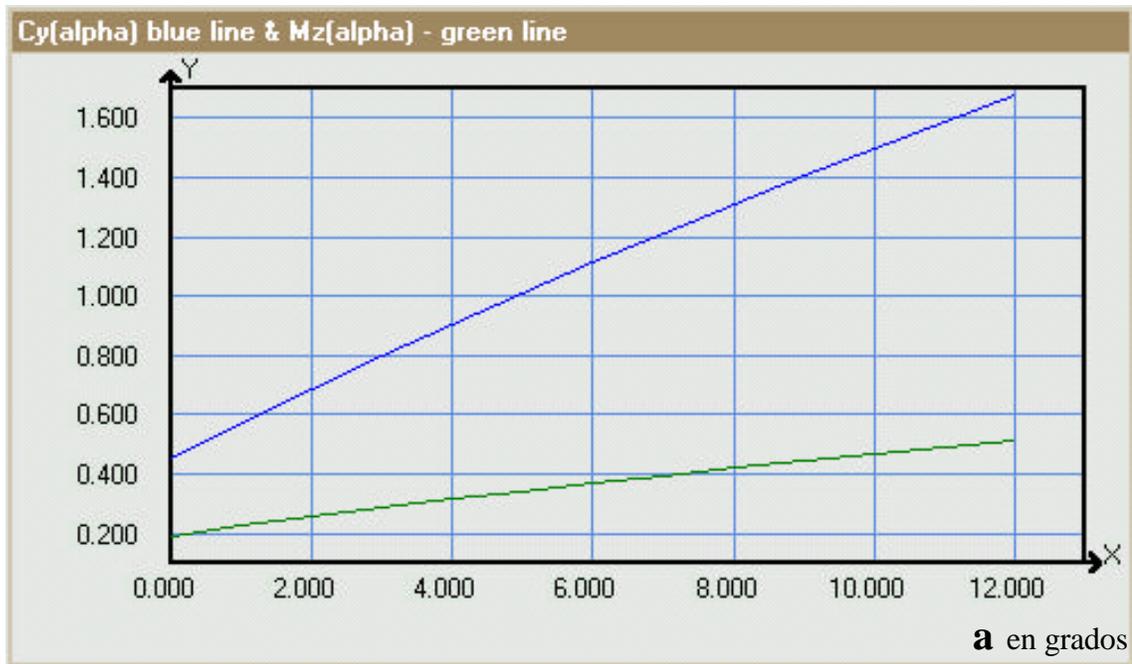
```

Account of Airfoil's Static Stability Autowing 2.5
Airfoil: FRAMA 1.15.9.1.2.arf
Height of flight: 0.500000
Angle of pitch: 3.000000
Cy: 1.348094      Mz: 0.517707
Derivatives on pitch: Cy: 6.189147      Mz: 1.712446
Derivatives on height: Cy: -0.020680    Mz: -0.007914
Aerodynamic center in height: 0.38268
Aerodynamic center in pitch: 0.27669
Criterion of Irodov: 0.10599
Airfoil is stable

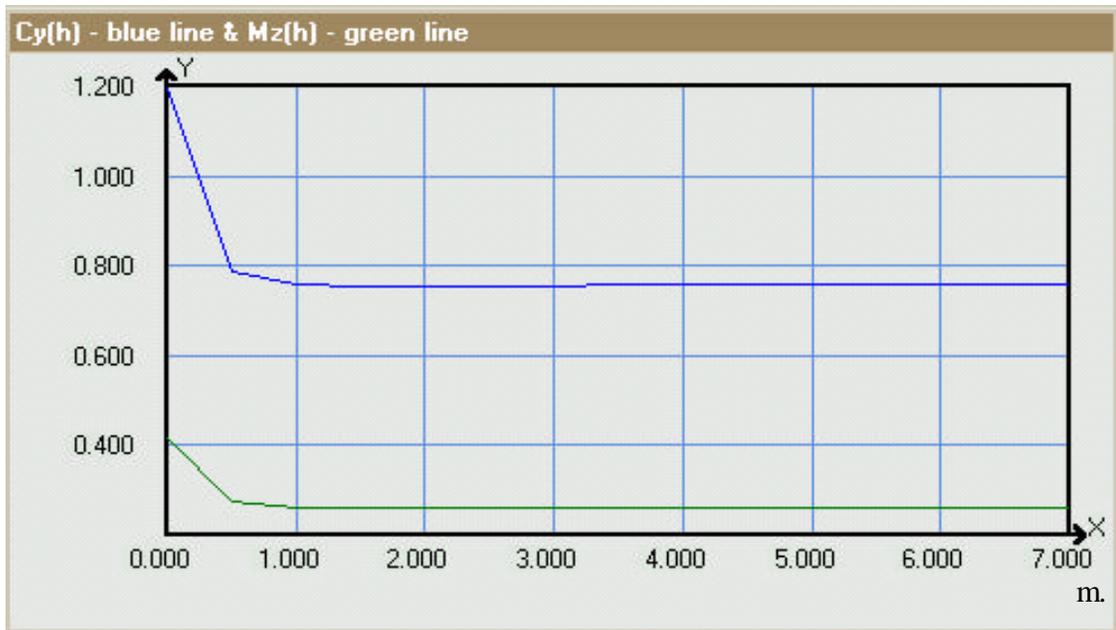
```



GRÁFICA N° 4.4. Distribución de presiones del perfil, superior (?) inferior (?)



GRÁFICA N° 4.5. Variación del coeficiente de sustentación (C_{y_a}) y del coeficiente de momentos (M_{z_a}) en función del ángulo de ataque alfa.



GRÁFICA N° 4.6. Variación del coeficiente de sustentación (C_{y_h}) y del coeficiente de momentos (M_{z_h}) en función de la altura de vuelo.

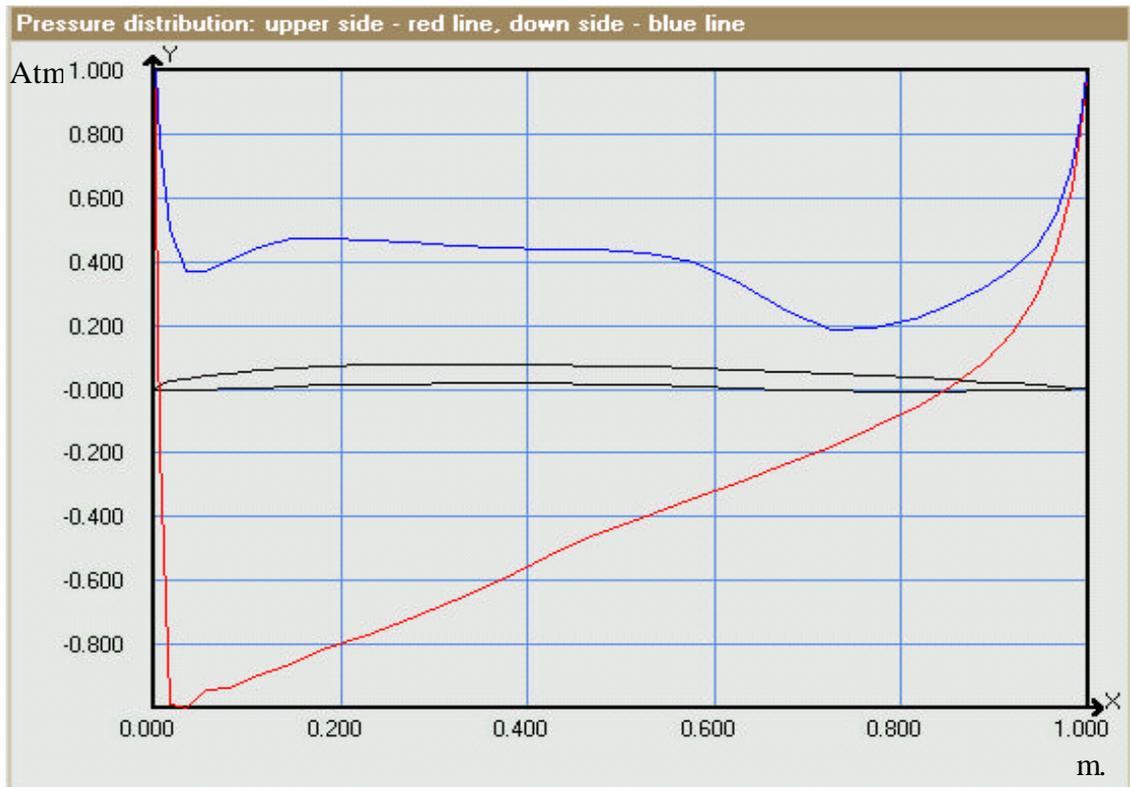
4.3. Perfil FRAMA 1.6.4.4.1

CUADRO N° 4.3. Resultado del análisis de estabilidad estática.

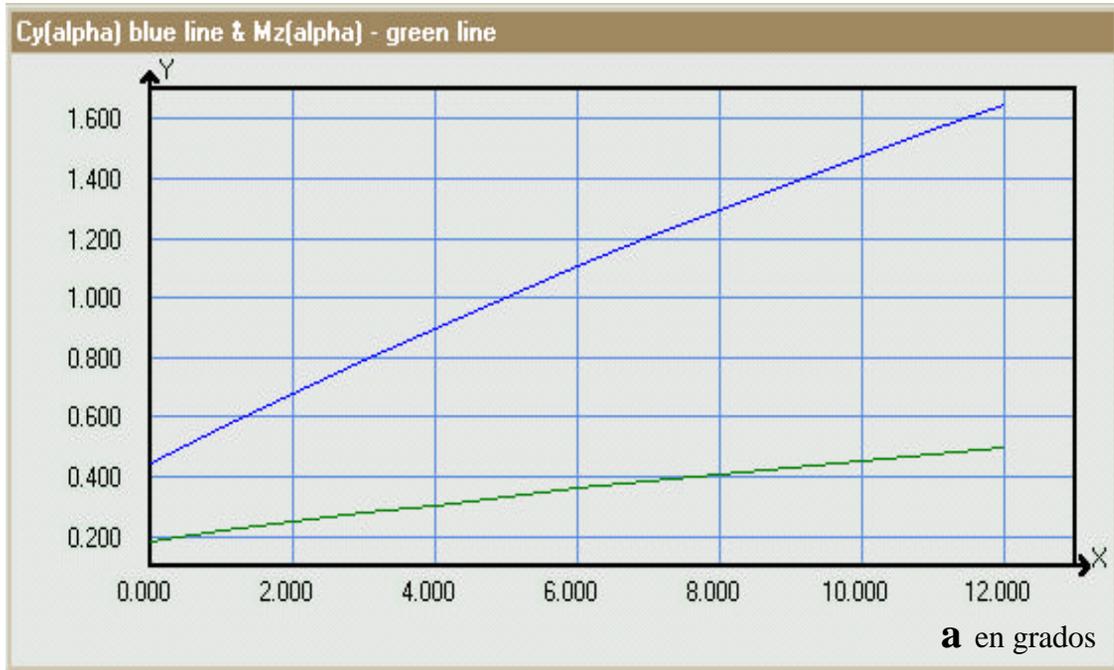
```

Account of Airfoil's Static Stability Autowing 2.5
Airfoil: FRAMA 1.6.4.4.1.arf
Height of flight: 0.500000
Angle of pitch: 3.000000
Cy: 0.791468           Mz: 0.277239
Derivatives on pitch: Cy: 6.329887   Mz: 1.691699
Derivatives on height: Cy: -0.000337  Mz: -0.000116
Aerodynamic center in height: 0.34453
Aerodynamic center in pitch: 0.26726
Criterion of Irodov: 0.07727
Airfoil is stable

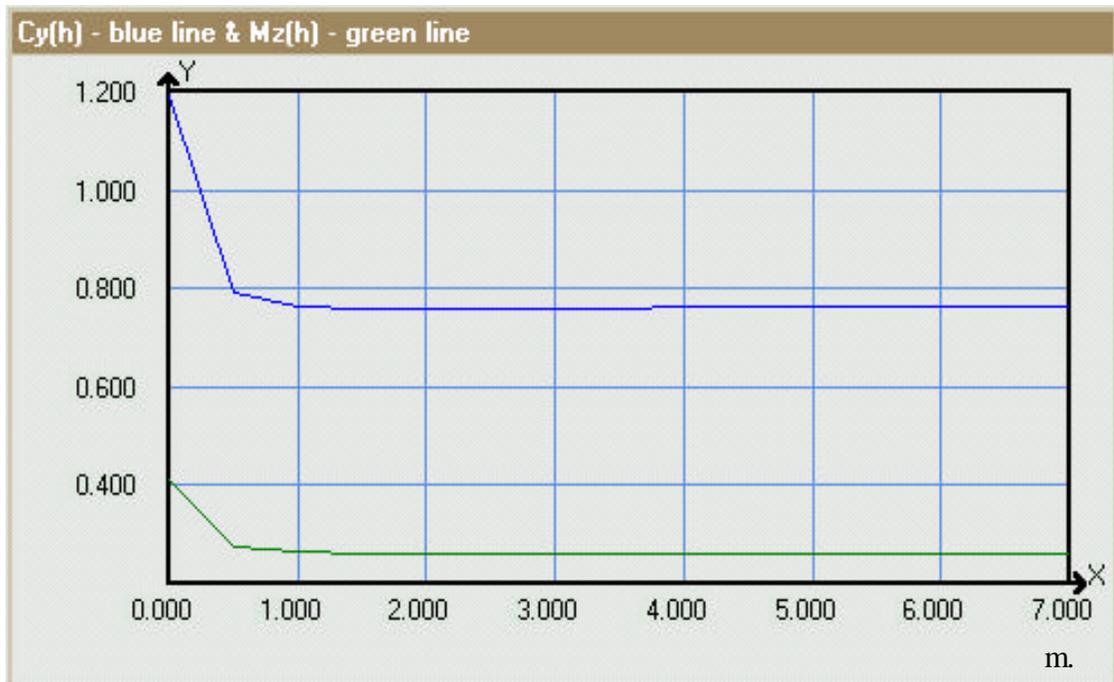
```



GRÁFICA N° 4.7. Distribución de presiones del perfil, superior (?) inferior (?)



GRÁFICA N° 4.8. Variación del coeficiente de sustentación (C_{y_a}) y del coeficiente de momentos (M_{z_a}) en función del ángulo de ataque alfa.



GRÁFICA N° 4.9. Variación del coeficiente de sustentación (C_{y_h}) y del coeficiente de momentos (M_{z_h}) en función de la altura de vuelo.

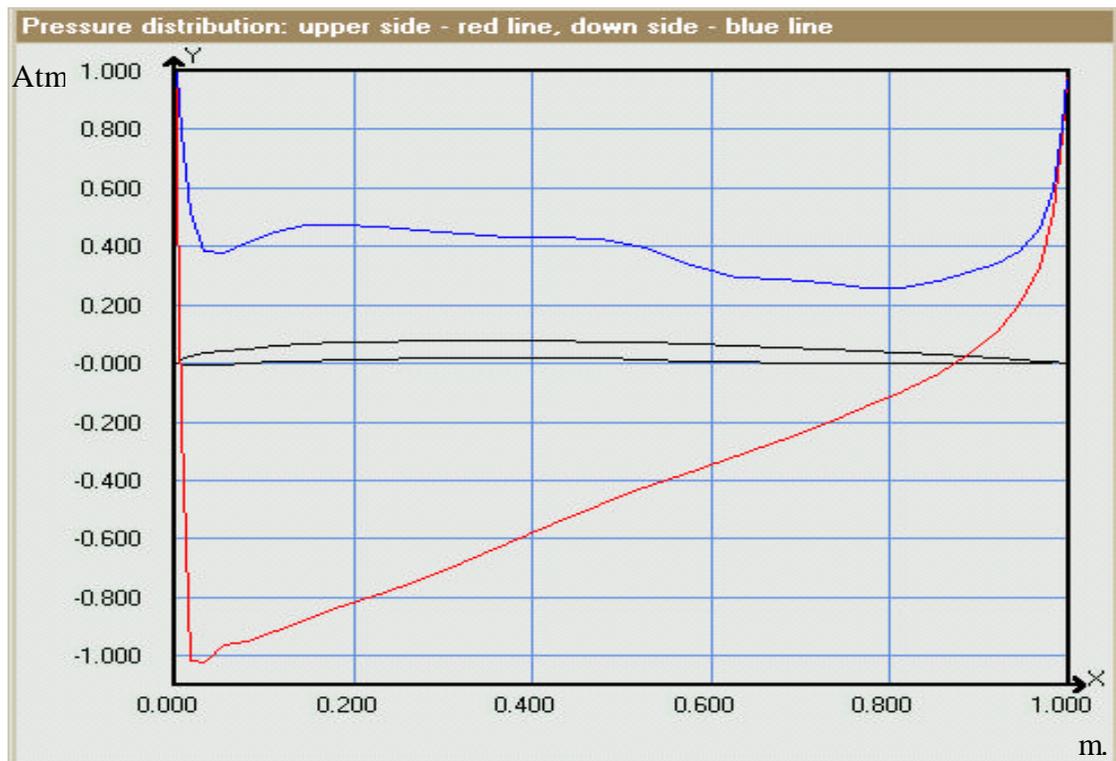
4.4. Perfil FRAMA 1.10.6.7.5.

CUADRO N° 4.4. Resultado del análisis de estabilidad estática.

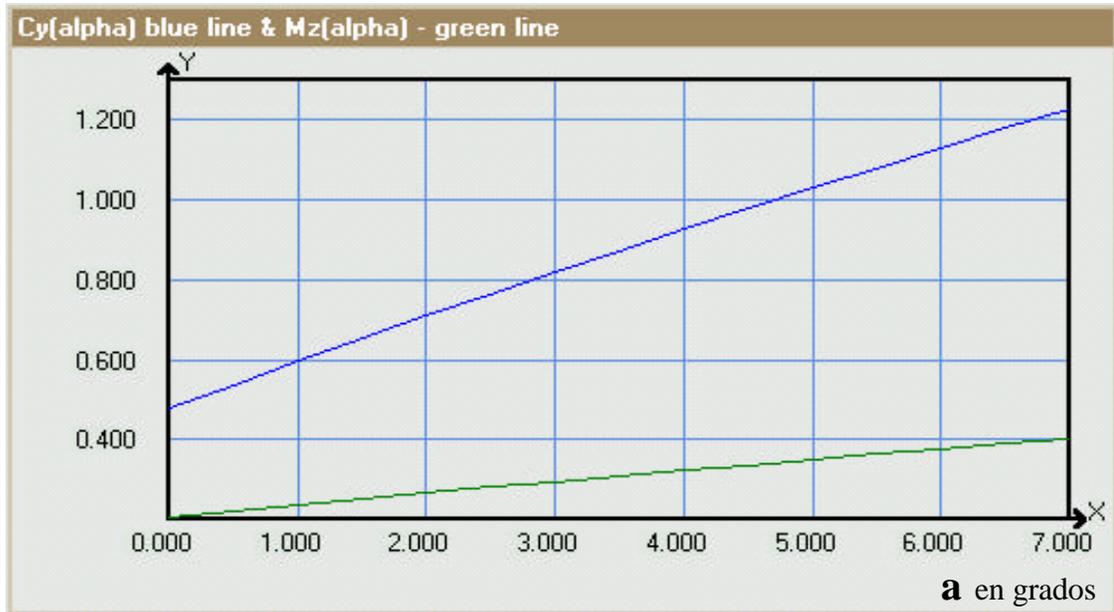
```

Account of Airfoil's Static Stability Autowing 2.5
Airfoil: FRAMA 1.10.6.7.5.arf
Height of flight: 0.500000
Angle of pitch: 3.000000
Cy: 1.041446          Mz: 0.390327
Derivatives on pitch: Cy: 6.310947  Mz: 1.693683
Derivatives on height: Cy: -0.011532  Mz: -0.004310
Aerodynamic center in height: 0.37371
Aerodynamic center in pitch: 0.26837
Criterion of Irodov: 0.10534
Airfoil is stable

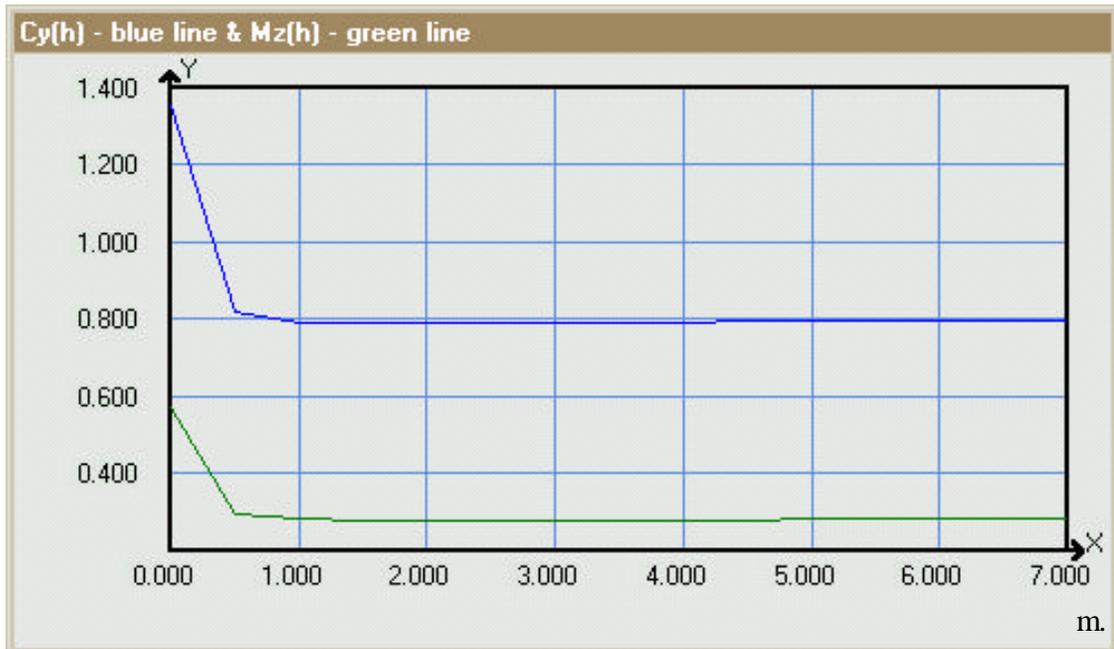
```



GRÁFICA N° 4.10. Distribución de presiones del perfil, superior (?) inferior (?)



GRÁFICA N° 4.11. Variación del coeficiente de sustentación (C_{y_a}) y del coeficiente de momentos (M_{z_a}) en función del ángulo de ataque alfa.



GRÁFICA N° 4.12. Variación del coeficiente de sustentación (C_{y_h}) y del coeficiente de momentos (M_{z_h}) en función de la altura de vuelo.

Respecto de los resultados del análisis de estabilidad de los perfiles, se debe apreciar que este análisis es sólo para asegurar las características de operación de cada uno, de manera de obtener los valores de los centros aerodinámicos de altura y cabeceo, para ser utilizados posteriormente en el posicionamiento dentro de la configuración completa, para establecer el balance de fuerzas y momentos. Como además, fijar los valores del ángulo de ataque más óptimos de cada uno.

Ahora, se debe indicar que un ala puede ser estable sin un estabilizador horizontal en zonas relativamente pequeñas de proximidad al suelo, pero resulta esencial el estabilizador para aumentar la estabilidad de altura, en todo el rango completo de efecto de suelo de operación de la nave. Otro elemento importante, es que cada uno de los perfiles tiene un ángulo de ataque óptimo, el cual se puede ver en cada uno de los recuadros del análisis anterior, establece que si bien, los resultados como un todo dan cuenta positiva de las condiciones de estos perfiles para operar en el efecto de suelo, dicha características es sólo marginal. Será completa cuando al trabajar estos con el fuselaje como conjunto, el estabilizador de la nave, contrarreste esta tendencia con un momento igual y contrario.

4.5. Distribución Inicial de Presiones.

En esta etapa se muestran en forma parcial los resultados de los cálculos de distribución de presiones, centros de presión, momentos, incluidos los datos de entrada, la fecha de los cálculos de las superficies de sustentación y de las superficies planas de la configuración. También, es importante destacar que estos resultados están circunscritos al análisis del movimiento longitudinal de la configuración total de la nave, de forma que a través de estos resultados se puede inferir los aportes a la estabilidad de la nave por cada una de las parte interactuantes, de modo que con posterioridad, si es así requerido, producto del análisis se modifiquen algunos elementos de la configuración para establecer la condición de interacción que permita la estabilidad longitudinal total requerida.

ACCOUNT OF COMPLEX LIFTING SYSTEM Autowing 2.3
 Hydrofoil account date: 28-01-2003 Account time: 12:34:19
 File with wing's configuration: wig52.win
 Number of lifting surfaces: 11
 Unsymmetric wing system
 Characteristic size: 2.0000
 Characteristic area: 3.0000

Longitudinal motion

Height of flight: 0.5000
 Deflection angle: 0.0000
 Angle of pitch: 0.0000
 Angle of drift: 0.0000
 Angle of roll: 0.0000
 Angle of yaw: 0.0000
 Kinematic viscosity: 0.0000160000
 Turbulence rate: 2.000000
 Relaxation coefficient: 0.500000
 Roughness: 30.000000
 Vessel speed: 40.0000
 Reynolds number: 5.000E+0006
 Temperature: 25.0000

Forces on configuration (with suction force):

forces: cx= -1.48491 cy= -2.34568 cz= 0.00000
 moments: mx= 0.00000 my= 0.00000 mz= 0.93189
 pressure center = -0.79456 Lift to Drag ratio:-1.57968

Viscous forces:

forces: cx= -0.13080 cy= 0.00000 cz= 0.00000
 moments: mx= 0.00000 my= 0.00000 mz= 0.03560

Inviscid forces:

forces: cx= -1.35411 cy= -2.34568 cz= 0.00000
 moments: mx= 0.00000 my= 0.00000 mz= 0.89629

Note: The drag coefficient Cx presented in the following tables doesn't include the suction force.

Lifting surface - 1
 forces: cx= -0.06290 cy= 0.20690 cz= 0.03710
 moments: mx= -0.04850 my= -0.00220 mz= -0.08440
 pressure center = -0.81599 Lift to Drag ratio: 3.28935

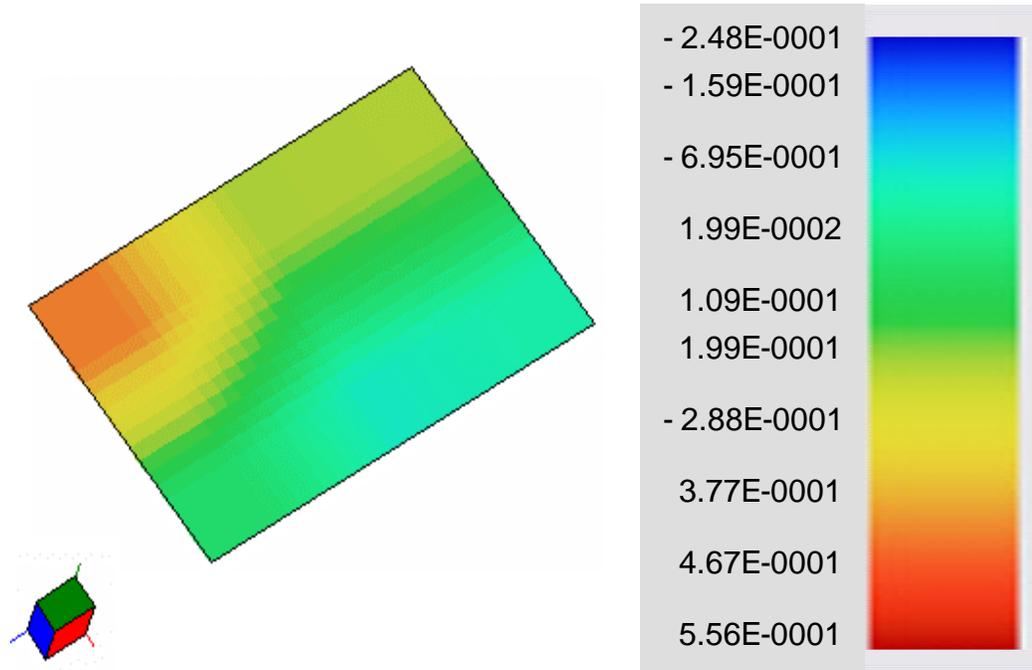


FIGURA 4.1. Distribución de Presiones sobre parte 1 (ala derecha)

Pressure distribution				
x	y	z	p_up	p_down
-0.505	0.449	0.333	-0.190	0.019
-1.505	0.372	0.333	-0.286	-0.011
-0.505	0.449	1.000	-0.348	-0.071
-1.505	0.372	1.000	-0.130	0.146
-0.505	0.449	1.667	-0.179	-0.105
-1.505	0.372	1.667	0.105	-0.184

Forces on flap:
 cx= -0.04770 cy= 0.20690 cz= 0.03710
 Moment axis of rot.= -0.07060 Moment root chord= 0.05570
 Total forces and moments coefficients:
 forces: cx= -1.48491 cy= -2.34568 cz= 0.00000
 moments: mx= 0.00000 my= 0.00000 mz= 0.93189
 pressure center: xd= -0.39728 Lift to Drag ratio:-1.57968

Total forces and moments:

forces: $F_x = -0.4541 \text{ t}$ $F_y = -0.7173 \text{ t}$ $F_z = 0.0000 \text{ t}$
 moments: $M_x = 0.0000 \text{ tm}$ $M_y = 0.0000 \text{ tm}$ $M_z = 0.5700 \text{ tm}$
 pressure center: $x_d = -0.7946 \text{ m}$ Lift to Drag ratio: -1.57968

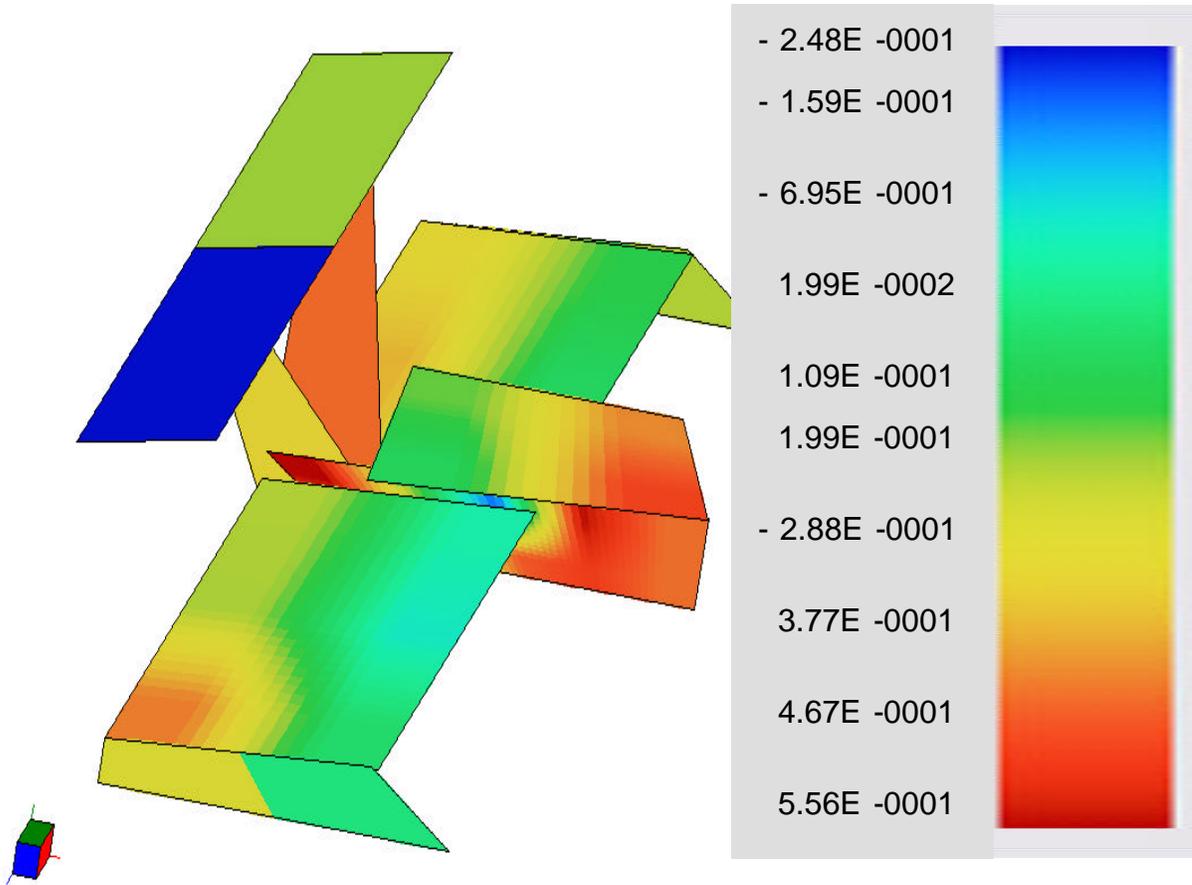


FIGURA 4.2. Distribución de presiones iniciales, vista general de la Configuración.

Después de la revisión de los resultados de este primer análisis inicial de presiones sobre la configuración, del cual se muestra sólo una parte por su enorme extensión, se deduce una serie de complicaciones respecto de la posición de los centros de presión sobre partes de la configuración, lo que genera una sobre carga en dichas zonas, además de producir inestabilidad a todo el conjunto. Ahora, esto debe ser ratificado por un segundo análisis.

4.6. Distribución de Presión (MSAR) Corregido.

La corrección de presiones MSAR, considera la corrección de las presiones por medio del Método de Expansión de Aproximación Asintótica (MAE), la cual es necesaria para obtener una solución más exacta cerca del borde principal del ala. Todo lo anterior, inserto en el análisis del movimiento longitudinal de la configuración completa

ACCOUNT OF COMPLEX LIFTING SYSTEM Autowing 2.3

Hydrofoil account date: 28-01-2003 Account time: 12:34:19

File with wing's configuration: wig52.win

Number of lifting surfaces: 11

Unsymmetric wing system

Characteristic size: 2.0000

Characteristic area: 3.0000

Longitudinal motion

Height of flight: 0.5000

Deflection angle: 0.0000

Angle of pitch: 0.0000

Angle of drift: 0.0000

Angle of roll: 0.0000

Angle of yaw: 0.0000

Kinematic viscosity: 0.0000160000

Turbulence rate: 2.000000

Relaxation coefficient: 0.500000

Roughness: 30.000000

Vessel speed: 40.0000

Reynolds number: 5.000E+0006

Temperature: 25.0000

Forces on configuration (with suction force):

forces: cx= -1.48491 cy= -2.34568 cz= 0.00000

moments: mx= 0.00000 my= 0.00000 mz= 0.93189

pressure center = -0.79456 Lift to Drag ratio:-1.57968

Viscous forces:

forces: cx= -0.13080 cy= 0.00000 cz= 0.00000

moments: mx= 0.00000 my= 0.00000 mz= 0.03560

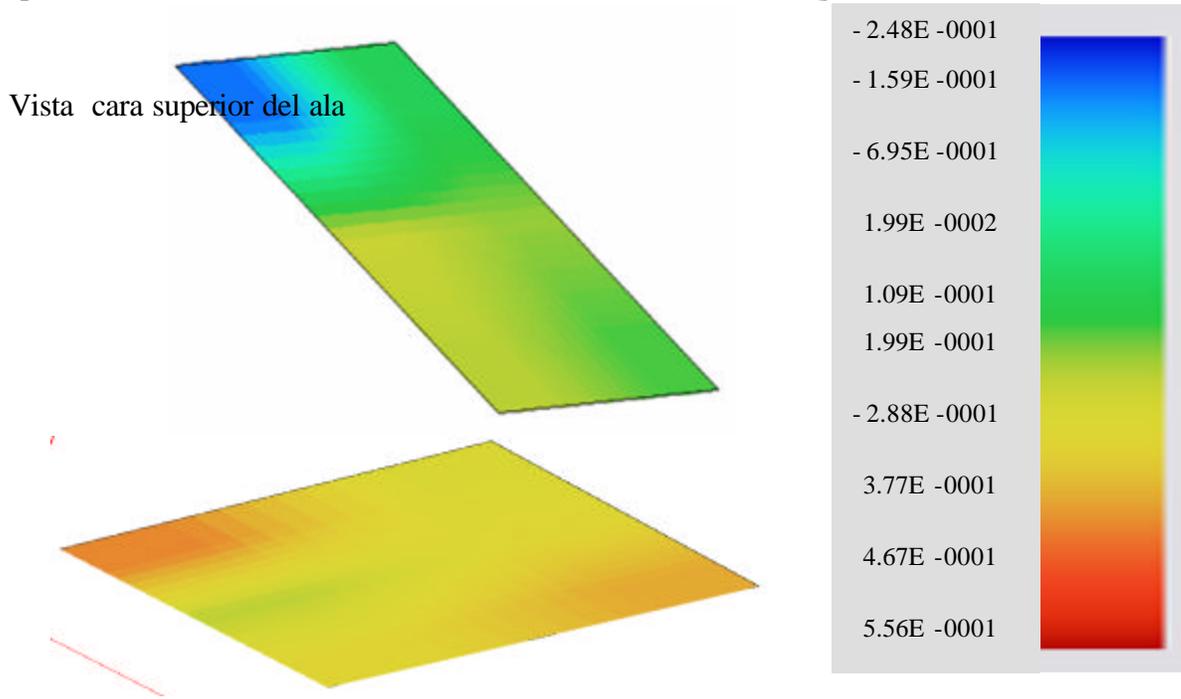
Inviscid forces:

forces: cx= -1.35411 cy= -2.34568 cz= 0.00000

moments: mx= 0.00000 my= 0.00000 mz= 0.89629

Note: The drag coefficient Cx presented in the following tables doesn't include the suction force.

Lifting surface - 1
 forces: cx= -0.06290 cy= 0.20690 cz= 0.03710
 moments: mx= -0.04850 my= -0.00220 mz= -0.08440
 pressure center = -0.81599 Lift to Drag ratio: 3.28935



Vista cara inferior del ala

FIGURA 4.3. Distribución de presión en parte 1 sobre y bajo el ala derecha.

Pressure distribution				
x	y	z	p_up	p_down
-0.750	0.363	0.333	-0.221	0.024
-0.750	0.363	0.333	-0.221	0.024
-1.000	0.344	0.333	-0.243	0.013
-1.250	0.325	0.333	-0.264	0.002
-1.500	0.306	0.333	-0.285	-0.010
-0.750	0.363	1.000	-0.303	0.000
-0.750	0.363	1.000	-0.303	0.000
-1.000	0.344	1.000	-0.244	0.050
-1.250	0.325	1.000	-0.186	0.099
-1.500	0.306	1.000	-0.129	0.147

Forces on flap:
 cx= -0.04770 cy= 0.20690 cz= 0.03710
 Moment axis of rot.= -0.07060 Moment root chord= 0.05570

```

forces: cx= -1.48491      cy= -2.34568      cz=  0.00000
moments: mx=  0.00000    my=  0.00000    mz=  0.93189
pressure center: xd= -0.39728      Lift to Drag ratio:-1.57968

```

```

Total forces and moments :
forces: Fx= -0.4541 t      Fy= -0.7173 t      Fz=  0.0000 t
moments: Mx=  0.0000 tm    My=  0.0000 tm    Mz=  0.5700 tm
pressure center: xd= -0.7946 m      Lift to Drag ratio:-1.57968

```

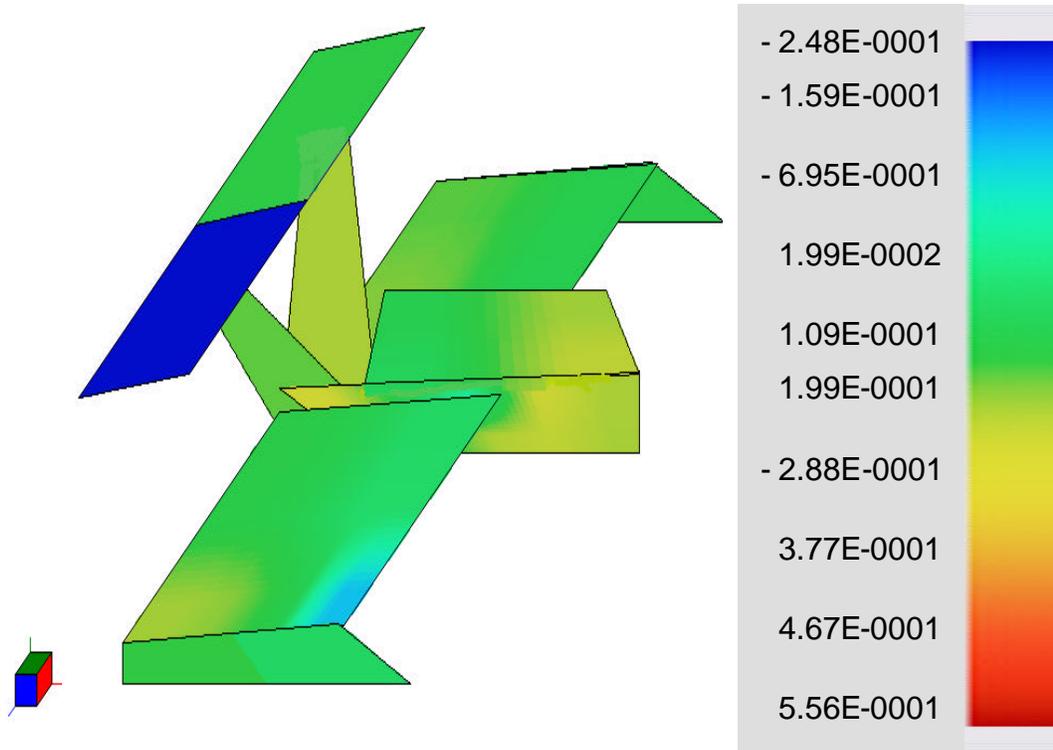


FIGURA N° 4.4. Browser en 3D con la distribución de presiones corregida MSAR.

Este segundo análisis, basado en el método de aproximación asintótica, ha confirmado que la ubicación de las fuerzas sobre algunas de las partes de la configuración, producto de su posicionamiento, no serían favorables para el funcionamiento estable del arreglo total, lo que además, confirma el análisis del apartado 4.5 respecto a problemas con los centros de presión. Todo lo anterior implica realizar nuevas modificaciones para lograr una configuración totalmente estable.

4.7. Análisis de Estabilidad Estática de la Nave WIG.

A continuación se muestra el resultado del análisis de estabilidad estática de la configuración total de la nave, que presenta: La cuerda característica del ala principal, el área total de la misma, altura de evaluación en el efecto de suelo, ángulo de ataque, ángulo de tendido o cabeceo, diferentes datos referido a las condiciones de deriva y alaveo de la configuración, velocidad de la misma, coeficiente de sustentación (C_y), coeficiente global de momentos (M_z), derivadas respecto de la altura y el ángulo de cabeceo, los importantes valores resultantes del centro aerodinámico de altura (X_h') como el de cabeceo (X_a), el criterio de Irodov calculado por el análisis y el resultado sobre si la configuración total resulta estable o inestable. Todos estos resultados, permitirán luego realizar nuevas modificaciones considerando los valores de los coeficientes aerodinámicos de altura y cabeceo, en la búsqueda de mayor estabilidad o para modificar la respuesta de la configuración frente a cambios en la velocidad de operación.

```
Account of Static Stability Autowing 2.5
File with wing's configuration: wig52.win
Characteristic size: 2.0000000000
Characteristic area: 6.000000000

Height of flight: 0.500000
Angle of pitch: 0.000000
Angle of drift: 0.00000000
Angle of roll: 0.00000000
Angle of yaw: 0.00000000
Vessel speed: 40.00000000

Cy: -2.345680          Mz: 0.931890
Derivatives on pitch: Cy: 16.852236          Mz: -11.786315
Derivatives on height: Cy: -2.476640        Mz: 1.548020
Aerodynamic center in height: -0.62505
Aerodynamic center in pitch: -0.69939
Criterion of Irodov: 0.07434
Configuration is stable.
```

Estos resultados del análisis de estabilidad estática de la configuración completa mostrados aquí, comprende el casco con su forma general, el perfil FRAMA 1.10.6.7.5

(gráfica N° 2.4 y cuadros N° 2.7 y 2.8), y la configuración del estabilizador de cola, todo evaluado a una altura de 0.5 m.

Siguiendo los criterios ampliamente desarrollados en el apartado 1.5, del capítulo I, para evaluar los resultados del análisis previo del software que considera las modificaciones requeridas por los resultados parciales mostrados en los apartados 4.5 y 4.6, para la estabilidad estática de cabeceo según ecuación (1.9), se encuentra que la derivada del coeficiente de momentos respecto al ángulo de cabeceo debe ser:

$$C_{Ma} < 0.$$

Observando los datos entregados por el cálculo del software, el valor obtenido es:

$$C_{Ma} = -11.786315$$

Luego esto se cumple y la configuración total es estable respecto al momento de cabeceo.

Por otro lado, respecto de los criterios de la estabilidad estática de altura, se ha preferido el criterio de Irodov correspondiente a la ecuación (1.12), el cual debe cumplir:

$$X_{h'} - X_a > 0.$$

Que de acuerdo con los especialistas debe estar para un vuelo de travesía muy próximo a 0.1. Si se observa los datos nuevamente, el valor obtenido es:

$$X_{h'} - X_a = 0.07434$$

Luego esto también se cumple y garantiza que la configuración completa trazada es estable, con una buena combinación entre las características de estabilidad y maniobrabilidad.

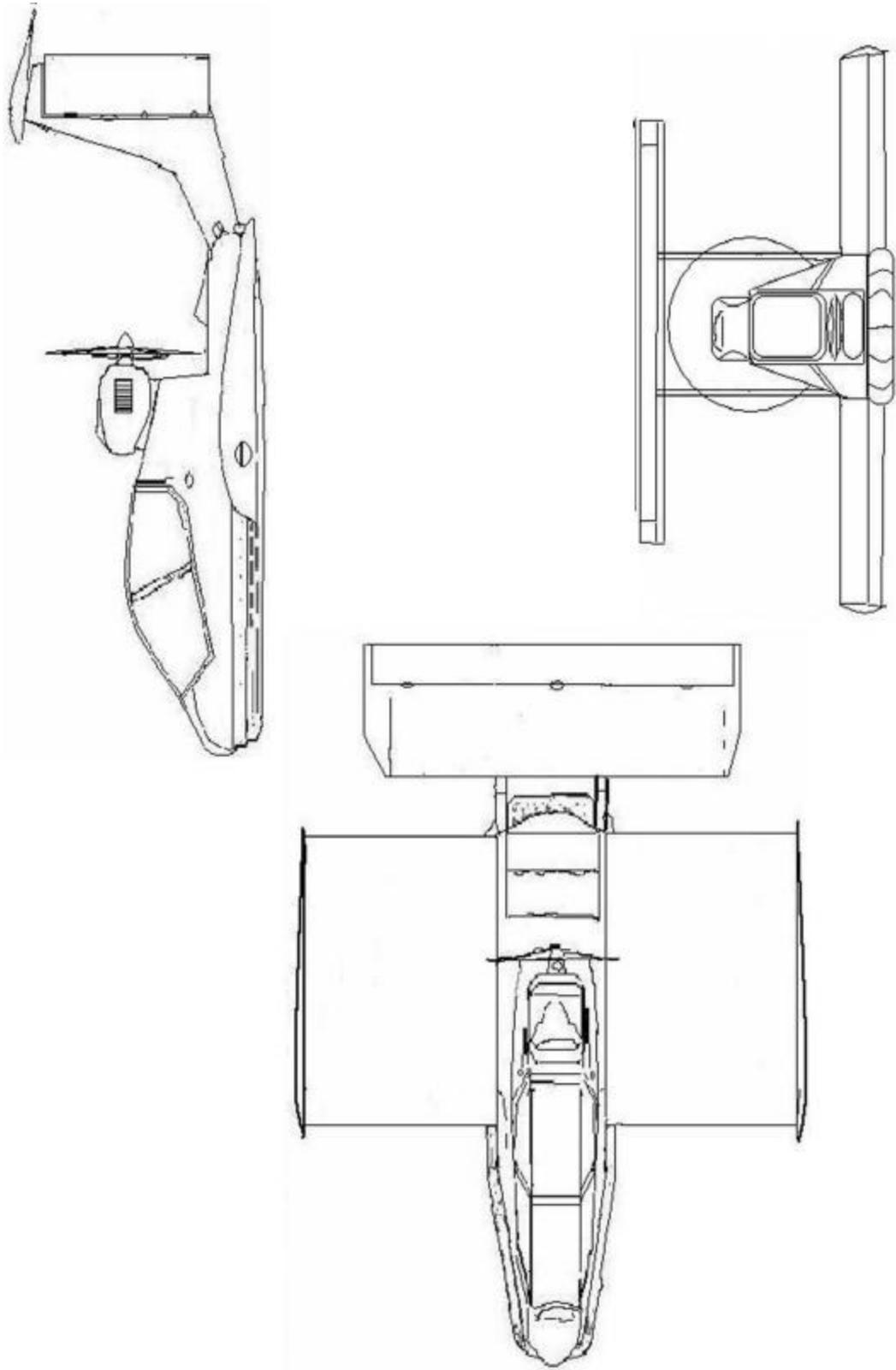


FIGURA N° 4.5. Diagrama General de la Configuración de la Nave WIG.

CONCLUSIONES.

El objetivo principal de diseñar aerodinámicamente una máquina de efecto terrestre, se ha cumplido en su totalidad, ya que se ha establecido una configuración que satisface los requerimientos de las complejas dinámicas del vuelo, en la proximidad del suelo.

Lo anterior, fue el resultado de resolver dos problemas fundamentales, el primero, referido al despegue, que fue resuelto adoptando la tecnología de los sistemas de colchón estático de aire (como un hovercraft), para dar cumplimiento con los dos primeros objetivos específicos, relacionados con la menor carga hidrodinámica, maniobrabilidad y que también tenga características anfibas, que impuso buscar la configuración geométrica más adecuada, de forma de no generar distorsiones del flujo de aire sobre las alas. Las cuales, deberán soportar con seguridad aproximadamente a los 70 Km./h el peso total de la nave estimado 350 Kg. Para ello se busco diferentes layout, sin perder de vista la superficie mínima requerida para su operación como hovercraft, resultando una forma rectangular de 4.5 m. de largo, de base plana de 1.2 m. de ancho, la que arrojó menos problemas de interacción con los distintos perfiles.

En segundo lugar, las condiciones de estabilidad longitudinal relacionado con la estabilidad estática de cabeceo y de altura, esenciales para un vuelo de travesía estática y dinámicamente estable, se resolvieron mediante la colocación de un estabilizador de cola, el cual como condición, debe operar fuera del efecto de suelo, es decir, lo suficientemente alto respecto de la configuración alar principal, de forma que permanezca libre de estos complejos parámetros. El estabilizador de cola aporta con un incremento en la estabilidad de altura, haciendo que el centro aerodinámico de cabeceo (X_a) se desplace más hacia atrás en su posición. Usualmente, para un ala aislada, X_a se localiza río arriba de la posición del centro aerodinámico de altura (X_h'). Al agregarse el estabilizador de cola, mueve X_a de su posición a otra más atrás de X_h' , de forma que estabiliza la nave. De este modo, la altura ideal para el estabilizador de cola de acuerdo al análisis del software Autowing resultó entre los 1.4 - 1.6 m, con una cuerda de 1 m. y una envergadura total de 3 m sostenido por dos paneles gemelos verticales que sujetan dos planos verticales de control también gemelos (Ver figura 4.5).

Por otro lado, el adecuado diseño del perfil de sustentación, siguiendo algunas recomendaciones generales de los especialistas, para ayudar en el análisis de estabilidad en el efecto de suelo de cada uno de ellos, donde a partir de sucesivas transformaciones de un perfil base, se modificó la distribución de espesores, se aproximó a una línea media en forma de **S**, dando un perfil cóncavo cerca del borde principal y convexo más a popa, lo que contribuyó a la estabilidad general del perfil por sí sólo. Además, sus radios de inicio no debían ser muy pequeños, para evitar el desprendimiento temprano del flujo de aire por encima del ala, de modo que anule la inestabilidad.

Finalmente, de todas las interacciones evaluadas de los diferentes perfiles alares con respecto a la forma del casco, los mejores resultados para un barrido de alturas (de 0.5 – 7.0 m.) y de ángulos de ataque (0 – 12.0 grados) resultó ser con el perfil FRAMA 1.10.6.7.5. (Ver gráfica N° 2.4) la dimensión final de cada ala es de 1.5 m de envergadura media, con un total de envergadura de 3 m y una cuerda de 2 m. (Ver Figura N° 4.5), todo esto, de manera de obtener la mejor relación entre estabilidad y maniobrabilidad para la configuración completa.

Para el análisis de estabilidad longitudinal de la nave, fue conveniente usar el centro de gravedad (CG), como el origen del sistema de coordenadas y transformar todas las fuerzas relevantes y momentos a este punto. Los centros aerodinámicos, jugaron un papel trascendental ya que el CG debió ser ubicado entre estos dos, pero más próximo al centro aerodinámico de altura (X_h').

Respecto del rango de operación de esta nave, sólo se podrá hacer una comparación de tipo especulativa considerando las cualidades de la tecnología de los sistemas de colchón estático, para asistir a la configuración WIG en las etapas de maniobrabilidad a bajas velocidades y despegue, con otros prototipos de características similares, puesto que para ello se requiere visualizar y evaluar sobre la nave construida. Sin embargo, se puede decir que esta configuración, a diferencia de las que utilizan sistemas como esquís o simplemente el derrote inicial, en contacto directo con la superficie del agua (Airfich y flarecraft), que requieren vencer la carga hidrodinámica inicial para alcanzar su punto óptimo de despegue, lo que implica sobre potenciar el motor y por ende, mayor consumo de combustible y consecuentemente menor alcance efectivo. Por otro lado, los sistemas PAR-RAM implementados en otros prototipos de

dimensiones también comparables (Volga-2 y el Amphistar), si bien resultan muy efectivos del punto de vista de aliviar la carga hidrodinámica de esas naves, la fuerza que es requerida para el levante de la nave fuera de la superficie es enorme, especialmente por las fugas y pérdida de presión.

Con todo, los resultados obtenidos respecto a una configuración aerodinámicamente estable, conjugando el sistema de colchón estático con el sistema de colchón dinámico o efecto de suelo, son sólo el principio de un largo camino, que implica depurar aspectos tales como el perfeccionamiento del estabilizador. Esto, con el fin de reducir aun más sus dimensiones, la configuración del plano alar y buscar la forma de retraer el bisel flexible de la nave, de forma que ésta pueda incrementar su rango de velocidades, que queda limitada por el punto en el cual la velocidad del flujo de aire que se desplaza en sentido contrario al de la nave, iguala la presión del bisel flexible que va expuesto en todo el contorno inferior de la nave, tornando al sistema en inestable. Todo lo anterior, con el fin último de pasar del cálculo y papel a la construcción de una nave, que sea en resumidas cuentas eficiente y estable.

El Autowing es un software poderoso y eficiente para el diseño aerodinámico e hidrodinámico de la nave WIG. Esta herramienta numérica, permite diseñar un conjunto de perfiles alares para el efecto de suelo, en su apartado “Autofoil”, además, el análisis del comportamiento de cada uno de estos perfiles en rangos diferentes de alturas y ángulos de ataque. También, se utilizó para evaluar el comportamiento de los perfiles alares con diferentes tipos de cascos, diferentes configuraciones o diferentes nomenclaturas para obtener una configuración total estable. El acceso a este software, libera de procedimientos costosos de experimentación, en toda la etapa del anteproyecto de forma que se logra solucionar los problemas diversos que implica toda esta labor en forma más rápida, económica y con todos los esfuerzos dirigidos en su totalidad a resolver el problema fundamental.

Por otro lado, la ventaja del software Autowing es que permite no sólo la modelación del problema en forma simplificada, sino que también, la configuración real con todas las complejidades de una nave WIG. En síntesis, el Autowing es una herramienta eficiente para la estimación de la fiabilidad y la exactitud de medidas, especialmente relacionado con las características de inestabilidad, tanto para el

comportamiento longitudinal de la nave como en los aspectos de simetría de la configuración en el efecto de suelo, siendo por tanto este software útil para la exploración hidrodinámica y aerodinámica.

BIBLIOGRAFÍA.

1. N.V Kornev., *Method of calculation of the second generation of ekranoplans*, Ph.D. dissertation, Leningrad Shipbuilding Institute, Department of Hydromechanics, Leningrad, 1988.
2. N.V. Kornev and V.K. Treshkov, *Numerical Investigation of Nonlinear Unsteady Aerodynamics of the WIG Vehicle*, Proceedings of the Intersociety High Performance Marine Vehicle Conference, Arlington, VA, USA, 1992, pp. ws38-ws48.
3. N.V Kornev. and G. Reichert, *Three-Dimensional Instability of a Pair of Trailing Vortices Near the Ground*, AIAA Journal, Vol. 35, No.10 (1997), 1667-1669.
4. N.V. Kornev, V.K. Treshkov and G. Reichert, *Dynamics of the Trailing Vortices near the Ground*, IUTAM-Symposium on Dynamics of Slender Vortices, 31.August-03.September 1997, Aachen, Germany, Kluwer Academic Publishers, pp. 425-434.
5. N.V. Kornev and G. Reichert, *Vortex Decay of the Ekranoplans*, German Aerospace Congress, DGLR-Jahrbuch , Dresden, Vol.2, 1996, s. 1043-1052.
6. N.V. Kornev, A. Kudryavtsev, and A. Zakharov, *Wing-In-Ground-Effect Vehicle Flight Simulation*, Proceedings of the Second International Conference on Fast Sea Transportation FAST-93, Yokohama, Japan, 13-16 Dezember 1993, pp.1555-1559.
7. N.V. Kornev, *Investigation of the Aerodynamic Characteristics of Ekranoplans*, Parts I-III, Report of the Korea Research Institute of Ships and Ocean Engineering, South Korea, 1995, 105 pp.
8. N.V.Kornev and G. Reichert, *Two-Dimensional Vortex Interaction with Wall in a Viscous Flow*, The paper has been accepted for publication in Fluid Dynamics, 1998.

9. N.V.Kornev, *Instability and Nonlinear Dynamics of Trailing Vortices in an Inviscid Fluid Over a Solid Surface*, Fluid Dynamics, Vol.32, No.2, 1997, pp.239-244.
10. G.M.Fridman, N.V.Kornev, *Matched Asymptotics for Three-Dimensional Planing Problems*, 27th Israel Mechanical Engineering Conference, 19-20th of May, 1998, Technion Haifa, Israel, pp.668-670.
11. M.A. Basin und N.V. Kornev, *Beruecksichtigung der Reibung in der Wirbelmethode*, Zeitschrift fuer angewandte Mathematik und Mechanik, 78, issue 5, 1998, 335-344.
12. M.A. Basin, N.V. Kornev, *Approximation of the vorticity field in an unbounded medium*, Sov. Tech. Phys , 39, 1994, 1184-1187.
13. M.A. Basin and N.V. Kornev, *Vortex Methods in Hydrodynamics*, Proceedings of the International Symposium on Ship Hydrodynamics, St. Petersburg, Russia, 1995, pp. 431-449
14. N.V. Kornev and M.A. Basin, *A Way to Split the Navier-Stokes Equations in the Context of Vortex Method*, Commun. Numer. Meth. in Eng. , 1998, vol.14, pp. 313-319.
15. Besyadovsky, N.V. Kornev, and V.K. Treshkov, *Numerical Method for calculations of aerodynamic characteristics of the WIG Vehicles*, In Proceedings of the First International Conference on Ekranoplans, St.Petersburg, Russia, 3-5 May 1993,s. 48-65.(in Russian).
16. Kornev N.V., *Review of works of the Center for Mathematical Modelling of the Marine Technical University St. Petersburg in field of the WIG aerodynamics*, In Proceedings of the First International Conference on Ekranoplans, St.Petersburg, Russia, 3-5 May 1993, s.73-75 (in Russian).

17. Kornev N.V. and Taranov A.E., *Computational Vortex Method for the Viscose Flow Simulation*, In Proceedings of the Conf. devoted to the 200th Anniversary of the Dzerzhinsky Navy School, Part 1, 1998, pp.111-113 (in Russian).
18. Kornev N.V. and Taranov A.E., *Nonlinear hydrodynamic characteristics of the hydrofoils at the arbitrary Froude numbers*, In Proceedings of the Conf. devoted to the 200th Anniversary of the Dzerzhinsky Navy School, Part 1, 1998, pp.74-76 (in Russian).
19. N.V. Kornev, A.E. Taranov, V.K. Treshkov, *Efficient software for numerical calculation of ekranoplans (WIG crafts) and hydrofoils*, Workshop proceedings of WISE up to ekranoplan GEMs, 15th-16th June 1998, The University of New South Wales, Sydney, Australia, pp. 263 266.
20. Basin, N.V. Kornev N.V., A.B. Zakharov, *Approximation of the three dimensional vortex fields*, Proceedings of the Central Institute of Marine Fleet, 1993, pp. 184-196 (in Russian).
21. Kornev N.V., *The method of regularization for problem of vortex sheet dynamics*, Proceedings of the Leningrad Shipbuilding Institute, Improvement of ships seaworthiness, 1989, pp.97-100 (in Russian).
22. Kornev N.V., V.K. Treshkov, *Numerical calculation of unsteady aerodynamic characteristics of a lifting surface in a lateral motion*, Proceedings of the Leningrad Shipbuilding Institute, Problems of ship hydrodynamics, 1985, pp. 87-92 (in Russian).
23. Kornev N.V., V.K. Treshkov, *Unsteady aerodynamic characteristics of a lifting surface near the ground*, Proceedings of the Shipbuilding Scientific Society, Improvement of ships seaworthiness, issue 414,1985, pp.4-12 (in Russian).

24. V.K. Treshkov, N.V. Kornev, L.D. Volkov, *Investigation of the interaction between two wings near the ground*, Proceedings of the Leningrad Shipbuilding Institute, Ships seaworthiness, 1986, pp. 31-36 (in Russian).
25. N.V. Kornev, V.K. Treshkov, *Numerical simulation of the unsteady wing aerodynamics near the ground with account for main factors of nonlinearity*, Proceedings of the Leningrad Shipbuilding Institute, Problems of ships hydrodynamics and safety, 1988, pp. 69-74 (in Russian).
26. N.V. Kornev, V.A. Ryzhov, *Inviscid separated flow around a profile*, Proceedings of the Leningrad Shipbuilding Institute, Mathematical methods and automation in shipbuilding, 1988, pp. 88-94.
27. N.V. Kornev, A.L. Kudryavtsev, N.B. Plisov., *Hydrodynamic characteristics of wings in a non-uniform potential flow near the ground*. Proceedings of the Leningrad Shipbuilding Institute, Improvement of ships seaworthiness, 1989, pp.105-110 (in Russian).
28. Ju.V. Guriev, N.V. Kornev, L.A. Patrasheva, *Splitting of hydrodynamic forces acting on a slender body at high angles of attack*, Proceedings of the Leningrad Shipbuilding Institute, Improvement of ships seaworthiness, 1989, pp.72-76 (in Russian).
29. N.V. Kornev, V.K. Treshkov, *Software for numerical investigations of nonlinear unsteady aerodynamics of ekranoplans*, Exhibition Shipbuilding-89: Advanced scientific and design works in shipbuilding, Part 2, Bulletin, 1989(in Russian).
30. N.V. Kornev, V.K. Treshkov, D.A. Tchernyshov, *Numerical calculation of wings with harmonically oscillating wetted area*, Proceedings of the conference on ship theory, Part 2, Krylov Institute, Leningrad, 1990, pp. 46-53(in Russian).

31. N.V. Kornev, N.R. Lanina, K.V. Rozhdestvensky, D.A. Tchernyshev, *Asymptotic and numerical methods in hydrodynamics of ships in a shallow water*, Proceedings of the Conference "Krylov Readings", Shipbuilding publishers, Leningrad, 1991(in Russian).
32. Ju.V. Guriev, N.V. Kornev, *Calculation of the lifting properties of wings with fuselage*, Proceedings of the Conference "Krylov Readings", Shipbuilding publishers, Leningrad, 1991(in Russian).
33. N.V. Kornev, A.L.Kudryavtsev, N.B. Plisov, *Hydrodynamic characteristics of wings in a shallow water*, Proceedings of the Conference on fast ships, Gorky, 1991(in Russian).
34. Kornev N.V., and Taranov A.E., *Investigations of the Vortex-Wave Wake behind a Hydrofoil*, "Ship Technology Research", vol.46, no.1, Feb. 1999.
35. Kornev N.V., *The Computational Method of Vortex Elements and its Application to Problems of Hydro-Aerodynamics*, The second doctor thesis (Doctor of Science), St.Petersburg Marine Technical University, Department of Hydromechanics, 1998.
36. Edwin P.E. van Opstal. S.E. Technology: *Compañía Internacional de Consultaría en el Área de la Tecnología WIG*. <http://www.se-technology.com>
37. Hooker, S.F., *A Review of Current Technical Knowledge Necessary to Develop Large Scale Wing- in-Surface Effect Craft*, Conference Intersociety Advanced Marine Vehicles, Conference and Exhibit, Arlington, N° AIAA 89-1497, page(s) 367-429, date 5 June 1989.
38. Zhukov, V.I., *Peculiarities of Aerodynamics, Stability and Handling of Ekranoplanes*, International Conference on Wing-in-Ground-Effect Craft (Wigs), Rina, London, page(s) 17.1-17.6, date 4 December 1997.