



INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERIA MECANICA Y ELECTRICA
UNIDAD TICOMÁN

“OPERACIÓN DE LAS ALETAS HIPERSUSTENTADORAS INTERNAS DEL
BOEING 727-200 DE LA ESIME TICOMAN A TRÁVES DE UN SISTEMA
DE INTERFACE ELÉCTRICO ELECTRÓNICO BASADO EN MICROCONTROLADOR”

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:

INGENIERO EN AERONÁUTICA

PRESENTA:

CABRERA GARCÍA FRANCISCO JAVIER

ASESORES:

M. EN C. JORGE SANDOVAL LEZAMA
ING. FLORENCIO TOMÁS ESTRADA ROSALES



MÉXICO, D.F. 2013

INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

UNIDAD TICOMÁN

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE: INGENIERO EN AERONÁUTICA
POR LA OPCIÓN DE TITULACIÓN: TESIS INDIVIDUAL
DEBERÁ PRESENTAR: EL C. PASANTE:
CABRERA GARCÍA FRANCISCO JAVIER

“OPERACIÓN DE LAS ALETAS HIPERSUSTENTADORAS INTERNAS DEL BOEING 727-200 DE LA ESIME TICOMAN A TRAVÉS DE UN SISTEMA DE INTERFACE ELÉCTRICO ELECTRÓNICO BASADO EN MICROCONTROLADOR”

	ÍNDICE
	INTRODUCCIÓN
CAPÍTULO I	PLANTEAMIENTO DE LA INVESTIGACIÓN
CAPÍTULO II	MARCO TEÓRICO
CAPÍTULO III	DESARROLLO DEL PROYECTO
CAPÍTULO IV	ADAPTACIÓN DEL NUEVO SISTEMA ELECTROMECAÁNICO
CAPÍTULO V	DISEÑO, CONSTRUCCIÓN E IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA ELÉCTRICO-ELECTRÓNICO
	CONCLUSIONES
	RECOMENDACIONES
	BIBLIOGRAFÍA
	ANEXOS

México, DF., a 11 de febrero de 2013.


A S E S O R E S


M. EN C. JORGE SANDOVAL LEZAMA


ING. FLORENCIO TOMÁS ESTRADA ROSALES

Vo. Bo.


ING. JOSÉ JAVIER ROCHSOTO
DIRECTOR


I. P. N.
ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
UNIDAD TICOMÁN
DIRECCIÓN



*MAN WILL FLY
THROUGH THE POWER OF HIS MIND
NOT THROUGH THE STRENGTH OF MUSCLES.*



ÍNDICE

Índice temático

ÍNDICE	3
ÍNDICE FIGURAS.....	5
ÍNDICE DE TABLAS	8
INTRODUCCIÓN.....	9
CAPÍTULO I. GENERALIDADES.....	17
1.1 PLANTEAMIENTO DE LA INVESTIGACIÓN	17
1.2 DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA.....	18
1.3 OBJETIVOS	19
OBJETIVO GENERAL	19
OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	19
1.4 JUSTIFICACIÓN DE LA INVESTIGACIÓN	20
1.5 ALCANCE DEL TRABAJO.....	21
CAPÍTULO II. MARCO TEÓRICO.....	22
2.1 SUPERFICIES DE CONTROL DE UNA AERONAVE.	22
2.2 ALETAS HIPERSUSTENTADORAS (FLAPS).....	24
2.3 DESCRIPCIÓN DE LAS ALETAS HIPERSUSTENTADORAS (FLAPS) DE LA AERONAVE BOEING 727-200.....	25
2.4 OPERACIÓN DE LAS ALETAS HIPERSUSTENTADORAS (FLAPS) DE LA AERONAVE BOEING-727-200.....	26
CAPÍTULO III. DESARROLLO DEL PROYECTO.	39
3.1 ESTUDIO DE LA OPERACIÓN Y CARACTERÍSTICAS DEL SISTEMA HIDROMECAÁNICO DE LA AERONAVE BOEING 727-200.....	39
3.2 SISTEMA DE CONTROL DEL SISTEMA HIDROMECAÁNICO DE LAS ALETAS HIPERSUSTENTADORAS (FLAPS) DE LA AERONAVE BOEING 727-200.	44
3.3 INSPECCIÓN Y EVALUACIÓN DE LOS COMPONENTES DE EXTENSIÓN Y RETRACCIÓN DE LAS ALETAS HIPERSUSTENTADORAS (FLAPS) DE LA AERONAVE BOEING 727-200.....	46
3.4 APLICACIÓN DEL SERVICIO DE MANTENIMIENTO DE LOS COMPONENTES DE LAS ALETAS HIPERSUSTENTADORAS INTERNAS DE LA AERONAVE BOEING 727-200.	48
3.5 ENSAMBLE DE LAS ALETAS HIPERSUSTENTADORAS INTERNAS DE LA AERONAVE BOEING 727-200.....	53



CAPÍTULO IV. ADAPTACIÓN DEL NUEVO SISTEMA ELECTROMECAÁNICO.	57
4.1 ADAPTACIÓN DEL SISTEMA ELECTROMECAÁNICO INDEPENDIENTE.	57
4.2 ELECCIÓN DE MATERIAL.	61
4.3 ADAPTACIÓN DE LA FLECHA DE TRANSMISIÓN DEL SISTEMA HIDROMECAÁNICO DE LA ALETA HIPERSUSTENTADORA (FLAP NO. 2) DE LA AERONAVE BOEING 727- 200.	62
CAPITULO V. DISEÑO, CONSTRUCCIÓN E IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA ELÉCTRICO-ELECTRÓNICO.....	64
5.1 MOTOR ELÉCTRICO	64
5.2 MOTORES ELÉCTRICOS MONOFÁSICOS.	68
5.3 MOTOR ELÉCTRICO MONOFÁSICO DE AC, PARA LA EXTENSIÓN Y RETRACCIÓN DE LA ALETA HIPERSUSTENTADORA NO. 2 DE BOEING 727-200.	68
5.4 CONTROL DEL MOTOR ELÉCTRICO MEDIANTE UN RELAY.	69
5.5 CIRCUITO EQUIVALENTE.....	70
5.6 IMPLEMENTACIÓN DEL TRIAC EN CIRCUITO CONTROLADOR.	74
5.7 MICROCONTROLADORES PIC.....	76
5.8 DISEÑO, CONSTRUCCIÓN E IMPLEMENTACIÓN DEL CIRCUITO ELECTRÓNICO PARA EL CONTROL DEL MOTOR ELÉCTRICO.	81
CONCLUSIONES	86
RECOMENDACIONES	87
REFERENCIAS	88
ANEXOS.....	89
ANEXO A: ESPECIFICACIONES DE LA AERONAVE BOEING 727 100 Y 200.....	89
IMAGEN GENERAL DEL BOEING 727.	90
IMAGEN GENERAL DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL BOEING 727.....	91
ANEXO B: FICHAS TÉCNICAS	92
OPTOACOPLADOR Y TRIAC.....	92



ÍNDICE FIGURAS

Figura 1. Línea de ensamble del Boeing 727.	9
Figura 2. Secciones principales del Boeing 727.	11
Figura 3. Mandos de vuelo mecánicos.	12
Figura 4. Mandos de vuelo hidromecánico Boeing 717.	13
Figura 5. Mandos de volar-por-alambre análogo.	15
Figura 6. Mandos de volar-por-alambre digital.	16
Figura 7. Superficies de control de una aeronave.	22
Figura 8. Superficies secundarias de una aeronave.	23
Figura 9. Aletas hipersustentadoras (Flaps) de una aeronave.	25
Figura 10. Ensamble de las aletas hipersustentadoras (Flaps) de la aeronave Boeing 727-200.	26
Figura 11. Localización del sistema de las aletas hipersustentadoras (Flaps) de la aeronave Boeing 727-200.	28
Figura 12. Detalle Flaps extendidos de la aeronave Boeing 727-200.	30
Figura 13. Ángulos de extensión de los Flaps de la aeronave Boeing 727-200.	31
Figura 14. Palanca selectora de los Flaps de la aeronave Boeing 727-200.	32
Figura 15. Palanca selectora de los Flaps detalle de posición.	32
Motor hidráulico de los Flaps.	32
Figura 16. Unidad de poder del Flap de la aeronave Boeing 727-200.	33
Figura 17. Unidad de transmisión de los Flaps.	34
Figura 18. Caja de engranes de ángulo de los flaps interiores.	35
Figura 19. Conjunto de la caja de engranes de operación reversible de los Flaps.	36
Figura 20. Conjunto de transmisión de los Flaps.	38
Figura 21. Esquema del sistema hidráulico de la aeronave Boeing 727-200.	40
Figura 22. Sistema Hidráulico A de la aeronave Boeing 727-200.	40
Figura 23. Diagrama de tareas para la simulación de extensión y retracción de las aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200 sin controlar el motor eléctrico.	42
Figura 24. Propuesta para la propulsión de las aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200.	42
Figura 25. Sistema electromecánico independiente sustituyendo al sistema hidráulico de propulsión de las aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200.	43
Figura 26. Esquema de sistema de control del sistema hidromecánico de las aletas hipersustentadoras (flaps) de la aeronave Boeing 727-200.	44



Figura 27. Diagrama de tareas para construir el circuito controlador.....	45
Figura 28. Propuesta para el control de extensión y retracción de las aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200.....	45
Figura 29. Sistema de control electrónico sustituyendo al sistema de control de las aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200.....	46
Figura 30. Área de posición de las aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200.....	48
Figura 31. Caja de transmisión Flap No. 2.	48
Figura 32. Tornillo sin fin remoción de corrosión.	49
Figura 33. Limpieza de la caja Gimbal (vista superior).	49
Figura 33. Limpieza de la caja Gimbal (vista frontal).	49
Figura 34. Ensamble de los componentes mecánicos.....	50
Figura 35. Ensamble de los componentes mecánicos de las aletas hipersustentadoras internas con detalle a la aeronave Boeing 727-200.	50
Figura 36. Ejemplo Ensamble del Flap No. 2 a la aeronave Boeing 727-200.	51
Figura 37. Servicio a las crucetas del Flap No 2.	51
Figura 38. Servicio a las crucetas de la aeronave Boeing 727-200.	52
Figura 39. Ensamble de las crucetas de las aletas hipersustentadoras internas con detalle a la aeronave Boeing 727-200.	52
Figura 40. Ensamble de las crucetas de la aleta hipersustentadora interna No.2 de la aeronave Boeing 727-200.	53
Figura 41. Ensamble tubos troque y cajas de transmisión manual de mantenimiento y reparación (MMR) de la aeronave Boeing 727-200.....	53
Figura 42. Ensamble de tubos torque de transmisión.....	54
Figura 43. Ensamble de las tres superficies que conforman las aletas hipersustentadoras internas.....	54
Figura 44. Ensamble de la superficie media y superior del Flap No. 2 al soporte.....	55
Figura 45. Flap No. 2 de la aeronave Boeing 727-200 manual de mantenimiento y reparación (MMR).....	55
Figura 46. Flap No. 2 de la aeronave Boeing 727-200.	56
Figura 47. Ensamble de la unidad de poder de la aeronave Boeing 727-200(IPC).	57
Figura 48. Caja de transmisión de potencia de las aletas hipersustentadoras internas con detalle a la aeronave Boeing 727-200.....	58
Figura 49. Imagen CAD diseño del soporte para el ensamble.....	59
Figura 50. Condición final de diseño de la junta de ensamble.....	59



Figura 51. Plano del soporte para el ensamble.	60
Figura 52. Ensamble del soporte y del motor eléctrico.	61
Figura 53. Flecha de transmisión.	62
Figura 54. Ensamble del soporte, flecha de transmisión y del motor eléctrico.	63
Figura 55. Ensamble del soporte y del motor eléctrico a la aeronave Boeing 727-200.	63
Figura 56. Partes principales de un motor eléctrico.	64
Figura 57. Tipos de estatores.	65
Figura 58. Tipos de rotores.	66
Figura 59. Cojinete de deslizamiento y Cojinete de rodamiento.	67
Figura 60. Motor eléctrico monofásico de A.C.	68
Figura 61. Motor eléctrico monofásico de corriente alterna.	69
Figura 62. Diagrama esquemático del Relay (Relé)	70
Figura 63. Diagrama esquemático del relay.	70
Figura 64. Diagrama esquemático del PIC 16F84 y el relay.	71
Figura 65. Pruebas de funcionamiento mediante el uso del Relay.	71
Figura 66. Símbolo esquemático del TRIAC.	73
Figura 67. Estructura básica del TRIAC.	73
Figura 68. Diagrama esquemático del circuito eléctrico utilizando un TRIAC 2N6071.	74
Figura 69. Pruebas de funcionamiento del TRIAC en el protoboard.	75
Figura. 70 SSR.	76
Figura 71. PIC16F84.	78
Figura 72. Diagrama esquemático del oscilador.	79
Figura 73. Conexión del PIN MCLR.	80
Figura 74. Niveles de tensión ideales en bornes de un interruptor, pulsador.	80
Figura 75. Diagrama esquemático del PIC 16F84.	82
Figura 76. Grabado de pistas y taladrado.	83
Figura 77. Lado de soldadura.	84
Figura 78. PBC vista de los componentes con el PIC 16F84, fuente de alimentación de 5v.	84
Figura 79. Placa del microcontrolador.	85
Figura 80. Motor eléctrico montado en el pozo del tren de aterrizaje.	85



ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Especificaciones del Boeing 727-200.	10
Tabla 2. Motor eléctrico de corriente alterna vs motor eléctrico de corriente directa.....	43
Tabla 3 Nivel de corrosión de los componentes mecánicos extensión y retracción de la aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200.	47
Tabla 4 Ficha técnica de la aleación de Al 3003.	61
Tabla 5. Equipo y material de construcción para circuito electronico.....	81
Tabla 6. Lista de componentes electrónicos para la construcción.....	81



INTRODUCCIÓN

Boeing 727.

El Boeing 727 es una aeronave trimotor comercial de tamaño medio, más reconocido a nivel mundial, sería el primer avión en tener APU (Unidad Auxiliar de Potencia) siendo el modelo más vendido hasta principios de los años 90, con un total de 1.831 aviones entregados vea figura 1, época en que fue sustituido por el Boeing 737. En agosto de 2006, un total de 127 Boeing 727-100 y 493 Boeing 727-200 permanecían en servicio activo.

El rollout se efectuó el 27 de Noviembre de 1962 en la planta de Renton, estado de Washington USA, el primer vuelo se efectuó el 9 de Febrero de 1963.



Figura 1. Línea final de ensamble del Boeing 727.



Especificaciones:

Características generales (727-200)
Envergadura : 32,91 m
Longitud : 46,69 m
Altura del empenaje : 10,36 m
Motores : 3 Pratt & Whitney JT8D,
Peso máximo al despegue : 95.028 kg
Max. número de pasajeros : 189
Velocidad de crucero : 907 km/h
Altitud de crucero : 9,1 a 12,2 km
Alcance : 4.450 km

Tabla 1. Especificaciones Boeing 727-200.



El Boeing 727 ha demostrado ser muy útil para las necesidades de aerolíneas de todo el mundo debido a su capacidad para aterrizar en pistas cortas, uno de los detalles que dieron al 727 su habilidad para aterrizar en dichas pistas, era el diseño único de sus alas vea figura 2, combinando flaps Krueger y slats aumentando la estabilidad a bajas velocidades.

Desarrollado como complemento del Boeing 707 y del 720, el 727 fue diseñado específicamente para cubrir rutas de corto y mediano alcance, empezando su desarrollo en febrero de 1956, incrementándose la capacidad de asientos, la facilidad de mantenimiento, y la operación del aparato.

En el 727, se usaron algunos diseños provenientes de los 707 y 720, como lo son la forma de su radomo y cabina de pilotaje, usando las mismas ventanillas superiores vea figura 2. Su mantenimiento es muy versátil permitiendo gran adaptabilidad de complementos como motores nuevos, y gran prestación para adaptación de carga.

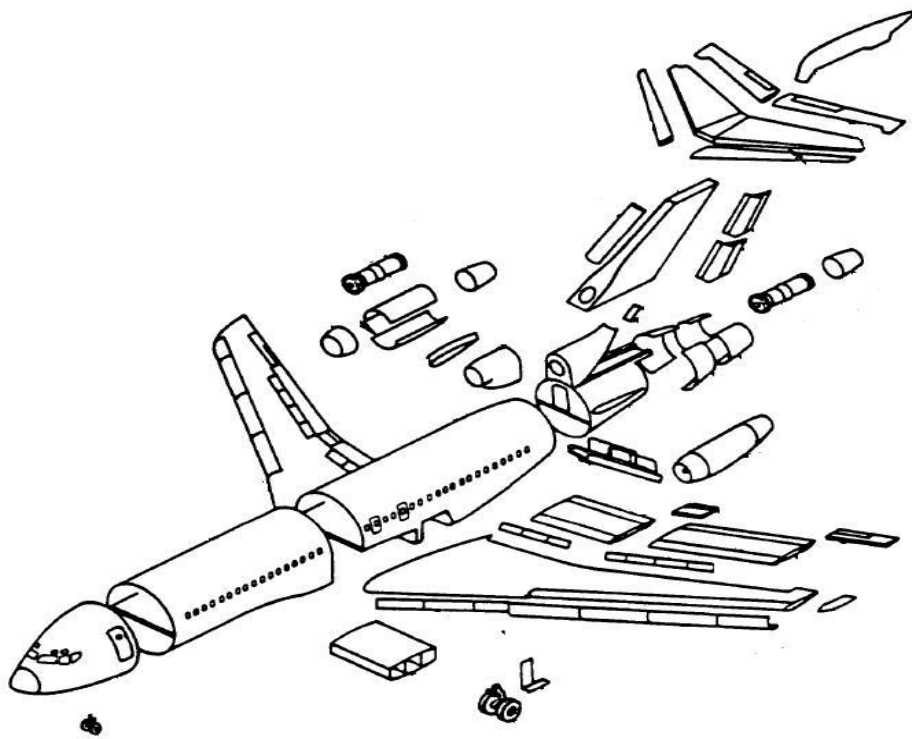


Figura 2. Secciones principales del Boeing 727.

Sistemas básicos de mandos de vuelo.

Mecánico.

Los sistemas de mandos de vuelo mecánico o manual son el método más básico de controlar un avión, fueron utilizados temprano en el avión y se utilizan actualmente en aviones pequeños donde no hay excesivas fuerzas aerodinámicas. En los inicios el avión utilizó un sistema de combeo del ala.

Un sistema de mandos de vuelo manual utiliza una colección de partes mecánicas tales como barras, cables, poleas y cadenas vea figura 3.

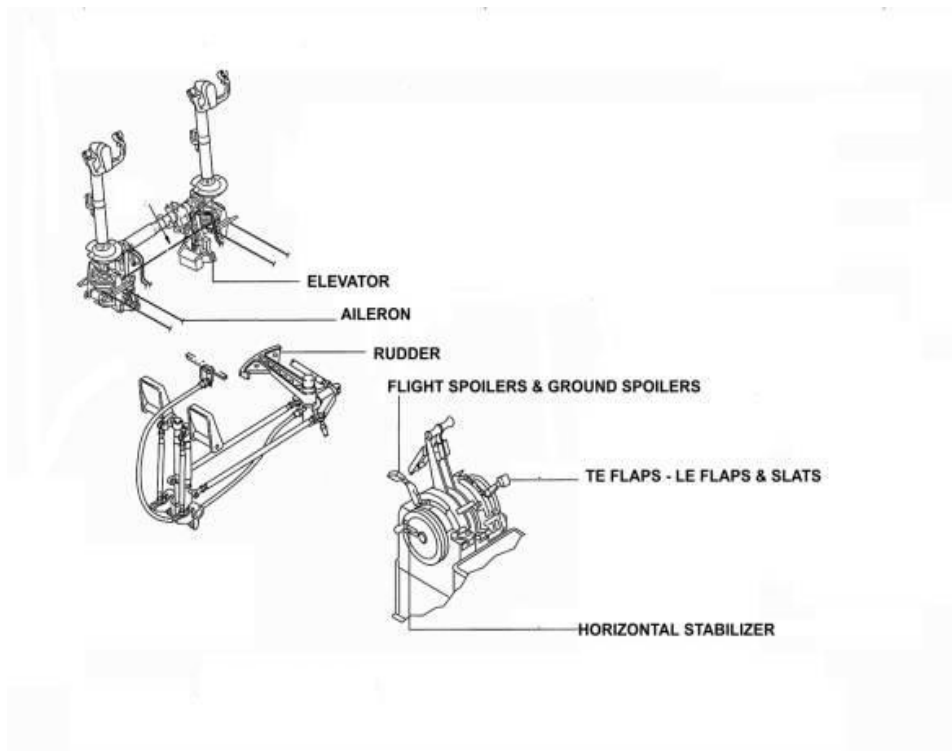


Figura 3. Mandos de vuelo mecánicos.

Complicados arreglos de engranajes fueron desarrollados para extraer máxima ventaja mecánica para reducir las fuerzas requeridas de los pilotos. Este arreglo se puede encontrar en un rendimiento más grande o más alto en el avión de propulsión.

Un cierto uso mecánico de los sistemas de mandos de vuelo proporciona ayuda aerodinámica y reducción de complejidad. Las servo aletas son superficies pequeñas con bisagras a las superficies de control. Los mecanismos mueven estas aletas, las fuerzas aerodinámicas alternadamente mueven, o asisten al movimiento de las superficies de control que reducen la cantidad de fuerzas mecánicas necesitadas.

Hidromecánico.

Con los sistemas de mandos de vuelo hidráulicos figura 4, el tamaño y el funcionamiento del avión son limitados por la economía más bien por la fuerza de un piloto, los sistemas de mandos de vuelo hidráulicos tienen dos secciones:

1. El circuito mecánico

El circuito mecánico liga los controles de la cabina a los circuitos hidráulicos. Como el sistema de mandos de vuelo mecánico, consiste en las barras, los cables, las poleas, y a veces cadenas.

2. El circuito hidráulico

El circuito hidráulico tiene las bombas hidráulicas, los depósitos, los filtros, las válvulas y actuadores, los actuadores son accionados por la presión hidráulica generada por las bombas en el circuito hidráulico, los actuadores convierten la presión hidráulica en los movimientos de la superficie de control, las servo válvulas controlan el movimiento de los actuadores.

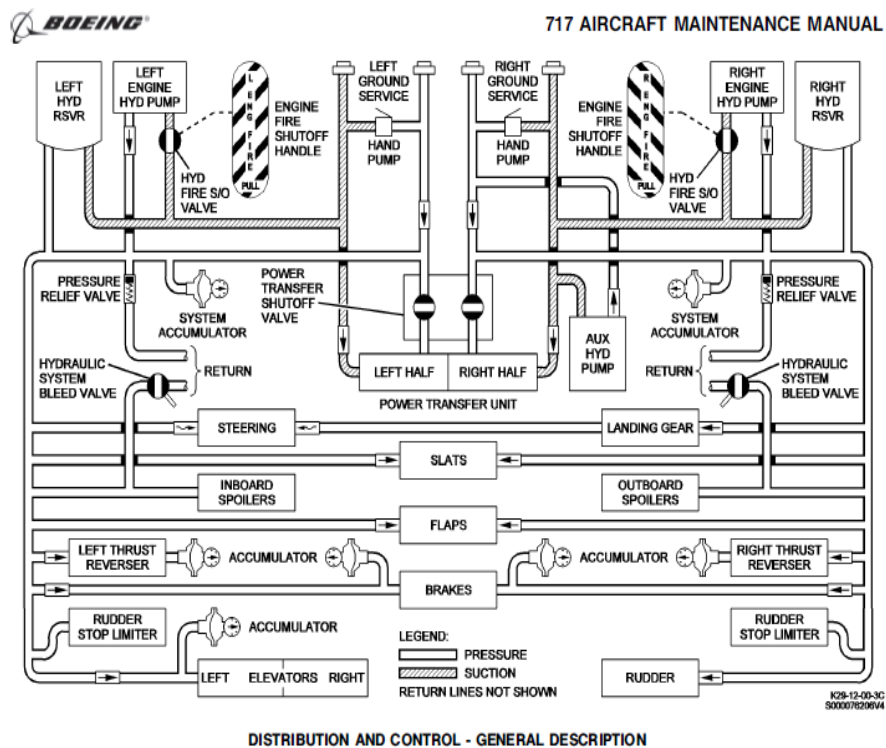


Figura 4. Mandos de vuelo hidromecánico Boeing 717.



El movimiento del piloto sobre un control hace al circuito mecánico abrir el servo válvula que empareja en el circuito hidráulico, el circuito hidráulico acciona los actuadores que entonces mueven las superficies de control.

Mientras que el actuador se mueve el servo válvula es cerrada por un mecanismo de retorno acoplamiento que para el movimiento de la superficie de control en la posición deseada.

Sistemas de control del volar-por-alambre (FBW).

Usando los circuitos de control eléctricos combinados con computadoras, los diseñadores pueden ahorrar el peso, mejorar confiabilidad, y utilizar las computadoras para prevenir las características indeseables mencionadas arriba.

Las palabras “Volar-por-Alambre” implican solamente a un sistema de control eléctrico-señalado, el término se utiliza generalmente, sin embargo, en el sentido de controles de computadora-configurados, aquí es donde, entre el operador y el actuador del control o la superficie final, se interpone un sistema informático. Esto modifica las entradas del piloto de acuerdo con programas del software, estos se desarrollan y se validan cuidadosamente para producir efecto operacional.

Análogo.

El sistema de mandos de vuelo de volar-por-alambre elimina la complejidad, la fragilidad y el peso del circuito mecánico de los sistemas de mandos de vuelo hidromecánicos y lo substituye por un circuito eléctrico. Los controles de la cabina ahora funcionan con transductores que generan los comandos apropiados, de la señal alternadamente, son procesados por un regulador electrónico, piloto automático ahora está es la parte del regulador electrónico.

Los circuitos hidráulicos son similares salvo que las servo válvulas mecánicas se substituyen por las servo válvulas eléctrico-controladas, activadas por el regulador electrónico vea figura 5, esta es la configuración más simple y más anterior de un sistema de mandos de vuelo análogo del volar-por-alambre.

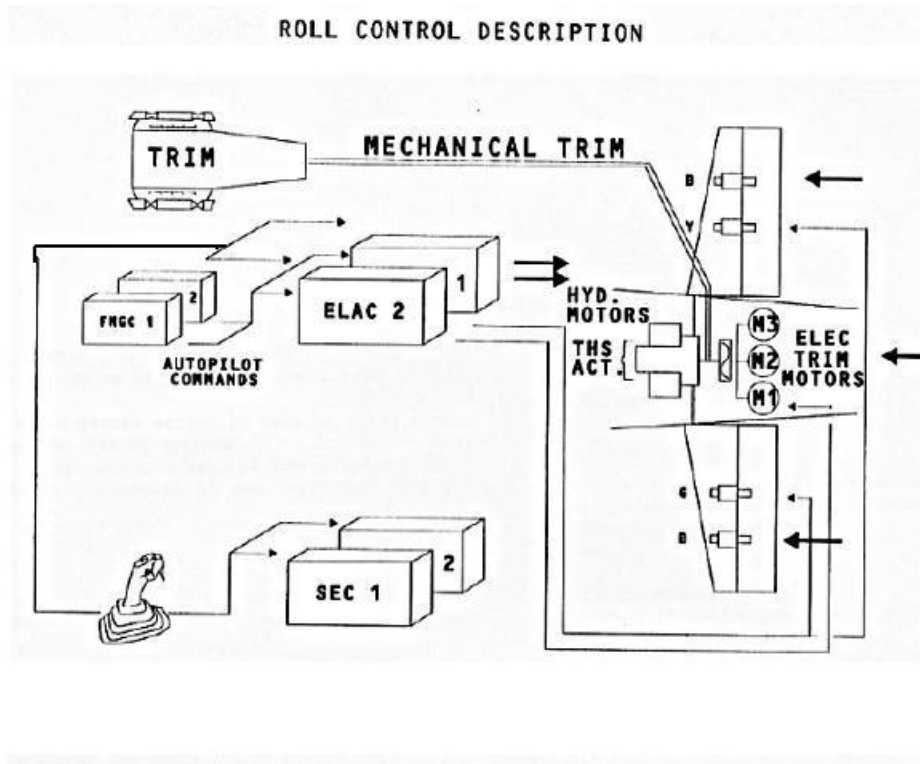


Figura 5. Mandos de volar-por-alambre análogo.

En versiones más sofisticadas, las computadoras análogas substituyeron el regulador electrónico, las computadoras análogas también permitieron un cierto arreglo para requisitos particulares de las características de los mandos de vuelo, incluyendo estabilidad relajada.

Digital.

Un sistema de mandos de vuelo digital del volar-por-alambre es similar a sus contrapartes análogas. Sin embargo, el proceso de señal es hecho por las calculadoras numéricas y la de vuelo “volar-vía-computadora”, esto aumenta flexibilidad mientras que las calculadoras numéricas pueden recibir la entrada de cualquier sensor del avión.

También aumenta estabilidad electrónica, porque el sistema es menos dependiente en los valores de componentes eléctricos críticos en un regulador análogo.

Las entradas “leídas” de la posición y de la fuerza de las computadoras de los controles del piloto y de los sensores del avión, solucionan ecuaciones diferenciales para determinar el comando apropiado de la señal que mueve los mandos de vuelo para realizar las órdenes del piloto.

No obstante la preocupación superior por sistemas automatizados, digitales del volar-por-alambre es confiabilidad, aún más que para los sistemas análogos. Esto es porque un software corriente de la computadora es a menudo la única trayectoria del control entre el piloto y superficies de control.

Si el software falla, el piloto puede no poder controlar el avión, por lo tanto virtualmente todos los sistemas del volar-por-alambre están triple o cuádruple redundante. Si uno o dos computadoras fallan, las otras continúan trabajando, también cuenta con un sistema de control de reserva eléctrico, mecánico o hidráulico análogo, esto se piensa para reducir el riesgo de la falta total debido a una avería genérica del software.

Para los aviones de pasajeros, la redundancia mejora seguridad, pero el volar-por-alambre también mejora economía porque la eliminación de artículos mecánicos pesados reduce el peso figura 6.

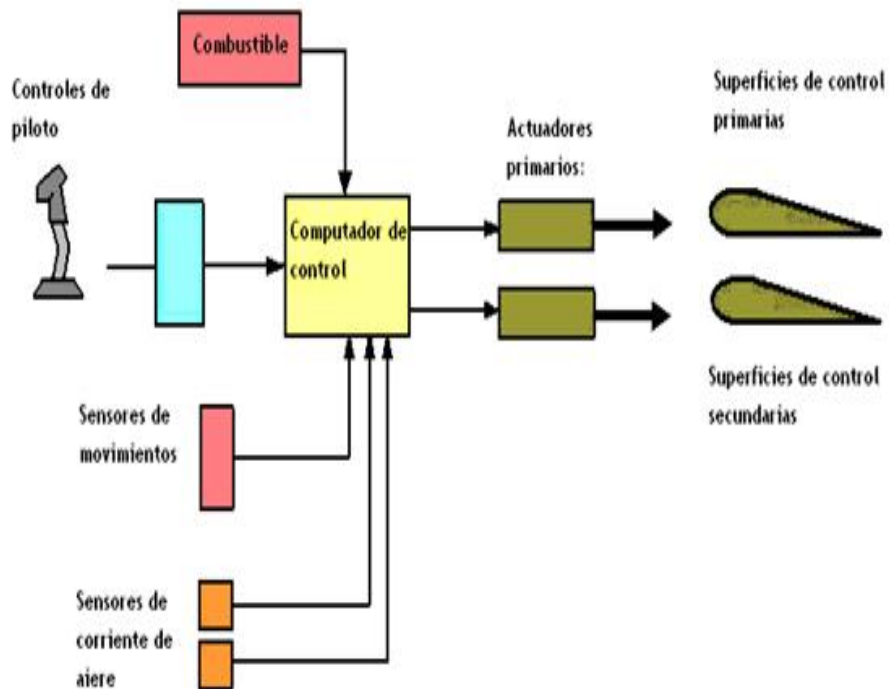


Figura 6. Mandos de volar-por-alambre digital.



CAPÍTULO I. GENERALIDADES.

1.1 PLANTEAMIENTO DE LA INVESTIGACIÓN

En este proyecto se presenta la propuesta de adaptación y construcción de un sistema electromecánico independiente controlado por sistema eléctrico-electrónico para la simulación de extensión y retracción de las superficies hipersustentadoras internas (inboardflaps) de la aeronave Boeing 727-200 de ESIME TICOMAN.

Las superficies hipersustentadoras, cuya función es la de aumentar la sustentación del avión, situados en el borde de ataque y en la parte exterior e interior trasera del ala, se deflactan hacia abajo de forma simétrica (ambos a la vez), en uno o más ángulos, con lo cual cambian la curvatura del perfil del ala.

Las aletas hipersustentadoras internas (inboardflaps) que se encuentra en la aeronave Boeing 727-200 la cual únicamente deben emplearse en las maniobras de despegue, aproximación y aterrizaje, las cuales operan mediante un sistema mecánico-hidráulico el cual realiza la extensión y retracción, alojado en la parte interior de la aeronave y controlado por un sistema de poleas y cables.

Los cuales se sustituirán por un sistema electromecánico y un sistema de interface electrónica y microcontroladores para el control del mismo.



1.2 DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA

La aeronave Boeing 727-200 del Laboratorio Integral de los Sistemas en Aeronaves de la ESIME TICOMAN el cual es un sistema de apoyo didáctico para fortalecer los conocimientos en las materias mantenimiento aviónica, sistemas en aeronaves, sistema eléctrico en aeronaves, sistemas de control en aeronaves por mencionar algunas, que se imparten en la carrera de Ingeniería en Aeronáutica.

Tiene como objetivo que los alumnos a través de los conocimientos adquiridos en esta, sean aplicados con el objetivo de habilitar los diferentes sistemas de la aeronave a pesar del estado en el que se encuentran a fin de desarrollar nuevos métodos de solución de problemas y tener una constante innovación.

Para poder operar las superficies de control de la aeronave Boeing 727-200 es necesario tener operativo el sistema hidráulico, después de una evaluación del estado en el que se encuentra el sistema se tiene, que está incompleto así como la complejidad de operación del mismo el cual requiere de 3000 a 4000 psi de presión, además de que las líneas del hidráulico están seccionadas en diferentes áreas, una de ellas es la que propulsa el motor hidráulico de las aletas hipersustentadoras (flaps) para su extensión y retracción.

Tomando en cuenta el estado del sistema hidráulico, se opta por reemplazar el sistema hidráulico por un sistema electromecánico independiente controlado mediante interface electrónica y microcontroladores, para poder realizar la simulación de extensión y retracción.

Un microcontrolador que controle el sistema electromecánico aplicando interfaces así como, la aplicación de la ingeniería inversa para la adaptación del mecanismo impulsado eléctricamente.



1.3 OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

Operación de las aletas hipersustentadoras internas del BOEING 727-200 de la E.S.I.M.E. TICOMAN a través del diseño, construcción e implementación del sistema electromecánico independiente controlado por microcontroladores, necesario para la simulación de extensión y retracción de la de las aletas hipersustentadoras internas (inboardflaps) que se encuentra en el Boeing 727-200 del Laboratorio Integral de los Sistemas en Aeronaves de la ESIME TICOMAN.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

1. Habilitar los diferentes componentes mecánicos del sistema de extensión y retracción para su operación de las aletas hipersustentadoras internas (inboardflaps) del Boeing 727-200.
2. Ensamble total de las aletas hipersustentadoras internas (inboardflaps) del Boeing 727-200.
3. Adaptación del sistema electromecánico independiente al Boeing 727-200.
4. Diseño, construcción e implementación del circuito basado en un microcontrolador que controle el sistema electromecánico independiente.
5. Asegurar la correcta operación (simulación) a través de pruebas de extensión y retracción de las aletas hipersustentadoras internas (inboardflaps) del Boeing 727-200 con el nuevo sistema electromecánico independiente.



1.4 JUSTIFICACIÓN DE LA INVESTIGACIÓN

La aeronave Boeing 727-200 fue donada por la empresa Mexicana de Aviación en el año 2004, con el propósito de que los estudiantes cuenten con una plataforma de pruebas en los diferentes sistemas con los que está constituida la aeronave, entre las cuales destacan: control, hidráulico, eléctrico, neumático y de aire acondicionado, entre otros.

Lo anteriormente mencionado fue publicado en la gaceta oficial del Instituto Politécnico Nacional (Número extraordinario 665) así como en los diferentes medios de comunicación, como un “Laboratorio Integral de los Sistemas de la Aeronave.”

Con el cual los estudiantes conocen los principales problemas que deberán resolver una vez que se desempeñen como Ingenieros Aeronáuticos.

Debido a que la aeronave fue seccionada para su transportación las condiciones de las líneas de hidráulico se encuentran inoperativas, derivado de este problema se optó por un sistema electromecánico para la operación el sistema de extensión y retracción de las aletas hipersustentadoras internas (inboardflaps).

Este sistema quedara habilitado como complemento y reforzamiento en las materias que se imparten en la carrera de Ingeniería en Aeronáutica de la E.S.I.M.E. Ticomán, entre ellas: mantenimiento aviónica, sistemas en aeronaves, sistema eléctrico en aeronaves, sistemas de control en aeronaves por mencionar algunas.

Teniendo todo esto en cuenta la planeación del proyecto y realización del mismo se lleva en conjunto con el Laboratorio Integral de los Sistemas de la Aeronave, el cual conjunta las necesidades a resolver con este proyecto.



1.5 ALCANCE DEL TRABAJO

Diseño, construcción e implementación de sistema electromecánico independiente controlado por un sistema de interface eléctrico-electrónico basado en microcontroladores para la simulación de extensión y retracción de las aletas hipersustentadoras internas (inboardflaps) de la aeronave Boeing 727-200 del Laboratorio Integral de los Sistemas en Aeronaves de la ESIME Ticoman.

CAPÍTULO II. MARCO TEÓRICO.

En este capítulo se describe la clasificación de las superficies de control así como las funciones de las mismas, el tipo y funcionamiento de las superficies hipersustentadoras que otorgan mayor sustentación a bajas velocidades, así como el funcionamiento y control de las aletas hipersustentadoras (Flaps), la descripción de todos sus componentes que lo conforman, utilizadas en el Boeing 727-200 la cual fue una de las primeras aeronaves en incorporar esta tecnología, su empleo ahora en aeronaves de todo tipo respaldan su efectividad.

2.1 Superficies de control de una aeronave.

Además de que un avión vuele, es necesario que este vuelo se efectúe bajo control del piloto; que el avión se mueva respondiendo a sus órdenes vea figura 7. Por otro lado, es de gran interés contar con dispositivos que, a voluntad del piloto, aporten sustentación adicional (o no-sustentación) facilitando la realización de ciertas maniobras.

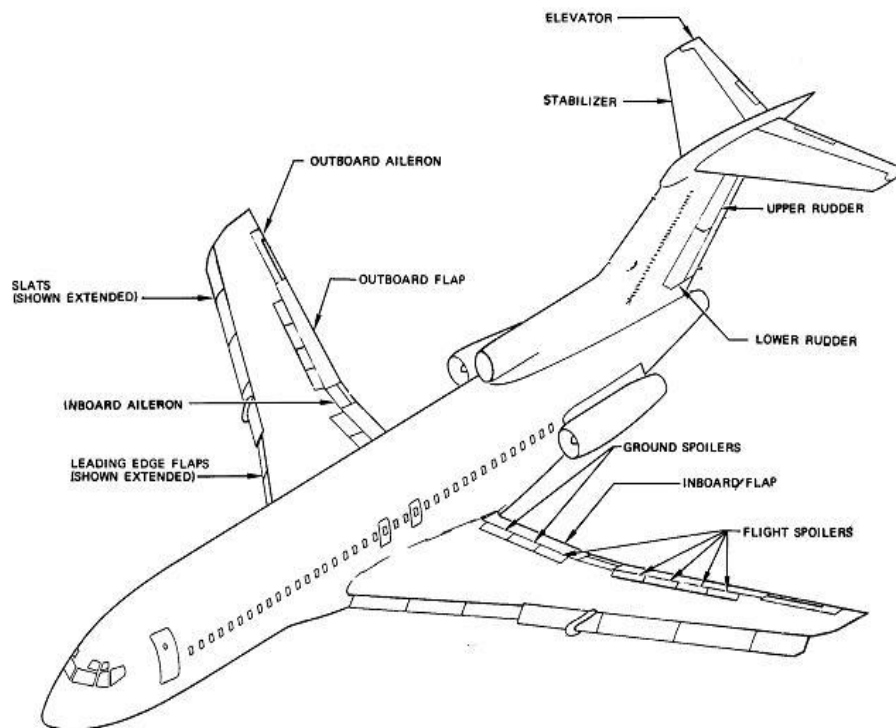


Figura 7. Superficies de control de una aeronave.

Superficies primarias.

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

Superficies secundarias.

Es posible disminuir la velocidad mínima que sostiene a un avión en vuelo mediante el control de la capa límite, modificando la curvatura del perfil, o aumentando la superficie alar, las superficies que realizan una o más de estas funciones se denominan superficies hipersustentadoras, las superficies secundarias son: flaps, slats y spoilers o aerofrenos vea figura 8.

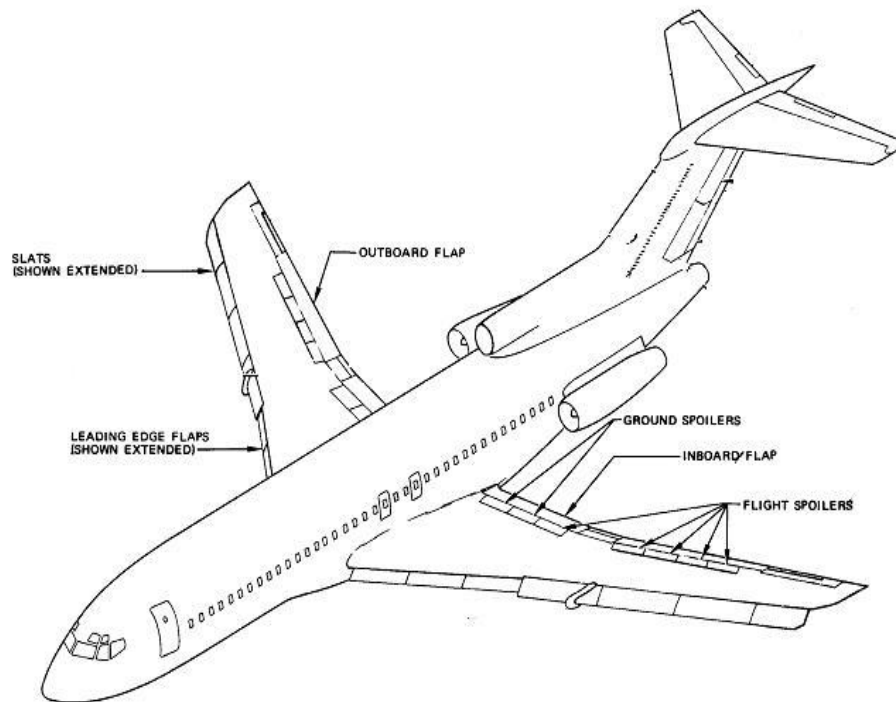


Figura 8. Superficies secundarias de una aeronave.



2.2 Aletas hipersustentadoras (Flaps).

Las aletas hipersustentadoras (flaps) proporcionan mayor sustentación durante los despegues y los aterrizajes, cuando estas bajan, se aumenta la cuerda de la superficie así como también la del ala, originándose con ello el aumento de la combadura y superficie del ala vea figura 9. Las ranuras que resultan, anticipan la separación del aire sobre la superficie del flap.

Hay varios tipos de aletas hipersustentadoras (flaps):

1. Sencillo. Es el más utilizado en aviación ligera. Es una porción de la parte posterior del ala.
2. De intrados. Situado en la parte inferior del ala (intradós) su efecto es menor dado que solo afecta a la curvatura del intradós.
3. Zap. Similar al de intradós, al deflactarse se desplaza hacia el extremo del ala, aumentando la superficie del ala además de la curvatura.
4. Fowler. Idéntico al flap zap, se desplaza totalmente hasta el extremo del ala, aumentando enormemente la curvatura y la superficie alar.
5. Ranurado. Se distingue de los anteriores, en que al ser deflactado deja una o más ranuras que comunican el intradós y el extradós, produciendo una gran curvatura a la vez que crea una corriente de aire que elimina la resistencia de otros tipos de flaps.
6. Kruger. Como los anteriores, pero situado en el borde de ataque en vez del borde de salida.

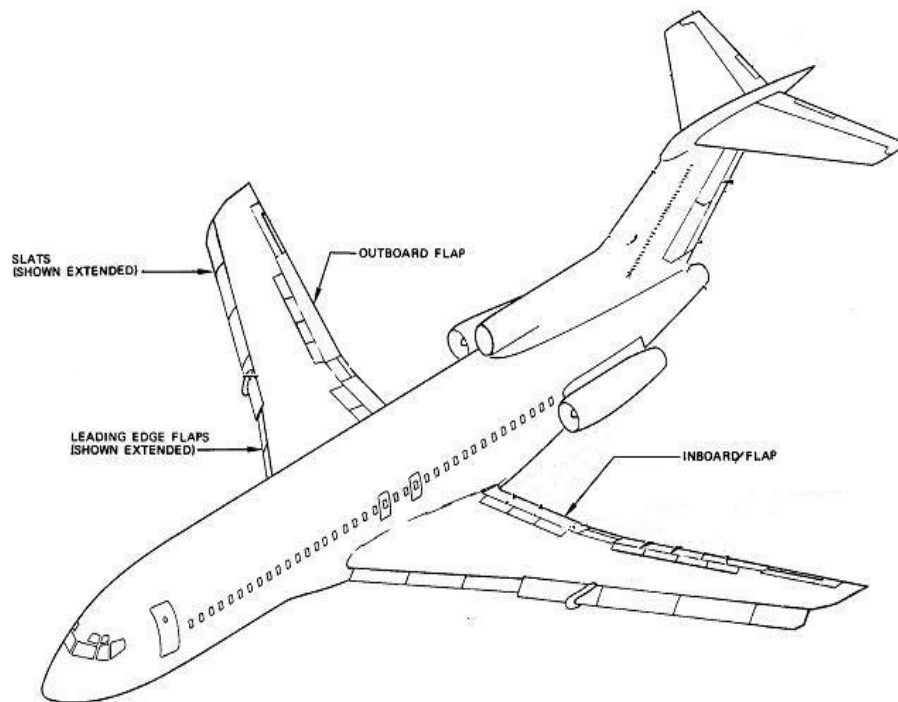


Figura 9. Aletas hipersustentadoras (Flaps) de una aeronave.

2.3 Descripción de las aletas hipersustentadoras (flaps) de la aeronave Boeing 727-200.

La aeronave Boeing 727-200 tiene en el borde de salida de su ala cuatro aletas traseras (flaps), dos interiores y dos exteriores.

Los Flaps proporcionan mayor sustentación durante los despegues y aterrizajes, están formados por tres segmentos, los cuales se retractan cuando la superficie se encuentra arriba y se extienden cuando la superficie se encuentra abajo.

Cuando los flaps bajan, se aumenta la cuerda de la superficie así como también la del ala, originándose con ello el aumento de la combadura y superficie del ala, las ranuras que resultan, anticipan la separación del aire sobre la superficie del Flap.

Cada uno consiste de un segmento delantero, uno intermedio y uno trasero. El segmento intermedio está conectado a dos rodamientos que se desplazan en rieles o guías principales, el borde de salida del segmento intermedio cuenta con guías traseras que soportan el segmento trasero como se muestra en la figura 10.

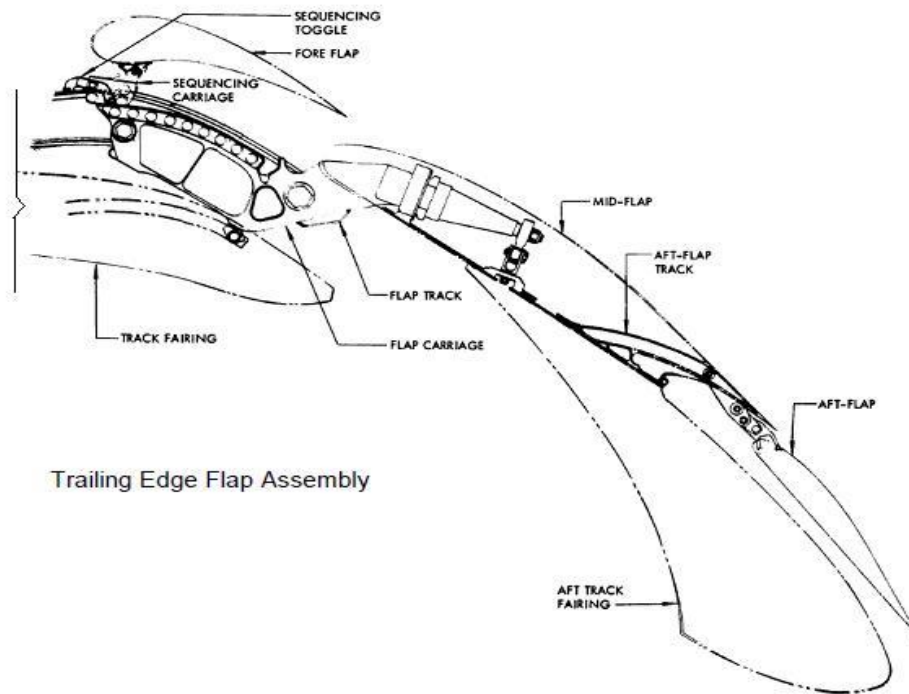


Figura 10. Ensamble de las aletas hipersustentadoras (Flaps) de la aeronave Boeing 727-200.

2.4 Operación de las aletas hipersustentadoras (flaps) de la aeronave Boeing-727-200.

Hay dos mecanismos de actuación internos incorporados en el segmento intermedio para la operación del segmento trasero. El segmento delantero montado en un pequeño rodamiento de secuencia, que corre en la cuerda superior de la guía principal. Hay además un seguro de secuencia para frenar el rodamiento del segmento delantero.

Las guías curvas del segmento delantero se conectan con las guías de este segmento, justamente en la parte intermedia. Cuando los flaps se extienden, los tres segmentos se extienden plegados hasta que la cuerda del avión alcance un ángulo de extensión de aproximadamente de 10° ver figura 11.

En este punto, los retenes en la guía principal engarzan con el rodamiento de secuencia del segmento delantero, evitando el movimiento hacia atrás del segmento delantero.

El segmento intermedio, continúa su carrera hacia abajo, ocasionando el movimiento relativo entre las guías del segmento y del delantero, este movimiento se transmite a través del mecanismo de actuación para extender el segmento trasero.

Los flaps se identifican como flaps interiores y flaps exteriores, son operados en forma normal e independiente por medio de motores hidráulicos y sistemas mecánicos.



Cada juego de flaps (interiores o exteriores) es operado por medio de motores dos conjuntos de transmisiones mecánicas. La transmisión mecánica para cada uno de los juegos de flaps están formados por tubos de torsión, cajas de engranes, tornillos sin fin, unidades de potencia, motores hidráulicos y motores eléctricos vea figura 11.

La operación normal de ambos sistemas (interiores y exteriores) se hace en forma simultánea desde la palanca de control localizada en el pedestal de la cabina.

La palanca posiciona a las válvulas selectoras (localizadas en los pozos del tren principal) por medio de juego de cables de acero, que se dirigen hacia atrás a través de las vigas del piso hasta un cuadrante de control que se encuentra en el pozo del tren derecho.

Este cuadrante conectado a través de balancines, varillas y cables a las dos válvulas selectoras de control. Estas válvulas selectoras reciben presión hidráulica del sistema hidráulico "A". La relación de flujo a los motores hidráulicos, se controla mediante las válvulas limitadoras de flujo, instaladas en las líneas de alimentación a las válvulas selectoras vea figura 11.

El sistema de los flaps cuenta con retroalimentación mecánica para hacer proporcional la operación de los flaps con el movimiento de la palanca, es decir, que la posición de los flaps esté de acuerdo con la posición de la palanca.

Esto se logra gracias a la señal de retroalimentación que posiciona a las válvulas selectoras en neutral, tan pronto los flaps llegan a la posición seleccionada.

Se aprovecha también el movimiento de retroalimentación para que a través de varillas se opere a la válvula de control de los implementos del borde de ataque, cuenta con limitadores de torque en todos los conjuntos de transmisión de los flaps.

El limitador de torque especifica la carga de operación que el sistema respectivo puede imponer en un conjunto de transmisión, a un valor tal, que los flaps y la estructura de soporte puedan reaccionar en caso de ocurrir una falla completa en el otro conjunto de transmisión.

Al engazar el limitador de torque, se detiene el sistema de operación de los flaps, evitando así una situación de asimetría. Se tienen frenos de fricción en el interior de las cajas de engranes de cada uno de los tornillos sin fin para evitar la acción reversible de la superficie como consecuencia de las cargas aerodinámicas durante el ciclo de extensión de la misma.

Cuando se pone el interruptor maestro de los flaps en la posición de "ON", opera la bomba hidráulica de reversa, se manda a las válvulas de sobre paso de los flaps interiores y exteriores y también a la válvula de sobrepaso de los implementos del borde de ataque.

El sistema hidráulico de los flaps, cuenta con un amortiguador de pulsos localizado en el pozo del tren principal izquierdo, el cual evita el exceso de presión en los motores hidráulicos. El amortiguador consiste de un tubo con un tapón en uno de sus extremos y está instalado verticalmente en el mamparo de la viga de quilla.

Las líneas de drenaje de los motores hidráulicos, se unen a una línea común para dirigirse a la línea de regresos del sistema hidráulico "A". Una conexión en forma de "T" conecta al amortiguador con la línea común de retorno. Entre la T y la conexión del retorno del sistema hidráulico "A" está instalada una válvula de no regreso, la cual tiene como fin aislar la amortiguación de los pulsos de la línea de retorno del sistema hidráulico "A".

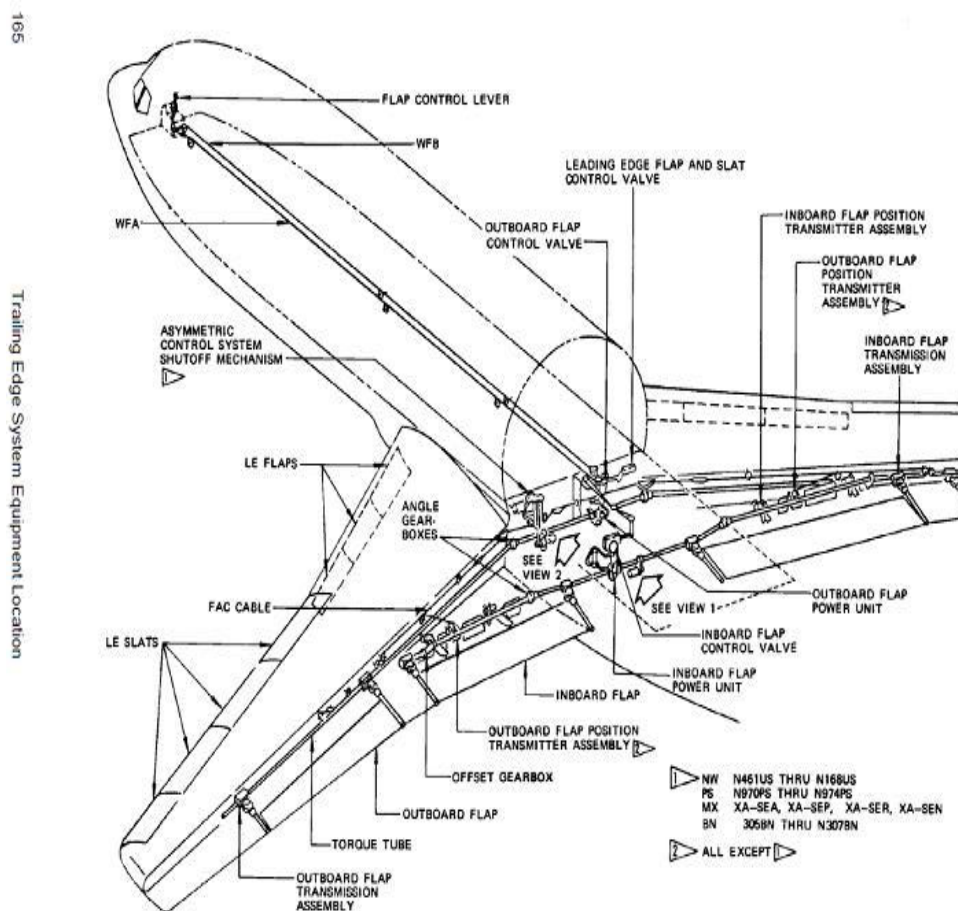


Figura 11. Localización del sistema de las aletas hipersustentadoras (Flaps) de la aeronave Boeing 727-200.

Los flaps son del tipo de triple segmento, denominado, segmento delantero, intermedio y trasero. Los mecanismos de actuación están incorporados en la parte interior de cada aleta a fin de separar los segmentos durante la extensión de los mismos vea figura 12.

Los flaps están soportados por dos rieles, que están montadas abajo del ala en la posición del sentido del flujo de aire. El colocar las vigas en esta posición presenta un mínimo de resistencia al flujo del aire sobre el flap.



Cada flap es operado por dos conjuntos de transmisiones mecánicas. Los conjuntos están instalados en la viga trasera del ala y en la viga delantera del tren de aterrizaje para conectarse con el segmento intermedio, mediante un eje de transmisión, los segmentos del flap se mantienen plegados cuando están retractados (vea figura 45 y 46).

Durante la iniciación de la extensión, los tres segmentos permanecen plegados y solo se extiende la cuerda del ala del avión hasta que el ángulo entre la cuerda del ala y el plano de referencia del segmento intermedio es de 10° .

En este punto, el rodamiento del segmento delantero es detenido por retenes de las vigas principales del flap, evitando el movimiento adicional hacia atrás del segmento delantero. Como el flap principal continua extendiéndose, ocurre un movimiento relativo entre las vigas del segmento delantero e intermedio que opera al mecanismo de actuación del segmento trasero.

Este último empieza a separarse del intermedio y el delantero gira debido a la acción de la leva del conjunto del rodamiento del segmento intermedio. Lo anterior aumenta en gran medida el área del flap. El ángulo del flap, se define como el ángulo entre el plano de la cuerda del ala y el plano de referencia del segmento intermedio vea figura 13.

Sin embargo los dos planos no son paralelos, existe un ángulo entre ellos cuando la posición de los flaps es de retractado. Este ángulo es de $-3^\circ 20'$ para los flaps interiores, y de $-1^\circ 45'$ para los flaps exteriores.

En la posición de todo extendido, el ángulo entre el plano de la cuerda y el plano de referencia de los flaps, es de 40° . Sin embargo la rotación de los flaps, medida en la envergadura del segmento intermedio es de $43^\circ 20'$ para los flaps interiores y de $41^\circ 45'$ para los exteriores. De esta manera el ángulo que será medido con un implemento apropiado, será el de rotación y no el ángulo del flap.

El ángulo de rotación del segmento delantero con respecto de la cuerda del ala es de 20° y el del trasero es de 60° .

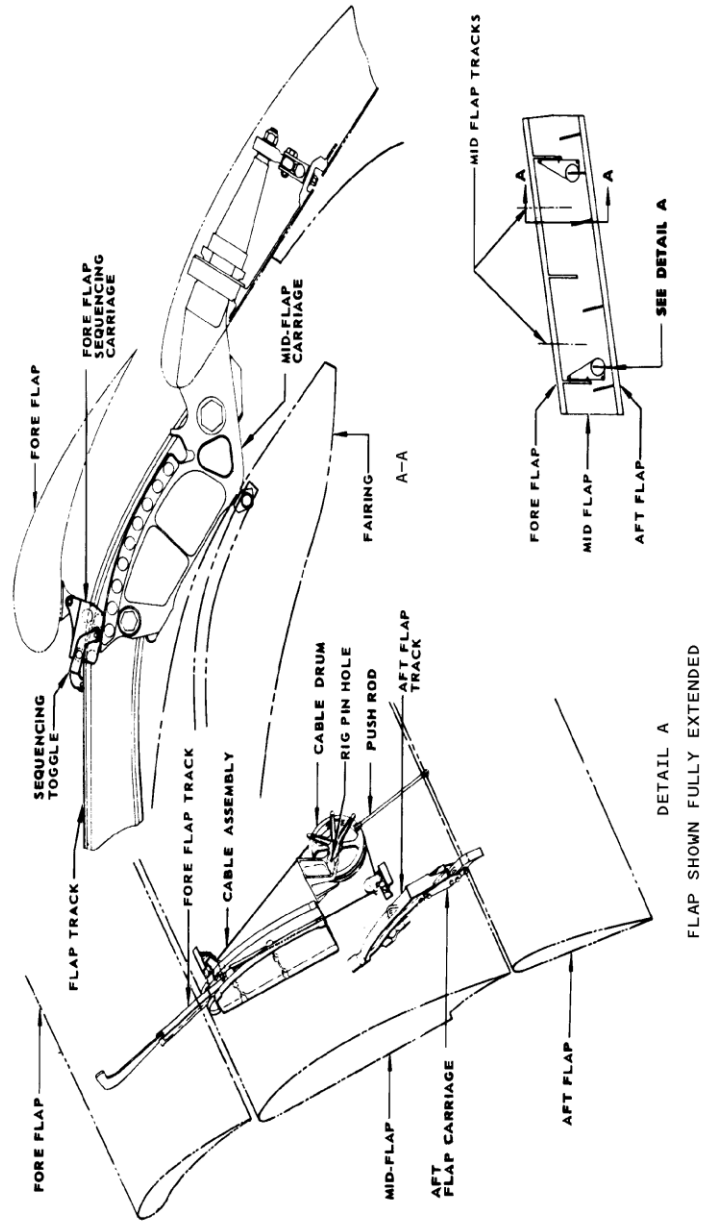


Figura 12. Detalle Flaps extendidos de la aeronave Boeing 727-200.

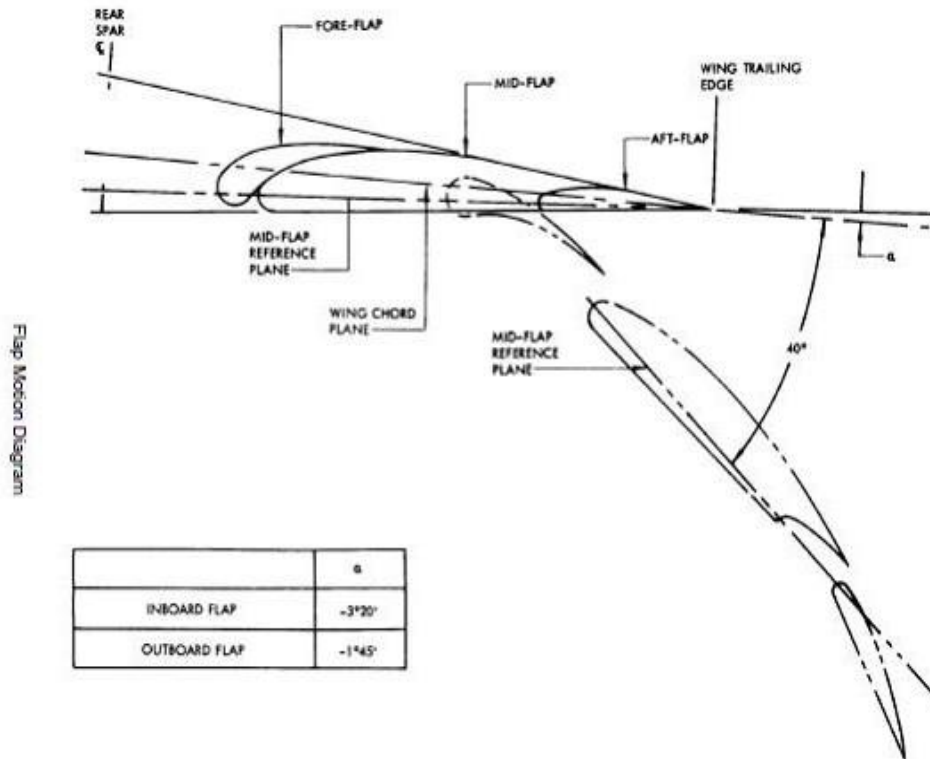


Figura 13. Ángulos de extensión de los Flaps de la aeronave Boeing 727-200.

Palanca selectora de los Flaps.

Esta palanca controla la operación de los flaps. Se localiza en el lado derecho del pedestal de la cabina de pilotos. Consiste de una manija telescópica a carga de resorte, una manija inferior y un tambor de cables. El tambor gira alrededor de la flecha de control en el pedestal, unido a los cables de control de los flaps vea figura 14.

La palanca gira alrededor de un cuadrante que tiene retenes en las posiciones 0° , 2° , 5° , 15° , 25° , 30° y 40° .

Cada reten corresponde a un ángulo de extensión de los flaps. La palanca se encuentra en carga de resorte para poder caer en cada uno de sus retenes. Al levantar la palanca a un cuarto de pulgada esta se sale del reten para permitir la siguiente selección vea figura 15.

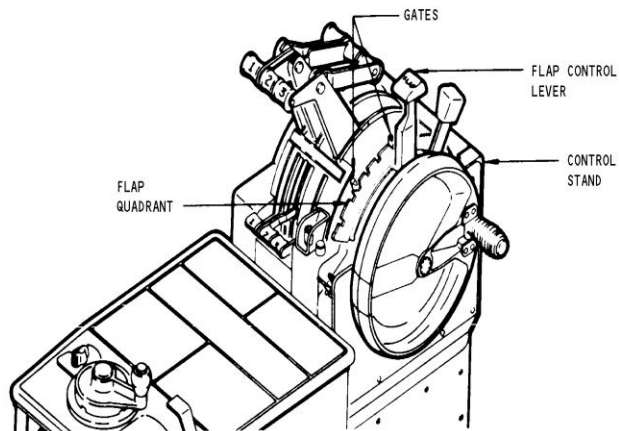


Figura 14. Palanca selectora de los Flaps de la aeronave Boeing 727-200.

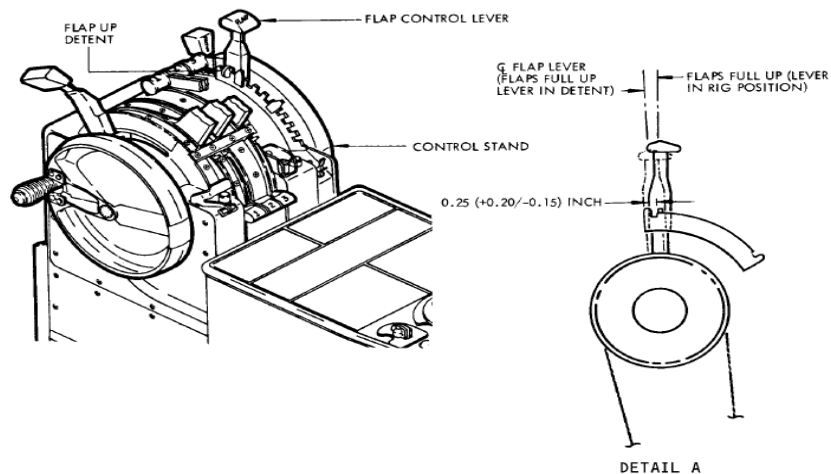


Figura 15. Palanca selectora de los Flaps detalle de posición.

Motor hidráulico de los Flaps.

Dos motores hidráulicos convierten la presión hidráulica en energía mecánica para la operación normal de los flaps. Cada unidad es una bomba reversible del tipo de desplazamiento fijo con nueve pistones vea figura 16.



El motor está instalado en la unidad de potencia por medio de una flecha estriada. Los puertos de entrada del motor, están conectados a dos líneas de presión, así como con una línea de dren que se conecta con la línea de retorno. Esta línea de dren, permite la salida del líquido que lubrica y enfría al motor para regreso al tanque.

El flujo a presión que se aplica al motor, actúa a los pistones haciendo que estos giren, este movimiento es recibido por la flecha del motor, la cual lo transmite a la unidad de potencia.

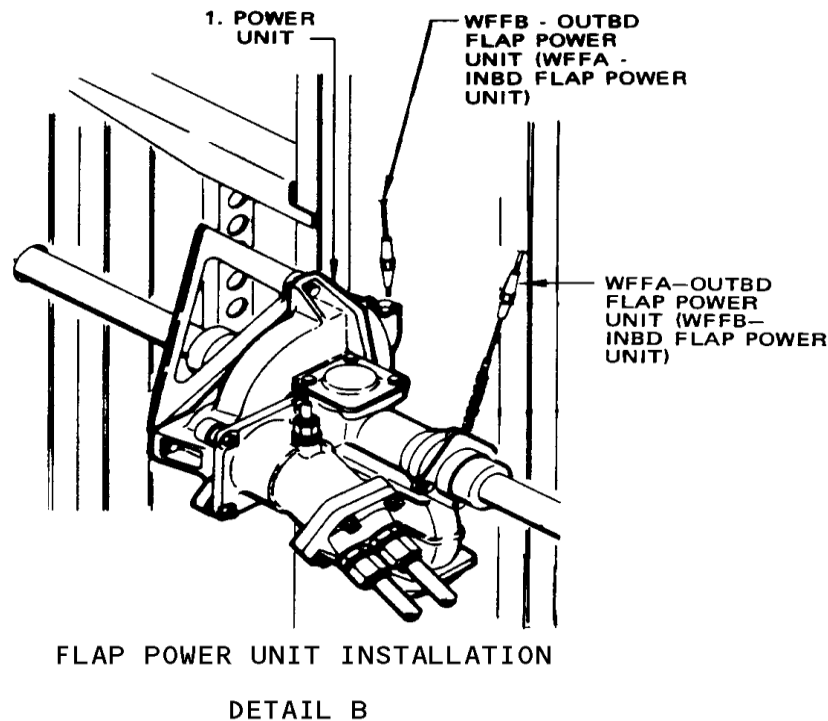


Figura 16. Unidad de poder del Flap de la aeronave Boeing 727-200.

Unidad de potencia de los Flaps.

Esta unidad transmite la energía del motor hidráulico al sistema mecánico de operación de los Flaps. La unidad consiste de un engrane piñón, una rueda dentada, una flecha de salida y un conjunto de engranes sinfín contenidos en una caja sellada y llena de lubricante vea figura 17.

El engrane piñón, es operado por la flecha de entrada y se engrana con la rueda dentada de reducción para dar el movimiento de salida a los tubos de torsión.

El sinfín de la flecha de salida hace contacto con la rueda sinfín con el propósito de operar al engrane seguidor de cadena. El engrane seguidor de cadena, está conectado por medio de un selector de cadena y cables al tambor seguidor, para regresar a la válvula selectora a la posición de neutral, tan pronto se ha obtenido la posición seleccionada de los flaps.

La unidad de potencia interior, está localizada en el pozo del tren izquierdo y se conecta con los tubos de torsión de los flaps interiores.

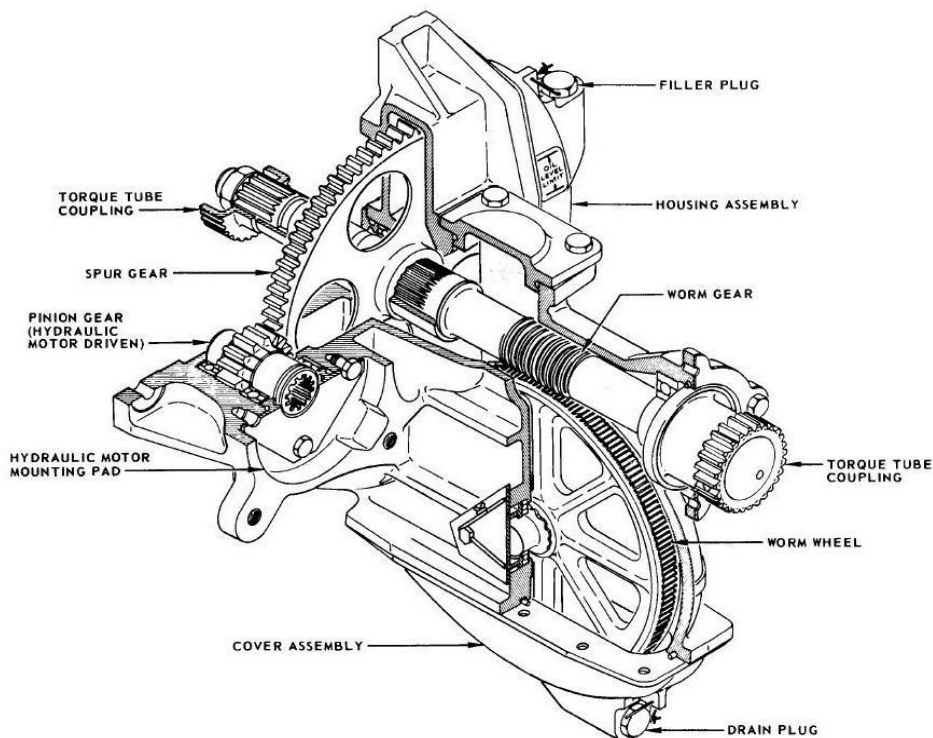


Figura 17. Unidad de transmisión de los Flaps.

Cajas de engranes de operación de los Flaps.

Esta caja proporciona el medio de conectar a los dos tubos de torque con ejes paralelos de rotación. La caja de engranes consiste básicamente de tres rodamientos que dan soporte a las ruedas dentadas, un engrane de entrada, un engrane libre y un engrane de salida, todo esto está contenido en un cuerpo lleno de lubricante (vea figura anterior).

La caja de engranes está unida a la viga que soporta a los flaps, ligeramente en la parte interior de la transmisión de los flaps interiores.

Unidad de transmisión de ángulo de los Flaps interiores.

Esta caja proporciona un cambio angular a los tubos de torque de los flaps interiores, consiste de un par de engranes cónicos contenidos en un cuerpo lleno de lubricante.



Esta caja se encuentra instalada en el alma de la viga de soporte de los spoilers, ligeramente hacia afuera de la transmisión exterior de los flaps interiores vea figura 18



Figura 18 Unidad de transmisión de ángulo de los flaps interiores.

Conjunto de la caja de engranes de operación reversible de los Flaps.

Este conjunto invierte la rotación del tubo de torsión en cada ala. La caja de engranes consiste de un engrane piñón de entrada, un piñón libre y dos ruedas dentadas de salida.

Los engranes están dispuestos de tal forma, que las flechas de salida giran en direcciones opuestas, los engranes están montados en baleros y contenido en un cuerpo sellado y lleno de lubricante vea figura 19.

Cada caja de engranes está localizada en cada sistema mecánico de operación de los tubos de torsión. La caja de engranes de operación reversible de los flaps interiores, instalada en la pared trasera del pozo del tren derecho, la caja de engranes se conecta con los tubos de torsión de los flaps.



Figura 19. Caja de engranes de operación reversible de los Flaps.

Transmisión de los Flaps.

Esta cambia el movimiento giratorio de los tubos de torsión en movimiento lineal para extender y retractar los flaps, cada unidad consiste de una caja de engranes, un conjunto de unión universal con tuerca de bola y un actuador tipo tornillo sinfín vea figura 20.

La caja de engranes tiene engranes cónicos de entrada y un limitador de torque. La transmisión de entrada de cada flap incorpora un freno de fricción de no regreso.

El cuerpo de la caja de engranes está lleno de fluido hidráulico para la lubricación de los componentes internos.

El limitador de torque tiene como fin limitar el torque transmitido al tornillo sinfín. Cuando la fuerza axial aplicada al tornillo sinfín es del orden de las 8000/10000 libras/pie en este momento el motor hidráulico se detiene.

El limitador de torque consiste de una palanca de embrague de entrada, una palanca de embrague de salida, una caja de bolas, un conjunto de freno, doce bolas de acero, un reten de resortes y 20 resortes helicoidales, la placa de embrague de entrada, se mantiene sujeta por el disco y la flecha de salida del cono, la frena el embrague de entrada se detiene el motor hidráulico de los flaps, con el cual se suspende la operación de los flaps opuestos y se evita la operación asimétrica.

El freno de no regreso, evita la acción reversible durante la operación de los flaps. El freno consiste de un disco, una rueda de torque y un reten ver figura 20.



Cuando los flaps se extienden, las cargas hacia arriba en los flaps, se transmiten al tornillo actuador, colocándolo en compresión.

Lo anterior fuerza al disco en la rueda de torque y como consecuencia, se desarrolla una acción de frenado, esta acción no se opone a la extensión del flap debido a que la rotación de la rueda de matraca es en una dirección no opuesta al reten.

Cuando se retracta el flap, el reten evita que la rueda de torque gire, con lo cual se evita la acción de freno por el empuje hacia delante de las cargas de aire y el torque aplicado por el sistema en operación, el conjunto actuador de la tuerca bola, consiste de un husillo, un tope de posición abajo, un balero y una tuerca de bola de carrera vea figura 20.

El conjunto está unido a la caja de engranes por medio de la unión universal, esta unión permite la deflexión angular vertical y horizontal del husillo durante la operación de los flaps.

La transmisión de los flaps exteriores e interiores, están unidas rígidamente a la viga trasera de soporte de los spoilers. Las tuercas del rodamiento están unidas al segmento intermedio mediante un conjunto cardan, el tornillo actuador y la tuerca de rodamiento están cubiertos por un carenado para tener protección contra daños y dar un perfil aerodinámico.

Durante la operación de los flaps, la tuerca de bola, no puede girar y como consecuencia, se desplaza hacia atrás o hacia adelante del husillo giratorio a fin de extender o retraer el flap. Un tubo torque conecta a la transmisión exterior al mecanismo de fijación del alerón exterior.

Cuando las aletas se retractan, el alerón exterior se fija en posición de neutral mediante el mecanismo de traba. La extensión parcial o total de los flaps, quita el seguro y regresa al alerón exterior al control de los alerones.

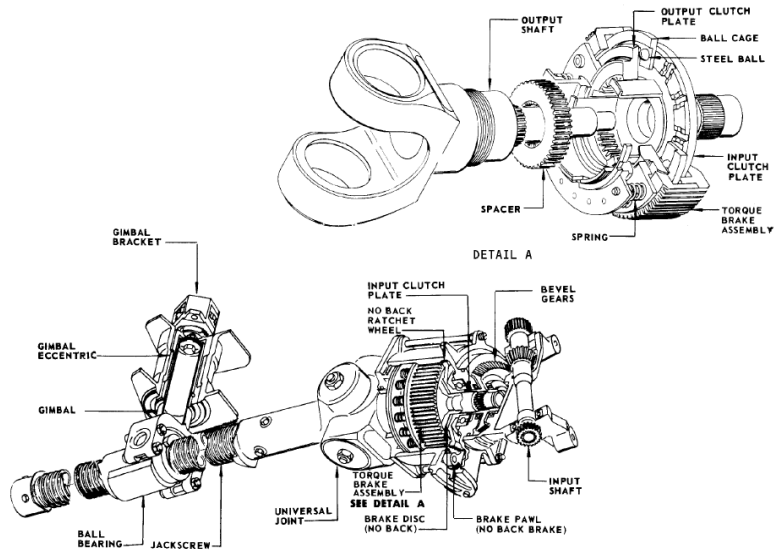


Figura 20. Conjunto de transmisión de los Flaps.



CAPÍTULO III. DESARROLLO DEL PROYECTO.

Este capítulo describe de uno de los sistemas más complejos de las aeronaves, el sistema hidráulico, cual por sus características es difícil reconstruir para esta aeronave B-727-200, así como las propuestas para el funcionamiento de la aleta hipersustentadora No 2, la inspección y evaluación de los diferentes componentes de extensión y retracción que lo conforman para su ensamble y funcionamiento correcto.

3.1 Estudio de la operación y características del sistema hidromecánico de la aeronave Boeing 727-200.

Sistema hidráulico.

El fluido hidráulico a 3000psi de presión, es proporcionado para los sistemas del avión operados hidráulicamente por tres sistemas de poder, separados e independientes como se muestra en la figura 21.

Los sistemas de poder son designados como el Sistema Hidráulico (A), el Sistema Hidráulico (B) y el Sistema Hidráulico (C) o de reserva.

En los aviones con una válvula despachadora selectora, se proporciona el fluido hidráulico de dos presurizadores y uno depósito despresurizado, uno para cada sistema, en los aviones sin una válvula despachadora selectora, todos los depósitos se presurizan, el sistema A recibe la presión de las dos bombas hidráulicas instalados en los motores No. 1 y 2.

El Sistema B recibe la presión de dos bombas eléctricas instaladas en el área ventral izquierda. El sistema de reserva (C) recibe la presión de una bomba eléctrica instalada en el panel lateral izquierdo de popa de la aeronave.

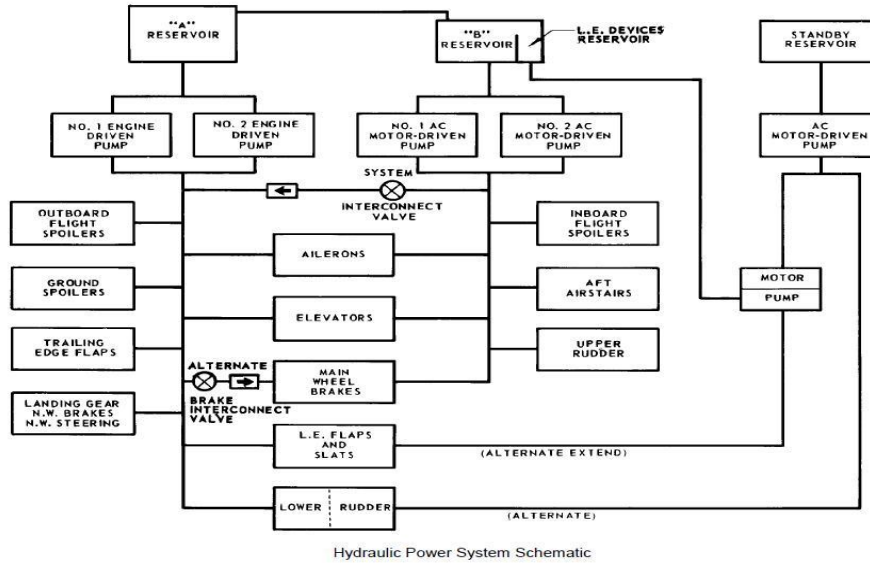


Figura 21. Esquema del sistema hidráulico de la aeronave Boeing 727-200.

El Sistema Hidráulico A suministra el poder hidráulico a los spoilers externo de vuelo, los spoilers de tierra, los alerones, los flaps y slats, tren de aterrizaje, dirección del tren de nariz y frenos, elevadores, timón bajo, y frenos de las ruedas principales ver figura 22.

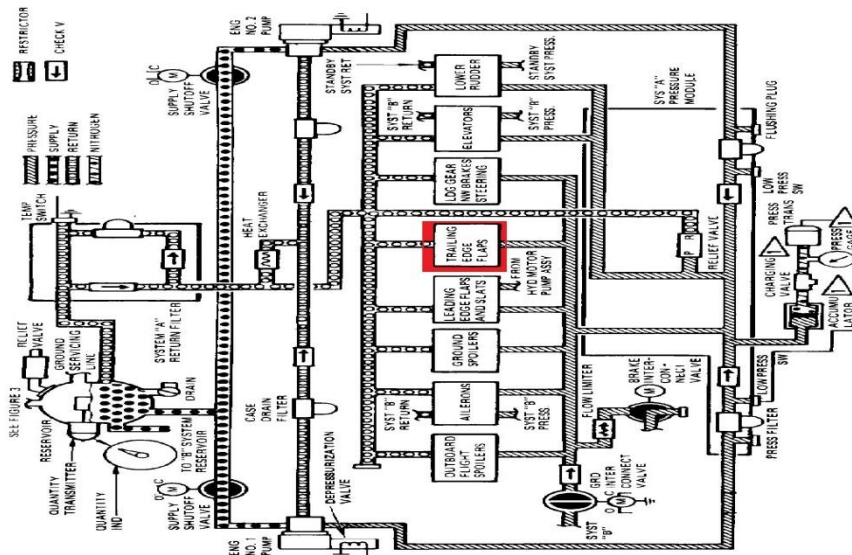


Figura 22. Sistema Hidráulico A de la aeronave Boeing 727-200.

El Sistema Hidráulico B proporciona el poder hidráulico a los alerones, los elevadores, los spoilers interiores de vuelo, timón superior, y los frenos de la rueda principales.



El sistema hidráulico de reserva (C), proporciona el poder hidráulico al bajo timón y las alas flexibles del borde de ataque y slats, el motor hidráulico de reserva y una bomba de respaldo.

BMS 3-11 es la especificación general para el fluido que circula a través de todos los sistemas operados hidráulicamente, las líneas de presión de los sistemas hidráulicos del avión, están sujetos a una presión de 1500 psi, son de tubería de acero sin costuras resistente a la corrosión.

Todas las otras líneas son de aleación de aluminio sin costura excepto para la 1/4-pulgada de las líneas de retorno en los pozos de los tres y las áreas expuestas en el cuerpo sección 58.

Estas líneas son hechas de tubería de acero de sin costura resistente a corrosión, para las presiones bajo 1500 psi se usan aleaciones de aluminios, para las presiones encima de 1500 psi titanio y aleaciones de acero son usadas.

Las características del fluido hidráulico lo hacen unos de los consumibles de aviación de mayor costo, así como el tipo de tubería que se utiliza para las líneas lo cual hace imposible su rehabilitación en este caso, a pesar de que la aeronave cuenta con un sistema alternativo (véase Capítulo II) el cual no necesita presión hidráulica ya que es totalmente operado con energía eléctrica alterna, no obstante la conexión del mismo a las unidades de potencia de las aletas hipersustentadoras internas es mediante el uso de poleas y cables, problema que se encuentra en todo el sistema de control de toda la aeronave por el seccionamiento de la misma así como, el diseño del motor eléctrico, sus especificaciones las cuales son de 125volts a 400 ciclos de frecuencia lo hacen complejo de adaptar y operar por el limitado presupuesto que se tiene.

Estas ventajas lo hacen ideal para la sustitución del motor hidráulico de propulsión de las aletas hipersustentadoras internas (véase Capítulo II), el nuevo motor se adaptara directamente con unidad de potencia, para esto se tiene las siguientes tareas específicas para la simulación de extensión y retracción sin controlar el motor eléctrico, como se describe en el siguiente figura 23.

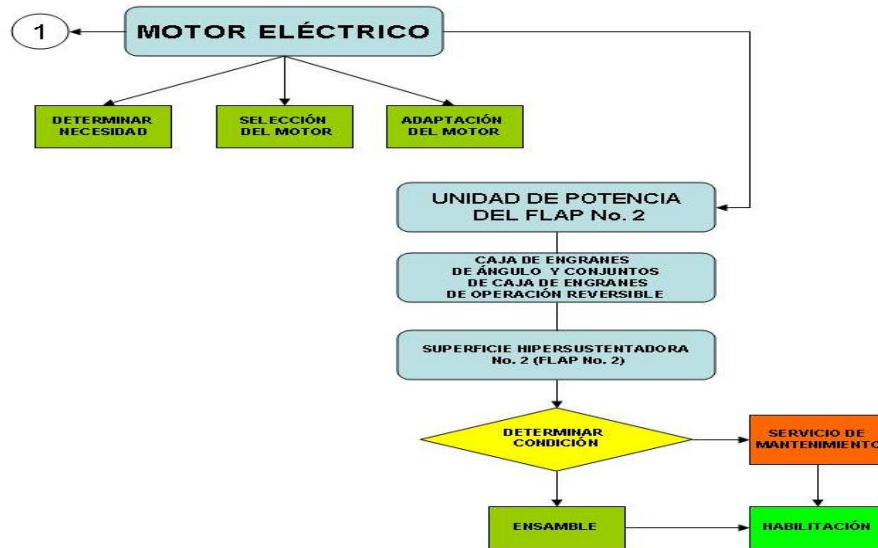


Figura 23. Diagrama de tareas para la simulación de extensión y retracción de las aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200 sin controlar el motor eléctrico.

Como se muestra en esta propuesta para la propulsión de los aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200 a través de un motor eléctrico, tendrá la siguiente configuración véase siguiente figura 24.

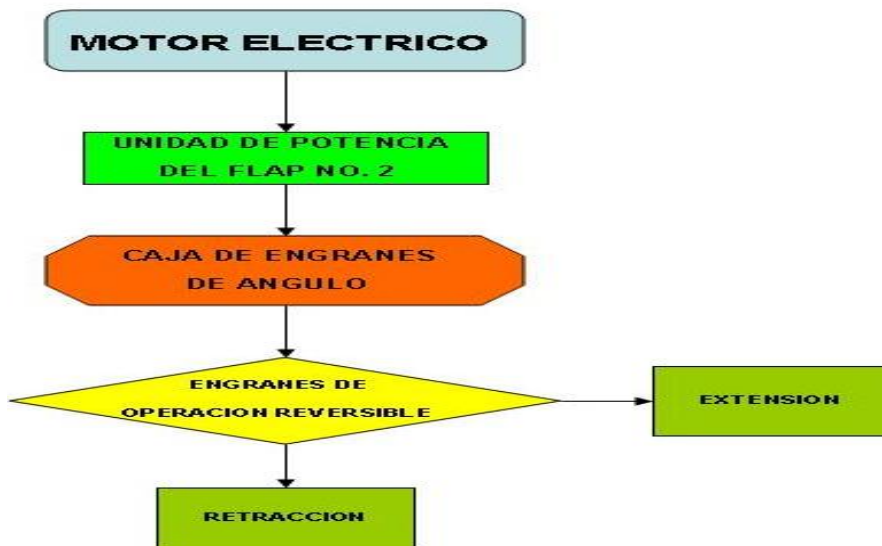


Figura 24. Propuesta para la propulsión de las aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200.



Después de un análisis de los diferentes problemas a resolver se llega, que para este primer problema el cual es propulsar la unidad de potencia para su extensión y retracción (véase Capítulo II), se propone el uso de un motor eléctrico de corriente alterna (CA) por sus características, las cuales son:

	MOTOR CORRIENTE ALTERNA	MOTOR CORRIENTE DIRECTA
Costo	OK	X
Peso	OK	X
Torque	OK	X
Operación (control y adaptación)	OK	X
Mantenimiento	OK	X

Tabla 2. Motor eléctrico de corriente alterna vs motor eléctrico de corriente directa.

Las acciones tomadas tendrán como beneficio, el poder descartar todo el sistema hidráulico de propulsión de la aeronave Boeing 727-200 así como, el ahorro de espacio y aprovechar toda la potencia del motor directamente como se muestra en la siguiente figura 25.

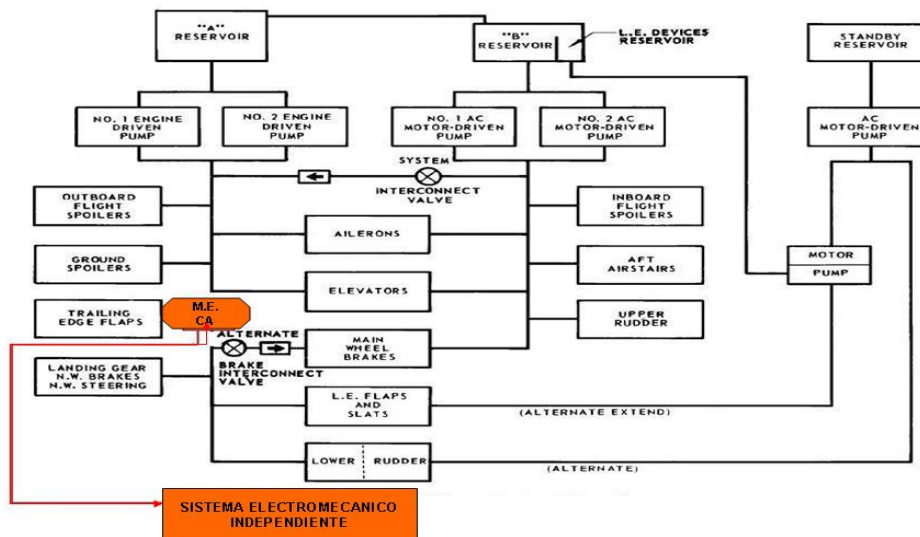


Figura 25. Sistema electromecánico independiente sustituyendo al sistema hidráulico de propulsión de las aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200.



3.2 Sistema de control del sistema hidromecánico de las aletas hipersustentadoras (flaps) de la aeronave Boeing 727-200.

Como anteriormente se describió el sistema de control de los flaps para su extensión y retracción desde la palanca selectora de cabina (véase Capítulo II), se tiene que en la aeronave Boeing 727-200 cuenta con un sistema de mando hidromecánico (véase Introducción), el cual es operado mediante servo válvulas, poleas y cables véase figura 26.

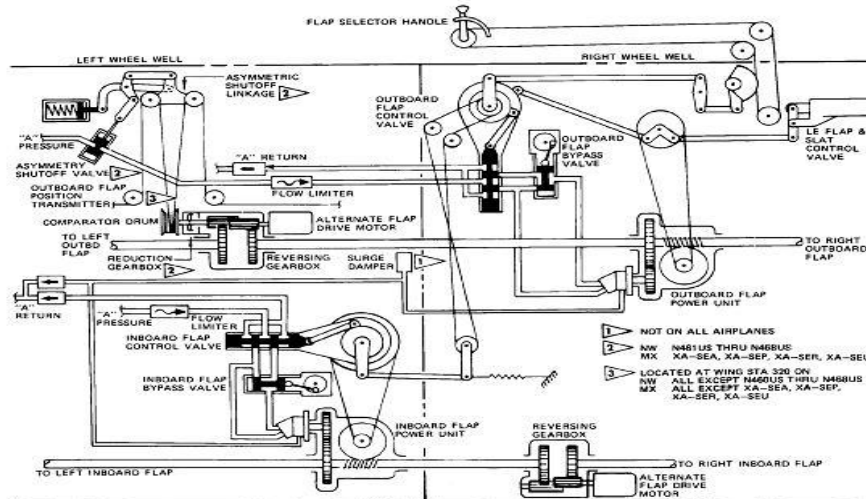


Figura 26. Esquema de sistema de control del sistema hidromecánico de las aletas hipersustentadoras (flaps) de la aeronave Boeing 727-200.

Este arreglo lo hace muy complejo, ya que depende del ajuste de diferentes componentes como son hidráulicos, eléctricos y mecánicos, debido a las condiciones en la que se encuentra la aeronave es imposible rehabilitar el sistema parcial o totalmente.

La elección del motor eléctrico tiene otra ventaja en el aspecto de control para la extensión y retracción de las aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200, ya que el motor eléctrico en si puede ser controlado mediante la aplicación de la electrónica de control la cual nos permite desarrollar un arreglo eléctrico electrónico como se propone en el siguiente figura 27.

Ya sea cualquiera de las opciones seleccionadas se estará aplicado ingeniería de control para el nuevo sistema siendo la parte más importante de desarrollo debido a que se pueden aplicar diferentes arreglos, así como diferentes diseños para el circuito electrónico que más convenga, por esto se propone la implementación de las teoría de vuelo por cable eléctrico (véase Capítulo II), tomando todo esto en cuenta, esto se tiene la siguiente configuración véase siguiente figura 28.

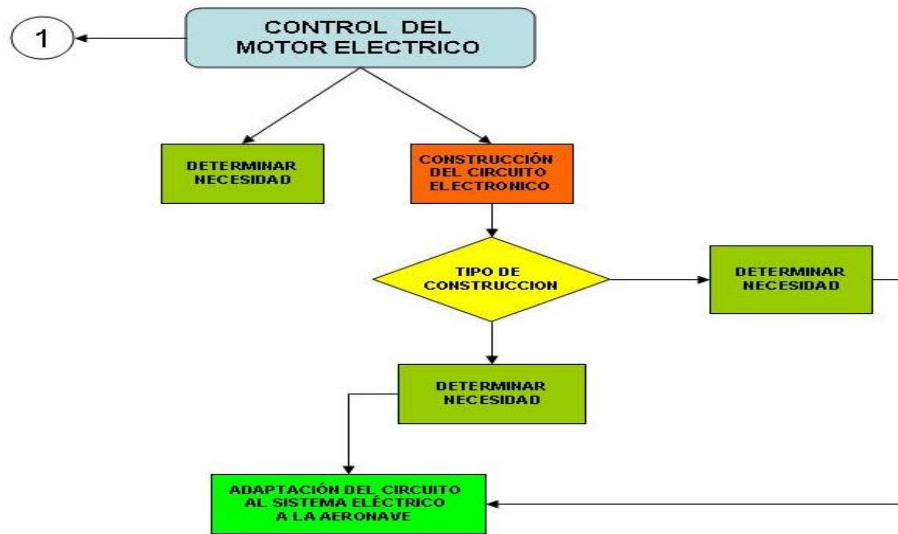


Figura 27. Diagrama de tareas para construir el circuito controlador.

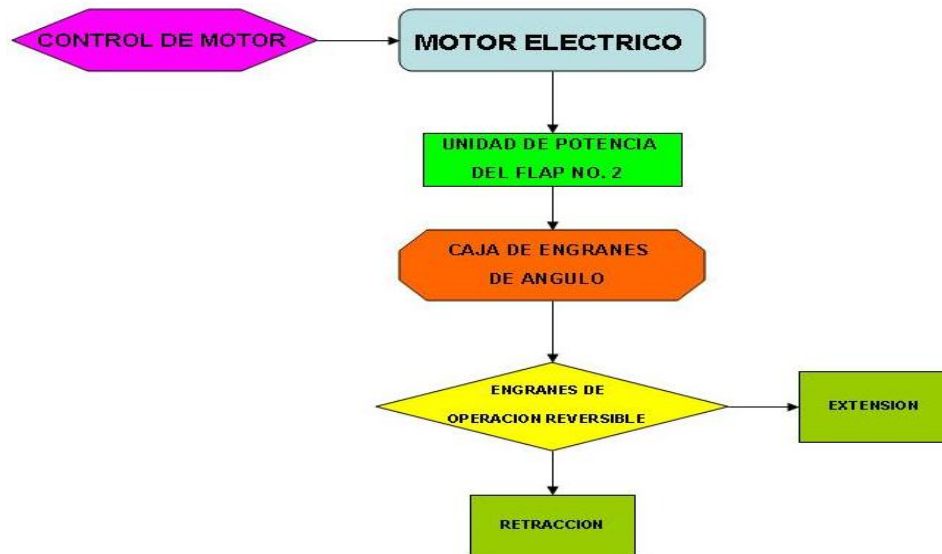


Figura 28. Propuesta para el control de extensión y retracción de las aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200.

El arreglo de mando de vuelo por cable eléctrico ha demostrado ser una solución efectiva y segura, esto lo hace ideal para la solución de este segundo problema de control de las aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200, el cual sustituirá todo el sistema de mando hidráulico de circuito ver figura 29.

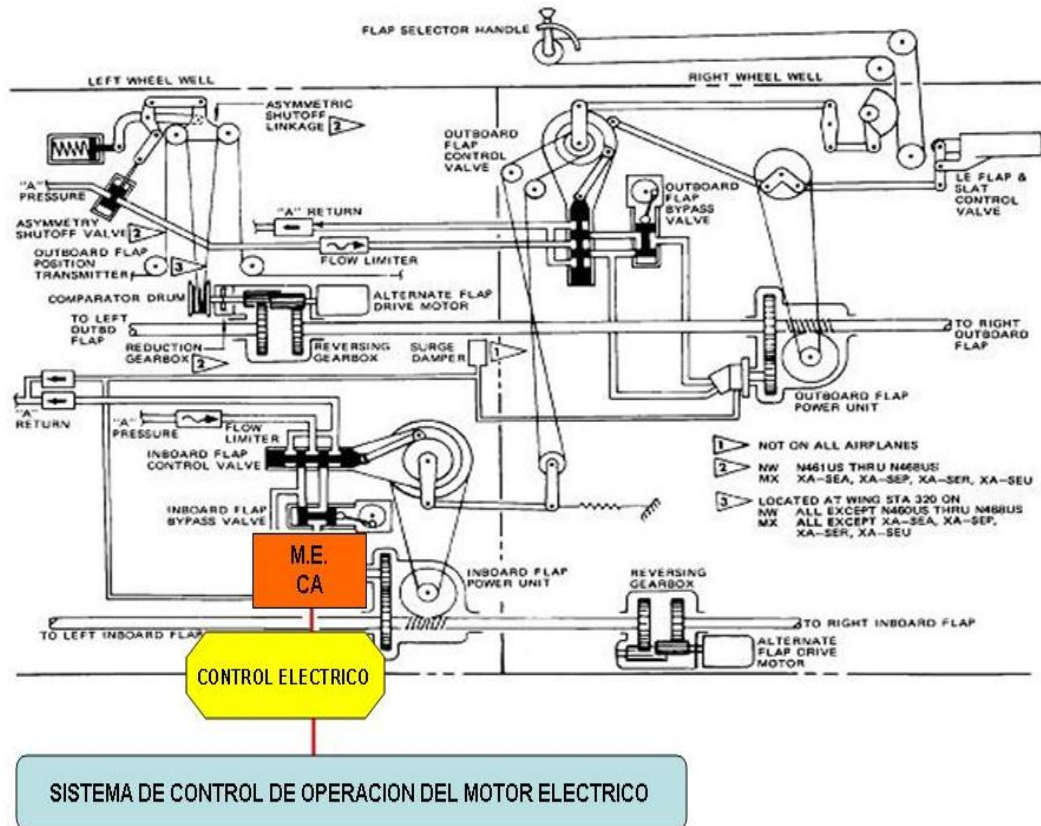


Figura 29. Sistema de control electrónico sustituyendo al sistema de control de las aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200.

3.3 Inspección y evaluación de los componentes de extensión y retracción de las aletas hipersustentadoras (Flaps) de la aeronave Boeing 727-200.

Antes de colocar el sistema electromecánico se realizó un estudio y evaluación del estado de los componentes mecánicos. Con lo cual se encontró que los componentes presentaban algún tipo de corrosión, basados en el manual de mantenimiento y reparación de la aeronave Boeing 727-200 (MMR), se realiza la remoción de la corrosión así como el servicio correspondiente como se muestra en la tabla siguiente:



N°	COMPONENTE	NIVEL DE CORROSION			EVALUACION	OBSERVACIONES
		Ligera	Media	Severa		
1	CAJA DE TRANSMISIÓN	x			DENTRO DE TOLERANCIAS	SE APLICÓ SERVICIO
2	CAJA DE ÁNGULO	x			DENTRO DE TOLERANCIAS	SE APLICÓ SERVICIO
3	CAJA GIMBAL	x			DENTRO DE TOLERANCIAS	VALORAL
4	CAJA DE OPERACIÓN REVERSIBLE	x			DENTRO DE TOLERANCIAS	VALORAL
5	UNIDAD DE POTENCIA	x			DENTRO DE TOLERANCIAS	SE APLICÓ SERVICIO
6	VIGAS DE SOPORTE DE FLAPS	x			DENTRO DE TOLERANCIAS	SE APLICÓ SERVICIO
7	TORNILLERÍA	x		x	FUERA DE TOLERANCIAS	SE REMPLAZÓ COMPONENTE
8	RODAMIENTOS INTERNOS Y EXTERNOS	x			DENTRO DE TOLERANCIAS	SE APLICÓ SERVICIO
9	TORNILLO SIN FIN	x			DENTRO DE TOLERANCIAS	SE APLICÓ SERVICIO
10	CRUCETAS		x		DENTRO DE TOLERANCIAS	SE APLICÓ SERVICIO
11	RODAMIENTOS	x			DENTRO DE TOLERANCIAS	SE APLICÓ SERVICIO
12	TUBOS TORQUE	x			DENTRO DE TOLERANCIAS	SE APLICÓ SERVICIO

Tabla 3 Nivel de corrosión de los componentes mecánicos extensión y retracción de la aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200.

Debido al ensamble los trenes de aterrizaje principales, se optó por la remoción de las aletas hipersustentadoras internas. Con la colocación de los trenes de aterrizaje principales, se realizó una limpieza general del área en donde se sitúan como se muestra en la figura 30.



Figura 30. Área de posición de las aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200.

3.4 Aplicación del servicio de mantenimiento de los componentes de las aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200.

Servicio a la caja de transmisión y flechas.

La remoción de corrosión en sujetadores y caja de transmisión así como, la verificación del nivel de aceite, basados en el manual de mantenimiento mayor (OHM) de la aeronave Boeing 727-200 capítulo 27 sección 54-03 como se muestra en las figura 31.



Figura 31. Caja de transmisión Flap No. 2.

Inspección visual limpieza del tornillo sin fin, remoción de corrosión y lubricaron de ambos tornillos sin fin como se muestra en la siguiente figura 32.



Figura 32. Tornillo sin fin remoción de corrosión.

Limpieza de la caja Gimbal.

Limpieza y lubricación, colocación de rodamientos faltantes como se muestra en las siguiente figura 33.



Figura 33. Limpieza de la caja Gimbal (vista superior).



Figura 33. Limpieza de la caja Gimbal (vista frontal).

Después de una inspección y servicio de lubricación se procede al ensamble de todo el componente basado en el manual de mantenimiento y reparación (MMR) de la aeronave Boeing 727-200 capítulo 27 sección 51 como se muestra en la siguiente figura 34.

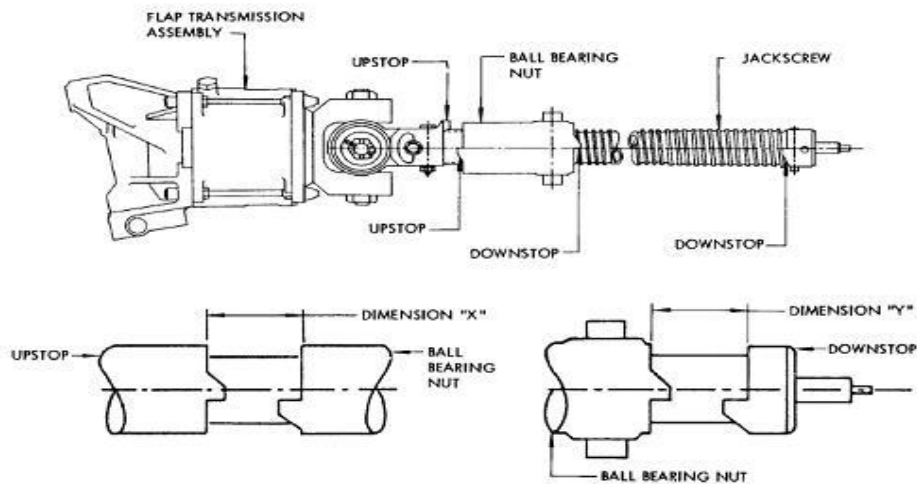


Figura 34. Ensamble de los componentes mecánicos.

Posteriormente se instala en la aeronave véase las siguientes figuras 35 y 36.

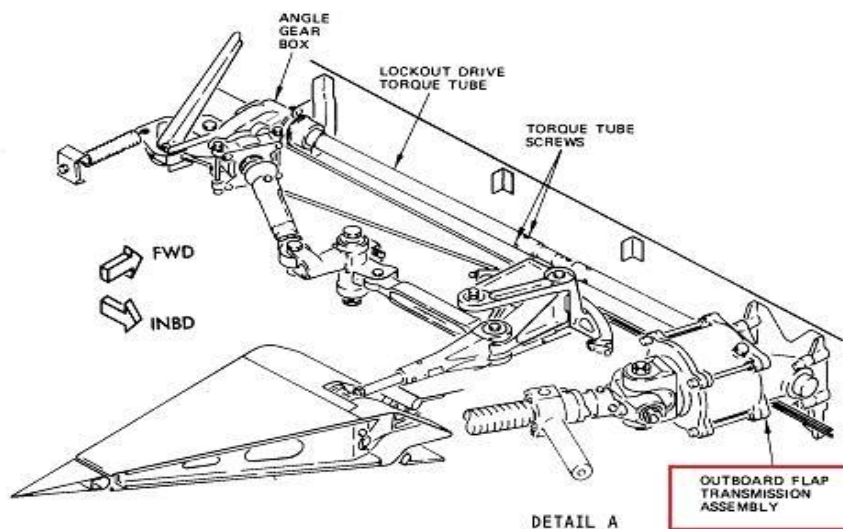


Figura 35. Ensamble de los componentes mecánicos de las aletas hipersustentadoras internas con detalle a la aeronave Boeing 727-200.



Figura 36. Ejemplo ensamble del Flap No. 2 a la aeronave Boeing 727-200.

Servicio de las crucetas.

Las crucetas presentaban corrosión de nivel medio, además se lubricaron los rodamientos para un mejor desempeño basados en el manual de mantenimiento mayor (OHM) de la aeronave Boeing 727-200 capítulo 27 sección 54-03 véase la siguientes figuras 37 y 38.



Figura 37. Servicio a las crucetas del Flap No 2.



Figura 38. Servicio a las crucetas de la aeronave Boeing 727-200.

Se procede con el ensamble basado en el manual de mantenimiento y reparación (MMR) de la aeronave Boeing 727 capítulo 27 sección 51 como se muestra en las siguientes figuras 39 y 40.

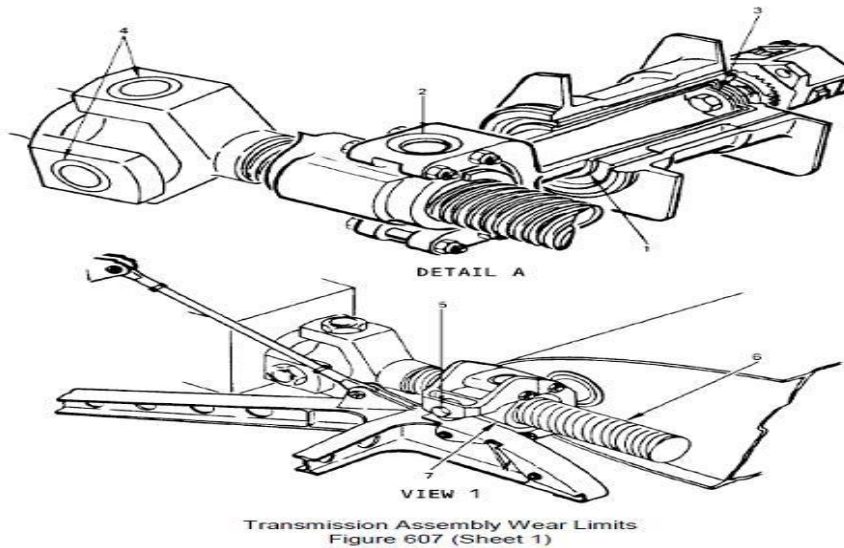


Figura 39. Ensamble de las crucetas de las aletas hipersustentadoras internas con detalle a la aeronave Boeing 727-200.



Figura 40. Ensamble de las crucetas de la aleta hipersustentadora interna No.2 de la aeronave Boeing 727-200.

3.5 Ensamble de las aletas hipersustentadoras internas de la aeronave Boeing 727-200.

Las aletas hipersustentadoras internas se ensamblaron con el apoyo del personal encargado del Laboratorio Integral de los Sistemas en la Aeronave, una planeación ideada por los alumnos y maestros, la cual está basada en el manual de mantenimiento y reparación de la aeronave Boeing 727 capítulo 27 sección 51-0 (MMR), todos los componentes mecánicos como se muestra en las siguientes imágenes 41,42, 43 y 44.

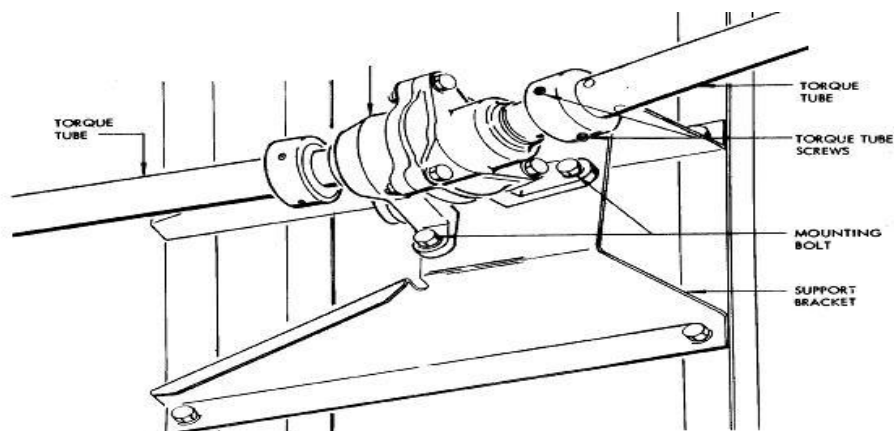


Figura 41. Ensamble tubos troque y cajas de transmisión manual de mantenimiento y reparación (MMR) de la aeronave Boeing 727-200.

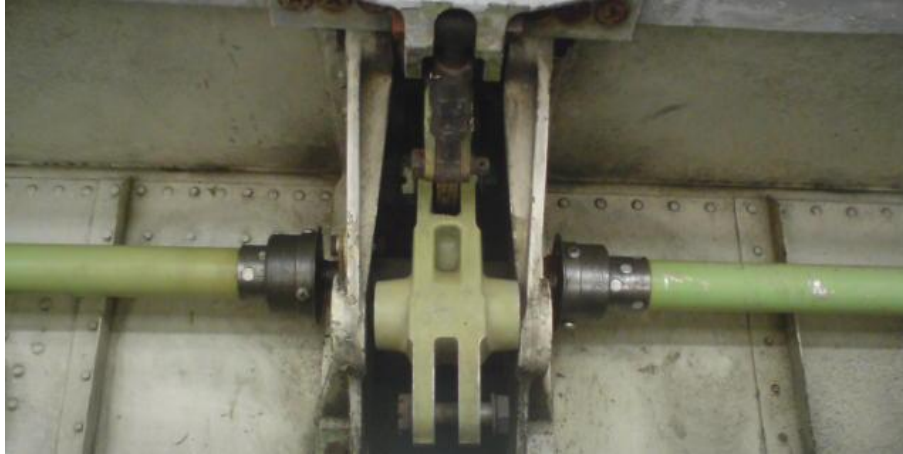


Figura 42. Ensamble de tubos torque de transmisión.

Para el ensamble de las tres superficies que conforman las aletas hipersustentadoras internas, se optó por una planeación conforme a las necesidades del Laboratorio Integral de los Sistemas en la Aeronave, debido a las dimensiones de estas y el orden que llevan como se muestra en la figura 43.

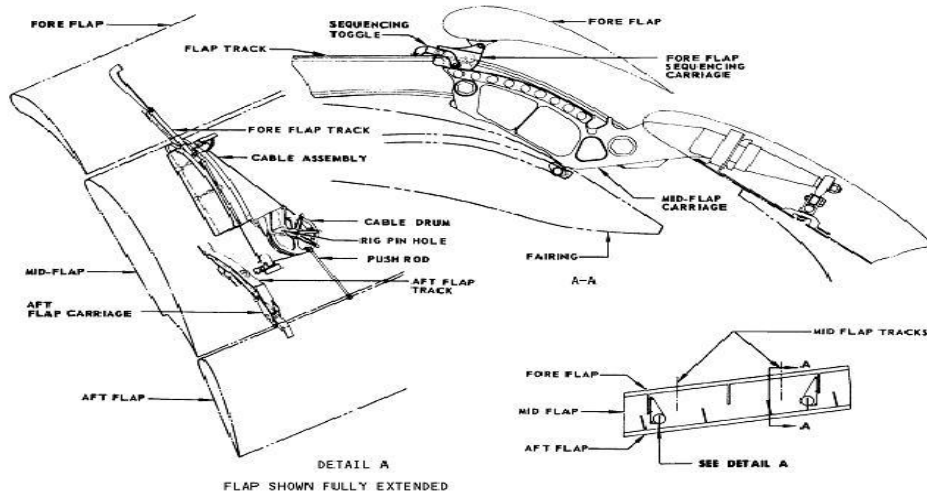


Figura 43. Ensamble de las tres superficies que conforman las aletas hipersustentadoras internas.

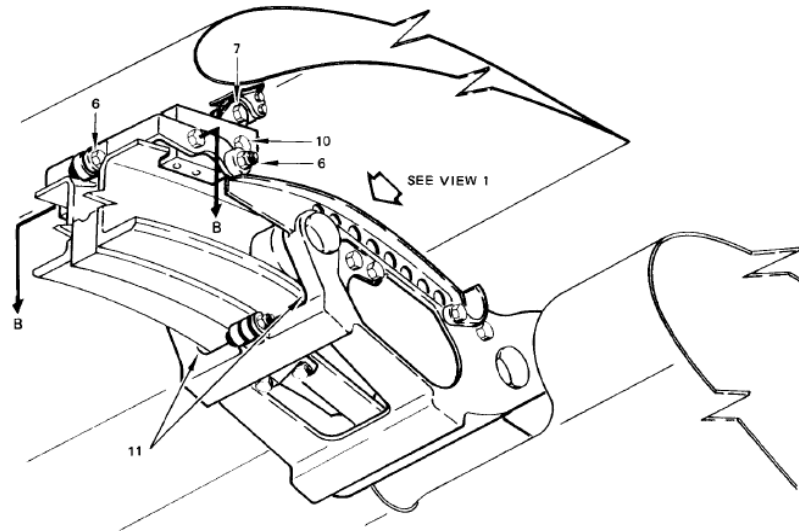


Figura 44. Ensamble de la superficie media y superior del Flap No. 2 al soporte.

En primera instancia se ensambla la superficie media que soporta el peso de las otras dos superficies y alberga los mecanismos de extensión de estas vea figura 44.

Respecto a las otras dos se unen al conjunto final, tomando una posición de total extensión para las pruebas de simulación de extensión y retracción a realizarse vea figura 45 y 46.

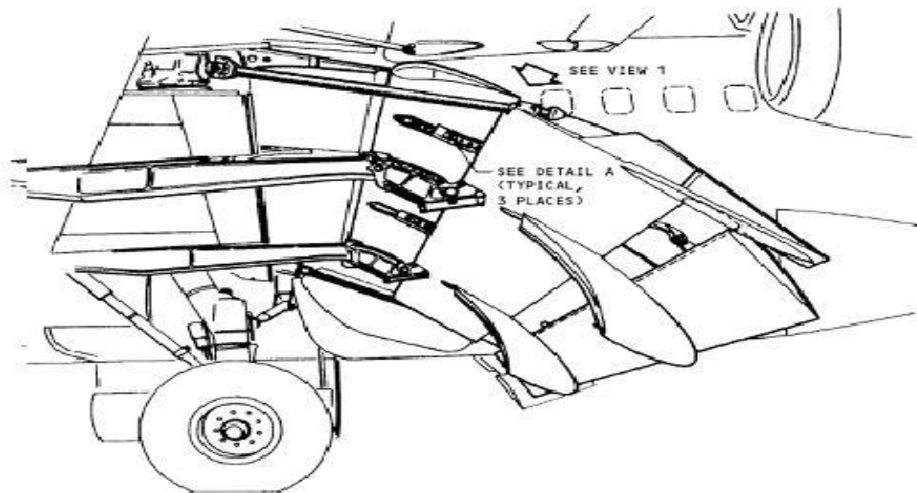


Figura 45. Flap No. 2 de la aeronave Boeing 727-200 manual de mantenimiento y reparación (MMR).



Una vez armado el Flap No. 2 se procedió a la lubricación de todos los componentes mecánicos como indica el manual de mantenimiento y reparación (MMR) de la aeronave Boeing 727-200 capítulo 12 sección 22, posteriormente se realizaron pruebas mecánicas de movimiento, las cuales consisten en verificar el movimiento y sincronización de los componentes mecánicos del Flap No. 2 sin ninguna obstrucción o esfuerzo adicional al mismo.



Figura 46. Flap No. 2 de la aeronave Boeing 727-200.

CAPÍTULO IV. ADAPTACIÓN DEL NUEVO SISTEMA ELECTROMECÁNICO.

La necesidad de integrar el nuevo sistema electromecánico a la aeronave conlleva al diseño y construcción del soporte que une a ambos para su funcionamiento, en este capítulo se verá las diferentes especificaciones para su fabricación así como la justificación de la elección de programa de diseño y material.

4.1 Adaptación del sistema electromecánico independiente.

Para el ensamble del motor eléctrico con la caja de engranes, se ha diseñado un soporte el cual fija el nuevo sistema electromecánico independiente así como, la fabricación del mismo, tomando en cuenta las necesidades mecánicas a las que este estará sometido.

Basándonos en el catálogo de partes ilustradas (IPC) como se muestra en la figura 47, el cual indica para el ensamble el uso de una junta, ya que el sistema utiliza liquido hidráulico, en el caso de esta adaptación no es necesario el mismo, así que tenemos más libertad para el diseño del soporte.

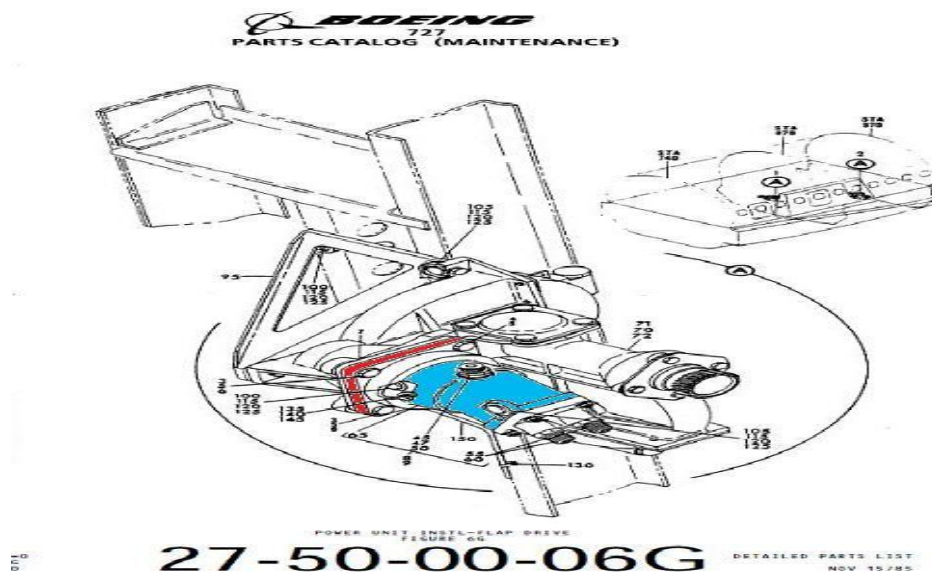


Figura 47. Ensamble de la unidad de poder de la aeronave Boeing 727-200(IPC).

Para el diseño del soporte se tiene en consideración los siguientes criterios de diseño:

Ajuste: este permite que el ensamble se mantenga sin realizar ajustes al mismo durante su operación, así como la correcta alineación entre el sistema eléctrico y caja de transmisión.

Forma: la cual permita el acoplamiento del sistema eléctrico sin obstruir las funciones del mismo, así como el libre acceso, desarmado y montaje para la aplicación del mantenimiento adecuado.

Función: cumplir con las tareas para las cuales ha sido construida las cuales son:

Brindar soporte al sistema eléctrico, asegurar el correcto enlace del mismo para una operación óptima.

En la siguiente figura 48 se muestra las consideraciones para la adaptación del sistema electromecánico independiente.

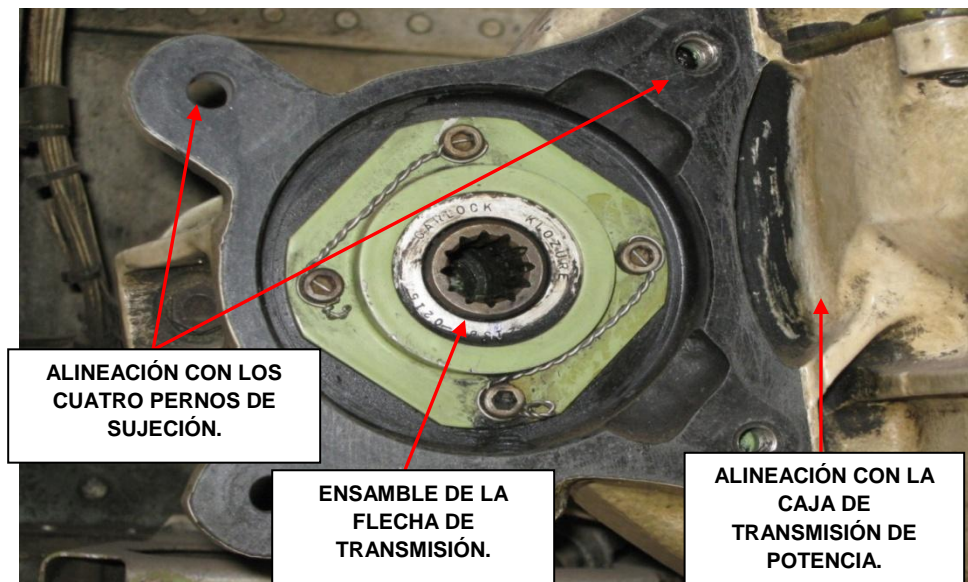


Figura 48. Caja de transmisión de potencia de las aletas hipersustentadoras internas con detalle a la aeronave Boeing 727-200.

Mediante el uso de programas de diseño, los cuales permite al ingeniero producir varios modelos del sistema o producto de que se va a construir, estos modelos puede evaluarse en relación con su calidad y mejorarse antes de generar un código, realizar pruebas y el diseño que resulta de este proceso.

CATIA es el programa que se adecua a nuestras necesidades, por su interface con el usuario como se muestra en la figura 49 y 50 así como, su uso más que comprobado en la aeronáutica.

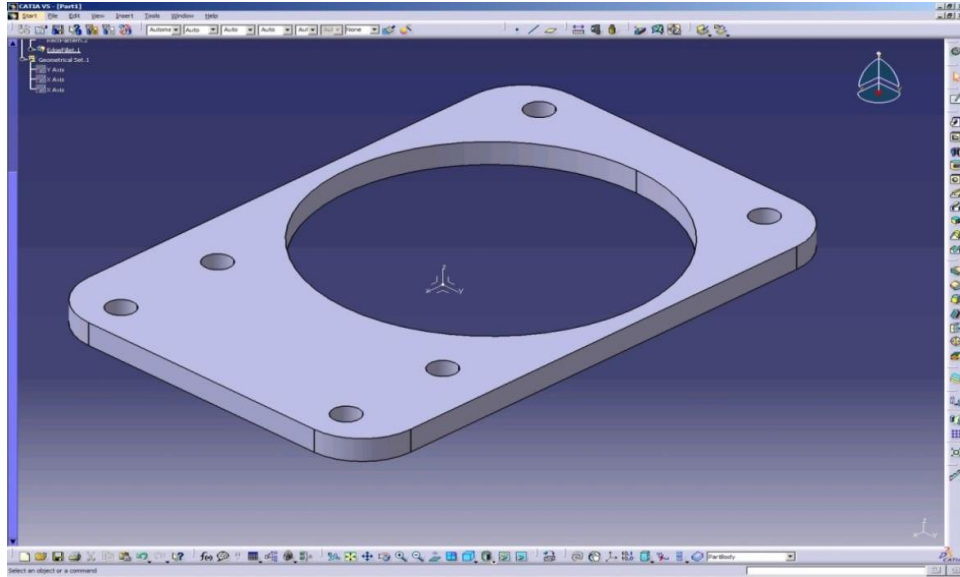


Figura 49. Imagen CAD diseño del soporte para el ensamble.

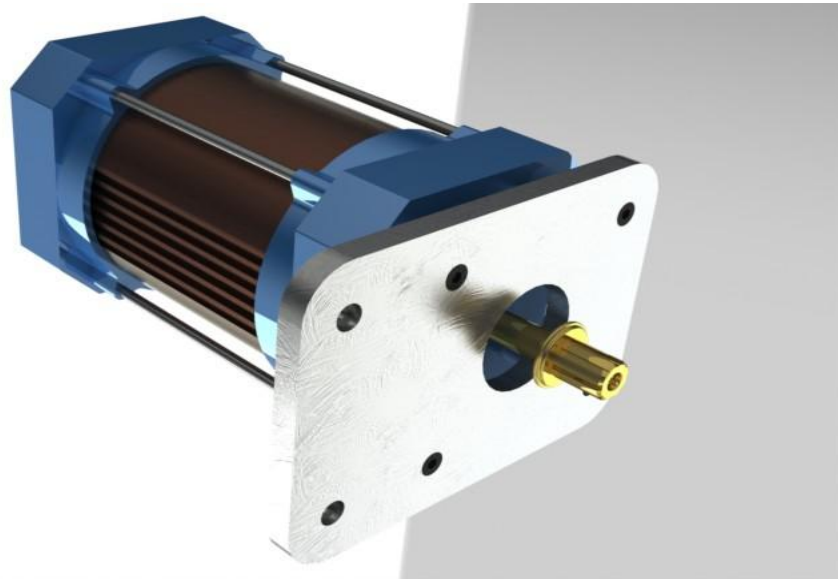


Figura 50. Condición final de diseño de la brida de ensamble.

Obteniendo el prototipo de la brida para su construcción como se muestra en la siguiente figura 51.



Figura 51. Plano del soporte para el ensamble del motor eléctrico A.C.

4.2 Elección de material.

Para la fabricación de la junta de ensamble se seleccionara la siguiente aleación de aluminio, la cual por sus características se adecua a nuestras necesidades como se muestra en la tabla 4.

Grupo 3000

Proporción del 1,82% de Manganeso (Mn).

Posee moderada resistencia mecánica.

Formado	Mecanizado	Soldadura por arco	Soldadura fuerte/blanda	Anodizado protector	Anodizado estético	Restricción Mín. N/mm	Esfuerzo Mín. N/mm
Excelente	Satisfactorio	Bueno	Bueno	Bueno	Malo	-	97

Tabla 4 Ficha técnica de la aleación de Al 3003.

Después de la fabricación de la junta de se realiza el pre ensamble al motor eléctrico a la junta de ensamble vea figura 52, posteriormente se realiza el ensamble final a la aeronave como se muestra en la figura 55.



Figura 52. Ensamble del soporte y del motor eléctrico.

4.3 Adaptación de la flecha de transmisión del sistema hidromecánico de la aleta hipersustentadora (Flap No. 2) de la aeronave Boeing 727- 200.

Para proporcionar energía a la caja de transmisión del Flap No. 2 (vea capítulo 2) se necesita que el motor eléctrico se ensamble a esta, mediante el uso de una flecha la cual se tiene que adaptar la flecha que ya se tiene del sistema hidromecánico al nuevo sistema electromecánico, la cual a través de un rediseño se puede adaptar a nuestras necesidades.

En base a las características actuales que presenta el sistema, nos referimos al rediseño ya que así se podrá asegurar que el resultado de este nos proporcionara una mejor solución y a la hora de la operación del motor eléctrico habrá una menor probabilidad de error y de falla en el funcionamiento del diseño respectivamente.

Tomando en cuenta las dimensiones de la flecha de transmisión del sistema hidromecánico de la aeronave vea figura 53, se toma la decisión de realizar un corte el cual no afecta a su funcionamiento y al ajuste con la caja de engranes.

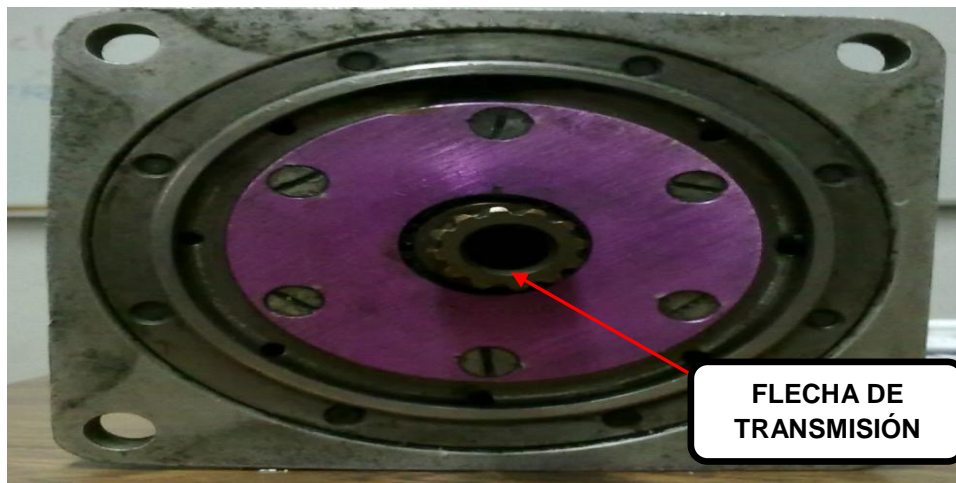


Figura 53. Flecha de transmisión.

Así también la flecha del sistema hidromecánico de la aeronave tiene un diámetro interno inferior al de la flecha del motor eléctrico vea figura 54, se procede al ensanchamiento por desbaste del diámetro para ajustar y funcionar en conjunto con el nuevo sistema.

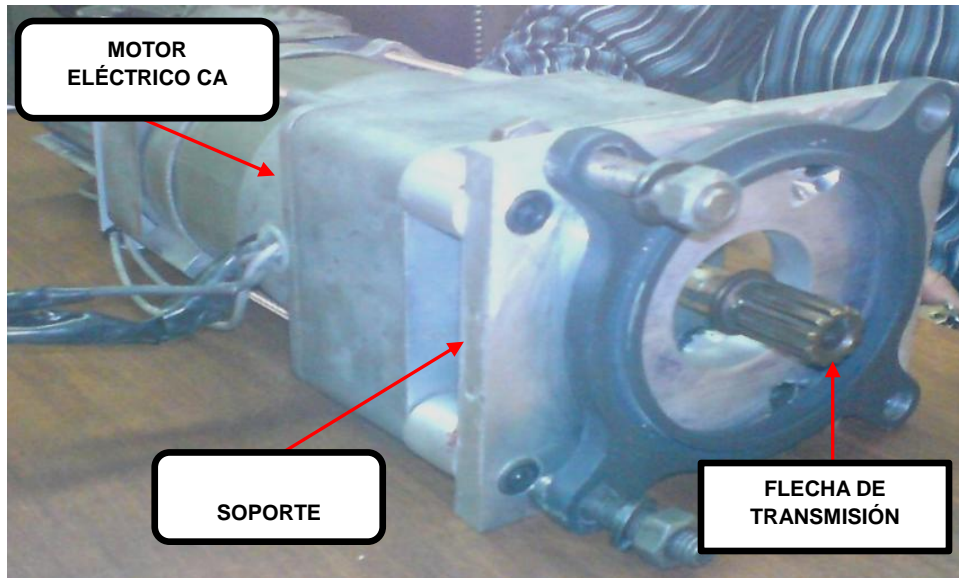


Figura 54. Ensamble del soporte, flecha de transmisión y del motor eléctrico.

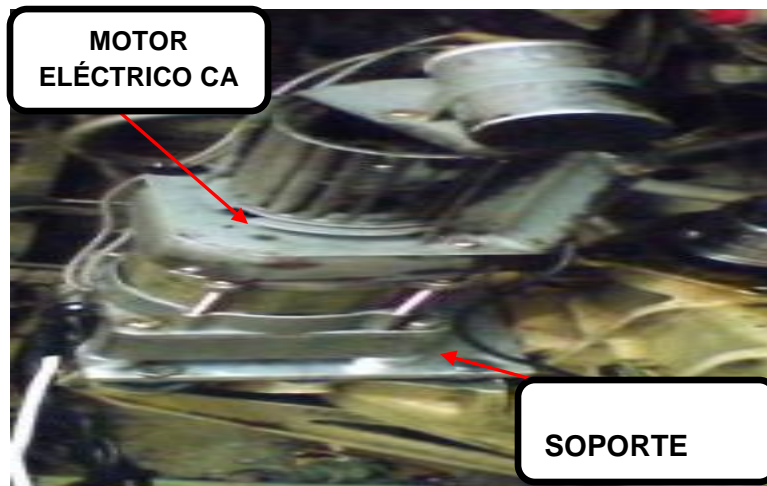


Figura 55. Ensamble del soporte y del motor eléctrico a la aeronave Boeing 727-200.

CAPITULO V. DISEÑO, CONSTRUCCIÓN E IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA ELÉCTRICO-ELECTRÓNICO.

En este capítulo se muestra el diseño y construcción del dispositivo electrónico para el control del motor eléctrico, el dispositivo de control es una aplicación de los principios del vuelo por cable eléctrico que deriva de la teoría de sistemas de control, aplicada a cualquier arreglo que se quiera automatizar, el cual está constituido por microcontroladores, circuitos integrados programables para ejecutar órdenes para una función.

5.1 Motor Eléctrico

Un motor eléctrico es esencialmente una máquina que convierte energía eléctrica en movimiento o trabajo mecánico, a través de medios electromagnéticos.

Partes fundamentales de un motor eléctrico.

Dentro de las características fundamentales de los motores eléctricos, éstos se hallan formados por varios elementos. Sus partes principales son: el estator, la carcasa, la base, el rotor, la caja de conexiones, las tapas y los cojinetes figura 56. No obstante, un motor puede funcionar solo con el estator y el rotor.

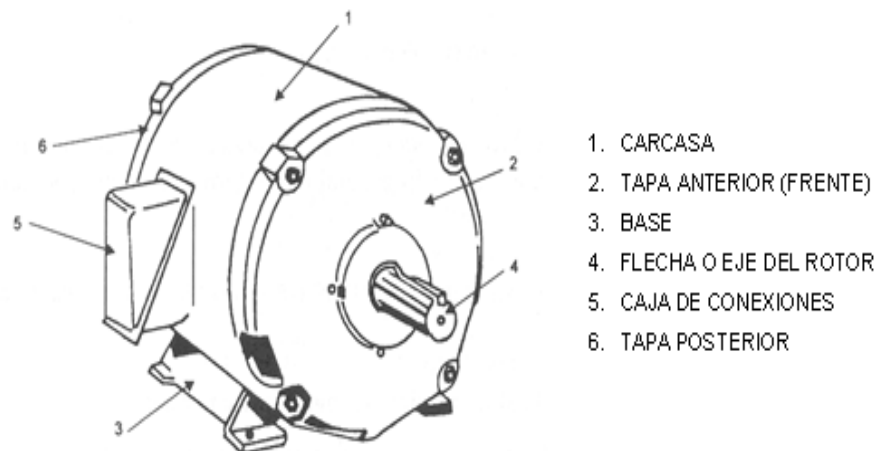


Figura 56. Partes principales de un motor eléctrico.

ESTATOR: Es el elemento que opera como base, permitiendo que desde ese punto se lleve a cabo la rotación del motor. El estator no se mueve mecánicamente, pero sí magnéticamente. Hay dos tipos de estatores figura 57:

- A) ESTATOR DE POLOS SALIENTES
- B) ESTATOR RANURADO

El estator está constituido principalmente de un conjunto de láminas de acero al silicio (y se les llama "paquete"), que tienen la habilidad de permitir que pase a través de ellas el flujo magnético con facilidad; la parte metálica del estator y los devanados proveen los polos magnéticos.

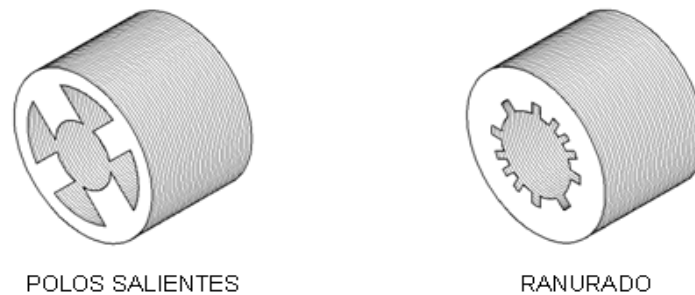


Figura 57. Tipos de estatores.

ROTOR: El rotor es el elemento de transferencia mecánica, ya que de él depende la conversión de energía eléctrica a mecánica. Los rotores, son un conjunto de láminas de acero al silicio que forman un paquete, y pueden ser básicamente de tres tipos ver figura: 58.

- A) ROTOR RASURADO.
- B) ROTOR DE POLOS SALIENTES.
- C) ROTOR JAULA DE ARDILLA.

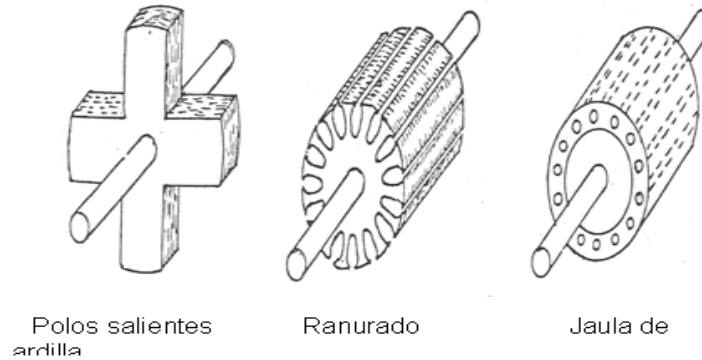


Figura 58. Tipos de rotores.

CARCASA: La carcasa es la parte que protege y cubre al estator y al rotor. El material empleado para su fabricación depende del tipo de motor, de su diseño y su aplicación. Así pues, la carcasa puede ser:

- A) TOTALMENTE CERRADA.
- B) ABIERTA.
- C) A PRUEBA DE GOTEO.
- D) A PRUEBA DE EXPLOSIONES.
- E) DE TIPO SUMERGIBLE.

BASE: La base es el elemento en donde se soporta toda la fuerza mecánica de operación del motor, puede ser de dos tipos:

- A) BASE FRONTAL.
- B) BASE LATERAL.

CAJA DE CONEXIONES: Por lo general, en la mayoría de los casos los motores eléctricos cuentan con caja de conexiones. La caja de conexiones es un elemento que protege a los conductores que alimentan al motor, resguardándolos de la operación mecánica del mismo, y contra cualquier elemento que pudiera dañarlos.

TAPAS: Son los elementos que van a sostener a los cojinetes o rodamientos que soportan la acción del rotor.

COJINETES: También conocidos como rodamientos, contribuyen a la óptima operación de las partes giratorias del motor. Se utilizan para sostener y fijar ejes mecánicos, y para reducir la



fricción, lo que contribuye a lograr que se consuma menos potencia. Los cojinetes pueden dividirse en dos clases generales:

Cojinetes de deslizamiento o bujes (figura 59), operan la base al principio de la película de aceite, esto es, que existe una delgada capa de lubricante entre la barra del eje y la superficie de apoyo.

Cojinetes de rodamiento (figura 59), se utilizan con preferencia en vez de los cojinetes de deslizamiento por varias razones:

1. Tienen un menor coeficiente de fricción, especialmente en el arranque.
2. Son compactos en su diseño
3. Tienen una alta precisión de operación.
4. No se desgastan tanto como los cojinetes de tipo deslizante.
5. Se remplazan fácilmente debido a sus tamaños estándares



Figura 59. Cojinete de deslizamiento y Cojinete de rodamiento.

5.2 Motores eléctricos monofásicos.

Principio de funcionamiento.

Básicamente un motor de inducción monofásico está formado por un rotor en jaula de ardilla y un estator en el que se dispone un devanado alimentado con corriente alterna monofásica. Normalmente se construyen con potencias inferiores a 1 CV y por ello reciben también el nombre de motores fraccionarios. El campo de aplicación está muy restringido y se limita en su mayoría a las instalaciones domésticas.

Arranque de los motores de inducción monofásicos.

El motor monofásico no tiene par de arranque y por lo tanto no puede iniciar la marcha por sí mismo, se puede conseguir el arranque de un motor monofásico por procedimientos eléctricos, se necesita conseguir un campo giratorio único en el momento del arranque.

5.3 Motor eléctrico monofásico de AC, para la extensión y retracción de la aleta hipersustentadora No. 2 de Boeing 727-200.

Para mover la aleta hipersustentadora del Boeing 727-200, se empleó un motor eléctrico monofásico de corriente alterna. Figuras 60 y 61, que sustituye al motor hidráulico perteneciente al sistema original.



Figura 60. Motor eléctrico monofásico de A.C.



Figura 61. Motor eléctrico monofásico de corriente alterna.

5.4 Control del motor eléctrico mediante un Relay.

Un Relay es un interruptor operado eléctricamente, la corriente que fluye a través de la bobina del Relay crea un campo magnético que atrae a una palanca de cambios y los contactos del interruptor. La corriente de la bobina puede estar encendida o apagada para Relay de dos posiciones del interruptor y la mayoría tienen doble tiro (cambio) del interruptor, como se muestra en el diagrama vea figura 62.

El Relay permite un circuito para cambiar un segundo circuito que puede ser completamente separada de la primera. Por ejemplo, un circuito de baja tensión de la batería puede utilizar un Relay para conmutar un circuito de corriente de 230V AC. No hay conexión eléctrica en el interior del enlace entre los dos circuitos, el enlace es magnético y mecánico.

CIRCUITO PARA CONTROLAR UNA CORRIENTE ALTERNA U OTRO DISPOSITIVO DE ALTA CORRIENTE DESDE UN MICROCONTROLADOR MEDIANTE EL USO DE UN RELAY

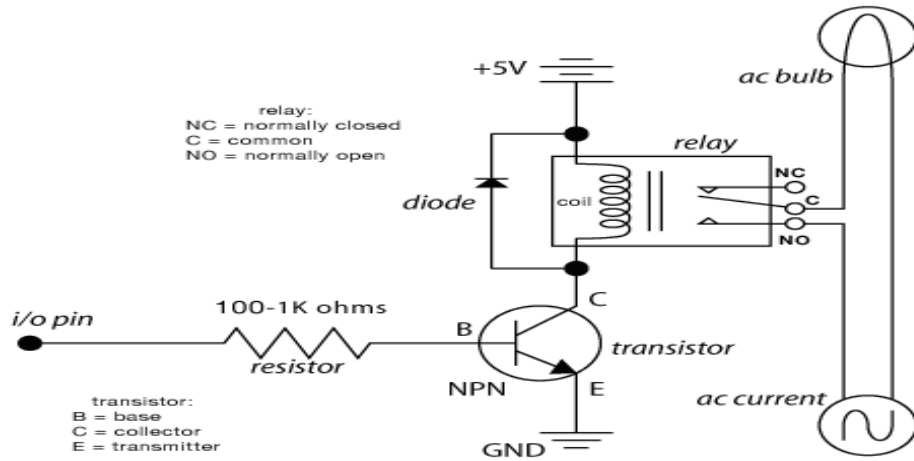


Figura 62. Diagrama esquemático del Relay (Relé).

5.5 Circuito equivalente.

Inicialmente las pruebas que se realizaron en el proyecto, para el control del motor eléctrico fueron mediante el uso del Relay. Esto debido a su costo, el cual es muy bajo y es de fácil operación, teniendo un arreglo eléctrico como se muestra en la figura 63 y 64, en esta última con la implementación de un PIC vea figura 69.

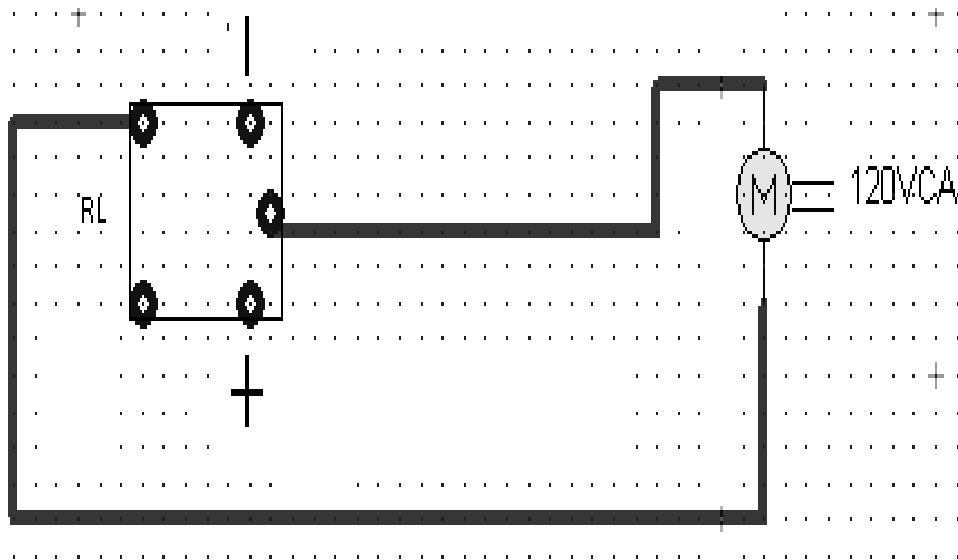


Figura 63. Diagrama esquemático del Relay.

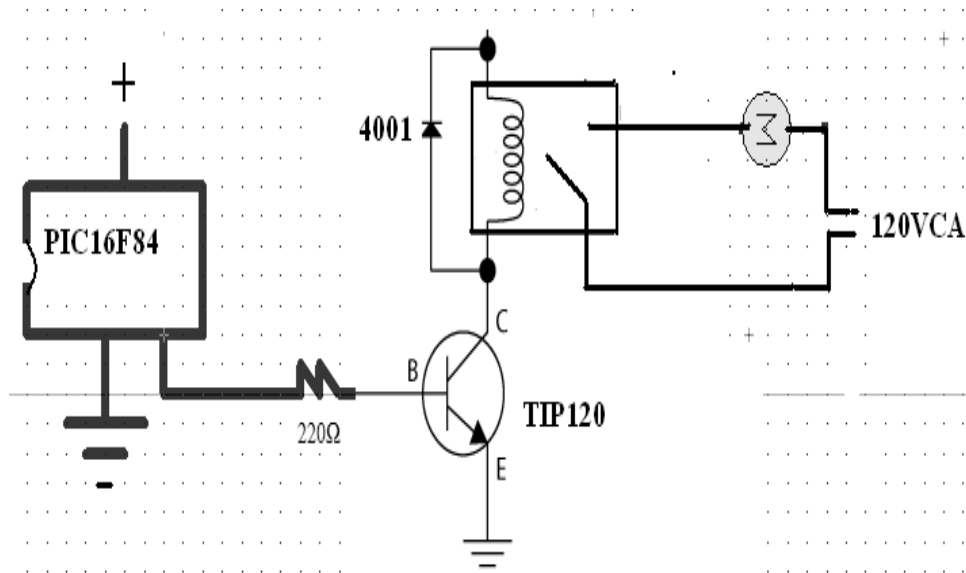


Figura 64. Diagrama esquemático del PIC 16F84 y el Relay.

Pruebas de funcionamiento mediante el relay

Una vez realizado el diagrama esquemático del Relay se procedió a efectuar pruebas de funcionamiento, en la placa de pruebas protoboard, esto con el fin de observar el funcionamiento del motor eléctrico mediante el uso del Relay vea figura 65.

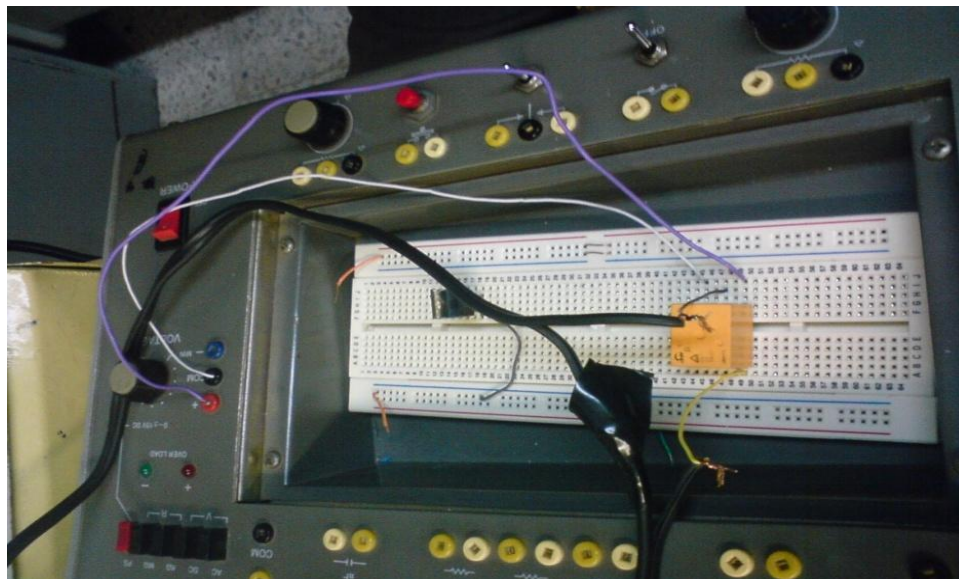


Figura 65. Pruebas de funcionamiento mediante el uso del Relay.



Control del motor eléctrico mediante dispositivos semiconductores

Con el desarrollo tan espectacular de la electrotecnia en la electrónica desde el descubrimiento del transistor y por la aparición del Tiristor o SCR, dio comienzo a una nueva era en la utilización de circuitos de control estático para conseguir una regularización en las maquinas eléctricas con alta fiabilidad y rendimiento.

Se presenta una simbiosis entre la electrotecnia y la electrónica se pretende dar una visión moderna de los procedimientos existentes en la regularización y control de motores eléctricos, los convertidores electrónicos consiguen puestas en marcha suaves de los motores, evitando las grandes corrientes de arranque; pueden ajustar su rampa de aceleración hasta la velocidad de régimen con relativa facilidad debido a las unidades de control, que incorporan circuitos integrados digitales y microprocesadores, permitiendo asimismo con interfaces adecuadas un control por ordenador desde una consola alejada de la máquina.

Dispositivos semiconductores que se usaron en el proyecto

La electrónica de potencia está basada en el empleo de dispositivos semiconductores que trabajan en conmutación, esto es, dispositivos que en virtud de sus características de uso actúan como simples interruptores estáticos que pueden estar abiertos o cerrados, es decir o bien bloquean la tensión aplicada o bien conducen la corriente sin ninguna restricción. Los dispositivos empleados: diodos y transistores de potencia, tiristores, etc. se basan en el uso de materiales semiconductores.

TRIAC

El TRIAC (Triode for Alternative Current) es un dispositivo semiconductor de tres terminales que se usa para controlar el flujo de corriente promedio a una carga, con la particularidad de que conduce en ambos sentidos y puede ser bloqueado por inversión de la tensión o al disminuir la corriente por debajo del valor de mantenimiento. El TRIAC puede ser disparado independientemente de la polarización de puerta, es decir, mediante una corriente de puerta positiva o negativa figura 66.

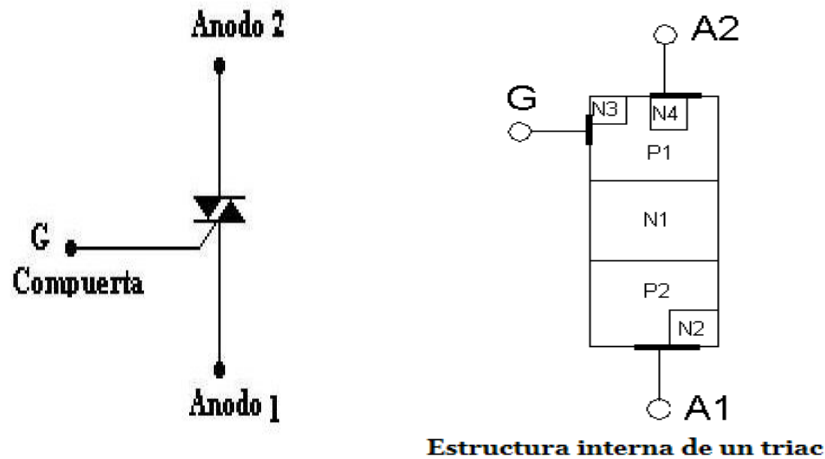


Figura 66. Símbolo esquemático del TRIAC y estructura interna.

En la figura 66, se muestra el símbolo esquemático e identificación de las terminales de un TRIAC, para la nomenclatura Ánodo 2 (A2) y Ánodo 1 (A1) pueden ser reemplazados por Terminal Principal 2 (T2) y Terminal Principal 1 (T1) respectivamente.

ESTRUCTURA

La estructura contiene seis capas como se indica en la figura 66, aunque funciona siempre como un Tiristor de cuatro capas. En sentido T2-T1 conduce a través de P1N1P2N2 y en sentido T1-T2 a través de P2N1P1N4. La capa N3 facilita el disparo con intensidad de puerta negativa. La complicación de su estructura lo hace más delicado que un Tiristor en cuanto a di/dt y dv/dt y capacidad para soportar sobre intensidades. Se fabrican para intensidades de algunos amperios hasta unos 200 (A) eficaces y desde 400 a 1000 (V) de tensión de pico repetitivo.

El TRIAC actúa como dos rectificadores controlados de silicio (SCR) en paralelo Figura 67, este dispositivo es equivalente a dos "latches" (transistores conectados con realimentación positiva, donde la señal de retorno aumenta el efecto de la señal de entrada).

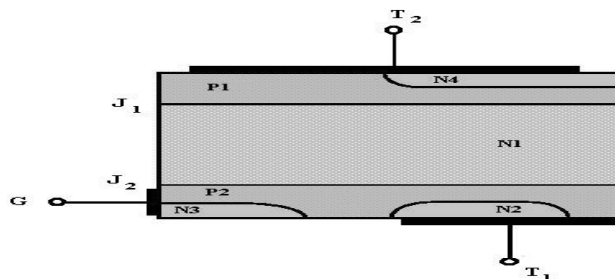


Figura 67. Estructura básica del TRIAC.

5.6 Implementación del TRIAC en circuito controlador.

Debido a su facilidad de conexión y costo, en el proyecto se utilizó el TRIAC 2N6071, en la realización de circuito del TRIAC 2N6071 vea figura 68 se utilizaron los siguientes componentes:

- 3 resistencias de 180Ω .
- Capacitor de $0.1\mu\text{f}$.
- 1 Optoacoplador MOC3011.

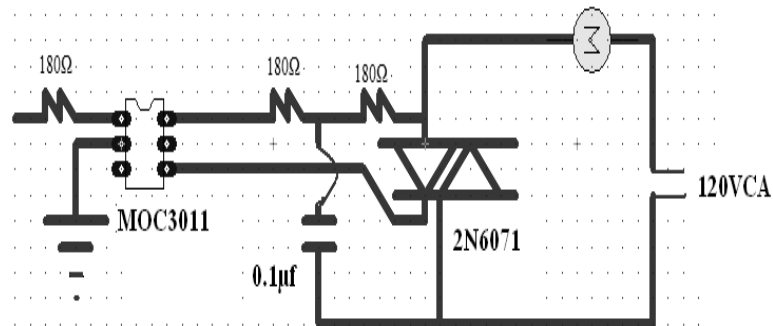


Figura 68. Diagrama esquemático del circuito eléctrico utilizando un TRIAC 2N6071 dispositivo analógico y digital.

Pruebas de funcionamiento mediante el TRIAC

Una vez elaborado el diagrama esquemático del circuito, se procedió a realizar pruebas de funcionamiento en el protoboard controlado por computadora dando como resultado pruebas satisfactorias figura 69.

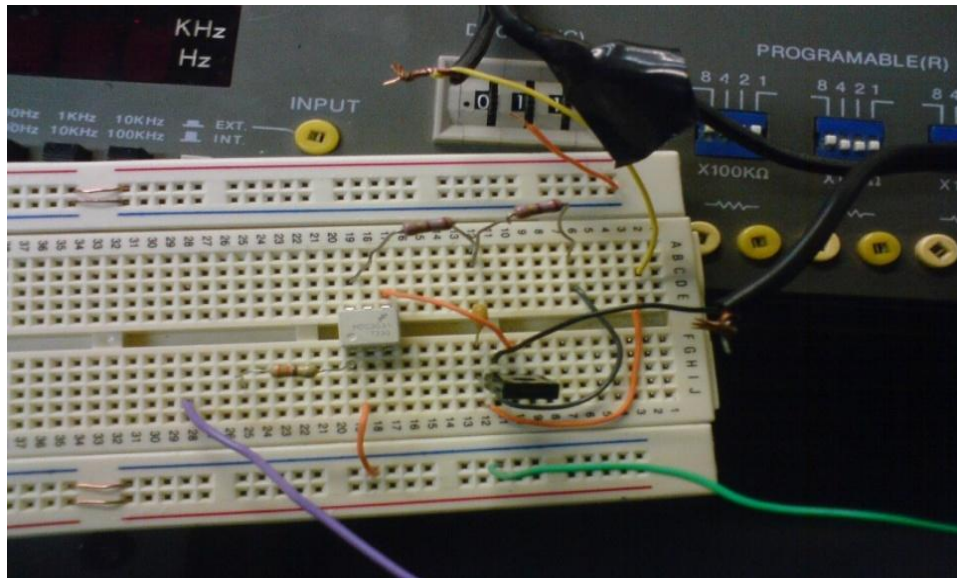


Figura 69. Pruebas de funcionamiento del TRIAC en el protoboard.

Relay de estado sólido (SSR).

El Relay de estado sólido o SSR (Solid-State Relay) son dispositivos que usan transistores y tiristores o Triacs en sustitución de contactos metálicos, para controlar elevadas cargas de potencia a partir de señales de control de bajo voltaje e intensidad figura 70. Los SSR dan muchas ventajas en comparación al Relay de contactos electromecánicos: son más livianos, silenciosos, rápidos y confiables, no se desgastan, son inmunes a los choques y vibraciones, generan muy pocas interferencias, conmutan altas corrientes y voltajes sin producir arcos, proporcionan varios kilovoltios de aislamiento entre la entrada y la salida.

Desventajas.

Son muy costosos, son dispositivos de una sola posición, esto significa que un solo SSR no puede conmutar al mismo tiempo varias cargas independientes como lo hace el Relay. Por todo lo anterior es conveniente que se construya un SSR propio y tendremos las siguientes ventajas:

- No necesitamos comprar los costos e inflexibles modelos comerciales.
- Podemos construirlos por un precio mínimo con componentes a nuestro alcance.
- En caso de falla podremos repararlos, cosa que no se puede con los SSR comerciales.



Figura. 70 SSR (Solid Stated Relay) relevador de estado sólido.

5.7 MICROCONTROLADORES PIC.

Un microcontrolador es un circuito integrado programable que contiene todos los componentes necesarios para controlar el funcionamiento de una tarea determinada, como el control de una lavadora, un teclado de ordenador, una impresora, etc. Para esto, el microcontrolador utiliza muy pocos componentes asociados. Un sistema con microcontrolador debe disponer de una memoria donde se almacena el programa que gobierna el funcionamiento del mismo. Una vez programado y configurado, sirve para realizar la tarea asignada.

La utilización de un microcontrolador en un circuito reduce notablemente el tamaño y número de componentes, disminuye el número de averías y el volumen y el peso de los equipos.

Cada tipo de microcontrolador sirve para una serie de casos y es el diseñador del sistema quien debe decidir, cual es el microcontrolador más idóneo para su uso.

Los PIC (Peripheral Interface Controller). Son una familia de microcontroladores que han tenido gran aceptación y desarrollo, buenas características, bajo precio, pequeño tamaño, gran calidad fiabilidad y abundancia de información. Este proyecto se basa en un microcontrolador PIC muy utilizado, el PIC 16F84, esta encapsulado en un económico DIL de 18 pines. Debido a sus múltiples aplicaciones y facilidades de uso, es uno de los microcontroladores mas utilizados en la actualidad, el microcontrolador PIC16F84 puede trabajar con una frecuencia de 10MHz.

Alimentación de un PIC16F84

Normalmente el microcontrolador PIC16F84 se alimenta con 5 voltios aplicados entre los pines V_{DD} y V_{SS} que son, respectivamente, la alimentación y la masa del chip.

En la figura 71. Se describe un circuito que obtiene los 5 voltios a partir de una tensión continua de 12 voltios y de al menos 1 amperio. Este circuito se basa en el popular regulador de tensión 7805. Dispone de un diodo a la entrada para protegerlo en el caso que se aplicaran tensiones con la polaridad invertida. El condensador C4 reduce considerablemente el rizado de la tensión de entrada que finalmente el regulador 7805 se encarga de estabilizar a los 5 voltios de



alimentación de todo el entrenador. Por ultimo dispone de un diodo LED indicador de encendido. El consumo de corriente para el funcionamiento del microcontrolador depende de la tensión de alimentación de la frecuencia de trabajo y de las cargas que soporten sus salidas, siendo del orden de unos pocos miliamperios.

El circuito de alimentación del microcontrolador debe tratarse como el de cualquier otro dispositivo digital, debiendo conectarse un condensador de desacoplo de unos 100nf lo más cerca de los pines de alimentación.

Puertos de entrada/salida

El microcontrolador se comunica con el mundo exterior a través de los puertos. Estos están constituidos por líneas digitales de entrada/salida que trabajan entre 0 y 5 voltios. Los puertos se pueden configurar como entradas para recibir datos o como salidas para controlar dispositivos externos.

El PIC16F84 tiene dos puertos.

- El puerto A con 5 líneas, pines RA_0 a RA_4 .
- El puerto B con 8 líneas, pines RB_0 a RB_7 .

Cada línea puede ser configurada como entrada o como salida, independientemente unas de otras, según se programe.

Las líneas son capaces de entregar niveles TTL cuando la tensión de alimentación aplicada en V_{DD} es de 5 voltios. La máxima capacidad de corriente de cada una de ellas es:

- 25 mA, cuando el pin está a nivel bajo, es decir cuando consume corriente (modo sink). Sin embargo la suma de las intensidades por las 5 líneas del puerto A no pueden exceder 80 mA. Ni la suma de las 8 líneas del puerto B puede exceder 150 mA.
- 20 mA, cuando el pin a nivel alto, es decir, cuando proporciona corriente (modo source). Sin embargo, la suma de las intensidades por las 5 líneas del puerto A no puede exceder de 50 mA, ni la suma de las 8 líneas del puerto B puede exceder de 100 mA.

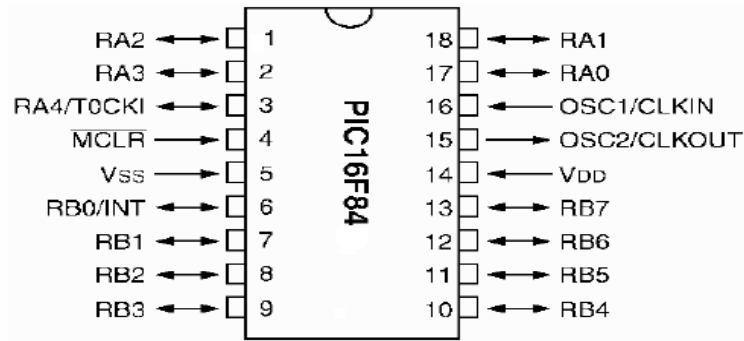


Figura 71. PIC16F84.

PUERTO RA_0 A RA_4

Puerto bidireccional de Entrada/Salida.

RA4/T0CKL puede comportarse como una Entrada/Salida normal, o bien como una entrada de reloj del contador/temporizador TMR0.

PUERTO RB_0 A RB_7

Puerto bidireccional de Entrada/Salida.

RB0/INT puede ser utilizado como una entrada de interrupciones.

RB4/RB7 pueden ser utilizados para generar interrupciones ante un cambio de nivel. RB6/RB7 pueden ser utilizados para programar el PIC.

OSCILADOR

Todo microcontrolador requiere de un circuito que le indique la velocidad de trabajo, es el llamado oscilador o reloj.

Este genera una onda cuadrada de alta frecuencia que se utiliza como señal para sincronizar todas las operaciones del sistema. Este circuito es muy simple pero de vital importancia para el buen funcionamiento del sistema.

Generalmente todos los componentes del reloj se encuentran integrados en el propio microcontrolador y tan solo se requieren unos pocos componentes externos, como un cristal de cuarzo, para definir la frecuencia de trabajo.

OSCILADOR XT

Es el más utilizado y está basado en el oscilador a cristal de cuarzo o en un resonador cerámico. Es un oscilador estándar que permite una frecuencia de reloj muy estable comprendida entre 100 KHz y 4 MHz vea figura 72.

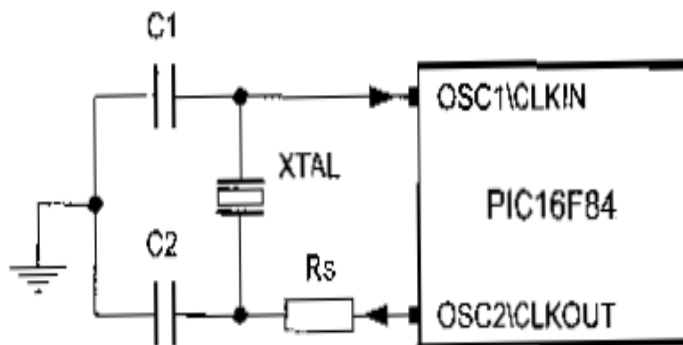


Figura 72. Diagrama esquemático del oscilador.

RESET

El llamado reset es un microcontrolador provoca la reinitialización de su funcionamiento, un “comienzo a funcionar desde cero”. En este estado, la mayoría de los dispositivos internos del microcontrolador toman un estado conocido.

En los microcontroladores se requiere un pin de reset para reiniciar el funcionamiento del sistema cuando sea necesario. El pin de RESET en los PIC se denomina MCLR (Master Clear) produce un reset cuando se le aplica un nivel bajo.

Para tener control sobre el reset del sistema, se puede conectar un pulsador tal como se muestra en la figura y conseguir un reset manual llevando momentáneamente el pin MCLR a masa cada vez que se presiona el pulsador. El RESET permanecerá mientras tengamos el pulsador presionado y no comenzará la secuencia de arranque hasta que no lo liberemos, suministrando así un nivel lógico “1” al pin MCLR. Figura 73.

El fabricante recomienda conectar en serie con el pulsador una resistencia de 50 a 100 Ω (figura 78).

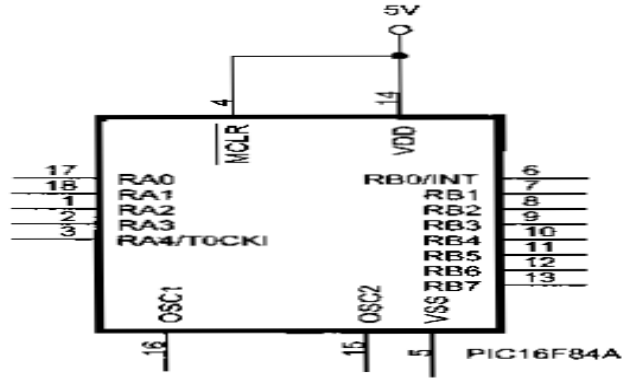


Figura 73. Conexión del PIN MCLR.

Interruptores y pulsadores

Estos dispositivos permiten introducir un nivel lógico “0” o “1” según la posición en que se encuentren, “cerrado” o “abierto”.

La lectura del estado de interruptores y pulsadores es muy simple, basta con conectar estos dispositivos entre una entrada y masa, tal como se indica en la figura y forzar la entrada a un nivel lógico alto 5 voltios mediante una resistencia de Pull-Up de unos 10k.

Mientras el dispositivo está abierto, la entrada mantiene una tensión de 5 voltios que corresponde a un nivel lógico “1”. Cuando se cierra, la entrada pasa a valer 0 voltios correspondiente al nivel lógico “0” vea figura 74.

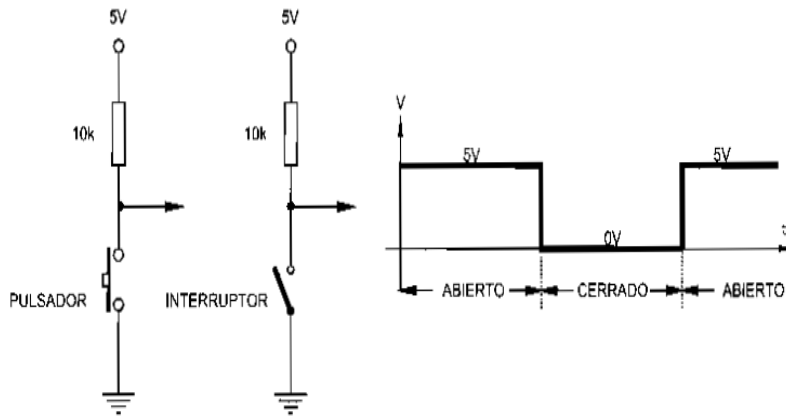


Figura 74. Niveles de tensión ideales en bornes de un interruptor, pulsador.



5.8 Diseño, construcción e implementación del circuito electrónico para el control del motor eléctrico.

Antes de realizar el circuito impreso para el funcionamiento el motor eléctrico de AC, se elaboraron circuitos de prueba en el protoboard, teniendo resultados satisfactorios.

EQUIPO Y MATERIAL
Placa fenolica para circuito impreso.
Hoja azul para impresión de circuitos.
Broca de 1/32 pulgadas
Cloruro férrico.
Plancha.
Cautín.
Acetona.

Tabla 5. Equipo y material de construcción para circuito electrónico.

COMPONENTES ELECTRÓNICOS
Microcontrolador Pic16f84
1 Oscilador CRIS4MHZ
2 Capacitores CC22pf
3 Resistencias eléctricas de 1kw ½
3 Resistencias eléctricas de 39kw ½
3 Resistencias eléctricas de 10kw ½
2 Push botón

Tabla 6. Lista de componentes electrónicos para la construcción.

Elaboración del circuito impreso.

Un circuito impreso es una placa de material aislante (plástico, baquelita, vidrio, etc.), provista de unas pistas o caminos de cobre que sirven para interconectar los diversos componentes que constituyen el circuito en cuestión. Para la elaboración de un circuito impreso se han de seguir los siguientes pasos:

Diseño. En este caso se elaboró utilizando el programa de diseño de circuitos PCB Wizard como se muestra en la siguiente figura 75.

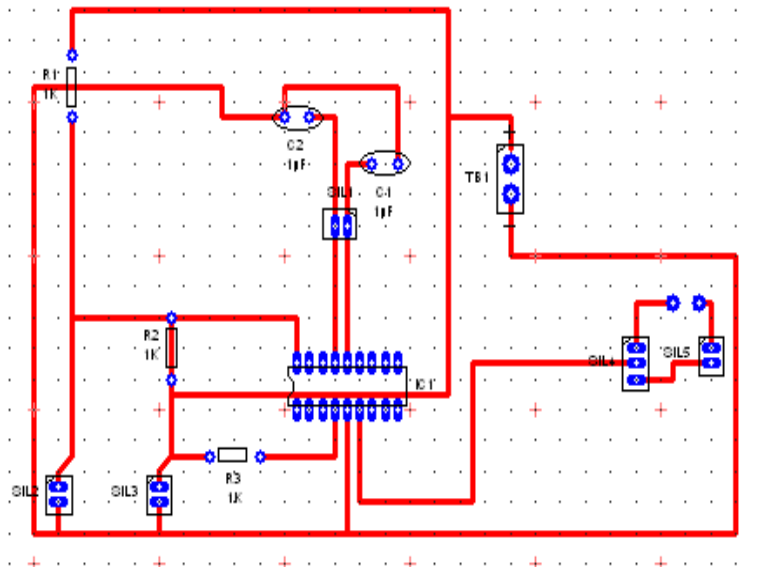


Figura 75. Diagrama esquemático del PIC 16F84.

Preparación de la placa.

Realizado el diseño, se procede a la preparación de la placa virgen, incluyendo las siguientes operaciones:

- Cortado de la placa, adecuando su tamaño al diseño realizado, utilizando para ello la herramienta adecuada.
- Limpieza de la superficie de cobre.

A continuación se procede a realizar, en la cara de cobre de la placa virgen, la impresión de las pistas del circuito.

Grabado (atacado) de la placa

El objeto de este procedimiento es el de eliminar el cobre no necesario de la placa, de forma que solamente permanezca en los lugares donde ha de existir conexión eléctrica entre los distintos componentes. Una vez que la placa se ha introducido en la disolución, al cabo de unos



pocos minutos ésta absorberá parte del cobre de la misma, excepto de las pistas. También es posible utilizar máquinas que automatizan todo el procedimiento vea figura 76.

Se ha de prestar especial cuidado en la manipulación de estos compuestos químicos, pues pueden ocasionar quemaduras graves en la piel.

Limpieza y taladrado de la placa

Al acabar el proceso anterior se limpiará la placa con agua y se secará. También se puede lijar suavemente para eliminar restos de rotulador, tiras adhesivas o barniz.

A continuación se procederá a taladrar, con una broca del diámetro adecuado, en los lugares donde vayan a ir insertados los componentes.

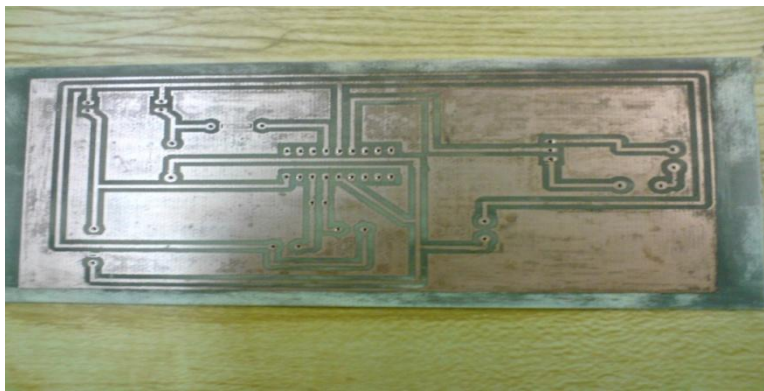


Figura 76. Grabado de pistas y taladrado.

Inserción de componentes y soldadura

Una vez realizados los orificios, se insertan los componentes y regletas de conexión en los lugares adecuados para posteriormente soldarlos a la placa, de esta manera queda construido el diseño del circuito electrónico que controla el movimiento del motor eléctrico AC, para extender o retraer las superficies hipersustentadoras (flaps) como se muestra en la figura 77 y 78.

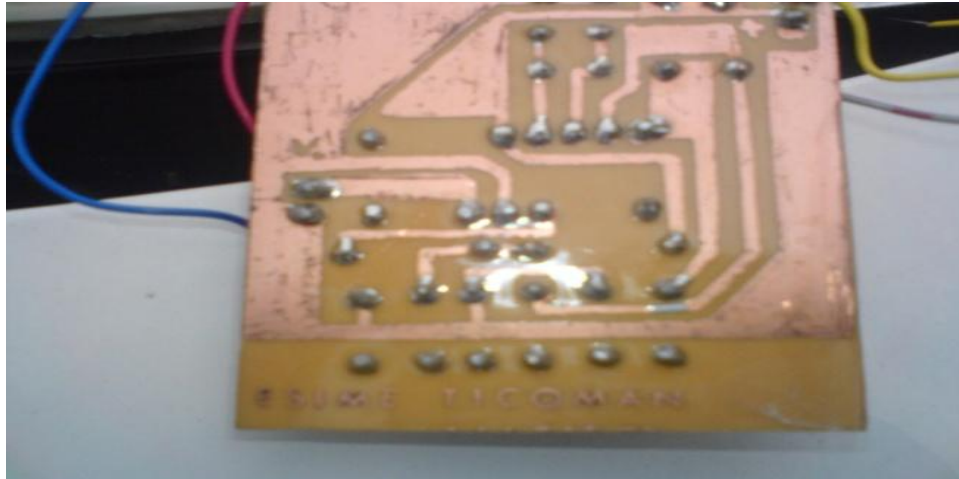


Figura 77. Lado de soldadura del circuito eléctrico del proyecto.

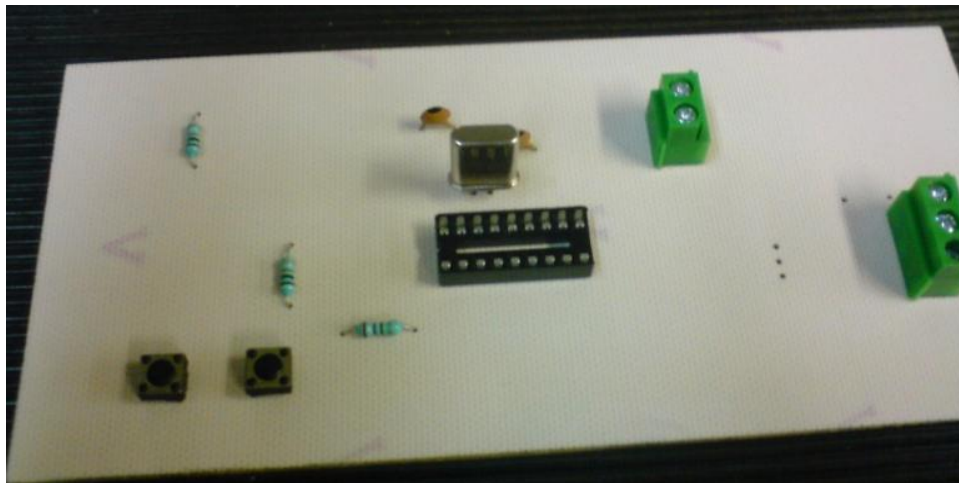


Figura 78. PCB vista de los componentes con el PIC 16F84, fuente de alimentación de 5v.

Montaje de la tarjeta del microcontrolador PIC 16F84 y motor eléctrico, en el pozo del tren de aterrizaje

Una vez elaborado el circuito impreso que controla el motor eléctrico AC de la aleta hipersustentadora número dos, se procede a realizar el montaje de la placa del microcontrolador figura 79 y montaje del motor eléctrico figura 80, para la realización de pruebas mecánicas de extensión y retracción en la aeronave Boeing 727-200, obteniendo resultados satisfactorios.

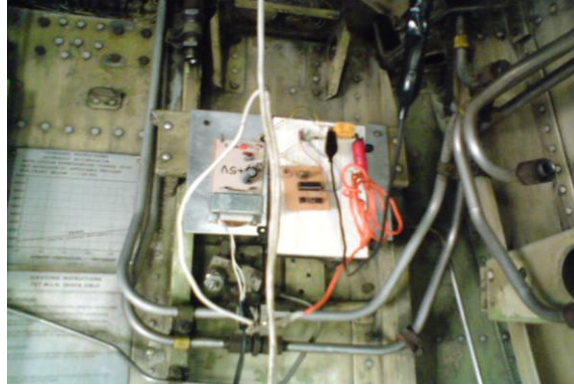


Figura 79. Placa del microcontrolador.



Figura 80. Motor eléctrico montado en el pozo del tren de aterrizaje.



CONCLUSIONES

Al finalizar este proyecto, podemos concluir que la aeronave Boeing 727-200 del Laboratorio Integral de los Sistemas en Aeronaves de la ESIME TICOMAN, sus sistemas se encuentran en mal estado como se mencionó anteriormente, para la simulación de la operación y control de las aletas internas hipersustentadoras, en este proyecto es importante mencionar la integración de las dos especialidades las cuales son: diseño, construcción de aeronaves y mantenimiento aéreo, aéreas que ofrece la ESIME Ticoman, para resolver problemas a los cuales nos hemos enfrentado para el desarrollo de este proyecto se puede concluir que:

Se han alcanzado satisfactoriamente los objetivos planteados durante el desarrollo de la propuesta como son, ensamble y habilitación total de las aletas internas hipersustentadoras del Boeing 727-200 a través del estudio de los diferentes manuales de la aeronave.

También se realizó el diseño y construcción de un soporte a través de la aplicación de programas de ingeniería de diseño, favorable para la adaptación del nuevo sistema electromecánico independiente el cual proporciona la potencia para la extensión y retracción de dichas aletas hipersustentadoras.

La innovación al diseñar el arreglo eléctrico-electrónico para el control del nuevo sistema ya mencionado, así como la construcción y adaptación del mismo, empleándose microcontroladores PICs para generar la señal de control directa y eficiente.

Finalmente se alcanza el funcionamiento de todo el sistema electromecánico mediante la realización de pruebas operativas de todos sus componentes que lo conforman para la simulación de la operación la extensión y retracción.

El nuevo sistema electromecánico es suficiente para lograr el objetivo principal de este proyecto, el cual permite que se cuente con una herramienta didáctica más para entender el funcionamiento mecánico de una aleta hipersustentadora de una aeronave comercial beneficiando y reforzando el programa de estudios de la carrera de ingeniería en aeronáutica.



RECOMENDACIONES

En este proyecto se puede ver que es posible la rehabilitación de los diferentes sistemas de la aeronave Boeing 727-200 del Laboratorio Integral de los Sistemas en Aeronaves de la ESIME TICOMAN a través del desarrollo de ingeniería para resolver los diferentes problemas que implica hacerlo así también el mejoramiento de estos, en particular el de este proyecto el cual muestra una solución de las muchas que se pueden aplicar para la extensión y retracción de las aletas internas hipersustentadoras, cabe mencionar que debido a las condiciones de los componentes del sistema hidráulico no es posible la rehabilitación parcial o total del mismo para su operación normal.

Si es posible la mejora de este sistema electromecánico independiente controlado por microcontroladores como pueden ser:

1. El aumento de potencia del motor el cual pueda trabajar a futuro para dar potencia suficiente para llegar a la velocidad operacional de extensión y retracción como indica el manual de la aeronave.
2. Un arreglo eléctrico electrónico capaz de operar con diferentes voltajes como son directo y alterno para simular operaciones con fuentes de alimentación en tierra o directamente de las baterías de la aeronave.
3. El control del sistema electromecánico desde la palanca de mando que se encuentra en la cabina de pilotos.
4. El uso de diferentes materiales y componentes electrónicos para la electrónica como son: la fibra óptica, sensores de posición o arreglos en los cuales se incluya telemetría para el análisis fallas en aviónica.
5. Así como el poder habilitar (velocidad de operación) las aletas hipersustentadoras externas e internas, el cual como ya se ha mencionado sus especificaciones forma parte de la aeronave Boeing 727-200 que del Laboratorio Integral de los Sistemas en Aeronaves de la ESIME TICOMAN.



REFERENCIAS

1. "Metrología geométrica dimensional."

H. Roberto Galicia Sanchez, Noé Garcia Lira, Antonio Herrera Martínez, Jorge Mayen González AGT EDITOR, S.A. (2a. edición) México 1999.

2. AMM Manual de Mantenimiento de la Aeronave Boeing 727-200 USA 2000.
3. AIPC Catalogo de Partes Ilustradas Boeing 727-200 USA 2000.
4. CBT Manual de Entrenamiento Computarizado Boeing 727-200 USA 2000.
5. <http://www.flightglobal.com>
6. <http://es.wikipedia.org>
7. Microcontroladores PIC USA 2006.



ANEXOS

Anexo A: Especificaciones de la aeronave Boeing 727 100 y 200.

GENERALIDADES	727-100	727-200
Primer vuelo	Febrero 9 de 1963	Julio 27 de 1967
Aerolínea de lanzamiento	Unided Airlines	Northwest
Capacidad pasajeros	94 - 131	148-189
Total de aviones fabricados	407	1245
PRESTACIONES		
Alcance máximo	4,020 Kilómetros	3,900 Kilómetros
Velocidad de crucero	981 K/h	900 K/h
Altura de crucero	12.800 metros.	12,500 metros.
PLANTA MOTRIZ		
Manufactura	Pratt & Whitney	Pratt & Whittney
Modelo	JT8D-15 y JT8D-17.	JT8D-8 JTD8-9
Potencia	15.000 Y 17.000 Libs.	8,000 Y 9,000 Lbs.
PESO BÁSICO		
Máximo al despegue.	210.000 libras	170,000 libras
Máxima capacidad combustible.	9,806 galones.	8,200 galones.
DIMENSIONES		
Altura	10.36 metros	10.36 metros
Largo	40.59 metros	46.69 metros
Envergadura	32.92 metros	32.92 metros



Imagen general del Boeing 727.

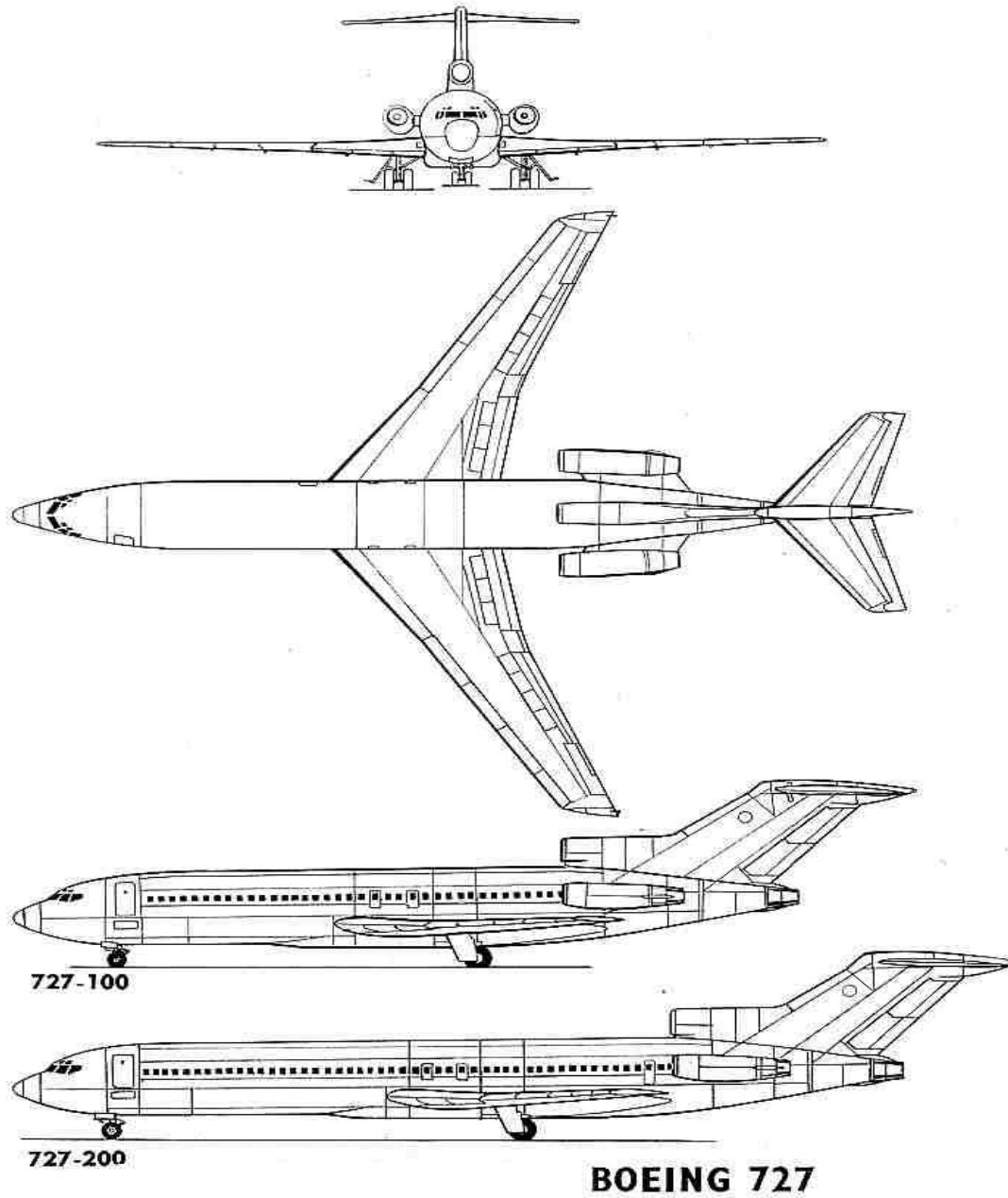
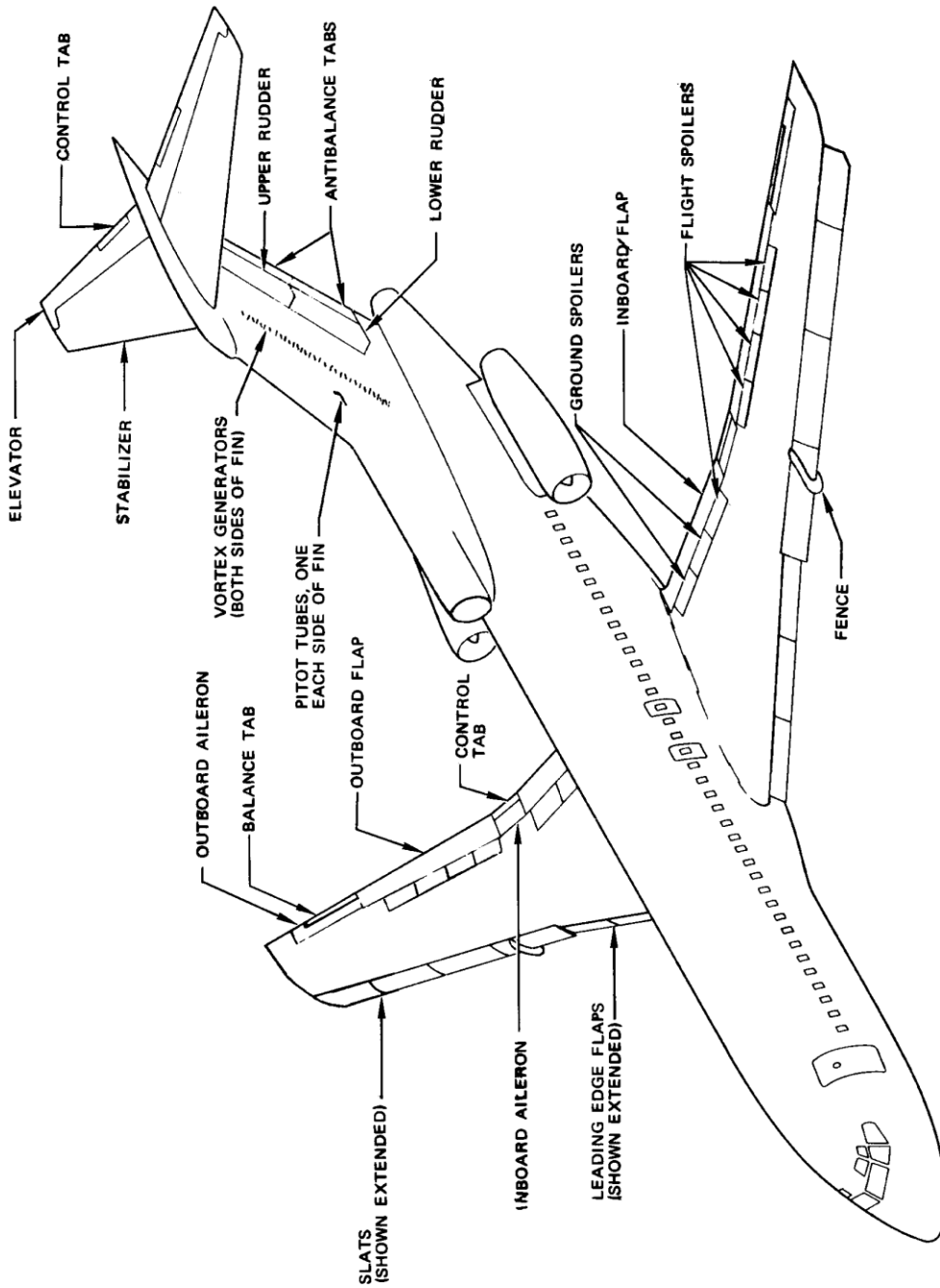




Imagen general de las superficies de control del Boeing 727.





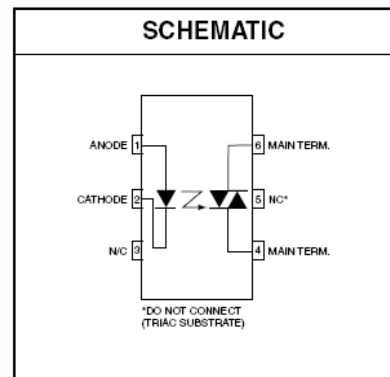
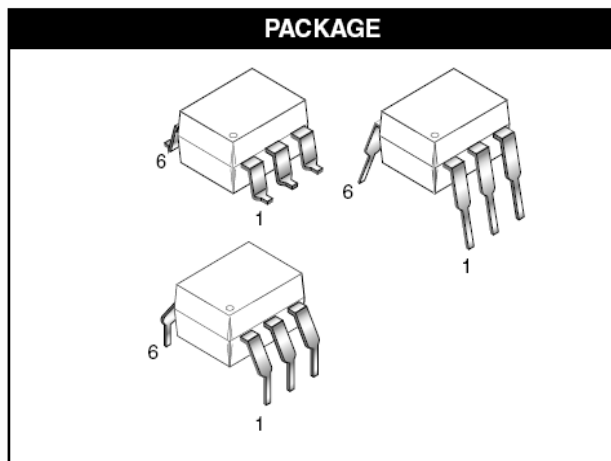
Anexo B: Fichas técnicas

OPTOACOPLADOR.



6-PIN DIP RANDOM-PHASE OPTOISOLATORS TRIAC DRIVER OUTPUT (250/400 VOLT PEAK)

MOC3010M MOC3011M MOC3012M MOC3020M MOC3021M MOC3022M MOC3023M



DESCRIPTION

The MOC301XM and MOC302XM series are optically isolated triac driver devices. These devices contain a GaAs infrared emitting diode and a light activated silicon bilateral switch, which functions like a triac. They are designed for interfacing between electronic controls and power triacs to control resistive and inductive loads for 115/240 VAC operations.

FEATURES

- Excellent I_{FT} stability—IR emitting diode has low degradation
- High isolation voltage—minimum 5300 VAC RMS
- Underwriters Laboratory (UL) recognized—File #E90700
- Peak blocking voltage
 - 250V-MOC301XM
 - 400V-MOC302XM
- VDE recognized (File #94766)
 - Ordering option V (e.g. MOC3023VM)

APPLICATIONS

- Industrial controls
- Traffic lights
- Vending machines
- Solid state relay
- Lamp ballasts
- Solenoid/valve controls
- Static AC power switch
- Incandescent lamp dimmers
- Motor control



TRIAC

2N6071A/B Series

Preferred Device

Sensitive Gate Triacs Silicon Bidirectional Thyristors

Designed primarily for full-wave ac control applications, such as light dimmers, motor controls, heating controls and power supplies; or wherever full-wave silicon gate controlled solid-state devices are needed. Triac type thyristors switch from a blocking to a conducting state for either polarity of applied anode voltage with positive or negative gate triggering.

- Sensitive Gate Triggering Uniquely Compatible for Direct Coupling to TTL, HTL, CMOS and Operational Amplifier Integrated Circuit Logic Functions
- Gate Triggering 4 Mode — 2N6071A,B, 2N6073A,B, 2N6075A,B
- Blocking Voltages to 600 Volts
- All Diffused and Glass Passivated Junctions for Greater Parameter Uniformity and Stability
- Small, Rugged, Thermopad Construction for Low Thermal Resistance, High Heat Dissipation and Durability
- Device Marking: Device Type, e.g., 2N6071A, Date Code

MAXIMUM RATINGS ($T_J = 25^\circ\text{C}$ unless otherwise noted)

Rating	Symbol	Value	Unit
*Peak Repetitive Off-State Voltage ⁽¹⁾ ($T_J = -40$ to 110°C , Sine Wave, 50 to 60 Hz, Gate Open)	V_{DRM} , V_{RRM}	200 400 600	Volts
*On-State RMS Current ($T_C = 85^\circ\text{C}$) Full Cycle Sine Wave 50 to 60 Hz	$I_T(\text{RMS})$	4.0	Amps
*Peak Non-repetitive Surge Current (One Full cycle, 60 Hz, $T_J = +110^\circ\text{C}$)	I_{TSM}	30	Amps
Circuit Fusing Considerations ($t = 8.3$ ms)	i^2t	3.7	A^2s
*Peak Gate Power (Pulse Width ≤ 1.0 μs , $T_C = 85^\circ\text{C}$)	P_{GM}	10	Watts
*Average Gate Power ($t = 8.3$ ms, $T_C = 85^\circ\text{C}$)	$P_{G(AV)}$	0.5	Watt
*Peak Gate Voltage (Pulse Width ≤ 1.0 μs , $T_C = 85^\circ\text{C}$)	V_{GM}	5.0	Volts
*Operating Junction Temperature Range	T_J	-40 to $+110$	$^\circ\text{C}$
*Storage Temperature Range	T_{stg}	-40 to $+150$	$^\circ\text{C}$
Mounting Torque (6-32 Screw) ⁽²⁾	—	8.0	in. lb.

*Indicates JEDEC Registered Data.

(1) V_{DRM} and V_{RRM} for all types can be applied on a continuous basis. Blocking voltages shall not be tested with a constant current source such that the voltage ratings of the devices are exceeded.

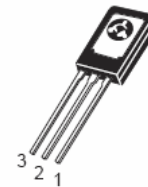
(2) Torque rating applies with use of a compression washer. Mounting torque in excess of 6 in. lb. does not appreciably lower case-to-sink thermal resistance. Main terminal 2 and heatsink contact pad are common.



ON Semiconductor

<http://onsemi.com>

TRIACS
4 AMPERES RMS
200 thru 600 VOLTS



TO-225AA
(formerly TO-126)
CASE 077
STYLE 5

PIN ASSIGNMENT	
1	Main Terminal 1
2	Main Terminal 2
3	Gate

ORDERING INFORMATION

Device	Package	Shipping
2N6071A	TO225AA	500/Box
2N6071B	TO225AA	500/Box
2N6073A	TO225AA	500/Box
2N6073B	TO225AA	500/Box
2N6075A	TO225AA	500/Box
2N6075B	TO225AA	500/Box

Preferred devices are recommended choices for future use and best overall value.