



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS – ESPE

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN

AVIONES

TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL

TÍTULO DE TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA

MENCIÓN AVIONES

TEMA: “INSPECCIÓN Y REGLAJE DE LOS CONTROLES DE

VUELO PRIMARIOS Y SECUNDARIOS DEL AVIÓN CESSNA

150M DE ACUERDO AL SERVICE MANUAL D971-3-13,

PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE

TECNOLOGÍAS”

AUTOR:

MORALES CORDERO ALEX JAVIER

DIRECTOR:

TLGO. ARELLANO REYES MILTON ANDRES

LATACUNGA

2018



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPECIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, **“INSPECCIÓN Y REGLAJE DE LOS CONTROLES DE VUELO PRIMARIOS Y SECUNDARIOS DEL AVIÓN CESSNA 150M DE ACUERDO AL SERVICE MANUAL D971-3-13, PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS – ESPE”** fue realizado por el señor **MORALES CORDERO ALEX JAVIER**, el mismo que ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo que cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito a acreditarlo y autorizar al señor **MORALES CORDERO ALEX JAVIER** para que lo sustente públicamente.

Latacunga. 19 de Octubre del 2018

Tlgo. Andres Arellano

DIRECTOR



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORIA DE RESPONSABILIDAD

Yo, **MORALES CORDERO ALEX JAVIER**, con cedula de identidad N° 1803775210, declaro que este trabajo de titulación **“INSPECCIÓN Y REGLAJE DE LOS CONTROLES DE VUELO PRIMARIOS Y SECUNDARIOS DEL AVIÓN CESSNA 150M DE ACUERDO AL SERVICE MANUAL D971-3-13, PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS – ESPE”** 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, 19 de Octubre del 2018

MORALES CORDERO ALEX JAVIER

C.I.: 180377521-0



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS ESPACIALES

CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES

AUTORIZACIÓN

Yo, **MORALES CORDERO ALEX JAVIER**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE publicar en la biblioteca virtual de la institución el presente trabajo de titulación “**INSPECCIÓN Y REGLAJE DE LOS CONTROLES DE VUELO PRIMARIOS Y SECUNDARIOS DEL AVIÓN CESSNA 150M DE ACUERDO AL SERVICE MANUAL D971-3-13, PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS – ESPE**” cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga, 19 de Octubre 2018

ALEX JAVIER MORALES CORDERO

C.I.: 180377521-0

DEDICATORIA

Este proyecto de grado se lo dedico a Dios y de manera especial a mis padres que a pesar de todas las adversidades estuvieron a mi lado durante mi etapa de formación profesional, y además por darme fortaleza para continuar en los momentos de tristeza y alegría, ellos me dieron fuerza moral para poder superarme y me enseñaron a caminar por las sendas del verdadero camino, de esta manera he logrado demostrarles mi mayor agradecimiento hacia ellos.

De igual manera a todas las personas que me apoyaron con sus sabios consejos, que nunca han sido en vano a pesar de los tropiezos que tuve a lo largo del camino ellos han logrado darme ese impulso para sobresalir y conseguir el éxito.

Dios los Bendiga Siempre

MORALES CORDERO ALEX JAVIER

AGRADECIMIENTO

A Dios, por haber puesto en mi camino a los seres que me han apoyado en todo momento, con los cuales he vivido muchos momentos de alegría, enojo y tristeza. Al finalizar este trabajo tan arduo de dificultades como el desarrollo de una tesis es inevitable que te asalte un muy humano egocentrismo que te lleva a concentrar la mayor parte de mérito en el aporte que se ha realizado

El análisis objetivo demuestra inmediatamente que la magnitud de este aporte hubiese sido imposible sin la participación de personas como el Tlgo. Andrés Arellano y la institución que me han facilitado las cosas para que este trabajo llegue a su feliz término. Por ello, es para mí un verdadero placer utilizar este espacio para ser justo y consecuente con ellos, expresándoles mis agradecimientos.

MORALES CORDERO ALEX JAVIER

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN	ii
AUTORIA DE RESPONSABILIDAD	iii
AUTORIZACIÓN	iv
DEDICATORIA	v
AGRADECIMIENTO	vi
ÍNDICE DE FIGURAS	xi
RESUMEN	xiv
ABSTRACT	xv
CAPÍTULO I	1
1.1 Antecedentes.....	1
1.2 Planteamiento del Problema.....	2
1.3 Justificación.....	2
1.4 Objetivos General.....	3
1.4.2 Objetivos Específicos.....	3
1.5 Alcance.....	4
CAPÍTULO II	5
MARCO TEORICO	5
2.1 Historia de la Aeronave Cessna 150M con N/S 15076319.....	5
2.2 Aeronave Cessna 150.....	6
2.3 Especificaciones de la Aeronave Cessna 150M.....	6
2.4 Controles de Vuelo.....	7
2.5 Controles primarios.....	7
2.5.1 Elevador.....	8
2.5.2 Rudder.....	9
2.5.3 Alerón.....	10
2.5.4 Controles del Trim.....	11

2.6 Controles Secundarios.....	12
2.6.1 Flaps	13
2.6.2 Slats.....	13
2.6.3 Spoilers.....	14
2.7 Ejes del Avión	15
2.7.1 Eje Longitudinal	16
2.7.2 Eje Lateral o transversal	16
2.7.3 Eje Vertical.....	16
2.8 Control Mecánico	16
2.9 Control hidráulico-mecánico	17
2.10 Control Fly-By-Wire (FBW)	18
2.11 Leyes del control Fly By Wire	19
2.11.1 Ley normal	19
2.11.2 Ley alternativa.....	19
2.11.3 Ley directa	19
2.11.4 Ley mecánica.....	20
2.12 Componentes básicos del sistema Fly By Wire	20
2.12.1 Primary Flight Computers (PFC).....	20
2.12.2 Actuator Control Electronics (ACE).....	20
2.12.3 Power Control Unit (PFC)	20
2.12.4 Arinc 629 Data Buses	20
2.13 Reglaje de una aeronave.....	20
2.14 Cables usados en los controles de vuelo.....	21
2.14.1 Material	22
2.14.2 Construcción del cable.....	22
2.14.3 Designación de los cables	23

2.15 Tipos de terminales.....	23
2.15.1 Empalme tejido	23
2.15.2 Proceso nicopress	24
2.15.3 Terminales swaged.....	26
2.16 Turnbuckles	26
2.16.1 Instalación de los turnbuckles.....	27
2.16.2 Seguridad para turnbuckles	28
2.16.3 Dispositivos de bloqueo especiales	28
2.17 Guías para los cables	29
2.17.1 Poleas.....	29
2.17.2 Fairleads	30
2.17.3 Sellos de presión	30
2.18 Varillas de vaivén.....	31
2.19 Tubos de torsión	32
2.20 Tambores de cables	32
2.21 Tensiómetro.....	33
CAPÍTULO III	34
DESARROLLO DEL TEMA	34
3.1 Preliminares.....	34
3.1.1 Procedimientos a seguir antes de realizar la inspección y reglaje...34	34
3.2 Simbología en diagramas de flujo de análisis.....	34
3.3 Medidas de seguridad.....	35
3.4 Diagrama de flujo de análisis de tema	36
.....	36
.....	36
3.5 Inspección de los cables y demás accesorios de control.....	37

3.5.1 Procedimiento de inspección	37
3.5.2 Inspección de las poleas.....	40
3.5.3 Inspección de la orientación de los cables.....	42
3.6 Reglaje de los controles de vuelo	43
3.6.1 Reglaje de los alerones	43
3.6.2 Reglaje de los flaps.....	46
3.6.3 Reglaje del elevador	49
3.6.4 Reglaje del trim tab.....	51
3.6.5 Reglaje del rudder.....	53
3.7 Análisis Económico.....	54
3.7.1 Presupuesto.....	54
3.7.2 Análisis de gastos	54
3.7.3 Gastos primarios.....	55
3.7.4 Gastos secundarios	55
3.7.5 Gasto total del proyecto de titulación.....	56
CAPÍTULO IV	57
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	57
4.1 Conclusiones	57
4.2 Recomendaciones	57
GLOSARIO.....	58
ABREVIATURAS	60
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	61
ANEXOS.....	63

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 Controles Primarios	8
Figura 2 Elevador o timón de profundidad	9
Figura 3 Rudder y sus efectos de movimiento	10
Figura 4 Alerones.....	11
Figura 5 Aletas de compensación.....	11
Figura 6 Tipos de aletas de compensación	12
Figura 7 Tipos de flaps y forma de extensión	13
Figura 8 Slats.....	14
Figura 9 Spoilers.....	15
Figura 10 Ejes del Avión	15
Figura 11 Sistemas de controles de vuelo mecánico.....	17
Figura 12 Sistema de control hidromecánico	17
Figura 13 Control Fly By Wire	18
Figura 14 Diámetros de los cables.....	23
Figura 15 Terminal con tejido empalmado.....	24
Figura 16 Proceso nicopress	24
Figura 17 Herramienta para verificar el ajuste apropiado de la manga.....	25
Figura 18 Uso de dos mangas para unir el cable.....	25
Figura 19 Tipos de terminales swaged	26
Figura 20 Turnbuckle	27
Figura 21 Tolerancia de los turnbuckles	27
Figura 22 Seguridad en los turnbuckles.....	28
Figura 23 Clips de bloqueo de turnbuckles.....	28
Figura 24 Polea.....	29
Figura 25 Guías del cable	30
Figura 26 Sellos de presión	31
Figura 27 Varilla vaivén	31
Figura 28 Tubos de torsión	32
Figura 29 Tambor de cable	33
Figura 30 Tensiómetro.....	33
Figura 31 Inspección visual de los cables.....	37

Figura 32 Verificación visual del enrutamiento de los cables.....	38
Figura 33 Inspección del cable con paño y verificando rupturas de cables .	38
Figura 34 Cuando se reemplaza un cable	39
Figura 35 Verificación en busca de que no haya corrosión	39
Figura 36 Inspección de los terminales.....	40
Figura 37 Inspección visual de poleas	40
Figura 38 Inspección de soportes y protección de las poleas.....	41
Figura 39 Patrones de desgaste de las poleas	41
Figura 40 Lubricación de poleas	42
Figura 41 Verificación del tendido de los cables	42
Figura 42 Verificación de movimiento de los cables	43
Figura 43 Colocación horizontal de la cabrilla	44
Figura 44 Ajuste del Turnbuckle	44
Figura 45 Ajuste de turnbuckles de los alerones	45
Figura 46 Verificación de la tensión	45
Figura 47 Alerones alineados a las puntas de alas.....	45
Figura 48 Entorchado de turnbuckles	46
Figura 49 Verificación de inclinación de los alerones	46
Figura 50 Desmontaje de la tapicería del techo.....	47
Figura 51 Desajuste de los turnbuckles	47
Figura 52 Ajuste de la varilla vaivén	48
Figura 53 Levantamiento de flaps manualmente	48
Figura 54 Verificación de la tensión	49
Figura 55 Desmontaje de la tapicería	50
Figura 56 Elevador en posición neutral.....	50
Figura 57 Verificación de la tensión	51
Figura 58 Verificación del ángulo de recorrido.....	51
Figura 59 Base para evitar golpes en la cola	52
Figura 60 Ajuste del turnbuckle del trim.....	52
Figura 61 Ajuste de bloques	53
Figura 62 Ajuste de los tornillos de tope	53
Figura 63 Ajuste de los cables para alinear el rudder	54

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 Especificaciones de avión Cessna 150M.....	6
Tabla 4 Gastos primarios.....	55
Tabla 5 Gastos secundarios	55
Tabla 6 Gasto total del proyecto	56

RESUMEN

Los controles de vuelo son superficies móviles integradas a la aeronave, que tienen la finalidad de variar la orientación y posición de la aeronave. Entre ellos tenemos las superficies de mando primarias las cuales dan control de la aeronave al piloto mediante la ejecución de las acciones básicas como guiñada, alabeo y cabeceo. Las superficies secundarias son elementos hipersustentadores lo cuales se encuentran en las alas mismas que mediante los flaps permiten aumentar la superficie alar, los aerofrenos que permiten disminuir la velocidad ya sea en el aire o en tierra.

Con la inspección de los distintos componentes que conforman el sistema de controles de vuelo se garantiza el correcto funcionamiento, además de que no tengan posibilidad de fallo durante la operación, ya que estos están sujetos a distintos niveles de estrés o fatiga tras un determinado tiempo de servicio. El reglaje busca mantener la tensión de los cables de control de vuelo con los que opera la aeronave y de esta manera se obtiene un ángulo óptimo de las superficies aerodinámicas para maniobrar correctamente la aeronave durante el vuelo.

El trabajo práctico se rige a la recopilación de información técnica para el desarrollo del proceso de reglaje en las superficies de vuelo, donde se utilizó como sustento información del Service Manual, Catálogo Ilustrado de Partes, así como también el uso de una carta de servicio extendido por parte del fabricante Cessna y aplicable a los controles de vuelo como mantenimiento preventivo y consideraciones especiales durante la ejecución de la inspección.

PALABRAS CLAVE:

- INSTRUCCIÓN
- MANUALES TÉCNICOS
- INSPECCIÓN
- REGLAJE

ABSTRACT

The flight controls are mobile surfaces integrated into the aircraft, which have the purpose of modifying the orientation and position of the aircraft. Among them we have the primary control surfaces that permit the pilot to control the aircraft, by performing the basic actions such as yaw, roll and pitch. Secondary surfaces are high-lift elements which are found on the wings and increase the wing area; airbrakes reduce speed in the air or on land.

With the inspection of the different components that make up the flight control system, the correct operation is guaranteed and there is no possibility of a failure during the operation, considering that these components are held on levels of stress or fatigue for a determined time of service. The rigging focuses in maintain the aircraft flight control cables tension into the proper limits. In this way an optimum angle of the aerodynamic surfaces is obtained to maneuver the aircraft correctly during the flight.

The practical work is approved for the collection of technical information and the adjustment process compliance, additional information from the Service Manual, illustrated parts catalog, and the special use of a service maintenance letter provided by the Aircraft's manufacturer and applicable to flight controls as preventive maintenance, were considered as support and special procedures during the inspection development.

KEYWORDS:

- INSTRUCTION
- TECHNICAL MANUALS
- INSPECTION
- SETTING

Checked by:

Lic. Yolanda Santos Enríquez
DOCENTE UGT

CAPÍTULO I

“INSPECCIÓN Y REGLAJE DE LOS CONTROLES DE VUELO PRIMARIOS Y SECUNDARIOS DEL AVIÓN CESSNA 150M DE ACUERDO AL SERVICE MANUAL D971-3-13, PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”

1.1 Antecedentes

La Unidad de Gestión de Tecnologías - UGT anteriormente llamada Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico - ITSA hace la creación de la carrera de Mecánica Aeronáutica basados en la necesidad de aportar con la industria aeronáutica en Ecuador para proveer técnicos para la mantención correcta de una aeronave, ofreciendo nuevos campos laborales en la industria aeronáutica.

El Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico – ITSA, una Institución de Educación Superior, reconocido por el CONESUP el 22 de Septiembre del año 2000, desde entonces cuenta con varios laboratorios totalmente equipados, y dos aviones escuela el cual es adecuado para realizar tareas de inspección, remoción, mantenimiento de componentes permitiendo de esta manera que los estudiantes de Mecánica Aeronáutica puedan poner en práctica sus conocimientos mediante la ayuda de los manuales de mantenimiento en los cuales debemos basar nuestra labor, lo cual ayuda en el desarrollo profesional de los estudiantes de esta prestigiosa Universidad. Aprovechando la necesidad de un avión escuela para la Institución, realizamos la donación del avión CESSNA 150 M, que se encuentra inoperativo al haber perdido su aeronavegabilidad, la Unidad de Gestión de Tecnologías-ESPE ha realizado todas las gestiones pertinentes para que la aeronave sea trasladada desde el aeropuerto de la Shell - Pastaza hacia el campus de la Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE.

1.2 Planteamiento del Problema

La Carrera de Mecánica Aeronáutica perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías – ESPE, actualmente oferta las especialidades en mención aviones y motores capaces de realizar mantenimiento a las aeronaves, a lo largo de la carrera se imparten conocimientos teórico-prácticos para la correcta aplicación en el ámbito laboral de los estudiantes.

Al encontrarse la aeronave inoperativa y fuera de servicio, no contaba con una inspección además de un adecuado reglaje a los controles de vuelo. Al no realizar el correcto mantenimiento esta propensa al deterioro, envejecimiento y desgaste de los mismos.

El estudiante no aprovecharía el uso de los controles de vuelo que puede ofrecer esta aeronave, estas son indispensables para el cumplimiento en la formación del estudiante que están enmarcadas dentro de la malla curricular.

El reglaje de la aeronave implica el ajuste y el desplazamiento de los controles de vuelo móviles que están sujetos a las superficies principales de la aeronave como las alas, los elevadores y el rudder. El reglaje implica ajustar la tensión del cable, ajustar los límites de recorrido de los controles de vuelo y establece paradas.

1.3 Justificación

Con el presente proyecto se beneficia la Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE especialmente los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica con material didáctico que ayuden a mejorar la formación de profesionales y contribuirá a la comprensión del proceso de inspección y reglaje de los controles de vuelo primarios y secundarios en el avión CESSNA 150M, que servirá como elemento de instrucción para los docentes.

El desarrollo del presente proyecto ayudará tanto a docentes como estudiantes, además tiene como finalidad principal la obtención de conocimientos acerca de la implementación y desarrollo del Avión como ayuda prioritaria en el conocimiento, ya que la aviación abarca muchos tópicos y diferentes campos de aplicación, entre ellas la aeroespacial.

En una de las fases de mantenimiento así como seguridad de vuelo que debe tener la aeronave por normativa de aeronavegabilidad es importante el correcto reglaje. Todas las aeronaves deben estar sometidas a una tarea de reglaje de los controles de vuelo para su correcto funcionamiento. En él se puede llevar a cabo la tarea de inspección y reglaje, de esta forma el estudiante podrá realizar el mantenimiento a los controles de vuelo Avión y dar cumplimiento a su formación.

1.4 Objetivos General

Realizar la inspección y reglaje de los controles de vuelos primarios y secundarios de la Aeronave CESSNA 150 M mediante el Service Manual S/N 15076319, para la carrera de Mecánica Aeronáutica perteneciente a la Unidad de Gestión de Tecnologías.

1.4.2 Objetivos Específicos

- Investigar la documentación técnica de los controles de vuelo de la aeronave.
- Verificar el correcto procedimiento para corregir la posición de los controles de vuelo primarios y secundarios.
- Realizar el reglaje de los controles de vuelo de acuerdo a los manuales de mantenimiento aplicable a la aeronave CESSNA 150M.

1.5 Alcance

Este proyecto de la implementación de una aeronave será dirigido a los estudiantes y docentes de la Carrera de Mecánica Aeronáutica de la Unidad de Gestión de Tecnologías - ESPE, el cual está enfocado en la mejora de procesos de aprendizaje y desarrollo de conocimientos teórico práctico únicamente, cabe mencionar que la aeronave no quedara en condiciones Aeronavegables.

CAPÍTULO II

MARCO TEORICO

2.1 Historia de la Aeronave Cessna 150M con N/S 15076319

La aeronave Cessna 150M fue vendida en Estados Unidos en el Estado de Miami Florida en 2014 a la empresa Amazonas Air donde como representante se encontraba el Señor Jorge Luis Pazmiño quien en aquel entonces figuraba como representante de la compañía, la aeronave fue adquirida con propósitos de instrucción en tierra para los estudiantes de la Escuela de Aviación Amazon Air.

Al pasar varios años y con la condición económica del país la afluencia de alumnos aspirantes a piloto privado disminuyo drásticamente por la cual el propietario de la aeronave se vio obligado a poner en venta el bien inmueble tras una crisis económica en la compañía.

Tras un contacto en el Aeropuerto Rio Amazonas mediante uno de los representantes de los estudiantes involucrados para proponer como trabajo de titulación previo a la obtención del título de tecnólogo en mecánica aeronáutica mención aviones se realizó la adquisición de una aeronave para la escuela de Mecánica Aeronáutica

Tras su adquisición la aeronave no contaba con un permiso de aeronavegabilidad ya que no existe su registro en el país únicamente en su estado de fabricación como N2919V, por esta razón se encontraba en estado inoperativo en la provincia de Napo en el Aeropuerto Internacional Jumandy por lo que se procedió a su traslado al Aeropuerto Rio Amazonas para su posterior rehabilitación antes de ser donada y establecida al 100% en la Unidad de Gestión de Tecnologías por los estudiantes involucrados.

2.2 Aeronave Cessna 150

Es una de las aeronaves más usadas para vuelos de entrenamiento. Muchas de las escuelas de entrenamiento de pilotos lo poseen. Además son aeronaves privadas bastantes asequibles, es considerado por los pilotos por su facilidad para volar con él sin tener que afrontar dificultades especiales. Todas aeronaves Cessna 150 cuentan con unos flaps muy seguros que se despliegan hasta 40 grados, haciendo del aterrizaje un agradable desafío tanto para los principiantes como para los pilotos más experimentados. (Ecured, 2011).

2.3 Especificaciones de la Aeronave Cessna 150M

Tabla 1

Especificaciones de avión Cessna 150M

Características	Detalle
Motor: Teledyne Continental	Serie O – 200 ^a
<ul style="list-style-type: none"> • 100 HP A 2750 RPM 	
Velocidad máxima	
<ul style="list-style-type: none"> • Máxima a nivel del mar: 	109 Knots.
<ul style="list-style-type: none"> • En crucero con 75% de potencia a 7000 pies 	106 Knots.
Capacidad de combustible	
<ul style="list-style-type: none"> • Capacidad total 	26 Galones americanos
<ul style="list-style-type: none"> • Capacidad usable 	22.5 Galones americanos
Capacidad de aceite	
<ul style="list-style-type: none"> • Sin filtro externo 	6 Qts.
<ul style="list-style-type: none"> • Con filtro externo 	7 Qts.
Techo de servicio	14.000 Ft
Velocidad de Stall	
<ul style="list-style-type: none"> • Con flaps arriba 	48 Knots
<ul style="list-style-type: none"> • Con flaps abajo 	42 Knots

Equipaje permitido en libras	120 Lbs en total, dividido en dos aéreas 1 y 2 o únicamente en la 1
• Área 1	120 Libras (Estaciones de la 50 a la 76)
• Área 2	40 Libras (Estaciones de la 76 a la 94)
Hélice	McCAULEY
• De paso fijo	Con un diámetro de 69 pulgadas
Peso máximo	1600 lbs
• Peso en vacío	1129 lbs
Neumáticos del tren principal	
• Presión	21 psi
Neumático del tren de nariz	
• Presión	30 psi

2.4 Controles de Vuelo

El control de vuelo del avión se efectúa a través de tres superficies aerodinámicas de mando: Timón de profundidad o elevador, timón de dirección y alerones. Todos los conjuntos funcionan según el mismo principio. Es la modificación de la fuerza aerodinámica que produce las superficies de control, cuando se giran un cierto ángulo en el viento relativo. De acuerdo con su función, los mandos de vuelo se clasifican en dos grandes grupos primarios y secundarios. (Oñate, 1996)

2.5 Controles primarios

Los controles principales son los alerones, el elevador y el timón, que proporcionan la fuerza aerodinámica para hacer que las aeronaves sigan un camino de vuelo deseado. En vuelo las superficies de control son abatibles o móviles diseñadas para cambiar la actitud de la aeronave al cambiar el flujo de aire sobre la superficie de la aeronave durante el vuelo.

Estas superficies son utilizadas para mover la aeronave sobre sus tres ejes. Por lo general, los alerones y los elevadores se operan desde la cabina de vuelo por medio de una palanca de control, en algunas de las aeronaves nuevas por un joystick. El timón se opera normalmente con pedales. (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012).

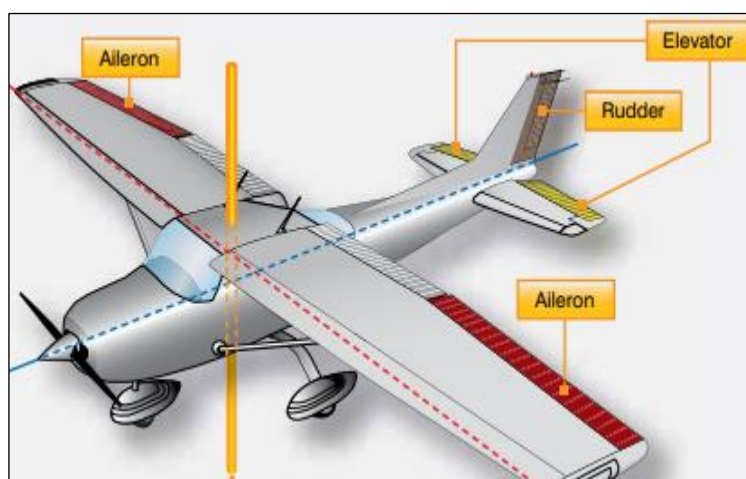


Figura 1 Controles Primarios

Fuente: (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012)

2.5.1 Elevador

Se mueve cuando el volante de mando se tira hacia atrás y se empuja hacia adelante. Cuando el timón de profundidad sube hacia arriba aumenta la curvatura de la superficie inferior. Por lo tanto aumenta la fuerza de sustentación hacia abajo. La fuerza vertical en la cola origina un movimiento de proa arriba, movimiento que es alrededor del centro de gravedad de la aeronave.

Si el volante se mueve hacia adelante la superficie horizontal de cola está colocada 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, 1996)

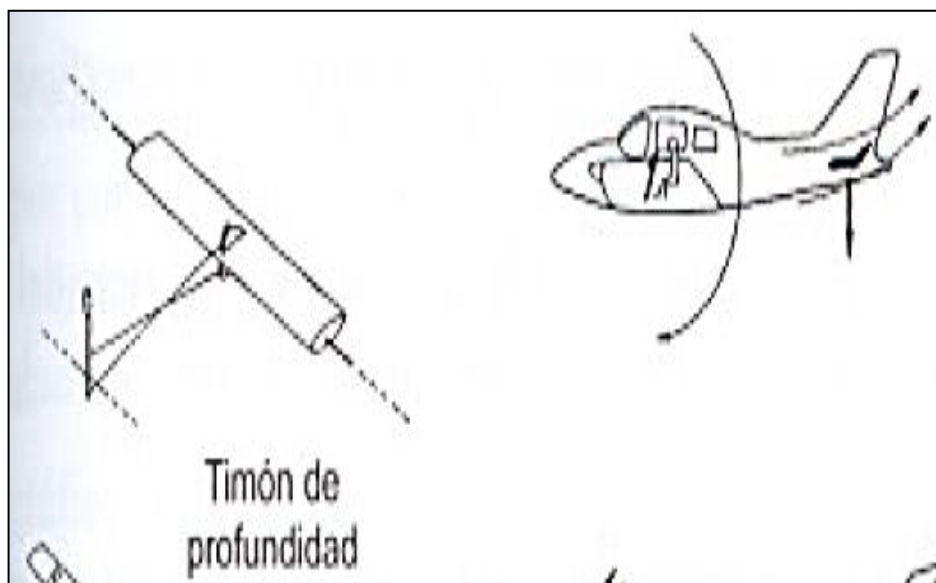


Figura 2 Elevador o timón de profundidad

Fuente: (Oñate, 1996)

2.5.2 Rudder

El timón o rudder controla el movimiento de la aeronave sobre su eje vertical. Este movimiento se llama “yaw”. Al igual que las otras superficies de control primarias, el timón es una superficie móvil articulada a una superficie fija en este caso, al estabilizador vertical. El timón está controlado por los pedales. Cuando el timón se desvía hacia el flujo de aire, se ejerce una fuerza horizontal en la dirección opuesta.

Al presionar el pedal izquierdo, el timón se mueve hacia la izquierda. Esto altera el flujo de aire alrededor del estabilizador vertical que mueve la cola hacia la derecha y hace un guiño de la nariz del avión hacia la izquierda. La efectividad del timón aumenta con la velocidad; por lo tanto, pueden requerirse grandes deflexiones a bajas velocidades y pequeñas deflexiones a altas velocidades para proporcionar la reacción deseada. En aviones propulsados por hélices, cualquier desplazamiento que fluya sobre el timón aumenta su efectividad. (United States Department of Transportation, Pilot's Handbook of Aeronautical knowledge, 2016).

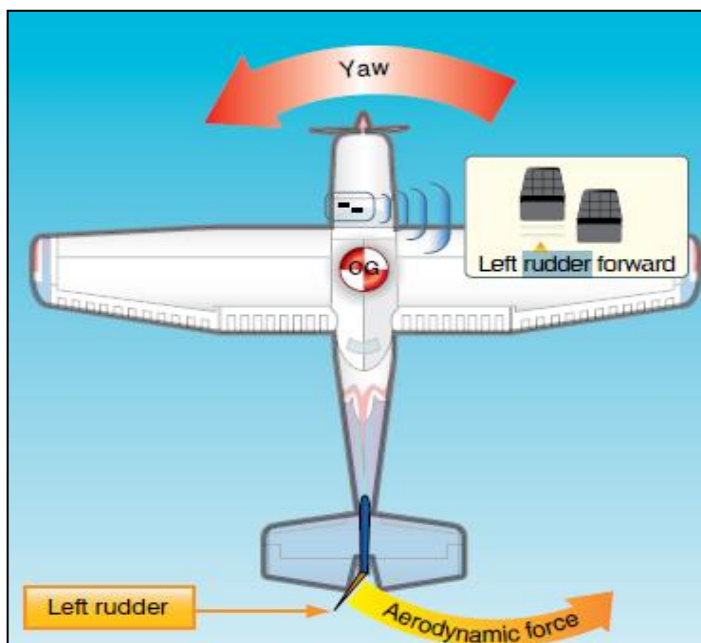


Figura 3 Rudder y sus efectos de movimiento

Fuente: (United States Department of Transportation, Pilot's Handbook of Aeronautical knowledge, 2016)

2.5.3 Alerón

Los alerones controlan el balanceo alrededor del eje longitudinal. Están unidos al borde posterior de cada ala y se mueven en dirección opuesta el uno del otro, estos son conectados por cables, palancas acodadas, poleas, y/o tubos vaivén a una palanca de control. Mover la palanca de control, hacia la derecha causa que el alerón derecho se desvíe hacia arriba y el alerón izquierdo se desviara hacia abajo. La desviación hacia arriba del alerón derecho hace que este disminuya la combadura resultando en una disminución de la elevación en aquella ala. La desviación hacia abajo correspondiente del alerón izquierdo aumenta la curvatura que resulta en un elevación del el ala izquierda. Por lo tanto, el aumento de elevación en el ala izquierda y la disminución de la elevación en el ala derecha hacen que el avión pueda rodar hacia la derecha. (United States Department of Transportation, Pilot's Handbook of Aeronautical knowledge, 2016).

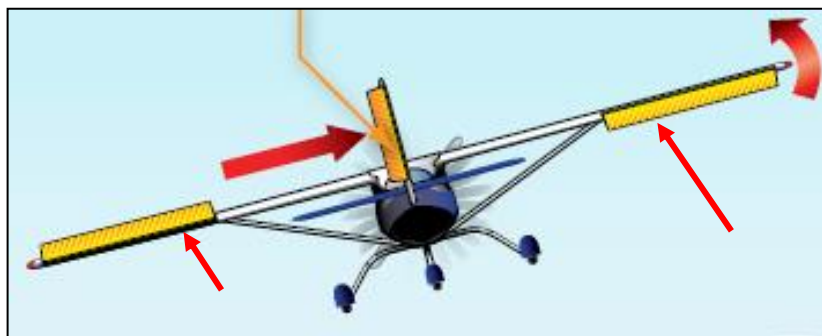


Figura 4 Alerones

Fuente: (United States Department of Transportation, Pilot's Handbook of Aeronautical knowledge, 2016)

2.5.4 Controles del Trim

Incluidos en los controles de ajuste están las aletas de compensación, servo aletas, aletas de equilibrio y aletas de resorte. Las aletas de ajuste son pequeñas superficies planas empotradas en los bordes posteriores de las superficies de control principal. Las aletas de ajuste se pueden usar para corregir cualquier tendencia de la aeronave a moverse hacia una actitud de vuelo indeseable. Su propósito es permitir al piloto recortar cualquier condición desequilibrada que pueda existir durante el vuelo, sin ejercer ninguna presión sobre los controles primarios.

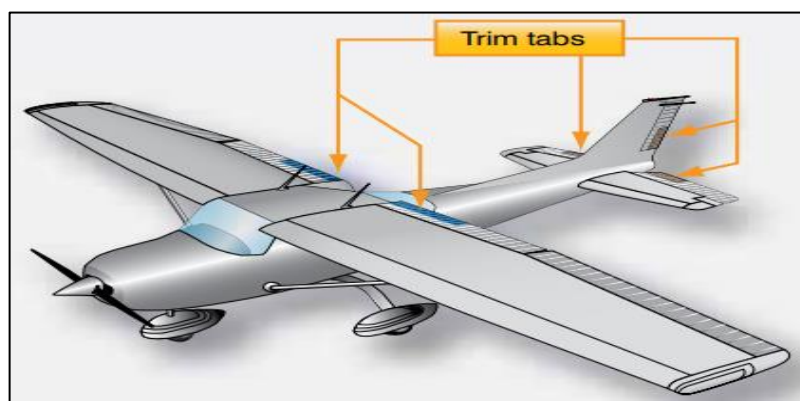


Figura 5 Aletas de compensación

Fuente: (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012)

Se usan principalmente en las grandes superficies de control principal. Las aletas de equilibrio están diseñadas para moverse en la dirección opuesta al control de vuelo principal. Por lo tanto, las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre la aleta ayudan a mover la superficie de control primaria. Las aletas de resorte son similares en apariencia a las aletas de corte, pero tienen un propósito completamente diferente. Las aletas de resorte se usan con el mismo propósito que los actuadores hidráulicos: para ayudar al piloto a mover la superficie de control principal. (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012).

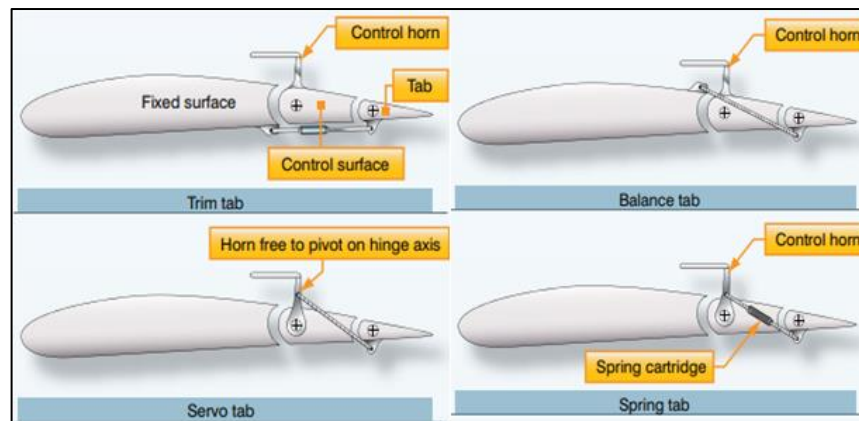


Figura 6 Tipos de aletas de compensación

Fuente: (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012)

2.6 Controles Secundarios

Los mandos secundarios de vuelo cumplen funciones auxiliares de los principales, fundamentalmente de control de la sustentación bien en aumento o en disminución. La sustentación del ala se puede incrementar por tres caminos, que pueden combinarse en una aplicación particular:

- Aumento del ángulo de ataque del ala.
- Aumento de la curvatura del ala, esto es cambiando la forma geométrica del perfil por medios mecánicos.
- Aumento de la superficie alar.

Los mecanismos que efectúan estos movimientos son los slats y los flaps, la función es la misma pero su comportamiento y operación es diferente. Los slats cumplen la función de incrementar el ángulo de ataque efectivo del ala. Los flaps operan según los principios del literal (b) y (c). Reciben el nombre de hipersustentadores los mecanismos que permiten incrementar la sustentación del ala. (Oñate, 1996).

2.6.1 Flaps

Estas superficies, que están unidas al borde posterior del ala, aumentan la elevación y la resistencia inducida para cualquier AOA. Las aletas permiten un compromiso entre alta crucero velocidad y baja velocidad de aterrizaje porque pueden extenderse cuando sea necesario y retraerse en la estructura del ala cuando sea necesario. Hay cuatro tipos comunes de aletas: plain, split, slotted y Fowler flaps. (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012).

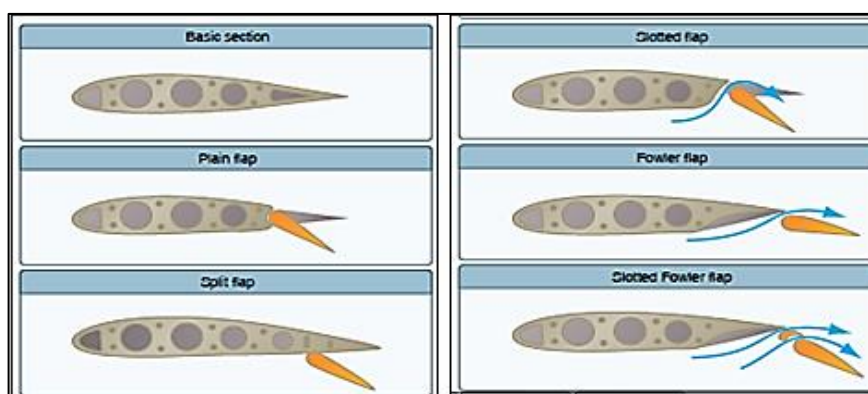


Figura 7 Tipos de flaps y forma de extensión

Fuente: (United States Department of Transportation, Pilot's Handbook of Aeronautical knowledge, 2016)

2.6.2 Slats

Es una aleta situada en el borde de ataque del ala y puede coexistir, como otros dispositivos de hipersustentación en el mismo borde de ataque.

La operación del slat permite la formación de una ranura entre la aleta y el ala de manera que el aire puede pasar a su través. La aleta se despega del borde de ataque del ala cuando está extendida. El flujo de aire circula entonces por la ranura, de abajo hacia arriba, entre la aleta y el perfil del ala. El aire que pasa por la ranura proviene de la parte inferior del plano, zona de alta presión estática. La corriente de aire baña la superficie superior del ala una vez que pasa por la ranura. (Oñate, 1996).

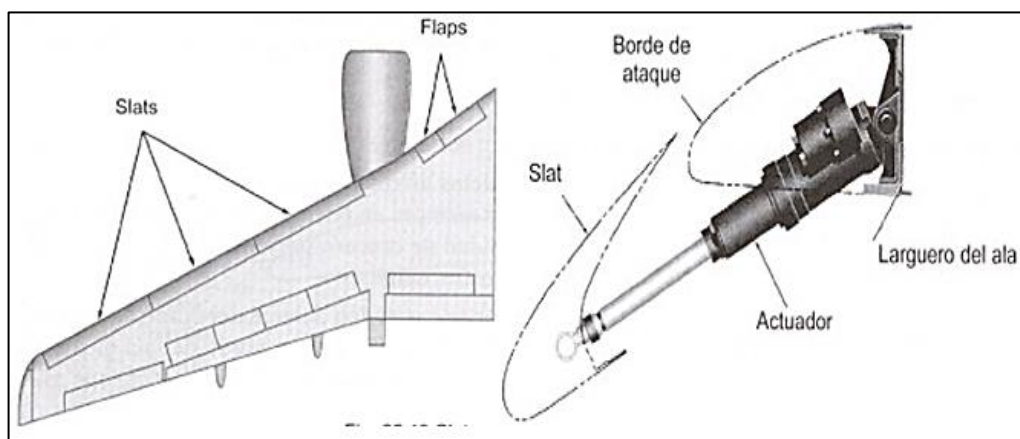


Figura 8 Slats

Fuente: (Oñate, 1996)

2.6.3 Spoilers

Los spoiler son superficies aerodinámicas situadas en el extradós del ala, delante de los flaps. Forman parte del contorno aerodinámico del ala. Un sistema de accionamiento hidráulico permite su despliegue y posición al viento relativo. Cuando los spoilers se exponen al viento relativo obtienen efectos combinados de disminución muy importante de la sustentación y aumento de la resistencia aerodinámica.

En los aviones se emplea con tres fines:

- Función de mando del balanceo, con el fin de ejecutar o reforzar el mando.
- Función de aerofreno (para reducir la velocidad en el aire, aumentar el régimen de descenso, etc.).
- Función de aterrizaje: para reducir la carrera de aterrizaje.

El ángulo de extensión de los spoiler en la función de aterrizaje incluye todo su recorrido (50° - 60° aproximadamente, según los casos). (Oñate, 1996).



Figura 9 Spoilers

Fuente: (United States Department of Transportation, Pilot's Handbook of Aeronautical knowledge, 2016)

2.7 Ejes del Avión

Los ejes de una aeronave se pueden considerar como ejes imaginarios alrededor de los cuales la aeronave gira como una rueda. En el centro, donde se cruzan los tres ejes, cada uno es perpendicular a los otros dos.

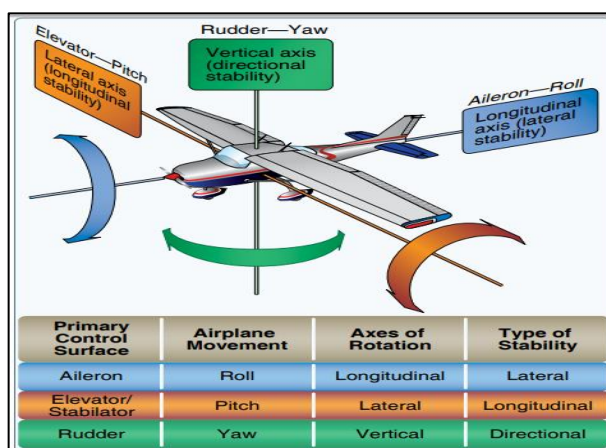


Figura 10 Ejes del Avión

Fuente: (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012)

2.7.1 Eje Longitudinal

Alrededor de este eje se produce el movimiento de alabeo (Roll). El origen se encuentra en el centro de gravedad, este está ubicado en el plano de simetría de la aeronave y hacia el morro.

2.7.2 Eje Lateral o transversal

El origen está en el centro de gravedad y es perpendicular al plano de simetría de la aeronave, alrededor de este eje se produce un movimiento de cabeceo (pitch).

2.7.3 Eje Vertical

Alrededor de este eje se produce un movimiento de guiñada (yaw). El origen de su centro de gravedad está situado en el plano de simetría de la aeronave y su sentido positivo es hacia abajo. (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012).

2.8 Control Mecánico

Este tipo de control fue utilizado para controlar las primeras aeronaves y actualmente se usa en aeronaves más pequeños, donde las fuerzas aerodinámicas no son excesivas. Los controles son mecánicos y de accionamiento manual. Este sistema es accionado mediante cables, varillas vaivén y tubos de torsión. El sistema de cable es el más utilizado porque las deflexiones de la estructura a la que está conectado no afectan al funcionamiento.

Algunas aeronaves incorporan sistemas de control que son una combinación de los tres. Estos sistemas incorporan conjuntos de cables, guías de cable, varillaje, topes ajustables y amortiguadores de superficie de control dispositivos de bloqueo mecánico. (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012).

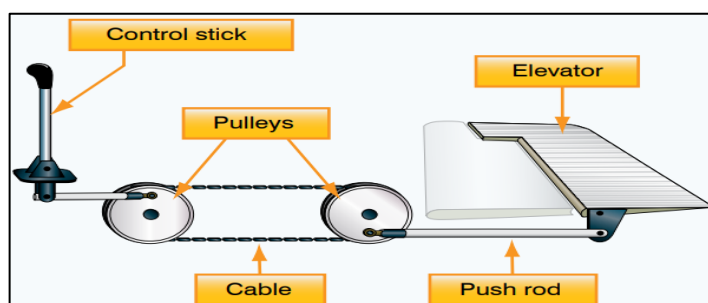


Figura 11 Sistemas de controles de vuelo mecánico

Fuente: (United States Department of Transportation, Pilot's Handbook of Aeronautical knowledge, 2016)

2.9 Control hidráulico-mecánico

A medida que el tamaño, la complejidad y la velocidad de las aeronaves aumentaron, la actuación de los controles en vuelo se hizo más difícil. Se diseñó un sistema de control asistido (hidráulico).

Los sistemas convencionales de cable o push-pull conectan los controles de la plataforma de vuelo con el sistema hidráulico. Con el sistema activado, el movimiento del piloto de un control hace que el enlace mecánico abra las servo válvulas, dirigiendo así el fluido hidráulico a los actuadores, que convierten la presión hidráulica en movimiento de la superficie de control. (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012).

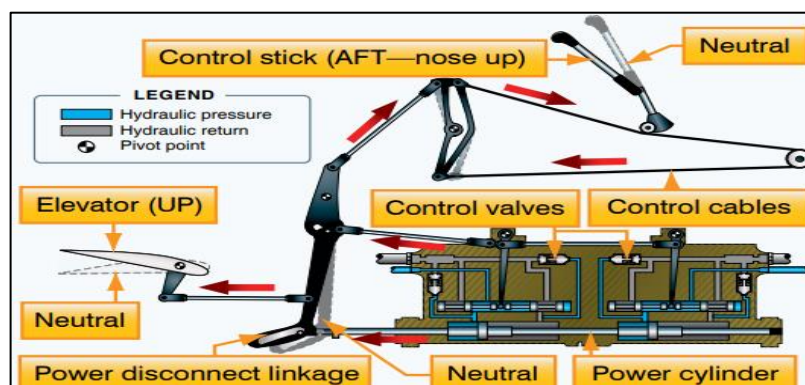


Figura 12 Sistema de control hidromecánico

Fuente: (United States Department of Transportation, Pilot's Handbook of Aeronautical knowledge, 2016)

2.10 Control Fly-By-Wire (FBW)

Emplea señales eléctricas que transmiten las acciones del piloto desde la cabina de vuelo a través de una computadora a los diversos actuadores de control de vuelo. El sistema FBW evolucionó como una forma de reducir el peso del sistema hidromecánico, además de reducir los costos de mantenimiento y mejorar la confiabilidad.

Los sistemas electrónicos de control FBW pueden responder a las cambiantes condiciones aerodinámicas ajustando los movimientos de control de vuelo para que la respuesta de la aeronave sea consistente para todas las condiciones de vuelo.

Además, las computadoras se pueden programar para evitar características indeseables y peligrosas, como el bloqueo de los controles. Muchas de las nuevas aeronaves militares de alto rendimiento no son aerodinámicamente estables.

Esta característica está diseñada en la aeronave para una mayor maniobrabilidad y un rendimiento receptivo. Sin las computadoras reaccionando a la inestabilidad, el piloto perdería el control de la aeronave. El Airbus A-320 fue la primera aeronave comercial en utilizar controles FBW. Boeing las usó en sus aeronaves comerciales de diseño 777 y más nuevos. (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012).

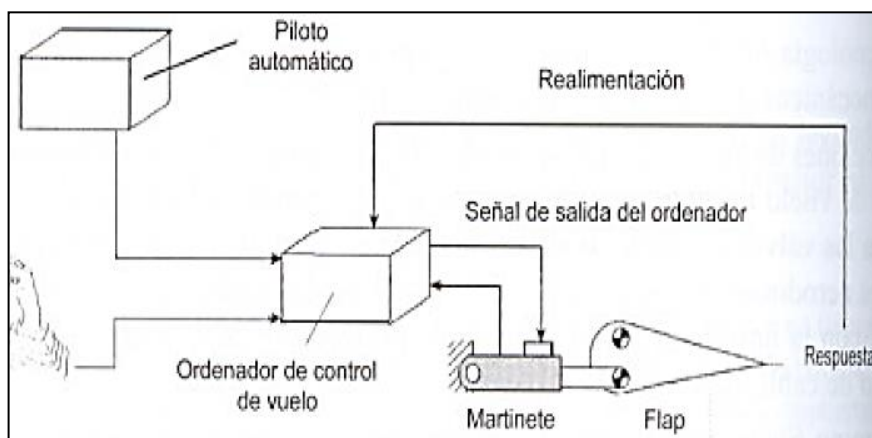


Figura 13 Control Fly By Wire

Fuente: (Oñate, 1996)

2.11 Leyes del control Fly By Wire

2.11.1 Ley normal

Esta ley se encuentra activa en operación normal. Controla los tres ejes de la aeronave (alabeo, cabeceo y guiñada), equilibrando la aeronave e interpretando los movimientos que el piloto así lo desea. La ley normal opera en diferentes modos dependiendo de la etapa de vuelo. Estos modos incluyen:

- **Modo de tierra**

Está activo antes del despegue y después del contacto de las ruedas con la pista. En este modo existe una relación directa entre la posición de la palanca / volante de mando, pedales y las superficies de control.

- **Modo vuelo**

Es la parte de la ley que establece los objetivos para los ejes lateral y longitudinal de la aeronave, que establecen un desplazamiento que origina el cambio de la carga vertical y además inicia el régimen de balanceo.

- **Modo aterrizaje**

Este modo es en realidad una ley especial de pilotaje, que al momento que el piloto introduce la señal de incremento de la actitud del avión en cabeceo, hasta el valor de referencia. (Oñate, 1996)

2.11.2 Ley alternativa

Esta ley entra en funcionamiento si existe un desacuerdo entre sensores, fallo de un ordenador, desajuste en sistemas hidráulicos (PCU).

2.11.3 Ley directa

Si un fallo grave existe (fallo de radio altímetro en aproximación, falla de los 3 sistemas inerciales, etc.) esta ley entra en funcionamiento. Así pues los movimientos del sidestick del piloto.

2.11.4 Ley mecánica

Es un respaldo mecánico en caso de pérdida total del sistema eléctrico o del fly-by-wire (alimentado eléctricamente). Entonces, el avión solo se controlara con el cabeceo, y los pedales para los virajes.

2.12 Componentes básicos del sistema Fly By Wire

2.12.1 Primary Flight Computers (PFC)

Existen 3 PFC redundantes llamados L, C y R. Los PFC constituyen el "corazón" del sistema FBW.

2.12.2 Actuator Control Electronics (ACE)

Hay 4 ACE idénticos etiquetados como L1, L2, C, R (que corresponden aproximadamente al sistema hidráulico L, C y R). Los ACE son básicamente convertidores de señales análogas a digitales y de digitales a análogas.

2.12.3 Power Control Unit (PCU)

Básicamente son los actuadores de la superficie de control que mueven físicamente las superficies de control. Las PCU están alimentadas eléctricamente pero actúan hidráulicamente.

2.12.4 Arinc 629 Data Buses

Es un bus de datos que transmite la información entre los diversos componentes del sistema convirtiéndose así en una autopista de intercambio de información, esencialmente es una información llamada protocolo. (Isik, 2009).

2.13 Reglaje de una aeronave

El reglaje de la aeronave implica dos tipos principales de operaciones. El fuselaje está alineado en el momento de la fabricación en las plantillas de montaje.

Todas las piezas están colocadas correctamente en el plumín de montaje y luego están remachadas, atornilladas o soldadas en un conjunto completo. Algunos tipos de fuselajes requieren realineación en períodos de revisión mayor o después del daño. Las alas y otras estructuras grandes están alineadas y ensambladas en plantillas y accesorios para asegurar la forma y el posicionamiento correctos de los accesorios de fijación.

El segundo tipo de reglaje es la alineación de las superficies de control y los controles que mueven las superficies. Estas operaciones requieren el ajuste de la longitud del cable, tensión del cable, varillas vaivén, palanca acodada, tambores de cable y varias de las otras partes. La deflexión angular de las superficies de control se deben medir con transportadores u otros dispositivos de medición para asegurar que los movimientos cumplan con las especificaciones apropiadas. (Kroes, Watkins, & Delp, 1996).

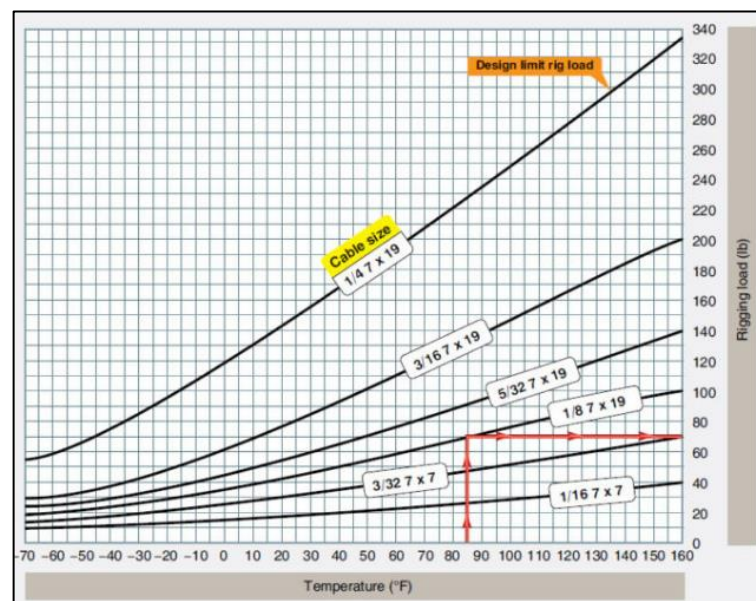


Figura 14 Reglaje de acuerdo a la temperatura

Fuente: (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012)

2.14 Cables usados en los controles de vuelo

Existen varios tipos de cables que se clasifican de acuerdo al

2.14.1 Material

Los cables están fabricados de acero al carbono acero inoxidable (resistente a la corrosión). Además algunos fabricantes utilizan un tipo de cable que es fabricado con un recubrimiento de nylon flexible sobre un cable de acero resistente a la corrosión (CRES). Al agregar un recubrimiento de nylon el cable aumenta la vida útil protegiendo los cables contra el desgaste por fricción, mantenimiento la suciedad, la arena, amortiguación y la vibración que puede dañar los cables en largas líneas. (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012).

2.14.2 Construcción del cable

El componente básico de un cable es un alambre metálico. Un cable está conformado por un número determinado de alambres que pueden ser tejidas en forma helicoidal, espiral, el cual forma una hebra. Estas hebras preformadas de colocan alrededor de un hilo que está en el centro para formar un cable. (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012).

Nominal diameter of wire rope cable	Construction	Tolerance on diameter (plus only)	Allowable increase of diameter at cut end	Minimum Breaking Strength (Pounds)		
				MIL-W-83420 COMP A	MIL-W-83420 COMP B (CRES)	MIL-C-18375 (CRES)
INCHES		INCHES	INCHES	POUNDS	POUNDS	POUNDS
1/32	3 x 7	0.006	0.006	110		110
3/64	7 x 7	0.008	0.008	270		270
1/16	7 x 7	0.010	0.009	480		360
1/16	7 x 19	0.010	0.009	480		480
3/32	7 x 7	0.012	0.010	920		700
3/32	7 x 19	0.012	0.010	1,000		920
1/8	7 x 19	0.014	0.011	2,000	1,760	1,300
5/32	7 x 19	0.016	0.017	2,800	2,400	2,000
3/16	7 x 19	0.018	0.019	4,200	3,700	2,900
7/32	7 x 19	0.018	0.020	5,000	5,000	3,800
1/4	7 x 19	0.018	0.021	6,400	6,400	4,900
9/32	7 x 19	0.020	0.023	7,800	7,800	6,100
5/16	7 x 19	0.022	0.024	9,800	9,000	7,600
11/32	7 x 19	0.024	0.025	12,500		
3/8	7 x 19	0.026	0.027	14,400	12,000	11,000
7/16	6 x 19 IWRC	0.030	0.030	17,600	16,300	14,900
1/2	6 x 19 IWRC	0.033	0.033	22,800	22,800	19,300
9/16	6 x 19 IWRC	0.036	0.036	28,500	28,500	24,300
5/8	6 x 19 IWRC	0.039	0.039	35,000	35,000	30,100
3/4	6 x 19 IWRC	0.045	0.045	49,600	49,600	42,900
7/8	6 x 19 IWRC	0.048	0.048	66,500	66,500	58,000
1	6 x 19 IWRC	0.050	0.050	85,400	85,400	75,200
1 - 1/8	6 x 19 IWRC	0.054	0.054	106,400	106,400	
1 - 1/4	6 x 19 IWRC	0.057	0.057	129,400	129,400	
1 - 3/8	6 x 19 IWRC	0.060	0.060	153,600	153,600	
1 - 1/2	6 x 19 IWRC	0.062	0.062	180,500	180,500	

Figura 15 Construcción del cable y propiedades físicas

Fuente: (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012)

2.14.3 Designación de los cables

Se basa en el número de alambres y cables en cada filamento. El cable 7 x 19 está compuesto de siete cables por 19 alambres cada uno. Seis de estos cables se colocan alrededor del hilo central. Este cable es muy flexible y se utiliza en sistemas de control primario y en otros lugares donde el funcionamiento sobre poleas es frecuente. El cable 7 x 7 consta de siete cables por siete alambres cada uno. Seis de estos cables se colocan alrededor del alambre central. Este cable es de flexibilidad media y se usa en los controles de aletas de compensación, controles del motor y controles de indicadores. (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012).

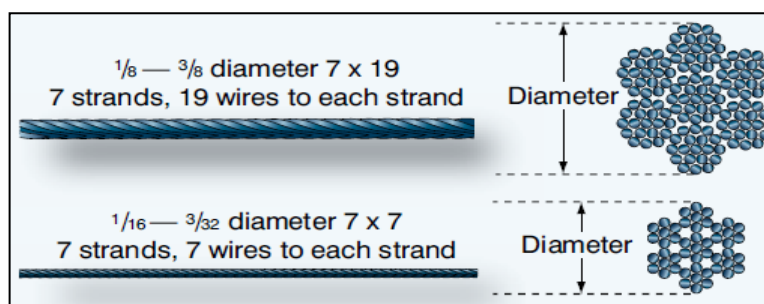


Figura 16 Diámetros de los cables

Fuente: (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012)

2.15 Tipos de terminales

2.15.1 Empalme tejido

Los cables de control originalmente se producían con un empalme tejido a mano, utilizando un empalme de cinco vueltas. Ambos sistemas consumían mucho tiempo y producían una terminación certificada solo para el 75% de la resistencia del cable. (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012).

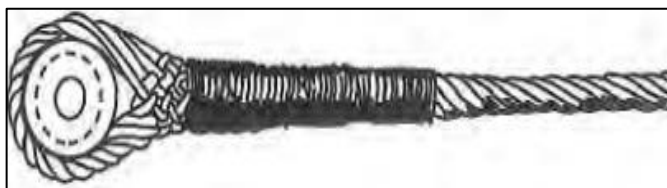


Figura 17 Terminal con tejido empalmado

Fuente: (Jeppesen Sanderson, Inc., 2011)

2.15.2 Proceso nicopress

Es un proceso patentado que utiliza mangas de cobre y puede usarse hasta la potencia máxima nominal del cable, cuando el cable se enrolla alrededor de un dedal.

Siempre que este proceso se utilice para el empalme de cables, es imperativo que las herramientas, las instrucciones y los datos suministrados por Nicopress se sigan exactamente para garantizar que se alcanza la función y la fuerza del cable deseado. El uso de otras mangas fabricadas de otro material que no sea cobre requiere la aprobación de ingeniería para la aplicación específica por parte de la FAA. (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012)

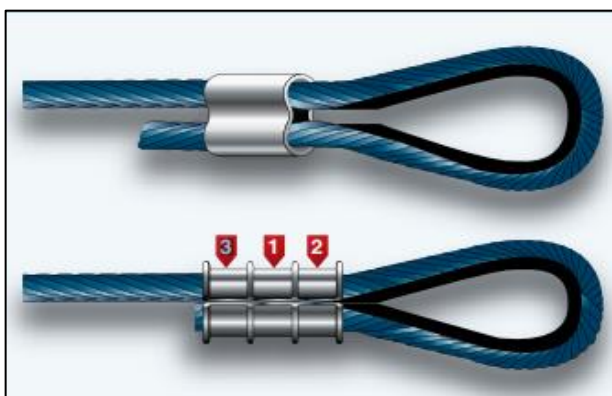


Figura 18 Proceso nicopress

Fuente: (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012)

Las mangas se pueden comprimir en el cable con una herramienta especial. El cable pasa a través del manguito, alrededor de un dedal, el extremo pasa a través del otro manguito y se comprime. La compresión central se realiza primero, luego la compresión más cercana al dedal y finalmente la compresión al final de la manga. Después de hacer las tres compresiones, se verifican con un medidor especial. Si están hechos correctamente, la manga se ajustará exactamente a la ranura.

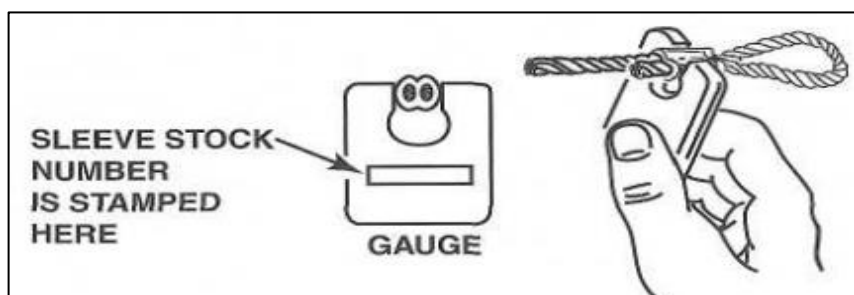


Figura 19 Herramienta para verificar el ajuste apropiado de la manga

Fuente: (Jeppesen Sanderson, Inc., 2011)

Con las mangas también se pueden unir dos longitudes de cable. Cuando se usan dos mangas, se prueba tenga la resistencia total de un cable. Una característica de seguridad para ayudar durante la inspección de los manguitos Nicopress así como también para los terminales estampados es una mancha de pintura a través del cable y el extremo de la manga. Si esta pintura se rompe alguna vez, hay motivos para sospechar que el cable se ha resbalado. (Jeppesen Sanderson, Inc., 2011).

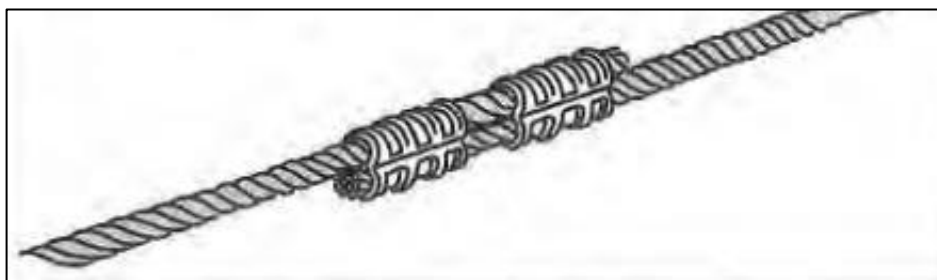


Figura 20 Uso de dos mangas para unir el cable

Fuente: (Jeppesen Sanderson, Inc., 2011)

2.15.3 Terminales swaged

Fabricados de acuerdo con los estándares Army-Navy (AN) y Military Standards (MS), son adecuados para su uso en aeronaves civiles incluyendo uso de cargas máximas de cable. (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012).

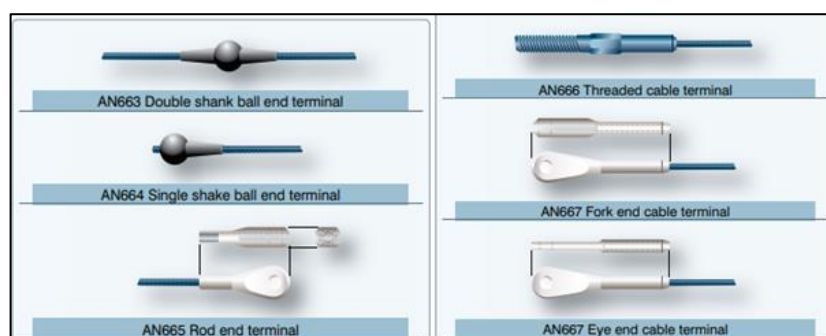


Figura 21 Tipos de terminales swaged

Fuente: (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012)

La gran mayoría de los cables de control de la aeronave tienen terminales estampados. Para instalar uno de estos terminales, corte el cable a la longitud adecuada con un cortador de cable o un cincel. Doble el extremo del cable para que no se salga del terminal durante la operación de estampación, y luego deslícelo en la terminal hasta que toque el extremo del orificio o hasta que esté casi nivelado con el extremo del orificio si la terminal está perforada todo el camino. (Jeppesen Sanderson, Inc., 2011).

2.16 Turnbuckles

Un conjunto de tensor es un dispositivo de tornillo mecánico que consta de dos terminales roscados y un cilindro roscado. Los tensores están montados en el conjunto de cable con el propósito de hacer pequeños ajustes en la longitud del cable y para ajustar la tensión del mismo. Uno de los terminales tiene hilos hacia la derecha, y el otro tiene los hilos hacia la izquierda.

El barril tiene dos roscas internas hacia la derecha e izquierda que combinan. El extremo del barril con los hilos izquierdos generalmente se puede identificar por una ranura alrededor de ese extremo. (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012).

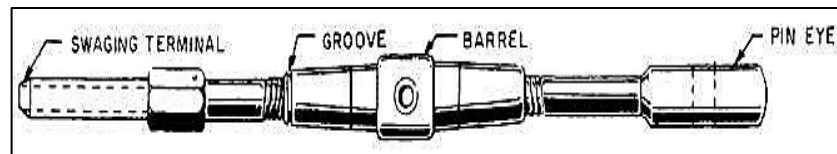


Figura 22 Turnbuckle

Fuente: (Jeppesen Sanderson, Inc., 2011)

2.16.1 Instalación de los turnbuckles

Al instalar los tensores del sistema de cables, es necesario atornillar ambos terminales roscados en el tambor de los tensores en una cantidad igual. Es esencial que los terminales del tensor estén atornillados en el cañón de manera que no se formen más de tres hilos del terminal en la instalación inicial, los terminales del tensor no deben atornillarse dentro del cuerpo del tensor más de 4 roscas. (United States Department of Transportation, 1998).

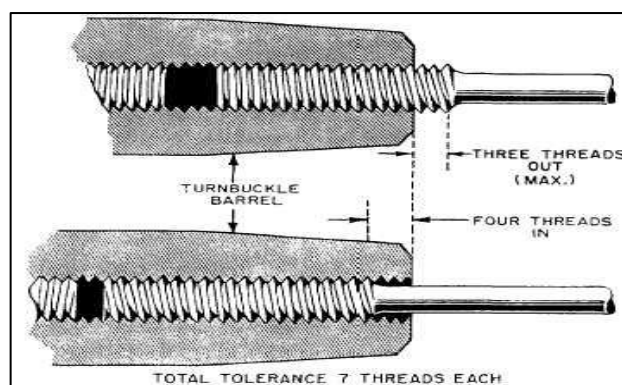


Figura 23 Tolerancia de los turnbuckles

Fuente: (Jeppesen Sanderson, Inc., 2011)

2.16.2 Seguridad para turnbuckles

En la seguridad en todos los turnbuckles se puede usar ya sea el método de envoltura doble, individual, o con cualquier dispositivo especial debidamente aprobado por los requisitos de la FAA Norma Técnica TSO-C21. (United States Department of Transportation, 1998).

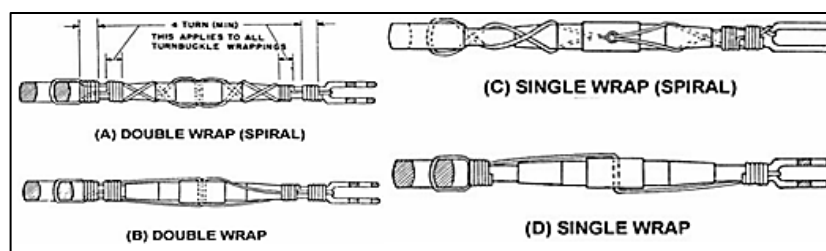


Figura 24 Seguridad en los turnbuckles

Fuente: (United States Department of Transportation, 1998)

2.16.3 Dispositivos de bloqueo especiales

Estos clip de bloqueo se instalan cuando la tensión se ajusta correctamente, los clips de dos piezas se insertan en una ranura, y luego las dos piezas se recortan a través del orificio en el cañón. Los clips son un método mucho más simple e igualmente seguros para la seguridad de los tensores, y hacen que el trabajo del técnico sea mucho más fácil. (Jeppesen Sanderson, Inc., 2011).

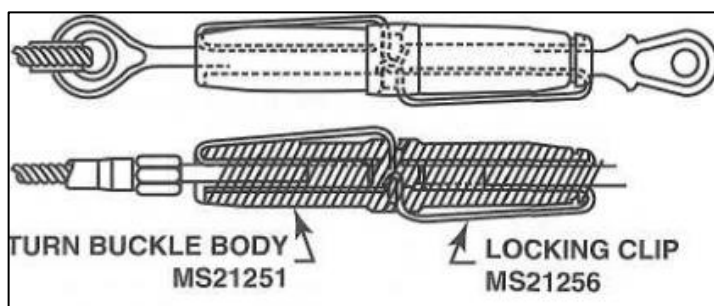


Figura 25 Clips de bloqueo de turnbuckles

Fuente: (Jeppesen Sanderson, Inc., 2011)

2.17 Guías para los cables

2.17.1 Poleas

Las poleas se utilizan para guiar los cables y también para cambiar la dirección del movimiento del cable. Los cojinetes de las poleas están sellados y no necesitan más lubricación que la lubricación realizada en la fábrica.

Los soportes fijados a la estructura del avión es donde se instalan las poleas. Los cotterpin controlan que los cables pasen por las poleas además que protege para evitar atascos o evitar que los cables se deslicen cuando se aflojan debido a las variaciones de temperatura. Las poleas deben examinarse para garantizar una lubricación adecuada, rotación suave y evitar que existan patrones anormales de desgaste. (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012).

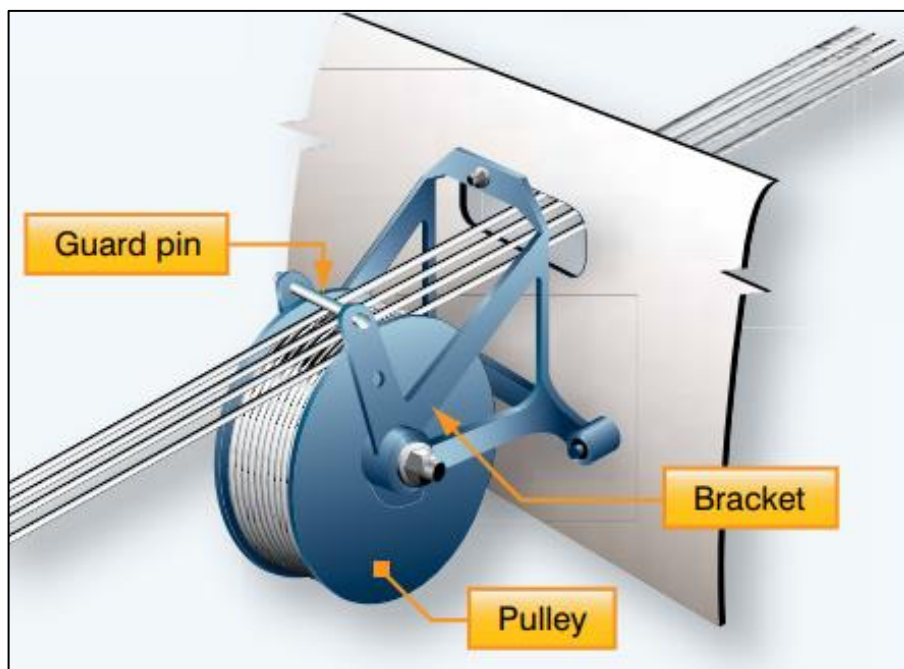


Figura 26 Polea

Fuente: (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012)

2.17.2 Fairleads

Los fairleads pueden estar hechos de un material no metálico como fenólico y metálico de aluminio blando.

Este rodea completamente el cable y se instala a través de orificios ubicados en los mamparos u otras partes metálicas. Tienen como uso de guía de cables en línea recta a través de miembros estructurales de la aeronave. (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012).

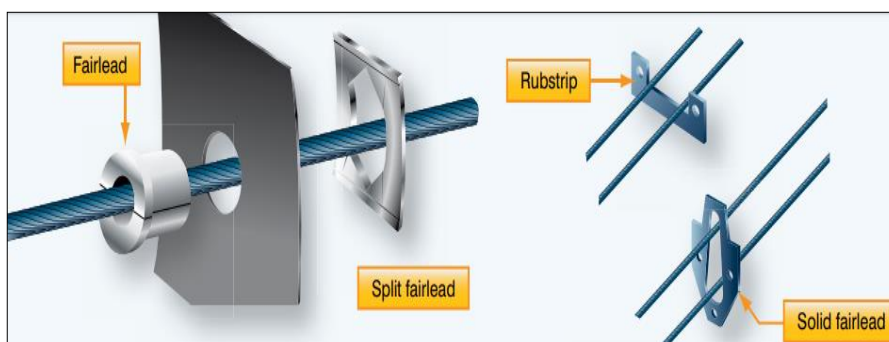


Figura 27 Guías del cable

Fuente: (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012)

2.17.3 Sellos de presión

Se instalan donde los cables se mueven a través de los mamparos de presión. El sello se agarra con fuerza suficiente para evitar la pérdida excesiva de presión de aire pero no lo suficiente como para obstaculizar el movimiento del cable.

Estos deben inspeccionarse regularmente para determinar que los anillos de retención estén en su lugar. Si estos se sueltan pueden deslizarse a lo largo del cable y causar el atasco de una polea. (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012).

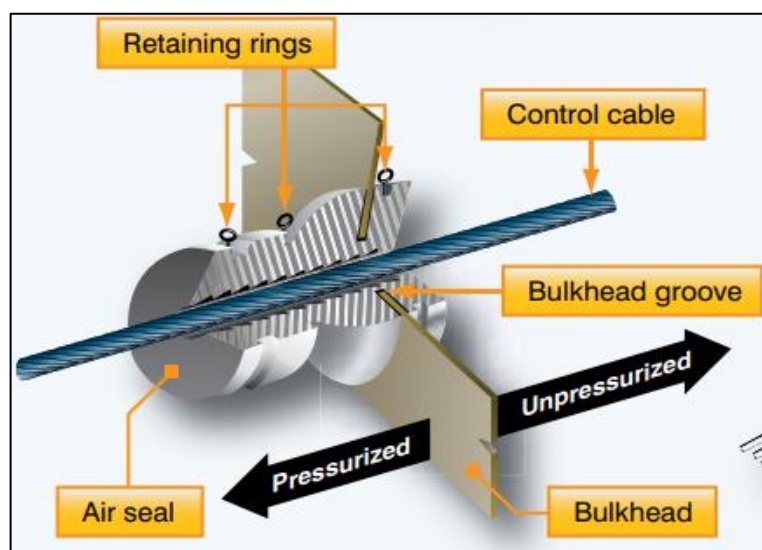


Figura 28 Sellos de presión

Fuente: (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012)

2.18 Varillas de vaivén

Muchas aeronaves y casi todos los helicópteros usan varillas vaivén en lugar de cables de control para los sistemas de control de vuelo. Estas varillas suelen estar hechas de aleación de aluminio con tratamiento térmico sin costura, con extremos de varilla roscados y remachados, los accesorios se atornillan en estos hilos. (Jeppesen Sanderson, Inc., 2011).

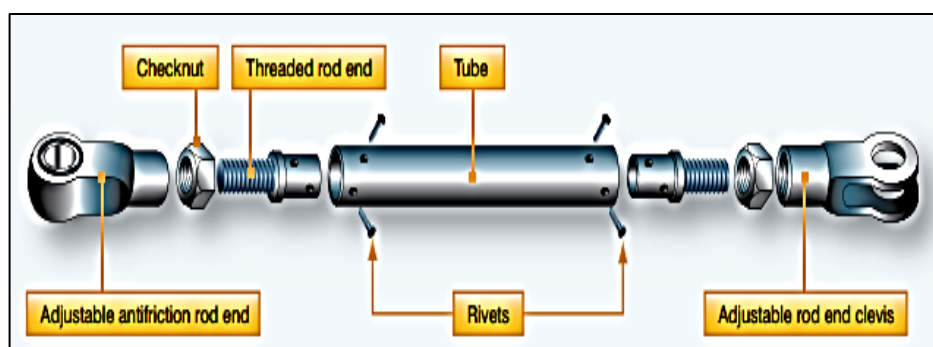


Figura 29 Varilla vaivén

Fuente: (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012)

2.19 Tubos de torsión

Los tubos de torsión se usan para transmitir el movimiento en direcciones opuestas. Los tubos están fabricados de aleación de aluminio tratados térmicamente y son girados por el control de la cabina para bajar o elevar las superficies de control. Este tipo de actuación es la más directa y tiene la menor cantidad de reacción, pero solo se puede usar en instalaciones donde las cargas de aire no son excesivas. (Jeppesen Sanderson, Inc., 2011).

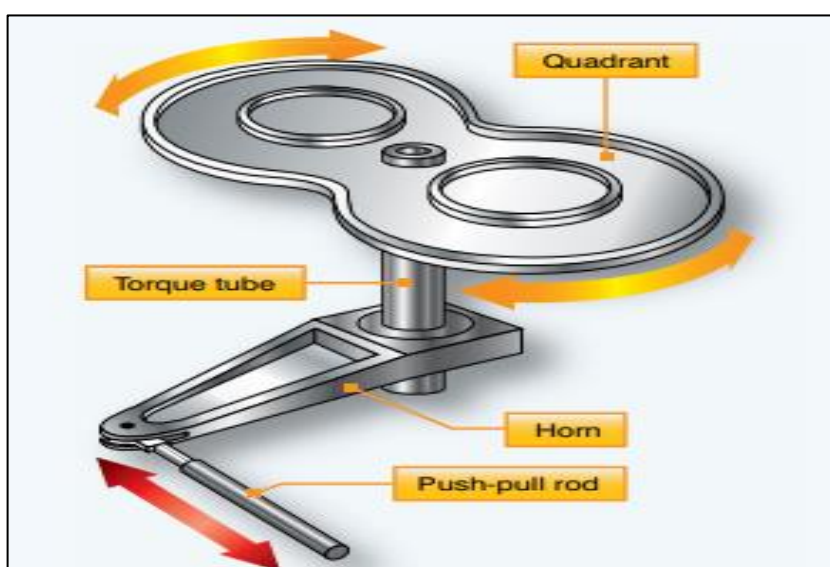


Figura 30 Tubos de torsión

Fuente: (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012)

2.20 Tambores de cables

Los tambores de cables “Cable Drum” se utilizan principalmente en sistemas de aletas de compensación. A medida que el tambor mueve en sentido horario o anti horario, este enrolla o desenrolla cable para accionar la superficie de control. (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012).

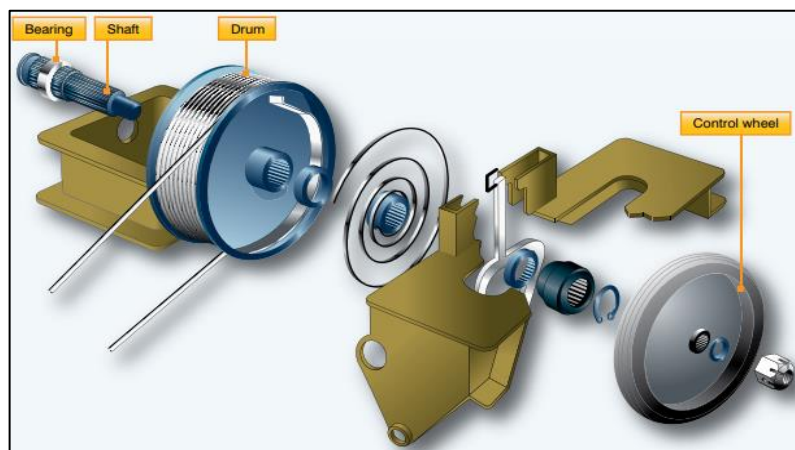


Figura 31 Tambor de cable

Fuente: (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012)

2.21 Tensiómetro

Es un instrumento diseñado para realizar el reglaje de los cables de los controles de vuelo, este instrumento trabaja mediante una fuerza mecánica para ejercer tensión o compresión. Existen instrumentos para cada tamaño de cable los cuales pueden ser usados en condiciones de calor o frío sin afectar la precisión de las lecturas. Puede haber tensiómetros con unidades de medida de Newton (Nw) o libras (Lb).

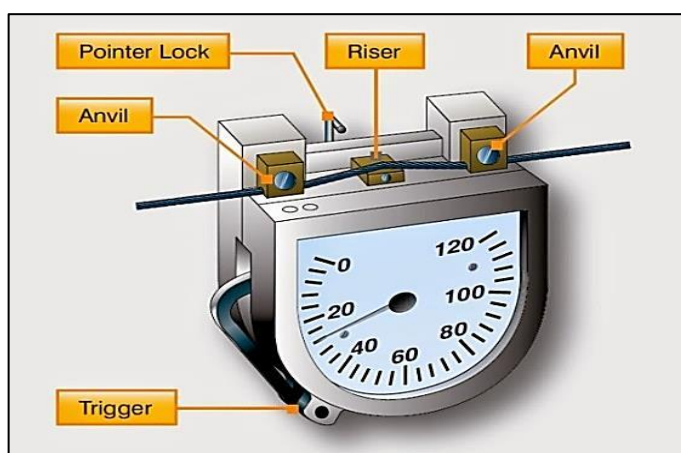


Figura 32 Tensiómetro

Fuente: (United States Department of Transportation, The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe , 2012)

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3.1 Preliminares

Este capítulo contiene toda la información técnica referente al progreso de la inspección y reglaje de los controles de vuelo primarios y secundarios, indicando paso a paso como se realizó el proceso de acuerdo al Service Manual de la aeronave. Tener la aeronave Cessna 150M con matrícula N2919V operativa es de vital importancia en el momento de impartir clases por partes de los docentes.

3.1.1 Procedimientos a seguir antes de realizar la inspección y reglaje

Para empezar a realizar el trabajo debemos asegurarnos de contar con todo el equipo de protección necesario para no tener ningún inconveniente.

Usar la herramienta adecuada para realizar de una manera cómoda y eficiente la inspección y reglaje. Entre las herramientas a usar tenemos llaves (3/8,1/2), copas (3/8,1/2), destornilladores estrella y plano, pinzas, WD-40, guaípe, alambre de freno.

Trabajar en todo momento con los manuales de mantenimiento de la aeronave para que el trabajo sea efectuado de una manera correcta. El desarrollo del trabajo se lo debe hacer bajo la supervisión de personal técnico de mantenimiento autorizado, para que se pueda realizar de la manera correcta mediante el uso de normas de seguridad de aviación.

3.2 Simbología en diagramas de flujo de análisis

Los diagramas de flujo usan formas especiales para representar diferentes tipos de acciones o pasos en un proceso. Las líneas y flechas muestran la secuencia de los pasos y las relaciones entre ellos. Estos son conocidos como símbolos de diagramas de flujo.

El diagrama de flujo ofrece una descripción visual de las actividades implicadas en un proceso. Muestra la relación secuencial entre ellas facilitando la rápida comprensión de cada actividad y su relación con las demás, el flujo de la información y los materiales, las ramas en el proceso, la existencia de bucles repetitivos, el número de pasos del proceso, las operaciones de interdepartamentales facilita también la selección de indicaciones de proceso.






Símbolo	Nombre	Función
	Inicio / Final	Representa el inicio y el final de un proceso
	Línea de Flujo	Indica el orden de la ejecución de las operaciones. La flecha indica la siguiente instrucción.
	Entrada / Salida	Representa la lectura de datos en la entrada y la impresión de datos en la salida
	Proceso	Representa cualquier tipo de operación
	Decisión	Nos permite analizar una situación, con base en los valores verdadero y falso

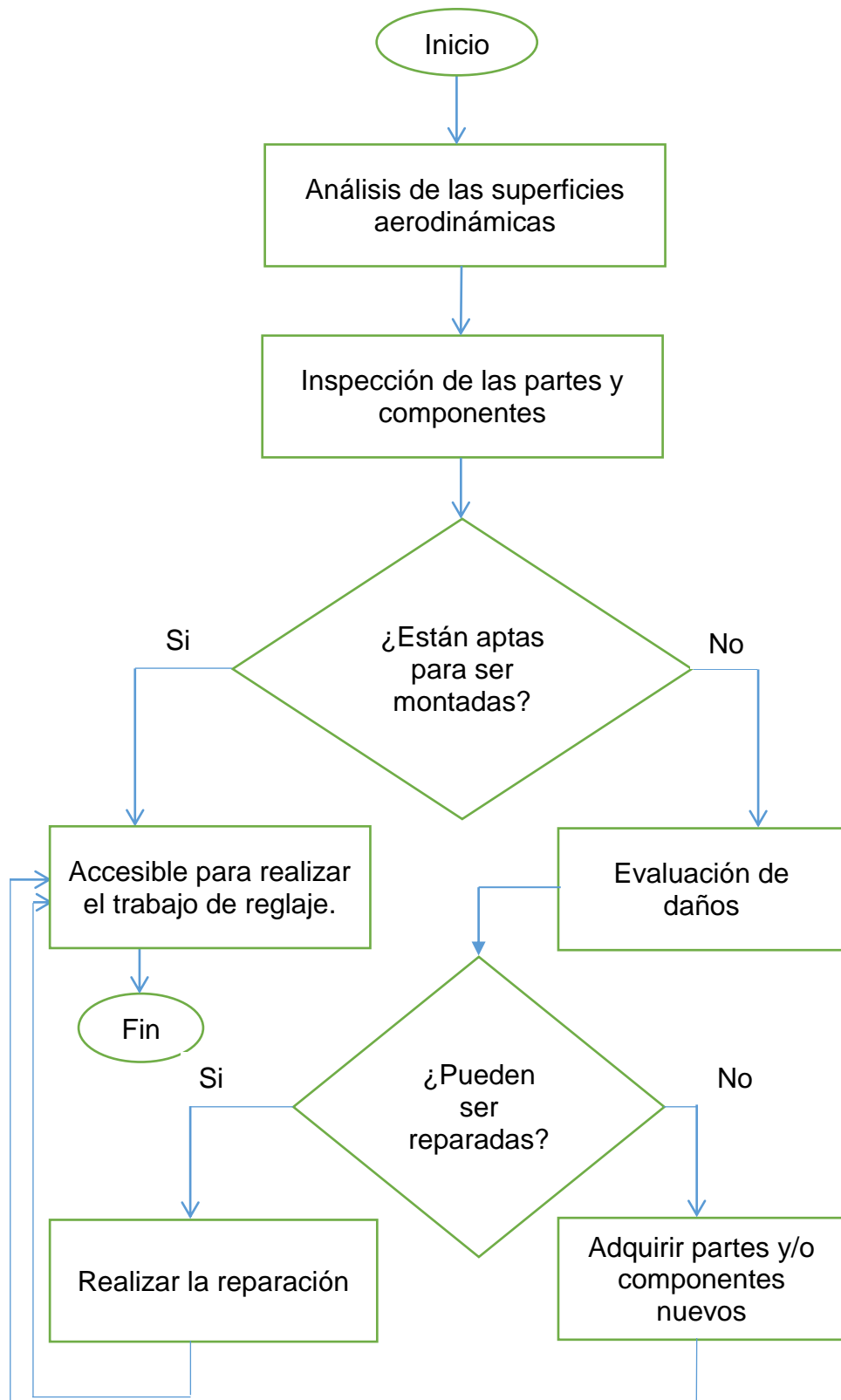
Figura 33 Símbolos de los diagramas de flujo

Fuente: (flujo, 2011)

3.3 Medidas de seguridad

- Utilizar los equipos de protección personal adecuada.
- Trabajar con las herramientas adecuadas para que no exista daños en los componentes.

3.4 Diagrama de flujo de análisis de tema



3.5 Inspección de los cables y demás accesorios de control

Los conjuntos de cables de control están sujetos a una variedad de condiciones ambientales y formas de deterioro que en última instancia pueden ser fáciles de reconocer como rotura de alambres o los tipos de corrosión y / o distorsión no tan fácilmente visibles. Los siguientes datos ayudarán a detectar una condición de cable inservible (Ver Anexo A, Expanded Maintenance, Literal B, Numeral 3).

3.5.1 Procedimiento de inspección

Se realizó la inspección visual de cada cable de control de vuelo a lo largo de toda su longitud en busca de cables rotos, corrosión, deshilachamiento u otros daños. La inspección se realizó visualmente pero también puede ser a través de un espejo, linterna o boroscopio (Ver Anexo A, Expanded Maintenance, Literal B, Numeral 6, Subliteral b).



Figura 34 Inspección visual de los cables

Verificamos visualmente el enrutamiento adecuado a lo largo de toda la longitud del cable. Se aseguró que los cables, las poleas, los sectores de unión y las bellcranks estén libres de la estructura y otros componentes.

Nota: algunos sistemas usan bloques de fricción, es permisible que los cables de control se froten contra estos bloques.



Figura 35 Verificación visual del enrutamiento de los cables

Cada cable de control de vuelo fue inspeccionado físicamente, pasando paño a lo largo de todo el cable. Se prestó especial atención a todas las ubicaciones de poleas, guías, sellos de mamparo y otros lugares donde el cable pueda ser sometido a rozamiento o desgaste.

Nota: En algunos de los casos puede ser necesario de segunda persona para que mueva el sistema de control de vuelo que se está inspeccionando para garantizar que se verifique todo el recorrido del cable en un área afectada.



Figura 36 Inspección del cable con paño y verificando rupturas de cables

Cualquier cable de control de vuelo que se enganche a la tela es debido a cables rotos se debe realizar una prueba para identificar el número y la ubicación de los alambres rotos.

La rotura de cables es la siguiente para todos los sistemas de cable:

Los alambres individuales quebrados son aceptables, siempre que no se rompan más de tres alambres individuales en una longitud determinada de cable de 10 pulg. (0.254 m). Si no se puede determinar el número de alambres rotos individuales, se cumplen los criterios de alambre roto individual.

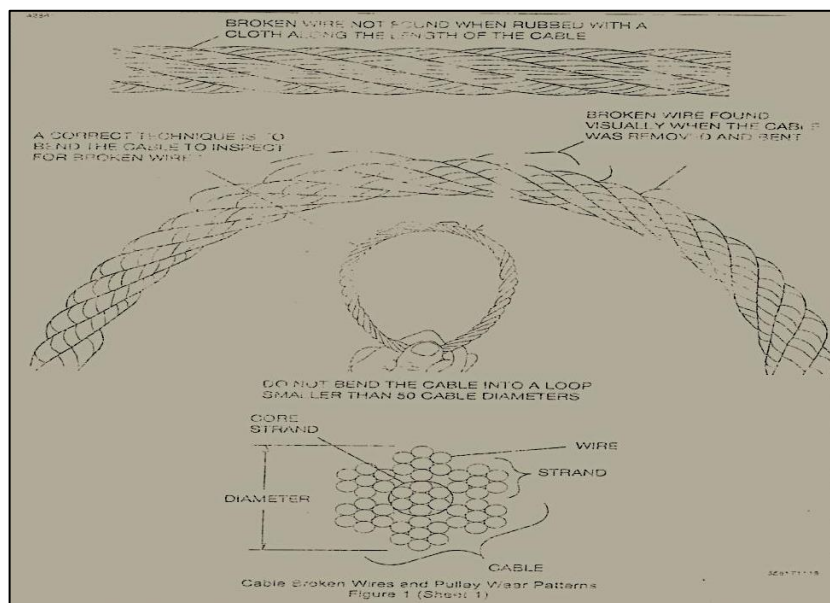


Figura 37 Cuando se reemplaza un cable

Fuente: (Cessna Aircraft Company, 1975)

Se verificó que no se encuentre corrosión que parezca haber penetrado en el interior del cable. Si no se puede determinar la extensión de la corrosión, se debe reemplazar el cable por uno nuevo.



Figura 38 Verificación en busca de que no haya corrosión

Se inspecciona todos los terminales del cable (abrazaderas, tensores, anclas, bolas abombadas, etc.) para la seguridad de la instalación.

Para esta inspección se requiere que todos los turnbuckles estén asegurados. Se pueden también usar cables de seguridad o clips de bloqueo prefabricados.



Figura 39 Inspección de los terminales

3.5.2 Inspección de las poleas

Se realizó la inspección de las poleas en busca de desigualdades, bordes afilados y presencia de material incrustado en las ranuras. Además se examinó los cojinetes de la polea para garantizar una rotación suave, verificar la alineación de la polea (Ver Anexo A, Expanded Maintenance, Literal B, Numeral 4).



Figura 40 Inspección visual de poleas

Se verificó los soportes y las protecciones de la polea en busca de daños, alineación y seguridad. Se pueden detectar varias fallas del sistema de cable analizando las condiciones de la polea. Y además se realizó el cambio de los pernos de todas las poleas.

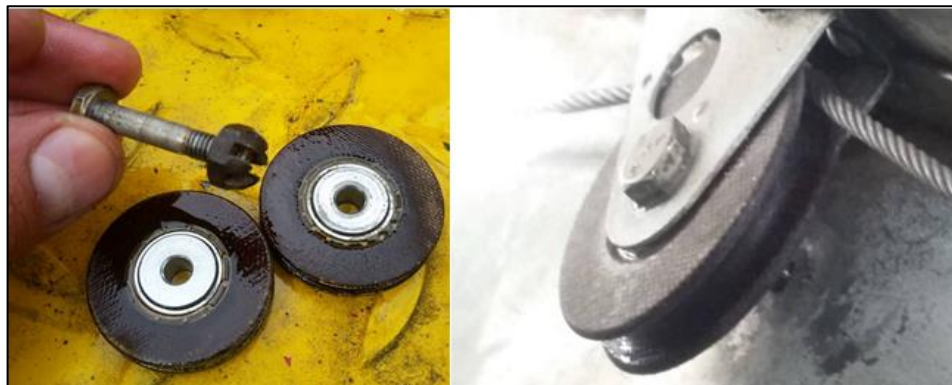


Figura 41 Inspección de soportes y protección de las poleas

En la siguiente figura se podrá ver los patrones de desgaste de la polea; estos incluyen discrepancias tales como demasiada tensión, problemas de rodamiento de la polea de desajuste y desajuste de tamaño entre el cable y la polea.

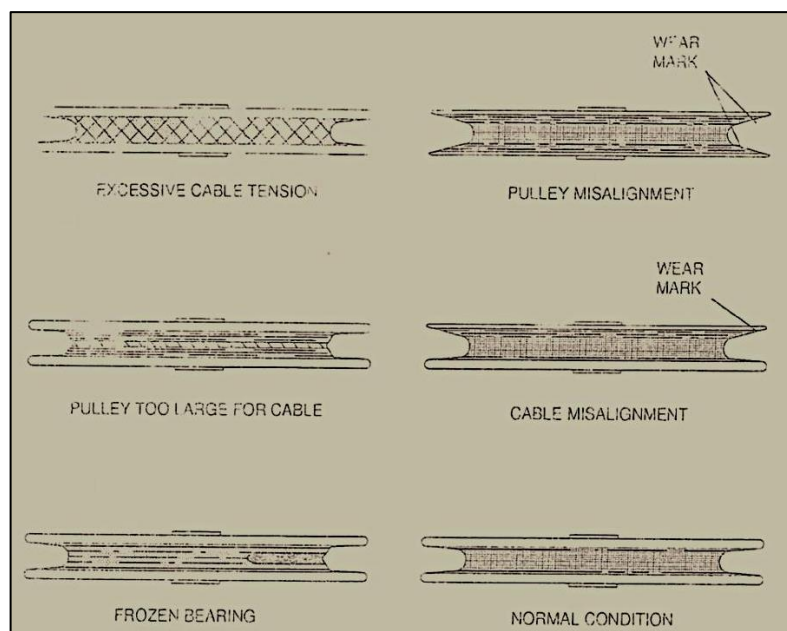


Figura 42 Patrones de desgaste de las poleas

Fuente: (Cessna Aircraft Company, 1975)

Se realizó la limpieza y lubricación de las poleas con WD-40 para luego volver a ensamblarlas.



Figura 43 Lubricación de poleas

3.5.3 Inspección de la orientación de los cables

Se examinó los tendidos de cables en busca de una orientación, guiado y giro incorrectos. Además de verificó que no haya interferencia con la estructura adyacente, el equipo, el cableado y otros controles (Ver Anexo A, Expanded Maintenance, Literal B, Numeral 1).



Figura 44 Verificación del tendido de los cables

Se realizó la verificación del movimiento del cable para asegurarse de que no se atasque y viaje por completo observe los cables por holgura al mover los controles correspondientes.



Figura 45 Verificación de movimiento de los cables

3.6 Reglaje de los controles de vuelo

Para desarrollar este trabajo nos basaremos en el manual de servicio Cessna_Serie_150M_1969-1976_D971-3-13.

3.6.1 Reglaje de los alerones

De acuerdo a la sección 6-15 del manual (Ver Anexo C, Sección 6):

Se colocó el brazo de control “cabrilla” en posición horizontal y se instaló la cadena con una cantidad igual de eslabones.

Se realizó el ajuste de los turnbuckles para eliminar la holgura de la cadena y sincronizar las ruedas de control a nivel de posición neutral.

Nota: Los turnbuckles de la cadena se tensaron a la tensión mínima requerida para eliminar la holgura.



Figura 46 Colocación horizontal de la cabrilla

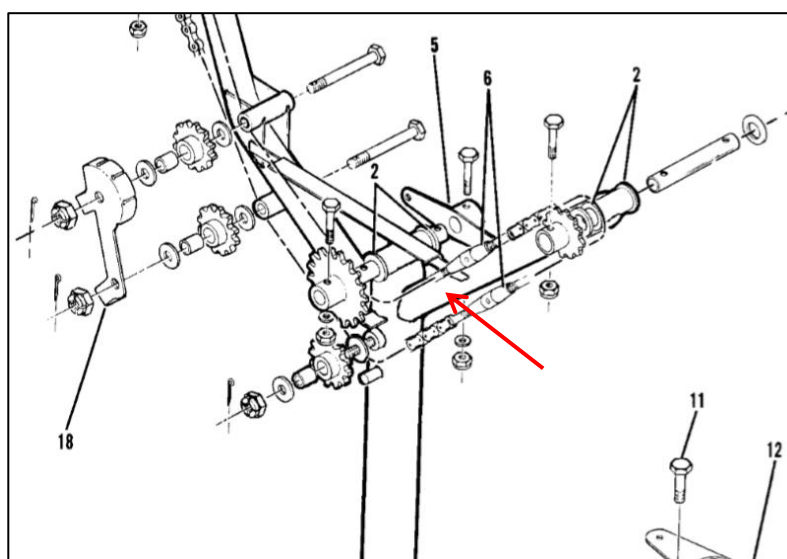


Figura 47 Ajuste del Turnbuckle

Fuente: (Cessna Aircraft Company, 1975)

Ajuste los turnbuckles para que los bujes de parada estén centrados y así el cable de 1/8 pulg. tenga una tensión de 40 (+/-10) libras, también hay que tomar en cuenta la temperatura ambiente en el lugar (Ver en Anexo C, Figura 6-1).



Figura 48 Ajuste de turnbuckles de los alerones



Figura 49 Verificación de la tensión

Se ajustó la varilla vaivén en cada alerón hasta que los alerones queden neutros, como referencia se tomó las puntas de alas “wingtip”.



Figura 50 Alerones alineados a las puntas de alas

Todos los turnbuckles deben estar asegurados con alambre de frenado numero 0.040 pulg.



Figura 51 Entorchado de turnbuckles

Verificamos los alerones para ver el recorrido correcto (Ver Anexo B, Figura1-1), usando el inclinómetro (Ver Anexo C, Figura 6-4).



Figura 52 Verificación de inclinación de los alerones

Se chequeo el correcto movimiento de los alerones moviendo la cabrilla de izquierda a derecha.

3.6.2 Reglaje de los flaps

De acuerdo a la sección 7-16 y la sección 7-19 del Service Manual se realizó el reglaje de los flaps. (Ver Anexo D, Sección 7):

Se llevó a cabo el desmontaje de la tapicería del techo para acceder a los turnbuckles. Para llevar a cabo con el procedimiento se posesionó los flaps arriba. Luego se procedió a aflojar la abrazadera del cable de indicación.



Figura 53 Desmontaje de la tapicería del techo

Se alivió la tensión de los turnbuckles para poder bajar el flap izquierdo después se bajó eléctricamente el flap derecho.

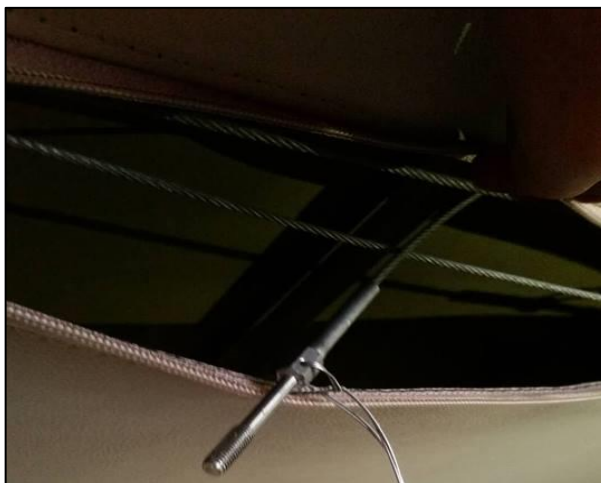


Figura 54 Desajuste de los turnbuckles

Una vez abajo los flaps se procedió a realizar el ajuste de ambas varillas vaivén a 8.83 (+/- 0.12) pulg. entre el centro de los rodamientos finales de las varillas y se apretó la tuerca de bloqueo en el perno. Se conectó las dos varillas de vaivén.



Figura 55 Ajuste de la varilla vaivén

Se levantó los flaps manualmente para conectar los turnbuckles, con los flaps completamente arriba se realizó la tensión del cable 3/32 pulg. hasta obtener 30 (+/-10) libras, sin antes verificar la temperatura en el área (Ver Anexo D, Figura 7-1).

Nota: Asegúrese de que los cables este colocados en las ranuras de las poleas y que los extremos de los cables estén colocados correctamente.



Figura 56 Levantamiento de flaps manualmente

Para verificar la tensión del cable bajamos los flaps aproximadamente 20°. De ser necesario si no está la tensión correcta se realiza el ajuste de los turnbuckles hasta obtener la tensión deseada.



Figura 57 Verificación de la tensión

Después se levantó completamente los flaps y con la ayuda de un inclinómetro ceteado en 0° se procedió a verificar que le recorrido sea según la tabla (Ver Anexo B, Figura 1-1).

Como procedimiento final se entorcho los turnbuckles, se conectó el indicador de posición de flaps y se montó el tapizado del techo.

3.6.3 Reglaje del elevador

De acuerdo a la sección 8-14 del Service Manual menciona (Ver Anexo E, Sección 8):

Se realice el desmontaje de la tapicería del piso, el panel del compartimento de equipaje posterior y las tapas de acceso que se encuentran en el piso para acceder a los turnbuckles.



Figura 58 Desmontaje de la tapicería

Se ubicó el elevador en posición neutral, es cuando están en línea paralela al estabilizador horizontal.



Figura 59 Elevador en posición neutral

Con la temperatura ambiente presente y la tensión de 30 (+/- 10) libras se procede a ajustar los turnbuckles hasta que los cables de 1/8 pulg. tengan la tensión correcta, (Ver Anexo E, Figura 8-1).



Figura 60 Verificación de la tensión

Coloque un inclinómetro en un elevador y se cetea en cero para verificar que el ángulo de recorrido sea el correcto (Ver Anexo B, Figura 1-1). Asegúrese de que el control "Y" (cabrilla) no se encuentre en contacto con el panel de instrumentos en la posición totalmente arriba o choque con el mismo en la posición totalmente abajo.

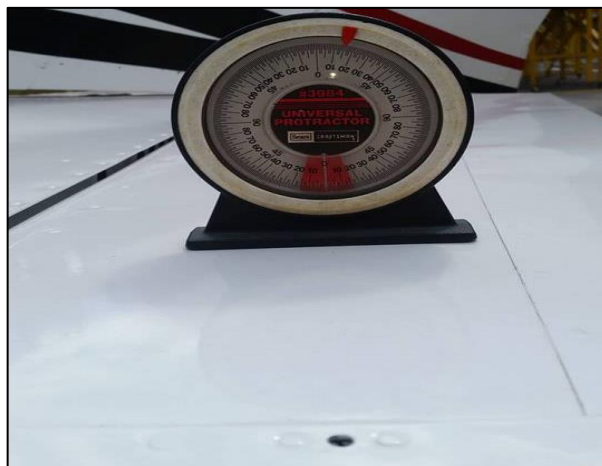


Figura 61 Verificación del ángulo de recorrido

Se procede a entorchar los turnbuckles para que queden asegurados.

3.6.4 Reglaje del trim tab

En el Service Manual sección 9-12 menciona (Ver Anexo F, Sección 9):

Antes de ingresar a la cola, colocar una base de soporte debajo del anillo de amarre de la cola para evitar que la cola se caiga mientras se realiza el procedimiento de reglaje.

Se aflojo los bloques de detención de recorrido en los cables.



Figura 62 Base para evitar golpes en la cola

Se procede a ajustar el turnbuckle del trim tab ubicados en la parte inferior de la cola. Además se comprobó que la tensión del cable de 1/16 pulg. sea de 10 a 20 libras de acuerdo a la temperatura que se encuentre en el área (Ver Anexo F, Figura 9-1).



Figura 63 Ajuste del turnbuckle del trim

Realizamos el ajuste de los bloques y verificamos que ángulo de recorrido este dentro del límite. (Ver Anexo B, Figura 1-1).



Figura 64 Ajuste de bloques

Como procedimiento final realizamos en el entorchado para asegurar la tensión del cable.

3.6.5 Reglaje del rudder

De acuerdo al manual de servicio sección 10-11 se procede al reglaje (Ver Anexo G, Sección 10):

Se realizó el ajuste de los tornillos de tope para conseguir el viaje especificado (Ver Anexo B, Figura 1-1). La distancia del movimiento correcto es desde 6.04 hasta 6.60 pulg. a cada lado (Ver Anexo G, Figura 10-4).



Figura 65 Ajuste de los tornillos de tope

Después se ajustó los cables a las horquillas “clevis” para alinear el rudder con los pedales en posición neutra, de modo que los pedales se encuentren a 6.00 pulg. desde la pared de fuego hasta el vástago de pivoteo del pedal. Esto automáticamente determina la tensión del cable 1/8 pulg. (Ver Anexo G, Sección 10-11, sub sección c).



Figura 66 Ajuste de los cables para alinear el rudder

Se procede al chequeo que la tensión de los cables se encuentre correcta.

3.7 Análisis Económico

3.7.1 Presupuesto

El presupuesto presentado en el anteproyecto era con valores promedio, alrededor de 1500 USD y no eran valores estándares, durante todo el tiempo en el que se desarrolló el proyecto se llegó al valor total que se detalla a continuación.

3.7.2 Análisis de gastos

Para el procedimiento de inspección y reglaje de los controles de vuelo primario y secundario, se detallan a continuación los siguientes costos primarios y secundarios.

3.7.3 Gastos primarios

- Materiales y herramientas

Tabla 2

Gastos primarios

Descripción	Cantidad	Valor Unitario (USD)	Valor Total (USD)
Alquiler de tensiómetro	1	100	100
Alquiler del inclinómetro	1	100	100
Cable de entorchar	1	15	15
Lubricante para cables WD – 40	2	8	16
Transporte de la aeronave	N/A	N/A	500
TOTAL			732

3.7.4 Gastos secundarios

- Trámite de solicitudes de titulación
- Elaboración del texto
- Varios

Tabla 3

Gastos secundarios

N°	Detalle	Valor total (USD)
1	Trámites de solicitudes de graduación	15
2	Elaboración de textos	135
3	Varios (Transporte, alimentación)	350
	TOTAL	500

3.7.5 Gasto total del proyecto de titulación

Tabla 4

Gasto total del proyecto

N°	Detalle	Valor total (USD)
1	Gastos primarios	732
2	Gastos secundarios	500
	TOTAL	1232

- **NOTA:** Como se puede observar en las tablas de gastos, el valor total del proyecto disminuyo por un pequeño margen al valor presentado en el anteproyecto.

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones

- De acuerdo a la información técnica de los controles de vuelo del avión Cessna 150M se llevó a cabo la inspección y reglaje de los controles de vuelo primario y secundario según la redacción detallada en la misma.
- Se verifico la operación de los controles primarios y secundarios con la implementación de herramientas y equipos especiales con el fin de garantizar el funcionamiento correcto.
- Se realizó el reglaje de los componentes anteriormente mencionados basándonos en la información técnica adquirida en los manuales correspondientes de la aeronave Cessna 150M

4.2 Recomendaciones

- Para llevar a cabo este tipo de inspecciones se debe tomar en cuenta la información técnica redactada en los manuales propios de la aeronave y se puede utilizar como información de apoyo las diferentes publicaciones de la AAC (Autoridad Aeronáutica Civil), con la finalidad de garantizar el trabajo realizado en la aeronave.
- Es indispensable contar con la herramienta, equipo necesario para facilitar y realizar mantenimientos correctos para evitar algún tipo de anomalías durante el desarrollo del trabajo.
- Siempre realizar inspecciones minuciosas tomando en cuenta todos los detalles del trabajo realizado debido a que en el mundo de la aviación el más mínimo error puede ser el causante de un accidente e incidente.

GLOSARIO

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.

Aeronave Grande: Aeronave con más de 5,700 kg. (12,500 libras), peso máximo certificado para despegue.

Aeronave Pequeña: Significa una aeronave de peso de despegue máximo certificado hasta 12,500 lb. (5,700 Kg.).

Avión (Aeroplano): Aerodino propulsado por motor que debe su sustentación en vuelo principalmente a reacciones aerodinámicas ejercidas sobre superficies que permanece.

Aeronavegabilidad: Aptitud técnica y legal que deberá tener una aeronave para volar en condiciones de operación segura, de tal manera que: cumpla con su certificado tipo.

Aviación general: Operaciones de Aviación civil que no sean los servicios aéreos regulares, ni operaciones no regulares de transporte aéreo por remuneración o arrendamiento.

Alerones: en el campo de la aeronáutica, son unas superficies de mando y control que se encuentran en los extremos de las alas de los aviones y su misión es llevar a cabo los virajes del avión a ambos lados a través de un movimiento de alabeo.

Autoridad Aeronáutica: Para todos los efectos del cumplimiento de estas Regulaciones, es la Dirección General de Aviación Civil (DGAC.)

Cola o empenaje: a la parte posterior de un avión donde suelen estar situados el estabilizador vertical y estabilizador horizontal.

Estabilizadores: son elementos, generalmente ubicados en la parte trasera del avión, que aseguran la estabilidad y el confort del vuelo, permitiendo además el control.

Extrados: Parte superior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida. En esta zona se forman bajas presiones.

Habilitación: Autorización inscrita en una licencia o asociada con ella, y de la cual forma parte, en la que se especifican condiciones especiales, atribuciones o restricciones referentes a dicha licencia.

Intrados: Parte inferior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida. En esta zona se forman sobrepresiones.

Reparación: Restitución a las condiciones iniciales de una aeronave o producto según su Certificado Tipo.

ABREVIATURAS

- **MS:** Military Standard.
- **AN:** Army Navy.
- **TSO-C21:** Technical Standard Order (Montaje de los turnbuckles especiales en una aeronave y/o Dispositivos de seguridad para turnbuckles).
- **PCU:** Power Control Unit.
- **ACE:** Actuator Control Electronics.
- **PFC:** Primary Flight Control.
- **AOA:** Angle of Attack.
- **FAA:** Federal Aviation Administration.
- **PMA:** Parts Manufacturing Approval.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Cessna Aircraft Company. (1975). 150 Series - Control Cable Expanded Maintenance. En C. A. Company, Elevator control system (págs. 1-6). Wichita, Kansas.
- Ecured. (15 de Febrero de 2011). Conocimiento con todos y para todos. Recuperado el 29 de Junio de 2018, de Conocimiento con todos y para todos - Cessna 150: https://www.ecured.cu/Cessna_150
- flujo, C. d. (25 de Febrero de 2011). Concepto de diagrama de flujo. Recuperado el 23 de Octubre de 2018, de Concepto de diagrama de flujo: <https://concepto.de/diagrama-de-flujo/>
- Isik, y. (28 de 2 de 2009). Arinc 629 Data Bus Standrat on Aircrafts. Recuperado el 13 de 5 de 2018, de anadolu university: <https://pdfs.semanticscholar.org/84c1/c4d2e6a975446585d88cb7e0455b112df584.pdf>
- Jeppesen Sanderson, Inc. (3 de Febrero de 2011). Aircraft Structural Assembly and Rigging. Recuperado el 11 de Mayo de 2018, de Scribd: <https://es.scribd.com/document/325420132/199571890-CHAPTER-1-Aircraft-Structural-Assembly-and-Rigging-JEPPESEN-a-P-Airframe>
- Kroes, M. J., Watkins, W. A., & Delp, F. (1996). Aircraft Maintenance & Repair. Westerville, OH 43081: Imprint 1996.
- Oñate, A. E. (1996). Conocimientos del Avion - Sexta Edicion. Mangallares, 25; 28015 Madrid España: Clara M.^a de la Fuente Rojo.
- United States Department of Transportation, F. A. (12 de Julio de 2012). The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe (FAA-H-8083-31). Recuperado el 10 de Mayo de 2018, de The Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe (FAA-H-8083-31):

https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_airframe_handbook/media/ama_ch02.pdf

United States Department of Transportation, F. A. (17 de junio de 2016). Pilot`s Handbook of Aeronautical knowledge, FAA-H-8083-25B. Recuperado el 11 de Mayo de 2018, de Pilot`s Handbook of Aeronautical knowledge, FAA-H-8083-25B: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak/media/pilot_handbook.pdf

United States Department of Transportation, F. A. (8 de Septiembre de 1998). Aircraft inspection, repair & Alterations - Acceptable Methods, Techniques & Practices. Recuperado el 25 de Febrero de 2018, de AC43.13-1B2B-PD: https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_43.13-1B_w-chg1.pdf

ANEXOS

ÍNDICE DE ANEXOS

- ANEXO A:** MANUAL DE SERVICIO CESSNA 150M_1969-1976_INSPECCION 2A-20-01. Section B, Subsection 3 Inspection of control cable (EXPANDED MAINTENANCE).
- ANEXO B:** MANUAL DE SERVICIO CESSNA 150M_1969-1976_D971-3-13. SECCIÓN 1-1 (AIRCRAFT SPECIFICATIONS).
- ANEXO C:** MANUAL DE SERVICIO CESSNA 150M_1969-1976_D971-3-13.rigging SECCIÓN 6 (AILERON CONTROL SYSTEM).
- ANEXO D:** MANUAL DE SERVICIO CESSNA 150M_1969-1976_D971-3-13.rigging SECCIÓN 7 (WING FLAP CONTROL SYSTEM).
- ANEXO E:** MANUAL DE SERVICIO CESSNA 150M_1969-1976_D971-3-13.rigging SECCIÓN 8 (ELEVATOR CONTROL SYSTEM).
- ANEXO F:** MANUAL DE SERVICIO CESSNA 150M_1969-1976_D971-3-13.rigging SECCIÓN 9 (ELEVATOR TRIM CONTROL SYSTEM).
- ANEXO G:** MANUAL DE SERVICIO CESSNA 150M_1969-1976_D971-3-13.rigging SECCIÓN 10 (RUDDER CONTROL SYSTEM).

ANEXO A

MANUAL DE SERVICIO CESSNA 150M_1969-1976_INSPECCION 2A-20-01. Section B, Subsection 3 Inspection of control cable (EXPANDED MAINTENANCE).

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
SERVICE MANUAL

EXPANDED MAINTENANCE

1. Control Cables

A. The chromium nickel steel wire is helically twisted into strands and the strands laid about other strands forming the flexible steel cable. The diameter of the cable is determined by the number of wires and the number of strands in the cable.

(1) Construction of Cables

(a) Cable diameter, 1/32 inch, 3 by 7 construction - Cable of this construction shall consist of three strands of seven wires each. There shall be no core in this construction. The cable shall have a length of lay of not more than eight times nor less than five times the nominal cable diameter.

(b) Cable diameter, 1/16 inch and 3/32 inch, 7 by 7 construction - Cable of this construction shall consist of six strands of seven wires each, laid around a core strand of seven wires. The cable shall have a length of lay of not more than eight times nor less than six times the nominal cable diameter.

(c) Cable diameter, 1/8 inch through 3/8 inch, 7 by 19 construction - Cable of this construction shall consist of six strands laid around a core strand. The wire composing the seven individual strands shall be laid around a central wire in two layers. The single core strand shall consist of a layer of 6 wires laid around the central wire in a right direction and a layer of 12 wires laid around the 7 wire strand in a right direction. The 6 outer strands of the cable shall consist of a layer of 6 wires laid around the central wire in a left direction and a layer of 12 wires laid around the 7 wire strand in a left direction.

(d) Lubrication - A pressure type friction preventative compound having noncorrosive properties, is applied during construction as follows:

- Friction preventative compound is continuously applied to each wire as it is formed into a strand so that each wire is completely coated.
- Friction preventative compound is continuously applied to each strand as it is formed into a cable so that each strand is completely coated.

(e) Definitions - The following definitions pertain to flexible steel cable.

- Wire - Each individual cylindrical steel rod or thread shall be designated as a wire.
- Strand - Each group of wires helically twisted or laid together shall be designated as a strand.
- Cable - A group of strands helically twisted or laid about a central core shall be designated as a cable. The strands and the core shall act as a unit.
- Diameter - The diameter of cable is the diameter of the circumscribing circle.
- Wire Center - The center of all strands shall be an individual wire and shall be designated as a wire center.
- Strand Core - A strand core shall consist of a single straight strand made of preformed wires, similar to the other strands comprising the cable in arrangement and number of wires.
- Preformed Type - Cable consisting of wires and strands shaped, prior to fabrication of the cable, to conform to the form or curvature which they take in the finished cable, shall be designated as preformed types.
- Lay or Twist - The helical form taken by the wires in the strand and by the strands in the cable is characterized as the lay or twist of the strand or cable respectively. In a right lay, the wires or strands are in the same direction as the thread on a right screw and for a left lay, they are in the opposite direction.
- Pitch (or length of lay) - The distances, parallel to the axis of the strand or cable, in which a wire or strand makes one complete turn about the axis, is designated as the pitch (or length of lay) of the strand or cable respectively.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
 MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
 SERVICE MANUAL

B. Inspection of Cable System

NOTE: For tools and equipment used in checking and rigging, refer to the appropriate sections of the Model 150 Service Manual.

- (1) Routing
 - (a) Examine cable runs for incorrect routing, fraying and twisting. Look for interference with adjacent structure, equipment, wiring, plumbing and other controls.
 - (b) Check cable movement for binding and full travel. Observe cables for slack when moving the corresponding controls.
- (2) Cable Fittings
 - (a) Check swaged fitting reference marks for an indication of cable slippage within the fitting. Inspect the fitting for distortion, cracks and broken wires at the fitting.
 - (b) Check turnbuckles for proper thread exposure. Also, check turnbuckle locking clip or safety wire.
- (3) Inspection of Control Cables
 - (a) The control cable assemblies are subjected to a variety of environmental conditions and forms of deterioration that ultimately may be easy to recognize as wire/strand breakage or the not-so-readily visible types of corrosion and/or distortion. The following data will aid in detecting an unserviceable cable condition:
 - (b) Broken Wire
 - 1 Examine cables for broken wires by passing a cloth along the length of the cable. This will detect broken wires, if the cloth snags on the cable. Critical areas for wire breakage are those sections of the cable which pass through fairleads, across rub blocks and around pulleys. If no snags are found, then no further inspection is required. If snags are found or broken wires are suspected, then a more detailed inspection is necessary, which requires that the cable be bent in a loop to confirm the broken wires. Refer to Figure 1 for an example. Loosen or remove the cable to allow it to be bent in a loop as shown. Refer to Table 1 for bend diameter criteria. While rotating cable, inspect the bent area for broken wires.

Table 1. Loop and Coil Diameter Criteria

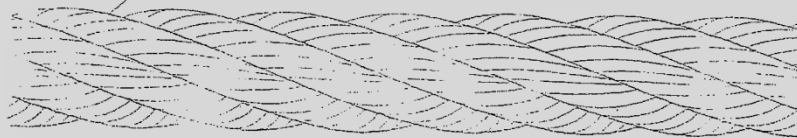
Cable Diameter	Smallest Allowable Loop Diameter (Loop Test)	Smallest Allowable Inside Diameter of Coil (Cable Storage)
1/32 Inch	1.6 Inch	4.7 Inch
1/16 Inch	3.2 Inch	9.4 inch
3/32 Inch	4.7 Inch	14.1 Inch
1/8 Inch	6.3 Inch	18.8 Inch
5/32 Inch	7.9 Inch	23.5 Inch
3/16 Inch	9.4 Inch	28.2 Inch

- 2 Wire breakage criteria for the cables in the flap, aileron, rudder and elevator systems are as follows:
 - a Individual broken wires are acceptable in primary and secondary control cables at random locations when there are no more than three broken wires in any given 10-inch (0.254 m) cable length.
- 3 Corrosion
 - a Carefully examine any cable for corrosion that has a broken wire in a section not in contact with wear producing airframe components, such as pulleys, fairleads, rub blocks etc. It may be necessary to remove and bend the cable to properly inspect it for internal strand corrosion, as this condition is usually not evident

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
SERVICE MANUAL

A234

BROKEN WIRE NOT FOUND WHEN RUBBED WITH A CLOTH ALONG THE LENGTH OF THE CABLE

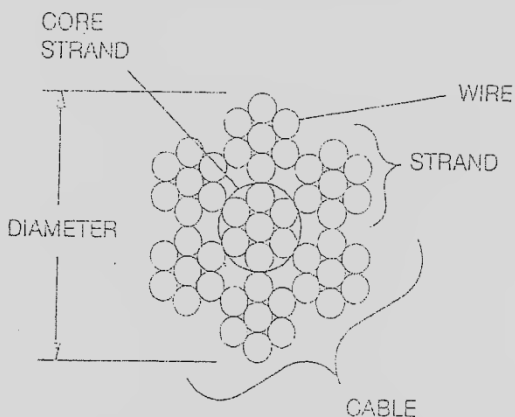


A CORRECT TECHNIQUE IS TO BEND THE CABLE TO INSPECT FOR BROKEN WIRES

BROKEN WIRE FOUND VISUALLY WHEN THE CABLE WAS REMOVED AND BENT



DO NOT BEND THE CABLE INTO A LOOP SMALLER THAN 50 CABLE DIAMETERS



558171-13

Cable Broken Wires and Pulley Wear Patterns
Figure 1 (Sheet 1)

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1976)
SERVICE MANUAL

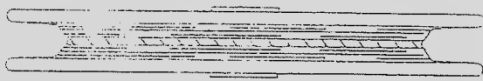
A2957



EXCESSIVE CABLE TENSION



PULLEY MISALIGNMENT



PULLEY TOO LARGE FOR CABLE



CABLE MISALIGNMENT



FROZEN BEARING



NORMAL CONDITION

5561T (1/15)

Cable Broken Wires and Pulley Wear Patterns
Figure 1 (Sheet 2)

CESNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 150 SERIES (1969 - 1975)
SERVICE MANUAL

on the outer surface of the cable. Replace cable if internal corrosion is found. For description of control cable corrosion, refer to Section 2A-30-01, paragraph 4(C), Steel Control Cables.

- b Areas conducive to cable corrosion are below the refreshment center, in the wheel well and in the tailcone. Also, if a cable has been wiped clean of its corrosion preventative lubricant and metal-brightened, the cable must be examined closely for corrosion.

(4) Pulleys

(a) Inspection of Pulleys

- 1 Inspect pulleys for roughness, sharp edges and presence of foreign material embedded in the grooves. Examine pulley bushings or bearings to ensure smooth rotation, freedom from flat spots and foreign material.
- 2 Periodically rotate pulleys, which turn through a small arc, to provide a new bearing surface for the cable.
- 3 Check pulley alignment. Check pulley brackets and guards for damage, alignment and security. Various failures of the cable system may be detected by analyzing pulley conditions. Refer to Figure 1 for pulley wear patterns; these include such discrepancies as too much tension, misalignment, pulley bearing problems and size mismatch between cable and pulley.

(5) Cable Storage

- (a) Cable assemblies shall be stored straight or in a coil. When stored in coil form, the coil inside diameter shall not be less than 150 times the cable diameter or bent in a radius of not less than 75 times the cable diameter. Refer to Table 1 for coil diameter criteria. Coils shall not be flattened, twisted or folded during storage. Storage requirements shall apply until the cable is installed in its normal position in the airplane. If only a part of the cable is installed in an assembly, cable storage requirements apply to the uninstalled portion of the cable.

(6) Flight Control Cable Inspection

(a) General Information

WARNING: If the flight control cable system(s) are removed, disconnected or cable section(s) are replaced, make sure that all rigging, travel checks, cable tensions and control surface checks are done in accordance with the procedures in the appropriate section for the affected flight control system.

NOTE: Flight control cable inspections are normally performed without removing or disconnecting any part of the flight control system. However, it may be necessary to derig or remove the cable to get access to the entire cable.

(b) Cable Inspection Procedure

- 1 Each flight control cable must be visually inspected along its entire length for evidence of broken wires, corrosion, fraying or other damage. Visual inspection may be via direct sight, mirror and flashlight or borescope.
- 2 Visually check for proper routing along entire length of cable. Make sure that cables, pulleys, attaching sectors and bell cranks are free and clear of structure and other components.

NOTE: Some systems use rub blocks, it is permissible for control cables to rub against these blocks.

CESSNA 440 SERIES (1969 - 1976)
SERVICE MANUAL

- 3 Each flight control cable will be physically inspected, by passing a cloth along the entire cable. Pay particular attention at all pulley, fairlead, bulkhead seal locations and other locations where the cable may be subject to chafing or wear.

NOTE: It may be necessary to have a second person move the flight control system being inspected to ensure that the entire cable run in an affected area is checked.

- 4 Any flight control cable which snags the cloth due to broken wires is to be slackened (if not previously slackened) and a loop test performed to identify number and location of individual broken wires (refer to Inspection of Control Cable). Wire breakage criteria is as follows for all cable systems:
- a Individual broken wires are acceptable in any cable provided that no more than three individual wires are broken in any given ten-inch (0.254 m) cable length. If number of individual broken wires cannot be determined, cable is to be rejected. Any amount of cable or wire wear is acceptable, provided the individual broken wire criteria is met.
 - b Reject any cable if corrosion is found which appears to have penetrated into interior of cable. If extent of corrosion cannot be determined, cable is to be rejected.
- 5 Inspect all cable termination fittings (clevises, turnbuckles, anchors, swagged balls etc.) for security of installation, proper hardware and evidence of damage.
- a All turnbuckles are required to be secured. Safety wire or prefabricated clips are acceptable.
- 6 Inspect cable pulleys
- a Inspect all pulleys for security of installation, evidence of damage and freedom of rotation.
 - b Pulleys which do not rotate with normal cable movement due to internal bearing failure are to be rejected.
 - c Pulleys with grooving etc., due to normal in-service use, are deemed serviceable, as long as overall function is not impaired.
- 7 Restore cable system as required following cable teardown (if performed).
- a Tension tasks and other tasks specific to individual systems are described under applicable individual tasks.
 - b Any flight control cable system which has been torn down requires a flight control rigging check prior to release of airplane for flight.

ANEXO B

MANUAL DE SERVICIO CESSNA 150M_1969-1976_D971-3-13. SECCIÓN

1-1 (AIRCRAFT SPECIFICATIONS).

GROSS WEIGHT	1600 lb	
FUEL CAPACITY		
Standard Wing (Total)	26 gal.	
Standard Wing (Usable)	22.5 gal.	
Long-Range Wing (Total)	38 gal.	
Long-Range Wing (Usable)	35 gal.	
OIL CAPACITY		
Without External Filter	6 qt	
With External Filter	7 qt	
ENGINE MODEL (Refer to Section 11 for Engine Data)	CONTINENTAL O-200 Series	
PROPELLER (Fixed Pitch)	69" McCAULEY	
MAIN WHEEL TIRES		
Pressure	6.00 x 6, 4-Ply Rating	
Pressure	21 psi	
NOSE WHEEL TIRE (Standard)		
Pressure	5.00 x 5, 4-Ply Rating	
Pressure	30 psi	
NOSE WHEEL TIRE (Optional)		
Pressure	15 x 6.00 x 6, 4-Ply Rating	
Pressure	35 psi	
NOSE GEAR STRUT PRESSURE (Strut Extended)		
Pressure	20 psi	
WHEEL ALIGNMENT (Flat Spring Struts)		
Camber	4° to 6°	
Toe-In	0" to .06"	
WHEEL ALIGNMENT (Tubular Gear)		
Camber	3° to 5°	TUBULAR GEAR
Toe-In00" to +.16"	NON-ADJUSTABLE
AILERON TRAVEL		
Up	20°, +2° -0°	
Down	14°, +2° -0°	
WING FLAP TRAVEL		
Travel	0° to 40° ±2°	
RUDDER TRAVEL (Measured parallel to water line)		
Right	20° 30', +0° -2°	
Left	20° 30', +0° -2°	
RUDDER TRAVEL (Measured perpendicular to hinge line)		
Right	23°, +0° -2°	
Left	23°, +0° -2°	
ELEVATOR TRAVEL		
Up (Thru 1974)	25° ±1°	
Up (Beginning with 1975)	23°, +1° -0°	
Down	15° ±1°	
ELEVATOR TRIM TAB TRAVEL		
Up	10° ±1°	
Down	20° ±1°	
PRINCIPAL DIMENSIONS		
Wing Span (Conventional Wing Tip)	32' 8-1/2"	
Wing Span (Conical-Camber Wing Tip)	33' 2"	(Add 2" for optional
Length (With Large Spinner) (Thru 1970)	23' 9"	strobe lights)
Length (With Small Spinner) (Thru 1970)	23' 0"	
Length (With Large Spinner) (Beginning with 1971)	23' 8-1/2"	
Length (With Small Spinner) (Beginning with 1971)	23' 0"	
Fin Height (Maximum with Nose Gear Depressed and		
Flashing Beacon Installed on Fin (Thru 1974)	8' 0"	
Fin Height (Maximum with Nose Gear Depressed and		
Flashing Beacon Installed on Fin) (Beginning with 1975)	8' 6"	
Track Width (Thru 1970)	6' 6-1/2"	
Track Width (Beginning with 1971)	7' 7-1/4"	
Tail Span	10' 0"	
BATTERY LOCATION	Firewall	

Figure 1-1. Aircraft Specifications

ANEXO C

MANUAL DE SERVICIO CESSNA 150M_1969-1976_D971-3-13.rigging

SECCIÓN 6 (AILERON CONTROL SYSTEM)

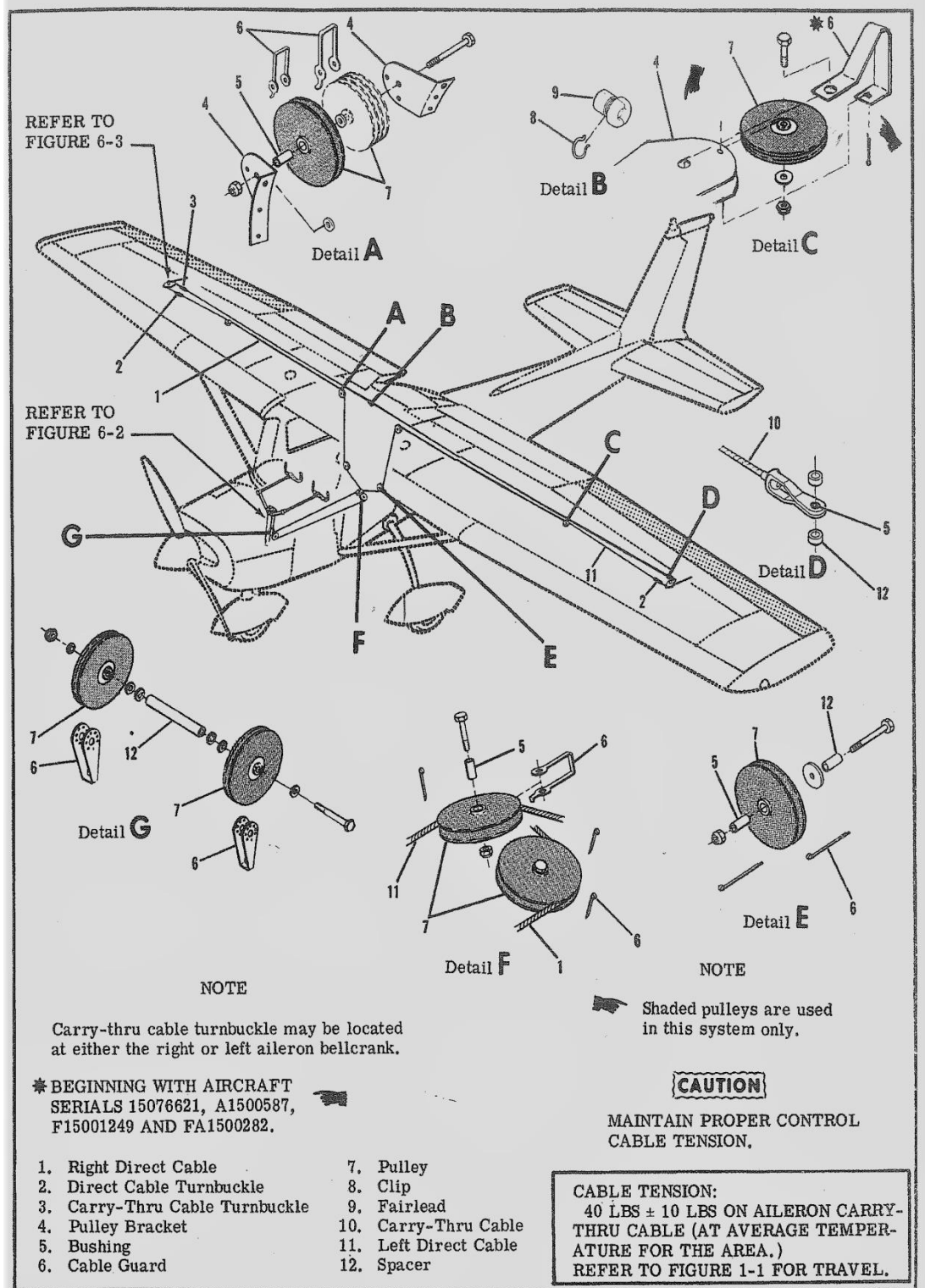


Figure 6-1. Aileron Control System

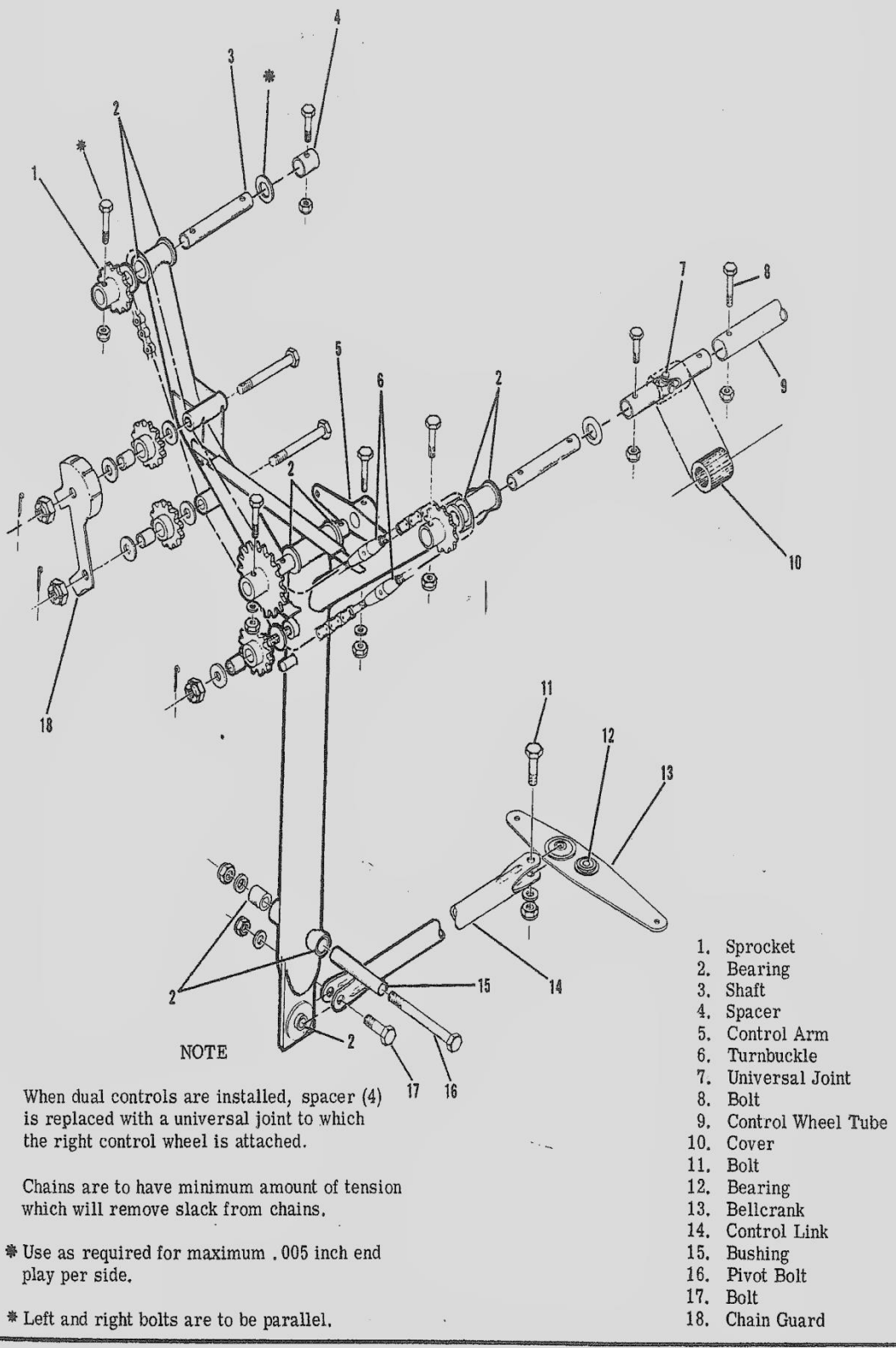


Figure 6-2. Control "Y" Installation

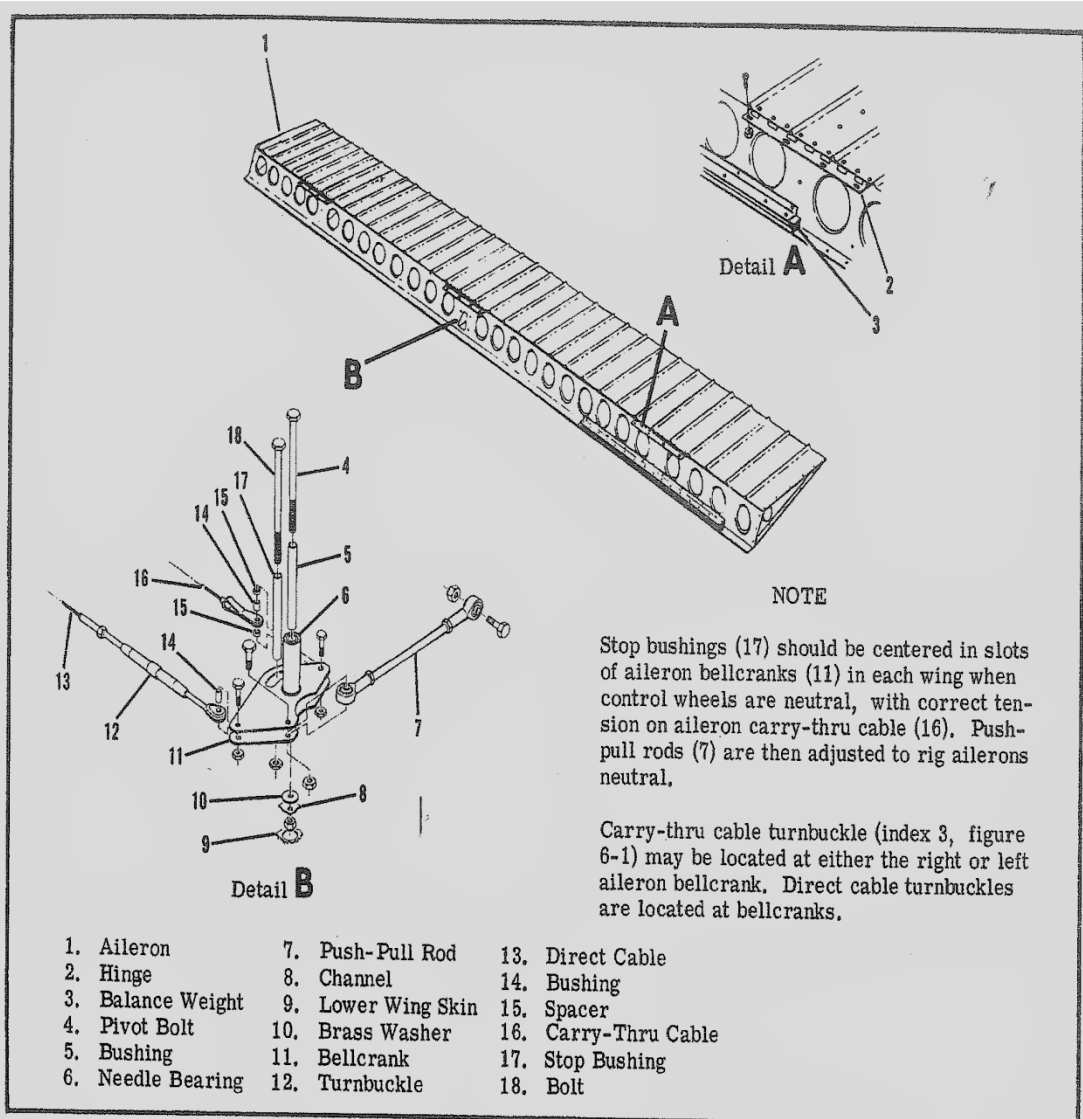


Figure 6-3. Aileron and Bellcrank Installation

i. Check and/or rig elevator control system in accordance with applicable paragraph in Section 8.

6-7. AILERON BELLCRANK. (Refer to figure 6-3.)

6-8. REMOVAL.

- a. Remove access plate inboard of each bellcrank on underside of wing.
- b. Relieve control cable tension by loosening turnbuckle barrel (index 3, figure 6-1).
- c. Disconnect control cables from bellcrank. Retain all spacers (15).
- d. Disconnect aileron push-pull rod (7) at bellcrank.
- e. Remove nut, washer and bolt securing bellcrank stop bushing (17) and bellcrank (11) to wing structure.
- f. Remove bellcrank through access opening, using care bushing (5) is not dropped from bellcrank.

NOTE

Brass washers (10) may be used as shims between lower end of bellcrank and wing channel (8). Retain these shims. Tape open ends of bellcrank to prevent dust and dirt from entering bellcrank needle bearings (6).

6-9. INSTALLATION.

- a. Place bushing (5) and stop-bushing (17) in bellcrank and position bellcrank in wing.
- b. Install brass washers (10) between lower end of bellcrank and wing channel (8) to shim out excess clearance.
- c. Install bellcrank pivot bolt (4), washers and nut.
- d. Position bellcrank stop-bushing (17) and install attaching bolt (18), washers and nut.

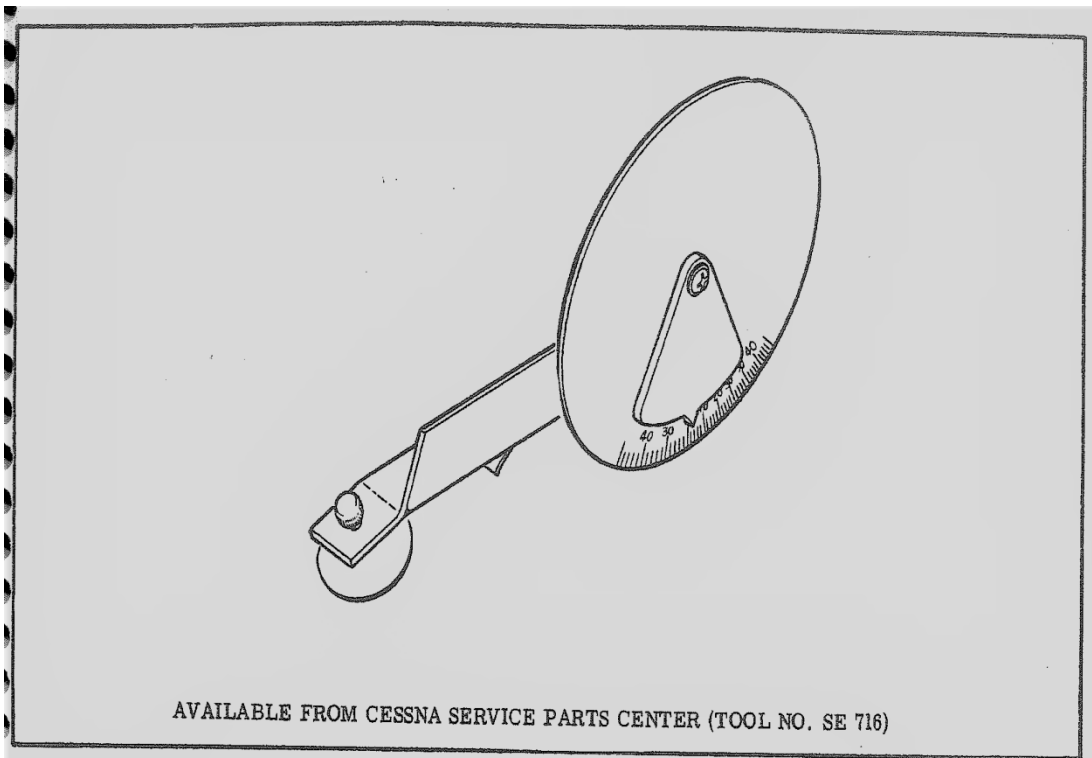


Figure 6-4. Inclinometer for Measuring Control Surface Travel

- e. Connect aileron cables to bellcrank.
- f. Rig aileron system in accordance with applicable paragraph in this section, safety turnbuckle and install access plates.

6-10. CABLES AND PULLEYS. (Refer to figure 6-1.)

6-11. REMOVAL AND INSTALLATION.

- a. Remove access plates, wing root fairings and upholstery as required.
- b. Disconnect cables from aileron bellcranks and remove cable guards and pulleys as necessary to work cables free of aircraft.

NOTE

To ease routing of cables, a length of wire may be attached to end of cable before being withdrawn from aircraft. Leave wire in place, routed through structure; then attach to cable being installed and use to pull cable into position.

- c. After cable is routed, install pulleys and cable guards. Ensure cable is positioned in pulley groove before installing guard.
- d. Rig aileron system in accordance with applicable paragraph in this section, safety turnbuckles and install access plates, fairings and upholstery removed in step "a."

6-12. AILERONS. (Refer to figure 6-3.)

6-13. REMOVAL.

- a. Disconnect push-pull rod (7) at aileron.

- b. Remove screws and nuts attaching aileron hinges (2) to trailing edge of wing.
- c. Using care, pull aileron out and down to slide hinges from under wing skin and auxiliary spar reinforcements.

6-14. INSTALLATION.

- a. Position aileron hinges between skin and auxiliary spar reinforcements and install screws and nuts attaching hinges to trailing edge of wing.
- b. Attach push-pull rod to aileron.

NOTE

If rigging was correct and push-pull rod adjustment was not disturbed, it should not be necessary to rig system.

- c. Check aileron travel and alignment, rig if necessary, in accordance with applicable paragraph in this section.

6-15. RIGGING. *→ Aneroid*

- a. (Refer to figure 6-2.) Position arm (5) horizontal and install chain with an equal number of links extending from central drive sprocket on arm (5).
- b. Adjust turnbuckles (6) to remove slack from chain and synchronize control wheels (level).

NOTE

Adjust chain turnbuckles (6) to minimum tension required to remove slack.

- c. Tape a bar across both control wheels to hold them in neutral position.

ANEXO D

MANUAL DE SERVICIO CESSNA 150M_1969-1976_D971-3-13.rigging

SECCIÓN 7 (WING FLAP CONTROL SYSTEM)

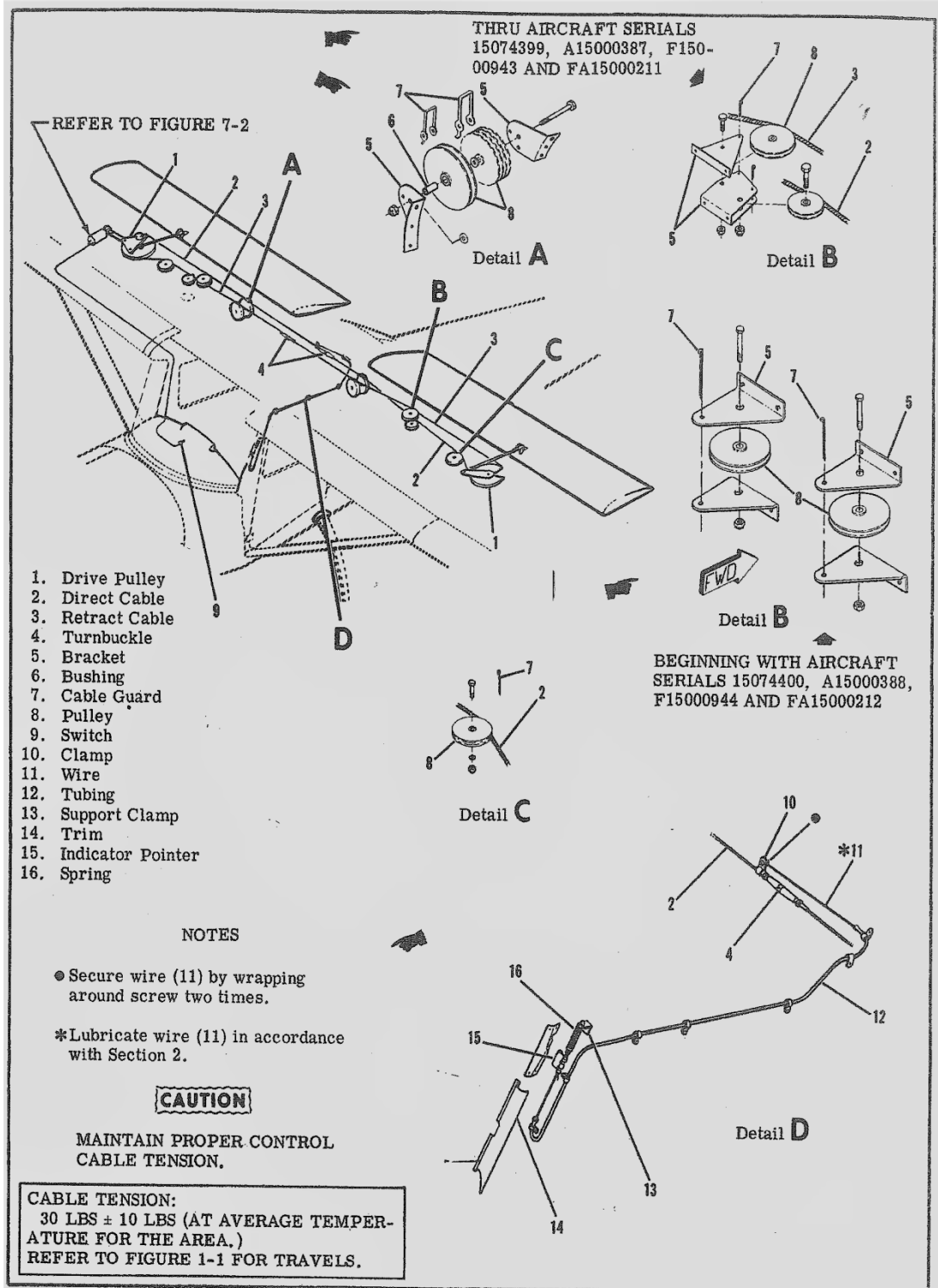


Figure 7-1. Wing Flap Control System

7-5. FLAP MOTOR AND TRANSMISSION ASSEMBLY.

7-6. REMOVAL AND INSTALLATION.

a. THRU AIRCRAFT SERIALS 15072629, F15000738, A15000277 AND FA15000132 WHEN NOT MODIFIED IN ACCORDANCE WITH SK150-37 AND WHEN NOT MODIFIED IN ACCORDANCE WITH FIGURE 7-2, SHEET 3. (Refer to figure 7-2, sheet 1.)

1. Run flaps to full DOWN position.
2. Disconnect battery cables at the battery and insulate cable terminals as a safety precaution.
3. Remove access plates adjacent to drive pulley and motor assembly on right wing.

NOTE

Remove motor (10), transmission (8), hinge assembly (11) and actuating tube (5) from aircraft as a unit.

4. Remove bolt (21) securing actuating tube (5) to drive pulley (14).
5. Screw actuating tube (5) IN toward transmission (8) by hand to its shortest length.
6. Remove bolt (1) securing flap motor hinge (11) to wing. Retain brass washer between hinge and wing structure for use on reinstallation.
7. Disconnect motor electrical wiring (9) at quick-disconnects.
8. Disconnect electrical wiring at up-limit switch (3).
9. Using care, work assembly from wing through access opening.
10. Reverse the preceding steps for reinstallation. If the hinge assembly (11) was removed from the transmission (8) for any reason, ensure the short end of hinge is reinstalled toward the top.
11. Complete an operational check as outlined in paragraph 7-3 and re-rig system in accordance with paragraph 7-16.
 - a. THRU AIRCRAFT SERIALS 15072629, F15000738, A15000277 AND FA15000132 WHEN MODIFIED IN ACCORDANCE WITH SK150-37 AND WHEN NOT MODIFIED IN ACCORDANCE WITH FIGURE 7-2, SHEET 3. (Refer to figure 7-2, sheet 2.)
 1. Complete steps 1, 3 and 4 of subparagraph "a."
 2. Run flap motor to place actuating tube (5) IN to its shortest length.
 3. Complete steps 2, 6, 7, 8, 9, 10 and 11 of subparagraph "a."
 - b. BEGINNING WITH AIRCRAFT SERIALS 15072630, F15000739, A15000278, FA15000133 AND ALL AIRCRAFT MODIFIED IN ACCORDANCE WITH FIGURE 7-2, SHEET 3. (Refer to figure 7-2, sheets 2 and 3.)
 1. Complete steps 1 thru 7 of subparagraph "a."
 2. Disconnect electrical wiring at limit switches (29 and 32). Tag wires for reference or reinstallation.
 3. Complete steps 9 thru 11 of subparagraph "a."

7-7. REPAIR. Repair consists of replacement of motor, transmission, coupling, actuating tube and associated hardware. Bearings in hinge assembly may also be replaced. Lubricate as outlined in Section 2.

7-8. DRIVE PULLEYS. (Refer to figure 7-2.)

7-9. REMOVAL AND INSTALLATION.

- a. Remove access plate adjacent to drive pulley (14) in right wing.
- b. Unzip or remove headliner as necessary for access to turnbuckles (index 4, figure 7-1), remove safety wire and loosen turnbuckles.
- c. Remove bolt (20) securing flap push-pull rod (15) to drive pulley (14) and lower RIGHT flap gently.
- d. Remove bolt (21) securing actuating tube (5) to drive pulley (14) and lower LEFT flap gently. Retain bushing.
- e. Remove cable locks (13) securing control cables to drive pulley (14). Tag cables for reference on reinstallation.
- f. Remove bolt (12) attaching drive pulley (14) to wing structure.
- g. Using care, remove drive pulley through access opening, being careful not to drop bushing. Retain brass washer between drive pulley and wing structure for use on reinstallation. Tape open ends of drive pulley after removal to protect bearings.
- h. To remove left wing drive pulley, use this same procedure omitting step "d."
- i. Reverse the preceding steps for reinstallation. Rig system in accordance with paragraph 7-16, safety turnbuckles and reinstall all items removed for access.

7-10. REPAIR. Repair is limited to replacement of bearings. Cracked, bent or excessively worn drive pulleys must be replaced. Lubricate bearings as outlined in Section 2.

7-11. FLAPS. (Refer to figure 7-3.)

7-12. REMOVAL AND INSTALLATION.

- a. Run flaps to full DOWN position.
- b. Remove access plates (1) from top leading edge of flap.
- c. Disconnect push-pull rod (6) at flap bracket (7).
- d. Remove bolts (5) at each flap track. As flap is removed from wing, all washers, rollers and bushings will fall free. Retain these for reinstallation.
- e. Reverse the preceding steps for reinstallation. If push-pull rod (6) adjustment is not disturbed, re-rigging of system should not be necessary. Check flap travel and rig in accordance with paragraph 7-16, if necessary.

7-13. REPAIR. Flap repair may be accomplished in accordance with instructions outlined in Section 18.

7-14. CABLES AND PULLEYS. (Refer to figure 7-1.)

7-15. REMOVAL AND INSTALLATION.

- a. Remove access plates, fairings, headliner and upholstery as necessary for access.
- b. If the direct cable (2) is to be removed, disconnect clamp (10) and slowly release indicator wire (11) until spring (16) tension is relieved.
- c. Remove safety wire, relieve cable tension, disconnect turnbuckles (4) and carefully lower LEFT flap.
- d. Disconnect cables at drive pulleys, remove

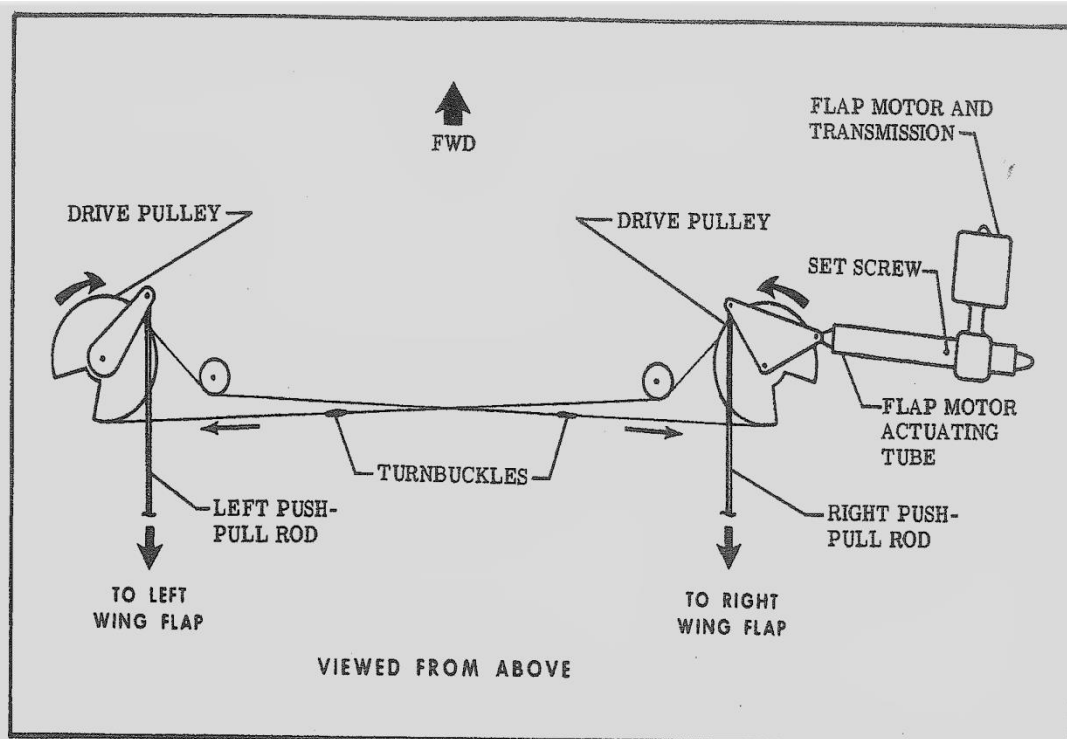


Figure 7-4. Flap System Schematic

cable guards and pulleys as necessary to work cables free of aircraft.

NOTE

To ease routing of cables, a length of wire may be attached to the end of cable being withdrawn from the aircraft. Leave wire in place, routed through structure; then attach the cable being installed and use wire to pull cable into position.

- e. Reverse the preceding steps for reinstallation.
- f. After cables are routed in position, install pulleys and cable guards. Ensure cables are positioned in pulley grooves before installing guards.
- g. Re-rig flap system in accordance with paragraph 7-16 and safety turnbuckles.
- h. Re-rig indicating system in accordance with paragraph 7-19 and reinstall all items removed in step "a."

7-16. RIGGING.

- a. (Refer to figure 7-1.) Unzip or remove headliner as necessary for access to turnbuckles (4).
- b. Disconnect indicator wire clamp (10) and slowly release indicator wire (11) until spring (16) tension is relieved.
- c. Remove safety wire, relieve cable tension, disconnect turnbuckles (4) and carefully lower LEFT flap.

- d. (Refer to figure 7-2.) Disconnect push-pull rods (15) at drive pulleys (14) in both wings and lower RIGHT flap gently.
- e. Disconnect actuating tube (5) from drive pulley (14).

NOTE

If control cables are not connected to left and right drive pulleys, actuating tube (5) and push-pull rods (15) must be disconnected before installing cables. If drive pulleys (14) are not installed, attach control cables before installing drive pulleys in the wings as illustrated in figure 7-4.

- f. Adjust both push-pull rods (15) to $8.83 \pm .12$ inches between centers of rod end bearings and tighten locknuts on both ends. Connect push-pull rods to flaps and drive pulleys.

NOTE

Temporarily connect cables at turnbuckles (index 4, figure 7-1) and test flaps by hand to ensure both flaps extend and retract together. If they will not, the cables are incorrectly attached to the drive pulleys. Ensure that the right drive pulley rotates clockwise when viewed from below, as the flaps are extended. Tag cables for reference and disconnect turnbuckles again.

g. THRU AIRCRAFT SERIALS 15072629, F15000738, A15000277 AND FA15000132 WHEN NOT MODIFIED IN ACCORDANCE WITH SK150-37 AND WHEN NOT MODIFIED IN ACCORDANCE WITH FIGURE 7-2, SHEET 3. (Refer to figure 7-2, sheet 1.) Screw actuating tube (5) IN toward transmission (8) by hand to its shortest length (flaps full up position). Loosen setscrew (6) securing actuating tube (5) to nut and ball assembly, hold nut and ball assembly so that it will not move, hold RIGHT flap in the full UP position and adjust actuating tube (5) IN or OUT as necessary to align with attachment hole in drive pulley (14). Tighten setscrew (6) and secure tube to drive pulley with bolt (21).

h. THRU AIRCRAFT SERIALS 15072629, F15000738, A15000277 AND FA15000132 WHEN MODIFIED IN ACCORDANCE WITH SK150-37 AND WHEN NOT MODIFIED IN ACCORDANCE WITH FIGURE 7-2, SHEET 3. (Refer to figure 7-2, sheet 2.) Operate flap motor until actuating tube (5) is IN to its shortest length (flaps full up position). Hold RIGHT flap in the full UP position and check actuating tube (5) to drive pulley (14) attachment holes for alignment. Operate flap motor toward the DOWN position until bolt (21) can be installed freely. Loosen setscrew (6) and rotate nut and ball assembly IN against transmission (8). Tighten setscrew (6) and bolt (21).

i. BEGINNING WITH AIRCRAFT SERIALS 15072630, F15000739, A15000278, FA15000133 AND ALL AIRCRAFT MODIFIED IN ACCORDANCE WITH FIGURE 7-2, SHEET 3. (Refer to figure 7-2, sheets 2 and 3.) Screw actuating tube (5) IN toward transmission (8) by hand to .12±.05 inches between switch actuating collar (30) and transmission as illustrated in figure 7-2, VIEW B-B. Loosen setscrew (6) securing actuating tube (5) to switch actuating collar (30), hold actuating collar to maintain .12±.05", hold RIGHT flap in the full UP position and adjust actuating tube (5) IN or OUT as necessary to align with attachment hole in drive pulley (14). Tighten setscrew (6) in accordance with procedures outlined in the following note and secure tube to drive pulley with bolt (21).

NOTE

Thru Aircraft Serials 15075326, F15001073, A1500464 and FA1500236: Tighten setscrew (6). Aircraft Serials 1507532 thru 15075740, F15001074 thru F15001143, A1500465 thru A1500499, FA1500237 thru FA1500261: Apply grade CV sealant to setscrew (6) threads and torque to 45 lb-in. Beginning with Aircraft Serials 15075741, F15001144, A1500500, FA1500262: Apply grade CV sealant to setscrew (6) threads and torque to 60 lb-in.

If actuating tube (5) is too long to allow attachment to drive pulley after completion of steps "g", "h" and "i", proceed to step "j".

j. Disconnect push-pull rod (15) at drive pulley (14), then connect actuating tube (5) to drive pulley.

k. Manually hold RIGHT flap in full UP position and readjust push-pull rod (15) to align with attachment hole in drive pulley. Connect push-pull rod and tighten locknuts or castellated nuts and install

cotter pins.

NOTE

The right flap and actuator must be correctly rigged before cables and left flap can be rigged.

l. THRU AIRCRAFT SERIALS 15072629, F15000738, A15000277 AND FA15000132 WHEN NOT MODIFIED IN ACCORDANCE WITH FIGURE 7-2, SHEET 3. After completion of step "k", with flap in full UP position, adjust up-limit switch clamp (7) to operate switch (3) and shut-off electrical power to motor at this position.

m. BEGINNING WITH AIRCRAFT SERIALS 15072630, F15000739, A15000278 AND FA15000133 AND ALL AIRCRAFT MODIFIED IN ACCORDANCE WITH FIGURE 7-2, SHEET 3. After completion of step "k", with flaps in full UP position, loosen setscrew (27) and slide up-limit switch adjustment block (28) on support (31) to operate switch and shut-off electrical power to motor at this position. Tighten setscrew (27).

n. Manually hold LEFT flap full UP and connect control cables at turnbuckles (index 4, figure 7-1). Remove reference tags previously installed in step "f" as turnbuckles are connected.

o. With flaps full UP, adjust turnbuckles to obtain 30±10 pounds tension on cables. Adjust retract cable (19) first.

NOTE

Ensure cables are positioned in pulley grooves and cable ends are positioned correctly at drive pulleys before tightening turnbuckles.

p. Disconnect push-pull rod at left drive pulley. Run motor to extend flaps approximately 20° and check tension on each flap cable. If necessary, re-adjust turnbuckles to maintain 30±10 pounds tension on each cable and safety turnbuckles.

q. Fully retract right flap. Manually hold left flap in full up position and readjust push-pull rod to align with attaching hole in drive pulley. Connect push-pull rod and tighten locknuts or castellated nuts and install cotter pins.

NOTE

An inclinometer for measuring control surface travel is available from the Cessna Service Parts Center. Refer to figure 6-4.

r. Mount an inclinometer on one flap and adjust to 0°. Extend flaps and check down angle as follows:

s. THRU AIRCRAFT SERIALS 15072629, F15000738, A15000277 AND FA15000132 WHEN NOT MODIFIED IN ACCORDANCE WITH FIGURE 7-2, SHEET 3. After completion of steps "a" thru "r", the flap down angle should be as specified in figure 1-1. Repeat down angle check on opposite flap.

t. BEGINNING WITH AIRCRAFT SERIALS 15072630, F15000739, A15000278, FA15000133 AND ALL AIRCRAFT MODIFIED IN ACCORDANCE WITH FIGURE 7-2, SHEET 3. After completion of steps "a" thru

"r", adjust down-limit switch (32) to operate and shut-off electrical power to motor at degree of travel specified in figure 1-1. Repeat down angle check on opposite flap. Check operation of limit switches for positive shut-off through several cycles.

NOTE

Since the flap rollers may not bottom in the flap tracks with flaps fully extended, some free play may be noticed in this position.

u. Connect and re-rig indicating system in accordance with paragraph 7-19, perform an operational check in accordance with paragraph 7-3, check all locknuts for tightness, all turnbuckles are saftied and reinstall all items removed for access.

7-17. INDICATING SYSTEM. (Refer to figure 7-1.)

7-18. DESCRIPTION. The mechanical indicating system consists of a tubing-enclosed flexible wire attached to the flap direct cable at one end and to

a pointer at the other end. Movement of the flap direct cable pulls the pointer along a scale to indicate flap position as the flaps are extended. Opposite movement of the flap direct cable permits a return spring, attached to the pointer, to pull pointer in the opposite direction as the flaps are raised.

7-19. RIGGING.

- a. Operate flaps to full UP position.
- b. Open zipper or remove headliner as necessary for access.
- c. Loosen clamp (10) securing flexible wire (11) to flap direct cable (2) and adjust wire as required to place pointer at 0° (flaps up) position on indicator. Wrap wire (11) around clamp bolt a minimum of 2 times and tighten bolt.
- d. Cycle flaps to check proper operation of indicating system.
- e. Close zipper or replace headliner removed in step "b."

ANEXO E

MANUAL DE SERVICIO CESSNA 150M_1969-1976_D971-3-13.rigging

SECCIÓN 8 (ELEVATOR CONTROL SYSTEM)

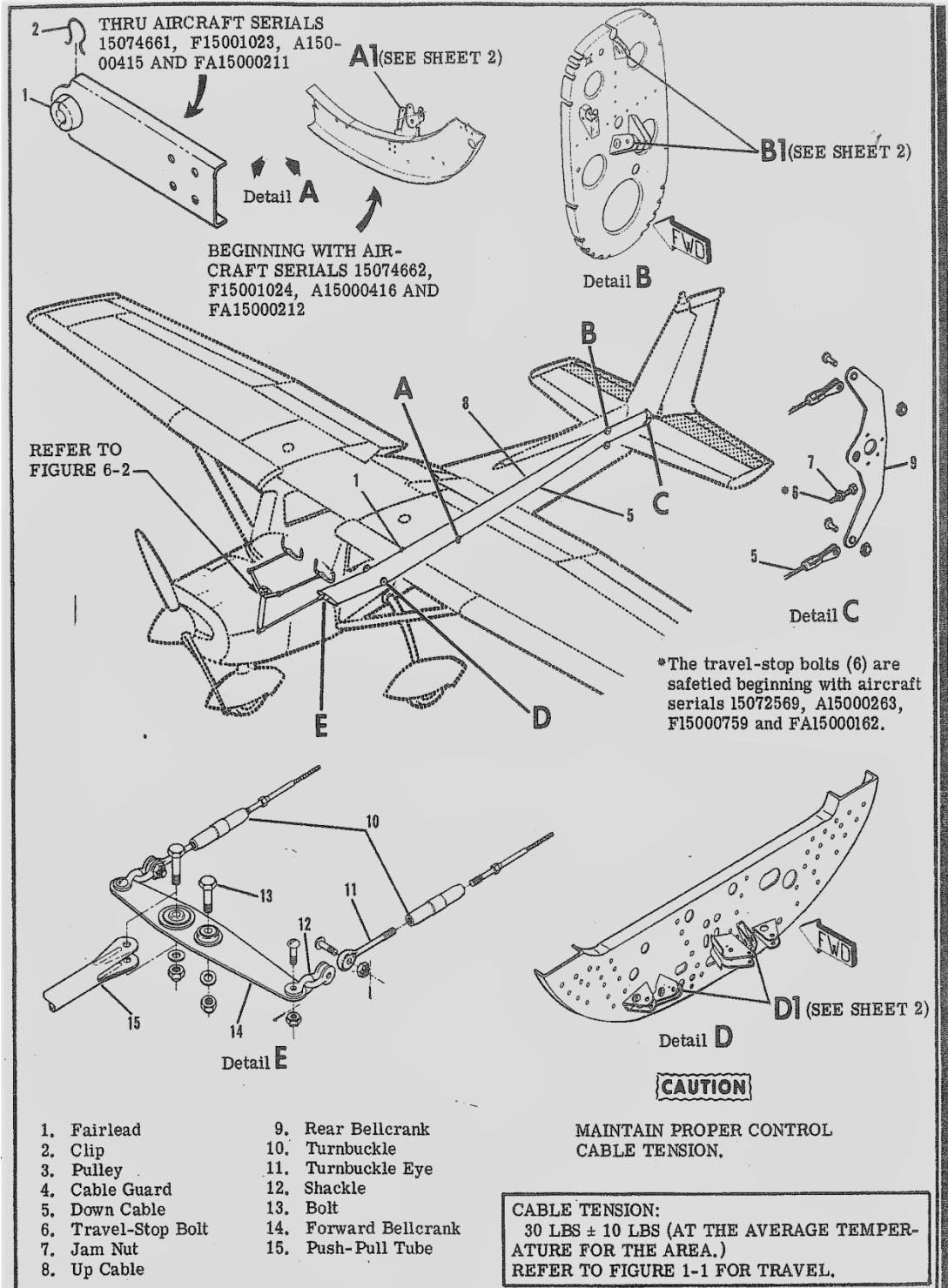
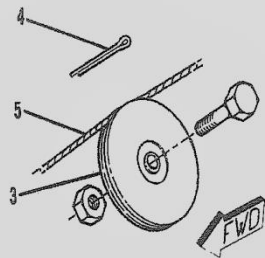
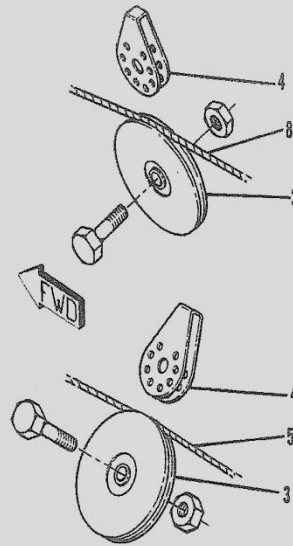


Figure 8-1. Elevator Control System (Sheet 1 of 2)

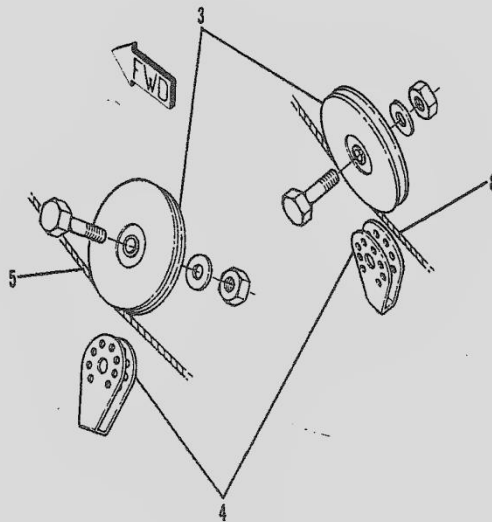


BEGINNING WITH AIRCRAFT
SERIALS 15074662, F15001024,
A15000416 AND FA15000212

Detail **A1**



Detail **B1**



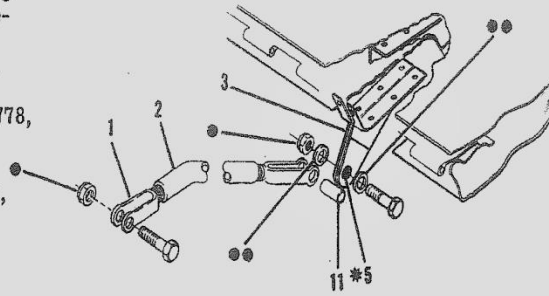
Detail **D1**

Figure 8-1. Elevator Control System (Sheet 2 of 2)

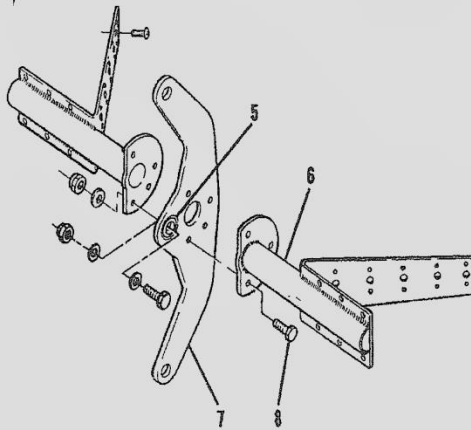
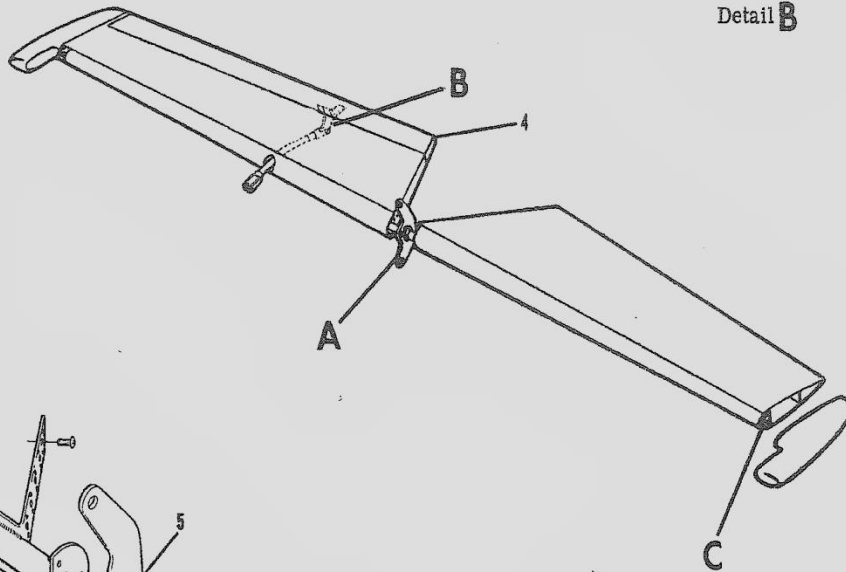
● Castellated nuts and pins replace existing nuts on push-pull tube (2) attach bolts beginning with aircraft serials 15071905, A15000198, F15000620 and FA15000062.

●● Thru aircraft serials 15072435, F15000778, A15000256 and FA15000161

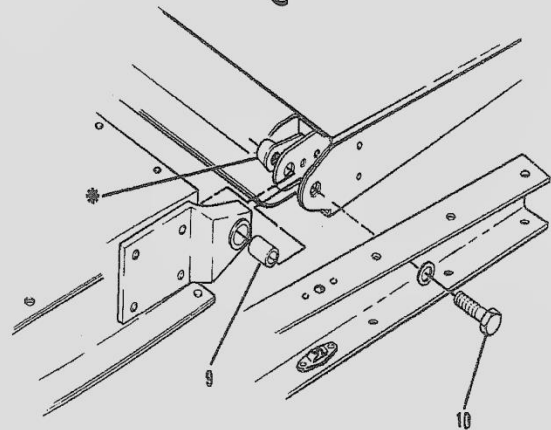
* Beginning with aircraft serials 15072436, F15000779, A15000257 and FA15000162



Detail B



Detail A



Detail C

1. Clevis
2. Push-Pull Tube
3. Horn Assembly
4. Trim Tab
5. Bearing
6. Tube Assembly
7. Bellcrank
8. Bolt
9. Spacer
10. Bolt
11. Bushing

* Castellated nuts and pins beginning with aircraft serials 15071622, F15000700, A15000130 and FA15000040

Figure 8-2. Elevator Installation

f. After cable is routed in position, install pulleys and cable guards. Ensure cable is positioned in pulley groove before installing guards.
g. Rig system in accordance with applicable paragraph in this section, safety turnbuckles and re-install all items removed in step "a".

8-14. RIGGING. (Refer to figure 8-1.)

NOTE

An inclinometer for measuring control surface travel is available from Cessna Service Parts Center. Refer to figure 6-4.

a. Locate neutral position of elevators by streamlining elevators with stabilizer.

b. Place an inclinometer on one elevator and set to zero.
c. Adjust elevator stops (6) to attain travel specified in Section 1.
d. Remove seats, upholstery and access plates as necessary for access to turnbuckles (10).
e. Adjust cables to 30 ± 10 pounds tension by tightening turnbuckles (10). Ensure control "Y" does not contact instrument panel in full-up position or firewall in full-down position.
f. Safety turnbuckles and reinstall all items removed in step "d".

WARNING

Be sure elevators move in correct direction when operated by control wheel.

SHOP NOTES:

ANEXO F

MANUAL DE SERVICIO CESSNA 150M_1969-1976_D971-3-13.rigging

SECCIÓN 9 (ELEVATOR TRIM CONTROL SYSTEM)

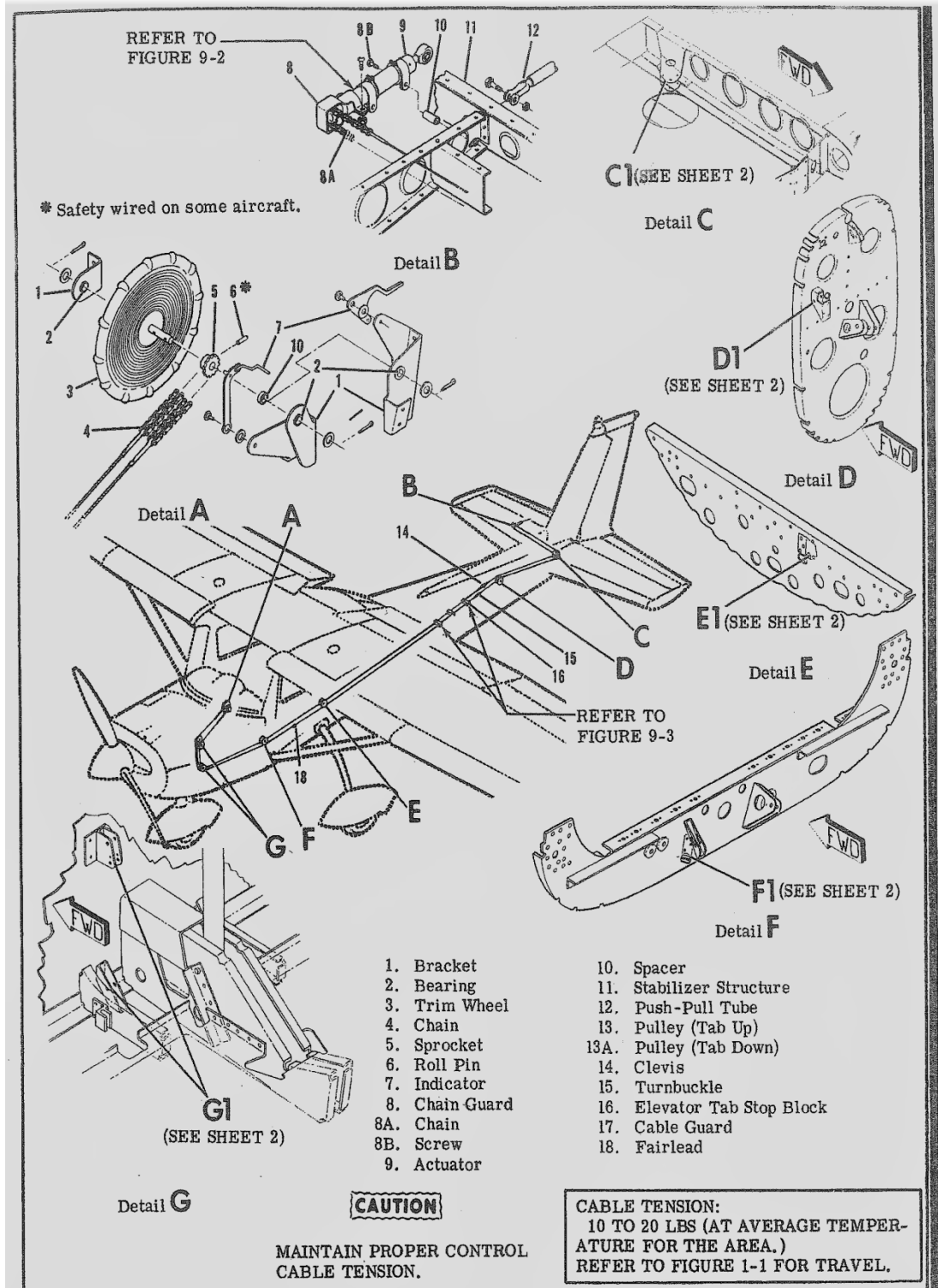


Figure 9-1. Elevator Trim Control System (Sheet 1 of 2)

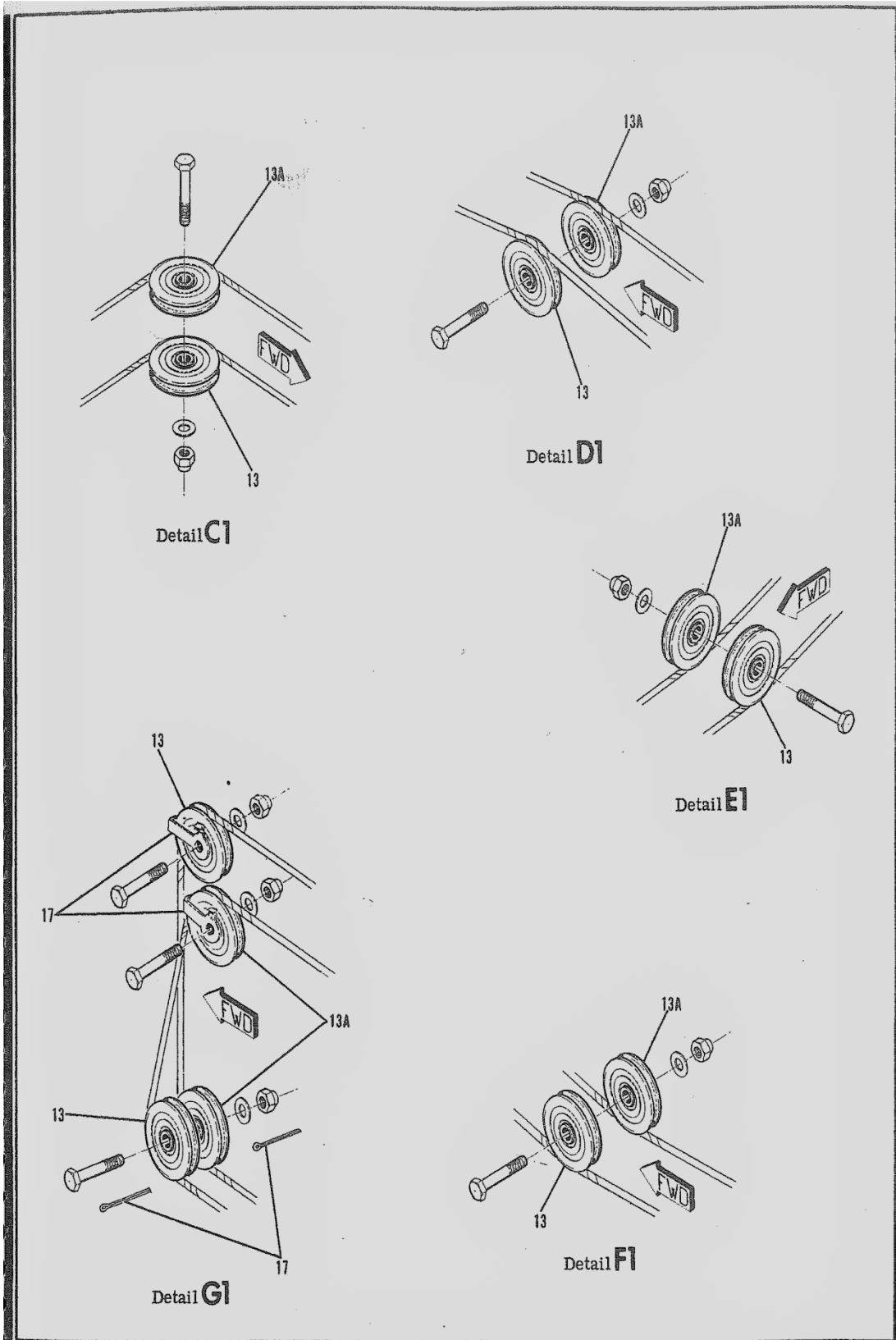


Figure 9-1. Elevator Trim Control System (Sheet 2 of 2)

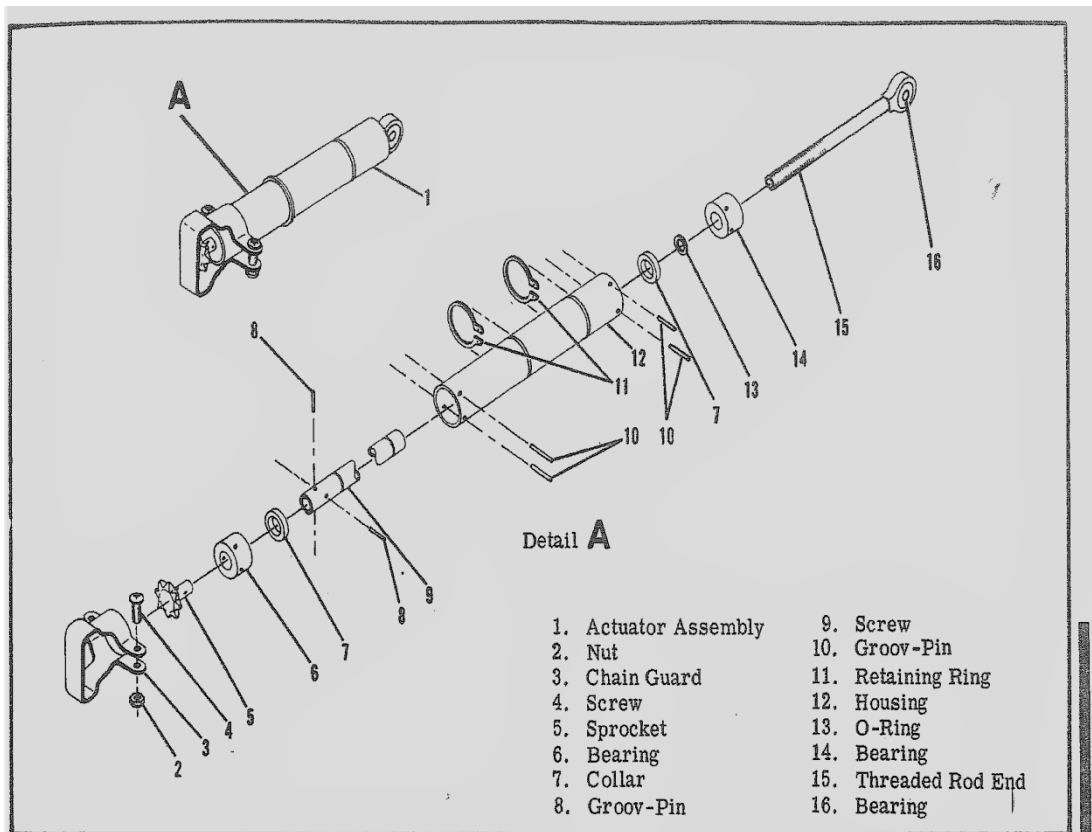


Figure 9-2. Elevator Trim Tab Actuator Assembly

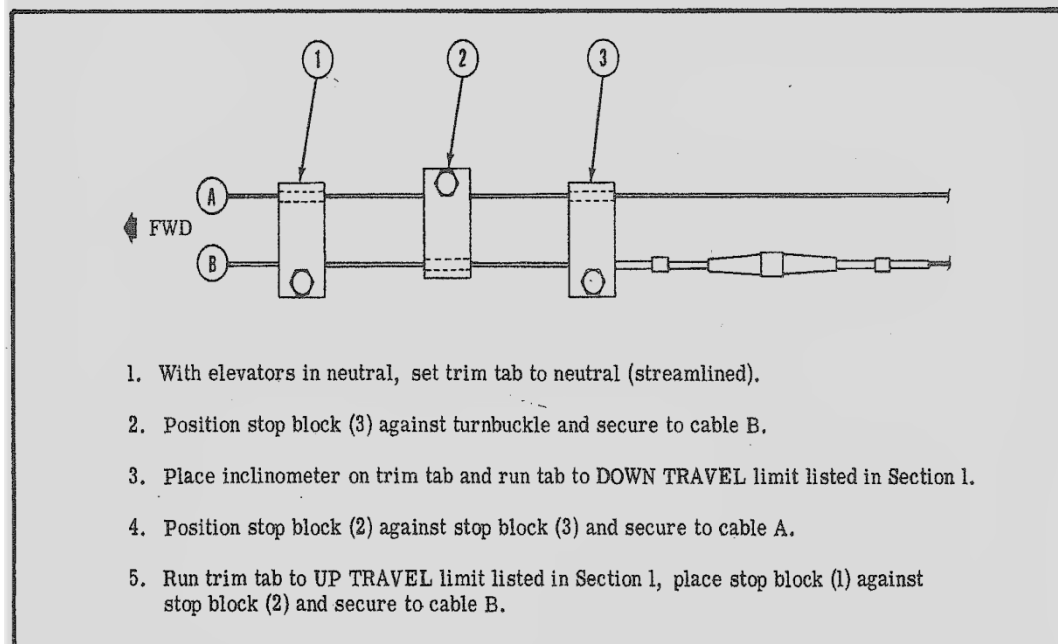


Figure 9-3. Elevator Trim Tab Travel Adjustment

-8. TRIM TAB CONTROL WHEEL. (Refer to figure 9-1.)

-9. REMOVAL AND INSTALLATION.

a. Relieve cable tension at turnbuckle (15).

CAUTION

Position a support stand under tail tie-down ring to prevent tailcone from dropping while working inside.

- b. Disengage chain from sprocket (5).
- c. Remove cotter pin at each end of trim wheel shaft.
- d. Slide shaft assembly into either bearing (2) as far as possible.
- e. Carefully deform brackets (1) and slide shaft assembly free of bearings (2).
- f. Reverse preceding steps for installation. Rig system in accordance with applicable paragraph in this section, safety turnbuckle and reinstall all items removed for access.

-10. CABLES AND PULLEYS. (Refer to figure 9-1.)

-11. REMOVAL AND INSTALLATION.

- a. Remove seats, upholstery and access plates as necessary.
- b. Disconnect cables at turnbuckle (15) and clevis (14).
- c. Remove fairlead, cable guards and pulleys as necessary to work cables free of aircraft.

NOTE

To ease routing of cables, a length of wire may be attached to end of cable before being withdrawn from aircraft. Leave wire in place, routed through structure, attach cable being installed and pull cable into position.

- d. After cable is routed in position, install pulleys and cable guards. Ensure cable is positioned in pulley groove before installing guards.
- e. Rig system in accordance with applicable paragraph in this section, safety turnbuckle and reinstall all items removed in step "a."

-12. RIGGING. (Refer to figure 9-1.)

CAUTION

Position a support stand under tail tie-down ring to prevent tailcone from dropping while working inside.

- a. Remove rear baggage compartment panel and access plates as necessary.
- b. Loosen travel stop blocks (16) on cables.

- c. Disconnect actuator (9) from push-pull tube (12).
- d. Check cable tension and readjust turnbuckle (15) if necessary.

NOTE

If chains and/or cables are being installed, permit actuator screw to rotate freely as chains and cables are connected. Set cable tension.

- e. Rotate trim wheel (3) full forward (nose down). Ensure that indicator (7) does not restrict wheel movement. If necessary, reposition indicator using a thin screwdriver to pry trailing leg of indicator out of groove.

NOTE

Full forward (nose down) position of trim wheel is where further movement is prevented by chain or cable ends contacting sprockets or pulleys.

- f. With elevator and trim tab both in neutral (streamlined), place inclinometer on tab and set to zero.

NOTE

An inclinometer for measuring control surface travel is available from Cessna Service Parts Center. Refer to figure 6-4.

- g. Rotate actuator screw in or out as required to place tab up with a maximum of 2° overtravel, with actuator screw connected to push-pull tube (12).
- h. Rotate trim wheel to position tab up and down, readjusting actuator screw as required to obtain overtravel in both directions.
- i. Position stop blocks (16) and adjust as illustrated in figure 9-3 to limit travel to the degree specified in Section 1.
- j. Check that trim wheel indicator travels same distance from ends of slot in cover. Reposition trailing leg of indicator if necessary (refer to step "e").
- k. Safety turnbuckle and reinstall all items removed in step "a".

WARNING

Be sure trim tab moves in correct direction when operated by trim wheel. Nose down trim corresponds to tab up position.

ANEXO G

MANUAL DE SERVICIO CESSNA 150M_1969-1976_D971-3-13.rigging

SECCIÓN 10 (RUDDER CONTROL SYSTEM)

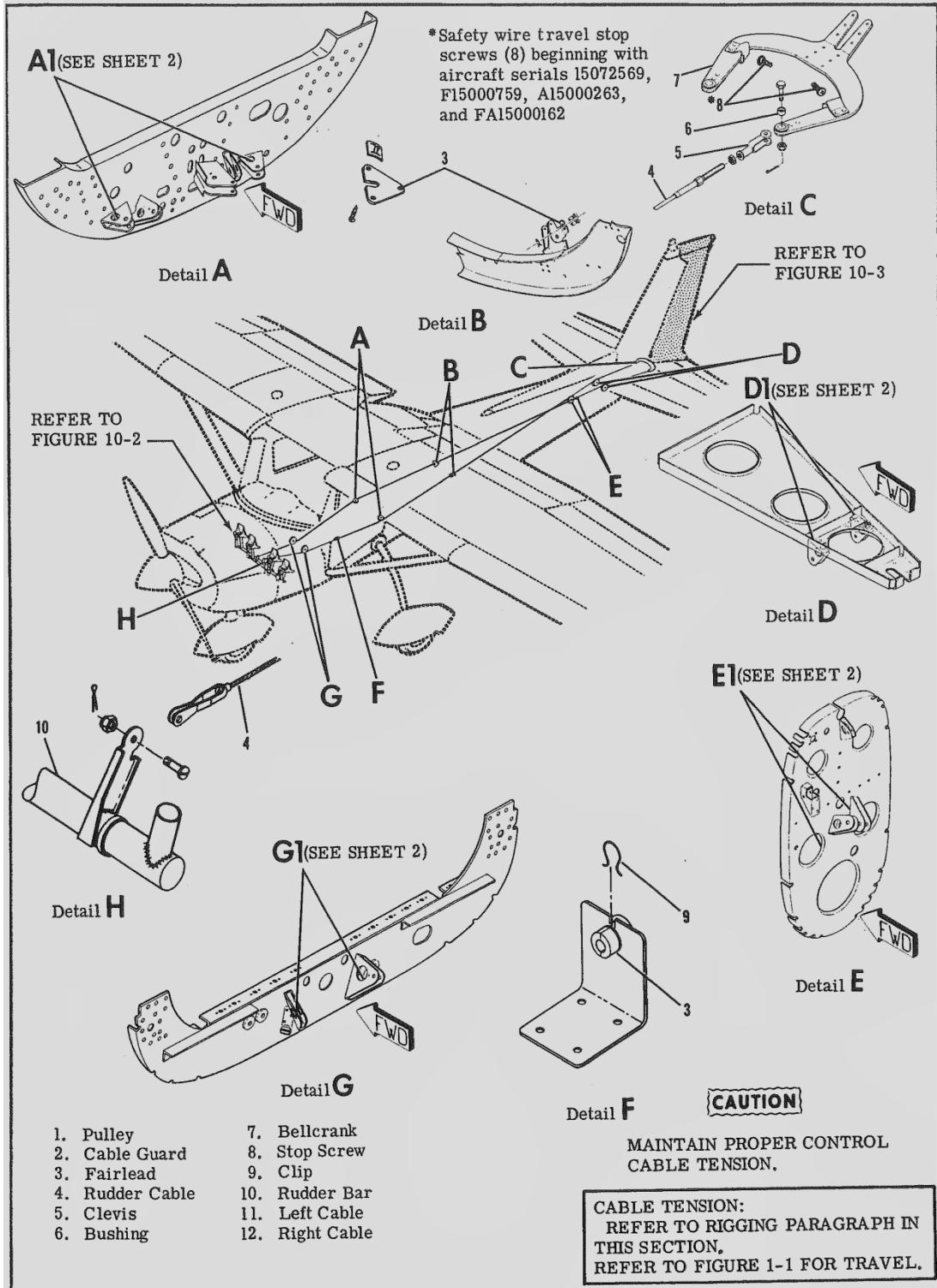


Figure 10-1. Rudder Control System (Sheet 1 of 2)

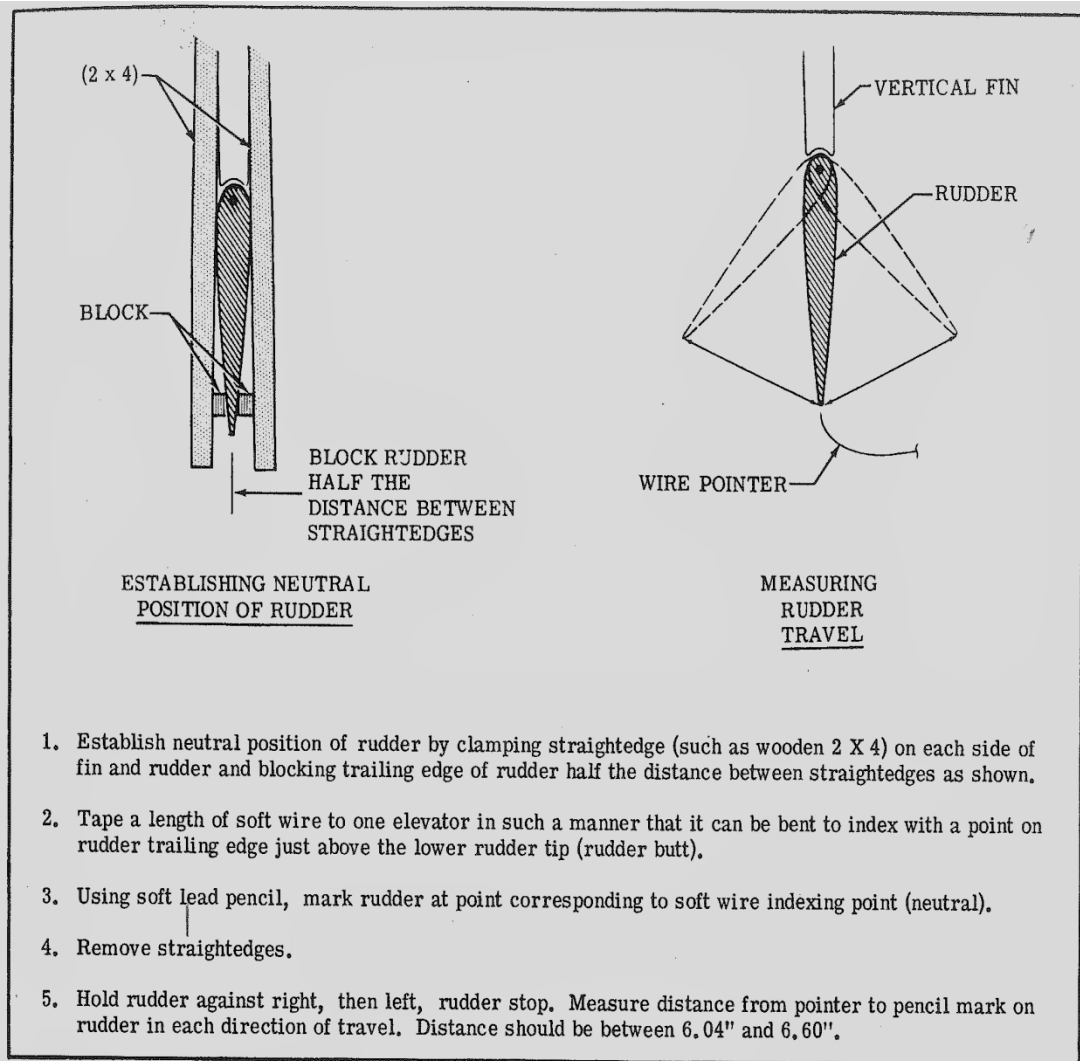


Figure 10-4. Checking Rudder Travel

10-9. CABLES AND PULLEYS. (Refer to figure 10-1.)

10-10. REMOVAL AND INSTALLATION.

- a. Remove seats, upholstery and access plates as necessary.
- b. Disconnect cable at rudder bar (10) and bellcrank (7).
- c. Remove cable guards, pulleys and fairleads as necessary to work cables free of aircraft.

NOTE

To ease routing of cables, a length of wire may be attached to end of cable before being withdrawn from aircraft. Leave wire in place, routed through structure, attach cable being installed and pull cable into position.

- d. After cable is routed in position, install pulleys fairleads and cable guards. Ensure cable is positioned in pulley groove before installing guard.
- e. Rig system in accordance with applicable para-

graph in this section, safety clevises and reinstall all items removed in step "a".

10-11. RIGGING. (Refer to figure 10-1.)

- a. Adjust travel stops (8) to attain travel specified in Section 1. Figure 10-4 illustrates correct travel and one method of checking.
- b. Disconnect nose wheel steering tubes (index 6, figure 5-6) from nose strut.
- c. Adjust cables at clevises (5) to align rudder and pedals in neutral position, 6.00 inches from firewall and pedal pivot shafts (index 4, figure 10-2). This step automatically determines cable tension through use of return springs (14).

NOTE

Due to thickness of insulation on firewall, it is recommended that a piece of 1/16 inch welding rod be ground to a sharp point and notched at the 6.00 inch dimension. Pierce insulation on firewall and use notch to measure proper dimension.

- d. Tie down or weight tail to raise nose wheel free of ground.
- e. Center nose gear against external stop.
- f. Extend steering tubes until free play is removed. **DO NOT COMPRESS SPRINGS.**
- g. Adjust steering tube rod ends to 1.25 inch dimension between steering arm assembly and bolt hole as illustrated in figure 5-9 and tighten jam nuts.
- h. Adjust steering tube clevises to align with rod end bearings.

NOTE

Extend steering tubes to seat rods against internal springs but do not attempt to preload these springs by shortening rod end clevises after alignment. Preload is built into steering tubes.

- i. Install clevises on rod ends.

NOTE

DO NOT adjust rudder trim with steering tubes. Degree of steering travel cannot be adjusted.

- j. Safety cable clevises and install all parts removed for access.

NOTE

On aircraft **WITHOUT** rudder trim tab, a flight test may determine the need for rigging rudder slightly off-center. Such correction should be made by tightening one rudder cable at clevis and loosening the opposite one an equal amount, thus keeping nosewheel steering system and rudder pedals aligned while rudder is shifted minutely. **DO NOT** attempt to rig rudder by adjusting nosewheel steering system.

On aircraft **WITH** rudder trim tab, flight test aircraft to determine if ground adjustment of fixed trim tab is necessary. **DO NOT** rig rudder "off-center" unless trim tab does not provide adequate correction.

WARNING

Be sure rudder moves in correct direction when operated by pedals.

SHOP NOTES:

CURRICULUM VITAE

DATOS PERSONALES

Nombre: Alex Javier

Apellidos: Morales Cordero

Cedula de identidad: 1803775210

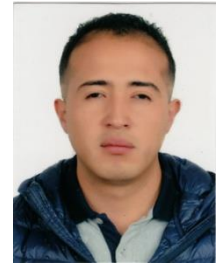
Fecha de nacimiento: 25 de febrero de 1993

Lugar de nacimiento: Tungurahua – Ambato

Estado civil: Soltero

Teléfono: 0987104602

E-mail: ajmcadmo1993@gmail.com



FORMACION ACADEMICA

ESTUDIOS PRIMARIOS: Escuela “Juan Benigno Vela”

ESTUDIOS SECUNDARIOS: Instituto Tecnológico Superior Juan
Francisco Montalvo

ESTUDIOS DE TERCER NIVEL:

Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE

Carrera: Mecánica Aeronáutica

CURSOS

Curso de familiarización de la aeronave Airbus A320

EXPERIENCIA LABORAL

Gae 44 – Pastaza: Mecánico

Fumipalma: Ayudante de mecánico

REFERENCIAS LABORALES

Sr. Wilfrido Villamarin

Cargo: Jefe de Mantenimiento

Empresa: Fumipalma

Telf.: 0990197082

Sr. Roque Mejía

Cargo: Técnico de Mantenimiento

Empresa: Fumipalma

Telf.: 0997562965

HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS

**DEL CONTENIDO DE LA PRESENTE INVESTIGACIÓN SE
RESPONZABILIZA EL AUTOR**

ALEX JAVIER MORALES CORDERO

DIRECTOR DE LA CARRERA DE MECANICA AERONAUTICA

ING. RODRIGO BAUTISTA

Latacunga, 19 de Octubre de 2018

SESIÓN DE DERECHOS DE PROPIEDAD INTELECTUAL

Yo, **ALEX JAVIER MORALES CORDERO**, Egresado de la carrera de Mecánica Aeronáutica Mención Aviones, en el año de 2018, con Cédula de Ciudadanía No. 1803775210, autor del trabajo de Graduación **“INSPECCION Y REGLAJE DE LOS CONTROLES DE VUELO PRIMARIOS Y SECUNDARIOS DEL AVIÓN CESSNA 150M DE ACUERDO AL SERVICE MANUAL D971-3-13, PERTENECIENTE A LA UNIDAD DE GESTION DE TECNOLOGIAS”**, cedo mis derechos de propiedad intelectual a favor de la Unidad De Gestión De Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas.

Para constancia firmo la presente sesión de propiedad intelectual.

ALEX JAVIER MORALES CORDERO
Latacunga, 19 de Octubre de 2018