

***Diseño del avión radiocontrolado
Thunderhead, con ayuda de CNC
(Control Numérico Computarizado)***

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA

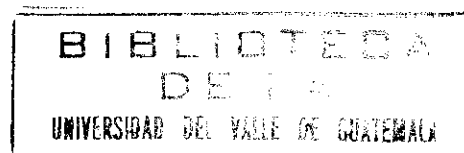
***Facultad de Ciencias y Humanidades
Depto. de Ingeniería Mecánica***

***Diseño del avión radiocontrolado
Thunderhead, con ayuda de CNC
(Control Numérico Computarizado)***

Pablo Humberto Rousselin Avendaño

***Trabajo de graduación presentado
previo a optar el grado académico de
Licenciado en Ingeniería Mecánica***

***Guatemala
2002***



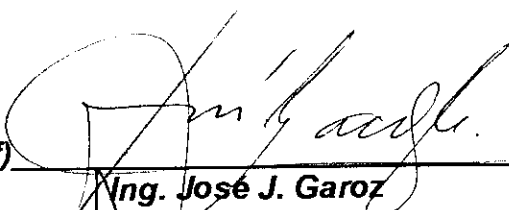
Vo.Bo.

Asesor:

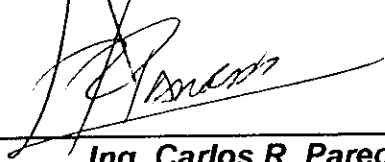
(f) 

Ing. Klaus Wagner

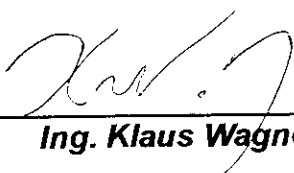
Tribunal:

(f) 

Ing. José J. Garoz

(f) 

Ing. Carlos R. Paredes

(f) 

Ing. Klaus Wagner

RESUMEN

El proyecto de graduación consistía inicialmente en el diseño de un avión radiocontrolado tipo canard, asistido por el Control Numérico Computarizado (C.N.C.), pero debido a problemas de licencias de programa, el C.N.C. no pudo continuar.

El objetivo principal de este trabajo buscaba lograr un vuelo estable y controlado con un avión de estructura fuera de lo común, que resaltaría a la simplicidad como su parte primordial. Después de dar un marco teórico necesario para el entendimiento básico de la aeronáutica y el aeromodelismo, el estudio presenta el diseño y construcción del avión Thunderhead.

Al realizar la primera prueba de vuelo, un material experimental falla (Komatex) y debe ser reemplazado por el tradicional (Madera Balsa). La segunda prueba de vuelo al resultar exitosa, da origen al avión Thunderhead- α F.D, modelo ligeramente diferente al original (nariz más aerodinámica y una disminución de 1.25 lb. en el peso debido al cambio de material) pero que cumple con las expectativas de un buen rango de pilotos, incluyendo a los principiantes. Su vuelo rápido y limpio, acompañado de su gran estabilidad, lo convierten en una aeronave confiable y segura. Finalmente, su costo logra reducirá en 29% al gasto de inicio del aeromodelismo en Guatemala.

LISTA DE ILUSTRACIONES

Ilustración	Página
1. Fuerzas Aerodinámicas.....	4
2. Explicación de la Trayectoria más larga.....	7
3. Explicación Newtoniana.....	8
4. Sustentación.....	10
5. Curva de relación ángulo de ataque vs. coeficiente de sustentación.....	12
6. Perfiles de ala simétricos.....	14
7. Diferentes ángulos de ataque.....	15
8. Desarrollo del Stall.....	16
9. Tipos de Flaps.....	17
10. Tipos de Slats.....	18
11. Efecto Coanda.....	19
12. Centro de Gravedad respecto del punto central.....	20
13. Efecto del Downwash sobre una nube.....	21
14. Avioneta Cessna 152.....	22
15. Hélice.....	22
16. Tren de aterrizaje delantero.....	23
17. Tren de aterrizaje trasero.....	23
18. Estabilizador horizontal.....	23
19. Estabilizador vertical.....	24
20. Superficies de control.....	25
21. Ejes de rotación de la aeronave.....	26
22. Primeros aviones canards.....	27
23. Aviones radiocontrolados.....	29
24. Servo Futaba S3004.....	30
25. Radio Futaba 8UAF"S" y algunas de sus funciones.....	31
26. Curvas de relación ángulo de ataque vs. coeficiente de sustentación en el perfil Epler 205.....	33
27. Diferentes configuraciones de alerones.....	35
28. Formación de vortex en la punta del ala.....	36
29. Rudder del Thunderhead.....	37
30. Bancada de motor marca Hayes.....	38
31. Perfil de ala Epler 205 generado gracias a coordenadas.....	41
32. Tipo de costillas construidas.....	42
33. Fresadora C.N.C. y su brazo robótico.....	43
34. Plantilla de la costilla en fórmica.....	44
35. Inicio de la construcción de un ala.....	45
36. Costillas en el lugar designado.....	45
37. Aplicación de Cianoacrilato.....	46
38. Vista lateral del ala terminada.....	47
39. Cable flexible del rudder.....	48
40. Planchas de Komatex.....	49
41. Posición del equipo de radiocontrol.....	50
42. Forrado con TowerKote.....	51
43. Atomillado del estabilizador vertical.....	52
44. Ala y fuselaje totalmente terminados.....	53
45. Thunderhead antes del primer vuelo.....	55
46. Fotografías del Thunderhead- α F.D.	56

ÍNDICE

	Página
Resumen.....	VI
Lista de gráficos.....	VII
Capítulos	
I. Introducción.....	1
II. Objetivos.....	3
III. Marco teórico.....	4
A. ¿Cómo vuelan los aviones ?.....	4
1. Fuerzas Aerodinámicas.....	4
a. Empuje.....	4
b. Arrastre.....	5
c. Peso.....	5
d. Sustentación.....	5
2. Explicaciones populares (e imperfectas) de la creación de la sustentación.....	6
a. La Explicación de la Trayectoria más larga.....	7
b. La Explicación Newtoniana.....	8
3. ¿Cómo se crea la sustentación ?.....	9
a. Variaciones de presión causadas por un fluido en movimiento.....	9
b. Sustentación calculada con base en resultados experimentales.....	11
c. Sustentación calculada al usar simulación en computadora.....	13
B. Las alas y sus aspectos relevantes.....	14
1. Forma del Ala.....	14
2. Ángulo de ataque y el Stall.....	15
3. Aletas o Flaps.....	17
4. Listones o Slats.....	18
5. Efecto Coanda.....	18
6. Centro de Sustentación y Centro de Gravedad.....	19
7. "Downwash".....	21
C. Partes del Aeroplano.....	22
D. Superficies de Control.....	24
E. Aviones tipo Canard.....	27

	Página
IV. Aeromodelismo.....	29
A. ¿Qué es el Aeromodelismo?.....	29
B. Materiales Utilizados en Aeromodelismo.....	29
C. Equipo de radiocontrol.....	30
V. Diseño del Avión "Thunderhead" con base en el motor Tower Hobbies 0.46" ³ y al radio Futaba 8UAFS.....	32
A. Selección de los materiales para el "Thunderhead".....	32
B. Selección de los perfiles de ala a utilizar.....	32
C. Determinación del área y dimensiones de las alas y estabilizador horizontal.....	33
D. Determinación de las dimensiones, formas y ubicaciones de las superficies de control.....	35
1. Alerones.....	35
2. Elevador.....	36
3. Rudder y estabilizador vertical.....	36
E. Determinación de forma y dimensiones del fuselaje.....	37
F. Determinación del centro de gravedad.....	39
VI. Construcción del avión "Thunderhead".....	41
A. Construcción del ala.....	41
1. Construcción de las costillas del ala con ayuda del Control Numérico Computarizado (C.N.C.).....	43
2. Ensamble del ala.....	45
B. Construcción de los estabilizadores verticales y rudders.....	48
C. Construcción del estabilizador horizontal y del elevador.....	48
D. Construcción del fuselaje.....	49
E. Montaje del equipo de radiocontrol y del motor.....	50
F. Forrado del avión con TowerKote tm	51
G. Ensamble Final.....	52
H. Balanceo del avión.....	53

	Página
VII. Vuelos de prueba y modificaciones.....	54
A.Preparaciones para el primer vuelo.....	54
B.Primer prueba de vuelo.....	55
C.Modificaciones al diseño.....	56
D.Segunda prueba de vuelo.....	57
E.Diseño Final.....	58
VIII. Costos.....	59
IX. Conclusionés y Recomendaciones.....	60
X. Bibliografía.....	62
XI. Anexos.....	63

I. Introducción

El vuelo parece haber sido un sueño primordial del hombre. Una pasión que se convirtió en realidad siglos antes de aquel memorable día en el Kitty Hawk. Primero existieron los globos sencillos, después los planeadores sin propulsión mecánica; y después, gracias al brasileño Alberto Santos-Dumont, llegaron los dirigibles. Sin embargo, antes de ello, nadie había viajado en un avión.

En agosto de 1900, los hermanos Wright, después de examinar una carta eólica, escogieron un área remota en el litoral de Carolina del Norte, llamada Kitty Hawk, donde el promedio de intensidad de los vientos es de 21 Km/h. Allí realizaron diversos experimentos con planeadores. En Octubre, tras algunos fracasos, batieron la marca de distancia volada en planeadores de la época y recorrieron cerca de 620 metros. Regresaron posteriormente a Dayton (Ohio) ya con la idea formada de desarrollar una hélice y un motor para el experimento siguiente: la máquina voladora.

Trabajando al fondo de un taller en Dayton, Wilbur y Orville construyeron un motor de cuatro cilindros y doce caballos de fuerza y lo despacharon hacia Kitty Hawk, donde fue cuidadosamente montado. El 14 de diciembre de 1903, como resultado de un "cara o cruz" Wilbur ganó el honor de hacer el primer intento de despegar con la máquina, pero no lo logró. El segundo intento fue hecho por Orville, quien a las 10:35 de la mañana del 17 de diciembre, logró alzarse del suelo, en un vehículo más pesado que el aire e impulsado por un motor de gasolina, y recorrió cerca de cuarenta metros en doce segundos, a aproximadamente metro y medio de altura.

En realidad, muchos volaron antes que los hermanos Orville y Wilbur Wright. Estos sencillamente construyeron el primer aerodino que se pudo sostener en vuelo valiéndose de ejes y alas, aunque impulsado principalmente por fuerzas dinámicas. En suma, se puede decir que los hermanos Wright fueron los primeros que despegaron con éxito en un aeroplano, el 17 de diciembre de 1903, en Kitty Hawk, Carolina del Norte.

Para los brasileños sin embargo, la polémica aún no ha llegado a su fin; para ellos, negar que Santos-Dumont es el padre de la Aviación equivale a ahondar una herida aún no cicatrizada. En Brasil se alega que la máquina de Santos-Dumont poseía dispositivos móviles denominados alerones, ubicados en la parte posterior de los extremos de las alas del avión con el propósito de controlar los movimientos de inclinación lateral del aparato, como, por ejemplo, en las curvas; los hermanos Wright jamás soñaron con un dispositivo así. Los partidarios de Santos-Dumont impugnan también la validez del hecho debido a que los hermanos norteamericanos hayan usado una catapulta y camiles para ayudar en el despegue de su aeroplano, mientras que el 14-Bis del brasileño no necesitó de mecanismo externo alguno para alzar vuelo; el avión correteó, despegó y aterrizó como cualquier aeronave moderna. En resumen, los brasileños afirman que los hermanos Wright no tenían un avión de verdad y, por lo tanto, el honor de haber sido el primero en volar le corresponde con toda justicia a Alberto Santos-Dumont.

Independientemente de toda la controversia existente, los aviones se siguieron desarrollando y fue naciendo el estudio de la aerodinámica. Hoy en día existen aeronaves que se desplazan a varias veces la velocidad del sonido, transportando a la vez a más de doscientos pasajeros. El progreso en menos de un siglo ha sido impresionante.

Aunque prácticamente cualquier país en el mundo tiene más de un aeropuerto y muchos aviones, la construcción de éstos está restringida a pocas zonas del globo. Actualmente en Guatemala no existe ningún tipo de empresa que diseñe aeronaves. Pese a los altos costos de investigación y desarrollo de este tipo de productos, el panorama se nubla más al tener muy poco personal calificado para este tipo de trabajo.

Las personas en general tienen la idea que diseñar aeronaves requiere de mucho conocimiento y sobretodo experiencia en un campo de trabajo ausente en nuestro país. Sin embargo, al culminar la carrera de Licenciatura en Ingeniería Mecánica, se tienen las bases suficientes para investigar y posteriormente diseñar aeronaves. Al realizar exitosamente como proyecto de Trabajo de Graduación, un diseño de avión a escala, se fundarían sólidas bases para la construcción del prototipo. De esta forma se estaría probando la capacidad de los ingenieros mecánicos en esta rama poco explorada en nuestro país.

A continuación se presentará un estudio que pretende de manera sencilla: diseñar, construir y volar un avión radio controlado poco convencional. Para ello, se iniciará con un marco teórico que dará sólidas bases para el diseño y ayudará al lector a comprender el mundo de la aeronavegación. Seguido a ello se esbozarán los rasgos del aeromodelismo, debido a que la aeronave a realizar será un modelo a escala y no una de tamaño suficiente como para ser tripulada.

Gracias a todo lo anterior se procederá al diseño y construcción del aeroplano, al que se le da desde ya el nombre de "Thunderhead". Posteriormente se harán los vuelos de prueba y modificaciones para terminar el proyecto con el diseño final, luego vendrán las conclusiones y las recomendaciones.

II. Objetivos

A. Generales

- Diseñar un avión que pueda volar de manera controlada y segura.
- Bajar los costos de iniciación del aeromodelismo para así poner al alcance de más personas este educativo pasatiempo.
- Romper con los esquemas de aviones tradicionales y estereotipos, resaltando lo que se necesita para que la aeronave vuele.
- Ayudarse de la tecnología actual del C.N.C. para disminuir la cantidad de trabajo y de tiempo, aprovechando las ventajas de su precisión.

B. Específicos

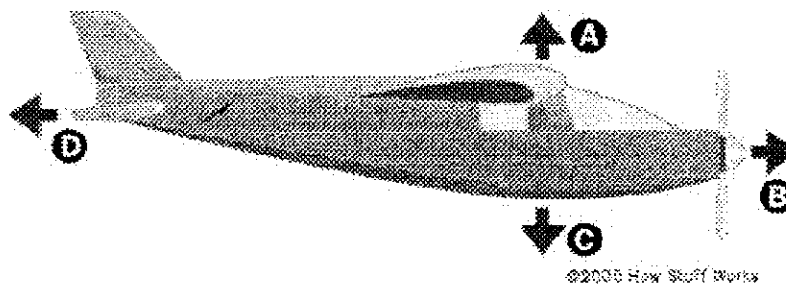
- Innovar el tipo de materiales utilizados para la construcción de este tipo de aeronaves.
- Obtener un avión lo suficientemente dócil para que un novato aprenda a volar, pero también lo suficientemente emocionante al vuelo para mantener entretenido a un piloto experimentado.
- Mantener en el "Thunderhead" las características de un avión canard, pero implementar una estructura totalmente nueva.

III. Marco teórico

A. ¿Cómo vuelan los aviones?

1. Fuerzas Aerodinámicas

Antes de zambullirse en cómo las alas mantienen los aeroplanos en pleno vuelo cual ave, es importante familiarizarse con cuatro fuerzas aerodinámicas básicas que intervienen en una aeronave, y de las cuales se basa el análisis completo de vuelo: Sustentación, Peso, Empuje y Arrastre.



A: Sustentación B: Empuje
C: Peso D: Arrastre

Figura 1: Fuerzas Aerodinámicas

Para que un aeroplano vuele nivelado y a velocidad constante, las relaciones siguientes deben ser respetadas:

- **Empuje = Arrastre**
- **Sustentación = Peso**

Si por cualquier razón, la cantidad de arrastre(o fricción) llega a ser más grande que la cantidad de empuje, el aeroplano desacelerará. Si se aumenta el empuje de modo que sea mayor que la fricción, la aeronave acelerará.

Semejantemente, si la intensidad de la fuerza de sustentación se vuelve menor que la del peso del avión, el aparato descenderá. Al aumentar la sustentación, el piloto puede hacer que el aerodino suba.

a. Empuje

Es una fuerza aerodinámica que se debe crear en un aeroplano para superar la fricción (Se hace notar que el arrastre se opone al empuje, como se muestra en la figura). Para lograrlo, se usan propulsores de varios tipos, por ejemplo motores jet, turbinas o inclusive cohetes. En la mayoría de las aeronaves pequeñas, los motores convencionales con hélice, que funcionan básicamente como un ventilador a gran escala al halar el aire a través de las aspas.

b. Arraste

La fricción es una fuerza aerodinámica que se opone al movimiento de un objeto que se mueve a través de un fluido (como el aire y el agua). Al sacar la mano por la ventanilla de un automóvil en movimiento, se experimentará una demostración muy simple de este efecto. La cantidad de fricción que su mano crea depende de algunos factores como : su tamaño, la velocidad del coche y de la densidad del aire. Por ejemplo, al disminuir la velocidad se puede notar el decaimiento de la fuerza de arrastre.

Otro ejemplo de la reducción de la fricción es lo que experimentan los esquiadores en las Olimpiadas. Usted notará que, siempre que tengan oportunidad, se acucillarán para aumentar su velocidad. Al hacerse "más pequeños," disminuyen la fricción que crean, y así se decrece el tiempo de travesía del circuito o pista.

Si usted se ha preguntado siempre por qué, después del despegue, un jet de pasajeros retrae siempre su tren de aterrizaje (ruedas) dentro del cuerpo del aeroplano, la respuesta es obviamente reducir la fricción. La cantidad de fricción producida por el tren de aterrizaje de un avión de este tipo es tan grande que, a las velocidades de crucero, los trenes se verían inmediatamente arrancados de la aeronave.

Se detallará más adelante los aspectos más importantes para minimizar el arrastre en los aeroplanos.

c. Peso

Cada objeto en la tierra tiene peso (incluyendo al aire) , que va en directa relación a la masa que éste posea. Esta relación es obviamente la gravedad; y pese a que la gente tiene la idea de que "lo que vuela es ligero", es evidente que un Boeing 747 de 435 toneladas no lo es, sin embargo puede despegar con más de 400 personas y todo su equipaje a bordo. Así que básicamente, para mantener el vuelo, se tiene que anular esta fuerza que atraería al aerodino a tierra a una aceleración de casi 10 m/s^2 !

d. Sustentación

Es la fuerza aerodinámica que mantiene a un aeroplano en el aire, y es probablemente la más difícil de las cuatro fuerzas aerodinámicas a explicar sin usar muchos términos matemáticos. En los aviones, la mayoría de ésta es creada por las alas, y el resto es contribuido por el fuselaje y estabilizador.

Un concepto principal que no se debe perder la vista en la aerodinámica es que el aire es un fluido . Como todos los gases, los flujos de aire, se comportan de una manera similar al agua y otros líquidos. Aunque el jarabe de crepa, el agua y el aire puedan parecer sustancias muy diversas, todos se rigen con el mismo sistema de relaciones matemáticas. De hecho, las pruebas aerodinámicas básicas se realizan a veces bajo el agua.

Otra noción importante es que la sustentación puede existir solamente en la presencia de un fluido en movimiento. Esto es también verdad para la fricción. No importa si el objeto está inmóvil y el fluido se está moviendo (como es el caso de una cometa), o si el líquido está quieto y es el objeto el que se está moviendo a través de él. Lo que realmente importa es la velocidad relativa entre el objeto y el fluido .

Por lo tanto, ni la sustentación ni la fricción pueden ser creadas en el espacio exterior(en donde no hay fluidos). Esto explica porqué las naves espaciales no tienen alas, a menos que viajen parte de su recorrido sumergidas en aire. El trasbordador espacial es un buen ejemplo de una nave que pasa la mayoría de su tiempo en el espacio, en donde no hay aire que se puede utilizar para crear la sustentación. Sin embargo, cuando vuelve a entrar a la atmósfera terrestre, sus pequeñas alas anulan suficientemente la gravedad como para permitirle un planeo seguro y un aterrizaje agraciado.

2.Explicaciones populares (e imperfectas) de la creación de la sustentación.

Si se recurre a cualquier libro de texto de nivel universitario sobre aerodinámica, se encontrarán muchos métodos matemáticos para el cálculo de la sustentación. Desdichadamente, ningunas de estas explicaciones son particularmente satisfactorias a menos que se tenga un sólido conocimiento de matemática avanzada.

Hay muchas explicaciones simplificadas de la sustentación que aparecen en el Internet y en algunos libros de texto. Dos de las explicaciones más populares son:

- La explicación de la trayectoria más larga: también conocida como explicación de Bemoulli o la explicación de igual tiempo del tránsito
- La explicación newtoniana: también conocida como la explicación de la transferencia de momento o deflexión del aire.

Mientras que muchas versiones de estas explicaciones son fundamentalmente incompletas, pueden aún contribuir a una comprensión intuitiva de cómo se crea la sustentación.

a. La explicación de la trayectoria más larga.

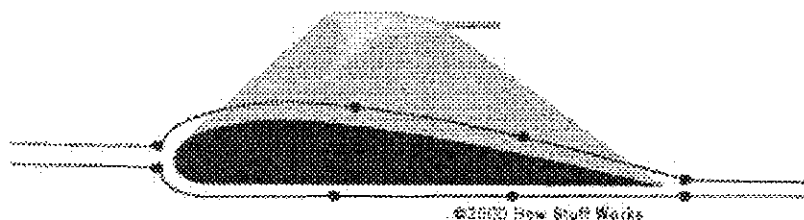


Figura 2: Explicación de la trayectoria más larga

Esta teoría sostiene que la superficie superior de un ala es más curvada que la superficie inferior. Las partículas de aire que se acercan al borde de ataque del ala deben viajar sobre o debajo del ala. Vamos a asumir que dos partículas próximas se dividen en el borde de ataque, y después se vuelven a juntar en el borde de fuga del ala. Puesto que la partícula que viaja sobre el ala recorre una distancia más larga en la misma cantidad de tiempo, debe viajar más rápido.

La ecuación de Bernoulli, fundamental en la dinámica fluidos, indica que al aumentar la velocidad de un flujo, su presión disminuye. La explicación de la trayectoria más larga deduce que este aire moviéndose más rápido desarrolla una presión más baja en la superficie superior, mientras que el aire que viaja más lento mantiene una presión más alta en la parte inferior. Esta diferencia de presión esencialmente "aspira" el ala hacia arriba (o la empuja hacia arriba, dependiendo del punto de vista).

¿Por qué no está enteramente correcta?

Hay varios defectos en esta teoría, aunque es una explicación muy común encontrada en libros de textos de secundaria y enciclopedias informales:

1. La suposición de que las dos partículas de aire que se describieron arriba se encuentran nuevamente en el borde de fuga del ala, no tiene fundamento alguno. De hecho, estas dos partículas de aire no tienen ningún "conocimiento" de la presencia de la otra, y no hay razón lógica porque éstas terminen su recorrido al mismo tiempo.
2. Para muchos tipos de alas, la superficie superior es más larga que el fondo. Sin embargo, muchas otras son simétricas (formadas idénticamente en la parte superior como inferior) como en la mayoría de aviones acrobáticos. Esta explicación también predice que los aviones no pueden volar al revés, aunque sabemos que muchos de ellos tienen esta capacidad.

¿Por qué no es enteramente incorrecto?

La explicación de la trayectoria más larga está correcta en más de un aspecto. Primero, el aire en la superficie superior del ala se mueve realmente más rápido que el aire que corre abajo—es más, se está moviendo más rápidamente que la velocidad requerida para que nuestras dos partículas utópicas puedan unirse. En segundo lugar, la presión sobre un ala que produce sustentación, es bastante más baja que la de la base del ala, y es esta diferencia neta de la presión la que crea la fuerza de elevación.

b. La explicación Newtoniana

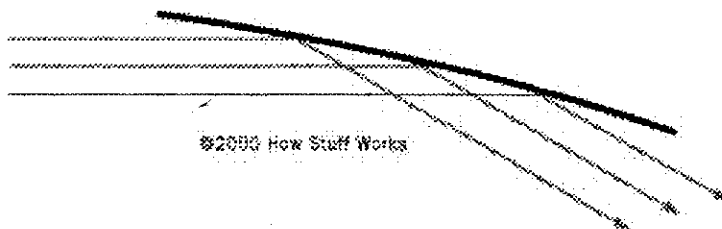


Figura 3: Explicación Newtoniana

Sir Isaac Newton indicó que para cada acción hay una igual, y contrario, reacción (tercera ley del Newton). Se puede ver un buen ejemplo de esto al mirar a dos patinadores en una pista del hielo. Si uno empuja al otro, ambos se mueven -- uno debido a la fuerza de la acción y el otro debido a la fuerza de la reacción.

En el tardío siglo XVII, Isaac Newton teorizó que las moléculas del aire se comportan como partículas individuales, y que el aire que golpea a la base de un ala se comporta como los perdigones lanzados por una escopeta al rebotar en una placa del metal. Cada partícula individual revira en la base del ala y se desvía hacia abajo, y en el momento que las partículas impactan al ala, le transmiten parte de su impulso, que por reacción se traduce en una fuerza ascensional.

¿Por qué no está enteramente correcta?

La explicación newtoniana provee un buen cuadro intuitivo de cómo el ala deflecta al aire que fluye más allá de ella, a excepción de un par de aspectos:

1. La superficie superior del ala se deja totalmente fuera de consideración. Ésta contribuye grandemente a deflectar al flujo de aire. Cuando solamente la parte inferior del fondo del ala se considera, los cálculos de la elevación que resultan son inexactos.

2. Casi cien años después de que la teoría newtoniana tomara vida, Leonhard Euler notó que el fluido que se mueve hacia un objeto se desviará realmente desde antes de que incluso toque la superficie, ya que no se tiene oportunidad deflectarse al tocar el ala. Al parecer, el aire no se comporta como perdigones individuales después de todo. En lugar, las moléculas del aire obran recíprocamente y se influncian de una manera tal, que es difícil de predecir con métodos simplificados. Esta influencia también se amplía más allá del aire que rodea las inmediaciones del ala.

¿Por qué no es enteramente incorrecto?

Mientras que una explicación newtoniana pura no produce estimaciones exactas de los valores de la elevación en condiciones de vuelo normales (por ejemplo, en el vuelo de un jet de pasajeros), sí predice la muy bien elevación para ciertos regímenes de vuelo. Para las condiciones de vuelo supersónicos (velocidades que exceden hasta cinco veces la velocidad del sonido), la teoría newtoniana resulta muy exacta. A altas velocidades y en densidades muy bajas del aire, las moléculas se comportan de manera mucho más cercanas a los perdigones que predice la teoría newtoniana. El transbordador espacial funciona bajo estas condiciones durante su fase del reingreso a la tierra.

Contrariamente a la explicación de la trayectoria más larga, el ensayo newtoniano predice que el aire está desviado hacia abajo mientras que pasa el ala. Aunque esto puede no ser debido a las moléculas que despiden del fondo del ala, el aire se desvía ciertamente hacia abajo, dando por resultado un fenómeno llamado downwash (que se explicará más adelante).

3. ¿Cómo se crea la sustentación?

a. Variaciones de presión causadas por un fluido en movimiento

La sustentación es una fuerza en un ala (o cualquier otro objeto sólido) sumergida en un líquido en movimiento, que actúa perpendicular al flujo. La fuerza neta es creada por las diferencias de presión, que a su vez son causadas por variaciones en la velocidad del aire en todos los puntos alrededor del ala. Éstas últimas, son debidas a la perturbación y desviación del aire que fluye a través del ala. La distribución de la presión en un ala típica aparece el diagrama siguiente:

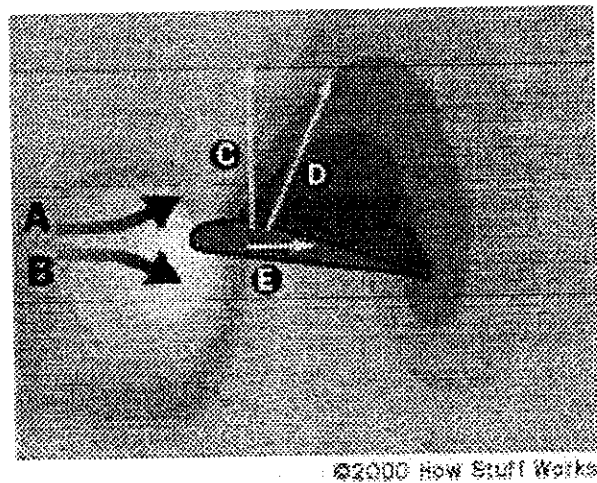


Figura 4: Sustentación

A. El aire que se acerca a la superficie superior del ala se comprime con el aire que lleva encima de él, al moverse hacia arriba. Entonces, al curvarse la superficie superior del ala al avanzar éste, un área de baja presión es creada y el aire es halado hacia abajo y al final del área.

B. El aire que se acerca a la parte inferior del ala se retarda, se comprime y se redirige a una trayectoria hacia abajo. Pero al acercarse el aire a la parte posterior del ala, su velocidad y presión se emparejan gradualmente a las del aire que viene sobre el ala. El efecto total de la presión en la base del ala, es generalmente menos pronunciado que el de la superficie superior.

C. Componente de sustentación

D. Fuerza neta producida

E. Componente de arrastre

Cuando se resumen todas las presiones que actúan en el ala (en todo su alrededor), se llega a la fuerza neta ejercida. Una porción de ésta se va a la sustentación del ala (componente de sustentación), y el resto retarda el vuelo (componente de la fricción o arrastre). Mientras la cantidad de circulación de aire a través del ala aumenta, las diferencias de velocidad y de presión entre las dos superficies de sustentación llegan a ser pronunciadas, lo que genera directamente en un aumento de la sustentación. Sin embargo, hay muchas maneras de aumentarla, como agrandar el ángulo del ataque. Estos métodos y otros se discuten detalladamente más adelante en este estudio.

Es importante tomar en cuenta que, contrariamente a lo que afirman las dos explicaciones populares descritas anteriormente, la sustentación depende de contribuciones significativas de las superficies del ala de la parte superior e inferior. Ni una ni otra de estas explicaciones son perfectas, ambas mantienen en cierta validez limitada. Otras explicaciones afirman que las distribuciones desiguales de la presión causan la desviación del flujo, y otras indican lo contrario. En cualquier caso, está claro que éste no es un tema que se pueda explicar fácilmente usando teorías simplificadas.

Asimismo, predecir la cantidad de elevación creada por las alas ha sido una tarea igualmente desafiadora para los ingenieros y los diseñadores en el pasado. De hecho, por años se ha confiado ciegamente en datos experimentales recogidos desde hace 80 años cuando se realizaron los diseños iniciales de alas.

b. Sustentación calculada con base en resultados experimentales

En 1915, el congreso de Estados Unidos creó un comité nacional de consulta sobre la aeronáutica (NACA -- un precursor de la NASA). Durante los años 20 y 30, NACA condujo pruebas extensas en túnel de viento de los centenares de formas de superficies de sustentación (formas seccionadas transversalmente del ala). Los datos recogidos permiten hasta la fecha a los ingenieros que calculen de manera fiable la cantidad de sustentación y arrastre que los perfiles de ala puedan presentar en varias condiciones de vuelo.

El coeficiente de sustentación de un perfil de ala es un número que relaciona la capacidad sustentar con la velocidad y densidad del aire; el área del ala y el ángulo del ataque (ángulo al cual la superficie de sustentación se orienta respecto del flujo de aire próximo). Por lo general se da solo en función de este último en gráficas como la siguiente:

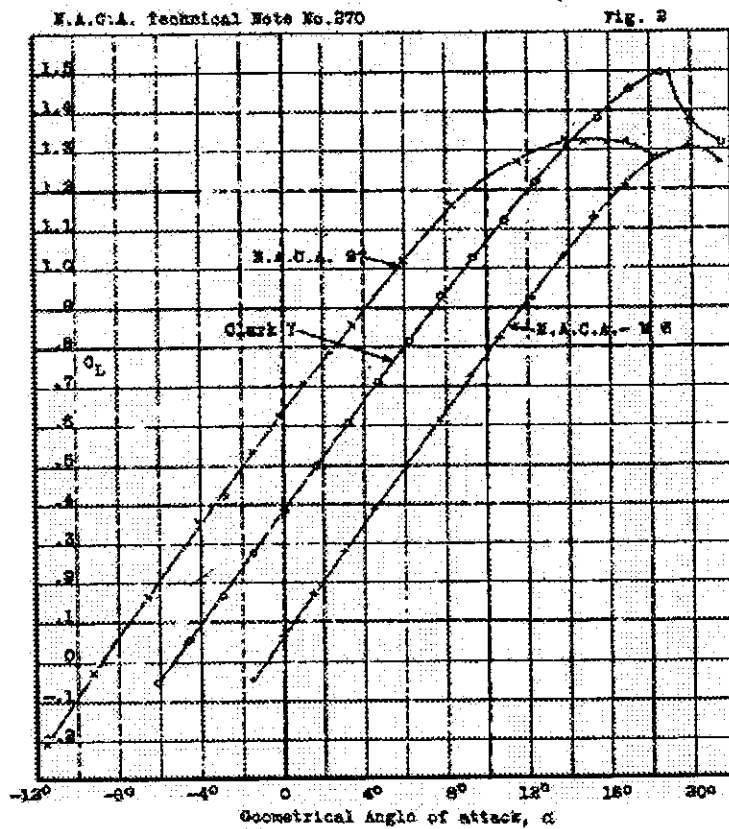


Figura 5: Curva de relación entre ángulo de ataque vs. coeficiente de sustentación de un perfil de ala de NACA

Después de haber encontrado una proporcionalidad entre los factores de los que depende la sustentación y ella misma, se llegó a la siguiente ecuación estándar:

$$L = C_L \times \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times A$$

L = Sustentación
 C_L = Coeficiente de sustentación.
 ρ = densidad del aire
 V = velocidad del aire
 A = área del ala

Como ejemplo, se calculará la fuerza de sustentación de un aeroplano con una envergadura de 40 pies y de una longitud de cuerda de ala de 4 pies (área del ala = 160 pies. cuadrados), moviéndose a una velocidad de 100 MPH (161 Kph) a nivel del mar. Se asumirá que el ala tiene una sección representativa constante al usar el perfil 1408 de NACA, y que el aeroplano está volando de modo que el ángulo del ataque del ala sea 4 grados.

Sabemos lo siguiente:

- $A = 160$ pies cuadrados
- $\rho = 0,0023769$ slugs/pie cúbico (a nivel del mar en un día estándar)
- $V = 147$ pies por segundo
- $C_L = 0,55$ (coeficiente de elevación para la superficie de sustentación 1408 de NACA en 4 grados ángulo de ataque)

Calculando:

- **Fuerza de Sustentación** = $0.55 \times 0.5 \times 0.023769 \times 147 \times 147 \times 160$
- **Fuerza de Sustentación** = **2,260 libras**

Así que, el peso máximo de esta aeronave debe ser netamente inferior a 2,260 libras para que pueda volar correctamente.

c.Sustentación calculada al usar simulación en computadora

En los años en los que NACA recogió datos experimentales, los ingenieros solos podían utilizar esta información para calcular la sustentación (y otras fuerzas aerodinámicas) producida por las alas y otros objetos en los flujos. Recientemente, la computadora ha facilitado los experimentos al lograr simular túneles de viento y realizar análisis antes de invertir en la realización de un modelo físico. Las paquetes de software, tales como el FLUENT, se han desarrollado para crear flujos simulados en los cuales los objetos sólidos pueden ser sumergidos virtualmente. Los usos de este tipo de software se extienden desde simular el aire que fluye a través de un ala, hasta trazar la circulación de aire a través de una computadora para asegurarse de que hay suficiente aire fresco como para que ésta no se recaliente.

B. Las alas y sus aspectos relevantes

Para terminar de entender la aerodinámica en un aeroplano, se debe profundizar ciertos conceptos y explicar algunos nuevos, que afectan al ala y son de vital importancia para el diseño de la aeronave y para el entendimiento general.

1. Forma del ala

Para toda la explicación anterior, la forma "estándar" de la superficie de sustentación es la que se ha estado mostrando, sin embargo no es la única forma para un ala, de hecho existe una gran cantidad de perfiles con varias aplicaciones diferentes. Por ejemplo, los aviones de acrobacia (del tipo que vuela al revés por períodos del tiempo extendidos en las demostraciones aéreas) y los supersónicos tienen perfiles del ala que no parecen muy normales.

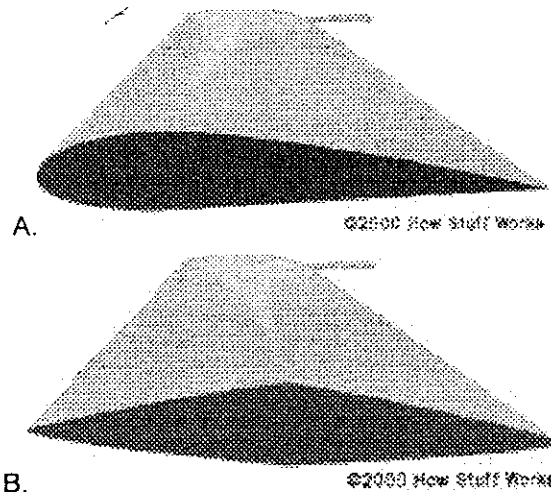


Figura 6: Perfiles de ala simétricos

La superficie de sustentación A. es típica para un avión acrobático como el Extra 300L. y la superficie de sustentación B. es típica para los aviones supersónicos de combate tales como el F-14 Tomcat. Vale la pena observar que ambos son simétricos respecto de su línea central, de ahí la capacidad de volar invertidos sin mayor problema. Por otro lado, esta simetría los convierte en aviones más rápidos por la disminución de arrastre que tienen, pero a la vez ven la capacidad de sustentación disminuida y deben respaldar su vuelo en la potencia altísima de sus motores y sobre todo en el ángulo de ataque.

2. Ángulo del ataque y el Stall

Es el ángulo que el ala presenta al aire próximo y controla el grueso de la rebanada del aire que el ala está cortando. Al controlar la rebanada, el ángulo del ataque también controla la cantidad de sustentación que el ala genera (aunque no es el único factor).

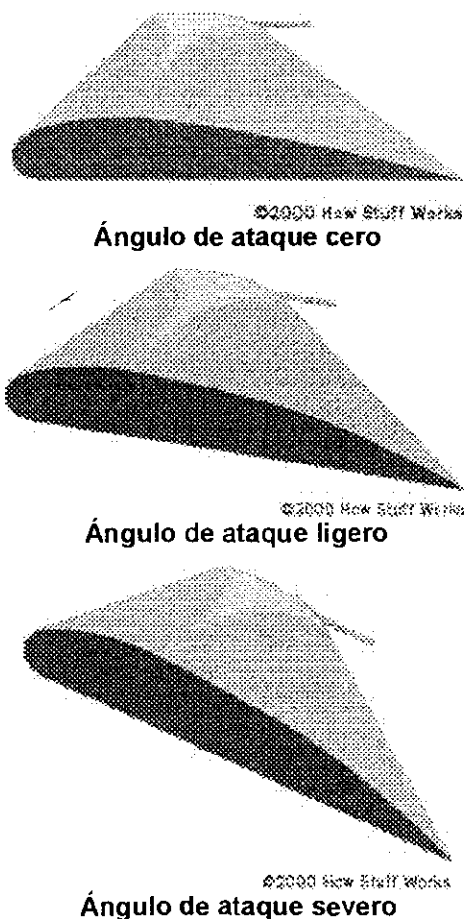


Figura 7: Diferentes ángulos de ataque

Como se puede observar en la figura anterior, el ángulo puede variar bastante y como lo muestran las gráficas de ángulo de ataque versus coeficiente de sustentación, luego de cierto valor la sustentación se precipita rápidamente. Por lo general esto sucede a un ángulo no superior a los 20° , después de eso se entra en un fenómeno llamado "Stall" o pérdida total de sustentación. Cuando esto se presenta, puede ser fatal para un aeroplano, sobre todo si es a baja altura y baja velocidad: en estas condiciones no hay nada que hacer sino esperar el golpe contra el suelo. Por ende, las probabilidades indican que los momentos de mayor riesgo son los de aterrizaje y despegue.

Básicamente, el Stall no es más que un exceso de arrastre y una pérdida severa de sustentación que se retroalimenta exponencialmente, por lo que una rápida acción del piloto es necesaria para poder regresar al vuelo nivelado. La fuente de este peligroso fenómeno es la falta de contacto entre el flujo directo de aire y la superficie superior del ala. Al ir aumentando el ángulo de ataque, se le hace más difícil al aire, correr por la superficie superior y bajar para unificarse con el flujo que viaja por la parte inferior, así que se separa de manera violenta y crea turbulencia: por eso es que el arrastre aumenta y la sustentación disminuye.

Esta turbulencia creada viene a alimentarse del flujo inferior a la hora de salir en el borde de fuga, formando un aumento de presión en esta área. Entonces se crea un momento de fuerza par en el ala que hace aumentar el ángulo de ataque y así nuevamente de manera acelerada hasta que el avión pierde toda sustentación y velocidad, quedando a merced de una sola fuerza vertical: el peso.

A continuación se muestra una serie de figuras que ilustran este fenómeno

(los puntos blancos representan el flujo de aire que viaja por la parte de abajo del ala, y los negros el flujo de aire que pasa por arriba del ala)

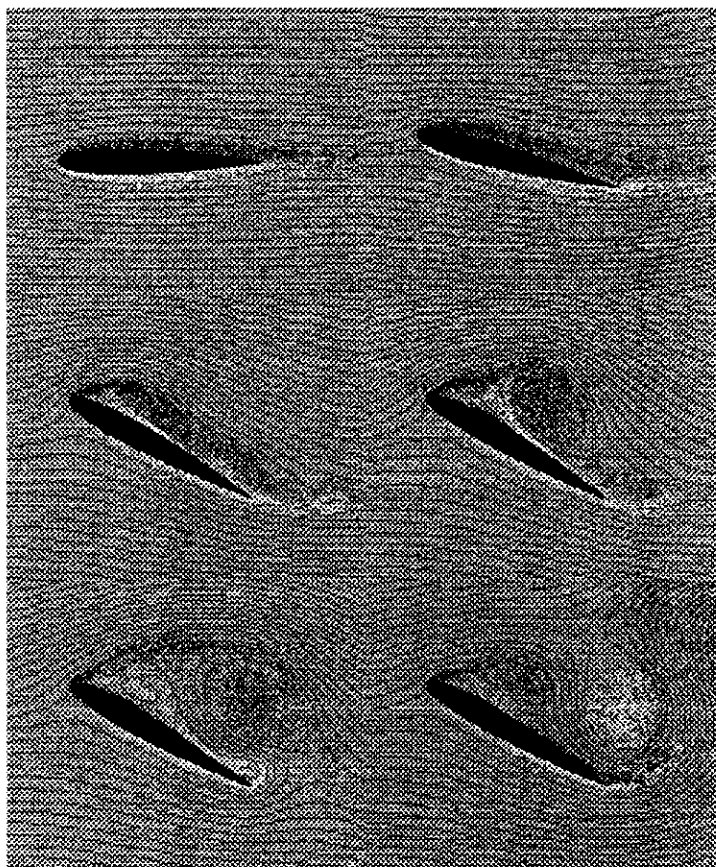
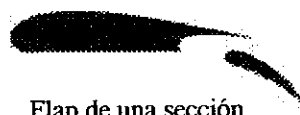


Figura 8: Desarrollo del Stall

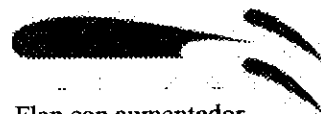
3. Aletas o flaps

En general, las alas en la mayoría de los aeroplanos se diseñan para proporcionar una cantidad apropiada de elevación (y el arrastre mínimo), mientras que el avión está funcionando a velocidad de crucero (cerca de 560 millas por hora, o 901 kilómetros por hora, para el Boeing 747-400). Sin embargo, cuando estos aeroplanos están despegando o aterrizando, sus velocidades se pueden reducir a menos de 200 millas por la hora (322kph). Este cambio dramático en las condiciones de trabajo del ala significa que una sustentación adicional mejoraría probablemente el desempeño del avión.

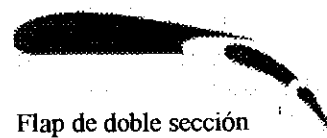
Para acomodar ambos regímenes de vuelo (rápido y alto, así como lento y bajo), las alas del aeroplano tienen secciones móviles llamadas aletas, pero mejor conocidas como flaps. Durante el despegue y el aterrizaje, los flaps se extienden hacia atrás y hacia abajo del borde de fuga de las alas. Esto altera la eficacia del perfil, permitiendo que el ala deflecte más aire, y cree así más sustentación. La desventaja de esta alteración es que la fricción en las alas también aumenta, así que las aletas se retraen para el resto del vuelo.



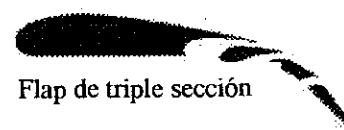
Flap de una sección



Flap con aumentador



Flap de doble sección



Flap de triple sección

©2000 How Stuff Works

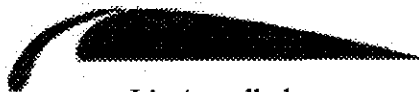
Figura 9: Tipos de flaps

4. Listones o slats

Los listones realizan la misma función que las aletas (es decir, alteran temporalmente la forma del ala para aumentar la elevación), pero se unen al frente del ala en vez de la parte posterior. También se despliegan en despegue y aterrizaje.



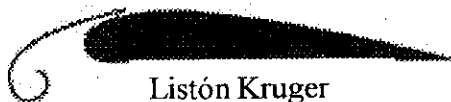
Listón ventilado



Listón sellado



Nariz caída



Listón Kruger

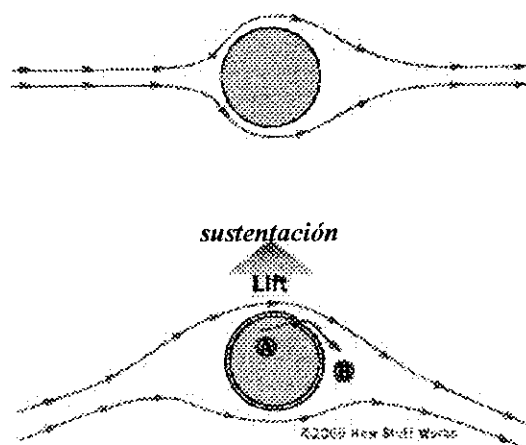
©2000 How Stuff Works

Figura 10: Tipos de Slats

5. Efecto Coanda.

Vamos ahora a tomar un ala cilíndrica y encontrar otra manera de crear sustentación. Al ser cilíndrica, no existe asimetría ni ángulo de ataque así que los conceptos expuestos anteriormente no ayudarán a la elevación de esta aeronave.

Si alguna vez el lector ha colocado la palma de la mano verticalmente debajo del grifo, pudo haber notado que el agua no se desbordó simplemente y cae. En vez de eso, el agua contornea sus dedos y fluye inclusive por unos cuantos milímetros por debajo de la mano antes de caer en el fregadero. Esto se conoce como el efecto de Coanda (en honor a Henri Coanda), que indica que un fluido tenderá a seguir el contorno de una superficie curvada con la que entra en contacto.



- A: Aire comprimido
 B: El aire se adhiere al cilindro y arrastra allí al resto del flujo

Figura 11: Efecto Coanda

En nuestro ejemplo del cilindro, si el aire es forzado hacia fuera por una ranura, se adherirá alrededor de la parte posterior y halará un poco de aire circundante con él. Esto es una situación muy similar al efecto de Magnus que sufren las bolas de béisbol en una bola curva, pero aquí el cilindro no debe girar.

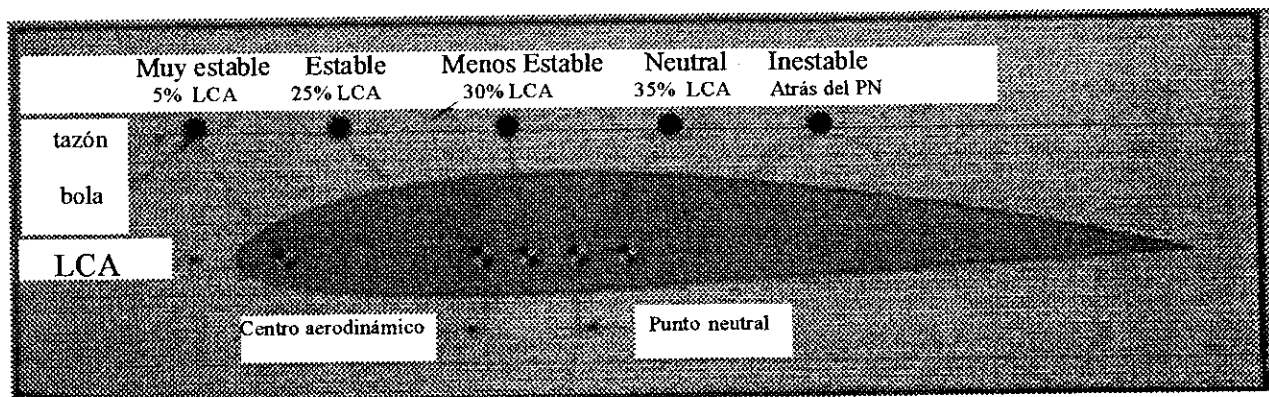
El efecto de Coanda es el responsable de la adherencia del flujo de aire en la parte superior del ala, ya que éste no tiene porqué seguir el contorno del ala sin razón. Para incrementar el efecto coanda en usos especializados en donde la máxima sustentación es necesaria, además de utilizar flaps y listones, el aire comprimido puede ser forzado a través de ranuras largas en la superficie superior del ala para producir la sustentación adicional.

6. Centro de Sustentación y Centro de Gravedad

Al construir un ala, no se debe preocupar solamente por la forma, los materiales a utilizar y el peso. Como se explicó, el peso y la sustentación son fuerzas que deben ser opuestas en dirección y cuando menos iguales en magnitud, pero también deben estar alineadas. De no estarlo, la aeronave estaría expuesta a un torque que la haría rotar. Por supuesto que de no ser muy violento, el piloto podría controlarlo, pero solo si la rotación es tal que provoque la disminución del ángulo de ataque. Si el torque va hacia el lado contrario, sería prácticamente imposible librarse de un stall severo en el despegue con consecuencias nefastas: al levantar el piloto la nariz de la aeronave aumentando el ángulo de ataque, el avión se elevaría y quedaría sometido a las fuerzas aerodinámicas que lo inclinarían más aún.

Es importante entonces conocer el punto en el cual se puede puntualizar la fuerza de sustentación y de allí determinar el centro de gravedad que debe tener el ala. En sus varias investigaciones, la NACA encontró que más del 99.9% de los perfiles de ala tenían este punto a un 35% de la longitud de la cuerda del ala (LCA), medido desde el borde de ataque, y lo denominó punto neutral (PN). Así que sobre la base de esto otros experimentos mostraron que mientras más adelante se colocara el centro de gravedad respecto del punto neutral, más estable sería el avión en vuelo.

Para explicar de mejor manera como cambia la estabilidad, se comparó la posibilidad que una bola salga de un tazón por medio de una perturbación, significando esto el desplome de la aeronave. Estas posiciones del centro de gravedad y sus consecuencias se muestran en la figura siguiente:



LCA = Longitud de Cuerda del Ala

PN = Punto Neutral

Figura 12: Centro de Gravedad respecto del Punto Neutral

Así pues, se muestra cómo colocar el centro de gravedad más allá del 35% del LCA, y que resulta en la poco deseada "salida de la bola del tazón".

También se determinó que un punto aceptable para colocar este centro de gravedad es a 25% del LAC, dejando éste como estándar. Se le adjudicó entonces como nombre Centro Aerodinámico o Centro de Sustentación.

La importancia de este último llega a ser tal, que la mayoría de aviones están balanceados de manera que el centro de sustentación del ala, se convierte directamente en el centro de gravedad del avión (ahondaremos más en el próximo inciso): es casi una receta a seguir cuando se diseña un aeroplano. Sin embargo esto no se aplicará en el caso del Thunderhead.

7."Downwash"

Como se explicó anteriormente, los flujos de aire que vienen de arriba y abajo del ala, al juntarse cuando salen de la influencia del ala, no traen la misma velocidad. Además, cada uno de ellos ya trae microturbulencias incorporadas que al juntarse a diferentes velocidades crean una turbulencia considerable. Debido a la deflexión que sufren los flujos por medio del ala, este torbellino tiene un movimiento en diagonal hacia abajo. Una demostración clara de un downwash es plasmada por una nube, que se ve desgarrada en el centro debido a éste. La interesante fotografía de un avión Cessna que viene a continuación, clarifica la idea.

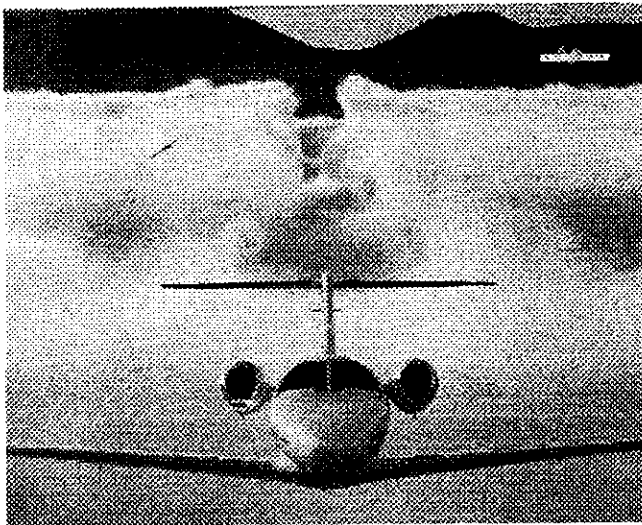


Figura 13: Efecto del Downwash sobre una nube

Lógicamente, si puede hacer esto con una nube, puede fácilmente perturbar seriamente la sustentación producida por el estabilizador en la cola del avión. Tanto así que, como se mencionó anteriormente, se considera que es prácticamente nula para fines de diseño en los aviones convencionales. Otra opción es la presentada por la aeronave de la fotografía, levantar al máximo la cola para ser afectada lo menos posible por el downwash.

C.Partes del Aeroplano

El ala es obviamente la pieza más importante de un aeroplano ya que es que consigue la elevación de la nave en el aire. Pero los aeroplanos tienen muchas otras piezas características diseñadas para estabilizarlo y controlarlo o para moverlo. Vamos a examinar las partes que se encuentran en un avión típico, como un Cessna 152.



Figura 14: Avioneta Cessna 152

Sin lugar a duda la hélice y el motor son parte esencial de la aeronave. La hélice propulsora (o en el avión jet, los jets) proporciona el empuje que mueve a la máquina hacia adelante.



Figura 15: Hélice

Una propela o hélice es realmente una especie de ala especial que gira. Al mirar su sección transversal, se encontrará que tiene una forma de perfil de ala y un ángulo del ataque. Éste último es cambiante a lo largo del propulsor: es más grande hacia el centro porque la velocidad lineal de la hélice es menor. Aviones más grandes poseen hélices de tres y hasta cuatro palas, con mecanismos de ángulo de ataque variable. Así, el piloto puede ajustarlo en función de la altitud y la velocidad del aire.

El tren de aterrizaje es también esencial durante el despegue y el aterrizaje, tanto el delantero como el trasero.



Figura 16: Tren de aterrizaje delantero

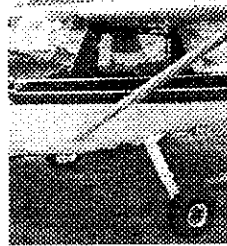


Figura 17: Tren de aterrizaje trasero

El Cessna 152 los tiene fijos por ser una aeronave pequeña, pero la mayoría de los aviones tienen tren de aterrizaje retráctil para reducir el arrastre en pleno vuelo.

La cola del aeroplano tiene dos alas pequeñas, llamadas estabilizadores horizontales y verticales, que el piloto utiliza para controlar la dirección del plano. Ambas son superficies de sustentación simétricas, y ambas tienen aletas grandes, que son controladas por el piloto con la palanca de control para cambiar sus características de la elevación.

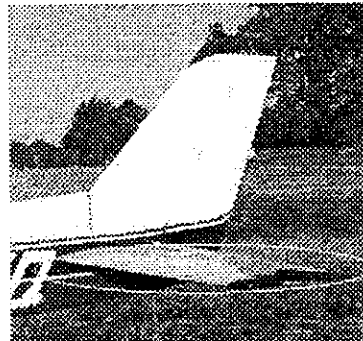


Figura 18: Estabilizador Horizontal

El estabilizador horizontal, contrariamente a lo que muchas personas afirman, da una estabilidad vertical. Esto se puede entender fácilmente al imaginar una perturbación vertical: ésta va a afectar más a las superficies horizontales (que son las que tienen más área afectada: como es el caso de la sustentación (vertical), que afecta a las alas (horizontales) más que a cualquier otra cosa. Tanto es así, que el control vertical de la aeronave se encuentra allí.

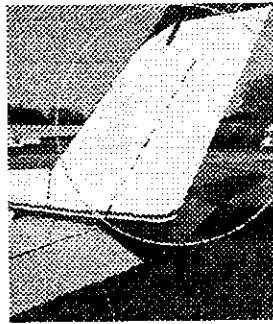


Figura 19: Estabilizador Vertical

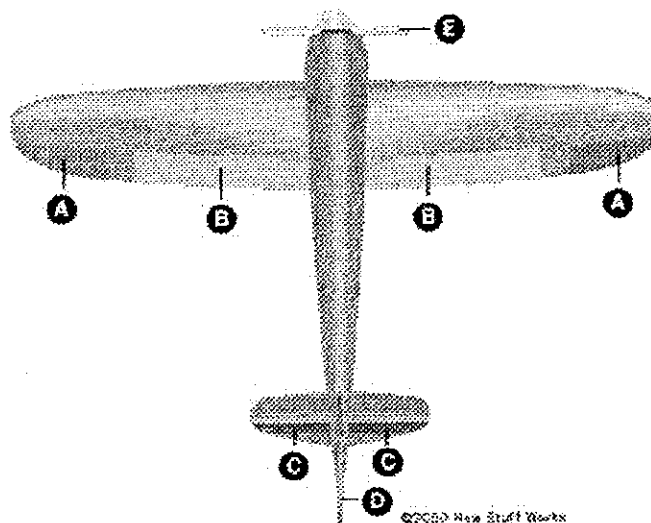
De igual forma, la estabilización horizontal está dada por la superficie vertical de la cola, el estabilizador vertical, y en ella se encuentra a su vez la superficie de control horizontal.

La gasolina es transportada en dos tanques iguales, colocados en cada ala. El centro de gravedad de éste debe coincidir con el del avión, para evitar torques variables a lo largo del vuelo debido a la masa no constante de éste.

D. Superficies de control

Sin duda alguna, las superficies de control son la parte más indispensable de una aeronave: Sin control del avión, para qué el avión? No tiene ningún sentido despegar un avión que tendrá un comportamiento errático e incontrolable; de hecho sería muy peligroso e incluso poco inteligente.

Todas las superficies de control funcionan deflectando el aire para modificar el trayecto del aerodino, y son las que utiliza el piloto para maniobrar el avión. Sin excepción ni discusión alguna, todas ellas utilizan la tercera ley de Newton como base de operación: acción-reacción; desviar el aire en una dirección es enviar a la aeronave en la dirección contraria.



A: Alerones

B: Flaps C: Elevador

D: Rudder E: Hélice

Figura 20: Superficies de Control

El elevador ubicado en la parte trasera del estabilizador horizontal, es el encargado del control vertical del avión. Al pivotar respecto del estabilizador y rotar hacia arriba o abajo, desvía el aire hacia ese lado y por consecuencia, la cola recibe una fuerza hacia el lado contrario (tercera ley de Newton). Por estar atrás del centro de masa, al subir el elevador, la cola baja y produce un levante en la nariz y el avión se eleva. De manera similar pero al revés, al bajar el elevador, el avión desciende.

El timón de cola, mejor conocido como rudder, tiene como función hacer girar al avión de lado a lado en el plano horizontal. Se sitúa en el estabilizador vertical y funciona exactamente igual al elevador, pero rotado de noventa grados. Por ende, mover el rudder a la izquierda hace que el aparato vaya a la izquierda y viceversa.

Y por último los alerones, que están situados en las alas, se encargan de hacer girar a la aeronave respecto del eje formado por el estabilizador vertical y el centro de la hélice. Funcionan de manera inversa: cuando uno sube el otro baja. Así, uno empuja un ala hacia abajo, y el otro empuja la otra hacia arriba. Entonces se crea un torque por el sistema fuerza par, respecto del centro de gravedad, entonces lo hace girar.

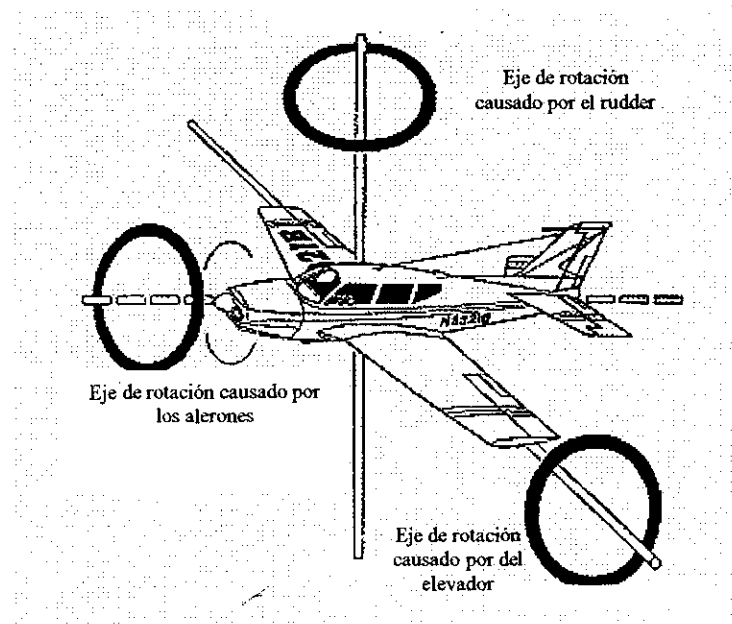


Figura 21: Ejes de rotación de la aeronave

E. Aviones tipo Canard

A escasos meses del centenario del nacimiento de la aviación propulsada, la opinión pública se sigue asombrando de la genialidad de grandes personajes como Alberto Santos-Dumont, y Wilbur y Orville Wright. Si bien es cierto que ellos han influenciado grandemente el mundo del vuelo motorizado como pioneros, sus diseños no han sido utilizados como modelos.

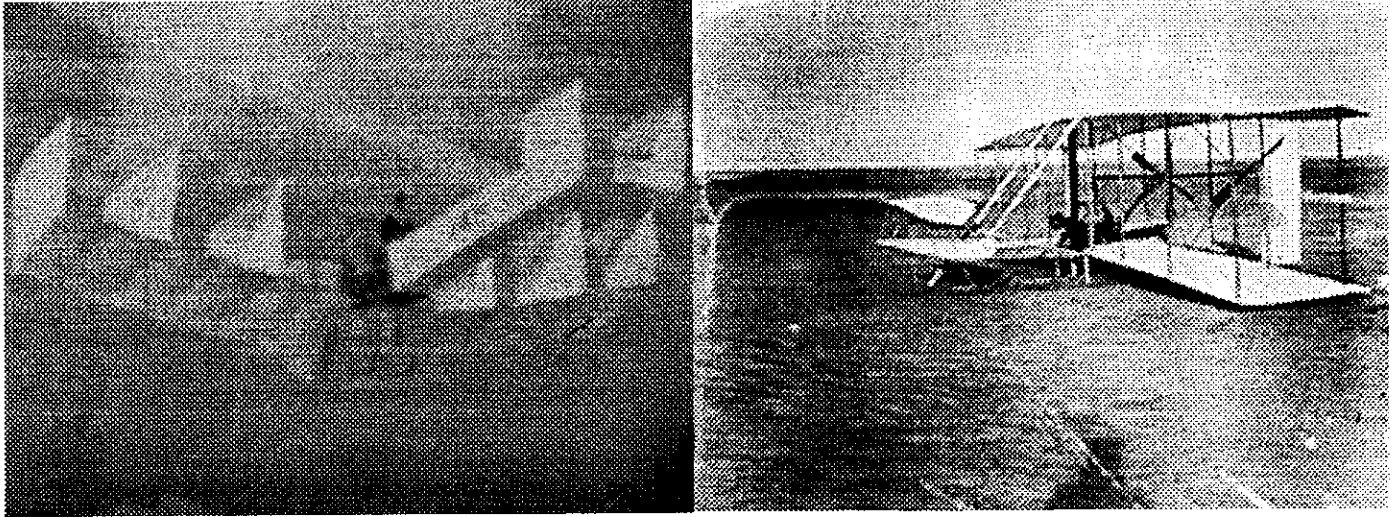


Figura 22: Primeros aviones canard

Es obvio que aunque estos diseñadores no tenían conocimiento los unos del otro, concebían el mismo tipo de idea para conseguir un vuelo propulsado. Tanto el 14-Bis de Santos-Dumont como el Kitty-Hawk de los hermanos Wright, compartían el hecho de tener el motor en la parte trasera, empujando a la aeronave y tener el elevador en la parte delantera. A este tipo de diseño hoy en día se le conoce como Canard, que significa pato en francés, debido a su semejanza a este tipo de ave en vuelo. Por alguna razón, este tipo de avión no tiene popularidad en la actualidad. De hecho existen muy pocos modelos y sus fabricantes carecen de fondos para seguir produciéndolos.

Muchos mitos existen alrededor de los canards, respecto de la complejidad de su diseño. La mayoría de ingenieros se quejan de la dificultad que produce el estabilizador horizontal colocado adelante. Esto es porque les anula la "receta de cocina" del centro de gravedad coincidente con el centro de sustentación del ala. Al no estar expuesto al downwash del ala principal, el estabilizador genera una fuerza de sustentación considerable que modifica el centro aerodinámico de la aeronave. Incluso llegan a quejarse del excesivo coeficiente de sustentación.

En lo que sí tienen seguramente razón es en la dificultad de colocar el tanque de gasolina fuera de las alas, ocupando espacio que podría ser utilizado para carga o pasajeros.

Sin embargo, estas naves tienen una gran ventaja que muchos pasan por desapercibido. El Stall del estabilizador horizontal no causa un aumento del ángulo de ataque en el ala principal: por estar del lado opuesto al centro de gravedad, causa una disminución de éste, evitando entonces el stall del ala principal. Lo que se experimentará será una caída de la nariz, que llevará consigo un aumento de la velocidad de vuelo. Esta a su vez, generará nuevamente sustentación en el estabilizador, nivelando nuevamente el aeroplano.

De allí nace la idea de realizar como proyecto un avión canard. E inspirándose en el diseño de Santos-Dumont, se pretende realizar una aeronave que probará, que el 14-Bis con algunas modificaciones puede lograr vuelos prolongados de manera más estable. Por la indiferencia que el downwash le causa a este tipo de aviones, se espera que la estabilidad, poco esperada por muchos diseñadores, se haga presente a tal punto que pueda convertirse en un avión para pilotos principiantes.

IV: Aeromodelismo

A. ¿Qué es el aeromodelismo?

En la década de 1930, ya se podía ver en los prados y campos a entusiastas de la aviación (que no poseían los recursos o el valor suficiente para volar en una aeronave) ensayando vuelos libres con pequeños modelos. Al avanzar el tiempo, a este pasatiempo ingenioso, que fue denominado aeromodelismo, la tecnología de la mano con la ciencia lo fue alcanzando. De los frágiles modelos de papel propulsados momentáneamente por elásticos, se llegó a lo que hoy en día son los aviones radiocontrolados a escala. Estas aeronaves son auténticas réplicas de los aviones tripulados, y por medio de pequeños motores de combustión interna y sofisticados equipos de control a distancia, logran elevarse en los cielos y aterrizar perfectamente teniendo a su piloto siempre en tierra firme.

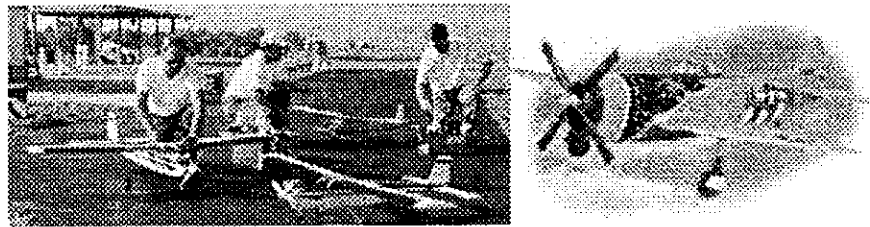


Figura 23: Aviones radiocontrolados

Erróneamente, muchas personas consideran a estos como juguetes, perdiendo de vista que las hélices que los impulsan a más de 200 kph, van rotando a velocidades angulares de más de 10,000 revoluciones por minuto. Es menester entonces de operarlos con gran responsabilidad y en pistas realizadas especialmente para estos.

Aunque sus fines inicialmente fueron recreativos, con el avance que se ha tenido, el aeromodelismo se ha vuelto una ciencia. Ahora, se escoge realizar modelos a escala antes de los modelos finales para minimizar los costos de investigación. Al ser las partículas de aire y las perturbaciones mucho mayores con respecto al avión a escala, diseñar estos presenta un reto más grande que al diseñar uno escala 1/1. Debido a esto, comprobar un buen desempeño de una aeronave de este tipo, asegura prácticamente que con las modificaciones adecuadas, su homólogo tripulado no poseerá ningún tipo de problema.

B. Materiales utilizados en aeromodelismo

En esta ahora rama de la aeronáutica, como en todas las otras, el peso es vital en todo aerodino. Se necesita por ende la menor masa posible para un mismo volumen dado. Así pues, los materiales utilizados deben ser los más livianos, pero que a la vez resistan los esfuerzos a los cuales es sometida una aeronave. Por lo general, se utiliza madera balsa y plywood de madera balsa para reforzar las áreas con mayor concentración de fuerzas y torques (así como las bases de los trenes de aterrizaje y los extremos de las alas). El problema es que estos materiales no resultan baratos y por lo general elevan los precios de los modelos a niveles en los que se vuelven inaccesibles a mucha gente.

En los aviones que exceden el $\frac{1}{4}$ de escala, se utilizan también materiales compuestos como la fibra de carbón y la de vidrio, reforzando así las estructuras con una rigidez a veces mayor que las que presentan los metales. Obviamente esto vuelve a este tipo de aviones, artículos de alto lujo.

Sin embargo, la tecnología brinda recientemente materiales poliméricos de mucho menor precio que han llegado inclusive a remplazar a los metales: los plásticos de ingeniería. El problema es que en el medio guatemalteco, estos materiales son escasos y sin documentación que especifique sus propiedades mecánicas. Aun así, una espuma de P.V.C., el Komatex o Sintra (dependiendo de la casa distribuidora), aparentemente posee las características necesarias para poder ganarse una plaza en el aeromodelismo.

Después de hacer pruebas de tensión, compresión y torsión en piezas de sacrificio de Komatex, se comprobó que la resistencia del material era superior a la de la madera balsa a tensión y a torsión, pero no a compresión.

C. Equipo de radiocontrol

Para poder controlar al avión en vuelo, se necesitan respuestas físicas al insumo del piloto. Esto es realizado por pequeños motores eléctricos llamados servos. Al momento en el cual el piloto envía una señal de radio, la antena del receptor en el avión la recibe y la transforma en impulsos eléctricos, que a su vez serán convertidos en movimiento rotacional por los servos.

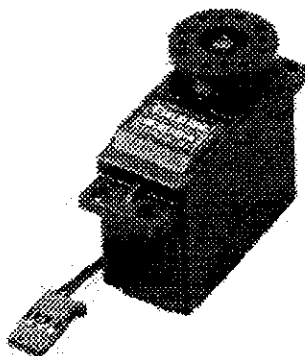


Figura 24: Servo Futaba S3004

Obviamente este movimiento debe ser llevado a las superficies de control. Un simple mecanismo de cuatro barras, como el que utilizan algunas puertas automáticas, permite esto de manera sencilla: el movimiento rotacional es convertido en uno lineal por una vaina articulada conectada al servo. Luego es transmitido a un pivote en la superficie de control, que lo transforma nuevamente en movimiento rotacional.

Los servos responden sensiblemente a los movimientos de los bastoncillos del control. Desde este último se controlan las superficies de control, flaps, trenes de aterrizaje y velocidad. También se pueden programar muchas funciones más. Para el Thunderhead, se utilizará un avanzado y modemo equipo, el Futaba 8UAF"S", que facilitará su funcionamiento, aunque no se explotarán ni siquiera la mitad de las ventajas que éste provee debido a la simplicidad del diseño.

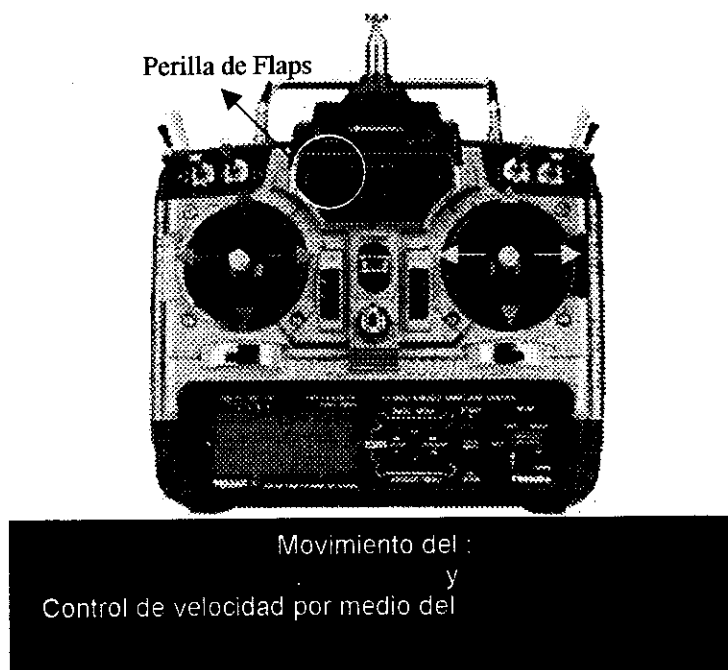


Figura 25: Radio Futaba 8UAF"S" y algunas de sus funciones

Para controlar entonces al modelo que se va a diseñar, se necesitarán seis servos: uno para cada alerón, uno para el elevador, uno para el acelerador, otro para el rudder y finalmente otro para el control direccional de la llanta del tren de aterrizaje trasero. Estos dos últimos serán conectados al mismo comando del rudder, ya que en tierra firme comparten la misma función.

En el caso de los flaps, serán controlados con los mismos servos de los alerones, para ello el sistema de radio presenta un novedoso método, llamado Flaperon. Los servos se mueven en direcciones contrarias al ser requerida una acción de los alerones, pero al necesitar flaps, los dos se mueven en la misma dirección para reajustar su punto neutro, creando así unos alerones que además tienen flaps incorporados, y restando piezas móviles al ala. El porcentaje de reajuste del punto neutro de los alerones se hace por medio de la perilla indicada en la figura, al rotarla.

V. Diseño del Avión "Thunderhead" con base en el motor Tower Hobbies 0.46" ³ BB46 y al radio Futaba 8UAFs.

A. Selección de los materiales para el "Thunderhead"

De toda la gama de materiales posibles a utilizar, antes mencionada, se escogerán únicamente tres: Madera Balsa, Plywood y Sintra. Las bases para esta selección fueron establecidas respecto de las propiedades mecánicas, la disponibilidad y el costo.

Básicamente, el Sintra (o Komatex) será utilizado para la construcción del fuselaje. Esto tiene como objetivo reemplazar al Policloruro de Polivinilo (P.V.C.) utilizado en varios modelos de la marca Duraplane. Con esta modificación, se espera obtener una estructura más resistente a esfuerzos y mucho más manejable a un costo y densidad inferior. Sin embargo, la falta de rigidez respecto del P.V.C., deberá ser tomado en cuenta para el diseño de la estructura.

El resto de materiales no fue escogido, principalmente por el alto costo que estos representan, además de otros inconvenientes. Por ejemplo, la alta resistencia mecánica y considerable rigidez de los materiales acrílicos no justifica, en el caso de este prototipo, la excesiva densidad de éste. El resultado arrojado mostraría un aumento sensible en el peso de la aeronave.

Respecto de los materiales compuestos, se puede decir que la fragilidad que acompaña a su rigidez, combinado con el último factor mencionado, los deja como una opción poco viable.

Los trenes de aterrizaje deberán ser de un material más resistente, pero a la vez más elásticos. Por tener estas características y además una baja densidad, el aluminio conformará estas partes vitales para el aterrizaje y despegue. De la misma forma, un cilindro hueco de este material será el indicado para realizar el soporte de la unión entre las alas y el fuselaje.

Los dos tipos de madera completarán el resto del avión, constituyendo entonces, las alas, el elevador y las superficies de control.

B. Selección de los perfiles de ala a utilizar

Debido al diseño y a necesidades del avión Canard, los perfiles de ala deben ser determinados en función de la idea de "vuelo seguro" sin pérdidas de sustentación del ala principal. Por consiguiente, las selecciones de los perfiles del elevador y del ala principal, no pueden ser independientes.

Para lograr una pérdida de sustentación primero en el elevador, se necesita que su perfil sea de mayor simetría que la del ala principal: mientras más diferencia, más seguridad de ausencia de sustentación total.

Así pues, por simplicidad de diseño, se escoge un perfil totalmente simétrico y sencillo para el elevador: una plancha de madera, redondeada en el borde de ataque y desgastada de manera oblicua en la parte posterior. Para el ala principal, no se puede hacer mayor simplificación, puesto que al tener a cargo la mayor parte de la sustentación, se debe obtener un perfil con la mayor aerodinámica posible. Nuevamente, y sin perder de vista la facilidad de manejo para el piloto neófito, para hacer el diseño más sencillo y eficaz, se utiliza un perfil semisimétrico, Epler 205 (Simmons, 1978). Éste dará una buena sustentación a bajas velocidades y un arrastre suficiente para disminuir la velocidad de crucero de la aeronave. Esto se ilustra en la figura siguiente:

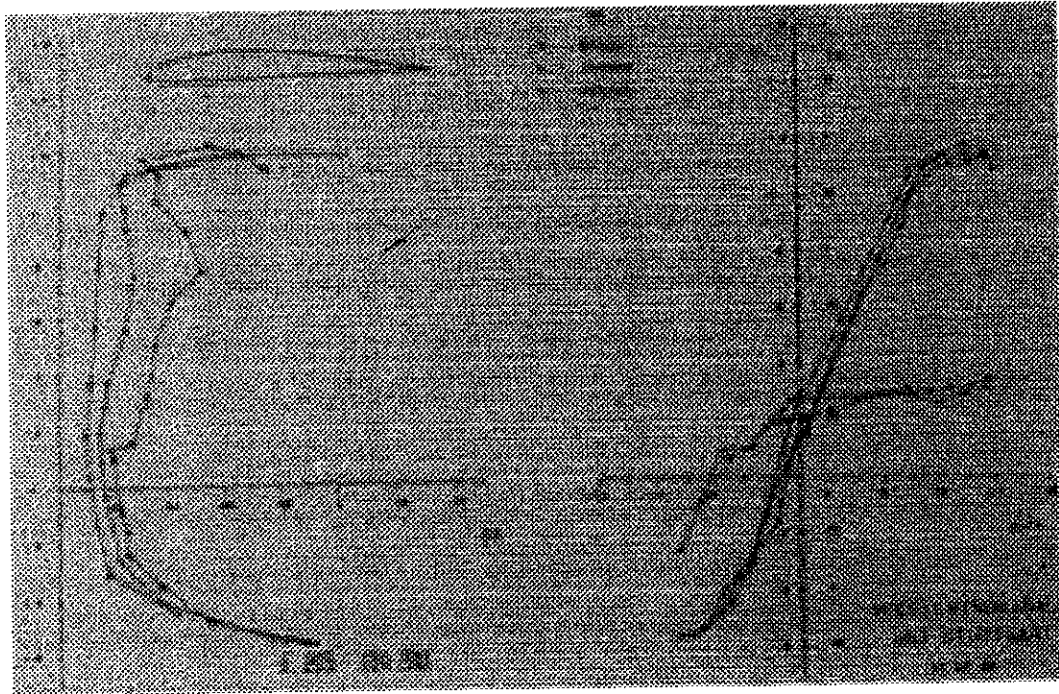


Figura 26: Curvas de relación ángulo de ataque vs. Coeficiente de sustentación en el perfil Epler 205

C. Determinación del área y dimensiones del ala y estabilizador horizontal

La determinación de las llamadas áreas de sustentación es una tarea que toma como fuente la estimación del peso de la aeronave. El problema principal es que en el punto en el que se encuentra el diseño, al realizar los cálculos necesarios, el peso no está aún determinado.

Ante este problema, los diseñadores crearon un parámetro denominado "Carga de Ala", que no es más que la relación entre el peso del avión y el área total de las alas. Para tener asegurada una sustentación generosa, se aconseja una carga de ala de 0.15 oz./pulg.² (Lennon, 1990).

Puesto que se está diseñando sobre la base del motor que se tiene, un Tower Hobbies BB46, resalta la necesidad de una envergadura de ala suficientemente proporcionada al motor para una apariencia de un aeronave a escala. Se escoge entonces la envergadura típica de las aeronaves impulsadas por este tipo de motor: 60 pulgadas, y de ahí se estima una peso máximo de 7 libras, o 112 onzas.

Se considera el peso máximo para buscar la mayor estabilidad de vuelo, ya que por la segunda ley de Newton, la mayor masa permitirá una menor perturbación causada por el viento en la nave.

Sin embargo, esta masa aproximada es para aviones fabricados en su gran mayoría con madera balsa, mucho menos densa que el Sintra. Así que para tener una mayor seguridad, se disminuirá la carga de ala a aproximadamente 0.125 oz./ pulg.²

Por ende, el área de sustentación debe ser 896 pulg² (112 / 0.125 = 896).

Estas 896 pulg² deben ser repartidas entre las dos superficies de sustentación: el ala y el estabilizador horizontal. Andy Lennon, en su libro **"Basics of R/C Model Aircraft Design"**, acentúa que tras varios diseños, ha encontrado la necesidad de un mínimo de 20% de esta área destinada al estabilizador; nuevamente por seguridad se le dará 1% adicional, teniendo así 21% en total. Quedarían entonces 172 y 647 pulgadas cuadradas respectivamente para cada área de sustentación. Sin embargo, para simplificar la construcción, se ajustaron los valores manteniendo las proporciones. De esta forma áreas rectangulares que son resultado de multiplicaciones de números enteros.

Se lograron las dimensiones siguientes:

Estabilizador: 8X24 = 192 pulg.² (21% de Área Total)

Ala : 12X60 = 720 pulg.² (79% de Área Total)

Área Total: 912 pulg.²

Carga de Ala: 112 / 912 = 0.1228 oz. / pulg.²

La ligera disminución de la carga de ala, sólo incrementa aún la sustentación y prevé más aún un sobrepeso de hasta de 1.5 libras, en donde el motor Tower Hobbies BB46 sería insuficiente en lo que a potencia se refiere, mas lograría propulsar al avión de manera apenas aceptable.

Por lo tanto, se establece que el estabilizador será formado con una plancha de madera balsa de 8 pulg. X 24 pulg. . A su vez las alas, que serán simétricas, compartirán las 60 pulgadas de envergadura de igual forma, y el perfil Epler 205 se reducirá proporcionalmente para que mida 12 pulgadas de largo. La utilización del perfil constante y la falta de diedro, asegura la simplicidad de la construcción del ala.

D.Determinación de las dimensiones, formas y ubicaciones de las superficies de control

Como fue mencionado anteriormente en el marco teórico, las superficies de control en un aeronave son realmente las partes más importantes. El elevador y los alerones son tan vitales, que no se pretende diseñar éstas; de hecho se tomarán de base las recomendaciones de la NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), en su reporte No.605, de 1937. El timón de cola y superficies verticales de estabilización serán creadas con posiciones no tradicionales por motivos que se explicaran luego.

A continuación se detallan las especificaciones de las superficies de control:

1. Alerones

Tomando en cuenta las geometrías típicas de las alas y superficies de los alerones sugeridas por la NACA, se tomó el perfil de ala constante y los alerones con un ancho de 10% de la cuerda del ala y de 80% del largo del ala, como se muestra en la tercera de las siguientes:

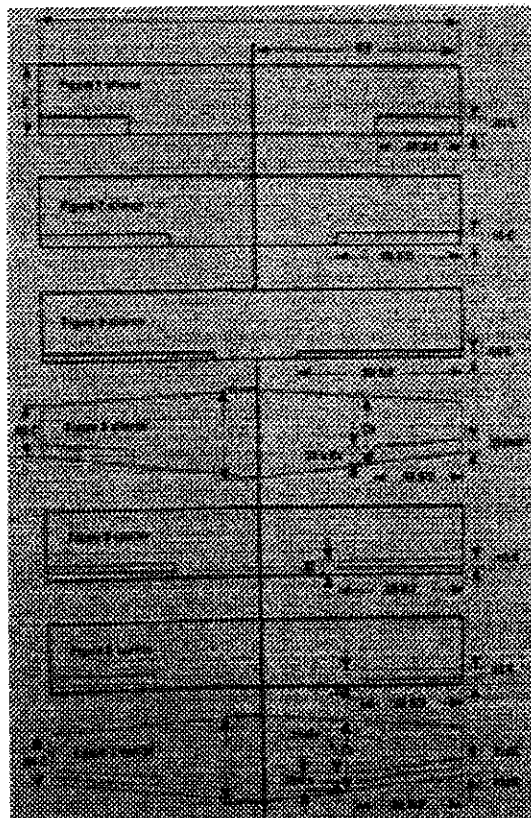


Figura 27: Diferentes configuraciones de alerones

Puesto que el Thunderhead busca ser un avión para pilotos del más amplio rango, se incrementará un poco el largo de los alerones a 88%, ya que por ser este un avión radiocontrolado, puede tener movimientos más rápidos que los aviones tripulados, añadiéndole un toque *adrenalínico* a la aeronave.

En consecuencia se construirán alerones de 26.5 pulgadas de largo y 1.2 pulgadas de ancho.

2. Elevador

Para el elevador, el mismo reporte No.605 de la NACA indica que debe estar a todo lo largo del estabilizador en la parte posterior, representando 15% de ésta. Y de igual forma que para los alerones, ese porcentaje se incrementará a 20%.

Por estar en la parte anterior de la aeronave, se escogió dividir el elevador en dos partes iguales en vez de hacer un fuselaje perforado.

De esta forma, al escoger 2 pulgadas como ancho del elevador, se obtiene un largo de 19 pulgadas ($2 \cdot X = 192 \cdot 0.2 \rightarrow X = 19.2 \approx 19$ pulgadas), dejando así 5 pulgadas de ancho para la colocación del fuselaje.

De ahí se establece que cada parte del elevador será de 9.5X2 pulgadas cuadradas.

3. Rudder y estabilizador Vertical

Además de la deflexión hacia abajo que sufre por el ala al sustentarla, el aire es llevado por la parte inferior al extremo del ala debido al arrastre inducido por la diferencia de presiones. Al llegar a este extremo, la corriente de aire intenta regresar a lo largo del ala pero ahora por la parte superior, y lo consigue pero formando un remolino, o vortex, en la punta. Lo que provoca vibraciones y pérdidas parciales de sustentación que pueden dañar a la aeronave.

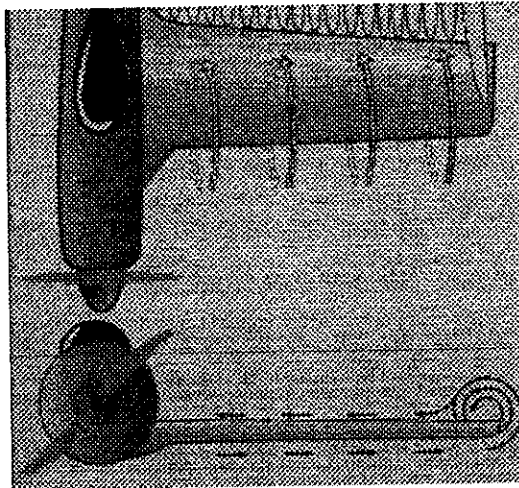


Figura 28: Formación de vortex en la punta del ala

Para evitar este fenómeno y para romper un esquema más del avión tradicional, se colocará una superficie vertical en cada punta de ala, que además servirá para la colocación de las superficies de control horizontal. Puesto que el vortex tiende a formarse en la parte posterior del perfil del ala, se elige ubicar estas últimas a 7 pulgadas del borde de ataque, y extendiéndose hasta una pulgada atrás de los alerones. Respecto de la distribución vertical, no estarán arriba del centro de gravedad como en la gran mayoría de aviones, sino que se intentará dejar a nivel de éste. Por lo anterior, se estima que estará a una pulgada arriba del centro del ala.

El área total de las superficies de control verticales se escogerá arbitrariamente a 63% del área del elevador. Entonces el área resultante será de 24 pulgadas cuadradas ($38 \times 0.63 = 24$) y entonces 12 pulgadas cuadradas en cada uno de los rudders serán rectangulares de 1.5 pulgadas de ancho y 8 de largo.

Y para poder dejarlo centrado respecto del centro de gravedad vertical estimado, se necesitará colocar el borde superior del rudder 5 pulgadas hacia arriba del centro del ala, lo que ubicaría el extremo inferior a 2.5 pulgadas abajo del área de sustentación. Luego, para determinar el área vertical, se utilizará la fórmula sugerida por Andy Lennon, en su libro "*Basics of R/C Model Aircraft Design*", que establece 30% de la superficie vertical para el rudder, lo que determina una superficie de 40 pulgadas cuadradas ($(12 / 0.3 = 40)$), lo que deja 28 pulgadas cuadradas para el estabilizador. Eso será repartido entre un rectángulo de 8 X 3 pulgadas cuadradas y un triángulo de base 8 pulgadas y una altura de 1 pulgada, quedando como se muestra en la fotografía siguiente:

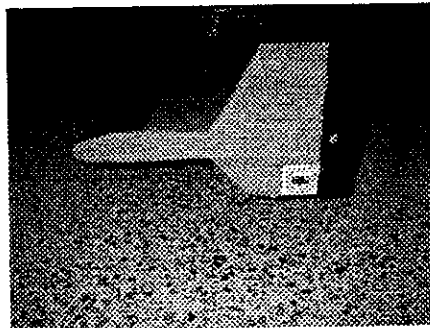


Figura 29: Rudder del Thunderhead

E. Determinación de la forma y dimensiones del fuselaje

Contrariamente a la creencia popular, el fuselaje del avión es probablemente la parte menos importante de éste. Si bien es cierto que es allí en donde viajan los pasajeros, y que la forma aerodinámica ayuda a la disminución del arrastre, no son necesarios perfiles aerodinámicos verticales y horizontales, ni la típica forma de bala para poder elevar a los aires a una aeronave.

Para probar esto, simplificar el diseño y seguir con la línea de diseñar en función del motor; el fuselaje será ideado sobre la base de la bancada de este último.

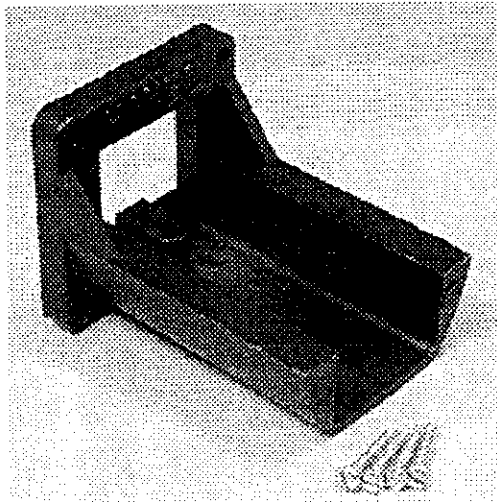


Figura 30: Bancada de motor, marca Hayes

Así, el fuselaje no será sino un paralelepípedo hueco de Sintra, con el motor en un extremo y una pirámide de base rectangular en el otro. Esto para no eliminar totalmente la aerodinámica, lo que resulta poco aconsejable.

Las alas serán colocadas lo más cerca del motor, en la cola del Thunderhead, hasta una pulgada antes de donde la hélice lo permita, y verticalmente en la base del fuselaje. Contrariamente, el elevador estará situado por encima del fuselaje, y tan adelante como sea posible, pero su posición final con respecto a la nariz del avión será determinada en la etapa de construcción al realizar el balanceo preliminar del modelo.

Así se consigue la mayor distancia entre el ala y el estabilizador horizontal, tanto en la vertical como en la horizontal, buscando que el "downwash" del elevador afecte lo menos posible el ala principal. Para determinar la distancia horizontal entre éstas, se mide entre los respectivos centros de sustentación, y una distancia prudente, que es cuatro veces el ancho del estabilizador horizontal ($8 \times 4 = 32$), por lo que se establece la medida de 32 pulgadas.

Por otro lado, el tren de aterrizaje trasero debe ser ubicado lo más cerca posible del centro de gravedad horizontal de la aeronave para evitar sacudidas violentas en el momento del aterrizaje. Esto es porque, al ser la primera parte del avión que entra en contacto con el suelo, la fuerza ejercida por éste crearía un momento que haría rotar rápidamente el aparato. Sin embargo, esto no siempre es posible, y lo que debe tenerse en cuenta es que se puede colocar el tren ligeramente atrás del centro de gravedad, pero nunca adelante. De colocarlo adelante del centro de gravedad, el momento creado levantaría la nariz, ya que dificultaría el aterrizaje y aumentaría la probabilidad de una pérdida total de sustentación.

Pero al no tener aún este centro de gravedad determinado, la ubicación del tren queda indeterminada, sin embargo la altura de éste si puede determinarse. Al estar el rudder a 2.5 pulgadas abajo el ala, el tren debe tener al menos 3.5 pulgadas de altura, sin incluir la altura de la llanta.

Respecto del tren delantero, se coloca simplemente lo más adelante posible para suavizar el aterrizaje al retrasar el tiempo de contacto de éste con la

pista. Y la altura debe ser la misma que la del tren trasero para que la aeronave quede a nivel.

Por último, debido a la naturaleza del aterrizaje, al querer aumentar la sustentación pero a la vez teniendo que disminuir la velocidad, se tiende a aumentar el ángulo de ataque. Esto provoca bajar la cola y la convierte en una parte muy cercana a la pista. En el Thunderhead, al poseer el motor en la parte trasera, la hélice queda expuesta al contacto con el suelo, lo que implica un gran peligro. Para prevenir esto, se colocará bajo la bancada del motor otro tren más corto y con una llanta pequeña, que impedirá ese riesgo.

F. Determinación del centro de gravedad

Si bien es cierto que anteriormente se mencionó que lo más importante de un avión son las superficies de control, si no se tiene un vuelo estable, de nada sirve intentar controlarlo. Para ello, el balance es primordial. Existen muchos mitos respecto de la complicación que genera la determinación del centro de gravedad en los aeroplanos no convencionales y en este ensayo se pretende desalentarlos.

Sabiendo en donde se encuentra el centro de sustentación en un perfil de ala, ubicar el punto central de una aeronave con alas en tandem, resulta realmente sencillo: Al tener presente que las fuerzas de sustentación son proporcionales a las áreas de las alas, un simple análisis de momentos que dicta la mecánica estática resuelve el problema.

Pasemos entonces al planteamiento del problema:

Sea A el área del ala principal, B el área del estabilizador. Respecto del punto neutral, la distancia al centro de sustentación del ala, se denomina X; y a la distancia al centro de sustentación del estabilizador, se le llama Y. Por último la distancia entre los dos centros de sustentación (L) se convierte lógicamente en $X + Y$.

Para que el equilibrio sea respetado, se plantea una sumatoria de momentos respecto del punto neutral igualada a 0, y se resuelve para X:

$$\sum M_{pn} = 0 \rightarrow X \cdot A = Y \cdot B \leftrightarrow \alpha$$

de allí:

$$\alpha \leftrightarrow X = (Y \cdot B) / A, \text{ además } Y = L - X$$

$$\alpha \leftrightarrow X = ((L - X) \cdot B) / A$$

$$\alpha \leftrightarrow X + (X \cdot B) / A = (L \cdot B) / A$$

$$\alpha \leftrightarrow X \cdot (1 + B/A) = (L \cdot B) / A$$

$$\alpha \leftrightarrow X = (L \cdot B) / (A + B)$$

Se obtiene entonces una sencilla expresión para determinar el punto central de sustentación del Thunderhead, y de cualquier aeronave con dos superficies de sustentación.

En el caso del Thunderhead, los valores de las incógnitas son:

$$L = 32$$

$$A = 720$$

$$B = 192$$

Y entonces,

$$X = (32 \cdot 192) / (720 + 192) = 6.737 \text{ pulgadas.}$$

El punto neutral se encuentra a 6.737 pulgadas del centro de sustentación del ala, o sea a 2.737 pulgadas adelante del borde de ataque. Por lo tanto el centro de gravedad estará un poco más adelante. Normalmente se coloca a 10% de la cuerda del ala, más adelante del punto neutral. Pero en este caso, el 10% de qué superficie de sustentación? Al tomar el del ala principal, se estará asegurando la estabilidad del avión. De tal forma, a las 2.737 pulgadas, se le agregarán 1.2 (0.1 X 12) pulgadas, teniendo entonces el centro de gravedad a 3.937 pulgadas del borde de ataque. Lo que se redondeará a 4 por lo despreciable de la diferencia.

VI. Construcción del avión "Thunderhead"

Debido a su diseño basado en la simplicidad, el Thunderhead no tiene mayores complicaciones para ser construido. Tanto así, que de tener que realizar unos planos, tomaría solamente un par de dibujos sencillos para visualizar completamente lo que debe realizarse. Se detallará entonces a continuación la materialización del concepto expuesto en el capítulo anterior.

A. Construcción del ala

Llegar a construir un ala sólida, rellena y de una sola pieza, sería lo ideal. Pero un material suficientemente rígido para poder constituirlo, sería simplemente demasiado denso. Debido a esto, se escoge hacer una estructura y luego recubrirla, para obtener superficialmente los mismos resultados.

Lo primero que tiene que realizarse para el diseño del ala, es la plantilla del perfil Epler 205. Se encontró el perfil en el sitio de Internet de la Universidad de Illinois (<http://amber.aae.uiuc.edu/~m-selig/ads/afplots/e205.gif>), y todo lo que se necesitó fue imprimirlo a escala, obteniendo 12 pulgadas de largo al medir la línea central de éste. Para darle rigidez, se pasó con ayuda de papel carbón sobre fórmica de 1/16 de pulgada y se desgastó con lija hasta obtener una réplica lo más exacta posible.

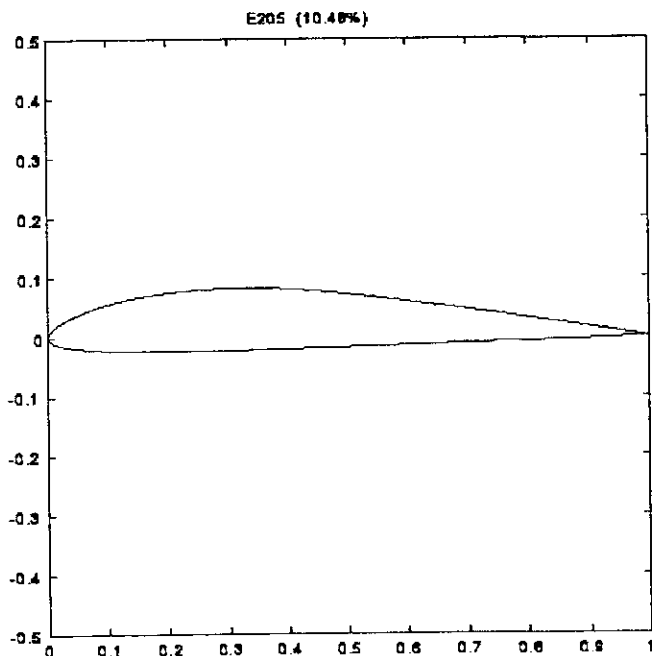


Figura 31: Perfil de ala Epler 205 generado gracias a coordenadas

Para poder realizar la estructura se necesitará tener plantillas de madera balsa, separadas de cierta distancia y unidas por varillas. Obviamente, una de ellas irá en el extremo trasero y otra en el delantero, para dar rigidez necesaria a lo largo de los bordes del ala y sobre todo al de ataque. Otras dos más pequeñas serán colocadas arriba y abajo, en lo que corresponde al centro de sustentación del ala. Estas varillas de balsa están disponibles en cualquier tienda de pasatiempos; son todas de 36 pulgadas de largo.

Varilla delantera: cuadrada y de $\frac{1}{2}$ pulgada de lado.

Varillas centrales: cuadrada de $\frac{1}{4}$ de pulgada de lado.

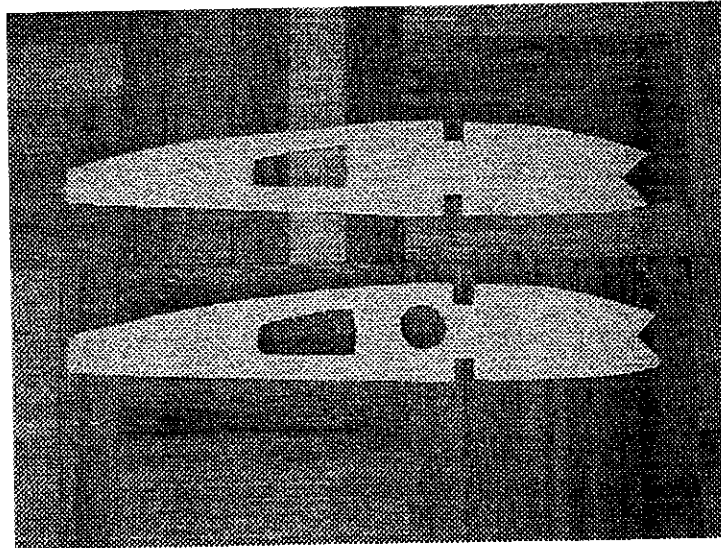
Varilla trasera: rectangular de base $\frac{1}{4}$ de pulgada y $\frac{3}{4}$ de pulgada de altura.

La varilla trasera se escoge así de alta, ya que el verdadero borde trasero del ala será el alerón en su mayor parte (al veinte por ciento restante, se le pegará una porción del material utilizado para el alerón).

A la plantilla se le deberán hacer las perforaciones necesarias para que el perfil no se pierda: a esto se le denominará "costilla".

A algunas de estas se les perforará un agujero de 3 cm. de diámetro, al centro y a nivel de las dos varillas, ya que por allí pasará el tubo de aluminio que servirá para la unión rígida entre las alas y el fuselaje.

Los dos tipos de costilla se construirán en madera balsa de $\frac{1}{8}$ de pulgada, y quedan de la siguiente manera:



Nota: El agujero adicional fue realizado para disminuir el peso del ala aún más.

Figura 32: Tipos de costillas construidas

Para construir el ala, se deja una distancia de 3 pulgadas entre costilla y costilla, teniendo entonces 11 de ellas por cada ala. Sin embargo, para reforzar la punta del ala, se reduce a 2 pulgadas el último espacio intercostillar. Para no reducir en una pulgada el largo de la superficie de sustentación, se aumenta en una pulgada la distancia entre la segunda y tercera costilla, para colocar de manera más holgada el servo del alerón.

Se hará uso entonces de 22 costillas, de las cuales 8 tendrán que estar perforadas al centro para introducir el tubo metálico que unirá las alas al fuselaje. Además en la primera, cuarta y onceava costilla se adicionarán otras más de plywood de 1/32 de pulgada para aumentar rigidez en las zonas de esfuerzos mayores.

Finalmente, un pequeño agujero de $\frac{1}{4}$ de pulgada de diámetro debe ser perforado en las costillas en su parte delantera para deslizar el cable de control del rudder, que saldrá en el extremo del ala a nivel del centro del ala(esto será explicado con mayor detalle más adelante).

1. Construcción de las costillas del ala con ayuda del Control Numérico Computarizado. (C.N.C.)

Durante mucho tiempo, para la producción en masa, se utilizó la fundición y acuíñamiento de metales; pero para el resto de materiales, siempre se tuvo que recurrir a trabajos individuales que llevaban más tiempo y resultaban en piezas diferentes. En el caso preciso de la madera, el trabajo se tornaba aún más difícil, ya que sólo podía ser labrada y no moldeada ni fundida.

Hace escasamente una década, la influencia de la electrónica y la computación logró resolver este problema. Se llegó a pasar del diseño asistido por computadora (CAD), a la realización de estos por medio de robots. De esta forma nació lo que se conoce ahora como C.N.C., el Control Numérico Computarizado. Éste consiste en controlar por medio de coordenadas numéricas los movimientos de un robot.

En la Universidad del Valle de Guatemala contamos orgullosamente con la primera maquinaria de este tipo en nuestro país, que se encuentra en el Laboratorio de Ingeniería Mecánica. Consiste en una fresadora y un tomo, ayudados de un brazo neumático para el trabajo de las piezas.

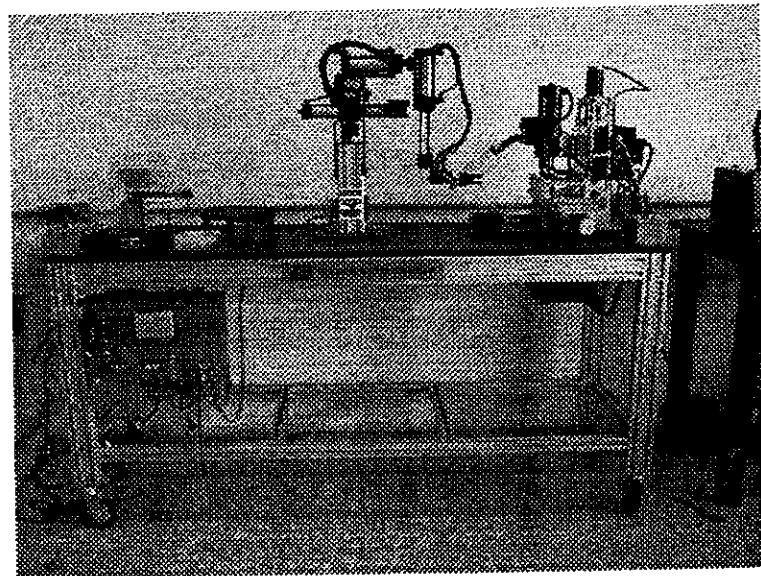


Figura 33: Fresadora C.N.C. y su brazo robótico

Por haber ya experimentado con esta maquinaria, y tener el acceso a la utilización de la misma (en función de auxiliar de laboratorio del autor de esta tesis); se ideó realizar el diseño para que la fresadora tallara las costillas. Después de la transferencia de datos al programa Rockwell Software tm , sólo bastaría con pedirle que se hicieran las costillas necesarias y con gran precisión se realizarían en cuestión de minutos.

Lastimosamente, después de una reparación de la computadora encargada de manejar la maquinaria, se perdió la instalación del programa. Al intentar de cargarlo nuevamente, el vencimiento de la licencia de utilización impidió continuar el uso de tan útil herramienta. Actualmente la Universidad trata de negociar con los fabricantes la obtención de un nuevo permiso.

Así, después de unos meses de espera, la necesidad de terminar el trabajo de investigación, forzó a la laboriosa construcción manual de las costillas, dejando afuera las grandes ventajas del C.N.C.

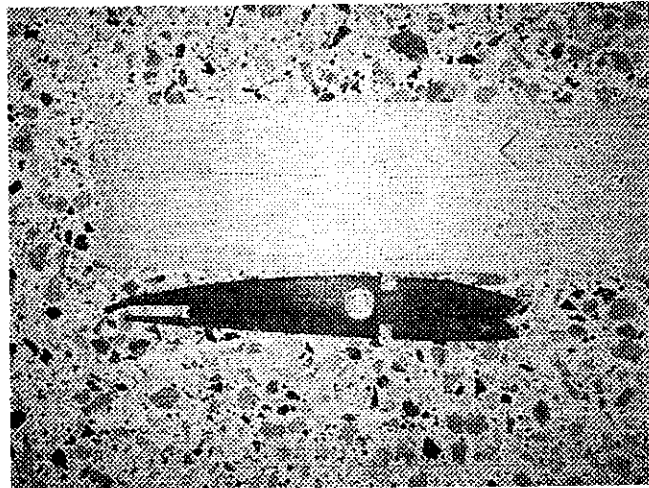


Figura 34: Plantilla de la costilla en fórmica

Sin embargo, se realizó el trabajo de la determinación de coordenadas de los puntos que componen la costilla por medio del programa Excel de Microsoft Corp., las que se adjuntan como Anexo. De esta forma, se necesita únicamente la transmisión de éstas al computador capaz de controlar la fresadora, para obtener las costillas rápidamente.

2. Ensamble del ala

El primer paso fue conseguir una plancha de madera recta para poder construir. Luego se trazaron a escuadra sobre ella, las ubicaciones de las costillas y la varilla inferior. Posteriormente se colocó papel encerado para proteger la superficie de trabajo del pegamento y así evitar que el ala quede pegada a ésta.

Para empezar propiamente con la edificación del ala, se colocó la varilla central inferior en donde correspondía y se fijó por medio de alfileres como se observa en la figura siguiente:

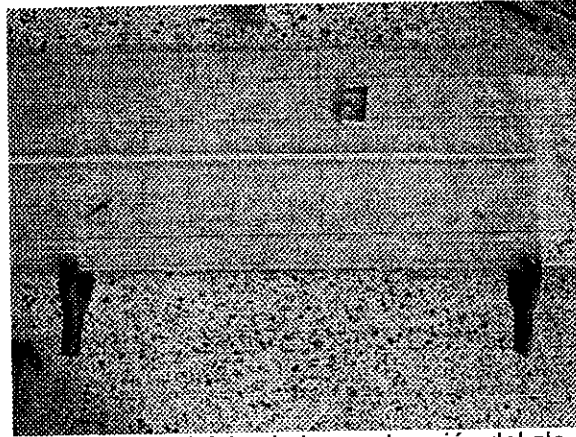


Figura 35: Iniciando la construcción del ala

Teniendo esto como referencia, el paso a seguir fue la colocación de las costillas en su lugar dando ya en sí una vaga idea de la estructura del ala.

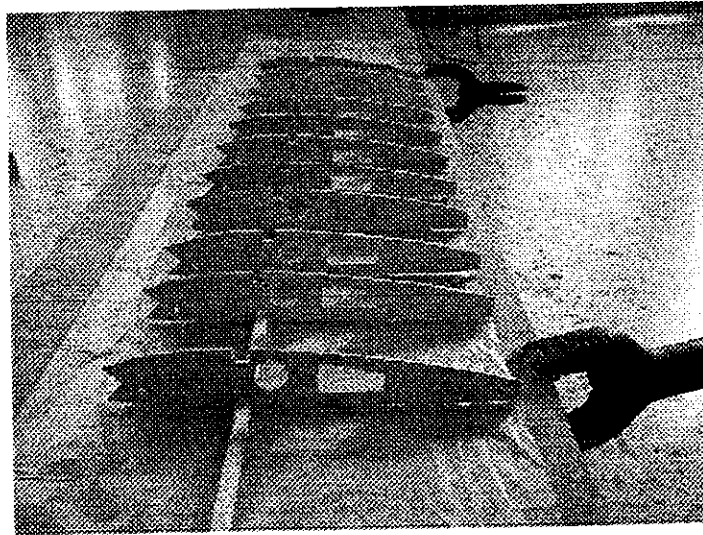


Figura 36: Costillas en el lugar designado

Por su rapidez de secado y rigidez, fue escogido el cianoacrilato (mejor conocido como "crazy glue") como el pegamento a utilizar en las juntas entre las diferentes piezas. Otra ventaja es que por ser penetrante, se pudo colocar las piezas en su lugar y luego aplicar unas cuantas gotas en las uniones.

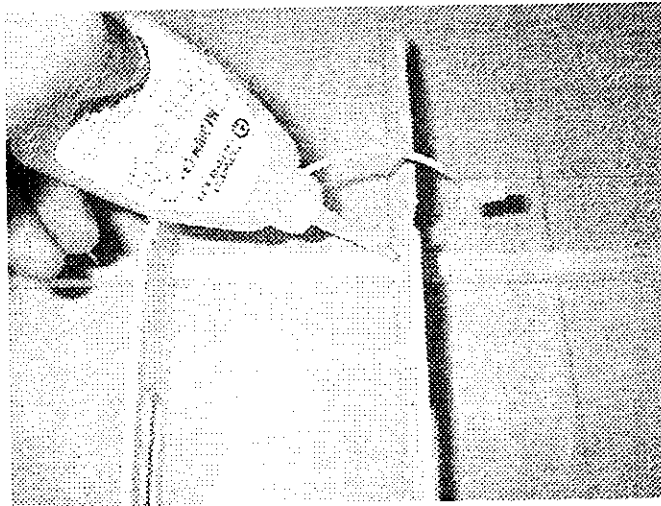


Figura 37: Aplicación de Cianoacrilato

Seguidamente se colocó la varilla central superior, la delantera y la trasera, y cada una fue adherida a la estructura de la misma forma. También a través de los agujeros para el tubo metálico, se colocó un tubo envolvente de papel que serviría de guía para el anterior y evitar entonces que se dañara la estructura interna por golpes al ensamblar el avión.

Habiendo construido este esqueleto, se procedió a forrarlo con madera balsa de 1/32 de pulgada, no sin antes haber colocado el tubo que llevaría por dentro el cable flexible de control del rudder, en los orificios existentes.

La madera que recubría la parte superior del ala y el tubo, fueron pegados con cianoacrilato, pero la que revistió la parte inferior debió ser adherida por medio de un pegamento epóxico de secado lento. Esto fue decidido por el mayor tiempo necesario para colocarla correctamente, y no tener como sujetarla antes de pegar. También se dejó el agujero necesario para la instalación del servo del alerón que lo controlaría desde la parte inferior del ala.

Finalmente, se colocó en la parte posterior del ala, el borde trasero en el 20% del largo, en el que no iba a ser provisto por los alerones. Esto se hizo simplemente pegando un pedazo del material utilizado para estos últimos.

Luego se lijó el borde de ataque delantero para que abandonara la linealidad por el curveo que exigía la costilla terminada.

El perfil finalizado del ala terminó viéndose, como se aprecia en la fotografía a continuación:

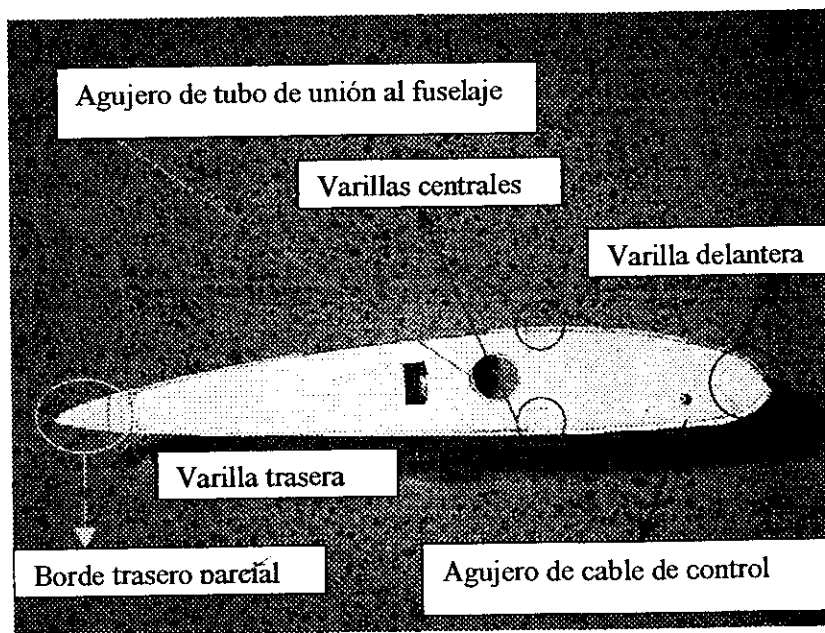


Figura 38: Vista lateral del ala terminada

La construcción finalizó con los alerones. Simplemente se compraron varillas de balsa para alerones y se lijaron ligeramente para que coincidieran con el perfil. Con una herramienta llamada "slot machine" se hicieron cinco perforaciones equidistantes en el ala y en el alerón, para las cinco bisagras plásticas que los unirían.

La otra ala fue construida exactamente igual pero de manera simétrica, lo que resultó en un proceso un poco más rápido, por tener ya un poco más de experiencia en aplicación de los procedimientos.

B. Construcción de los estabilizadores verticales y rudders

Para poder controlar los dos timones de cola con un solo servo, se tuvo que utilizar un cable flexible en cada ala. Al estar éste en el fuselaje, los cables tuvieron que extenderse desde allí hasta el extremo de cada ala, corriendo por dentro y paralelamente hasta el último espacio intercostillar en donde se doblaron para salir de manera perpendicular a éstas. Además, para poder retirar las alas, al momento de transportar el avión, se tuvo que colocar clavijas desmontables en los conectores del servo.



Figura 39: Cable flexible del rudder

Respecto de la superficie en sí, se utilizó madera balsa de $\frac{1}{4}$ de pulgada de ancho. Se construyeron las partes mencionadas en el diseño, pegándose entre sí con cianoacrilato: dos estabilizadores verticales y dos rudders.

De la misma forma que con el ala, se perforaron agujeros para las dos bisagras que unirían las dos superficies.

C. Construcción del estabilizador horizontal y del elevador

Sin duda alguna, la parte más fácil de construir fue el estabilizador horizontal. Una simple plancha de 20 pulgadas de largo y 6 pulgadas de ancho fue realizada con madera balsa de $\frac{1}{4}$ de pulgadas de grueso. Para darle un poco más de forma aerodinámica, se le redondeó el borde de ataque con lija. Luego le fue colocado un rectángulo de plywood al centro, cubriendo todo lo ancho y cuatro pulgadas de largo; para dar rigidez al área en donde se iban a colocar los tornillos que lo anclarían al fuselaje.

El elevador fue realizado con dos planchas de 9.5X2 pulgadas cuadradas, que fueron lijadas en el extremo que se transformaría en el borde trasero; y evitar entonces lo más posible la onda de turbulencia a la salida del elevador ("Downwash"). A su vez, una varilla delgada de acero templado fue utilizada como conector entre las dos superficies, asegurando un movimiento angular idéntico. De lo contrario, el avión tendría un efecto de elevador-alerón que es sumamente indeseable para el control del avión.

Igualmente a las otras superficies de control, se perforaron los agujeros respectivos a las tres bisagras que cada porción del elevador tendrá.

D.Construcción del fuselaje

Para el fuselaje, la técnica de construcción fue ligeramente diferente a causa de la diferencia de material. En vez de cianoacrilato, se utilizó cemento de contacto para P.V.C., y por el extremadamente largo tiempo de secado (10 horas) se necesitaron apoyos, prensas y cuñas para mantener las piezas en su lugar.

El Komatex fue entregado por el proveedor en pequeñas planchas de 6 (delgada) y 7(ancha) centímetros de ancho, 100 centímetros de largo y 5 milímetros de alto. Por ser las dimensiones de la bancada, se tomó una plancha ancha y dos delgadas para formar un canal cuadrado.

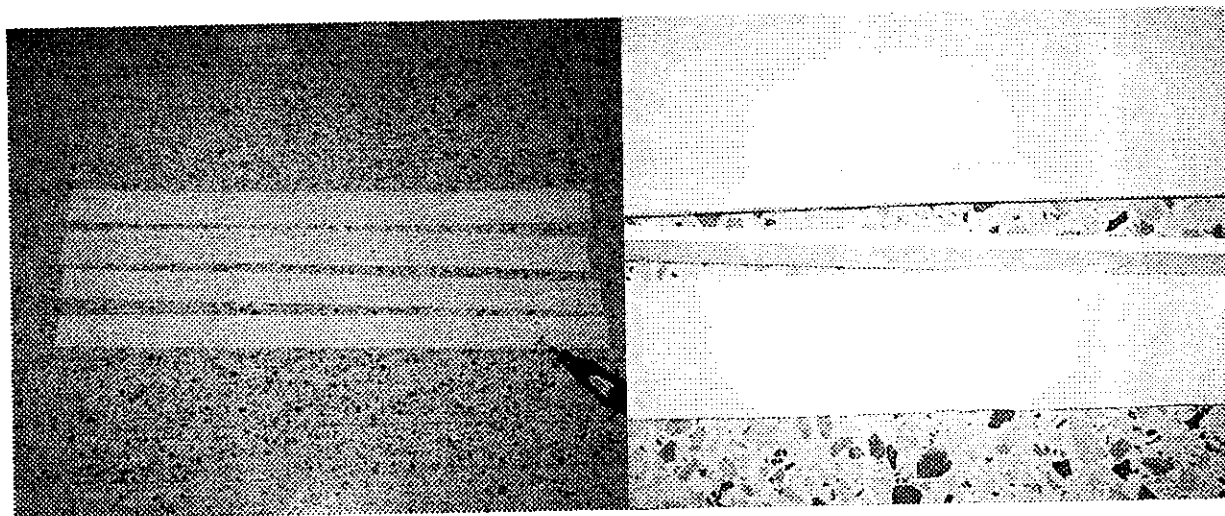


Figura 40: Planchas de Komatex

Se le aplicó el cemento de contacto y se le sujetó teniendo el cuidado de mantenerlo en su lugar y en ángulo recto con la otra pieza. Se dejó reposar por toda una noche.

Seguido a esto, se colocó la bancada del motor por medio de 6 tornillos buscarrosca, dos en cada plancha. Se realizaron entonces las mediciones, y se perforaron los agujeros por los cuales pasaría el tubo de aluminio. Luego el tren trasero fue colocado en el lugar previsto (provisto de llantas de 3 pulgadas) por medio de tornillos que se enroscaban en el fuselaje y luego en bloques de plywood colocados por dentro.

El tren delantero (con una llanta de 2 pulgadas) fue colocado a 10 pulgadas de la nariz, pensando en que se necesitaría colocar buena parte del equipo cerca de la nariz del avión por estar el mayor peso concentrado en la cola. La instalación se hizo por medio de cuatro tornillos agarrados a una pared de Komatex, construida dentro del fuselaje. Y finalmente, en el agujero de la bancada fue introducido un tren con una llanta de media pulgada que serviría para la protección de la hélice, que quedaría suspendida a 2 pulgadas del suelo.

E.Montaje del equipo de radiocontrol y del motor

Para montar el motor a la bancada, hubo necesidad de desgastar un poco con un Dremel (herramienta rotativa de alta velocidad), las paredes internas para que éste cupiera de manera justa. Se marcaron los cuatro agujeros a realizar en la bancada y se perforaron para asegurar luego la planta de poder al fuselaje por medio de tornillos con tuercas de seguridad.

La hélice, de paso negativo por tener que empujar y no halar a la aeronave, fue colocada junto con el spinner para terminar la instalación del motor. Para alimentarlo, había necesidad de colocar un tanque de gasolina y sus mangueras; sin embargo la masa variable de éste en el vuelo obligó a colocarlo a nivel del centro de gravedad. De esta forma el balance no se ve modificado cuando la aeronave esté en el aire.

Aunque todavía no se habían colocado en su totalidad todas las partes que conformarían al Thunderhead, a este nivel de construcción estaba ya casi terminado. Se hizo un ensamble con lo que se tenía construido y se colocó dentro del fuselaje todo el equipo de radio control y se chequeó el balance respecto del centro de gravedad. Esto se logra al suspender a la aeronave por el centro de gravedad deseado y lograr que quede nivelado.

Como se esperaba, el avión estaba muy pesado de cola y se logró nivelar solamente al enviar dos servos y la batería, prácticamente a la punta del avión. Así que la estructura interna del avión quedó como se ilustra en la foto siguiente:

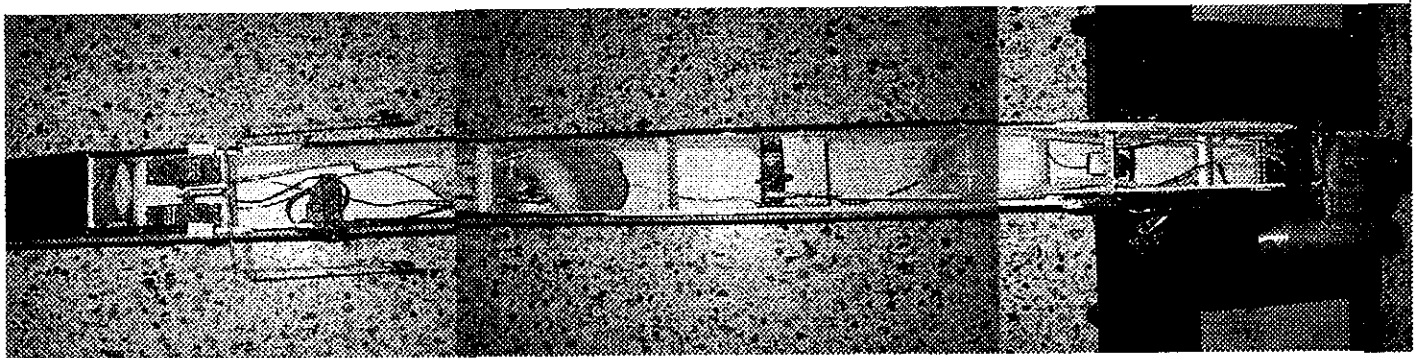


Figura 41 : Posicionamiento del equipo de radiocontrol

Teniendo ya la ubicación de cada uno de los elementos, se procedió a realizar las bases de fijación al fuselaje, igualmente construidas de Komatex. Cada uno de los seis servos fue atornillado para quedar seguramente sujetado en su lugar, al igual que el interruptor de encendido. A su vez, el receptor y la batería fueron cubiertos con esponja para protegerlos de la vibración, fueron colocados en sus lugares respectivos.

Pese a que el equipo de radiocontrol estaba ya colocado en su lugar, se necesitaba conectar cada servo al receptor, sin embargo los tres servos más alejados (dos de los alerones y uno del rudder) necesitaron una extensión de un

pie de largo. También hubo que realizar todas las conexiones a las superficies de control por medio de varillas de acero, clavijas y pivotes.

Al haber terminado, se fabricaron las tapaderas de madera balsa correspondientes a cada una de las tres secciones, así como la pirámide de balsa que constituiría la nariz y así dejar el avión listo para la etapa final de construcción, el forrado.

F. Forrado del avión con Towerkotetm.

Si bien es cierto que el TowerKote presenta una vista más llamativa a la aeronave, y que cumple con fines estéticos, éste tiene funciones mucho más importantes que cumplir: Proteger la madera, mejorar la aerodinámica y ayudar a la ubicación del aparato.

A la hora del vuelo y del llenado del tanque, una buena parte del avión recibe combustible, aceite caliente y humo. La madera es susceptible a todos estos factores que la debilitan, pudren y carcomen, pero los polímeros son generalmente resistentes a estos factores.

Por otro lado, el bajo coeficiente de fricción en este material, lo convierte ideal para fines aerodinámicos, y su gran adaptabilidad a las formas, hacen que los perfiles se mantengan prácticamente inalterados. También ayuda a homogenizar exteriormente las superficies y puede recubrir estructuras huecas para dejarlas aerodinámicamente funcionales y ahorrando peso a la vez.

No se le debe restar importancia a la facilidad de ubicación que prestan estos forros cuando el avión está en vuelo. Por ser radiocontrolado, el Thunderhead tiende a alejarse de su piloto, y en la distancia los colores prevalecen sobre las formas. Por ello, se escogió forrar el avión con colores muy diferentes al ojo del piloto: rojo oscuro para la parte inferior y amarillo brillante para la superior. Sin embargo, para poder distinguir bien el borde de ataque al momento del atemizaje, se decidió forrar estos de negro.

Por la naturaleza termoencogible y termoadherible del TowerKote, fue necesaria una pequeña plancha y una secadora para lograr amalgamarlo con el avión.

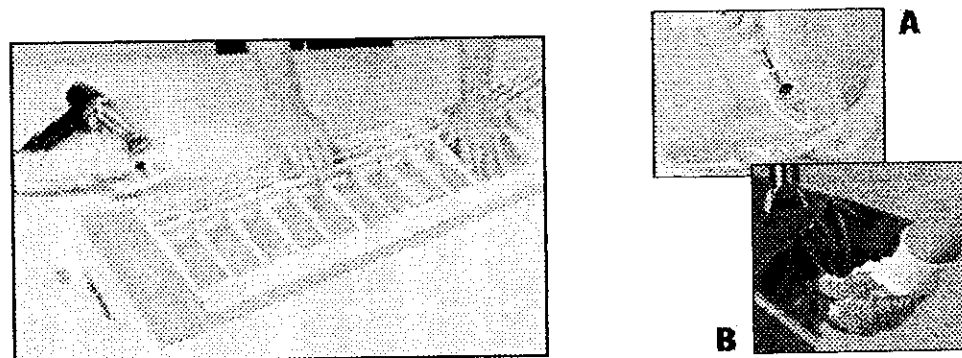


Figura 42: Forrado con TowerKote

Se forraron las alas, el elevador y las tapaderas del fuselaje de esta forma. El fuselaje por ser de una espuma de P.V.C. bastante lisa, no necesitó ser recubierto.

G.Ensamble Final

Luego de terminar el forrado, se volvieron a colocar las superficies de control junto con sus bisagras, pero ésta vez se les agregó cianoacrilato para dejarlas finalmente fijas. Se reinstalaron nuevamente las varillas clavijas y pivotes ya de manera definitiva.

Se atomilló el estabilizador horizontal a la tapadera correspondiente y al mismo tiempo al fuselaje para unificarlos permanentemente. Puesto que no se colocó ningún tipo de cuña, éste quedó a ras y paralelo al fuselaje; lo que dejaba un ángulo de incidencia de 0 grados.



Figura 43: Atomillado del estabilizador

Otra de las tareas finales importantes a realizar, fue la fijación desmontable, pero rígida de las alas al fuselaje. Como se estuvo mencionado a lo largo de capítulos anteriores, por medio de un tubo de aluminio se conectan las alas al fuselaje. Sin embargo, para poder anclar y evitar la rotación respecto de este tubo, hubo necesidad de al menos otro punto de sujeción. Para no correr riesgos y asegurar mejor el ala, se escogió perforar dos agujeros más: uno adelante del tubo y otro atrás. Estos huecos de $\frac{1}{4}$ de pulgada de diámetro debían de casar con los agujeros a realizar en el fuselaje, pero además tenían como responsabilidad dejar un ángulo de incidencia igual en las dos alas. Nuevamente se decidió dejar este ángulo en cero, y respaldándose sobre un incidómetro se marcaron los agujeros a perforar en el fuselaje. Para los dos agujeros posteriores, se colocó una varilla de madera que se atravesó en el fuselaje, dejando por fuera únicamente media pulgada de cada lado, en donde encajarían las alas.

Sin embargo, en la parte delantera no se operó de la misma forma. Allí se perforó una rosca en cada ala con la ayuda de un machuelo. Entonces por medio de un tornillo, colocado desde dentro del fuselaje se termina de reforzar el contacto para dejar una aeronave de una sola pieza mientras los tornillos estén debidamente apretados.

El área del ala en contacto con el fuselaje terminó viéndose de la siguiente manera:

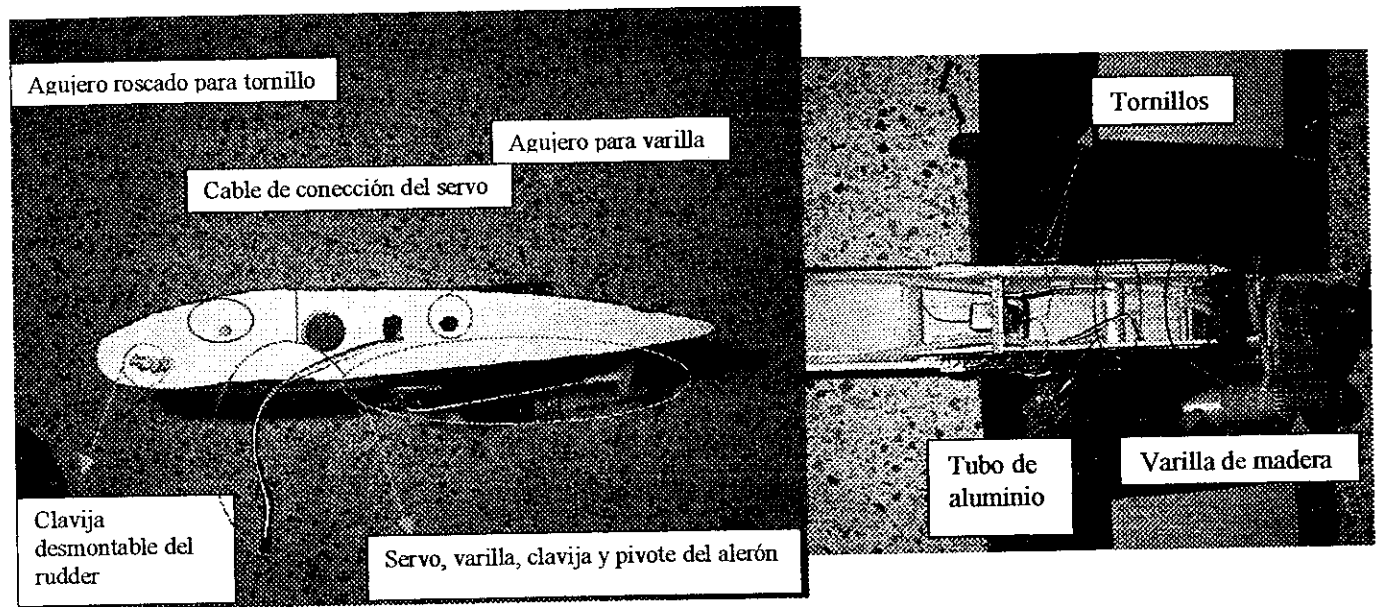


Figura 44: Ala y fuselaje totalmente terminados

Para concluir la construcción, se atomillaron las tapaderas restantes de manera que se pudiera removerlas para tener acceso a los servos y partes de ensamble.

H. Balanceo del avión

Debido a la buena predicción del centro de gravedad al momento del pre-balanceo, el Thunderhead no necesitó de ningún ajuste. El modelo no hubo de recibir ninguna masa adicional para hacer coincidir el centro de gravedad teórico con el real, sin embargo el peso total de la aeronave excedió las siete libras por casi $\frac{1}{4}$ de libra.

VII. Vuelos de prueba y modificaciones

A. Preparaciones para el primer vuelo

Antes de hacer la primera prueba de vuelo, se necesitan verificar varios detalles que pueden afectar directamente el desempeño del aerodino. La mayoría de estos tienen que ver con el sistema de radiocontrol, y uno que otro con el motor. Pero sobretodo, siempre se debe recordar poner a cargar el radio y la batería del receptor.

Lo primero a realizar fue el centrado de todas las superficies de control. Al encender el equipo de control, no es forzoso que el centro de la carrera de los servos, coincida con la posición neutral de los alerones, el rudder, el elevador, el carburador y la rueda del tren delantero. Así que electrónicamente, desde el radio emisor, se corrigieron estos centros para que los puntos neutros de los controles fueran los de las superficies.

Luego, se realizó la prueba de respuesta de la aeronave respecto de los controles del radio y así estar seguros que los movimientos que realizará el avión coincida con las ordenes enviadas por el piloto. De esta forma se evitan los típicos errores de servos conectados en una posición que no les corresponde.

Ya en el campo de vuelo del club A.G.A. (situado en Km.42 carretera a El Jocotillo, Villa Canales, Guatemala), se arrancó el motor para verificar el buen funcionamiento de éste en las condiciones ambientales del lugar. Por haber ya sido utilizado en esta pista, no hubo necesidad de ajustar la aguja del carburador. Esta última es la encargada mantener la relación másica aire / combustible, al restringir de manera variable el paso del combustible; y así, aunque la densidad del aire varíe, se podrá siempre reajustar la mezcla a su valor recomendado.

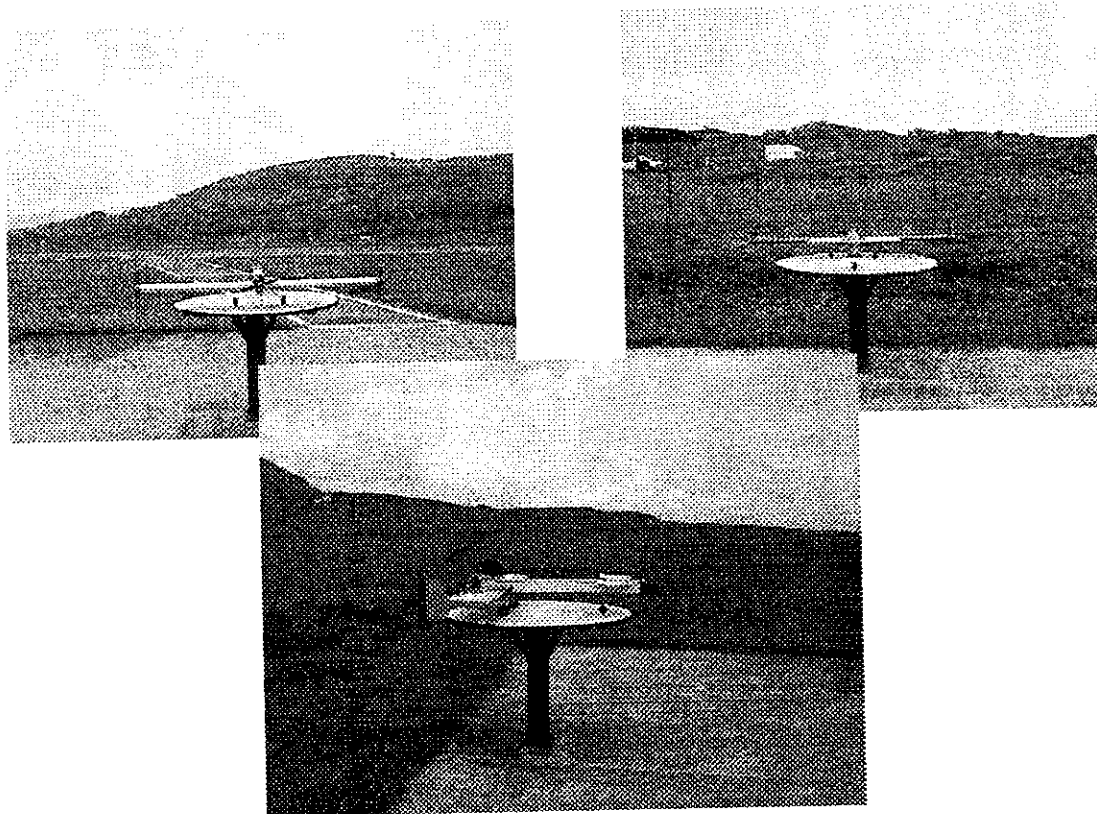


Figura 46: Thunderhead antes del primer vuelo

La última verificación antes de llevar el aerodino al aire, fue la del buen rango de alcance del radioemisor. Con la antena recogida y el sistema encendido, se aleja éste a 50 pies y se verifica la respuesta de la aeronave al insumo. Esto garantiza, según el fabricante, que con la antena extendida, el Thunderhead tendrá un rango de operación más allá de lo que alcance la vista, pero no más de una milla.

B. Primera prueba de vuelo

El segundo sábado de junio de 2002, después de haber llenado el tanque y un par de carreras a lo largo de la pista para verificar la trayectoria rectilínea, se intentó el primer despegue del Thunderhead: al levantar la nariz por medio del elevador y a toda potencia del motor, el avión despegó de manera violenta debido a una alta e impredecible sensibilidad en el control. Como era esperado, al alcanzar el ángulo de "stall", fue el estabilizador horizontal quien perdió primero sustentación, y la nariz del avión cayó. En ese momento, tocó tierra nuevamente de manera nivelada y siguió rápidamente desplazándose en la pista ya casi terminada. Allí, el piloto mantuvo el plan establecido y abortó el vuelo apagando el motor. Sin embargo, la gran velocidad adquirida no permitió que el aparato frenara a tiempo, y al terminarse la pista, hubo que levantarlo del suelo nuevamente, por su seguridad. Flotó unos cuantos metros, hasta perder sustentación por falta de velocidad y tocó el terreno escarpado que rodea al aeropuerto.

Al recoger al Thunderhead para regresarlo a la pista, sorpresivamente, se constató que el fuselaje se había roto a nivel del tren de aterrizaje trasero, empezando por la separación de las planchas y luego culminando con la ruptura de estas: El Komatex y el cemento para P.V.C., no fueron capaces de soportar los mínimos esfuerzos a los que habían sido sometidos.

Lógicamente, esto terminó prematuramente con la prueba de vuelo.

C.Modificaciones al diseño

Al tener en cuenta que ya no se iba a poder utilizar el Komatex, sobretodo por la dificultad de pegarlo, la idea de utilizar espumas poliméricas en el fuselaje fue abandonada.

Así que rápidamente fue construido un nuevo fuselaje enteramente de madera balsa de un cuarto de pulgada de ancho, justo de la misma forma en la que se realizó el anterior. Las únicas diferencias fueron las siguientes:

- El pegamento aplicado fue cianoacrilato
- Unos refuerzos de plywood de 1/32 de pulgada de ancho, que fueron colocados por dentro y por fuera a nivel del tubo, y de los tornillos de ensamble de las alas.
- La nariz fue directamente construida como parte del fuselaje, de una manera más esbelta para mejorar levemente la estética y la aerodinámica.

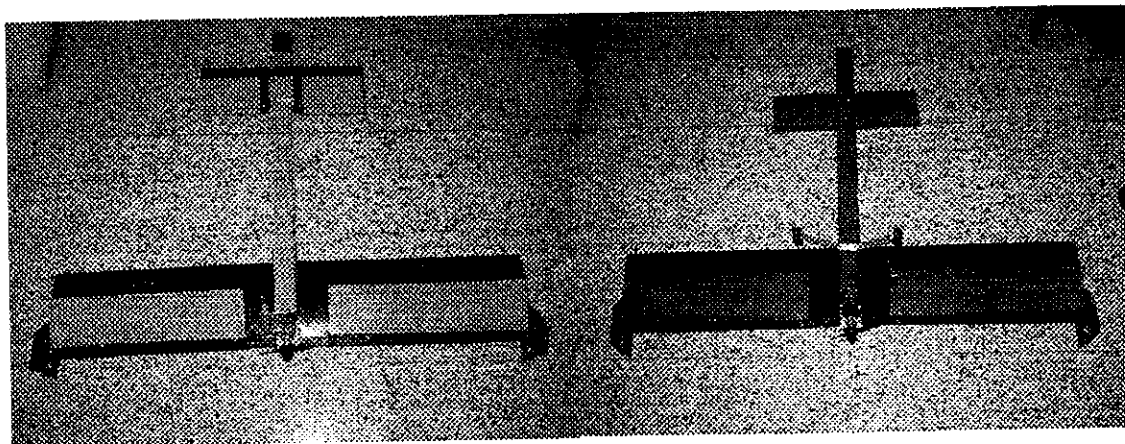


Figura 46: Fotografías del Thunderhead- α F.D.

El resto del avión fue ensamblado siguiendo los mismos pasos que en el modelo anterior, y el resultado fue un avión de 6.5 libras (1.25 libras menos que su predecesor).

Dos días después del infortunado incidente de vuelo, el nuevo avión, el Thunderhead- α , estaba listo para emprender el reto que su antecesor no pudo completar.

D.Segunda prueba de vuelo

Todos los preparativos fueron efectuados como para el modelo anterior. Sin embargo al realizar la segunda de vuelo en el club A.C.M.E. (Lotificación Sta. Catalina, Villa Nueva), hubo que aumentar el flujo de combustible con ayuda la aguja del carburador para enriquecer la mezcla; ya que ésta se vio empobrecida por el cambio de altura. A su vez, anticipándose a la alta sensibilidad del elevador, se le disminuyó la carrera del servo en 30% para tener un mayor control.

Al realizar nuevamente el despegue de prueba, el Thunderhead- α se elevó de manera más controlada, pero aún muy inclinado y cerca del ángulo de "Stall". Cuando se apagó el motor, a unos 15 metros de altura, el avión mostró un severo desbalance y prácticamente se desplomó al suelo. El golpe fue notoriamente más fuerte que el que recibió el fuselaje de Komatex. Sin embargo, el único problema que tuvo éste fue una pequeña rajadura en la nariz que fue reparada inmediatamente con cianoacrilato. Se dejó secar mientras se le llenaba el tanque nuevamente.

No tomó mucho tiempo notar cuál había sido el error grave que llevó a aquel aeroplano a estar pesado de cola: Se había olvidado verificar la posición del centro de gravedad!

Al ser la madera balsa menos densa que el Komatex, era lógico que el torque ejercido por la nariz del avión iba a ser reducido y por ende el centro de gravedad tuvo que desplazarse hacia atrás volviendo al aerodino inestable. Afortunadamente, se había previsto una situación de este tipo, y con la ayuda de cuatro onzas de lastre autoadherible colocadas junto a la batería, se resolvió el problema.

El martes 11 de Junio de 2002, a las 10:35 A.M., en las experimentadas manos del Ing. Klaus Wagner como piloto de pruebas, el Thunderhead- α despegó de manera suave y controlada. Mantuvo un vuelo nivelado y estable por aproximadamente 8 minutos. Tanto los alerones, como los rudders y el elevador respondieron como era debido.

Fue notable la "limpieza" del vuelo al estar ausente la vibración de las alas causada por el downwash y el vortex. Esta estabilidad ayudó también a que el aire fuera cortado de mejor manera, lo que resultó en una gran velocidad de vuelo por el mínimo arrastre creado.

Luego de una pasada rasante sobre la pista, el motor se apagó involuntariamente y el avión tuvo que aterrizar de emergencia en el pasto aledaño. Por la alta velocidad el impacto con el suelo fue bastante fuerte, aún así el único daño recibido fue una rajadura en el rudder derecho. De igual forma, fue reparado con cianoacrilato.

En un último intento de dejar el avión en óptimas condiciones, se decidió agregar una onza más de peso para darle un poco más de estabilidad al vuelo y así poder probar por última vez el avión y aterrizarlo de manera normal.

A las 10:50 A.M. despegó por tercera vez la aeronave y en esta oportunidad también se pudo lograr la experiencia personal de volar el avión. Considerándome un piloto novato, el hecho de haber podido volarlo con resultados satisfactorios, constituyó un buen fundamento para dar credibilidad a la versatilidad del avión. El único aspecto que tuvo que ser alterado fue la disminución de la potencia del motor a la mitad para darle confianza al piloto inexperto. El control del Thunderhead- α resultó ser lo suficientemente dócil, cumpliendo con uno de los objetivos planteados para este estudio.

Luego de unas cuantas vueltas al club, el avión fue retomado por el Ing. Wagner para un aterrizaje sin mayores problemas. El inconveniente que se presentó, fue que nuevamente el motor se apagó en su aproximación a la pista, pero por su excelente sustentación y velocidad, planeó cerca de 200 metros antes de estar en tierra firme gracias a un aterrizaje que no dejó nada que desear.

E.Diseño Final

Finalmente, la diferencia entre en Thunderhead- α y el modelo que realizó el tercer vuelo consistió en cinco onzas y media de lastre en la nariz del avión. Para evitar poner estas onzas de lastre se tendría que aumentar el torque realizado por la nariz, alargándola y probablemente reforzándola con plywood, esto modificaría el diseño y aumentaría sus costos. Al no poder acercar más el motor al centro de gravedad, una opción es mantener el momento creado por la parte delantera de la aeronave. Y la otra, es disminuir el de la parte posterior perforando agujeros, pero esto debilitaría la estructura.

Entonces, lo más confortable y seguro es dejar este lastre en su lugar. A este diseño satisfactorio se le denominará Thunderhead- α F.D. , o simplemente abreviando, TAFD.

VIII. Costos

Finalmente, los costos no variaron grandemente al cambiar al Komatex por la madera balsa y plywood. Sin embargo, al comparar con el costo de un avión para principiantes, el Thunderhead, sigue siendo competitivo. El detalle y comparación se da a continuación:

Thunderhead:

Madera:	Q. 215
Trenes de aterrizaje y llantas:	Q. 104
Misceláneos	
(Cables, bisagras, pivotes, entre otros):	Q. 140
Extensiones de servos:	Q. 90
Bancada del Motor	Q. 40
2 servos adicionales	Q. 176
Pegamentos:	Q. 160
Towerkote:	Q. 160
Total:	Q.1085

Tower Trainer (avión importado más económico en el mercado):

Kit de construcción:	Q. 400 (US\$50)
Impuestos de importación:	Q. 120 (25% del precio)
Gastos de manejo y envío(aprox.)	Q. 200
Pegamentos:	Q. 160
Towerkote:	Q. 160
Total:	Q.1040

Costo mínimo de un kit de construcción vendido en Guatemala (Airvista):	Q.1200
Pegamentos:	Q. 160
TowerKote:	Q. 160
Total	Q.1520

Diferencia de costos entre el Thunderhead y el Tower Trainer: Q. 45

Diferencia de costos entre el Thunderhead y el Airvista : Q. - 435

Si bien es cierto que la diferencia no es cuantiosa, se debe ver que el Thunderhead utiliza 2 servos y tres extensiones de servo adicionales respecto del Tower Trainer. También debe traerse a la atención, que el fabricante de éste último es el mayorista más grande de todo el mundo, en lo que a modelismo se refiere y que ningún otro fabricante puede tan siquiera competir con él. Finalmente, el Thunderhead propone mayores ventajas por su costo ligeramente elevado, como por ejemplo: construcción más sólida y sencilla, adaptación a un rango de mayor pilotos, inmune a stalls, flaps, entre otros.

IX. Conclusiones y Recomendaciones

Para concluir este estudio se pueden resaltar varios aspectos, pero sin duda el más importante y obvio se resume en: ¡El Thunderhead, voló! Y lo hizo muy bien, superando las expectativas de la gran mayoría de incrédulos, convirtiéndose seguramente en el primer avión canard diseñado, construido y volado por guatemaltecos (y sólo se necesitaron dos de ellos).

La sencillez de su diseño y su apariencia totalmente inusual y revolucionaria, rompe con todo esquema de avión tradicional, pero a la vez trae a la memoria a aquel avión canard, el 14 Bis, que se elevó con Alberto Santos-Dumont hace más de noventa años. Sólo que esta vez no fueron 40 metros de vuelo a 1.5 metros del suelo, en 12 segundos; si no que alrededor de 10 minutos, surcando el aire a 200 metros de altura y por lo menos a 150 Km/h. Esto resalta que las ideas sencillas de aquellos hombres no estaban mal encaminadas, simplemente se abandonaron rápidamente por alguna razón y un nuevo concepto de vuelo se desarrolló.

Lograr un vuelo nivelado y controlado, por dos tipos de piloto de experiencia totalmente diferente, pero a su vez sin experiencia anterior en este tipo de aeronaves, resalta el éxito obtenido en el proyecto al cumplir el objetivo más difícil de lograr. La alta velocidad de vuelo acompañada de la agresividad dada por los amplios movimientos de las superficies de control, aseguran entretener al más exigente piloto, pero al ser opcionales y graduables, ayudan al principiante a "crecer" de la mano de su avión.

Por otro lado, si bien es cierto que su costo llega a ser bastante competitivo respecto de los precios de los aviones importados (alrededor de 4% más, si se dispone de la capacidad de importar), al compararlo con los precios de venta de los almacenes de modelismo en Guatemala, el Thunderhead disminuye los costos en casi 29%. Al llegar a producirse en masa, podría mantenerse al mismo precio que el costo actual, pero dejando una ganancia aceptable para el fabricante, resultando en un negocio probablemente muy rentable. Cabe mencionar, que fuera del ámbito económico, a este canard se le atribuyen grandes ventajas sobre los otros aviones como la impresionante característica de no-stall. Además, por su gran versatilidad, reduce el gasto de un segundo avión después de haber dominado las bases del aeromodelismo: un simple aumento del rango de movimientos de los servos, transformará al Thunderhead en un avión intermedio que reta al piloto a un nuevo nivel de hazañas.

Sin embargo, aunque la mayoría de objetivos fueron cumplidos, dos de ellos estuvieron lejos hacerlo: la innovación en los materiales y la construcción de las costillas por medio del C.N.C.. Ésto último pudo haber reducido grandemente el tiempo de trabajo y mejorado la construcción de las alas, y es menester en la producción en masa del aerodino. Desdichadamente como se explicó anteriormente, la maquinaria de la que se dispone en el Laboratorio de Ingeniería Mecánica de la Universidad del Valle de Guatemala, se encuentra inutilizable hasta la nueva adquisición de las licencias de programa correspondientes, por lo que se recomienda atención al asunto.

A su vez, se pudo encontrar que el Komatex no logró soportar los esfuerzos, pero sobre todo el cemento para P.V.C. no consiguió adherir de buena manera las planchas. La falta de documentación acerca de los pegamentos a utilizar y de las propiedades de este plástico de ingeniería, llevaron a trancar esta vía del proyecto. Así que para ensayos futuros se recomienda importar materiales documentados.

Otra opción viable es extruir el perfil del fuselaje, si es que se está ya considerando la posibilidad de producir en masa.

En resumen, y para terminar, se puede decir:

-El Thunderhead- α F.D. logró volar de manera estable, segura y controlada.

-El sencillo diseño rompe con los mitos de la gran dificultad de diseñar aviones tipo canard. Su revolucionaria estructura apoya la idea de los pioneros de la aeronavegación propulsada, que pensaron que el elevador colocado en la parte delantera era una opción altamente viable para sostener el vuelo.

-La versatilidad del Thunderhead- α F.D. lo coloca como un modelo atractivo a la más amplia gama de pilotos. Inclusive puede, con ligeras modificaciones en la programación del radiocontrol, cambiar en minutos de un avión estable y lento, a un agresivo aeroplano que reta al piloto a avanzar a nuevas mapiobras.

-La reducción de 29% de los costos de un avión radiocontrolado, invita al guatemalteco sin acceso a importaciones directas, a iniciarse en este interesante pasatiempo.

-La gran utilidad de la maquinaria de Control Numérico Computarizado (C.N.C.), se vio truncada por un problema de licencia de programa, retrasando y dificultando enormemente el proceso de fabricación. Se recomienda que se tomen cartas sobre el asunto para remediar esta situación cuanto antes.

-El objetivo de introducir nuevos materiales al aeromodelismo no pudo cumplirse por la falta de documentación que diera soporte al Komatex. Sobre todo se necesitaban propiedades mecánicas y el tipo de pegamento aconsejado para adherir superficies diferentes de este material. Se recomienda importar o comprar localmente, sólo plásticos de ingeniería con la debida documentación, y presionar así a los fabricantes y distribuidores a respaldar lo que venden.

X.Bibliografía

-*Fox R.*,1995, **Introducción a la mecánica de fluidos**, McGraw-Hill, 916pp.

-*Lennon A.*,1999, **Basics of R/C model Aircraft Design**, Model Airplane News, 135pp.

-*Simons M.*,1978, **Model Aircraft Aerodynamics**, Motorbooks International, 272 pp.

-<http://www.canard.com>

-<http://alusuisse-comp.com>

- <http://amber.aae.uiuc.edu/~m-selig/ads/coord/e205.dat>

-<http://www.howstuffworks.com/airplane.htm>

XI.Anexos

Coordenadas del perfil de ala Epler 205

X	Y	X	Y
1.00000	0.00000	0.12864	-0.02378
0.99655	0.00039	0.16627	-0.02436
0.98649	0.00174	0.20783	-0.02435
0.97049	0.00427	0.25290	-0.02384
0.94916	0.00778	0.30097	-0.02292
0.92285	0.01196	0.35149	-0.02168
0.89175	0.01668	0.40388	-0.02021
0.85624	0.02199	0.45751	-0.01859
0.81684	0.02786	0.51174	-0.01689
0.77412	0.03419	0.56591	-0.01516
0.72866	0.04088	0.61938	-0.01345
0.68108	0.04777	0.67149	-0.01180
0.63204	0.05470	0.72160	-0.01023
0.58218	0.06147	0.76911	-0.00876
0.53217	0.06782	0.81343	-0.00740
0.48265	0.07342	0.85400	-0.00614
0.43410	0.07785	0.89034	-0.00497
0.38680	0.08081	0.92195	-0.00380
0.34101	0.08214	0.94860	-0.00252
0.29699	0.08177	0.97017	-0.00125
0.25496	0.07970	0.98635	-0.00036
0.21508	0.07606	0.99651	-0.00003
0.17764	0.07111	1.00000	0.00000
0.14302	0.06507		
0.11157	0.05811		
0.08360	0.05040		
0.05937	0.04211		
0.03909	0.03344		
0.02292	0.02461		
0.01097	0.01589		
0.00331	0.00766		
0.00002	0.00055		
0.00233	-0.00506		
0.01065	-0.00988		
0.02419	-0.01420		
0.04291	-0.01776		
0.06669	-0.02053		
0.09534	-0.02252		

