

INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

**CONSTRUCCIÓN DE UN MEZCLADOR MECÁNICO DE
CONTROLES DE VUELO DE LA AVIONETA KITFOX 4**

POR

LUIS ROBERTO VILLAMARÍN CARRERA

**Proyecto de grado presentado como requisito parcial para la obtención del título
de:**

TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA

2004

CERTIFICACIÓN

Certifico que el presente trabajo fue realizado en su totalidad por el Sr. Luis Roberto Villamarín Carrera, como requerimiento parcial a la obtención del título de TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA.

Ing. Dag Bassantes

Latacunga 02 de Febrero de 2004

DEDICATORIA

Al concluir los estudios, con gratitud imperecedera a Dios y a mis padres ejemplo maravilloso de fe, amor y sacrificio incomparable, que con infinito amor supieron guiarme en los mejores caminos, para poder llegar a ser un hombre de bien del cual puedan alegrarse, ya que sin su apoyo y dirección no me encontrara

Luis Roberto Villamarín Carrera

AGRADECIMIENTO

Mi más sincera y eterna gratitud, para quienes me apoyaron en los momentos difíciles que no encontraba solución, mis padres y familia.

Y a mi Dios por permitirme cruzar por las aulas del Instituto del cual llevo mayores conocimientos y muchísimos recuerdos que permanecerán hasta el último día de mi vida.

Luis Roberto Villamarín Carrera

Indice

Carátula	I
Certificación	II
Dedicatoria	III
Agradecimiento	IV
Indice	V
Listado de tabas.....	IX
Listado de cuadros.....	X
Listado de figuras.....	XI
Listado de diagramas de flujo.....	XIII
Listado de anexos.....	XIV
Listado de nomenclatura.....	XV
Resumen	1

Introducción

Antecedentes	2
Justificación	2
Objetivos	3
Objetivo General	3
Objetivos Especificos	3
Alcance	3

Capítulo I

Generalidades

1.1 Fuerzas presentes en el vuelo.....	4
1.1.1 El impulso.....	5
1.1.2 El peso.....	5
1.1.3 La resistencia.....	5
1.1.4 La sustentación.....	5
1.2 Estabilidad de la aeronave	6
1.3 Alas.....	7
1.3.1 Tipos de alas	7
1.4 Estructura del ala.....	10
1.5 Disposición de las alas respecto al fuselaje	11

1.5.1	Angulo diedro-----	11
1.5.2	La superficie del casco -----	11
1.6	Ejes de vuelo-----	11
1.7	Superficies de control de vuelo-----	13
1.7.1	Tipos de empenajes o colas -----	13
1.8	Controles primarios -----	15
1.8.1	Alerón -----	15
1.8.2	Timón de profundidad -----	16
1.8.3	Timón de dirección -----	17
1.9	Controles secundarios -----	18
1.9.1	Flaps -----	18
1.9.2	Aletas compensadoras -----	19
1.9.3	Slats -----	20
1.9.4	Flaperón -----	20
1.10	Eficiencia de las superficies de control -----	21
1.11	Controles combinados -----	22
1.12	Introducción al estudio de los mecanismos -----	23
1.12.1	Movimiento -----	24
1.13	Mezcladores -----	28
1.13.1	Mezcladores hidráulicos -----	28
1.13.2	Mezcladores mecánicos -----	31

Capítulo II

Mezclador de la avioneta KITFOX 4

2.1	Descripción del mecanismo -----	33
2.2	Análisis de funcionamiento -----	34
2.3	Análisis de materiales -----	35
2.3.1	Selección de materiales -----	35
2.3.1.1	Planteamiento de alternativas -----	35
2.3.1.2	Análisis de características técnicas -----	36

2.4	Evaluación -----	
	39	
2.4.1	Estimación del material adecuado-----	40

Capítulo III

Análisis de funcionamiento del mezclador

3.1	Descripción del mezclador-----	41
3.2	Diagrama de funcionamiento-----	42
3.3	Análisis de desplazamiento del bastón de mando-----	43
	3.3.1 Análisis de desplazamiento de la palanca de flaps -----	51
	3.3.2 Diagrama de desplazamiento del bastón de mando -----	57
3.4	Análisis de cargas -----	59
3.5	Estructura -----	62

Capítulo IV

Tecnología de la construcción y manuales de mantenimiento y operación

4.1	Tecnología de la construcción -----	64
4.2	Flujograma sinóptico de la construcción y ensamblaje -----	66
4.3	Procesos de montajes -----	68
	4.3.1 Montaje de la estructura, flaperón y mezclador -----	68
4.4	Evaluación y mantenimiento -----	69
	4.4.1 Descripción general -----	69
4.5	Manuales-----	73

Capítulo V

Análisis de costos

5.1	Recursos humanos-----	75
5.2	Presupuesto-----	75

Capítulo VI

Conclusiones y recomendaciones

6.1 Conclusiones -----	78
6.2 Recomendaciones -----	79
Bibliografía -----	80
Anexos -----	81
Planos	

Listado de Tablas

- 2.1 Componentes del mezclador.
- 2.2 Análisis de características técnicas.
- 2.3 Evaluación cuantitativa y cualitativa de eficiencia.
- 2.4 Evaluación cuantitativa y cualitativa de mantenimiento.
- 2.5 Evaluación cuantitativa y cualitativa de fabricación.
- 2.6 Evaluación cuantitativa y cualitativa de costos y fabricación.
- 2.7 Matriz de decisión.
- 3.1 Resumen de resultados con R1.
- 3.2 Resumen de resultados con R2.
- 3.3 Resumen de resultados con R3.
- 3.4 Resumen de resultados con R4.
- 3.5 Resumen de resultados con R5.
- 3.6 Resumen de resultados con R6.
- 3.7 Resumen de resultados con R7.
- 3.8 Resumen general de resultados.
- 3.9 Resumen de resultados con R1.
- 3.10 Resumen de resultados con R2.
- 3.11 Resumen de resultados con R3.
- 3.12 Resumen de resultados con R4.
- 3.13 Resumen de resultados con R5.
- 3.14 Resumen de resultados con R6.
- 3.15 Resumen de resultados.

Listado de Cuadros

3.1 Identificación de símbolos de la (figura 3.4).

4.1 Máquinas empleadas.

4.2 Herramientas empleadas.

4.3 Accesorios empleados.

4.4 Especificación, construcción y ensamblaje.

5.1 Talento humano.

5.2 Mano de obra.

5.3 Costo de materiales.

5.4 Costo construcción.

5.5 Costo total de la maqueta.

5.6 Coto del proyecto de grado.

Listado de Figuras

- 1.1 Fuerzas presentes en el vuelo.
- 1.2 Clases de estabilidad.
- 1.3 Forma del ala en planta.
- 1.4 Tipos del ala según la posición.
- 1.5 Estructura interna del ala.
- 1.6 Eje longitudinal.
- 1.7 Eje vertical.
- 1.8 Eje lateral.
- 1.9 Tipos de alas.
- 1.10 Movimiento de alerón.
- 1.11 Timón de profundidad.
- 1.12 Timón de dirección.
- 1.13 Flap.
- 1.14 Slats.
- 1.15 Mecanismo de cuatro barras articuladas.
- 1.16 Traslación curvilínea.
- 1.17 Movimiento de rotación.
- 1.18 Movimiento de rotación y traslación.
- 1.19 Eslabones cadena.
- 2.1 Mezclador.
- 3.1 Desplazamientos del bastón de mando

3.2 Desplazamiento de la palanca de flap.

3.3 Desplazamiento del bastón de mando y el mezclador.

3.4 Análisis de cargas en la estructura.

Listado de diagramas de flujo

3.1 Análisis de funcionamiento.

4.1 Construcción y ensamblaje.

Listado de Anexos

Anexo “A” Fotografías.

Anexo “B” Manual Kitfox modelo 4 (Dinney Aero Graft Company).

Anexo “C” Traducción del Manual Kitfox modelo 4 (Dinney Aero Graft Company).

Anexo “ D” Planos del mezclador.

Listado de Nomenclatura

S= Espacio (longitud lineal) (cm)

$\hat{\uparrow}$ = Angulo de desplazamiento (rad)

R= Radio de curvatura (cm)

W = Velocidad tangencial

ϕ = Angulo máximo de desplazamiento

t = Tiempo

I = Inercia

m = Masa

r² = Radio al cuadrado

\acute{a} = Aceleración tangencial

Wt = Velocidad tan. inicial

Wo = Velocidad tan. Final

I = Inercia

T = Torque

F = Fuerza

d = Distancia

RESUMEN

El mezclador está construido en su totalidad de acero, cuenta con los siguientes elementos para su funcionamiento:

Tensor conexión cabina, tensor conexión, regulador de tensor, haragán, conector centro- centro, bellcrank, bellcrank 15050, bellcrank15049, tijeras de conexión , flaperón. Todos estos elementos ensamblados da como resultado el mezclador de controles de vuelo. Como su nombre lo indica mezcla los movimientos del alerón con los del falp dándonos como resultado un flaperón.

El mezclador de controles de vuelo está construido para proporcionar funcionamiento a flaperones, que se opera desde la cabina con, la palanca de flasp y le bastón de mando, las dos señales llegan al mezclador, el cual la convierte en una sola señal que llega al flaperón, obteniendo los resultados deseados.

El mezclador de controles de vuelo se encuentra en la parte posterior de la cabina, que soporta las alas, tensores y controles de vuelo (bastón de mando, palanca de flas).

El momento de trabajar en la máquina se debe tomar en cuenta ciertas normas de seguridad previas a su operación, para lo cual, el operador debe tener conocimiento básico para manipular el simulador, estos conocimientos se pueden aprender de los manuales de operación.

INTRODUCCIÓN

Antecedentes:

El Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico posee un laboratorio de Sistemas del avión, hidráulica básica ubicado en el bloque 42, en el cual se encuentra un simulador del avión Kfir C2, en escala de uno a uno y sistemas de aviones militares, los cuales son adecuados para los alumnos militares, pero, para los alumnos civiles no se encuentran sistemas o maquetas de aviones o avionetas civiles.

En vista de que no se posee una maqueta, de aviones o avionetas civiles que permita apreciar el movimiento de los controles de vuelo en forma mecánica con un mezclador, se pensó en la construcción de una maqueta de la avioneta kitfox 4 para implementar en el laboratorio de sistemas del avión, hidráulica básica, puesto que, los estudiantes civiles necesitan conocer más de los aviones y avionetas civiles, porque éste será el medio en el cual tendrían que desenvolverse al finalizar los estudios.

Justificación:

Uno de los principales medios de transporte son los aviones, los mismos que dependen de los controles de vuelo para dirigirse a su ruta o destino, por lo tanto el hombre ha estado investigando, preparándose para dar mayor seguridad a los pasajeros y la maquina en sí.

Se está consciente que la ciencia ha avanzado a pasos agigantados y en la actualidad existen varios sistemas de controles de vuelo tales como: mecánicos, hidráulicos y electromecánicos.

Por esto se ha pensado en, construir un mecanismo didáctico de la avioneta KITFOX modelo 4, para simular los movimientos de controles de vuelo, dicho mecanismo cumple doble función en los controles de vuelo, ya que es un mezclador, es decir que posee un flaperón en lugar de flap y alerón.

Objetivos:

Objetivo general:

- ❖ Construir un mezclador de controles de vuelo de la avioneta Kitfox 4 para implementar en el laboratorio de sistemas del avión, hidráulica básica ubicado en el bloque 42.

Objetivo específico:

- ❖ Conocer las funciones que realiza el mezclador de controles de vuelo.
- ❖ Implementar material didáctico de la avioneta kitfox 4 en el cual se manipule de una forma práctica el mecanismo de controles de vuelo.
- ❖ Analizar: Funcionamiento, pruebas y resultados.

Alcance:

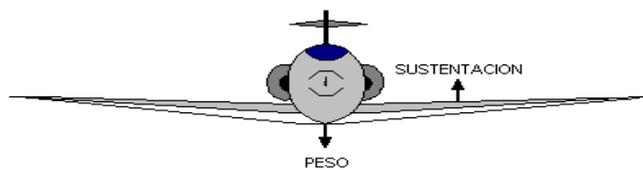
El alcance del presente proyecto, contempla la investigación necesaria para la construcción del mecanismo mezclador de la avioneta kitfox , elaboración de manuales de mantenimiento y operación del mecanismo en sí. Esta maqueta implementará al laboratorio de sistemas del avión, hidráulica básica del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico; un mecanismo didáctico (de controles de vuelo) para un mejor interaprendizaje de sus funciones, ya que se ha visto la necesidad de una enseñanza práctica a fin de fortalecer la eruiopeoria.

De esta manera definir el problema: objetivos, máquinas, construcción y evaluación del mismo.

CAPÍTULO I

GENERALIDADES

1.1 Fuerzas presentes en el vuelo



En el vuelo de las aeronaves intervienen cuatro fuerzas naturales:

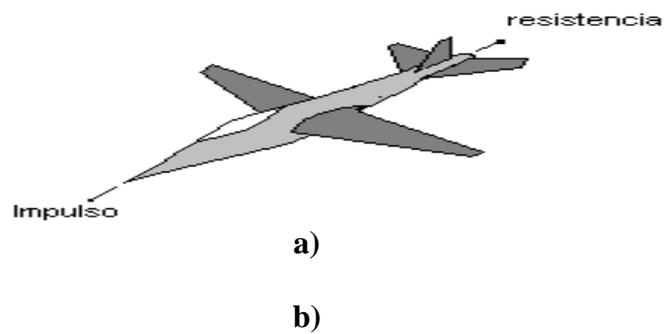


Figura 1.1 Fuerzas presentes en el vuelo

- ❖ El impulso
- ❖ El peso
- ❖ La resistencia
- ❖ La sustentación

1.1.1 El impulso

Es generado por un motor, sea este recíproco, turbohélices o jet; en el primer caso el motor mueve las hélices, el aire es lanzado hacia atrás generando un impulso que da como resultado el avance de la aeronave. En los motores jet a reacción, es similar pero el impulso se da por el chorro de gases, resultado de la combustión.

1.1.2 El peso

Hace referencia al efecto de la gravedad sobre la aeronave. La gravedad es la fuerza de atracción que ejerce la tierra sobre los cuerpos, dado la diferencia de masa; en otras palabras, jala los cuerpos hacia el centro de la tierra.

1.1.3 La resistencia

La resistencia de un cuerpo a través de un fluido, sea líquido o gaseoso (aire), este produce una fuerza que se opone al movimiento, esta fuerza se llama resistencia. Las alas de una aeronave, y todas las partes estructurales expuestas a la corriente de aire, participan como, componentes de una resistencia total, que debe reducirse al mínimo.

1.1.4 La sustentación

Es un hecho muy conocido por la experiencia común, que todos los objetos materiales son atraídos por una fuerza que está en proporción a la masa del objeto: esta

fuerza se llama gravedad. Para que un cuerpo se levante de la tierra y se mantenga en ascenso constante o una altura considerable por encima de la superficie, la atracción que provoca la tierra a de ser vencida con la reacción de una fuerza llamada sustentación. Por supuesto que existe variedad de procedimientos y la elección depende del objeto a elevar. Sin embargo el que interesa para el presente proyecto es el que se aplica en las alas de la avioneta.

En este método, las alas se diseñan de modo que se ajuste a la forma especificada, con un perfil aerodinámico determinado por consideración de: tamaño, peso y prestaciones de la avioneta.

En definitiva el ala debe tener un diseño que produzca diferencias de presiones en el aire para levantar la avioneta de la tierra y mantenerse en vuelo.

1.2. Estabilidad de la aeronave.

“Estabilidad es la propiedad que tiene un cuerpo, para volver a su estado de equilibrio después de haber sido desplazado de su estado de reposo o de movimiento uniforme. Aplicando esta definición a una aeronave, se puede decir que el avión tiene estabilidad, si después de una alteración en la trayectoria establecida de vuelo, vuelve a ser la misma sin necesidad de mover ninguna superficie de control de vuelo”

(Cophorne Sussex, Principios del vuelo, Página 22)

En la práctica, se considera dos clases de estabilidad: la estática y dinámica. La estabilidad estática se refiere a la reacción inmediata de la aeronave y su tendencia a

Las alas se clasifican desde muy diversos puntos de vista, algunos de los cuales se cita.

Por la forma de planta del ala.- Esto es, tal como se ve desde arriba. A continuación se muestran los tipos generales.



Figuras 1.3 Formas del ala en planta

Según la velocidad creciente de vuelo.- En función de la velocidad de vuelo las alas van cambiando su forma, agudizándose conforme aumenta la velocidad (observe figura 1.3 en la cual muestra en forma descendente el aguzamiento de las alas)

Por la posición o situación del ala en el avión.- (figura 1.4) Muestra las tres posiciones fundamentales, que son: ala alta, ala media, ala baja.

Existe además una posición más alta que se denominan ala parasol, ya no muy frecuente.

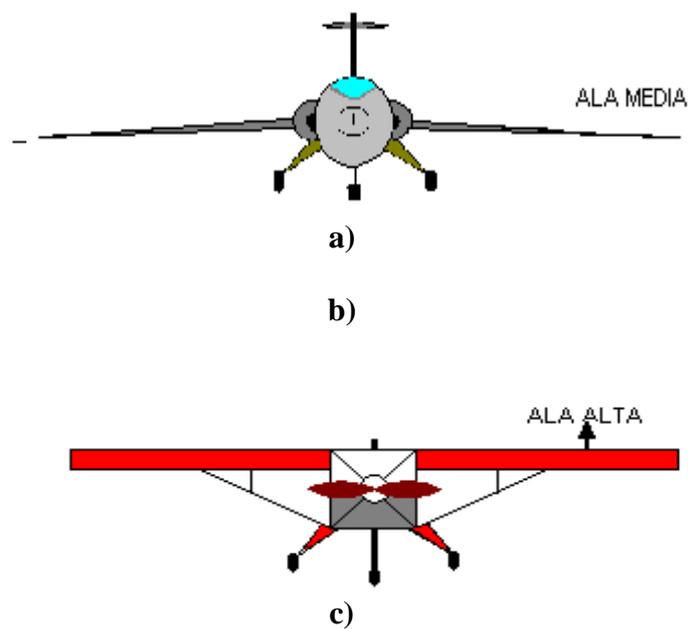


Figura 1.4 Tipos de alas según la posición

Por la forma que tiene el alas, vista de perfil.- (Sección Aerodinámica) en la (figura 1.5). Se observa como disminuye el perfil del ala en medida que la velocidad de vuelo es más alta.

Las alas pueden ser arriostradas o cantílever.

Las alas arriostradas.- Disponen de un montaje externo de cables o soportes que unen el ala con puntos del fuselaje (figura 1.4 c). Los montantes y soportes son elementos de refuerzo que sirven para soportar las cargas del ala en vuelo y en tierra.

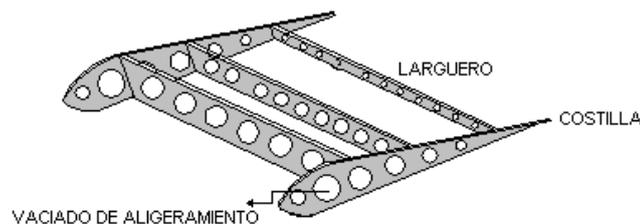
Las alas cantílever.- Se diferencian de las anteriores en que sus soportes son internos, forma parte de la estructura interna del ala (figura 1.4 a, b). Todos los elementos estructurales del ala están contenidos dentro del revestimiento del ala. Así, pues, las alas cantílever no presentan al exterior elementos que perturben el flujo de aire.

1.4 Estructura de las alas

La estructura interna del ala esta constituida por miembros estructurales llamados: largueros, larguerillos y costillas.

El larguero es la estructura principal del ala y el que soporta las cargas principales en vuelo y en tierra.

Obsérvese la disposición de los largueros en este caso tres (figura 1.5) los



largueros se extienden a lo largo del ala, de punta a punta.

Figura 1.5 Estructura interna del ala

Los largueros son las vigas del ala, la sección de las vigas suelen tener forma de “I” el material de construcción suele ser aleación de aluminio de muy alta resistencia.

1.5 Disposición de las alas respecto al fuselaje

1.5.1 Ángulo diedro

Es la disposición ascendente de las alas en relación con la horizontal. El ángulo diedro es una de las más importantes de la construcción lateral y por ello, frecuentemente se denomina efecto del diedro.

1.5.2 La superficie de casco

La fuerza lateral que se produce en un resbalamiento actúa sobre el fuselaje del avión y sobre el plano de deriva, el conjunto de los cuales constituye la superficie del casco, esta fuerza lateral produce un momento de alabeo, por lo general, estabilizador, pero en menos grado que los momentos producidos de otra manera.

1.6 Ejes de vuelo

® Eje longitudinal

® Eje vertical

® Eje lateral

Eje longitudinal.- Es una línea imaginaria que va desde el morro hasta la cola del avión; uno de los tres ejes del avión. La rotación en torno al eje longitudinal se denomina “balanceo “ y es controlado con los alerones.

Cuando después de una perturbación, una aeronave tiene tendencia a volver a la posición del ángulo de ataque de equilibrio, se dice que tiene estabilidad longitudinal estática positiva; esto se refiere, al movimiento en el plano de cabeceo y depende en gran medida del empenaje horizontal y de la posición del centro de gravedad de la aeronave bajo las condiciones de vuelo y carga.

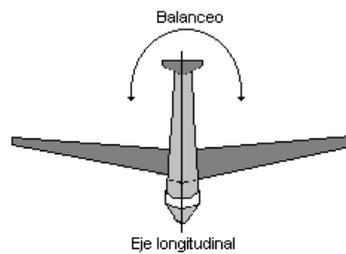
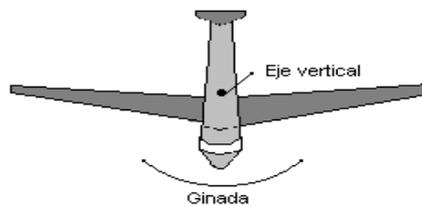


Figura 1.6 Eje longitudinal



Eje Vertical.- Es una línea imaginaria que atraviesa el centro del avión. La rotación entorno a este eje vertical se denomina guiñada y se controla mediante el timón de dirección.

Figura 1.7 Eje vertical

1.1.2 Eje lateral.- Es uno de los tres ejes de avión el cual se define mediante una línea imaginaria que va de punta a punta de las alas, el movimiento que se produce en este eje es denomina “ cabeceo “ y se controla con el timón de profundidad.

El estabilizador lateral, junto con el timón de profundidad en posición neutra, constituye un perfil aeronáutico que produce sustentación con distintos ángulos de ataque; la sustentación a su vez produce un momento de sustentación, que puede ser ascendente o descendente, para equilibrar los momentos de carga de las alas alrededor del centro de gravedad del avión.

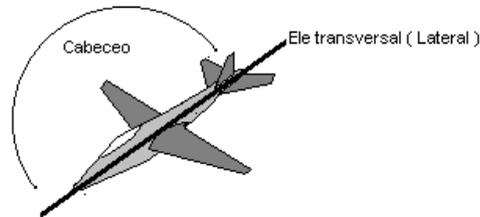
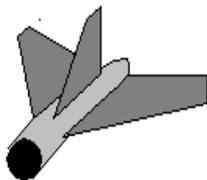


Figura 1.8 Eje lateral

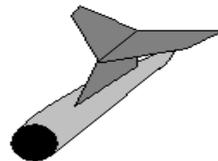
1.7 Tipos de empenajes o colas

“La cola es el estabilizador principal de avión, consiste en dos grandes superficie: La superficie vertical y horizontal.

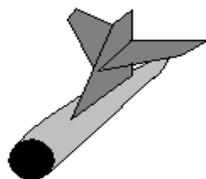
El conjunto de la cola de un avión, también llamado planos de cola. Por lo general incluye el plano de deriva, el timón de dirección, el estabilizador horizontal y el timón de profundidad.” (Copthorne Sussex, Principios del vuelo, pajgina 70)



1.7.1 Cola clásica



1.7.2 Cola alta o en “ T “

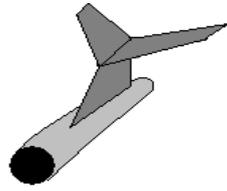


1.7.3 Cola cruciforme

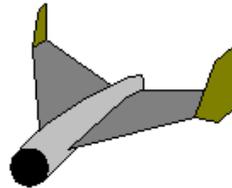
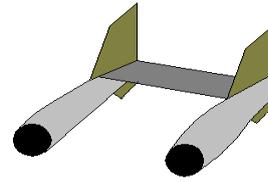


1.7.4 Cola en “ V “

1.7.5 Cola en “Y”



1.7.6 Cola doble fuselaje



1.7.7 Cola doble

Figuras 1.9 Tipos de colas

1.8 Superficies de controles de vuelo

1.8.1 Controles primarios

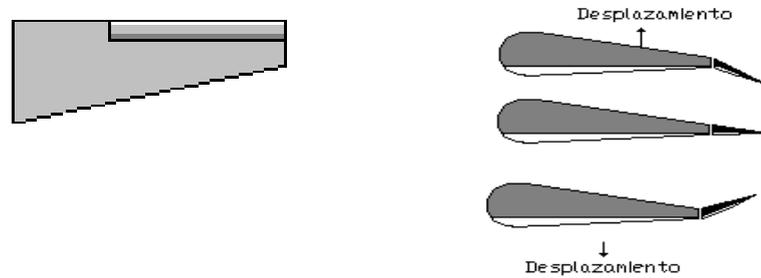
Incluyen los alerones, el timón de dirección y el timón de profundidad.

Los controles primarios se controla desde la cabina con el bastón de mando y los pedales. En los aviones ultraligeros el timón de mando y los pedales se conectan mediante: cables, poleas y varillajes. En los aviones grandes, los sistemas hidráulicos transmiten los movimientos a las superficies, por medio de servos desde el bastón y los pedales.

1.8.2 Alerones

Son superficies de controles móviles, situado por lo general cerca del extremo del ala, que controla el movimiento de balance del un avión.

Los alerones se mueven simultáneamente en direcciones opuestas para colaborar con el viraje del avión y este pueda realizar un alabeo.



Tiene a su cargo el control lateral o movimiento de alabeo alrededor del eje longitudinal. El movimiento de alabeo es contrarrestado por el amortiguamiento dinámico de este desplazamiento. Cuando los dos están en equilibrio, el avión alabea con velocidad uniforme, los alerones, son por tanto, principalmente dispositivos de los controles de velocidad. Cuando se gira el bastón de mando hacia la izquierda el alerón izquierda se levanta y disminuye la fuerza de sustentadora del ala, mientras tanto el alerón derecha baja, haciendo que aumente la fuerza sustentadora de esa ala e iniciándose así el desplazamiento de alabeo.

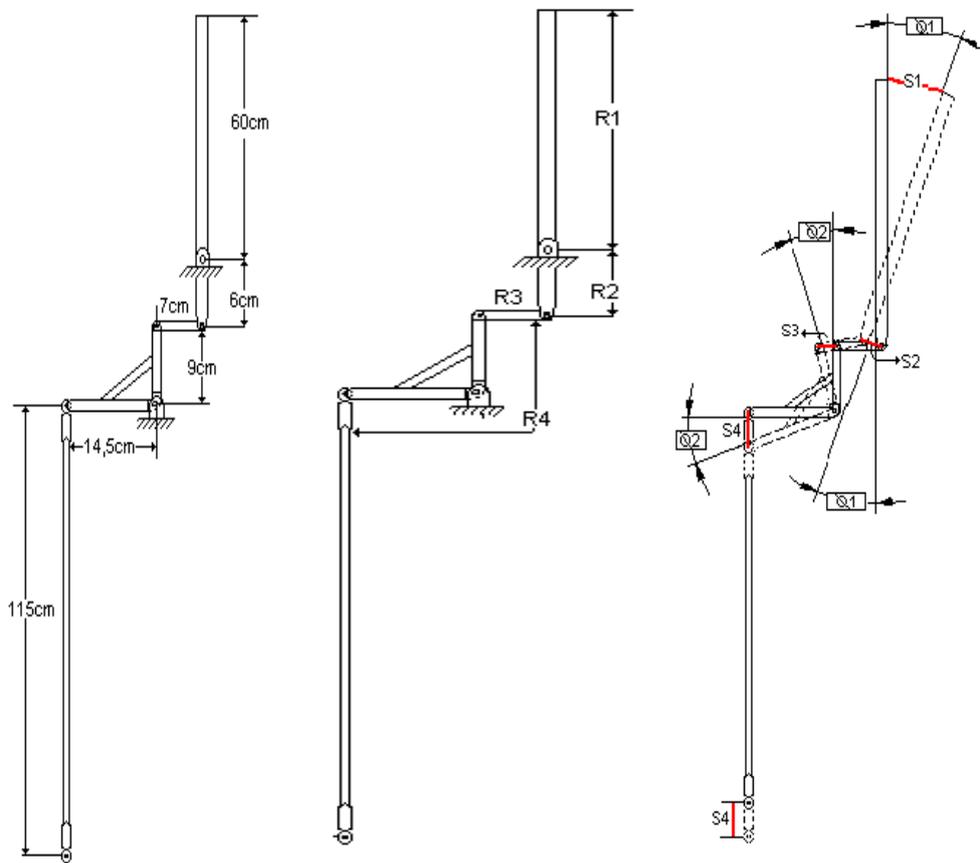
Figura 1.10 Movimientos de alerones

1.8.2 Timón de profundidad

“Proporciona el control longitudinal o cabeceo alrededor del eje transversal; también ayuda al estabilizador horizontal a mantener la estabilidad longitudinal. Por

regla general, se instala en dos mitades separadas que normalmente van montadas en el mismo eje posterior del estabilizador horizontal. Está conectado al bastón de mando, que se puede mover hacia atrás y adelante.” (Copthorne Sussex, Principios del vuelo pagina 45)

El funcionamiento de mezclador de controles de vuelo se indica en el flujograma (3.1). En este mezclador se debe tener cuidado al mover los controles de vuelo (Bastón de mando, palanca de flaps); puesto que si aplicamos demasiada fuerza podemos, torcerlos, desalinearlos y muchas otras cosas lo cual causaría un mal funcionamiento del mecanismo mezclador y no tendríamos los resultados deseados



3.3 Análisis de desplazamiento del bastón de mando

(a)

(b)

(c)

Figura 3.1 Desplazamientos del bastón de mando

En la figura 3.1 se observa la transmisión de movimiento, desde el bastón de mando hasta el tensor figura 3.1 (c), sus dimensiones y nomenclatura el la figura 3.1 (a) y (b).

Cálculos de desplazamiento del bastón de mando

$$\mathbf{R1} = 60\text{cm} \qquad \mathbf{R5} = 10,5\text{cm} \qquad \hat{\uparrow}5 = 26^\circ$$

$$\mathbf{R2} = 6\text{cm} \qquad \mathbf{R6} = 15\text{cm}$$

$$\mathbf{R3} = 9\text{cm} \qquad \mathbf{R7} = 11,5\text{cm}$$

$$\mathbf{R4} = 14,5\text{cm}$$

$$\mathbf{S} = \hat{\uparrow} * \mathbf{R} \qquad (3.1)$$

S= Espacio (longitud lineal) (cm)

$\hat{\uparrow}$ = Angulo de desplazamiento (rad)

R= Radio de curvatura (cm)

$$\mathbf{S7} = \hat{\uparrow}5 * \mathbf{R7}$$

$$S7 = 26^\circ * 11,5\text{cm}$$

$$S7 = 0.453\text{rad} * 11,5\text{cm}$$

$$\underline{\mathbf{S7} = 5,236\text{cm}}$$

$$\mathbf{S6} = \hat{\uparrow}4 * \mathbf{R6}$$

$$S6 = 20^\circ * 15\text{cm}$$

$$S6 = 0,349\text{rad} * 15\text{cm}$$

$$\underline{\mathbf{S6} = 5,236\text{cm}}$$

$$\mathbf{S5} = \hat{\uparrow}3 * \mathbf{R5}$$

$$S5 = 20,7^\circ * 10,5\text{cm}$$

$$S5 = 0,3615\text{rad} * 10,5\text{cm}$$

$$\underline{S5 = 3,7961\text{cm}}$$

$$\mathbf{S4 = \hat{\uparrow}2'' * R4}$$

$$S4 = 15^\circ * 14,5$$

$$S4 = 0,2618\text{rad} * 14,5$$

$$\underline{S4 = 3,7961\text{cm}}$$

$$\mathbf{S3 = \hat{\uparrow}2 * R3}$$

$$S3 = 15^\circ * 9\text{cm}$$

$$S3 = 0,2618\text{rad} * 9\text{cm}$$

$$\underline{S3 = 2,3562\text{cm}}$$

$$\mathbf{S2 = \hat{\uparrow}1'' * R2}$$

$$S2 = 30^\circ * 6\text{cm}$$

$$S2 = 0,5236\text{rad} * 6\text{cm}$$

$$\underline{S2 = 3,142}$$

$$\mathbf{S1 = \hat{\uparrow}1 * R1}$$

$$S1 = 30^\circ * 60\text{cm}$$

$$S1 = 0,5236\text{rad} * 60\text{cm}$$

$$\underline{S1 = 31,42\text{cm}}$$

$$\hat{\uparrow}1 = \hat{\uparrow}1'' = 30^\circ = 0,5236 \text{ rad}$$

$$\hat{\uparrow}2 = \hat{\uparrow}2'' = 15^\circ = 0,2618 \text{ rad}$$

$$\mathbf{S1 = \hat{\uparrow}1 * R1}$$

$$S1 = 0.5236\text{rad} * 60\text{cm}$$

$$\underline{S1 = 31.42\text{cm}}$$

$$S2 = \hat{\uparrow}1'' * R2$$

$$S2 = 0,5236\text{rad} * 6\text{cm}$$

$$\underline{S2 = 3,142}$$

$$S3 = \hat{\uparrow}2'' * R3$$

$$S3 = 0,2618\text{rad} * 9\text{cm}$$

$$\underline{S3 = 2,3562\text{cm}}$$

$$S4 = \hat{\uparrow}2'' * R4$$

$$S4 = 0,2618\text{rad} *$$

$$\underline{S4 = 3,7961\text{cm}}$$

$$S4 = S5 \quad \text{Tensor}$$

$$S5 = \hat{\uparrow}3'' * R5$$

$$3,7961 = \hat{\uparrow}3'' * 10,5\text{cm}$$

$$\hat{\uparrow}3'' = 3,7961 / 10,5\text{cm}$$

$$\hat{\uparrow}3'' = 0,3615\text{cm}$$

$$\underline{\hat{\uparrow}3'' = 20,7^\circ}$$

$$S6 = \hat{\uparrow}4'' * R6$$

$$S6 = 20\text{rad} * 15\text{cm}$$

$$\underline{S6 = 5,236\text{cm}}$$

S6= S7 Tensor

$$S7 = \uparrow 5 * R7$$

$$5,236\text{cm} = \uparrow 5 * 11,5\text{cm}$$

$$\uparrow 5 = 5.236\text{cm} / 11,5\text{cm}$$

$$\uparrow 5 = 0,4553\text{cm}$$

$$\uparrow 5 = 26^\circ$$

En las tablas 3.1 a 3.8 se resume los resultados de la aplicación de la ecuación

3.1 (bastón de mando)

N°	↑	S
1	5°	5,23cm
2	10°	10,5cm
3	15°	15,8cm
4	20°	21,0cm
5	25°	26,3cm
6	27°	28,4cm
7	30°	31,4cm

Tabla 3.2 Resumen de resultados **R2**

N°	↑	S
1	7°	0,7cm
2	12°	1,3cm
3	18°	1,9cm
4	20°	2,1cm
5	25°	2,6cm
6	27°	2,8cm
7	29°	3,0cm

Tabla 3.3 Resumen de resultados **R3**

N°	↑	S
1	3°	0,5cm
2	6°	0,9cm
3	9°	1,4cm
4	12°	1,9cm
5	13°	2,0cm
6	14°	2,2cm
7	15°	2,4cm

Tabla 3.4 Resumen de resultados **R4**

N°	↑	S
1	0°	0cm
2	3°	0,3cm
3	6°	1,5cm
4	9°	2,3cm
5	12°	3,0cm
6	14°	3,6cm
7	15°	3,8cm

Tabla 3.5 Resumen de resultados **R5= 10.5cm**

N°	↑	S
1	0	0
2	3	0,6
3	6	1,1
4	9	1,7
5	12	2,2
6	14	2,6
7	15	2,8

Tabla 3.6 Resumen de resultados **R6= 15cm**

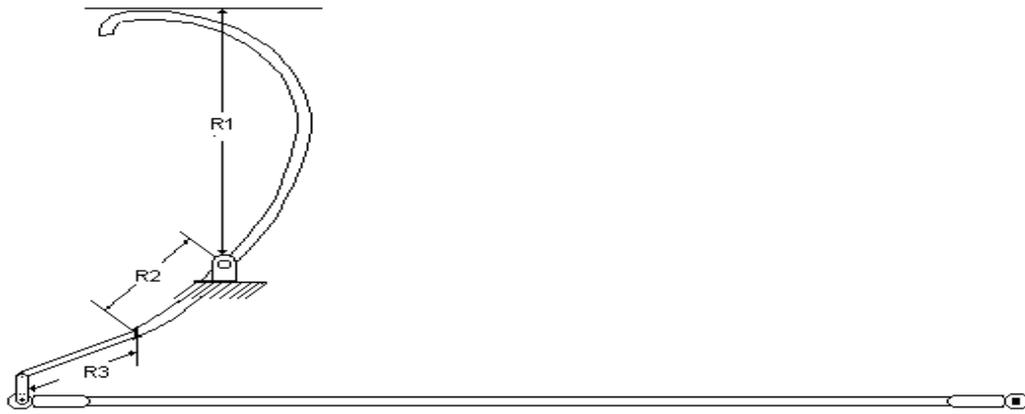
N°	↑	S
1	0°	0,0cm
2	7°	1,8cm
3	9°	2,4cm
4	14°	3,2cm
5	15°	3,9cm
6	17°	4,5cm
7	20°	5,3cm

Tabla 3.7 Resumen de resultados **R7= 11,5cm**

N°	↑	S
1	0°	0cm
2	7°	1,4cm
3	10°	2,0cm
4	14°	2,8cm
5	19°	3,8cm
6	23°	4,6cm
7	26°	5,2cm

Tabla 3.8 Resumen general de resultados

N°	Desplazamiento angular / longitudinal											
	Flaperón		G1		G2		G3		G4		Bastón	
	↑°	S cm	↑°	S cm	↑°	S cm	↑°	S cm	↑°	S cm	↑°	S cm
1	1,73	0,34	1,33	0,34	1,37	0,25	1	0,24	1	0,15	2	2,09
2	3,46	0,69	2,66	0,70	2,75	0,18	2	0,50	2	0,31	4	4,18
3	5,20	1,05	4	1,047	4,13	0,75	3	0,75	3	0,47	6	6,28
4	6,93	1,39	5,33	1,39	5,51	1,01	4	1,01	4	0,62	8	8,37
5	8,66	1,73	6,66	1,74	6,89	1,26	5	1,26	5	0,78	10	10,47
6	10,4	2,08	8	2,08	8,27	1,51	6	1,51	6	0,94	12	12,54
7	12,3	2,43	9,33	2,43	9,65	1,76	7	1,77	7	1,09	14	14,64
8	13,6	2,78	10,6	2,79	11,0	2,02	8	2,01	8	1,25	16	16,74
9	15,6	3,14	12	3,13	12,4	2,27	9	2,27	9	1,41	18	18,84
10	17,3	3,47	13,3	3,48	13,7	2,52	10	2,52	10	1,56	20	20,94
11	19,0	3,82	14,6	3,83	15,1	2,78	11	2,76	11	1,71	22	23,03
12	20,8	4,17	16	4,18	16,5	3,02	12	3,03	12	1,88	24	25,08
13	22,5	4,42	17,3	4,53	17,9	3,28	13	3,27	13	2,03	26	27,18
14	24,2	4,86	18,6	4,88	19,3	3,54	14	3,53	14	2,19	28	29,28
15	26,0	5,21	20	5,23	20,7	3,79	15	3,78	15	2,35	30	31,42



3.3.1 Análisis de desplazamiento de la palanca de flaps

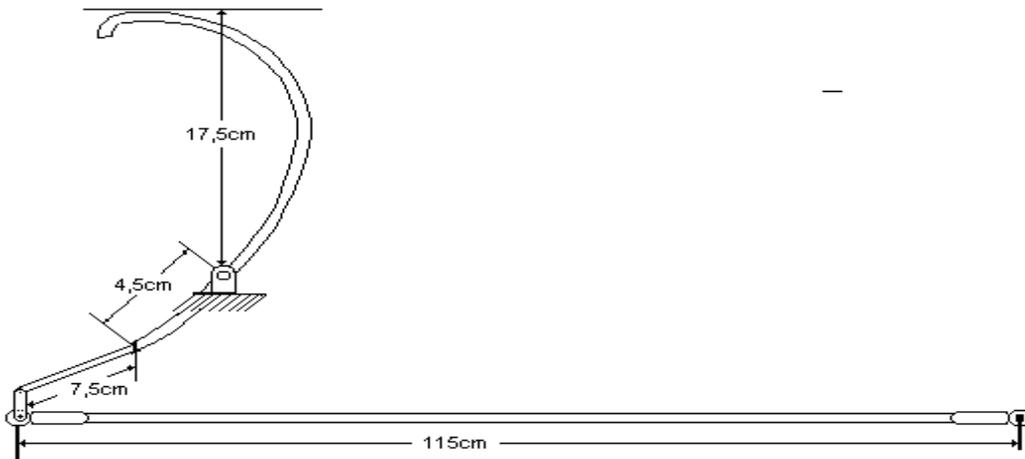


Figura 3.2 Desplazamiento de la palanca de flaps

Cálculo de desplazamiento de la palanca de flaps

$$R1=17,65\text{cm}$$

$$R5=13\text{cm}$$

$$R2=4,5\text{cm}$$

$$R6=15\text{cm}$$

$$R3=7,5\text{cm}$$

$$R7=11,5\text{cm}$$

$$R4=15\text{cm}$$

$$\uparrow 5 = 26^\circ$$

$$S7 = \uparrow 5 * R7$$

$$S7 = 26^\circ * 11,5\text{cm}$$

$$S7 = 0.453\text{rad} * 11,5\text{cm}$$

$$\underline{S7 = 5,236\text{cm}}$$

$$\mathbf{S6 = \hat{1}4 *R6}$$

$$S6 = 20^\circ * 15\text{cm}$$

$$S6 = 0,349\text{rad} * 15\text{cm}$$

$$\underline{S6 = 5,236\text{cm}}$$

$$\mathbf{S5 = \hat{1}3 *R5}$$

$$S5 = 13^\circ * 13\text{cm}$$

$$S5 = 0,226\text{rad} * 13\text{cm}$$

$$\underline{S5 = 2,949\text{cm}}$$

$$\mathbf{S4 = \hat{1}4 *R4}$$

$$S4 = 8,47^\circ * 15\text{cm}$$

$$S4 = 0,148\text{rad} * 15\text{cm}$$

$$\underline{S4 = 2,226\text{cm}}$$

$$\mathbf{S3 = \hat{1}1'' *R3}$$

$$S3 = 17^\circ * 7,5\text{cm}$$

$$S3 = 0,296\text{rad} * 7,5\text{cm}$$

$$\underline{S3 = 2,224\text{cm}}$$

$$\mathbf{S2 = \hat{1}1' *R2}$$

$$S2 = 17^\circ * 4,5\text{cm}$$

$$S2 = 0,296\text{rad} * 4,5\text{cm}$$

$$\underline{S2 = 1,332\text{cm}}$$

$$\mathbf{S1 = \hat{\uparrow}1 * R1}$$

$$S1 = 17^\circ * 17,6\text{cm}$$

$$S1 = 0.296\text{rad} * 17,6\text{cm}$$

$$\underline{S1 = 5,222\text{cm}}$$

$$\hat{\uparrow}1 = \hat{\uparrow}1' = \hat{\uparrow}1'' = 17^\circ = 0.296 \text{ rad}$$

$$\hat{\uparrow}2 = 8,47^\circ = 0.148 \text{ rad}$$

$$\hat{\uparrow}3 = 13^\circ = 0.2269 \text{ rad}$$

$$\hat{\uparrow}4 = 20^\circ = 0.349 \text{ rad}$$

$$\mathbf{S1 = \hat{\uparrow}1 * R1}$$

$$S1 = 17^\circ * 17,6\text{cm}$$

$$S1 = 0.296\text{rad} * 17,6\text{cm}$$

$$\underline{S1 = 5,222\text{cm}}$$

$$\mathbf{S2 = \hat{\uparrow}1' * R2}$$

$$* 4,5\text{cm}$$

$$S2 = 0,296\text{rad} * 4,5\text{cm}$$

$$\underline{S2 = 1,332\text{cm}}$$

$$\mathbf{S3 = \hat{\uparrow}1'' * R3}$$

$$S3 = 17^\circ * 7,5\text{cm}$$

$$S3 = 0.296\text{rad} * 7,5\text{cm}$$

$$\underline{S3 = 2,224\text{cm}}$$

$$S3=S4 \text{ Tensor}$$

$$\mathbf{S4 = \hat{\uparrow}2 * R4}$$

$$2,22 = \hat{\uparrow}2 * 15\text{cm}$$

$$\hat{\uparrow}2 = 2,22 / 15\text{cm}$$

$$\hat{\uparrow}2 = 0,148\text{cm}$$

$$\hat{\uparrow}2 = 8,47^\circ$$

$$\mathbf{S5 = \hat{\uparrow}3 * R5}$$

$$S5 = 13^\circ * 13\text{cm}$$

$$S5 = 0.226\text{rad} * 13\text{cm}$$

$$\underline{S5 = 2,949\text{cm}}$$

$$\mathbf{S6 = \hat{\uparrow}4 * R6}$$

$$S6 = 20\text{rad} * 15\text{cm}$$

$$\underline{S6 = 5,236\text{cm}}$$

$$S6 = S7 \text{ Tensor}$$

$$\mathbf{S7 = \hat{\uparrow}5 * R7}$$

$$5,236\text{cm} = \hat{\uparrow}5 * 11,5\text{cm}$$

$$\hat{\uparrow}5 = 5.236\text{cm} / 11,5\text{cm}$$

$$\uparrow 5 = 0,4553\text{cm}$$

$$\uparrow 5 = 26^\circ$$

Tabla 3.9 Resumen de resultados **R1**

N°	↑	S
1	3°	0,92cm
2	6°	1,84cm
3	9°	2,76cm
4	11°	3,37cm
5	13°	3,97cm
6	15°	4,59cm
7	17°	5,20cm

Tabla 3.10 Resumen de resultados **R2**

N°	↑	S
1	3°	0,23cm
2	6°	0,47cm
3	9°	0,70cm
4	11°	0,86cm
5	13°	1,01cm
6	15°	1,17cm
7	17°	1,33cm

Tabla 3.11 Resumen de resultados **R3**

N°	↑	S
1	3°	0,39cm
2	6°	0,78cm
3	9°	1,17cm
4	11°	1,44cm
5	13°	1,69cm
6	15°	1,95cm
7	17°	2,22cm

Tabla 3.12 Resumen de resultados **R4**

N°	↑	S
1	0°	0,00cm
2	2°	0,52cm
3	4°	1,04cm
4	5°	1,30cm
5	6°	1,57cm
6	8°	1,08cm
7	8,47°	2,22cm

Tabla 3.13 Resumen de resultados **R5**

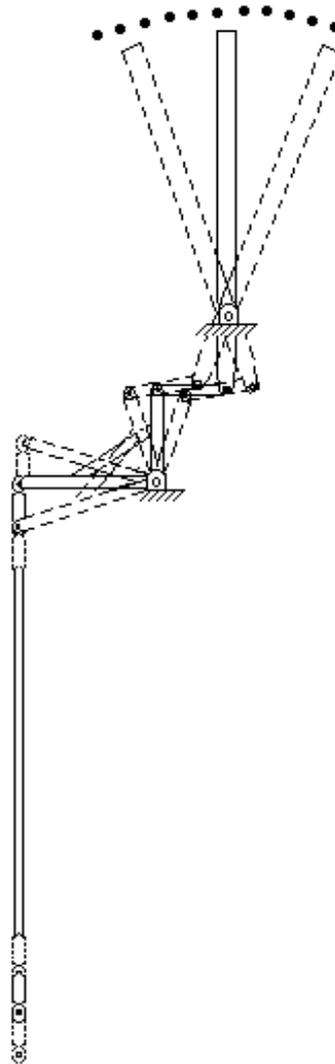
N°	↑	S
1	0°	0,00cm
2	2°	0,45cm
3	5°	1,13cm
4	7°	1,58cm
5	9°	2,04cm
6	11°	2,49cm
7	13°	2,94cm

Tabla 3.14 Resumen de resultados

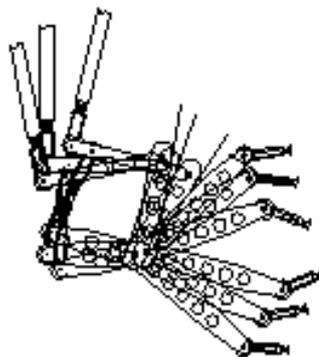
Desplazamiento angular / longitudinal												
N°	Flaperon		G1		G2		G3		G4		Bastón	
	↑°	S cm	↑°	S cm	↑°	S cm	↑°	S cm	↑°	S cm	↑°	S cm
1	4,43	0,88	3,40	0,89	2,21	0,49	1,44	0,39	3	0,39	3	0,92
2	7,38	1,47	5,68	1,48	3,69	0,83	2,40	0,65	5	0,62	5	1,53
3	10,3	2,07	7,95	2,08	5,17	1,17	3,36	0,91	7	0,92	7	2,14
4	13,9	2,65	10,2	2,67	6,64	1,50	4,33	1,17	9	1,17	9	2,76
5	16,2	3,25	12,4	3,27	8,12	1,84	5,29	1,44	11	1,44	11	3,37
6	19,2	3,85	14,7	3,85	9,60	2,17	6,25	1,69	13	1,69	13	3,97
7	22,1	4,43	17,0	4,45	11,0	2,51	7,21	1,96	15	1,89	15	4,60
8	25,1	5,05	19,3	5,05	12,5	2,84	8,18	2,22	17	2,14	17	5,22
9	26	5,23	20	5,23	13	2,94	8,47	2,27	17,6	2,22	17,6	5,40
10	17,3	3,47	13,3	3,48	13,7	2,52	10	2,52	10	1,56	20	20,94
11	19,0	3,82	14,6	3,83	15,1	2,78	11	2,76	11	1,71	22	23,03
12	20,8	4,17	16	4,18	16,5	3,02	12	3,03	12	1,88	24	25,08
13	22,5	4,42	17,3	4,53	17,9	3,28	13	3,27	13	2,03	26	27,18
14	24,2	4,86	18,6	4,88	19,3	3,54	14	3,53	14	2,19	28	29,28
15	26,0	5,21	20	5,23	20,7	3,79	15	3,78	15	2,35	30	31,42

3.3.2 Diagrama de desplazamiento, bastón mezclador

La figura 3.2, nos muestra el máximo desplazamiento del bastón de mando a la izquierda y derecha que en este caso es 30°



a)



b)

Figura 3.3 Desplazamiento del bastón de mando y el mezclador

a) Movimiento de bastón de mando

b) movimiento del mezclador

3.4 Análisis de cargas

$$W = \phi / t \quad (3.2)$$

W = Velocidad tangencial

ϕ = Angulo máximo de desplazamiento

t = Tiempo

$$I = m * r^2 \quad (3.3)$$

I = Inercia

m = Masa

r² = Radio al cuadrado

$$\acute{a} = wt - wo / t \quad (3.4)$$

á = Aceleración tangencial

Wt = Velocidad tan. inicial

Wo = Velocidad tan. Final

t = Tiempo

$$\mathbf{T} = \mathbf{I} * \dot{\alpha} \quad (3.5)$$

T = Momento

I = Inercia

$\dot{\alpha}$ = Aceleración tangencial

$$\mathbf{T} = \mathbf{F} * \mathbf{d} \quad (3.6)$$

T = Torque

F = Fuerza

d = Distancia

Bastón de mando

$$\mathbf{W} = \phi / t$$

$$W = 30^\circ / 3s$$

$$W = 0,5235 \text{ rad} / 3s$$

$$W = 0,174 \text{ rad} / s$$

$$\mathbf{I} = \mathbf{m} * \mathbf{r}^2$$

$$I = 11\text{lb} * 30^2\text{cm}^2$$

$$I = 900\text{lb} * \text{cm}^2$$

$$\dot{\alpha} = \omega t - \omega_0 / t$$

$$\dot{\alpha} = 0,174 \text{ rad} / s - 0 / 3 s$$

$$\dot{\alpha} = 0,058 \text{ radd} / s^2$$

$$\mathbf{T} = \mathbf{I} * \dot{\alpha}$$

$$T = 900\text{lb} * \text{cm}^2 * 0,058 \text{ rad} / s^2$$

Flaperón

$$\mathbf{W} = \phi / t$$

$$W = 26^\circ / 3s$$

$$W = 0,4537 \text{ rad} / 3s$$

$$W = 0,1512 \text{ rad} / s$$

$$\mathbf{I} = \mathbf{m} * \mathbf{r}^2$$

$$I = 0,5\text{lb} * 8,75^2\text{cm}^2$$

$$I = 38,28\text{lb} * \text{cm}^2$$

$$\dot{\alpha} = \omega t - \omega_0 / t$$

$$\dot{\alpha} = 0,1512 \text{ rad} / s - 0 / 3 s$$

$$\dot{\alpha} = 0,050 \text{ radd} / s^2$$

$$\mathbf{T} = \mathbf{I} * \dot{\alpha}$$

$$T = 38,28\text{lb} * \text{cm}^2 * 0,05 \text{ rad} / s^2$$

$$T = 52,2 \text{ lb} \cdot \text{cm}^2 / \text{s}^2 \text{ | } 1 \text{ kg} / 2,2 \text{ lb} \text{ | } 1 \text{ m}^2 / 100 \text{ cm}^2 \text{ | } T = 1,914 \text{ lb} \cdot \text{cm}^2 / \text{s}^2 \text{ |}$$

$$T = 0,002372 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 / \text{s}^2 \text{ | } T = 0,000087 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 / \text{s}^2 \text{ |}$$

$$T = 0,002372 \text{ N} \cdot \text{m} \text{ | } T = 0,000087 \text{ N} \cdot \text{m} \text{ |}$$

$$T = F \cdot d$$

$$T = F \cdot d$$

$$F = T / d$$

$$F = T / d$$

$$F = 0,002372 \text{ N} \cdot \text{m} / 0,6 \text{ m}$$

$$F = 0,000087 \text{ N} \cdot \text{m} / 0,6 \text{ m}$$

$$F = 0,003955 \text{ N} \text{ | } 1 \text{ kgf} / 9,81 \text{ N} \text{ | } 2,2 \text{ lb} / 1 \text{ kg} \text{ |}$$

$$F = 0,000145 \text{ N} \text{ |}$$

$$F = 0,0008875 \text{ kgf}$$

$$F = 0,000032551 \text{ kgf}$$

Tabla 3.15 Resumen

Nº	Símbolo	Bastón de mando	Flaperón
1	W	0,174 rad / s	0,151 rad / s
2	I	900 lb * cm ²	38,28 lb * cm ²
3	á	0,058 rad / s ²	0,050 rad / s ²
4	T	0,00237 N*m	0,000087 N*m
5	F	0.000887 Kgf	0,0000325 Kgf

3.5 Estructura.

Se procede a determinar sólo las reacciones en los apoyos.

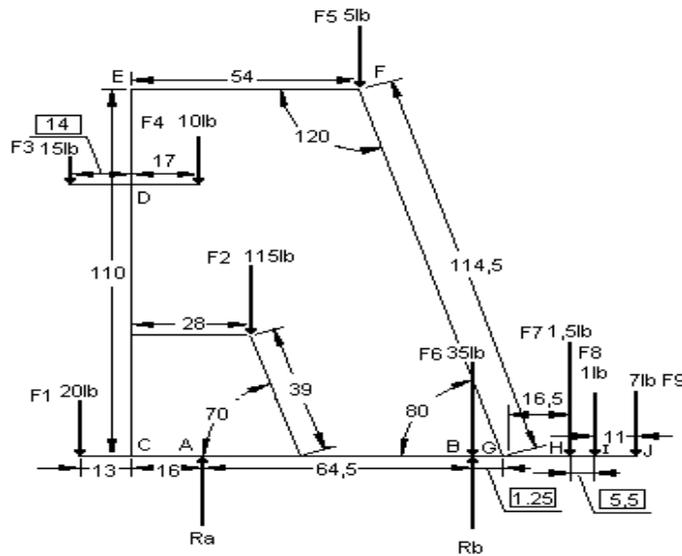


Figura 3.4 Análisis de cargas en la estructura

Cuadro 3.1 Identificación de símbolos de la (Figura 3.4)

Nº	Items	Símbolo
1	Mezclador	f1
2	Persona (tronco)	f2
3	Flaperon	f3
4	Ala	f4
5	Estructura y lienzo	f5
6	Persona (extremidades inferiores)	f6
7	Bastón de mando	f7
8	Palanca de control	f8
9	Estructura y lienzo	f9

Cálculo de reacciones de la estructura.

$$\Sigma F_y = 0 \quad (3.7)$$

$$R_a + R_b - 15\text{lb} - 10\text{lb} - 5\text{lb} - 115\text{lb} - 20\text{lb} - 1,5\text{lb} - 1\text{lb} - 7\text{lb} - 35\text{lb} = 0$$

$$R_a + R_b = 209,5 \text{ lb}$$

$$\Sigma M_A = 0 \quad (3.8)$$

$$-(20\text{lb} \cdot 29\text{cm}) - (14\text{lb} \cdot 15\text{cm}) - (10\text{lb} \cdot 17\text{cm}) - (57,5 \cdot 12\text{cm}) - (2,5\text{lb} \cdot 38\text{cm}) - (35\text{lb} \cdot 60\text{cm}) - \\ (R_b \cdot 64\text{cm}) - (82\text{lb} \cdot 1,5\text{cm}) - (1\text{lb} \cdot 87,7\text{cm}) - (98,7\text{lb} \cdot 7\text{cm}) = 0$$

$$-580\text{lb} \cdot \text{cm} - 210\text{lb} \cdot \text{cm} - 170\text{lb} \cdot \text{cm} - 690\text{lb} \cdot \text{cm} - 2100\text{lb} \cdot \text{cm} - R_b \cdot 64,5 - 123\text{lb} \cdot \text{cm} - \\ 87,75\text{lb} \cdot \text{cm} - 690,9\text{lb} \cdot \text{cm} = 0$$

$$R_b \cdot 64,5\text{cm} = 4651,65\text{lb} \cdot \text{cm}$$

$$R_b = 4651,65\text{lb} \cdot \text{cm} / 64,5\text{cm}$$

$$R_b = 72,118\text{lb}$$

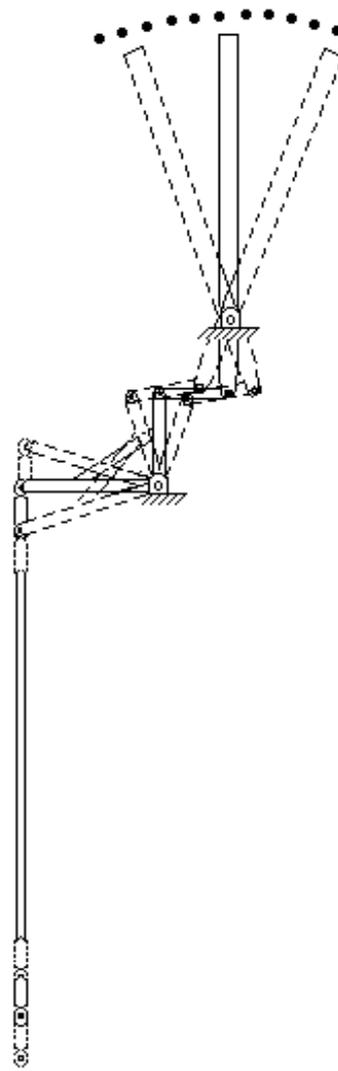
Remplazando en el resultado de la ecuación (3.7)

$$R_a + R_b = 209,5\text{lb}$$

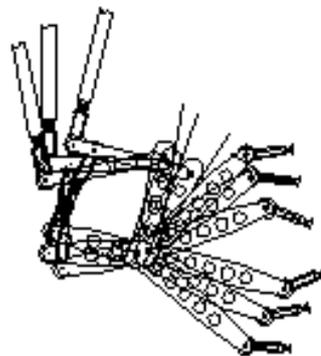
$$R_a + 72,118\text{lb} = 209,5\text{lb}$$

$$R_a = 209,5\text{lb} - 72,118\text{lb}$$

$$R_a = 137,382\text{lb}$$



a)



b)

Figura 3.3 Desplazamiento del bastón de mando y el mezclador

a) Movimiento de bastón de mando

b) movimiento del mezclador

3.4 Análisis de cargas

$$W = \varnothing / t \quad (3.2)$$

W = Velocidad tangencial

ϕ = Angulo máximo de desplazamiento

t = Tiempo

$$I = m * r^2 \quad (3.3)$$

I = Inercia

m = Masa

r² = Radio al cuadrado

$$\acute{\alpha} = wt - wo / t \quad (3.4)$$

α = Aceleración tangencial

Wt = Velocidad tan. inicial

Wo = Velocidad tan. Final

t = Tiempo

$$T = I * \acute{\alpha} \quad (3.5)$$

T = Momento

I = Inercia

$\dot{\alpha}$ = Aceleración tangencial

$$\mathbf{T} = \mathbf{F} * \mathbf{d} \quad (3.6)$$

\mathbf{T} = Torque

\mathbf{F} = Fuerza

\mathbf{d} = Distancia

Bastón de mando

$$\mathbf{W} = \phi / t$$

$$W = 30^\circ / 3s$$

$$W = 0,5235 \text{ rad} / 3s$$

$$W = 0,174 \text{ rad} / s$$

$$\mathbf{I} = \mathbf{m} * \mathbf{r}^2$$

$$I = 11\text{lb} * 30^2\text{cm}^2$$

$$I = 900\text{lb} * \text{cm}^2$$

$$\dot{\alpha} = \omega t - \omega_0 / t$$

$$\dot{\alpha} = 0,174 \text{ rad} / s - 0 / 3 s$$

$$\dot{\alpha} = 0,058 \text{ radd} / s^2$$

$$\mathbf{T} = \mathbf{I} * \dot{\alpha}$$

$$T = 900\text{lb} * \text{cm}^2 * 0,058 \text{ rad} / s^2$$

$$T = 52,2 \text{ lb} * \text{cm}^2 / s^2 \quad |1 \text{ kg} / 2,2\text{lb} | 1\text{m}^2 / 100\text{cm}^2|$$

$$T = 0,002372 \text{ kg} * \text{m}^2 / s^2$$

$$T = 0,002372 \text{ N} * \text{m}$$

Flaperón

$$\mathbf{W} = \phi / t$$

$$W = 26^\circ / 3s$$

$$W = 0,4537 \text{ rad} / 3s$$

$$W = 0,1512 \text{ rad} / s$$

$$\mathbf{I} = \mathbf{m} * \mathbf{r}^2$$

$$I = 0,5\text{lb} * 8,75^2\text{cm}^2$$

$$I = 38,28\text{lb} * \text{cm}^2$$

$$\dot{\alpha} = \omega t - \omega_0 / t$$

$$\dot{\alpha} = 0,1512 \text{ rad} / s - 0 / 3 s$$

$$\dot{\alpha} = 0,050 \text{ radd} / s^2$$

$$\mathbf{T} = \mathbf{I} * \dot{\alpha}$$

$$T = 38,28\text{lb} * \text{cm}^2 * 0,05 \text{ rad} / s^2$$

$$T = 1,914 \text{ lb} * \text{cm}^2 / s^2|$$

$$T = 0,000087 \text{ kg} * \text{m}^2 / s^2$$

$$T = 0,000087 \text{ N} * \text{m}$$

$$T = F * d$$

$$F = T / d$$

$$F = 0,002372 \text{ N*m} / 0,6\text{m}$$

$$F = 0,003955 \text{ N} [1 \text{ kgf} / 9,81\text{N} | 2,2 \text{ lb} / 1 \text{ kg}]$$

$$F = 0,0008875 \text{ kgf}$$

$$T = F * d$$

$$F = T / d$$

$$F = 0,000087 \text{ N*m} / 0,6\text{m}$$

$$F = 0,000145 \text{ N}$$

$$F = 0,000032551 \text{ kgf}$$

Tabla 3.15 Resumen

Nº	Símbolo	Bastón de mando	Flaperón
1	W	0,174 rad / s	0,151 rad / s
2	I	900 lb * cm ²	38,28 lb * cm ²
3	á	0,058rad/ s ²	0,050 rad / s ²
4	T	0,00237 N*m	0,000087 N*m
5	F	0.000887 Kgf	0,0000325 Kgf

3.5 Estructura.

Se procede a determinar sólo las reacciones en los apoyos.

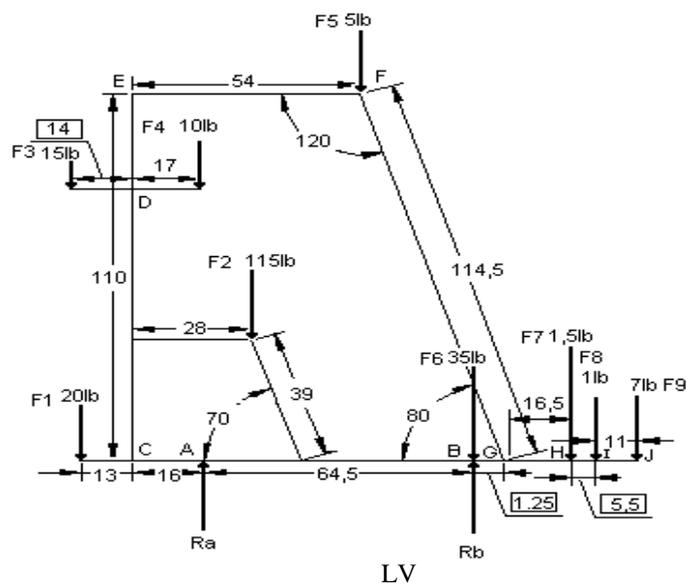


Figura 3.4 Análisis de cargas en la estructura

Cuadro 3.1 Identificación de símbolos de la (Figura 3.4)

Nº	Items	Símbolo
1	Mezclador	f1
2	Persona (tronco)	f2
3	Flaperon	f3
4	Ala	f4
5	Estructura y lienzo	f5
6	Persona (extremidades inferiores)	f6
7	Bastón de mando	f7
8	Palanca de control	f8
9	Estructura y lienzo	f9

Cálculo de reacciones de la estructura.

$$\Sigma F_y = 0 \quad (3.7)$$

$$R_a + R_b - 15\text{lb} - 10\text{lb} - 5\text{lb} - 115\text{lb} - 20\text{lb} - 1,5\text{lb} - 1\text{lb} - 7\text{lb} - 35\text{lb} = 0$$

$$R_a + R_b = 209,5 \text{ lb}$$

$$\Sigma M_A = 0 \quad (3.8)$$

$$-(20\text{lb} \cdot 29\text{cm}) - (14\text{lb} \cdot 15\text{cm}) - (10\text{lb} \cdot 17\text{cm}) - (57,5 \cdot 12\text{cm}) - (2,5\text{lb} \cdot 38\text{cm}) - (35\text{lb} \cdot 60\text{cm}) - (R_b \cdot 64\text{cm}) - (82\text{lb} \cdot 1,5\text{cm}) - (1\text{lb} \cdot 87,7\text{cm}) - (98,7\text{lb} \cdot 7\text{cm}) = 0$$

$$-580\text{lb}\cdot\text{cm} - 210\text{lb}\cdot\text{cm} - 170\text{lb}\cdot\text{cm} - 690\text{lb}\cdot\text{cm} - 2100\text{lb}\cdot\text{cm} - R_b \cdot 64,5 - 123\text{lb}\cdot\text{cm} - 87,75\text{lb}\cdot\text{cm} - 690,9\text{lb}\cdot\text{cm} = 0$$

$$R_b \cdot 64,5\text{cm} = 4651,65\text{lb}\cdot\text{cm}$$

$$R_b = 4651,65\text{lb}\cdot\text{cm} / 64,5\text{cm}$$

$$R_b = 72,118\text{lb}$$

Remplazando en el resultado de la ecuación (3.7)

$$R_a + R_b = 209,5\text{lb}$$

$$R_a + 72,118\text{lb} = 209,5\text{lb}$$

$$R_a = 209,5\text{lb} - 72,118\text{lb}$$

$$R_a = 137,382\text{lb}$$

