

**INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO**

**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA**

**DESMONTAJE DE LOS CONTROLES DE VUELO DEL ALA  
IZQUIERDA DEL AVIÓN FAIRCHILD FH-227 CON MATRÍCULA HC-  
BHD PARA SU TRASLADO DEL ALA DE TRANSPORTE No.11  
HASTA EL CAMPUS DEL INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR  
AERONÁUTICO.**

**POR:**

**LUCERO ORAMAS DIEGO FERNANDO**

**Trabajo de Graduación como requisito previo para la obtención del Título  
de:**

**TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA**

**MENCIÓN MOTORES**

**2013**

## **CERTIFICACIÓN**

Certifico que el presente Trabajo de Graduación fue realizado en su totalidad por el Sr. LUCERO ORAMAS DIEGO FERNANDO, como requisito previo para la obtención del título de TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA.

---

SUBS. TÉC. AVC. ING. HEBERT ATENCIO

Latacunga, Febrero 21 del 2013

## **DEDICATORIA**

El presente trabajo de graduación está dedicado a todas las personas que han sido de alguna manera importantes en mi vida, en especial a mis padres que siempre me han apoyado para cumplir mis sueños.

Lucero Oramas Diego Fernando

## **AGRADECIMIENTO**

A mis padres, Inés y Byron que siempre me han apoyado en todos los proyectos que he realizado en mi vida.

A mi familia, Rosario, Zoila, Néstor, Alexis, Bernarda, Carlos, Verónica, Mauricio, que con su amor y cariño siempre han estado a mi lado en todos aquellos momentos importantes en mi vida.

A mis amigos que han estado conmigo en las situaciones buenas y malas de la vida.

Lucero Oramas Diego Fernando

# ÍNDICE DE CONTENIDOS

	<b>Pág.</b>
Preliminares .....	I
Certificación.....	II
Dedicatoria .....	III
Agradecimiento .....	IV
Índice de contenidos .....	V
Índice de tablas .....	VIII
Índice de figuras .....	IX
Índice de anexos .....	XII
Resumen .....	XIII
Summary .....	XIV

## **CAPÍTULO I EL TEMA**

1.1 Antecedentes .....	1
1.2 Justificación e importancia .....	2
1.3 Objetivos .....	3
1.3.1 Objetivo General .....	3
1.3.2 Objetivos Específicos .....	3
1.4 Alcance.....	3

## **CAPÍTULO II MARCO TEÓRICO**

2.1 Introducción.....	4
2.2 Fairchild FH-227 .....	4
2.2.1 Historia .....	4
2.2.2 Desarrollo .....	5
2.2.3 Versiones .....	6
2.2.4 Producción .....	7

2.2.5 Especificaciones técnicas de Fairchild Hiller .....	8
2.3 Controles de vuelo .....	10
2.3.1 Controles de vuelo primarios.....	11
2.3.1.1 Alerones .....	12
2.3.1.2 Timón de profundidad.....	13
2.3.1.3 Timón de dirección .....	15
2.3.2 Controles de vuelo secundarios .....	16
2.3.2.1 Flaps.....	17
2.3.2.2 Slats .....	19
2.3.2.3 Spoilers o aerofrenos .....	20
2.3.3 Compensadores .....	20
2.4 Controles de vuelo del ala del avión Fairchild Hiller FH-227 .....	21
2.4.1 Alerón .....	22
2.4.2 Control Wheel / Rueda de control .....	23
2.4.3 Auxiliry shaft / Eje Auxiliar .....	24
2.4.4 Intermediate Sector / Sector Intermedio .....	25
2.4.5 Sector Impulsor y Barra de Torsión.....	26
2.4.6 Spring Tab.....	27
2.4.7 Balance Tab .....	28
2.4.8 Mecanismo Actuador del Balance-Trim Tab.....	29
2.4.9 Mecanismo Actuador del Balance Tab.....	31
2.4.10 Mecanismo de Control del Trim Tab.....	31
2.4.11 Cables de Control.....	32
2.4.12 Trim Cables .....	34
2.4.13 Flaps.....	35
2.5 Cables de Control.....	36
2.5.1 Componentes del cable.....	36
2.5.1.1 Alambre central .....	36
2.5.1.2 Hebra central o núcleo .....	37
2.5.1.4 Cuerda de cable de centro independiente.....	37
2.5.2 Cables Flexibles .....	39
2.5.3 Cables No Flexibles .....	41
2.6 Turnbuckles.....	42
2.6.1 Instalación de Turnbuckle.....	43

2.6.2 Seguridad para turnbuckles.....	44
2.6.2.1 Método envoltura doble .....	44
2.6.2.2 Método envoltura individual.....	45
2.7 Polea .....	46
2.7.1 Designación y tipos de poleas.....	47
2.8 Tensión mecánica .....	48
2.8.1 Tensiómetro .....	48

### **CAPÍTULO III DESARROLLO DEL TEMA**

3.1 Preliminares .....	49
3.2 Procedimientos a seguir antes de realizar el desmontaje .....	49
3.3 Remoción de Tapas y carenajes .....	50
3.4 Desmontaje de los cables de control.....	53
3.5 Desmontaje del flap del ala izquierda.....	59
3.6 Desmontaje del alerón del ala izquierda .....	63
3.7 Análisis económico.....	67
3.7.1 Presupuesto .....	67
3.7.2 Costos .....	67

### **CAPÍTULO IV CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES**

4.1 Conclusiones.....	69
4.2 Recomendaciones.....	69
Glosario.....	71
Bibliografía .....	73

## ÍNDICE DE TABLAS

	<b>Pág.</b>
Tabla 2.1 Construcción de cables flexibles y propiedades físicas..	40
Tabla 2.2 Construcción de cables no flexibles .....	42
Tabla 3.1 Costos .....	68



## ÍNDICE DE FIGURAS

	<b>Pág.</b>
Figura 2.1 Avión FH-227 Matrícula HC-BHD.....	5
Figura 2.2 Avión Fairchild Hiller FH-227.....	8
Figura 2.3 Dimensiones del avión Fairchild Hiller FH-227.....	9
Figura 2.4 Controles de vuelo .....	11
Figura 2.5 Controles de vuelo primarios.....	12
Figura 2.6 Alerones.....	12
Figura 2.7 Funcionamiento de los Alerones.....	13
Figura 2.8 Timón de profundidad .....	14
Figura 2.9 Funcionamiento del timón de profundidad .....	14
Figura 2.10 Timón de dirección.....	15
Figura 2.11 Funcionamiento del timón de dirección.....	15
Figura 2.12 Flaps .....	17
Figura 2.13 Tipos de flaps.....	18
Figura 2.14 Slats .....	19
Figura 2.15 Spoilers o aerofrenos .....	20
Figura 2.16 Aleta Compensadora.....	21
Figura 2.17 Alerón izquierdo .....	23
Figura 2.18 Rueda de control.....	24
Figura 2.19 Eje Auxiliar .....	25
Figura 2.20 Sector Intermedio.....	26
Figura 2.21 Sector Impulsor y barra de torsión .....	27
Figura 2.22 Spring Tab.....	28
Figura 2.23 Balance tab .....	29
Figura 2.24 Mecanismo actuador del balance trim tab.....	30
Figura 2.25 Mecanismo actuador del balance tab.....	31
Figura 2.26 Mecanismo del control trim tab.....	32
Figura 2.27 Cables de control .....	33
Figura 2.28 Trim cables.....	34
Figura 2.29 Flap externo .....	36
Figura 2.30 Flap interno .....	36

Figura 2.31 Cable de acero .....	37
Figura 2.32 Componentes cable de acero .....	38
Figura 2.33 Cables flexibles .....	42
Figura 2.34 Cables no flexible .....	41
Figura 2.35 Turnbuckle .....	43
Figura 2.36 Instalación Turnbuckle .....	43
Figura 2.37 Métodos de seguridad de turnbuckles.....	46
Figura 2.38 Polea simple.....	47
Figura 2.39 Tensión .....	48
Figura 2.40 Tensiómetro .....	48
Figura 3.1 Paneles aerodinámicos ala-fuselaje Fairchild FH-227 .....	50
Figura 3.2 Parte delantera del ala central .....	51
Figura 3.3 Vista superior del ala central .....	51
Figura 3.4 Raíz del ala sin las tapas .....	52
Figura 3.5 Borde de salida del ala izquierda con las tapas abiertas.....	52
Figura 3.6 Turnbuckle cable de control en el ala central .....	53
Figura 3.7 Cables de control en el compartimiento neumático.....	54
Figura 3.8 Turnbuckles del compartimento de la cabina .....	54
Figura 3.9 Cables de control .....	55
Figura 3.10 Cables de control compartimento neumático .....	55
Figura 3.11 Gust Lock .....	56
Figura 3.12 Cables de control en la parte posterior del ala central .....	57
Figura 3.13 Sector Intermedio .....	57
Figura 3.14 Cables de control enrollados .....	58
Figura 3.15 Polea señalizada .....	59
Figura 3.16 Fairing del flap.....	60
Figura 3.17 Flap interno del ala izquierda .....	60
Figura 3.18 Spindle .....	61
Figura 3.19 Articulación flap externo .....	61
Figura 3.20 Conjunto spindle.....	62
Figura 3.21 Conjunto del eje giratorio y spindle .....	62
Figura 3.22 Flap externo .....	63
Figura 3.23 Contour Tool Fairchild .....	64
Figura 3.24 Gust Lock .....	64

Figura 3.25 Fairings Alerón .....	65
Figura 3.26 Varilla de doble efecto.....	65
Figura 3.27 Tapa del alerón .....	66
Figura 3.28 Varilla de doble efecto del balance tab.....	66
Figura 3.29 Alerón del ala izquierda.....	67

## ÍNDICE DE ANEXOS

Anexo A: Anteproyecto

Anexo B: Avión Fairchild FH-227

Anexo C: Ala izquierda

Anexo D: Controles de vuelo del ala izquierda

Anexo E: Diagrama del rigging del alerón

Anexo F: Orden técnica Removal/Installation Control Cables

Anexo G: Orden técnica Removal/Instalation Flap

Anexo H: Orden técnica Removal/Installation aileron

Anexo I: Memorándum de la donación del avión Fairchild FH-227 HC- BHD

## RESUMEN

El siguiente proyecto trata acerca del desmontaje de los controles de vuelo de la aeronave Fairchild Hiller FH-227, con el fin de poder trasladarla de una forma segura y fácil desde el Ala de Transporte No. 11 hasta el campus del instituto Tecnológico Superior Aeronáutico.

Se presenta a continuación toda la información que se recopiló desde los Manuales de Mantenimiento para poder seguir paso a paso lo que exigía la orden técnica y cumplir con la tarea propuesta sin afectar el estado de la aeronave.

La información contenida en este proyecto como son: procedimientos de la orden técnica, herramientas que se deben utilizar, materiales y equipo de protección necesarios para realizar el desmontaje, y toda la información técnica de los componentes de la aeronave; resultan muy útil para estudiantes y docentes para relacionarse con el avión.

El tema tratado en el presente proyecto se centra en el desmontaje de los controles de vuelo, procedimiento necesario para poder desmontar posteriormente el ala de una manera más favorable y más segura. Así mismo antes de poder realizar este procedimiento se desconectaron componentes que podrían dañarse en el desmontaje, como por ejemplo cableado, turnbuckles, líneas neumáticas y conexiones eléctricas.

El proyecto se realizó con el fin de mejorar la manera como se reciben las clases, y aumentar los conocimientos prácticos, en el Instituto

En la parte final de este proyecto se presentan las conclusiones del mismo, indicando que se cumplieron con los objetivos trazados; de la misma manera tenemos las recomendaciones, muy necesarias para tener referencias en un futuro, en el caso de realizar un proyecto similar a éste.

## SUMARY

The next project is about the dismantling of the flight controls of the aircraft systems Fairchild Hiller FH-227, in order to move it in a safe and easy from the Ala de Transportes # 11 to the campus Higher Technological Institute of Aeronautics

Following is the information that was collected from maintenance manuals to follow step by step which required technical order and comply with the proposed task without affecting the state of the aircraft.

The information contained in this project are technical order procedures, tools to be used, materials and protective equipment necessary for disassembly, and alj the technical information of the components of the aircraft are very useful for students and teachers to interact with the plane

The issue addressed in this project focuses on the removal of the flight controls, procedures necessary to subsequently remove the wing of a more favorable and more secure Also before doing this procedure were disconnected components could be damaged in removal, such as cables, turnbuckles, air lines and electrical connections.

The project was to improve the way classes are received, and increase skills in the Institute.

At the end of this project presents the conclusions, indicating that it met the objectives set, in the same way we have the recommendations, very necessary to be referenced in the future, in the case of a project like this.

## **CAPÍTULO I**

### **EL TEMA**

#### **1.1 Antecedentes**

De acuerdo al estudio realizado previamente en el anteproyecto se notó indispensable para el propósito de una formación avanzada, los diferentes Institutos y Universidades aeronáuticos del mundo deben contar con los instrumentos didácticos necesarios, como es el caso de poseer un avión escuela para el aprendizaje práctico de los estudiantes.

El Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico (ITSA) ubicado en la ciudad de Latacunga es el único centro de educación superior en el país el cual brinda al personal civil y militar carreras tecnológicas en el ámbito aeronáutico, las cuales son Electrónica, Ciencias de la Seguridad Aérea y Terrestre, Logística y Transporte, Mecánica Aeronáutica y Telemática.

Al no haber en el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico un avión escuela en óptimas condiciones para el uso del estudiantado se busco la donación por parte de la F.A.E. del avión Fairchild FH-227 que se encuentra inoperativo en el ALA de transportes N°11.

Para el correcto traslado del avión del avión desde el ALA de transportes N° 11 hasta el campus de Instituto se deben desmontar algunas partes del avión, entre ellas se encuentran los controles de vuelo de las alas, esto se realiza para el cuidado de las partes en el traslado.

## **1.2 Justificación e importancia**

El Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico brinda a sus estudiantes una buena enseñanza con el material didáctico que cuenta; aun así es necesario estar a la par de los nuevos desafíos que se requieren actualmente en el campo aeronáutico. Por tal motivo se precisa seguir implementando con nuevos procedimientos, técnicas que permitan al estudiante habituarse de una mejor manera con el trabajo y funcionamiento de los diferentes sistemas de una aeronave.

Por tal razón, poseer un avión escuela en el que se pueda conocer más de cerca los sistemas de la aeronave, sus componentes y funcionamiento es la mejor opción para continuar desarrollando capacidades y conocimientos prácticos en los estudiantes.

Se deben desmontar los controles de vuelo de las alas con la finalidad de proteger estas partes al momento de su traslado, además se desmontan los controles de vuelo para el correcto desmontaje de las alas del avión Fairchild FH-227, ya que así se expone en su manual de mantenimiento.

De esta forma, se justifica el desmontaje de los controles de vuelo del ala izquierda para su correcto traslado del ALA de transportes N°11 hasta el campus del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico.

## **1.3 Objetivos**

### **1.3.1 Objetivo General**

Desmontar los controles de vuelo del ala izquierda del avión Fairchild FH-227 con matrícula HC-BHD para su traslado del ala de transporte N°11 hasta el campus del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico.



### **1.3.2 Objetivos Específicos**

- Recolectar la información necesaria que ayude a realizar el desmontaje de los controles de vuelo del avión Fairchild FH-227.
- Obtener las herramientas adecuadas para el correcto desmontaje de los controles de vuelo.
- Tener el equipo de seguridad necesario para realizar el desmontaje sin ningún inconveniente.
- Realizar un estudio general acerca de los componentes de los controles de vuelo que se desmontarán
- Desmontar los controles de vuelo del ala izquierda y sus diversos componentes para que no interfieran en el desmontaje del ala izquierda.

### **1.4 Alcance**

Al tener un avión escuela se logrará optimizar el estudio de la aeronave siendo los principales beneficiarios los estudiantes del ITSA de todas las carreras, y de igual manera los docentes encargados de impartir las diferentes asignaturas, ya que podrán valer de esta excelente herramienta didáctica, tanto en forma teórica como práctica, esto permitirá tener un conocimiento más claro, actualizado y preciso de lo que es la aviación.

## **CAPÍTULO II**

### **MARCO TEÓRICO**

#### **2.1 Introducción**

El presente capítulo contiene toda la información recopilada acerca del avión Fairchild FH-227 y de los controles de vuelo de las alas para así tener una mejor comprensión acerca de las herramientas, los manuales e instrumentos utilizados en el desmontaje de los controles de vuelo.

#### **2.2 Fairchild FH-227<sup>1</sup>**

##### **2.2.1 Historia**

Las relaciones entre Fokker y Fairchild comienzan hacia el año 1952. Ambos constructores habían trabajado anteriormente en la búsqueda de un avión que lograra remplazar el DC-3. En un principio Fairchild logra obtener la licencia de fabricación de los aviones de entrenamiento Fokker S.11, S.12 y S.14. El 26 de abril de 1956 Fairchild llega a un acuerdo con Fokker para construir bajo licencia el Fokker F27, por entonces en desarrollo en Holanda y se decide la construcción de la fábrica en Hagerstown, Maryland. El primer pedido americano por los aviones producidos por Fairchild no tarda en llegar: en abril de mismo año se recibe una orden inicial de la aerolínea West Coast Airlines por cuatro aviones, a la que les siguieron en mayo un nuevo pedido de Bonanza Airlines de tres unidades y en junio siete más para Piedmont Airlines.

---

<sup>1</sup>[http://es.wikipedia.org/wiki/Fairchild\\_Hiller\\_FH-227](http://es.wikipedia.org/wiki/Fairchild_Hiller_FH-227)

El primer F-27 producido por Fairchild es entregado a su cliente, poco tiempo antes que la fábrica Fokker en Schiphol-Holanda haya entregado su primer modelo de serie.

Los aviones producidos por Fairchild recibieron denominaciones diferentes a los modelos holandeses:

F.27-100 producido por Fokker equivalía al F-27 de Fairchild. F.27-200 al F-27A de Fairchild. F.27-300 al F-27B de Fairchild.

Fairchild por su parte desarrolla versiones propias, como la F-27F(un avión VIP en configuración ejecutiva), el F-27J, más pesado y remotorizado con Dart Mk 532-7 para la Allegheny Airlines y el modelo de prestaciones mejoradas en alta cota F-27M.

### **2.2.2 Desarrollo**

En 1964 Fairchild se fusiona con la fábrica Hiller, creando así la Fairchild Hiller Corporation y comienza los estudios de desarrollo para un avión de mayor capacidad, siempre utilizando como base de desarrollo del Fokker F.27 y su planta motriz Rolls-Roys Dart. Se cambia la denominación de los aviones producidos, que en el futuro llamaran FH-227. Los trabajos iniciales consisten en un alargamiento de la estructura del fuselaje, agregando un plug delante de las alas que aumenta su longitud en 1.98 m adicionales. Esto permite pasar de una capacidad de 40 pasajeros en los F.27 a 52 en los FH-227. Exteriormente, los aviones eran también reconocibles no solo por su mayor longitud, sino que ahora llevaba doce ventanillas ovales por lado. Comparado a los diez a los diez de los F-27. Estos modelos iniciales fueron motorizados con Dart 532-7, los mismos motores de los F-27 J.

El objetivo básico de la Fairchild Hiller era lograr un avión que fuera económicamente rentable, fiable y de fácil operación para las aerolíneas regionales. Los estudios de mercado le dieron la razón y pronto el libro de pedidos

registraba 42 por el nuevo avión. El primer aparato realizó su primer vuelo el 27 de enero de 1966, recibió la certificación de la FAA en junio del mismo año y a principio de julio se entrega el primer ejemplar a la (Mohawk Airlines).

Esta compañía había seguido con mucho detalle todo el desarrollo y producción de sus aviones, teniendo permanentemente un representante técnico en la fábrica de Hagerstown Piedmont Airlines recibirá su primer avión el 15 de marzo de 1967.



**Figura 2.1:** Avión FH-227 Matrícula HC-BHD

**Fuente:** <http://www.flugzeugbilder.de/show.php?id=552100>

### 2.2.3 Versiones

**FH-227.-** Versión inicial motorizada con Dart 7 Mk 532-7 de 2.250 cv. Estos motores tenían una caja de reducción de 0.093:1. Peso máximo en despegue 19.730 kg (43.500 lbs.)

**FH-227B.-** versión reforzada de mayor peso, pedida por Piedmont Airlines en Abril de 1966 y que entrara en servicio en marzo de 1967. Como planta motriz se instalan Dart Mk 532-7L de 2.250 cv y el avión es equipado con hélices de mayor diámetro. El peso máximo en despegue pasa a 20.640 kg (45.500 lbs.)

**FH-227C.-** Básicamente un FH-227 con las hélices del FH-227B. Mismo peso máximo al despegue y motorización.

**FH-227D.-** Versión pasajeros-carga convertible. Equipada con frenos mejorados ABS y sistemas de flaps con posiciones intermedias para el despegue. Motores Dart 7 532-7C o Dart 7 Mk 532-7L de 2.300cv y caja de reducción de 0.093:1. Peso máximo al despegue de (45.500 lbs.)

**FH-227E.-** FH227C modificado en FH-227D. Motorización en FH-227D. Motorización Dart 7 Mk 532-7L de 2.300 cv. Peso máximo al despegue de 19.730 Kg (43.500 lbs.)

#### **2.2.4 Producción**

Los números de constructor de Fairchild Hiller van de C/N 501 al C/N 579, de hecho este último avión jamás fue terminado lo que da una producción de 78 aviones FH-227. Muchos de estos aviones fueron modificados a lo largo de su vida útil y pasaron de ser por ejemplo, convertidos de FH-227 a FH-227B u otras posibilidades según los deseos de los operadores. Pero los términos generales y tomando en cuenta su entrega inicial la producción puede dividirse en:

- ✓ **FH-227** 33 aviones
- ✓ **FH-227B** 37 aviones
- ✓ **FH-227D** 8 aviones

Seis aviones fueron convertidos en FH-227E, incluyendo el C/N 501 originalmente el avión FH-227 demostrador de Fairchild Hiller, vendido después a la Mobil Oil donde volara con el registro N2657. Otros aviones serán modificados por Fairchild Hiller a lo largo de su vida útil en LCD.

De la serie final de ocho FH-227D, cinco aviones construidos como FH-227D LCD, los tres aviones restantes construidos para diferentes organismos de México carecían de la gran compuerta de carga. De los cinco FH- 227D LCD, dos fueron adquiridos por la Fuerza Aérea Uruguaya, los C/N 571 y C/N 572 recibiendo las matriculaciones FAU-570 y FAU- 571. El FAU-571 entregado en 1968, fue perdido en un trágico accidente en los andes el 13 de octubre de 1972, lo que

lleva a la FAU a pedir a Fairchild un avión adicional, recibiendo entonces el FH-227D LCD C/N 574 que volara bajo la matriculación FAU-572.




Los otros dos FH-227D (C/N 573 y C/N 575) fueron operados inicialmente por “American Jet Industries” y las Texas Petroleum. El avión de producción final, el FH-227D C/N 578 tuvo como ultimo operador de la Armada de México, donde volaba bajo la registraci3n MT-216.

### 2.2.5 Especificaciones t3cnicas de Fairchild Hiller FH-227



**Figura 2.2:** Avión Fairchild Hiller FH-227

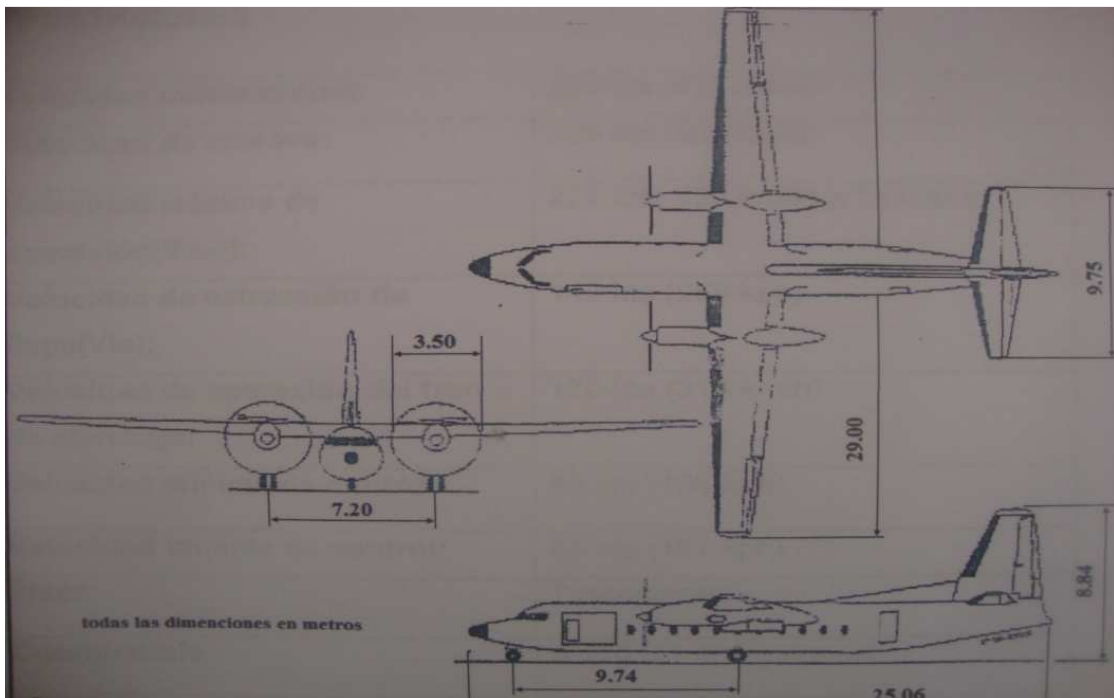
**Fuente:** [http://es.wikipedia.org/wiki/Archivo:Mohawk\\_N7823M.png](http://es.wikipedia.org/wiki/Archivo:Mohawk_N7823M.png)

<b>Tipo</b>	avión comercial y de transporte
<b>Fabricante</b>	 Fairchild Hiller
<b>Primer vuelo</b>	27 de enero de 1966
<b>Introducido</b>	1 de julio de 1966 (mohawk)
<b>Estado</b>	Algunos ejemplares todavía en servicio
<b>Usuarios Principales</b>	 Ases Colombia,  Fuerza Aérea Uruguaya
<b>Producción</b>	78
<b>N.º Construidos</b>	78 modelos FH-227

El FH-227 fue un derivado del transporte civil holandés Fokker F-27 construido bajo licencia por la Fairchild Hiller en su fábrica de Hagerstown, Maryland, en el estado de Virginia (EEUU).

## DIMENSIONES

- **Longitud:** 25,50 m
- **Envergadura alar:** 29 m
- **Altura:** 8.41 m



**Figura 2.3.** Dimensiones del avión Fairchild FH-227

**Fuente:** Manual de mantenimiento del avión Fairchild FH-227

## Pesos

- **Máximo al despegue (MTOW):** 20.640 kg (45.500 lbs.)
- **Máximo al aterrizaje (MLW):** 20.410 kg (45.000 lbs.)
- **Vacío (ZFW):** 18.600 kg (41.000 lbs.)
- **Planta motriz:** 2 Rolls-Royce Dart 532-7L de 2.300 cv, Reduction Gearing 0.093.1. Estos motores permitían un máximo de 15.000 rpm, y se recomendaba evitar operaciones entre las 8.500 y las 9.500 rpm. El máximo de temperatura permitido era de 930°C en el arranque y 905°C en la fase de despegue por cinco minutos.

- **Hélices:** dos de tipo Rotol de un diámetro nominal de 12,5 ft. El máximo régimen permitido era de 16.500 rpm y funcionaban en 4 posiciones: Ground fine pitch 0°, Flight fine pitch 16°, Cruise pitch 28° y Feathered con 83°.

## Prestaciones

- **Velocidad máxima(Vne):** 259 kts (478 km/h)
- **Velocidad de crucero:** 220 kts (407 km/h)
- **Velocidad máxima de operación(Vmo):** 227 kts( 420 km/h) a 19.000 ft
- **Velocidad de extracción de flaps(Vfe):** 140 kts (259 kph)
- **Velocidad de operación del tren de aterrizaje:**170 kts (314 km/h)
- **Velocidad mínima de control:** 90 kts (166 kph) (sin tren ni flaps abajo)
- **Velocidad mínima de control:** 85 kts (157 kph) (todo abajo, dependiendo peso)
- **Flaps:** 7 posiciones
- **Combustible:** 5.150 l (1.364 galones)
- **Consumo:** 202 gal/hora
- **Máxima autonomía:** 2.661 km (1.437 nm)
- **Techo de servicio:** 8.535 m
- **Tripulación:** 2
- **Pasajeros:** 48 a 52
- **Carga útil:** 6.180 kg (13.626 lbs.)
- **Producción:** de 1966 a 1972 (cierre de la producción)
- **Ejemplares producidos:** 78

### 2.3 Controles de vuelo<sup>2</sup>

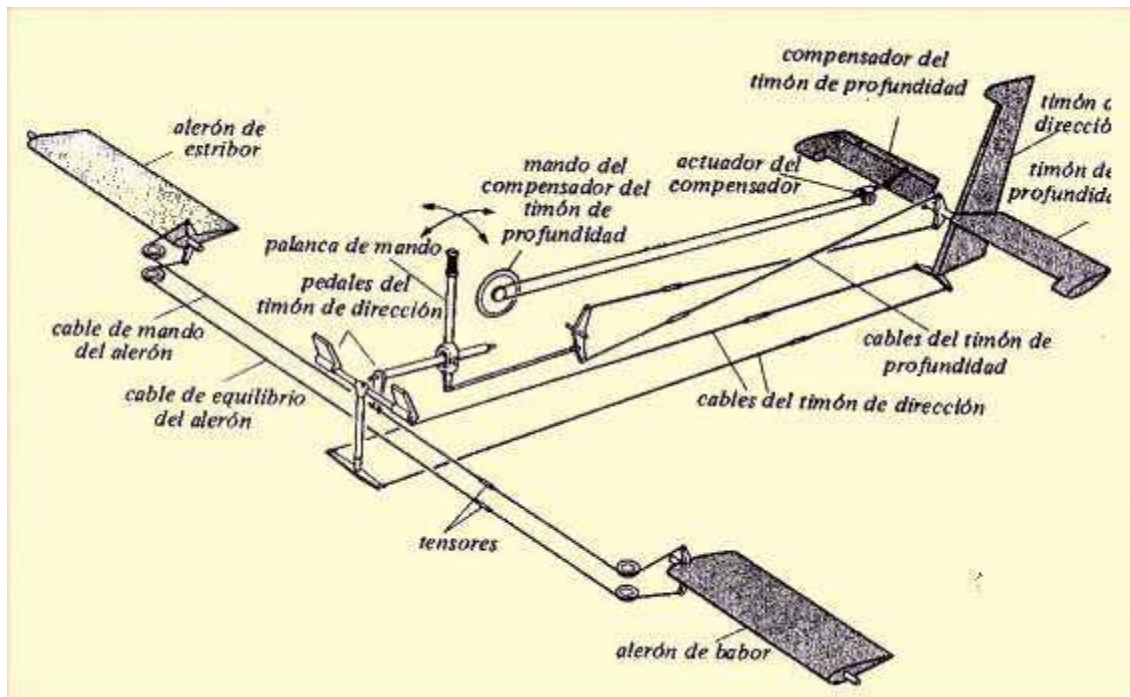
Los controles primarios de vuelo consisten en las superficies convencionales de alerones, timón de dirección y elevador. Los controles secundarios consisten en dispositivos hipersustentadores (flaps y slats), spoilers (control lateral, freno aerodinámico en vuelo y tierra). Sistemas de alamas son

---

<sup>2</sup> <http://www.md80.com.ar/controles.html>



provistos para pérdida de sustentación y despegue adverso, o condiciones de velocidad máxima.



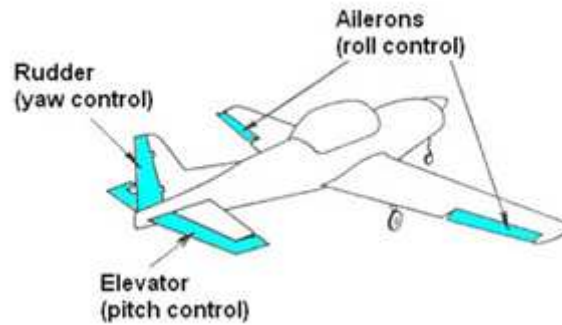
**Figura 2. 4:** Controles de vuelo

**Fuente:** <http://www.enocasioneshagoclick.com/2009/03/escuadron-click-controles-de-vuelo-y.html>

### 2.3.1 Controles de vuelo primarios<sup>3</sup>

Son superficies aerodinámicas movibles que, accionadas por el piloto a través de los mandos de la cabina, modifican la aerodinámica del avión provocando el desplazamiento de este sobre sus ejes y de esta manera el seguimiento de la trayectoria de vuelo deseada.

<sup>3</sup> <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

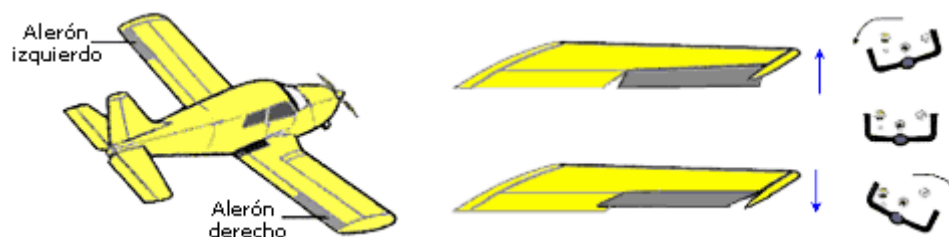


**Figura 2.5:** Controles de vuelo primarios

**Fuente:** <http://www.rclatino.com/phpBB3/viewtopic.php?f=22&t=11481>

### 2.3.1.1 Alerones<sup>4</sup>

Palabra de origen latino que significa "ala pequeña", son unas superficies móviles, situadas en la parte posterior del extremo de cada ala, cuyo accionamiento provoca el movimiento de alabeo del avión sobre su eje longitudinal. Su ubicación en el extremo del ala se debe a que en esta parte es mayor el par de fuerza ejercido. El piloto acciona los alerones girando el volante de control ("cuernos") a la izquierda o la derecha, o en algunos aviones moviendo la palanca de mando a la izquierda o la derecha.



**Figura 2.6:** Alerones

**Fuente:** <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

**Funcionamiento:** Los alerones tienen un movimiento asimétrico. Al girar el volante hacia un lado, el alerón del ala de ese lado sube y el del ala contraria baja, ambos en un ángulo de deflexión proporcional a la cantidad de giro dado al volante. El alerón arriba en el ala hacia donde se mueve el volante implica menor curvatura

<sup>4</sup> <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

en esa parte del ala y por tanto menor sustentación, lo cual provoca que esa ala baje; el alerón abajo del ala contraria supone mayor curvatura y sustentación lo que hace que esa ala suba. Esta combinación de efectos contrarios es lo que produce el movimiento de alabeo hacia el ala que desciende.



**Figura 2.7:** Funcionamiento de los Alerones

**Fuente:** <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

Por ejemplo se desea realizar un movimiento de alabeo a la derecha: se gira el volante a la derecha; el alerón del ala derecha sube y al haber menos sustentación esa ala desciende; por el contrario, el alerón abajo del ala izquierda provoca mayor sustentación en esa ala y que esta ascienda.

### 2.3.1.2 Timón de profundidad<sup>5</sup>

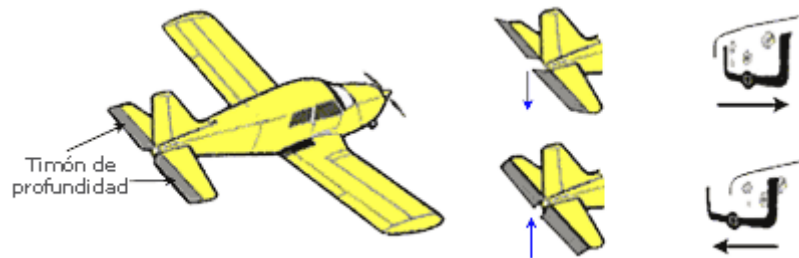
Es la superficie o superficies móviles situadas en la parte posterior del empenaje horizontal de la cola del avión. Aunque su nombre podría sugerir que se encarga de hacer elevarse o descender al avión, en realidad su accionamiento provoca el movimiento de cabeceo del avión (morro arriba o morro abajo) sobre su eje transversal. Obviamente, el movimiento de cabeceo del avión provoca la modificación del ángulo de ataque; es decir que el mando de control del timón de profundidad controla el ángulo de ataque.

En algunos aviones, el empenaje horizontal de cola es de una pieza haciendo las funciones de estabilizador horizontal y de timón de profundidad. El timón de profundidad es accionado por el piloto empujando o tirando del

---

<sup>5</sup> <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

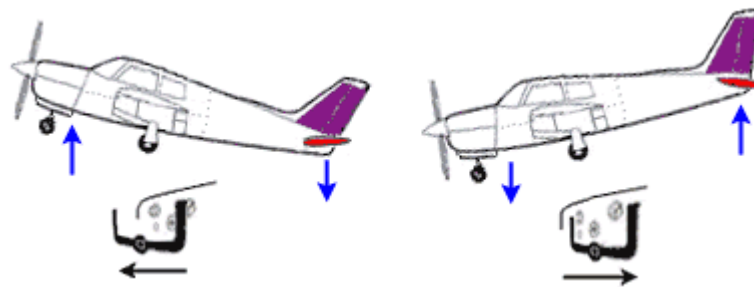
volante o la palanca de control, y suele tener una deflexión máxima de 40° hacia arriba y 20° hacia abajo.



**Figura 2.8:** Timón de profundidad

**Fuente:** <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

Funcionamiento: Al tirar del volante de control, esta superficie sube mientras que al empujarlo baja, en algunos aviones se mueve la totalidad del empenaje horizontal. El timón arriba produce menor sustentación en la cola, con lo cual esta baja y por tanto el morro sube (mayor ángulo de ataque). El timón abajo aumenta la sustentación en la cola, esta sube y por tanto el morro baja (menor ángulo de ataque). De esta manera se produce el movimiento de cabeceo del avión y por extensión la modificación del ángulo de ataque.



**Figura 2.9:** Funcionamiento del Timón de profundidad

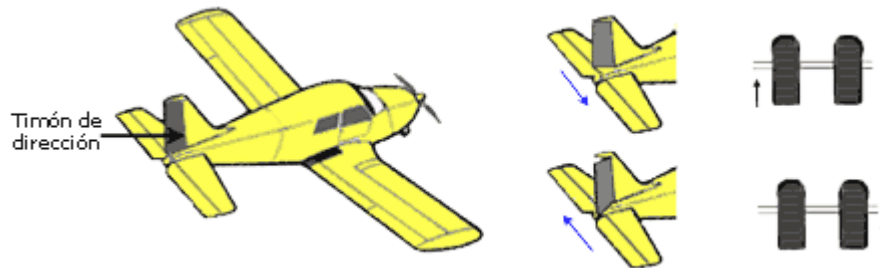
**Fuente:** <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

### 2.3.1.3 Timón de dirección<sup>6</sup>

Es la superficie móvil montada en la parte posterior del empenaje vertical de la cola del avión. Su movimiento provoca el movimiento de guiñada del avión

<sup>6</sup> <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

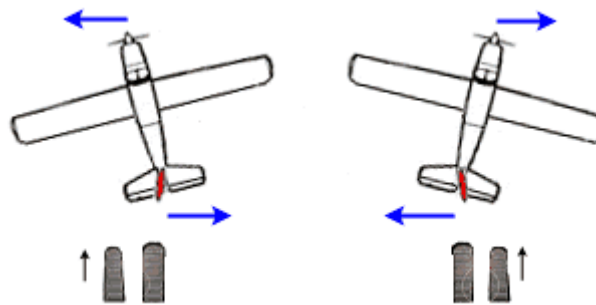
sobre su eje vertical, sin embargo ello no hace virar el aparato, sino que se suele utilizar para equilibrar las fuerzas en los virajes o para centrar el avión en la trayectoria deseada. Suele tener una deflexión máxima de 30° a cada lado. Esta superficie se maneja mediante unos pedales situados en el suelo de la cabina.



**Figura 2.10:** Timón de dirección

**Fuente:** <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

Funcionamiento: Al pisar el pedal derecho, el timón de dirección gira hacia la derecha, provocando una reacción aerodinámica en la cola que hace que esta gire a la izquierda, y por tanto el morro del avión gire (guiñada) hacia la derecha. Al pisar el pedal izquierdo, sucede lo contrario: timón a la izquierda, cola a la derecha y morro a la izquierda.



**Figura 2.11:** Funcionamiento del Timón de dirección

**Fuente:** <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

### 2.3.2 Controles de vuelo secundarios<sup>7</sup>

Es posible disminuir la velocidad mínima que sostiene a un avión en vuelo mediante el control de la capa límite, modificando la curvatura del perfil, o

<sup>7</sup> <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

umentando la superficie alar. Las superficies que realizan una o más de estas funciones se denominan superficies hipersustentadoras.

Las superficies primarias nos permiten mantener el control de la trayectoria del avión, las secundarias se utilizan en general para modificar la sustentación del avión y hacer más fáciles muchas maniobras. Las superficies secundarias son: flaps, slats y spoilers o aerofrenos.

Las superficies secundarias (flaps, slats, spoilers) siempre funcionan en pareja y de forma simétrica, es decir el accionamiento del mando correspondiente provoca el mismo movimiento (abajo o arriba) de las superficies en las dos alas (excepto en los movimientos de los spoilers complementando a los alerones).

Al afectar a la sustentación, a la forma del perfil, y a la superficie alar, el que funcione una superficie y no su simétrica puede suponer un grave inconveniente. Asimismo, tienen un límite de velocidad, pasada la cual no deben accionarse so pena de provocar daños estructurales.

Ha habido accidentes de aviones comerciales debido al despliegue inadvertido de alguna de estas superficies en vuelo, lo cual ha llevado a mejorar los diseños, incorporando elementos que eviten su accionamiento a velocidades inadecuadas. En los aviones comerciales, todas estas superficies (primarias y secundarias) se mueven por medios eléctricos e hidráulicos. La razón es obvia; su envergadura hace que las superficies de control sean mayores; están más alejadas de los mandos que las controlan, y además soportan una presión mucho mayor que en un avión ligero. Todo esto reunido hace que se necesite una fuerza extraordinaria para mover dichas superficies, fuerza que realizan los medios mencionados.

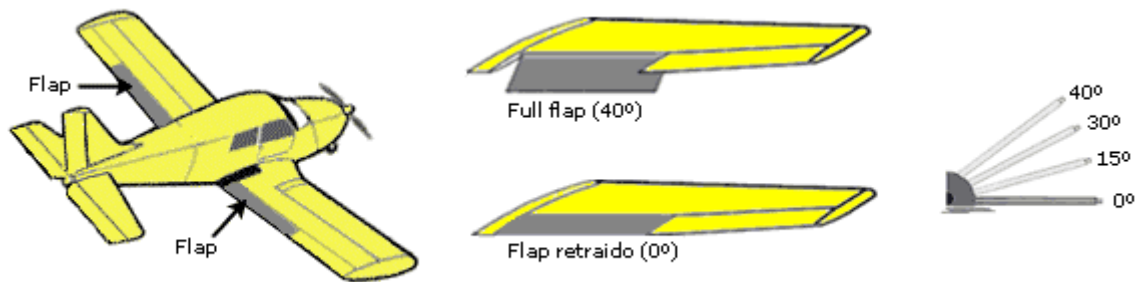
### **2.3.2.1 Flaps<sup>8</sup>**

Los flaps son dispositivos hipersustentadores, cuya función es la de aumentar la sustentación del avión cuando este vuela a velocidades inferiores a

---

<sup>8</sup><http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

aquellas para las cuales se ha diseñado el ala. Situados en la parte interior trasera de las alas, se deflecan hacia abajo de forma simétrica (ambos a la vez), en uno o más ángulos, con lo cual cambian la curvatura del perfil del ala (más pronunciada en el extrados y menos pronunciada en el intrados), la superficie alar (en algunos tipos de flap) y el ángulo de incidencia, todo lo cual aumenta la sustentación (y también la resistencia).



**Figura 2.12:** Flaps

**Fuente:** <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

Se accionan desde la cabina, bien por una palanca, por un sistema eléctrico, o cualquier otro sistema, con varios grados de calaje (10°, 15°, etc..) correspondientes a distintas posiciones de la palanca o interruptor eléctrico, y no se bajan o suben en todo su calaje de una vez, sino gradualmente. En general, deflexiones de flaps de hasta unos 15° aumentan la sustentación con poca resistencia adicional, pero deflexiones mayores incrementan la resistencia en mayor proporción que la sustentación.

En la figura se representan unas posiciones y grados de calaje de flaps como ejemplo, pues el número de posiciones de flaps así como los grados que corresponden a cada una de ellas varía de un avión a otro.

Hay varios tipos de flaps: sencillo, de intrados, flap zap, flap fowler, flap ranurado, flap Krueger, etc...

Sencillo. Es el más utilizado en aviación ligera. Es una porción de la parte posterior del ala.

De intrados. Situado en la parte inferior del ala (intrados) su efecto es menor dado que solo afecta a la curvatura del intrados.

Zap. Similar al de intrados, al deflektarse se desplaza hacia el extremo del ala, aumentando la superficie del ala además de la curvatura.

Fowler. Idéntico al flap zap, se desplaza totalmente hasta el extremo del ala, aumentando enormemente la curvatura y la superficie alar.

Ranurado. Se distingue de los anteriores, en que al ser deflektado deja una o más ranuras que comunican el intrados y el extrados, produciendo una gran curvatura a la vez que crea una corriente de aire que elimina la resistencia de otros tipos de flaps.

Krueger. Como los anteriores, pero situado en el borde de ataque en vez del borde de salida.



**Figura 2.13:** Tipos de flaps

**Fuente:** <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

Los flaps únicamente deben emplearse en las maniobras de despegue, aproximación y aterrizaje, o en cualquier otra circunstancia en la que sea necesario volar a velocidades más bajas que con el avión "limpio".

Los efectos que producen los flaps son:

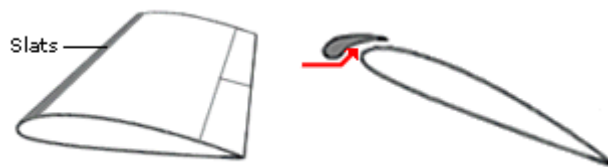
- Aumento de la sustentación.
- Aumento de la resistencia.
- Posibilidad de volar a velocidades más bajas sin entrar en pérdida. Se necesita menor longitud de pista en despegues y aterrizajes. La senda de aproximación se hace más pronunciada.
- Crean una tendencia a picar.
- En el momento de su deflexión el avión tiende a ascender y perder velocidad.



### 2.3.2.2 Slats<sup>9</sup>

Son superficies hipersustentadoras que actúan de modo similar a los flaps. Situadas en la parte anterior del ala, al deflectarse canalizan hacia el extrados una corriente de aire de alta velocidad que aumenta la sustentación permitiendo alcanzar mayores ángulos de ataque sin entrar en pérdida.

Se emplean generalmente en grandes aviones para aumentar la sustentación en operaciones a baja velocidad (aterrizajes y despegues), aunque también hay modelos de aviones ligeros que disponen de ellos.



**Figura 2.14:** Slats

**Fuente:** <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

En muchos casos su despliegue y repliegue se realiza de forma automática; mientras la presión ejercida sobre ellos es suficiente los slats permanecen retraídos, pero cuando esta presión disminuye hasta un determinado nivel (cerca de la velocidad de pérdida) los slats se despliegan de forma automática. Debido al súbito incremento o disminución (según se extiendan o replieguen) de la sustentación en velocidades cercanas a la pérdida, debemos extremar la atención cuando se vuela a velocidades bajas en aviones con este tipo de dispositivo.

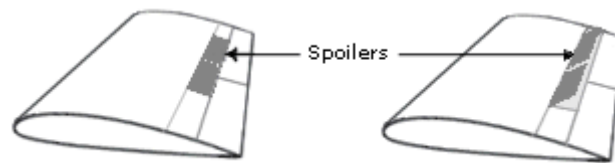
### 2.3.2.3 Spoilers o Aerofrenos<sup>10</sup>

Al contrario que los anteriores, el objetivo de esta superficie es disminuir la sustentación del avión. Se emplean sobre todo en reactores que desarrollan altas velocidades y sirven para frenar el avión en vuelo, perder velocidad y facilitar el

<sup>9</sup> <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

<sup>10</sup> <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

aterrizaje, ayudar a frenar en tierra, y en algunos aviones como complemento de los alerones para el control lateral y los virajes en vuelo.



**Figura 2.15:** Spoilers o aerofrenos

**Fuente:** <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

### 2.3.3 Compensadores<sup>11</sup>

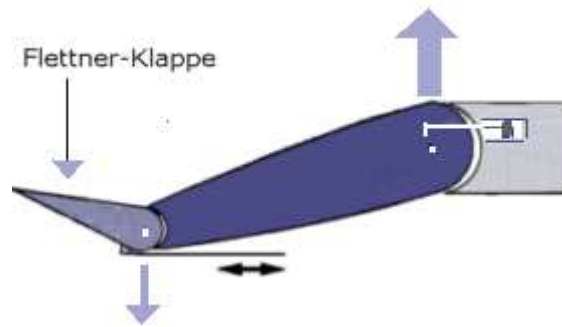
El piloto consigue la actitud de vuelo deseada mediante los mandos que actúan sobre las superficies de control, lo cual requiere un esfuerzo físico por su parte; imaginemos un vuelo de un par de horas sujetando los mandos y presionando los pedales para mantener el avión en la posición deseada. Para evitar este esfuerzo físico continuado, que podría provocar fatiga y falta de atención del piloto, con el consiguiente riesgo, el avión dispone de compensadores.

Estos son unos mecanismos, que permiten que las superficies de control se mantengan en una posición fijada por el piloto, liberándole de una atención continuada a esta tarea.

Aunque no todos los aviones disponen de todos ellos, los compensadores se denominan según la función o superficie a la que se aplican: de dirección, de alabeo, o de profundidad.

---

<sup>11</sup> <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>



**Figura 2.16:** Aleta compensadora

**Fuente:** <http://en.wikipedia.org/wiki/File:Control-tab.png>

## 2.4 Controles de vuelo del ala del avión Fairchild Hiller FH-227<sup>12</sup>

Los controles de vuelo en este Avión son operados manualmente, incluyendo: La Aleta Compensadora, Alerón Convencional; dichos sistemas de control de vuelo desarrollan un motor de control de poleas y cables.

Los alerones incorporan un resorte de la aleta compensadora y un equilibrio aerodinámico de la aleta compensadora; el sistema del timón de dirección incluye un balance y un equilibrio aerodinámico de la aleta compensadora y el sistema del elevador desarrolla una aleta de compensación en el lado izquierdo.

Los reguladores de tensión son instalados en los cables de los sistemas del timón de dirección y el elevador.

Los seguros gust están colocados en los sistemas del elevador, timón de dirección, alerones y resorte de las aletas compensadoras del alerón.

Los frenos aerodinámicos son operados eléctricamente a través de un motor accionado por crics de tornillos instalados por prevención con una operación manual en el caso de un fallo eléctrico.

### 2.4.1 Alerón

El alerón es un conjunto de costillas y largueros cubiertos de metal con un borde de ataque removible de plástico reforzado. La envergadura del frente, la

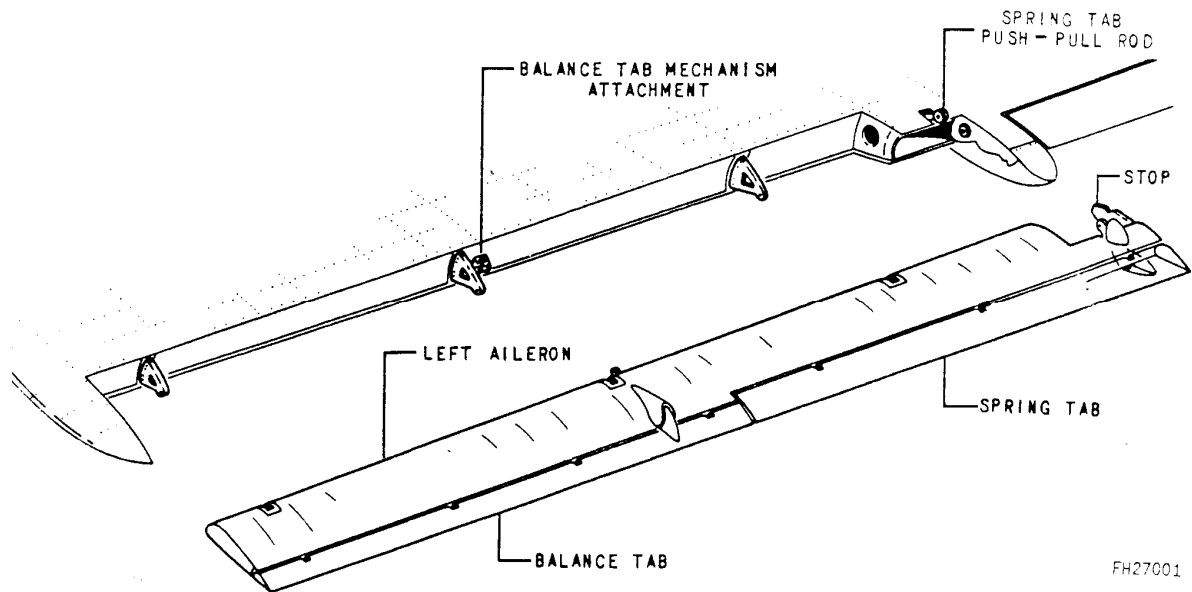
<sup>12</sup> Manual de mantenimiento del avión Fairchild Hiller FH-227. ATA 27

mitad y la parte posterior de los largueros forman la longitud del alerón. Las costillas están en dos secciones y están remachadas perpendicularmente entre los largueros con separaciones iguales. Un conjunto de piel superior e inferior es remachada a los largueros y costillas. El borde de ataque de plástico es sujetado al larguero frontal mediante 19 tornillos con tela que cubre los agujeros de unión.

Tres bisagras son montadas en el lado delantero del larguero intermedio para unir el alerón al ala; también el alerón es unido al ala en su extremo interno, en la línea de bisagra, mediante un accesorio anclado en un cojinete y asegurado por un perno y una tuerca. Las láminas de acceso para alcanzar los accesorios de bisagras están localizadas en el interior del alerón.

Una barra de torsión es montada en el larguero intermedio en el extremo interior del alerón. Unida a la barra de torsión está una palanca la cual está unida a push-pull rods entre el sector impulsor en el ala y el spring tab. Cada alerón tiene un spring tab unido al interior del borde de salida. El alerón izquierdo tiene un balance tab unido a la parte exterior, del borde de salida mientras que el alerón tiene una combinación entre trim-balance tab en el exterior del borde de salida. El fairing está instalado para cubrir los push-pull rods de las aletas (tabs).

Pesos son añadidos al larguero delantero para equilibrio. Una alerta de tope está unida al extremo interior de la costilla con topes ajustables montados en el ala para facilitar el ajuste para un viaje correcto del alerón.

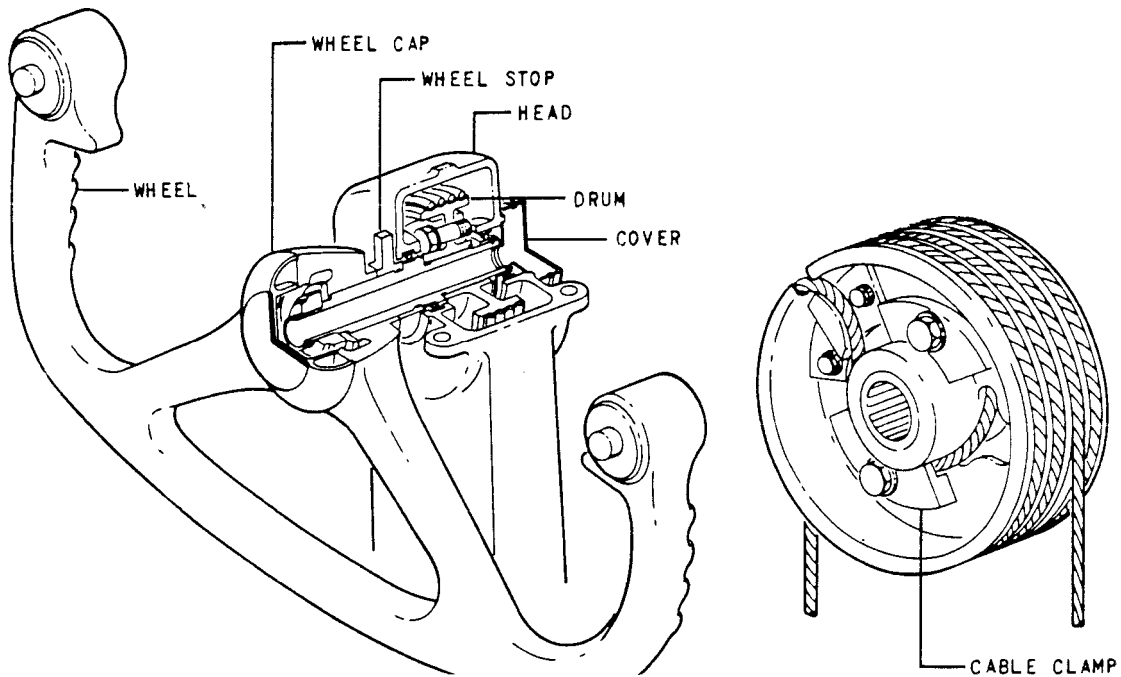


**Figura 2.17:** Alerón Izquierdo

**Fuente:** Manual de Mantenimiento del Avión Fairchild Hiller FH-227

#### 2.4.2 Control Wheel / Rueda de control

Una rueda de control convencional está montada en la parte superior de cada columna de control para proveer los medios para manipular y controlar el sistema de alerones desde el comportamiento de la tripulación. La rueda y un tambor dentro de la columna de control están ranurados para tener un eje común. El cable del alerón está envuelto en el tambor y es asegurado en su posición por dos abrazaderas por delante y por detrás del tambor mientras el cable pasa a través de la red del tambor. Un switch eléctrico (botón o pulsador) está instalado en el extremo interior de la rueda de control con cables que atraviesan el interior del borde de la rueda y por afuera de la parte central de la rueda dentro y a través del centro del eje. Dos topes permanentes están montados en el control de columna para detener el movimiento de la rueda en 120 grados +0, -1 (grados) hacia la derecha o izquierda



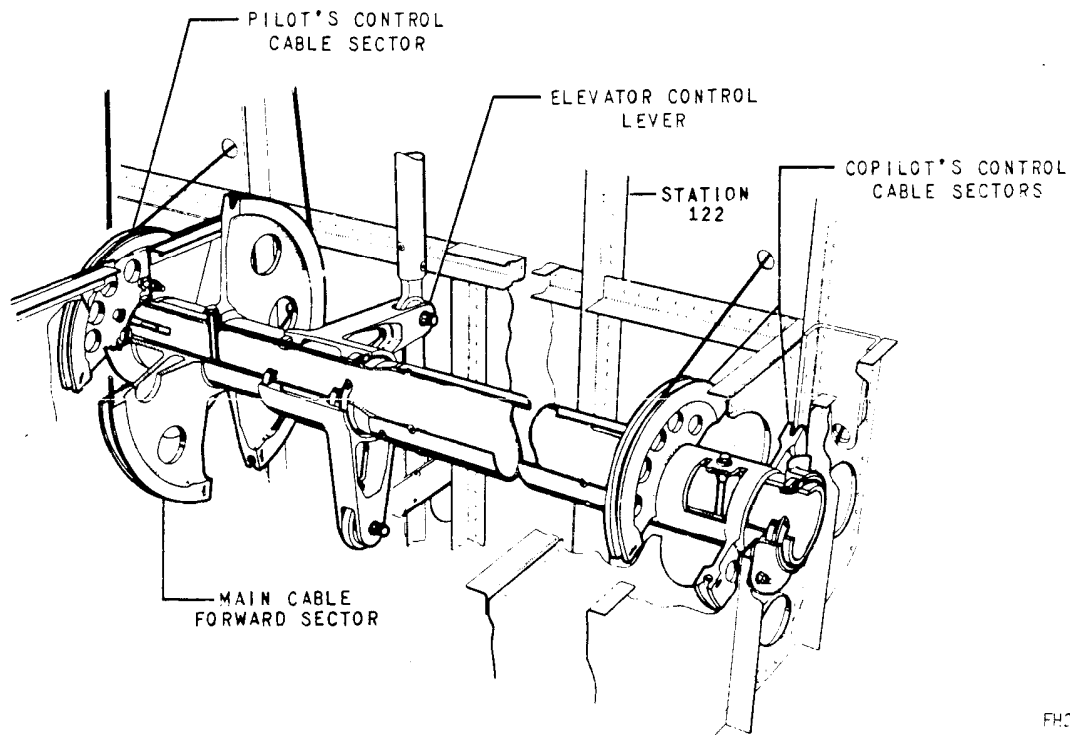
**Figura 2.18:** Rueda de control

**Fuente:** Manual de Mantenimiento del Avión Fairchild Hiller FH-227

### 2.4.3 Auxiliary Shaft / Eje Auxiliar

Un eje, montado en cojinetes detrás del ingreso a la cabina y a continuación del piso de compartimento neumático, monta los sectores delanteros del control del alerón y un nivel del elevador.

Dos sectores pequeños en cada extremo del eje están conectados a los cables reforzando a la rueda de control del piloto o copiloto. Uno de los sectores largos está montado dentro de los sectores más pequeños a mano izquierda. Este sector es la siguiente conexión para los conjuntos de cable principales del alerón que van hacia atrás del conjunto del sector intermedio en el ala izquierda. El eje auxiliar y los sectores están fijados con pernos mientras que la palanca del elevador se desliza libremente en el eje.



FH27003

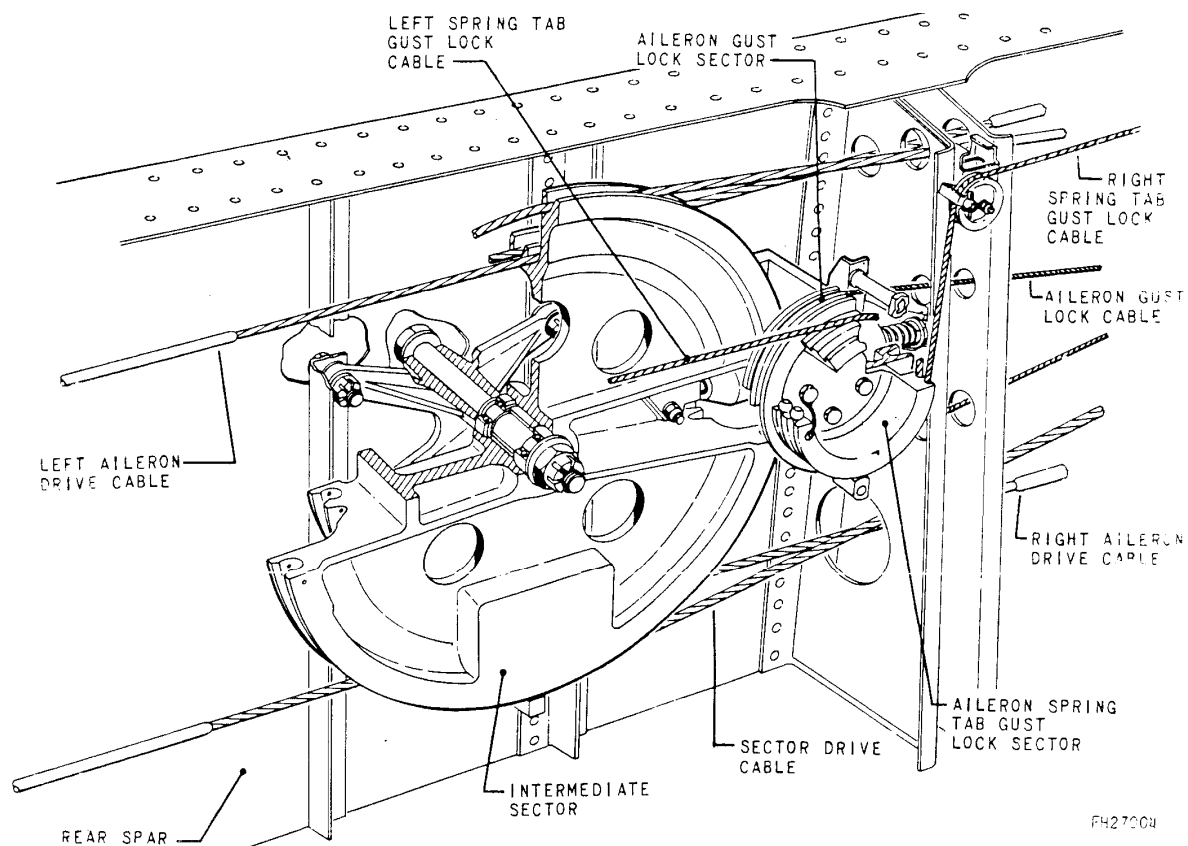
**Figura 2.19: Eje Auxiliar**

**Fuente:** Manual de Mantenimiento del Avión Fairchild Hiller FH-227

#### **2.4.4 Intermediate Sector / Sector Intermedio**

Un sector con triple ranurado está montado en el lado posterior de los largueros traseros del ala izquierda. La última ranura retiene el conjunto de cables hacia delante al sector en el eje auxiliar, montado a continuación del compartimiento neumático. La ranura central retiene el conjunto del cable extendido al sector impulsor del alerón izquierdo mientras que la ranura delantera retiene el conjunto de cables del alerón derecho.

Un corte en el conjunto se alinea con el pin del gust lock cuando el conjunto está en posición neutral. El acceso al conjunto se logra bajando los flaps y abriendo el panel más interior en el borde de salida del ala izquierda.



**Figura 2.20:** Sector Intermedio

**Fuente:** Manual de Mantenimiento del Avión Fairchild Hiller FH-227

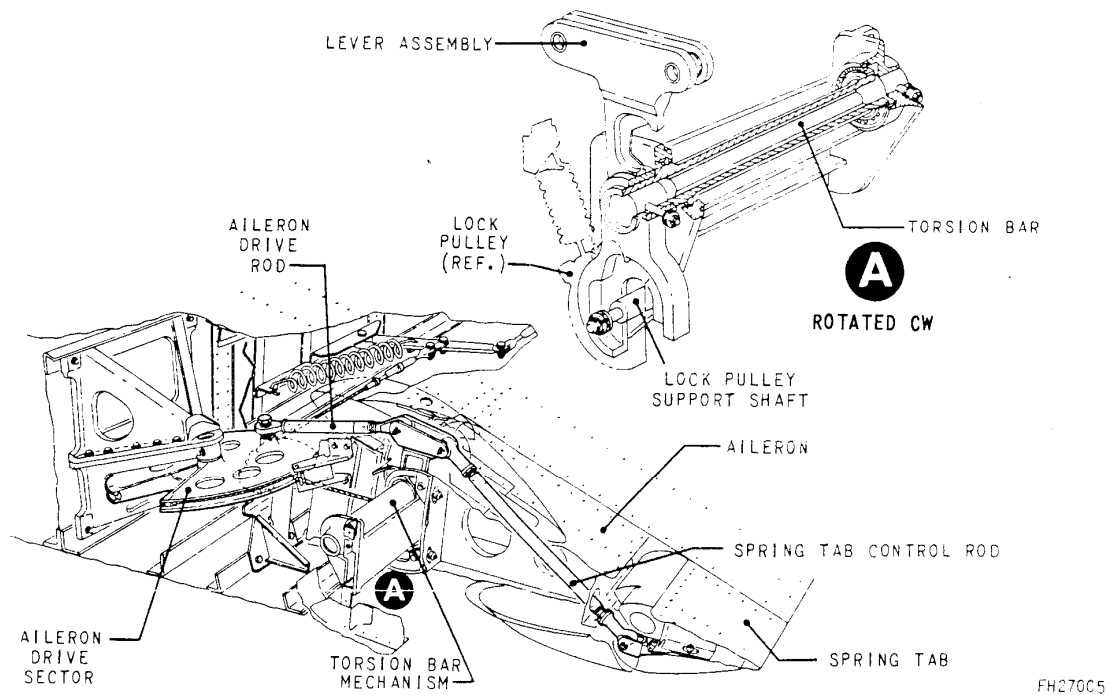
### 2.4.5 Sector Impulsor y Barra de Torsión

Un sector o segmento de rueda está montado en un sujetador unido a la parte posterior del larguero trasero justo por fuera del ala en cada una de ellas. El sector transfiere la acción del cable a una varilla de doble efecto conectada a una palanca unida a uno de los extremos de una barra de torsión, montada en la línea de articulación del alerón. El extremo opuesto de la barra de torsión está asegurado al alerón, así que ninguna fuerza debe pasar a través de la barra para mover el alerón. También, unida a la palanca de la barra de torsión está una varilla de doble efecto conectada al balancín del spring tab.

Cuando se encuentra operativo, el alerón será movido por los controles si la carga de aire en la superficie del alerón es menor que la resistencia torsional de la barra de torsión. Con una carga de aire en la superficie del alerón, la barra de torsión se



enrosca y la palanca rota para mover el spring tab. Un tope es incorporado en la barra de torsión montado para limitar la cantidad de giro que puede ser aplicada a la barra. Una lámina de acceso es instalada en el interior del ala a continuación del conjunto del sector y los fairings cubren las varillas de doble efecto, la palanca y el balancín de la aleta.



**Figura 2.21:** Sector Impulsor y Barra de Torsión

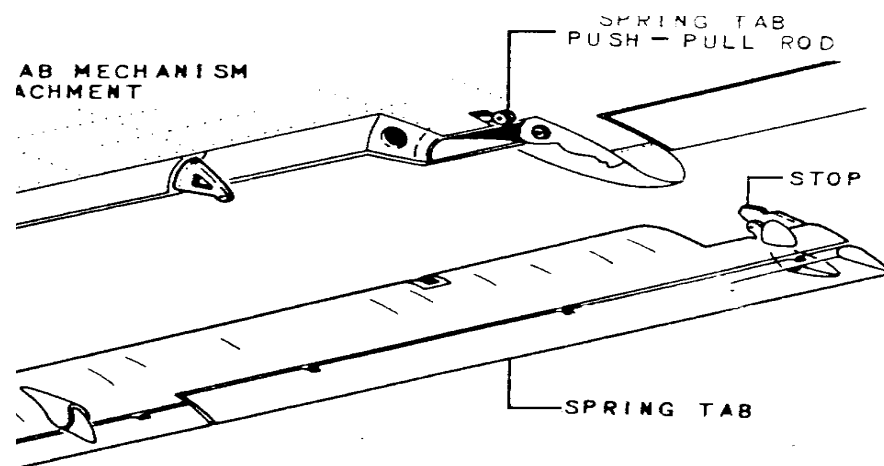
**Fuente:** Manual de Mantenimiento del Avión Fairchild Hiller FH-227

### 2.4.6 Spring Tab

El spring tab está unido al borde de salida de un extremo hacia el interior del alerón. Su propósito es asistir en el movimiento del alerón en vuelo. La construcción de la aleta o tab consiste de una pieza de piel de aleación de aluminio reforzado con un larguero frontal e intermedio que va a lo largo de la aleta.

El borde de ataque es plástico reforzado sujetado por tornillos al larguero frontal. Los reforzadores y espaciadores están conectados a tierra al fuselaje para tener rigidez, y termina de forma cónica en el borde de salida. La piel está remachada al

languero delantero e intermedio. Las costillas están remachadas a cada extremo y en ambos lados de las aberturas de la articulación delantera del languero intermedio. Los acoples de las articulaciones son pernos de horquillas unidos al languero intermedio. Un balancín de alerón está montado en la superficie baja de la aleta o tab como un sujetador para el control de la varilla de doble efecto y está cubierta por un fairing. El spring tab es una superficie equilibrada con pesos de compensación unidos al languero delantero.



**Figura 2.22:** Spring Tab

**Fuente:** Manual de Mantenimiento del Avión Fairchild Hiller FH-227

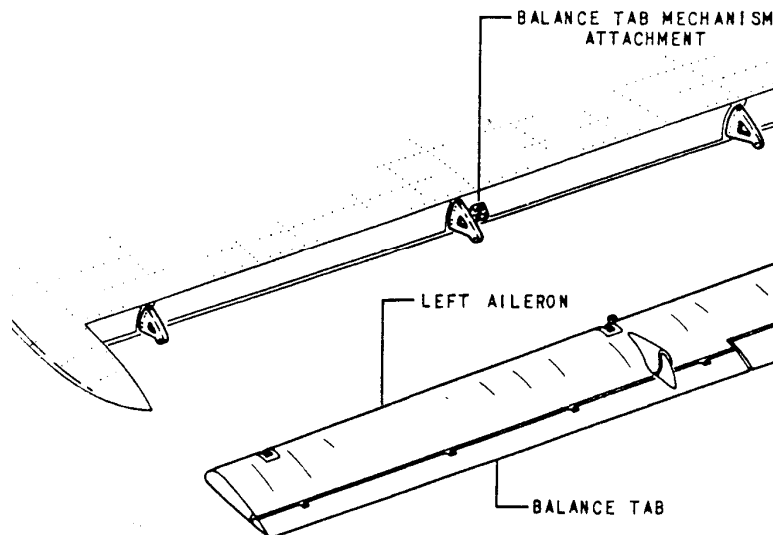
#### 2.4.7 Balance Tab

El balance tab está unido al borde de salida en el extremo hacia afuera del alerón. La función del tab es de reducir el esfuerzo requerido por el piloto en los controles. El tab en el alerón derecho está también conectado al control del trim del alerón; por consiguiente funciona como un trim tab.

La construcción del tab consiste de una lámina de una pieza, sujeta firmemente por reforzadores y espaciadores que están conectados a tierra y remachados al fuselaje, remachados a un languero y a una lámina trasera que se extiende a lo largo del tab o aleta. Las articulaciones son cuatro pernos de horquilla sujetos

al larguero. Un balancín de alerón está sujeto a la parte superior del tab para proveer conexión para el control de la varilla de doble efecto.

Un fairing cubre la varilla y el balancín del alerón.



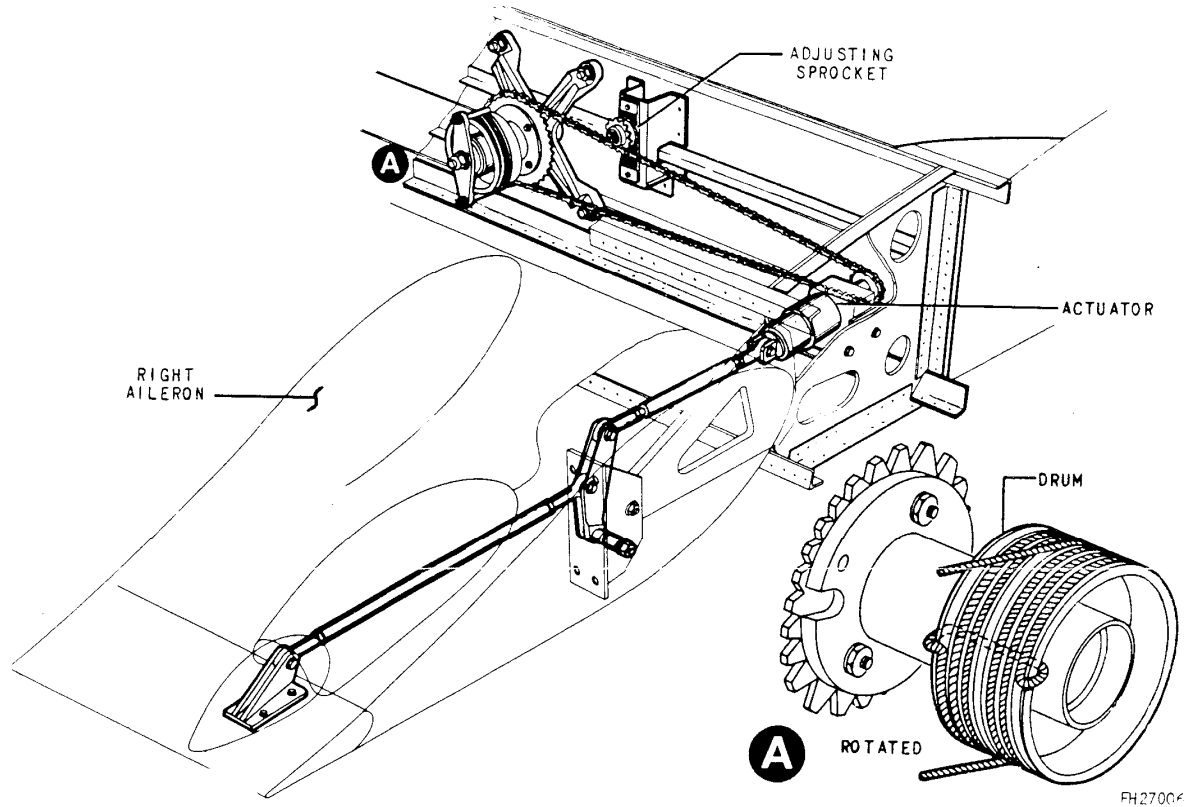
**Figura 2.23:** Balance Tab

**Fuente:** Manual de Mantenimiento del Avión Fairchild Hiller FH-227

#### 2.4.8 Mecanismo Actuador del Balance-Trim tab

Las varillas de doble efecto (push-pull rods), una palanca en el alerón derecho, y un actuador lineal conectado por una cadena hacia un conjunto del tambor controla el balance trim tab en el ala derecha del avión. El actuador es montado en la parte exterior del ala, con el tambor y el impulsor de cadena de 17 1/2 pulgadas hacia adentro. El cable desde el control del trim en el pedestal del compartimiento de tripulación está envuelto en el tambor. El tambor impulsa al actuador a través de una cadena interconectada. Un engranaje ajustable está montado al larguero posterior entre el tambor y el actuador para tensionar apropiadamente la transmisión de la cadena (drive chain). En el alerón, una palanca está articulada a continuación de la línea de articulación a la cual las varillas de doble efecto están conectadas. La varilla baja está sujeta al balancín de alerón y la varilla superior esta sujeta al actuador. El movimiento del actuador hará mover al tab para compensar a la aeronave sobre su eje

longitudinal en vuelo. El movimiento del alerón también inicia el movimiento del tab en dirección opuesta que el tab ejecute la función de un balance tab. Inspección y servicio es ejecutado a través de un panel de acceso.

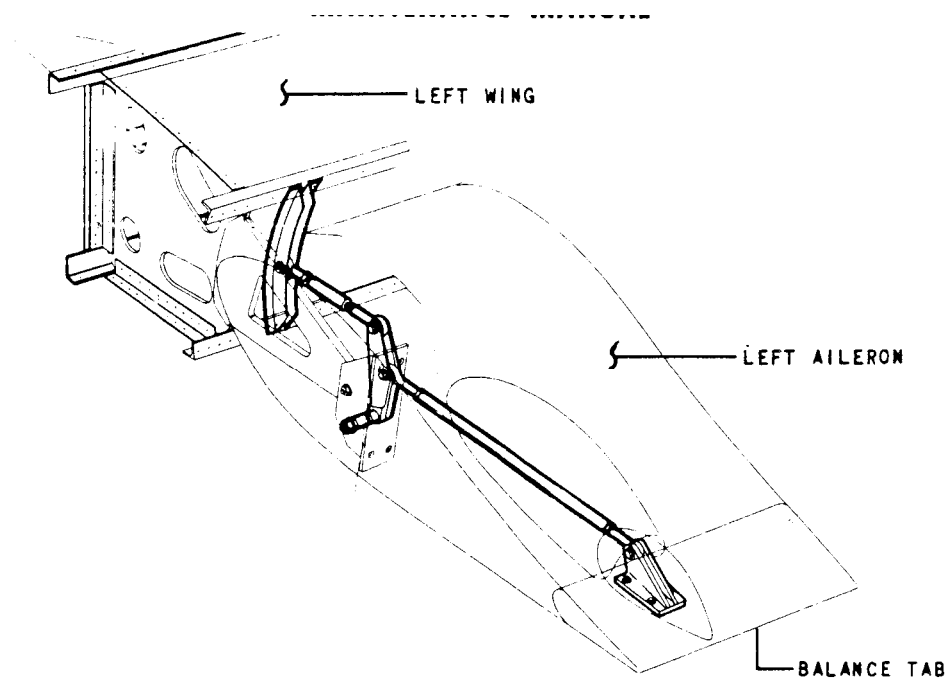


**Figura 2.24:** Mecanismo Actuador del Balance-Trim tab

**Fuente:** Manual de Mantenimiento del Avión Fairchild Hiller FH-227

#### 2.4.9 Mecanismo Actuador del Balance Tab

El mecanismo actuador del balance tab está localizado en el interior del alerón en la articulación central del ala izquierda. Una articulación de palanca debajo de la línea de articulación del alerón está sujeta a dos varillas de doble efecto, una varilla está también unida a un acople en el borde de salida del ala y la otra está sujeta al balancín de alerón. El movimiento del alerón fuerza a las varillas de doble efecto para mover la superficie del tab en la dirección opuesta a la que se mueve la superficie del alerón.

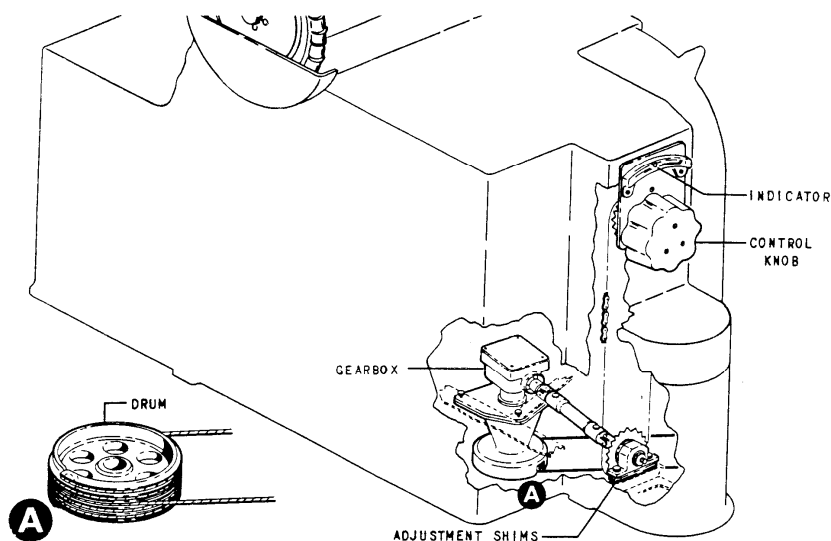


**Figura 2.25:** Mecanismo Actuador del Balance tab

**Fuente:** Manual de Mantenimiento del Avión Fairchild Hiller FH-227

#### 2.4.10 Mecanismo de Control del Trim Tab

La perilla del control del tab del alerón y el indicador están localizados en la parte posterior del pedestal de control en cabina. La perilla de control o rueda gira una rueda dentada para cadena articulada la cual está conectada a un segundo impulsor de rueda dentada montada inmediatamente arriba del nivel del piso. Esta rueda dentada está conectada mediante un eje de unión universal a un engranaje y un conjunto de tambor. Los cables del trim tab del alerón están envueltos en el tambor. La perilla está también instalada (a manera de engranaje) a un indicador el cual muestra el movimiento del tab en grados. El giro extremo del indicador hacia la derecha o la izquierda completamente producirá 1,43 revoluciones en el tambor.



**Figura 2.26:** Mecanismo de Control del Trim Tab

**Fuente:** Manual de Mantenimiento del Avión Fairchild Hiller FH-227

### 2.4.11 Cables De Control

Los cables de control del alerón están separados en tres secciones diferentes. Una sección de cables es de dos sets de cables conectados a las ruedas de control del piloto o del copiloto hacia sus sectores respectivos en el eje auxiliar (auxiliary shaft) localizado debajo de los compartimentos neumático y radio. Otra sección del sistema de control es la de los cables entre el sector en el eje auxiliar y el sector intermedio en el ala izquierda, finalmente, las secciones de cables entre el sector intermedio y cada sector impulsor en los paneles exteriores del ala.

Los cables de la sección delantera son de 5/32 pulgadas, hechos de hierro resistente a la corrosión. El acceso para propósitos de mantenimiento se lo realiza mediante la remoción del limitador del compartimento de tripulación y a través del corte en el piso del compartimento neumático.

Los cables entre el eje auxiliar y el sector intermedio son de 5/32 pulgadas de metal resistente a la corrosión con las secciones largas en la parte superior fijadas

a una placa metálica, teniendo un tubo de aluminio de 1/4pulgadas estampado al cable donde el cable no pasa sobre poleas o a través del divisorio (bulkhead) presurizado. El acceso a los cables se logra abriendo el compartimento neumático, removiendo los paneles superiores en el compartimento de carga, removiendo los paneles exteriores en la parte alta del fuselaje y el larguero frontal del ala, removiendo el fairing del ala central y abriendo el panel más interno en el borde de salida del ala.

Los cables en el área del ala entre el sector intermedio y los sectores impulsores son también de 5/32 pulgadas, de metal resistente a la corrosión con los cables más largos fijados a partes metálicas donde sea posible. El acceso a los cables se logra a través de paneles en el borde de salida del ala, el plato de acceso debajo del sector impulsor, y el fairing del ala central hacia el fuselaje.



**Figura 2.27:** Cables de control

**Fuente:** Diego Lucero (Avión Fairchild FH-227 HC-BCD)

#### **2.4.12 Trim Cables**

Los cables de 3/32 pulgadas de hierro resistente a la corrosión viajan debajo y detrás del piso del compartimento de cabina desde el tambor de control del trim hacia poleas en el compartimento o divisorio 122 a la derecha de la puerta. Desde estas poleas, los cables viajan a lo largo del lado posterior del divisorio 122 y luego regresan por arriba hacia las poleas en el lado posterior del

larguero posterior del ala. Los cables continúan viajando a lo largo del larguero posterior del ala derecha hacia el mecanismo actuador del trim tab. El acceso a los cables se logra removiendo la escalera del compartimento de cabina, quitando la cobertura del panel del equipo eléctrico superior, removiendo el equipo de radio apropiado para alcanzar las poleas más bajas detrás del divisorio, removiendo los overhead panels en el compartimento de carga, removiendo los paneles exteriores entre el fuselaje y el larguero frontal del ala, removiendo el fairing del ala hacia el fuselaje, y abriendo los paneles en el borde de salida del ala derecha.



**Figura 2.28:** Trim Cables

**Fuente:** Diego Lucero (Avión Fairchild FH-227 HC-BCD)

#### **2.4.13 Flaps**

Los flaps en este avión se encuentran situados, uno cerca al fuselaje y otro al final del mismo; dichos controles están instalados sobre el panel de borde de disposición de cambio de cada ala. El flap cercano al fuselaje está localizado entre el fuselaje y la nacela del motor; el flap más lejano al fuselaje, se localiza entre la zona de salida de la nacela y cerca al alerón.

Los flaps son actuados por cric de tornillos, cuatro al final de cada freno aerodinámico.



Los cric de tornillos son controlados por la caja de instalación o gearboxes, la misma que está colocada en el borde del remolque del ala, la cual se encuentra interconectada por unos tubos de torque y son accionados por un motor reversible en la nacela izquierda.

La energía para la operación del circuito de control del freno aerodinámico del ala es obtenida desde los 28 voltios de la barra de corriente continua primaria. Los flaps de la salida del fuselaje son controlados a una deflexión de 11-1/2, (9 en fh-227d y FH- 227e), 16-1/2, 27 y 40 grados desde la posición arriba (up) mientras que los flaps situados cerca al fuselaje están mecanizados a una deflexión solamente de 62.5% de esos valores.

La deflexión del flap del ala es controlada por una palanca de posicionamiento situada en el pedestal, las posiciones arriba y abajo son controladas por interruptores limitadores up y down, las posiciones intermedias están cableadas alrededor de la línea del interruptor, la cual activa el circuito, cuando los flaps están a una distancia y posición deseada. El sistema de control está conectado a la barra primaria de corriente continua (dc) en el panel de equipamiento eléctrico y el motor del freno aerodinámico es conectado a la línea de emergencia de vuelo en la caja de junción de la nacela izquierda. Si los flaps están bien colocados asimétricamente durante las operaciones, ellos pueden ser retornados a la configuración total up por la anulación del posicionamiento del interruptor emerg up. La operación de emergencia del freno aerodinámico es acoplada usando la palanca de dar manivela alojada sobre la puerta del compartimiento neumático. Los Flaps tienen una construcción y son instalados similarmente del tipo de ranurado singular. La estructura del flap consiste de una piel unida y montajes de larguerillos, de cuadernas y largueros. El flap lejano del fuselaje contiene un larguero auxiliar en la parte posterior; el flap cercano al fuselaje solamente consiste de un larguero en la parte posterior.

La estructura del freno aerodinámico es cubierta con cuatro separaciones de aleaciones de aluminio identificadas como sección superior, sección inferior, borde de aterrizaje y borde de remolque. Las secciones superior e inferior

consisten de una construcción que conecta la piel con los largueros. Una placa de aluminio forjada es instalada en los extremos de cada montaje del flap, incorporados dos roletas y un eje.

Los rolletes tienen recorrido integral hacia la estructura de la aeronave, ellos están sujetos por el flap en los ejes laterales provocando un balance a la superficie.



**Figura 2.29:** Flap externo

**Fuente:** Diego Lucero (Avión Fairchild FH-227 HC-BCD)



**Figura 2.30:** Flap interno

**Fuente:** Diego Lucero (Avión Fairchild FH-227 HC-BCD)

## 2.5 Cables de control<sup>13</sup>

Los cables de control de los aviones están generalmente fabricados a partir de acero al carbono o acero resistente a la corrosión, ya sea de tipo de construcción flexible o no flexible.



**Figura 2.31** Cable de acero

**Fuente:** [http://img.nauticexpo.es/images\\_ne/photo-g/cable-multifilamento-para-veleros-7x7-35674-250759.jpg](http://img.nauticexpo.es/images_ne/photo-g/cable-multifilamento-para-veleros-7x7-35674-250759.jpg)

### 2.5.1 Componentes del cable

Los siguientes componentes del cable se definen con conformidad con Military Specifications MIL-W-83420, MIL-C-18375, y MIL-W-87161.

#### 2.5.1.1 Alambre central

El centro de todos los filamentos será un cable individual y será designado como centro del cableado.

---

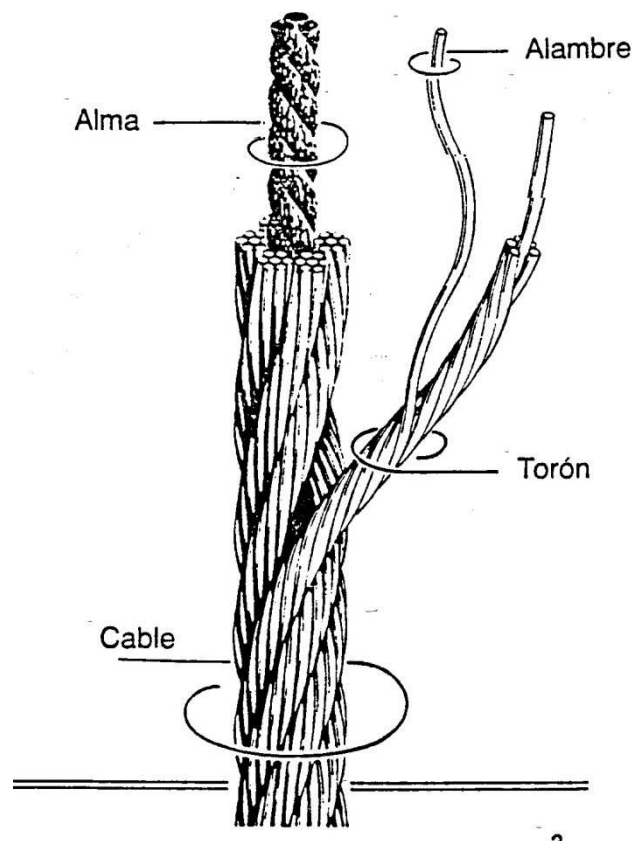
<sup>13</sup> [http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical\\_Links/Ac43-13-1B/CH7\\_8.pdf](http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical_Links/Ac43-13-1B/CH7_8.pdf)

### 2.5.1.2 Hebra central o núcleo

Una hebra central o núcleo es una sola cadena recta de cables preformados, similar a los otros filamentos que comprenden el cable, en disposición y número de cables.

### 2.5.1.3 Cuerda de cable de centro independiente (IWRC) 7X7

Un 7 por 7 de centro independiente de cuerda de alambre como se especifica constará de una cuerda o cable de alambre de seis hebras de siete hilos cada uno, trenzados o establecido alrededor de un centro o núcleo de filamento formado por siete hilos.



**Figura 2.32** Componentes cable de acero

**Fuente:** <http://html.rincondelvago.com/000252400.jpg>

## 2.5.2 Cables flexibles

Cable flexible, preformado, de acero al carbono, Tipo I, composición de los cables A, MIL-W-83420, se fabrican a partir de acero hecho por solera de ácido abierta, solera básico abierto, o el proceso de horno eléctrico. El alambre utilizado es revestido con estaño puro o de zinc.

Cable flexible, preformado, resistente a la corrosión, tipo I, la composición cables B, MIL-W-87161, MIL-W-83420 y MIL-C 18375, están fabricados en acero por el procedimiento de horno eléctrico. Estos cables son de 3x7, 7x7, 7x19, o 6x19 según construcción IWRC, de acuerdo con el diámetro.

El cable de 3x7 consta de tres hebras de siete alambres cada uno. No hay núcleo en esta construcción. El cable 3x7 tiene una longitud de paso de no más de ocho veces o menos de cinco veces el diámetro del cable nominal.

El cable 7x7 consta de seis hebras, de siete alambres cada uno, dispuestos alrededor de una hebra central de siete hilos. Los cables se colocan a fin de desarrollar un cable que tiene la mayor flexión y propiedades de resistencia al desgaste. El cable 7x7 tiene una longitud de paso de no más de ocho veces o menos de seis veces el diámetro del cable.

El cable 7x19 consta de seis cordones establecidos alrededor de un hilo central en una dirección hacia la derecha. Los alambres que componen las siete hebras individuales se colocan alrededor de un alambre central en dos capas. El núcleo central consiste de seis alambres fijados alrededor del alambre central en una dirección hacia la derecha y una capa de hilos 12 fijados alrededor de este en una dirección hacia la derecha.

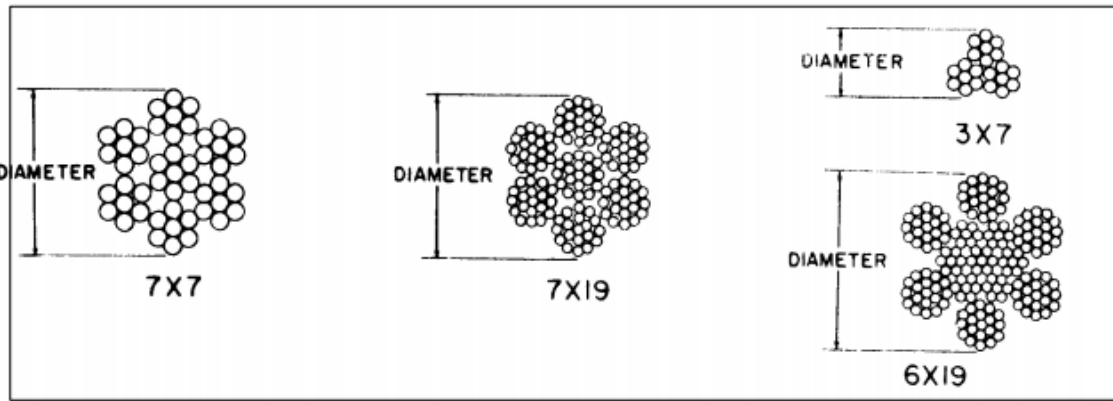
Los seis filamentos exteriores del cable consisten en una capa de seis alambres fijados alrededor del hilo central en una dirección hacia la izquierda y una capa de 12 hilos fijados alrededor de este en un sentido anti horario.

El cable 6x19 consta de seis hebras de 19 hilos cada uno, dispuestos en torno a un 7 por 7. El cable MIL-C-18375, aunque no tan fuerte como MIL-W-83420, es igual en resistencia a la corrosión y superior en no magnético y el coeficiente de propiedades de expansión térmica.

NOMINAL DIAMETER OF WIRE ROPE CABLE	CONSTRUCTION	TOLERANCE ON DIAMETER (PLUS ONLY)	ALLOWABLE INCREASE OF DIAMETER AT CUT END	MINIMUM BREAKING STRENGTH (Pounds)		
				MIL-W-83420 COMP A	MIL-W-83420 COMP B (CRES)	MIL-C-18375 (CRES)
INCHES		INCHES	INCHES	LBS	LBS	LBS
1/32	3 x 7	0.006	0.006	110	110	
3/64	7 x 7	0.008	0.008	270	270	
1/16	7 x 7	0.010	0.009	480	480	360
1/16	7 x 19	0.010	0.009	480	480	
3/32	7 x 7	0.012	0.010	920	920	700
3/32	7 x 19	0.012	0.010	1,000	920	
1/8	7 x 19	0.014	0.011	2,000	1,760	1,300
5/32	7 x 19	0.016	0.017	2,800	2,400	2,000
3/16	7 x 19	0.018	0.019	4,200	3,700	2,900
7/32	7 x 19	0.018	0.020	5,600	5,000	3,800
1/4	7 x 19	0.018	0.021	7,000	6,400	4,900
9/32	7 x 19	0.020	0.023	8,000	7,800	6,100
5/16	7 x 19	0.022	0.024	9,800	9,000	7,600
11/32	7 x 19	0.024	0.025	12,500		
3/8	7 x 19	0.026	0.027	14,400	12,000	11,000
7/16	6 x 19 IWRC	0.030	0.030	17,600	16,300	14,900
1/2	6 x 19 IWRC	0.033	0.033	22,800	22,800	19,300
9/16	6 x 19 IWRC	0.036	0.036	28,500	28,500	24,300
5/8	6 x 19 IWRC	0.039	0.039	35,000	35,000	30,100
3/4	6 x 19 IWRC	0.045	0.045	49,600	49,600	42,900
7/8	6 x 19 IWRC	0.048	0.048	66,500	66,500	58,000
1	6 x 19 IWRC	0.050	0.050	85,400	85,400	75,200
1 - 1/8	6 x 19 IWRC	0.054	0.054	106,400	106,400	
1 - 1/4	6 x 19 IWRC	0.057	0.057	129,400	0	
1 - 3/8	6 x 19 IWRC	0.060	0.060	153,600	129,400	
1 - 1/2	6 x 19 IWRC	0.062	0.062	180,500	0	
					153,600	
					0	
					180,500	
					0	

**Tabla 2.1** Construcción de cables flexibles y propiedades físicas

**Fuente:** [http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical\\_Links/Ac43-13-1B/CH7\\_8.pdf](http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical_Links/Ac43-13-1B/CH7_8.pdf)



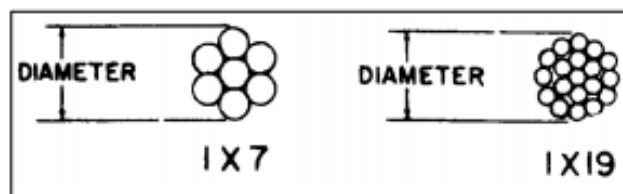
**Figura 2.33** Cables Flexibles

**Fuente:** [http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical\\_Links/Ac43-13-1B/CH7\\_8.pdf](http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical_Links/Ac43-13-1B/CH7_8.pdf)

### 2.5.3 Cables no flexibles

No flexible, preformado, cables de acero al carbono, MIL-W-87161, composición A, son fabricados por los mismos procesos que MIL-W-83420, composición B, flexibles resistentes a la corrosión cables de acero. Los cables de acero no flexible son del 1 x 7 (Tipo I) o 1 x 19 (Tipo II) construcción de acuerdo con el diámetro.

El cable 1x7 consta de seis alambres fijados alrededor de un hilo central en una dirección hacia la izquierda. El cable 1x19 consiste en una capa de seis alambres fijados alrededor de un hilo central en una dirección hacia la derecha, más doce alambres fijados alrededor de la hebra interior en una dirección en sentido anti horario.



**Figura 2.34** Cable No flexible

**Fuente:** [http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical\\_Links/Ac43-13-1B/CH7\\_8.pdf](http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical_Links/Ac43-13-1B/CH7_8.pdf)

STRAND TYPE	NOMINAL DIAMETER OF WIRE STRAND In.	TOLERANCE ON DIAMETER (Plus Only) In.	ALLOWABLE INCREASE IN DIAMETER AT THE END In.	CONSTRUCTION	MIL-W-87161 MINIMUM BREAK STRENGTH COMP A & B Lbs.
I	1/32	0.003	0.006	1 x 7	185
I	3/64	0.005	0.008	1 x 7	375
II	3/64	0.005	0.008	1 x 19	375
I	1/16	0.006	0.009	1 x 7	500
II	1/16	0.006	0.009	1 x 19	500
II	5/64	0.008	0.009	1 x 19	800
II	3/32	0.009	0.010	1 x 19	1,200
II	7/64	0.009	0.010	1 x 19	1,600
II	1/8	0.013	0.011	1 x 19	2,100
II	5/32	0.013	0.016	1 x 19	3,300
II	3/16	0.013	0.019	1 x 19	4,700
II	7/32	0.015	0.020	1 x 19	6,300
II	1/4	0.018	0.021	1 x 19	8,200
II	5/16	0.022	0.024	1 x 19	12,500
II	3/8	0.026	0.027	1 x 19	17,500

**Tabla 2.2** Construcción Cable no flexible y propiedades físicas

**Fuente:** [http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical\\_Links/Ac43-13-1B/CH7\\_8.pdf](http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical_Links/Ac43-13-1B/CH7_8.pdf)

## 2.6 Turnbuckles<sup>14</sup>

Un Turnbuckle o tensor es un dispositivo que se utiliza en sistemas de cable para proporcionar un medio de ajuste de la tensión. Tensores tienen forma de barril con hilos internos de izquierda y derecha en los extremos opuestos.

Los cables, con terminales unidos, se hacen a una longitud tal que, cuando el tensor se ajusta para dar la tensión del cable especificado, un número suficiente de roscas en los extremos terminales se atornillan en el barril para sostener la carga.

Tensores que muestran signos de distorsión/flexión en el hilo debe ser reemplazado. Terminales de tensor están diseñados para proporcionar la tensión

<sup>14</sup> [http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical\\_Links/Ac43-13-1B/CH7\\_9.pdf](http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical_Links/Ac43-13-1B/CH7_9.pdf)



del cable especificado en un sistema de cable, y un tensor de tornillo doblado crearía una tensión indeseable en el cable que afecte a la función del tensor.

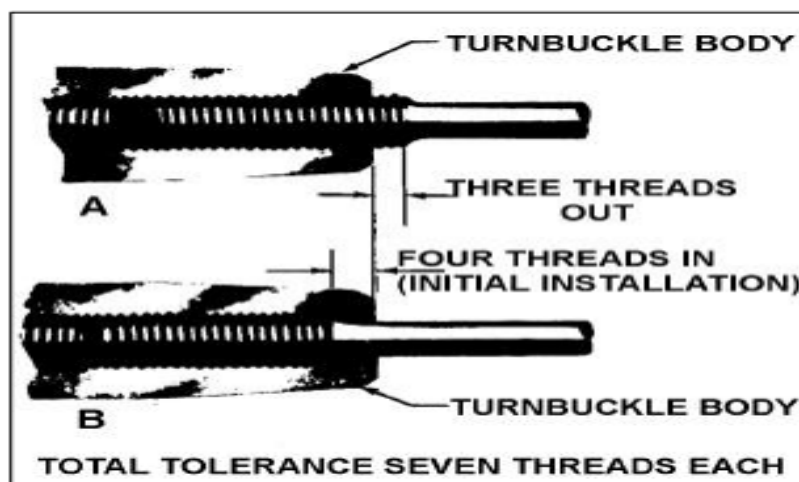


**Figura 2.35** Turnbuckle

**Fuente:** <http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/aeml/airframeimages/turnbuckle3.jpg>

### 2.6.1 Instalación de Turnbuckle

Al instalar tensores en un sistema de cable, es necesario atornillar ambos terminales roscados en el cilindro tensor una cantidad igual. Es esencial que los terminales de tensores a ser atornillados en el cilindro de modo que no más de tres hilos de rosca en el terminal estén expuestos. En la instalación inicial, los terminales del tensor no deben ser atornillados en el interior del barril tensor más de cuatro hilos.



**Figura 2.36** Instalación Turnbuckle

**Fuente:** [http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical\\_Links.pdf](http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical_Links.pdf)

## **2.6.2 Seguridad para turnbuckles**

La seguridad en todos los tensores con alambre de seguridad usando ya sea el método de envoltura doble o individual, o con cualquier dispositivo especial debidamente aprobado para cumplir con los requisitos de la FAA Norma Técnica TSO-C21. No vuelva a usar cable de seguridad. Ajustar el tensor para la tensión del cable correcto de modo que no más de tres hilos de cable están expuestos a ambos lados del cilindro tensor.

### **2.6.2.1 Método envoltura doble**

De los métodos que utilizan alambre de seguridad para seguridad de tensores, el método descrito aquí se prefiere, aunque cualquiera de los otros métodos descritos es satisfactoria

- a) Utilice dos trozos separados de alambre. Ejecutar un extremo del alambre a través del agujero en el barril del tensor y doblar los extremos del alambre hacia los extremos opuestos del tensor.
- b) Pasar el segundo hilo en el agujero del barril y doblar los extremos a lo largo del barril en el lado opuesto a la primera. Espiral los dos alambres en direcciones opuestas alrededor del barril para cruzar entre sí dos veces entre el agujero central y los extremos.
- c) Luego pasan los cables en el extremo del tensor en direcciones opuestas a través del orificio en los ojos tensores o entre las mordazas del tenedor enganche de remolque, según sea aplicable, por el que uno de los cables a lo largo del barril y envolver los otros al menos cuatro veces alrededor del vástago el tensor y la unión de los cables tendidos en el lugar antes de cortar el alambre envuelto.
- d) Envuelva la longitud restante del alambre de seguridad al menos cuatro vueltas alrededor del cuerpo y lo corta. Repetir el procedimiento en el extremo opuesto del tensor.
- e) Cuando un terminal estampado es siendo asegurado, pasar los extremos de ambos cables a través del orificio previsto en el terminal para este propósito y envolver ambos extremos alrededor de la espiga como se ha

descrito previamente. Si el agujero no es lo suficientemente grande para permitir el paso de los dos cables, pasar el alambre a través del agujero y el bucle sobre el extremo libre del cable de otro, y luego envolver ambos extremos alrededor de la espiga como se ha descrito previamente. Otra satisfactoria de doble envoltura método es similar al método anterior, excepto que la espiral de los cables se omite.

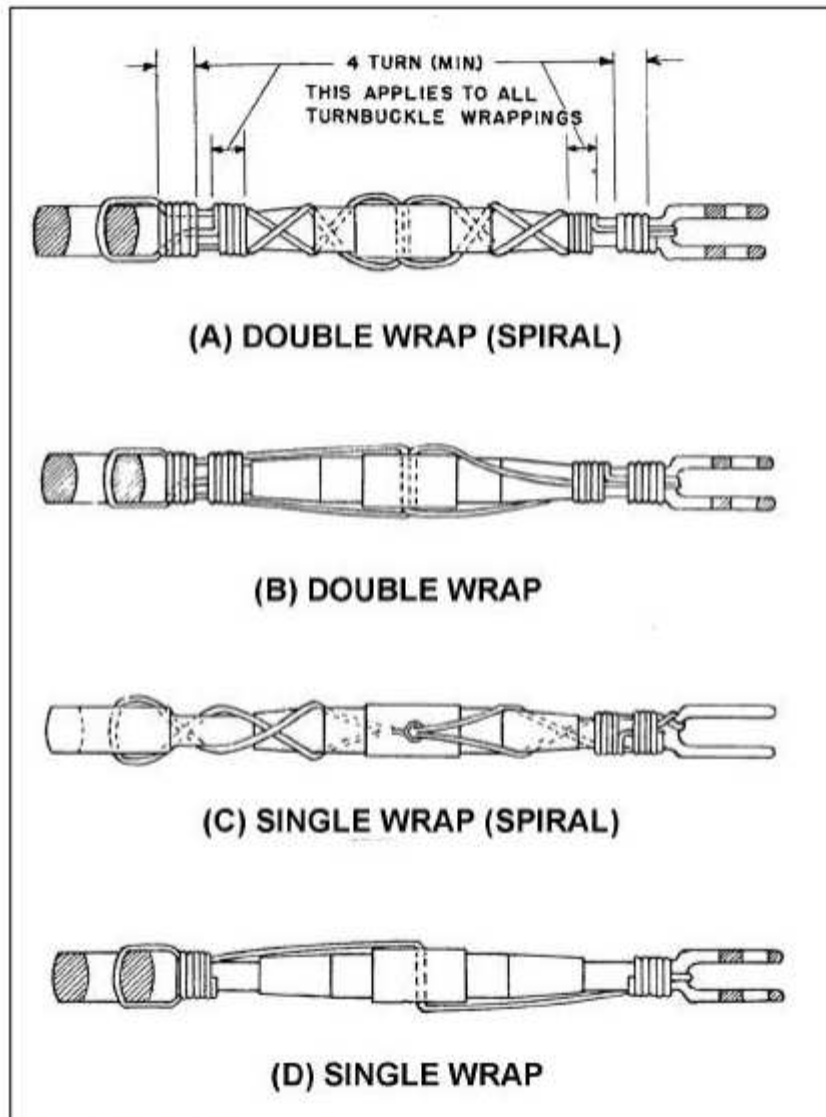
### **2.6.2.2 Método envoltura individual**

El método de envoltura individual al igual que el método doble son aceptables para asegura tensores, pero no son iguales.

- a) Pasar una sola longitud de alambre a través del ojo de cable u horquilla, o a través del orificio en el terminal en cada extremo del conjunto tensor. Envolver cada uno de los extremos del cable en direcciones opuestas alrededor de la primera mitad del cilindro tensor de tornillo, de modo que se cruzan entre sí dos veces.

El hilo ambos extremos del alambre a través del agujero en el medio del cilindro de modo que el tercer cruce de los extremos del cable está en el agujero, de nuevo, en espiral los dos extremos de hilo en direcciones opuestas alrededor de la mitad restante de los tensores, cruzando dos veces. A continuación, pasar un extremo de alambre a través del ojo de cable u horquilla, o a través del agujero en los terminales estampados, en la forma descrita anteriormente. Envolver tantos extremos de cable alrededor de la espiga durante al menos cuatro vueltas cada uno, cortar el exceso de cable.

- b) Otro método es pasar una longitud de alambre a través del agujero central del tensor y doblar los extremos de cable hacia los extremos opuestos del tensor. Luego pasar cada extremo de cable a través del ojo de cable o un tenedor, o a través del orificio en el terminal de estampado, y envolver cada alambre alrededor de la espiga durante al menos cuatro vueltas, cortar el exceso de cable. Después de seguridad, no más de tres hilos de la terminal de tensor roscado deben ser expuestos.



**Figura 2.37** Métodos de seguridad de turnbuckles

**Fuente:** [http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical\\_Links/Ac43-13-1B/CH7\\_10.pdf](http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical_Links/Ac43-13-1B/CH7_10.pdf)

## 2.7 Polea<sup>15</sup>

Una polea, es una máquina simple, un dispositivo mecánico de tracción, que sirve para transmitir una fuerza. Se trata de una rueda, roldana o disco, generalmente maciza y rallada en su borde, que con el concurso de una cuerda o cable que se hace pasar por el canal ("garganta"), se usa como elemento de transmisión para cambiar la dirección del movimiento en máquinas y mecanismos.

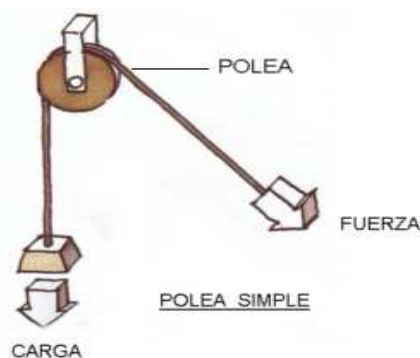
<sup>15</sup> <http://es.wikipedia.org/wiki/Polea>

### 2.7.1 Designación y tipos de poleas

Los elementos constitutivos de una polea son la rueda o polea propiamente dicha, en cuya circunferencia (llanta) suele haber una acanaladura denominada "garganta" o "cajera" cuya forma se ajusta a la de la cuerda a fin de guiarla; las "armas", armadura en forma de U invertida o rectangular que la rodea completamente y en cuyo extremo superior monta un gancho por el que se suspende el conjunto, y el "eje", que puede ser fijo si está unido a las armas estando la polea atravesada por él, o móvil si es solidario a la polea. Cuando, formando parte de un sistema de transmisión, la polea gira libremente sobre su eje, se denomina "loca".

Según su desplazamiento las poleas se clasifican en "fijas", aquellas cuyas armas se suspenden de un punto fijo (la estructura del edificio) y, por lo tanto, no sufren movimiento de traslación alguno cuando se emplean, y "móviles", que son aquellas en las que un extremo de la cuerda se suspende de un punto fijo y que durante su funcionamiento se desplazan, en general, verticalmente.

Cuando la polea obra independientemente se denomina "simple", mientras que cuando se encuentra reunida con otras formando un sistema recibe la denominación de "combinada" o "compuesta".

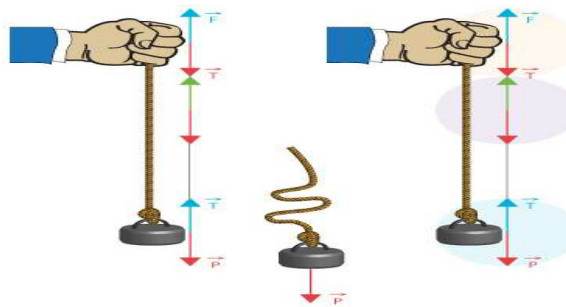


**Figura 2.38** Polea Simple

**Fuente:** <http://www.tiposde.org/wp-content/uploads/2011/11/polea-de-tipo-simple.jpg>

## 2.8 Tensión Mecánica<sup>16</sup>

Se denomina tensión mecánica a la fuerza por unidad de área en el entorno de un punto material sobre una superficie real o imaginaria de un medio continuo. La definición anterior se aplica tanto a fuerzas localizadas como fuerzas distribuidas, uniformemente o no, que actúan sobre una superficie.



**Figura 2.39** Tensión

**Fuente:** <http://www.wikillerato.org/images/b/ba/Tension1.jpg>

### 2.8.1 Tensiómetro

Comúnmente se denomina tensiómetro aquel equipo actuado mediante fuerza mecánica para ejercer tensión o compresión. Dependiendo de la dirección ejercida, este cuenta con celdas de carga que envían una señal eléctrica y un software de adquisición de datos que convierte esta señal en valores numéricos, los cuales se podrán leer comúnmente en unidades de fuerza tales como Newton (Nw) o Libras (Lb).



**Figura 2.40** Tensiómetro

**Fuente:** <http://www.abq-instrumentos.com/Tensiometro/temp/dx2s.gif>

<sup>16</sup> [http://es.wikipedia.org/wiki/Tensi%C3%B3n\\_mec%C3%A1nica](http://es.wikipedia.org/wiki/Tensi%C3%B3n_mec%C3%A1nica)

## **CAPÍTULO III**

### **DESARROLLO DEL TEMA**

#### **3.1 Preliminares**

El presente capítulo contiene toda la información referente al progreso del desmontaje de los controles de vuelo del ala izquierda, indicando paso a paso como se fue realizando el proceso.

Tener un avión escuela para el estudio de los diferentes sistemas de una aeronave responde a una necesidad observada en el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico durante el proceso de investigación

De esta manera el implementar este avión escuela condescenderá realizar prácticas a los estudiantes de desmontaje y montaje, conocer los sistemas y visualizar más de cerca el funcionamiento de la aeronave comparándolo con un trabajo aeronáutico profesional. Así, se puede preparar a los futuros tecnólogos, principales responsables del mantenimiento aeronáutico para realizar los procesos de trabajo de gran precisión y calidad que es lo que busca el campo aeronáutico.

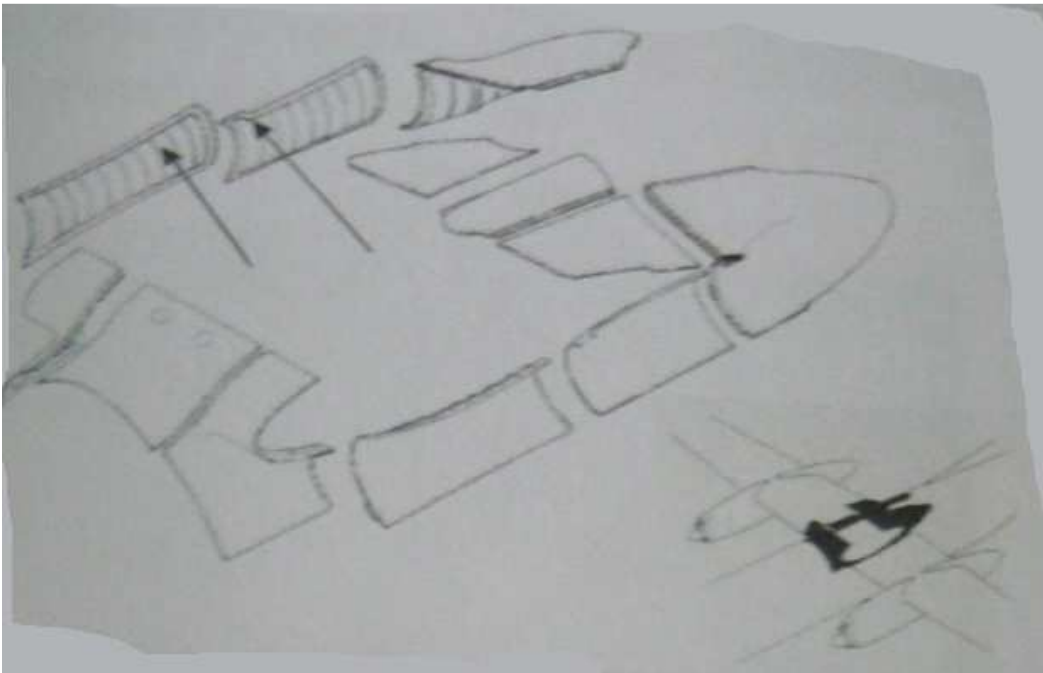
#### **3.2 Procedimientos a seguir antes de realizar el desmontaje**

- Para empezar a realizar el trabajo debemos asegurarnos de contar con todo el equipo de protección necesario para no tener ningún inconveniente, como por ejemplo overol, guantes, zapatos de protección, protector de ojos y oídos.

- Se debe conseguir todo el material adecuado para realizar de una manera cómoda y eficiente el desmontaje. Entre las herramientas a utilizar tenemos llave, copas, desarmadores, playos, pinzas, puntas, martillo neumático, talado, brocas, WD-40 y huaípe.
- Obtener y utilizar siempre los manuales de mantenimiento del avión para que el trabajo sea efectuado de una manera correcta.

### 3.3 Remoción de tapas y carenajes

- Antes de empezar cualquier trabajo de desmontaje debemos visualizar el carenaje y compartimientos que se deben abrir para un buen trabajo.



**Figura 3.1:** Paneles aerodinámicos ala-fuselaje Fairchild FH-227

**Fuente:** Manual de mantenimiento del avión Fairchild FH-227

- Para empezar se sacaron las tapas de la parte superior del fuselaje y en la parte delantera del ala central, esto se realizó para manipular los cables de control.





**Figura 3.2:** Parte delantera del ala central

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

- También se sacaron las tapas de la parte posterior del ala central para tener acceso a los cables de control.



**Figura 3.3:** Vista superior del ala central

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

- Para remover las tapas ubicadas en la raíz del ala se utilizó destornilladores y puntas tipo Philips, ayudados con berbiquí para los tornillos más duros.



**Figura 3.4:** Raíz del ala sin las tapas

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

- Por último se abrieron todas las tapas de acceso del borde de salida del ala izquierda con un desarmador de estrella.



**Figura 3.5:** Borde de salida del ala izquierda con las tapas abiertas

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

### 3.4 Desmontaje de los cables de control<sup>17</sup>

#### A. Herramientas y materiales a utilizar

1. Destornillador y puntas tipo Phillips
2. Berbiquí

Equipo de protección personal: Overol, guantes, protectores de ojos y oídos.

#### B. Desmontaje

Se desconectaron los turnbuckles de la parte posterior del ala central que van hacia los alerones para aliviar la tensión en los cables de control.



**Figura 3.6:** Turnbuckles de cable de control ubicado en la parte posterior del ala central

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

<sup>17</sup> Manual de Mantenimiento Avión Fairchild Hiller FH-227 Series. Orden técnica 27-00

1) Se abrió la puerta del compartimiento neumático y se removió el piso del compartimiento de cabina.



**Figura 3.7:** Cables de control en el compartimiento neumático

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

2) Se instalaron las herramientas de calibración en la columna de control y el sector auxiliar.

- Estas herramientas se las utiliza para evitar que se enreden los cables.

3) Se desconectaron los turnbuckles que están ubicados debajo del piso del compartimiento de la cabina.

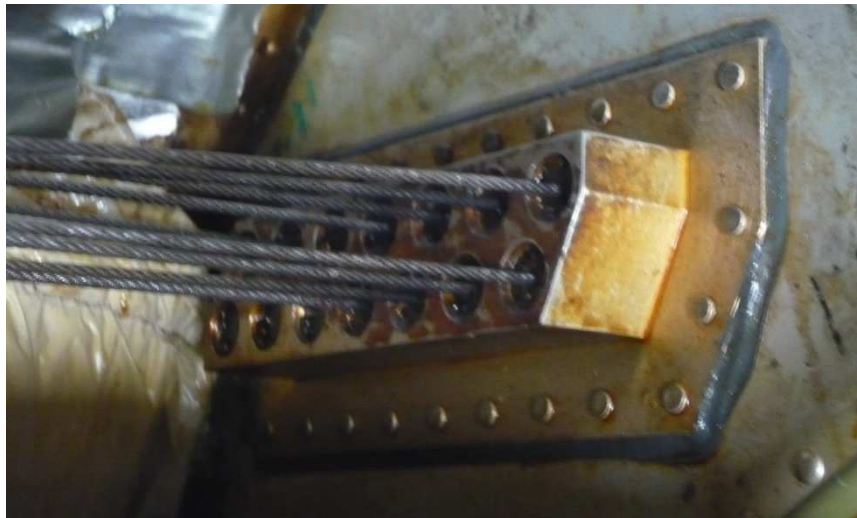
- Esto se realizo para aliviar la tensión en el resto de cables.



**Figura 3.8:** Turnbuckles del compartimiento de la cabina

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

4) Se removieron los cables



**Figura 3.9:** Cables de control

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

5) Se abrió la puerta del compartimiento neumático, se removieron los overhead panels exteriores en la parte superior del fuselaje y el larguero frontal del ala, remover los fairings entre el ala central y el fuselaje, y abrir el panel interno en el borde de salida del ala izquierda.



**Figura 3.10:** Cables de control compartimiento neumático

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

6) Se enganchó el gust lock y se instaló la herramienta de reglaje en el sector del eje auxiliar.



**Figura 3.11:** Gust Lock

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

7) Se desconectaron los turnbuckles apropiados en el compartimiento neumático

8) Se sujetó fuerte la cuerda hacia el extremo del terminal del cable para facilitar la instalación en caso de reemplazo del cable.

9) Se removió la protección de los cables desde las poleas de arriba en el compartimiento 122.



**Figura 3.12:** Cables de control en la parte posterior ala central

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

10) Se removió el asiento de nylon en la guía de entrada del compartimiento presurizado.

11) Se desconectó el cable desde el sector intermedio.



**Figura 3.13:** Sector intermedio

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

**13)** Se haló el cable a través de las guías de entrada, aflojando estas guías de entrada y removiendo las protecciones de las poleas.

**14)** Se removió la cuerda (conexiones) desde el cable.

**15)** Se halaron los cables hacia el ala central y enrollarlos para que no se enreden.

- Es necesario que las poleas y los cables que pasan por ellas se las señalicen, para que en montaje se lo realice correctamente.



**Figura 3.14:** Cables de control enrollados

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227





**Figura 3.15:** Polea señalizada

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

### 3.5 Desmontaje del flap del ala izquierda<sup>18</sup>

#### A. Herramientas a utilizar

1. Desarmador plano
2. Llave 5/16
3. WD-40

Nota: Se utiliza equipo de protección como guantes, overol, protectores de ojos y oídos.

**NOTA:** El desmontaje de los conjuntos de flap es similar excepto por el fairing (carenade). Para los flaps internos, el borde de salida del ala hacia el fairing del fuselaje desmontado. Los flaps externos requieren el desmontaje del fairing del borde del ala. El canal del fairing en el lado apropiado debe también ser removido.

<sup>18</sup> Manual de Mantenimiento Avión Fairchild Hiller FH-227 Series. Orden Técnica 27-10-1

1) Se removió el fairing necesario y los paneles de acceso en ambos extremos del conjunto de flap removido.



**Figura 3.16:** Fairing del flap

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

2) Si los flaps internos están siendo removidos, se abren las tapas del borde de salida (interno) para el desmontaje del flap.



**Figura 3.17:** Flap interno del ala izquierda

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

**3) Se extendieron los flaps hacia la posición extendida**

- Entre el fuselaje y el ala central se encuentra un tornillo sin fin (screwjack) el cual se giro manualmente, y a continuación se movió el conjunto del spindle o eje giratorio corto para conseguir extender el flap.

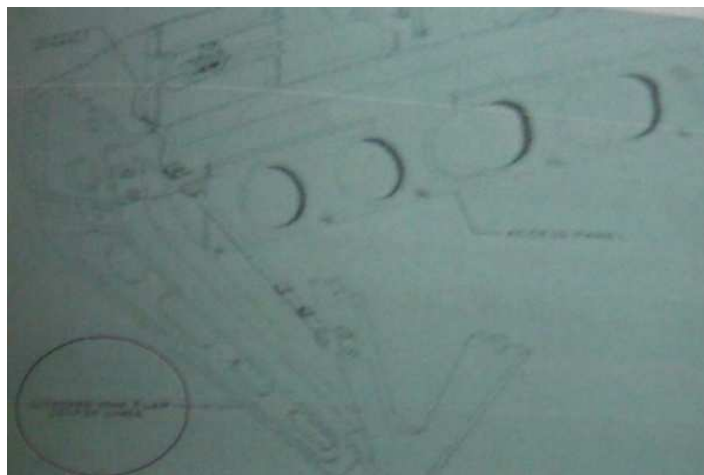


**Figura 3.18: Spindle**

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

**4) Se desconectó la articulación si el flap externo está siendo removido**

- Para remover el flap externo, se utiliza una llave 5/16 para remover las tuercas de esta articulación

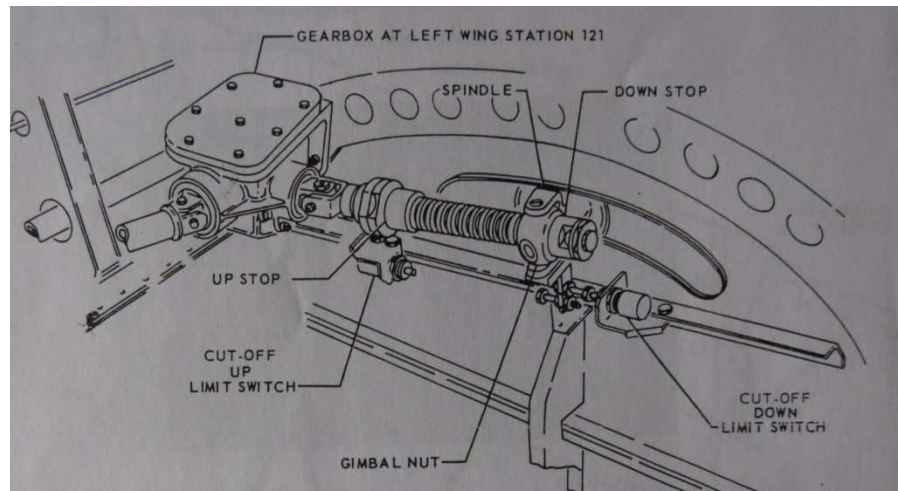


**Figura 3.19: Articulación flap externo**

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

5) En ambos conjuntos del eje corto giratorio, se removieron los anillos de retención y la tuerca del tornillo con acoplamiento cardán de los pines de seguridad para poder girarlo.

- Se utilizó una llave 5/16 para remover el perno y tuerca del conjunto del spindle.



**Figura 3.20:** Conjunto de spindle

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

6) Se removió el conjunto del eje corto giratorio en caso de remover completamente el flap.



**Figura 3.21:** Conjunto de eje giratorio y spindle

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

7) Se bajo el conjunto de flap sobre las rieles.

- Para realizar este paso se necesita ayuda para aguantar el peso del flap y bajarlo con seguridad.



**Figura 3.22:** Flap externo

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

8) Se inspecciono las partes móviles para una apropiada lubricación para el posterior montaje.

### 3.6 Desmontaje del alerón del ala izquierda.<sup>19</sup>

#### A. Herramientas a utilizar

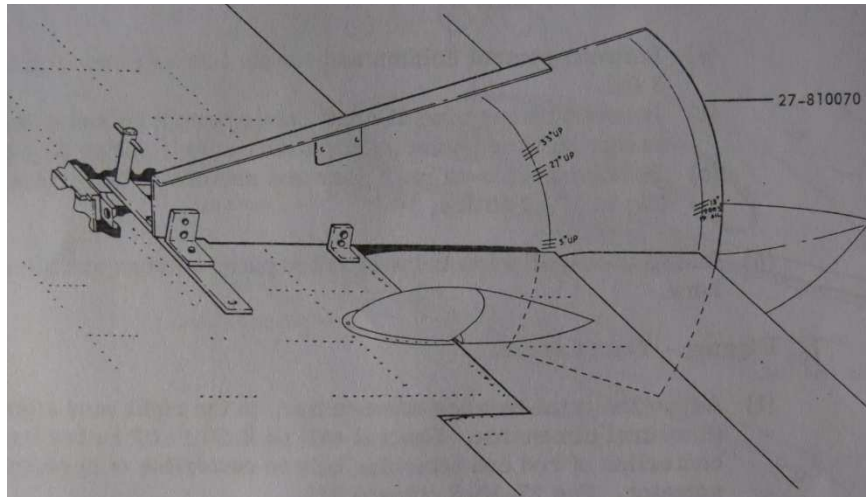
1. Desarmador de estrella
2. Herramienta de contorno- Contour Tool Fairchild P/N 27-810070
3. Llave open box de 5/16 y 3/8

**NOTA:** Utilizaremos equipo de protección (guantes, overol, protectores ojos y oídos)

<sup>19</sup> Manual de Mantenimiento Avión Fairchild Hiller FH-227 Series. Orden Técnica 27-50

1) Se instaló la herramienta de reglaje o calibración en el sector impulsor y se engancharon los gust lock

- El gust lock se lo bloquea para que las superficies de control no se muevan mientras se desconectan los componentes.



**Figura 3.23:** Contour Tool Fairchild P/N 27-810070

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227



**Figura 3.24:** Gust Lock

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

2) Se removieron los fairings y desconecto la varilla de doble efecto del spring tab de la palanca.

- Usando la llave 5/16 se aflojó la tuerca que une esta varilla de doble efecto.



**Figura 3.25:** Fairings Alerón

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227



**Figura 3.26:** Varilla de doble efecto

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

- 3) Se removieron los platos cobertores de la articulación
- Utilizando un desarmador estrella se sacaron las tapas



**Figura 3.27:** Tapa alerón

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

- 4) Se desconectaron las láminas de conexión en las articulaciones en el interior y se desconectó la varilla de doble efecto del balance tab.



**Figura 3.28:** Varilla de doble efecto del balance tab

**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227



- 5) Se desconecto el cable del gust lock del spring tab.
- 6) Se removió el hardware en los acoples de las articulaciones.
  - Para remover completamente el alerón, se utilizo una llave 5/16, aflojamos los pernos que se encuentran en las articulaciones y entre dos personas bajamos el alerón y lo ubicamos en un lugar adecuado.



**Figura 3.29:** Alerón del ala izquierda  
**Fuente:** Tomado del avión Fairchild FH-227

### 3.7 Análisis económico

#### 3.7.1 Presupuesto

En este capítulo se realizó un análisis de todos los gastos que se generaron durante la realización del proyecto, tomando en cuenta los costos de las herramientas, recursos materiales, transporte, alimentación, entre otros.

#### 3.7.2 Costos

Se incluyen todos los gastos que intervinieron en la realización del proyecto como por ejemplo las herramientas, el traslado, adquisición de materiales, etc.

<b>No</b>	<b>Razón de Gastos</b>	<b>Costo</b>
1	Equipo de protección	100.00
2	Alimentación	150.00
3	Transporte	200.00
4	Impresiones y anillados	50.00
5	Estadía	200.00
TOTAL		700.00

**Tabla 3.1: Costos**  
**Elaborado por: Diego Lucero**

## **CAPÍTULO IV**

### **CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES**

#### **5.1 Conclusiones**

- Se recolectó toda la información que fue necesaria para el correcto desmontaje de los controles de vuelo del ala izquierda.
- Se utilizaron todas las herramientas adecuadas para el desmontaje de los controles de vuelo del ala izquierda.
- Se utilizó el equipo de seguridad necesario para realizar los trabajos de desmontaje de los controles de vuelo
- Se realizó un estudio en los manuales de mantenimiento acerca de los controles de vuelo del avión Fairchild FH-227 antes de empezar con los trabajos para así poder facilitar el desmontaje y realizarlo de una forma optima.
- Se desmontaron los controles de vuelo del ala izquierda y sus componentes correctamente y de la mejor forma posible para que al momento de montarlos no se tuviera ningún inconveniente en su correcto funcionamiento.

#### **5.2 Recomendaciones**

- Este trabajo escrito no reemplaza de ninguna manera a las órdenes técnicas del manual de mantenimiento del avión Fairchild FH-227.
- Es recomendable desmontar y desconectar los componentes siguiendo los manuales técnicos, para que no sufran daño, tanto personal como material.

- Una vez desmontados los controles de vuelo, se recomienda un embalaje adecuado para su almacenamiento o traslado
- Es indispensable, que durante el tiempo de ejecución del proyecto se utilice el equipo de protección personal al realizar cualquier trabajo, así se evitan incidentes o accidente laborales que terminarían por afectar el desarrollo del mismo.
- Antes de realizar cualquier tipo de inspección o mantenimiento preventivo de los controles de vuelo se debe tener las herramientas adecuadas para hacer de la mejor manera el trabajo, de esta manera se lo realizara de una forma eficiente.

## GLOSARIO

**Aeronave:** significa un dispositivo que es usado o en la intención de ser usado para el vuelo en el aire.

**Ala:** Cada uno de los dos extremos de la parte extrema del avión que sustentara el aparato en vuelo.

**Alerón:** Los alerones están colocados cerca de la punta del ala y hacia el borde posterior, y permiten el movimiento del alabeo y hacen girar al avión sobre el eje longitudinal.

**Aleación:** es una mezcla sólida homogénea de dos o más metales, o de uno o más metales con algunos elementos no metálicos.

**Bulkhead:** Divisiones o compartimientos

**Balance Tab:** El balance tab está unido al borde de salida en el extremo hacia afuera del alerón. La función del tab es de reducir el esfuerzo requerido por el piloto en los controles.

**Controles de vuelo:** Los componentes necesarios para el control de vuelo de los aviones modernos constan de varios sistemas que se manejan desde la cabina de pilotos mediante una palanca de mando, con o sin volante, los pedales de dirección y un conjunto de instrumentos que proporcionan la información necesaria.

**Desmontable:** desarmar, separar las piezas de una cosa.

**Envergadura:** Distancia entre los extremos de las alas de un avión

**Factibilidad:** (Del lat. Factibilis). Adj. Que se puede hacer

**Fairing:** Carenaje, tapas que cubren los componentes en el interior del fuselaje

**Flaps:** Aumentan la sustentación para reducir la velocidad de despegue y aterrizaje

**Fuselaje:** es la parte principal de un avión; en su interior se sitúan la cabina de mando, la cabina de pasajeros y las bodegas de carga, además de diversos sistemas y equipos que sirven para dirigir el avión

**Gust Lock:** El sistema de dispositivo de fijación para proteger en caso de ráfagas de las superficies de control, provee un aseguramiento positivo en tierra para los alerones.

**Push-Pull Rods:** Varilla de doble efecto que transmite un movimiento hacia algún componente y este lo transmite hacia otro en sentido contrario.

**Soporte:** es un apoyo o sostén para asegurar o evitar que se caiga un material o algún componente.

**Spring Tab:** El spring tab está unido al borde de salida de un extremo hacia el interior del alerón. Su propósito es asistir en el movimiento del alerón en vuelo.

**Trim Tab:** Aleta compensadora en los alerones de las alas.

## **BIBLIOGRAFÍA**

### **LIBROS**

- Enciclopedia Ilustrada de la Aviación, Vol 7- pág. 160. Edit. Delta, Barcelona 1983.

### **MANUALES**

- Fairchild Hiller FH227, Maintenance Manual, ATA 27 Controles de vuelo
- Catálogo de partes ilustradas Fairchild Hiller FH-227 Series ATA 27 Controles de vuelo

### **INTERNET**

- <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>
- <http://www.flugzeugbilder.de/show.php?id=552100>
- [http://es.wikipedia.org/wiki/Fairchild\\_Hiller\\_FH-227](http://es.wikipedia.org/wiki/Fairchild_Hiller_FH-227)
- <http://www.enocasioneshagoclick.com/2009/03/escuadron-click-controles-de-vuelo-y.html>
- <http://www.rlatino.com/phpBB3/viewtopic.php?f=22&t=11481>
- [http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical\\_Links/Ac43-13-1B/CH7\\_10.pdf](http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical_Links/Ac43-13-1B/CH7_10.pdf)
- [http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical\\_Links/Ac43-13-1B/CH7\\_9.pdf](http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical_Links/Ac43-13-1B/CH7_9.pdf)
- [http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical\\_Links/Ac43-13-1B/CH7\\_8.pdf](http://www2.tech.purdue.edu/at/courses/at308/Technical_Links/Ac43-13-1B/CH7_8.pdf)

**ANEXOS**



**ANEXO A:**  
**ANTEPROYECTO**

# **CAPÍTULO I**

## **EL PROBLEMA**

### **1.1. Planteamiento del problema**

Como centro de desarrollo en aviación el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico brinda carreras técnicas innovadoras tales como: electrónica, logística y transporte, seguridad aérea y terrestre, telemática y mecánica aeronáutica mención motores y aviones. Cada una de estas encaminadas a la formación de tecnólogos capaces de enfrentar las nuevas tecnologías que el futuro de la aviación trae con sígo.

Una de las dificultades con las que los alumnos del instituto deben lidiar es la falta de materiales para reforzar sus conocimientos, herramientas con los que el estudiante pueda entrar en la materia de una forma más clara y concreta. Desarrollando así mayor destreza en la materia.

Con el fin de conseguir este objetivo es necesario implementar nuevos materiales didácticos como es el caso de una avión escuela el actual será de vital importancia en la formación de nuevos tecnólogos, familiarizándolos con aviones comerciales y brindándole una herramienta más para un buen desempeño en campo aeronáutico comercial.

En la actualidad la Fuerza Aérea Ecuatoriana (FAE) posee varios aviones operativos e inoperativos los cuales por diversos motivos han perdido su aeronavegabilidad, estos aviones se encuentran en diversas bases donde opera la FAE como el ejemplo en el Ala de transporte N° 1 1 un avión Fairchild FH-277 operativo en el cual es perfecto para ser adecuado como avión escuela.

El Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico (ITSA) después de realizar las respectivas gestiones solo espera la autorización final para organizar la logística para el transporte del avión Fairchild FH-227 con matrícula HC-BHD del ala de transporte N° 11 hacia el campus del Instituto.

Para transportar un avión por tierra es necesario una gran logística y el apoyo de una gran grupo humano de técnicos, mecánicos y ayudantes, siendo esta gran oportunidad para que alumnos del Instituto puedan colaborar; enriqueciendo y fortaleciendo sus conocimientos mediante la manipulación de herramientas, equipos y partes aeronáuticas.

## **1.2. Formulación del tema**

¿Cómo realizar la planificación y los procesos técnicos para el traslado del avión Fairchild FH-227J con matrícula HC-BHD desde el Ala de transporte N° 11 a las instalaciones del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico?

## **1.3. Justificación e Importancia**

En una situación, como la actual en la que el INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO tiene como visión, ser el mejor Instituto de educación superior a nivel nacional y latinoamericano, formando profesionales holísticos, comprometidos con el desarrollo aeroespacial, empresarial y cuidado del medio ambiente; las mejoras en el Instituto suponen tener en cuenta una serie de parámetros que van desde las mejoras en la calidad y seguridad hasta la mejora de las condiciones de trabajo y la optimización de los recursos.

Estos elementos, conceptos estratégicos para el desarrollo industrial, se encuentran a su vez fuertemente interrelacionado, hasta punto que la solidez, la efectividad y la sostenibilidad de los cambios y medidas que se implementan en una Institución, son resultados de sistemas implantados y adecuación contemporáneas a los diferentes talleres y laboratorios.

Las herramientas necesarias de aprendizaje con las que cuentan el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico por lo que considero que estas deben ser utilizadas de una manera entera y segura aprovechando todas la ventajas que nos brinda el instituto. Para realizar la factibilidad de trasporte de avión Fairchild FH-227 con matrícula HC-BHD desde Ala de transporte N°11 hacia el campus del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico.

## **1.4. Objetivos**

### **1.4.1. Objetivo General**

Trasladar el avión Fairchild FH-227 con matrícula HC-BHD mediante la planificación de la logística y los procesos técnicos desde el Ala de trasporte N°11 hacia las instalaciones del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico (ITSA), para que sea utilizado como avión escuela.

### **1.4.2. Objetivos Específicos**

- ✓ Recolectar información necesaria que ayude a realizar el traslado por tierra del avión Fairchild FH-227 con matrícula HC-BHD.
- ✓ Realizar una observación para determinar el estado en que se encuentra el avión.
- ✓ Determinar la ruta por donde va a ser traído el avión para poder realizar el traslado del mismo hacia el instituto.
- ✓ Analizar en el instituto el sitio donde va a ser ubicado el avión.
- ✓ Planificar el tiempo de duración mediante la elaboración de un cronograma el traslado del avión.

## **1.5. Alcance y Delimitación**

### **1.5.1. Alcance**

Este trabajo de investigación pretende ofrecer al ITSA, optimizando las diversas aéreas en las que el Instituto brinda educación, y de manera primordial a los

estudiantes e instructores de la carrera de mecánica, tanto en su formación académica y practica, ya que les brinda un conocimiento más amplio acerca de pasos grandes que la aviación continuamente lo hace, además facilitara que el estudiante se incentive en el campo aeronáutico, trazándose metas y poseer un mejor desenvolvimiento en su vida profesional.

## **CAPÍTULO II**

### **PLAN DE METODOLÓGICO**

#### **2.1. Modalidad básica de la información**

##### **2.1.1. Bibliográfica**

Para la realización del siguiente trabajo vamos a utilizar todas las fuentes bibliográficas, internet, manuales; que podamos encontrar respecto al tema a continuación doy a resaltar los más importantes:

- Manual mantenimiento del avión FAIRCHILD.
- Departamento de ORDENES TECNICAS ( ala de combate 11 F.A.E)

Utilizando información de manuales y los libros de las regulaciones de la Dirección de Aviación Civil.

##### **2.1.2. De campo**

El trabajo de optimización se realizara en lugares precisos donde se desarrollara la investigación.

#### **2.2. Tipos de investigación.**

Se utilizara el tipo de investigación no experimental razón por la cual no existe una manipulación directa o intencional con variables independientes y porque el planteado anteproyecto se basa en variables que ya existen y que solo se necesita analizarlas y estudiarlas más detalladamente para poderlas comprender.

Ya que únicamente se observara y recopilara la información de los adelantos que vaya ocurriendo durante el proceso de la investigación.

### **2.3. Niveles**

Investigación descriptiva debido a que ya existe conocimiento del problema y no es ajeno a nuestra realidad este nivel especificara de forma más clara las características y propiedades a que será sometida la investigación; dará resultados más profundos y ayudara a encontrar las diferentes soluciones necesarias.

### **2.4. Recolección de datos**

La recopilación de datos será usada para saber si la creación de este proyecto es factible o no, lo realizaremos mediante una observación real de la aeronave.

#### **2.4.1. Bibliográfica**

Utilizaremos esta técnica para recolectar información necesaria que consta en libros, manuales e internet los mismos que servirán para el enriquecimiento de nuestros conocimientos a fines a este trabajo investigativo.

#### **2.4.2. De Campo**

Permitirá recolectar información de un estudio del objeto, se realizará investigación directamente en lugar donde se encuentra el avión, de esta manera realizar un proceso lógico de las tareas para el progreso del proyecto.

## **2.5. Procesamiento de la información**

Una vez que se ha obtenido la información requerida para la investigación a través de las diferentes técnicas y niveles de investigación se procederá a realizar una revisión crítica mediante la limpieza de información errónea, para de esta forma obtener información más confiable.

## **2.6. Análisis e interpretación de resultados**

Se realizó con la finalidad de establecer un criterio real del estado de la aeronave ya que la información obtenida de la misma será de vital importancia para concluir con la investigación. La mayor parte del avión se encuentra en perfectas condiciones y un porcentaje tiene deficiencia por el tiempo inoperable.

## **2.7. Conclusiones y recomendaciones de la investigación**

Cuando se haya ejecutado el plan metodológico de toda la información obtenida en nuestra investigación se podrá determinar las conclusiones y recomendaciones para poder dar posibles soluciones para el traslado de la aeronave al Instituto.



## CAPÍTULO III

### EJECUCIÓN DEL PLAN METODOLÓGICO

#### 3.1. Marco Teórico

##### 3.1.1. Fundamentación teórica

###### 3.1.1.1. Introducción

Las relaciones entre [Fokker](#) y Fairchild comienzan hacia el año 1952. Ambos constructores habían trabajado anteriormente en la búsqueda de un avión que lograra remplazar el [DC-3](#). En un principio Fairchild logra obtener la licencia de fabricación de los aviones de entrenamiento [Fokker S.11](#), S.12 y S.14. El 26 de abril de 1956 Fairchild llega a un acuerdo con Fokker para contruir bajo licencia el Fokker F27, por entonces en desarrollo en Holanda y se decide la construcción de la fábrica en Hagerstown, Maryland. El primer pedido americano por los aviones producidos por Fairchild no tarda en llegar: en abril de mismo año se recibe una orden inicial de la aerolínea [West Coast Airlines](#) por cuatro aviones, a la que les siguieron en mayo un nuevo pedido de [Bonanza Airlines](#) de tres unidades y en junio siete más para [Piedmont Airlines](#).

El primer F-27 producido por Fairchild es entregado a su cliente, poco tiempo antes que la fábrica Fokker en Schiphol-Holanda haya entregado su primer modelo de serie.

Los aviones producidos por Fairchild recibieron denominaciones diferentes a los modelos holandeses:

F.27-100 producido por Fokker equivalía al F-27 de Fairchild. F.27-200 al F-27A de Fairchild. F.27-300 al F-27B de Fairchild.

Fairchild por su parte desarrolla versiones propias, como la F-27F (un avión VIP en configuración ejecutiva), el F-27J, más pesado y remotorizado con Dart Mk 532-7 para la [Allegheny Airlines](#) y el modelo de prestaciones mejoradas en alta cota F-27M.

### Desarrollo del FH-227



**(Figura 1.1)** Fairchild Hiller 227 del Vuelo 571 de la Fuerza Aérea Uruguaya

En 1964 Fairchild se fusiona con la fábrica Hiller, creando así la Fairchild Hiller Corporation y comienza los estudios de desarrollo para un avión de mayor capacidad, siempre utilizando como base de desarrollo del Fokker F.27 y su planta motriz Rolls-Royce Dart. Se cambia la denominación de los aviones producidos, que en el futuro llamarán FH-227. Los trabajos iniciales consisten en un alargamiento de la estructura del fuselaje, agregando un plug delante de las alas que aumenta su longitud en 1.98 m adicionales. Esto permite pasar de una capacidad de 40 pasajeros en los F.27 a 52 en los FH-227. Exteriormente, los aviones eran también reconocibles no solo por su mayor longitud, sino que ahora llevaba doce ventanillas ovales por lado. Comparado a los diez a los diez de los F-27. Estos modelos iniciales fueron motorizados con Dart 532-7, los mismos motores de los F-27 J.

El objetivo básico de la Fairchild Hiller era lograr un avión que fuera económicamente rentable, fiable y de fácil operación para las aerolíneas regionales. Los estudios de mercado le dieron la razón y pronto el libro de pedidos registraba 42 por el nuevo avión. El primer aparato realizó su primer vuelo el 27

de enero de 1966, recibió la certificación de la FAA en junio del mismo año y a principio de julio se entrega el primer ejemplar a la (Mohawk Airlines).

Esta compañía había seguido con mucho detalle todo el desarrollo y producción de sus aviones, teniendo permanentemente un representante técnico en la fábrica de Hagerstown Piedmont Airlines recibirá su primer avión el 15 de marzo de 1967.

### **3.1.1.2. Versiones**

**FH-227.-** Versión inicial motorizada con Dart 7 Mk 532-7 de 2.250 cv. Estos motores tenían una caja de reducción de 0.093:1. Peso máximo en despegue 19.730 kg (43.500 lbs.)

**FH-227B.-** versión reforzada de mayor peso, pedida por Piedmont Airlines en Abril de 1966 y que entrara en servicio en marzo de 1967. Como planta motriz se instalan Dart Mk 532-7L de 2.250 cv y el avión es equipado con hélices de mayor diámetro. El peso máximo en despegue pasa a 20.640 kg (45.500 lbs.)

**FH-227C.-** Básicamente un FH-227 con las hélices del FH-227B. Mismo peso máximo al despegue y motorización.

**FH-227D.-** Versión pasajeros-carga convertible. Equipada con frenos mejorados ABS y sistemas de flaps con posiciones intermedias para el despegue. Motores Dart 7 532-7C o Dart 7 Mk 532-7L de 2.300cv y caja de reducción de 0.093:1. Peso máximo al despegue de (45.500 lbs.)

**FH-227E.-** FH227C modificado en FH-227D. Motorización en FH-227D. Motorización Dart 7 Mk 532-7L de 2.300 cv. Peso máximo al despegue de 19.730 Kg (43.500 lbs.)

### 3.1.1.3. Producción

Los números de constructor de Fairchild Hiller van de C/N 501 al C/N 579, de hecho este último avión jamás fue terminado lo que da una producción de 78 aviones FH-227. Muchos de estos aviones fueron modificados a lo largo de su vida útil y pasaron de ser por ejemplo, convertidos de FH-227 a FH-227B u otras posibilidades según los deseos de los operadores. Pero los términos generales y tomando en cuenta su entrega inicial la producción puede dividirse en:

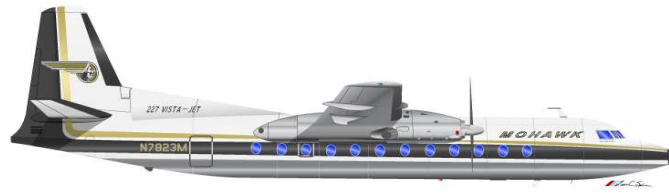
- ✓ **FH-227** 33 aviones
- ✓ **FH-227B** 37 aviones
- ✓ **FH-227D** 8 aviones

Seis aviones fueron convertidos en FH-227E, incluyendo el C/N 501 originalmente el avión FH-227 demostrador de Fairchild Hiller, vendido después a la Mobil Oil donde volara con el registro N2657. Otros aviones serán modificados por Fairchild Hiller a lo largo de su vida útil en LCD.





De la serie final de ocho FH-227D, cinco aviones construidos como FH-227D LCD, los tres aviones restantes construidos para diferentes organismos de Mexico carecían de la gran compuerta de carga. De los cinco FH- 227D LCD, dos fueron adquiridos por la Fuerza Aérea Uruguaya, los C/N 571 y C/N 572 recibiendo las matriculaciones FAU-570 y FAU- 571. El FAU-571 entregado en 1968, fue perdido en un trágico accidente en los andes el 13 de octubre de 1972, lo que lleva a la FAU a pedir a Fairchild un avión adicional, recibiendo entonces el FH-227D LCD C/N 574 que volara bajo la matriculación FAU-572.

Los otros dos FH-227D (C/N 573 y C/N 575) fueron operados inicialmente por "American Jet Industries" y las Texas Petroleum. El avión de producción final, el FH-227D C/N 578 tuvo como ultimo operador de la Armada de México, donde volaba bajo la registración MT-216.

### 3.1.1.4. Especificaciones técnicas de Fairchild Hiller FH-227



(Figura 1.2.) Avión Fairchild Hiller FH-227

<b>Tipo</b>	avión comercial y de transporte
<b>Fabricante</b>	 Fairchild Hiller
<b>Primer vuelo</b>	27 de enero de 1966
<b>Introducido</b>	1 de julio de 1966 (mohawk)
<b>Estado</b>	Algunos ejemplares todavía en servicio  Fuerza Aerea Uruguaya
<b>Usuarios Principales</b>	 Aces Colombia  Marina Peruana
<b>Producción</b>	78
<b>N.º Construidos</b>	78 modelos FH-227
<b>Dimensiones:</b>	<ul style="list-style-type: none"><li>• <b>Longitud:</b> 25,50 m</li><li>• <b>Envergadura alar:</b> 29 m</li><li>• <b>Altura:</b> 8,41 m</li></ul>

El FH-227 fue un derivado del transporte civil holandés Fokker F-27 construido bajo licencia por la Fairchild Hiller en su fábrica de Hagerstown, Maryland, en el estado de Virginia (EEUU).

#### DIMENSIONES

- **Longitud:** 25,50 m
- **Envergadura alar:** 29 m
- **Altura:** 8.41 m

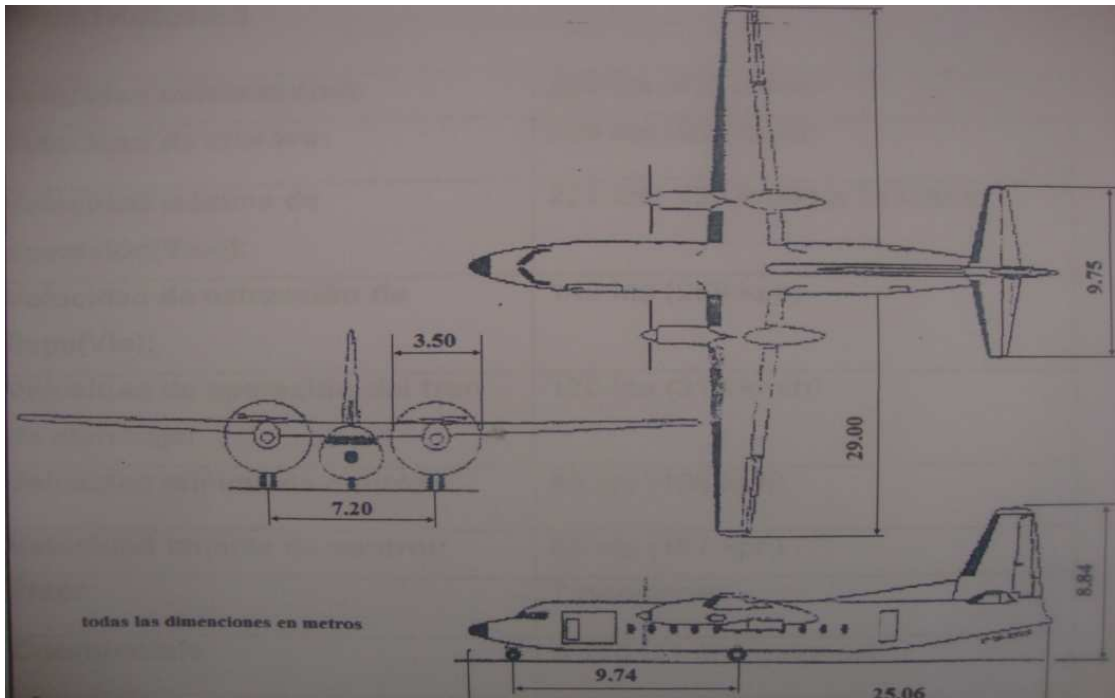


Figura 1.3.- Dimensiones del avión Fairchild FH-227

### Pesos

- **Máximo al despegue(MTOW):** 20.640 kg (45.500 lbs)
- **Máximo al aterrizaje(MLW):** 20.410 kg (45.000 lbs)
- **Vacío(ZFW):** 18.600 kg (41.000 lbs)
- **Planta motriz:** 2 Rolls-Royce Dart 532-7L de 2.300 cv, Reduction Gearing 0.093.1. Estos motores permitían un máximo de 15.000 rpm, y se recomendaba evitar operaciones entre las 8.500 y las 9.500 rpm. El máximo de temperatura permitido era de 930° en el arranque y 905° en la fase de despegue por cinco minutos.
- **Hélices:** dos de tipo Rotol de un diámetro nominal de 12,5 ft. El máximo régimen permitido era de 16.500 rpm y funcionaban en 4 posiciones: Ground fine pitch 0°, Flight fine pitch 16°, Cruise pitch 28° y Feathered con 83°.

### Prestaciones

- **Velocidad máxima(Vne):** 259 kts (478 km/h)
- **Velocidad de crucero:** 220 kts (407 km/h)

- **Velocidad máxima de operación(Vmo):** 227 kts( 420 km/h) a 19.000 ft
- **Velocidad de extracción de flaps(Vfe):** 140 kts (259 kph)
- **Velocidad de operación del tren de aterrizaje:**170 kts (314 km/h)
- **Velocidad mínima de control:** 90 kts (166 kph) (sin tren ni flaps abajo)
- **Velocidad mínima de control:** 85 kts (157 kph) (todo abajo, dependiendo peso)
- **Flaps:** 7 posiciones
- **Combustible:** 5.150 l (1.364 galones)
- **Consumo:** 202 gal/hora
- **Máxima autonomía:** 2.661 km (1.437 nm)
- **Techo de servicio:** 8.535 m
- **Tripulación:** 2
- **Pasajeros:** 48 a 52
- **Carga útil:** 6.180 kg(13.626 lbs)
- **Producción:** de 1966 a 1972 (cierre de la producción)
- **Ejemplares producidos:** 78

#### 3.1.1.5. Controles de vuelo.

Los controles primarios de vuelo consisten en las superficies convencionales de alerones, timón de dirección y elevador. Los controles secundarios consisten en dispositivos hipersustentadores (flaps y slats), spoilers (control lateral, freno aerodinámico en vuelo y tierra). Sistemas de alamas son provistos para pérdida de sustentación y despegue adverso, o condiciones de velocidad máxima.

##### 3.1.1.5.1. Superficies primarias

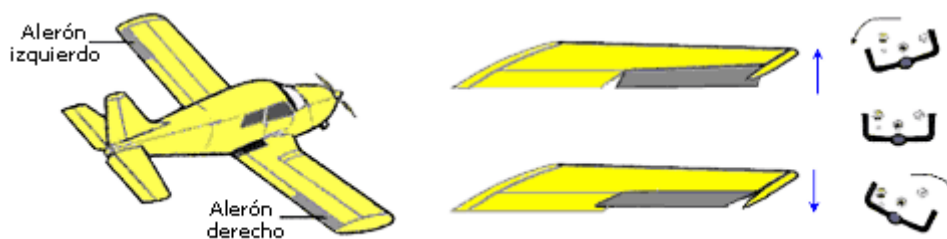
Son superficies aerodinámicas movibles que, accionadas por el piloto a través de los mandos de la cabina, modifican la aerodinámica del avión provocando el desplazamiento de este sobre sus ejes y de esta manera el seguimiento de la trayectoria de vuelo deseada.

Las superficies de control son tres: [alerones](#), [timón de profundidad](#) y [timón de dirección](#). El movimiento en torno a cada eje se controla mediante una de estas

tres superficies. La diferencia entre un piloto y un conductor de aviones es el uso adecuado de los controles para lograr un movimiento coordinado. Veamos cuales son las superficies de control, como funcionan, y como las acciona el piloto.

**Alerones.** Palabra de origen latino que significa "ala pequeña", son unas superficies móviles, situadas en la parte posterior del extremo de cada ala, cuyo accionamiento provoca el movimiento de alabeo del avión sobre su eje longitudinal. Su ubicación en el extremo del ala se debe a que en esta parte es mayor el par de fuerza ejercido.

El piloto acciona los alerones girando el volante de control ("cabrilla") a la izquierda o la derecha, o en algunos aviones moviendo la palanca de mando a la izquierda o la derecha.



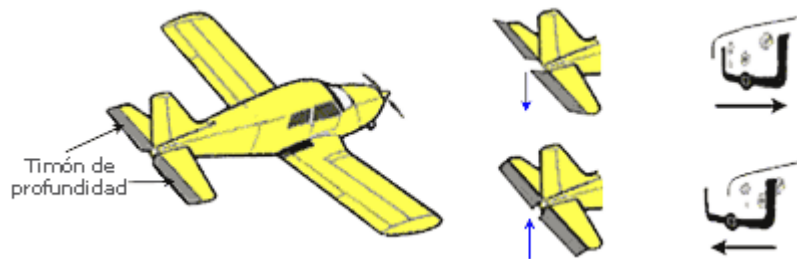
**Figura 1.4.- Alerones y mando de control**

Funcionamiento: Los alerones tienen un movimiento asimétrico. Al girar el volante hacia un lado, el alerón del ala de ese lado sube y el del ala contraria baja, ambos en un ángulo de deflexión proporcional a la cantidad de giro dado al volante. El alerón arriba en el ala hacia donde se mueve el volante implica menor curvatura en esa parte del ala y por tanto menor sustentación, lo cual provoca que ese ala baje; el alerón abajo del ala contraria supone mayor curvatura y sustentación lo que hace que ese ala suba. Esta combinación de efectos contrarios es lo que produce el movimiento de alabeo hacia el ala que desciende.

**Timón de profundidad.** Es la superficie o superficies móviles situadas en la parte posterior del empenaje horizontal de la cola del avión. Aunque su nombre podría sugerir que se encarga de hacer elevarse o descender al avión, en realidad su accionamiento provoca el movimiento de cabeceo del avión (morro arriba o morro



abajo) sobre su eje transversal. Obviamente, el movimiento de cabeceo del avión provoca la modificación del ángulo de ataque; es decir que el mando de control del timón de profundidad controla el ángulo de ataque. En algunos aviones, el empenaje horizontal de cola es de una pieza haciendo las funciones de estabilizador horizontal y de timón de profundidad. El timón de profundidad es accionado por el piloto empujando o tirando del volante o la palanca de control, y suele tener una deflexión máxima de  $40^\circ$  hacia arriba y  $20^\circ$  hacia abajo.

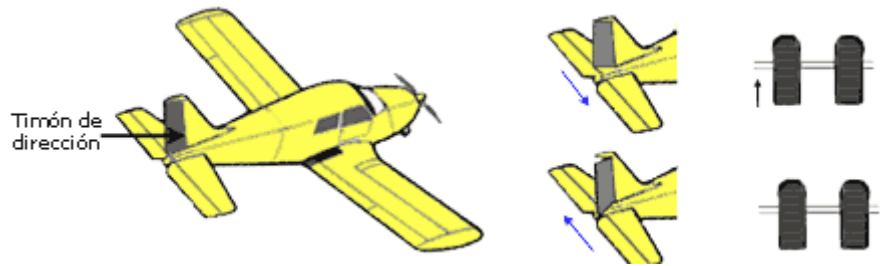


**Figura 1.5.- Timón de profundidad y mando de control**

Funcionamiento: Al tirar del volante de control, esta superficie sube mientras que al empujarlo baja -en algunos aviones se mueve la totalidad del empenaje horizontal. El timón arriba produce menor sustentación en la cola, con lo cual esta baja y por tanto el morro sube (mayor ángulo de ataque). El timón abajo aumenta la sustentación en la cola, esta sube y por tanto el morro baja (menor ángulo de ataque). De esta manera se produce el movimiento de cabeceo del avión y por extensión la modificación del ángulo de ataque.

**Timón de dirección.** Es la superficie móvil montada en la parte posterior del empenaje vertical de la cola del avión. Su movimiento provoca el movimiento de guiñada del avión sobre su eje vertical, sin embargo ello no hace virar el aparato, sino que se suele utilizar para equilibrar las fuerzas en los virajes o para centrar el avión en la trayectoria deseada. Suele tener una deflexión máxima de  $30^\circ$  a cada lado.

Esta superficie se maneja mediante unos pedales situados en el suelo de la cabina.



**Figura 1.6.- Timón de dirección y pedales de control**

Funcionamiento: Al pisar el pedal derecho, el timón de dirección gira hacia la derecha, provocando una reacción aerodinámica en la cola que hace que esta gire a la izquierda, y por tanto el morro del avión gire (guiñada) hacia la derecha. Al pisar el pedal izquierdo, sucede lo contrario: timón a la izquierda, cola a la derecha y morro a la izquierda.

- Alabeo a la derecha -> volante a la derecha.
- Alabeo a la izquierda -> volante a la izquierda.
- Morro abajo (menor ángulo de ataque) -> empujar el volante.
- Morro arriba (mayor ángulo de ataque) -> tirar del volante.
- Guiñada a la derecha -> pedal derecho.
- Guiñada a la izquierda -> pedal izquierdo.

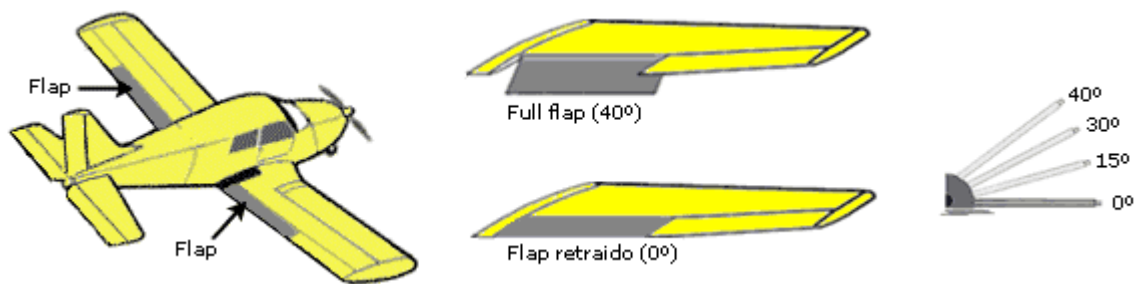
Al basarse los mandos de control en principios aerodinámicos, es obvio que su efectividad será menor a bajas velocidades que a altas velocidades. Es conveniente tener esto en cuenta en maniobras efectuadas con baja velocidad. El que las superficies de control estén lo más alejadas posible del [Centro de Gravedad](#) del avión no es casualidad, sino que debido a esta disposición su funcionamiento es más efectivo con menor movimiento de la superficie y menos esfuerzo.

### **3.1.1.5.2. Superficies secundarias.**

Es posible disminuir la velocidad mínima que sostiene a un avión en vuelo mediante el control de la capa límite, modificando la curvatura del perfil, o aumentando la superficie alar. Las superficies que realizan una o más de estas funciones se denominan superficies hipersustentadoras.

Las superficies primarias nos permiten mantener el control de la trayectoria del avión, las secundarias se utilizan en general para modificar la sustentación del avión y hacer más fáciles muchas maniobras. Las superficies secundarias son: flaps, slats y spoilers o aerofrenos.

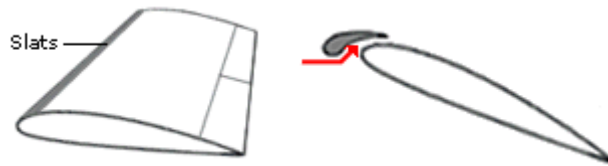
**Flaps.** Los flaps son dispositivos hipersustentadores, cuya función es la de aumentar la sustentación del avión cuando este vuela a velocidades inferiores a aquellas para las cuales se ha diseñado el ala. Situados en la parte interior trasera de las alas, se deflecan hacia abajo de forma simétrica (ambos a la vez), en uno o más ángulos, con lo cual cambian la curvatura del perfil del ala (más pronunciada en el extrados y menos pronunciada en el intrados), la superficie alar (en algunos tipos de flap) y el ángulo de incidencia, todo lo cual aumenta la sustentación (y también la resistencia).



**Figura 1.7.- Flaps y ángulos de extensión**

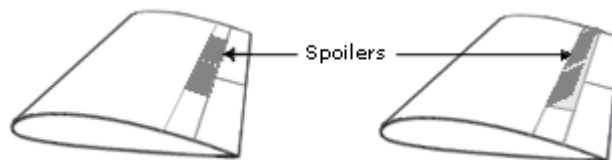
Los flaps únicamente deben emplearse en las maniobras de despegue, aproximación y aterrizaje, o en cualquier otra circunstancia en la que sea necesario volar a velocidades más bajas que con el avión "limpio".

**Slats.** Son superficies hipersustentadoras que actúan de modo similar a los flaps. Situadas en la parte anterior del ala, al deflectarse canalizan hacia el extrados una corriente de aire de alta velocidad que aumenta la sustentación permitiendo alcanzar mayores ángulos de ataque sin entrar en pérdida. Se emplean generalmente en grandes aviones para aumentar la sustentación en operaciones a baja velocidad (aterrizajes y despegues), aunque también hay modelos de aeroplanos ligeros que disponen de ellos.



**Figura 1.8.- Slats**

**Spoilers o aerofrenos.** Al contrario que los anteriores, el objetivo de esta superficie es disminuir la sustentación del avión. Se emplean sobre todo en reactores que desarrollan altas velocidades y sirven para frenar el avión en vuelo, perder velocidad y facilitar el aterrizaje, ayudar a frenar en tierra, y en algunos aviones como complemento de los alerones para el control lateral y los virajes en vuelo.



**Figura 1.9.- Spoilers o aerofrenos**

En los aviones comerciales, todas estas superficies (primarias y secundarias) se mueven por medios eléctricos e hidráulicos. La razón es obvia; su envergadura hace que las superficies de control sean mayores; están más alejadas de los mandos que las controlan, y además soportan una presión mucho mayor que en un avión ligero. Todo esto reunido hace que se necesite una fuerza extraordinaria para mover dichas superficies, fuerza que realizan los medios mencionados.

El avión Fairchild FH-227 cuenta en sus alas solamente con un tipo de superficie secundaria, en este caso cuenta con flaps que lo ayudan a aumentar la sustentación de sus alas.

### **3.2. Modalidad básica de la investigación**

Las siguientes modalidades nos indican las fases ejecutadas, para la exploración del problema propuesto:

### **3.2.1. Investigación bibliográfica**

Documental que facilitó la implementación de un marco teórico para obtener conocimientos generales de los Manuales de Mantenimiento, Internet y sobre todo de los operadores y técnicos que laboran en las mismas acerca del problema planteado.

### **3.2.2. Investigación de campo**

Para realizar esta investigación viajamos a la ciudad de Quito donde se encuentra ubicada el Ala de Transporte N° 11, y nos permitió constatar que el avión Fairchild FH-227 con matrícula HC-BHD se encuentra en muy buen estado.

### **3.3. Tipos de investigación**

Se utilizó el tipo de investigación no experimental ya que permitió hacer una identificación clara, de acuerdo a la falta de los soportes para el mencionado avión utilizados para el desmontaje y montaje de sus componentes. Se ha determinado que se debería optar por la implementación de estos soportes ya que no existen y facilitara este trabajo.

### **3.4. Niveles de investigación**

Se empleo la investigación descriptiva, ya que permitió describir el problema en estudio, detallando las situaciones, es decir de los resultados obtenidos, analizarlos y ver el comportamiento de los soportes.

### **3.5. Recolección de datos**

Una de las fuentes que proporcionó ayuda para la recolección de datos en la investigación fue el Manual de Mantenimiento del Avión Fairchild, para lo cual se tomó como método la investigación bibliográfica, también se visitó a personal técnico que opera en el Ala N°11.

### **3.6. Procesamiento de la información**

Una vez que se ha obtenido la información requerida para la investigación a través de las diferentes técnicas y niveles de investigación se procederá a realizar una revisión crítica mediante la limpieza de información errónea, para de esta forma obtener información más confiable.

### **3.7. Análisis e interpretación de resultados**

Análisis.- Se realizó con la finalidad de establecer un criterio real del estado de la aeronave ya que la información obtenida de la misma será de vital importancia para concluir con la investigación.

Interpretación.- La mayor parte del avión se encuentra en perfectas condiciones y un porcentaje tiene deficiencia por el tiempo inoperable.

### **3.8. Conclusiones y recomendaciones de la investigación**

#### **Conclusiones**

- Una vez culminada la investigación se concluye que para el traslado del avión Fairchild F-27 (HC\_BHD) es necesario el desmontaje de todos sus componentes.
- Por medio de la observación directa que se realizó en el ala de transporte N° 11 se pudo describir las características en las que se encuentra el avión Fairchild F-27 (HC\_BHD)
- Se recolectó información que ayude a realizar el traslado por tierra del avión Fairchild F-27.

## **Recomendaciones**

- Para el desmontaje de todos los componentes del avión es necesario la construcción de soportes para el fuselaje.
- Realizar los procedimientos técnicos para preservar la aeronavegabilidad del avión.
- Utilizar los manuales de la aeronave para optimizar el desmontaje.

## **CAPÍTULO IV**

### **FACTIBILIDAD DEL TEMA**

#### **4.1. Factibilidad Técnica**

El proceso de traslado del avión Fairchild F27J es factible técnicamente ya que se cuenta con las herramientas y equipo necesario para realizar el montaje y desmontaje de los componentes del avión.

#### **4.2. Factibilidad Legal**

Según las RDAC parte 147 en la que se refiere a que el instituto debe contar con un avión certificado para instrucción aunque éste no se encuentre en funcionamiento.

#### **4.3. Factibilidad Operacional**

Con la finalización de este trabajo se tendrá varios beneficios ya que este avión va a ser utilizado por todos los estudiantes civiles y militares del ITSA, además de los docentes quienes serán los encargados de impartir todos sus conocimientos en la práctica, además de la ya se imparten en la teoría, ayuda de esta manera al instituto a cumplir con su misión de formar profesionales capaces de desenvolverse en el campo de la aviación y mejorar cada vez más el prestigio del instituto.

#### **4.4. Económica**

Para nuestra factibilidad económica, podemos decir que para la elaboración de nuestro proyecto, contamos material no muy costoso pero seguro que se adquirirá en las mejores carpinteras y ferreterías del país, centros de mantenimiento y



material no utilizable que nos donará el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico.

### Presupuesto del Tema

<b>N°</b>	<b>Material</b>	<b>Costo</b>
1	Alimentación	65 USD
2	Transporte	80 USD
3	Hospedaje	120 USD
4	Internet, anillados, empastados	35 USD
5	Varios	100 USD
6	Herramientas	150 USD
<b>TOTAL</b>		<b>550 USD</b>

**Fuente:** Investigación de campo

**Elaborado por:** Lucero Oramas Diego Fernando

**CAPÍTULO V**  
**DENUNCIA DEL TEMA**

Desmontaje de los controles de vuelo del ala izquierda del avión Fairchild FH-227 con matrícula HC-BHD para ser trasladado del Ala de Transporte N°11 hasta el campus del Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico.

## **Cronograma**

## Glosario

**Aeronave:** significa un dispositivo que es usado o en la intención de ser usado para el vuelo en el aire.

**Alerón:** Los alerones están colocados cerca de la punta del ala y hacia el borde posterior, y permiten el movimiento del alabeo y hacen girar al avión sobre el eje longitudinal.

**Aleación:** es una mezcla sólida homogénea de dos o más metales, o de uno o más metales con algunos elementos no metálicos.

**Controles de vuelo:** Los componentes necesarios para el control de vuelo de los aviones modernos constan de varios sistemas que se manejan desde la cabina de pilotos mediante una palanca de mando, con o sin volante, los pedales de dirección y un conjunto de instrumentos que proporcionan la información necesaria.

**Desmontable:** desarmar, separar las piezas de una cosa.

**Factibilidad:** (Del lat. Factibilis). Adj. Que se puede hacer

**Flaps:** Aumentan la sustentación para reducir la velocidad de despegue y aterrizaje

**Fuselaje:** es la parte principal de un avión; en su interior se sitúan la cabina de mando, la cabina de pasajeros y las bodegas de carga, además de diversos sistemas y equipos que sirven para dirigir el avión

**Soporte:** es un apoyo o sostén para asegurar o evitar que se caiga un material o algún componente.

## BIBLIOGRAFÍA

### **Páginas web consultadas:**

- <http://es.wikipedia.org/wiki/FairchildHillerFH227>
- <http://www.md80.com.ar/controles.html>
- <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>

### **Libros consultados:**

- Manual de mantenimiento del avión Fairchild.
- Airliner World, marzo de 2002, Stanford, Lincs, PE9 1XQ, UK

**ANEXOS**

**ANEXO A I:  
AVIÓN FAIRCHILD FH-  
227**





**ANEXO A II:  
ALA IZQUIERDA**





**ANEXO III:  
CONTROLES DE VUELO  
DEL ALA**







**ANEXO IV:  
MEMORANDUM DE LA  
DONACIÓN DEL AVIÓN  
FAIRCHILD FH-227 HC-  
BHD**



**ANEXO B:**  
**AVIÓN FAIRCHILD FH-**  
**227**



**ANEXO C:  
ALA IZQUIERDA**





**ANEXO D:**  
**CONTROLES DE VUELO**  
**DEL ALA IZQUIERDA**









**ANEXO E:**  
**DIAGRAMA DEL**  
**RIGGING DEL ALERÓN**

**ANEXO F:**  
**ORDEN TÉCNICA**  
**REMOVAL/INSTALLATION**  
**CONTROL CABLES**

**ANEXO G:**  
**ORDEN TÉCNICA**  
**REMOVAL/INSTALLATION**  
**FLAP**

**ANEXO H:**  
**ORDEN TÉCNICA**  
**REMOVAL/INSTALLATION**  
**AILERON**

**ANEXO I:**

**MEMORANDUM DE LA  
DONACIÓN DEL AVIÓN  
FAIRCHILD FH-227 HC-  
BHD**