

101
2ef.



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

"Diseño, Construcción y Pruebas de un
aeromodelo de carga a control remoto"
Competencia SAE Aerodesign West 1996

T E S I S
QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE
INGENIERO MECÁNICO ELECTRICISTA
(ÁREA MECÁNICA)

P R E S E N T A N:

LEODEGARIO LÓPEZ ALCALÁ
SERGIO MIRANDA POZOS
ROBERTO ROSALES BACA

DIRECTORA DE TESIS:
M.C. MARGARITA NAVARRETE MONTESINOS



MÉXICO D.F.

MARZO 1997

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

**Esta tesis fue elaborada bajo la Dirección
de la Dra. Margarita Navarrete Montesinos:**

**A ella nuestro mas profundo agradecimiento, por su valiosa
ayuda y apoyo incondicional en la realización de este trabajo.**

RESUMEN	1
INTRODUCCIÓN	4
OBJETIVOS Y METODOLOGÍA	5
DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA	8
CAPITULO 1	
SELECCIÓN DEL PERFIL AERODINÁMICO DEL ALA	
1.1 Introducción	8
1.2 Características del perfil aerodinámico	11
1.3 Teoría de la hoja de vórtices	13
1.4 Propiedades del perfil simétrico	16
1.5 Distribución de vorticidad para el perfil con curvatura	18
Propiedades del perfil asimétrico	22
1.6 Criterio para la selección del perfil	22
CAPITULO 2	
FLUJO INCOMPRESIBLE EN EL ALA FINITA	
2.1 Introducción	27
2.2 Sistema de vórtices	30
Alas no flechadas	31
Vórtices de salida y velocidad inducida hacia abajo (downwash)	32
2.3 Distribución de la circulación a lo largo del ala	36
Técnica para cualquier distribución a lo largo de la envergadura	38
2.4 Sustentación en el ala	41
Arrastre inducido por vórtices	43
2.5 Selección de la forma en planta para el ala	48
2.6 Propuesta de manufactura	50
CAPITULO 3	
CONFIGURACION GENERAL	
3.1 Configuración	53
3.2 Empeñaje	56
Estabilizador horizontal	59
Estabilizador vertical	61
3.3 Dispositivos para incrementar la sustentación	64
Múltiples superficies sustentadoras	67
3.4 Consideraciones para la configuración	71
3.5 Selección del dispositivo de alta sustentación	72
3.6 Ubicación de los flaps	73
3.7 Efectos de interferencia	77
3.8 Distancia de despegue	77
3.9 Conclusiones	77
CAPITULO 4	
MANUFACTURA DEL AEROMODELO	
4.1 Análisis en elemento finito (FEA)	83
4.2 Manufactura del fuselaje	85
Ensamble de los elementos del fuselaje	90
Ensamble de la pared de fuego	90
Colocación de servos y mandos	95
4.3 Manufactura del ala	96
Corte de la espuma de estireno	98

INDICE

Vigas de refuerzo.....	101
Colocación de la piel de balsa.....	103
Tapa del fuselaje.....	
Recubrimiento con papel monokote.....	106
4.4 Manufactura del empenaje.....	107
Timón.....	108
Manufactura del panel de material compuesto.....	109
Manufactura del estabilizador horizontal.....	110
CAPITULO 5	
TREN DE ATERRIZAJE	
5.1 Definición del problema.....	115
5.2 Investigación.....	
5.3 Diseño conceptual.....	120
Configuración nariz.....	
Configuración trasera.....	121
5.4 Manufactura de los diseños.....	126
5.5 Pruebas.....	129
De funcionalidad.....	
A los rodamientos y flantas.....	
De resistencia.....	130
5.6 Toma de decisión.....	
5.7 Cálculos.....	132
5.8 Conclusiones.....	144
CAPITULO 6	
PRUEBAS AL AEROMODELO	145
CAPITULO 7	
COSTO DEL PROYECTO	
7.1 Costo de materiales.....	146
7.2 Costo de asistencia a la competencia.....	147
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	148
REFERENCIAS Y BIBLIOGRAFIA	151
REPORTE DEL DISEÑO (EN IDIOMA INGLÉS)	152
APENDICE A PROGRAMAS (CALCULOS)	
APENDICE B PLANOS	
APENDICE C COORDENADAS DEL PERFIL	

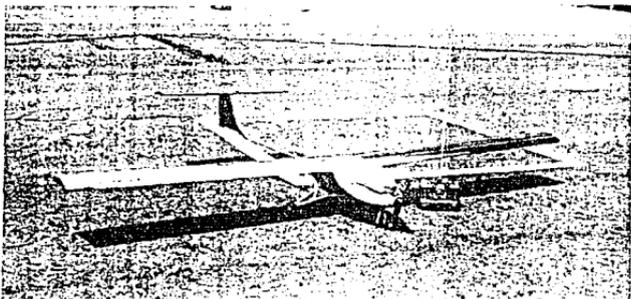
RESUMEN

Durante el mes de abril de 1996, se llevó a cabo en Los Angeles, California, la competencia llamada 1996 Aero Design West Competition, en la cual la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México participó con un equipo de cinco estudiantes de Ingeniería Mecánica, bajo la supervisión de la M. en C. Margarita Navarrete Montesinos, en la cual se presentó el diseño de un aeromodelo y asistieron a esta competencia.

Se presenta el diseño, construcción y pruebas de dicho aeromodelo de carga, cuya área total proyectada, potencia del motor y contenedor de carga están predeterminados.

El área proyectada en planta del aeromodelo no debe ser mayor a 1200in^2 (0.775m^2), el motor es de la marca K&B de 0.60in^3 y no debe ser modificado en ninguna de sus partes o utilizar dispositivos que aumenten su potencia, el combustible lo suministran los jueces en el campo de vuelo, las medidas del área del contenedor son de $6 \times 10 \times 5$ [in] y el peso muerto mínimo a cargar para poder asistir a la competencia son 8lb, la distancia de despegue máxima son 61m y de aterrizaje 122m.

El diseño se basa en las especificaciones, recursos y la infraestructura con que se cuenta para este proyecto.



Para la competencia SAE 1996 AERO DESIGN WEST COMPETITION se elaboró lo siguiente:

- a) Un trabajo escrito de 25 cuartillas, en idioma Inglés.
- b) Una presentación oral de 10 minutos, en idioma Inglés.
- c) Planos del aeromodelo
- d) Pruebas de vuelo con carga.

En esta obra se describe el desarrollo a detalle del proyecto, se hacen recomendaciones y se presentan los planos y programas utilizados para los cálculos.

ORGANIZACION DE LA TESIS

La tesis se divide en 7 capítulos en los cuales se presenta el diseño aerodinámico, manufactura de las alas, fuselaje y empenaje, diseño del tren de aterrizaje y su manufactura, pruebas al aeromodelo, costo del proyecto y conclusiones y recomendaciones. En la introducción, se hace una breve descripción del problema, las consideraciones y antecedentes.

En el primer capítulo "Selección del Perfil aerodinámico para el Ala" se plantean las propiedades aerodinámicas de los perfiles y en base a esto seleccionar el adecuado para las condiciones de la competencia.

En el segundo capítulo "Flujo incompresible en el ala finita" se analiza el perfil seleccionado en el capítulo anterior, considerado ahora como ala de envergadura finita.

El tercer capítulo "Configuración general" se refiere a las distancias relativas entre centros aerodinámicos con el centro de gravedad y demás fuerzas a las que se encuentra sujeto el aeromodelo, se determina en su totalidad los dispositivos que conforman el ala y empenaje (estabilizadores horizontal y vertical) y se obtiene también la distancia de despegue.

El cuarto capítulo "Manufactura del Aeromodelo", se detallan la manufactura del ala, fuselaje y empenaje, y se realiza un cálculo de la base del fuselaje, que es de material compuesto, con un paquete de análisis estructural, que utiliza el concepto de elemento finito.

El quinto capítulo "Tren de aterrizaje", describe el diseño y manufactura del tren de aterrizaje y la importancia de este elemento en el desempeño del aeromodelo.

El sexto capítulo "Pruebas al aeromodelo", subraya algunos aspectos importantes previos a la prueba de vuelo, para mejorar el desempeño del aeromodelo, así como una vez que vuela, realizar ajustes y regresar según el diagrama de metodología de diseño, a la configuración de diseño, siendo este un proceso de retroalimentación.

El séptimo capítulo es el costo del proyecto. Se consideran el costo de materiales y asistencia a la competencia.

Posteriormente se hacen conclusiones y recomendaciones para mejorar el diseño. Por último se encuentran las bibliografías y referencias y se incluye el reporte enviado a la competencia. En el apéndice se presentan los programas elaborados que se utilizan en distintas etapas para la realización del proyecto y los planos de la configuración final del aeromodelo.

INTRODUCCIÓN

Las competencias que organiza la Sociedad de Ingenieros Automotrices (SAE) da la oportunidad a los estudiantes de todas las universidades de participar en la elaboracion de prototipos con el fin de aplicar sus conocimientos adquiridos en el campo de la Ingenieria, en un proyecto real. Implícito en este concurso, es que el estudiante de aprenda a interactuar con estudiantes de diferentes nacionalidades y tambien a intercambiar ideas y conceptos para su desarrollo como profesional

La Facultad de Ingenieria empezo a participar en estas competencias en el concurso de Abril de 1994. Dicho aeromodelo participó como el equipo numero 48. Los integrantes de este equipo fueron cinco estudiantes de esta Facultad, y solo lograron ir a la competencia tres, con un asesor, dado los recursos con los que se contaba. Los pocos recursos que se lograron juntar fueron gracias a la Facultad de Ingenieria, via la Coordinacion de Ing. Mecanica. Posteriormente, siguieron trabajando en el Instituto de Ingenieria con el mismo modelo, haciendo pruebas con camaras de video, obteniendo imagenes aereas.

En abril de 1995 se diseño otro aeromodelo para asistir a la competencia de ese año. Este aeromodelo solo participo en las primeras etapas del concurso ya que por no contar con recursos suficientes, el equipo que lo desarrollo no pudo asistir a la competencia.

En 1996 un equipo conformado por cinco estudiantes de la Facultad de Ingenieria de la UNAM desarrollo un tercer aeromodelo para participar en la competencia como el equipo numero 13 la cual se llevo a cabo en Los Angeles, California, durante el mes de Abril. Nuevamente, el equipo conto con el apoyo parcial de la Facultad de Ingenieria, pero no conto con ayuda economica para asistir a la competencia ni el patrocinio de compañías privadas. El equipo logro asistir a las pruebas de vuelo con carga y presentacion oral con recursos propios.

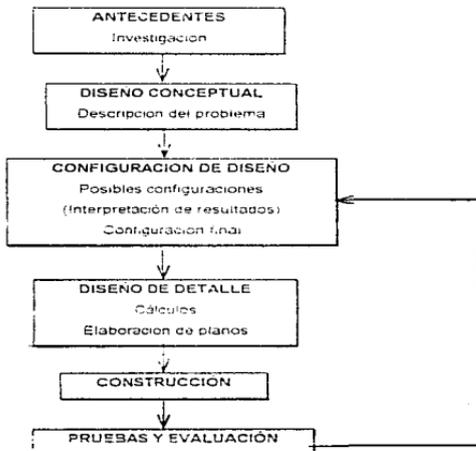
Cabe mencionar que la mayoria de los equipos de Canada y Estados Unidos cuentan con un numero de entre 3 y 10 estudiantes de diferentes áreas de ingenieria que participan en el proyecto, con dos o tres asesores, un piloto y el apoyo de varias compañías para los gastos del aeromodelo y de logistica. Es muy dificil en México que las compañías apoyen este tipo de proyectos, ya que aqui no existe la filosofía de cooperacion entre Industria-Universidad a nivel estudiantil.

Como preparación para el diseño del modelo, el equipo curso con la asesora del proyecto una materia llamada, Temas Selectos de Diseño y Manufactura. Además se cursó el Seminario de Tesis, siguiendo el mismo programa. Aquí se vieron las bases del diseño de aeromodelos y la manufactura de materiales compuestos. Finalmente se eligieron los parámetros de diseño para el aeromodelo.

OBJETIVOS

El principal objetivo de participar en el concurso de aerodiseño SAE es desarrollar un aeromodelo radiocontrolado, capaz de transportar peso muerto. Esto se enfoca al diseño de aeromodelos que puedan efectuar tareas específicas, como el caso de la *Percepción Remota*. Se describe en un diagrama de bloques la secuencia seguida para el diseño.

METODOLOGÍA



DESCRIPCION DEL PROBLEMA

La competencia SAE Aero Design West Competition consiste en el desarrollo de un aeromodelo que sea capaz de cargar el mayor peso muerto posible, dentro de un espacio predeterminado, teniendo restringido el área total proyectada en planta y el tipo de motor a utilizar. La calificación depende de cuatro aspectos:

- a) Un trabajo escrito no mayor de 25 cuartillas.
- b) Una presentación oral de 10 minutos.
- c) Planos del aeromodelo.
- d) Pruebas de vuelo.

En el trabajo escrito se incluyen los fundamentos aerodinámicos y estructurales del aeromodelo. Aquí se presentan las ecuaciones que sirven para determinar la configuración final. Se presenta también una gráfica de carga máxima contra altura referida al nivel del mar. Dicha carta es importante porque en ella se puede ver la predicción de la carga máxima que se pretende lograr en la competencia de vuelo.

La presentación oral consiste en la exposición de dicho trabajo y explicación de la metodología para el diseño del modelo.

Los planos presentan un formato predeterminado y con ellos los jueces verifican las dimensiones del aeromodelo.

La prueba de vuelo consiste en que el aeromodelo despegue en una distancia menor a 61 metros y aterrice en la misma dirección en la que despegó, teniendo por reglamento menos 120 metros para hacerlo. La carga mínima para calificar son 8 libras, posteriormente hay un intento para elevar el máximo peso calculado para cumplir la con la predicción de carga y obtener el máximo número de puntos. No importa la altura ni el patrón que siga el modelo en su vuelo. Se tiene que aterrizar con los mismo elementos con que se despegó y si se pierde alguna pieza, el vuelo es no válido. Los puntos otorgados en esta etapa de competencia son directamente proporcionales al peso que cargue el aeromodelo. Además se otorgan puntos extra por la predicción correcta de la carga máxima.

En la competencia se hace reconocimiento al mejor diseño, al modelo que logre la máxima carga y al ganador de las cuatro etapas de competencia.

Considerando los elementos de los cuales consiste la competencia, se plantean las necesidades que debe satisfacer el modelo y se seleccionan los parámetros de diseño.

Para el diseño se consideran los siguientes parametros y se enlistan a continuación en orden de importancia:

1. Consideración de restricciones (area, motor, area de carga, etc.).
2. La búsqueda o desarrollo de un perfil de alta sustentación para operar a bajos números de Reynolds.
3. Forma aerodinámica del fuselaje (restringida por el area proyectada).
4. Ajuste de la estructura del fuselaje a la aerodinámica (diseño de la estructura).
5. Selección del perfil adecuado para el estabilizador y timón.
6. El uso de materiales ligeros y resistentes.

Como sabemos, el desarrollo de un perfil nuevo es un problema muy complejo, y debido a la poca experiencia con que contamos, esta solución esta fuera del objetivo, ya que aunque es necesario el desarrollo de un perfil para las condiciones específicas de diseño, se requiere de mayor tiempo. Por ello, la solución al primer problema es la búsqueda en bibliografía de perfiles probados para bajos numeros de Reynolds.

Para ello se buscaron los perfiles que tuvieron los maximos coeficientes de sustentacion, para después ir eliminando los de numeros de Reynolds superiores al de nuestra velocidad de operación. Se eligio finalmente uno de ellos, el de mas alta sustentacion para las condiciones de la competencia.

El siguiente paso consiste en asignar el area para las diferentes superficies de control y el resto del aeromodelo (alas, fuselaje, estabilizador, tren de aterrizaje y silenciador), para después tratar de incorporar la estructura sin modificar la forma aerodinamica considerablemente.

Ahora se define el area apropiada para el estabilizador, considerando que se ha elegido la configuracion de cola en "T".

Cabe mencionar tambien, que para todo lo anterior, se han considerado los materiales a utilizar y la estimacion de su costo.

CAPÍTULO 1

SELECCIÓN DEL PERFIL AERODINÁMICO PARA EL ALA.

1.1 Introducción

Desde principios del siglo veinte los métodos de la hidrodinámica clásica se han aplicado para el análisis de los perfiles aerodinámicos, siendo posible predecir matemáticamente las características de sustentación de ciertas formas de perfiles, aunque cada forma requiere de un tratamiento matemático, que dada su complejidad no representa la manera óptima para conocer las características de un perfil, por lo que se desarrollan métodos experimentales guiados por la teoría para determinar las características de perfiles con formas arbitrarias.

Las múltiples tareas que desempeñan las aeronaves, llevaron al desarrollo de varias familias de perfiles, acordes a las características que desempeñan y que dictan su diseño. Los cambios en las variables geométricas, afectan las características aerodinámicas, como la sustentación, arrastre y momento que se encuentran en función del ángulo de ataque. Por otro lado, para obtener una relación alta de peso/área, se requiere del diseño de un perfil aerodinámico con un coeficiente de sustentación grande.

1.2 Características del perfil aerodinámico.

Las características que describen un perfil las podemos considerar en dos; las geométricas, y los parámetros físicos asociados a esa geometría al circular una corriente de fluido.

Las constantes geométricas que describen un perfil convencional, son las siguientes:

Borde de ataque, borde de salida, línea de curvatura promedio, cuerda, curvatura máxima z_c de la cuerda a la línea de curvatura promedio, distancia del borde de ataque al punto de curvatura máximo x_c , espesor máximo del perfil t_{max} y su distancia al borde de ataque, radio de curvatura del borde de ataque r_a , y el ángulo entre la superficie superior y la inferior en el borde de salida. (Fig. 1. 1).



Fig. 1.1 Variables geométricas importantes de un perfil

El borde de ataque (B.A.) es el punto que entra primero en contacto con la corriente imperturbada U_{∞} , por lo que divide el flujo, al estar formado por la intersección de la curva superior y la inferior se caracteriza por tener un radio de curvatura que se forma entre estas dos superficies, y describen una sola curva. Aquí se forma un punto de estancamiento, el cual coincide con un extremo de la cuerda del perfil o longitud característica, esta se traza hasta el otro extremo del perfil, en la intersección de las curvas o el borde de salida.

El ángulo entre la corriente no perturbada y la cuerda se denomina ángulo de ataque α . Cuando la cuerda del perfil se encuentra paralela a las líneas de corriente, el ángulo de ataque es cero, incrementando su valor conforme rotamos la cuerda del perfil. El incremento será positivo si se gira en sentido de las manecillas del reloj, y negativo en sentido opuesto.

La sustentación L , el arrastre D y el momento M varían con este ángulo, así como el coeficiente de momento C_m .

En perfiles simétricos cuando el ángulo de ataque es cero la sustentación es nula y solo se incrementa al modificar la geometría, esto es, cambiando el ángulo de ataque del perfil o agregando dispositivos que articulan o desplazan el borde de ataque o el de salida, cambiando así su simetría y por tanto sus características aerodinámicas.

A diferencia de los perfiles simétricos, los no simétricos presentan curvaturas cuyo espejo hacia cualquier lado de la cuerda rompe la condición de simetría, por lo tanto las curvas que lo forman tienen ecuaciones distintas. Los perfiles no simétricos presentan sustentación con ángulo de ataque cero dependiendo de su curvatura promedio ya sea grande o pequeña, teniendo incluso sustentación a ángulos de ataque negativos si la curvatura es positiva. Se define la línea de cero sustentación, a la línea que se traza

desde el borde de salida en dirección paralela al ángulo de ataque de cero sustentación (dónde el coeficiente de sustentación vale cero). (Fig. 1.2).



Fig. 1.2 Orientación de cero sustentación.

El problema fundamental en la teoría de perfiles consiste en determinar la circulación total como función de la forma del perfil y el ángulo de ataque (α) de la corriente incidente. La circulación se define como la integral de línea del producto $V \cdot ds$ tomada a lo largo de una curva cerrada que encierra el origen, es decir:

$$\Gamma = \oint_C \mathbf{V} \cdot d\mathbf{s} \quad \text{si } \Gamma \neq 0 \text{ hay sustentación y si } \Gamma = 0 \text{ no hay sustentación}$$

La integral de línea de una función alrededor de una curva cerrada, se llama circulación de la función alrededor de la curva cerrada.

Para este efecto pueden existir infinidad de soluciones, cada una de ellas correspondientes a un valor de circulación, pero solo una simula debidamente al flujo real alrededor de un perfil, como ejemplo se muestran tres «soluciones» para la corriente alrededor de un perfil que son matemáticamente aceptables con valores pequeños (a), grandes (b), y medios (c), de la circulación total (Fig. 1.3). En este caso la solución correcta es la (c) donde los flujos superior e inferior se encuentran y abandonan el borde de salida suavemente. Si el borde de salida es ligeramente redondeado, allí habrá un punto de remanso. Si el borde de salida es agudo, como en la mayoría de los perfiles, las velocidades del fluido en las superficies superior e inferior son iguales al abandonar el perfil.

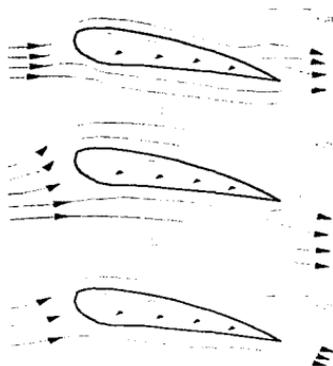


Fig. 1.3. La condición de Kutta simula de forma apropiada el flujo alrededor de un perfil
 (a) circulación menor de la necesaria, el punto de remanso posterior está en la superficie superior;
 (b) circulación excesiva, el punto de remanso posterior está en la superficie inferior; (c) circulación correcta que representa la condición de Kutta, implica que la corriente abandona el borde de salida suavemente.

Este razonamiento físico proporciona el valor apropiado de la circulación y se atribuye generalmente a W.M.Kutta, de ahí el nombre de condición de Kutta. Esto es importante ya que todas las teorías de perfiles utilizan la condición de Kutta, que concuerda con los experimentos y que es importante tomar en cuenta para la manufactura del ala. Para encontrar el valor apropiado de circulación que satisfaga la condición de Kutta se utiliza la teoría de la hoja de vórtices que se explica brevemente a continuación.

1.3 Teoría de la hoja de vórtices

En la teoría de perfiles utilizando la hoja de vórtices, el perfil es reemplazado por una línea de curvatura promedio y el patrón de flujo es representado por una serie de vórtices superpuestos a esta línea, ajustando su fuerza se convierte en una línea de corriente del flujo. El patrón de velocidad entonces, se compone de una corriente uniforme mas el

campo inducido por los vórtices, y por estar a lo largo de toda la línea de curvatura se le denomina *hoja de vórtices*.

Aparentemente la circulación alrededor de la hoja de vórtices es simplemente la fuerza total de la hoja, sin embargo, tiene que encontrarse una fuerza adecuada de los vórtices para transformar dicha hoja en una línea de corriente de flujo, así el campo inducido por la hoja es combinado con una corriente uniforme. La circulación alrededor del cuerpo es regida por la condición de Kutta, lo cual significa que no puede haber discontinuidad de velocidades en el borde de salida. En términos de la distribución de vórtices a lo largo de la línea de curvatura promedio, la condición de Kutta fija la magnitud de la vorticidad en el borde de salida en cero. Es así, como la condición de Kutta elimina la dificultad de una velocidad infinita en el borde de salida de la hoja de vórtices. En resumen, se puede decir que la resultante de la corriente uniforme y el campo inducido por la hoja de vórtices satisface la continuidad e irrotacionalidad y tiene un valor en el infinito igual a la corriente uniforme. Una y sola una distribución de vórtices se combina con la corriente uniforme para hacer la hoja de vórtices una línea de corriente. La magnitud total de la hoja se fija por la condición de Kutta:

$$\gamma (TE) = 0 \quad (1)$$

TE: Borde de salida.

Para encontrar la resultante de la corriente uniforme y la velocidad inducida por la hoja de vórtices paralela a la hoja, los componentes normales de la corriente uniforme y de la velocidad inducida deben sumar cero

La componente de velocidad inducida por los vórtices es la siguiente:

$$V_{n'} = -\frac{1}{2\pi} \int_{-c}^{+c} \frac{\gamma dx}{x_n - x} \quad (2)$$

La componente de la corriente imperturbada normal a la línea de curvatura promedio está dada por:

$$V_{n'} = V' \left[\alpha - \left(\frac{dz}{dx} \right)_n \right] \quad (3)$$

La suma de las ecuaciones anteriores debe sumar cero para poder representar a la línea de curvatura promedio y los vórtices como una línea de corriente.

$$V_m + V_{\infty} = 0 \quad (4)$$

La condición de frontera del perfil correspondiente a la ecuación 4 queda como :

$$\frac{1}{2\pi} \int_{-\pi}^{\pi} \frac{\gamma dX}{x_0 - x} = F \cdot \left[\alpha - \left(\frac{dz}{dx} \right)_0 \right] \quad (5)$$

Esta ecuación representa la condición de flujo normal cero a la línea de curvatura promedio. La condición se aplica con referencia al eje x.

Esta técnica se conoce como la aproximación del ala plana y es usada en la teoría del ala finita y en el desarrollo de la teoría para el ala supersónica.

1.4 Propiedades del perfil simétrico.

La distribución que satisface las ecuaciones 1 y 5 se encontraran primeramente para el caso en que $dz/dx=0$. Este corresponde al de un perfil simétrico en donde la cuerda o línea de cuerda y la línea de curvatura promedio son coincidentes. Es conveniente cambiar las coordenadas dejando que:

$$\gamma = \frac{1}{2} c (1 - \cos \theta) \quad (6)$$

donde c es la cuerda del perfil, θ es la variable independiente y θ_0 corresponde a x_0 . Las condiciones a satisfacer son de la ec. 1 y 5.

$$\frac{1}{2\pi} \int_{-\pi}^{\pi} \frac{\gamma \sin \theta d\theta}{\cos \theta - \cos \theta_0} = F \cdot \alpha \quad (7)$$

La distribución γ que satisface las ecuaciones anteriores es,

$$\gamma = 2\alpha l \cdot \frac{1 + \cos \theta}{\sin \theta} \quad (8)$$

Las propiedades físicas más importantes asociadas al perfil son: coeficiente de sustentación C_L , coeficiente de arrastre C_D , coeficiente de momento C_m , centro aerodinámico AC, y centro de presiones CP, tomadas como función del ángulo de ataque α .

Una forma para determinar la sustentación en perfiles simétricos es a partir del coeficiente adimensional de presión de las superficies superior e inferior. La sustentación es la integral de la diferencia de presiones extendida a toda la longitud del perfil, y debido a que la sustentación es la equivalente de un sistema de cargas de presión que actúan sobre el perfil, originan un momento (que da lugar al cabeceo que puede ser anulado por el estabilizador), el cual es la integral de los incrementos de presión por la distancia, a lo largo de todo el perfil, definiendo una nueva variable la cual es el coeficiente de momento. De esta forma determinamos el momento del perfil.

Lo anterior se ilustra a continuación:

La sustentación por unidad de área para un cierto punto esta dada por:

$$\Delta p = \rho V^2 \gamma$$

De la ec.5 en términos de x , y queda,

$$\gamma = 2\alpha l \cdot \sqrt{\frac{c - y}{x}}$$

El problema principal de la teoría de perfiles es entonces encontrar una distribución gama que satisfaga la condición de Kutta. En textos avanzados se dan los detalles del cálculo. (Ref. 1)

De aquí, que la sustentación por unidad de cuerda es

$$L = \int_0^1 \Delta p dx = \rho V^2 \int_0^1 \gamma dx$$

que sustituyendo γ y haciendo un cambio de variable, se tiene.

$$L = \rho l^2 \int_0^{\pi} 2\alpha l^2 \frac{1 + \cos\theta}{\sin\theta} \frac{c}{2} \sin\theta d\theta$$

Se obtiene un parámetro adimensional dividiendo L entre la presión dinámica por la cuerda, éste es el coeficiente de sustentación de la sección definido como:

$$c_l = \frac{L}{q_\infty c}$$

Evaluando la integral y simplificando se llega a:

$$c_l = 2\pi\alpha = m_0\alpha \quad (9)$$

Este resultado se aplica solo a perfiles simétricos y el método utilizado se denomina *teoría de perfiles delgados*, es decir el coeficiente de sustentación para perfiles simétricos es directamente proporcional al ángulo de ataque. Así, cuando el ángulo de ataque es cero, el coeficiente de sustentación es cero. El momento de la sustentación respecto al borde de ataque del perfil se obtiene por:

$$M_{LE} = -\int_0^c \Delta p x dx$$

El momento de encabritamiento se toma como positivo en el sentido de las manecillas (Fig 1.4). Se define el coeficiente de momento de la sección como $C_{m,LE} = M_{LE} / q_\infty c^2$, por lo que el valor del coeficiente de momento seccional es:



Fig. 1.4. Sistema de carga en un perfil.

$$c_{m,LE} = -\frac{\pi\alpha}{2}$$

o, en términos del coeficiente de sustentación,

$$C_{m,z} = -\frac{C_l}{4} \quad (10)$$

El centro de presión (CP) de una fuerza se define como el punto dónde el momento vale cero, si consideramos la sustentación concentrada en ese punto, su momento balancearía el momento de encabitado que se crea en el borde de ataque M_{LE} . Entonces,

$$M_{LE} + L x_{CP} = 0$$

y usando las ecuaciones 9 y 10 tenemos que,

$$x_{CP} = \frac{c}{4}$$

para cualquier ángulo de ataque.

Las características de sustentación se han determinado por completo, resumiendo para el perfil simétrico:

1. El coeficiente de sustentación de la sección es directamente proporcional al ángulo de ataque geométrico y es igual a cero cuando el ángulo de ataque es cero.
2. La pendiente de la sustentación m_0 es igual a 2π .
3. El centro de presión se encuentra a un cuarto de la cuerda para todos los valores del coeficiente de sustentación.

1.5 Distribución de vorticidad para el perfil con curvatura.

El método para determinar las propiedades de un perfil con curvatura es esencialmente el mismo que el de perfiles simétricos. Sin embargo, dichas propiedades dependen de la forma de la línea de curvatura promedio, por lo que, los cálculos son más complejos. Las propiedades de los perfiles con curvatura incluyen las del perfil simétrico como un caso especial. Otra vez el problema central es encontrar la distribución γ que satisfaga las ecuaciones 1 y 4.

El cambio más importante que se realiza consiste en reescribir las ecuaciones 1 y 4, usando la transformación:

$$x = \frac{1}{2}c(1 - \cos\theta)$$

Las ecs. 1 y 4 quedan

$$\frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \gamma(\tau) d\tau = 0 \quad (11)$$

$$\frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \frac{\gamma \sin ckl\theta}{\cos\theta - \cos\theta_0} = 1' \left[\alpha - \left(\frac{dz}{dx} \right)_0 \right]$$

La distribución γ que satisface la Ec.5 se representan como la suma de dos partes: una parte involucra la forma de la línea de curvatura promedio y el ángulo de ataque, y tiene la forma de la distribución gamma para el perfil geométrico como en la Ec.8. Esta parte se escribe como,

$$\therefore A_0 \frac{1 - \cos\theta}{\sin\theta}$$

$A_0 = \alpha$ cuando el perfil es simétrico, esto es cuando, $dz/dx = 0$. La otra parte de la distribución γ depende sólo de la forma de la línea de curvatura promedio, esta parte se expresa como una serie de fourier, y tiene la forma,

$$2A_n \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin n\theta$$

que representa la contribución de la curvatura.

Entonces la distribución γ total es la suma de las dos partes por lo cual,

$$\gamma = 2A_0 \left[A_0 \frac{1 - \cos\theta}{\sin\theta} + \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin n\theta \right] \quad (12)$$

Cuando γ es igual para todos los valores de los coeficientes; entonces se satisface la Ec. 11.

Para encontrar los valores de A_0 y A_n que hacen que la Ec.12 satisfaga la Ec.11, sustituimos Ec.12 en la Ec.11 quedando

$$\frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{A_0(1 + \cos\theta)}{\cos\theta - \cos\theta_0} d\theta + \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{A_n \sin n\theta \sin\theta}{\cos\theta - \cos\theta_0} d\theta = \alpha - \left(\frac{dz}{dx}\right)_0 \quad (13)$$

Después de realizar las integrales y arreglando términos, la Eq. 13 queda,

$$\frac{dz}{dx} = (\alpha - A_0) + \sum_{n=1}^{\infty} A_n \cos n\theta \quad (14)$$

Los coeficientes A_0 y A_n deben satisfacer a la ecuación 14, si la Eq. 12 representa la distribución y que satisface la condición de flujo paralelo a la línea de curvatura promedio.

Los valores A_0 y A_n se escriben directamente como,

$$\begin{aligned} A_n &= \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dz}{dx} \cos n\theta d\theta \\ A_0 &= \alpha - \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dz}{dx} d\theta \end{aligned} \quad (15) \text{ y } (16)$$

Las Ecs. 12, 15 y 16 determinan la distribución γ del perfil con curvatura en términos del ángulo de ataque y la forma del perfil. Para curvatura cero $A_0 = \alpha$ y $A_n = 0$. La Eq. 12 quedan :

$$\gamma = 2\Gamma^{\frac{1}{2}} \alpha \frac{1 - \cos\theta}{\sin\theta}$$

Propiedades del perfil asimétrico (CURVATURA)

La sustentación y el coeficiente de momento para el perfil con curvatura se encuentran de la misma manera que el del perfil simétrico.

$$\begin{aligned} c_l &= \frac{1}{q_{\infty} c} \int_0^c \Delta p dx \\ c_{m,c} &= - \frac{1}{q_{\infty} c^2} \int_0^c \Delta p x dx \end{aligned}$$

dónde Δp es igual a $\rho V_\infty \gamma$, gamma es igual a la distribución de vórtices para el perfil con curvatura Eq.12.

Después de evaluar las integrales, la sustentación y el coeficiente de momento quedan :

$$c_l = 2\pi A_0 - \pi A_1$$

$$c_{m,c} = -\frac{1}{2}\pi(A_0 + A_1 - \frac{1}{2}A_2)$$

El coeficiente de momento en términos del coeficiente de sustentación es:

$$c_{m,c} = -\frac{1}{2}c_l - \frac{1}{4}\pi(A_2 - A_1) \quad (17)$$

El centro de presión se localiza detrás del borde de ataque y se encuentra, dividiendo el momento respecto del borde de ataque y la sustentación:

$$x_{cp} = \frac{c}{c_l} = \frac{\pi(A_2 - A_1)}{4c_l} \quad (18)$$

De la ecuación 16, se puede ver que A_1 y A_2 son independientes del ángulo de ataque. Dependen solo de la forma de la línea de curvatura promedio. En la Eq.18 vemos como el centro de presión varía conforme el coeficiente de sustentación varíe. La línea de acción de la sustentación así como su magnitud, cambiará para cada ángulo de ataque. Se observa de la Eq. 17 que si el sistema de carga se traslada a un punto detrás del borde de ataque a una distancia igual al 25 por ciento de la cuerda, el coeficiente de momento en este punto será independiente del ángulo de ataque.

$$c_{m,c} = c_{m,x} = \frac{1}{4}\pi(A_2 - A_1)$$

Se muestra en la Fig. 1.5 sistemas de carga equivalente para las tres localidades, el borde de ataque (L.E.), el centro aerodinámico, y el centro de presión. Nótese que el momento a un cuarto de la cuerda es dependiente solo de la geometría de la sección y (2) $M_{cp} = 0$, pero la localización de CP = $M_{LE} L$ puede cambiar entre $\pm \frac{1}{4}$ según cambie la sustentación.

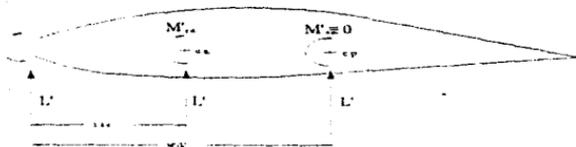


Fig. 1.5. Sistemas de carga equivalentes en el borde de ataque, el centro aerodinámico (ca) y el centro de presión (cp).

El sistema de cargas se forma comúnmente por una fuerza de sustentación resultante y un momento constante actuando a un punto atrás del borde de ataque situado a $1/4$ de la cuerda. El punto respecto al cual, el coeficiente de momento es independiente de el ángulo de ataque se llama el *centro aerodinámico* de la sección y el coeficiente de momento respecto al centro aerodinámico se le da el símbolo C_{mac} .

Ya que el momento es constante para todos los ángulos de ataque, incluyendo el ángulo de ataque que da cero sustentación, es también llamado momento de *cero-sustentación*. Un momento en ausencia de una fuerza resultante es un cople, el momento de cero-sustentación o coeficiente de momento es entonces, un cople.

El coeficiente de momento respecto al centro aerodinámico es dado por la Eq.18. Sustituyendo los valores A_1 y A_2 provenientes de la Eq.16, el C_{mac} es,

$$C_{mac} = \frac{1}{2} \int_0^{\pi} \frac{dZ}{dX} (\cos 2\theta - \cos \theta) d\theta$$

Reemplazando los coeficientes A_0 y A_1 de la Eq.15 y 16 el coeficiente de sustentación es,

$$C_l = 2\pi \left[\alpha - \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dZ}{dX} (\cos \theta - 1) d\theta \right] \quad (20)$$

El coeficiente de sustentación varía linealmente con el ángulo de ataque, la pendiente de la curva de sustentación $m_0 = 2\pi$. El coeficiente, no es cero cuando el ángulo de ataque

es cero, como lo es para el perfil simétrico. El valor del ángulo de ataque con el que se tiene cero sustentación es:

$$\alpha_{z=0} = -\frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dZ}{dX} (\cos\theta - 1)$$

La línea de cero sustentación, es paralela a las líneas de corriente y es trazada desde el borde de salida, como vemos el valor de la sustentación en perfiles con curvatura positivo, aún en ángulos de ataque negativos tiene un valor mayor a cero.

Podemos enlistar las siguientes conclusiones:

- (a) $m_0 = 2\pi$.
 - (b) Perfiles con curvatura positivo presentan sustentación aún en ángulos de ataque negativo.
 - (c) El centro aerodinámico está a c.4 detrás del borde de ataque, como en el perfil simétrico.
 - (d) $C_{mac} = C_m c.4$
 - (e) En perfiles simétricos el centro de presión y el centro aerodinámico coinciden a $1/4$ de la cuerda, en asimétricos, coinciden para un cierto ángulo de ataque, pero al cambiar éste el centro de presión se desplaza.
 - (f) z es una ecuación que describe la línea de curvatura promedio del perfil, que es generalmente para perfiles asimétricos una curva. Los coeficientes A_n representan variables que satisfacen una función de distribución conocida como gamma (γ), que satisface la condición de Kutta (fluo paralelo a la línea de curvatura promedio) para la circulación.
 - (g) Esto es importante ya que se puede conocer la ubicación del centro de presiones (CP) y conocer el rango dónde se mueve.
- La teoría anterior resume el comportamiento de la sección o perfil que forman un ala. Esta teoría es válida para flujos incompresibles ($Ma < 0.3$) y cuando el ala está en posiciones en las que no entra en pérdida; es decir, cuando el ángulo de ataque es lo suficientemente pequeño y permite que la capa límite permanezca adherida al cuerpo y se satisface la condición de Kutta.

1.6 Criterio para la selección del perfil.

Como características para la selección del perfil, dadas las condiciones de diseño, se consideran las siguientes:

- a) Un perfil que presente un coeficiente de sustentación alta y
- b) Trabaje en números de Reynolds de un orden de magnitud de 10^5 .

Estos dos aspectos son difíciles de encontrar juntos regularmente, ya que los existentes están diseñados para aeromodelos mucho más grandes, por lo que los números de Reynolds en que trabajan son del orden de 10^6 y 10^7 .

Sin embargo, se encuentra una familia de perfiles de carga, compuesta de 5 perfiles de alta sustentación, en el libro del autor Eppler (Ref. 2). De estos el perfil Eppler 423 aunque no trabaja exactamente en el mismo número de Reynolds (2.5×10^5) trabaja muy cercano, en el mismo orden de magnitud (10^5). Para saber de alguna manera el comportamiento de este perfil en las condiciones a las cuales va a trabajar, se utiliza un paquete de dinámica de fluidos computacional (CFD), llamado PHOENICS que aporta datos para predecir su comportamiento de manera aproximada, lo cual nos permite rectificar su selección, ya que los resultados que arroja muestran un comportamiento cercano a sus curvas teóricas. (pag 152 Reporte)

Esto nos confirma que trabaja en los rangos de velocidad que tenemos, la cual debido al motor fijado por el diseño, es muy baja, en relación con la de aeromodelos de pasajeros. Esta magnitud, la velocidad, se ve reflejada principalmente en el número de Reynolds, que es donde manejamos la consecuencia de la velocidad en el perfil. Aunque ciertamente el número de Reynolds involucra también otras variables, que son la densidad, longitud característica y la viscosidad que determinan el resultado final. En este caso la longitud característica adquiere, junto con la velocidad, un papel importante, ya que se tiene también restricción en el área, lo cual limita nuestro rango en esta variable. Podemos decir entonces que las variables que determinan nuestro experimento son la velocidad y la longitud característica ya que son las únicas que podemos cambiar, debido a que la densidad y viscosidad, en este caso del aire atmosférico, se encuentran para efecto práctico constantes.

Las variables que se introdujeron en la simulación numérica del perfil son las siguientes: Longitud característica o cuerda del perfil, velocidad relativa del perfil en contra del aire o velocidad de la corriente imperturbada, densidad y viscosidad del aire, ángulo de ataque del perfil respecto a las líneas de corriente.

límite formulada por Ludwig Prandtl en 1904), y el segundo ocurre como consecuencia de éste. El desprendimiento de la capa límite forma una estela amplia y pulsatoria, ocasionando el desprendimiento de la corriente principal que se deflecta por causa de la estela, esto es, especialmente importante en cuerpos romos, donde la interacción entre la capa límite y la distribución de presiones de la corriente exterior no es despreciable.

Para cuerpos esbeltos como placas o laminas delgadas que sean paralelos a la corriente incidente, constituye una excelente aproximación considerar despreciable la interacción entre la capa límite y la corriente exterior. (Ref. 4)

La teoría de la capa límite puede predecir el punto de desprendimiento, pero no permite estimar otra propiedad fundamental, relacionada íntimamente con estos fenómenos, llamada presión, ni siquiera de manera aproximada en las zonas desprendidas. La diferencia entre las presiones altas en la región frontal de remanso y las bajas presiones en la región posterior del cuerpo donde la corriente se desprende, da lugar a una contribución a la resistencia denominada resistencia de presión.

El flujo laminar es muy vulnerable a los gradientes adversos en la parte posterior del cuerpo, la capa límite laminar se desprende más rápido que la turbulenta dando lugar a una gran resistencia, mientras que en el caso turbulento se separa después, lo que provoca una resistencia menor.

Debido a que el perfil cambia su posición respecto a las líneas de corriente podemos ver que se trata de un cuerpo con curvatura importante, consideramos entonces, según el criterio anterior, que ocurre el desprendimiento de la capa límite y por lo tanto de la corriente, lo cual se refleja en un incremento en la resistencia, que es una fuerza que el fluido ejerce sobre el perfil y que tiende a frenarlo, lo que corresponde a una pérdida de cantidad de movimiento y debe vencerse de alguna manera si queremos que el cuerpo avance aguas arriba en la corriente fluida. Por lo que con la cinta adherida a una distancia adecuada, se pretende asegurar deliberadamente una capa límite turbulenta y retardar el desprendimiento de esta y reducir la resistencia que presenta el perfil a la corriente, necesitando una menor cantidad de energía (potencia) para vencer esta resistencia, logrando una mayor velocidad de despegue que incrementa la sustentación, permitiéndonos cargar mayor peso.

A ángulos de ataque mayores que el ángulo de ataque máximo α_{max} , llamado ángulo de entrada en pérdida, el flujo se separa de la superficie exterior y se forman largos vórtices intermitentemente, desprendiéndose, a estos ángulos las fuerzas se tornan inestables y

hay un dramático decremento en sustentación acompañado por un incremento en el arrastre y cambios de momento en el perfil, por la distribución de presión alterada, lo que ocasiona que el perfil deje de sustentarse.

Este rango del ángulo de ataque es distinto para cada perfil, según su geometría. en el caso de perfiles con alto coeficiente de sustentación, el ángulo de ataque máximo que corresponde al mayor valor del coeficiente de sustentación, es generalmente pequeño. El Eppler 423 tiene un $\alpha_{max}=9^\circ$ que en relación con perfiles de menor curvatura, cuyos ángulos de ataque son de hasta $\alpha_{max}=16^\circ$, es arriesgado ya que deja un margen de error pequeño para el piloto, sobre todo en el despegue.

Las curvas teóricas de coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque del perfil E423 se muestran en la Fig. 1.7.

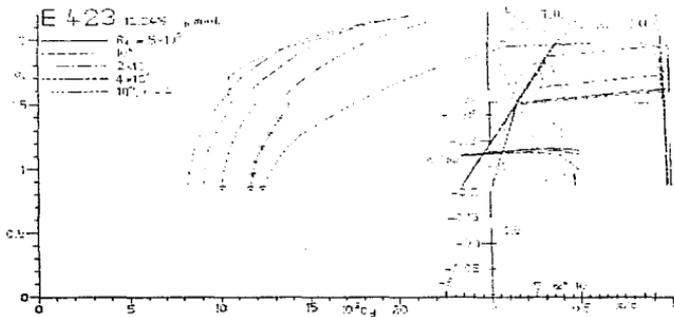


Fig. 1.7. Curvas teóricas de C_L vs. C_D y C_L vs. α

Mencionaremos por último que un dispositivo para aumentar la sustentación es el alerón interior, el cual, es la deflexión de una parte de la cuerda en el borde de salida, esto es debido a que como se ve en la Eq. 34 el término $(\cos\theta - 1)$ se elimina en el borde de ataque (L.E.), donde $\theta = 0$ y alcanza su máximo en el borde de salida (T.E.), donde $\theta = \pi$. Entonces la porción de la línea de curvatura promedio en la vecindad del borde de salida tiene una fuerte influencia en el valor del ángulo de ataque de cero sustentación. Es en

éste hecho que el alerón como un dispositivo de control lateral y el alerón interior como un dispositivo que eleva la sustentación sea usado entonces como un mecanismo de alta sustentación. En éste trabajo se hace uso del alerón interior tanto para la dirección lateral, como para el aumento de la sustentación. lo que se conoce como alerón interior, su cálculo se expone en el capítulo 3.

Otro efecto importante del alerón interior es que aparte de incrementar el coeficiente de sustentación, incrementa también el ángulo de máxima sustentación.

La teoría que se presenta aquí es el método analítico básico de la teoría de perfiles, el cual es complejo y puede resultar tedioso, sin embargo proporciona la mejor manera de entender los fenómenos que gobiernan la interacción entre los perfiles y la corriente de fluido y sienta las bases para discutir soluciones más complejas pero más sencillas de abordar como son las soluciones numéricas. (Ref. 1 y 5) que se adaptan fácilmente al uso en computadoras y supera muchas limitaciones del método analítico, algunas de ellas son el método de paneles o la variable compleja.

El siguiente capítulo tratará de el ala finita la cual se analiza en un plano tridimensional, ya que el presente capítulo supone un perfil de espesor infinito, aunque analizado solamente en el plano X-Y.

CAPÍTULO 2

FLUJO INCOMPRESIBLE EN EL ALA FINITA

2.1 Introducción.

Las características aerodinámicas de un perfil en flujo subsónico son las que se describieron en el capítulo anterior, el perfil se analizó en el plano o en dos dimensiones, diremos para idealizarlo y poderlo comparar con aquel en tres dimensiones, que su longitud en dirección perpendicular al papel era infinita, es decir, de envergadura infinita. Es aquí, dónde se halla la mayor diferencia al hacer la comparación con el perfil que tiene una longitud finita o ala de envergadura finita.

Ya que la envergadura del perfil se considera infinita los efectos que se presentan en una ala de longitud finita no se podían hacer notar, pues su comportamiento es la forma básica o elemental del fenómeno y no se manifiestan efectos asociados a su forma finita. La sustentación producida por la diferencia de presiones entre las superficies superior e inferior del ala, que ocasionan la circulación, no cambian a lo largo de la envergadura infinita. Para un ala de envergadura finita, la región de alta presión abajo del ala trata de subir por las puntas del ala a la región de baja presión que se encuentra arriba del ala. Como consecuencia a la tendencia de las presiones que actúan en la superficie inferior cerca de las puntas de igualar a las presiones de la superficie superior, entonces la sustentación por unidad de envergadura se reduce a cero hacia las puntas.

Se muestra un diagrama de la distribución de cargas de sustentación Fig. 2.1, que representa el efecto de las regiones de baja presión al tratar de igualar a las de alta.

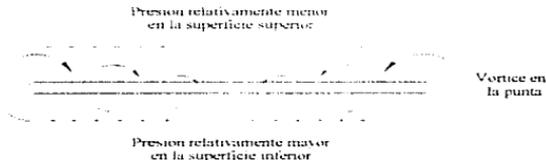
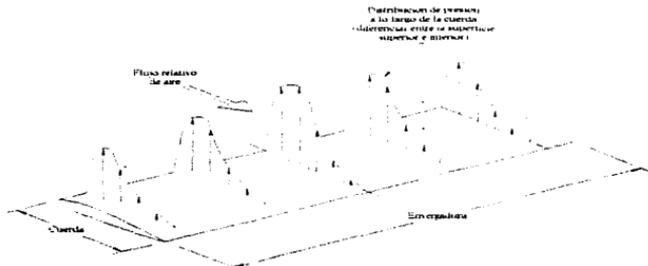


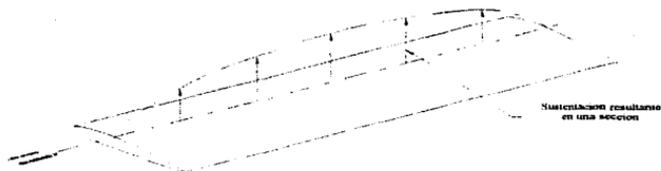
Fig. 2.1. Diferencia de presiones vista desde el borde de salida.

En la Fig. 2.2a, hay una variación en la diferencia de presiones a lo largo de la cuerda entre la superficie inferior y superior. La fuerza de sustentación resultante que actúa en

la sección, se obtiene integrando la distribución de presiones a lo largo de la cuerda. En la Fig. 2.2b, hay una variación de la sustentación a lo largo de la envergadura. Esta es



(a)



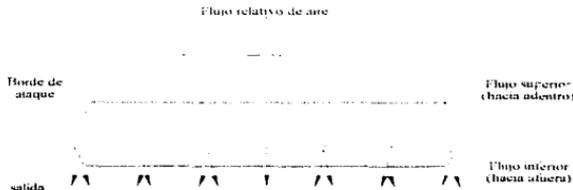
(b)

Fig. 2.2. Distribución de carga aerodinámica para un ala rectangular en flujo subsónico: (a) Distribución de presión a lo largo de la cuerda en diferentes secciones; (b) distribución a lo largo de la envergadura.

resultado de la variación de presión a lo largo del ala, el aire en la superficie superior fluye hacia adentro, desde las puntas hacia el centro del ala, y el aire en la superficie inferior fluye hacia afuera, desde el centro hacia las puntas del ala.

El flujo resultante alrededor del ala es tridimensional, teniendo componentes de la velocidad tanto a lo largo de la cuerda, como a lo largo de la envergadura.

Cuando los flujos de la superficie superior e inferior se unen en el borde de salida, la diferencia en las componentes de velocidad a lo largo del ala causa que el aire se enrolle en forma de vórtices, a lo largo de la corriente aguas abajo, distribuyéndose también a lo largo de la envergadura.



(a)



(b)

Fig. 2.3. Generación de los vórtices de salida debido a la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura.

Estos pequeños vórtices se enrollan a su vez en dos grandes vórtices que tratan de abordar la superficie superior por las puntas del ala (Fig. 2.3). En este punto se hacen dos suposiciones importantes en la teoría de vórtices: (1) Se asume que los vórtices generados, que son de espesor finito, son reemplazados por una superficie delgada de discontinuidad, llamada la *hoja de vórtices de salida* y, (2) La hoja de vórtices de salida permanece plana conforme se extiende aguas abajo del ala.

Con el desarrollo de la teoría se ha visto que estas suposiciones son válidas y suficientes para la predicción de las fuerzas y momentos en alas de envergadura finita.

Un aspecto importante en el campo tridimensional del flujo alrededor del ala es la variación de la fuerza de sustentación a lo largo de la envergadura, la cual es a su vez resultado de la variación también a lo largo de la cuerda que se obtuvo integrando las diferencias de presión del perfil. entonces la sustentación resultante es una fuerza que actúa a un cuarto de la cuerda y que tendrá una distribución parabólica a lo largo del ala, esto es, que habiendo una fuerza de sustentación en cada sección del ala que se relaciona con la magnitud de la circulación específica para cada sección, habrá una variación de circulación a lo largo del ala, teniendo que en las puntas la circulación será cero y en el centro máxima.

2.2 Sistema de Vórtices

Al igual que en la teoría de perfiles se busca un sistema de vórtices que represente al comportamiento del flujo alrededor del perfil, la solución para el ala finita es similar. Se trata de buscar un sistema que imparta al aire alrededor del ala un movimiento similar a aquel producido por la sustentación del ala.

Entonces una distribución adecuada de vórtices representará a el ala sólida en todos sus aspectos excepto en el espesor. El sistema de vórtices consiste de tres sistemas:

1. El sistema de vórtices ligados
2. El sistema de vórtices de salida
3. El vórtice "inicial"

El sistema de vórtices ligados es una línea que representará la variación de la sustentación en el ala.

El vórtice inicial está asociado al cambio de circulación instantánea al incidir la corriente en el perfil. (cambia por lo tanto la magnitud de la sustentación.)

La representación del ala por un sistema de vórtices ligados no se interpretará rigurosamente como un modelo de flujo. La idea es establecer la relación entre:

1. La distribución de carga de sustentación para el ala (que depende de la geometría del ala y las características aerodinámicas de su perfil)
2. El sistema de vórtices de salida

Alas no flechadas

Si el ala no es flechada y tiene una relación de aspecto mayor a 4.0, se puede representar la distribución de sustentación a lo largo del ala por un solo sistema de vórtices ligados, (tiene el eje normal al plano de simetría y pasa a través del centro aerodinámico de la superficie sustentadora) situados a un cuarto de la cuerda. El vórtice tendrá una circulación Γ cuya magnitud varía a lo largo de la envergadura. (es función de y). El teorema del vórtice de Helmholtz establece que **una línea de vórtice no puede acabar en el campo del fluido**. Entonces no acabarán en el ala pero si darán vuelta en sus extremos para formar así el **sistema de vórtices de salida**.

La magnitud de los vórtices ligados cambia a lo largo de la envergadura para representar el cambio en sustentación, pero como no pueden cortarse, los vórtices que presentan igual magnitud al cambio de circulación abandonan la línea de vórtices ligados, en dirección perpendicular a esta. Fig. 2.4.

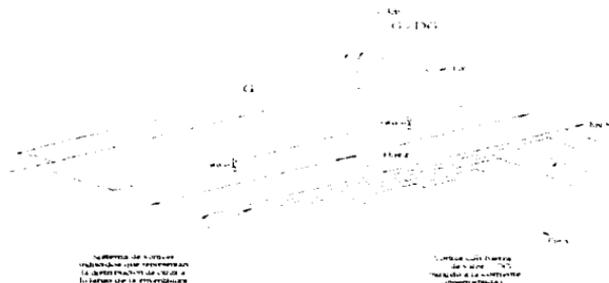


Fig. 4. Sistema de vórtices de salida

Aquí se observa, que si la fuerza de los vórtices ligados decrece un diferencial de circulación $\Delta\Gamma$ en un segmento de la envergadura Δy , un vórtice de salida de magnitud $\Delta\Gamma$ se desprende en dirección perpendicular x . Así, dan vuelta hacia atrás en cada punta de la línea de vórtices ligados y el par de vórtices de salida en condiciones de vuelo permanente se extiende hasta el infinito.

El sistema de vórtices para el ala finita, se compone prácticamente de un sistema de vórtices ligados y un sistema de vórtices de salida.

La Fig. 4 se observa un sistema de vórtices tridimensional, el cual se denomina en conjunto *vórtice de herradura cuadrada*.

Vórtices de salida y velocidad inducida hacia abajo (DOWNWASH)

Si $\Gamma(y)$ es la circulación a lo largo del eje y (coordenada de la envergadura), un vórtice semi-infinito de magnitud $\Delta\Gamma$ se arrastra desde el segmento Δy (Fig. 2.5), la magnitud del vórtice de salida sera:

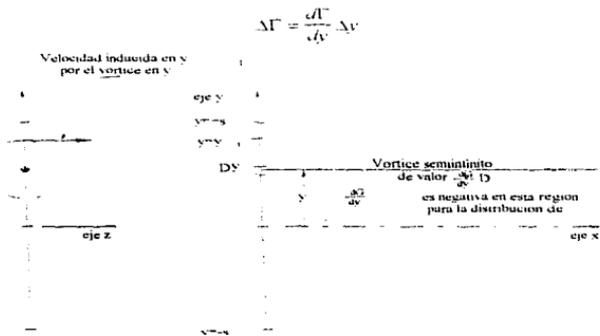


Fig. 2. 5. Geometría para el cálculo de la velocidad inducida en $y = y_2$.

Se asume que cada sección del ala se comporta como si el flujo fuera localmente bidimensional. El efecto que tiene la línea de vórtice de salida en el punto donde se une con el vórtice de frontera, es que el vórtice en y induce una velocidad en la línea de vórtice de frontera, la cual es la mitad de la velocidad que inducirá una línea de vórtice de salida infinita de la misma magnitud:

$$\delta w_{y1} = \frac{1}{2} \left[\frac{d\Gamma}{dy} dy \frac{1}{2\pi(y - y_1)} \right]$$

Para calcular la resultante de velocidad inducida a lo largo de la envergadura, debido al efecto acumulativo de los vórtices, la expresión se integra respecto a y desde la punta izquierda del ala (-s) hasta la punta derecha del ala (+s) :

$$w_{y1} = \frac{1}{4\pi} \int_{-s}^{+s} \frac{d\Gamma}{dy} \frac{dy}{y - y_1}$$

La resultante de velocidad inducida en y_1 , tiene una dirección hacia abajo (negativa) y su efecto es llamado *deflexión hacia abajo de la corriente* o *downwash*. Este es el efecto que ocasiona la dirección negativa de la velocidad inducida "inclina" el aire imperturbado de la corriente U , en la cercanía del borde de ataque, lo que provoca que el ángulo de ataque efectivo en la línea de centro aerodinámico sea menor. Fig 2.6.

El ángulo de ataque corregido por esta desviación se llama ángulo de ataque de downwash ó ángulo de ataque inducido:

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{w_{y1}}{U_{\infty}} \right) \approx - \frac{w_{y1}}{U_{\infty}}$$

Entonces el ángulo de ataque absoluto (Fig. 2.6) α_a en la línea de centro aerodinámico será:

$$\alpha_a = \alpha - \varepsilon$$

Ya que la dirección de la velocidad resultante en el centro aerodinámico está inclinada hacia abajo relativa a la dirección de la corriente de aire imperturbada, la sustentación efectiva en la sección de interés, estará inclinada la misma cantidad. Entonces, la sustentación absoluta en el ala tiene una componente de fuerza paralela a la corriente imperturbada. Esta fuerza tiene sentido contrario a la dirección de avance del perfil por lo

que es una fuerza de arrastre, y es consecuencia de la sustentación que se presenta en el ala finita. Este arrastre es llamado *arrastre de vórtice* ó *arrastre inducido*.



Fig. 2. 6. *Flujo inducido.*

Para un flujo subsónico que pasa por un ala de longitud finita, se adicionan al arrastre por fricción y al arrastre de forma, un arrastre extra debido a la sustentación. Como resultado de la velocidad inducida la sustentación generada por el ala de envergadura finita a un ángulo geométrico de ataque α , es menor que el que presenta su perfil, para el mismo ángulo de ataque.

Basado en el teorema de Kutta-Zhukovski, la sustentación para alguna sección del ala es,

$$l(y) = \rho_\infty U_\infty \Gamma(y)$$

mientras que el arrastre de vórtice es,

$$d_v(y) = - \rho_\infty w(y) \Gamma(y)$$

Integrando a lo largo de la envergadura del ala, la sustentación total será:

$$L = \int_{-b/2}^{b/2} \rho_\infty U_\infty \Gamma(y) dy$$

y el arrastre de vórtice,

$$D_v = -\int_{-b/2}^{b/2} \rho v_w(y) \Gamma(y) dy$$

La diferencia más importante es entonces que en el perfil bidimensional tiene una envergadura infinita, la magnitud de la circulación es constante a lo largo de la envergadura y la velocidad inducida (Fig. 2.7) es cero en cualquier punto, por lo que el $D_v = 0$. Como consecuencia del sistema de vórtices de salida que presenta el ala finita, las características aerodinámicas se modifican significativamente de aquellas del perfil.

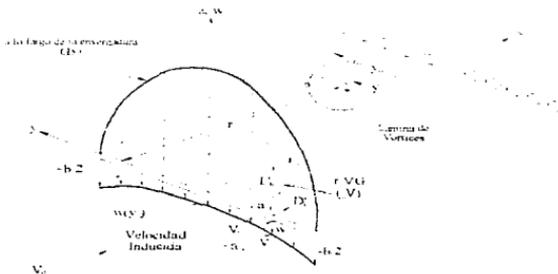


Fig. 2.7. Velocidad inducida por los torbellinos de salida, desviación de la corriente a lo largo de la envergadura, velocidad resultante V y fuerzas de sustentación L' y arrastre D' , por unidad de envergadura.

Como se puede observar en los esquemas, la desviación del aire imperturbado, para una ala de sección constante, es mayor en las puntas (efecto acumulativo de los vórtices), por lo que éstas reducen drásticamente su capacidad de carga, ya que el ángulo de ataque absoluto es mucho menor al geométrico.

Una solución es ir torciendo la sección del ala, de tal manera que en las puntas tenga una posición relativa al ángulo de ataque absoluto mayor al que presentaría sin torcerla, lo que compensaría el efecto de la velocidad inducida. Comúnmente a la torsión del ala, se conoce como *twist geométrico*.

Así, si el ala tiene *twist geométrico*, tanto el ángulo de ataque como el ángulo de la velocidad inducida será función de la posición específica a lo largo de la envergadura.

2.3 Distribuciones de la circulación a lo largo del ala.

Como consecuencia de la desviación de la corriente U_∞ , la distribución de circulación a lo largo del ala es variable y por lo tanto la sustentación. Se supuso anteriormente que la distribución de sustentación se podía representar de forma elíptica.

Para calcular el coeficiente de sustentación de cualquier sección, la sustentación de la sección se divide por el producto de q_∞ (presión dinámica) y la longitud de la cuerda en la sección de interés. Entonces, solo cuando el ala tiene una proyección **rectangular** (donde c es constante), la distribución del coeficiente de sustentación a lo largo de la envergadura es elíptico por lo tanto la sustentación también lo es.

Para lograr una distribución de sustentación elíptica hay que utilizar entonces una función de circulación elíptica.

$$\Gamma(y) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{y}{s}\right)^2}$$

La velocidad inducida por la desviación de la corriente es,

$$w_{y1} = -\frac{\Gamma_0}{4\pi s} \int_{-s}^{+s} \frac{y'}{\sqrt{s^2 - y'^2}(y - y_1')} dy' = -\frac{\Gamma_0}{4\pi s} (\pi + y_1/l)$$

dónde

$$l = \int_{-s}^{+s} \frac{dy'}{\sqrt{s^2 - y'^2}(y - y_1')}$$

Ya que la carga elíptica es simétrica respecto a y , la velocidad inducida en un punto $y_1 = +a$ debe ser igual en otro $y_1 = -a$. En relación con la ecuación anterior, esto es cierto solo si $l = 0$. Entonces para la distribución de carga elíptica:

$$w_{y1} = w(y) = -\frac{\Gamma_0}{4s}$$

La velocidad inducida es independiente de la coordenada a lo largo de la envergadura. La sustentación total para toda el ala es:

$$L = \int_0^s \rho U \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{y}{S}\right)^2} dy$$

Usando la transformación $y = -s \cos \phi$ sustituyendo e integrando la sustentación queda como:

$$L = \int_0^\pi \rho U \Gamma_0 \sqrt{1 - \cos^2 \phi} s \sin \phi d\phi = \frac{\pi}{4} \rho U \Gamma_0 s$$

El coeficiente de sustentación del ala es:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S} = \frac{\pi b \Gamma_0}{2 U_\infty^2 S}$$

De igual forma el arrastre inducido para el ala es:

$$D_i = \int_0^s \frac{\rho_\infty \Gamma_0^2}{4S} \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{y}{S}\right)^2} dy$$

Introduciendo la transformación queda:

$$D_i = \frac{\rho_\infty \Gamma_0^2}{4S} \int_0^\pi \sqrt{1 - \cos^2 \phi} s \sin \phi d\phi = \frac{\pi}{8} \rho_\infty \Gamma_0^2 s$$

y el coeficiente de arrastre de la componente inducida es:

$$C_{Di} = \frac{D_i}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S} = \frac{\pi \Gamma_0^2}{4 U_\infty^2 S}$$

Acomodando la Eq. 12 la circulación da:

$$\Gamma_0 = \frac{2C_t U_t S}{\pi b}$$

Entonces,

$$C_{Dv} = \frac{\pi}{4U_t^2 S} \left(\frac{2C_t U_t S}{\pi b} \right)^2 = \frac{C_t^2}{\pi} \left(\frac{S}{b^2} \right)$$

Ya que la relación de aspecto es:

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

$$\Rightarrow C_{Dv} = \frac{C_t^2}{\pi AR}$$

Se nota de nuevo que el arrastre inducido es cero para un perfil bidimensional (relación de aspecto infinita).

Esto implica que para alas cuya relación de aspecto sea grande (alargamiento), el arrastre inducido disminuye. Aquí observamos entonces la importancia del AR para disminuir el arrastre inducido o de vórtices.

Los experimentos llevados a cabo en alas rectangulares y comparados con los resultados teóricos obtenidos de la distribución elíptica, son muy aproximados, por lo que la validez en la suposición de la distribución elíptica, es verificada experimentalmente.

Técnica para calcular cualquier distribución a lo largo de la envergadura.

La circulación a lo largo de la envergadura puede representarse por una serie senoidal de Fourier de seno, consistente en n términos:

$$\Gamma(\phi) = 4sU_\infty \sum_1^n A_n \sin n\phi$$

Si la coordenada y se reemplaza por la coordenada ϕ :

$$\frac{V}{N} = -\cos \phi$$

En la Fig. 2.8 se presenta una grafica de la serie de Fourier. Siendo la distribución de sustentación simétrica a lo largo de la envergadura representada en la Fig. 2.8. simétrica, solo se quedan los términos impares.

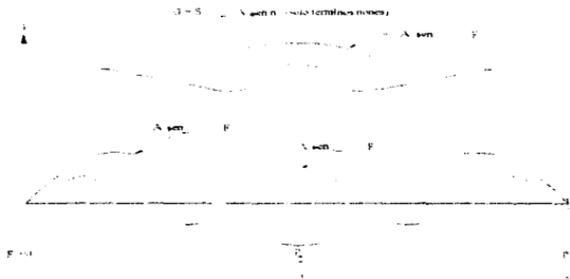


Fig. 2.8. Distribución de sustentación simétrica a lo largo de la envergadura representada por una serie de seno.

La fuerza de sustentación [La sustentación que actúa en una sección determinada para la cual la circulación es $\Gamma(\phi)$] se obtiene por:

$$l(\phi) = \rho U \Gamma(\phi) = 4 \rho U^2 b \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin n\phi$$

Para evaluar los coeficientes $A_1, A_2, A_3, \dots, A_N$, se necesita determinar la circulación en n puntos a lo largo de la envergadura. Una vez hecho esto, resultaran n ecuaciones lineares que pueden ser resueltas para los A_n coeficientes.

Recordando que el coeficiente de sustentación para cualquier punto es:

$$C_l(\phi) = \frac{\text{Sustentacion}}{\frac{1}{2} \rho U^2 c}$$

Usando la circulación local para determinar la sustentación local por unidad de envergadura, se obtiene:

$$C_l(\phi) = \frac{\rho U \Gamma(\phi)}{\frac{1}{2} \rho U^2 c} = \frac{2\Gamma(\phi)}{U c}$$

Se puede evaluar también el coeficiente de sustentación de cualquier sección usando la correlación lineal entre la sustentación y el ángulo de ataque para un flujo bidimensional. Apoyándonos en la Fig. 2.9. para aclarar la nomenclatura se tiene:

$$C_l = \left(\frac{dC_l}{d\alpha} \right) (\alpha - \alpha_0)$$

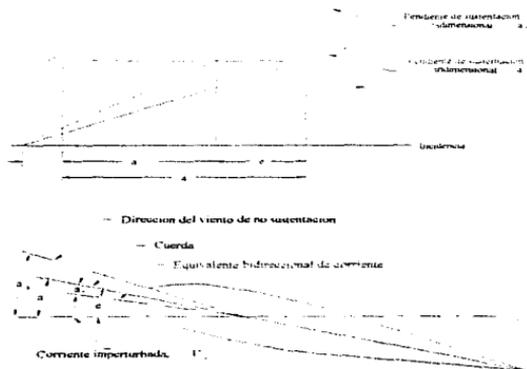


Fig. 2.9. Diferencia en la pendiente de un perfil bidimensional y uno tridimensional, nomenclatura para el perfil y ala.

La relación diferencial $(dC, d\alpha)_\alpha$ que es la pendiente de la curva de sustentación, será el símbolo α_α . Combinando las relaciones anteriores y siendo que $\alpha_\alpha = \alpha - \varepsilon$ se obtiene la relación:

$$\frac{\partial \Gamma(\phi)}{\partial \alpha_\alpha} = U_\alpha [\alpha(\phi) - \alpha_{01}(\phi)] - U_\alpha \varepsilon(\phi)$$

Para el análisis en la ecuación anterior, se requieren cinco parámetros, los cuales dependen de su ubicación en un punto (ϕ) a lo largo de la envergadura, en los cuales se evalúan los términos. Los cinco parámetros son: (1) Γ , la circulación local; (2) ε , el ángulo de desviación de la corriente U_α , el cual depende de la distribución de circulación; (3) ϕ , la longitud de la cuerda, la cual es variable con ϕ para alas de proyección trapezoidal; (4) α , el ángulo de ataque geométrico local, el cual puede variar con ϕ cuando el ala tiene rotación geométrica; y (5) α_{01} , el ángulo de ataque de cero sustentación, que varía con ϕ cuando la sección del perfil varía en la dirección a lo largo de la envergadura (se conoce como rotación aerodinámica).

Entonces:

$$U_\alpha \varepsilon = -w = -\frac{1}{4\pi} \int_{-x_1}^{x_1} \frac{d\Gamma}{y - y_1} dy_1$$

Usando la representación de la circulación en serie de Fourier y la transformación de coordenada, queda:

$$-w = U_\alpha \frac{\sum n A_n \operatorname{sen} n\phi}{\operatorname{sen} n\phi}$$

Reescribiendo la ecuación 2.25,

$$\frac{\partial \Gamma}{\partial \alpha_\alpha} = U_\alpha (\alpha - \alpha_{01}) - U_\alpha \frac{\sum n A_n \operatorname{sen} n\phi}{\operatorname{sen} n\phi}$$

Ya que $\Gamma = 4sU_c \sum A_n \sin n\phi$, la ecuación queda como:

$$\frac{8s}{ca_c} = \sum A_n \sin n\phi = (\alpha - \alpha_{01}) - \frac{\sum nA_n \sin n\phi}{\sin n\phi}$$

Finalmente, definiendo $\mu = ca_c / 8s$, la ecuación principal es:

$$\mu(\alpha - \alpha_{01}) \sin \phi = \sum A_n \sin n\phi (\mu n + \sin \phi)$$

la cual es conocida como *ecuación del monoplano*. Si consideramos solamente distribuciones simétricas de sustentación, solo los términos impares de la serie necesitan ser considerados. Esto se muestra en la gráfica Fig. 2.8.

$$\Gamma(\phi) = 4sU_c (A_1 \sin \phi + A_3 \sin 3\phi + A_5 \sin 5\phi + \dots)$$

2.4 Sustentación en el Ala

$$L = \int_0^\pi \rho_\infty U_\infty^2 \Gamma(y) dy = \int_0^\pi \rho_\infty U_\infty^2 s \Gamma(\phi) \sin \phi d\phi$$

Usando la serie de Fourier para $\Gamma(\phi)$:

$$L = 4 \rho_\infty U_\infty^2 s^2 \int_0^\pi \sum A_n \sin n\phi \sin \phi d\phi$$

Usando la identidad trigonométrica $\sin A \sin B = \frac{1}{2} \cos (A-B) - \frac{1}{2} \cos (A+B)$, la integración queda,

$$L = 4 \rho_\infty U_\infty^2 s^2 \left\{ A_1 \left[\frac{\phi}{2} + \frac{\sin 2\phi}{4} \right]_0^\pi + \sum_{j=2}^{\infty} \frac{1}{2} A_j \left[\frac{\sin(n-1)\phi}{n-1} - \frac{\sin(n+1)\phi}{n+1} \right]_0^\pi \right\}$$

La sumatoria representada por el segundo término en el lado derecho de la ecuación es cero, ya que cada término es cero para $n = 1$. Entonces finalmente la expresión integral para encontrar la sustentación es:

$$L = (4s^2) \left(\frac{1}{2} \rho_s U^2 \right) A_1 \pi = C_L \left(\frac{1}{2} \rho_s U^2 \right) (S)$$

$$C_L = A_1 \pi \bullet AR$$

Como se observa la sustentación solo depende de la magnitud del primer coeficiente, sin importar cuantos términos estén presentes en la serie que describa la distribución. Así mismo vemos la gran importancia que tiene la relación de aspecto en la sustentación.

Arrastre Inducido por Vórtices

$$D = -\int \rho_s w \Gamma dy$$

$$= \rho_s \int_0^c \frac{U_s \sum n A_n \sin n\phi}{\sin \phi} 4s U_s \sum A_n \sin n\phi \sin \phi d\phi$$

$$= 4 \rho_s s^2 U_s^2 \int_0^{\pi} \sum n A_n \sin n\phi \sum A_n \sin n\phi d\phi$$

donde

$$\int_0^{\pi} \sum n A_n \sin n\phi \sum A_n \sin n\phi d\phi = \frac{\pi}{2} \sum n A_n^2$$

Entonces, el coeficiente de arrastre inducido por vórtice es:

$$C_{Di} = \pi AR \sum n A_n^2$$

como $A_1 = C_L / (\pi AR)$,

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi AR} \sum n \left(\frac{A_n}{A_1} \right)^2$$

sólo se consideran los términos pares en la serie son considerados para la distribución de carga simétrica.

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi AR} \left[1 + \left(\frac{3A_1^2}{A_1^2} + \frac{5A_2^2}{A_1^2} + \frac{7A_3^2}{A_1^2} + \dots \right) \right]$$

ó

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi AR} (1 + \delta)$$

dónde

$$\delta = \frac{3A_1^2}{A_1^2} + \frac{5A_2^2}{A_1^2} + \frac{7A_3^2}{A_1^2} + \dots$$

Como $\delta \geq 0$, el arrastre es mínimo cuando $\delta = 0$. En este caso, el único término en la serie que representa la distribución de circulación es el primero:

$$\Gamma(\phi) = 4sU_\infty A_1 \sin \phi$$

el cual es la distribución elíptica.

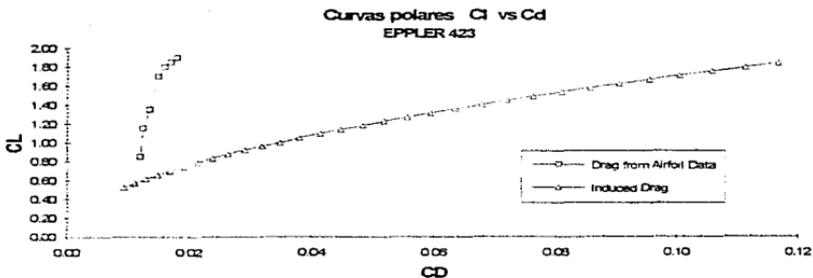
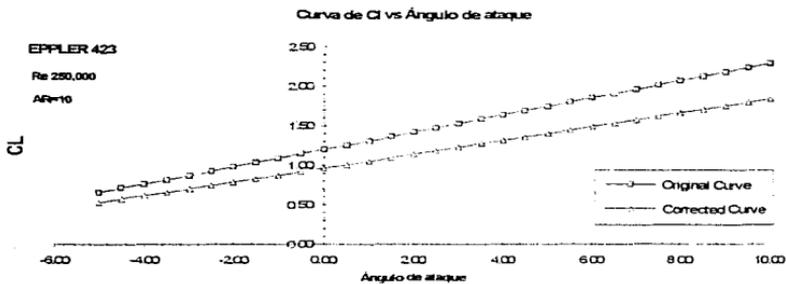
Las curvas dadas en la literatura son para un ala de envergadura infinita, por lo que hay que corregir sus curvas para el ala real. Una práctica común es reducir la pendiente de la curva de sustentación por un factor de 0.2, es decir, $C_{L \text{ finita}} = 0.8 C_{L \text{ infinita}}$. Sin embargo existen diversos métodos con los que se obtiene mayor exactitud por lo que usaremos uno de éstos.

El método que se usa para la corrección del ala finita es la *ecuación del monoplano* que fue expuesto anteriormente. Este es para una distribución de circulación y sustentación arbitraria a lo largo de la envergadura.

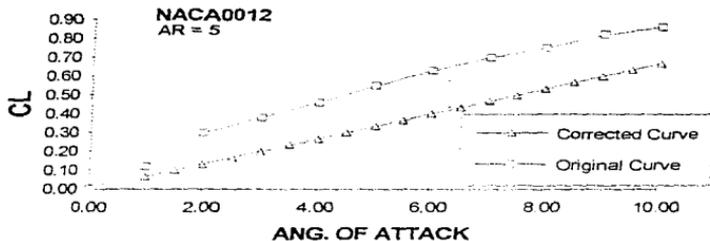
Para este efecto se desarrolló un programa llamado *alafinit.c* cuyo listado está en el apéndice A.

Con este método de corrección, también obtenemos el coeficiente de arrastre inducido.

Las gráficas de la corrección del perfil Eppler 423 y NACA0012 se muestran. Fig. 2.10.



Curve of C_L vs Angle of Attack



Polar Curves C_L vs C_d

NACA0012

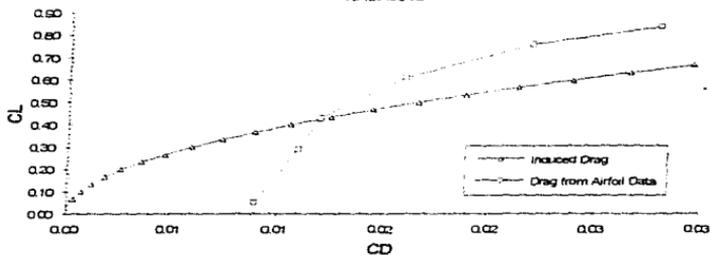


Fig. 2.10. Curvas polares teóricas y corregidas para el ala finita. (ala y elevador).

Comparando el método de corrección a través de la ecuación del monoplano y el factor de 0.8 que se utiliza comúnmente, tenemos que es muy aproximado ya que las pendientes se redujeron a un 0.79 del valor original, utilizando la corrección.

El arrastre total está compuesto por dos tipos principales de arrastre, que son el de superficie mojada y el arrastre inducido asociado a la sustentación, un tercero que también es importante es el relacionado con los efectos relacionados a la compresibilidad que se correlacionan en términos del número de Mach y se conoce como arrastre de onda, éste último no aparece en nuestro modelo ya que es flujo incompresible.

De acuerdo a la Ref. 5, la mayor contribución es debida al arrastre inducido por la sustentación, el cual junto con el arrastre por fricción o superficie mojada representan un 85% del arrastre total para un aeromodelo típico (Fig. 2.11). Los otros incrementos en el arrastre total son debidos al desprendimiento del flujo aguas abajo y otras regiones este es conocido como arrastre de presión, interferencia aerodinámica entre las partes del aeromodelo, arrastre de onda por efectos de compresibilidad cerca de condiciones de vuelo sónico, y efectos misceláneos, como efectos de rugosidad e infiltración, constituyen el 15% restante.

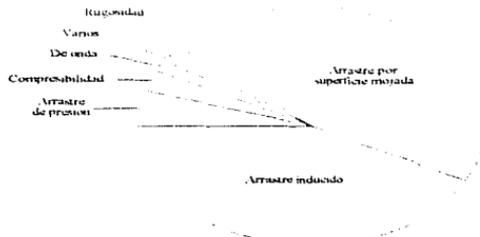


Fig. 2.11. Contribuciones de los distintos tipos de arrastre que se presentan en un aeroplano.

En flujo subsónico la principal contribución es por arrastre inducido.

2.5 Selección de la forma en planta para el ala

Debido a que la velocidad de vuelo del aeromodelo es baja, se tiene un flujo subsónico e incompresible lo cual elimina posibles geometrías de flujo supersónico, como son, alas flechadas ya sean rectangulares o trapezoidales, alas delta (triangulares) o alas pentagonales, hexagonales etc. (Fig. 2. 12)

Nos ocupa por lo tanto el caso mas sencillo para la forma en planta del ala teniendo dos posibles configuraciones: alas rectangulares o trapezoidales.

Discutiremos las características de estas para hacer una elección. Para este efecto se hacen las siguientes consideraciones:

- Ala en flujo subsónico e incompresible.
- Ventajas y desventajas del ala cuadrada y el ala trapezoidal
- Características de la mecánica de fluido en ambas
- Características de la mecánica de sólidos en ambas.
- Método de manufactura (costo, materiales y complejidad)
- Conservación de características aerodinámicas.

De la teoría descrita en el ala finita se obtienen aspectos relevantes en cuanto a la forma en planta, la relación de aspecto AR o alargamiento cobra gran importancia ya que ante la presencia de la sustentación y del efecto de la velocidad inducida aparece el arrastre inducido C_{Di} , el cual es inversamente proporcional al alargamiento, por lo que al aumentar éste disminuye el arrastre inducido, seleccionar un AR alto es necesario para disminuir el arrastre inducido. Por otra parte la cuerda del perfil (longitud característica) debe ser de un tamaño adecuado, debido al número de Reynolds apropiado para el trabajo del perfil. Experimentalmente se han establecido que relaciones de alargamiento adecuadas en bajas velocidades tienen valores de 8 a 11.

El patrón de entrada en pérdida de alas en función de su forma en planta se muestra en la Fig. 2.12. El patrón deseable de entrada en pérdida para un ala, es el que se inicia en la sección de la raíz, para que los alerones tengan alta eficiencia o efectividad a elevados ángulos de ataque.

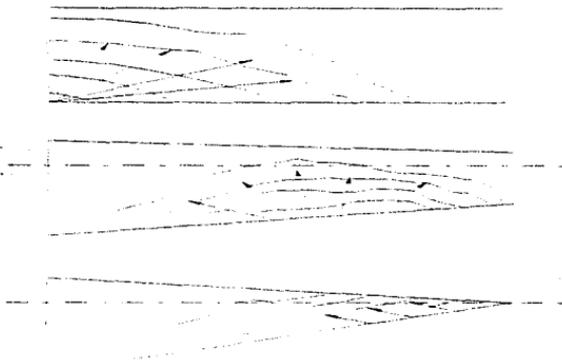


Fig. 2.12. Patrones de entrada en pérdida:

- (a) ala rectangular, $\lambda=1.0$.
 (b) ala trapezoidal moderada, $\lambda=0.4$.
 (c) ala triangular, $\lambda=0.0$.

La distribución de sustentación a lo largo de la envergadura para un ala rectangular, indica que el desprendimiento empieza en la raíz del ala o sección pegada al fuselaje, continuando hacia afuera. Por lo tanto el patrón de pérdida es favorable ya que no hay pérdida de sustentación en las superficies de control.

La distribución de sustentación para el ala trapezoidal se aproxima a una elíptica, como resultado todas las secciones del ala alcanzan la pérdida esencialmente a un mismo ángulo de ataque.

El ala trapezoidal entra en pérdida más cerca de la punta, por lo que los alerones tienen menor efectividad.

Para reducir los patrones de entrada en pérdida se debe dar una torsión al ala, decrementando los ángulos de ataque locales en la punta del ala y evitando que entre en pérdida las puntas.

En cuanto a los efectos geométricos en la estructura, el ala trapezoidal reduce los momentos flexionantes en la raíz del ala, ya que aquí es donde se presentan los

momentos máximos, esta es una forma de reducirlos y así aligerar el peso de la misma, siendo necesario menor refuerzo en el centro.

Así mismo por el tipo de flujo incompresible que tenemos ($Mach \approx 0.08$) no tiene sentido un ala flechada, ya que esta es usada solo cuando se presentan efectos de compresibilidad ($Mach \geq 0.3$) pues reduce y retarda considerablemente los efectos de arrastre, los cuales se incrementan considerablemente en un flujo plenamente compresible ($Mach \geq 0.5$).

2.6 Propuesta de manufactura.

En resumen podemos enlistar las siguientes consideraciones.

Es insalvable la pérdida de dimensiones del perfil respecto al perfil teórico

La superficie final presenta defectos como abolladuras y raspaduras por la suavidad de los materiales y su método de aplicación.

Un punto muy importante es también el borde de salida en el perfil, el cual en todos los perfiles termina con una reducción del área hasta un punto donde convergen las líneas superior e inferior del perfil por lo que evidentemente acaban en punta, es decir, disminuye su área hasta cero.

Mediante este método de manufactura del ala, es técnicamente imposible obtener una superficie en punta para el borde de salida lo que afecta la salida del flujo la cual debe ser suave y paralela ocasionando con seguridad anomalías en el flujo, que se traducen en arrastre y pérdida de rendimiento.

Aún en el supuesto de conseguir un borde de salida en punta, por la suavidad de la madera, al hacer el manejo natural del ala para su transporte, sufrirá achatamiento por abolladuras así como por rayones.

El uso de los dispositivos para darle dirección en el aire como son los alerones, son manufacturados de madera sólida o estructura de madera, la cual es muy común que se fuerza, deformando el perfil y alejándose aun más de su comportamiento teórico.

A pesar de las desventajas anteriores, es común el uso de este método de manufactura por ser muy económico en comparación con el uso de otros materiales, así como de que aún a pesar de las deformaciones que sufre el perfil, su eficiencia general es buena, sin embargo, al competir contra alas manufacturadas de materiales compuestos y otras técnicas no es muy competitivo.

Se propone la siguiente técnica de manufactura con materiales compuestos, para un ala similar a la que se describe.

Con el objeto de evitar la variación o deformación respecto del perfil teórico se construye un modelo de madera el cual siga fielmente el contorno teórico, esto se logra utilizando plantillas del perfil cortadas en control numérico, las cuales se colocan de manera que aprienson una sección de madera con una sobre dimensión, posteriormente con el uso de distintas lijas se aproxima hasta lograr el perfil teórico. Se comprobó experimentalmente que es la mejor forma de lograr la geometría del perfil, ya que al tratar de obtener los perfiles en madera mediante el uso de un programa en la máquina de control numérico, debido a las características de maquinado de la madera y a que las máquinas de control son diseñadas para el maquinado de metales no se alcanzan las suficientes RPM para dejar un acabado correcto, y como consecuencia también se observa que la madera no resiste los esfuerzos de arranque de material a esas velocidades, fracturándose y astillándose en diferentes secciones, por otro lado la herramienta de corte, la cual es un cortador vertical de cuatro filos, diámetro nominal 3.4", y longitud de la superficie de corte de 11 cm, también se ve afectada por la velocidad y la abrasión excesiva que produce la madera, por lo que el filo se acaba rápidamente y el metal se quema por la ausencia de algún refrigerante. Se considera que es posible hacer el maquinado en madera con las condiciones de velocidad adecuadas así como una herramienta con refrigeración interna ya que la madera no se puede mojar pues absorbe cualquier líquido y cambia sus dimensiones. Se encontró como alternativa al maquinado con control numérico, la aproximación y acabado final con lija y plantillas hechas en control numérico como guías (Escantillón). Una vez diseñada y construida una máquina para este fin se reduciría hasta en un 50% el tiempo de fabricación, además de ser barata de construir; así como en su mantenimiento y la única parte que cambiaría para la fabricación de distintos perfiles serían las plantillas hechas en control numérico.

Una vez obtenido el modelo de madera, pegando las secciones de madera necesarias, se saca el molde el cual se puede hacer en fibra de vidrio. Este molde constaría de dos partes; la curva que forma la parte superior del perfil y el molde de la inferior.

Un material compuesto consta de una parte que le da estabilidad y otra rigidez. Entre los más comunes están la fibra de carbono y la fibra aramídica mejor conocida por el nombre comercial de Kevlar. El Kevlar tiene la desventaja de que no se puede lijar en caso de ser necesaria una corrección con lija de algún pequeño defecto, por lo que la fibra de carbono es una mejor opción en cuanto al terminado ya que esta se puede lijar.

Una vez teniendo el molde se corta el perfil en espuma de PVC de la longitud deseada del ala con un sobreespesor, con el objeto de lograr bajo presión el perfil del molde, se recubre entonces con tela de fibra de carbono y resina epóxica para fijarla a la espuma, cerrando el molde con tornillos y esperando el secado de la resina el tiempo necesario el cual es aproximadamente un día.

Una vez secado, se corta el exceso de material y se lija en caso de ser necesario. Un punto importante es que una vez obtenidas las dos alas hay que darles un ángulo diedro y unir las en su parte central, para esto se propone hacer un molde de la parte del ángulo diedro con la forma del perfil y colocarlo en la parte superior del fuselaje donde asienten las alas y atornillar estas o simplemente unir las de manera convencional.

Se ha descrito en grandes rasgos el método de manufactura de un ala de material compuesto lo cual es una aproximación que sin duda carece de refinamiento técnico el cual se adquiere de la experiencia y bibliografía.

Otro método puede ser con una estructura hecha de costillas y vigas de material compuesto, y recubierta con un material que no se deforma como el utilizado para forrar la madera balsa, llamado lightspan. Este es de importación al igual que los materiales compuestos y la espuma de PVC, por ser éstos utilizados en la fabricación de aviones en general, industria que no existe en México.

Con el método del molde es posible obtener un ala con mucha más rapidez y sin deformaciones por la naturaleza del material y de la técnica, así como de gran ligereza y gran resistencia aunque de un costo elevado, por no existir éstos materiales en México.

Sin embargo es la tendencia en la construcción de aviones en el presente y se prevé así mismo que su uso aumente en el futuro, ya que como se sabe el área de materiales ligeros y resistentes es un campo considerado estratégico por los países que desarrollan tecnología, siendo mucho más competitivo un aeronaute hecha en estos materiales que en materiales convencionales.

Para el cálculo de la viga con este segundo método propuesto se elaboró un programa de cálculo llamado *viga bas* el cual se anexa en el apéndice, este calcula las cargas aerodinámicas así como el espesor del material de relleno y de la fibra que lo recubre, el perfil que se utiliza para la viga es de sección transversal en "C" o canal.

CAPÍTULO 3

CONFIGURACIÓN GENERAL

3.1 Configuración.

La ecuación principal para obtener la configuración de la aeronave, es un balance de fuerzas y momentos considerando velocidad constante, a este análisis se le conoce como ecuación de equilibrio estático con mandos fijos.

Se elaboró un programa de computadora para facilitar los cálculos, en el cual se obtiene la configuración más conveniente. Este programa varía la distribución del área, distancias respecto del centro de gravedad (C.G.) y efectúa una corrección en la distribución de sustentación del ala, ya que en la zona del fuselaje la sustentación cae, por lo que en esta sección el coeficiente de sustentación es diferente que al resto del ala. Esto es llamado corrección por fuselaje, para obtener el coeficiente de sustentación aproximado de esta sección se utiliza una fórmula experimental desarrollada en pruebas de laboratorio con prototipos y verificada en modelos a escala completa.

$$C_{L_{fuselaje}} = C_{L_{al}} \left(1 - \frac{S_{fuselaje}}{S_{al}} \right)$$

La ecuación principal para la configuración es un balance de fuerzas y momentos que se muestra esquemáticamente en la Fig. 3.1.

$$\begin{aligned} \sum F_x &= 0 & \sum F_y &= T - D - D_i - D_e = 0 \\ \sum F_z &= 0 & \sum F_{x'} &= L + L_i + L_e - W = 0 \\ \sum M_{x'} &= 0 & \sum M_{y'} &= M_{ax} - L \cdot x_a + D \cdot z = -M_T - L_e \cdot x_e - M_D - D_i \cdot h_i = 0 \end{aligned}$$

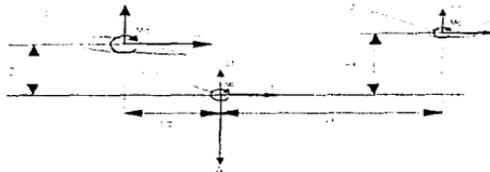


Fig. 3.1. Fuerzas que intervienen en la configuración de la aeronave.

la ecuación de momento es:

$$\sum M_{\text{cv}} = M_{\text{ala}} + M_{\text{fuselaje}} + M_{\text{elevador horizontal}} + L_{\text{ala}} X_d - L_{\text{elevador}} X_f + D_{\text{ala}} Z + D_{\text{elevador horizontal}} H_f$$

el momento del fuselaje se considera despreciable.

El momento, la sustentación y los términos de arrastre se calcularon por:

$$M = C_m c q S$$

$$L = C_l q S$$

$$D = C_d q S$$

$$q = \frac{\rho}{2} V^2$$

$$S = A c u = c b$$

Dónde:

c : cuerda

b : fuselaje

q : presión dinámica

V : velocidad absoluta.

ρ : densidad del aire.

Los resultados obtenidos para una configuración estable son:

AR _{ala}	=	10		AR _{elevador}	=	5	
Área _{ala}	=	80	%	Área _{elevador}	=	13	%
b _{ala}	=	2.5	m	b _{elevador}	=	0.7	m
C _{ala}	=	0.25	m	C _{elevador}	=	0.014	m
α _{ala}	=	0°		α _{elevador}	=	-3°	
Y _a	=	-0.005	m	Y _e	=	-1.05	m
Z	=	0.095	m	Ht	=	0.25	m
L _{ala}	=	2.5	m	L _{elevador}	=	0.7	m
Área _{total}	=	12	%				

Los valores para la configuración total se presentan en la sección del apéndice, en los planos de vista ortogonal.

Se decide poner el ala encima del fuselaje, ya que esta configuración de ala arriba,

proporciona mucha estabilidad, lo que evita que se tenga un aeromodelo muy maniobrable y por lo tanto el vuelo sea más uniforme, aunque el movimiento más general de las aeronaves es el de tipo inuniforme, con el que el vehículo sufre aceleración o deceleración y realiza oscilaciones durante el vuelo.

Conocer los efectos debido a estas oscilaciones implica el estudio de la *estabilidad dinámica* del vehículo volante. Un vehículo posee estabilidad dinámica, si las discrepancias de los parámetros cinemáticos, provocadas por cualesquiera fuerzas perturbadoras, en función del tiempo disminuyen, por lo que el movimiento perturbado se debilita y tiende hacia el vuelo más estable. La investigación de la estabilidad dinámica se realiza basándose en las ecuaciones de movimiento perturbado en las que entran las características aerodinámicas dependientes del tiempo (llamadas características aerodinámicas no estacionarias). Por simplificación en los cálculos y debido a que nuestra aeronave tiene una altura de vuelo baja, no se realiza el estudio de equilibrio dinámico puesto que su análisis es bastante extenso pero se dan detalles de su cálculo en la Ref. 5.

Para predecir la capacidad de carga del aeromodelo, se necesita saber el empuje producido por el motor, para este efecto se llevaron a cabo pruebas con distintas hélices y se midió el empuje con un dinamómetro de resorte.

Los resultados son los siguientes:

Tipo de hélice	No Palas	RPM	Empuje [N]
11-7 madera	2	10,000	20.5
12-6 fibra de vidrio	2	11,000	24.0
12-5 madera	2	10,000	21.5
12-6 madera	2	10,000	23.5
11-7 fibra de vidrio	3	9,000	15.0

La hélice con mayor eficiencia para el motor 0.61 KtB es la 12-6 de fibra de vidrio y dos palas, a pesar de que las hélices de tres palas tienen una mayor eficiencia que las de dos palas, el peso de éstas es excesivo para la potencia del pequeño motor, como se puede interpretar por la caída de RPM con una hélice de este tipo.

En aeronaves de pasajeros, se utilizan generalmente hélices de 3 palas, ya que tienen mayor eficiencia.

Los números 12-6 representan el diámetro y el paso de la hélice, en pulgadas.

La ecuación para el empuje estatico es:

$$T_0 = P^{1/3} (2.634)^{2/3}$$

Dónde A es el área de la hélice y P, es la potencia suministrada.

Para la hélice con que se obtuvo el máximo empuje (T_0), la eficiencia es $\eta = 0.65$, considerando que la $P_i = 0.8 \text{ hp @ } 10,000 \text{ RPM y } 2200 \text{ m sobre el nivel del mar. (Cd. Mex.)}$.

Después de eso obtenemos de la referencia 2, una curva que representa la variación de empuje contra velocidad, para sistemas de baja potencia :

$$\frac{T}{T_0} = 1 - 1.76345 \cdot 10^{-3} V^2$$

donde V está en m/s y T_0 es el empuje estatico.

Para nuestro caso,

$$T = 29.7 - 0.52371 V^2$$

Esta ecuación se obtiene haciendo una corrección en los datos de empuje estatico para la Cd. de México (2200 m S.N.M.).

3.2 Empenaje.

Estabilizador horizontal

Estabilidad y ajuste

Un aeronaue es estáticamente estable, si como resultado de una pequeña perturbacion durante el vuelo, se genera un momento aerodinámico que tienda a retomar el aeronaue al equilibrio.

Entonces, considerando el ala como un cuerpo rígido, cualquier momento "no balanceado", causará que ésta rote respecto al centro de gravedad. Si como en la Fig. 3.2, el C.G. se encuentra atrás del centro aerodinámico y el M_{CG} es cero ó balanceado exactamente, el incremento de sustentación, $+\Delta L$, como resultado de un incremento en el ángulo de ataque, causará un momento $+\Delta M_{CG}$ (en la dirección de pérdida). Al contrario, si el ángulo de ataque se decremента, el resultante ΔL e ΔM_{CG} serán negativos.

En cualquier caso, $dM_{CG} / dL > 0$; entonces, ya que el momento generado ocasiona la desviación del estado de equilibrio, esta configuración de la Fig. 3.2 es *inestable*.

Por lo tanto, el aeroplano es estable si $X_{AC} > X_{CG}$, para $dM_{CG} / dL < 0$.

Para muchas configuraciones, el CG se encuentra atrás del centro aerodinámico, y la estabilidad es alcanzada con el uso del estabilizador horizontal atrás del ala.



Fig. 3. 2. Sistema de carga en el ala

En la Fig. 3.3 se puede observar como la cola contribuye con un momento estabilizador. Cuando la configuración ala-cola es alterada del equilibrio, con el ajuste adecuado con el área del estabilizador y la distancia al CG, L se crea un momento el cual pueda fácilmente contrarrestar el efecto desestabilizador del ala.

La estabilidad no es la única consideración. Para vuelo horizontal, el aeroplano debe también estar ajustado, lo que significa que el momento neto presente, debe ser cero. Según la exposición anterior, el aeroplano es estable si $dM_{CG} / dL < 0$; si se quiere alcanzar también el ajuste en vuelo horizontal ($L > 0$), es necesario que $M_{CG} = 0$, para $L = L_{ajuste}$.



Fig. 3. 3. Estabilizador trasero.

Para satisfacer ambas condiciones se requiere que $M_{CG} > 0$, para $L < L_{ajuste}$. En términos de los coeficientes, las dos condiciones, ajuste y estabilidad, para vuelo horizontal, son respectivamente:

$$C_{MCG} > 0 \text{ para } C_L = 0$$

$$\frac{dC_{MCG}}{dC_L} < 0$$

Estas condiciones se ilustran en la Fig. 3.4. ($C_L = 0$, $C_{MCG} = C_{MAC}$ es designado como C_{M0}), que muestra esquemáticamente la dependencia de C_{MCG} con C_L para alas con el CG adelante de y atrás del AC, para la cola (atrás de AC), y para la combinación ala-cola. Se nota que para el ala A sola, existe el ajuste pero es inestable si el CG está detrás del AC, y es estable pero no ajustada, si el CG está adelante del AC; ambas condiciones, estabilidad y ajuste, se alcanzan con la adición de la cola.

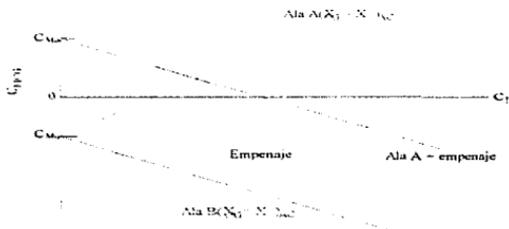


Fig. 3.4. Ajuste y estabilidad para aviones convencionales en posición normal al flujo, para estabilizador y para ala + estabilizador

Si se coloca el CG adelante del AC se tiene una configuración estable, y si se da a el ala torsión geométrica y aerodinámica (cambio del perfil en la misma ala) así como flechado, es posible ajustarla sin necesidad del estabilizador horizontal o superficie en la cola.

En resumen la combinación de flechado y torsión es útil para el diseño de alas volantes. El flechado mueve el centro aerodinámico del ala hacia atrás, facilitando la condición de estabilidad, que requiere que el CG quede enfrente del AC (Fig. 3.5).

La combinación de flechado y torsión conduce a un C_{M0} positivo, el cual es necesario para la condición de ajuste.

En el aeromodelo se fija el CG delante del AC, para asegurar la estabilidad y se utiliza el estabilizador horizontal para el ajuste.

La ubicación del estabilizador horizontal es el de una cola en "T" para sacar de la zona del flujo turbulento desprendido del ala al estabilizador.

El tipo de estabilizador que se usa es de péndulo, para evitar problemas de ajuste del mismo.



Fig. 3. 5. Ala flechada

Estabilizador vertical

Es el elemento de mayor importancia en la estabilidad direccional. Si el aeronave tiene viento relativo en la cola, con un ángulo beta en la cola vertical se produce un efecto estabilizante, cuya magnitud depende del valor de la sustentación que origina, cuanto mayor, sea la superficie más contribuirá a la estabilidad.

Debido a la estabilidad direccional, el aeronave empieza a girar orientándose al viento (Fig. 3.6), aumenta aun más el efecto estabilizador porque el ángulo de ataque de la cola se hace mayor. A veces para lograr más estabilidad, en lugar de aumentar la superficie del plano vertical de cola, que significa aumentar también la resistencia, se utilizan derivas dorsales o ventrales (Fig. 3.7)

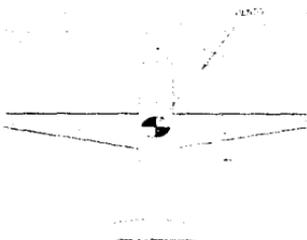


Fig. 3.6. Viento relativo y tendencia a orientarse hacia esa dirección debido al estabilizador vertical.

La cola debe producir estabilidad suficiente para contrarrestar los efectos desestabilizantes del fuselaje y proporcionar además la estabilidad necesaria al aeronave.

La estabilidad direccional disminuye a grandes ángulos de ataque del aeronave, ya que se reduce la efectividad de la cola, a causa del aumento en el espesor de la capa límite del fuselaje junto a ella.

Para el cálculo del área del estabilizador horizontal se utiliza una relación experimental, que recomienda un área de 40% a 50% del área del estabilizador vertical, el área móvil ó timón de 20% a 30% y hasta 50% del área del estabilizador vertical.



Fig. 3.7. Cola vertical, la zona sombreada es la forma aconsejable de diseño.

3.3 Dispositivos para incrementar la sustentación

Múltiples superficies sustentadoras

El diseño de un perfil de alta sustentación, requiere del diseño de una forma que provea la máxima presión en la superficie inferior y la mínima en la superficie superior, es decir, la máxima diferencia de presión promedio.

El límite en el diseño de la máxima curvatura promedio para un perfil, es el conocimiento y control de los efectos viscosos de un fluido, como el aire, que no ocurren en el cuerpo del fluido, sino en las regiones que hacen frontera con el sólido, nos referimos entonces a la capa límite.

El comportamiento del fluido ante una superficie ahusada, contribuye a que exista separación de la capa límite. Por definición un objeto es ahusado si no existe separación de la capa límite, sin embargo ocurre cuando se intenta obtener mayor sustentación de un perfil, incrementando ya sea su línea de curvatura promedio o incrementando el ángulo de ataque ocasionando por lo tanto la interrupción del flujo que debe fluir ahora alrededor de esta región desprendida de fluido lo que se denomina *perdida*.

La pérdida involucra separación severa del flujo principal y arremolinamiento del fluido en la región de la capa límite desprendida lo que conduce a un incremento en el arrastre llamado *arrastre de presión* ya que la mayor presión existente en el borde de salida, empuja a la capa límite hacia arriba, de "regreso" al borde de ataque lo que ocasiona su desprendimiento, así como también pérdida brusca en la sustentación y un arrastre.

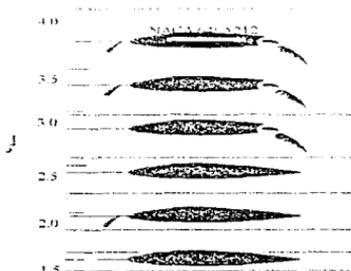


Fig. 3.8. C_{Lmax} para perfiles con diferentes dispositivos de alta sustentación.

Aún un objeto ahusado como los perfiles, puede sufrir pérdida, si se coloca a un ángulo desfavorable respecto al flujo, cambios del ángulo de ataque alteran la distribución de presión, particularmente en la superficie superior (o succión), la cual es responsable de gran parte de la sustentación. El arrastre entonces se incrementa y aún más importante, la sustentación decrece repentinamente, si esto pasa a un aeronaute que trata de aterrizar o despegar, súbitamente se desplomaría a tierra o bajaría en una pendiente muy pronunciada, pudiendo estrellarse o dañarse su tren de aterrizaje. Si la pérdida ocurriera en pleno vuelo, el aeronaute se desplomaría formando una espiral o barrera. Para generar entonces alta sustentación durante el aterrizaje o despegue, sin un excesivo ángulo de ataque que conduciría a la catastrófica pérdida, se utilizan dispositivos extensibles llamados alerones interiores o *flaps* que incrementan el área del ala, sin un ángulo de ataque peligroso Fig. 3.3.

Existen métodos pasivos y activos que incrementan la sustentación, los últimos son particularmente efectivos para aeronaves V-STOL (despegue y aterrizaje vertical corto) y GEM (maquinas de efecto suelo).

Algunos métodos pasivos se muestran en la Fig. 3.3, con sus correspondientes valores de $C_{l,max}$. Estos alcanzan valores superiores a 3.7 (el que tiene este valor no se considera del todo pasivo ya que tiene incorporada una ranura de succión). Como se ha dicho con antelación, entre mayor la deflexión de los flaps o del borde de ataque móvil (slats), mayor la curva de curvatura promedio y mayor aún con la combinación de ambos, así como también menor será el ángulo de cero sustentación, y mayor el desplazamiento de la curva de sustentación; aunque, la pendiente de la curva de sustentación antes de la pérdida permanece prácticamente constante. Por lo que el uso de flaps y slats incrementará la sustentación pero también el arrastre.

El incremento efectivo de la curvatura y de la sustentación se alcanza por la deflexión del borde de ataque y flaps.

A pesar de que con el uso de estos se evitan ángulos de ataque grandes y se trabaja en una zona lejos de la pérdida, la influencia de la capa límite sigue determinando su efectividad, es aquí donde se utilizan los métodos activos de control de la capa límite MACCL.



- | | |
|------------------------------------|--------------------------------------|
| A - Borde de ataque desplazado | 1 - Capa limite laminar. |
| B - Perfil (componente principal) | 2 - Region de transición |
| C ₁ y | 3 - Capa limite turbulenta ordinaria |
| C ₂ - Flap birranurado. | 4 - Capa limite continua. |

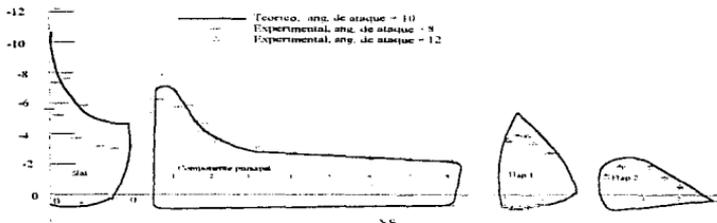


Fig. 3.9. Desarrollo de la capa limite y distribuciones de presión teoricas y experimentales en un perfil de multisuperficies

Estos, lo usan principalmente aeronaves que utilizan turbinas; desvian parte del chorro a dispositivos en el ala que lo inyectan en regiones claves (dónde se tienen gradientes adversos de presión y capa limite desprendida) para retardar el desprendimiento de CL y reducir el arrastre y la pérdida, elevando la eficiencia del perfil, estos métodos se conocen también como Incremento de Sustentación con Potencia. Esto se puede interpretar como una inyección de partículas de fluido con alta energía cinética las cuales ceden momentum a las partículas de la región de la CL desprendida que podíamos llamar una región de fluido muerto, lo cual mantiene pegada por más tiempo la CL y evita

o retarda su desprendimiento. El análisis involucra el tratamiento de dos capas límite la convencional y las confluentes.

Se muestra un dibujo detallado de el desarrollo de la capa límite y la distribución de presión teórica y experimental en el perfil de multiesuperficies (Fig. 3.9). Podemos ver la importancia de los métodos de control activos de la CL y los puntos dónde es pertinente la inyección de fluido, como el borde de ataque, justo detrás del slat para prevenir separación antes de que el flujo alcance los flaps. Se puede observar la complejidad en el desarrollo de las capas límite

3.4 Consideraciones para la forma del fuselaje y selección de dispositivos de alta sustentación.

Veamos ahora las necesidades del aeromodelo. Tomando en cuenta los principios fundamentales de la forma y el arrastre, analizaremos las condiciones en nuestra ala.

Antes que nada cabe preguntarnos ¿Cuáles son las fuerzas que predominan en nuestro aeromodelo?, ¿Que tipo de flujo tenemos?, ¿Cuál es el comportamiento de nuestra capa límite?, ¿Vaie la pena el uso de dispositivos de alta sustentación?, ¿Cuál es la forma ideal del cuerpo del fuselaje?

Desglosando estas preguntas fundamentales podemos determinar que tipo de dispositivos es conveniente, su ubicación así como la forma del fuselaje y del tren de aterrizaje.

Respondiendo a la primera pregunta recordaremos los tipos de fuerzas que intervienen en una partícula fluida, siguiendo el comportamiento de la ecuación de Newton de movimiento.

Intervienen dos tipos de fuerzas, de cuerpo y de superficie. Dentro de las fuerzas de cuerpo están la fuerza gravitacional, eléctrica y electromagnética, estas se caracterizan por actuar a distancia y actúan en la masa del fluido, por eso reciben el nombre de Fuerzas de cuerpo.

Las otras son las fuerzas de superficie. Mientras las fuerzas de cuerpo actúan a distancia, las fuerzas de superficie actúan por contacto directo entre la partícula y el fluido. Las fuerzas de superficie que actúan sobre la partícula de fluido son el esfuerzo normal (presión) y el esfuerzo cortante o tangencial (fricción viscosa).

Es apropiado abrir un paréntesis para recordar el significado de viscosidad en los fluidos.

Si suponemos que se tiene una partícula de fluido de forma cuadrada, y se le aplica una cierta cantidad de deformación cortante, el cuadrado se desplazará de su forma original formando un paralelepípedo el cual se deformó un cierto ángulo α , cuyo origen se mide a partir de la deflexión que sufrieron sus paredes verticales, manteniéndose por lo tanto su superficie inferior sin movimiento relativo a la superficie, y solo deformándose sus paredes laterales, desplazando así la superficie superior.

Entonces la resistencia que presenta este cuerpo a deformarse es debida a la viscosidad y se define como:

$$\text{Viscosidad} = \text{Esf. cortante} / \text{tiempo de cambio hasta } \alpha$$

Entonces el fluido que se encuentra inmediatamente adyacente a la superficie sólida no se desliza, relativo a esta. De esto se llega a la sorprendente conclusión que el material del que está hecha una superficie - madera, acero, cera, plástico o vidrio - no altera por sí mismo el comportamiento del fluido o la resistencia al movimiento a través del fluido.

La fricción viscosa en los fluidos exhibe otra propiedad inesperada. La resistencia friccional entre dos sólidos depende en la presión normal de contacto. Si se empuja un libro contra una mesa, la suma de resistencia friccional se incrementa al incrementar la presión sobre el libro. Pero en un fluido la resistencia viscosa es casi totalmente independiente de la presión. Depende casi únicamente en la razón de cambio de la forma de las partículas del fluido.

Para determinar la importancia de la viscosidad en nuestro aeromodelo pensamos ahora en como todas estas fuerzas lo afectan en el movimiento del fluido.

La fuerza de gravedad se toma en consideración al tener en cuenta el peso del ala que a su vez se involucra con la sustentación, otras fuerzas como campos eléctricos o electromagnéticos no están presentes en estos experimentos. Lo cual nos deja exclusivamente con las fuerzas de superficie, esto es, la fuerza de presión y las fuerzas viscosas.

La forma en que estos dos tipos de fuerzas de superficie controlan el movimiento de las partículas de fluido es gobernado por la ecuación de Newton de movimiento.

La suma de estas dos fuerzas, que es su resultante, se encuentra por medio del método del paralelogramo. Esta fuerza resultante es igual al producto de la masa de la partícula por su aceleración.

$$\begin{array}{c} \longrightarrow \qquad \qquad \qquad \longrightarrow \qquad \qquad \qquad = \qquad \qquad \qquad \longleftarrow \\ \text{FZA. PRESION NETA} + \text{FZA. VISCOSA NETA} = \text{FZA. INERCIA} \end{array}$$

(MASA X ACEL.)

El término del lado derecho de la ecuación, el producto masa por aceleración, es llamado *fuerza inercial*.

El vector de la fuerza inercial es opuesto en dirección al de fuerzas viscosas, esto es debido a la noción de que la fuerza inercial es la resistencia de la masa a ser acelerada. Esta resistencia de la fuerza inercial, balancea la suma de la presión neta y la fuerza viscosa neta. En otras palabras, la suma de los vectores de estas tres fuerzas - presión, viscosidad e inercia debe ser precisamente cero.

Entonces el movimiento está dominado por efectos viscosos o efectos inerciales o ambos.

La intuición general se basa pensando acerca de las dos posibilidades extremas. Un extremo, es aquel de fluidos (no flujos) muy viscosos, cuyo movimiento está dominado por fuerzas viscosas, el otro, de aquellos fluidos de muy pequeña viscosidad, donde, en el campo del flujo las fuerzas viscosas son despreciables comparadas con las inerciales. Se hace notar que se habla de fluidos viscosos o poco viscosos, pero no de flujos, ya que a pesar de que los fluidos presenten una viscosidad reducida, algunas veces fluyen como si fueran muy viscosos. Un ejemplo de esto es el aire.

Entonces ¿Cuándo actúa un fluido de forma muy viscosa? ¿Cuándo poco viscosa?

La respuesta se encuentra en el Número de REYNOLDS (Re)

Una densidad muy pequeña, tendrá el mismo número de Re que una viscosidad muy grande y por lo tanto el mismo efecto.

El número de Reynolds es la relación entre fuerzas inerciales o dinámicas y fuerzas viscosas. diferentes experimentos en una serie de cuerpos geoméricamente similares son dinamicamente similares solo si una combinación especial de cantidades como longitud, velocidad, densidad y viscosidad tienen exactamente el mismo valor numérico en los diferentes experimentos. Esta combinación es el número de Reynolds.

$$\text{No. REYNOLDS} = \frac{\text{Densidad} \cdot \text{Velocidad} \cdot \text{Longitud}}{\text{Viscosidad}}$$

Sintetizando, números Re muy bajos significan comportamiento muy viscoso, aún cuando el fluido tenga solo poca viscosidad, mientras muy altos Re significan un

comportamiento poco viscoso, aún cuando el fluido pudiera ser altamente viscoso. (Aunque como hemos visto la viscosidad no puede ser nunca completamente ignorada, particularmente cerca de las fronteras sólidas).

Entonces podemos decir que tiene mucho más significado hablar de *situaciones muy viscosas* que de un fluido muy viscoso.

Podemos resumir lo anterior en la sig. tabla:

Rango del No.Re	Fuerzas Predominantes	Posible efecto
$1/10 < Re < 10$	Ambas Fzas. inerciales y viscosas son importantes	Habría arrastre por fricción y poca fuerza inercial para romper esta oposición a la deformación.
$10 < Re < 1000$	Fuerzas Viscosas (Fzas. Inerciales despreciables)	El arrastre por fricción viscosa se incrementa, es decir, entre más superficie mojada, más arrastre.
$10^3 < Re$	Fuerzas Inerciales (Fzas. Viscosas despreciables)	Doblando la velocidad se duplica el arrastre y el consumo de combustible se triplica, el ahusamiento de la forma ayuda a disminuir el arrastre. Es decir, las fuerzas viscosas son despreciables pero no descartables al presentarse en la capa límite.

En nuestro caso el número de Reynolds en el que volara el aeromodelo es aproximadamente $Re = 2.5 \times 10^5$, por lo que el orden de magnitud es mayor a 10^3 , y por lo tanto las fuerzas viscosas son despreciables, es decir, la forma ahusada del perfil reducirá significativamente el arrastre por fricción viscosa, y predominarán las fuerzas inerciales, sin embargo los efectos viscosos se hacen presentes en cuanto a la aparición de capa límite, cuyo comportamiento vimos con anterioridad.

Aún cuando el número, de Re es relativamente grande, nos encontramos con un Re de transición a la turbulencia. Hay muy poca teoría y muchos datos experimentales sobre la transición, por lo que supondremos que existe poca influencia de las fuerzas viscosas, así como mayor de fuerzas inerciales, las que se hacen presentes los efectos de gradientes adversos de presión, aunque no muy elevados para nuestra velocidad.

El hecho es que no hay una ley simple y precisa para el arrastre en altos números de Reynolds y menos aún en la zona de transición.

De acuerdo con el criterio anterior suponemos que tenemos un flujo en transición a la turbulencia y que el desprendimiento de capa límite no es brusco por lo que tal vez resulte contraproducente hacer uso de los dispositivos de control de capa límite en los flaps, ya que como no es un flujo turbulento completamente, y menos aun en los instantes de aterrizaje pero sobre todo despegue, inyectar una corriente de aire en el flap podría ocasionar pérdida en la diferencia de presión, por no encontrarse la CL totalmente abatida, por esta razón se decide ponerle en la pequeña ranura del flap una cinta adhesiva que evite la filtración de aire, incrementando de manera efectiva la línea de curvatura promedio.

Por lo demás, las restricciones en cuanto a peso no harían posible el uso de dispositivos para controlar la capa límite por lo que su control estaría sujeto a soluciones llamémoslas artesanales o ingeniosas en las que valiéndonos solo de la desviación de la corriente imperturbada con ranuras internas por ejemplo, podríamos controlar en lo posible el comportamiento de la CL, además de que implicarían un incremento nulo en el costo. Cabe decir que esta solución es muy aceptable si se utiliza un motor de mayor potencia para el mismo aeroplano ya que esto incrementaría la velocidad y posiblemente cambiaría el comportamiento de la CL, aunque podemos definir el rango de no utilización de éstos dispositivos en la zona de transición, esto es, para $10^3 \cdot Re < 10^4$.

3.5 Selección del dispositivo de alta sustentación.

Con la selección del dispositivo se contestará a la última pregunta. Si vale la pena utilizar dispositivos de alta sustentación. Sin embargo no todos pueden ser recomendables debido a que así como incrementan la sustentación se incrementa el arrastre y debido a la poca potencia del motor, no sería suficiente para el correcto funcionamiento de estos independientemente de la complejidad y peso de los mecanismos para la deflexión de estas superficies.

Analizando en orden ascendente de incremento en sustentación estos dispositivos, tenemos primero al siat o deflexión del borde de ataque (dib.3 fig. 3.10) . la principal diferencia entre este y el flap, consiste en que el ala con siat aumenta notoriamente el ángulo crítico de ataque, en tanto que para el ala con flap es característica cierta disminución de este ángulo, aunque tiene una mayor sustentación.(dib.2 fig. 3.10). Esto se explica por el efecto de soplado tangencial en la capa límite sobre la superficie superior del perfil del ala. El chorro que sale a gran velocidad por la ranura desplaza el

punto de desprendimiento en sentido del flujo hacia abajo y asegura la circulación adherida con mayores ángulos de ataque que con el flap inclinado, cuyo efecto de succión es más débil.

Posteriormente sigue el uso de flaps con múltiples superficies, el cual requiere mecanismos más elaborados para su deflexión y aunque incrementa notoriamente la sustentación crece también el arrastre, además requiere también de control de CL y no disponemos de la potencia necesaria para tal.

Las combinaciones posteriores son slats y flaps de superficies múltiples, las cuales requieren de inyección de flujo directamente de las turbinas.

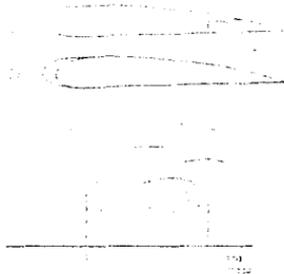


Fig. 3. 10. Esquema del flap y el slat. (1 Perfil sin dispositivos extras de sustentación, 2 Perfil con flaps, 3 Perfil con slat) Dependencia con el coeficiente de sustentación y el ángulo de ataque.

Para el aeromodelo, tomando en cuenta estos criterios y las condiciones de flujo, la selección del flap es la más adecuada, ya que el slat requiere de más mecanismos y tiene menor incremento en sustentación.

En segundo lugar quedaría la combinación de slats y flap sencillo, ya que como vimos el slat tiene el efecto de desplazar el punto de desprendimiento en sentido del flujo, lo que ayuda al flap a mantener la C.L pegada.

En tercer lugar queda el flap de múltiples superficies, puede ser recomendable si se tiene un motor más potente. Las demás combinaciones son dispositivos de extrema alta sustentación, definitivamente para aeronaves de turbina y control de C.L riguroso

Para el cálculo de nuestro flap, se encontró la siguiente recomendación:

$$\frac{C_r}{C} = 0.2$$

$$\delta_f = 45^\circ$$

Dónde C_r es la cuerda del flap y C es la cuerda del ala, δ_f es el ángulo de deflexión.

Para esta configuración de flap tenemos:

$$r = 0.5$$

$$\eta = 0.42$$

$$C_{i,u} = 0.087$$

$$\Delta C_L = C_L r \eta \delta_f$$

$$\Delta C_D = 0.8$$

Dónde r es el factor de efectividad del flap, η es un factor de corrección para r , y $C_{i,u}$ es la pendiente de la curva de sustentación en grados.

El incremento en arrastre producido por los flaps planos está dado por:

$$\Delta C_D = 1.7 \left(\frac{C_r}{C} \right)^{1.25} \left(\frac{S_f}{S} \right) \sin^2 \delta_f$$

la ecuación involucra una relación de cuerdas, y una relación de áreas. $\Delta C_D = 0.01$.

También hay un incremento en el coeficiente de momento el cual se obtiene de:

$$\frac{\Delta C_m}{\Delta C_L} = 0.32 \left(\frac{C_r}{C} \right) - 0.252$$

$$\Delta C_m = -0.144$$

Forma del fuselaje.

En cuanto a la forma del fuselaje, utilizando el criterio anterior, en dónde nos situamos en un Reynolds de transición, y es importante el termino inercial, se suaviza de manera moderada la geometría del fuselaje y se le da una ligera curvatura hacia arriba, simulando un perfil aerodinámico con sustentación positiva. La elección de la forma del fuselaje no es de ninguna manera un aspecto trivial ya que puede evitar arrastre o por el contrario desperdiciar área proyectada que se puede utilizar en las alas, pero su estudio requiere de muchos más cálculos y experimentación y por ejemplo es un aspecto que actualmente buscan cientos de compañías de aeronáutica, por lo que su estudio detallado requiere de diseños posteriores.

3.6 Ubicación de los flaps

Maneobrabilidad y efecto de la interferencia del fuselaje y el ala.

Debido al poco presupuesto para obtener microservos los cuales pesan la mitad de los servos normales, se utilizaron flaperones, es decir, que un solo actuador así como una sola superficie de control sirvan como dispositivo de alta sustentación y como superficie de control, del capítulo 2 sacamos el criterio para ubicar la superficie de control o sea el aileron, debido al ángulo diedro del ala el cual es para estabilidad al balanceo o estática y al elevado peso de la carga, debe tener con una mínima deflexión una máxima respuesta lo que aunado a que la configuración en planta del ala rectangular, que entra en pérdida de la raíz hacia las puntas, apuntan a situar en las puntas del ala para a su vez aprovechar la distancia de estas al C.G. incrementando el momento, por lo que el lugar óptimo es en las puntas del ala. Esto es, en cuanto a los ailerones o superficies de control.

El principio de control aerodinámico es controlar el vuelo a cuenta de la redistribución de la presión del flujo incidente por las superficies externas del vehículo, o sea, variando el vector de las resultantes de todas las fuerzas aerodinámicas.

Se entiende por controlabilidad o manejabilidad del vehículo su capacidad de reaccionar a la deflexión de los timones variando respectivamente los parámetros del movimiento (ángulos de ataque, deslizamiento, inclinación y viraje de la trayectoria, etc.) La controlabilidad se aprecia según el grado de susceptibilidad del vehículo a la deflexión de los timones, es decir, por la intensidad de la variación de los parámetros de vuelo, principalmente, de los parámetros de la trayectoria del centro de masas del vehículo que determinan la ejecución de la maniobra necesaria. La controlabilidad del vehículo volante y su estabilidad estática es contradictoria y consiste en lo siguiente. Los vehículos con gran margen de estabilidad estática, para asegurar rápida maniobra, requieren grandes valores de los esfuerzos y momentos de control y, por consiguiente, la deflexión de los correspondientes controles a grandes magnitudes en el transcurso de intervalos relativamente pequeños de tiempo, lo que evidencia el bajo grado de controlabilidad y viceversa, los vehículos volantes de alta manejabilidad deben tener un pequeño margen de estabilidad estática e, incluso, ser estáticamente inestables.

En nuestro caso un aeroplano de carga necesita de mucha estabilidad estática por lo que su manejabilidad es baja, sin embargo esto es precisamente lo que se requiere, ya que necesitamos que no de vueltas o cambios de dirección muy pronunciados pues se podría

perder el control del aeroplano o sobreestresar el modelo, llegando a romper las alas o el fuselaje.

Ahora el lugar adecuado para la ubicación de los flaps es cerca del fuselaje, en donde hay una mayor deflexión de la corriente, esto es debido a la interferencia del fuselaje con el ala.

El ala unida al fuselaje provoca una mayor deflexión que la misma aislada. La explicación a este fenómeno consiste en que, debido a la interferencia con el fuselaje semejante ala posee mayor fuerza de sustentación que el ala solitaria. Al incrementarse la fuerza de sustentación, se intensifica la capa vorticial saliente del ala que induce tras ella mayores velocidades y hace mayor la deflexión del flujo (Ref. 6).

Al comparar las necesidades de las superficies de control y las de los flaps la estabilidad estática resulta de mayor peso, ya que la pérdida de control o deficiencia de este sería más grave que una ganancia modesta en sustentación, por lo que se decide poner los alerones en las puntas del ala e integrar los flaps allí mismo, denominando a esta superficie como flaperon aunque la configuración óptima es hacer uso de los flaps en la raíz del ala, y de los alerones en las puntas.

3.7 Efectos de interferencia

De los efectos más significativos de interferencia que involucran al ala finita, es el efecto tierra:

1. Efecto tierra

Este se puede explicar al considerar la imagen de los vórtices de salida del ala en el suelo, es decir, el efecto que tiene el flujo generado por una fuente, en presencia de una pared, las imágenes inducen lo contrario a la desviación de corriente o deflexión de la corriente, es decir, un upwash o reducción de la desviación hacia abajo de las líneas de corriente; su efecto decreta la deflexión de la corriente en el ala y por lo tanto, la sustentación en el mismo ángulo de ataque se incrementa.

El efecto tierra en la sustentación de un ala finita, causado por la presencia de los vórtices de salida, es el de incrementar la sustentación.

Afortunadamente es compatible incrementar la estabilidad del aeroplano en tierra y disminuir el efecto de la deflexión de la corriente en el despegue.

Al tener un tren de aterrizaje bajo con los puntos de apoyo alejados entre sí, se elimina la posibilidad de que el aeroplano gire por algún descontrol en la pista, a la vez de que disminuye la deflexión de la corriente.

Se hace una corrección para el arrastre inducido considerando el efecto tierra, usando la ley de Biot-Svart:

$$\frac{C'_{D_i}(IGE)}{C'_{D_i}(OGE)} = \frac{(16h / \pi b)^2}{1 + (16h / \pi b)^2}$$

Dónde:

IGE : Dentro del efecto tierra.

OGE : Fuera del efecto tierra.

h: Altura del suelo al AC del perfil.

Esta corrección se introduce en el arrastre total para calcular el máximo peso posible en la distancia de despegue.

3.8 Distancia de despegue

Como restricción en la distancia de despegue se tiene una longitud de 81m, por lo que hay que averiguar que velocidad se alcanza en esa longitud de pista, para ver la sustentación que se tendrá en esa distancia.

Las fuerzas que actúan sobre un aeroplano (Fig. 3.11) durante el despegue son:

Peso: W

Sustentación: L

Empuje o tracción de las hélices : T

Resistencia: D

Fuerza de rozamiento: F_r

El peso puede suponerse constante durante todo el recorrido de despegue. La sustentación crecerá desde un valor nulo hasta ser igual al peso, conforme la velocidad aumenta.

El empuje o tracción de las hélices permanecerá prácticamente constante durante el despegue, la resistencia irá creciendo desde un valor cero, para la velocidad cero, hasta el correspondiente de velocidad final.

La fuerza de rozamiento es el producto del coeficiente de rozamiento μ por la fuerza normal que existe entre el suelo y las ruedas. Esta fuerza normal tiene como valor $W - L$. la fuerza de rozamiento será por lo tanto $F_r = \mu (W - L)$. Como el coeficiente de

rozamiento y el peso son constantes, y la sustentación va aumentando, esta fuerza irá disminuyendo conforme la velocidad crece.

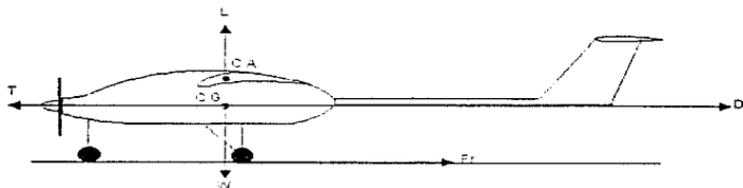


Fig. 3.11. Diagrama de fuerzas

La fuerza que hace que el aeroplano adquiera un movimiento acelerado en el sentido del despegue será:

$$F = T - D - F_r - W$$

En algunas pistas se tiene una pendiente positiva ϕ , en estos casos $F = T - D - F_r - W \sin \phi$, el término $W \sin \phi$ es la componente del peso en la dirección de la pista, debido a la pendiente de ésta (Sería $W \sin \phi$, pero como los ángulos de inclinación son pequeños, se puede sustituir el seno por el ángulo en radianes)

Esta fuerza F , actuando sobre la masa m del aeroplano de proporcionará una aceleración a , que vendrá dada por la ecuación:

$$F = ma$$

Tanto la resistencia, como la sustentación experimentan una variación con la velocidad, que depende del cuadrado de ésta, lo mismo ocurre con la fuerza de rozamiento al depender únicamente de la sustentación.

Sustituyendo los valores de F y F_r , obtenemos:

$$T - D - F_r - W = \frac{W}{g} a,$$

$$T - D - \mu(W - L) = \frac{W}{g} a$$

despejando la aceleración:

$$a = \frac{g}{H'}(T - D - \mu(W' - L))$$

Si se supone que el ángulo de ataque permanece constante durante el despegue, la sustentación y la resistencia dependerán únicamente de la velocidad. V^2 , la aceleración, dependerá únicamente del empuje y de la velocidad. Si se conoce de que forma depende T de la velocidad, ésta será la única variable de que depende la aceleración. La hipótesis de que la sustentación y resistencia dependen únicamente de la velocidad, es bastante segura, ya que el ángulo de ataque permanece constante.

Recordando las definiciones de velocidad y aceleración:

$$V' = \frac{ds}{dt}$$

$$a = \frac{dV'}{dt}$$

despejando, $ds = V'dt$, y sustituyendo el valor de dt ,

$$ds = \frac{V'dV'}{a}$$

integrando:

$$s = \int \frac{V'}{a} dV'$$

Para hallar el espacio recorrido sobre la pista, bastará sustituir en la ecuación anterior el valor de la aceleración, e integrar entre los límites que tenga la velocidad que sean desde el inicio de la carrera de despegue, donde la $V = 0$, hasta el momento que despega del suelo V_2 .

En el caso de que exista componente de viento en la dirección de la pista, cuando el aeronave suelta los frenos, aunque la velocidad respecto al suelo sea nula, la velocidad del aire sobre el aeronave no lo es, y esta produciendo una cierta sustentación y resistencia; la velocidad relativa del aire respecto al aeronave será $V - V_w$, y los límites de integración serán de V_w a la velocidad de despegue V_2 .

Sustituyendo el valor de la aceleración y tomando en cuenta la velocidad del viento, la integral queda:

$$s = \frac{H'^2}{g} \int_{V_w}^{V_2} \frac{(V' - V_w)}{T - D - \mu(W' - L)} dV'$$

Cerca de la superficie la velocidad del viento se clasifica como:

De 1m/s Viento moderado bajo.

De 1 a 2 m/s Viento moderado

De 2 a 3 m/s Viento moderado alto

Más de 3m/s Viento fuerte.

El valor de la velocidad del viento dependerá de la ubicación geográfica de la pista. Para la condición de diseño suponemos que no se tiene viento a favor. El valor del coeficiente de rozamiento es del orden de 0,2 para pista seca.

El arrastre total es la suma del arrastre del ala, estabilizador horizontal y vertical y tren de aterrizaje.

Los coeficientes de arrastre de estas superficies se muestran en la siguiente tabla.

Coefficientes de Arrastre	Área proyectada
$Cd_{\text{fuse}} = 0.3$ (horizontal)	$A_{\text{fuse}} = 0.0234 \text{ m}^2$
$Cd_{\text{fuse}} = 1.2$ (inclinado)	$A_{\text{fuse}} = 0.026 \text{ m}^2$
$Cd_{\text{tren}} = 2.0$	$A_{\text{tren}} = 0.001 \text{ m}^2$
$Cd_{\text{horizontal}} = Cd_{\text{estabilizador}}$	$A_{\text{horizontal}} = 0.0248 \text{ m}^2$

Se realizan pruebas en la pista para saber la velocidad que se alcanza.

Con el aeromodelo sin carga:

$t = 4.3 \text{ s}$, $d = 61\text{m}$, $V_m = 14 \text{ m/s}$, $V_f = 28 \text{ m/s}$ (Teórica).

Con carga Max. (17.8 lb):

$t = 6.4 \text{ s}$, $d = 61\text{m}$, $V_m = 9.5\text{m/s}$, $V_f = 15 \text{ m/s}$.

Sin embargo la velocidad mínima de despegue es igual a 1.2 veces la velocidad de desplome:

$$V_{\text{min despegue}} = 1.2 V_{\text{desplome}}$$

La velocidad de desplome se obtiene mediante la ecuación:

$$V_{\text{desplome}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{\text{max}}}}}$$

Sustituyendo los siguientes valores, en la ecuación anterior,

$$W = W_{\text{aeromodelo}} + W_{\text{carga}} = 10 \text{ lb} + 20 \text{ lb} = 30 \text{ lb} (127.4 \text{ N})$$

$$\rho = 1.2 \text{ kg/m}^3, S = 0.619 \text{ m}^2 \text{ y } C_{L_{\text{max}}} = 1.8.$$

obtenemos:

$$V_{\text{desplome}} = 13.8 \text{ m/s}$$

$$\text{entonces: } V_{\text{min despegue}} = 16.5 \text{ m/s}$$

El límite superior de la integral de distancia será la velocidad mínima de despegue y el límite inferior, debido a que el aeromodelo no arranca con velocidad cero, de las pruebas realizadas en la pista, tiene un valor aproximado de 3 m/s .

Sustituyendo en la ecuación de distancia los valores en función de la velocidad, y los límites de integración anteriores tenemos:

$$s = m \int_3^{16.5} \frac{1}{F - D - \mu(W - L)} dV$$

$$s = m \int_3^{16.5} \frac{1}{29.7 - 0.524V^2 - 0.5 \rho \kappa V^2 - \mu W - \mu(0.5 \rho \kappa V^2)} dV$$

El arrastre total, será la suma del arrastre del ala, inducido del ala, fuselaje, elevador horizontal, inducido del elevador, timón y tren de aterrizaje.

Sustituyendo en la ecuación los valores y suponiendo que el coeficiente de fricción es considerado $\mu = 0.2$, para pista seca, la distancia de despegue será:

$$S = 59.7 \text{ m}$$

Se encuentra dentro del límite de la distancia de diseño, que son 81 m .

3.9 Conclusiones.

La respuesta a muchas de las preguntas formuladas en el campo de la mecánica de fluidos y en específico de este caso, desafortunadamente NO SON TRIVIALES, saber como ocurre el desprendimiento del flujo atrás del fuselaje, en las superficies sustentadoras o aún más ¿Cual es la forma óptima del fuselaje para este flujo? tienen algunas su fundamento en los cursos de la licenciatura de Ingeniería Mecánica pero requieren sin duda de experimentación en laboratorios, en campo y el estudio de cursos avanzados, por lo que el diseño que se presenta es una aproximación basada en cálculos pero también intuitiva, que en base a los conceptos fundamentales, derivados del cálculo, guiaron el diseño.

La configuración óptima en el caso que ocupa a las superficies de control del aeromodelo, es la utilización de flaps y alerones por separado, sin embargo debido al

poco presupuesto se utilizo el flaperón, quedando ubicado en las puntas y poniendo en la ranura que se forma cuando se deflecta, una cinta adhesiva, para evitar la entrada de aire por las razones expuestas.

Se propone también el uso de slats sujeto a experimentación.

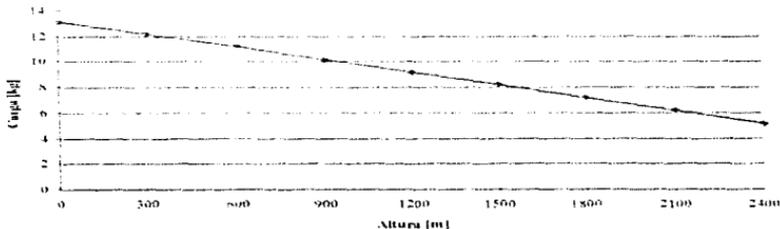
Es deseable el diseño de un perfil aerodinámico para las condiciones del flujo que se presentan en la competencia, basándose en la teoría de Kutta, software de mecánica de fluidos y bibliografía (Ref. 2).

Si se usan alerones como flaps se recomienda que tengan máximo una deflexión de 20° . Los resultados teóricos deben ser cotejados con los experimentos en pista, ya que regularmente hay ajustes, así conforme se realizan más experimentos, el aeromodelo se irá ajustando y modificando logrando sucesivamente levantar mayor peso.

Se observa también que conforme menos peso tenga el aeromodelo, y se aumente el coeficiente de sustentación se incrementará el peso de carga, por lo que es importante, aunque parezca trivial, el anclaje de cada gramo posible en la estructura del aeromodelo, de aquí la importancia en la selección de materiales y las geometrías en las estructuras. Probar diferentes configuraciones como el uso de canard, distinto diseño del fuselaje, configuración tipo biplano (doble ala), ubicación del motor en la parte trasera del fuselaje (empuje), etc.

La influencia del cambio de densidad conforme cambia la altura, se presenta en la gráfica de predicción de carga vs altura.

Predicción de carga vs. altura



CAPITULO 4

MANUFACTURA DEL AEROMODELO.

4.1 Análisis en elemento finito (FEA)

El proposito del presente análisis, es ilustrar los esfuerzos que se presentan en un panel de material compuesto, definiendo la carga total bajo la cual, alguna de las componentes que conforman el panel de material compuesto en las zonas de mayor carga presenten indicios de falla, ya sea por el material o por la distribución de la carga.

Se analiza únicamente la región donde se ubica el tren de aterrizaje, debido a que se considera esta, como la parte crítica del fuselaje al recibir la tapa inferior la mayor carga al momento de aterrizar.

Las dimensiones de la base son :

- Largo : 26.5 cm.
- Ancho : 17.8 cm.

Materiales :

- Alma de madera de 3/16" (inlay).
- Recubrimiento por ambas caras de fibra de kevlar.
- Resina epoxica para fijar el kevlar (matriz).

El peso total del aeromodelo mas peso muerto, es aproximadamente 14 kg. Suponiendo una aceleración de 3.5g (alta para aeromodelos a radio control), esto es :

$$F = 14[\text{kg}] \times 3.5 \times 9.81[\text{m/s}^2] = 480.69 [\text{N}] \sim 50 [\text{Kg}]$$

$$\text{Área proyectada de la base} = 26.5 [\text{cm}] \times 17.8 [\text{cm}] = 471.7 [\text{cm}^2] = 0.04717 [\text{m}^2]$$

Entonces :

Distribución de la carga para efecto de analisis :

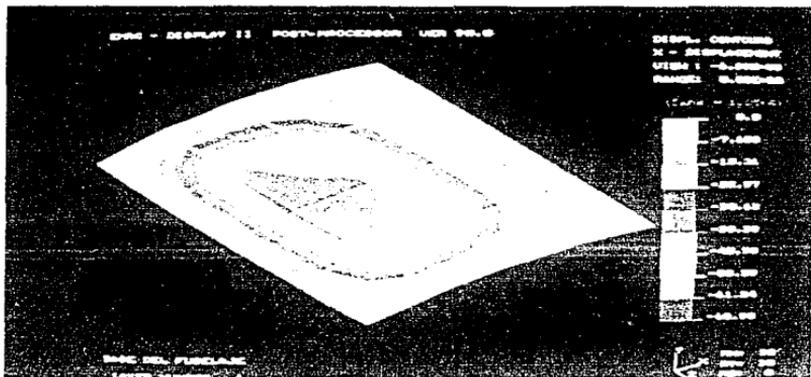
$$\text{Carga} / \text{m}^2 = 480.7 [\text{N}] / 0.04717 [\text{m}^2] = 10,190 [\text{KPa}]$$

Se considera la placa (base del fuselaje) apoyada en los extremos con carga distribuida uniformemente.

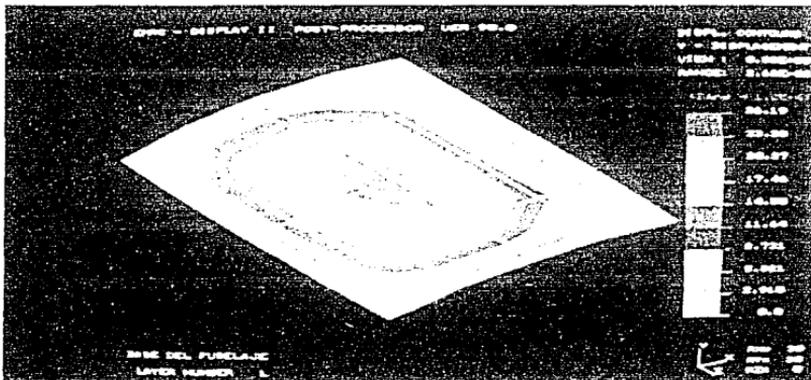
Esta componente es modelada con elementos finitos de 4 puntos nodales. La placa se dividió en 25 nodos con 16 elementos del tipo NKTP = 32, que esta definido como un sandwich de material compuesto, siendo definidas las propiedades del material requiendo.

Las unidades de longitud y fuerza usadas son metros y Newtons respectivamente.

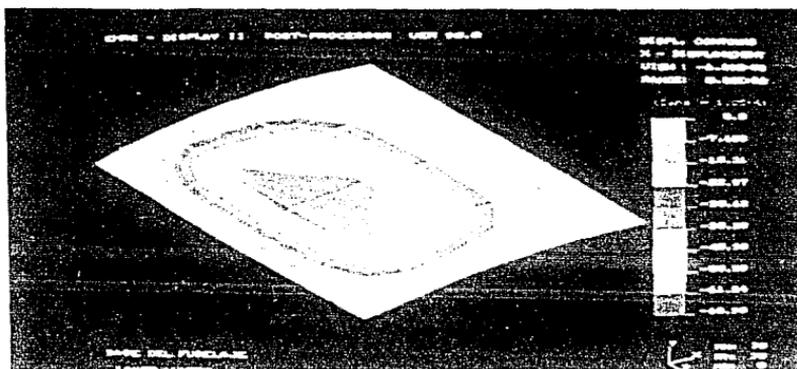
Las siguientes imágenes son los resultados del análisis planteado.



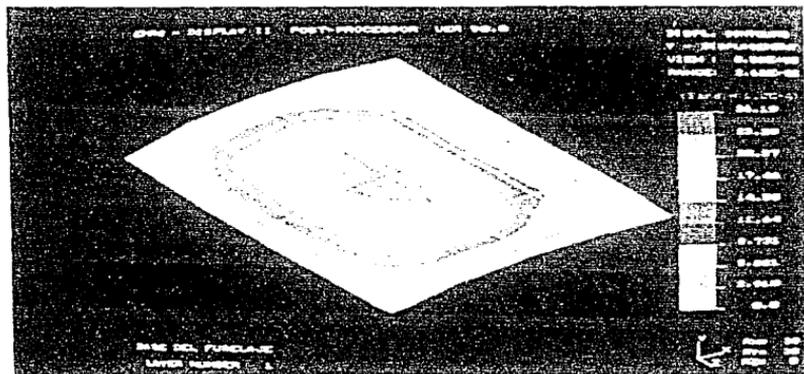
Desplazamiento en el eje X (m)



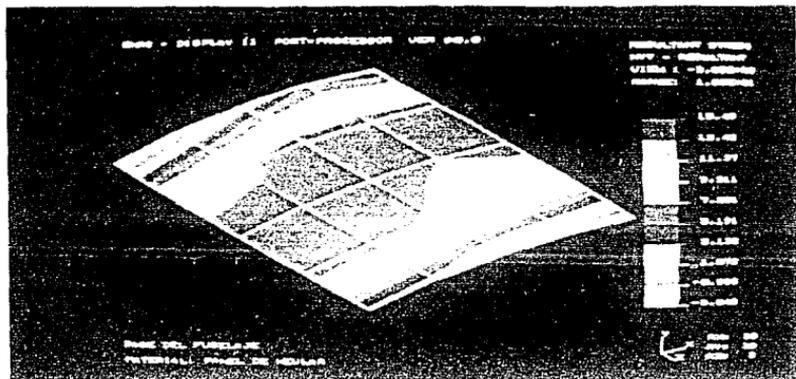
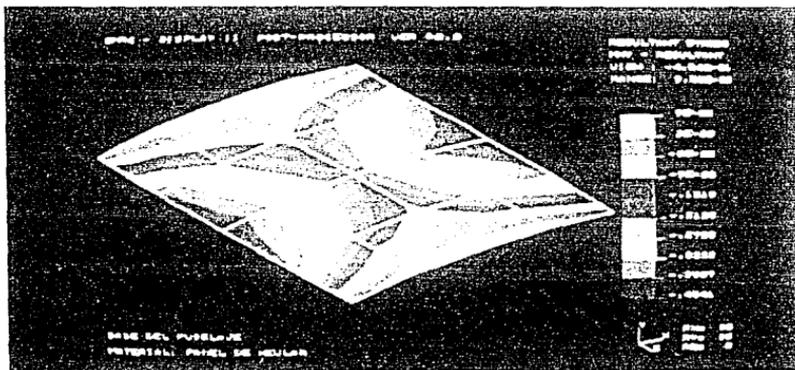
Desplazamiento en el eje X (ft)



Desplazamiento en el eje X (m)



Desplazamiento en el eje Y (m)

Momento resultante (N/m²)

Esfuerzo resultante -momento

Resultados y conclusiones.

De la comida se desprende que la parte más esforzada es la parte media de la placa donde se localiza el tren de aterrizaje, arrojando el resultado un esfuerzo de Von Mises de 154.9 kPa, el esfuerzo de ruptura del panel de kevlar es aproximadamente $\sigma=144.7$ MPa por lo que la carga de trabajo está muy por debajo de la carga de ruptura, quedando demostrado que el nivel teórico de carga máxima que puede soportar la base del fuselaje con material compuesto es muy superior a la carga recibida en el aterrizaje. Como recomendación se aconseja emplear material compuesto en la estructura del fuselaje y la parte central del ala como refuerzo, así mismo seguir utilizándolo en la base, ya que agrega mucha resistencia y el incremento en el peso es muy pequeño.

4.2 Manufactura del Fuselaje

El fuselaje de una aeromodelo se define como el cuerpo central al que van acopladas las alas, y cuyo interior constituye generalmente el comportamiento habitable o de carga. Para un aeromodelo, el fuselaje constituye el cuerpo central donde se localizan, además de la carga, los servomecanismos que hacen posible el vuelo radiocontrolado. En el caso del modelo para competencia SAE, se lleva un espacio predeterminado para la carga. Dicha área de carga mide 5x6x11", dentro de la cual se introduce un contenedor de peso muerto con la configuración que se muestra en la figura 4.1.



Figura 4.1. Area de Carga y Contenedor.

Como el área total máxima proyectada en planta del aeromodelo está restringida, y se necesita que el mayor porcentaje de esta sea abarcada por las alas, para lo cual, el diseño del fuselaje solo respeta las dimensiones del área de carga y minimiza su área total, asegurando las distancias relativas entre el centro de gravedad, el centro aerodinámico y centro de momentos. Ver figura 4.2. Dichas distancias se determinan por medio de un análisis estático.

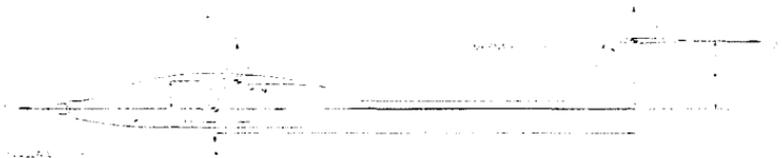


Figura 4.2. Diagrama de fuerzas y momentos en el aeromodelo.

Cabe mencionar que el centro de gravedad se fija sobre del centro geométrico del contenedor ya que la carga se coloca aquí. Si el centro de gravedad no estuviera sobre el centro geométrico del área de carga, al presentar ésta una mayor masa, modificaría la posición del centro de gravedad del modelo, lo que constituye un problema en la configuración aerodinámica, ya que el centro aerodinámico y el centro de gravedad están en un rango definido, para una nave estable. Esta configuración nos permite entonces que no haya modificación del centro de gravedad del modelo para distintas cargas.

Otro concepto importante a considerar en el diseño del fuselaje es que el aeromodelo es del tipo de ala alta. Esto es, que el ala se encuentra anclada en la parte superior del fuselaje, y dadas las condiciones de vuelo en la competencia, dicha ala es removible junto con toda la tapa superior del aeromodelo. Considerando que además del área de carga, el fuselaje debe proteger los elementos de potencia y control. Dichos elementos son el motor, tanque de combustible, radioreceptor, batería y servomotores. El fuselaje entonces debe de ser capaz de contenerlos, al mismo tiempo de presentar una forma aerodinámica, para disminuir el arrastre, figura 4.3.



Figura 4.3. Vista lateral de la forma aerodinámica del fuselaje

Con lo anterior se determina la configuración estructural del fuselaje quedando de la siguiente manera: la base del área de carga (esta constituida por madera de triplay de 3/16"), la parte anterior y posterior del área de carga (la conforman marcos confeccionados de madera de triplay de 1/4"). De esta forma se tienen tres caras de una caja, la cual contiene el área de carga. Las caras laterales de la caja la conforman marcos de madera balsa y en las partes exteriores de la base de triplay se colocan largueros de triplay lo que representa otro marco en la parte inferior, como se puede ver en la figura 4.4.

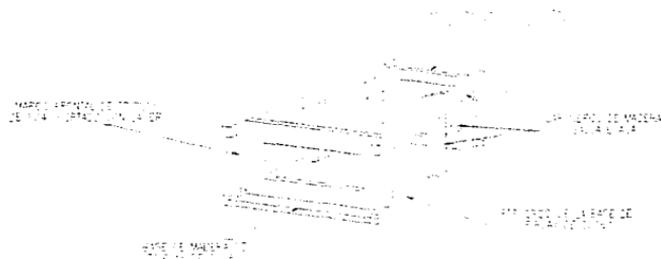


Figura 4.4. Estructura del área de carga

En las salientes de los largueros de madera balsa y pegados a los marcos anterior y posterior del área de carga van dos bloques de madera de pino, de las cuales se atornilla la tapa de las alas al fuselaje.

Debido a que la base del área de carga es la que soporta el contenedor y por lo tanto la carga, la unión entre dicha base y los marcos anteriores y posteriores es de gran importancia, ya que aquí es de donde sujeta el ala al fuselaje; para reforzarla se le implementan amarres de hilo de kevlar fijado con pegamento epóxico, figura 4.7.



Figura 4.7. Amarres de seguridad en las tapas del área de carga.

Posteriormente se colocan los largueros superiores los cuales se ensamblan a las tapas anterior y posterior como se muestra en la figura 4.8. Dichas uniones se aseguran nuevamente con pegamento.

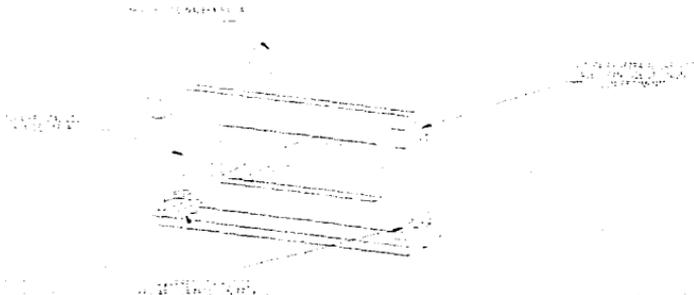


Figura 4.8. Ensamblaje de largueros superiores del área de carga.

Los postes centrales de los marcos laterales se unen mediante entradas en los largueros superiores e inferiores, asegurándose con pegamento.



Figura 4.9. Postes centrales y diagonales de la parte lateral del área de carga

Las vigas diagonales, las cuales actúan a compresión, se aseguran con pegamento a presión entre los angulos.

Para la unión de los bloques de madera de pino y las caras anterior y posterior del área de carga, se cortan entradas en los extremos de dichos bloques, en donde se acomoda la tapa de las alas, y toda la cara que está en contacto con los marcos de inplay va con pegamento de acetato de polivinilo, figura 4.10



Figura 4.10. Unión entre tapas y bloques para atornillar el ala.

Por último, se cubren las paredes laterales con madera balsa delgada, la cual se puede doblar para seguir el perfil lateral del fuselaje. La balsa se fija con pegamento y una vez pegada, se lija en las orillas para suavizar los bordes.



Figura 4.11. Área de carga cubierta con madera balsa.

Una vez conformada la estructura central del fuselaje, se procede con la manufactura de los demás elementos que lo componen, partiendo del área de carga hacia el motor y hacia el tubo que sostiene el empenaje.

Otra parte importante del fuselaje es la llamada Pared de Fuego. Esta pared es donde va montado el motor. Además del peso del motor, que es considerable, allí se apoya toda la fuerza de tracción del modelo. También aquí va apoyado el tren de aterrizaje delantero, por lo cual también presenta resistencia al impacto.

La manera de acoplar la pared de fuego al resto del fuselaje es de la siguiente forma: de la base del área de carga sale una viga de madera de pino hacia la parte inferior de la pared de fuego. De los extremos superiores e inferiores de la pared de fuego salen cuatro vigas de madera balsa, las cuales van al marco frontal de triplay que constituye la tapa anterior del área de carga, figura 4.11. Estas cinco vigas, además de formar parte de la estructura del fuselaje, siguen el perfil aerodinámico. Para la manufactura de las vigas se utilizan plantillas guía, las cuales se pegan a los bloques de madera, los cuales se cortan y liján para que digan la forma predeterminada del fuselaje.



Figura 4.12. Estructura de soporte de la Pared de Fuego

Ensamble de la pared de fuego.

La viga principal que soporta la pared de fuego es la inferior, la cual es de madera de pino. Dicha viga sale del fuselaje entre la base de triplay y la cara frontal del área de carga; se asegura con pegamento y se acopla de la siguiente manera:



Figura 4.13. Ensamble de la viga de pino en el área de carga.

Para su acoplamiento en la pared de fuego, se introduce en un hueco previamente cortado, uniéndose con pegamento.

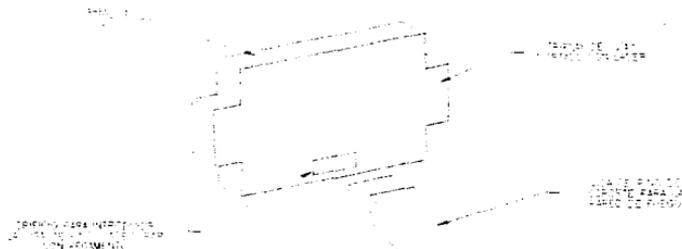


Figura 4.14. Ensamble de la viga de pino en la Pared de Fuego

El ensamblaje entre las vigas de balsa y la tapa frontal del área de carga se muestra en la figura 4.15, al igual que el acople con la pared de fuego. En ambos casos, las uniones se aseguran con pegamento de acetato de polivinilo.

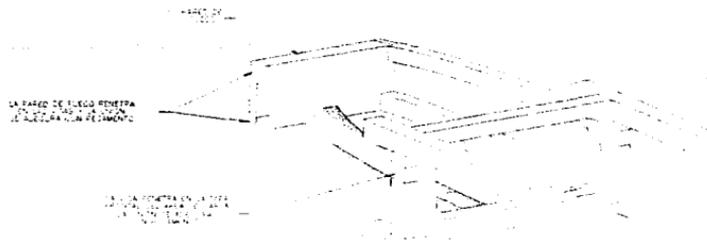


Figura 4.15. Ensamblaje de las vigas de balsa en la Pared de Fuego y el área de carga.

Una vez que se cuenta con las vigas estructurales de la pared de fuego, se cubre con balsa los espacios entre vigas. Esto se hace con hojas delgadas, las cuales se cortan aproximándose a la geometría requeridas, y se pegan. Una vez cubiertos los espacios, se procede a lijar la balsa y las vigas para suavizar los bordes y lograr un acabado liso.



Figura 4.16. Parte frontal del fuselaje cubierto de balsa.

Finalmente, se requiere cubrir el área del motor con madera balsa por la parte de abajo y a los costados, esto se logra mediante una extensión del fuselaje hacia adelante, la cual presenta una tapa en la parte de abajo; así se tiene acceso al motor y al tren

delantero. Mediante bloques de madera balsa lijadas se cubre el frente del aeromodelo y el motor. En la punta se pega un aro de tnpalay como guía, figura 4.17.



Figura 4.17. *Cubierta de las partes inferior y laterales del motor de madera balsa lijada.*

El tren delantero y el motor se unen por medio de tornillos de fijación a la pared de fuego, figura 4.18.



Figura 4.18. *Base del motor y tren delantero atornillados a la Pared de Fuego*

Para la parte posterior del fuselaje se requiere de una sujeción para el tubo que va al empenaje. Para lograr dicha fijación se coloca una viga de pino, de la misma manera que la que sujeta por abajo a la pared de fuego. Otras dos vigas laterales van de la parte posterior del área de carga a una pieza cortada en láser de tnpalay de 1/4", figura 4.19.

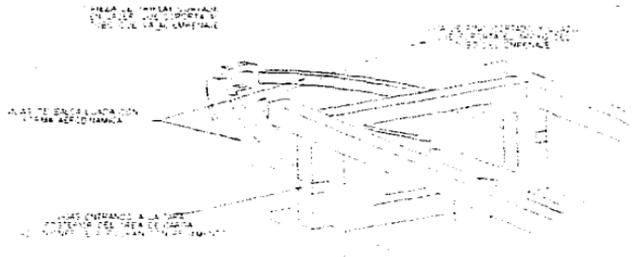


Figura 4.19. Estructura en donde apoya el tubo del empenaje.

Las vigas se ensamblan con apriete en la pieza de tripiay y todas las uniones se aseguran con pegamento.

Se le implementan otras cuatro vigas de balsa, y para rellenar los huecos y se pegan hojas de balsa, de la misma forma que para la parte delantera del fuselaje. Figura 4.20.

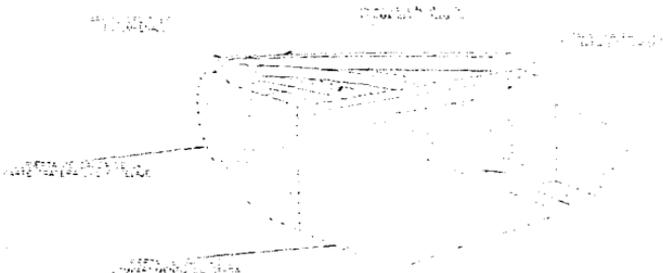


Figura 4.20. Parte trasera del fuselaje cubierta con madera balsa.

En la parte posterior del fuselaje solamente va el servomotor del timón y tren delantero, por lo que no se tiene problemas de espacio como en la parte delantera.

Todo el fuselaje va cubierto por la tapa que va fija al ala.

Colocación de servos y mandos.

Dentro del fuselaje van fijos los diferentes elementos como el motor, el receptor, la batería, tanque de combustible y los servomotores. Para ello se pegan pequeños trozos de madera balsa los cuales sirven de apoyo para fijar todos los elementos.

El tanque de combustible va entre cuatro pedazos de madera balsa, asegurándose con un par de ligas. Lleva por debajo hule-espuma para absorber las vibraciones producidas por el motor, las cuales producen burbujas en el combustible.

El receptor y la batería no van completamente fijas al fuselaje. Únicamente se aíslan en un espacio con hule-espuma a presión.

El servomotor que controla el acelerador del motor va fijo mediante tornillos en un soporte de madera balsa que se pega a un costado de la parte interna del fuselaje. Del servomotor sale un mando que pasa a través de la pared de fuego y se une al acelerador del motor, figura 4.21.

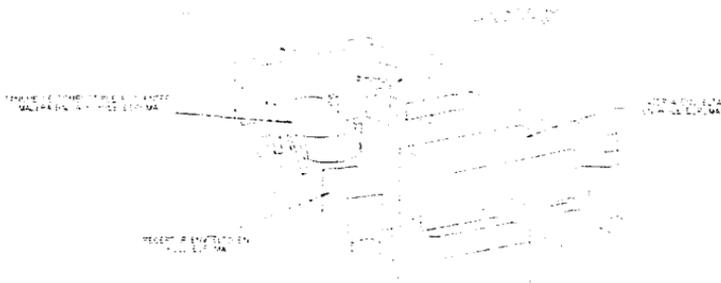


Figura 4.21. Elementos del modelo radiocotrolado situados en la parte frontal del fuselaje.

En la parte trasera del fuselaje va fijo de la misma manera el servomotor que mueve el timón y el tren delantero. El mando del tren delantero va por abajo del área de carga y el mando del timón va dentro del tubo que va al empenaje.

empleado en la mayoría de las veces que se han producido alas en el Instituto de Ingeniería, ya que requiere de materiales fáciles de conseguir y su técnica de fabricación cada vez se domina más. Además, si se produce con el cuidado necesario, se pueden obtener alas de buena calidad.

La técnica empleada para obtener el alma del ala se conoce con el nombre de *Hilo Caliente*. Esta técnica consiste en cortar espuma de estireno con un alambre de calibre 14 calentado por una fuente de corriente, utilizando plantillas de triplay cortadas de acuerdo a los puntos del perfil a manera de guías.

Una vez seleccionado el perfil de acuerdo a diferentes criterios (capítulo 2), lo primero que se fabrica son las plantillas guía con la geometría del perfil sin incluir el espesor del material envolvente en madera de triplay de 1/8". Como ya hemos mencionado, las guías son las que nos sirven de apoyo para lograr copiar fielmente el perfil a lo largo de todo el ala.

Para obtener las plantillas guía se dibujan las coordenadas del perfil en un paquete de CAD (AUTOCAD 10) los cuales se unen con líneas rectas que van de punto a punto, de acuerdo a las tablas del ala. (Ref. 3) Debemos mencionar que el dibujo se genera por medio de líneas y no arcos ya que los puntos, al estar muy cerca unos de otros, generan arcos muy pequeños pero con radios muy grandes, que salen de los rangos de la cortadora láser. (Por ello la imposibilidad de utilizar funciones de polilíneas como Fit:curve o Spline).



Figura 4.2.1. Aproximación del perfil aerodinámico mediante rectas.

Una vez que se tiene el archivo.dwg con el perfil dibujado a base de líneas rectas (exagerando la distancia entre puntos en la Figura 4.2.1, para una mejor comprensión), se procede a generar el archivo de control numérico, con la ayuda de un paquete de CAD-CAM (SMART-CAM), cuidando de seleccionar los parámetros que la cortadora láser requiere. Por medio de un paquete de comunicación, se transmite el código desde una P.C. hasta el controlador de la cortadora láser a través de un cable de 25 pines. Se procede entonces a cortar las plantillas guía, cuidando del avance y potencia para no

quemarlas, lo que tendría como consecuencia la modificación del perfil del ala. Vale la pena mencionar que aunque el haz que corta la madera tiene un espesor de 0.3 mm, el dibujo hecho para la generación del control número no tiene un sobreespesor hacia afuera, ya que se compensa con el espesor de la piel de madera balsa (1/64") y el papel monokote con los que se cubre el ala al final.

Corte de la espuma de estireno.

Una vez que se cuenta con las plantillas del perfil, se procede a cortar la espuma de estireno. Se emplea espuma de estireno de alta densidad (17 kg/m^3) ya que, aunque es más pesado que la espuma de estireno convencional, es más fácil de cortar y el material respeta más la forma del corte con hilo caliente. Además, dicho corte es mucho más fino en cuanto a su espesor.

A partir de placas de espuma de estireno de $125 \times 250 \times 10 \text{ cm}$, se cortan bloques de $90 \times 30 \times 10 \text{ cm}$, aproximadamente, de tal manera que el ala se conforma por cuatro segmentos, cada uno con el perfil (25 cm. de cuerda) y 90 cm. de largo, cortándose los excedentes para que cada ala al final quede de 1.25 m.



Figura 4.2.2. Bloques de espuma de estireno de donde se obtienen las alas

El corte se realiza de la siguiente manera: los bloques se colocan sobre una superficie plana y se pegan a esta superficie por medio de cinta adhesiva. Con la ayuda de escuadras y cintas de medición, se coloca una plantilla en cada extremo de las tiras de estireno, de forma paralela. Es decir, la punta del borde de ataque y la punta del borde de salida tienen que estar a la misma altura medida desde la mesa (ver figura 4.2.3). Esto es muy importante por dos razones: la primera y la más importante, es que si no se tienen las plantillas igualmente paralelas, el corte nos generaría un ala "rotada", es decir, un ala que va presentando torsión a lo largo de su sección; la segunda razón es que

para lograr un corte parejo en ambos extremos del bloque, las plantillas y el estireno se marcan y numeran cada centímetro con una línea perpendicular a la mesa.

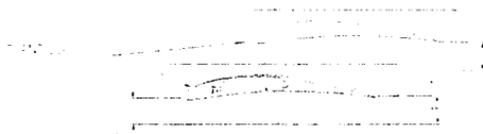


Figura 4.2.3. Posición de los perfiles guía en los bloques de espuma de estireno

El corte como ya mencionamos, se hace con alambre de calibre 24 (aproximadamente 0.6 mm), calentado con una fuente de poder la cual suministra 3 amperes a través del circuito; se utiliza aceite de castor como lubricante para lograr un mejor acabado.



Figura 4.2.4. Circuito para calentar el alambre.

Con una persona de cada lado del bloque, se comienza a cortar por el extremo del bloque correspondiente al borde de ataque del perfil. Simultáneamente se debe de cortar primero por la parte de arriba del perfil hasta salir por el extremo del borde de salida. Se debe de coordinar el corte a una velocidad adecuada y en forma paralela, para lo cual se cuenta en voz alta cada uno de los números marcados en las plantillas para que las personas en ambos extremos vayan simultáneamente en la misma posición referida a la cuerda del perfil.

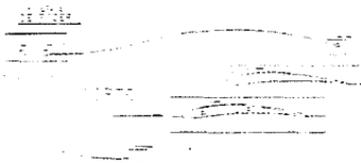


Figura 4.2.5. Corte de la espuma de estireno con hilo caliente.

Se repite la operación para la parte de abajo del perfil, también haciéndose desde el borde de ataque hacia el borde de salida, para así lograr una sección con la forma del perfil y dos bases. Estas últimas son necesarias para los siguientes pasos en la manufactura de la ala ya que sirven de apoyo a los segmentos de ala y así evitan que se dañen.



Figura 4.2.6. Segmento de ala y bases de espuma de estireno

Ya que se han cortado los cuatro bloques de estireno (dos por cada ala), se pegan con Acetato de Polivinilo (comercialmente conocido como Resistol 850), por pares sobre sus bases para así tener dos alas de 1.80 m. aproximadamente.



Figura 4.2.7. Segmentos del ala unidos con pegamento de acetato de polivinilo.

Vigas de refuerzo.

El centro aerodinámico de un ala es la línea imaginaria que pasa a lo largo de toda el ala donde se puede considerar la sustentación como una fuerza distribuida única, y ésta se localiza a un cuarto de la cuerda, medida desde el borde de ataque. Debido a esto, en el centro aerodinámico del ala se coloca una viga de refuerzo. Dicha viga es de madera de pino sólida de 1/4" de espesor, la cual es continua a lo largo de toda la envergadura, es decir, de 2.50 m. de largo. Además presenta un ángulo en la mitad de la sección al cual se le conoce como *ángulo diedro*. Dicho ángulo provee de estabilidad al aeromodelo en vuelo. En este diseño el ángulo diedro tiene un valor de 6 grados (3 grados por ala referidos con la horizontal).



Figura 4.2.8. Viga de madera sólida de pino con ángulo diedro.

Se colocan otras dos vigas de madera sólida a lo largo de toda la envergadura, como parte de la estructura. Estas vigas, además de servir como soporte para el ala, sirven para fijar los bordes de ataque y de salida para el perfil. Dichos bordes son comerciales hechos de madera balsa, los cuales se liján para ajustarse a la geometría del perfil. Esto se logra con la ayuda de plantillas previamente cortadas con láser. Las uniones entre el

pino, el estireno y la madera balsa se logran también mediante pegamento de acetato de polivinilo.

De esta manera queda conformada el ala de espuma de estireno con tres vigas de madera de pino sólidas y los bordes de ataque y salida de madera balsa, figura 4.2.9.



Figura 4.2.9. Elementos estructurales del ala.

Cabe mencionar que los cortes requeridos en la espuma de estireno para situar las vigas y los bordes, se hacen también con hilo caliente de manera vertical, utilizando una escuadra convencional como guía.

Una vez que se tienen las alas con las vigas y los bordes de ataque pegados, se cortan con sierra a la medida requerida (2.50 m. de envergadura), tomando en cuenta el espesor de las plantillas que se utilizaron como guías para el corte del estireno con hilo caliente, las cuales se unen en los extremos de las alas, para formar un marco estructura. Dicha unión se logra con unas muescas en las plantillas y en las vigas; también se utiliza pegamento en uniones con apriete, como se muestra en la figura 4.2.10.



Figura 4.2.10. Unión entre largueros y tapas laterales.

Colocación de la piel de balsa.

La parte final que constituye el ala es el recubrimiento delgado de madera balsa, conocido como piel de 1/32" de espesor. Esta forma un cascarón que refuerza el ala pero sobre todo, tiene como fin el lograr una superficie lisa y de acuerdo al perfil, a lo largo de toda la envergadura. Para pegarla al estireno y a los bordes de ataque y de salida, se usa una mezcla de epoxico y alcohol químicamente puro (QP) al 50%. Esta mezcla es muy ligera, además de que no ataca al estireno como otros adhesivos.

Para aplicar el pegamento se colocan las tiras de piel de balsa sobre la mesa y con la ayuda de una brocha se esparce uniformemente en toda la superficie. Luego se coloca la superficie de la piel con pegamento sobre el ala, teniendo cuidado de que quede perfectamente haciendo contacto en todos los puntos. Para el pegado, la piel de balsa permanece a presión sobre el ala el tiempo de secado del pegamento. Esto se logra mediante la colocación de libros grandes de pasta suave sobre la piel, como bien pueden ser tomos de Sección Amanilla como lo podemos ver en la figura 4.2.11. Al cabo de unas horas se puede repetir la operación para la otra ala.



Figura 4.2.11. Pegado de la piel de balsa presionada uniformemente sobre el ala

Tapa del fuselaje.

Una vez que ya se tiene el ala con las vigas, los bordes de ataque y el ángulo diedro exactamente a la mitad, se procede a unirla a la tapa por medio de la cual se une al fuselaje. Dicha tapa va atornillada justo en las esquinas del área de carga. Debido a que se considera una mejor opción tener la tapa del fuselaje totalmente en conjunto con el ala, dicha tapa debe cubrir completamente la parte superior del aeromodelo. De tal manera, se tiene una configuración en la que al quitar el ala se destapa totalmente el

aeromodelo, teniendo acceso al área de carga y todos los elementos propios del aeromodelo, como son el motor, radioreceptor, etc.

Para lograr que la tapa respete la forma aerodinámica del fuselaje y que el centro aerodinámico del ala quede exactamente a la altura desde el centro de gravedad del aeromodelo para la que fue calculada en el diseño, se cortan con láser plantillas de madera de triplay que respetan la configuración proveniente de un dibujo de CAD. Otra finalidad de la tapa es que el ángulo de incidencia sea el de diseño, el cual en este caso es de 0 grados.

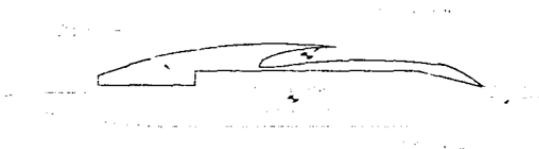


Figura 4.2.12. Tapa del fuselaje de madera de triplay.

Después se cierra el marco con madera de triplay al frente y madera balsa lijada en la parte posterior, como se muestra en la figura 4.2.13.



Figura 4.2.13. Marco de triplay que conforma la tapa del fuselaje.

Para lograr una unión segura entre la base que va unida al fuselaje y el ala, se le implementan amarres con hilo de fibra de kevlar cubiertos con resina epóxica que unen las vigas del ala al marco de madera de triplay de la tapa.



Figura 4.2.14. Unión entre la tapa y las vigas del ala por medio de amarres de hilo de kevlar cubierto con resina epoxica.

Para terminar la parte estructural de la tapa y las alas, solo resta colocar los bloques de madera sólida de pino a través de las cuales pasarán los cuatro tornillos que unen las alas al fuselaje.



Figura 4.2.15. Bloques de madera de pino para atornillar la tapa al fuselaje.

Una vez colocados dichos bloques, para tapar el marco de la tapa se utilizan hojas delgadas de madera balsa, las cuales una vez pegadas se lijan para lograr una superficie lisa.



Figura 4.2.16. Tapa del fuselaje cubierta con madera balsa.

Recubrimiento con papel monokote.

Como ya mencionamos, es necesario cubrir todo el modelo con un papel especial con el fin de hacer la superficie lisa para reducir el arrastre y para protegerlo de las fugas de combustible, el cual ataca a los materiales que conforman el aeromodelo. Dicho papel se conoce con el nombre de MONOKOTE, el cual puede ser de diversos colores. El papel monokote se utiliza entonces para decorar el aeromodelo.

Para cubrir la superficie del ala con monokote, es necesario suministrar calor mediante una pistola de aire. De esta manera se adhiere y se estira, lográndose una superficie libre de arrugas y siguiendo el perfil requiendo. Se utiliza además una plancha especial la cual genera el calor necesario para colocar el papel a una temperatura adecuada. Si se calienta demasiado el papel, éste se quema y se arruga; si no se calienta el papel lo suficiente, este no se adhiere bien a la superficie y se puede desprender.

Para lograr que el papel quede adhiriendo y liso, se tienen que eliminar las burbujas de aire que quedan atrapadas entre la piel de balsa y el monokote. Esto se logra pasando la plancha lentamente sobre el papel monokote, extendiendo las burbujas hasta desaparecerlas.

Por último cabe mencionar que el papel monokote no solo sirve para adherirse a superficies sino para rellenar espacios en donde el ala pueda presentar discontinuidades, como puede ser espacios entre costillas, espacios donde se colocan los servomotores, etc.

4.4 Manufactura del empenaje

Como ya se ha mencionado antes, el empenaje tiene geometría en "T", y con estabilizador de pendulo. Esto es que no solo una pequeña sección del perfil del estabilizador es móvil a manera de alerón, sino que todo el estabilizador se mueve sobre un eje situado en el centro aerodinámico, el cual se encuentra a un cuarto de la cuerda medido desde el borde de ataque.



Figura 4.3.1. Configuración del empenaje.

Timón.

Para el timón, se requiere de una configuración sencilla, como se muestra en la figura 4.3.2, la cual se logra cortando con láser un panel compuesto por un alma de espuma de Cloruro de Polivinilo (PVC) entre dos caras confeccionadas con tela de fibra de kevlar 49 bidireccional con resina epoxica al 50% en volumen. Primeramente se requiere de elaborar dicho panel compuesto antes de cortarlo.

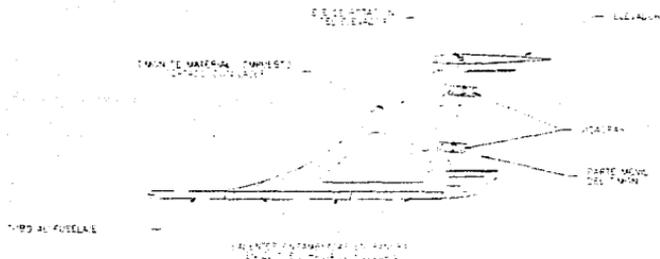


Figura 4.3.2. Configuración del Timón.

Corte del timón.

Como en el caso del corte de los perfiles guía, primero se requiere dibujar el timón en un paquete de CAD (AUTOCAD 10), dándole la configuración y dimensiones exactas, para que posteriormente se genere el código de control numérico con parámetros de la cortadora láser, en un paquete de CAD-CAM (SMART-CAM). Una vez generado dicho código se procede a cortar el material, el cual requiere de poca potencia, por lo que el corte es rápido y con excelente acabado.

Una vez cortado la parte fija del timón, se colocan las bisagras para la parte móvil. El compuesto se ranura para pegar dichas bisagras con pegamento epóxico.

La parte móvil del timón es de madera balsa lijada. Este elemento de madera también se ranura de la misma manera que el material compuesto para ser pegado a las bisagras también con epoxico.

Como podemos ver en la figura 4.3.2, en la parte superior se tiene el asentamiento en donde se coloca el estabilizador. Esto es importante para mantener el ángulo de incidencia en cero.

El corte con láser de materiales compuestos resulta ser muy preciso y no daña las propiedades del material por lo que se recomienda su utilización.

Manufactura del panel de material compuesto (timón).

El material compuesto consta de espuma de PVC prensado entre dos láminas de tela de fibra de kevlar 49 bidireccional (FIBRA) con matriz epóxica (la relación volumétrica entre la matriz epóxica y la fibra es del 50%), fabricándose con la técnica conocida como la TECNICA A MANO ALZADA.



Figura 4.3.3. Panel compuesto para el timón

El primer paso para fabricar el compuesto consiste en preparar la espuma de PVC. Para ello se tienen que rellenar las porosidades de la espuma con una mezcla de microesferas de fibra de vidrio en epóxico a temperatura ambiente, en una proporción de 50 y 50% en volumen. Pesándose ambos materiales y conociendo sus densidades, podemos obtener su relación volumétrica. Una vez que se tienen calculada la cantidad de espuma y la mezcla de microesferas-epóxico, el procedimiento es el siguiente:

Se coloca la espuma de PVC en una mesa y con la ayuda de una espátula se va cubriendo toda su superficie con la mezcla. Una vez que se tiene todo ese lado de la espuma de cubierto de resina, se tapa con una capa de mylar (PET). La espuma del lado preparado, cubierta con dicho mylar, se voltea al revés, colocándose sobre un vidrio plano. De esta manera ahora queda expuesto el lado de la espuma que sigue libre. Se repite la misma operación para este otro lado de la espuma, aplicándose primero mezcla de microesferas, tapándose con mylar y prensándose todo al final con otro vidrio plano. Se deja secar durante 24 horas, al final de las cuales el material se retira el vidrio y se le desprende el mylar. De esta manera queda la espuma de PVC con la porosidad tapada por microesferas de fibra de vidrio-epóxico lista para ser prensada entre la tela de kevlar.

La preparación de la tela bidireccional de kevlar 49 en matriz epoxica es muy similar a la preparación de la espuma de PVC. Primeramente se pesan ambos materiales y conociendo sus densidades, se puede conocer su relación volumétrica. Ya que se tiene la tela de kevlar y el epóxico (a temperatura ambiente), en una proporción de 50-50% en volumen, se procede como sigue:

Sobre una capa de mylar se extiende perfectamente la tela de kevlar, para que se añada sobre ella el epoxico, con la ayuda de una espátula. El compuesto se prensa entre dos vidrios y mylar para que quede plano. Se repite la operación para obtener otra hoja de tela de kevlar en epoxico.

Para obtener el panel se compactan en serie el kevlar con la espuma de PVC lo que se hace es que mientras el epóxico en la tela de kevlar sigue fresca, se retira una de las capas de mylar del laminado de tela de kevlar con epoxico, para poner encima el espuma ya preparada y seca de PVC. Con el otro laminado se hace lo mismo para poder cubrir la espuma, prensándola con los laminados de kevlar por ambos lados. De esta manera, la resina epoxica de ambos laminados, que todavía se encuentra fresca, hace que los tres compuestos de nuestro material final se adhieran entre sí. Finalmente se deja el material otra vez secando por otras 72 horas, prensado entre dos vidrios, para que quede lo más plano posible. Este panel compuesto es muy ligero y presenta una excelente resistencia.

Manufactura del estabilizador horizontal.

A diferencia del ala que es de espuma de estireno, el timon es de costillas de triplay y madera balsa cubiertas con papel monokote, para disminuir el peso. Esta tecnica puede ser empleada también para manufactura de alas. Sin embargo, presenta irregularidades ya que el papel monokote al ser planchado sobre la estructura, se cueiga, lo que equivale a perder el perfil aerodinamico parcialmente entre costillas. En el estabilizador este problema no es tan importante ya que al ser mas pequeño, las costillas no estan muy espaciadas, y por lo tanto el monokote casi no se cueiga.

El estabilizador presenta a todo lo largo únicamente seis costillas de madera de triplay, cortadas con láser y cuatro de madera balsa intercaladas. Cabe mencionar que el estabilizador se emplea para contrarrestar el momento resultante de las fuerzas en todo el aeromodelo, y sobre todo del momento producido por el ala.

Nuevamente para la manufactura de las costillas con este perfil, se requiere de dibujarlo por medio de líneas de punto a punto. Posteriormente se genera el control numérico para la cortadora láser.



Figura 4.3.4. Aproximación del perfil aerodinámico mediante rectas.

Una vez que se tienen las costillas, se precede a ensamblarlas a las vigas que conforman la estructura del estabilizador. Como la fuerza de sustentación se puede considerar concentrada en el centro aerodinámico, es ahí donde se colocan un par de vigas sólidas de pino, similar a la estructura del ala. Se requiere de colocar una viga extra de pino, como elemento estructural y como apoyo a donde debe ir pegado el borde de salida. Ambos bordes, el de ataque y el de salida son de madera balsa lijada con la ayuda de plantillas, provenientes del corte con láser de las costillas. La sección del estabilizador a la altura de una costilla queda conformada de la siguiente manera.



Figura 4.3.5. Configuración estructural del elevador.

La parte móvil del estabilizador presenta entonces seis costillas, dos pares de vigas situadas en el centro aerodinámico del perfil, una viga donde se pega el borde de salida, y los bordes de entrada y salida hechos de madera balsa.



Figura 4.3.6. Estructura de la parte móvil del estabilizador

Las uniones de los perfiles y las vigas van con ajuste y con epóxico. Se utiliza ésta última como pegamento ya que, aunque es pesada, se requiere debido a la poca superficie de contacto entre elementos. La unión de la viga posterior con el borde de salida de balsa es con pegamento de acetato de polivinilo.



Figura 4.3.7. Ensamble de las partes del elevador.

La parte fija del estabilizador presenta una estructura igual al de la parte móvil. Lo único adicional es la unión con el timón. Dicha unión se logra con la ayuda de las vigas en el centro aerodinámico, las cuales están unidas con ajuste a dos costillas, las cuales empalman entre ellas a la parte superior del timón. Las vigas también van con ajuste en la muesca que tiene el timón. Nuevamente se utiliza epóxico para pegar los elementos.



Figura 4.3.8. Unión entre el timón y la parte fija del elevador

Lo importante en la unión entre el elevador y el timón es mantenerlos perpendiculares entre sí, aún bajo cargas oscilatorias. Para asegurar esto, el pegamento epoxico debe dejar secarse mientras el timón se encuentra sujeto en una prensa totalmente vertical, estando el elevador horizontal sobre el timón, utilizándose un nivel de burbuja como referencia.

Para el ensamble de la parte móvil del elevador con el resto del empenaje, se hace a la altura del centro aerodinámico del perfil. Esto es entonces, entre las dos vigas que refuerzan la estructura del elevador. Para ello se requiere de dos pequeños ejes de cobre los cuales van fijos al elevador móvil y que se hacen pasar por unos bujes en la parte fija del elevador.

La unión de dichos ejes de cobre con el elevador se hace pasándolos a través de las costillas de triplay, para luego doblarlos y fijarlos con un pequeño trozo de madera balsa. Nuevamente se fija la unión con pegamento epoxico.

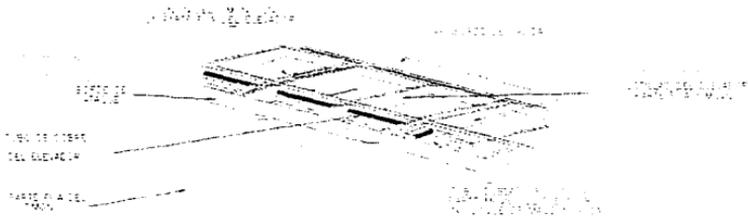


Figura 4.3.9. Articulación entre la parte fija y móvil del elevador

La parte saliente de los ejes pasa por bujes en las costillas exteriores de la parte fija del elevador de manera libre. El rozamiento entre las costillas de triplay y el tubo de cobre es muy bajo por lo que se logra la articulación requerida en el elevador. Por último mencionaremos que para el movimiento en el timón debido al microservomotor, es necesario colocar una chaveta que pase a través del tubo de cobre para que ésta se conecte por medio de un mando al microservomotor del elevador. Esto nos da la ventaja de que no hay pérdidas en la transmisión y el movimiento del eje del servomotor es casi el mismo que el del eje del elevador.

CAPITULO 5

TREN DE ATERRIZAJE

El tren de aterrizaje se diseña en función de la forma y capacidad de sustentación del aerona ve.

En el diseño del tren de aterrizaje los procedimientos seguidos son:

- Definición del Problema.
- Investigación.
- Diseño Conceptual.
- Manufactura.
- Pruebas.
- Toma de Decisión.
- Conclusiones.

5.1 Definición del problema.

Debido a las restricciones dadas por las bases del concurso, la aeronave como mínimo debe de poder sustentar 8lb más su propio peso, sin que ninguna parte de éste sea reemplazada.

Con máxima sustentación, el aeromodelo es capaz de sustentar 27 lb. La velocidad alcanzada promedio es de 80 Km/h.

El objetivo es diseñar un tren capaz de soportar las cargas provocadas durante el aterrizaje y despegue del aeromodelo. Este diseño debe de ser sencillo, fácil de duplicar y ligero.

5.2 Investigación.

Mucha de la información que se recopiló, es de experiencias en el diseño de aeronaves anteriores, de fotografías tomadas de aeromodelos similares y de consulta de bibliografía especializada. En general el diseño se enfocó a las experiencias obtenidas por otros equipos y pruebas de los diseños.

- Los trenes de aterrizaje que presentan la mayoría de los equipos, son de configuración nanz y de gran apertura como se observan en las siguientes fotografías.



Fig. 5.1. Tren de aterrizaje de configuración nariz. el tren trasero es una solera de aluminio ranurado y doblado, aparentemente los rodamientos son en base a bujes y ruedas de aluminio.

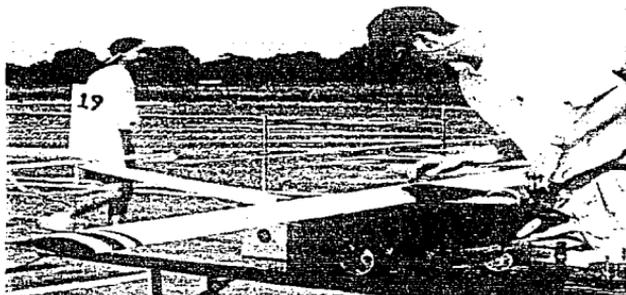


Fig. 5.2. Aquí, el tren es tipo nariz, consta de una barra de sección circular con dos soportes montados al fuselaje que es de una sola pieza, y el tren delantero es un resorte a torsión con ruedas de aluminio y con bujes como rodamientos.

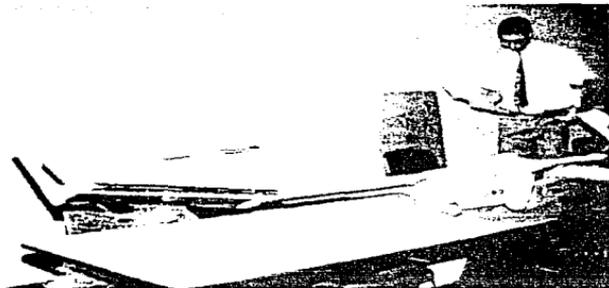


Fig. 5.3. Este aeromodelo presenta el tren de aterrizaje configuración nariz ; el tren esta parcialmente por dentro del fuselaje lo cual ayuda a disminuir el arrastre



Fig. 5.4. El tren trasero que presenta este aeromodelo es una solera doblada en forma de arco.



Fig. 5.5. El tren en este caso es una estructura de alambre, se reduce el peso del tren pero se dificulta su manufactura

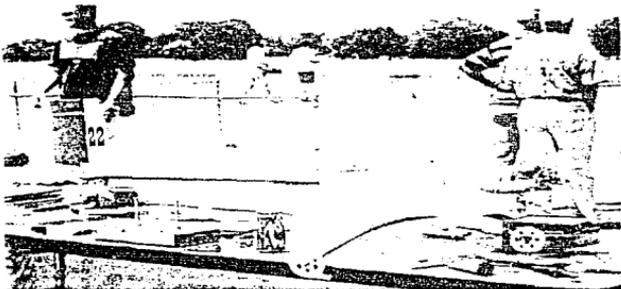


Fig. 5.6. Las ruedas son de plástico, aparentemente sin ningún tipo de rodamiento como bujes o baleros, el tren es en forma de arco y amplio, lo que ayuda a la estabilidad en pista.



Fig. 5.7. Tren de aterrizaje basado en ruedas de plástico y placa doblada con alambre entre ejes.



Fig. 5.8. Tren de aterrizaje en configuración nariz y centro de gravedad alto.

Como podemos observar, los diseños son sencillos, generalmente basados en placas o soleras de aluminio y algunos demasiado robustos, el tren delantero en su gran mayoría es un resorte a torsión, las ruedas son delgadas, metálicas o de plástico, como rodamientos predominan los bujes.

5.3 Diseño conceptual.

Existen varias configuraciones en cuanto a la posición del tren de aterrizaje, así como de su forma y cantidad de elementos.

Dado a que el aeromodelo es de carga, las configuraciones en cuanto a la disposición de los trenes de aterrizaje se reduce, es posible dos configuraciones en cuanto a su posición, los cuales se describen a continuación:

Configuración nariz

Esta es la configuración típica para un aeromodelo de carga, consiste en un tren principal debajo del centro de gravedad, robusto y esbelto, y un tren sencillo y ligero que es colocado en la parte frontal del fuselaje justo debajo del motor.

La ventaja de esta configuración es que permite poder despegar y aterrizar con ángulos de ataque más altos que con una configuración tipo trasera; debido al posible choque de la hélice con el suelo que puede ser provocado por el momento resultante del producto de la fuerza de fricción por la distancia al centro de gravedad.



Fig. 5.9. Configuración nariz

Configuración trasera

Consiste en un tren robusto con 5° a 10° debajo del centro de gravedad del aeromodelo hacia adelante, y un sistema de deslizamiento o con rueda justo debajo del estabilizador, de forma muy sencilla.

En esta configuración se coloca la carga ligeramente atrás, con el fin de tratar de asegurar que la helice no choque con el suelo. Su principal ventaja es la generación de menor lastre que la anterior configuración.

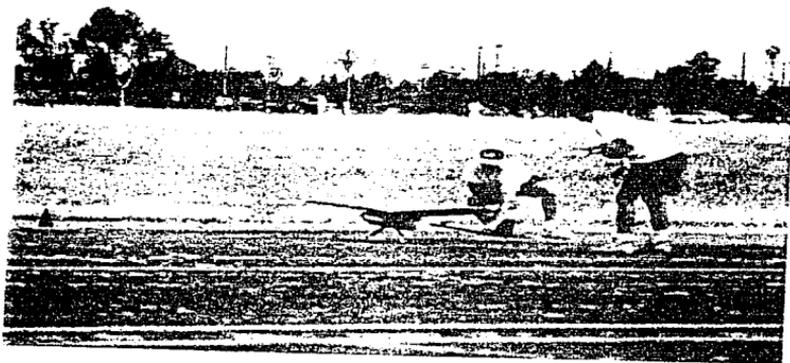


Fig. 5.10. Configuración trasera.

Diseño del Tren de aterrizaje.

La configuración que se tomo como base es de tipo nariz, ya que la tipo trasera requiere de un piloto experimentado.



La hélice es de 12" de largo, esto implica que la altura del tren trasero, debe ser por lo menos el largo de la hélice menos la distancia del centro del eje del motor a la parte baja del fuselaje.

El tren trasero (Fig.5.11) consiste en una placa de aluminio de 1/8" de espesor con dobleces a 45°, los ejes para las llantas son de cuerda de piano de 1/4" diam., como rodamientos se utilizaron bujes de bronce fosforado, llantas de hule (o'rings) sobre rines de aluminio.



Fig. 5.11. Tren trasero con tensores de cuerda de piano de 1/32" diam. como refuerzos.

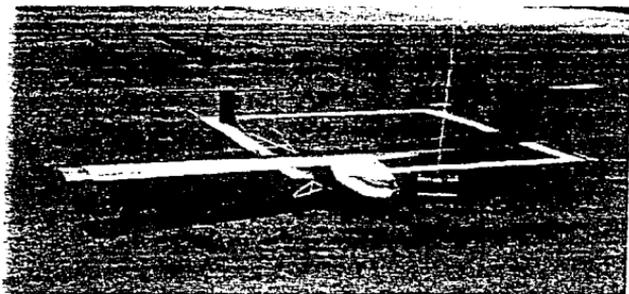
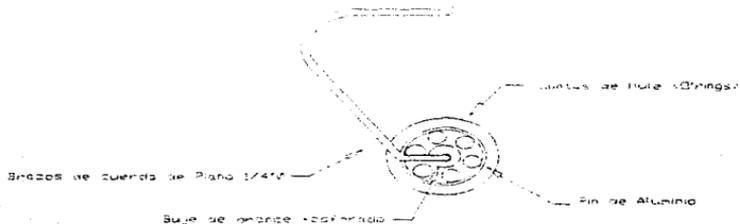


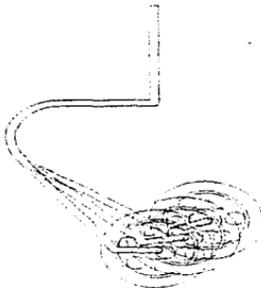
Fig. 5.12. Avioncillo con el tipo conoero basado en el Diseño 1

Diseño 2 : para absorber la carga de impacto se utiliza un material con un modulo de elasticidad bajo y una resistencia a la fluencia alto, la geometría adquiere el efecto que proporciona un resorte.



Diseño basado en una geometría que simula un resorte.

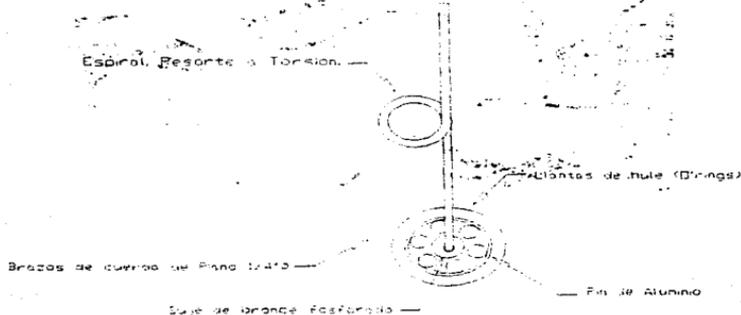
Diseño basado en una geometría que simula un resorte.



Dibujo del desplazamiento

Fig. 5.13. Diseño 2.

Diseño 3 : un rizo en el vástago se utiliza para absorber la energía del impacto.



Tren basado en un resorte que trabaja a torsión.



Dibujo del desplazamiento.

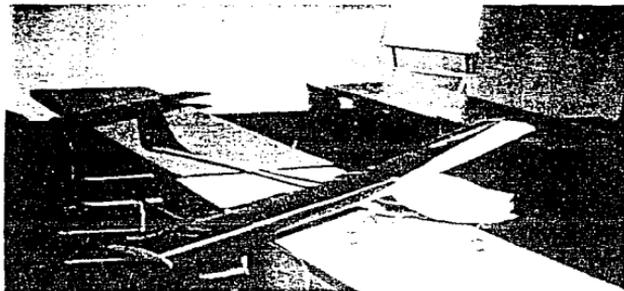


Fig. 5.14. Aermamodelo con el tren delantero del Diseño 3

5.4 Manufactura del tren de aterrizaje.

Se recurrió a un programa CAD, para poder dibujar al tren lo mas exacto posible como se diseñó con anterioridad. El programa utilizado fue AutoCAD.

El dibujo que se muestran al final de esta obra muestra las piezas a detalle y los componentes del tren de aterrizaje.

Primero, se expondrá la manufactura de los diseños del tren delantero. Tenemos tres diseños en cuanto al tren delantero y a sus componentes y un diseño del tren trasero.

Para iniciar, la manufactura del tren de atornillado delantero, se tomó el diseño del resorte articulado a un par de barras (Diseño 1). Se consiguió el material para iniciar dicho proceso.

Se maquina el cilindro en un torno convencional. Ya teniendo el cuerpo del cilindro maquinado, se prosigue a manufacturar las articulaciones del pistón (pistón = cilindro + resorte + embolo), en este paso se requiere de cuidado ya que son piezas pequeñas, en esencia, es aluminio con un barreno central (ver plano "Tren - delantero -1") del lado de la cara mayor con un barreno perpendicular a este para lograr la articulación, y para sujetar a las barras de referencia, se utiliza un prisionero allen. Se requiere de una máquina fresadora para lograr las caras perfectamente planas y localizar con precisión los centros de los barrenos.

Se prosigue con las barras, que son de cuerda de piano de 1/4" diam., a una de ellas le corresponde ser eje de rotación de la llanta, y a la otra recibir el par del servo para el control de la dirección, por ello se tornean para obtener la figura deseada, y se realizan los dobleces correspondientes con la ayuda de una mordaza de mesa y un tubo largo para hacer palanca. Los grados de doblez se calcularon con la ayuda de la computadora. Para asegurar las llantas en el eje se consiguieron seguros tipo "E", de las dimensiones requeridas. Ahora prosigue la manufactura de las llantas. Para hacerlas, se compro en ferreterías ruedas para sillas, que traen llantas de hule macizo. Estas fueron las primeras llantas que se utilizaron ya que las que venden para los aeromodelos son demasiado flexibles para la carga que llevara el aeromodelo. Estas llantas compradas son demasiado pesadas para montarse, entonces se maquinaron. Se montaron en el torno y se rebajaron a las medidas dadas, después se tomo la caja donde se alojan los baleros, ya con estas medidas y forma se pasaron a un taladro de banco y se taladraron los barrenos previamente trazados, obteniéndose la geometría deseada.

Se montaron a presión las llantas sobre los baleros. Después para probar que las llantas estuvieran correctamente alineadas con respecto al centro de los baleros, se montaron en el torno y con una barra circular del diámetro del centro balero se hizo girar a la llanta firmemente sujeta al chuck y la barra al porta brocas para torno. Esto se realizo con cada llanta y si alguna no satisfizo nuestras exigencias se manufacturaba otra.

El segundo diseño del tren delantero de aterrizaje se muestra en el plano "Tren - delantero -2". Se corta alambre de cuerda de piano de 1/4" diam. a las medidas indicadas, ésta geometría es sencilla y por tanto fácil de hacer, se monta en el torno y se obtiene la geometría para la parte que le corresponde ser eje de la llanta, se refrenta de los dos lados del alambre, se prueban las llantas igualmente que el tren delantero anterior y se dobla según plano.

El diseño 3 se muestran en el plano "Tren - delantero -3", el tren delantero es de alambre de cuerda de piano de 1/4" diam. y con una espiral que se asemeja y funciona como un resorte a torsión.

Se corta alambre de cuerda de piano de 1/4" diam. según plano, se monta en el torno para dar la forma a lo que será eje de la llanta, se refrenta por ambas partes y luego para formar la espiral es necesario calentar al alambre ya que de lo contrario este se forzará tanto que pueda romperse, se utiliza un soplete de mano, previamente se prepara un tubo sujeto a las mordazas de mesa con la finalidad de que sea la curva que tome la espiral, es decir se va a rodear el alambre al tubo.

Se prepara el soplete y se calienta con mucha precaución el alambre tratando de no calentar lo demasiado para cambiar radicalmente las propiedades del metal, luego se dirige a la mesa de trabajo y se empieza a dar la forma, se utilizan pinzas de presión martillo y un tubo para hacer palanca.

Prosigue hacer el tren trasero.

El diseño del tren trasero de aterrizaje se muestra en el plano "tren - trasero ", se imprimió la forma que lleva el tren en los brazos a escata natural y se calco en el tren. Para poder obtener esa geometría se monto en la placa de aluminio ya doblada y cortada en el taladro de banco sujeto por mordazas de tal forma que los brazos se encuentren perpendicularmente a la dirección del barrenado, se realizaron decenas de barrenos en los brazos del tren con el fin de aproximar lo mayor posible a la geometría, y después se quito del taladro de banco y se monto a las mordazas de mesa y con una lima se obtuvo la geometría final.

Cuando ya estuvo la tapa inferior del fuselaje hecha de material compuesto (madera y kevlar), se marcaron los centros de los barrenos en el tren y en esta parte del fuselaje para su sujeción con tornillos de cabeza de gota y turcas con rondanas, inmediatamente después se montó de nuevo al taladro de banco para hacer dichos barrenos en el tren y en el fuselaje se utilizó un taladro de mano.

Ahora corresponde hacer los ejes de las llantas. Estos ejes se muestran en el plano, se utiliza como ejes alambre de cuerda de piano de 1/4" diam., se cortó alambre a sobremedida para poder ser tomeadas, se montó en el torno y se realizó el refrentado, la cuerda para la tuerca y del otro extremo la ranura donde se aloja el seguro tipo "E". esta operación se hizo cuatro veces ya que necesitamos repuestos.

Prosigue el montaje de las llantas sobre los ejes. Cada eje se montó al porta brocas para torno y las llantas con los baleros pegados previamente, se sujetaron al torno, se hizo andar comprobando su funcionamiento.

Los tensores son de cuerda de piano de 1/32" diam. cruzados en forma de X y sujetos por una parte por los brazos del tren y por el otro a los ejes del lado opuestos de las llantas.

5.5 Pruebas

Esta etapa muestra que el diseño sea funcional, además de aportar datos que no se consideran en un escritorio.

Las pruebas hechas al tren de aterrizaje, se basan en tomar cada diseño y montarlo en un fuselaje que simula al real, a este fuselaje se le carga con 25 lb. de metal. Las principales pruebas realizadas al tren de aterrizaje son:

- Prueba de comportamiento.
- Prueba a los rodamientos y llantas.
- Prueba de resistencia.

Pruebas de funcionalidad.

En esta prueba sirve para resaltar los detalles del diseño en cuanto al comportamiento. Es importante mencionar que existen puntos que están fuera de nuestro control, como la habilidad del piloto.

Se carga el fuselaje como se menciona al principio, se coloca en el suelo, se empuja durante un tiempo, se fuerza a que trate de voltearse y se toman datos y consideraciones que puedan servir para cálculos.

Pruebas a los rodamientos y llantas.

Las pruebas hechas a los rodamientos y llantas sirven para justificar la utilización de un tipo en especial de rodamiento y de llanta.

Estas pruebas se hicieron haciendo girar el chuck del torno y poniendo cada llanta con el rodamiento a analizar, se hace un eje que sirva como apoyo para hacer girar la llanta contra el chuck, este apoyo se cambiaba de posición así como la velocidad del chuck del torno.

Pruebas de resistencia.

Otra prueba que se realiza es, tomar el fuselaje con el tren de aterrizaje y cargarlo con 25 lb, se coloca a una altura de 1 m, y se le deja caer libremente.

La prueba mas importante es tomar cada diseño y hacer una prueba en conjunto con el resto del aeromodelo, para lograr una prueba real se colocan todas las partes principales agregandole peso, se sujetan y se prueba en una pista. Se observa el comportamiento y se sacan conclusiones para un rediseño.

5.6 Toma de Decisión

Esta toma de decisión se basa en general de una serie de puntos en los cuales la principal restricción es la facilidad de reemplazar las piezas que constituyen al tren de aterrizaje y al aeromodelo en general. Por ello, muchas veces los diseños que nos parecen ideales lo dejan de ser y se convierten en diseños demasiado complicados. Esto sucede particularmente cuando se diseña sin tener en cuenta los medios existentes

Los puntos o restricciones en los cuales nos basaremos para la selección son:

- sencillez.
- ligero y resistente.
- Facilidad de reemplazar las piezas constituyentes del diseño.
- Facilidad de manufactura.
- bajo costo.

Facilidad en la manufactura.

Este proceso tiene como finalidad entre otras, obtener datos relevantes sobre el diseño, como el ensamble, tiempo de manufactura, costos de operación, etc.

La manufactura de un diseño es una de las principales restricciones para el diseñador. Ocasionalmente, los diseños son complicados y de forma muy rara, la manufactura se

complica y repercute en el costo de la pieza o piezas. Un buen diseño es fácil de manufacturar, se conforma de pocas piezas simples y funcionales.

Facilidad de reemplazo:

La estandarización es una de las mejores herramientas para evitar caer en diseños sofisticados y cuyas partes sólo sean visiones nuestras. La utilización de estándares simplifica en gran medida la labor del diseñador, ya que si se quiere en cualquier momento reemplazar una pieza de un equipo o dispositivo estandarizado será más fácil encontrarlo y reemplazarlo, por ello es recomendable y generalmente es impuesto.

Conclusiones de las pruebas:

Llantas de hule macizo sobre baleros.

- Fácil de duplicar.
- Los baleros se atoran por la presencia de polvo y tierra. (baleros sin cubierta)
- Las llantas se deforman enormemente con grandes cargas y se pierde dirección.
- No existe buena adherencia del pegamento entre llanta y balero por tanto la llanta se sale del balero.
- Barato.

Llanta basada en O'ring rines y bujes de cobre fosforado

- Poca dificultad en su manufactura.
- No existe el problema de atoramiento de la llanta por polvo u otro factor.
- No existe el problema de la deformación de la llanta que provoque pérdida en la dirección.
- El buje es hecho a la medida adecuada al rin, lo que no existe el problema de movimiento entre rin y buje.
- Barato.

Llantas seleccionadas. O'ring sobre rines de aluminio y bujes de cobre fosforado.

Diseño 1

- Es formado por muchas piezas, lo cual complica su reemplazo.
- Es resistente.
- Presenta facilidad para la conducción del aeromodelo.
- Barato.

Diseño 2

- Es muy fácil de duplicar.

- Es poco resistente.
- Deformación excesiva con grandes cargas y presenta inestabilidad en la conducción.
- Barato.

Diseño 3

- Difícil de hacer.
- Resistente.
- La conducción del aeromodelo es buena, con grandes cargas.
- Barato.

Selección del tren delantero : **Diseño 1**

5.7 Cálculos

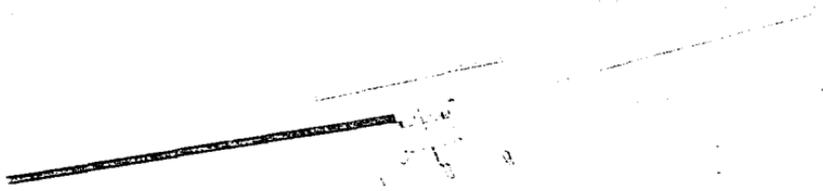
El material a emplearse en el tren de aterrizaje debe de absorber las vibraciones provocadas por las irregularidades de la pista. Una simulación basada en a teoría de las vibraciones mecánicas nos ayudará a visualizar la respuesta de tres distintos materiales a condiciones de carga variable suponiendo una k equivalente a una k resorte análoga de un sistema masa-resorte. esto es para poder tener un criterio de selección de material. Se simula sólo el tren trasero durante el despegue. Programa : Tren.Bas.

Para el calculo de resistencia de materiales se considera la carga que sufre el tren durante el aterrizaje, ya que durante el despegue la mayor carga es cuando el aeromodelo se encuentra inmóvil debido al aumento de la sustentación provocada por la velocidad.

Las cargas en el tren de aterrizaje varían o dependen en gran medida de la experiencia del piloto, de experiencias previas se considera 3.5g como valor de aceleración esto implica una carga de 480.2 N ~ 50Kg .



El cálculo se hace pensando en la posibilidad de que el aeromodelo aterrice en una sola llanta trasera.



la posición del tren delantero se ubica de tal forma que la nariz del aeromodelo esté abajo de la línea horizontal que forma el centro de gravedad y el centro del tubo, forzando a que aterrice con el tren trasero.



El tren trasero funciona como una viga en cantiliver con una carga aplicada en su extremo libre.

tren trasero con tensores de cuerda de piano de 1/32" diam.

Viga en cantiliver con una carga aplicada en su extremo libre.

La tensión debida a la flexión, según la teoría básica, es :

$$\sigma = \frac{Mc}{I} \quad (\text{Ref. 8})$$

σ = esfuerzo normal

M = momento Flector.

c = distancia del eje neutro al punto donde se calcula el esfuerzo.

I = momento de inercia de la sección transversal respecto al eje neutro.

Para el punto c, L = 155.0 mm, M = 50 * 155.0 = 7750 Kg mm, el espesor de la placa es 1/8" = 3.175mm, I = bh³ / 12 = 348.75mm⁴ c = 1.58mm, efectuando cálculos :

$$\sigma = 33 \text{ Kg/mm}^2.$$

El material empleado es placa de duraluminio 1/8" esp. comercial :

$$\sigma_0 = 22 \text{ kg/mm}^2 \quad (\text{Ref. 9}),$$

$$\sigma_{\text{tracción}} = 38 \text{ kg/mm}^2 \quad (\text{Ref. 9}),$$

estamos cerca del límite de ruptura, es necesario reforzar el tren trasero sin aumentar el peso, la solución son tensores de cuerda de piano de 1/32" de diámetro, que actuarán a tracción. Para ello es necesario encontrar la flecha máxima de la viga o brazo del tren : para una viga en cantiliver la flecha máxima se encuentra con :

$$y'_{\text{max}} = -\frac{1}{3} \frac{PL^3}{EI} \quad (\text{Ref. 8})$$

Es necesario saber la flecha cuando la carga es la necesaria para llevar al material al punto de fluencia.

$$E = 0.72 \times 10^9 \text{ kg/cm}^2 \quad (\text{Módulo de elasticidad}) \quad (\text{Ref. 8})$$

P = carga para llegar a la fluencia.

$$L = 155.0 \text{ mm}$$

$$I = 348.75 \text{ mm}^4$$

M = momento flector para llegar a la fluencia ;

de la ecuación de flexión $M = \sigma I / c = 5115 \text{ Kg} \cdot \text{mm}$;

$$M = P \cdot L ,$$

$$P = 5115 / 155 = 33 \text{ Kg.} \quad (\text{carga para llegar a la fluencia } \sigma_0) .$$

efectuando cálculos : $Y \text{ máx.} = 1.62 \text{ cm.}$

Cuando la flecha vale 1.6 cm los tensores actúan a tracción, el material empleado para los tensores es cuerda de piano 1/32" diámetro.

$$\sigma_0 = 175 \text{ kg/mm}^2 \text{ (Ref. 9);}$$

Entonces :

De la teoría básica de tensión :

$$\sigma = P / A \quad (\text{Ref. 8})$$

$$A = \text{área transversal} = 0.4951 \text{ mm}^2$$

$\sigma = 50 / 0.4951 = 100.9896 \text{ kg/mm}^2$; Se utilizan dos tensores por brazo es decir :

$$\sigma = 50.5 \text{ Kg/mm}^2, \text{ por lo que el FS} = 175 / 50.5 = 3.5$$

Vibración

Existen varias formas de solucionar problemas en la mecánica de vibraciones, éstas dependen de suposiciones hechas al sistema, por ejemplo despreciando la masa del resorte, sistemas amortiguados o no amortiguados, considerando tipos de resortes ; lineales o no lineales, etc. (Ref.10)

Diagrama del desplazamiento en un sistema masa-resorte.

En este caso analizaremos la vibración de la masa del aeroplano dado el tren de aterrizaje propuesto y considerando al tren trasero como un resorte lineal, es decir, que al ser deformado genera una fuerza del tipo:

$$F = -kx, \quad \text{donde } k = \text{constante.}$$

Se supone, como se menciona al principio que la masa m puede ser desplazada verticalmente sin resistencia alguna. Aplicando la ley de Newton en dirección del movimiento:

$$-kx = m\ddot{x}$$

o sea,

$$kx + m\ddot{x} = 0$$

Esta es la ecuación diferencial que rige el movimiento de la masa m . Por ello la razón de un resorte lineal. Entonces la ecuación característica es:

$$s^2 + k/m = 0$$

y la solución general de la forma:

$$x = A_1 \cos \omega_n t + A_2 \sin \omega_n t$$

donde $x(t)$ es llamada elongación del movimiento y

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}}$$

es la frecuencia angular natural o propia del sistema. La frecuencia natural o propia del movimiento oscilatorio es pues dada por:

$$f_n = \frac{\omega_n}{2\pi} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}}$$

y el período $\tau_n = \frac{2\pi}{\omega_n}$

es entonces:

$$\tau_n = \frac{1}{f_n} = 2\pi \sqrt{\frac{m}{k}}$$

La solución general tiene dos constantes arbitrarias de integración. Como en todo problema dinámico, éstas habrán de determinarse mediante las condiciones iniciales. Supóngase en el instante inicial $t=0$, se dan las posiciones $x = x_0$ y la velocidad inicial de la masa m , entonces para determinar A_1 y A_2 se procede como sigue. La ley del movimiento es dada por:

$$x(t) = A_1 \cos \omega_n t + A_2 \sin \omega_n t$$

de donde la expresión general de la velocidad es

$$v(t) = \dot{x}(t) = -A_1 \omega_n \sin \omega_n t + A_2 \omega_n \cos \omega_n t$$

Introduciendo las condiciones iniciales anteriores en estas expresiones, se obtiene:

$$x_0 = A_1 \quad \text{y} \quad v_0 = A_2 \omega_n$$

Luego el movimiento es dado por:

$$x(t) = x_0 \cos \omega_n t + v_0 / \omega_n \sin \omega_n t$$

La expresión de movimiento que se acaba de obtener puede escribirse en forma más compacta introduciendo la noción del ángulo de fase. El método a seguir es el procedimiento general que permite sumar dos funciones $\cos \omega_n t$ y $\sin \omega_n t$ de misma frecuencia angular ω_n , como en el caso presente. Partiendo de la ecuación del

$$x = A_2 \left(\frac{A_1}{A_2} \cos \omega_n t + \sin \omega_n t \right)$$

movimiento, se puede escribir:

$$\begin{aligned} \operatorname{tg} \psi &= \frac{A_1}{A_2} \\ \psi &= \operatorname{Arctg} \frac{A_1}{A_2} \end{aligned}$$

siendo ψ el llamado ángulo de fase.

Entonces se puede escribir:

$$\begin{aligned} x &= \frac{A_2}{\cos \psi} (\sin \psi \cos \omega_n t + \cos \omega_n t \sin \psi) \\ &= \sqrt{A_1^2 + A_2^2} \sin(\omega_n t + \psi) \end{aligned}$$

De donde introduciendo la constante:

$$A = \sqrt{A_1^2 + A_2^2}$$

que se llama amplitud del movimiento, se tiene:

$$x(t) = A \sin(\omega_n t + \psi)$$

con referencia al presente problema, se ve que el ángulo de fase sería:

$$\psi = \text{Arc} \text{tg} \frac{x_0 \omega_n}{v_0}$$

y que la amplitud se escribe:

$$A = \sqrt{x_0^2 + \left(\frac{v_0}{\omega_n}\right)^2}$$

La forma de la ley del movimiento $x(t)$, con las dos constantes arbitrarias de integración A y ψ puede ser usada directamente tal como la solución general. En el presente método de deducción se han obtenido los valores de dichas constantes en función de las condiciones iniciales.

La ley del movimiento $x(t)$, puede presentarse gráficamente en un diagrama espacio tiempo y así mismo se puede representar la velocidad y la aceleración.

En resumen la posición, la velocidad y aceleración son expuestas:

$$x(t) = A \text{Sen}(\omega_n t + \psi)$$

$$\dot{x}(t) = A \omega_n \text{Cos}(\omega_n t + \psi)$$

$$\ddot{x}(t) = -A \omega_n^2 \text{Sen}(\omega_n t + \psi)$$

Obtención de la $K_{\text{equivalente}}$.

El procedimiento consiste en encontrar el valor de la constante $K_{\text{equivalente}}$ de un resorte equivalente, que tuviera sobre la carga P el mismo efecto que tiene la viga. Para ello buscamos la relación entre la carga y el asentamiento (flecha máxima) correspondiente.

En este caso, como se mencionó al principio, el tren trasero funciona como una viga en cantiliver con una carga simple concentrada en su extremo libre, entonces la flecha máxima se encuentra con :

$$y_{\text{max}} = -\frac{1}{3} \frac{PL^3}{EI} \quad (\text{Ref. 8})$$

Ahora, de la ley de Hook

$$F = -Kx$$

F = fuerza aplicada.

K = constante del resorte.

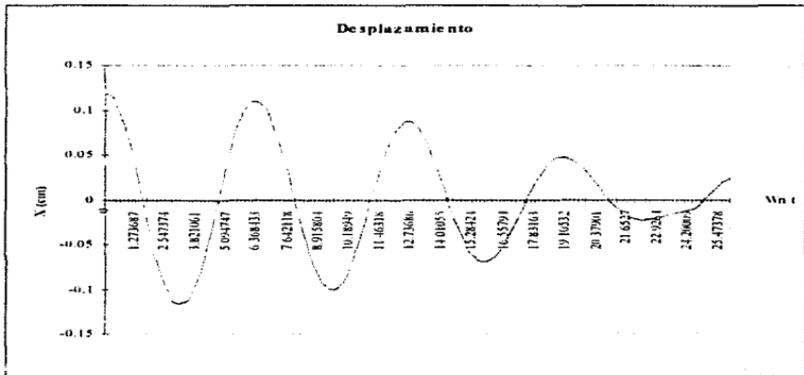
$x =$ deformación del resorte debido a la fuerza F .

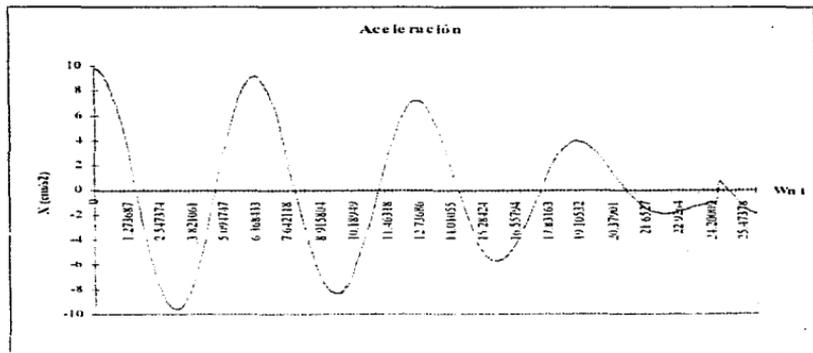
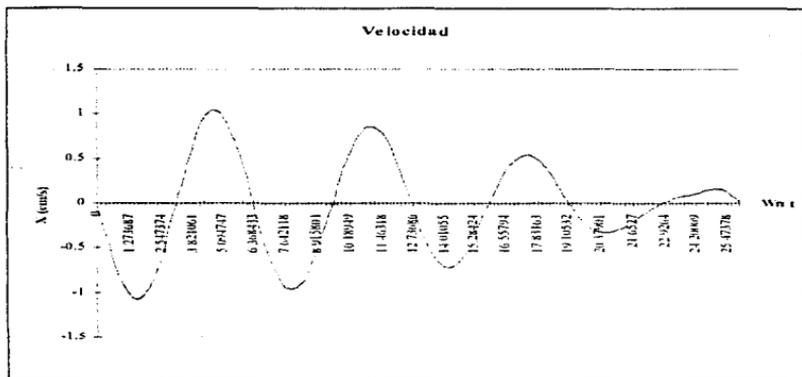
entonces :

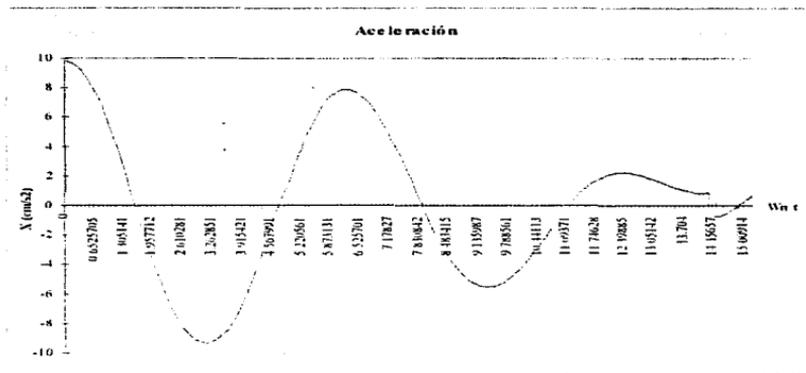
$$K_{\text{equivalente}} = -F / Y_{\text{max}}$$

En la siguiente página se presentan los resultados graficados de la corrida del Programa Tren.Bas de los diferentes materiales simulados (Acero, Aluminio y Madera).

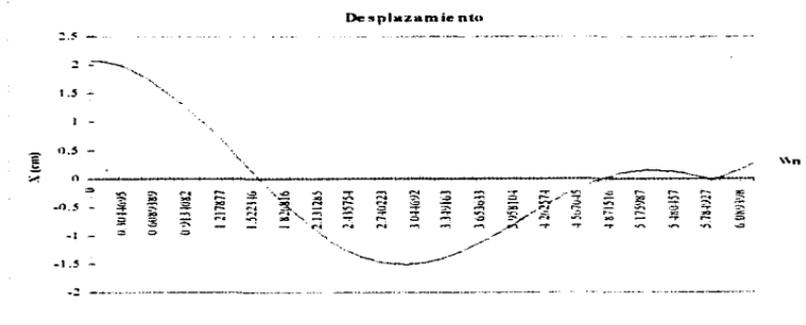
Acero :





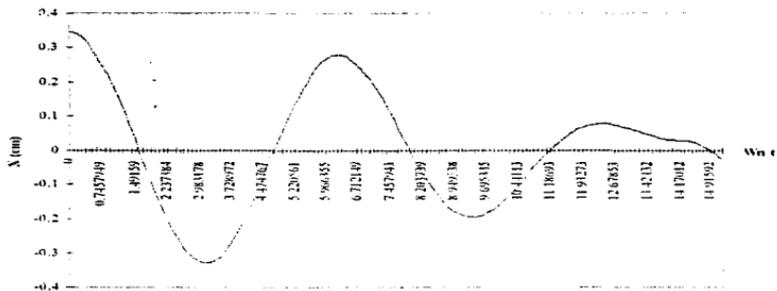


Madera :

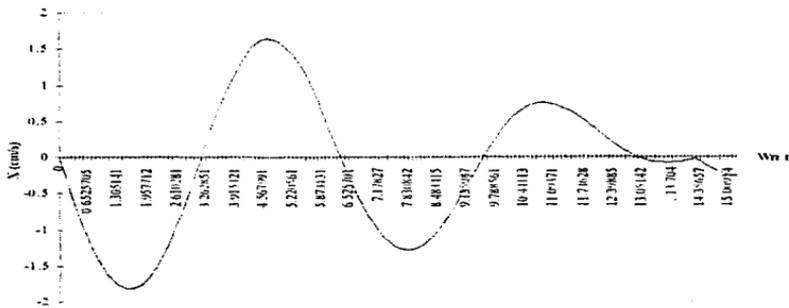


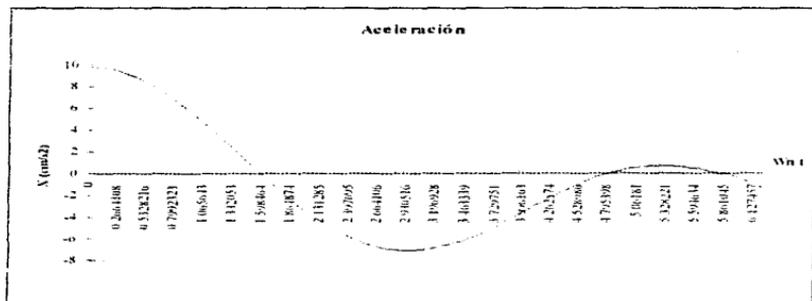
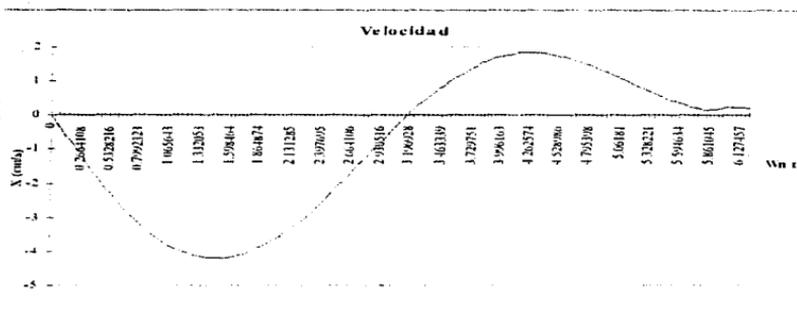
Aluminio :

Desplazamiento



Velocidad





El material seleccionado es aluminio, el acero presenta mayor "Inestabilidad" ante las condiciones de carga y es mas pesado. la madera aunque presenta buen comportamiento puede llegar a deformarse debido a las condiciones de operación, en las

cuales se derrama mucho combustible no quemado en todo el aeronave durante el vuelo.

5.8 Conclusiones

- Con respecto a los objetivos establecidos para el trabajo se puede decir que se cumplieron. El tren de aterrizaje diseñado y construido para el aeromodelo cumplió satisfactoriamente las expectativas de todo el equipo. Con la configuraciones y accesos presentados se puede mejorar el diseño original.
- El tener una idea clara y objetiva de como se va a desarrollar el proyecto de diseño facilita su seguimiento y culminación. Es importante que todo hallazgo, idea, metodo empleado sea reportado para tener un historial de trabajo dentro del proyecto.
- El diseño de un tren abierto y no tan alto seria una buena mejora, aunque aqui hay que evaluar el peso y el mayor arrastre que generaria vs. un tren pegado al fuselaje pero con poca estabilidad en tierra.

CAPITULO 7

COSTO DEL PROYECTO

7.1 Costo de materiales

El presupuesto aproximado para la fabricación del aeromodelo con materiales convencionales es el siguiente:

Accesorios de plástico y metal: Tanque de combustible, tren de aterrizaje trasero de Al, collantes, tornillos, tuercas, rondanas, bisagras, pijas, mandos, helices de madera, lijas, spinners, bujias, etc	\$ 2200. ⁰⁰
Bronce y Al para manufactura de llantas.	\$ 350. ⁰⁰
Combustible (Nitrometano 2 gal)	\$ 300. ⁰⁰
Cortadores verticales de 1/4" para manufactura de llantas, modificación de tren de aterrizaje, manufactura del contenedor (caja para el peso muerto), etc.	\$ 350. ⁰⁰
Fibra de kevlar (1 yd ²)	\$ 260. ⁰⁰
Hoja de espuma de PVC como arma para paneles de tela de Kevlar	\$ 80. ⁰⁰
Herramientas	\$ 2500. ⁰⁰
Madera balsa : Vigas de madera (diferentes tamaños), chapa de recubrimiento, bordes de ataque, bordes de salida y inlay (plywood).	\$ 3600. ⁰⁰
Madera de pino 1/2" X 12cm X 2.6 m (viga principal)	\$ 113. ⁰⁴
Madera de pino 1/2" X 6cm X 2.6 m (viga laterales)	\$ 22. ⁰⁰
Motor 0.61 in ² con mofle	\$ 750. ⁰⁰
Pegamentos: epoxico, instaneo y blanco.	\$ 250. ⁰⁰
Papel para forrar el aeromodelo (monokote 4 rollos)	\$ 600. ⁰⁰
2 placas de unisel de alta densidad (17 kg/cm ²)	\$ 250. ⁰⁰
*Radio control de 7 canales con 3 servomotores (50g)	\$ 7000. ⁰⁰
4 Microservos (19 g)	\$ 2363. ⁰⁰
Total	\$18788.⁶⁴

*Se contaba con el radio control propiedad de la asesora de tesis

7.2 Costo de asistencia a la competencia.

Costo aproximado del viaje para asistir a la competencia celebrada en Los Angeles, California *. (En camioneta Van)

Inscripción de la aeromodelo al concurso	\$ 640. ⁰⁰
Envío por paquetería del reporte e inscripción del equipo a SAE.	\$ 220. ⁰⁰
Casetas de cobro México - Los Angeles Los Angeles - México.	\$ 2500. ⁰⁰
Comidas de 5 integrantes (1 semana)	\$ 2595. ⁰⁰
Gasolina	\$ 4000. ⁰⁰
Servicio automotriz	\$ 400. ⁰⁰
Total	\$10355.⁰⁰

*Sin incluir hospedaje en Los Angeles y compostura del vehículo (\$7000).

*El costo de traslado por aeromodelo es mayor

***Costo total aproximado.**

Material y equipo.	\$ 18,788. ⁶⁴
Gastos para asistir a la competencia.	\$ 10,355. ⁰⁰
Imprevistos (hospedaje, composturas, etc)	\$ 7,000. ⁰⁰

Total **\$ 36,143.⁶⁴**

* sin contar el costo por mano de obra en un supuesto

El costo de materiales y equipo se eleva un 60% en el supuesto de manufacturarlo en su totalidad de materiales compuestos, así como por la fabricación de los moldes necesarios

Los materiales compuestos a utilizar se enlistan a continuación:

Fibra de carbono (alas)	32 dlts/yd ²
Kevlar (refuerzos en fuselaje y tren de aterrizaje)	18 dlts/yd ²
Fibra de vidrio (moldes ala y fuselaje y fuselaje en fibra de vidrio)	12 dlts/yd ²
Placas de PVC (paneles para kevlar y fibra de carbono)	10 dlts/placa
Resinas (Matriz de compuestos)	10 dlts/gal

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

En el diseño del aeromodelo para competencia SAE, nos hemos encontrado con diversos problemas de distintas naturalezas. El que consideramos ha sido el más importante es la falta de tiempo y preparación para una optimización integral del prototipo. El diseño aerodinámico y estructural de un aeromodelo, en general, es algo muy complejo, ya que se pueden hacer un sinnúmero de consideraciones y tomarlas como parámetros de diseño. Hacer volar cualquier aparato es sencillo, pero lograr que lo haga en forma óptima es más complicado.

Para llevar al límite un modelo se requiere de un análisis total, para lo cual necesitamos de más herramientas y conocimientos. La manera en que se desarrolló el aeromodelo fue haciendo consideraciones, con análisis sencillos, capaces de llevarse a cabo dentro del tiempo contemplado para dichos cálculos, antes de proceder a la manufactura.

Al ser esta la primera vez que estudiábamos conceptos de aerodinámica, nos tomó tiempo decidir las consideraciones de diseño pertinentes. Como ya se expuso, se hizo simplemente un análisis estático de fuerzas y momentos, tratando de involucrar los parámetros que consideramos de mayor importancia. Sin embargo, hubieron detalles que no pudieron ser analizados. Un ejemplo de esto es la forma del fuselaje. Aunque la teoría manifiesta que a las bajas velocidades de operación del modelo el arrastre no es muy importante, lograr una forma aerodinámica en el fuselaje reduce la resistencia, y por lo tanto, aumenta la velocidad. El diseño de la forma del fuselaje se hizo sin cálculos y solamente se consideraron los principios básicos de aerodinámica. Se trató de lograr una forma, respetando el área de carga, de tal manera que el flujo de corriente no se desprendiera de la superficie. Esto se procuró redondeando la forma y suavizando los bordes.

En este tipo de modelos, otro de los factores importantes que se tienen que considerar son las pruebas, bajo condiciones similares a las de competencia (a nivel del mar). Al no contar con recursos suficientes, muchos detalles no se observan, pudiéndose resolver más fácilmente cuando éstos se presentan en pruebas de ajuste y calibración.

Cabe mencionar que, por lo visto en la competencia de carga, los equipos mejor preparados tienen un seguimiento de varios años, presentando el mismo equipo y el mismo modelo. Cada año se hacen más pruebas y modificaciones para ir optimizando el prototipo e ir llevándolo cada vez más cerca del límite de diseño. Como es muy difícil pensar en desarrollar un modelo óptimo desde el principio, ya que sería un trabajo de

varios años, consideramos que la manera de conformar un equipo competitivo es ir mejorando los modelos ya existentes, mediante pruebas de vuelo y estructurales.

En nuestro caso, el problema inesperado que significó la caída de nuestro modelo, se presentó desde el primer vuelo de prueba. Dicho problema se conoce en aeromodelismo con el nombre de "fluttering" (revoloteo) y se presenta en los estabilizadores de configuración de péndulo al no situar en el centro aerodinámico el eje de rotación. Esto es debido a que en un análisis estático el lugar óptimo para lograr el giro del estabilizador o de cualquier objeto, es su centro de gravedad como eje. Sin embargo se presentan en condiciones de operación un fenómeno que traslada las fuerzas y cambia las condiciones imaginadas en un principio.

El problema consiste en el giro sin control del estabilizador, a medida que el aeromodelo va ganando velocidad y por lo tanto incremento en la sustentación del estabilizador horizontal.

Al ir aumentando la sustentación, la fuerza que se concentra a un cuarto de la cuerda es mayor y compite con la fuerza del servomotor que es el que controla el ángulo de ataque del elevador, al encontrarse el centro de giro alejado del centro aerodinámico, ya no se tiene tan solo una fuerza en el C.A., sino que se presenta un momento multiplicando esta fuerza por la distancia al centro de giro, logrando ser este momento de una magnitud mayor a la fuerza del servomotor que es el que controla el elevador. Esto trae como consecuencia que el elevador quede sin control por parte del servomotor y entonces quede a la merced de la fuerza de sustentación que ahora lo dirige. Así este incrementa su ángulo de ataque hasta que "topa" con algo que le impida girar, el servomotor intenta entonces vencer esta oposición y trata de regresarlo hacia el lado opuesto; una vez que sucede esto, el problema se presenta hacia el otro lado, por lo que el estabilizador se vence ahora hacia abajo. Por consiguiente, el modelo desciende abruptamente o se eleva. Todo esto se repite varias veces, por lo cual se pierde totalmente el control del aeromodelo.

Sin embargo, el problema se puede seguir presentando, aún cuando el centro de giro del estabilizador se encuentre en el centro aerodinámico del perfil. Es por esto que recomendamos que el estabilizador presente solo una sección móvil, y que no sea de tipo péndulo. El estabilizador con esta configuración, aunque no presente tanta sustentación, presenta mucho menos problemas mecánicos y es más fácil de construir. Así mismo es recomendable la utilización de un perfil con curvatura para el estabilizador

horizontal, pero poniendo este hacia abajo, presentando entonces sustentación "negativa", con el objeto de que al levantar una carga muy pesada, genere un momento en la parte de atrás que ayude a levantar la nariz del aeromodelo y logre elevarse, se hace esta observación ya que en la competencia los aeromodelos en la última ronda al cargar el máximo peso no podían elevarse debido a que no lograban rotar para levantar la nariz y por lo tanto no despegaban. El perfil debe ir fijo y articulado con bisagras tan solo en su parte final.

REFERENCIAS Y BIBLIOGRAFÍA

1. Arnold M Kuethe, "Foundations of Aerodynamics, Bases of Aerodynamic Design", Michigan, John Wiley & Sons, 1986.
2. Richard Eppler, "Airfoil Design and Data" (439 Airfoils), Springer-Verlag, Berlin 1990.
3. Dieter Althaus, "Profilpolaren für den Modellflug", Neckar-Verlag, Stuttgart 1980.
4. Frank M White, "Mecánica de Fluidos", Mc Graw Hill, Mexico 1979.
5. John J. Bertin, "Aerodynamics for Engineers", Prentice Hall, Englewood Cliffs, New Jersey, 1989.
6. Krasnov, "Aerodinámica en preguntas y problemas" Editorial Mir, Moscú 1985.
7. Ascher H. Shapiro, "Shape and Flow, The Fluid dynamics of Drag", Anchor Original, Arlington Massachusetts 1960.
8. Sloane Alvin, "Resistencia de materiales", Ed. Montaner y Simón, Barcelona 1979.
9. Casiles A. L., "Maquinas, calculos de taller", Ed. Maquina, Mond, España 1988.
- 10 R. Roca Villa, "Vibraciones mecanicas" Limusa, Mexico 1981.

**Reporte del diseño enviado a la competencia
SAE AERODESIGN WEST 1996.**

INTRODUCTION

SAE Aero Design Competition gives the Universidad Nacional Autónoma de México and others the opportunity to compare themselves with more experienced countries, represented by their best universities, in this field of engineering. By working beside teams from different nationalities we will learn different ideas and new concepts, fact that is very important in our case in which we are practically starting to develop our first models.

About two years ago the Aerospace Engineering Department was open in the UNAM. Most of the efforts done since then have been focused to the development of *Remote Perception*. Today in Mexico if there's the need to study a piece of land from the air, the work is done usually by helicopter. Since this is very expensive, our department has joined mechanical and electronic engineers to solve the problem by radio controlled airplanes. By having a team from our department in the Competition, we will definitely learn a lot about the problems involving the construction of a carrier aircraft, the existing solutions to these problems, and the solutions that we are able to develop.

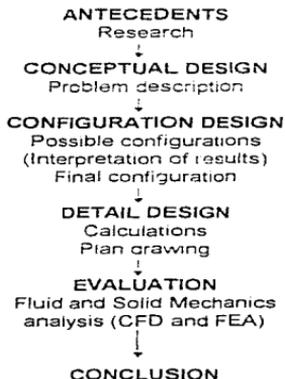
As we have said before, Aerospace Engineering is a science that is just starting in Mexico. Therefore, we cannot expect to count with the best resources, specially in terms of materials and manufacturing technics. Sometimes we have to think alternative solutions that would substitute those of top technology. For the Competition, this has to be done in such a way that would allow us to be

competitive; for the development of Remote Perception in our department, the alternatives have to offer better solutions than those imported from foreign countries, considering costs and time.

Finally we must say that neither one of the members in the team is an experienced modeler. Therefore, the first and most important base in which we support our hole model is the knowledge we obtained as engineering students. To encourage this is probably the main reason why SAE is organizing constantly this type of events, and also why our university decided to support us, in spite the big economic crisis in our country.

METHODOLOGY

The methodology followed is resumed in the next diagram.



ANTECEDENTS

The design is based on basic concepts which restrict any further solution, mainly on two important fields that involve the design of an aircraft, the fluid and the solid mechanics.

In this way, the possible solutions will not be distant from these concepts, that are basic and simple.

In this context, looking for a low drag aircraft, the fuselage shape is the most aerodynamic possible, conditioned in an important way by the dimensions of the cargo bay. Due to the fact that composite materials are difficult or even impossible to be found in Mexico, we decided to use more common, affordable, and available materials. Therefore, the structure is made of balsa wood and triplay, which gives it lightness as well as resistance. Also, solid wood beams are used to reinforce the wings.

For the selection of the wing, we look for a low Reynolds number airfoil, with a maximum lift coefficient. We searched several types and finally tested two different airfoils: one, that is on the Reynolds number we consider to reach during the take-off, and the other one with a higher lift coefficient and very close to the same Reynolds number (in the same magnitude order: $Re=10^5$).

Since we can increase the Reynolds number for the second airfoil by using a turbulator, we choose this last airfoil, thinking that the payload prediction will be related as expected to the curves we found for the airfoil.

We consider this as a very important design parameter. To choose an airfoil that already has been tested at low Re numbers.

With the same criteria, a "T-tail" configuration stabilizer is chosen, the reason is to take it out of the wing and fuselage effects, like the turbulence they leave down stream. In spite that is a cargo plane we choose an airfoil that has the lowest drag coefficient possible and the highest lift one for a higher tail moment arm at the maximum load conditions.

We tested different propellers and with the use of a dynamometer, we obtain the real thrust. We also measured the number of rpm's; the results are useful data and are shown later. To reduce the friction of wheels on land, bearings are used.

The design of the fuselage is conceptualized on the mechanic of fluids part, taking care as it is exposed, on a low drag shape, so for the structure, we put attention to keep the geometry reached, but at the same time build a strong frame able to resist the impact of landing, and for the weight we consider to lift. For this purpose we put a column array that dissipates the impacts to stronger parts of the frame.

The bottom of the fuselage and some corners are reinforced with kevlar fiber.

Finally the wheels used are of solid rubber that certainly add a few grams of extra weight, but can resist the high temperature of the platform at weather conditions.

The rear landing gear is reinforced with tensors of piano wire of 1/32" diameter due to the high impact that is received at maximum load conditions during landing.

The design concepts above led us to the configuration that will be shown on this report. To help us with the great number of calculus, we developed some easy computer programs.

CONCEPTUAL DESIGN

Problem description:

The principal design problems we consider are shown in order of importance as follows:

- 1st The search or develop of a **high lift** airfoil
- 2nd That the airfoil works at **low Reynolds numbers** (in which the aircraft will be operating) helping us with CFD simulation
- 3rd **Restrictions** (Area,engine,etc.)
- 4th Aerodynamic fuselage **shape** (according to restriction area)
- 5th Adjust the design of the structure to the aerodynamics.
- 6th The suitable **airfoil for the stabilizer**.
- 7th The use of **light, resistant, and low cost materials**.

Discussion.

As we know, the development of an airfoil is a complex problem, and due to the little experience we have in this matter, this solution is out of our reach; the search in literature of tested airfoils at low Reynolds numbers is the most indicated solution.

Related to this, once an airfoil is selected with highest lift coefficients, only two are chosen and evaluated further, eliminating the one with the lowest performance at

these Reynolds numbers, the behavior of both airfoils was simulated on CFD, and based in this, the second one is chosen.

The next step is to set the area that will be assigned to the different aircraft surfaces (wing, fuselage, stabilizer, rear landing gear, and muffler.) and then fix the array of the structure without modifying the shape significantly.

We can now define the area and the most suitable stabilizer profile (in accordance to the antecedents a 'T-tail' configuration is chosen)

All the points explained above are supported on the selection of the material and their cost estimation.

CONFIGURATION DESIGN

The final configuration of the aircraft depends on the location of the different parts that conforms it. As we explained, the first and most important element that we must select from the beginning is the airfoil. After experiments are done with the motor, considering the real thrust, the friction in the landing gear, and the expected drag, we calculate a velocity right before take off. The Reynolds Number for the length of the cord we decided to use, at this speed, is low, for aircraft in general ($v = 13.8 \text{ m/s}$; $Re = 2.5 - 3.0 \times 10^5$). Also, the airfoil we are looking for is one with the highest lift coefficient possible. The EPPLER 423 is the best for our requirements.

Another thing that is set before doing any calculation, is the position of the center of gravity of the airplane. We know that we are going to make flights with different loads in the cargo compartment, specially when testing. Since we cannot change the configuration of the aircraft in each case, the center of gravity has to remain in the same place, relative to the rest of the components. The best solution for this problem is to force the center of gravity to be over the geometric center of the cargo bay. That way, it does not matter how heavy the load is, the center of gravity of the airplane will not move.

We proceed then by locating the rest of the elements of the airplane. For this we develop a computer program, involving the rest of the data necessary to obtain the airplane final configuration, considering also the following ideas.

- The range for the attack angle in the airfoil with useful lift coefficient is very small.
- The optimum aspect ratio for a carrier wing is very high and with a value inside the range that was used.
- The percent of the area used for the wing will be the biggest of all, within a range suggested by aircraft modeling.

In the second part of the program:

- For the aircraft's stability, the vertical projection of the aerodynamic center of the wing, which is at one fourth of the cord, has to be near the center of gravity of the hole airplane.
- Because we are using an upper wing (with easier access to the cargo compartment), the height of the wing related to the center of gravity of the airplane has to be at least the half of the cargo box height.
- Since we wanted the stabilizer out of the turbulence produced by the wing and fuselage, it's height has to be a little bit bigger than these last two.

Now we can proceed to detail design:

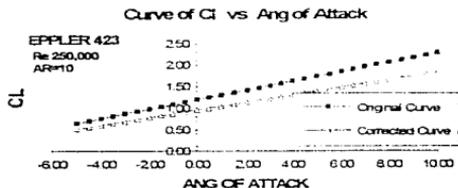
DETAILED DESIGN

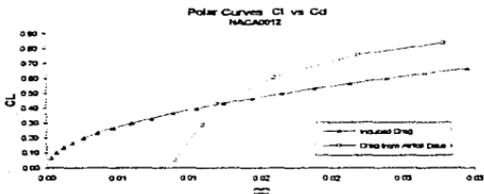
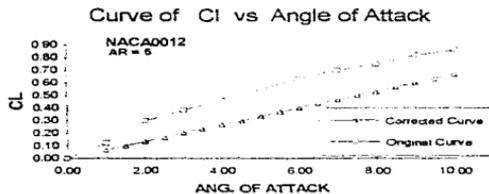
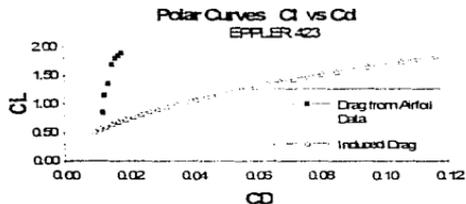
When we are choosing a wing airfoil, we have to take into account different parameters. Basically the information that is found in literature gives curves of lift coefficient vs. angle of attack of the airfoil, and lift coefficient vs. drag coefficient. But these curves are normally calculated for a wing of finite span.

Then we have to correct the curves proportionate by literature for a wing of finite span. A common practice is to reduce the slope of the lift curve by a factor of 0.8, but there are other calculations that give a more accurate correction.

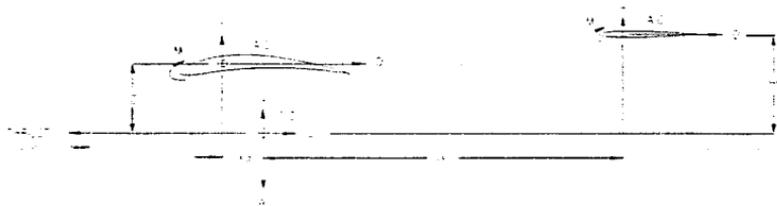
A correction method for the curves found in literature is used. The correction for finite wing of the monoplane equation (Reference 2) is based on an arbitrary circulation and spanwise lift distribution. A little program was developed for this task, and it is named: alafinit.c

With this method of correction for finite wing, we also obtain the C_{di} coefficient for induced drag, which is very important. Charts of the correction of EPPLE423 and NACA0012 are shown:





$$\begin{aligned} \sum F_x &= 0 \\ \sum F_y &= 0 \\ \sum M_x &= 0 \end{aligned}$$



The moment equation is:

$$\sum M_{CG} = M_{wing} + M_{tail} + M_{fuel} + L_{wing} X_{CG} - L_{tail} X_{CG} + D_{wing} Z + D_{tail} H_t$$

The moment of the fuselage is considered zero.

Moment, lift and drag terms are calculated by:

$$M = C_m c q S$$

$$L = C_l q S$$

$$D = C_d q S$$

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$S = \text{Area} = cb$$

Where c is the chord, b is the span, q is the dynamic pressure, V is velocity and ρ is the air density.

The results obtained are:

$AR_{wing} = 10$	$AR_{elevator} = 5$
Area _{wing} = 80%	Area _{elevator} = 13 %
$b_{wing} = 2.5 \text{ m}$	$b_{elevator} = 0.70 \text{ m}$
$c_{wing} = .25 \text{ m}$	$c_{elevator} = 0.014 \text{ m}$
Angle _{wing} = 0 °	Angle _{elevator} = -3 °
$x_a = -0.005 \text{ m}$	$x_t = -1.05 \text{ m}$
$Z = 0.095 \text{ m}$	Ht = 0.25 m
Area _{fuse} = 12%	

At this point it is obtained a confiable configuration, and the total configuration is presented in the ortnogonal view

To predict well the development of the plane, we need good knowledge of thrust produced by the k&b engine. Some experiments were rolled for different propellers and the data obtained for static thrust are presented.

Type	RPM	To [N]
11-7 wood	10,000	20.5
12-6 glass fiber	11,000	24.0
12-5 wood	10,000	21.5
12-6 wood	10,000	23.5

A relationship for static thrust is

$$T_0 = P_0^{1/3} (2 \rho A)^{2/3}$$

Where A is the area of the propeller and Pi is the power suministrated.

For the propeller of the maximum To, its efficiency was $\eta = 0.65$, considering that P=0.8 hp @ 10,000 rpm and 2200 m above sea level.

After this we obtained from reference 2, a curve that represents the variation of thrust versus velocity. for low power systems. We obtained:

$$\frac{T}{T_0} = 1 - 1.76345 \cdot 10^{-4} V^2$$

V is in m/s. and To is the static thrust.

and for our case:

$$T = 29.7 - 0.52371 V^2$$

This equation is obtained by a correction of our data of static thrust at Mexico City (2200 m above sea level). And is valid at sea level.

We also need surfaces for increasing lift, the most common systems used are flaps. We decided to use plain flaps, with the following recommendation:

$$\frac{C_f}{C} = 0.2$$

$$\delta_f = 45^\circ$$

Where Cf is the flap chord and C is the wing chord. δ_f is the deflected angle.

These curves were correlated to different equations to be used in the next calculations. The equations are:

$$C L_{eppler} = 5.0\alpha + 0.96$$

$$C D_{eppler} = 0.0345 C L^2$$

$$C D_{eppler} = 0.01166(C L - 0.85)^{1.033} + 0.012$$

$$C L_{naca12} = 3.827\alpha$$

$$C D_{naca12} = 0.065 C L^2$$

$$C D_{naca12} = 8.8 \cdot 10^{-4} e^{1.671\alpha}$$

Where α is the angle of attack in radians, and the subindex i means induced.

The moment coefficient for EPPLER 423 is $C_m = -0.27$, and for NACA0012 is almost zero. This moment coefficient is important because the EPPLER 423 gives a high pitching moment, due to its characteristics of high lift airfoil.

The next is to obtain a stable configuration, with optimum characteristics for lift, drag, and mass distribution. A computer program is developed to obtain this configuration. This program varies area distribution and distances to gravity center, and makes a fuselage correction by the equation:

$$C_{D_{ind}} = C_{D_{ind}} \left(1 + \frac{S_{wing}}{S} \right)$$

The main equation used is the balance of forces and moments for a flight at constant velocity. This program is named: config1.c

And for this flap configuration

$$\begin{aligned} \tau &= 0.5 \\ \eta &= 0.42 \\ C_{L\alpha} &= 0.087 \\ \Delta C_{L\alpha} &= C_{L\alpha} \tau \eta \delta_f \\ \Delta C_{L\alpha} &= 0.8 \end{aligned}$$

Where τ is the flap effectiveness factor, η is the correction factor for τ , and $C_{L\alpha}$ is the slope for the lifting curve in degrees.

The increase in drag produced by plain flaps is given by:

$$\Delta C_D = 1.7 \left(\frac{C_L}{C} \right)^{1.3} \left(\frac{S_f}{S} \right) \sin^2 \delta_f$$

this equation involves a relation of chords, and a relation of areas. $\Delta C_D = 0.01$.

And also a increase for moment coefficient is obtained from:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta C_m}{\Delta C_L} &= 0.32 \frac{C_f}{C} - 0.252 \\ \Delta C_m &= -0.144 \end{aligned}$$

At this point we are able to predict the behavior of our plane during the takeoff, and also to predict the maximum velocity reached at 61 m. Another program was made for predicting the velocity at the takeoff, and also the maximum gross weight that is expected to be loaded. From this program we obtained the payload prediction, involving the thrust change versus altitude and also density change:

$$\rho = 1.225(1 - 2.5557 \cdot 10^{-4} Z)^{4.22}$$

Where Z is in meters, and ρ in Kg/m^3 .

For this calculation we used the Newton's second law of motion:

$$F - D - \mu(W - L) = M\dot{V}$$

Drag was considered for the wing, elevator, fin, fuselage, and landing gear.

$Cd_{\text{fuse}} = 0.3$ (horizontal)	$A_{\text{fuse}} = 0.0234 \text{ m}^2$
$Cd_{\text{fuse}} = 1.2$ (inclined)	$A_{\text{fuse}} = 0.026 \text{ m}^2$
$Cd_{\text{gear}} = 2.0$	$A_{\text{gear}} = 0.001 \text{ m}^2$
$Cd_{\text{fin}} = Cd_{\text{elevator}}$	$A_{\text{fin}} = 0.0348 \text{ m}^2$

A correction for the induced drag was made considering the effect of ground, using the Biot-Svart law:

$$\frac{C_{Di}(IGE)}{C_{Di}(OGE)} = \frac{(16h/\pi b)^2}{1 - (16h/\pi b)}$$

Where IGE is in ground effect, and OGE is out of ground effect, h is the height from ground to the airfoil aerodynamic center.

The program makes a numerical integration using the following approximations.

$$V(t + \Delta t) = V(t) + \dot{V}(t)\Delta t$$

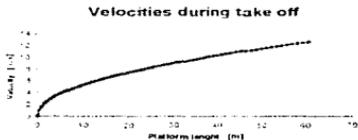
$$s(t + \Delta t) = s(t) + [V(t) + V(t + \Delta t)] \frac{\Delta t}{2}$$

Obtaining the instantaneous acceleration

$$F = \mu \left[\frac{L}{W} - \frac{D}{W} - \mu \left(1 - \frac{L}{W} \right) \right]$$

The friction coefficient considered is $\mu=0.1$

In the prediction of takeoff behavior, the next chart is presented:



The total lift at sea level is $L = 116 \text{ N}$, and for the drag we have $D = 5.82 \text{ N}$.

STRUCTURE

The hole structure of the fuselage is basically balsa wood with some sheets of triplay wood in the areas where the stress is bigger. The main reason for this is that the wood, beside from its lightness, has an excellent resistance to tensile and compressive stress if the fibers are oriented parallel to the stress.

The cargo area has its front and back enclosed by two 1/4" triplay wood sheets, with holes to get rid of unnecessary weight, and in a configuration of a frame to serve as two sides of a box. The bottom of the container is supported by a solid 1/8" triplay wood sheet, covered with kevlar cloth and epoxy resin. The

reinforcement was made because the landing gear is also screwed to this sheet, and therefore is going to be submitted to great stress when landing. The lateral faces of the box are conformed by a frame of balsa wood, set perpendicular and diagonally to the base to avoid deflection by torsion stress. The upper part of the box is closed when the wing is screwed to the fuselage. This is, the last face of the box is the bottom part of the wing's midsection structure, which will be describe later.

The tail of the airplane is made of balsa and triplay wood structure. It is joined to the fuselage by a 1/2" aluminum pipe. The union between the fuselage and the tail has to support a very big moment of force, so the grip for it has to be very strong. The configuration for this grip is to have the pipe united to the back triplay wood sheet of the fuselage in cantilever with another support some 15 centimeters closer to the tail, strong enough to avoid any deflection. This is done with a basswood beam that connects the lower part of the back triplay sheet to the bottom part of the second support of the pipe. Four balsa wood beams coming from the corners of the back triplay sheet are also holding the second pipe support.

For the nose we have another support with the same configuration as the tail grip. Although the moment of force is not so big as the one supporting the tail, it is important to have the "fire wall" firmly joined to the rest of the structure, because the motor, as well as the front landing gear, are screwed to this 3/8" triplay wood sheet.

LANDING GEAR

The landing gear is an important part of the aircraft. This part must be design carefully and with special materials.

The landing gear is designed under the maximum load it can lift ,but using the minimum weigh possible Structure and reinforced with tensors is the best solution. This configuration provides full impact resistance and long life during the competition. The tensors are 1/32 " piano wire, the rear landing gear is a 1/8 " aluminum flat plate, and the nose landing gear is 1/4 " piano wire. We use hard rubber wheels over bearings.

While landing, first the impact energy is absorbed by the aluminum flat plate, as the load increases, the aluminum flat plate starts to deflect; hence the tensors start to work by tensile stress. The load is transmitted to the fuselage, and the nose landing gear reaches the ground and starts to work.

The nose landing gear is an arch of a circle and works like a torsion spring that can support high loads, with good stability while running. The landing gear must resist all the runway's conditions.

The load landing gear is calculated using the following equations:

Total load :

$$Tl = \text{Pay load} + \text{Aircraft weight} \quad (\text{Kg}).$$

Aircraft acceleration:

$$Aa = 3g \text{ (considered)}. \quad (\text{m/s}^2).$$

Force: (landing)

$$F = Tl \cdot Aa \quad (\text{N}).$$

This force represents the impact load during landing. Now, for specific design:

Normal Stress:

$$S = F / A, \quad A = \text{area}, \quad (\text{Pa}).$$

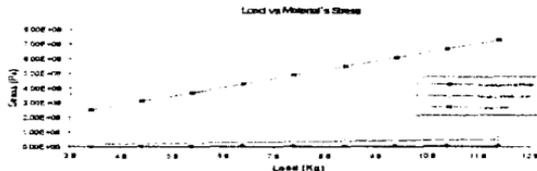
Aircraft speed:

$$As = 16.6666667 \text{ (considered)} \quad (\text{m/s}).$$

Torsion Spring Stress:

$$\sigma = 32 F r / \pi d^3$$

Using a computer program we visualize the load & force behavior. The program calculates a simple relation between force & pay load, obtaining the material's stress to compare it with data materials. The diagram results are shown and the program can be seen in the appendix:

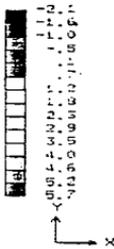
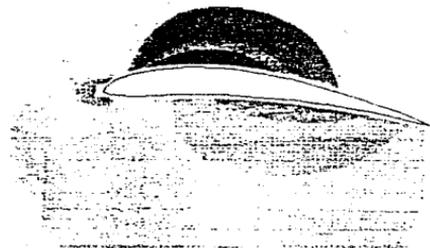


CFD

A CFD analysis was performed using a commercial code named PHOENICS, this program uses finite volume analysis and give us an approximation of the behavior of the wing at different Reynolds number. In the images presented we can see pressure contours and the adimensional velocities around the EPPLER 423 at $Re=280,000$ and an angle of attack of 9 degrees.

Apéndice A

PROGRAMAS (CÁLCULOS)

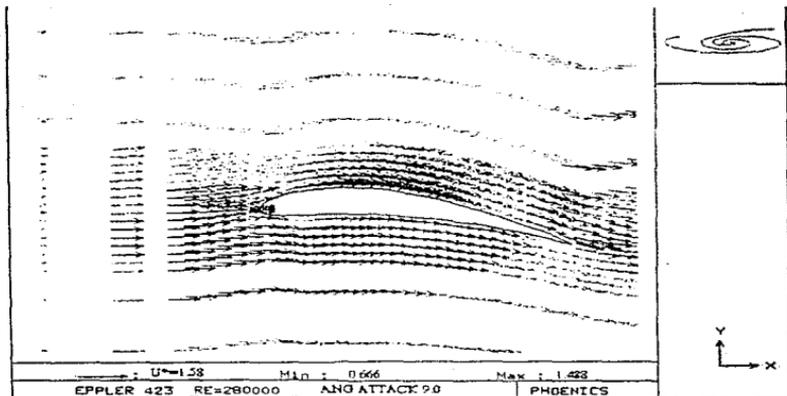


PRESSURE DISTRIBUTION

EPPLER J23 RE=280000

Ann. A Mach. 1980

PHCENICS



CONCLUSION

As in any development of a project, we have faced many difficulties, but also we have learned a lot from them. In our case, since we are on a field in which we do not have good experience, the most important knowledge comes precisely in this way, as we feel that we are developing something new in our university, we consider that **the development of high lift airfoils that work at low Reynolds numbers** must be encouraged, rather than to find suitable ones for specific problems like the one we have to solve in the Competition.

Now that we have access to FEA and CFD software, it would be possible to come up with a new airfoil. Perhaps that can be one of the future goals of the SEA Aero Design Competition.

Again, it is the lack of experience and short time the cause we cannot afford this, if we want to come up with a competitive design for the competition. Perhaps in the future, the UNAM will keep coming to the contest with a different approach: that one of **development**, and not only of gathering information. This has to be also taken into account in the rest of the fields involved, having the same importance the structural, dynamic, manufacture and material studies, that finally conform a whole, which will be evaluated as one.

BIBLIOGRAPHY

1. BERTIN, John J., et al: Aerodynamics For Engineers
Edit. Prentice Hall
2. McCormick, Barnes W.: Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics
Edit John Wiley & Sons
3. ALTHUS, Dieter: Profilpolaren Für den Modellflug
Edit. NV
4. KUETHE, Arnold M., et al: Foundations of Aerodynamics, Bases of Aerodynamic Design
Edit. John Wiley & Sons.
5. EPPLER, Richard: Airfoil Design and Data
Edit. Springer-Verlag

**PROGRAMA ESFUERZO.BAS
REALIZADO POR LEODEGARIO LÓPEZ ALCALÁ**

Este programa realiza los cálculos para obtener las dimensiones de una viga de material compuesto para el ala, dividiendo en secciones el ala y calculando en cada una de estas la carga, esfuerzo cortante y momento flector.

*AIRLOAD.w. [lbs/ft].

w = 30 * gross weight of the aircraft less wing weight. (lbs)

n = 4.4 * limit flight load factor (Factor de carga límite de seguridad)

B = 8.202 * envergadura [ft]

Cr = .82 * cuerda del ala en la parte pegada al fuselaje [ft]

Ct = .82 * cuerda del ala en la punta [ft]

*X = Número de segmento del ala a analizar [ft]

v = 10 * v * Número de secciones en que se quiere dividir la long. del ala

a = 1.2 * a * Es el ancho de la base de la viga en "C"

H = 1.102 * H * Altura de la viga en "C"

Ft = 130000 * Esfuerzo de tensión del grafito

Fc = 72000 * Esfuerzo de compresión del grafito

Fs = 7300 * Resistencia del grafito al cortante

DIM P1 AS LONG

DIM W1 AS LONG

DIM V1 AS LONG

DIM M1 AS LONG

X1 = 3.048 * envergadura del ala [m]

X2 = X1 * 3.281

X3 = X2 / v

PRINT TAB(20); "Longitud del ala [FT]"

FOR i = -1 TO v - 1

q = i + 1

PRINT SPC(2); q;

NEXT i

PRINT

PRINT

FOR x = 0 TO X2 STEP X3

W1 = 2 * w * n * ((Cr + 2 * Ct * x / B - 2 * Cr * x / B) / (B * (Cr + Ct)))

PRINT W1;

NEXT x

PRINT SPC(7); "AIRLOAD [LB/FT]"

PRINT

FOR x = 0 TO X2 STEP X3

V1 = 1 * (2 * w * n * (Cr * x - Cr * x ^ 2 / B + Ct * x ^ 2 / B) / (B * (Cr + Ct)) - w * n / 2)

PRINT V1;

NEXT x

PRINT SPC(5); "ESF.CORT.[LB/FT]"

PRINT

FOR x = 0 TO X2 STEP X3

APENDICE A

```
M1 = 2 * w * n * (Cr * X ^ 2 / 2 - Cr * X ^ 3 / (3 * B) + Ct * X ^ 3 / (3 * B)) / (B * (Cr + Ct)) - w * n * x /
2 - w * n * B * (2 * Cr - Ct) / (12 * (Cr - Ct)) - w * n * B / 4
PRINT M1
NEXT x
PRINT SPC(3), "MOM.FLEX. [FT*LB]"
PRINT
"Determinacion de las tapas de la viga en "c"
INPUT "Dame el maximo momento flexionante:" , M2
T1 = 2 * M2 * 12 * (a * H * Fc)
T2 = 2 * M2 * 12 * (a * H * Fd)
PRINT
PRINT "Espesor de Foam, tapa superior de la viga", T1, "[in]"
PRINT "Espesor de Foam, tapa inferior de la viga", T2, "[in]"
PRINT
"Obtencion del espesor del material compuesto
INPUT "Dame el maximo esfuerzo cortante:" , V2
T3 = 2 * V2 * (Fcs * H)
PRINT
PRINT "Espesor de la capa de fibra de carbono", T3, "[in]"
PRINT
"Obtencion de la carga a lo ancho del perfil debida a la presion vacuometrica
"que se forma en la parte superior de este.
PRINT "Presion distribuida a lo ancho del perfil, desde"
PRINT TAB(5), "el borde de ataque a la mitad de la cuerda:"
PRINT
s = ((Cr + Ct) * (B - 2))
p = .66 * 1100 * n * (.144 * s)
FOR i = 0 TO 4
  k = 2 * p * (1 - ((Cr - Ct) / 2) * 12) / 2 * (4 * ((Cr + Ct) / 2) * 12))
  PRINT "P="; k, "[psi]"; " = ", k * 703 l, "[kg/m^2]"
  PRINT
NEXT i
END
```

Comnda del programa

```

0 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10
16 16 16 16 16 16 16 16 16 16 16 AIRLOAD (LB)
26 26 04 10 0 -14 -32 -47 -60 -73 -85 EFF.CONF.(LB/FT)
137 47 26 10 0 0 19 56 100 100 100 MOI.FLEM. (FT4/LB)
Dame el radio momento flexionante

```

```

Dame el radio momento flexionante 7240
Parametro de Poisson tapa superior de la viga: 0.357352-12
Parametro de Poisson tapa inferior de la viga: 0.303977E-02 (in)
Dame el momento flexionante 1000000
Parametro de la tapa de fibra de carbono 1.00E-10
Inercia distribuida a lo ancho del perfil, desde
la tapa superior a la inferior
P= 1.00000E+07 (psf) = 4788.10 (lb/ft2)
P= 1.00000E+02 (psf) = 4.7881 (lb/ft2)
P= 1.00000E+00 (psf) = 0.0479 (lb/ft2)
P= 1.00000E-01 (psf) = 0.00479 (lb/ft2)
P= 1.00000E-02 (psf) = 0.000479 (lb/ft2)
Presione cualquier tecla para continuar

```

PROGRAMA CONFIG1.C
 REALIZADO POR HECTOR ALENIS ESPINOSA GAYOSSO.

Este programa obtiene la configuracion optima del aeromodelo.

```
#include <stdio.h>
#include <math.h>

#define PI 3.1415926536
#define TERM 10
#define GUARDA 20

void main(void);
    double ARc, Sa, Sx, Sx, baw /*Wing Aspect Ratio, Wing Surface, Wing Real Surface,
        Wing Span*/
    double alfaa, alfaic /*Degree of Attack of Wing and Tail*/
    double CLa, CLa, /*Lift and Drag Coefficients for Wing and Tail*/
        /*Arrays for keep configurations*/
    double talfaa[GUARDA], talfa[GUARDA], tsigac[GUARDA], tporia[GUARDA],
    double tsa[GUARDA], tz[GUARDA], tht[GUARDA], thit[GUARDA], tsx[GUARDA],
    double tdrag[GUARDA], tca[GUARDA], tce[GUARDA], tRea[GUARDA], tRee[GUARDA],
    double tLa[GUARDA], tLe[GUARDA], tDa[GUARDA], tDe[GUARDA], tba[GUARDA], tbc[GUARDA];
    int i, j, k;

    double ARC, Sc, bc, skina, skme, /*Tail aspect ratio, Tail surface, tail span,
        wing skin drag, tail skin drag*/
    double CLc, CDc /*Lift and Drag coefficients for tail*/

    double emax, emacc, rho, emu, vel, q, S, Sx, Sx, poruse, porila /*Moment coefficients
        for wing and tail, density, viscosity, velocity,
        dynamic pressure, surface, percents of surrage*/
    double ca, ce, anchofuse, anchoc, Rea, Rec, La, Le, Da, De; /*Wing chord, tail chord
        fuselage width, tail width, Wing Reynolds, Tail Reynolds,
        Wing Lift, Tail Lift, Wing Drag, Tail Drag*/

    double Maca, Macc, na, z, xl, ht; /*Wing moment, Tail moment, na, z, xl, ht distances*/
    double momento, sigac, hft, drag; /*Total moment, moment sign, total lift,
        total drag*/

    FILE *salida;
    char nombre[13];

salida=fopen("conf.dat", "w");

/*Initializing Variables*/
for(i=0; i<GUARDA; i++)
    tht[i]=0.0;
    tporia[i]=0.0;
    talfaa[i]=0.0;
    talfa[i]=0.0;
    tsa[i]=0.0;
    tz[i]=0.0;
    thit[i]=0.0;
```

```

tsignoc[i]=0.0;
tx[i]=0.0;
tdrag[i]=0.0;
tcc[i]=0.0;
tca[i]=0.0;
tRea[i]=0.0;
tLa[i]=0.0;
tLc[i]=0.0;
tDa[i]=0.0;
tDe[i]=0.0;
tba[i]=0.0;
tbc[i]=0.0;
tskina[i]=0.0;
tskinc[i]=0.0;
tRec[i]=0.0;
};
rho=1.176; /*Density at 23 C*/
emu=1.7894e-5; /*Viscosity of air*/
vel=60.0; /* Configuration Velocity*/
vel=vel/3.6;
S=0.775; /*Total surface*/
anchofuse=0.178;
anchoc=1.08;
ARa=10;
ARc=5;
emaca=4.27;
emacc=4.01;
porfuse=0.13;

q=rho*pow(vel,2)/2;

for(porala=0.74;porala<=0.76;porala+=0.01){
printf("n%02.5c",porala);
Sx=porala*S;
Sc=(1-porala-porfuse)*S;

ca=(anchofuse+sqrt(pow(anchofuse,2)+4*A*ta*Sx))/(2*ARa);
ba=ARa*ca;
Sa=ca*ba;
Rea=rho*vel*ca/emu;

cc=sqrt(Sc/ARc);
bc=ARc*cc;
Rec=rho*vel*cc/emu;
for(alfaa=3;alfaa<=4;alfaa+=1){

CLa=5.0*alfaa*Pi/180.0+0.96;
CDa=0.0349065329392*pow(CLa,2);
Maca=q*Sx*ca*emaca;
skina=0.03+174*pow(abs(CLa-0.855),1.5)+0.014;
CLa=CLa*(1-(anchofuse*ca/Sa)); /*correccion por fuselaje*/

La=q*Sa*CLa;

```

Da=q*Sa*CDa;

```
for(alfac=2.0;alfac==0.0;alfac+=0.1);
  CLc=3.82735807146*alfac*PI/180.0;
  CDc=0.065096444617*pow(CLc,2);
  skinc=0.000884167*exp(3.67*CLc);
  CLc=CLc*(1-(anchoc*cc/Sc));
  Lc=q*Sc*CLc;
  Dc=q*Sc*CDc;
  Macc=q*Sc*cc*emacc;
```

```
for(na==0.005;na==0.001;na+=.001);
  for(z=0.0760;z==0.0960;z+=.002);
    for(ht=0.0;ht<=bc/2.0;ht+=0.005);
```

momento=Maca-La*na-Da*z-skina*q*Sa*z-Macc+Dc*ht+skinc*q*Sc*ht;

```
if(momento<0)
  signoc=-1.0;
else
  signoc=1.0;
xt=-momento/(signoc*Lc);

hit=La+Lc*signoc;
drag=Da+Dc+skina*q*Sa+skinc*q*Sc;
if(xt>=.9*ca)&&(xt<=0.0);
  for(i=0;j=-1;~GUARDA,i++);
  if(!hit-(hit(i)
    j=i;
  else
    if(!hit==(hit(i)
      if(xt>ts(i)
        j=i;
  ;
  if(j>=0);
  if(j<GUARDA-1);
  /*if(thr(i+1)!=hit(i)*/
```

```
for(i=0; i< j; i++)
  t(i)=t(i+1);
  tporala(i)=tporala(i+1);
  taifa(i)=taifa(i+1);
  talfac(i)=alfac(i+1);
  tsa(i)=tsa(i+1);
  tz(i)=z(i+1);
  th(i)=th(i+1);
  tsignoc(i)=tsignoc(i+1);
  txt(i)=txt(i+1);
  tdrag(i)=tdrag(i+1);
  tcc(i)=tcc(i+1);
  tca(i)=tca(i+1);
  tRea(i)=tRea(i+1);
  tLa(i)=tLa(i+1);
```

```

tLc[i]=tLc[i+1];
tDa[i]=tDa[i+1];
tDc[i]=tDc[i+1];
tba[i]=tba[i+1];
tbc[i]=tbc[i+1];
tRec[i]=tRec[i+1];
tskina[i]=tskina[i+1];
tskinc[i]=tskinc[i+1];

}
tfit[j]=lft;
tporalaj]=porala;
talfaaj]=alfaa;
talfaaj]=alfac;
tsa[j]=sa;
tz[j]=z;
tht[j]=ht;
tsignoc[j]=signoc;
txt[j]=xt;
tdrag[j]=drag;
tec[j]=ec;
tea[j]=ea;
tReaj]=Rea;
tLaj]=La;
tLc[j]=Lc;
tDaj]=Da;
tDc[j]=Dc;
tba[j]=ba;
tbc[j]=bc;
tRec[j]=Rec;
tskina[j]=skina;
tskinc[j]=skinc;

/* */
}
else;
for(i=0;i<j;i++)
{
tfit[i]=tfit[i+1];
tporalai]=tporalai+1];
talfaai]=talfaai+1];
talfaai]=talfaai+1];
tsa[i]=tsa[i+1];
tz[i]=tz[i+1];
tht[i]=tht[i+1];
tsignoc[i]=tsignoc[i+1];
txt[i]=txt[i+1];
tdrag[i]=tdrag[i+1];
tec[i]=tec[i+1];
tea[i]=tea[i+1];
tReai]=tReai+1];
tLai]=tLai+1];
tLc[i]=tLc[i+1];
tDai]=tDai+1];
tDc[i]=tDc[i+1];
tba[i]=tba[i+1];

```


PROGRAMA ALAFINIT.C
REALIZADO POR HECTOR ALEXIS ESPINOSA GAYOSSO.

/* Este programa es para correccion de ala finita*/

```
#include <stdio.h>
#include <math.h>

#define PI 3.1415926536
#define TERM 4
void main(void);
    double alfa0,alfamin,alfamax,AR,lamda,S,b;
    double mu,ae,phi,incphi;
    double seno,alfa;
    double A[TERM][TERM+1],aux[TERM+1];
    double CL,CD,aux2,ARmin,ARmax;
    int i,j,k;
    FILE *salida;
    char nombre[13];

fflush(stdin);
printf("nDame el angulo de cero sustentacion :");
scanf("%d",&alfa0);
fflush(stdin);
printf("nDame el angulo entero minimo a graficar :");
scanf("%d",&alfamin);
fflush(stdin);
printf("nDame el angulo maximo a graficar :");
scanf("%d",&alfamax);
fflush(stdin);
printf("nDame el taper ratio en et :");
scanf("%d",&lamda);
fflush(stdin);
printf("nDame la pendiente de el/alfa en [c/radianes] :");
scanf("%d",&ae);
fflush(stdin);
printf("nDame el minimo AR :");
scanf("%d",&ARmin);
fflush(stdin);
printf("nDame el maximo AR :");
scanf("%d",&ARmax);
fflush(stdin);
printf("nDame el nombre del archivo de datos :");
scanf("%s",&nombre);
fflush(stdin);

salida=fopen(nombre,"w");

/*Se hacen iteraciones de distintos AR para escoger la optima en un momento
determinado */
/*La ecuacion que se usa para la correccion es la ecuacion del monopiano*/
fprintf(salida,"AR\tCD\tCL\talfa\tCLn");
for(AR=ARmin;AR<=ARmax;AR+=0.5);
for(alfa=alfamin;alfa<=alfamax;alfa+=0.5);
```

APENDICE A

```

incphi=PI/(2.0*TERM);
for(phi=incphi,i=0;i<TERM;phi+=incphi,i++)
    mu=az/(2*(1-lamda)*AR)*(1+(lamda-i)*cos(phi));
    seno=sin(phi);
    for(j=0,k=0;j<TERM,j+=k+=2);
        A[i][j]=sin(k+1)*phi*(k+1)*mu+seno;
        aux2=A[i][j];
    }
    A[i][j]=mu*(alfa-alfa0)*PI/180.0*seno;
    aux2=A[i][j];
}
forti=0;i<TERM;i++;
    aux2=A[i][i];
    for(j=0;j<TERM,j++)
        aux[j]=A[i][j]/aux2;
    for(j=0;j<TERM,j++)
        aux2=A[j][i];
    for(k=0;k<TERM;k++)
        A[j][k]=aux[k]*aux2;
}
for(j=0;j<TERM,j++)
    A[i][j]=aux[j];
}
CL=A[0][TERM]*P/*AR;
aux2=pow(CL,2)/PI/AR;
CD=0.0;
for(i=0;j=0;i=TERM,i+=j+=2)
    CD+=aux2*(j+1)*pow(A[i][j][TERM],2)/pow(A[0][TERM],2);

```

*El archivo se imprime para ser leído en Excel con los siguientes

datos:

Aspect Ratio, Cd inJucido, Cl corregido, Angulo de ataque, Cl corregido*/

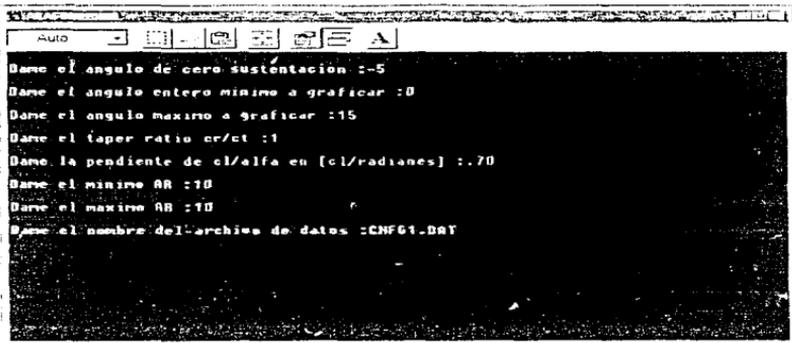
fprintf(salida,"%2.5f;%2.5f;%2.5f;%2.5f;%2.5f\n",AR,CD,CL,alfa,CL);

```

}
fclose(salida);
}

```

Corrida del programa



PROGRAMA DESPEGUE.C
REALIZADO POR HECTOR ALENIS ESPINOSA GAYOSSO.

Este programa realiza los calculos para obtener la distancia de despegue

```
#include <stdio.h>
#include <math.h>
```

```
#define PI 3.14159265
```

```
void main(void)
{
    double ARa, Sa, Sv, ba;
    double alfaa, alfae;
    double CLa, CDa;
```

```

    double ARE, Se, bc, skina, skinc;
    double CLc, CDc;
    double hren, peso, dist, cdfuse, g;
    double afrente, edmenos, dragl, dragr;

    double emaca, emacc, rho, emu, vel, veldt, q, S, Salas, porfuse, porala;
    double ca, cc, anchofuse, anchoc, Ren, Rec, La, Le, Da, Dc;
    double Maca, Macc, xa, z, xl, lt;
    double momento, signoc, lift, drag;
    double t, dt, accel, h, trust, mu;
    double res, dstren, Miren;
    double alfa l, alfa ion, beta, trustl, trusth, auxiliar;
    double lflaps, Lflaps, enflaps, Dflaps, Macflaps;
```

APENDICE A

```

int despegue;

FILE *salida;
char nombre[13];

salida=fopen("DESPEGUE.DAT","w");

fprintf(salida,"t dist vel lift La Le drag Lflaps\n");

rho=1.176; /*a 23 grados centigrados*/
cmu=1.7894e-5;

S=0.775;
anchofuse=0.178;
anchoc=0.08;
ARa=10;
ARc=5;
cmaca=-0.27;
cmacc=-0.01;
ht=0.25;
z=-0.095;
xa=-0.005;
xt=-1.10;

htren=0.1;

ca=0.25;
ba=2.5;
Sa=ca*ba;
Sx=Sa-anchofuse*ca;
Rea=rho*vel*ca/cmu;

cc=0.14;
bc=0.70;
Rec=rho*vel*cc/cmu;
g=9.81;
pcso=10; /*Kg*/
peso=peso*g; /*N*/
trust=0.0;
vel=vel;dist=dist;acc=drag;lift=0.0;
cdfuse=0.4;
afrente=0.040;
mu=0.1;

alfaa=0.0;
alfac=0.0;

for(i=0.0;dist<=55.1;dist+=dt);
printf("a%lf\n",i);

```

```

veldt=vel+acel*dt;
dist=dist+(veldt-vel)*dt/2;
vel=veldt;
q=rho*pow(vel,2)/2;
trust=27.534+4866*vel;
CLa=5.0*alfaa*PI/180.0+0.96;
CDa=0.0349065329392;
skina=0.034174+0.014;
CLa=CLa*(1+(anchofuse*cu/Sa)); /*correccion por fuselage*/
La=q*Sa*CLa;
Da=q*Sa*CDa;
htren=z;
cdmenos=pow((16*h)/(PI*ba),2)/(1+pow((16*h)/(PI*ba),2));
Da=Da*cdmenos;
Macu=q*Sy*cu*cmacu;

CLc=3.82735807146*alfac*PI/180;
CDc=0.0650964+4617*pow(CLc,2);
skinc=0.000884167*exp(3.67*CLc);
CLc=CLc*(1+(anchoc*cc/Sc));
Lc=q*Sc*CLc;
Dc=q*Sc*CDc;
htren=ht;
cdmenos=pow((16*h)/(PI*bc),2)/(1+pow((16*h)/(PI*bc),2));
Dc=Dc*cdmenos;
Macc=q*Sc*cc*emacc;
momento=Macu-La*xa+Da*z+skina*q*Sa*z+Macc+Dc*ht+skinc*q*Sc*ht;
if(momento<0)
    signoc=-1.0;
else
    signoc=1.0;
/*xa=-momento/(signoc*Lc);*/

lift=La+Lc*signoc;
drag=cdfuse*q*airente;
drag=0.05*drag;
drag=Da+De+skina*q*Sa+2*skinc*q*Sc+(drag+drag)*1.0;

acel=g*(trust/peso-drag/peso-mu*(1-lift/peso));
fprintf(salida,"%f %f %f %f %f %f %f\n",t,dist,vel,lift,La,Lc,drag);
;

/*Calculando el angulo necesario en el estabilizador*/

Mtren=alfa1=0.0;
dxtren=tan(0.2618)*htren;

alfavion=6;
beta=alfavion*PI/180.0;
alfaa=alfavion+4;
despegue=0.0;
cflaps=0.5;
lflaps=0.70*2;

```



```

acel=g*(trush/peso-drag/peso-mu*(1-lift/peso));
fprintf(salida,"%g%f %g%f %g%f %g%f %g%f %g%f\n",t,dist,vel,lift,La,Lc,drag,Lflaps);

```

```

printf("\nFIN");
}

```

**PROGRAMA EPLE.BAS
REALIZADO POR LEODEGARIO LÓPEZ ALCALÁ**

Este programa obtiene configuraciones generales del aeromodelo mediante iteraciones.
CLS

```

cd = .015'Coeficiente de arrastre del ala
cm = -.2684'Coeficiente de momento del ala
clt = .3'Coef. de sustentacion del estabilizador

p2 = 11'PORCENTAJE DE AREA PARA EL ESTABILIZADOR [%]
art = 4'ASPECT RATIO DEL ESTABILIZADOR
cmat = -.013'Coef.momento del estabilizador
cdt = .01'Coef. de arrastre del estabilizador

```

```

t = 294
P = 101325
d = P / (286.9 * t)
vel = 50
vs = vel * (110 / 36)
q = 5 * d * vs ^ 2
mu = 1.458E-06 * (t ^ 1.5 / (t + 110.4))
sc = (p2 / 100) * .775
L1 = .79 * clt * q * sc
bt = SQRT(art * sc)
cuerdat = sc / bt
nuac = cmat * q * sc * cuerdat
DRAT = (2 * cdt * q * sc)
CLS
OPEN "O". 1, "arch1.dat"
FOR ca = 1.15 TO 2.1 STEP .1
FOR ar = 9.4 TO 9.5 STEP .1
FOR pl = 75 TO 76 STEP 1
s = .775 * (pl / 100)
L = .79 * ca * q * s
b = (ar * s) ^ .5

```

```

cuerda = s / b
mac = cm * q * s * cuerda
Re = (d * vs * cuerda) / mu
DRAG = 2 * cd * q * b * cuerda

```

```

PRINT #1, L, b, cuerda, DRAG, Re, ca, ar, pl

```

```

NEXT pl
NEXT ar
NEXT ca

```

APENDICE A

CLOSE #1

'ORDENA EN EXCEL

OPEN "1", 2, "EPLE.dat"

DO WHILE NOT EOF(2)

PRINT

TAB(63); "ar"; TAB(67); "ca"

PRINT TAB(1); "-----"

PRINT TAB(1); "-----"

FOR i = 1 TO 3500

NEXT i

FOR i = 1 TO 1

INPUT #2, L, b, cuerda, DRAG, Re, ca, ar, p1

FOR xaw = -03 TO 02 STEP .005

FOR zw = .06535 TO .0935 STEP .005

FOR htw = 0 TO .3 STEP .01

miw = (-mac - L * xaw - DRAG * zw + mtae - DRAT * htw) / Li

IF (miw > .8) AND (miw < 1.2) THEN PRINT TAB(1), miw; TAB(12); xaw; TAB(19); zw;

TAB(24); htw; TAB(49); L; TAB(59); p1; TAB(63); ar; TAB(68); ca

NEXT htw

NEXT zw

NEXT xaw

NEXT i

LOOP

CLOSE #2

PRINT

PRINT TAB(1); "Densidad"; TAB(24); d; TAB(35); "[kg/m3]"

PRINT

PRINT TAB(1); "Envergadura estab."; TAB(24); b; TAB(35); "[m]"

PRINT TAB(1); "Cuerda estab."; TAB(24); cuerdat; TAB(35); "[m]"

PRINT

PRINT TAB(1); "Sust. estab."; TAB(24); Lt; TAB(35); "[N]"

PRINT TAB(1); "Arrastre estab."; TAB(24); DRAT; TAB(35); "[N]"

PRINT

PRINT TAB(1); "Reynolds (a 50kph)"; TAB(24); Re

PRINT

PRINT TAB(1); "Envergadura ala"; TAB(24); b; TAB(35); "[m]"

PRINT TAB(1); "Cuerda ala"; TAB(24); cuerda; TAB(35); "[m]"

END

PROGRAMA TREN.BAS
 REALIZADO POR SERGIO MIRANDA POZOS .

REM Tren de Aterrizaje

DECLARE SUB CalculosVibracion (Fzay, vel, Ymax, K, pi, m, D)
 DECLARE SUB Ymaxima (Fzay, Lb, E, I, m, g)
 DECLARE SUB PrestionDinamica (vel, rho)
 DECLARE SUB Sustentacion (q, Cl, S)
 DECLARE SUB Friccion (L, mu, m)
 DECLARE SUB Arrastre (q, Cd, S)
 DECLARE SUB TrenDelantero (Momo)
 DECLARE SUB Momento (Mmac, ME, Mt, Lxa, Lx1, DZ, DiH)
 DECLARE SUB Trust (vel)

REM Variables

DIM SHARED Fzas, Fzay, FzaTot, K, accel
 DIM SHARED vel, q, D, FF, L, m, Velem
 DIM SHARED a, Wn, Mmac, Mfus, Mt
 DIM SHARED R, Ymax, A1, A2, Wnt
 DIM SHARED X, XPoint, XDbicPoint, Amp, t
 DIM SHARED Ang, angrad, Trst
 DIM SHARED PL, EI

REM Constantes

CONST pi = 3.1415916#
 CONST rho = 1.21 'aire kg/m3
 CONST g = 9.81 'm/s

REM Tren trasero

CONST I = 0.54875 'cm4 348.75mm4
 CONST Lb = 15.5 'cm
 CONST AreaPlano = .4951 'mm2
 CONST E_pesorPlaca = 3.175 'mm

APENDICE A

REM Materiales

CONST E = 720000 'Kg/cm2 Duraluminio
MaterialS = "Duraluminio"
REM CONST E = 2100000 'Kg/cm2 Acero
REM MaterialS = "Acero"
REM CONST E = 120000 'Kg/cm2 Madera
REM MaterialS = "Madera roble"

REM Avion

AspR = 10 'Aspect Ratio
Cl = 1.5 'Coef. de Sustentacion Ala
m = 14 'Masa del Avion [Kg]
mu = .3 'Coef. de Friccion de la Pista
Trst = 2.3 'Empuje-Trhust-Estatico [Kg]
Cd = 2 'Coef. de Arrastre [Cd]
Chord = .24 'Cuerda [m]

REM Condiciones Iniciales

vel = .16428 'Velocidad con 1 seg. para maximo empuje al inicio del despegue.
acel = 0
Fzay = m
Fzax = 0
FzaTot = Fzay
t = 0
ddesp = 55.21 'dist de despegue
vldesp = 12.57
tdesp = 8.4
angrad = 0
A1 = 0
A2 = 0

REM Checa

SHELL "if exist c:\avion\sersh\tren.dat del c:\avion\sersh\tren.dat"
SHELL "if exist c:\avion\sersh\vibra.dat del c:\avion\sersh\vibra.dat"

REM Inicio

SCREEN 0

PRINT "Aspect Ratio (": AspR

PRINT "Masa del Avion[Kg] (": m

PRINT "Thrust-Estatico[Kg] (": Trst

PRINT "Long. Cuerda del Ala[m] (": Chord

PRINT "Material (": Material\$

OPEN OUTPUT AS #1 "Archivo de Salida de Carga, Ymax y Vel

OPEN "c:\avionsersh\vibra.dat" FOR OUTPUT AS #2 "Archivo de salida de Vibracion

VIEW PRINT 10 TO 25

b = (AspR * Chord)

S = (b ^ 2 / AspR)

FOR vel = 0 TO 22.2 STEP .1

 acel = (FzaTot / m)

 t = (vel / acel) + t

 GOSUB Thrust

 GOSUB q

 GOSUB L

 GOSUB Ff

 GOSUB D

 Fzax = (Trst * g - (D + FD))

 Fzay = (L - (m * g))

 FzaTot = ABS(SQR(Fzax ^ 2 + Fzay ^ 2))

 GOSUB Ym

 GOSUB Vib

REM Resultados

LOCATE 11, 1

APENDICE A

```
PRINT "Ff [N]": TAB(15): USING "### ###": Ff
REM PRINT "q": TAB(15): USING "### ###": q
LOCATE 12, 1
PRINT "L [N]": TAB(15): USING "### ###": L
LOCATE 13, 1
PRINT "Vel [m/s]": TAB(15): USING "### ###": vel
LOCATE 14, 1
PRINT "Fy [N]": TAB(15): USING "### ###": Fzav
REM PRINT "Fx [N]": TAB(15): USING "### ###": Fzax
LOCATE 15, 1
PRINT "Ymax [cm]": TAB(15): USING "### ###": Ymax
LOCATE 16, 1
PRINT "Vibra Disp": USING "### ###": TAB(15): X
LOCATE 17, 1
PRINT "Vibra Vel": USING "### ###": TAB(15): XPoint
LOCATE 18, 1
PRINT "Vibra Acel": USING "### ###": TAB(15): XDoublePoint
WRITE #1, vel, L, ABS(Fzav), Ymax
IF Fzav >= (1.2 * m) GOTO despegue ELSE
NEXT vel
GOTO fin
```

Cerrar Archivo:

```
CLOSE
RETURN
```

despegue:

```
PRINT "Despegue..."
GOTO fin
```

Thrust:

```
CALL Trust(vel)
RETURN
```

D:

```
CALL Arrastre(q, Cd, S)
```

RETURN

q:

CALL PresionDinamica(vcl, rho)

RETURN

Ff:

CALL Friccion(L, mu, m)

RETURN

L:

CALL Sustentacion(q, Cl, S)

RETURN

Ym:

CALL Ymaxima(Fzay, Lb, E, I, m, g)

RETURN

Vib:

CALL CalculosVibracion(Fzay, vcl, Ymax, K, pi, m, t)

RETURN

mensaje:

PRINT "No puede despegar..."

.in:

CLOSE #1

CLOSE #2

CLOSE =Archive

END

SUB Arrastre (q!, Cd, S)

D = (q * S * Cd)

END SUB

SUB CalculosVibracion (Fzay, vcl, Ymax, K, pi, m, t)

APENDICE A

 $Wn = (\text{SQR}(\text{ABS}(K) / m))$ $\text{FreeNat} = (Wn / (2 * \text{pi}))$ $Tn = ((2 * \text{pi}) / Wn)$ $\text{Velem} = \text{vel} / 100$ $A1 = Y\text{max}$ $A2 = \text{Velem} / Wn$ $\text{Amp} = (\text{SQR}(A1^2 + A2^2))$

IF A2 = 0 THEN GOTO Ang

 $\text{angrad} = \text{ATN}(A1 / A2)$ Ang: $\text{Ang} = (\text{angrad} * \text{pi}) / 180$ $Wnt = \text{pi} * (Wn * t) / 180$ $\text{REM } X = (A1 * \text{COS}(Wnt) + A2 * \text{SIN}(Wnt))$ $X = \text{Amp} * \text{SIN}(Wnt + \text{Ang})$ $\text{REM } X\text{Point} = ((-1 * A1 * Wn * \text{SIN}(Wnt) - (A2 * Wn * \text{COS}(Wnt)))$ $X\text{Point} = \text{Amp} * Wn * \text{COS}(Wnt + \text{Ang})$ $\text{REM } X\text{DblePoint} = ((-1 * K * X) / m)$ $X\text{DblePoint} = -1 * \text{Amp} * 2 * \text{SIN}(Wnt + \text{Ang})$

WRITE #2, FreeNat, Tn, Amp, ATN(Wnt), X, XPoint, XDblePoint

END SUB

SUB Friction (L, mu, m)

 $Ff = \text{mu} * (m * g - L)$

END SUB

SUB PresionDinamica (vel, rho)

 $q = (.5 * (\text{vel}^2) * \text{rho})$

END SUB

SUB Sustentacion (q, Cl, S)

 $L = (Cl * q * S)$

END SUB

SUB Trust (vel)

 $T\text{res} = .17 * \text{rho} * .886 * \text{vel}$

END SUB

SUB Ymaxima (Fzay, Lb, E, l, m, g)

Fza = ABS(Fzay / g) / 2

PL = Fza * (Lb ^ 3)

EI = E * l

Ymax = (l / 3) * (PL / EI)

IF Ymax = 0 THEN Ymax = .1

K = (Fzay / Ymax)

END SUB

**PROGRAMA CNC.BAS
REALIZADO POR SERGIO MIRANDA POZOS**

El programa genera el codigo de control numerico mediante un editor grafico o mediante la imponacion de la ruta del cortador por medio de archivos de AutoCAD * DXF

DECLARE SUB ejes ()

DECLARE SUB AutoCadDXF ()

CLS

CLOSE

CLEAR

SCREEN 12

REM Variables

DIM SHARED a, b, c, d, e, f

DIM SHARED g, h, i, j, k, l, m

DIM SHARED n, o, p, q, R, s, t

DIM SHARED PtoX, lmiX, lmiY, PtoeX

DIM SHARED ue, ui

DIM SHARED Cuenta, Lee\$, Xini, Yini, Xfin, Yfin

DIM SHARED RAD, angini, angfin

DIM SHARED NombreDXFS

REM Constantes Globales

CONST AnchoVentana = 638

CONST AltoVentana = 350

CONST ColorBorde = 3

CONST OrigenX = 1

CONST OrigenY = 1

REM Cosntantes Torno

CONST OSYT = AltoVentana / 2

CONST OSXT = (AnchoVentana / 20)

CONST PtoV = 0

LET oxt = ABS(INT(OSXT))

LET oyt = ABS(INT(OSYT))

REM Inicio del Programa

VIEW SCREEN (OrigenX, OrigenY)-(AnchoVentana, AltoVentana), . ColorBorde

VIEW PRINT 24 TO 30

GOTO Prop

MenuPrincipal:

APENDICE A

```
PRINT " M E N U "  
INPUT "(Nevor/Salir/Archivos) OPCION :". Menu$  
PRINT ""  
SELECT CASE UCASE$(Menu$)
```

```
CASE ""  
BEEP  
GOTO MenuPrincipal  
END
```

```
CASE "N"  
Prop PRINT " Propiedades de maquinado del M A T E R I A L..."  
INPUT " Avance de corte del Material (MM/MIN):". Avance  
INPUT " Giro de Herramienta de Corte RPM : ". rpm  
GOSUB OpcionesMaquinado  
END
```

```
CASE "A"  
PRINT "Abrir ..."  
PRINT "Nombre y ruta del archivo que deseas abrir "  
INPUT "(Incluir extension .enc) " nombres  
PRINT ""  
PRINT ""  
PRINT ""  
PRINT ""  
PRINT ""  
OPEN nombres FOR INPUT AS #1  
DO WHILE NOT EOF(1)  
LINE INPUT #1, as  
PRINT as  
LOOP  
CLOSE #1  
GOTO MenuPrincipal  
END
```

```
CASE "S"  
SYSTEM  
END
```

OpcionesMaquinado:

```
INPUT "(Torno/Fresa/Menu) OPCION :". Opcion$  
IF UCASE$(Opcion$) = "T" THEN GOSUB InicioTorno  
IF UCASE$(Opcion$) = "F" THEN GOSUB InicioFresa  
IF UCASE$(Opcion$) = "M" THEN GOTO MenuPrincipal ELSE BEEP  
PRINT "Por Favor selecciona F, T o M. "  
GOTO OpcionesMaquinado  
RETURN
```

InicioTorno:

```
PRINT " T O R N O "  
CLS  
INPUT "Nombre del Programa : ". Nom$  
Ent$ = ".1.enc"  
n$ = Nom$ + Ent$
```

```

PRINT ""
PRINT "Dibujo de la Pza. en Bruto"
OPEN n$ FOR OUTPUT AS #1
PRINT "Se marca el Origen del sistema ..."
CIRCLE (ox1, oyt), 4, 16
LINE (1, oyt)-(ox1, oyt), 11
LINE (ox1, oyt - 40)-(ox1, oyt + 40), 11
INPUT "Punto Cero de la Maquina (en X): ", PtoX
CIRCLE (PtoX + ox1, Ptoy - oyt), 4, 13
PRINT "Se marca el Cero de la Maquina ..."
PRINT #1, "G64 N"; SPC(0); Ptoy; SPC(1); "Z"; SPC(0); PtoX; SPC(1); "S"; SPC(0); rpm

MenuTornoPza:
INPUT "Pieza/Linea/Fin(Menu) comando: ", a$
IF UCASE$(a$) = "M" THEN GOTO MenuPrincipal
IF UCASE$(a$) = "L" THEN GOSUB TornoLineaPza
IF UCASE$(a$) = "P" THEN GOSUB TornoPiezaPza
IF UCASE$(a$) = "F" THEN GOSUB TornoFinPza ELSE GOTO MenuTornoPza
GOSUB Torno
END

TornoLineaPza:
INPUT "Punto de inicio de la linea (X,Y) : ", b, e
INPUT "Punto final de la linea (X,Y) : ", g, e
LINE (1.5 * (b + PtoX) - ox1, 1.5 * (e * (-1) - Ptoy) - oyt)-(1.5 * (g - PtoX) + ox1, 1.5 * (e * (-1) + Ptoy) - oyt), 12
PRINT #1, "G01 N"; SPC(0); e * 2; SPC(1); "Z"; SPC(0); g
RETURN
END

TornoPiezaPza:
INPUT "Diametro de la Pieza: ", d
IniX = 0
IniY = (e / 2) * (-1)
INPUT "Largo de la pieza: ", d
LINE (1.5 * (IniX + PtoX) - ox1, -1.5 * (IniY - Ptoy) - oyt)-(1.5 * (d + IniX + PtoX) + ox1, 1.5 * (Ptoy - (e / 2) + oyt), 14, BF
PRINT #1, "G62 N"; SPC(0); IniY * 2; SPC(1); "Z"; SPC(0); IniX
PRINT #1, "G65"
PRINT #1, "G01 Z"; SPC(0); IniX + d
PRINT #1, "G01 X"; SPC(0); e
PRINT #1, "G01 Z"; SPC(0); IniX
PRINT #1, "G01 X"; SPC(0); IniY * 2
PRINT #1, "G66"
PRINT #1, "G68"
RETURN
END

TornoFinPza:
PRINT ""
PRINT "Ahora el Punto Cero de la pieza esta en azul..."
PtoCX = PtoX + d - IniX
PRINT #1, "G64 Z"; SPC(0); IniX + d
CIRCLE (1.5 * PtoCX - ox1, -1.5 * Ptoy - oyt), 4, 9

```

APENDICE A

```
CLOSE #1
RETURN
END
```

Torno:

```
PRINT ""
PRINT "Inicio del dibujo del acabado de la Pza..."
ex$ = ".enc"
Nm$ = Nom$ + ex$
OPEN Nm$ FOR OUTPUT AS #2
PRINT #2, "G55 G56 G96 M04 M08"
PRINT #2, "S": SPC(0); rpm
PRINT " El contorno de la pieza debera hacerse en la parte superior"
PRINT "de el dibujo de la pieza en bruto ... ok!"
PRINT ""
```

MenuTorno:

```
INPUT "Linea/Arco/Rosca/Cilindrado/ranurado/Taladrado/Huq/Fin) comando .", b$
IF UCASE$(b$) = "L" THEN GOSUB TornoLinea
IF UCASE$(b$) = "A" THEN GOSUB TornoArco
IF UCASE$(b$) = "R" THEN GOSUB TornoRosca
IF UCASE$(b$) = "C" THEN GOSUB TornoCilindro
IF UCASE$(b$) = "H" THEN GOSUB TornoHuq
IF UCASE$(b$) = "U" THEN GOSUB TornoRanura
IF UCASE$(b$) = "T" THEN GOSUB TornoTaladro
IF UCASE$(b$) = "F" THEN GOSUB TornoFin
GOTO MenuTorno
END
```

TornoDXF:

TornoLinea:

```
INPUT "Inicio de LINEA (X,Y) : ", b, c
INPUT "Fin de LINEA (X,Y) : ", g, e
LINE (1.5 * (PtoCX + b) + oXL, -1.5 * c + oYL) : (1.5 * (g + PtoCX) + oXL, -1.5 * e + oYL), 12
PRINT #2, "G00 X": SPC(0); c - 1; SPC(1); "Z": SPC(0); b + 1
PRINT #2, "G01 X": SPC(0); c; SFC(1); "Z": SPC(0); g; SPC(1); "F": SPC(0); Avance
```

RETURN

END

TornoArco:

```
INPUT "Radio : ", rr
INPUT "Inicio del arco en (X,Y) : ", NI, YI
INPUT "Fin del arco (X,Y) : ", NF, YF
INPUT "Angulo de inicio respecto al radio : ", angI
INPUT "Angulo final respecto al radio : ", angF
INPUT "Coordenadas del centro respecto al pto inicial(X,Y) : ", Nr, Yr
CIRCLE (1.5 * (PtoCX - NI + Nr) + oXL, -1.5 * (YI - Yr) + oYL), rr, 9, angI * 3.1416 / 180, angF * 3.1416
```

PRINT #2,

```
PRINT #2, "G00 X": SPC(0); YI; SPC(1); "Z": SPC(0); NI
PRINT #2, "G02 X": SPC(0); NF; SPC(1); "Z": SPC(0); Nr; SPC(1); "I": SPC(0); Yr; SPC(1); "K": SPC(0); Nr; SPC(1); "F": SPC(0); Avance
RETURN
```

END

TornoRosca:

```

INPUT "Punto inicial del roscado (X,Y) : ", rb, rc
INPUT "Punto final del roscado (X,Y) ", ri, re
INPUT "Profundidad de rosca ", prof
INPUT "Paso de ROSCA ", paso
INPUT "Angulo de flancos del tornillo (40/55/60/80) : ", rang
LINE (1.5 * (rb + ProcX) - oxt, -1.5 * rc - oyt - ptoey) = 1.5 * (ri + ProcX) + oxt, -1.5 * re + oyt +
ptocy), 9, BF
PRINT #2, "G00 X", SPC(0), c + 1, SPC(1), "Z", SPC(0), b + 1
PRINT #2, "G85 X", SPC(0), re; SPC(1), "Z"; SPC(0), ri; SPC(1), "D3=250"; SPC(1), "D5="; SPC(0);
rang; SPC(1), "D6="; SPC(0), prof * oxt; SPC(1), "F"; SPC(0), paso * 100
RETURN
END

```

TornoCilindro:

```

INPUT "Cilindrado: (1) Neal Conico OPCION ", cilS
IF UCASE$(cilS) = "N" THEN GOSUB TornoCilindroLineal
IF UCASE$(cilS) = "C" THEN GOSUB TornoCilindroConico ELSE
GOTO TornoCilindroFin

```

TornoCilindroLineal:

```

INPUT "Punto inicial del cilindrado (X,Y) ", b, c
INPUT "Punto final del cilindrado (X,Y) ", i, e
LINE (1.5 * (b + ProcX) - oxt, -1.5 * c - oyt + ptoey) = 1.5 * (i + ProcX) + oxt, -1.5 * e + oyt + ptoey),

```

12, BF

```

PRINT #2, "G00 X", SPC(0), c + 1, SPC(1), "Z", SPC(0), b + 1
PRINT #2, "G84 X", SPC(0), e; SPC(1), "Z"; SPC(0), i; SPC(1), "D3=1000"; SPC(1), "F"; SPC(0);

```

Avance

```

RETURN
END

```

TornoCilindroConico:

```

INPUT "Punto inicial del cilindrado (X,Y) ", b, c
INPUT "Punto final del cono (X,Y) ", i, e
LINE (1.5 * (b + ProcX) - oxt, -1.5 * c - oyt - ptoey) = 1.5 * (i + ProcX) + oxt, -1.5 * e + oyt + ptoey),

```

12, BF

```

LINE (1.5 * (i + ProcX) - oxt, -1.5 * e + oyt - ptoey) = 1.5 * (PoFx + ProcX) + oxt, -1.5 * PoFy + oyt +
ptocy), 12
Po = PoFy - c
Pdos = PoFx - i
PRINT #2, "G00 X", SPC(0), c + 1, SPC(1), "Z"; SPC(0), b + 1
PRINT #2, "G84 X", SPC(0), e; SPC(1), "Z"; SPC(0), i; SPC(1), "P0="; SPC(0), Po; SPC(1), "P2=";
SPC(0), Pdos; SPC(1), "D3=1000"; SPC(1), "F"; SPC(0), Avance
RETURN
END

```

TornoCilindroFin:

```

RETURN
END

```

TornoHta:

APENDICE A

```

INPUT "Cambio de herramienta a :", h:4
PRINT #2, "T", SPC(0); h:4; SPC(0); h:4
RETURN
END

TornoRanura:
INPUT "Punto inicial del ranurado (X,Y) : ", ub, uc
INPUT "Punto final del ranurado (X,Y) : ", ul, uc
INPUT "Ancho de la herramienta :", Ancho
LINE (1.5 * (ub + PtoeX) + ext, -1.5 * uc - oyt + ptoey)-(1.5 * (ul + PtoeX) + ext, -1.5 * uc + oyt +
ptoy), 12, BF
PRINT #2, "G00 X", SPC(0); c + 1, SPC(1); "Z", SPC(0); b + 1
PRINT #2, "G86 X", SPC(0); uc; SPC(1); "Z", SPC(0); ul; SPC(1); "D3=1000"; SPC(1); "D5=";
SPC(0); Ancho * 100; SPC(1); "F", Avance
RETURN
END

TornoTaladro
INPUT "Profundidad del taladrado (mm) :", tprof
LINE (1.5 * PtoeX + ext, oyt - 1.5 * ptoey)-(1.5 * (tprof - PtoeX) + ext, oyt - 1.5 * ptoey), 12, BF
PRINT #2, "G00 Z", SPC(0); b + 1
PRINT #2, "G87 Z", SPC(0); tprof; SPC(1); "F", SPC(0); Avance * 100
PRINT #2, "G88"
RETURN
END

TornoFin:
PRINT #2, "M30"
PRINT #2, "EOF"
CLOSE #2
PRINT ""
GOTO MenuPrincipal
RETURN
END

InicioFresa:
PRINT " F R E S A"
INPUT "Nombre del Programa :", nombS
exteS = "1.cnc"
noS = nombS + exteS
CLS
OPEN noS FOR OUTPUT AS #3
PRINT "Dibujo de la Pza. en Bruto..."
PRINT "Se marca el Origen del sistema ..."
CIRCLE (ext, 320), 4, 16
LINE (1, 320)-(ext, 320), 11
LINE (ext, 300)-(ext, 340), 11
INPUT "Punto Cero de la Pieza (X,Y) : ", fptox, fptoy
CIRCLE (2 * fptox - ext, -2 * fptoy + 320), 4, 13
PRINT "Se marca el Cero de la Maquina ..."
PRINT #3, "G04 X", SPC(0); fptox; SPC(1); "Y", SPC(0); fptoy; SPC(1); "S", SPC(0); rpm

```

coma:

```
INPUT "(Linea/Pieza/Fin/Menu) comando :", caS
```

```

IF UCASE$(caS) = "M" THEN GOTO MenuPrincipal
IF UCASE$(caS) = "L" THEN GOSUB FresalineaPza
IF UCASE$(caS) = "P" THEN GOSUB FresaPiezaPza
IF UCASE$(caS) = "F" THEN GOSUB FresaFimPza ELSE
GOTO coma

FresalineaPza:
INPUT "Punto de inicio de la linea (X1) = ", b, e
INPUT "Punto final de la linea (X2) = ", g, e
LINE (2 * (b + fptox) + ext, -2 * (e + fptoy) + 320) -2 * (g + fptox) + ext, -2 * (e + fptoy) + 320), 12
PRINT #3, "G01 X", SPC(0), g: SPC(1), "Y", SPC(0), e
RETURN
END

FresaPiezaPza:
INPUT "Alto de la pieza (en Y) = ", e
INPUT "Largo de la pieza (en X) = ", d
LINE (2 * fptox + ext, -2 * fptoy - 320) -2 * (d - fptox) + ext, -2 * (fptoy + e) + 320), 14, BF
PRINT #3, "G04"
PRINT #3, "G01 X", SPC(0), IntX + d
PRINT #3, "G01 Y", SPC(0), e
PRINT #3, "G01 X", SPC(0), PreX
PRINT #3, "G01 Y", SPC(0), PreY
PRINT #3, "G00"
PRINT #3, "G04 X", SPC(0), PreX, SPC(1), "Y", SPC(0), PreY
PRINT #3, "G08"
RETURN
END

FresaFimPza:
PRINT ""
PRINT "Ahora el Punto Cero de la pieza esta en azul..."
fptocx = fptox
CIRCLE (2 * fptocx + ext, -2 * fptoy - 320) 4, 9
CLOSE #3
PRINT "Inicio del dibujo de acabado de la Pieza"
extenS = " cm"
nos = nombs = extenS
OPEN nos FOR OUTPUT AS #4
PRINT #4, "G54 G71 G40 G94 M04 M08"
PRINT #4, "S", SPC(0), rpm

FresaMenu:
INPUT "DNF Linea Arco Barreros Cajeados Ranura Hta.Fim) comando ", freS
IF UCASE$(freS) = "A" THEN GOSUB FresArco
IF UCASE$(freS) = "L" THEN GOSUB Fresalinea
IF UCASE$(freS) = "B" THEN GOSUB FresaBarreno
IF UCASE$(freS) = "R" THEN GOSUB FresaRanura
IF UCASE$(freS) = "H" THEN GOSUB FresaHta
IF UCASE$(freS) = "F" THEN GOSUB FresaFim
IF UCASE$(freS) = "C" THEN GOSUB FresaCaja ELSE
IF UCASE$(freS) = "DNF" THEN GOSUB FresaAutocadDNF
GOTO FresMenu
END

```

APENDICE A

```
FresaAutoCadDXF:
ON ERROR GOTO mensaje
CALL AutoCadDXF
RETURN
```

FresaArco:

```
INPUT "Centro del arco respecto al origen en (X,Y) : ", ab, ac
INPUT "Radio : ", RAD
INPUT "Inicio del arco en (X,Y) : ", ah, ae
INPUT "Fin del arco en (X,Y) : ", af, ag
INPUT "Centro del arco respecto al pto inicial en (X,Y):", arc, ary, arz
INPUT "Angulo Inicial del arco respecto al eje X y al centro:", angI
INPUT "Angulo Final del arco respecto al eje X y al centro:", angF
INPUT "Profundidad del arco en Z(mm) : ", za
CIRCLE (2 * (ao + (ptox - onx) - 2 * (ptox - ac) - 320), RAD, 9, angI * 3.1416 / 180, angF * 3.1416 / 180)
180 PRINT #4, "G00 Z1.00"
PRINT #4, "G00 X", SPC(0); ah, SPC(1), "Y", SPC(0); ae
PPRINT #4, "G02 N", SPC(0); af, SPC(1); "Y", SPC(0); ag, SPC(1), "Z", SPC(0); zaspct(D); "I", SPC(0);
arc, SPC(1); "J", SPC(0); ary, SPC(1); "K", SPC(0); arz, SPC(1); "F", SPC(0); Avance
RETURN
END
```

FresaLinea:

```
INPUT "Inicio de la linea (X,Y) ", fa, fb
INPUT "Fin de la linea (X,Y) ", fc, fd
INPUT "Profundidad de corte en Z(mm) : ", z
LINE (2 * (ftox - fa) - onx, 2 * (ftox - fb) - 320) (2 * (ftox - fc) - onx, 2 * (ftox - fd) - 320),
12 PRINT #4, "G00 X", fa, "Y", fb, "Z", z
PRINT #4, "G01 N", fa, "Y", fd, "Z", z, "F", Avance, "S", rpm
RETURN
T "E
```

FresaBarreno:

```
INPUT "(Ortogonales=Radiales/Simple) OPCION : ", bar$
IF UCASE$(bar$) = "O" THEN GOSUB FresaBarrenoOrtogonales
IF UCASE$(bar$) = "D" THEN GOSUB FresaBarrenoRadiales
IF UCASE$(bar$) = "S" THEN GOSUB FresaBarrenoSimple ELSE
RETURN
END
```

FresaBarrenoOrtogonales.

```
INPUT "Numero de barrenos horizontales ", oroh
INPUT "Numero de barrenos verticales ", orov
INPUT "Coord del primer barreno (X,Y) ", oroa, orob
INPUT "Separacion entre barrenos (hor.ver)", hori, horv
FOR i = 1 TO oroh STEP 1
FOR j = 1 TO orov STEP 1
CIRCLE (onx + 2 * (ftox - i - x - oroa), 320 - 2 * (ftox - orob), 2, 9
NEXT j
NEXT i
FOR j = 1 TO orov STEP 1
```

```

FOR y = 0 TO orbh STEP 1
CIRCLE (ox1 + 2 * (fptox - ortox), -2 * (fptoy - ortob - y + j) + 320), 2, 9
NEXT y
NEXT j
PRINT #4, "G99"
PRINT #4, "G00 Z1.00"
PRINT #4, "G74 X", SPC(0); ortox; SPC(1); "Y", SPC(0); ortob; SPC(1); "P0="; SPC(0); hora;
SPC(1); "D0="; SPC(0); ortoh; SPC(1); "P1="; SPC(0); horb; SPC(1); "D1="; SPC(0); ortov; SPC(1);
"D7=0"
PRINT #4, "G75", SPC(1); "G82 Z", SPC(0); zb; SPC(1); "D4=50 F", SPC(0); Avance
RETURN
END

```

FresaBarrenoRadiales

```

INPUT "Coordenada del centro del arreglo radial (x,y) ", da, db
INPUT "Cantidad de barrenos ", cant
INPUT "Diametro del arreglo ", diam
INPUT "Angulo de inicio ", dangi
INPUT "Angulo final ", dangf
INPUT "Profundidad del Barreno ", proib
CIRCLE (2 * da - fptox) + ox1, -2 * (fptoy - db) + 320), diam, 9, dangi * 3.1416 / 180, dangf *
3.1416 / 180
PRINT #4, "G99"
PRINT #4, "G00 Z1.00"
PRINT #4, "G72 N", SPC(0); da; SPC(1); "Y", SPC(0); db; SPC(1); "P0="; SPC(0); diam; SPC(1);
"D0="; SPC(0); cant; SPC(1); "D2="; SPC(0); dangi * 10; SPC(1); "D3", SPC(0); dangf * 10; SPC(1);
"D7="; proib
PRINT #4, "G73 G82", SPC(1); "Z", SPC(0); proib; SPC(1); "D4=50", SPC(1); "F", SPC(0); Avance
RETURN
END

```

FresaBarrenoSimple

```

INPUT "Coordenada del centro del barreno (x,y) ", sa, sb
INPUT "Profundidad del barreno en Z(mm) ", sz
CIRCLE (2 * (sa - fptox) + ox1, -2 * (sb - fptoy) + 320), 7, 9
PRINT #4, "G99"
PRINT #4, "G00 Z1.000"
PRINT #4, "G81 X", SPC(0); sa; SPC(1); "Y", SPC(0); sb; SPC(1); "Z", SPC(0); sz; SPC(1); "P3=1.0
F", SPC(0); Avance
RETURN
END

```

FresaRanura

```

INPUT "Vertical/Horizontal/Oblieua) OPCION ", ra5
IF UCASE$(ra5) = "V" THEN GOSUB FresaRanuraVertical
IF UCASE$(ra5) = "H" THEN GOSUB FresaRanuraHorizontal
IF UCASE$(ra5) = "O" THEN GOSUB FresaRanuraOblieua ELSE
RETURN
END

```

FresaRanuraVertical:

```

INPUT "Coordenada de la RANURA (x,y) ", nurax, nuray

```

APENDICE A

```

INPUT "Profundidad de RANURA en Z(mm) ", znuma
INPUT "Ancho de RANURA (mm) ", Ancho
INPUT "Longitud de RANURA (mm) ", longi
LINE (2 * (fptov + nurax) + ext, -2 * (fptov + nurax) - 320) : (2 * (fptov + nurax) + ext, -2 *
(fptov + nurax + longi) - 320), 12
PRINT #4, "G99"
PRINT #4, "G00 Z1.000"
PRINT #4, "G09 N", SPC(0), nurax, SPC(1), "Y", SPC(0), nurax, SPC(1), "Z", SPC(0), znuma:
SPC(1), "P0=", SPC(0), longi, SPC(1), "P1=", SPC(0), Ancho, SPC(1), "P3=1.0", SPC(1), "D2=900
D3=1.0 D4=1.F", SPC(0), Avance
RETURN
END

```

FresaRanuraHorizontal

```

INPUT "Coordenada de la ranura(X)", nurax, nuray
INPUT "Profundidad de ranura en Z(mm) ", znuma
INPUT "Ancho de ranura (mm) ", Ancho
INPUT "Longitud de ranura (mm) ", longi
LINE (2 * (fptov + nurax) + ext, -2 * (fptov + nurax + longi) + ext, -2
* (fptov + nurax) - 320), 12
PRINT #4, "G99"
PRINT #4, "G00 Z1.000"
PRINT #4, "G09 N", SPC(0), nurax, SPC(1), "Y", SPC(0), nurax, SPC(1), "Z", SPC(0), znuma:
SPC(1), "P0=", SPC(0), longi, SPC(1), "P1=", SPC(0), Ancho, SPC(1), "P3=1.0", SPC(1), "D2=00 D3=1.0
D4=1.F", SPC(0), Avance
RETURN
END

```

FresaRanuraOblicua

```

INPUT "Coordenada de la ranura (X,Y) ", nurax, nuray
INPUT "Profundidad de ranura en Z(mm) ", znuma
INPUT "Ancho de ranura (mm) ", Ancho
INPUT "Longitud de ranura (mm) ", longi
INPUT "Angulo respecto al eje X (º) ", grad
LINE (2 * (fptov + nurax) + ext, -2 * (fptov + nurax) + ext, -2 *
(fptov + nurax + longi) - 320), 12
PRINT #4, "G99"
PRINT #4, "G00 Z1.000"
PRINT #4, "G09 N", SPC(0), nurax, SPC(1), "Y", SPC(0), nurax, SPC(1), "Z", SPC(0), znuma:
SPC(1), "P0=", SPC(0), longi, SPC(1), "P1=", SPC(0), Ancho, SPC(1), "P3=1.0", SPC(1), "D2=", SPC(0),
grad * 10, SPC(1), "D3=1.0 D4=1.F", SPC(0), Avance
RETURN
END

```

FresaHta.

```

INPUT "Cambio de herramienta a ", hta
PRINT #4, "G00 Z10.0"
PRINT #4, "T", SPC(0), hta, SPC(1), "S", SPC(0), rpm
RETURN
END

```

FresaFin.

```

PRINT #4, "M30"
PRINT #4, "EOF"

```

```
CLOSE #4
GOTO MenuPrincipal
END
```

FresaCaja:

```
INPUT "(rectangular/circular) OPCION : ", caj$
IF UCASE$(caj$) = "G" THEN GOSUB FresaCajaRectangular
IF UCASE$(caj$) = "I" THEN GOSUB FresaCajaCircular ELSE
```

```
RETURN
RETURN
END
```

FresaCajaRectangular:

```
INPUT "Centro del Cajeado (X,Y) ", cajx, cajy
INPUT "Profundidad de la Caja en Z(mm) ", zcaj
INPUT "Tamaño de la caja en X, Y(mm) ", lx, ly
LINE 12 * (fptox - lx) / 2 + cajx : ext = 2 * (fptoy - ly) / 2 + cajy : 320) / 2 * (fptox + caja + lx / 2) +
ext - 2 * (fptox - cajx - ly) / 2 + 320) / 2 : BF
PRINT #4, "G99"
PRINT #4, "G00 Z1 000"
PRINT #4, "G87 X", SPC(0); cajx * 1000; SPC(1); "Y", SPC(0); cajy * 1000; SPC(1); "Z", SPC(0);
zcaj; SPC(1); "P3=1 0 P0="; SPC(0); lx; SPC(1); "P1="; SPC(0); ly; SPC(1); "D3=1000 D5=03 D7=1"
RETURN
END
```

FresaCajaCircular:

```
INPUT "Centro del Cajeado (X,Y) ", cajx, cajy
INPUT "Profundidad de la Caja en Z(mm) ", zcaj
INPUT "Diametro de la Caja(mm) ", diam
CIRCLE 12 * (fptox - cajx) / 2 + ext - 2 * (fptoy - cajy) + 320) / 2 : 9
PRINT #4, "G99"
PRINT #4, "G00 Z1 000"
PRINT #4, "G88 X", SPC(0); cajx; SPC(1); "Y", SPC(0); cajy; SPC(1); "Z", SPC(0); zcaj; SPC(1);
"P1="; SPC(0); diam; SPC(1); "P3=1 0 D2=1000 D3=1000 D4=1 D5=3 D7=1"; SPC(1); "F"; SPC(0);
```

```
*P1="; SPC(0); diam; SPC(1); "P3=1 0 D2=1000 D3=1000 D4=1 D5=3 D7=1"; SPC(1); "F"; SPC(0);
Avance
RETURN
END
```

```
END SELECT
END
```

mensaje:

```
men: PRINT "No se ha podido encontrar el archivo"; SPC(1); NombreDXF$
INPUT "Nombre por favor: ", NombreDXF$
RESUME NEXT
```

SUB AutoCadDXF

CONVERTIDOR DE CNC.BAS PARA FORMATOS DXF DE AUTOCAD

OPEN "c:\avion\DXFCNV.DAT" FOR OUTPUT AS #20

INPUT "Nombre del archivo DXF: ", NombreDXF\$

OPEN NombreDXF\$ FOR INPUT AS #10

DO

INPUT #10, Lee\$

GOSUB id

APENDICE A

```
    LOOP UNTIL EOF(1)
    CLOSE #10
    Cuenta = 0
    OPEN NombreDNFS FOR INPUT AS #1
    DO

    FOR i% = 1 TO (Cuenta - 1) STEP 1
    INPUT #10, Comando$
        IF Comando$ = "LINE" THEN GOSUB Linea
        IF Comando$ = "CIRCLE" THEN GOSUB Circulo
        IF Comando$ = "ARC" THEN GOSUB Arco
        IF Comando$ = "EOF" THEN GOTO Finalizar
    NEXT i%
    LOOP UNTIL EOF(1)
    CLOSE #10
    GOTO Finalizar
END
```

```
Linea:
    FOR i = 0 TO 2 STEP 1
    INPUT #10, datos
    NEXT i
    INPUT #10, Xini
    INPUT #10, dato0
    INPUT #10, Yini
    FOR i = 0 TO 2 STEP 1
    INPUT #10, datosx
    NEXT i
    INPUT #10, Xfin
    INPUT #10, dato1
    INPUT #10, Yfin
    PRINT #20, "LINEA"
    PRINT #20, Xini, Yini, Xfin, Yfin
RETURN
```

```
Circulo:
    FOR i = 0 TO 2 STEP 1
    INPUT #10, datos
    NEXT i
    INPUT #10, Xini
    INPUT #10, dato0
    INPUT #10, Yini
    FOR i = 0 TO 2 STEP 1
    INPUT #10, datosx
    NEXT i
    INPUT #10, RAD
    INPUT #10, dato1
    PRINT #20, "CIRCULO"
    PRINT #20, Xini, Yini, RAD
```

RETURN

```
Arco:
    FOR i = 0 TO 2 STEP 1
```

```

LOOP UNTIL EOF(1)
CLOSE #10
Cuenta = 0
OPEN NombreDNFS FOR INPUT AS #1
DO
FOR i% = 1 TO (Cuenta - 1) STEP 1
INPUT #10, Comando$
IF Comando$ = "LINE" THEN GOSUB Linea
IF Comando$ = "CIRCLE" THEN GOSUB Circulo
IF Comando$ = "ARC" THEN GOSUB Arco
IF Comando$ = "EOF" THEN GOTO Finalizar
NEXT i%
LOOP UNTIL EOF(1)
CLOSE #10
GOTO Finalizar
END

```

```

Linea:
FOR i = 0 TO 2 STEP 1
INPUT #10, datos
NEXT i
INPUT #10, Xini
INPUT #10, dato0
INPUT #10, Yini
FOR i = 0 TO 2 STEP 1
INPUT #10, datosx
NEXT i
INPUT #10, Xfin
INPUT #10, dato1
INPUT #10, Yfin
PRINT #20, "LINEA"
PRINT #20, Xini, Yini, Xfin, Yfin
RETURN

```

```

Circulo:
FOR i = 0 TO 2 STEP 1
INPUT #10, datos
NEXT i
INPUT #10, Xini
INPUT #10, dato0
INPUT #10, Yini
FOR i = 0 TO 2 STEP 1
INPUT #10, datosx
NEXT i
INPUT #10, RAD
INPUT #10, dato1
PRINT #20, "CIRCULO"
PRINT #20, Xini, Yini, RAD

```

RETURN

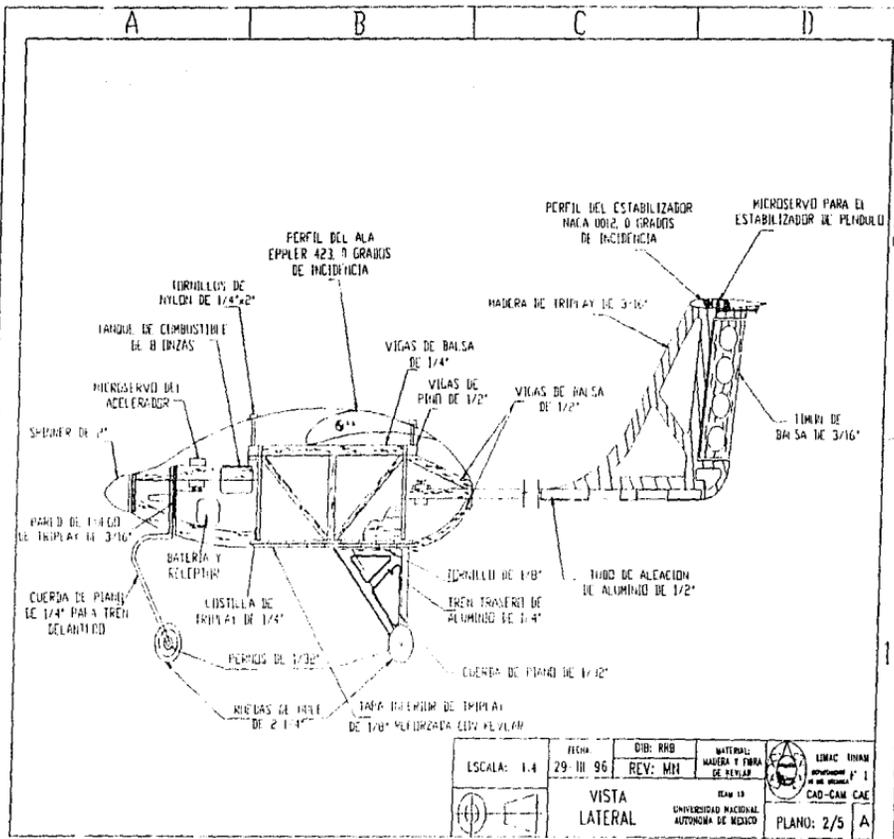
```

Arco:
FOR i = 0 TO 2 STEP 1

```

Apéndice B

PLANOS



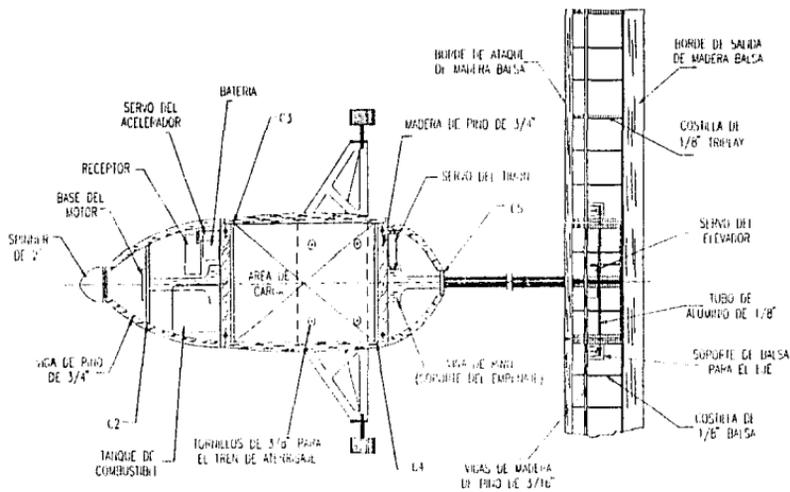
	ESCALA: 1:4	FECHA: 29-III-96	DIB: RRB	MATERIAL: MADERA Y FIBRA DE VIDRIO	 EMAC UNAM <small>Escuela de Ingeniería y Arquitectura</small> CAD-CAM CAE
			REV: MN	FECHA: 19	
	VISTA LATERAL			UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE MÉXICO	PLANO: 2/5 A

A

B

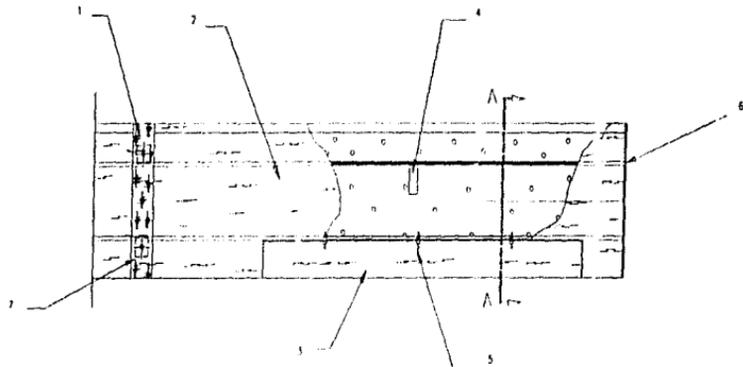
C

D



ESCALA: 1:4 	FECHA: 29/III/96	DIB: RFB REV: MN	MATERIAL: MADERA Y TUBO DE ALUMINIO	 UNAM CAD-CAM CAE
	VISTA EN PLANTA		ITEM 15 UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO	

A B C D



POLIESPUMA (ESPUMA)
CUBIERTA DE
MADERA Balsa 1/32"

VIGA DE MADERA 1/4"

BORNE DE ATAQUE

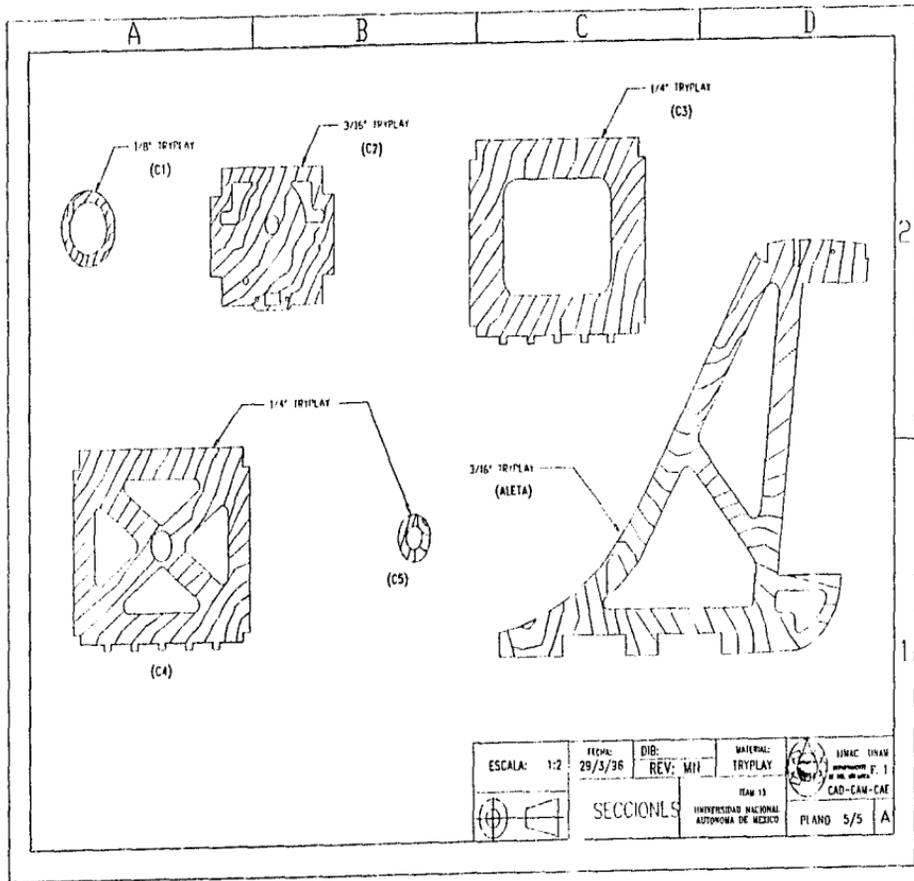
POSICION DEL ALERON
APLICADO CON
3 INCAJAS

VIGAS DE MADERA 1/8"

SECCION A - A

7	REFUERZO	MADERA "PILDA"	BARREROS DEL ALA
6	COSILLA	TRIPLAY 1/8"	MARCO
5	BORNE/A	PLASTICO	
4	RIEVO		
3	ALERON	BALSA	
2	CUBIERTA	MADERA Balsa 1/32"	
1	REVERTE	KEVLAR	PAPA BARREROS DEL ALA

ESC: 1/5	FECHA: 29/11/96	DIB: RRD REV: MN	MATERIAL: MADERA Y FIBRA DE PULPAR	 ESCAC UNAM INSTITUTO DE INVESTIGACIONES EN AERONAUTICA Y ESPACIO P. I. CAD-CAM-CAE
		ALA	TEAM 18 UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA DE MEXICO	

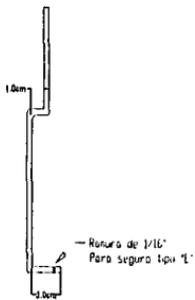


A

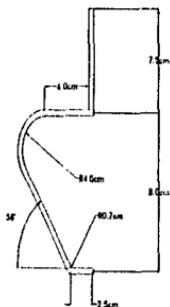
B

C

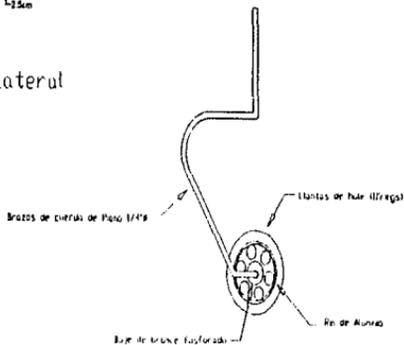
D



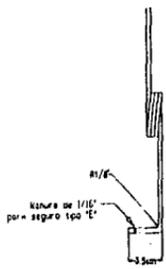
Vista Frontal



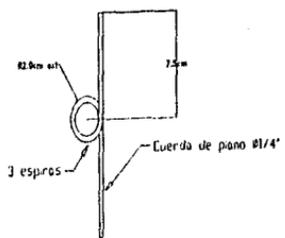
Vista Lateral



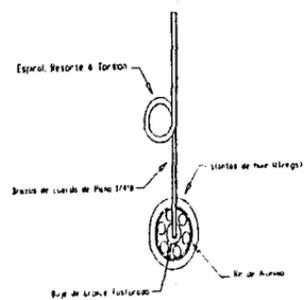
ESCALA: 1:4	FECHA: 20-1-86	DIB: RBG	MATERIAL: MADERA Y PAPA ES PANDERO.	UNAM UNAM INSTITUTO DE INVESTIGACIONES Y ENSEÑANZA EN CIENCIAS CAD-CAM CAE
		REV: MN		
	Tren delantero			UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO ¿Qué tan seguro es?
	Diseño 2			



Vista Frontal



Vista Lateral



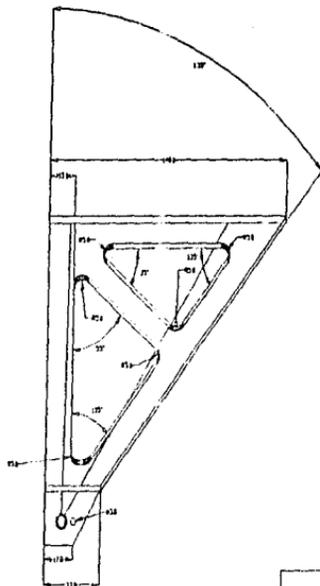
ESCALA: 1:4 	FECHA: 20-1-99	DIB: RRB	MATERIAL: ACERO Y FUNDIDO DE COBRE	UNAI INSTITUTO DE INVESTIGACIONES CADI-CAM CAE
	REV: MN	TITULO: Tren delantero	PLANO: 12	
Diseño 3			UNIVERSIDAD NACIONAL INGENIERIA DE PERU	FIGURA: del documento: 3 A

A

B

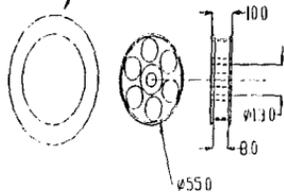
C

D



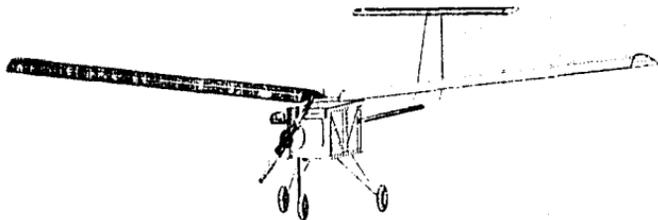
RIN DE ALUMINIO

Anillo de Hule Ø65.0



Vista Lateral Vista Frontal

Acol: mm	Fecha:	DISE: RBG	MATERIAL:	 LIMAC UNAM INSTITUTO F I DE CAD-CAM CAE
	20/1/98	REV: MN	MADERA Y TUBO DE CARBONO	
	Tren trasero y llantas		Hoja 13 UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA DE MEXICO	PLAN: Ecu-02000 A



ESCALA: 1:4

03118
10-1-78

DIB: RBS

REV: MN

PROYECTO:
MATERIA Y FORMA
DE CÁMBIO

Edição 13

UNIVERSIDAD NACIONAL
AUTÓNOMA DE MÉXICO

ISOMETRICO
VIEW



UNO: 13-78
1
CAD-CAL: 1 A1

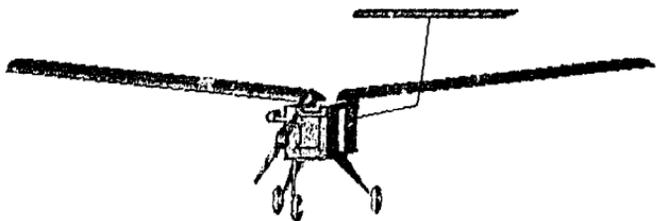
PLAZO: 1/1 A

A

B

C

D



ESCALA. 1:4	FECHA: 20-1-88	DIB: RRB	MATERIAL:	 UNAM UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO
		REV: MN	MADEIRA Y FIBRA DE CARBONO	
	ISOMETRIC VIEW		TEAM 13	 UNAM FACULTAD DE INGENIERIA MECANICA
			UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO	

Apéndice C

COORDENADAS DEL PERFIL

