



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS
DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

**TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN
DEL TÍTULO DE TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA
MENCION MOTORES.**

**“TRIMMING DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL DE LA
AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125 - 400 MEDIANTE LA
ADQUISICIÓN DE UN TENSIOMETRO DIGITAL”.**

AUTOR: ESCOBAR CUASPUD EDISON WLADIMIR

DIRECTOR: TLGO. PAUL ARCOS

LATACUNGA

2019



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, “**TRIMMING DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125 - 400 MEDIANTE LA ADQUISICIÓN DE UN TENSIOMETRO DIGITAL**”, realizado por el señor **ESCOBAR CUASPUD EDISON WLADIMIR**, ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar al señor **ESCOBAR CUASPUD EDISON WLADIMIR** para que lo sustente públicamente.

Latacunga, junio del 2019

Una firma manuscrita en tinta azul, que parece ser 'Paul Arcos', escrita sobre una línea horizontal. La firma es bastante fluida y se extiende por encima y por debajo de la línea.

TLGO. PAUL ARCOS
DIRECTOR



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **ESCOBAR CUASPUD EDISON WLADIMIR** con cédula de identidad N° 1723926968 declaro que este trabajo de titulación **“TRIMMING DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125 - 400 MEDIANTE LA ADQUISICIÓN DE UN TENSIOMETRO DIGITAL”**, ha sido desarrollado considerando los métodos de investigación existentes, así como también se ha respetado los derechos intelectuales de terceros considerándose en las citas bibliográficas.

Consecuentemente declaro que este trabajo es de mi autoría, en virtud de ello me declaro responsable del contenido, veracidad y alcance de la investigación mencionada.

Latacunga, junio del 2019

Una firma manuscrita en tinta azul que parece leer 'Edison Wladimir Escobar Cuaspud', escrita sobre una línea horizontal.

EDISON WLADIMIR ESCOBAR CUASPUD

C.C. 172392696-8



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN MOTORES

AUTORIZACIÓN

Yo, **ESCOBAR CUASPUD EDISON WLADIMIR** autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la institución el presente trabajo de titulación “**TRIMMING DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125 - 400 MEDIANTE LA ADQUISICIÓN DE UN TENSIOMETRO DIGITAL**”, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga, junio del 2019

Una firma manuscrita en tinta azul sobre una línea horizontal.

EDISON WLADIMIR ESCOBAR CUASPUD

C.C. 172392696-8

DEDICATORIA

Este proyecto de titulación se lo dedico a mis padres que me han apoyado en todo sentido: moralmente y económicamente durante todo este trayecto previo a la obtención de mi título, ellos quienes me han inculcado importantes valores como la honestidad, respeto y humildad , Son la fuerza e inspiración que necesito para salir adelante en todos los proyectos y metas que me proponga, a mis hermanos los cuales me brindan su cariño y apoyo incondicional y espero ser para ellos un gran ejemplo a seguir.

Por ultimo a toda mi familia Escobar – Cuaspud, los cuales nunca han dudado de mi capacidad, me han brindado consejos y han estado conmigo en los buenos y malos momentos.

ESCOBAR CUASPUD EDISON WLADIMIR

AGRADECIMIENTO

Agradezco primeramente a Dios por brindarme salud y vida en todo este transcurso para la obtención de este título, también por guiarme por el buen camino y brindarme la fortaleza y valentía necesaria para no rendirme en todo este trayecto de mi vida universitaria y poder culminarla, gracias a ello he logrado graduarme como Tecnólogo y poder ejercer a futuro en mi vida profesional lo que más me apasiona que es la Aviación.

A mis padres que es lo más primordial en mi vida, que con su apoyo incondicional me han podido brindar amor, comprensión, consejos y ayuda para ser una mejor persona cada día siempre basándose en el respeto y la humildad hacia todas las personas y también por ayudarme con todos los recursos necesarios para poder estudiar.

A mis hermanos por estar a mi lado siempre, por brindarme su cariño y estar pendientes siempre en mi vida universitaria, por ayudarme en algunas tareas de la universidad y por querer siempre q sea una gran persona y gran ejemplo para ellos.

Finalmente, a mis compañeros quienes sin esperar nada a cambio compartieron su conocimiento, alegrías y tristezas que de alguna u otra manera ayudaron en este trayecto universitario y espero también que todos mis compañeros logren sus objetivos propuestos y puedan ejercer los conocimientos adquiridos en un campo profesional.

ESCOBAR CUASPUD EDISON WLADIMIR

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN.....	ii
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD	iii
AUTORIZACIÓN.....	iv
DEDICATORIA	v
AGRADECIMIENTO	vi
ÍNDICE DE CONTENIDOS.....	vii
ÍNDICE DE FIGURAS.....	xi
ÍNDICE DE TABLAS	xiv
RESUMEN.....	xv
ABSTRACT.....	xvi

CAPÍTULO I

EL TEMA

1.1 Antecedentes.....	1
1.2 Planteamiento del Problema.....	2
1.3 Justificación	3
1.4 Objetivos.....	4
1.4.1 Objetivo general.....	4
1.4.2 Objetivos específicos	4
1.5 Alcance.....	4

CAPITULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Descripción general de la aeronave Hawker Siddley.....	5
--	---

2.1.1 Historia.....	5
2.1.2 Antecedentes de la aeronave Hawker Siddley 125-400.	6
2.1.3 Descripción de la aeronave Hawker Siddeley 125-400.....	7
2.1.4 Datos técnicos	8
2.2 Descripción general de las Superficies de Control.....	10
2.2.1 Superficies de Control.....	10
2.2.2 Clasificación de los sistemas de control de vuelo.....	11
2.2.3 Actuación aerodinámica de las superficies de control.....	12
2.2.4 Superficies de Control Primarias.....	15
2.2.4.1 Elevadores	15
2.2.4.2 Alerones.....	16
2.2.4.3 Rudder	16
2.2.5 Superficies de control Secundarias	17
2.2.5.1 Flaps	17
2.2.5.2 Slats	19
2.2.5.3 Spoilers o aerofrenos.....	20
2.2.5 Tabs.....	21
2.2.6.1 Clasificación y funciones de los tabs.	21
2.2.7 Sistema de control con modo de actuación mecánico	23
2.2.7.1 Descripción y empleo.....	23
2.2.7.2 Componentes.....	23
2.2.7.3 Volantes y pedales.....	24
2.2.7.4 Cables para controles de vuelo.....	25
2.2.7.5 Tensores de cables de control de vuelo	26
2.2.7.6 Poleas	27
2.2.7.7 Barras de mando	28
2.2.7.8 Turnbuckle.	28
2.2.7.9 Tensiómetro digital.....	29
2.2.7.10 Grasa lubricante Aeroshell Greased 3-33B.....	30

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Cables de control de vuelo.....	32
3.1.1 Tensión de cables de control	32

3.1.2 Alineación del cable de control	33
3.1.3 Limpieza del cable de control.....	34
3.2 Rigging del Alerón.....	34
3.2.1 Sistema de control del alerón.....	34
3.2.1.1 Trim del sistema de control del alerón	35
3.2.1.2 Caja del trim	36
3.2.2 Advertencias para el rigging de sistema de control del aleron y trim del aleron.	36
3.2.3 Rigging del sistema de control del aleron	37
3.2.3.1 Materiales	37
3.2.4 Procedimientos para el rigging del sistema de control del alerón.	37
3.2.5 Inspección y chequeo.....	42
3.2.6 Verificación del libre movimiento del alerón y tabs del alerón.....	42
3.3 Rigging del rudder.....	42
3.3.1 Sistema de control del rudder	42
3.3.1.2 Trim del sistema de control del rudder.....	43
3.3.1.3 Trim box.....	43
3.3.2 Advertencias para el rigging en el sistema de control del rudder y trim del rudder.	44
3.3.3 Rigging del sistema de control del rudder	44
3.3.3.1 Materiales	44
3.3.4 Procedimientos para el rigging del sistema de control del rudder.	44
3.3.5 Inspección y chequeo.	50
3.3.6 Verificación del libre movimiento del rudder y geared tab del rudder..	50
3.4 Rigging del elevador	50
3.4.1 Sistema de control del elevador.....	50
3.4.1.2 Trim del sistema de control del elevador.....	51
3.4.1.3 Trim box.....	51
3.4.2 Advertencias para el sistema de control del elevador y trim del elevador.	52
3.4.3 Rigging del sistema de control del elevador.....	52
3.4.3.1 Material	53
3.4.4 Procedimientos para el rigging del sistema de control del elevador. ..	53
3.4.5 Inspección y chequeo	57
3.4.6 Verificación del libre movimiento del elevador y trim del elevador.	58
3.5 Presupuesto	59

3.5.1 Análisis de Costos	59
3.5.1.1 Costos primarios	59
3.5.1.2 Costos Secundarios.....	60
3.5.2 Costo total del proyecto de grado	60

CAPITULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones.....	61
4.2 Recomendaciones.....	61
GLOSARIO DE TÉRMINOS	62
ABREVIATURAS	63
BIBLIOGRAFÍA.....	64
ANEXOS.....	65

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 Avión Hawker Siddeley HS-125.....	6
Figura 2 Avión Hawker Siddeley 125-400A, matrícula XB-ILD.	7
Figura 3 Avión Hawker Siddeley 125-400 A	8
Figura 4 Dimensiones de Avión Hawker Siddeley 125	9
Figura 5 Dimensión completa del Avión Hawker Siddeley 125.....	9
Figura 6 Superficies de Control del Avión.....	10
Figura 7 Sistemas elementales de controles de vuelo.....	12
Figura 8 Movimiento aerodinámico (cabeceo)	13
Figura 9 Movimiento Aerodinámico (balanceo).....	14
Figura 10 Movimiento Aerodinámico (guiñada).....	14
Figura 11 Elevadores de un avión	16
Figura 12 Alerones de un avión	16
Figura 13 Rudder de un avión.....	17
Figura 14 Flaps de un avión	18
Figura 15 Tipos de flaps	19
Figura 16 Slats de un avión	20
Figura 17 Spoilers de un avión	20
Figura 18 Elementos del tab	21
Figura 19 Funcionamiento aerodinámico del tab	22
Figura 20 Volante de mando de avión	24
Figura 21 Pedales de un avión	25
Figura 22 Cables de control.....	26
Figura 23 Tensores.....	27
Figura 24 Poleas del avión	27
Figura 25 Barras de mando de avión.....	28
Figura 26 Turnbuckle	29
Figura 27 Tensiómetro Digital	30
Figura 28 Grasa BMS3-3B.....	31
Figura 29 Desalineación máxima de los cables de control	34
Figura 30 Sistema del trim del alerón	35
Figura 31 Caja del trim.....	36
Figura 32 Movimiento del mando de control del alerón	37

Figura 33 Mando de control del alerón alineado	38
Figura 34 Cables de control del alerón	38
Figura 35 Alineación de los alerones	38
Figura 36 Tensiómetro en 15 CWT.....	38
Figura 37 Limpieza de cables del alerón	39
Figura 38 Tensiómetro entre las costillas 3 y 4 del ala	39
Figura 39 Verificación de tensión de cables del alerón.....	39
Figura 40 Turnbuckles del alerón seguros.....	40
Figura 41 Lubricación de cables del alerón	40
Figura 42 Limpieza del exceso de grasa del alerón.....	41
Figura 43 Prueba del mando de control del alerón	41
Figura 44 Prueba de movimiento del alerón	41
Figura 45 Caja de trim del rudder	43
Figura 46 Avión sobre los trenes principales	45
Figura 47 Pedales alineados con el borde de salida del rudder	45
Figura 48 Paneles de acceso del rudder libres	45
Figura 49 Ajuste de turnbuckles del rudder	46
Figura 50 Tensiómetro en 15 CWT.....	46
Figura 51 Limpieza de cables de control del rudder	46
Figura 52 Tensiómetro entre poleas K y L.....	47
Figura 53 Verificación de la tensión de cables del rudder.....	47
Figura 54 Turnbuckles seguros de rudder	48
Figura 55 Lubricación de cables del rudder	48
Figura 56 Limpieza de exceso de grasa del rudder	48
Figura 57 Cierre de paneles del rudder	49
Figura 58 Prueba de movimiento de pedales del rudder	49
Figura 59 Prueba de movimiento del rudder.....	49
Figura 60 Caja del trim del elevador	52
Figura 61 Avión sobre los trenes principales	53
Figura 62 Alineación del mando del elevador	53
Figura 63 Alineación de los dos elevadores	54
Figura 64 Paneles de acceso del elevador libres.....	54
Figura 65 Tensiómetro en 25 CWT.....	54
Figura 66 Limpieza de cables del elevador.....	55

Figura 67 Tensiómetro entre la polea D y sección 13 de fuselaje.....	55
Figura 68 Verificación de la tensión de cables del elevador	55
Figura 69 Turnbuckles del elevador seguros	56
Figura 70 Lubricación de los cables del elevador	56
Figura 71 Limpieza del exceso de grasa del elevador	56
Figura 72 Cierre de paneles de acceso del elevador	57
Figura 73 Prueba de movimiento del elevador	57

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 Rangos de tensión para más de 70°F (21.1°C)	32
Tabla 2 Rangos de tension entemperaturas bajas.....	33
Tabla 3 Total de Costos Primarios.....	59
Tabla 4 Total de costos secundarios.	60
Tabla 5 Total Costo de Proyecto.....	60

RESUMEN

El presente proyecto de graduación detalla el procedimiento de rigging de las superficies de control primarias de la aeronave Hawker Siddeley 125- 400, mediante la adquisición de un tensiómetro digital ACX-250-CMB-1, lo cual esto se realizó en la aeronave escuela de la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE.

Con la adquisición de un tensiómetro digital ACX-250-CMB-1 el cual nos ayudara con una lectura de tensión de los cables de control exacta y con las características de ser un equipo digital y obtener una memoria interna el cual grabara todas las medidas tomadas de los cables de control, y también este equipo viene incorporado para trabajar con diferentes tamaños de cables y diferentes unidades de medida, esto para cualquier tipo de aeronave. Mencionado procedimiento se lo realiza también con la ayuda de los manuales de mantenimiento el cual tiene los parámetros establecidos para realizar mencionado procedimiento.

La Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE, contara con el equipo para poder realizar el rigging de todas las superficies de control de las aeronaves escuela, como lo son: Hawker Siddeley 125-400 y Cessna 150M, estas aeronaves cuentan con superficies de control accionadas mediante cables de control, los cuales necesitan estar con la tensión adecuada para su correcto funcionamiento desde su respectiva cabina de control. Este equipo también facilitara la impartición de enseñanzas hacia los estudiantes sobre los sistemas de control de la aeronave con la ayuda de un equipo digital de última generación y así se familiaricen con los equipos que se trabajan en el campo profesional.

PALABRAS CLAVES:

- TENSÍOMETRO
- RIGGING
- EQUIPO DIGITAL
- CABLES DE CONTROL

ABSTRACT

The present research details the rigging procedure of the primary control surfaces of the Hawker Siddeley 125-400 aircraft, through the acquisition of an ACX-250-CMB-1 digital sphygmomanometer, which was carried out in the school aircraft of the Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE.

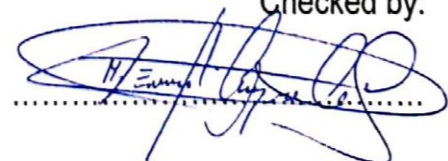
With the acquisition of a digital tensiometer ACX-250-CMB-1 which will help us with a reading of tension of the cables of exact control and with the characteristics of being a digital equipment and to obtain an internal memory which will record all the measures taken of the cables of control, and also this equipment comes incorporated to work with different sizes of cables and different units of measurement, this for any type of aircraft. Mentioned procedure is also performed with the help of maintenance manuals which has the parameters set to perform such procedure.

The Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE, will have the equipment to perform rigging of all control surfaces of school aircraft, as they are: Hawker Siddeley 125-400 and Cessna 150M, these aircraft have control surfaces driven by control cables, which need to be with the proper voltage for proper operation from their respective control cabin. This team will also facilitate the teaching of aircraft control systems to the students with the help of a state-of-the-art digital equipment and thus familiarize them with the teams working in the professional field.

KEYWORDS:

- TENSIO METER
- RIGGING
- DIGITAL EQUIPMENT
- CONTROL CABLES

Checked by:



LCDA. María Elisa Coque Cruz

DOCENTE UGT

CAPÍTULO I

EL TEMA

“TRIMMING DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL DE LA AERONAVE HAWKER SIDDELEY 125 - 400 MEDIANTE LA ADQUISICIÓN DE UN TENSIOMETRO DIGITAL”.

1.1 Antecedentes

La Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE, llamada así desde el 13 de enero de 2014, el cual se aprobó y cumplió con todos los requisitos que estaban propuestos por LA UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS-ESPE, el cual es brindar educación de calidad y a la vez cumplir con los diferentes objetivos propuestos que es dar a la sociedad profesionales altamente capacitados en sus campos laborales respectivamente.

Cabe recalcar que la Unidad de Gestión de Tecnología - ESPE antes llamada Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico - ITSA, el cual fue creada el 8 de noviembre de 1999, desde aquella fecha se comenzó a prestar sus servicios, brindar una formación académica e impartir conocimientos a los estudiantes, esto con la ayuda de autoridades y personal docente capacitados, para las diferentes áreas en la aeronáutica y en general.

En la actualidad la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE cuenta con varios laboratorios, talleres totalmente equipados, y es la única en brindar conocimientos teóricos – prácticos en el área de Mecánica Aeronáutica, pues está certificado y aprobado por la Dirección General de Aviación Civil, y esto abala para brindar excelentes conocimientos a todos los estudiantes en este campo laboral.

1.2 Planteamiento del Problema

La Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE es la única institución en brindar conocimientos teóricos y prácticos para la formación de mecánicos aeronáuticos, cuenta con los talleres necesarios, pero no cuenta con varias herramientas de última generación tecnológica para la realización de los trabajos de mantenimiento lo cual es indispensable para las aeronaves de la institución mantenerlas en óptimas condiciones todos los sistemas pertinentes a la aeronave HAWKER SIDDELEY 125 - 400, el cual las superficies de control se encuentran inoperativas y es necesario realizar el reglaje con la ayuda del tensiómetro digital y según los parámetros que estipulen en el respectivo manual de mantenimiento.

En los talleres de la carrera mecánica aeronáutica de la Unidad de Gestión de Tecnologías -ESPE, los estudiantes realizan el reglaje con el tensiómetro análogo que cuenta la institución en los talleres, pero este tiene varias desventajas que no cuenta con varios rangos de medida como lo son en CWT, LBS, KLG incorporados en el equipo, lo cual es muy importante, y está estipulado en los manuales de mantenimiento para la realización del reglaje, también se debe calibrar manualmente para diferentes diámetros de cables, con la adquisición del tensiómetro digital todo lo anteriormente mencionado viene incorporado en el equipo, y tiene varias características que puede ayudar al estudiante a desenvolverse de la mejor manera, ya que la institución está comprometida con la seguridad, es una área que investiga, diseña, manufactura y mantiene en buen estado a los componentes aeronáuticos.

En la Unidad de Gestión de Tecnologías - Espe la aeronave HAWKER SIDDELEY 125 - 400 se requiere realizar el rigging de las superficies de control, ya que los cables de control se encuentran inoperativos y las superficies de control podrían verse afectadas con la manipulación de los controles desde la cabina de la aeronave, el mantenimiento requerido se lo efectuara y verificara con la ayuda de los manuales de mantenimiento de la respectiva aeronave.

1.3 Justificación

En la Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE con la adquisición del equipo de precisión digital se podrá realizar un correcto reglaje en los cables de controles de vuelo de la aeronave HAWKER SIDDELEY 125 - 400 según lo que este estipulado en sus respectivos manuales de mantenimiento, y también que los estudiantes de la carrera mecánica aeronáutica socialicen con estos equipos digitales y adquieran una mejor experiencia en el manejo de estas herramientas de última generación y así obtengan un excelente desenvolvimiento en el campo profesional.

Al proporcionar el equipo digital de precisión para los talleres de mecánica aeronáutica en la Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE, este facilitará e interpretará una correcta lectura en la medición de los cables de control y realizará el reglaje de diferentes diámetros de cables y rangos de tensión estipulado en la manual de mantenimiento de la aeronave y así obtener mejor funcionalidad en las superficies de control.

En la presente adquisición del equipo de precisión digital es factible porque en la Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE no cuenta con un tensiómetro digital para realizar el reglaje de las superficies de control de las aeronaves, también porque el equipo digital es nuevo, contiene su respectivo certificado de calibración, manual de instrucciones y su certificado de conformidad lo cual se refiere que cumplen con todas las especificaciones y es obtenido a través de los propios fabricantes del equipo (TENSITRON).

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo general

- Realizar el Rigging de las superficies de control, mediante la utilización de un tensiómetro digital ACX-250-CMB-1 para mejorar el performance de los cables de control de la aeronave HAWKER SIDDELEY 125 - 400 perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE.

1.4.2 Objetivos específicos

- Recopilar la información técnica del tensiómetro digital, con número de parte ACX-250-CMB-1, para conocer su funcionalidad y los parámetros en los que trabaja mencionado equipo.
- Adquirir el equipo digital con su respectiva información técnica para que los docentes y estudiantes puedan realizar el mantenimiento de los cables de control de la aeronave.
- Ejecutar el rigging de las superficies de control estipulando los parámetros que indica los manuales de mantenimiento de la aeronave HAWKER SIDDELEY 125 - 400.

1.5 Alcance

En este presente proyecto se pretende realizar la implementación de un tensiómetro digital para los talleres de la carrera de Mecánica Aeronáutica de la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE, para realizar el mantenimiento de rigging de las superficies de control de la aeronave HAWKER SIDDELEY 125 - 400 y mantener en óptimas condiciones mencionadas superficies de control y que los estudiantes de la carrera obtengan mejores conocimientos y un mejor desenvolvimiento en lo práctico con la aportación de un equipo digital actualizado.

CAPITULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Descripción general de la aeronave Hawker Siddeley

2.1.1 Historia

Uno de los diseños de posguerra más exitosos de la industria de la aviación británica, el Hawker Siddeley HS-125 fue uno de los aviones de negocios de primera generación más exitosos y en forma desarrollada sigue en producción con Raytheon. El HS-125 comenzó su vida como un proyecto de De Havilland antes de que esa compañía formara parte del grupo Hawker Siddeley. Como el DH-125, este jet corporativo de tamaño mediano voló por primera vez el 13 de agosto de 1962. Por un tiempo, el DH-125 fue nombrado el Jet Dragón, mientras que solo ocho aviones de producción de la Serie 1 fueron construidos antes de que las entregas pasaran a ser las más poderosas. La Serie 1A (el sufijo A que denota a América del Norte) y la Serie 1B (la B que denota ventas para los mercados mundiales). (Frawley, 2001)

Se construyó un total de 77 aeronaves. Mientras tanto, la Serie 2 fue un derivado militar creado para la RAF de Gran Bretaña como el entrenador de navegación Dominie T1. Las series 3A y 3B mejoradas (29 construidas) tuvieron un mayor peso bruto, mientras que las 3A / RA y 3B / RA (36 construidas) fueron aún más pesadas con combustible adicional para un mayor rango. Cuando De Havilland se fusionó con Hawker Siddeley, la Serie 4, que presentaba numerosas mejoras menores, se comercializó cuando se construyeron las Series 400A, 400B y 116. El último Viper turbojet 125 construido fue la serie 600A y 600B. (Frawley, 2001)

La Serie 600 presenta un fuselaje estirado que ocupa asientos de la cabina principal estándar de seis a ocho, o hasta 14 en una configuración de alta densidad. Otros cambios incluyeron turbojets Rolls Royce Viper 601-22 más potentes, cola vertical alargada y aleta ventral y un tanque de combustible en la aleta dorsal extendida. Algunas Series 600 fueron rediseñadas con TFE-731 como HS-125-F600s. (Frawley, 2001)



Figura 1 Avión Hawker Siddeley HS-125

Fuente: (Frawley, 2001)

2.1.2 Antecedentes de la aeronave Hawker Siddley 125-400.

La aeronave Jet Hawker Siddeley HS 125-400 fue incautada por narcotráfico el 23 de octubre del 2004, la aeronave con matrícula mexicana XB-ILD era utilizado para transporte personal de Cesar Fernández (ex gobernador de Manabí) el cual se encontraba involucrado en casos de narcotráfico, en un operativo llamado “Aniversario” mencionada aeronave fue incautada con 385 paquetes que contenían clorhidrato de cocaína, con un peso de 428.920,2 kilogramos. (Perez, 2003)

La aeronave permanecía en un hangar privado llamado “AEROFER” a cargo del Consep (Consejo Nacional de Sustancias Estupefacientes y Psicotrópicas). El Consep decidió entregar en comodato la nave a la FAE (Fuerza Aérea Ecuatoriana). La FAE realizó los trámites legales para utilizarla en misiones logísticas con autoridades civiles y militares etc. Durante este trámite la aeronave pasó a tener la matrícula ecuatoriana FAE-050. La aeronave se utilizó por poco tiempo y al no contar con manuales de mantenimiento y equipos para rehabilitar los diferentes tipos de componentes de la aeronave. La aeronave se encontraba en tierra en el aeropuerto internacional “Cotopaxi” exactamente en la plataforma militar del ALA DE TRANSPORTE N°11. (Perez, 2003)

Gracias a los tramites gestionados por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE para que la aeronave fuese donada y esta misma cumpla con las funciones de brindar conocimientos prácticos y teóricos a los estudiantes, en otras palabras, para que realice sus funciones de aeronave escuela, esto se logró mediante un proyecto de titulación de estudiantes de promociones anteriores y la aeronave fuera trasladada a las instalaciones de la institución.



Figura 2 Avión Hawker Siddeley 125-400A, matrícula XB-ILD.

Fuente: (Universo, 2004)

2.1.3 Descripción de la aeronave Hawker Siddeley 125-400.

La aeronave Hawker Siddeley 125-400 tiene 2 turborreactores Rolls Royce Viper 522, está construida con una cabina de control la cual es presurizada, equipada para dos pilotos y de 6 a 8 pasajeros, la aeronave es de primera clase, con espacio de cabina de 1.75m de altura, en las especificaciones de la aeronave cuentan con solo una entrada que está ubicada entre la cabina de pasajeros y la cabina de control, para el almacenaje del equipaje tiene un área tipo vestíbulo. Tiene alas muy grandes y frenos aerodinámicos que ayudan a cumplir su correcto pilotaje en pequeños aeródromos. La aeronave tiene un fuselaje de forma cilíndrica con el ala montada en la parte inferior del fuselaje, la cual es denominada aeronave de ala baja, esto también ayuda que al momento de su fabricación se lo realice fácilmente, esto en dos piezas por separadas (fuselaje y alas), que al momento de su finalización solo se unen estas dos piezas.

La aeronave contiene tanques de combustible de tipo integral el cual están albergadas en las alas. La aeronave cuenta con superficies de control que se encuentran equilibradas aerodinámicamente a través de charnelas set-back y geared tabs, los flaps y aerofrenos son operados por el sistema hidráulico, además los alerones, elevadores, rudder son accionados manualmente a través de cables de control.



Figura 3 Avión Hawker Siddeley 125-400 A

2.1.4 Datos técnicos

- Fabricante: Hawker Siddeley
- Modelo: HS.125 Series 400A
- Año de construcción: 1969
- Número de construcción: 25190
- Tipo de aeronave: Multi-motor de ala fija
- Número de motores: 2
- Tipo de motor: Turborreactor
- Fabricante y modelo de motor: Rolls Royce Viper 522 de 14,9 kN (3360 lb)
- Rendimiento: Velocidad de crucero a larga distancia 724 km / h (390 kt), velocidad inicial de subida 4800 ft / min, rango con carga útil de 454 kg (1000 lb) y reservas 2835 km (990 nm).
- Peso: Funcionamiento típico en vacío 5557 kg (12,260 lb), despegue máximo 10,569 kg (23,300 lb).
- Dimensiones: Envergadura 14.32 m (47 ft), longitud 14.42 m (47 ft 5 in),

altura 5.26 m (17 ft 3 in). Área del ala 32.8 m² (353 ft²).

- Capacidad: Tripulación de vuelo de 2 personas. Varias configuraciones interiores opcionales se ofrecen según la preferencia del cliente. Asientos máximos para cabina principal para 12 personas.
- Producción: Las ventas totales del HS-125 hasta la serie 600 llegaron a 358, incluida la serie 2 Dominie para la RAF de Gran Bretaña. Más de 230 permanecen en uso.

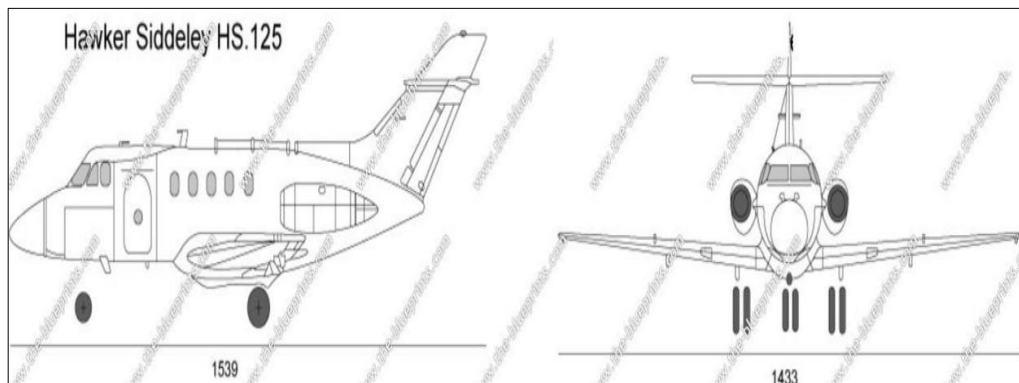


Figura 4 Dimensiones de Avión Hawker Siddeley 125

Fuente: (Saranga, 2016)

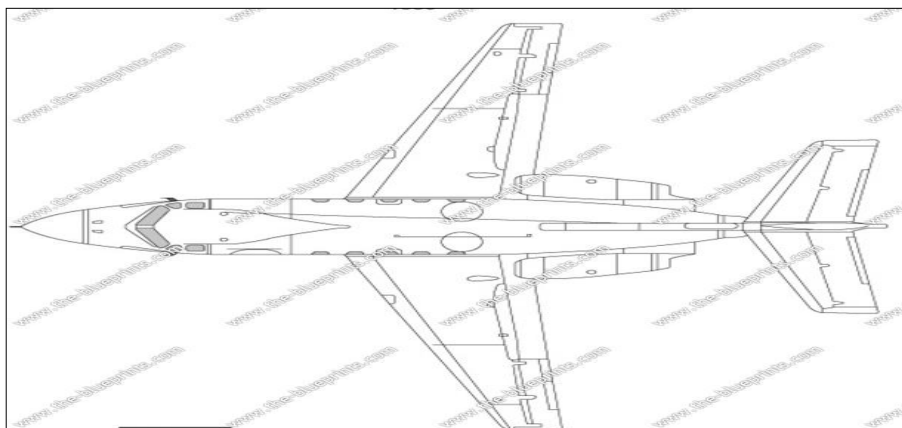


Figura 5 Dimensión completa del Avión Hawker Siddeley 125

Fuente: (Saranga, 2016)

2.2 Descripción General de las Superficies de Control

2.2.1 Superficies de Control.

Además de que un avión vuele, es necesario que este vuelo se efectúe bajo control del piloto, que el avión se mueva respondiendo a sus órdenes. Los primeros pioneros de la aviación estaban tan preocupados por elevar sus artilugios que no prestaban mucha atención a este hecho; por suerte para ellos nunca estuvieron suficientemente altos y rápidos como para provocar o provocarse males mayores. Una de las contribuciones de los hermanos Wright fue el sistema de control del avión sobre sus tres ejes; su flyer disponía de timón de profundidad, timón de dirección, y de un sistema de torsión de las alas que producía el alabeo. (Navarro, 2012)

Por otro lado, es de gran interés contar con dispositivos que, a voluntad del piloto, aporten sustentación adicional (o no-sustentación) facilitando la realización de ciertas maniobras. Para lograr una u otra funcionalidad se emplean superficies aerodinámicas, denominándose primarias a las que proporcionan control y secundarias a las que modifican la sustentación. Las superficies de mando y control modifican la aerodinámica del avión provocando un desequilibrio de fuerzas, una o más de ellas cambian de magnitud. Este desequilibrio, es lo que hace que el avión se mueva sobre uno o más de sus ejes, incremente la sustentación, o aumente la resistencia. (Navarro, 2012)

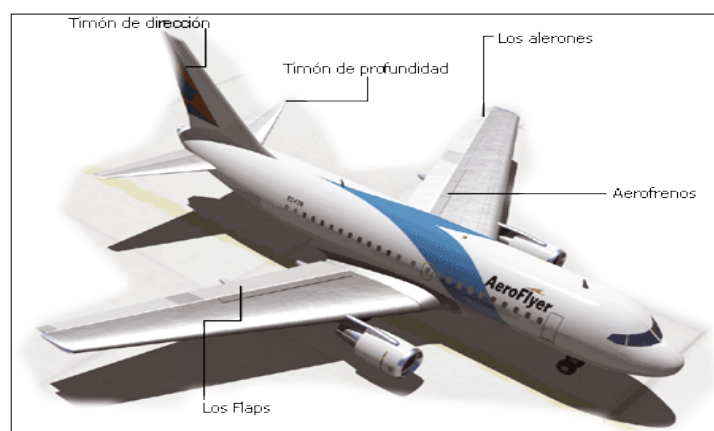


Figura 6 Superficies de Control del Avión

Fuente: (Gaytan, 2011)

2.2.2 Clasificación de los sistemas de control de vuelo.

Como se ha señalado, los mandos de vuelo se clasifican en función de su actuación de vuelo, en primarios y secundarios. Los sistemas de control, por el contrario, son la forma mecánica y eléctrica organizada de los mandos, de manera que su clasificación está referida a la propia arquitectura del sistema. Se sitúan en dos grandes grupos, según la forma en que se realiza la transmisión de las ordenes de mando del piloto (señales de entrada en el sistema): (Oñate, 2012)

- Sistemas de transmiten las ordenes de mando por medios mecánicos
- Sistemas de transmiten las ordenes por medios eléctricos.

El primer grupo recibe el nombre de sistemas de control de vuelo por mando mecánico. Incluye los llamados “sistemas convencionales”, esto es:

- 1.- Sistemas mecánicos simples
- 2.- Sistemas de accionamiento hidráulico
- 3.- Sistemas de accionamiento por motores eléctricos.

El segundo grupo se refiere a los sistemas de control de vuelo por mando eléctrico, conocidos también como sistemas Fly by Wire. Existe en estos sistemas un conjunto de ordenadores situados entre la señal eléctrica de mando que hace el piloto y las superficies aerodinámicas de control de vuelo. Por supuesto, el sistema Fly by Wire actúa finalmente sobre las superficies aerodinámicas por medios hidráulicos o electromecánicos; no hay otra forma de hacerlo. Pero lo distintivo del sistema es que, primero, la señal de mando es eléctrico y segundo que tal señal es interpretada por los ordenadores de a bordo antes de actuar las superficies de control de vuelo. Son enormes, entonces, las posibilidades de alterar la señal eléctrica de mando de la manera más conveniente para la operación del avión. Esta posibilidad, bastante fácil en la práctica, es una nota distintiva del sistema Fly by Wire que debe señalarse desde el principio. Un avión con Fly by Wire representa una forma distinta de volar. (Oñate, 2012)

2.2.3 Actuación aerodinámica de las superficies de control

El sistema básico de un piloto está unido a las superficies de control de vuelo de forma directa. Para ello cuenta con dos elementos de actuación principales, el volante de mando (o palanca de mando) y los pedales del rudder de dirección. El movimiento hacia adelante y hacia atrás del volante de mando desplaza el timón de profundidad, forzando el giro de la superficie alrededor de su eje. El eje de giro de una superficie aerodinámica de control se llama charnela, los movimientos de cinemática, que está regulada por normativa. (Oñate, 2012)

Si el volante de mando se desplaza hacia la derecha se producen dos efectos: en primer lugar, el alerón de la derecha sube; es decir, sube la superficie del lado que se inclina el volante. En segundo lugar, el alerón contrario baja. Así, pues, los alerones tienen movimientos contrarios (diferenciales). Los pedales de dirección están situados en el piso de la cabina. Están unidos a una superficie aerodinámica vertical llamada timón de dirección cuando se presiona el pedal derecho resulta que el timón de dirección se desplaza también hacia la derecha. Si el volante de mando se desplaza hacia atrás el timón de profundidad gira hacia arriba. Inversamente, si el volante de mando se lleva hacia adelante, el timón de profundidad se desplaza hacia abajo. (Oñate, 2012)

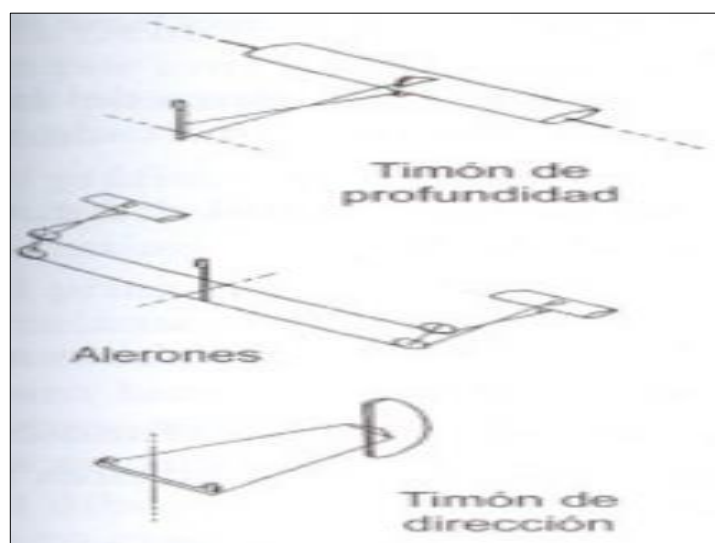


Figura 7 Sistemas elementales de controles de vuelo

Fuente: (Oñate, 2012)

Es obvio indicar que todos los aviones en la actualidad deben responder de esta forma los movimientos de los controles de vuelo. Históricamente no fue así, y durante el primer decenio del vuelo propulsado hubo verdaderos problemas de pilotaje, pues los mandos respondían de distinta forma en distintos aviones. Más adelante, sin embargo, el sentido de los movimientos paso a ser un requisito reglamentario y no un acuerdo de los fabricantes de aviones. Las actuaciones aerodinámicas básicas de las superficies de control son: (Oñate, 2012)

a) Movimientos de cabeceo.

Se producen cuando el volante de mando se mueve hacia adelante o hacia atrás. El caso representado en la figura indica que cuando el timón de profundidad sube hacia arriba aumenta la curvatura de la superficie inferior. Por tanto, aumenta la fuerza de sustentación hacia abajo que produce la superficie, en el sentido que indica la flecha. La fuerza vertical en la cola origina un momento de proa arriba, movimiento alrededor del centro de gravedad del avión (movimiento de encabritamiento). Si el volante se mueve hacia adelante la superficie horizontal de cola esta combada hacia arriba, de manera que la fuerza aerodinámica total en la cola, o bien disminuye o cambia de sentido. En ambos casos aparece un movimiento de la proa del avión hacia abajo. (Oñate, 2012)

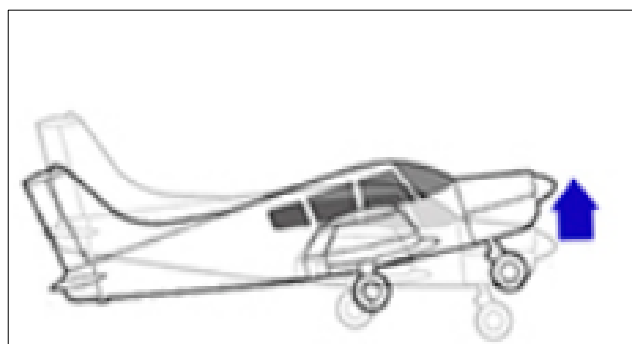


Figura 8 Movimiento aerodinámico (cabeceo)

Fuente: (Navarro, 2012)

b) Movimientos de balanceo.

Se producen cuando el volante de mando gira en sentido lateral. Supongamos que el volante se gira hacia la derecha. En este caso el alerón

de la derecha se desplaza hacia arriba y el de la izquierda desciende. La curvatura superior del ala derecha disminuye en la zona del alerón debido al desplazamiento de la aleta hacia arriba. Disminuye la curvatura del extradós del ala, de manera que la corriente del aire ejerce menos succión en dicha zona. A la vez, la curvatura del ala izquierda aumenta en la zona del alerón porque este se desplaza hacia abajo. El resultado global es que aumenta la sustentación del ala izquierda y disminuye la del ala derecha. Se produce entonces un giro del avión hacia la derecha, esta es, hacia el mismo lado que se gira el volante de mando. (Oñate, 2012)

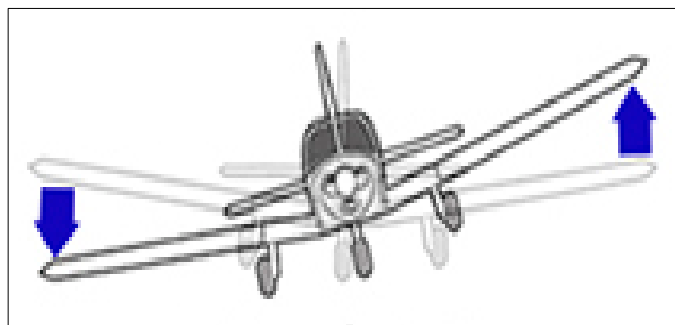


Figura 9 Movimiento Aerodinámico (balanceo)

Fuente: (Navarro, 2012)

c) Movimientos de guiñada.

Este es el último caso se explica de la misma forma, pero referido a la superficie vertical del timón. El desplazamiento hacia dentro del pedal derecho aumenta la curvatura del lado izquierdo del timón. De este modo aparece una fuerza en el sentido indicado por la flecha. La fuerza origina un aumento (momento de guiñada) alrededor del centro de gravedad del avión, que tiende a girar el avión a la derecha, en el mismo plano. (Oñate, 2012)

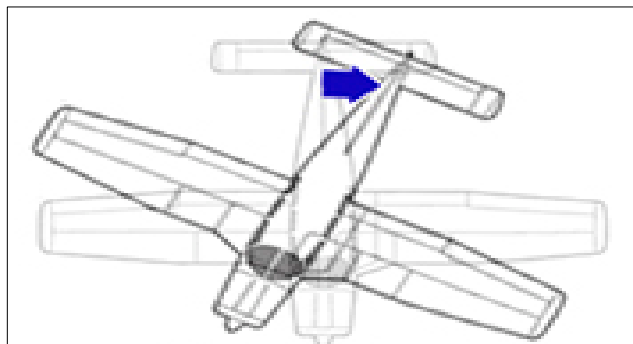


Figura 10 Movimiento Aerodinámico (guiñada)

Fuente: (Oñate, 2012)

2.2.4 Superficies de Control 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 primarias son tres: alerones, timon de profundidad o elevadores y timon de dirección o rudder. El movimiento entorno 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. (Navarro, 2012)

2.2.4.1 Elevadores

Son superficies flexibles ubicadas en la parte trasera de los estabilizadores horizontales de la cola. La función de los elevadores es hacer rotar el avión entorno a su eje lateral "Y", permitiendo el despegue y el aterrizaje, así como ascender y descender una vez que se encuentra en el aire. Los dos elevadores se mueven simultáneamente hacia arriba o hacia abajo cuando el piloto mueve el timón, o en su lugar la palanca o bastón, hacia atrás o hacia delante. Cuando el timón o la palanca se tira hacia atrás, los elevadores se mueven hacia arriba y el avión despegue o toma altura debido al flujo de aire que choca contra la superficie de los elevadores levantadas. Si, por lo contrario, se empuja hacia adelante, los elevadores bajan y el avión desciende. En los aviones con tres de aterrizaje tipo triciclo, un instante antes de posarse en la pista, el piloto tiene que mover el timón o la palanca un poco hacia atrás para que el avión levante el morro o nariz y se pose apoyándose primero sobre el tren de aterrizaje de las alas y después sobre el delantero. (Álvarez, 2004)

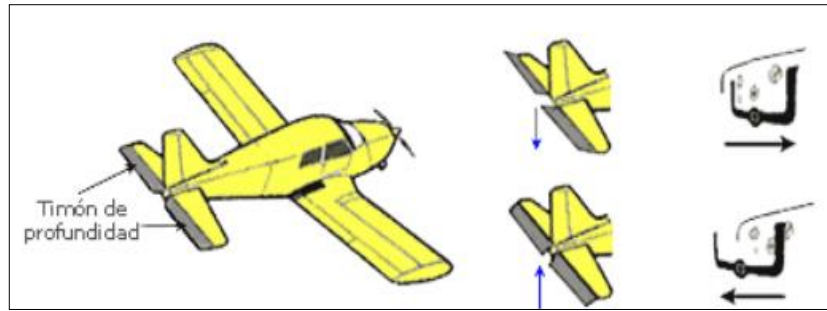


Figura 11 Elevadores de un avión

Fuente: (Navarro, 2012)

2.2.4.2 Alerones

Se encuentran situados en el borde trasero de ambas alas, cerca de las puntas. Su función es inclinar el avión en torno a su eje longitudinal "X", con el fin de levantar un ala más que la otra, sobre todo al hacer un giro para cambiar la dirección. Esta inclinación la ejecuta el piloto haciendo girar el timón o la palanca hacia la derecha o izquierda, según se requiera inclinar las alas en un sentido o en otro. Los alerones se mueven en sentido opuesto, es decir, cuando uno sube el otro baja. (Álvarez, 2004)

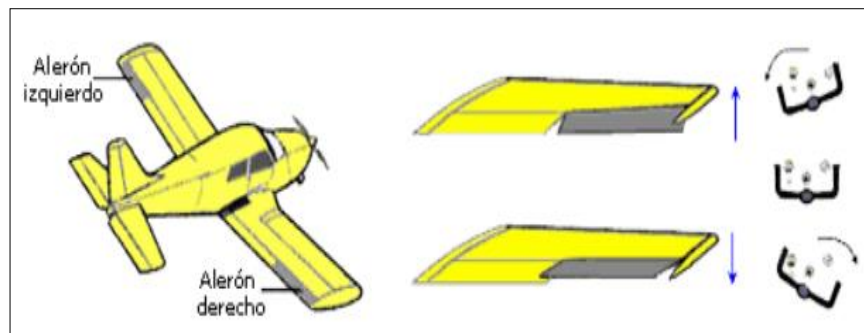


Figura 12 Alerones de un avión

Fuente: (Navarro, 2012)

2.2.4.3 Rudder

Esta superficie flexible situada detrás del estabilizador vertical de la cola sirve para mantener o variar la dirección o rumbo trazado. Su movimiento hacia los lados hace girar al avión sobre su eje vertical "Z". ese movimiento lo realiza el piloto oprimiendo la parte inferior de uno u otro pedal, según se desee cambiar el rumbo a la derecha o a la izquierda. Simultáneamente con el accionamiento del correspondiente pedal el piloto hace girar también el timón para inclinar las alas sobre su eje "Y" con el fin suavizar el efecto que

provoca la fuerza centrífuga cuando el avión cambia de rumbo. Cuando el piloto oprime el pedal derecho, el timón de cola se mueve hacia la derecha y el avión gira en esa dirección. Por el contrario, cuando oprime la parte de abajo del pedal izquierdo ocurre lo contrario y el avión gira a la izquierda. (Álvarez, 2004)

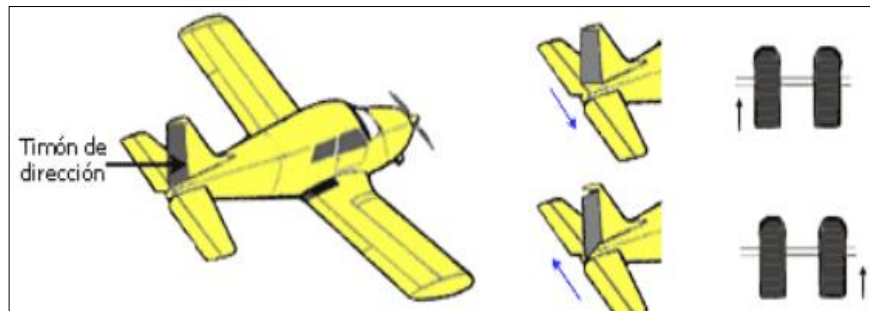


Figura 13 Rudder de un avión

Fuente: (Navarro, 2012)

2.2.5 Superficies de control 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 de avión y hacer más fáciles muchas maniobras. Las superficies secundarias son: flaps, slats y spoiler o aerofrenos. (Navarro, 2012)

2.2.5.1 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 debajo 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 extradós y menos pronunciada en el intradós), la superficie alar (en algunos tipos de flap) y el ángulo de incidencia, todo lo cual aumenta la sustentación (y también la resistencia). (Navarro, 2012)

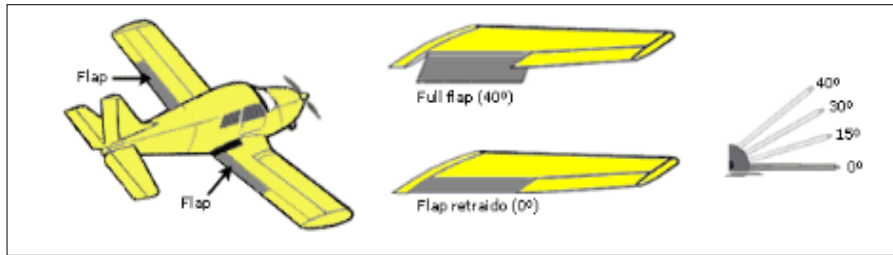


Figura 14 Flaps de un avión

Fuente: (Navarro, 2012)

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. (Navarro, 2012)

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 deflectarse 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 deflectado 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. (Navarro, 2012)

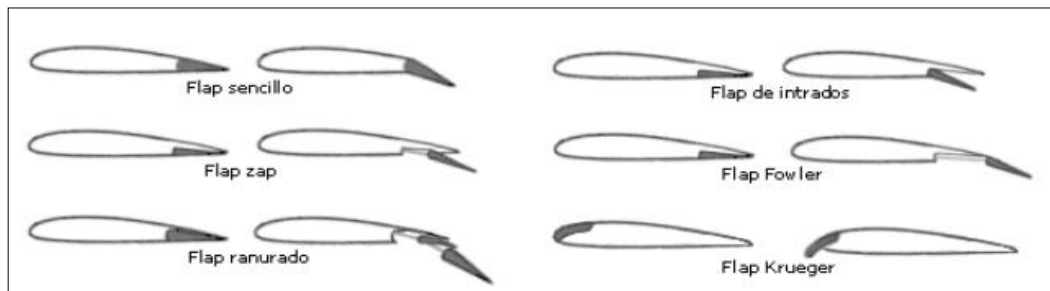


Figura 15 Tipos de flaps

Fuente: (Navarro, 2012)

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. (Navarro, 2012)

2.2.5.2 Slats

Son superficies hipersustentadoras que actúan de modo similar a los flaps. Situadas en la parte anterior del ala, al deflectarse canalizan hacia el extradado 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. (Navarro, 2012)

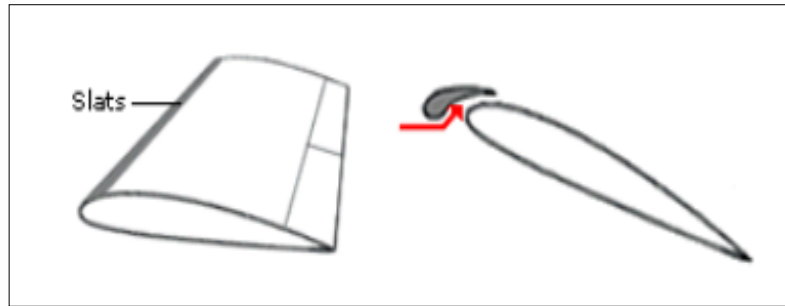


Figura 16 Slats de un avión

Fuente: (Navarro, 2012)

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. (Navarro, 2012)

2.2.5.3 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. (Navarro, 2012)

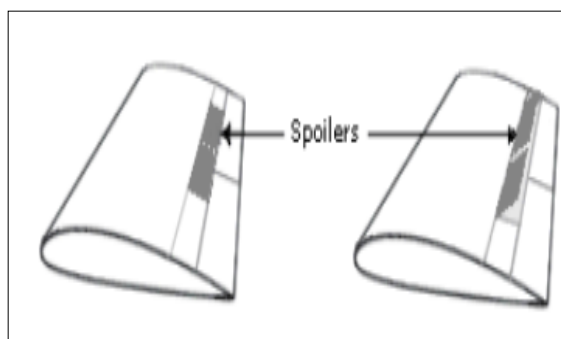


Figura 17 Spoilers de un avión

Fuente: (Navarro, 2012)

2.2.5 Tabs

Los tabs son pequeñas aletas situadas en el borde de salida de las superficies primarias de control de vuelo. Están articuladas de tal modo que poseen libertad de movimiento respecto a la superficie donde se instalan. El tab este articulado en el borde de salida de la superficie de control (timón de dirección, de profundidad, alerón), y puede girar libremente respecto a ella, hacia arriba o hacia abajo. A su vez, la superficie de control puede girar libremente respecto al plano fijo (estabilizador, timón, ala). (Oñate, 2012)

El propósito es liberar al piloto de tener que ejercer una presión constante sobre los controles de vuelo. Se usa a menudo para mantener el vuelo recto y nivelado, sin embargo, el trim tab también se puede usar en cualquier fase de vuelo, por ejemplo, para mantener una velocidad constante de ascenso y descenso. En la figura se muestra los elementos del tab. El tab ilustrado pertenece al tipo de mando indirecto, que luego estudiamos, pero aquí nos interesa solo su aspecto geométrico. (Oñate, 2012)

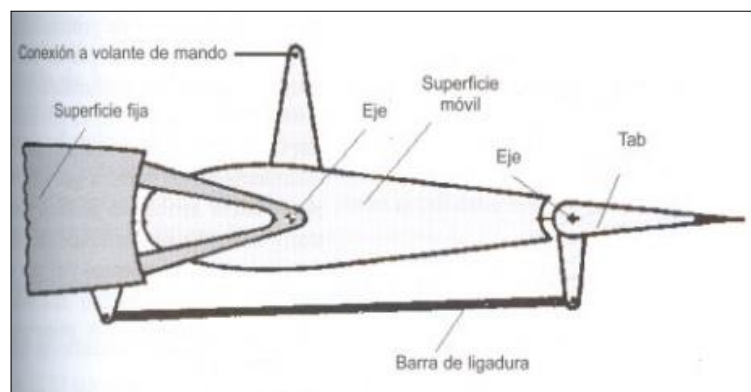


Figura 18 Elementos del tab

Fuente: (Oñate, 2012)

2.2.6.1 Clasificación y funciones de los tabs.

Los tabs se clasifican en dos grandes grupos: de mando directo y indirecto. En los primeros, de mando indirecto, el tab tiene una ligadura mecánica, que es normalmente una barra de mando. La ligadura conecta el propio tab con el plano fijo al que pertenece (timón, estabilizador, ala). Se dice que el tab es de mando indirecto porque el piloto desplaza la superficie de control de vuelo, y no el tab. Por tanto, es el movimiento de la superficie principal el que hace

girar el tab gracias a la barra de ligadura de conexión. En lo segundo, tabs de mando directo, el piloto está conectado al tab mediante de barras y articulaciones de control. El piloto puede accionar directamente el tab. (Oñate, 2012)

Los tabs cumplen dos funciones básicas:

- Colaboran el movimiento de la superficie de control de vuelo a la que están unidos.
- Compensan y reducen a cero la fuerza que necesita el piloto sobre los órganos de mando para mantener una excelente conducción o estabilidad del avión.

Los tabs dedicados a la primera función se llaman tabs auxiliares de control, los que cumplen funciones de compensaciones se llaman tabs de compensación. En principio no hay inconveniente para que un tab sea, a la vez, de compensación y de control, es decir que cumpla las dos funciones. Sucede, sin embargo, que se pueden dar situaciones de vuelo donde se sumen, en la misma dirección de giro de la aleta y en un instante determinado, los desplazamientos necesarios para el control de vuelo y compensación del avión. Esta situación daría lugar a un desplazamiento angular excesivo del tab. Por esta razón suele ser una práctica normal separar las dos funciones. Así, como equipamiento normal, hay tabs independientes para las funciones de compensación y auxiliar de control. (Oñate, 2012)

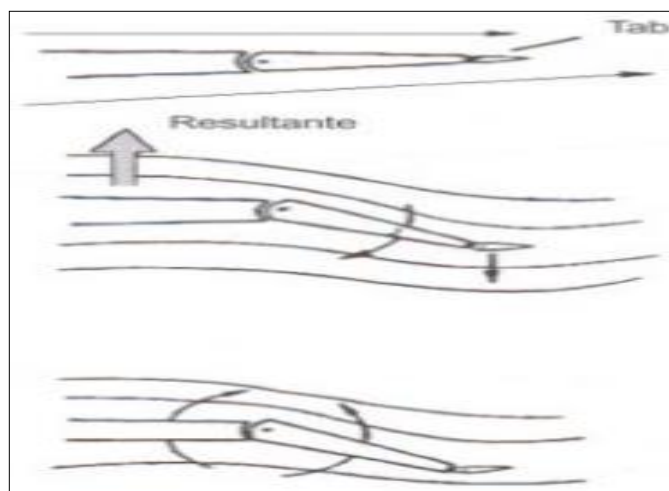


Figura 19 Funcionamiento aerodinámico del tab

Fuente: (Oñate, 2012)

2.2.7 Sistema de control con modo de actuación mecánico

Las superficies de control de vuelo, tanto primarias como secundarias, se pueden controlar mediante sistemas mecánicos, hidráulicos, eléctricos y los modernos sistemas Fly by Wire (pilotaje por mando eléctrico). Hay que tener en cuenta que los componentes mecánicos que estudiamos a continuación suelen estar presentes también en sistemas con otros modos de accionamiento. Ello se debe, por una parte, a la existencia en estos últimos de subconjuntos de respaldo o de emergencia, que son de naturaleza principal mecánica. De otra parte, en todos los sistemas se requiere elementos mecánicos para producir finalmente el movimiento de la superficie de control. (Oñate, 2012)

2.2.7.1 Descripción y empleo

En su forma elemental, los sistemas de mando de aviones ligeros se apoyan exclusivamente en elementos mecánicos de actuación, tales como cables que se deslizan sobre poleas, barras de mando que transmiten el movimiento, tubos acodados que transforman el movimiento lineal en otro de giro, etc. Así, pues de una forma u otra, el elemento mecánico está presente en todos los sistemas de control. La diferencia es que en el modo de actuación mecánico tanto la señal de mando (señal de entrada que realiza el piloto en el sistema) como la respuesta del mismo (señal de salida que proporciona el sistema) son puramente mecánicas. La salida típica de estos sistemas es el movimiento que se produce en una biela o en una barra de mando que actúa directamente sobre la superficie aerodinámica de control, produciendo el desplazamiento deseado. (Oñate, 2012)

2.2.7.2 Componentes

Los diferentes componentes típicos que componen en el sistema de mando de balanceo de un avión, son los cuales también esta presentes en los conjuntos de mando del timón de profundidad y del timón de dirección. Los sistemas mecánicos se componen de los siguientes elementos principales cables, poleas, tensores y barras de mando. (Oñate, 2012)

2.2.7.3 Volantes y pedales

La función del volante es transmitir la acción de mando del piloto a superficies de control de vuelo del avión, la transmisión de mando puede ser mecánica o eléctrica. La acción de control en la transmisión mecánica es una señal mecánica, normalmente un desplazamiento o giro que actúa de forma directa o indirecta sobre el sistema de control de vuelo. La señal mecánica se transmite a las superficies de control de vuelo vía dispositivos mecánicos, hidráulicos o eléctricos. En la transmisión eléctrica la acción de mando del piloto produce una señal eléctrica diferenciada (señal de entrada). La señal eléctrica se transmite a las superficies de control de vuelo vía dispositivos hidráulicos o eléctricos, una vez que ha sido procesada por los ordenadores de a bordo. (Oñate, 2012)

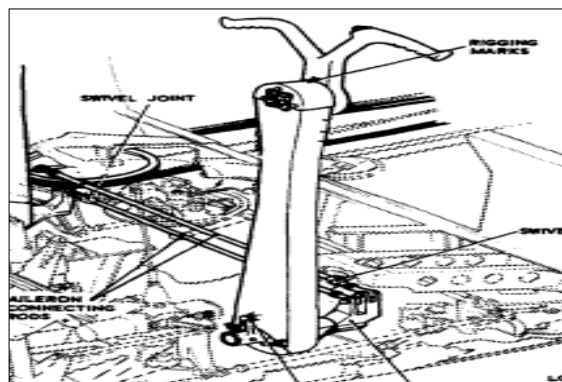


Figura 20 Volante de mando de avión

Fuente: (Company, 1968)

Los pedales, como mando de control de vuelo actúan sobre el timón de dirección. Hay dos tipos generales de pedales, que se distinguen por los movimientos que efectúan cuando desplazan. Son pedales deslizantes y pendulares. Los primeros se utilizan en algunos aviones de caza por razones de espacio disponibles en la parte inferior del piso de cabina. Los pedales que se mueven en forma de péndulo constituyen la tónica general. Pero, más allá de esta clasificación somera cada instalación se ajusta a las propias necesidades geométricas del interior de la cabina. (Oñate, 2012)

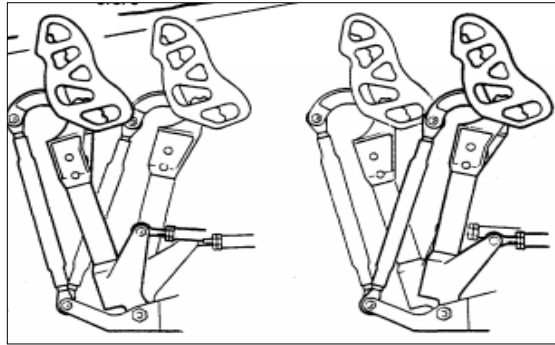


Figura 21 Pedales de un avión

Fuente: (Company, 1968)

2.2.7.4 Cables para controles de vuelo

El cable para los controles de vuelo transmite la acción de control desde el volante de mando a la superficie de control, o a los mecanismos intermedios encargados de su movimiento. Los cables se fabrican en dos tipos de material: acero al carbono y aceros inoxidable resistentes a la corrosión. Los cables están hechos de cordones de alambres trenzados. Esta forma de construcción da origen a los distintos tipos de cables existentes, que se clasifican, en primer lugar, por el número de cordones que tiene el cable y, después, por el número de alambres que tiene cada cordón. En aviación no se emplea para controles de vuelo el diámetro inferior de 3mm. En los extremos de los cables se instalan terminales especiales en forma de horquillas, los terminales constituyen los elementos de unión del cable competo con otros subconjuntos del sistema de control. (Oñate, 2012)

Antiguamente se aceptaba el empleo de terminales soldados o embobinados al cable, pero hoy en día son prácticas no aceptadas. El único medio de unión de cable con su correspondiente terminal es el grapado del terminal del cable, bien con máquinas automáticas o manuales. El grapado del cable es una operación que se realiza en frío y consiste de introducir cable en el agujero interno que tiene el terminal. Entonces, el termina se fija al cable mediante la presión mecánica que un juego de matrices hace sobre el terminal y el cable. (Oñate, 2012)

Si la operación es correcta, el grapado entre el terminal y el cable tiene una eficiencia del 100% de manera que el cable equipado, esto es, con sus terminales en los extremos, presenta resistencia a la rotura igual a la del cable

original no equipado. No hay deslizamiento entre terminal y el cable. Los cables para controles de vuelo en los aviones presurizados pasan por los mamparos a través de tapones de sellado. El tapón es de material plástico o elastómero, de tal manera que por su interior taladrado puede pasar por el cable con absoluta libertad, pero con ajuste muy preciso. El tapón de sellado se monta luego en alojamientos practicados en los tabiques de la cabina presurizada. De esta manera las fugas de aire en el interior de la cabina presurizada se mantienen al mínimo. (Oñate, 2012)



Figura 22 Cables de control

2.2.7.5 Tensores de cables de control de vuelo

Los tensores sirven para ajustar y mantener la tensión de los cables, una vez instalados en el avión. El ajuste y la tensión de los cables es esencial para que los mandos de vuelo funcionen de forma correcta. En efecto, las superficies de control se deben desplazar el arco de recorrido que se corresponde con el movimiento del volante de mando. No solo debe existir proporcionalidad entre la acción de mando en el volante y la superficie de control, sino que además el movimiento de esta debe estar sincronizado a los movimientos de control que hace el piloto. No obstante, cierta histéresis en el mecanismo es inevitable porque, entre cosas, el avión no es un cuerpo rígido y experimenta deformaciones en vuelo que alteran, de alguna forma, las distancias que existen entre los distintos puntos del avión respecto a la situación estática. (Oñate, 2012)

El tensor consiste en un cuerpo cilíndrico, normalmente de latón, que tiene sus extremos roscados internamente, un extremo con rosca a izquierda y el otro con rosca a derecha. Los extremos de los terminales roscados de los cables se roscan al tensor, cada uno en un extremo, de tal manera que la

longitud de rosca introducida en el tensor es aproximadamente la misma y se corresponde con la tensión que debe tener el cable en operación normal. (Oñate, 2012)

Los tensores se protegen de la posibilidad de aflojarse y soltar el cable mediante el llamado “frenador del tensor”. Consiste en pasar un alambre fino (“freno”) por taladros hechos en el cuerpo del tensor. El mecánico que efectúa estas operaciones hace varias lazadas alrededor del cuerpo, a través de los taladros de fijación que tiene el propio tensor. Las lazadas son tales que tienden siempre al apriete de la rosca del tensor, y no al contrario. La forma de realizar las lazadas está normalizada en los talleres aeronáuticos, para mayor seguridad. (Oñate, 2012)



Figura 23 Tensores

2.2.7.6 Poleas

Siempre que el cable cambia de dirección a lo largo de su ruta en el avión es necesario instalar una polea cuya garganta se ajusta al cable. Las poleas para cables de control de vuelo se fabrican en materiales plásticos y metálicos. Las poleas están provistas normalmente de guardacables, de manera que impiden la posible salida del cable de la garganta de la polea cuando esta flojo. (Oñate, 2012)



Figura 24 Poleas del avión

2.2.7.7 Barras de mando

Las barras de mando (llamadas también barras push – pull) se emplean fundamentalmente como elementos empujadores de bieletas y tubos acodados, que son los mecanismos que transforman los movimientos lineales y de giro. Las barras de mando que enlazan conjuntos de precisión, como por ejemplo la que se emplea en la transmisión de movimientos de mando de gases, disponen de cojinetes oscilantes en los extremos de cogida. Pueden admitir entonces cierta desalineación con los conjuntos que empalman sin alterar la precisión del movimiento. (Oñate, 2012)

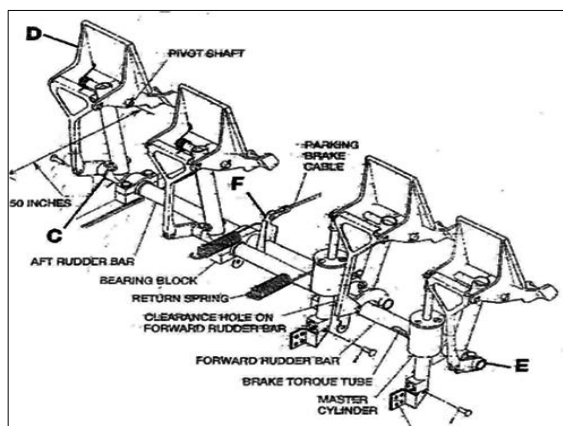


Figura 25 Barras de mando de avión

Fuente: (Volar, 2014)

2.2.7.8 Turnbuckle.

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 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 26 Turnbuckle

2.2.7.9 Tensiómetro digital

Los movimientos de las superficies de control deben estar sincronizados con los movimientos de los controles de la cabina. Para lograr esto, cabina. se debe de realizar reglaje a las superficies de control. Para un reglaje correcto, un nivel digital o transportador de grados es necesario para revisar el recorrido de las superficies de control, y un tensiómetro de cables para chequear la tensión de los cables de los controles de vuelo. Los tensiómetros están diseñados para diferentes tipos de cable, tamaños de cable, y tensiones de cable. La tensión del cable se determina midiendo la cantidad de fuerza necesaria para hacer un desplazamiento en el cable entre dos bloques de acero endurecido, llamado bellcrans. (Carabali, 2008)

A la vez la temperatura ambiente influye para la tensión de los cables de control, esto afectar para los diferentes tamaños de cables, pueden contraerse o expandirse esto en caso de altas o bajas temperaturas ambientes, se lo debe realizar mediante los parámetros establecidos en el manual requerido de cada aeronave, para una correcta tensión en los cables de control.

Para realizar cualquier practica en los cables de control, en el tensiómetro primeramente se debe verificar la última fecha de calibración para ver si cumple con los estándares establecidos y esta pueda cumplir con su correcto funcionamiento, en caso de que esta no cumpla, una herramienta que no esté correctamente calibrada puede ocasionar consecuencias fatales en los cables de control.



Figura 27 Tensiómetro Digital

2.2.7.10 Grasa lubricante Aeroshell Greased 3-33B

La grasa Aeroshell33 es una grasa de fuselaje universal sintética compuesta por un aceite de base sintética espesada con complejo de litio, inhibidores de la corrosión y la oxidación y aditivos que transportan cargas. Su rango útil de temperatura de funcionamiento es de -73°C a $+121^{\circ}\text{C}$. Durante muchos años, los operadores de aeronaves han estado buscando racionalizar las grasas utilizadas en las aeronaves y reducir el número de diferentes engrasadas en sus inventarios. Recientemente, Boeing comenzó a investigar sobre una nueva grasa de propósito general que inhibe la corrosión. El objetivo era una grasa sin arcilla que proporcionara una vida útil más larga para los componentes y mecanismos y que tuviera una mejor resistencia al desgaste y la corrosión. Esto condujo a la introducción de la nueva especificación de Boeing BMS 3-33B. (AeroShell, 2015)

La grasa AeroShell 33 se puede usar para la lubricación de rutina en aplicaciones donde se especifica MIL-PRF-23827C en aviones fabricados por McDonnell Douglas, Airbus Regional Aircraft, Canadair, Lockheed, Embraer Fokker y Gulfstream (excepto para rodamientos de ruedas, aplicaciones por encima de 121°C y aplicaciones de deslizamiento que requieren disulfuro de molibdeno). Otros fabricantes de aeronaves están evaluando la grasa AeroShell 33 con el objetivo de aprobarla para su uso en sus aeronaves. Los operadores deben verificar regularmente con estos fabricantes el estado más reciente. El uso de la grasa AeroShell 33 puede proporcionar a los operadores los siguientes beneficios:

- Reducción de inventarios;
- Reducción de costos de mano de obra de mantenimiento.
- Menos posibilidades de falta de aplicación del producto. (AeroShell, 2015)



Figura 28 Grasa BMS3-3B

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Cables de control de vuelo

3.1.1 Tensión de cables de control

Para un correcto rigging de los cables de control de vuelo, el avión debe estar parado sobre las ruedas de nariz y el tren de aterrizaje principal con los tanques de combustible vacíos. Si el avión ha sido volado a altitudes y / o bajas temperaturas durante un período prolongado, es recomendable dejarlo en reposo durante aproximadamente seis horas para estabilizar la temperatura de la estructura. Las siguientes tensiones de los cables del sistema de control son correctas para una temperatura ambiente de +70°F (21.1°C): (Company, 1968)

Tabla 1

Rangos de tensión para más de 70°F (21.1°C)

Sistema de control del alerón	70 a 80 Lb.
Trim del sistema de control del del alerón	25 a 30 Lb.
Circuito servomotor del alerón	95 a 100 Lb.
Sistema de control del rudder	70 a 80 Lb.
Trim del sistema de control del rudder	25 a 30 Lb.
Circuito servomotor del rudder	95 a 100 Lb.
Sistema de control del elevador - delantero	70 a 80 Lb.
Sistema de control del elevador - posterior a la polea elíptica	90 Lb. \pm 5 Lb.
Trim del sistema de control del elevador	25 a 30 Lb.
Circuito servomotor del elevador	95 a 100 Lb.

Sistema de control del flap	35 a 49 Lb.
Sistema de control de aerofrenos	35 a 40 Lb.

Si hay alguna desviación con respecto a la temperatura mencionada anteriormente, las tensiones citadas anteriormente deben reducirse para una caída de la temperatura, o aumentarse para un aumento de la temperatura en las cantidades que siguen: (Company, 1968)

Tabla 2

Rangos de tensión en temperaturas bajas

Sistema de control del alerón 5Lb/5 °F (2.8°C)

Trim del sistema del alerón	1Lb/5 °F (2.8°C)
Sistema de control del rudder	3Lb/5 °F (2.8°C)
Trim del sistema del rudder	1Lb/5 °F (2.8°C)
Sistema de control del elevador	5Lb/5 °F (2.8°C)
Trim del sistema del elevador	1Lb/5 °F (2.8°C)
Sistema de control de aerofrenos	2Lb/5 °F (2.8°C)
Sistema de control del flap	Nil

NOTA: Los procedimientos completos de rigging y la ubicación de los cables y tensores se proporcionan en el sistema de control correspondiente o en las prácticas de mantenimiento.

3.1.2 Alineación del cable de control

La desalineación máxima permitida entre el cable de control y la polea en cualquier sistema de control primario es de 2 grados.

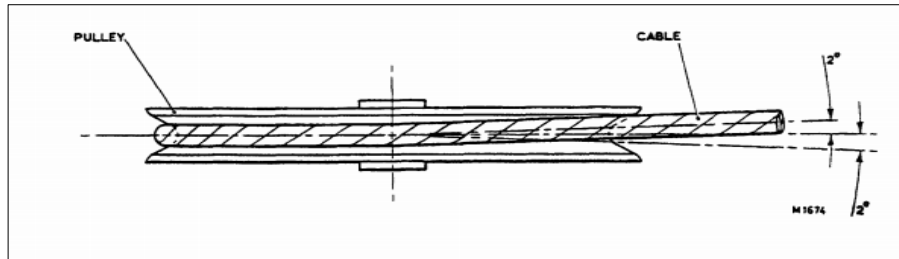


Figura 29 Desalineación máxima de los cables de control

Fuente: (Company, 1968)

3.1.3 Limpieza del cable de control

Compruebe visualmente los cables, incluidos los tensores, para un espacio de trabajo teniendo en cuenta.

- Qué tensión tiene el cable, o puede llegar a tener.
- La distancia desde una polea de apoyo o una guía.
- La cantidad de movimiento del cable que puede ocurrir, longitudinal, lateral o vertical. (Company, 1968)

3.2 Rigging del Alerón

3.2.1 Sistema de control del alerón

El movimiento del volante de la columna de control se transmite a través de cadenas y cables a una palanca situada en la parte inferior de la columna. Los piñones elípticos dentro de la columna dan un aumento progresivo del movimiento del alerón a medida que el volante se aleja de su posición neutra. Una biela une la palanca de la columna izquierda con un tambor de polea debajo del piso del compartimiento de vuelo. Cuando se montan dos columnas de control, se puede utilizar una columna de control adicional. (Company, 1968)

La biela une la palanca de la columna izquierda con la palanca de la columna derecha. Ambas bielas incorporan un eslabón giratorio, que permite la rotación de un extremo sobre el eje longitudinal de la biela; esta disposición permite el movimiento de rotación desarrollado en la columna de control a la biela del tambor de la polea y, en el caso de la biela de la columna de control

izquierda y derecha, permite que la columna de control derecha se estibe hacia adelante. (Company, 1968)

Desde el tambor de polea bajo el piso del compartimiento de vuelo, los circuitos independientes de cables se dirigen hacia atrás hacia el larguero trasero del ala y luego hacia afuera hacia los tambores de polea interconectados con los alerones. El movimiento giratorio de las palancas integradas se transmite a las palancas por medio de los rodamientos de agujas. Las palancas operan los alerones a través de los eslabones de conexión de entrada que giran sobre el soporte de la bisagra interior. Ambos alerones tienen dos lengüetas servo accionadas, cada una de ellas es accionada por dos bielas, cuyos extremos delanteros están fijados a una palanca en la bisagra central del alerón. (Company, 1968) **(VER ANEXO C)**

3.2.1.1 Trim del sistema de control del alerón

Un trim tab en el alerón izquierdo se controla desde una caja de ajuste en el pedestal de control. Los cables y cadenas conectan un tambor de cable en la caja del trim a un piñón montado en el larguero trasero de ala. Un eje de torsión conecta el piñón a un trim jack. El elevador mecánico es un tipo de tornillo no reversible, con dos extremos de horquilla de salida accionados por un accionamiento común. Dos bielas pasan a través del alerón, para unir el trim jack al trim tab. La relación entre el trim jack y el trim tab del alerón es tal que cualquier posición seleccionada del trim tab que permanecerá constante en relación acorde del alerón, independientemente del movimiento del alerón. (Company, 1968)

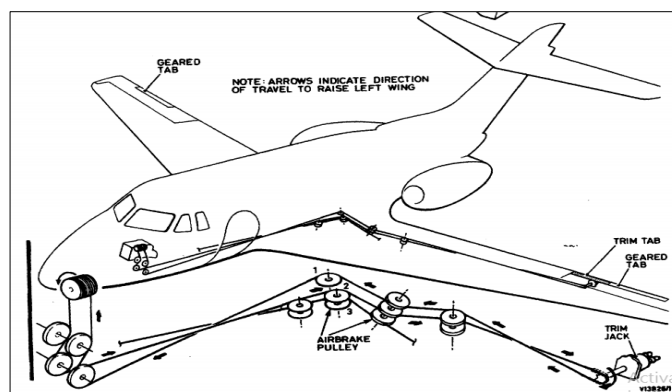


Figura 30 Sistema del trim del alerón

Fuente: (Company, 1968)

3.2.1.2 Caja del trim

Un volante del trim de alabeo y un tambor de cable están ranurados en un eje que gira en la caja del trim, una placa de desplazamiento está fijada al eje. Cinco tumblers pueden girar libremente alrededor del eje, cada posición incorpora una cara de tope que hace contacto con la cara de tope del tumbler adyacente. La primera y las caras de tope del quinto tumbler también están en contacto con un soporte de tope y una arandela en la placa de desplazamiento. Los tumblers permiten 4,6 revoluciones de volante. La placa de desplazamiento está ranurada helicoidalmente en la cara posterior, un indicador provisto de un pasador que se ubica en esta ranura, indica la posición del corte en una etiqueta (escala graduada). (Company, 1968)

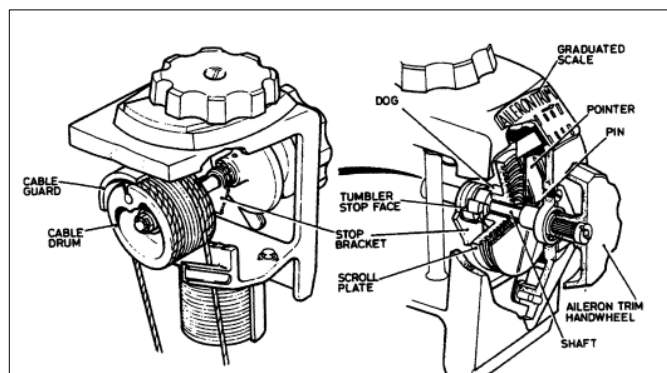


Figura 31 Caja del trim

Fuente: (Company, 1968)

3.2.2 Advertencias para el rigging de sistema de control del aleron y trim del aleron.

- Siempre cualquier parte de este sistema que este desmantelado, Ajustar, reparar o sustituir, debe realizarse una investigación detallada sobre la terminación para asegurarse de que la distorsión, herramientas, trapo o cualesquiera otros artículos sueltos o asunto como extraños pueden obstaculizar la libre circulación y el funcionamiento seguro del sistema no están presentes, y que los sistemas e instalaciones en el área de trabajo están limpias.
- Siempre que cualquier parte del principal o de cualquier sistema asociado se desmonta, Ajustar, reparar o sustituir, la parte del sistema que ha sido perturbado será sometido a una inspección duplicados

para la seguridad de los dispositivos de bloqueo, plena y libre circulación, dirección y tensión comprobaciones, la conclusión de este trabajo deberá estar certificada de conformidad con la autoridad de aeronavegabilidad. (Company, 1968)

3.2.3 Rigging del sistema de control del aleron

Para realizar el rigging del sistema de control del alerón, se deben seguir todos los procedimientos establecidos en el manual de mantenimiento de respectiva aeronave. **(VER ANEXO D)**

3.2.3.1 Materiales

- Grasa
- Wipe
- Guantes
- Tensiómetro
- Indicador de temperatura

3.2.4 Procedimientos para el rigging del sistema de control del alerón.

1. Verificar el libre movimiento del mando de control del aleron.



Figura 32 Movimiento del mando de control del alerón

2. Chequear que el mando de control del aleron este correctamente alineado, que no exista movimiento a la dercha o a la izquierda, que el mando de control este a 90°.



Figura 33 Mando de control del alerón alineado

3. Verificar los paneles de acceso que estén libres y pueda ayudar a una buena correcta lectura del equipo en los cables de control del alerón.



Figura 34 Cables de control del alerón

4. Alinee el borde de salida del alerón izquierdo y derecho con la marca neutra del control de mando del alerón.



Figura 35 Alineación de los alerones

5. Calibre el tensiómetro para que se adapte a cables de 15 ó 25 cwt y la medición en libras según corresponda.



Figura 36 Tensiómetro en 15 CWT

6. Limpie la zona de los cables de control donde se va a colocar el tensiómetro para realizar el rigging.



Figura 37 Limpieza de cables del alerón

7. Coloque el tensiómetro en los cables del alerón, entre las costillas 3 y 4 de ala izquierda.



Figura 38 Tensiómetro entre las costillas 3 y 4 del ala

8. Verifique la tensión de los cables de control del alerón que esté de 70 a 80 lb, manteniendo la alineación del borde de salida del alerón.



Figura 39 Verificación de tensión de cables del alerón

9. En caso de que no cumpla la tensión requerida ajuste las tuercas de giro que conectan los cables a los extremos de las varillas 1 B-1 B, 2C-2C y 2D-2D.

NOTA: si el alerón no está instalado, puede completarse parcialmente en esta etapa alineando la marca de colgado del tambor de cable con el protector inferior de cable. Una vez instalado el alerón, se debe realizar cualquier otro ajuste.

10. Comprobar que los turnbuckles estén seguros, y que todas las tuercas de seguridad estén correctamente ajustadas con la ayuda de cable de frenado (bloqueo del cable).



Figura 40 Turnbuckles del alerón seguros

11. Lubricación de los cables de control del alerón que estén junto a las poleas con grasa BMS-3-33B, este procedimiento se lo debe realizar con la ayuda de guantes que ayuden a proteger las manos de mencionada grasa.



Figura 41 Lubricación de cables del alerón

12. Limpiar el exceso de grasa en los cables de control y poleas.



Figura 42 Limpieza del exceso de grasa del alerón

13. Comprobar el libre movimiento del alerón.



Figura 43 Prueba del mando de control del alerón

14. Realizar una prueba de funcionamiento de sistema de control del alerón.



Figura 44 Prueba de movimiento del alerón

3.2.5 Inspección y chequeo

1. Revise el rigging del sistema de control del alerón.
2. Verificar el borde de salida del aleron que este alineado con la marca neutra del control de mando del aleron.
3. Colocar el tensiometro que se adapte a 15 o 25 cwt.
4. Verificar que la tension de los cables de control del aleron ubicados entre las costillas 3 y 4 del ala izquierda este dentro del rango de 70 – 80 lb.
5. Verificar los mismos valores en el ala derecha entre las costillas 3 y 4.
6. Verificar que no exista exceso de lubricacion (grasa) en los cables de control y poleas.
7. Verificar el libre movimiento de los alerones.

3.2.6 Verificación del libre movimiento del alerón y tabs del alerón.

1. Asegúrese de que no exista ningún tipo de movimiento en el tambor de las poleas, mientras se comprueba el correcto movimiento del control de mando del alerón.
2. Verifique el control de mando del aleron que exista un libre movimiento, este movimiento máximo permitido es de 0 grados 30 minutos.
3. Verificar que no se produzca ningún movimiento pivotante del aleron mientras se mide el movimiento libre (contragolpe) del trim o de los geared tabs.

3.3 Rigging del rudder

3.3.1 Sistema de control del rudder

El movimiento de los pedales del rudder se transmite mediante bielas y una manivela de campana a un tambor de polea debajo del compartimiento de vuelo. Los cables conectan el tambor de polea a un cuadrante en la base del tubo de torsión del rudder. El rudder incorpora una geared tab y un trim tab. Ambas tabs tienen acción anti-servo, la posición del trim (inferior) tab también es controlable desde el compartimiento de vuelo. El ajuste de los pedales del rudder, para adaptarse al alcance de las piernas, se facilita mediante una palanca de mando y una unidad de ajuste. (Company, 1968) **(VER ANEXO E)**

3.3.1.2 Trim del sistema de control del rudder.

Una caja del trim en el pedestal de control está conectado por medio de cables y cadenas a un piñón montado en el larguero trasero del estabilizador vertical. Un eje de torsión conecta el piñón a un trim jack. El trim jack es un tipo de tornillo no reversible, con dos horquillas de salida accionadas por un accionamiento común. Dos bielas pasan a través del rudder, conectando el trim Jack a un tab. Cuando el control del trim del rudder está en punto muerto, el funcionamiento del rudder se mueve para dar una acción anti-servo. Este movimiento es causado por la relación del trim jack con la línea de la bisagra del rudder. (Company, 1968) **(VER ANEXO E)**

3.3.1.3 Trim box

Un volante trim del rudder y un tambor de cable están ranurados en un eje que gira en la caja del trim; una placa de desplazamiento está fijada al eje, cinco tumblers pueden girar libremente alrededor del eje; cada tumbler incorpora una cara de tope, que hace contacto con la cara de tope del tumbler adyacente. El primer y quinto tope del tumbler también se enfrenta a contactar con un soporte de tope y una arandela en la placa de desplazamiento. El movimiento del volante trim del rudder está restringido a 4,6 revoluciones por los tumblers. La placa de desplazamiento está ranurada helicoidalmente en su cara superior, un puntero, es provisto de un pasador que se sitúa en esta ranura, indica la posición del trim en una etiqueta (escala graduada). (Company, 1968)

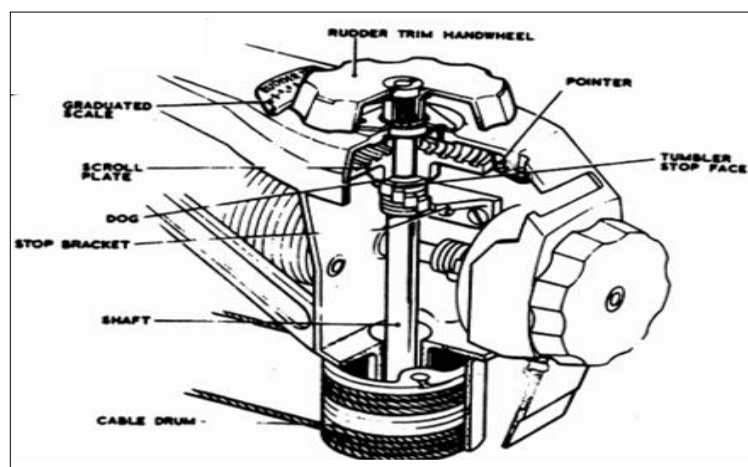


Figura 45 Caja de trim del rudder

Fuente: (Company, 1968)

3.3.2 Advertencias para el rigging en el sistema de control del rudder y trim del rudder.

- Cuando cualquier parte de este sistema se desmonta, ajusta, repara o renueva, se debe realizar una investigación detallada al finalizar la instalación para asegurarse de que no haya distorsiones, herramientas, trapos u otros artículos sueltos o materias extrañas que puedan impedir la libre circulación y el funcionamiento seguro del sistema, y de que los sistemas e instalaciones en el área de trabajo estén limpios.
- Cuando se desmonte, ajuste, repare o renueve cualquier parte del sistema principal o de cualquier sistema asociado, la parte del sistema que haya sido perturbada se someterá a una inspección por duplicado para comprobar la seguridad de los dispositivos de bloqueo, el movimiento completo y libre, la dirección y la tensión. la realización de este trabajo deberá estar certificada de acuerdo con la autoridad de aeronavegabilidad. (Company, 1968)

3.3.3 Rigging del sistema de control del rudder

Para realizar el rigging del sistema de control del rudder, se deben seguir todos los procedimientos establecidos en el manual de mantenimiento de respectiva aeronave. **(VER ANEXO F)**

3.3.3.1 Materiales

- Grasa
- Wipe
- Guantes
- Tensiómetro
- Indicador de temperatura

3.3.4 Procedimientos para el rigging del sistema de control del rudder.

1. Verifique que el avión se encuentre sobre el tren de nariz y el tren principal.



Figura 46 Avión sobre los trenes principales

2. Verifique que los pedales de control del rudder se encuentren en posición neutral, es decir, fijarse que el borde de salida del rudder esté alineado con el filete del cono de cola.



Figura 47 Pedales alineados con el borde de salida del rudder

3. Verificar correctamente los paneles de acceso que se encuentren libres y sin obstáculos, esto ayudara a una correcta lectura de tensión de los cables de control del rudder.



Figura 48 Paneles de acceso del rudder libres

- Ajuste los turnbuckles 9B-9B y 10B-10B, estos turnbuckles deben encontrarse correctamente seguros, ajuste las contratuercas y el bloqueo del cable correspondiente.



Figura 49 Ajuste de turnbuckles del rudder

- Calibre el tensiómetro para que se adapte a cables de 15 cwt y la medición en libras según corresponda.



Figura 50 Tensiómetro en 15 CWT

- Limpié la zona de los cables de control donde se va a colocar el tensiómetro para realizar el rigging.



Figura 51 Limpieza de cables de control del rudder

7. Coloque el tensiómetro en los cables del rudder, como se muestra en el anexo F (entre las poleas K y L).



Figura 52 Tensiómetro entre poleas K y L

8. Verifique la tensión de los cables de control del alerón que se encuentre en los rangos de 70 a 80 lb.



Figura 53 Verificación de la tensión de cables del rudder

9. En caso de que no cumpla la tensión requerida realice un ajuste para que los turnbuckles 9B-9B y 10B-10B ajusten o tiempen los cables de control del rudder y estos puedan cumplir con los rangos establecidos por el manual de mantenimiento.
10. Comprobar que los turnbuckles estén seguros, y que todas las tuercas de seguridad estén correctamente ajustadas con la ayuda de cable de frenado (bloqueo del cable).

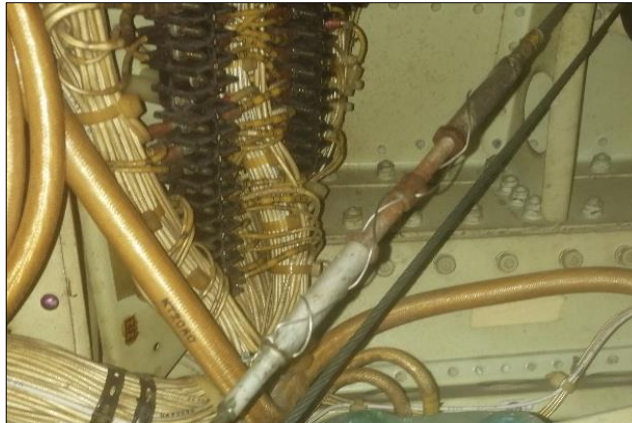


Figura 54 Turnbuckles seguros de rudder

11. Lubricación de los cables de control del rudder que se encuentren junto a las poleas con grasa BMS-3-33B, este procedimiento se lo debe realizar con la ayuda de guantes que ayuden a proteger las manos de mencionada grasa.



Figura 55 Lubricación de cables del rudder

12. Limpiar el exceso de grasa en los cables de control y poleas.



Figura 56 Limpieza de exceso de grasa del rudder

13. Cierre los paneles de acceso en los cuales se realizó el rigging de los cables de control del rudder.



Figura 57 Cierre de paneles del rudder

14. Comprobar el libre movimiento del rudder.



Figura 58 Prueba de movimiento de pedales del rudder

15. Realizar una prueba de funcionamiento de sistema de control del rudder.



Figura 59 Prueba de movimiento del rudder

3.3.5 Inspección y chequeo.

1. Revise el rigging del sistema de control del rudder.
2. Verificar el borde de salida del rudder que este alineado con el filete del cono de cola.
3. Colocar el tensiometro que se adapte a 15 cwt.
4. Verificar que la tension de los cables de control del rudder ubicados como esta en la fugura 10000 entre las poleas K y L este dentro del rango de 70 – 80 lb.
5. Verificar que no exista exceso de lubricacion (grasa) en los cables de control y poleas.
6. Verificar el libre movimiento del rudder.

3.3.6 Verificación del libre movimiento del rudder y geared tab del rudder.

1. Accione los pedales del rudder a través de toda la gama, asegúrese de que el rudder se mueva en el sentido correcto y de que la gama de movimiento está determinada por los topes.
2. Asegúrese de que haya un movimiento libre inicial a cada lado del neutro, al que le sigue un aumento progresivo de la carga hasta que se contacta con los topes.
3. Verificar que no se produzca ningún movimiento pivotante del alerón mientras se verifica el movimiento libre (backlash) del trim y del geared tab.

3.4 Rigging del elevador

3.4.1 Sistema de control del elevador.

La columna de control está unida por bielas y una manivela a un tambor de polea bajo el piso del compartimiento de vuelo; otra biela une la columna derecha al tambor de polea cuando se instalan controles duplicados. Los cables conectan el tambor de polea a un tambor de polea circular y elíptico en la bahía trasera del equipo; la polea elíptica proporciona un aumento progresivo del movimiento del elevador a medida que la columna se aleja del punto muerto. Los cables de la polea elíptica se conectan a un cuadrante en

la parte superior del estabilizador vertical. El cuadrante está unido a las palancas de mando del elevador mediante dos bielas. Un resorte y un peso G actúan sobre la columna izquierda, ayudando al sistema de control del elevador; en conjunto, minimizan la variación en la fuerza de adherencia por G con diferentes condiciones de carga de la aeronave. (Company, 1968) **(VER ANEXO G)**

3.4.1.2 Trim del sistema de control del elevador

Un trim tab en cada elevador se controla desde una caja del trim en el pedestal de control. Los cables y las cadenas conectan un piñón en la caja del trim a dos piñones montados en el larguero trasero del estabilizador horizontal. Un eje de torsión conecta cada piñón a un trim jack. Los trim jack son tipos de tornillos no reversibles, con dos extremos de horquilla de salida accionados por un accionamiento común. Dos bielas pasan a través de cada elevador para unir los trim jacks a los tabs. Cuando el trim de control del elevador está en punto muerto, la operación del elevador mueve el trim tab para dar servoaccionamiento. Esto es causado por la relación del trim jack con la línea de bisagras del elevador. (Company, 1968) **(VER ANEXO G)**

3.4.1.3 Trim box

Un volante trim del elevador y una placa de desplazamiento están asegurados a un eje que gira en la caja del trim; un piñón está estriado en el eje. Seis tumblers son un ajuste en el eje, cada tumbler tiene una cara de tope, que hace contacto con el de la cara de tope del tumbler adyacente. La primera y la sexta cara del tope del tumbler están en contacto con una placa de tope fija y una arandela en la rueda dentada. Los tumblers permiten 5.22 revoluciones en el volante. La placa de desplazamiento está ranurada helicoidalmente en su cara interior; un puntero, provisto de un pasador que se sitúa en esta ranura, indica la posición del trim en una etiqueta (escala graduada). (Company, 1968)

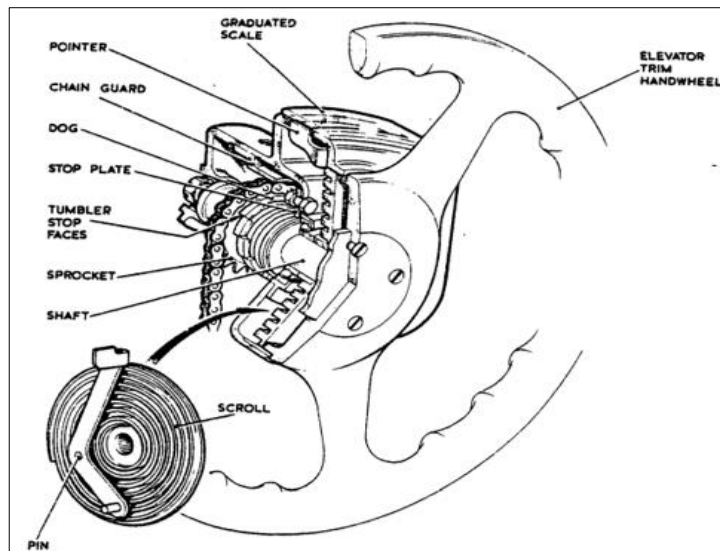


Figura 60 Caja del trim del elevador

Fuente: (Company, 1968)

3.4.2 Advertencias para el sistema de control del elevador y trim del elevador.

- Cuando cualquier parte de este sistema se desmonta, ajusta, repara o renueva, se debe realizar una investigación detallada al finalizar la instalación para asegurarse de que no haya distorsiones, herramientas, trapos u otros artículos sueltos o materias extrañas que puedan impedir la libre circulación y el funcionamiento seguro del sistema, y de que los sistemas e instalaciones en el área de trabajo estén limpios.
- Cuando se desmonte, ajuste, repare o renueve cualquier parte del sistema principal o de cualquier sistema asociado, la parte del sistema que haya sido perturbada se someterá a una inspección por duplicado para comprobar la seguridad de los dispositivos de bloqueo, el movimiento completo y libre, la dirección y la tensión. la realización de este trabajo deberá estar certificada de acuerdo con la autoridad de aeronavegabilidad.

3.4.3 Rigging del sistema de control del elevador.

Para realizar el rigging del sistema de control del elevador, se deben seguir todos los procedimientos establecidos en el manual de mantenimiento de respectiva aeronave. **(VER ANEXO H)**

3.4.3.1 Material

- Grasa
- Wipe
- Guantes
- Tensiómetro
- Indicador de temperatura

3.4.4 Procedimientos para el rigging del sistema de control del elevador.

1. Verifique que el avión se encuentre sobre el tren de nariz y el tren principal.



Figura 61 Avión sobre los trenes principales

2. Verifique que el mando de control del elevador se encuentre alineado y en posición neutral. Si es necesario ajuste la biela entre la manivela del elevador y el mando de control izquierdo para lograr una posición neutra del mando de control, el mismo procedimiento se lo debe realizar con el mando de control derecho.



Figura 62 Alineación del mando del elevador

3. Verificar que el elevador de la izquierda y derecha estén alineados con el estabilizador horizontal.



Figura 63 Alineación de los dos elevadores

4. Verificar correctamente los paneles de acceso que se encuentren libres y sin obstáculos, esto ayudara a una correcta lectura de tensión de los cables de control del elevador.



Figura 64 Paneles de acceso del elevador libres

5. Calibre el tensiometro para que se adapte a cables de 25 cwt y la medición en libras según corresponda.



Figura 65 Tensiómetro en 25 CWT

6. Limpie la zona de los cables de control donde se va a colocar el tensiómetro para realizar el rigging.



Figura 66 Limpieza de cables del elevador

7. Coloque el tensiómetro en los cables del elevador, como se muestra en el anexo H (entre la sección 13 del fuselaje y la polea D).

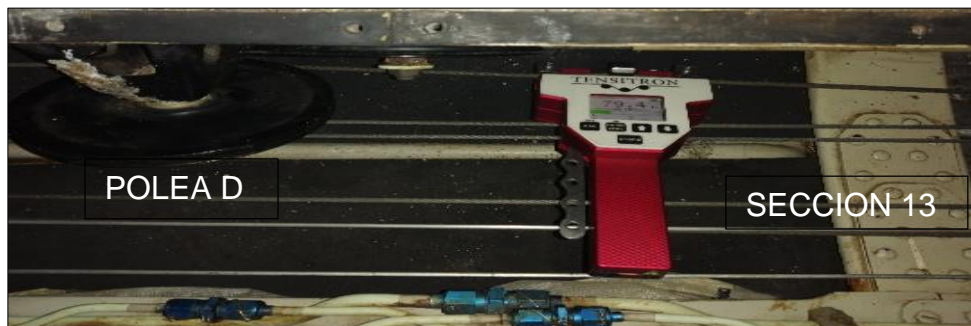


Figura 67 Tensiómetro entre la polea D y sección 13 de fuselaje

8. Verifique la tensión de los cables de control del alerón que esté de 70 a 80 lb.



Figura 68 Verificación de la tensión de cables del elevador

9. En caso de que no cumpla la tensión requerida ajuste más los turnbuckles 7B-7B y 8B-8B, hasta que cumpla con los rangos requeridos.

10. Comprobar que los turnbuckles estén seguros, y que todas las tuercas de seguridad estén correctamente ajustadas con la ayuda de cable de frenado (bloqueo del cable).



Figura 69 Turnbuckles del elevador seguros

11. Lubricación de los cables de control del elevador que estén junto a las poleas con grasa BMS-3-33B, este procedimiento se lo debe realizar con la ayuda de guantes que ayuden a proteger las manos de mencionada grasa.



Figura 70 Lubricación de los cables del elevador

12. Limpiar el exceso de grasa en los cables de control y poleas.



Figura 71 Limpieza del exceso de grasa del elevador

13. Cierre los paneles de acceso en los cuales en los cuales se realizó el rigging de los cables de control del elevador.



Figura 72 Cierre de paneles de acceso del elevador

14. Realizar una prueba de funcionamiento de sistema de control del elevador.



Figura 73 Prueba de movimiento del elevador

3.4.5 Inspección y chequeo

1. Revise el rigging del sistema de control del elevador.
2. Verificar que el elevador izquierdo y derecho estén alineados con el estabilizador horizontal, esto en posición neutral.
3. Colocar el tensiometro que se adapte a 25 cwt.
4. Verificar que la tensión de los cables de control del elevador ubicados como esta en la figura 10000 entre la sección 13 del fuselaje y la polea D este dentro del rango de 70 – 80 lb.
5. Verificar que no exista exceso de lubricación (grasa) en los cables de control y poleas.
6. Verificar el libre movimiento del elevador.

3.4.6 Verificación del libre movimiento del elevador y trim del elevador.

1. Verificar que el mando de control este en posición neutral, asegurarse que el elevador de la izquierda y derecha estén alineados con el estabilizador horizontal.
2. Operar el mando de control del elevador y asegúrese de que los elevadores se muevan en sentido correcto y tengan libre circulación.
3. Opere el trim del elevador (volante de mando) NOSE DOWN, y asegúrese de que el elevador tenga un movimiento libre y completo.
4. Opere el trim del elevador (volante de mando) NOSE UP, y asegúrese de que el elevador tenga un movimiento libre y completo.

3.5 Presupuesto

El presupuesto presentado en el anteproyecto es un presupuesto con valores promedio, pero al palpar los equipos, materiales y herramientas adquiridas se ha llegado al valor real.

3.5.1 Análisis de Costos

Para la adquisición del equipo digital (tensiómetro), se detallan a continuación los costos primarios y secundarios.

3.5.1.1 Costos primarios

Tabla 3

Total de Costos Primarios

Descripción	Cantidad	Valor Unitario (USD)	Valor total (USD)
Tensiómetro digital ACX - 250-CMB-1	1	1600.00	1600.00
Grasa	1	30.00	30.00
Cable aeronáutico 5m.	1	10.00	10.00
Guantes de nitrilo	2	1.00	2.00
SUBTOTAL			\$ 1642.00
Reproducciones de ejemplares			
Impresiones	240	0.3	72.00
Copias	40	0.25	10.00
SUBTOTAL			\$ 55.00
VALOR TOTAL			\$ 1724.00

Elaborado por: Edison Wladimir Escobar Cuaspu

3.5.1.2 Costos Secundarios

Tabla 4

Total de costos secundarios.

N°	DESCRIPCIÓN (material)	CANT.	P / U	VALOR TOTAL
1	Alimentación	-	-	50.00
2	Transporte	-	-	200.00
3	Papel bond (resma)	1	5	5.00
4	Impresiones	20	0.25	5.00
5	Anillados	2	2.50	5.00
6	Empastado	3	6.5	19.50
7	Imprevistos			40.50
VALOR TOTAL				324.50

Elaborado por: Edison Wladimir Escobar Cuaspud

3.5.2 Costo total del proyecto de grado

Tabla 5

Total Costo de Proyecto

N°	Detalle	Valor Total (USD)
1	VALOR TOTAL COSTO PRIMARIO	1724.00
2	VALOR TOTAL COSTO SECUNDARIO	324.50
TOTAL		\$ 2048.50

Elaborado por: Edison Wladimir Escobar Cuaspud

Costo total de \$ 2.048,50 dólares americanos en los cuales se estipulan los gastos de materiales los cuales serán solventados por los integrantes del grupo.

CAPITULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones

- Con la adquisición del tensiómetro digital y cumpliendo los procedimientos de los manuales de mantenimiento de la aeronave Hawker Siddeley 125-400 se pudo realizar correctamente el rigging de las superficies de control de mencionada aeronave.
- Al completar el rigging de las superficies de control de la aeronave se pudo constatar que el movimiento de las superficies mejora su performance de su correcto funcionamiento y así a futuro no exista ningún tipo de averías.
- El tensiómetro digital adquirido va a ser de gran aporte para la Unidad de Gestión de Tecnologías ESPE, para una buena enseñanza al estudiante, en lo que respecta a superficies de control, y también el equipo se adapta para cualquier tipo de cables es decir se puede trabajar con las diferentes aeronaves escuelas existentes en la Unidad.

4.2 Recomendaciones

- Tomar todas las medidas de seguridad necesarias al momento de realizar el rigging de las superficies de control, siempre tomando en cuenta lo estipulado en el manual de mantenimiento y siguiendo las normas de seguridad para que no exista ningún riesgo o incidentes en el transcurso del procedimiento.
- Seguir todos los procedimientos estipulados en el manual de mantenimiento de las superficies de control de la aeronave, ya que omitir cualquier ítem de rigging puede ocasionar o resultar una mala tensión en los cables de control y este afecte a su correcto funcionamiento en las superficies de control.
- Para la manipulación del equipo digital (tensiómetro), primero se debe revisar todos los manuales de funcionamiento del equipo para que no exista ninguna avería o se pueda des calibrar y que este pueda cumplir su correcto funcionamiento.

GLOSARIO DE TÉRMINOS

A

Aeronave: Toda máquina que puede sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.

E

Equipo: conjunto de aparatos y dispositivos relacionados operacionalmente para el cumplimiento integral de una función determinada o un sistema.

C

Cables de control: son aquellos que transmiten la acción de control desde el volante de mando a la superficie de control, o a los mecanismos intermedios encargados de su movimiento.

R

Rigging: es una tensión o ajuste que se le aplica a los cables de mando de las superficies de control, esto mediante turnbuckles o barras de mando.

T

Tensiómetro: es un equipo que ayuda a verificar la tensión de los cables de control de la aeronave.

Trim tab: son aletas compensadoras que ayudan al piloto no tener que ejercer una presión constante sobre los controles de vuelo.

Turnbuckle: es un dispositivo que se utiliza en sistemas de cable de control de una aeronave para proporcionar un medio de ajuste de la tensión.

Tensión: es un ajuste que se le da a los cables de control de la aeronave para cumplir cualquier función.

ABREVIATURAS

SCP: System Command Patch (Empalme de los sistemas de mando)

PME: Precisión Measuring Equipment (Equipo de medida de precisión)

HF: High Frequency (Alta frecuencia)

AWG: American Wire Gauge (Calibrador de alambre americano)

RP: Reference Point (Punto de referencia)

DGAC: Dirección General de Aviación Civil

AOA: Angle of Attack (Ángulo de ataque)

AMM: Manual de Mantenimiento del Aeronave

GPS: Global Positioning System (Sistema de Posicionamiento Global)

ADF: Automatic Direction Finder

VOR: Radiofaro Omnidireccional Range

VSR: Sector Single Unit Radar (búsqueda por sector de unidad única apoyada por radar)

STOL: Short Take-Off and Landing (Despegue y aterrizaje corto)

BIBLIOGRAFÍA

- AeroShell. (09 de Agosto de 2015). *AeroShell Grease 33*. Obtenido de http://www.shellbahia.com.ar/estaciones/fichas_tecnicas/7/6508ecd7-972b-4ff4-8607-908cc4e70981.pdf
- Álvarez, J. A. (2004). *Así funciona*. Obtenido de http://www.asifunciona.com/aviacion/af_avion/af_avion1.htm
- Carabali, E. (2008). *Scribd*. Obtenido de <https://es.scribd.com/presentation/48453004/TENSIOMETRO-DE-CABLES-Erik-Carabali>
- Company, R. A. (1968). *Ata 27, Manual de Mantenimiento 125-400A*. Kansas: Copyright © Raytheon Aircraft Company .
- Frawley, G. (2001). *Airliners*. Obtenido de <https://www.airliners.net/aircraft-data/hawker-siddeley-hs-125-123400600/242>
- Gaytan, D. (14 de Diciembre de 2011). *Blogger*. Obtenido de <http://webplanemexico.blogspot.com/2011/12/superficies-de-control.html>
- Navarro, M. A. (2012). *Safe Creative*. Obtenido de Manual de Vuelo: <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>
- Oñate, A. E. (2012). *Conocimientos del Avion*. sf: Thomson Paraninfo.
- Perez, M. (29 de Octubre de 2003). *El Universo*. Obtenido de <https://www.eluniverso.com/2003/10/29/0001/10/9D87227C7732448D98A96CD550C7624E.html>
- Saranga, D. D. (2016). *The Blueprints.com*. Obtenido de https://www.the-blueprints.com/blueprints/modernplanes/hawker/73707/view/hawker_siddeley_hs125/
- Universo. (10 de Septiembre de 2004). Obtenido de <https://www.eluniverso.com/2004/09/10/0001/12/9B6B49B372A14C35B7C5A5DAAA01E971.html>
- Universo. (29 de Mayo de 2014). *Pasion por Volar*. Obtenido de <http://www.pasionporvolar.com/caracteristicas-del-avion-cessna-172-cap-2/>

ANEXOS