

RAE

1. **TIPO DE DOCUMENTO:** trabajo de grado para optar por el título de INGENIERO AERONÁUTICO
2. **TÍTULO:** DISEÑO DETALLADO DE UNA PLATAFORMA DINÁMICA PARA LA RECREACION DE LOS PROCESOS DE VUELO
3. **AUTORES:** Uriel Osiris Arévalo López, John Alexander Másmela Moya
4. **LUGAR:** Bogotá, DC
5. **FECHA:** Septiembre 2013
6. **PALABRAS CLAVES:** Simulador de vuelo, Grados de libertad, Estructura, Eje, Mecanismos, Biela-Manivela, Deformación, Engranajes, Aceleración, Pitch, Roll, Yaw, Esfuerzo, Fuerzas, Flexión, Cortante, Momento, articulación, Movimiento, torque, cinemática, junta universal
7. **DESCRIPCIÓN DEL TRABAJO:** el objeto de este proyecto es la de diseñar una plataforma dinámica que tenga la capacidad de generar tres movimientos básicos de una aeronave Boeing 737ng para ser empleada en simuladores de vuelo dinámicos con el objetivo de poder recrear los instantes en que se genera el movimiento de pitch, roll y yaw en cada una de sus etapas de vuelo, el cual se pretende dar un soporte de cómo generar las condiciones para la simulación de vuelo de manera dinámica y así poder aportar este conocimiento a la instrucción de vuelo en algunas instituciones que imparten los cursos para los futuros pilotos, además en el proyecto esta contenido todo el proceso que se tuvo que seguir para poder diseñar este dispositivo con cada uno de sus elementos mecánicos teniendo en cuenta las normativas que rigen este sector de la aeronáutica a nivel nacional e internacional.
8. **LÍNEAS DE INVESTIGACIÓN:** tecnologías actuales y sociedad, instrumentación y control de procesos
9. **FUENTES CONSULTADAS:** BEER Ferdinand P., RUSSELL E, DEWOLF John T., MAZUREZ David F. Mecánica de materiales, quinta edición. Editorial: Mc Graw Hill, 2009, BUDYNAS, Richard. Diseño en Ingeniería Mecánica de Shigley. DEUTSCHMAN, A.D. Diseño de Máquinas Teoría y Práctica. 1991. DORF Richard C. y Bishop, Robert H. Sistemas de control moderno décima edición. University de California, the University of Texas, editorial prentice hall, 2005. p: 2-5 y 125-127, ERDMAN, Arthur & SANDOR, George. Diseño de Mecanismo, Análisis y síntesis. 1996. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Documento FAR 60 de la FAA. EE.UU, GABAY, Jonathan. El arte de la simulación de vuelo. Sistemas Emergentes, Gestión y temas aeroespaciales 2001.
10. **CONTENIDOS:** la simulación de vuelo es una rama de la aeronáutica que se encarga de la instrucción y entrenamiento de la tripulación de una aeronave encargada de asumir su manejo como también su control para la determinación de itinerarios determinados, para ser posible la simulación de vuelo es necesario contar con dispositivos que ayuden a recrear ambientes de vuelo para que el alumno perciba el tipo de entorno que existe a la hora de pilotear y así poder saber que decisiones tomar por medio de la ayuda del instructor, existen dos tipos de simuladores que son los estáticos y los dinámicos, para este proyecto se enfoca en los simuladores dinámicos especialmente en su sistema de movimiento denominado plataforma dinámica de funcionamiento electromecánico el cual consta de mecanismos y articulaciones accionados por medio de servomotores para ser posible la generación de los tres movimientos propuestos que son el pitch, roll y yaw , por medio del diseño de esta plataforma se pretende reducir costos a las instituciones y preparar mejor a los alumnos y aportar de esta manera una herramienta que le permita a la industria aeronáutica del país a competir no solo en el mercado nacional sino también en el mercado internacional.
11. **METODOLOGÍA:** se siguió un proceso empírico-analítico que por medio de la investigación y consulta de lugares especializados en la simulación, se diseño una plataforma dinámica con la capacidad de generar tres grados de libertad.

12. CONCLUSIONES: se conoció las necesidades que surgen en el momento de diseñar una plataforma con un sistema de movimiento electromecánico con la capacidad de generar tres grados de libertad con sus respectivos ángulos de inclinación y el tiempo en que tarda en generar cada uno de los movimientos, así mismo se tuvo en cuenta la capacidad de soportar el peso de la cabina partiendo de la categoría de la aeronave seleccionada, con estos parámetros fue posible implementar diversos tipos de mecanismos aptos para resistir los diferentes ciclos a que van a estar sometidos estos elementos con el objeto de poder ejecutar los movimientos sin que presente algún tipo de falla. Con los diferentes resultados que se obtuvieron al finalizar el diseño de la plataforma fue posible determinar sus costos para ser realidad su construcción, lo que su costo resulto ser bajo comparado con los costos de la s plataformas que se adquieren en el exterior.

DISEÑO DETALLADO DE UNA PLATAFORMA DINÁMICA PARA LA
RECREACIÓN DE LOS PROCESOS DE VUELO

URIEL OSIRIS ARÉVALO LÓPEZ
JOHN ALEXANDER MASMÉLA MOYA

UNIVERSIDAD SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE AERONÁUTICA
BOGOTÁ., D.C.
2013

DISEÑO DETALLADO DE UNA PLATAFORMA DINÁMICA PARA LA
RECREACIÓN DE LOS PROCESOS DE VUELO

URIEL OSIRIS ARÉVALO LÓPEZ
JOHN ALEXANDER MASMÉLA MOYA

Proyecto de grado para optar al título de Ingeniero Aeronáutico

UNIVERSIDAD SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE AERONÁUTICA
BOGOTÁ., D.C.
2013

Dedicatoria

A mi familia, a mi madre por su carisma y apoyo incondicional en este proceso formativo.

AGRADECIMIENTOS

A todos aquellos quienes con su orientación aportaron criterios constructivos, morales y éticos para culminar mi proceso académico y profesional.

CONTENIDO

	Pág.
INTRODUCCIÓN	19
DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA	20
FORMULACIÓN DE PROBLEMA	21
OBJETIVOS.....	22
OBJETIVO GENERAL.....	22
OBJETIVOS ESPECÍFICOS	22
JUSTIFICACIÓN.....	23
HIPÓTESIS	24
1. MARCO REFERENCIAL.....	25
1.1 FUNDAMENTOS Y DISCIPLINAS INTEGRADAS PARA EL DISEÑO DE UNA PLATAFORMA DINÁMICA	25
1.1.1 La estática como base de medir las fuerzas	25
1.1.3 Sistemas de control	27
1.1.4 Resistencia de materiales	27
1.1.5 Simulador de vuelo dinámico	34
1.1.6 Funcionamiento de un simulador de vuelo dinámico.....	35
1.1.7 Utilidad del simulador de vuelo dinámico	38
1.1.8 Importancia de recrear y realizar un simulador de vuelo dinámico.....	40
1.1.9 Aplicación del modelo.....	41
1.1.10 Beneficios.....	42
1.1.11 Ventajas	42
1.1.12 Recursos	42
1.1.13 Ingeniería	43
1.1.14 Diseño mecánico.....	43
1.2 MARCO CONTEXTUAL	48
1.3 MARCO LEGAL.....	49
1.3.1 Categorías de aeronaves	49

1.3.2	Categoría de transporte.....	51
1.3.3	Requisito para la cabina para simulador	51
1.3.4	Dispositivo de entrenamiento de vuelo.....	52
1.4	AERONAVE SELECCIONADA.....	54
1.4.1	Boeing 737 NG.....	54
	La serie Boeing 737 Next Generation es la más moderna y actualizada de todas, está compuesta por los siguientes modelos:	56
1.5	ANTECEDENTES.....	58
1.5.1	La industria de la simulación antes y hoy	58
1.5.2	Tipos de Simulador.....	60
1.5.3	Simuladores, aplicaciones y costos en la industria.....	61
2.	DESARROLLO METODOLÓGICO.....	62
2.1	FLUJOGRAMA DE ACTIVIDADES PARA DESARROLLO	62
2.2	ETAPAS DE DISEÑO DE LA PLATAFORMA	64
3.1	TIPO DE AERONAVE	68
3.1.1	Dimensiones físicas para simular	68
3.1.2	Requerimientos eléctricos a simular.....	68
3.1.3	Requerimientos de movimientos a simular	68
3.1.4	Requerimientos mecánicos a simular	69
3.1.5	Variables de Peso de plataforma	70
3.2	FUNCIONALIDAD DE LA PLATAFORMA DINÁMICA	70
3.2.1	Requerimiento de uso	70
3.3	NORMATIVO	71
3.3.1	Aplicación y parámetros según el RAC	71
4.	DISEÑO Y ESTRUCTURA DE UNA PLATAFORMA DINÁMICA PARA LA SIMULACIÓN DE VUELO EN UNA AERONAVE BOEING 737 NG	73
4.1	COMPONENTES DE LA PLATAFORMA	73
4.1.1	Partes de la plataforma	73
4.1.2	Piezas de la plataforma	77
4.3	DISEÑO ASISTIDO POR COMPUTADOR.....	85

4.3.1 Modelación	85
4.3.3 Cálculos y análisis	87
4.4 CABINA	89
4.4.1 Especificaciones técnicas de la cabina para el simulador diseñado	89
4.4.2 Configuración de la cabina	90
4.5 DESARROLLO INGENIERIL	91
4.5.1 Estructura	91
4.5.2 Fuerzas estructura superior.....	97
4.5.3 Diseño de Estructura	102
4.5.4 Propiedades generales de la estructura	104
4.5.5 Modificación de velocidades de rotación	117
4.6 SIMULACIONES EN INVENTOR	122
4.6.1 Selección de motor – Mecanismo biela manivela.....	125
4.6.2 Movimiento de Yaw	130
4.6.3 Diseño de los engranes.....	130
4.6.3.11 <i>esfuerzos de contacto</i>	140
4.6.3.12 <i>Esfuerzo de flexión permisible</i>	141
4.7.1 Cálculo de Chavetas	146
4.7.2 Cálculo por cizallamiento.....	148
4.8.1 Primer eje: Eje de motor	149
6. CONCLUSIONES	162
7. RECOMENDACIONES.....	163
BIBLIOGRAFÍA.....	164
ANEXOS.....	168

LISTAS DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1. Simulador de vuelo dinámico.....	36
Figura 2. Representación motores eléctricos.....	37
Figura 3. Modelo plataforma escogida para proyecto de grado.....	38
Figura 4. Movimiento Pitch.	38
Figura 5. Movimiento Roll.	39
Figura 6. Movimiento Yaw.	39
Figura 7. Plataforma dinámica.	41
Figura 8. Avión Boeing 737 NG.	54
Figura 9. Aeronave Boeing 737.	55
Figura 10. Estructura Inferior.	73
Figura 11. <i>Estructura superior</i>	74
Figura 12. Ejes del mecanismo de yaw vista 2D.....	75
Figura 13. Ejes del mecanismo de yaw 3D.....	75
Figura 14. Motor.....	76
Figura 15. Motores de la parte inferior.	76
Figura 16. Biela.....	77
Figura 17. Manivela.	77
Figura 18. Biela-manivela unidas.....	78
Figura 19. Resorte.	79
Figura 20. Cardan.....	79
Figura 21. Cilindro que sostiene eje del resorte.....	80
Figura 22. Eje central.....	80
Figura 23. Engranajes de mecanismo de yaw.	81
Figura 24. Eje de la caja del mecanismo de yaw.....	82
Figura 25. Eje del motor del mecanismo de yaw.	82
Figura 26. Caja de engranajes.....	83
Figura 27. Soporte de las ruedas de la parte lateral del mecanismo Yaw.	84
Figura 28. Soporte de las ruedas de la parte delantera y trasera del mecanismo yaw.	84
Figura 29. Disco del mecanismo de yaw.	85
Figura 30. Cabina vista lateral.	89
Figura 31. Cabina vista posterior.	90
Figura 32. Representación de la plataforma en movimiento.....	92
Figura 33. Movimiento de Pitch en animación Matlab.....	94
Figura 34. Diagrama de sistema dinámico.....	99

Figura 35. Deformaciones totales.	102
Figura 36. Esfuerzo equivalente Von Misses.	103
Figura 37. Propiedades generales de la estructura	104
Figura 38. Resorte del cilindro.	105
Figura 39. Tensión Von Misses.....	108
Figura 40. Estructura superior con soldadura.	109
Figura 41. Punto de conexión en la rótula.	110
Figura 42. Simulación factor de seguridad.....	111
Figura 43. Simulación para hallar en esfuerzo de von-mises.	112
Figura 44. Diseño.....	113
Figura 45. Simulación para deformación del resorte.....	116
Figura 46. Esfuerzo de von mises.....	122
Figura 47. Esfuerzo principal 1	123
Figura 48. Esfuerzo principal 2	123
Figura 49. Desplazamiento.	124
Figura 50. Factor de seguridad.....	124
Figura 51. Diagrama de cuerpo libre (fuerzas biela –manivela).....	126
Figura 52. Datos técnicos del Motor.	127
Figura 53. Curvas características del motor.	128
Figura 54. Diagrama de cuerpo libre del motor.....	128
Figura 55. Parámetros geométricos en un engrane recto Tomado de Shigley. ...	133
Figura 56. Determinación de la relación S1/S.....	137
Figura 57. Determinación de la relación tr/ht.	138
Figura 58. Determinación del parámetro geométrico.	139
Figura 59. Área de aplastamiento en cuña cuadrada.	147
Figura 60. Área de cizallamiento.....	148
Figura 61. Cuerpo Libre, vista preliminar en 2 D.....	149
Figura 62. Eje con los puntos de reacciones y aplicación de la fuerza.	154
Figura 63. Selected Face(s).....	170
Figura 64. Selected Face(s).....	171
Figura 65. Selected Face(s).....	172
Figura 66. Selected Face(s).....	173

LISTAS DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1. Características Técnicas.....	57
Tabla 2. Simuladores, aplicaciones y costos en la industria.	61
Tabla 3. Momentos de inercia.....	94
Tabla 4. Velocidades para los puntos de apoyo en la plataforma.....	95
Tabla 5. Valores obtenidos en Matlab (1).	96
Tabla 6. Valores obtenidos en Matlab (2).	96
Tabla 7. Parámetros descritos en el programa Matlab.	101
Tabla 8. Datos de las propiedades físicas estructural.....	105
Tabla 9. Datos del tubo de acero estructural.	106
Tabla 10. Parámetros Resorte.	114
Tabla 11. Materiales para la fabricación de resortes.	115
Tabla 12. Tabla de aceleraciones.....	118
Tabla 13. Fuerzas de inercia y constante del resorte.	119
Tabla 14. Copia del programa para el cálculo de las aceleraciones empleado. ...	120
Tabla 15. Copia del programa empleado en el cálculo de las reacciones.	121
Tabla 16. Datos técnicos del servo (MSK 071-0300).....	126
Tabla 17. Curvas características del motor.....	128
Tabla 18. Datos del motor seleccionado para generar el movimiento de yaw.	132
Tabla 19. Confiabilidad KR.	141
Tabla 20. Confiabilidad Kr.....	143
Tabla 21. Parámetros geométricos en Inventor.	144
Tabla 22. Cálculo de resistencia de engranes en Inventor 2014 versión académica.	145
Tabla 23. Propiedades mecánicas del material del eje.....	149
Tabla 24. Resultados primer eje.	150
Tabla 25. Cargas y diagrama de cuerpo libre.	153
Tabla 26. Resultados de las fuerzas en los ejes X , Y y Z	154
Tabla 27. Valores del nuevo diseño del resorte.....	158
Tabla 28. Propiedades físicas del acero estructural.	168
Tabla 29. Project.....	168
Tabla 30. Physical.....	168
Tabla 31. General objective and settings.....	169
Tabla 32. Meshsettings.....	169
Tabla 33. Material(s).....	169
Tabla 34. Force 1. Operating conditions.	170

Tabla 35. Force 2.....	171
Tabla 36. Pin Constraint 1	171
Tabla 37. Pin Constraint 2.	172
Tabla 38. Reaction Force and Moment on Constraints.....	173
Tabla 39. Result Summary.....	174

LISTA DE FÓRMULAS

	Pág.
Fórmula 1. Equilibrio estable.	29
Fórmula 2. Equilibrio inestable.....	29
Fórmula 3. Equilibrio neutro.....	29
Fórmula 4. Esfuerzo cortante.....	30
Fórmula 5. Flujo de cortante (q),.....	31
Fórmula 6. Ecuaciones empleadas en <i>Matlab</i>	92
Fórmula 7. Valor de la constante del resorte.	98
Fórmula 8. Modelado Resorte.....	98
Fórmula 9. Fricciones del resorte.....	98
Fórmula 10. Transformada de Laplace.	99
Fórmula 11. Esfuerzo de Von Mises.	111
Fórmula 12. Índice de resorte y factor de corrección.	113
Fórmula 13. Número de espiras activas.	115
Fórmula 14. Relación de esbeltez.....	117
Fórmula 15. Carga critica.....	117
Fórmula 16. Potencia.....	125
Fórmula 17. Fuerza axial, tangencial y torque.	126
Fórmula 18. Potencia de diseño.	127
Fórmula 19. Momento.....	129
Fórmula 20. Momento alternante y medio (1).	129
Fórmula 21. Momento alternante y medio (2).	129
Fórmula 22. Criterio de Goodman (1).	130
Fórmula 23. Criterio de Goodman (1).	130
Fórmula 24. Valor obtenido.....	130
Fórmula 25. Memento de inercia.	131
Fórmula 26. Energía cinética por rotación.	131
Fórmula 27. Paso circular.	134
Fórmula 28. Radio base.....	134
Fórmula 29. Cabeza del diente.....	134
Fórmula 30. Raíz del diente.....	134
Fórmula 31. Espesor del diente.	134
Fórmula 32. Diámetro de raíz.	134
Fórmula 33. Diámetro de cabeza.....	134
Fórmula 34. Carga tangencial.....	135
Fórmula 35. Primer indicador de esfuerzo de flexión.....	135

Fórmula 36. Velocidad línea de paso.....	135
Fórmula 37. Factor de velocidad.....	135
Fórmula 38. Factor de tamaño.....	136
Fórmula 39. Factor de distribución de carga.....	136
Fórmula 40. Factor de espesor de aro.....	137
Fórmula 41. Esfuerzo de flexión.	139
Fórmula 42. Coeficiente elástico.....	140
Fórmula 43. Factor geométrico I.....	140
Fórmula 44. Esfuerzo de contacto.	140
Fórmula 45. Número de esfuerzo de flexión.	141
Fórmula 46. Factor de ciclos de esfuerzo.	141
Fórmula 47. Esfuerzo de flexión permisible.	141
Fórmula 48. Valor del coeficiente de seguridad a flexión.....	142
Fórmula 49. Esfuerzo de contacto permisible S_c	142
Fórmula 50. Esfuerzo de contacto permisible.....	143
Fórmula 51. Factor de seguridad a contacto.	143
Fórmula 52. Torque.	146
Fórmula 53. Fuerza en la cuña.	146
Fórmula 54. Longitud de aplastamiento.....	147
Fórmula 55. Longitud de cizalla.	148

LISTA DE GRÁFICAS

	Pág.
Gráfica 1. Fuerza estructura superior.	97
Gráfica 2. Resorte masa.	100
Gráfica 3. Diagrama de cuerpo libre de estructura superior.	118
Gráfica 4. Diagrama de Cortante.	151
Gráfica 5. Momento flector.	151
Gráfica 6. Angulo de flexión.	152
Gráfica 7. Flexión – deformación.	152
Gráfica 8. Esfuerzo de flexión.	152
Gráfica 9. Esfuerzo Cortante.	153
Gráfica 10. Diagrama de Cortante.	155
Gráfica 11. Diagrama de momento	156
Gráfica 12. Angulo de flexión.	156
Gráfica 13. Esfuerzo de flexión.	156
Gráfica 14. Esfuerzo cortante.	157
Gráfica 15. Diámetro ideal	157

LISTA DE ANEXOS

Pág.

Anexo 1. Informe de inventor sobre las nuevas condiciones de operación de la estructura.....	168
Anexo 2. Otros Anexos Ver CD	175

SIGLAS

ACMA: American Gear Manufacturers Association

AISC: American Institute Of Steel Construction

DOF: degree of free (Grados de Libertad)

FAA: Federal Aviation Administration

FAR: Federal aviation regulations

FFS: Simulador de vuelo

FSTD: Dispositivo simulador para entrenamiento de vuelo

FTD: Dispositivo de entrenamiento de vuelo

MIG: Metal Inert Gas

NG: Next generation

RAC: Reglamento aeronáutico colombiano

TÉRMINOS DE LAS FORMULAS

C = índice del resorte
 K_s = factor de corrección del esfuerzo cortante
 $R_{esbeltez}$ = relación de esbeltez
 P_{ot} = potencia de motor
 $Pot_{diseño}$ = potencia de diseño
 M = momento flector
 M_a = momento alternante
 M_m = momento medio
 d = diámetro mínimo
 I = momento de inercia
 E = energía cinética
 ω = velocidad angular
 W = potencia
 P_{cr} = carga crítica
 p = paso circular
 r_b = radio base
 a = cabeza del diente
 b = raíz del diente
 t = espesor del diente
 d_b = diámetro de raíz
 d_e = diámetro de cabeza
 C_p = coeficiente elástico
 C_{pm} = modificador de proporción del piñón
 d = diámetro de paso del piñón
 H = potencia
 J = factor geométrico
 K_B = factor de espesor de aro
 K_m = factor de distribución de carga
 K_0 = factor de sobrecarga
 K_R = factor de confiabilidad
 K_T = factor de temperatura
 K_v = factor de velocidad
 K_s = factor de tamaño
 L = longitud de aplastamiento
 m = módulo métrico
 m_B = relación de apoyo
 n = velocidad
 P = paso diametral
 S_F = factor de seguridad a flexión
 S_c = esfuerzo de contacto permisible
 S_H = factor de seguridad a contacto
 S_{ut} = esfuerzo último a tensión

S_y = esfuerzo de fluencia

S_{ys} = esfuerzo a cortante

T = torque

V = velocidad línea de paso

W_t = carga tangencial

Y_N = factor de ciclos de esfuerzo para resistencia a la flexión

Z_N = factor de ciclos de esfuerzo para resistencia a la picadura

σ_c = esfuerzo de contacto a partir de relaciones ACMA

σ_{perm} = esfuerzo flexionante permisible

ϕ = ángulo de presión

INTRODUCCIÓN

El diseño de una plataforma dinámica de vuelo posibilita a las entidades educativas de este segmento temático contar con una herramienta alternativa que fortalece sus procesos educativos y de practicidad en el momento de querer emprender acciones metódicas, donde la simulación es un factor clave para la enseñanza y la retroalimentación entre el aprendiz y el instructor. En este sentido, los autores del presente proyecto han propuesto el diseño de una plataforma dinámica de vuelo para simular un ambiente de manipulación de una aeronave tipo Boeing 737 NG, la cual posibilita sobre un proceso de integración con cabina recrear movimientos fundamentales en la acción de vuelo.

El lector encontrará en el desarrollo del siguiente documento cuatro capítulos que orientaran sobre la idea, contexto y desarrollo ingenieril de la plataforma en referencia.

El capítulo primero hace una fundamentación de los aspectos teóricos, conceptuales y normativos aplicados al proyecto ingenieril.

El capítulo dos describe los parámetros requeridos para diseñar la plataforma dinámica de vuelo.

El capítulo tres desarrolla el proceso ingenieril a partir del diseño, modelado, simulación y estructura mediante cálculos y reportes, en cuya base del proceso el uso de herramientas tecnológicas fue importante.

El capítulo cuarto enuncia los recursos necesarios para el desarrollo y fabricación de la plataforma propuesta, se hace en esta una estimación en dólares y una prospectiva de precios al año 2014 según cifras e indicadores económicos.

DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA

Algunas escuelas pequeñas de aviación en Colombia poseen *simuladores estáticos* mediante el cual emplean un tipo de entrenador denominado “*flight trade divage advance*” que se traduce a un elemento de apoyo al entrenamiento avanzado, el cual por medio de esta, utiliza los procedimientos de radionavegación. Estos equipos reducen la enseñanza en el alumno, pues todo el proceso se hace por medio visual sin ejercer ninguna clase de movimiento.

Por lo anterior, es importante contar con simuladores dinámicos que proporcionen a los instructores un método más práctico con el cual se entrene y evalúe al alumno respecto a su conocimiento y su destreza de éste en los procesos de vueloDef. Además un simulador de vuelo ofrece al alumno un realismo donde se recrea cualquier tipo de falla que pueda tener la aeronave en el vuelo y en la manera de proyectar las imágenes.

De otra parte, según el capitán Jaime Obando de “Aeroclub” las necesidades que tienen las escuelas de aviación respecto a los simuladores dinámicos es lograr estar en un nivel de competitividad con las demás escuelas, y así de esta manera no solo promocionar la manera de entrenamiento novedosa sino también de capacitar de una mejor forma a los alumnos que integran la institución.

Entre las necesidades de las escuelas de aviación, por lo menos en lo que refiere a la ciudad de Bogotá, al no contar con dispositivos de simulación, dejan de estar en niveles de desarrollo, avance tecnológico y estándares de formación de punta para sus alumnos. Por tanto, un dispositivo de simulador mediante recreación de vuelo puede renovar continuamente atendiendo las necesidades que se presentan en el servicio de entrenamiento de pilotos.

En Colombia existen aproximadamente 13 escuelas que dan instrucción de vuelo aeronáutico, el cual cada una de estas tienen la necesidad de tener un determinado tipo de simulador para sus procesos de enseñanza y práctica. Según investigación realizada el 24 de julio de 2013 en la escuela de aviación de aeroclub de Colombia al director académico capitán Jaime Obando, explicó que en Colombia existen 13 escuelas con las necesidades enunciadas debido a que él dio instrucciones en simuladores estáticos en estas instituciones, como resultado resultó de su experiencia argumentó lo que precede, siendo estas instituciones las principales del país.

Respecto a las empresas aeronáuticas el principal interés para el proceso de simulación con los pilotos es la aplicación de equipos relacionados con la aviónica que le permite al piloto desempeñarse en el vuelo por medio de los equipos electrónicos, por ejemplo GPS, GIROS, altímetro, indicador de velocidad vertical, entre otros. Por medio de esta aplicación los instrumentos de aviónica se ponen

en funcionamiento como si se tratará de un vuelo junto con los movimientos que se muestran en la pantalla. En Colombia se cuentan con equipos de simulación para el entrenamiento y capacitación de pilotos que contribuyen a perfeccionar la manera de volar una aeronave.

A su vez, la mayoría de las empresas aeronáuticas proporcionan herramientas para instruir sobre los conocimientos en el campo de la aviación, como es la navegación aérea y los procedimientos que deben seguir los alumnos durante las diferentes fases de vuelo de acuerdo con lo reglamentado en las instituciones aplicando software de simulación.

Para el entrenamiento de los pilotos es necesario contar con equipos que posean una tecnología de vanguardia en los entrenadores estáticos, esto como soporte y apoyo al entrenamiento de vuelo, mediante instrumentos con su respectivo hardware y aprobados por la aeronáutica civil en aeronaves, entre ellos (moto-motores y multi-motores).

En los simuladores de vuelo estáticos existentes en el país se realiza la instrucción de vuelo con procedimientos en condiciones normales que se presentan en el vuelo, además en casos donde existe alguna emergencia durante la fase de vuelo por medio de herramientas visuales, aviónica y respectivo manejo de instrumentos durante el vuelo. Finalmente se cuenta con consolas de simulación con aviónica y controles digitales, pero no todas recrean todos los movimientos necesarios para su articulación en simulación dinámica, además los precios para adquirir, alquilar o recibir soporte de una plataforma generalmente son altos y este último factor crea limitante para algunas escuelas.

En Colombia solo tres compañías tienen simuladores dinámicos (Avianca, Fuerza Área y Vertical de Aviación, sin embargo cuando estas compañías prestan sus instalaciones para el entrenamiento le resulta dispendioso a los solicitantes, debido a los permisos requeridos y modalidad del convenio para viabilizar el entrenamiento de pilotos de otras compañías; además el número de pilotos es limitado debido al tiempo, ya que estos simuladores se alquilan cumpliendo con las horas que se requiere para el entrenamiento, y eso implica costos a la hora de pagar este tipo de servicio¹.

FORMULACIÓN DE PROBLEMA

¿Qué tipo de plataforma dinámica de vuelo puede diseñarse que represente menores costos y un funcionamiento práctico para procesos de entrenamiento de pilotos en las academias colombianas?

¹ Entrevista efectuada al Capitán Jaime Obando. Director académico de la Escuela de Aviación de Aeroclub de Colombia. Realizada el 24 de julio de 2013.

OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

- Diseñar una plataforma dinámica que recree los procesos de operación y movimiento de vuelo para una aeronave Boeing 737.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Describir los fundamentos de una plataforma dinámica aplicados en la simulación de un vuelo.
- Identificar los parámetros técnicos para el diseño ingenieril en la simulación de vuelo de la aeronave tipo Boeing 737.
- Diseñar una plataforma dinámica de vuelo para el manejo y simulación de movimiento y operación de una aeronave Boeing 737.
- Determinar los recursos necesarios para la fabricación de una plataforma dinámica de vuelo y su implementación.

JUSTIFICACIÓN

La importancia de la simulación de vuelo en las empresas aeronáuticas radica en la posibilidad para desarrollar una rama de la aeronáutica que cada vez está en mayor crecimiento respecto al mercado nacional², además proporciona una ayuda importante desde el punto de vista metodológica y de costos, ya que reduce las inversiones que las instituciones deben ejercer para las mejoras educativas de programas tan especializados como el de la instrucción de vuelo. Entre los aspectos fundamentales para las empresas de aeronáutica, el entrenamiento casi en perspectiva dinámica y real es fundamental para recrear escenarios y situaciones en las que el piloto pueda adquirir destrezas. De acuerdo con el capitán Jaime Obando director de la escuela Aeroclub, indicó que por medio de los simuladores estos permiten al alumno conocer la naturaleza de vuelo en sus diferentes etapas; en consecuencia, al momento de volar por vez primera una aeronave este conocimiento le ayudaran al alumno para que afronte los diferentes parámetros que se presentan al momento de pilotar, lo que significa que la simulación de movimientos le permite al aprendiz desempeñarse mejor en su primer vuelo con su respectivo instructor. En este sentido la propuesta que se presenta en este proyecto de grado representa una innovación en la manera de instruir a la tripulación, lo cual se ampliará en el capítulo II y III.

La plataforma dinámica de vuelo que se propone realizar es una herramienta importante para los pilotos porque permite ejercer una capacitación de vuelo para otros tipos de aeronaves si el piloto quiere realizar un curso complementario o más avanzado de otro tipo de aeronave, por ejemplo, si el piloto inicialmente fue entrenado en un simulador de vuelo de una aeronave de hélice, después puede tomar el curso utilizando un simulador de vuelo de una aeronave a reacción con las respectivas características de vuelo, con estas condiciones el piloto no solo se familiariza con la aeronave sino también obtendrá un conocimiento más profundo del comportamiento de la aeronave durante la operación de vuelo. Además si el piloto contempla ser instructor, por medio de la plataforma dinámica de vuelo esta herramienta le ayudará a indicar a los alumnos los diferentes pasos que debe seguir para realizar la instrucción, permitiéndole de esta manera mejor facilidad en la manera de proveer la teoría, y al mismo tiempo aplicarlo a la práctica.

² Según José David Ospina, Gerente de NediAR afirma que “en los últimos dos años, el potencial de crecimiento de la industria aeronáutica se ha incrementado, gracias a las nuevas inversiones en el sector y a las estrategias a nivel nacional donde la sustitución e importación de partes ha venido jugando un papel importante en la reducción de costos para la transferencia de tecnología al exterior”. Artículo “Innovación en el Sector Aeronáutico es la Clave de NEDIAR”. Universidad de Antioquia. Colombia. recuperado el 22 de septiembre de 2013, Visto en: [<http://www.udea.edu.co/portal/page/portal/BibliotecaProgramas/parqueEmprendimiento/actualidad/noticias/Innovaci%C3%B3n%20en%20el%20Sector%20Aeron%C3%A1utico%20es%20la%20Clave%20de%20NEDIAR>]

El aporte académico de este trabajo de grado se sustenta en las mejoras de la plataforma proporcionando un entendimiento más profundo de las condiciones de vuelo cuando se ejecuta algunos de los movimientos en una determinada etapa de vuelo. Lo anterior teniendo como base que el sector aeronáutico cada día es más exigente y por medio de esta herramienta les permite capacitar pilotos que puedan desempeñarse mejor en el vuelo, con el objetivo de tener un mejor perfil que requiera las diferentes aerolíneas.

La plataforma dinámica como herramienta de instrucción pedagógica y práctica es una alternativa útil porque no solo se puede emplear para el sector aeronáutico, sino darle otras aplicaciones, por ejemplo, para las embarcaciones de la armada, para aprender a conducir vehículos de transporte de pasajeros e incluso en el entretenimiento para simular carreras de fórmula uno, o para combate aéreo. Otro aspecto de importancia radica que para la aeronáutica puede proporcionar conocimientos entre las diferentes instituciones para compartirlas y colaborar mutuamente por medio de este medio de entrenamiento, como es el caso de los convenios entre la aviación civil y la fuerza aérea.

Entre los factores que fortalecen la iniciativa presente en esta propuesta ingenieril refiere a diseñar una réplica mediante realismo simulado, esto ha hecho considerar e integrar para el proyecto de diseño los movimientos que proporciona la plataforma dinámica con tres movimientos básicos, además de complementar o mejorar la velocidad en que se demora la ejecución de movimientos y ángulos de inclinación de la aeronave para cada movimiento según el tipo de aeronave. A partir de estas características y con la ayuda visual que tendrá el simulador se reproduce el realismo experimentado para cada etapa de vuelo, permitiendo a la persona “piloto” reaccionar en los momentos en que se requiera el manejo de instrumentos de acuerdo a las circunstancias.

Los movimientos de pitch, roll y yaw son los movimientos fundamentales y básicos en la aeronave sobre los cuales este proyecto se centra para el diseño y modelación de la plataforma sin importar la categoría, cuyo requisito debe estar en todos los simuladores de vuelo, por lo que es importante para la instrucción de vuelo especialmente cuando se lleva a cabo el entrenamiento de la persona que apenas está iniciando la preparación para el vuelo, conozca la naturaleza de estos movimientos y en los momentos que se producen.

HIPÓTESIS

La plataforma dinámica para simulación de vuelo mediante la articulación de movimientos Pitch, Roll y Yaw mejora el proceso de práctica de vuelo para los pilotos de las escuelas aeronáuticas colombianas, la recreación a partir de la modelación ingenieril propuesta determina menores costos con lo cual facilita su adquisición para los entes educativos del país.

1. MARCO REFERENCIAL

1.1 FUNDAMENTOS Y DISCIPLINAS INTEGRADAS PARA EL DISEÑO DE UNA PLATAFORMA DINÁMICA

1.1.1 La estática como base de medir las fuerzas. Según Hibbeler la estática en un proceso de diseño respecto a cualquier estructura o máquina, para abordar este contexto, es necesario primero basarse en los principios de la estática para determinar las fuerzas que actúan sobre y dentro de los diversos elementos. El tamaño de los elementos, sus deflexiones y su estabilidad dependen no solo de las cargas internas, sino también del tipo de material de que están hechos³.

Es este proyecto se aplica la estática para calcular las fuerzas que están presentes en la estructura intermedia.

A continuación se describen algunos términos que integran la teoría y fundamento aplicados al desarrollo ingenieril del presente proyecto⁴.

- **Fuerza:** es una acción de empujar o tirar un cuerpo sobre otro. Ocurre cuando se presenta un contacto directo entre ambos cuerpos, al igual que cuando una persona empuja una pared, o puede ocurrir en una determinada distancia cuando los cuerpos se encuentran separados.
- **Fuerza concentrada:** es aquella fuerza que representa el efecto de una carga que actúa en un determinado punto del cuerpo. El cual se puede denominar fuerza concentrada, siempre y cuando el área donde se presenta la carga sea muy pequeña con respecto al tamaño del cuerpo.
- **Peso:** dos partículas o cuerpos cualesquiera tienen una fuerza mutua de peso, dos cuerpos siempre van a tener una fuerza de atracción (gravitacional) entre sí. Tal es el caso de una partícula cerca de la superficie terrestre; sin embargo la única fuerza gravitacional con una magnitud de consideración es la del peso, que es la única fuerza gravitacional que se tiene en cuenta en la mecánica.
- **Vector:** es una cantidad que posee una magnitud, una dirección y un sentido determinado que se rige por la ley de la adición, denominada ley del paralelogramo, esta regla utiliza un método que tiene en cuenta factores como la magnitud y la dirección. Las cantidades utilizadas en la estática son los vectores que representan la posición, fuerza y el momento.

³ HIBBELER, Roberth. Estática. Mecánica para ingeniería. Editorial continental S.A., México. 1993.

⁴ HIBBELER, R.C. Mecánica para ingenieros: estática. editorial continental S.A. 1993 p 1-18

Un vector se puede descomponerse en dos “componentes”, utilizando la denominada ley del paralelogramo. El vector se representa gráficamente por medio de una flecha, que sirve para definir su magnitud, dirección y sentido. La magnitud del vector se indica por la longitud de la flecha, la dirección por el ángulo entre un eje de referencia y la línea de acción de la flecha.

Un vector puede resolverse o descomponerse en dos “componentes” que tengan líneas de acción dadas, usando la regla del paralelogramo.

1.1.2 La cinemática como base de cálculo en los movimientos. Los procesos de dibujar diagramas cinemáticos y determinar grados de libertad del mecanismo más complejos, son los primeros pasos en el proceso de análisis cinemático. En el análisis cinemático se investiga un mecanismo particular dado con base en la geometría del mecanismo y posiblemente otras características conocidas del mismo.

Una gran cantidad de mecanismos tienen movimiento, de manera que todos los eslabones se mueven en planos diferentes, este tipo de movimiento se denomina movimiento plano o bidimensional. El movimiento plano de cuerpo rígido consiste en rotaciones respecto a ejes perpendiculares al plano del movimiento y en traslaciones en las que todos los puntos del cuerpo se mueven a lo largo de trayectorias rectas o curvilíneas paralelas y todas las líneas contenidas en el cuerpo permanecen paralelas a sus orientaciones originales⁵.

Los mecanismos espaciales, permiten el movimiento en tres dimensiones, por tanto, son posibles combinaciones de rotaciones respecto a un máximo de tres ejes no paralelos y traslaciones en un máximo de tres direcciones diferentes, dependiendo de las restricciones impuestas por las juntas entre eslabones.

- **Eslabonamiento de cuatro barras.** Los mecanismos (integrados por sistemas funcionales) se usan en una gran variedad de máquinas y dispositivos, tal es el caso de la plataforma dinámica que utiliza ciertos elementos para ejecutar los movimientos que se proponen en un determinado proyecto, como en el caso presente de este documento.

Para poder desarrollar el análisis cinemático se toma la plataforma como un eslabonamiento de cuatro barras ya que tiene las características de este mecanismo, además es una de las cadenas más básicas de eslabones conectados por pasadores que permite movimiento relativo entre los eslabones.

Este tipo de eslabonamiento se puede clasificar en tres categorías dependiendo de las tareas que realizan: generación de función, generación de trayectoria y generación de movimiento, este último es el caso que se emplea en el proyecto y

⁵ ERDMAN, Arthur & SANDOR, George. Diseño de Mecanismo, Análisis y síntesis. 1996.

se caracteriza por el movimiento total del eslabón acoplador: las coordenadas X,Y del punto trazador de trayectoria.

El objetivo del análisis cinemático es obtener las velocidades y aceleraciones en los puntos críticos de la estructura.

1.1.3 Sistemas de control. En el criterio de entender y controlar los sistemas complejos, hay que elaborar modelos matemáticos, en efecto, es necesario analizar la relación que existe entre las variables del sistema que se analiza y la obtención del modelo matemático. Como la mayoría de sistemas se consideran dinámicos, se emplean ecuaciones diferenciales, además, si estas ecuaciones pueden linealizarse, se puede emplear la transformada de *laplace* para ser más posible la resolución del sistema. Por la complejidad de los sistemas, es necesario introducir una hipótesis sobre la operación del sistema como tal. Por tanto, es útil considerar un sistema físico y hacer una representación matemática del sistema, después se emplean las leyes físicas que describen el sistema lineal, se puede obtener una serie de ecuaciones diferenciales. Así de esta manera, utilizando las herramientas matemáticas, como la transformada de *laplace*, se encuentra la solución que muestra la operación del sistema.

En consecuencia, se sigue una serie de reglas para hallar la solución de un sistema que son las siguientes:

- a) Definir el sistema y sus componentes
- b) Formular un modelo matemático
- c) Escribir las ecuaciones diferenciales para describir un modelo
- d) Resolución de ecuaciones para las variables de salida
- e) Examinar las soluciones
- f) En caso de ser necesario, volver a analizar el sistema

Las ecuaciones diferenciales que describen el funcionamiento dinámico de un sistema se obtienen utilizando las leyes físicas de un determinado proceso, tal es el caso de la aplicación de este proyecto del sistema masa resorte, en esta situación se describe por la segunda ley de movimiento de newton, que puede representar un amortiguador.

1.1.4 Resistencia de materiales.

1.1.4.1 Diagramas de cuerpo libre. El análisis de una estructura de cierta complejidad se puede simplificar por medio del aislamiento sucesivo de cada elemento, con el objetivo de estudiarlo y analizarlo por medio de diagramas de cuerpo libre. Cuando los elementos involucrados en una estructura se analizan por medio de este procedimiento, es más fácil hallar los datos pertinentes en los elementos de la estructura y el comportamiento del sistema total. De esta manera,

el diagrama de cuerpo libre determina un medio para analizar algunos problemas para posteriormente reunir la información importante⁶.

En cuanto al empleo de diagramas de cuerpo libre para el análisis de fuerzas éste se usa para los siguientes propósitos⁷:

- El diagrama proporciona las diferentes direcciones de los ejes de referencia; con el objetivo de saber las dimensiones del subsistema, las magnitudes de las fuerzas.
- El diagrama hace más fácil el análisis de una estructura debido a que proporciona un lugar para organizar una idea.
- El diagrama ayuda a solucionar un problema y al mismo tiempo permite aplicar algunos conocimientos de carácter matemático.
- ayuda a tener un orden cada vez que se avanza en la solución del problema.
- El diagrama ayuda a entender la naturaleza del problema debido a que se puede mostrar todas las fuerzas presentes en el elemento⁸.

1.1.4.2 Pandeo. Al iniciar el diseño de un elemento de la máquina, es necesario que cumpla con las condiciones de resistencia, estabilidad y deflexión, algunos de los elementos se someten a cargas de compresión, además si los elementos son largos y a la vez esbeltos la carga puede ocasionar una deflexión.

La deflexión que sufren elementos de estas características se denomina pandeo, el pandeo de un elemento puede conducir a una falla de una estructura y por tanto los elementos que se pretendan diseñar deben ser resistentes para soportar las cargas sin que exista el peligro de pandearse.

La relación de esbeltez es un principio que se aplica al análisis de pandeo de la biela-manivela en este proyecto, este principio se aplica al realizar el respectivo análisis de pandeo a las bielas-manivelas⁹.

La carga axial de valor máximo que puede soportar cierta columna cuando esta cerca de producirse el pandeo se llama carga crítica P_{cr} . Cualquiera de las cargas que exista hará que la columna se pandee y debido a esto, sufra una deflexión. Con el propósito de entender mejor la naturaleza de este fenómeno, se tiene en cuenta un mecanismo constituido de dos barras rígidas que es el caso específico de las bielas manivelas para ejecutar los movimientos en la plataforma el cual se conectan mediante un pasador. Al aplicar una fuerza vertical P en la partes

⁶ HIBBELER, R. Mecánica de materiales. editorial Prentice hall, 1997.

⁷ DORF Richard C. y Bishop, Robert H. Sistemas de control moderno décima edición. University de California, the University of Texas, editorial prentice hall, 2005. p: 2-5 y 125-127

⁸ Ibid., p. 2-5 y 125-127

⁹ RCHIBBELER. Mecánica de materiales., editorial Prentice Hall. 1997. P: 657, 658, 659, 660.

superior de una de las barras. Esta posición de equilibrio se puede alterar al desplazar el pasador en A una pequeña distancia Δ , al ocurrir este fenómeno se denomina fuerza de restauración.

Al ocurrir esta alteración se define los principios de equilibrio estable y equilibrio inestable de la siguiente manera:

Fórmula 1. Equilibrio estable.

$$P < \frac{kL}{4} = \text{Equilibrio estable}$$

Esta es una condición de equilibrio estable puesto que la fuerza desarrollada es adecuada para restaurar las barras hasta su posición vertical.

Fórmula 2. Equilibrio inestable.

$$P > \frac{kL}{4} = \text{Equilibrio inestable}$$

Cuando el mecanismo se encuentra en equilibrio inestable. El mecanismo tiende a moverse y no se restaura a su posición original.

Fórmula 3. Equilibrio neutro.

$$P_{cr} = \frac{kL}{4} = \text{equilibrio neutro}$$

En esta carga se representa un caso de un mecanismo en equilibrio neutro. Como P_{cr} es independiente del desplazamiento θ de las barras, cualquier tipo de alteración del mecanismo no causara que se pueda alejar del equilibrio, ni que se restaure su posición original.

Al igual que en el mecanismo de dos barras, es posible obtener las cargas críticas de pandeo sobre columnas soportadas en diversas formas.

- **Columna ideal.** La columna ideal es perfectamente recta antes de que se produzca la carga, se fabrica de un material homogéneo y la carga siempre se aplica a en el centroide de la sección transversal. Además, el material se comporta de manera elástico lineal y la columna se patea o se dobla solo en un plano, las condiciones de rectitud de la columna y aplicación de la carga no se cumplen, el análisis que se realiza sobre una columna ideal es similar al que se utiliza para el estudio de columnas torcidas o en las que la carga se aplica de manera excéntrica¹⁰.

¹⁰ BEER Ferdinand P., RUSSELL E, DEWOLF John T., MAZUREZ David F. Mecánica de materiales, quinta edición. Editorial: Mc Graw Hill, 2009

En cuanto a una columna ideal suele ser recta, en teoría la carga axial P puede aumentarse hasta que se produzca una falla en el material debido a fractura o cedencia, cuando se alcanza la carga crítica, la columna puede estar en estado de inestabilidad, de esta manera una pequeña fuerza lateral F hace que la columna este en la posición con deflexión cuando se retira F, cualquier disminución de la carga axial a partir de la carga crítica hace que la columna se pueda enderezar y cualquier aumento de la carga axial, que este por encima del valor de la carga crítica produce un aumento de la deflexión lateral. Ahora bien para que una columna que se mantenga estable o que tienda ser inestable al someterse a una carga axial dependerá de la capacidad de restauración, la cual se basa en su resistencia a la hora de soportar la flexión.

1.1.4.3 Esfuerzo cortante. El esfuerzo cortante es una componente del esfuerzo que actúa en el plano de una determinada área, al aplicar una fuerza F sobre un material con soportes que sean rígidos esto ocasiona que el material se deforme y se produzca una falla en los planos identificados como AB o CD. Un diagrama de cuerpo libre de un segmento del respectivo material que no posee un soporte indica que la fuerza cortante es $V = F/2$ la cual debe aplicarse en cada una de las secciones con el propósito de mantener al respectivo segmento en estado de equilibrio. El esfuerzo cortante en cada área seccionada en que se desarrolla esta fuerza se define como:

Fórmula 4. Esfuerzo cortante.

$$\tau_{prom} = \frac{V}{A}$$

τ_{prom} = Esfuerzo cortante promedio en la sección, que es igual en cada punto de la sección

V = Fuerza cortante interna resultante en la sección a partir de las ecuaciones de equilibrio.

A = Área de la sección.

El tipo de carga analizado es de cortante simple o directa, debido a que la carga cortante se debe a la acción directa de la carga F que se aplica en el material. Este tipo de cortante se produce con frecuencia en diferentes tipos de conexiones que utilizan pernos, pasadores, materiales soldado, entre otros.

1.1.4.4 Equilibrio del esfuerzo cortante. El equilibrio de fuerzas y momentos se requiere que el esfuerzo cortante que actúa en una respectiva cara del elemento este acompañado por un esfuerzo cortante que actúa en otras caras, se considera el equilibrio de las fuerzas en la dirección Y.

Los cuatro esfuerzos cortantes deben tener la misma magnitud y deben estar dirigidos en sentido contrario en secciones opuestas. El cual se denomina propiedad complementaria del cortante, lo que queda en evidencia que el material va a estar sometido a cortante puro.

1.1.4.5 Flujo cortante. El esfuerzo cortante suele desarrollarse en la cara frontal del respectivo elemento. De una manera específica, en el extremo A el esfuerzo cortante es τ_A y en el extremo B es τ_B . Estos esfuerzos se pueden relacionar al observar que los esfuerzos cortantes equivalentes τ_A y τ_B debe actuar en los lados longitudinales de dicho elemento. Como estos lados tienen una anchura constante dx , las fuerzas que actúan sobre ellos son $dF_A = \tau_A(t_A dx)$ y $dF_B = \tau_B(t_B dx)$. Para el equilibrio es necesario que las fuerzas tengan la misma magnitud pero en sentido opuesto, de modo que:

$$\tau_A t_A = \tau_B t_B$$

Este resultado establece que el producto del esfuerzo cortante por el grosor del tubo es el mismo en los diferentes puntos sobre el área de la sección transversal del respectivo tubo. Esto se llama flujo de cortante (q), y se expresa como:

Fórmula 5. Flujo de cortante (q),

$$q = \tau_{prom} t$$

Como (q) es constante la sección transversal, el mayor esfuerzo cortante se produce donde el grosor del tubo es más pequeño.

El par de torsión aplicado hace que el flujo cortante y el esfuerzo cortante tengan una dirección tangencial en la pared del tubo, de modo que contribuye al par de torsión interno resultante (T).

1.1.4.6 Esfuerzo cortante promedio. El esfuerzo cortante se relaciona con el par de torsión T al considerar el par de torsión producido por este esfuerzo alrededor de un punto O seleccionado dentro de los límites que posee el respectivo tubo, esta fuerza actúa tangencialmente en la pared del tubo.

1.1.4.7 Diagrama de fuerza cortante y de momento. Los elementos que soportan cargas aplicadas sobre ellos de manera perpendicular al eje longitudinal se denominan vigas. Las vigas son barras largas, lineales, con una respectiva área constante en la sección transversal. Se clasifican con respecto a la forma en que se apoyan. Por ejemplo, una viga apoyada está articulada en un extremo y sostenida por un rodillo en el otro; la viga que se denomina en voladizo porque en un extremo se encuentra fija y en el otro extremo libre, y una viga con voladizo si tiene ambos extremos que se extienden más allá de los respectivos apoyos. Las vigas se encuentran entre los elementos estructurales más importantes. Se utilizan para sostener el piso de un edificio, la cubierta de un puente o el ala de un avión. Además, el eje de un automóvil. Etc.

En el caso del proyecto se toma las vigas con sus reacciones para diseñar los ejes que hacen posible transmitir el movimiento de yaw desde el motor hacia los engranes y estos finalmente hacia la cabina.

Debido a las cargas, las vigas desarrollan una fuerza cortante interna y un momento flexionante que, varían de un punto a otro a lo largo del eje de la viga. Para diseñar una viga se determina la fuerza cortante y el momento máximos en el respectivo elemento. Una manera es expresar V y M en función de la posición de x sobre el respectivo eje de la viga. Después de las funciones de fuerza cortante y momento se pueden representar por medio de graficas que se denominan diagramas de fuerza cortante y de momento, el cual los valores máximos de V y M se obtienen a partir de las gráficas. Además los diagramas de fuerza cortante y de momento entregan información sobre la variación que se presenta en la fuerza y la variación del momento en el eje de la respectiva viga. Se utilizan para analizar donde se deben colocar los materiales y al mismo tiempo para determinar el tamaño de la viga.

Las funciones de x para la fuerza cortante interna y el momento son de manera discontinuas, en los puntos donde la respectiva carga que se distribuye sufre un cambio donde se aplican las fuerzas concentradas, las funciones de fuerza cortante y de momento deben asignarse para cada una de las regiones de la viga entre las dos continuidades de la respectiva carga. Por ejemplo, las coordenadas X_1 , X_2 , y X_3 tienen que usarse para realizar la descripción en la variación de V y M en la longitud de dicha viga. Estas coordenadas son válidas en las regiones desde A hasta B para X_1 , desde B hasta C para X_2 , y desde C hasta D para X_3 .

1.1.4.8 Convención de signos para las vigas. Para graficar las funciones de diagramas de fuerza cortante y de momento, primero se debe establecer una convención de signos para poder definir los valores que son positivos o negativos de V y M . Las direcciones positivas son las siguientes: la carga distribuida actúa hacia arriba sobre la respectiva viga; la fuerza cortante interna ocasiona un giro en sentido horario del segmento de la viga sobre el que actúa, y el momento interno causa compresión en las fibras superiores del segmento, de modo que se dobla. Las cargas que son opuestas a las descritas con anterioridad siempre se consideran negativas.

1.1.4.9 Método grafico para la construcción de diagramas de fuerza cortante y de momento. Cuando se somete una viga a varias cargas diferentes, la determinación de V y M como funciones del eje x para graficar las ecuaciones puede resultar un proceso tedioso, aunque existen métodos que resultan más sencillos para la construcción de los diagramas de fuerza cortante y de momento; este método está basado en dos relaciones diferenciales, una que es entre la carga distribuida y la fuerza cortante, y la otra que es entre la fuerza cortante y el momento.

1.1.4.10 Regiones de carga distribuida. Una viga que está sometida a una carga, existe un segmento Δx de la viga. En este segmento se elige en posición x donde no existe una fuerza concentrada o momento, el cual los resultados que se obtienen no se aplican a los puntos de la carga concentrada.

Las cargas sobre el segmento actúan en las respectivas direcciones positivas de acuerdo con la convención de signos, tanto la fuerza cortante como el momento resultante interno, que actúan en la cara derecha del segmento, el cual se cambian por una cantidad pequeña con el propósito de para mantener dicho segmento en estado de equilibrio. La respectiva carga distribuida se suele sustituir por una fuerza resultante $w(x) \Delta x$ que actúa en una distancia fraccional $k(\Delta x)$, donde $0 < k < 1$.

$$\frac{dV}{dx} = w(x)$$

Pendiente del diagrama de fuerza cortante en cada punto = intensidad de la carga distribuida en cada punto.

Al momento de aplicar esta ecuación se considera una viga donde la carga distribuida es negativa y aumenta desde cero hasta Wb . Por tanto, el diagrama de fuerza cortante se convierte en una curva con una pendiente negativa, el cual aumenta desde cero hasta $-Wb$.

$$\frac{dM}{dx} = V$$

Pendiente del diagrama de momento en cada punto = fuerza cortante en cada punto

En esta ecuación se establece que en un determinado punto la pendiente del diagrama de momento es igual a la fuerza cortante donde se inicia en $+V_A$, decrece hasta cero y luego es negativo y disminuye hasta $-V_B$. El diagrama de momento tendrá una pendiente inicial de $+V_A$ que decrece hasta cero, después la pendiente se vuelve negativa y disminuye hasta $-V_B$.

Las dos ecuaciones proporcionan una manera más sencilla para obtener rápidamente los diagramas de fuerza cortante y de momento en una viga. Estas ecuaciones también se pueden escribirse de la siguiente manera al integrar las áreas entre dos puntos C y D de una viga.

$$\Delta V = \int w(x) dx$$

Cambio en la fuerza cortante = área bajo la carga distribuida.

$$\Delta M = \int V(x) dx$$

Cambio en momento = área bajo el diagrama de fuerza cortante.

La primera ecuación establece que el cambio en la fuerza cortante entre C y D es igual al área bajo la curva de la carga distribuida entre esos dos puntos. En este caso, el cambio es negativo ya que la carga distribuida actúa hacia abajo.

En la segunda ecuación, el cambio en el momento entre C y D, es igual al área bajo el diagrama de fuerza cortante en la región entre C y D, aquí el cambio es positivo.

1.1.4.11 Deformación flexionante. Un material de características deformables como es el caso del caucho puede usarse para dar un ejemplo para demostrar lo que sucede cuando un elemento recto es sometido a un momento flexionante, si se considera una barra sin deformar, la cual se tiene una sección transversal de forma cuadrada y está marcada con líneas longitudinales y transversales para formar cuadrículas. Cuando se aplica el momento flexionante, este tiende a distorsionar las líneas. Las líneas longitudinales se curvan a la vez que las líneas transversales verticales permanecen rectas aunque se presenta una rotación.

El momento flexionante hace que el material de la parte inferior de la respectiva barra se estire y que en la parte superior se comprima, entre estas dos regiones debe haber una superficie, llamada superficie neutra, en la que las fibras longitudinales no sufren ningún cambio en la longitud.

A partir de estos ejemplos pueden hacerse los siguientes análisis acerca de la forma en que el esfuerzo resulta deformando el material. En primer lugar, el eje longitudinal x , que se ubica en la superficie que es neutra, no se presenta ningún cambio en la longitud. En este instante, el momento trata de deformar la viga para que estas líneas se convierta en una curva que se halla en el plano de x - y . En segundo lugar las secciones transversales de la viga se mantienen planas y perpendiculares en el eje longitudinal. Y en tercer lugar, las deformaciones de la sección transversal en su propio plano, se ignora. Especialmente, el eje z , ubicado en el plano de la sección transversal, el cual se denomina eje neutro.

La deformación normal depende de los supuestos hechos respecto a la deformación. Por lo tanto, cuando el momento se aplica a la respectiva viga, este causara un esfuerzo normal en la dirección x . mientras que los esfuerzos normal y cortante son iguales a cero. Este estado uniaxial de esfuerzo permite que el material tenga la componente de deformación normal en dirección x , estas deformaciones hacen que las dimensiones de la sección transversal sean pequeñas en la parte inferior del eje neutro y más grande en la parte superior.

1.1.5 Simulador de vuelo dinámico. Un simulador de vuelo dinámico, replica todos los aspectos de una aeronave específica y de su entorno, incluyendo todos sus movimientos básicos. Este tipo de simuladores pueden generar movimientos de modo que los ocupantes sientan un nivel de realismo tal como sucedería en

una aeronave real, engañando a las tripulaciones y haciéndoles creer que se encuentran volando. Para lograrlo, se combinan una serie de aspectos tecnológicos que estimulan el sistema visual de los pilotos.

Existen simuladores equipados con funcionalidades que son utilizados por los instructores, estas estaciones que se encuentran dentro la cabina, desde las cuales el instructor puede rápidamente crear cualquier situación anormal o de emergencia en la aeronave simulada o de su entorno exterior simulado; por ejemplo pueden dar señales de los siguientes eventos:

- Fuego en los motores.
- Mal funcionamiento en el tren de aterrizaje.
- Fallas electrónicas.
- Tormentas.
- Rayos.
- Riesgos de colisión con otras aeronaves.
- Pistas de aterrizaje resbaladizas.
- Fallas en los sistemas de navegación.

1.1.6 Funcionamiento de un simulador de vuelo dinámico. Existen dos tipos de simuladores, los que generan movimiento por medio de cilindros hidráulicos y el que se opera por medio de motores eléctricos.

Los simuladores de vuelo dinámicos que funcionan por medio de cilindros hidráulicos se basan en la presión generada por un fluido para realizar movimiento en los pistones de los cilindros; para generar los movimientos en el simulador de vuelo dinámico el sistema hidráulico debe componerse de la siguiente manera:

- **Central hidráulica:** consiste de un circuito formado por una motobomba, un tanque, un acumulador hidráulico y la red de tuberías para alimentar los dispositivos responsables del movimiento.
- **Bomba hidráulica:** la bomba hidráulica convierte la energía mecánica desarrollada por el motor eléctrico en energía de presión hidráulica, la función de la bomba es la de entregar un volumen de líquido al pistón del cilindro en cada ciclo.
- **Acumulador hidráulico:** el acumulador hidráulico cumple la función de almacenar y libera la presión del fluido hidráulico ante una demanda de presión del sistema.

De acuerdo con la anterior descripción el sistema hidráulico es el responsable de generar el movimiento de los cilindros hidráulicos de manera independiente de acuerdo al movimiento que se requiera, el cual el pistón del cilindro debe tener un

límite de carrera para prevenir que el vástago del cilindro se doble cuando se aplica la fuerza contra la carga.

Todos los movimientos del simulador de vuelo con accionamiento hidráulico es controlado por medio de un ordenador¹¹ que tiene una programación específica para recrear los ángulos de los movimientos de acuerdo a la aeronave seleccionada además el sistema de movimiento posee sensores para controlar cada uno de los movimientos.

Figura 1. Simulador de vuelo dinámico.



Fuente: Tomada de web site <http://www.balticaa.com>

¹¹ Máquina de cómputo especializada para alijar un software de mando y control específico del sistema para el simulador.

Existen otros tipos de simuladores de vuelo dinámicos, que son los eléctricos que emplean motores eléctricos por lo que su funcionamiento resulta ser más sencillo que los cilindros hidráulicos.

En este tipo de simuladores hay variedad de movimientos, mientras que los simuladores hidráulicos tienen 6 grados de libertad, los eléctricos tienen desde 2 hasta 6 grados.

El funcionamiento consiste en generar los movimientos en determinadas velocidades de acuerdo a la aeronave, estas velocidades son controladas por medio de reguladores de voltaje. Al igual que las hidráulicas tiene una programación y una serie de sensores.

Figura 2. Representación motores eléctricos.



Fuente: CK. 2013. Tomada de web site <http://www.ckas.com.au>

Figura 3. Modelo plataforma escogida para proyecto de grado

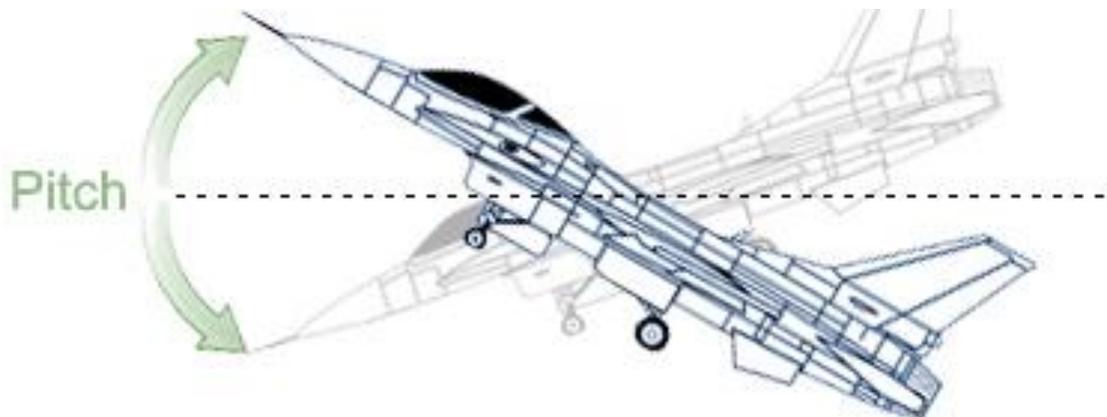


Fuente: web site <http://Datsunzcr.en.ec21.com>

1.1.7 Utilidad del simulador de vuelo dinámico. El simulador de vuelo dinámico sirve para recrear todos los movimientos de las aeronaves en cada fase de vuelo, desde el despegue, pasando por el crucero y finalmente el descenso. El simulador de vuelo dinámico recrea los siguientes movimientos básicos:

- **Movimiento Pitch (cabeceo).** Movimiento que se obtiene alrededor del eje imaginario lateral o transversal respecto a la aeronave, que va de punta a punta entre los planos que permite el movimiento de cabeceo donde sube y baja la parte frontal y la parte posterior de la aeronave.

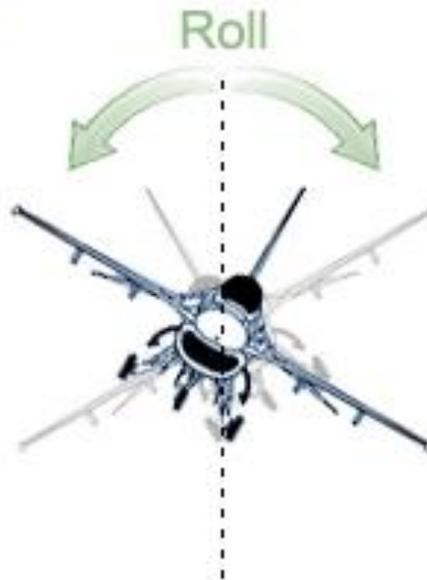
Figura 4. Movimiento Pitch.



Fuente: web site <http://blog.electricbricks.com>

- **Movimiento Roll (balanceo).** Movimiento que se realiza alrededor del eje que se extiende desde la nariz hasta la cola del avión.

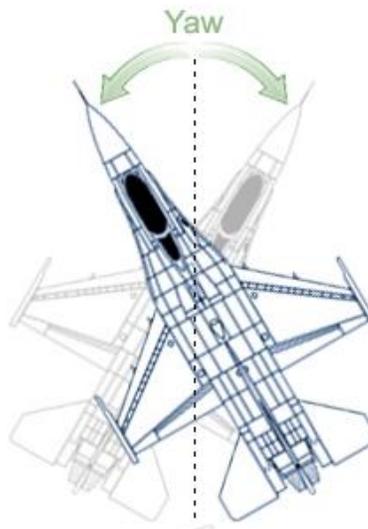
Figura 5. Movimiento Roll.



Fuente: web site <http://blog.electricbricks.com>

- **Movimiento Yaw (guiñada).** Movimiento que se realiza en el eje que pasa por el centro de gravedad de la aeronave, el cual es perpendicular a los ejes transversal y longitudinal lo que da como resultado un le giro hacia los lados.

Figura 6. Movimiento Yaw.



Fuente: web site <http://blog.electricbricks.com>

Para citar un ejemplo, los movimientos anteriores ocurren cuando un simulador de vuelo en la etapa de despegue tiene que ejecutar el movimiento de *pitch* haciendo que la nariz de la cabina se incline hacia arriba.

En la fase de crucero si se desea cambiar de rumbo de la aeronave, se ejecuta el movimiento de *roll* haciendo que la cabina de la aeronave se incline hacia alguno de los dos lados y al mismo tiempo se realiza otro movimiento que es el *yaw* para ser posible el cambio de rumbo en este caso la cabina da un leve giro hacia el lado que se requiera.

En este sentido, cuando se requiere aterrizar se repite el movimiento de *pitch*, pero en sentido contrario, en este caso la nariz de la cabina se inclina hacia abajo simulando el descenso.

Una vez en tierra, la aeronave tiene que hacer un giro para ubicarla en un lugar específico del aeropuerto, en este caso se tiene que realizar el movimiento de *yaw* en la cabina, haciendo que esta última genere un leve giro hacia el lado que se requiera.

En síntesis, la función del simulador de vuelo dinámico está dirigida a recrear los movimientos antes descritos para dar realismo al entrenamiento de tripulación en una aeronave, y su objetivo radica en evaluar de una manera más precisa el desempeño del alumno durante el vuelo.

1.1.8 Importancia de recrear y realizar un simulador de vuelo dinámico. La idea de hacer un simulador de vuelo dinámico nace por tres razones principales:

- 1) En Colombia, actualmente existe pocas compañías que posee simuladores de vuelo dinámicos, debido al alto costo que representa, otras por su poca viabilidad de adquisición.
- 2) Las compañías que no tienen este tipo de simuladores, se ven obligadas a enviar a los alumnos al exterior para poder ser entrenados por simuladores dinámicos para cumplir con la reglamentación con respecto a la calificación del personal responsable del transporte de pasajero, lo que ocasiona que los costos sean elevados por el solo hecho de enviar al personal a la nación donde van a entrenar, además se suma el costo del alquiler del simulador debido a que se contabiliza las horas requeridas que debe tener el alumno durante el entrenamiento.
- 3) En caso en que la compañía posea un simulador de vuelo dinámico y necesite realizar una reparación o simplemente un mantenimiento, tienen que traer personal de la compañía constructora del simulador procedente de la nación donde se encuentra la fábrica solo por realizar estos procedimientos.

Debido a que en el país la simulación dinámica no está desarrollada por estas limitaciones, se ve la necesidad de fabricar este tipo de simuladores, si se puede llegar a esto, los costos bajarían, beneficiando a las compañías que aún no tienen recursos para comprar un simulador completo.

Además al tener simuladores de vuelo dinámicos en Colombia, se evita enviar el personal que se necesita evaluar al exterior lo que hace que los costos y gastos se disminuyan.

Por último, en cuanto al mantenimiento, se realizaría por personal que haya fabricado el simulador “en Colombia” o simplemente se capacitaría al personal de la compañía que adquiere estos artefactos.

1.1.9 Aplicación del modelo. El modelo seleccionado es una plataforma dinámica eléctrica 3 (*Dof*) por sus siglas en inglés *degree of free* (Grados de Libertad) , lo que quiere decir que este modelo funciona por medio de motores eléctricos en vez de cilindros hidráulicos, este tipo de plataformas tiene múltiples aplicaciones.

Figura 7. Plataforma dinámica.



Fuente: web site <http://datsunzcr.en.ec21.com>

Entre las aplicaciones está la de simular los movimientos básicos de una aeronave como el *pitch*, *roll* y *yaw*, pero también tiene otras aplicaciones que son las siguientes:

- 1) Consolas de entretenimiento
- 2) Vehículos de fórmula uno
- 3) Embarcaciones de la armada como lanchas ligeras
- 4) Simulación en la industria cinematográfica

Estas plataformas tienen múltiples aplicaciones en diferentes sectores no solo de la industria sino también en instituciones del gobierno.

En cuanto a la simulación de vuelo para entidades colombianas el desarrollo propuesto aplicaría para aerolíneas que buscan capacitación del personal que conforma una tripulación, entre ellas organizaciones como Aires, Satena y aerolíneas recientes como Viva Colombia. También se posibilitaría trabajar con estas plataformas para la fuerza pública colombiana, entre ellas la fuerza aérea, ejército, armada naval y policía nacional.

1.1.10 Beneficios. Los beneficios están representados en reducción de costos y mayor practicidad de manipulación en la cabina.

1.1.11 Ventajas. Las ventajas es tener al alcance estas plataformas para no depender de otras compañías para poder realizar la capacitación del personal.

1.1.12 Recursos.

- **Materiales:** en Colombia se dispone de los materiales necesarios para la fabricación de simuladores de vuelo, debido a que la mayoría de materiales se emplean en ramas de industria similares como es el caso de estructuras que tienen que soportar grandes cantidades de peso, también se puede adecuar la cabina de un simulador de vuelo estático sobre una plataforma dinámica para no tener la necesidad de fabricar este compartimiento y así de esta manera que tenga movimiento.

Los materiales que se requieren y con los que cuenta la industria colombiana son los siguientes:

- Aceros para estructuras
- Acero para resorte
- Piezas mecánicas
- Piezas de sujeción (pernos)

En el país existen compañías que comercializan piezas mecánicas que se emplean para diferentes sectores de la industria que en este caso sería en la automatización que se tiene que emplear piezas con ciertos estándares para cumplir con las normas y la ventaja es que en el país se encuentran estos productos de alta calidad.

En cuanto a la parte que genera los movimientos, también existen en Colombia compañías encargadas en proporcionar los elementos necesarios para lograr que

una plataforma posea los movimientos necesarios y así de esta manera contar con un buen producto obtenido directamente de compañías extranjeras.

1.1.13 Ingeniería. El potencial profesional ingenieril para desarrollar la fase de construcción emplearía ingenieros mecánicos, aeronáuticos y electrónicos que se repartirían de la siguiente manera:

- Ingenieros mecánicos: se facultarían del comportamiento de los materiales en condiciones de esfuerzos, además se encargarían de analizar los elementos que se involucran en el movimiento tales como resortes, pernos, ejes y sistemas de movimiento.
- Ingenieros electrónicos: se comisionarían de la parte de automatización y control, esta parte comprende de cómo ejecutar los movimientos por medio de servomotores teniendo en cuenta los sistemas responsables de controlar estos dispositivos y su respectiva programación cumpliendo con los parámetros de vuelo de la aeronave seleccionada.
- Ingenieros aeronáuticos: se encargarían de orientar a los ingenieros mecánicos y electrónicos de cómo se debe seguir la manera de trabajar en la plataforma con el objetivo de que cumpla con las condiciones para ejecutar los movimientos de acuerdo a los parámetros que se debe cumplir durante las fases de vuelo, además también orienta de cómo deben ir cada elemento mecánico en la plataforma.

Por último, la participación de técnicos en soldadura y automatización son talentos fundamentales para los terminados e integración en el proceso de construcción de la plataforma.

1.1.14 Diseño mecánico. El diseño es un proceso con diferentes fases interactivas. Donde hay numerosas maneras para seguir un proceso de diseño, que van desde fuentes que proporcionan información importante hasta los diferentes software de diseño por computadora.

La resistencia de un elemento mecánico y está relacionado con el esfuerzo y la resistencia. Los aspectos de incertidumbre siempre están presentes en el diseño mediante el factor de diseño y el factor de seguridad¹².

En el diseño mecánico se aborda el diseño de elementos mecánicos que se aplica al análisis, como ejes sujetadores, partes soldadas, resortes, engranes, cadenas y cables.

¹² SHIGLEY. Diseño en ingeniería mecánica. Octava edición, Editorial Mc Graw-Hill, 2008. p 4-9

En el diseño mecánico se pueden emplear herramientas de análisis, donde se utiliza un importante método que se utilizan en el diseño mecánico y el análisis del elemento finito.

El diseño es un proceso en el cual existe un procedimiento mediante de diversos pasos, en esta etapa se analizan los diferentes resultados y luego se retorna a una fase inicial del respectivo procedimiento. De esta manera es posible sintetizar varios componentes de un sistema, analizar y optimizarlos y regresar a la síntesis para ver qué efectos tiene sobre las partes restantes del sistema. Por ejemplo, para diseñar un eje es necesario conocer las fuerzas aplicadas. Si estas se transmiten a través de engranes, es necesario conocer las especificaciones de estos para determinar las fuerzas que se transmitirán hacia el eje.

1.1.14.1 Consideraciones de diseño. La resistencia que requiere un elemento de un sistema significa un factor importante para determinar su geometría y dimensiones de esta. En contexto, la resistencia es una consideración de diseño importante, la expresión *consideración de diseño* se involucra de manera directa alguna característica que influye en el diseño del elemento, o tal vez en todo el sistema. A menudo se deben considerar muchas de esas características en una situación de diseño dada; entre las más importantes se pueden mencionar según lo que aborda este proyecto¹³:

- Resistencia/esfuerzo
- Seguridad
- Peso
- Tamaño

Algunas de las anteriores propiedades se relacionan de manera directa con las dimensiones, el material, el procesamiento y la unión de los elementos del sistema. Las características de las propiedades pueden estar interrelacionadas, lo que afecta la configuración del sistema total.

1.1.14.2 Esfuerzo. Al aislar una superficie interna, la fuerza y el momento totales que actúan sobre la superficie se manifiestan a sí mismos como distribuciones de fuerzas a través de toda el área. La distribución de fuerza que actúa en un punto sobre la superficie es única y tendrá componentes en las direcciones normal y tangencial llamados esfuerzo normal y esfuerzo cortante tangencial, respectivamente.

Los análisis de esfuerzos se pueden obtener mediante herramientas de análisis de elementos finitos ya que por medio de este software se puede llegar una aproximación numérica cuando se analiza la pieza correspondiente.

¹³ Ibid., p 4-9.

1.1.14.3 Herramienta y recursos de diseño. En la actualidad el ingeniero tiene una gran variedad de herramientas y recursos disponibles que le ayuda a solucionar problemas de diseño. Los paquetes robustos de software proporcionan herramientas de gran capacidad para diseñar, analizar y simular componentes mecánicos. Además de estas herramientas, el ingeniero siempre necesita información técnica, ya sea en forma de desempeño básico en ciencias/ingeniería o las características de componentes especiales. En este caso, los recursos pueden ir desde libros de ingeniería hasta folletos o catálogos de fabricantes, también la computadora puede jugar un papel importante en la recolección de información.

1.1.14.4 Herramientas computacionales. Los diferentes programas que permiten el diseño asistido por computadora (CAD) ayudan a obtener diseños en 3-D donde se pueden tener vistas ortográficas en dos dimensiones o más. Estas herramientas están basadas a partir de los modelos 3-D y, además, las partes se pueden crear desde una base de datos 3-D. además estos software permite obtener cálculos con mayor rapidez y exactitud de propiedades como la masa, y los momentos de inercia de la masa.

El empleo de software para el análisis de elementos finitos se hace con el objetivo de analizar los esfuerzos en un elemento mecánico, tales programas son *ANSYS*, *Worbench* e *Inventor* entre otros.

Otras de las aplicaciones que se emplean son el uso de hojas de cálculos como *Excel* y los solucionadores de tareas matemáticas como *Matlab*, estos programas se utilizaron en el presente proyecto para tener no solo resultados de manera más sencilla sino también tener la facilidad en los respectivos cálculos de ingeniería y así de esta manera obtener resultados más precisos.

De otra parte, los componentes mecánicos en forma de vigas, barras simples, entre otras, se pueden analizar con bastante facilidad por medio de métodos básicos de la mecánica que proporcionan soluciones aproximadas¹⁴.

1.1.14.5 Diseño de ejes. Los ejes que tienen formas circulares se utilizan en el diseño de piezas mecánicas y en máquinas. Debido a esto, están sometidos a esfuerzos y fatiga cíclica, la cual es producida por la flexión combinada y algunas cargas de torsión que deben resistir. Además de las anteriores cargas, en un eje puede haber concentraciones de esfuerzo por la acción de cuñas, acoplamientos y transiciones súbitas en el área transversal. Por tanto, al diseñar un eje, es recomendable tener en cuenta estos efectos.

Los ejes siempre están sometidos a las cargas aplicadas sobre poleas y engranajes a los que están unidos. Como estas cargas se aplican al eje en

¹⁴ Diseño en ingeniería mecánica, shigley, octava edición, editorial Mc graw-hill, 2008 , p: 4-9

diversos ángulos, la flexión interna y los momentos de torsión se pueden determinar en cualquier sección, en primer lugar al cambiar las cargas por sus contrapartes equivalentes y, después, al descomponer cada una de estas cargas en sus respectivos componentes en dos planos perpendiculares, es posible trazar los diagramas de momento flexionante para las cargas en cada uno de uno de los planos y se determinan el momento interno que resulta en las diferentes secciones en el eje mediante una suma de vectores.

$$M = \sqrt{M_x^2 + M_z^2}$$

Además del momento, los diferentes segmentos del eje están sometidos a pares de torsión interno. Para tener en cuenta esta variación del par de torsión a lo largo del eje, se puede graficar un diagrama de par de torsión.

Una vez que se establecen los respectivos diagramas de momento y de par de torsión, se investigan algunas secciones críticas en el eje donde la combinación de un momento resultante M y un par de torsión T puede crear la peor situación de esfuerzo. Como el momento de inercia del eje suele ser el mismo en cualquier eje diametral, se aplica la fórmula de máximo. Este esfuerzo se produce en dos elementos, C y D , cada uno ubicado en el extremo exterior del respectivo eje. Si la sección resiste el par de torsión T , entonces va haber un esfuerzo cortante máximo. De paso las fuerzas externas crearán un esfuerzo cortante en el eje, sin embargo este esfuerzo aplicará una distribución de esfuerzo menor sobre la respectiva sección transversal que se produce por la flexión y la torsión. En ciertos casos debe analizarse este efecto.

Si el material, resulta ser dúctil, entonces puede ser correcta la teoría del esfuerzo máximo cortante, en esta teoría se necesita que el esfuerzo cortante de tipo permisible, que se determina a partir de resultados de ensayo de tensión, debe ser igual al esfuerzo cortante máximo en el respectivo elemento.

La aplicación de otra teoría de falla conduce a una formulación totalmente diferente, en todos los casos puede ser necesario aplicar este principio para diferentes secciones críticas a lo largo del eje con el propósito de saber la combinación de M y T que proporcionan el mayor valor.

1.1.14.6 Engranés rectos. Los engranes rectos poseen dientes paralelos al respectivo eje de rotación, el cual se emplean para poder transmitir el movimiento de un eje a otro eje, el engrane recto es el más sencillo, debido a esto se usa para desarrollar relaciones cinemáticas sencillas de la forma de los dientes¹⁵.

¹⁵ BUDYNAS, Richard. Diseño en Ingeniería Mecánica de Shigley.

- **Nomenclatura.** Los dientes de engranes rectos se constituye por el círculo de paso el cual es un círculo teórico en el que se basan todos los cálculos; su diámetro es el diámetro de paso. Los círculos de paso de un par de engranes acoplados son tangentes entre sí. Un piñón es el menor de dos engranes acoplados; el mayor a menudo se llama rueda.

El paso circular p es la distancia, medida sobre el círculo de paso, desde un punto en un diente a un punto correspondiente en un diente adyacente. De esta manera, el paso circular es igual a la suma del espesor del diente y del ancho del espacio. El modulo m representa la relación de diámetro de paso con el número de dientes. La unidad de longitud que suele emplearse es el milímetro. El modulo señala el índice del tamaño de los dientes en unidades SI.

El paso diametral (P) está dado por la relación del número de dientes en el engrane al diámetro de paso. En consecuencia, es el recíproco del módulo. Ya que el paso diametral se da solo en unidades del sistema inglés, se expresa en dientes por pulgada. En cuanto a la cabeza a se determina por la distancia radial entre la cresta y el círculo de paso, la raíz b equivale a la distancia radial desde el fondo hasta el círculo de paso, la altura h es la suma de la cabeza y la raíz¹⁶.

El círculo de tolerancia es un círculo tangente al círculo de la raíz del engrane acoplado. La tolerancia (c) está dada por la cantidad por la que la raíz en un engrane dado excede la cabeza de su engrane acoplado. La holgura se determina mediante la cantidad por la cual el ancho del espacio de un diente excede el espesor del diente de acoplamiento medido en los círculos de paso.

1.1.14.7 cuñas. Las cuñas se emplean sobre ejes para fijar los elementos rotatorios, como engranes, poleas o ruedas. Las cuñas se utilizan para permitir la transmisión del par de torsión del eje al elemento que está soportando.

La cuña cuadrada se encuentra en tamaños rectangulares. El diámetro del eje determina los tamaños estandarizados para el respectivo grosor, altura y profundidad de la cuña, al diseñar una cuña se elige una longitud apropiada para soportar la respectiva carga de torsión.

La falla de la cuña puede ser por carga cortante directa o por esfuerzo de apoyo. La longitud máxima de una cuña está limitada por la masa del elemento y no debe exceder los 1.5 veces el diámetro del respectivo eje, con el objetivo de evitar la torcedura excesiva que se produce con la deflexión angular del eje¹⁷.

¹⁶ Ibid., p

¹⁷ BUDYNAS, Richard. Diseño en Ingeniería Mecánica de Shigley.

El material para las cuñas es acero laminado en frío de bajo carbono, y se fabrica de cierta manera para que sus dimensiones nunca vayan a exceder la respectiva dimensión nominal.

1.2 MARCO CONTEXTUAL

La aeronáutica en Colombia contempla que todo proyecto o proceso de simular una Plataforma dinámica para tal fin debe cumplir con parámetros que den al usuario de estas, alternativas posibles y fiables para desarrollar acciones propicias para crear, establecer y ejecutar programas de entrenamiento de vuelo.

De acuerdo con la normatividad colombiana respecto a los procedimientos de entrenamiento, la aeronáutica estima necesario contar con herramientas que complementen ciertos conocimientos que se adquieren en esta disciplina, como por ejemplo, la simulación de vuelo, ámbito que permite al alumno tener más conocimientos sobre las condiciones de vuelo que existen al momento de pilotar una aeronave.

En el proceso educativo de enseñanza para pilotos de vuelo es necesario contar con plataformas dinámicas que cumplan con la condición de generar los tres grados de libertad como lo son movimientos de *pitch*, *roll* y *yaw*, ya que son los movimientos básicos que cualquier aeronave posee.

Tomando como base lo anterior, la idea central de la presente iniciativa que se define desde el capítulo siguiente radica en diseñar y simular una plataforma dinámica de vuelo que sirva como simulador para dar cierto realismo en la instrucción de manipulación de una aeronave tipo Boeing 737 NG con lo cual se podrá en su futuro desarrollo y fabricación percibir a una sensación de estar dentro de una aeronave; esta técnica se basa en el movimiento que se producen en los ejes de unas aeronaves.

Para dar viabilidad a lo anterior, es necesario contar con mecanismos que conformaría la plataforma tales como bielas-manivelas para generar los movimientos y rotulas para la estructura con la que se pueda lograr dinámica con ciertos ángulos de movimiento; sin embargo, para lograr diseñar una plataforma dinámica es necesario realizar un análisis cinemático para conocer las velocidades y aceleraciones de la plataforma y luego realizar un análisis estructural para determinar la viabilidad de algunas de las estructuras que soportan cada uno de los esfuerzos.

1.3 MARCO LEGAL

1.3.1 Categorías de aeronaves. Las siguientes son las categorías definidas por la Aerocivil, a partir de su consulta se seleccionó la categoría de transporte para aplicarla en la propuesta de diseño en el caso de estudio del presente proyecto ingenieril¹⁸.

- **Categoría:** En relación con la certificación, clasificaciones, privilegios y limitaciones del Personal aeronáutico, la misma está basada en una clasificación, de las aeronaves. Los Ejemplos incluyen, aviones, helicópteros, planeadores y aeróstatos. En relación con la Certificación de aeronaves, significa la clasificación de estas, basada en el uso o en las Limitaciones de operación de las mismas. Los ejemplos incluyen: ultraliviana, primaria, Utilitaria, acrobática, normal, regional (*commuter*) transporte y restringida.
- **Categoría «A»:** Con respecto a giro aviones categoría transporte, significa: Giro aviones multimotores diseñados con motor y sistemas de aislamiento y utilizando operaciones de Despegue y aterrizaje programado bajo el concepto de falla de motor crítico, asegurando un área suficiente y adecuados *performances* para el vuelo continuado y seguro en caso de falla de un motor.
- **Categoría «B»:** Con respecto a giro aviones categoría transporte, significa: Giro avión Monomotor o multimotor que no cumple totalmente con los requisitos de la categoría «A».
- **Categoría acrobática:** Aeronave con una configuración máxima de nueve asientos excluyendo los de los pilotos y con un peso máximo de despegue certificado de 5.700 Kg. (12.500 Lb) o menos, que puede ser utilizada en operaciones acrobáticas sin restricciones, excepto aquellas que sea necesario restringir como resultado de los ensayos en vuelo.
- **Categoría experimental:** Aeronave construida sin fines de lucro, con propósitos de recreación y/o deportivos, o como proyecto educacional o investigativo, empleando no más de un cincuenta por ciento de componentes y partes prefabricadas, pre-cortadas o pre-perforadas.
- **Categoría normal:** Aeronave con una configuración máxima de nueve asientos excluyendo los de los pilotos y con un peso máximo de despegue

¹⁸ Aeronáutica Civil. Reglamentos Aeronáuticos de Colombia. Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil. Oficina de Transporte Aéreo - Grupo de Normas Aeronáuticas. Consultado en: http://portal.aerocivil.gov.co/portal/pls/portal/!PORTAL.wwwpob_page.show?_docname=29213744.PDF. Visto el 17 de febrero de 2013.

certificado de 5.700 Kg (12.500 Lb) o menos, limitada a operaciones no acrobáticas.

- **Categoría primaria:** Aeronave monomotor, con una configuración máxima de cuatro asientos y con un peso máximo de despegue certificado de 1.225 Kg (2.700 Lb) o menos.
- **Categoría regional (commuter):** Aeronave multi-motores, propulsada con hélices, con una configuración máxima de diecinueve asientos excluyendo los de los pilotos y con un peso máximo de despegue certificado de 8.618 Kg (19.000 Lb) o menos, limitada a operaciones no acrobáticas.
- **Categoría restringida:** Aeronave destinada a realizar operaciones de vuelo para propósitos especiales, tales como aviación agrícola, publicidad aérea, aerofotografía, y cualquier otro que la UAEAC determine.
- **Categoría transporte:** Aeronave con un peso máximo de despegue certificado superior a 5.700 Kg (12.500 Lb).
- **Categoría ultraliviana:** Aeronave monomotor, con una configuración máxima de dos asientos y con un peso máximo de despegue de 750 Kg (1.654 Lb) o menos, desprovista de certificado tipo en cualquier otra categoría; la cual, dadas sus características técnicas y operacionales, no debe operar en aeródromos públicos.
- **Categoría utilitaria:** Aeronave con una configuración máxima de nueve asientos excluyendo los de los pilotos y con un peso máximo de despegue certificado de 5.700 Kg (12.500 Lb) o menos, destinada a ejecutar operaciones acrobáticas limitadas como tirabuzones (sí son aprobados para el tipo particular de aeronave), chandelles y virajes con ángulo de inclinación mayor de sesenta grados.

1.3.1.1 Categorías de desempeño.

- **Categoría de aproximación de aeronave:** Clasificación de aeronaves basada en la Velocidad 1.3. Vso. (al peso máximo certificado de aterrizaje) son aquellos valores Establecidos para las aeronaves por la autoridad certificante del Estado de Fabricación.
- **Categoría de operación II:** Con respecto a la operación de aeronaves, significa una aproximación directa por ILS/MLS a la pista de un aeropuerto, utilizando procedimientos de aproximación por instrumentos Categoría II ILS /MLS aprobados.

- **Categoría de operación III:** Con respecto a la operación de aeronaves, significa la aproximación ILS/ MLS y aterrizaje en la pista de un aeropuerto, utilizando procedimientos de aproximación por instrumentos de Categoría III ILS/MLS aprobados

1.3.2 Categoría de transporte. Las siguientes son las categorías que se identificaron para la realización de la modelación y diseño de la plataforma caso de estudio para el Boeing 737.

- **Categoría de aeronave seleccionada para simulador de vuelo.** De acuerdo a la selección de la cabina se trata de una aeronave de categoría de transporte, debido a que se trata de una aeronave B-737 ng. De acuerdo con el reglamento aeronáutico colombiano (RAC) esta categoría se define de la siguiente manera:
- **Categoría transporte:** Aeronave con un peso máximo de despegue certificado superior a 5.700 Kg (12.500 Lb)¹⁹.

Siguiendo con esta reglamentación la aeronave seleccionada tiene que cumplir con esta condición.

1.3.3 Requisito para la cabina para simulador. En cuanto a la reglamentación requerida para un simulador de vuelo se define lo siguiente:

De acuerdo con el Grupo de Normas Aeronáuticas en su parte vigesimocuarta numeral tercero se relaciona los Requisitos de calificación inicial para la realización de una cabina de simulación de vuelo²⁰.

De otra parte, el subcapítulo 24.15 del Reglamento Aeronáutico Colombiano (RAC) señala los requisitos de calificación inicial a cumplir para la selección de la cabina en un proceso de simulación de la aeronave seleccionada, estos son:

¹⁹ UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL DE AERONÁUTICA CIVIL. Reglamentos Aeronáuticos de Colombia. Parte primera, Definiciones. Consultado en: <http://www.aerocivil.gov.co/AAeronautica/Rrglamentacion/RAC/Biblioteca%20Indice%20General/PARTE%20%20PRIMERA%20-%20Definiciones.pdf> Recuperado el 10 de marzo de 2013.

²⁰ UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL DE AERONÁUTICA CIVIL. Reglamentos Aeronáuticos de Colombia. Parte vigésimo cuarta - dispositivos simuladores para entrenamiento de vuelo. Oficina de Transporte Aéreo - Grupo de Normas Aeronáuticas. Consultado en: [<http://www.aerocivil.gov.co/AAeronautica/Rrglamentacion/RAC/Biblioteca%20Indice%20General/PARTE%20%20VIGESIMO%20CUARTA%20-%20Dispositivos%20Simuladores%20para%20Entrenamiento%20de%20Vuelo.pdf>] Recuperado el 10 de marzo de 2013.

- “La cabina representa la configuración del tipo específico o marca, modelo y series de aeronaves que están siendo simuladas, según sea aplicable. Esta determinación debe ser hecha por el piloto que cumpla con los requisitos del literal (b) (1)²¹ de este numeral, o por una persona(s) entrenada en la configuración y operación de la aeronave simulada. Si hay alguna excepción debe quedar anotada. El nombre de la persona que toma esta determinación debe estar siempre disponible en caso de ser requerido por la Secretaría de Seguridad Aérea de la UAEAC.

Para el diseño de la plataforma dinámica para ejecutar los movimientos en vuelo es necesario saber que aeronave se va a simular y para ello es necesario contar con una cabina que sea la réplica de la aeronave que se va a simular en este caso del B-737 ng.

1.3.4 Dispositivo de entrenamiento de vuelo.

1.3.4.1 Procedimiento para la calificación y aprobación. Los dispositivos de entrenamiento de vuelo Simulación (FSTD) que se utilizan para la capacitación del personal de vuelo o control, deben ser evaluados por la Autoridad local de Aeronáutica Nacional (NAA), en este proceso interfiere la Administración Federal de Aviación (FAA) de los Estados Unidos. El dispositivo de formación en referencia se evaluó frente a un conjunto de criterios de regulación, y una serie de pruebas objetivas y subjetivas que se llevan a cabo en el dispositivo. Los resultados de cada prueba, junto con otra información importante sobre el FSTD y su operador, se registran en una guía de prueba de calificación.

El resultado de la evaluación inicial del FSTD, llamado el QTG Master (MQTG), detalla el rendimiento de referencia del dispositivo, aceptada por la autoridad de clasificación. Una reevaluación periódica, llamada calificación recurrente, se lleva a cabo con regularidad, generalmente en intervalos de un año (aunque el intervalo puede ser de tan sólo seis meses para algunas evaluaciones FAA y tan alto como tres años para algunas evaluaciones europeas), y el rendimiento de la del dispositivo se evalúa con el MQTG. Cualquier desviación significativa puede resultar en la suspensión o revocación de la aprobación del dispositivo.

Los criterios con los que se evalúa un FSTD se definen en uno de una serie de documentos normativos y / o consultivos. En los Estados Unidos la cualificación FSTD se regula en el 14 CFR Parte 60²². En la mayor parte de Europa, así como varias otras partes del mundo, las regulaciones pertinentes se definen en JAR-FSTD A y JAR-FSTD H. Los requisitos de ensayo varían para los distintos niveles de cualificación, sino que requieren casi todos los niveles que el espectáculo

²¹ AERONÁUTICA CIVIL COLOMBIANA. Reglamento Aeronáutico Colombiano. RAC. Actualizado 2012.

²² FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Documento FAR 60 de la FAA. EE.UU.

FSTD que coincida con las características de vuelo de la aeronave o familia de aeronaves que se está simulando.

La excepción principal con el proceso anterior es la evaluación de un ATD por la FAA. En lugar de otro FSTD, donde se evalúa cada dispositivo de forma individual, ATD se evalúan como una línea de modelo completo. Cuando un fabricante desea tener un modelo ATD aprobado, un documento que contiene las especificaciones de la gama de modelos y que demuestra el cumplimiento de la normativa correspondiente se presenta a la FAA. Una vez que este documento, denominado Guía de Aprobación Calificación (GGC), ha sido aprobada, todos los futuros dispositivos que se ajusten a la QAG son aprobados automáticamente y evaluación individual no es ni necesaria ni está disponible.

Hasta la publicación de la primera parte 60, la calificación fue llamada certificación, y QTGs fueron llamados Guías de aprobación de prueba (ATG). La certificación términos y ATG ya no tiene ningún significado normativo distinto para FSTD que conservar la etiqueta bajo la FAA AC 120-45 o cualquier otro estándar legado²³.

1.3.4.2 Simuladores de vuelo “niveles” y otras categorías. Los siguientes niveles de calificación están siendo concedidas tanto para avión y helicóptero FSTD:

- **FAA FFS Nivel A** - un sistema de movimiento se requiere por lo menos con tres grados de libertad. Aviones solamente.
- **FAA FFS Nivel B** - Funciona con tres ejes de movimiento y un modelo de mayor fidelidad aerodinámico que hace Nivel A. El nivel más bajo de simulador de vuelo de helicóptero. Criterio sobre el cual se apoya el desarrollo de la plataforma en referencia para este proyecto de grado.
- **FAA FFS Nivel C** - Se requiere una plataforma de movimiento con los seis grados de libertad. También retraso inferior transporte (latencia) sobre los niveles de A y B. El sistema visual debe tener un campo horizontal fuera del mundo de vista de por lo menos 75 grados para cada piloto.
- **FAA FFS Nivel D** - El más alto nivel de cualificación ECA actualmente disponibles. Los requisitos son para el nivel C con adiciones. La plataforma de movimiento debe tener todos los seis grados de libertad, y el sistema visual debe tener un campo horizontal fuera del mundo de vista de por lo menos 150 grados, con un colimada (enfoque lejano) de visualización. Los sonidos realistas en la cabina se requieren, así como un número de movimiento especial y efectos visuales.

²³ FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Documento FAR 60 de la FAA. EE.UU.

1.3.5 Sistema de movimiento. De acuerdo con la norma establecida en el capítulo 24 del RAC el simulador debe tener un sistema de movimiento (fuerza), señales perceptibles al piloto, que sean representativas del movimiento del avión. Además, el simulador debe tener un sistema de movimiento (señales de fuerza) con un mínimo de tres grados de libre rotación (al menos cabeceo, alabeo y ascenso)²⁴.

1.4 AERONAVE SELECCIONADA

1.4.1 Boeing 737 NG. El 737 es un avión de corto y medio radio basado en la filosofía distintiva de Boeing: ofrecer valor añadido a las aerolíneas con fiabilidad, simplicidad y menores gastos operativos y de mantenimiento.

Figura 8. Avión Boeing 737 NG.



Fuente: Boeing. 2013. Tomado de: <http://www.boeing.es/Productos-y-Servicios/Commercial-Airplanes/737-NG>

Entre las características de la aeronave base de soporte para la plataforma propuesta tiene como aspectos a resaltar:

- a) Los aviones de la gama 737 Next-Generation y sus modelos (737-600/-700/-800 y -900 ER) recogen el testigo de éxito y fiabilidad del 737 en la aviación comercial.
- b) La familia Next-Generation ha recibido pedidos por un total de más de 6.200 aparatos, mientras que la familia 737 al completo ha superado las 10.000 unidades encargadas.
- c) La familia 737 Next-Generation se comercializa en cuatro tamaños, que van de los 110 a los 220 asientos.
 - o El 737-600 es el modelo más pequeño, con una capacidad de hasta 132 pasajeros.

²⁴ Dato tomado de la tabla A1A de la parte vigesimocuarta del RAC número 5, sección 5.a y 5.b relacionado con el sistema de movimiento, esta información hace referencia a los simuladores nivel

- El 737-700 puede transportar hasta 149 pasajeros.
- El 737-800 puede acomodar hasta 189 pasajeros.
- Por último, el 737-900ER es el 737 más largo, con capacidad de hasta 180 pasajeros en una cabina de dos clases. Está certificado para transportar hasta 220 pasajeros en una configuración de una sola clase.

Figura 9. Aeronave Boeing 737.



Fuente: Boeing. Imágenes tomadas del Web Site: <http://www.newairplane.com/737ng>

La serie Boeing 737 Next Generation es la más moderna y actualizada de todas, está compuesta por los siguientes modelos:

- Boeing 737-600
- Boeing 737-700
- Boeing 737-800
- Boeing 737-900

El Boeing 737 NG se caracteriza por contar con nuevas tecnologías tales como:

- Actualización de los motores CFM-56-7, siendo 7% más efectiva que la serie 3 utilizada en la línea clásica.
- Ala rediseñada completamente, incrementado su ancho y área, entre otras mejoras.
- Incremento de la capacidad de almacenamiento de combustible, y también incremento en el peso máximo al despegue.
- Nueva cabina del piloto (*cockpit*) rediseñada, con 6 pantallas LCD junto con la tecnología más reciente en aviónica.
- Mejoras en la cabina de pasajeros, siendo similar a la encontrada en el Boeing 777 junto con los del Boeing 757-300.
- Rango de vuelo expandido y optimizado para viajes internacionales

Tabla 1. Características Técnicas.

	737-600	737-700	737-700 ER	737-800	737-900 R
Pasajeros					
Configuración típica en 2 clases	110	126	126 o 76 asientos premier	162	180
Configuración típica en 1 clase	132	149	48 asientos premier	189	215
Carga	Volumen total 20,4 m ³	Volumen total 27,3 m ³	Volumen total 27,3 m ³ 4,7 m ³ con 9 tanques aux.	Volumen total 44 m ³	Volumen total 51,7 m ³ 47,3 m ³ con 1 tanques aux 44,9 m ³ con 2 tanques aux
Motores Empuje máximo	CFMI CFM56-7 22.700 lb	CFMI CFM56-7 26.300 lb	CFMI CFM56-7 26.300 lb	CFMI CFM56-7 27.300 lb	CFMI CFM56-7 27.300 lb
Capacidad Máxima de Combustible	26.020 l	26.020 l	26.020 l sin tanque aux. 40.530 l con 9 tanques aux.	26.020 l	29.660 l con 2 tanques aux.
Peso Máximo al Despegue	66.000 kg	70.080 kg	77.565 kg	79.010 kg	85.130 kg
Alcance Máximo	5.970 km	6.370 km (en 2 clases con winglets)	10.695 km (en 1 clase con 9 tanques aux. y winglets)	5.765 km (en 2 clases con winglets)	5.925 km configuración de 2 clases y tanques aux.
Velocidad de Crucero A 10.000 m de altitud	0.785 Mach (853 km/m)	0.785 Mach (853 km/m)	0.78 Mach (853 km/m)	0.785 Mach (853 km/m)	0.78 Mach (853 km/m)
Dimensiones Básicas	34,3 m	34,3 m	-----	34,3 m	34,3 m
Envergadura (con winglets)	35,8 m	35,8 m	35,8 m	35,8 m	35,7 m
Longitud total	31,2 m	33,6 m	33,6 m	39,5 m	42,1 m
Altura	12,6 m	12,5 m	12,5 m	12,5 m	12,5 m
Ancho de cabina	3,53 m	3,53 m	3,53 m	3,53 m	3,53 m

Fuente: Boeing. 2013. Vista en <http://www.boeing.com/boeing/commercial/737family/specs.page>

1.5 ANTECEDENTES

La simulación es una técnica establecida utilizada en el área de los sistemas hombre-máquina para la formación, evaluación del desempeño y la investigación. La tarea principal de la simulación de vuelo es la creación de una representación dinámica de la conducta de un avión al mismo tiempo a uno o más operadores humanos a interactuar con la simulación.

La experiencia en este campo dentro de la industria de la simulación dio una pequeña visión de lo que es una industria en gran medida cerrado y altamente especializado donde varias disciplinas técnicas se combinan para formar una representación muy precisa de vuelo²⁵.

La modalidad de simulación integran en su ejercicio y uso representaciones mediante gráfica con reportes de computadora, hardware e ingeniería de software, sinergia entre hombre-máquina y matemática de modelado de sistemas. De esta manera, se puede concluir que el verdadero arte de la simulación es el éxito de la integración de áreas muy específicas para formar una representación exacta de una aeronave.

1.5.1 La industria de la simulación antes y hoy. En diciembre del año 1903, *Orville Wright* despegó desde *Kitty Hawk* en Carolina del Norte el biplano *Wright Flyer* a partir del primer vuelo sostenido, controlado y alimentado en la historia. Este primer vuelo sólo duró doce segundos, en tanto, se anunció el comienzo de una nueva era en los viajes de la transformación de la manera como la gente podría viajar por todo el mundo²⁶.

Luego, 25 años más tarde, “*Ed Enlace*” comenzó a tomar lecciones de vuelo, demostrando que estas salían costosas y según Ed obstaculizaban su capacidad para asimilar la instrucción de vuelo. Un año después *Ed Enlace* diseñó el primer bucle cerrado, un simulador de vuelo rudimentario que uso para enseñarle a su hermano a viajar en este.

Las ventas de este prototipo no tuvieron éxito en la iniciativa de Enlace y con el tiempo la industria de EE.UU. desarrollo este mecanismo, el Ejército norteamericano se interesó por el entrenador de enlace. El entusiasmo militar resultó ser el catalizador para el ya famoso cuadro Blue Link Trainer y posteriormente la aprobación del entrenador por los operadores militares y

²⁵ GABAY, Jonathan. El arte de la simulación de vuelo. Sistemas Emergentes, Gestión y temas aeroespaciales 2001. Consultado en: <http://gabai.com/academic/the-art-of-flight-simulation>, recuperado el 21 de mayo de 2013.

²⁶ *Ibíd.*, p 1.

posteriormente comerciales, lo anterior llevó a la creación de la industria del simulador que dio ganancia de miles de millones de dólares²⁷.

Al igual que la industria de la aviación, existe un amplio contraste de tecnologías, con las empresas de simulación, esto refiere a las últimas innovaciones de alta tecnología para el mantenimiento de los sistemas antiguos pero funcionales. Sin embargo, cada vez más, existe una tendencia de aumentar la funcionalidad de los sistemas antiguos mediante la mejora de estos con nuevas tecnologías a través de la utilización de hardware innovador y software de interfaz.

En efecto, la industria de la simulación también depende de la industria de aviación desde un contexto financiero y empresarial. Para 1998 los pedidos de alta gama comercial de simuladores de vuelo llegaron a por lo menos 45 simuladores de aviación civil de vuelos vendidos.

Siendo la anterior cifra un valor relativamente bajo, los costos de venta de un simulador de movimiento completo cuesta en promedio alrededor de U\$20 millones.

Entre los aspectos que afecta a la industria de la aviación se pueden categorizar los siguientes²⁸:

- En primer lugar, el envejecimiento de las flotas de aviones aún en servicio, muchos de volar más allá de su vida útil prevista. Los simuladores de estos aviones de generación anterior están en servicio, pero en la mayoría de los casos son tan antiguos como el avión real. Dado que el objetivo de la simulación es reflejar la aeronave en todo sentido, cuando las actualizaciones y las nuevas directivas de vuelo son emitidos por los órganos de gobierno de los aviones, si afecta el sistema de vuelo o de cabina de la manera que debe ser reflejado en la simulación. Si la modificación o la actualización no se cumplen, entonces el simulador no recibirá un certificado de formación hasta que se cumplan todos los requisitos.
- Un segundo aspecto, refiere a la manera dinámica en que la industria de los simuladores generen impacto en el mundo de la aviación, esto aplica para la simulación de aviones de preproducción. En este caso casos como el del proyecto Boeing 777, donde los pilotos ya estaban entrenando para volar el avión antes de que fuera construida en realidad. A través de este método de prueba, la ergonomía del piloto puede ser satisfecha en una fase temprana, así como pruebas de nuevos sistemas de paneles de control y métodos para el mismo.

²⁷ Ibid., p 2.

²⁸ Ibid., p 1.

A parte de la industria de formación de aviación civil, existen otros tipos de simulaciones como las que emplea la aviación militar.

1.5.2 Tipos de Simulador. La definición de un simulador o simulación puede variar de significado entre diferentes campos y aplicaciones, pero en general puede ser definido como sigue.

Según GABAY (2013), la simulación es una forma de replicar un entorno específico y condiciones de usos para la prueba de mercancías o de la formación de las personas en condiciones controladas y supervisadas

Lo anterior, se refleja en diversos métodos y técnicas que se utilizan para entrenar a pilotos apoyados por discos de prueba y software. Estos sistemas incluyen incluso simuladores de formación de pilotos analógicos principios que pueden tener los parámetros alterados por diversos ajustes de la válvula con un destornillador.

A continuación se describe algunos tipos básicos de simuladores utilizados en la industria de la formación²⁹ de la aviación civil, desde el software en un PC compatible con IBM con el extremo superior simuladores de vuelo.

- *IBM simuladores basados en PC.* El PC es utilizado comúnmente como un medio económico e instrumento de formación mediante juegos de simulación, tutoriales con instrucciones y sesiones interactivas.
- *Simuladores fijos.* Son sistemas que tienen capacidades gráficas, pero no hay movimiento. Son instrumentos que suelen tener más funcionalidad y capacidades de control.
- *Instrumento.* Es eficaz en el uso de la pequeña formación piloto de la aeronave, donde la familiaridad puede ser adquirida en vuelo de baja visibilidad y la navegación. Los escenarios típicos como el reconocimiento y la corrección se utilizan para el entrenamiento, ayudando pilotos para reconocer los problemas con sólo señales de instrumentos.
- *Simuladores de vuelo.* Los simuladores que tienen plataformas de movimiento que se mueven para proporcionar sensaciones físicas de vuelo suelen ser aviones específicos y funcionales, desde los asientos de los pilotos reales a los numerosos interruptores.

²⁹ Es importante recordar que los organismos de certificación tienen normas que dictan el grado de realismo y funcionalidad para los tipos de simuladores, incluso los de la misma categoría.

1.5.3 Simuladores, aplicaciones y costos en la industria.

Tabla 2. Simuladores, aplicaciones y costos en la industria.

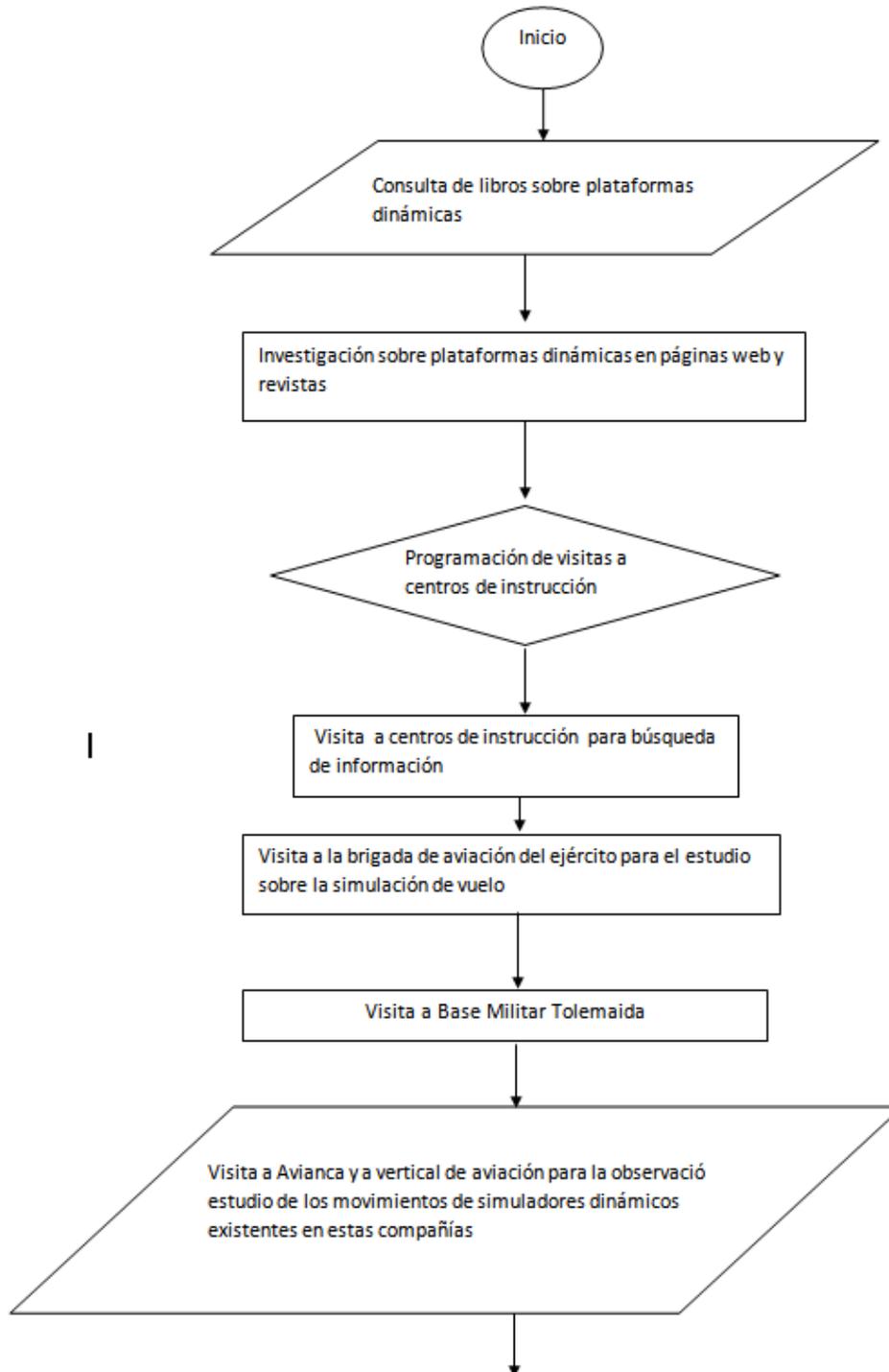
SIMULADOR	Plataforma	Beneficios	Aplicaciones	Movimientos	costo US\$*
Inmotion	3 Dof eléctrica	<p>Aceleración de 650 grados/segundo en los movimientos de pitch y roll</p> <p>Velocidad de 30 grados/segundo en los dos movimientos</p>	<p>Simulación de vuelo</p> <p>Entretenimiento</p> <p>Simulación en autos de fórmula 1</p> <p>Simulación para aprender manejar automóvil</p> <p>Simulación en autos Nascar</p> <p>Simulación de embarcaciones de la armada</p>	3 movimientos Pitch, roll, heave.	75.000
	2 Dof eléctrica	<p>Aceleración de 650 grados/segundo en los movimientos de pitch y roll</p> <p>Velocidad de 50 grados/segundos en pitch y roll</p>	Simulación de vuelo	2 movimientos pitch y roll	55.000
	6 Dof hidráulica	<p>Aceleración de 150 grados/segundo en los movimientos de pitch, roll y yaw</p> <p>Velocidad de 40 grados/segundo en los dos movimientos</p>	<p>Simulación de vuelo</p> <p>Simulación para aprender a conducir automóvil</p> <p>Simulación para aprender a manejar retroexcavadoras</p>	6 movimientos Pitch, roll, yaw, heave, surge, sway.	120.000
	6 Dof hidráulica	<p>Aceleración de 150 grados/segundo en los movimientos de pitch, roll y yaw</p> <p>Velocidad de 35 grados/segundo en los tres movimientos</p>	<p>Simulación de vuelo</p> <p>Simulación para aprender a manejar retroexcavadoras</p>	6 movimientos Pitch, roll, yaw, heave, surge, sway	150.000
	6 Dof eléctrica	<p>Aceleración de 500 grados/segundo en los 3 movimientos</p> <p>Velocidad de 40 grados/segundo en los tres movimientos</p>	<p>Simulación de vuelo</p> <p>Entretenimiento</p> <p>Simulación en autos de fórmula 1</p> <p>Simulación para aprender manejar automóvil</p> <p>Simulación en autos Nascar</p> <p>Simulación de embarcaciones de la armada</p>	6 movimientos Pitch, roll, yaw, heave, surge, sway	80.000

Fuente: Elaborado por el autor, datos consultados en: Inmotion Simulation, CKAs.

*Los precios están en dólares, estos precios es para corroborar los costos entre las plataformas hidráulicas y eléctricas

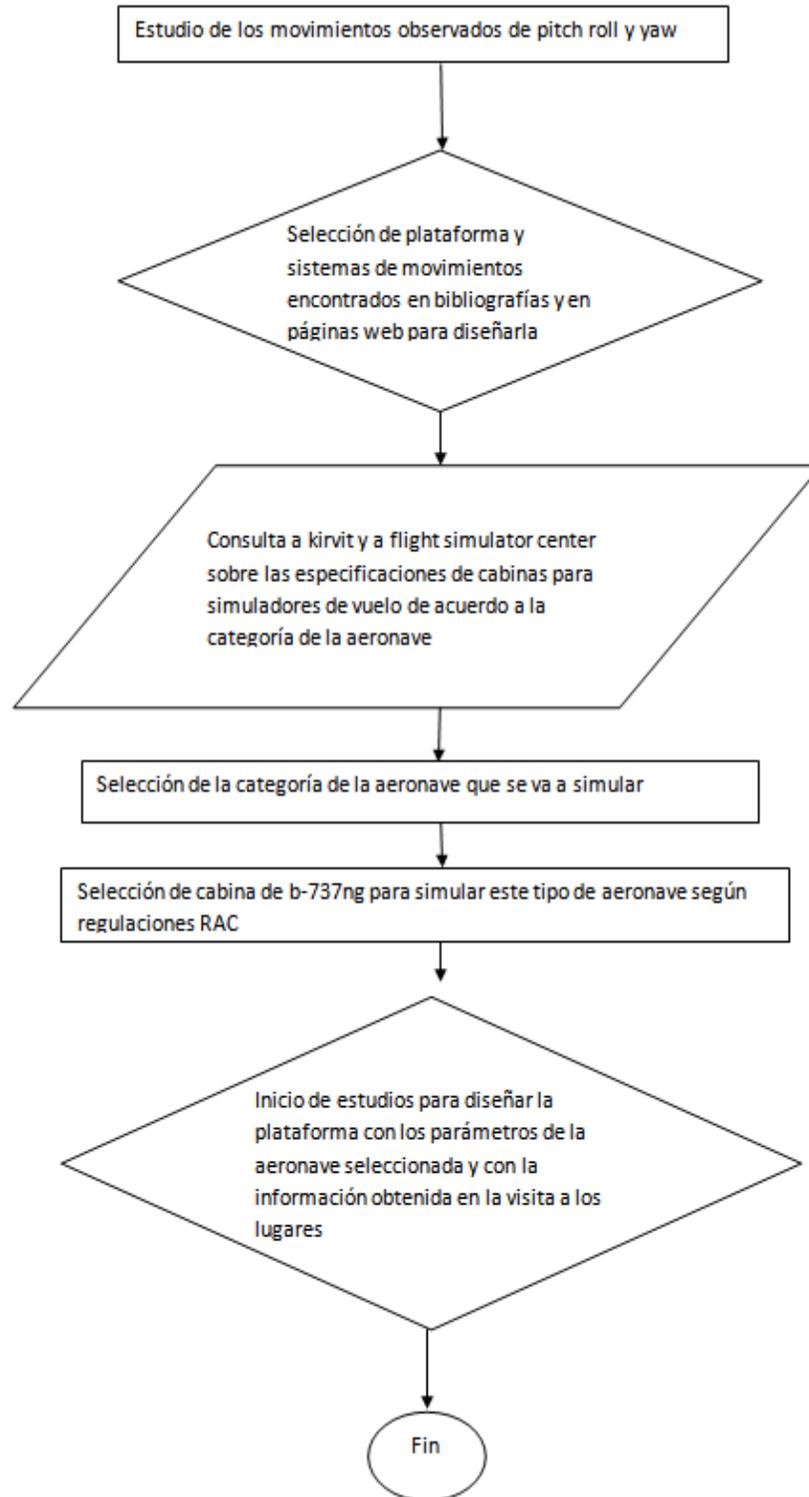
2. DESARROLLO METODOLÓGICO

2.1 FLUJOGRAMA DE ACTIVIDADES PARA DESARROLLO



Continúa...

...viene del anterior.



2.2 ETAPAS DE DISEÑO DE LA PLATAFORMA

1) Búsqueda de los diferentes tipos de plataformas dinámicas existentes en el mercado: El primer paso para iniciar el diseño fue la de buscar los diferentes tipos de plataformas que existen en el mercado, para ser posible la búsqueda se consultó por medio de páginas web de las compañías encargadas de construir estos elementos.

En estas páginas se encontró una variedad de plataformas entre las que se encuentran hidráulicas y eléctricas y se describían las características de cada una en el momento de ser operada.

2) Selección de plataforma: De acuerdo a la información encontrada en la página se procedió a seleccionar la plataforma con las prestaciones que consideramos aptas para el diseño, teniendo en cuenta los materiales que se encuentran en el país, por lo que se seleccionó una plataforma 3 dof. (Ver detalles en de requerimientos en la página 61 de este documento).

3) Modelamiento de la plataforma: Después de la selección de la plataforma se inició la modelación de la plataforma, el cual incluye todos los sistemas relacionados con los movimientos, las estructuras y demás partes.

4) Conformación de cada uno de los elementos de la plataforma: En la modelación de la plataforma se definió los elementos que iban estar presentes en la plataforma, como por ejemplo los mecanismos de biela-manivela, los servos, el resorte y la adición de un mecanismo que ejecutara una rotación de la parte superior para el movimiento de yaw debido a que este tipo de plataforma carece de este movimiento.

Los elementos dela plataforma son los siguientes:

4.1. Bielas-manivelas, encargadas de transmitir los movimientos de pitch y roll, el cual consta de 2 piezas, que es la biela que es el elemento más largo de este conjunto y la manivela que resulta ser el elemento más corto de este conjunto, en total son tres mecanismos de biela-manivela que están en la plataforma.

4.2. Motores inferiores: estos motores se encuentran en la parte inferior de la plataforma, la función de estos motores son la de transmitir el movimiento de pitch y roll hacia la parte superior que incluye la estructura superior y la cabina.

4.3. Estructuras: son tres estructuras que tiene la plataforma que son la estructura inferior, la estructura intermedia y la estructura superior, la estructura inferior es la que soporta todos los elementos como motores y eje del resorte, además soporta todo el peso proveniente de la partes superior, la estructura intermedia es donde descansa el mecanismo responsable del movimiento de yaw, y la estructura superior es donde descansa la cabina.

4.4. Resorte: la plataforma posee un resorte en el centro con el objetivo de amortiguar y a la vez de ayudar a los motores a no esforzarse demasiado en generar los movimientos.

4.5. Mecanismo de yaw: este mecanismo se va ubicado encima de la estructura intermedia, el objetivo de este mecanismo es transmitir el movimiento de rotación por medio de un motor.

4.6. Motor para el movimiento de yaw: este motor va ubicado en la estructura intermedia alojado en una caja, la función de este motor es la de transmitir el movimiento de rotación por medio de engranes.

5) Búsqueda de tipo de aeronave para simular: El otro paso era el de buscar una aeronave para ser simulada por medio de la plataforma, se optó por buscar una aeronave comercial muy demandada en la aeronáutica tal es el caso del Boeing 737 ng, además para nosotros como estudiantes fue más fácil consultar la información de esta aeronave que de otras, por eso se seleccionó esta aeronave.

6) Búsqueda de datos de aeronave: En esta etapa se investigó los parámetros de la aeronave durante en operación como fue el tiempos de ascenso y descenso, movimientos, ángulos de los movimientos etc.

7) Modelación de la cabina de la aeronave según normativas RAC: Después de seleccionar la aeronave se decide consultar en compañías donde construyen cabinas para simuladores las medidas de la cabina del Boeing 737 que cumpla con los requerimientos de las normativas RAC parte 24 y FAR parte 60 que incluye también réplicas de los elementos que lleva en el interior, tales como sillas, pedales controles, etc.

8) Análisis cinemático teniendo en cuenta los datos proporcionados de la investigación: Con esta parte se inicia el diseño netamente ingenieril, empezando con la realización de un análisis cinemático para hallar las condiciones de aceleraciones, velocidades y desplazamientos para hallar la manera de como ejecutar los movimientos propuestos.

9) Calculo de las fuerzas en la estructura superior: Se realiza el cálculo de las fuerzas que están presentes en la estructura superior para tenerlas en cuenta en las demás etapas del diseño de los demás elementos de la plataforma.

10) Análisis por simulink.

11) Diseño de estructura superior: La estructura superior se diseñó para que resistir el peso proveniente de la parte superior, por ejemplo el peso de la cabina, el peso del mecanismo que genera el movimiento de yaw etc.

En el diseño de esta estructura se empleó software de simulación para saber con exactitud si era apta para resistir a los diferentes esfuerzos a que va a estar sometida, además también se aplica la cantidad de soldadura necesaria para ser posible la unión de cada sección de la estructura.

12) Diseño de resorte: Se diseñó un resorte para instalarlo en la parte central de la plataforma, con dos propósitos:

- Amortiguar todo el peso de la parte superior

- Ayudar a los servo de no realizar demasiado trabajo para lograr subir toda la carga situada en la parte superior.

Para el diseño de este elemento se tuvo en cuenta varios factores, como la selección del material y la longitud que este elemento debía tener.

A este elemento se le realizó una simulación para saber con exactitud, el cual mostraba si era apto para soportar las cargas que se le aplicaban, debido a que el resultado no era favorable se rediseño de este elemento con el objetivo de que tuviera fallas en el empleo en esta parte de la plataforma.

13) Análisis de pandeo de las bielas: En las bielas fue necesario realizar un análisis de pandeo con el objetivo de saber con exactitud si resisten a las cargas provenientes de la parte superior y comprobar de esta manera que estos elementos no tienen ninguna clase de falla.

14) Selección de los motores de biela-manivela: Para la selección de los motores se recurrió a realizar un programa en Matlab para realizar un análisis cinemático para hallar donde se halló una fuerza de 18 kn, para esta selección se realiza ciertos cálculos para emplear motores que sean los sean los adecuados.

Luego se procede a hallar las fuerzas axiales y tangenciales para saber la cantidad de fuerzas que actúan sobre el pin que permite la unión de este mecanismo con el motor y por último se calcula la potencia del diseño del motor.

15) Diseño del mecanismo de yaw: Debido que la plataforma seleccionada carecía de movimiento de rotación se le adiciono un mecanismo que fuera capaz de realizar este movimiento.

15.1. **Diseño de los engranajes:** Fue necesario diseñar engranajes para adecuarlos en el mecanismo de yaw, con el objetivo de realizar el movimiento de rotación del motor hacia la parte superior de la plataforma, el cual se diseñaron engranes rectos.

15.2 **Calculo de chavetas:** Se realizó este cálculo para emplear estos elementos para la sujeción entre los engrane y los ejes

15.3. **Calculo por cizallamiento:** Este cálculo se realizó con el objeto de saber si el material sufría falla al aplicar esta fuerza sobre la chaveta

15.4. **Diseño de ejes:** se diseñaron dos ejes para poder transmitir el movimiento de yaw desde el motor hacia la cabina, teniendo en cuenta las cargas a que están sometidos y las medidas que deben tener para poder acoplarlos a los engranes.

15.5. **Selección de motor para movimiento de yaw:** para la selección de este motor se buscó un motor que tuviera 20 rpm y 1 segundo en el tiempo para realizar el movimiento, se eligió un motor de estas características debido a que la mayoría de los motores de los simuladores eléctricos trabajan con estas características.

16) Rediseño de resorte

Finalmente se rediseño el resorte debido a que el primer diseño no poseía la longitud adecuada para amortiguar la carga proveniente de la parte superior, entonces debido a este problema se decidió diseñar un resorte que cumpliera con las condiciones para emplearlo en la amortiguación.

3. PARÁMETROS TÉCNICOS DE LA PLATAFORMA DINÁMICA PARA LA RECREACIÓN DE MOVIMIENTOS DURANTE DIFERENTES ETAPAS DE VUELO

A continuación se describe los parámetros técnicos que sustentan el desarrollo para el diseño ingenieril, siendo el fundamento de la plataforma dinámica el propósito que integra en su conjunto los elementos a cumplir para el ámbito de enseñanza en el entrenamiento de pilotos.

3.1 TIPO DE AERONAVE

Boeing 737 ng.

3.1.1 Dimensiones físicas para simular. La plataforma de vuelo que se simulará tiene las siguientes dimensiones:

- Largo: 2.10 m
- Ancho: 1.8 m
- Alto: 1.43 m

3.1.2 Requerimientos eléctricos a simular.

- **Tipo de plataforma:** eléctrica, utiliza para su movimiento servos para realizar los movimientos

3.1.3 Requerimientos de movimientos a simular.

- **Movimientos:** 3 grados de libertad que son pitch, roll y yaw con 18 grados de inclinación y 5 segundos de duración en realizar los tres movimientos según parámetros de la aeronave, el movimiento de yaw se realiza con 90 grados en la rotación, 45 grados hacia la derecha y 45 grados hacia la izquierda.

La simulación anterior de 3 grados de libertad se ejerce debido a que son los movimientos básicos que tiene cualquier tipo de aeronave de diferentes categorías; y como proyecto es necesario simular estos movimientos pues en el momento de diseñar este tipo de plataforma resulta más sencillo incluir solo tres movimientos para empezar un desarrollo.

En este sentido la plataforma propuesta tiene 18 grados de inclinación debido a que se parte de los siguientes parámetros:

1. La mayoría de plataformas que se encuentran en el mercado tienen un rango en la inclinación de 18 grados a 20 grados.
2. La aeronave que se eligió es un b-737ng opera los movimientos con 18 grados de inclinación cada uno.
3. La duración en realizar cada movimiento es de 5 segundos debido a que ese es el tiempo en que se demora la aeronave seleccionada en ejecutar los tres movimientos.
4. Los grados en la rotación es debido a que se debe cumplir con los grados que ofrece el software de animación a la hora de la instrucción de la tripulación, y para este tipo de aeronave es de 45 grados a la derecha, y otros 45 grados a la izquierda siguiendo con los parámetros que cumple la aeronave durante el vuelo al realizar esta rotación.

3.1.4 Requerimientos mecánicos a simular. El Funcionamiento requerido para la plataforma dinámica a simular requiere de tres mecanismos tipo “biela-manivela” que se acoplen con 3 servos, con el fin de permitir y transmitir los movimientos de pitch y de roll con grados y velocidad a recrear; además posee un mecanismo de yaw para poder ejecutar este movimiento hacia los lados con 45 grados cada uno, este mecanismo ejecuta el movimiento por medio de un motor eléctrico con ayuda de engranajes hacia la parte superior, los movimientos se realizan de la siguiente manera:

- **Pitch:** para este movimiento las bielas manivelas que se encuentran en la parte trasera de la plataforma suben al punto que se alinean los dos mecanismos, mientras la biela de adelante baja completamente, lo que hace que la parte delante de la plataforma se incline hacia abajo. Para que la parte de delante de la plataforma se incline hacia arriba los mecanismos de la parte trasera tiene que bajar en este caso articularse totalmente, mientras que la biela-manivela de adelante sube completamente hasta alinearen la biela-manivela.
- **Roll:** para ejecutar este movimiento inclinándose hacia el lado derecho, la biela-manivela del lado izquierdo tiene que subir alineándose la biela con la manivela mientras que la biela-manivela del lado derecho baja completamente. Para que exista una inclinación hacia el lado izquierdo, la biela –manivela del lado izquierdo tiene que bajar y la biela-manivela de la derecha sube.
- **Yaw:** para este movimiento se cuenta con un mecanismo ubicado en la estructura superior, que permite ejecutar este movimiento hacia los lados con un total de 90 grados ambos lados, lo que quiere decir que es 45 grados a la derecha y 45 grados a la izquierda, su funcionamiento es simple, la rotación

ocurre cuando el motor de este mecanismo envía el movimiento hacia unos engranes que están dentro de una caja hacia la parte superior donde se encuentra la cabina, de esta manera este conjunto facilita la ejecución de este movimiento sin ningún problema.

De esta manera queda claro que los tres servos que se encuentran en la parte inferior es para ejecutar los movimientos de pitch y de roll y el motor de arriba es para ejecutar el yaw (Ver numeral 4.6.3).

En cuanto a las demás partes del simulador también hay funciones importantes, tal es el caso del resorte que se encuentra en el centro de la plataforma que permite amortiguar todo el peso proveniente de la cabina evitando que se produzca movimientos bruscos durante la operación de funcionamiento, además la otra función es la de proporcionar ayuda a los mecanismos de biela-manivela de ejecutar los movimientos de pitch y de roll sin tanto esfuerzo (ver numeral 4.5.4.4 principio y diseño del resorte).

En el centro de la estructura superior va ubicado un cardan que permite ayudar es esta parte de la plataforma a ejecutar el pitch y el roll hacia los respectivos lados debido a que este mecanismo posee la capacidad de genera los movimientos hacia el eje que se requiera.

3.1.5 Variables de Peso de plataforma. El peso que tendrá la plataforma dinámica en su conjunto y sistema estructural se obtuvo a partir de la modelación en software solid edge st, dando como resultado:

- Peso: 87,591536 kg
- Volumen: 11182374,033436 mm³

3.2 FUNCIONALIDAD DE LA PLATAFORMA DINÁMICA

3.2.1 Requerimiento de uso. Esta plataforma debe proveer la capacidad de generar tres grados de movimientos para una aeronave Boeing-737 ng, por lo que su utilidad se enfoca para una aeronave de transporte; se busca que la plataforma tenga una ventaja y es que se pueda utilizar para otros dos tipo de aeronaves similares al Boeing-737, como por ejemplo el A-320 y el bombardier CS series, ya que sus características de vuelo son similares y además el modelo de la cabina es similar, por tanto, es favorable para montarlas sobre este tipo de plataformas.

3.3 NORMATIVO

A continuación se presenta los requerimientos y parámetros contemplados en el Reglamento Aerocivil de Colombia (RAC), con lo cual se tomó como base para el desarrollo y definición de la propuesta, proyecto y diseño de la plataforma dinámica para simulación de vuelo.

3.3.1 Aplicación y parámetros según el RAC. El capítulo 24 del RAC determinado mediante Resolución n° 06782 del 27 de Noviembre de 2009 incorporó los reglamentos aeronáuticos de Colombia conforme al artículo quinto. En este capítulo se indica los requisitos a cumplir para propósitos de un dispositivo simulador para entrenamiento de vuelo.

3.3.1.1 Requisitos de calificación inicial, continuada y uso de dispositivos simuladores para entrenamiento de vuelo.

Cuadro 1. Requisitos de calificación.

Contexto	Subcapítulo	Criterio
Requisitos de calificación	24.1.	Aplicabilidad.
	24.2.	Aplicabilidad de las normas del explotador u operador para personas que no son explotadores u operadores y que están involucradas en actividades no autorizadas.
	24.3.	Definiciones.
	24.4.	Estándares de calificación del rendimiento.
	24.5.	Sistema de Gestión de la Calidad.
	24.7.	Requisitos de calificación para el explotador u operador de un FSTD.
	24.9.	Responsabilidades adicionales del explotador u operador de un FSTD.
	24.11.	Utilización de un FSTD.
	24.13.	Requisitos de datos objetivos de un FSTD.
	24.14.	Requisitos de personal y equipos especiales para la calificación de un FSTD.
	24.15.	Requisitos de calificación inicial.
	24.16.	Calificaciones adicionales para un FSTD calificado y con su certificación vigente.
	24.17.	FSTDs previamente calificados.
	24.19.	Requisitos para la inspección, la evaluación de calificación continuada, y el mantenimiento
	24.20.	Registro de discrepancias de un FSTD.

...viene del anterior cuadro.

24.21.	Calificación provisional para FSTDs de nuevos tipos o modelos de aeronaves.
24.23.	Modificaciones a los FSTDs.
24.25.	Operación con componentes faltantes, inoperativos o mal funcionamiento.
24.27.	Pérdida automática de la calificación y procedimientos para la recalificación de un FSTD.
24.29.	Otras pérdidas de calificación y los procedimientos para la recalificación de un FSTD.
24.31.	Registros y Reportes.
24.33.	Fraude y falsificación de solicitudes, registros, reportes y archivos o declaraciones falsas.
24.35.	Requisitos específicos de cumplimiento para un simulador de vuelo.
24.37.	Aceptación de la Calificación de un FSTD por parte de la UAEAC.

- Apéndice A: Contiene los QPS para Simuladores de Vuelo (FFS) de Aviones.
- Apéndice B: Contiene los QPS para Dispositivos Entrenadores de Vuelo de Avión.
- Apéndice C: Contiene los QPS para Simuladores de Vuelo de Helicópteros.

3.3.1.2 Aplicabilidad.

- a) Esta Parte prescribe las normas que regulan la calificación inicial, continuada y el uso de todos los dispositivos de instrucción para simulación de vuelo (FSTD por sus siglas en inglés), utilizados para cumplir con los requisitos de entrenamiento, evaluación y experiencia de vuelo especificados en estos Reglamentos, para certificación o calificación de elementos de la tripulación de vuelo.
- b) Las normas contenidas en esta Parte aplican a toda persona que solicite el uso de un FSTD para cumplir con cualquier requisito de estos Reglamentos.

4. DISEÑO Y ESTRUCTURA DE UNA PLATAFORMA DINÁMICA PARA LA SIMULACIÓN DE VUELO EN UNA AERONAVE BOEING 737 NG

A continuación se describe el proceso, diseño y elementos a partir de los parámetros técnicos que sustentan el desarrollo ingenieril, cuya base de proceso de ingeniería se fundamenta en cálculos, simulaciones, normativa, datos, catálogos, estándares; lo anterior, a partir de una modelación y diseño apoyado por herramientas informáticas y tecnológicas que dimensionen el diseño y estructura ideal de la plataforma dinámica de vuelo, identificando requerimientos de materiales para su implementación final

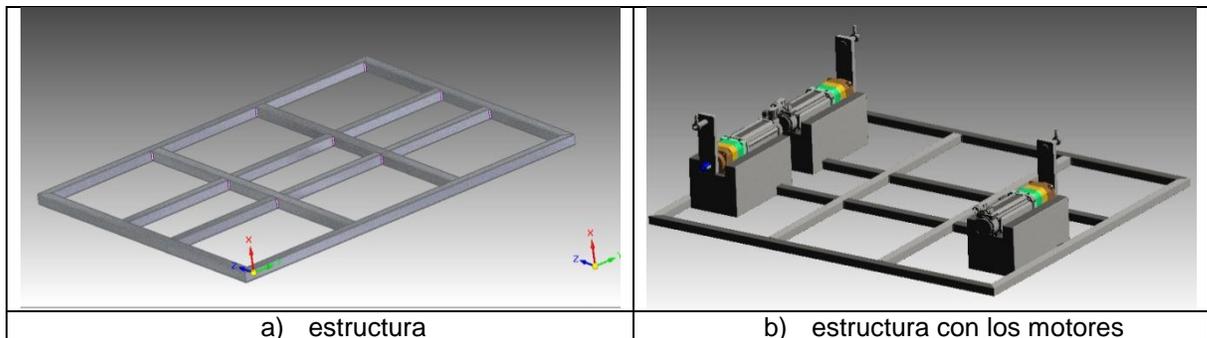
4.1 COMPONENTES DE LA PLATAFORMA

A continuación se describe las piezas y partes que integran el sistema de simulación de vuelo mediante el diseño de la plataforma dinámica para la aeronave Boeing 737 NG

4.1.1 Partes de la plataforma.

4.1.1.1 Estructura inferior. Con el fin de realizar el modelado de la plataforma dinámica se recurrió al programa de *Solid-Edge* para conformar todos sus elementos que configuran la estructura inferior, además se seleccionó en esta línea acero estructural, que se considera un material apto para soportar cargas relativamente altas, y ofrece poco peso si se estima trasladar de lugar junto con las demás parte de la plataforma, los criterios de elección de material se amplían en el capítulo de desarrollo ingenieril (Diseño de estructura).

Figura 10. Estructura Inferior.



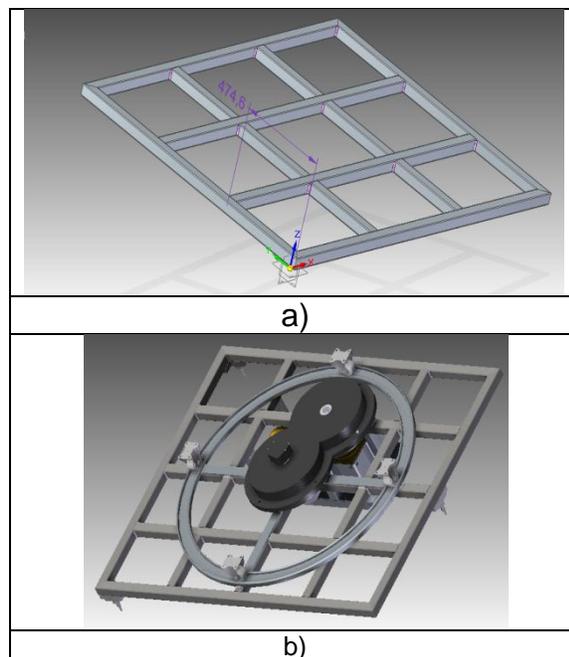
Fuente: Los autores.

4.1.1.2 Estructura superior. Esta pieza estructural se ubica en la parte superior de la plataforma y es la encargada de portar el mecanismo de yaw, el cual hace posible la rotación de la cabina en tal caso; además en ella se conecta los mecanismos de biela-manivela junto con el cardan soldado y con el eje situado en el centro de la plataforma.

En el diseño de esta plataforma se empleó el programa *Solid-edge* para realizar el respectivo modelado para conformar la forma acorde con las necesidades de la plataforma, luego se procedió a realizar la simulación en *Solid-edge* para comprobar su comportamiento, aplicando las cargas a las que estaría sometida, después se suprimió algunos elementos debido a que en zonas específicas presentaba riesgos demasiado críticos que podía llevar a una falla en el material; esta estructura de ser en acero estructural con un espesor en las paredes de 4 mm.

Finalmente se procedió al cálculo de la soldadura con el objetivo de unir cada sección de compones en esta parte de la plataforma, lo anterior, por medio de un análisis a partir de elementos finitos para observar los esfuerzos representados en el análisis y así de esta manera aplicar la cantidad apropiada de soldadura con el objetivo de llevar a cabo una unión adecuada.

Figura 11. *Estructura superior.*



4.1.1.3 Mecanismo de yaw. El mecanismo de yaw debe ir ubicado en la parte superior de la estructura superior, su objetivo es generar el movimiento de yaw con el objetivo de dar la rotación a la cabina hacia los lados, consta de engranaje y ejes, los cuales se describen más adelante.

Figura 12. Ejes del mecanismo de yaw vista 2D.

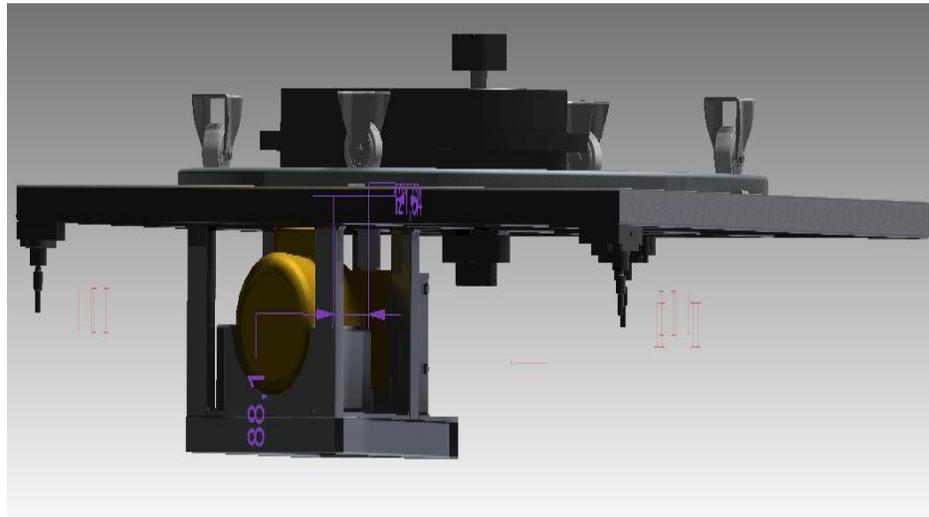
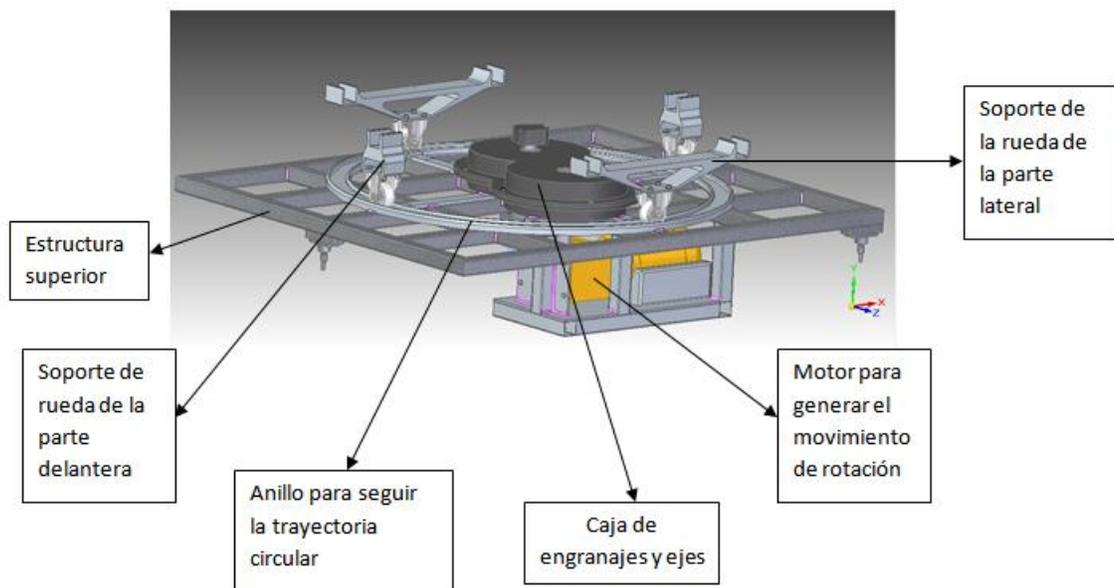


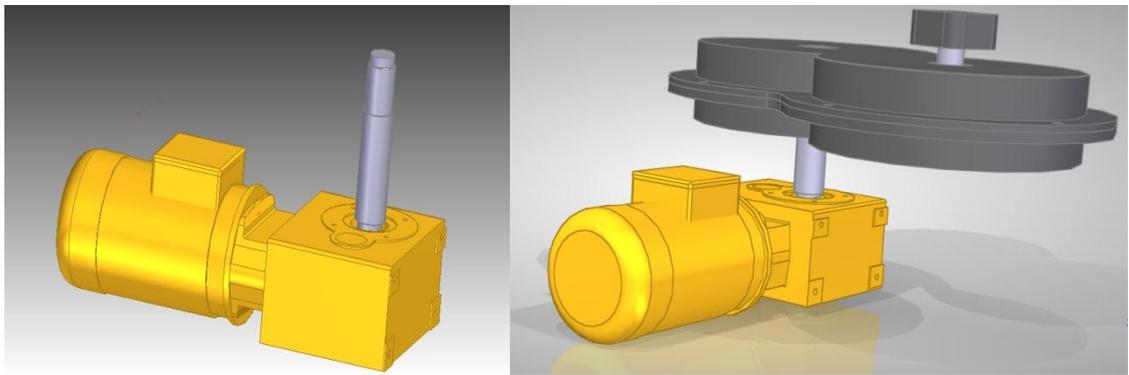
Figura 13. Ejes del mecanismo de yaw 3D.



4.1.1.4 Motor del yaw. El motor que genera el movimiento de yaw va ubicado debajo de la estructura superior por medio de una caja, el objetivo de este motor es generar la potencia necesaria para realizar el movimiento de yaw hacia los lados.

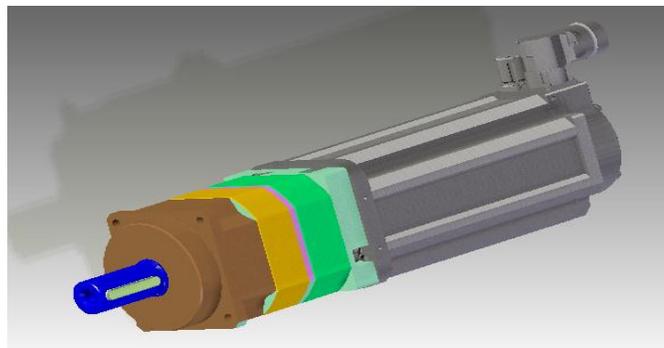
El eje de este motor debe ir conectado directamente en uno de los engranajes para transmitir este movimiento directamente a otro engranaje, y finalmente enviar este movimiento hacia la parte superior por medio del eje del engranaje secundario.

Figura 14. Motor.



4.1.1.5 Motores de la parte inferior. Estos motores deben estar ubicados en la estructura intermedia e ir conectados con las bielas-manivelas, van ubicados en tres zonas de la estructura intermedia, el objetivo de estos motores es realizar los movimientos de pitch y de roll por medio de las bielas-manivelas

Figura 15. Motores de la parte inferior.

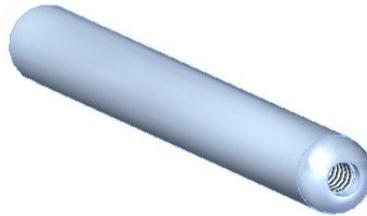


4.1.2 Piezas de la plataforma.

4.1.2.1 Biela. Es el elemento más largo del conjunto biela- manivela debe estar conectada en su parte superior a la estructura superior por medio de un mecanismo de rotula que le permite articularse con mayor libertad y en la parte inferior con la manivela, en total son tres bielas distribuidas en los tres puntos de la estructura superior.

Este elemento se modelo por medio de *Solid-edge* para definir su forma, longitud y su espesor, en el proceso de diseño se procedió a realizar un análisis por pandeo para comprobar si este elemento era apto para trabajar en las condiciones más críticas que se pueden presentar durante el momento de la operación de la plataforma, por lo que el análisis arrojó un resultado satisfactorio.

Figura 16. Biela.



4.1.2.2 Manivela. En el sistema estructural es el elemento más corto del conjunto de biela-manivela, esta sección está conectada en la parte inferior con el motor inferior y en la parte superior con la biela, en total son tres piezas de estas, su función es e transmitir los movimientos hacia la manivela transmitido por el motor.

Este elemento se modelo para definir su forma, longitud y espesor, de acuerdo con el análisis por pandeo que se realizó en la biela, esta pieza también es apta para soportar las cargas críticas en la plataforma, por tener una relación de esbeltez mucho menor.

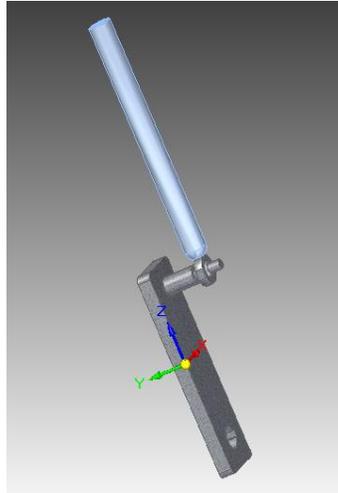
Figura 17. Manivela.



4.1.2.3 Biela-manivela Unidas. El conjunto de biela-manivela forman un solo mecanismo juntas, cuya función principal es la de transmitir los movimientos hacia la estructura superior.

Con la unión de la biela-manivela se dispone de un mecanismo capaz de transmitir los movimientos hacia la estructura superior.

Figura 18. Biela-manivela unidas.



4.1.2.4 Resorte. El resorte debe ir ubicado en la parte central de la plataforma va introducido en un eje que le permite estar en su lugar, sus dos funciones primordiales son la de amortiguar parte del peso proveniente de la parte superior para evitar el pandeo de las bielas-manivelas y la de ayudar al mecanismo de biela-manivela a subir parte de la carga cuando se necesita ejecutar un movimiento donde se necesita elevar un poco la cabina.

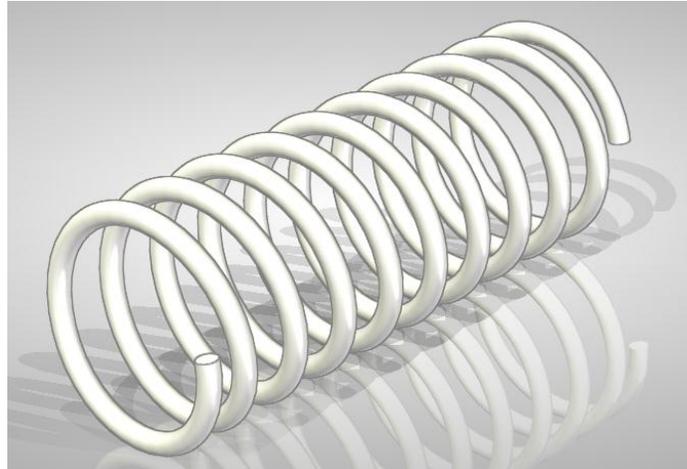
En el diseño del resorte se emplearon ecuaciones de algunas bibliografías relacionadas con el diseño de piezas mecánicas, para este fin se diseñó para definir la capacidad, el diámetro interno, el diámetro exterior y la longitud natural de este elemento.

Después del proceso de diseño se procedió a realizar el modelo por medio de *solid-edge* para conformar el diseño de este elemento.

Después se realizó una simulación con el programa inventor para saber los valores de las deformaciones, por lo que no arrojó datos favorables, lo cual obligo a realizar un rediseño del resorte.

Finalmente con el rediseño con el resorte se obtuvieron mejores resultados de la operación del resorte en la plataforma.

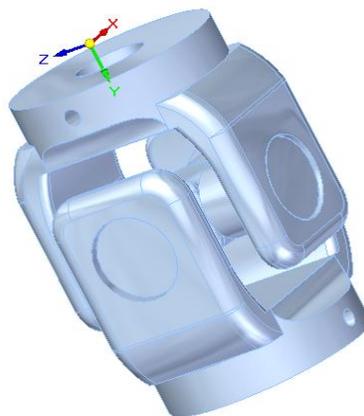
Figura 19. Resorte.



4.1.2.5 Cardan. El cardan es el encargado de darle libertad de movilidad a la estructura superior y a la vez de darle coordinación para generar los movimientos de pitch y de roll, además facilita con precisión ejecutar estos movimientos.

El cardan está ubicado en el centro de la estructura superior, soldado por medio de una brida en la parte superior, y en la parte inferior va soldado el eje donde también está el resorte.

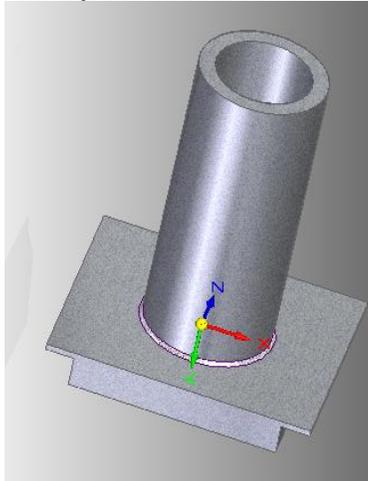
Figura 20. Cardan.



4.1.2.6 Cilindro que sostiene eje del resorte. Este cilindro está ubicado en la parte inferior de la estructura inferior, tal pieza va soldada, su función es la de fijar el resorte por medio de un piso que se encuentra en el interior de esta pieza con el objetivo de que el resorte pueda amortiguar a la perfección todo el peso proveniente de la parte superior, además la otra función de esta pieza es la de

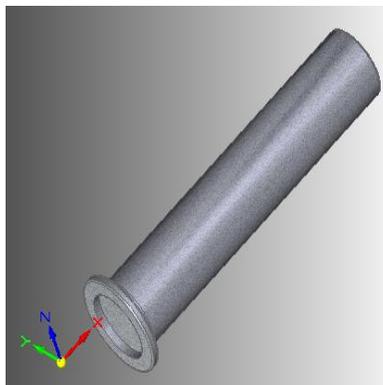
permitir al eje de deslizarse hacia arriba y hacia abajo cuando se requiere realizar una inclinación de la parte superior o simplemente bajar o subir la parte superior.

Figura 21. Cilindro que sostiene eje del resorte.



4.1.2.7 Eje central. El eje consta de un cilindro que va ubicado en la parte central de la plataforma en medio de las dos estructuras. Este eje en la parte superior va soldado con el cardan; y en la parte inferior, no está sujeto con ningún elemento porque va introducido en el cilindro que va ubicado en la estructura inferior, la función de este eje es deslizarse hacia arriba y hacia abajo para que la parte superior de la estructura pueda bajar o subir un poco, otra función es introducir el resorte con el objetivo que no se salga de su lugar.

Figura 22. Eje central.

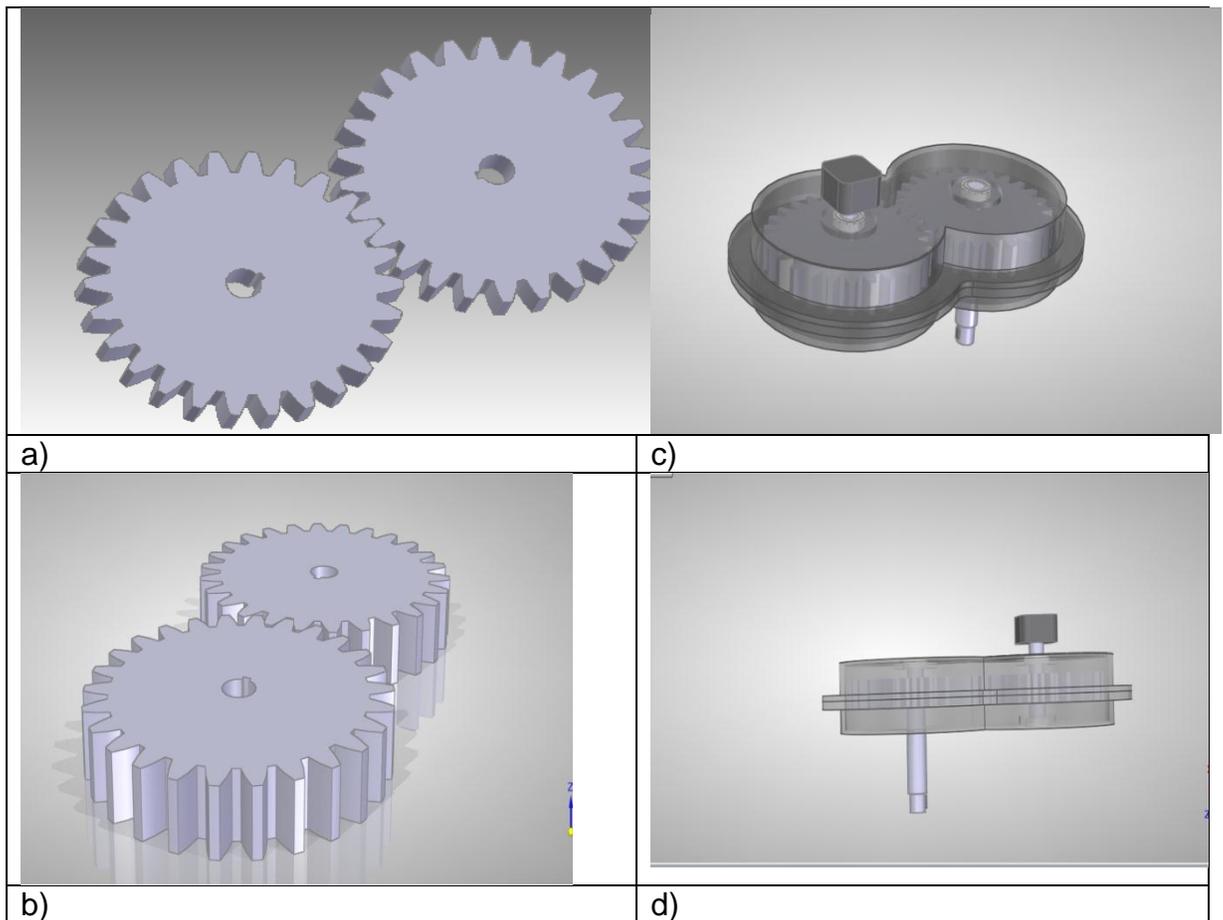


4.1.2.8 Engranajes de mecanismo de yaw. Para transmitir la potencia del motor hacia la parte superior se dispone de 2 engranajes con el objetivo de vencer la inercia de la cabina, estos engranajes se sitúan dentro del mecanismo yaw el cual hace parte de este mecanismo (ver diseño de engranajes, capítulo desarrollo ingenieril numeral 3.6.3).

Para el diseño de estos elementos se recurre a ecuaciones obtenidas por las bibliografías relacionadas con el diseño de elementos mecánicos, con el propósito de hallar parámetros como paso circular del engrane, cabeza del diente, diámetro de cabeza, etc.

El diseño de estos elementos se realiza con el objetivo de conocer mejor las especificaciones que deben tener estas piezas y a la vez de que se desempeña de una mejor manera al trabajo que deben realizar.

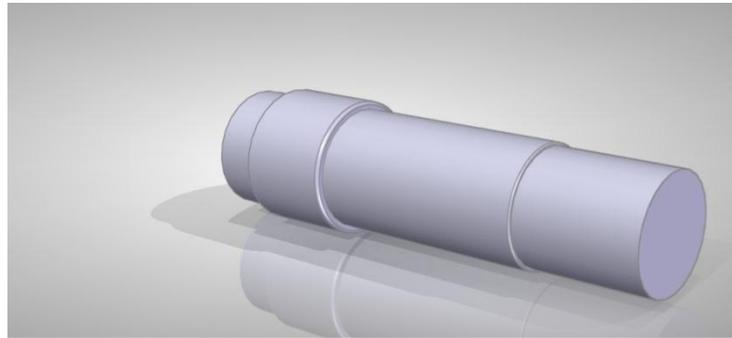
Figura 23. Engranajes de mecanismo de yaw.



4.1.2.9 Ejes del mecanismo de yaw. Este mecanismo en su interior dispone de dos ejes, el primero corresponde al eje que va unido al motor y el segundo es el eje de la caja encargado de mover los 800 kg que es el peso total de la cabina junto con lo que porta en su interior ver diseño de ejes, capítulo desarrollo ingenieril numeral 4.8 diseño de ejes).

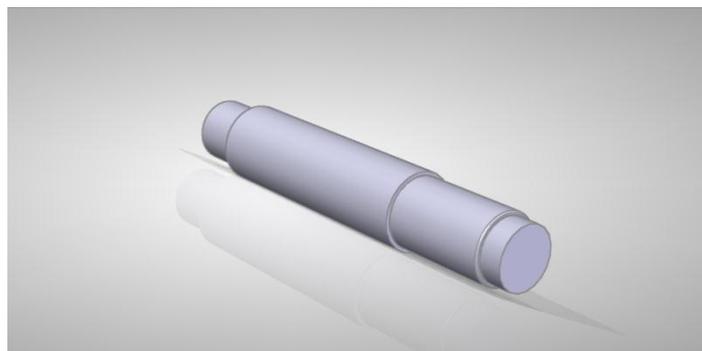
- **Eje de la caja del mecanismo de yaw.** Este eje es el responsable de transmitir el movimiento de yaw hacia el piso de la cabina, de esta manera se logra el movimiento de rotación hacia los lados, este eje va introducido en medio de uno de los engranes, con el objetivo de recibir el movimiento procedente del otro engrane para generar este movimiento.

Figura 24. Eje de la caja del mecanismo de yaw



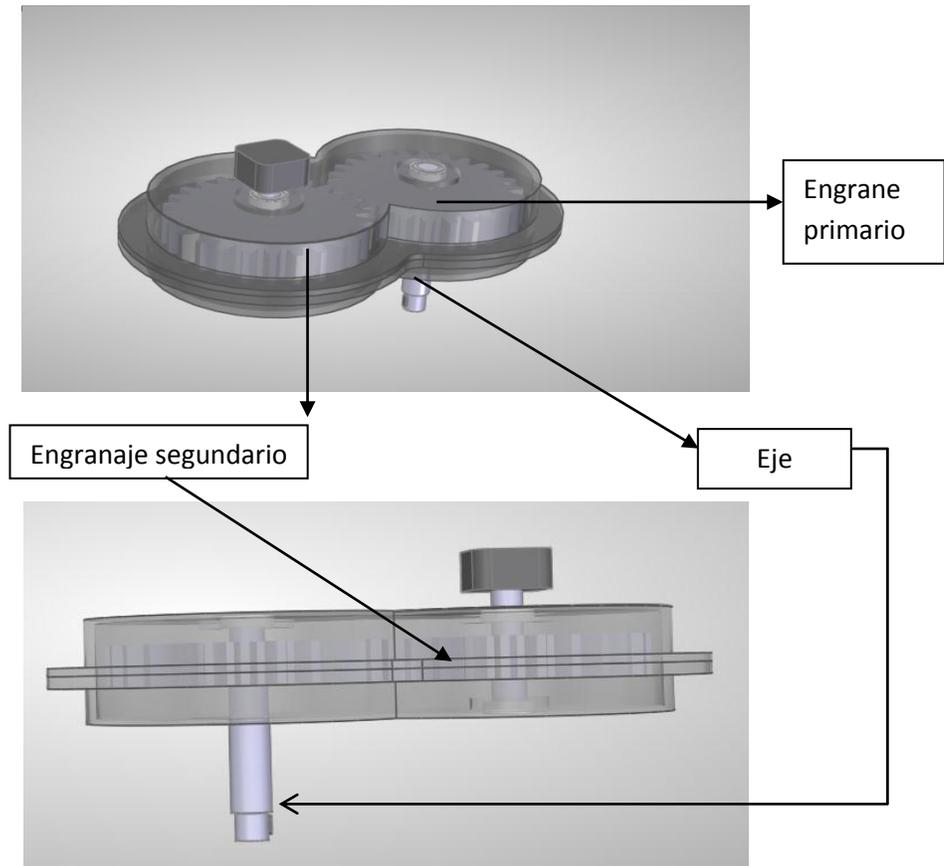
- **Eje del motor del mecanismo de yaw.** Este eje es el encargado de transmitir el movimiento hacia uno de los engranes de este mecanismo, este eje está sujeto en el motor que es el responsable de realizar la generación de rotación en este mecanismo.

Figura 25. Eje del motor del mecanismo de yaw.



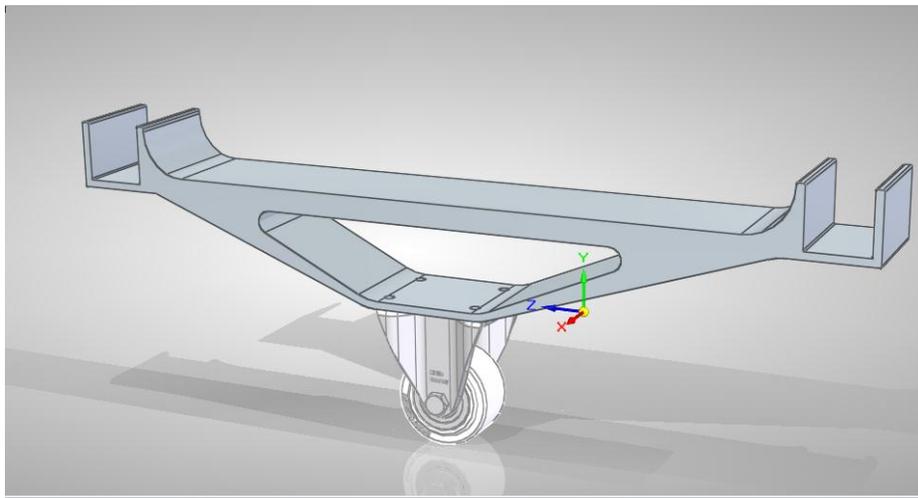
- **Caja de engranajes.** Tal caja es la encargada de alojar todos las piezas encargadas de generar el movimiento *yaw* (engranajes y los ejes) estas piezas se encuentran en el interior de la caja con el objetivo de mantener en su lugar dichas piezas y posibilitar el movimiento requerido.

Figura 26. Caja de engranajes.



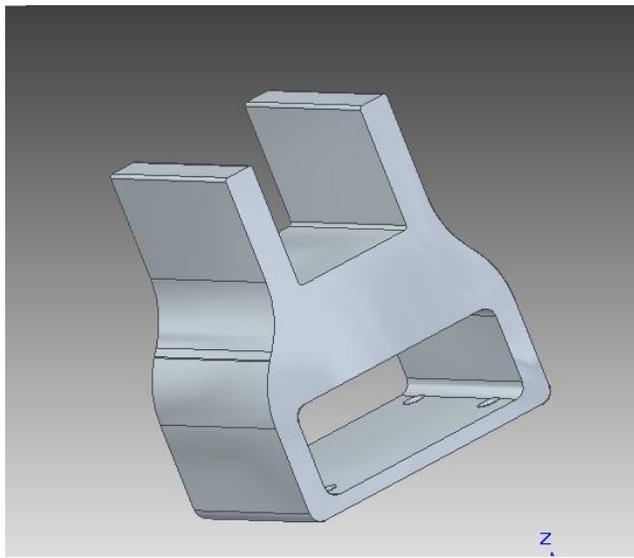
4.1.2.10. Soporte de las ruedas de la parte lateral del mecanismo *Yaw*. Este soporte es el encargado de sujetar las ruedas que ayudan a realizar el movimiento hacia los lados, estos soportes son de mayor tamaño que los de la parte delantera y trasera debido a que hacia los lados se concentra la mayor parte de peso y el objetivo es que estos soportes puedan resistir toda la carga que se concentra en estas zonas del mecanismo, además los soportes tienen un mayor tamaño debido a que se presenta una mayor longitud en el piso de la cabina hacia los lados.

Figura 27. Soporte de las ruedas de la parte lateral del mecanismo Yaw.



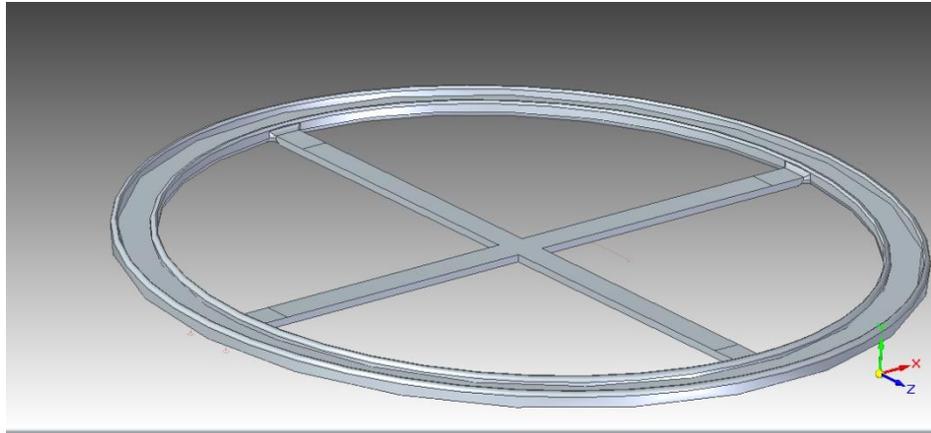
4.1.2.11 Soporte de las ruedas de la parte delantera y trasera del mecanismo yaw. Estos soportes van ubicados en la parte de adelante y de atrás del mecanismo, son de menor tamaño que los soportes laterales, debido a que en estas partes del mecanismo se concentra menos peso que a los lados, además en esta zona se tienen una menor longitud del piso de la cabina respecto a la parte lateral.

Figura 28. Soporte de las ruedas de la parte delantera y trasera del mecanismo yaw.



4.1.2.12 Anillo del mecanismo de yaw. En la parte inferior de este mecanismo va sujeto un anillo que posee una ranura y sirve como guía de las ruedas para generar el movimiento de yaw sin que se presente el inconveniente de salirse de su trayectoria o poner en riesgo que la mayor parte del mecanismo se desajuste; este anillo permite que las ruedas giren sobre su propio eje constantemente cuando se presenta la ejecución del movimiento.

Figura 29. Disco del mecanismo de yaw.



4.3 DISEÑO ASISTIDO POR COMPUTADOR

Con el fin de hacer posible el diseño de la plataforma se acudió al uso de programas especiales para cada uno de los desarrollos para realizar el respectivo diseño mecánico de la plataforma.

La parte que más predomina en todo proyecto de ingeniería es la parte del diseño asistido por computadora (CAD) el cual comprende una gama de software que hace posible la modelación y el posterior análisis de cada una de las piezas involucradas en la máquina.

4.3.1 Modelación. Para explicación del diseño por medio de bocetos y para obtener los diferentes planos que compone la plataforma dinámica es necesario emplear software que permita crear imágenes en 3D y desarrollar los planos siguiendo con las respectivas normas internacionales sobre dibujo de ingeniería en cuanto presentación se trata.

4.3.1.1 Diseño de partes de la plataforma por medio de solid-edge. Este software es muy importante para poder desarrollar cada una de las partes de la plataforma, además por medio de este programa se puede generar un ensamble

general de toda la plataforma permitiendo de esta manera identificar cada una de las piezas que están presentes en la máquina, en este caso la plataforma.

En el objetivo de hacer posible los procedimientos descritos, es necesario planear primero lo que se va a diseñar, ello con el objetivo de conocer medidas, geometrías de las diferentes piezas e incluso el material, ya que este programa permite la introducción de los materiales específicos presentes en la plataforma.

- **Mecanismos:** Los mecanismo que comprenden son la biela-manivela, el mecanismo de yaw, el cardan y las rotulas.
- **Estructuras:** Las estructuras que existen en la plataforma son: Estructura superior y estructura inferior.
- **Resorte.**
- **Descargue de los motores de los catálogos de las páginas web.** Para ser posible la obtención de los bocetos y los planos con las principales características de los motores es necesario tener el software para poder descargas estos dispositivos vía web, el cual están montados en un archivo que solo es posible descargar en software de este tipo.
- **Piezas mecánicas:** Las piezas mecánicas son aquellas piezas que componen algunas partes de la plataforma y algunos mecanismos de esta, las piezas son las siguientes: (Engranés, ejes, cuñas, soportes, ruedas y cilindro).

4.3.2 Simulación a partir de Ansys e Inventor. En el propósito de comprobar si un material es apto para resistir las diferentes cargas a que va estar sometido o si una estructura es la adecuada para realizar un determinado trabajo, es necesario realizar una simulación por medio de software que tiene esta especialidad de poder desarrollar simulaciones que permita saber con exactitud la compatibilidad de un material con los esfuerzos que se le aplica.

En la simulación se emplean software como *Ansys* o *inventor*, sin embargo *solid-edge* también tiene la capacidad de realizar esta clase de simulaciones; es preferible la utilización de los dos primeros para evitar errores considerables.

- **Piezas simuladas en el proyecto.** Ciertas partes de la plataforma se simulan por medio de *Ansys* e *inventor*, tal es el caso de las siguientes partes: estructura superior y Resorte.

4.3.3 Cálculos y análisis.

4.3.3.1 Análisis cinemático por medio de MATLAB. Otro de los software que se emplean para realizar los respectivos cálculos es Matlab, gracias a este programa se realiza tareas donde existe gran complejidad para realizar los diferentes cálculos que se involucran en un desarrollo ingenieril.

Para poder realizar el análisis cinemático fue posible contar con la aplicación de este programa para evitar cualquier error que se presente durante los cálculos, además hay un ahorro de tiempo para poder realizar este procedimiento tan complejo y así de esta manera obtener los valores de aceleración y velocidad que son de suma importancia para complementarlos en el diseño de la plataforma.

4.3.3.2 Simulink. Por medio de esta aplicación que hace parte de Matlab se emplea para conocer el comportamiento del resorte cuando se aplica los diferentes parámetros presentes en el diseño, con el propósito de saber con exactitud si algunos de los elementos que componen la plataforma es apto para emplearlo en la tarea específica que debe cumplir.

En este caso el sistema de resorte masa se aplica a esta parte del software para saber si este sistema es estable o inestable y así de esta manera decidir que elemento utilizar en esta parte de la plataforma.

4.3.3.3 Excel. Este software también representó un papel fundamental para el diseño de algunos elementos de la plataforma, especialmente el resorte donde hubo inicialmente un diseño con los parámetros del primer documento antes de las correcciones y posteriormente un rediseño del resorte para que este elemento fuera más confiable para emplearlo en la plataforma.

Por medio de las hojas de cálculo de Excel fue posible obtener datos importantes para la aplicación en la plataforma.

4.3.3.4 Cálculos hechos a mano. El resto de los cálculos en este proyecto ya es mano debido a que no hay tanta complejidad en el manejo de ciertas formulas y procedimientos tal es el caso de los siguientes:

- **Pandeo.** El cálculo de pandeo se utiliza para determinar si las bielas-manivelas son aptas para resistir la carga crítica cuando se está ejecutando cada uno de los movimientos de la plataforma, así de esta manera permita saber si el material corre el peligro de sufrir falla y desencadenar la fractura del mismo.
- **Calculo de fuerzas de la estructura superior.** Los cálculos de las fuerzas de la estructura superior son fundamentales para obtener el valor de estas

fuerzas, con el objetivo de incluirlas tanto en el análisis dinámico como para los demás cálculos

- **Selección de los motores de la parte inferior.** Para la selección de los motores de la parte inferior fue necesario realizar cálculos de hallar la potencia del motor, después se hallan las fuerza axial, fuerza tangencial y finalmente el torque, con estos cálculos es posible seleccionar el motor.
- **Selección del motor de yaw.** Al igual que el motor de la parte inferior, el motor de yaw se halló por medio de cálculos que permitió hallar su torque y de esta forma seleccionarlo según su capacidad para ejecutar el movimiento de yaw.
- **diseño de engranes rectos.** En el diseño de los engranajes se realizaron una serie de cálculos comenzando con la selección del material, datos del engrane, parámetros geométricos, esfuerzo de flexión, esfuerzo de contacto, esfuerzo de flexión permisible, factor de seguridad a flexión, esfuerzo de contacto permisible y factor de seguridad a contacto.
- **Calculo de chavetas.** Las chavetas al igual que otras piezas se diseñaron para conocer con exactitud las especificaciones que debían tener con el propósito de un mejor desempeño para sostener los engranes con los ejes.
- En estas piezas se le selecciono el material, se tomaron los diferentes datos a que iba estar sometida la chaveta, se le calculo el torque, se calculó la fuerza, el factor de seguridad y finalmente se calculó la cizalla por aplastamiento.

4.3.3 Obtención de planos. Finalmente para la obtención de planos fue posible por medio del software Solid-edge, donde se obtuvieron con las normas establecidas para la presentación de estos, en estos planos está indicado las medidas, los acabados, las partes, en algunos planos se tiene un cuadro donde se indican las partes de algunos de los elementos de la plataforma.

Además en los planos están las determinadas cotas para la indicación de las respectivas medidas, en el software está los planos de todos los elementos de la plataforma, para mayor detalle ver anexo de los planos.

4.4 CABINA

4.4.1 Especificaciones técnicas de la cabina para el simulador diseñado. La cabina tiene las medidas de un Boeing 737 ng cumplimiento con la reglamentación RAC (Reglamento Aeronáutico Colombiano) y la FAA (Federal Aviation Administration).

Figura 30. Cabina vista lateral.

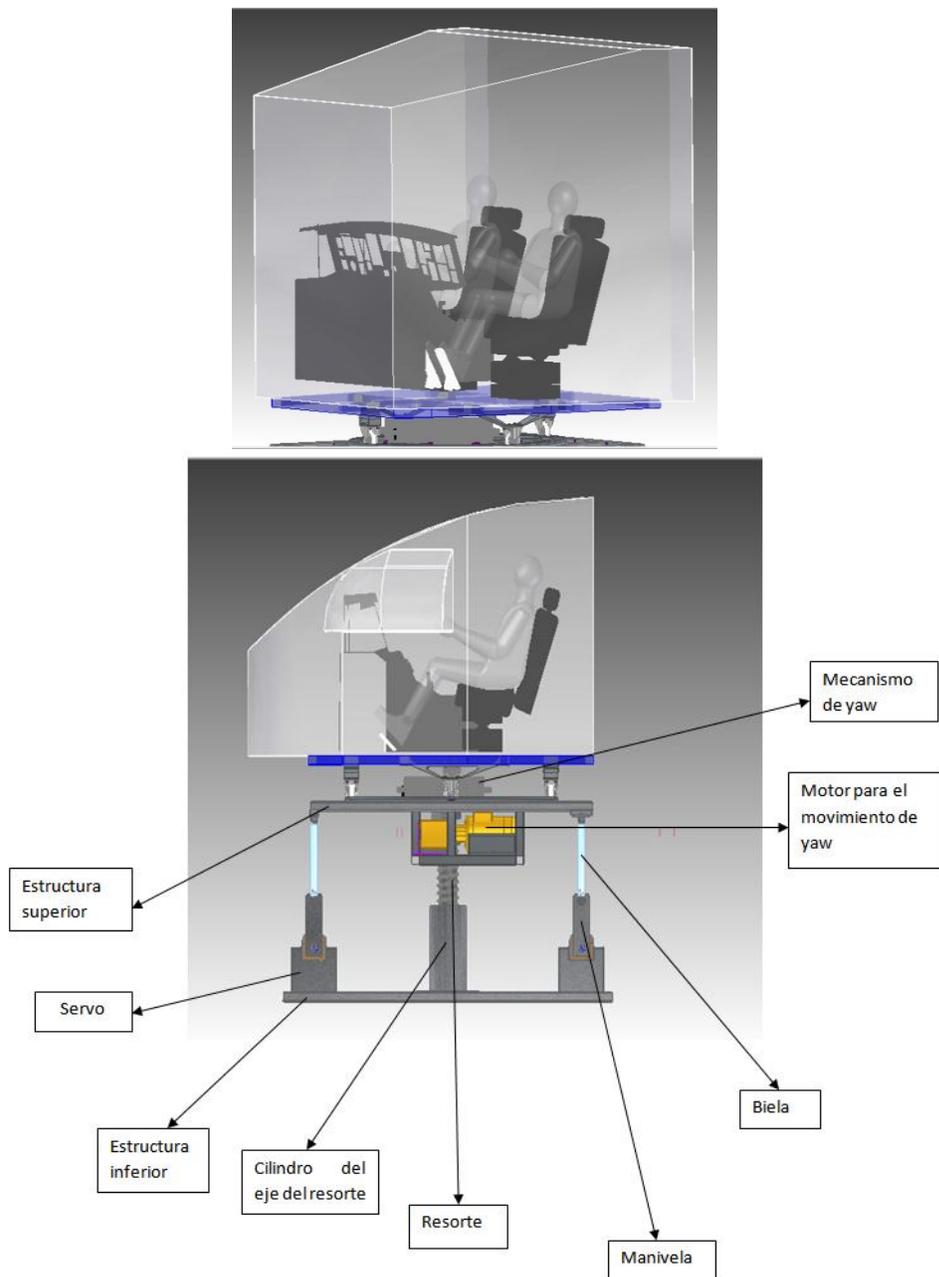
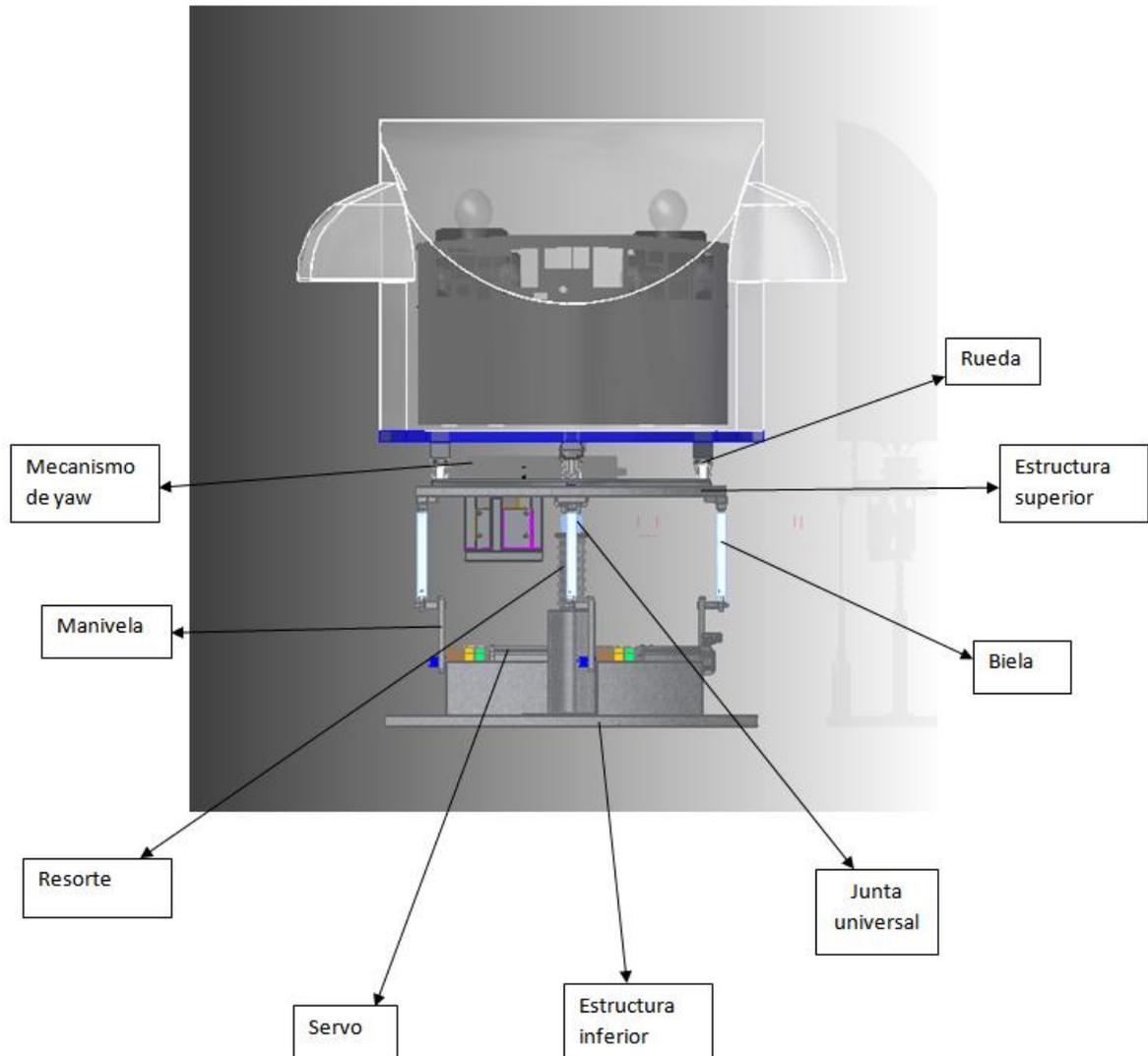


Figura 31. Cabina vista posterior.



4.4.2 Configuración de la cabina. Para propósitos del simulador, la cabina de vuelo consta de todo el espacio delante de una sección transversal del fuselaje en el punto posterior más extremo, establecido en los asientos de los pilotos, incluidas las adicionales, estaciones requeridas para los elementos de la tripulación y aquellos mamparos requeridos detrás de los asientos de los pilotos. A manera de información, los mamparos que contengan compartimentos para el almacenaje de elementos tales como pines para el tren de aterrizaje, hachas, extintores, bombillos de repuesto y bolsillos para los documentos del avión, no se consideran esenciales y pueden ser omitidos³⁰.

³⁰ Dato tomado de la tabla A1A de la parte vigesimocuarta del RAC número 1, relacionado con la configuración de la cabina

4.4.3 Sistema de movimiento. El simulador debe tener un sistema de movimiento (fuerza), señales perceptibles al piloto que sean representativas del movimiento del avión.

El simulador debe tener un sistema de movimiento (señales de fuerza) con un mínimo de tres grados de libre rotación (al menos cabeceo, alabeo y ascenso)³¹.

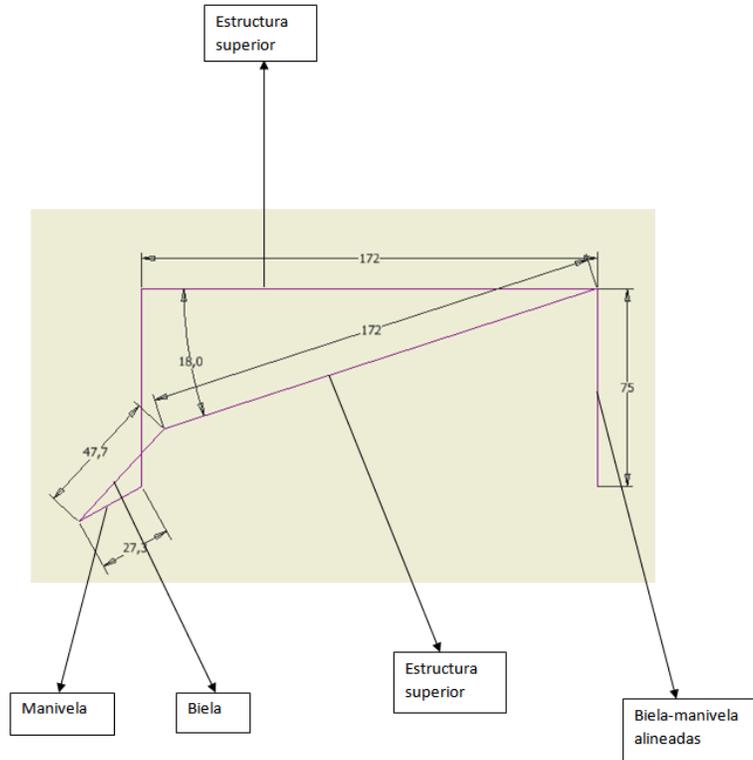
4.5 DESARROLLO INGENIERIL

4.5.1 Estructura. El siguiente capítulo se constituye en un informe ingenieril que describe las condiciones cinemáticas y sus implicaciones dinámicas del proyecto caso de estudio. Los esquemas incluidos están basados en los planos suministrados en este documento. Se hacen notas para los siguientes puntos y/o decisiones de diseño para dar claridad a los alcances del mismo.

- 1) Se continuarán empleando (3) tres mecanismos del tipo Biela-Manivela.
 - a. Se realizó un rediseño, incluyendo en el mismo plano todos los motores. Se debe notar que este cambio implica una emulación ya sea del movimiento de PITCH o del movimiento de YAW. Esto último se logra moviendo la cabina (90°) noventa grados respecto a la línea de visión del sujeto de pruebas. Se debe anotar que este cambio y simplificación es vital; garantiza y justifica el empleo de los mecanismos de biela manivela.
- 2) Considerando lo anterior. Se modeló el movimiento de PITCH, considerando a la manivela solitaria como estática. De esta forma se considera este arreglo mecánico como un mecanismo de (4) barras, donde la estructura es el balancín del mecanismo. Así finalmente se pueden plantear ecuaciones de desplazamiento velocidad y aceleración:

³¹ Dato tomado de la tabla A1A de la parte vigesimocuarta del RAC número 5, sección 5.a y 5.b relacionado con el sistema de movimiento, esta información hace referencia a los simuladores nivel

Figura 32. Representación de la plataforma en movimiento.



La figura anterior representa la plataforma dinámica realizando el movimiento de roll con el grado de inclinación que corresponde a la aeronave seleccionada, como se representa en esta “la biela-manivela” que se encuentra en el lado derecho están alineadas, mientras la biela-manivela del lado izquierdo se encuentran articuladas, la línea que se encuentra en la parte superior corresponde a la estructura superior. Este esquema representa a la plataforma realizando el movimiento de roll por medio de una recreación de movimiento por medio de *Matlab* para conocer el comportamiento de la plataforma con los respectivos parámetros que debe tener a la hora de realizar este tipo de movimiento

Fórmula 6. Ecuaciones empleadas en *Matlab*.

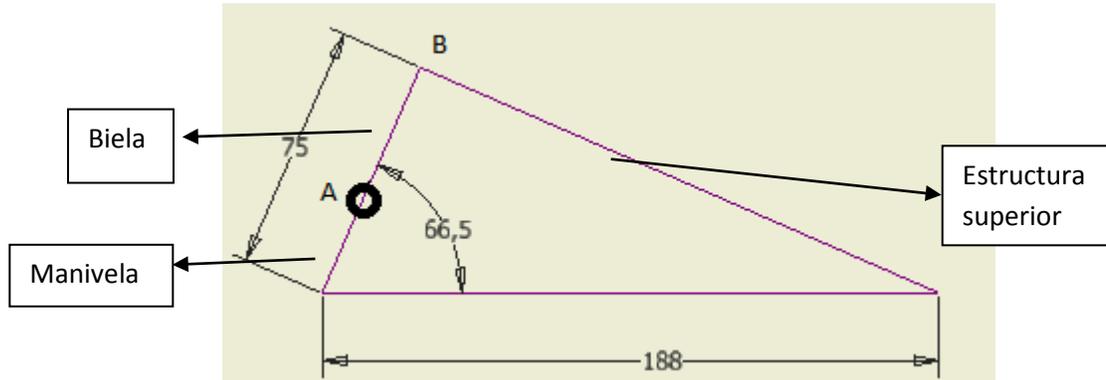
- $273\text{sen}\theta' + 477\text{sen}\phi' = 750 - 1725\text{sen}(\beta - 156.5)$
- $273\text{cos}\theta' + 477\text{cos}\phi' = 1725(1 - \text{cos}(\beta - 156.5))$
- $r_{aw}\text{cos}\theta' = r_{bw}\text{cos}(\beta) + r_{abw}\text{cos}\phi'$ Ecuaciones de velocidad de las juntas
- $r_{aw}\text{sen}\theta' = r_{bw}\text{sen}(\beta) + r_{abw}\text{sen}\phi'$
- $r_{aw}^2\text{cos}\theta' = r_{ab}\text{sen}(\beta) + r_{bw}^2\text{cos}(\beta) + r_{abw}\text{sen}\phi' + r_{abw}^2\text{cos}\phi'$
- $r_{aw}^2\text{sen}\theta' = r_{ab}\text{cos}(\beta) + r_{bw}^2\text{sen}(\beta) + r_{abw}\text{cos}\phi' + r_{abw}^2\text{sen}\phi'$

Las anteriores ecuaciones, corresponden a las expresiones de desplazamiento, velocidad y aceleración de la estructura para la realización del movimiento PITCH, luego del giro de la cabina en un ángulo de 90° . Las ecuaciones c y d corresponden a las expresiones de velocidad en las juntas. Los ángulos θ' y ϕ' corresponden a los ángulos de inclinación de las manivelas del mecanismo de giro respecto a la horizontal, por ello las expresiones implican funciones trigonométricas que permiten que los cálculos se puedan realizar en un sistema de referencia de coordenadas x, y z. Las expresiones además se basan en que las longitudes totales entre los mecanismos son iguales, es decir que no hay un desplazamiento total entre los dos puntos de apoyo de los mecanismos biela manivela que intervienen en este movimiento.

En cuanto a las ecuaciones c y d, además se puede notar que corresponden a expresiones de velocidad angular por radio, lo que corresponde a velocidades tangenciales en puntos específicos, los términos que terminan con w, son los correspondientes a velocidades angulares de las manivelas, ya que esta se considera de cierta manera constante. Es por ello que las expresiones no contemplan un cambio de la velocidad angular, lo cual se traduce en que no existe una aceleración tangencial en estas expresiones de movimiento e y f. Es decir, que los términos que aparecen son de aceleración radial. Con el uso de estas expresiones, se puede determinar la posición, velocidad y aceleración de los puntos de interés en cada uno de los instantes de movimiento, lo que finalmente se traduce en que con los valores de aceleración y teniendo en cuenta la masa de la estructura, se tienen los valores de fuerza debido al movimiento de la plataforma.

- 3) Se realizó un programa en MATLAB – cuyo proceso para el mismo se anexa el código del programa- con dichas ecuaciones, se obtuvieron datos importantes respecto a las fuerzas de inercia, aceleraciones y velocidades. Para esto se giró el sistema de referencia (23.5) treinta y tres, punto cinco grados.

Figura 33. Movimiento de Pitch en animación Matlab.



La anterior figura representa a la plataforma realizando el movimiento de pitch por medio de una recreación hecha por medio del programa de *Matlab*, el cual en este movimiento se introduce los respectivos parámetros de debe haber a la hora de realizar este movimientos

Tabla 3. Momentos de inercia.

X[mm]\t[s]	0,5	1	1,5	2	2,5	3	3,5	4	4,5	5
AM	66,52	88,18	97,43	104,72	111,04	116,76	122,08	127,12	131,97	136,69
AB	66,51	54,28	49,28	45,48	42,30	39,53	37,05	34,80	32,75	30,85
BAL	0,00	1,00	2,00	3,00	4,00	5,00	6,00	7,00	8,00	9,00
AM	141,33	145,95	150,59	155,33	160,23	165,44	171,15	177,76	186,26	
AB	29,12	27,53	26,10	24,84	23,78	22,99	22,57	22,77	24,14	
BAL	10,00	11,00	12,00	13,00	14,00	15,00	16,00	17,00	18,00	

La anterior tabla es el compilado de los valores de posición de los elementos de la plataforma luego de haber girado un ángulo de 33,5 grados respecto a la posición inicial, para un análisis más simple del movimiento. Es decir es el análisis correspondiente al proceso de inclinación de la plataforma en un ángulo de 18°, simulando el proceso de despegue de la aeronave.

Según lo anterior, la mayor dimensión que se muestra en la figura corresponde a la longitud de la plataforma de vuelo, el punto resaltado como (A) es el pivote del mecanismo biela-manivela con el que se realiza el movimiento, el elemento que se muestra con la dimensión de 75 corresponde a la altura a la cual se encuentra la plataforma. (AM, AB, BAL, AM, AB, BAL) son cada uno de los puntos de la plataforma en esta simplificación que se realiza para su representación, A es el pivote, como ya se mencionaba, B el punto extremo de uno de los mecanismos y (L y M) son puntos sobre la plataforma como tal, es decir son los puntos de unión de los mecanismos biela-manivela con la plataforma de vuelo. Las unidades de la anterior tabla son mm ya que son valores de desplazamiento, los valores se

tabulan cada 0,5 segundos, ya que se contempla una duración total del movimiento de 5 segundos para barrer el ángulo de 18° correspondiente al ángulo de inclinación para el despegue

La siguiente tabla representa valores obtenidos por medio de Matlab que representa las velocidades en cada uno de los puntos de la plataforma.

Tabla 4. Velocidades para los puntos de apoyo en la plataforma.

V[mm/s]\t[s]	0,5	1	1,5	2	2,5	3	3,5	4	4,5	5
VBX	-0,01	-25,14	-33,16	-37,80	-40,49	-41,85	-42,19	-41,72	-40,57	-38,85
VBY	-0,02	-60,67	-84,14	101,03	114,27	124,99	133,71	140,72	146,16	150,07
VABX	105,15	-89,46	-80,53	-73,10	-66,53	-60,54	-54,97	-49,72	-44,69	-39,82
VABY	45,71	64,33	69,33	71,90	73,12	73,38	72,83	71,53	69,50	66,65
VAX	105,16	114,60	113,70	110,90	107,02	102,39	-97,16	-91,43	-85,26	-78,66
VAY	45,69	3,66	-14,82	-29,13	-41,15	-51,61	-60,88	-69,19	-76,67	-83,42
VBX	-36,62	-33,96	-30,91	-27,50	-23,79	-19,80	-15,60	-11,24	-6,84	
VBY	152,41	153,04	151,75	148,22	141,96	132,30	118,27	-98,50	-70,86	
VABX	-35,03	-30,26	-25,41	-20,38	-15,01	-9,05	-2,07	6,74	19,32	
VABY	62,89	58,05	51,88	44,04	34,07	21,33	4,98	-16,07	-43,12	
VAX	-71,65	-64,22	-56,32	-47,89	-38,80	-28,85	-17,67	-4,50	12,48	
VAY	-89,51	-94,99	-99,88	104,18	107,90	110,97	113,29	114,57	113,98	

La anterior tabla es el compilado de los valores de velocidad de los elementos de la plataforma luego de haber girado un ángulo de 33,5 grados respecto a la posición inicial, para un análisis más simple del movimiento. Es decir es el análisis correspondiente el proceso de inclinación de la plataforma en un ángulo de 18°, simulando el proceso de despegue de la aeronave. En lo anterior, la mayor dimensión que se muestra en la figura corresponde a la longitud de la plataforma de vuelo, el punto resaltado como A es el pivote del mecanismo biela-manivela con el que se realiza el movimiento, el elemento que se muestra con la dimensión de 75 corresponde a la altura a la cual se encuentra la plataforma (VB, VAB y VB) son las velocidades en los puntos A y B y la velocidad relativa de A respecto a B en el mecanismo biela- manivela, las terminaciones en x o y corresponden precisamente a la velocidad en alguna de estas dos direcciones del plano cartesiano. Las unidades de la anterior tabla son mm/s ya que son valores de desplazamiento, los valores se tabulan cada 0,5 segundos, ya que se contempla una duración total del movimiento de 5 segundos para barrer el ángulo de 18° correspondiente al ángulo de inclinación para el despegue.

La tabla 5 y 6 representan los valores obtenidos en Matlab sobre las diferentes aceleraciones que ocurren en cada punto de la plataforma

Tabla 5. Valores obtenidos en Matlab (1).

A[mm/s ²]\t[s]	0,5	1	1,5	2	2,5	3	3,5	4	4,5	5
AtBX	-5,61	10,99	12,63	13,54	14,06	14,33	14,42	14,37	14,21	-13,96
AtBY	12,89	26,53	32,05	36,20	39,68	42,80	45,70	48,48	51,21	-53,93
AcBX	0,00	2,31	4,41	6,32	8,03	9,55	10,87	11,97	12,85	13,49
AcBY	0,00	-0,96	-1,74	-2,36	-2,85	-3,20	-3,43	-3,55	-3,57	-3,49
AtABX	13,81	-0,02	-4,62	-7,83	10,34	12,43	14,22	15,78	17,17	-18,44
AtABY	-6,00	0,01	3,98	7,70	11,37	15,06	18,83	22,70	26,71	30,87
AcABX	10,99	14,86	15,44	15,46	15,15	14,63	13,93	13,06	12,04	-10,85
AcABY	25,28	20,66	17,94	15,71	13,79	12,07	10,52	-9,08	-7,74	-6,48

Tabla 6. Valores obtenidos en Matlab (2).

A[mm/s ²]\t[s]	0,5	1	1,5	2	2,5	3	3,5	4	4,5
AtBX	13,62	13,21	12,72	12,17	11,55	10,87	10,14	-9,30	-8,13
AtBY	56,70	59,53	62,47	65,58	68,92	72,64	76,86	81,43	84,24
AcBX	13,85	13,91	13,62	12,95	11,85	10,26	8,18	5,66	2,92
AcBY	-3,33	-3,09	-2,77	-2,40	-1,99	-1,54	-1,08	-0,65	-0,28
AtABX	19,61	20,74	21,88	23,11	24,58	26,51	29,32	33,75	41,09
AtABY	35,22	39,80	44,67	49,94	55,78	62,49	70,54	80,43	91,68
AcABX	-9,49	-7,97	-6,28	-4,48	-2,66	-1,04	-0,06	-0,59	-4,27
AcABY	-5,29	-4,15	-3,08	-2,07	-1,17	-0,44	-0,02	-0,25	-1,91

Las tablas 5 y 6 corresponden a valores de aceleración cada 0,5 segundos en un periodo total de 5 segundos para obtener un ángulo de inclinación de 18° correspondientes al proceso de despegue de la aeronave. Los valores de aceleración se muestran para el punto B, para con su magnitud poder determinar valores de fuerza debido a la inercia de los elementos de la plataforma. Las terminaciones x y y corresponden a la dirección en la cual se mide dicha aceleración.

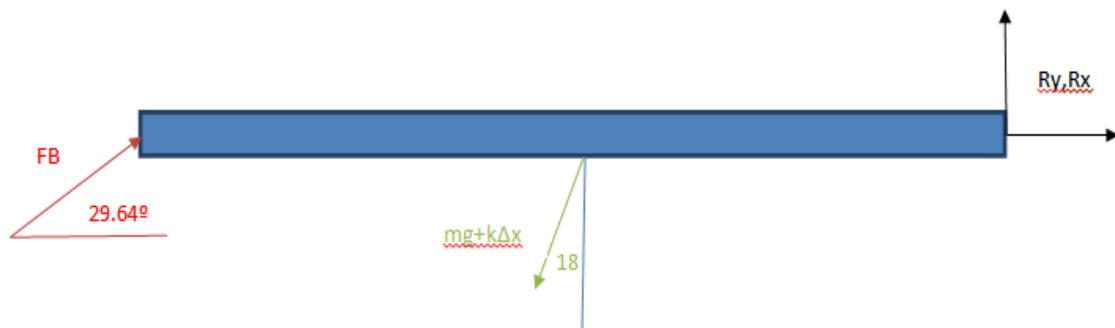
Las unidades están dadas en milímetros y para la longitud y segundos en tiempo. De las tablas 2 a la 5 se puede tomar como requerimiento un motor de 4 rpm para contar con el requerimiento de cubrir en 5s los 18 grados del balancín.

Al inicio de esta propuesta, se planteaba la necesidad de diseñar una reducción que pudiera generar los movimientos en la velocidad en que debe ejecutarse los movimientos con el tiempo apropiado de acuerdo con la aeronave seleccionada, sin embargo el diseño de una reducción que cumpliera con estos parámetros requería de un sistema bastante complejo y de unas dimensiones demasiadas grandes que comprometería el tamaño de toda la plataforma, por lo que se optó en emplear motores donde la aceleración y las velocidades sean de 1 segundo.

Ante el interés de hacer posible que los motores cubra los 5 segundos en un solo movimiento con los 18 grados de inclinación es necesario aplicar el control, asunto que en este proyecto no es posible considerar debido a que se carecen de conocimientos en esta disciplina y de integrantes que aborden esta clase de conocimientos.

4.5.2 Fuerzas estructura superior. En los análisis debido a las magnitudes de las fuerzas de inercia, estas se desprecian al ser menores que el 10% de la fuerza más grande que es el peso. El diagrama de cuerpo libre, estructura superior, en este diagrama el sistema coordinado se encuentra girado 18 grados, para apreciar la estructura horizontal las direcciones de las fuerzas se ven así:

Gráfica 1. Fuerza estructura superior.



La sumatoria de las fuerzas se realiza como ya se explicó con la plataforma en posición de despegue, pero para el análisis, esta se dispone de forma horizontal, con el fin de disponer las fuerzas en componentes rectangulares x, y y z, las fuerzas que se observan son la de la gravedad como mg , $k\Delta x$ como el desplazamiento del resorte ubicado en la mitad de la plataforma, R_x y R_y las fuerzas sobre el mecanismo que actúa en la plataforma y B corresponde al punto de acción de cada uno de los mecanismos (dos que actúan) sobre la plataforma, con el fin de obtener la posición deseada. El valor de FB es el siguiente.

En consecuencia, se realizó la sumatoria de fuerzas en x,y,z y se analiza en el plano.

Fórmula 7. Valor de la constante del resorte.

$$\sum F_x = 0$$

$$R_x = -F_b \cos 11.64 + mg \sin 18 - k \Delta y \sin 18$$

$$\sum F_y = 0$$

$$R_y = -F_b \sin 11.64 + mg \cos 18 - k \Delta y \cos 18$$

$$\sum M_r = 0$$

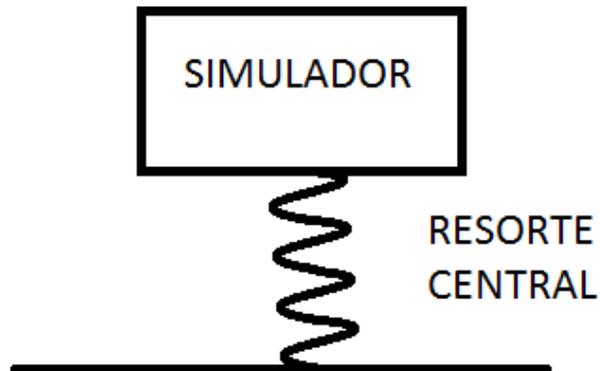
$$F_b = \frac{mg \cos 18 - k \Delta y \cos 18}{2 \sin 11.64}$$

$$F_b = \frac{mg \cos 18 - k \Delta y \cos 18}{2 \sin 11.64} = \frac{800 \text{ kg} * 9.8 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} * \cos 18 - 1727 \text{ N} * \cos 18}{2 \sin 11.64} = 19917.2 \text{ N}$$

El valor de la constante del resorte según condiciones ya citadas, se analizó considerando las suspensiones de vehículos de pasajeros comerciales. La constante de rigidez es alrededor 50000 N/m.

Análisis básico de vibraciones y comportamiento dinámico. Considerando el sistema citado como una masa resorte.

Fórmula 8. Modelado Resorte.



Modelando mediante ecuaciones diferenciales, en este caso la segunda ley de Newton se tiene que:

Fórmula 9. Fricciones del resorte.

$$m\ddot{y} + kx = F_{ext}$$

En este cálculo se desprecian las fricciones del resorte, fricción con el aire etc. Cabe anotar que aunque dichas pérdidas existan y le quitan energía al sistema el tiempo de restablecimiento del mismo, respecto al tiempo de funcionamiento.

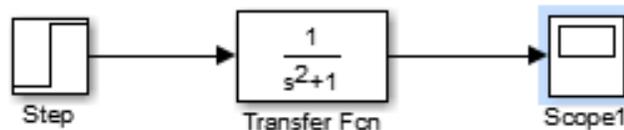
Aplicando la transformada de Laplace a esta ecuación:

Fórmula 10. Transformada de Laplace.

$$\frac{Y(s)}{F_{ext}(S)} = \frac{1/k}{S^2 + k/m}$$

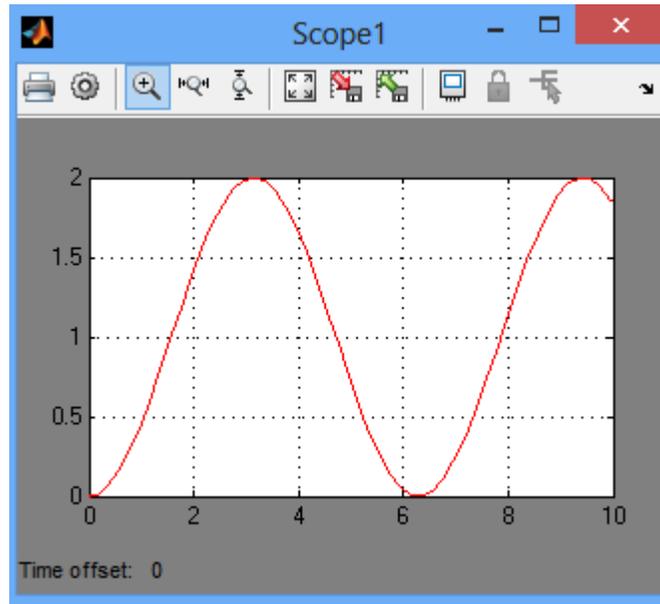
Esta clase de sistemas, presenta un problema de estabilidad. Como es ilustrado en la siguiente simulación en el complemento SIMULINK de Matlab.

Figura 34. Diagrama de sistema dinámico.



El anterior diagrama representa el bloque para una relación de entrada-salida para proporcionar una señal de salida. En este diagrama únicamente interviene un resorte, es decir en el que se representa un sistema que no tiene un criterio de estabilidad, debido a la ausencia de un elemento que disipe energía como un amortiguador, lo cual quiere decir que para tener un control adecuado sobre la plataforma se tendría que incluir un amortiguamiento que haga que la gráfica del sistema represente un valor de estabilización con el transcurso del tiempo. Es simplemente una representación que se podría usar para la validación de un método de control aplicado al proyecto, aunque esto en realidad se sale del alcance de éste.

Gráfica 2. Resorte masa.



En la anterior gráfica se representa que el sistema de “resorte masa” es inestable, debido a que se muestra que hay un amortiguamiento negativo lo que da como resultado una respuesta que crece en magnitud sin haber un límite de tiempo.

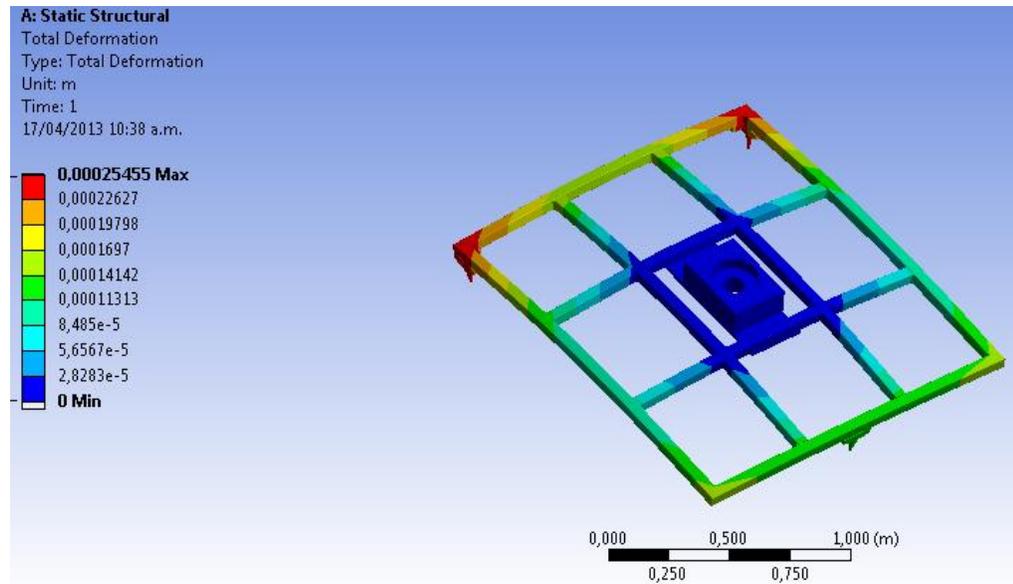
De otra parte, es necesario incluir un amortiguador en el diseño, sin embargo esta parte también requiere de control para poder seleccionar un amortiguador que sea el apropiado para la respectiva instalación en la plataforma, por lo que no es posible su selección debido a que se carece de conocimientos de control para la búsqueda apropiada de este tipo de elemento.

Tabla 7. Parámetros descritos en el programa Matlab.

ra=273; % medida de la manivela
rab=477; % medida de la biela
rb=1725; % entrí del entrípe
rpm=200; % un radian por segundo
rq=1391; % entrípet centro de masa
w a=0.42;
i=0;
ty=zeros(3,18);
tv=zeros(6,18);
ta=zeros(14,18);
for n=(1:19)
u=155.5+n;
ff=@(z)y(z,u); % Crea la función para resolver
ang=fsolve(ff,[1.65 1]); % Más cercana a la entrí codo arriga
ang(1)=ang(1)-0.410;
ang(2)=ang(2)-0.410;
ty(1,n)=ang(1)*57.3;
ty(2,n)=ang(2)*57.3; % angulo radianes
ty(3,n)=u-156.5;
Vela=[rb*cos(u/57.3) rab*cos(ang(2)); rb*sin(u/57.3) rab*sin(ang(2))][ra*w a*cos(ang(1));ra*w a*sin(ang(1))];
tv(1,n)=rb*cos(u/57.3+3.1416*0.5)*Vela(1);
tv(2,n)=rb*sin(u/57.3+3.1416*0.5)*Vela(1);
tv(3,n)=rab*cos(ang(2)+3.1416*0.5)*Vela(2);
tv(4,n)=rab*sin(ang(2)+3.1416*0.5)*Vela(2);
tv(5,n)=ra*w a*cos(ang(1)+3.1416*0.5);
tv(6,n)=ra*w a*sin(ang(1)+3.1416*0.5);
Arr=[rb*sin(u/57.3) rab*sin(ang(2));rb*cos(u/57.3) rab*cos(ang(2))];
Add=[(-ra*w a^2*cos(ang(1))+rb*(Vela(1))^2*cos(u/57.3)+rab*(Vela(2))^2*cos(ang(2))):... (-ra*w a^2*sin(ang(1))+rb*(Vela(1))^2*sin(u/57.3)+rab*(Vela(2))^2*sin(ang(2)))];
Acc=Arr\Add; % Resolución ecuaciones de la forma Ax=B
ta(1,n)=Acc(1)*rb*cos(u/57.3+3.1416*0.5); % Aceleración tangencial punto B componente x
ta(2,n)=Acc(1)*rb*sin(u/57.3+3.1416*0.5);% Aceleración tangencial punto B componente y
ta(3,n)=-rb*(Vela(1))^2*cos(u/57.3);% Aceleración entrípeteta punto B componente x
ta(4,n)=-rb*(Vela(1))^2*sin(u/57.3);% Aceleración entrípeteta punto B componente x
ta(5,n)=Acc(2)*rab*cos(ang(2)+3.1416*0.5); % Aceleraciones biela
ta(6,n)=Acc(2)*rab*sin(ang(2)+3.1416*0.5);
ta(7,n)=-rab*(Vela(2))^2*cos(ang(2));
ta(8,n)=-rab*(Vela(2))^2*sin(ang(2));
ta(9,n)=-ra*w a^2*cos(ang(1));
ta(10,n)=-ra*w a^2*sin(ang(1));
ta(11,n)=Acc(1)*rq*cos(u/57.3+3.1416*0.5);
ta(12,n)=Acc(1)*rq*sin(u/57.3+3.1416*0.5);
ta(13,n)=-rq*(Vela(1))^2*cos(u/57.3);
ta(14,n)=-rq*(Vela(1))^2*sin(u/57.3);
end
Acc(1) % Aceleración Angular
Vela(1) % Velocidad angular

4.5.3 Diseño de Estructura. Para el diseño de la estructura se partió de un modelado realizado con anterioridad, este marco de la estructura superior se simuló en ANSYS. En la mayoría de los casos no convergen las soluciones porque se producen muchos errores de malla (Elementos triangulares no aceptados, singularidades, entre otras).

Figura 35. Deformaciones totales.

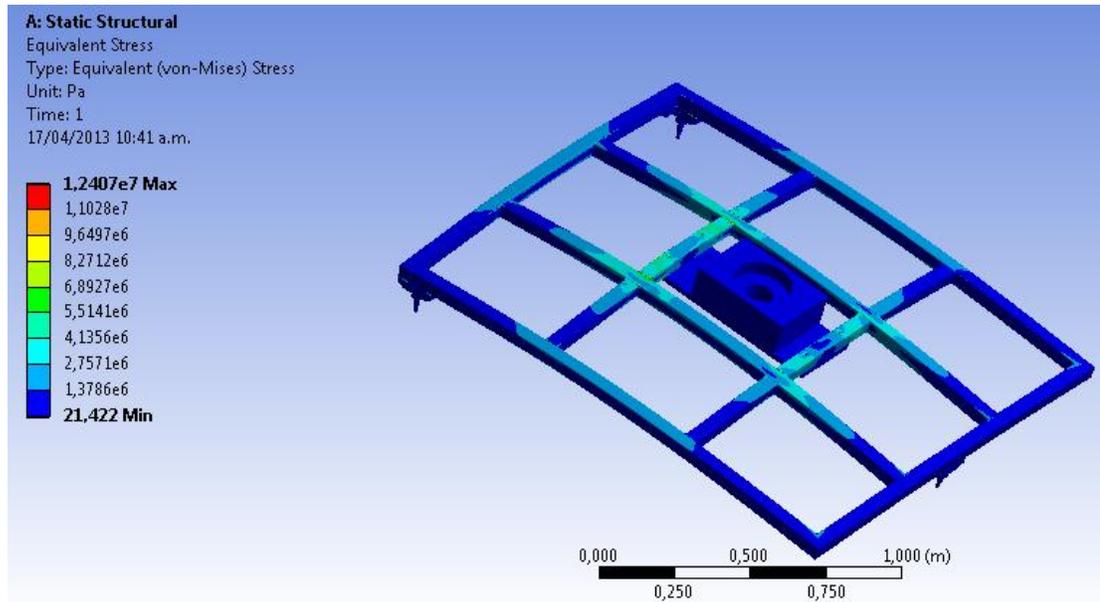


Los lugares críticos en la figura anterior se ubican en la simulación de las zonas rojas debido a que son las rótulas. Estas rótulas fueron nuevamente modificadas debido a que la rosca que tenían estaba mal modelada y por tanto, generaba conflicto; sin embargo, por motivos de pruebas de diseño ésta carga no representa el total de los 800 Kg y aunque no tiene una deformación prominente, ésta era para verificar puntos críticos en la estructura y poder empezar la tarea de diseño con un enfoque un poco diferente, más adelante se verá cómo se simplificó el modelo (no constructivo).

La carga a la que estaba sometida la estructura en esta simulación por elementos finitos corresponde a 200 kg, es decir el 25% de la carga total, los puntos de apoyo son las rotulas, que en ese caso de estudio eran las que soportaban la totalidad de la carga de la estructura (incluida la fuerza del resorte). El punto de aplicación de la carga es el punto central de la estructura, en esta imagen como se explica, solamente se pueden apreciar las deformaciones, ya que hace parte del pos procesamiento de los resultados. Como es de esperarse, los puntos máximos de deformación se presentan en los apoyos, es decir las rotulas, ya que son las que tienen una menor área para soportar la carga, además las zonas cercanas al

punto de aplicación de carga no se ven tan afectadas porque en ese punto se encuentra actuando la fuerza del resorte que se plantea en la plataforma.

Figura 36. Esfuerzo equivalente Von Misses.

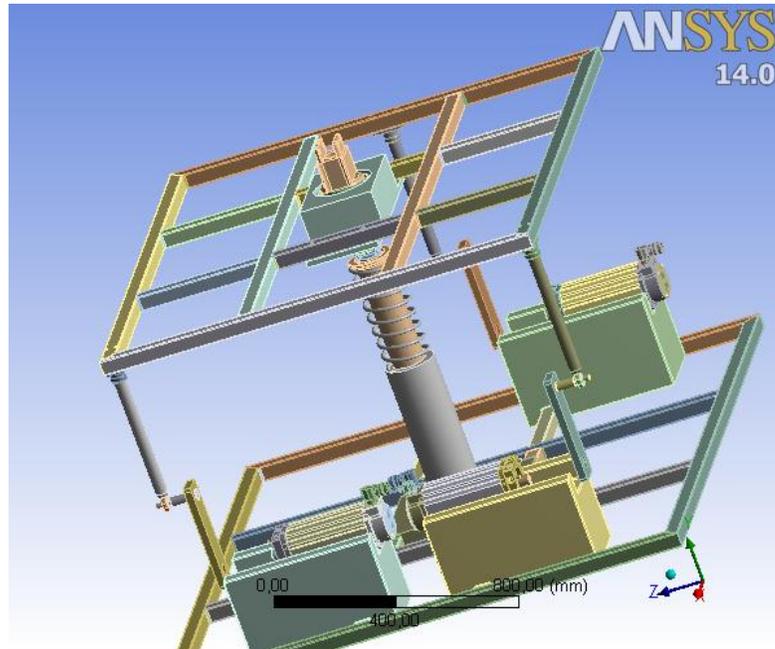


En esta simulación (figura 36) se puede observar que los esfuerzos máximos están en las rotulas (como era de esperarse) pero también existe un esfuerzo mayor en la sección de los perfiles que soportan la base del rodamiento que generará el movimiento YAW.

Los valores de esfuerzo mayores se deben a la menor área de soporte de carga que presentan las rotulas, ya que el esfuerzo se describe como el cociente entre la fuerza y el área, lo que se traduce en que ante una menor área, los esfuerzos se vuelven más grandes. Los menores valores de esfuerzo se presentan en las zonas intermedias entre el punto de aplicación de la carga y el punto de apoyo, ya que los puntos de mayor esfuerzo son los que directamente van a soportar las cargas que actúan sobre la estructura, es decir las rotulas. Las zonas aledañas a la aplicación de carga son las de esfuerzos un tanto mayores a los de las zonas intermedias, porque son los que se observan en la línea de acción de las fuerzas. Debido a estos valores de esfuerzo y deformación es que se toma la decisión de cambiar la forma de la estructura y la abolición de la idea de las rotulas, por tratarse de concentradores de esfuerzo. Es allí entonces que se toma la decisión de que la estructura tome una forma de panal con más elementos individuales y ubicados a las mismas distancias.

4.5.4 Propiedades generales de la estructura.

Figura 37. Propiedades generales de la estructura

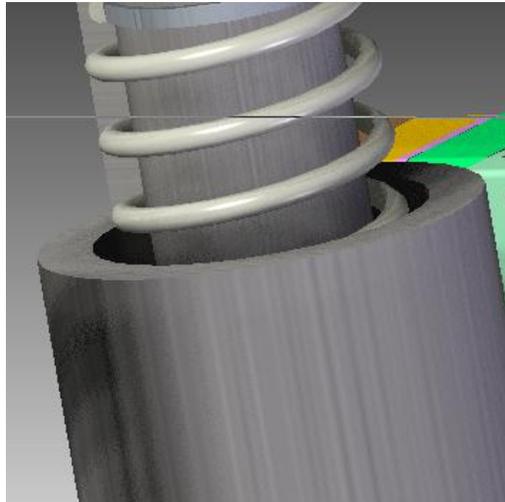


4.5.4.1 Dimensiones generales.

- La estructura está contenida en el volumen de una prisma de $2,1 \times 1,4 \times 1,8$ m
- La masa total de la estructura es de 1437,9 kg

4.5.4.2 Decisiones de diseño. El cambio de altura de la estructura cuando se inclina la cabina es de aproximadamente 30 cm, por lo que se debe garantizar que el resorte se comprima esa distancia. Por lo anterior, se decidió que una porción del resorte iría por dentro del cilindro central ubicado en la parte inferior, garantizando así mayor longitud de resorte, un mayor número de espiras y por ende la reducción de los esfuerzos a que está sometido.

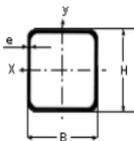
Figura 38. Resorte del cilindro.



La estructura esta modelada en acero estructural y la sección transversal de los perfiles es cuadrada. En el caso del panel de la parte superior, el espesor de pared del perfil es de 4 mm, ya que es éste panel el que está sometido a las mayores cargas, mientras que el panel que está completamente apoyado sobre el piso, el de la parte inferior tiene 1,4 mm de espesor de pared en sus perfiles, debido a sus esfuerzos menores.

Tabla 8. Datos de las propiedades físicas estructural.

Cátedra de Ingeniería Rural
Escuela Universitaria de Ingeniería Técnica Agrícola de Ciudad Real



Tubos estructurales cuadrados

ingeniería
RURAL

Dimensiones		Peso p (kg/m)	Sección A (cm ²)	EJE X				Inercia a la torsión IT (cm ⁴)
H X B (mm)	e (mm)			Momento de Inercia Ix (cm ⁴)	Módulo resistente Wx (cm ³)	Módulo de plasticidad Sx (cm ³)	Radio de giro ix (cm)	
50 x 50	2,5	3,54	4,51	17,9	7,16	8,47	1,99	26,8
	3,0	4,22	5,37	20,8	8,34	9,95	1,97	31,1
	4,0	5,52	7,03	26,2	10,46	12,73	1,93	38,9
	5,0	6,78	8,64	30,8	12,30	15,25	1,89	45,6

Fuente: Consultado en: http://www.uclm.es/area/ing_rural/Trans_const/TubosCuadrados.PDF

La anterior es una tabla del catálogo del cual se seleccionaron los tubos cuadrados de 4 mm de espesor y que corresponden a la parte superior de la estructura.

Tabla 9. Datos del tubo de acero estructural.

	TUBO QMA CUADRADO 2"	64				9,12	10,03	12,77
---	----------------------	----	--	--	--	------	-------	-------

* Se fabrica tubería en longitudes diferentes únicamente mediante pedidos especiales

Los productos tubulares son fabricados teniendo en cuenta los parámetros de las siguientes normas de calidad:

NORMAS	
Norma NTC-103	Pruebas de Abocardado.
Norma NTC-2	Pruebas de Tracción.

MATERIAL	Acero laminado en frío - JIS G 3141
----------	-------------------------------------

TOLERANCIAS						
LONGITUD	+20mm / -0,00mm					
	0,70	0,80	0,90	1,00	1,10	1,40
ESPESOR NOMINAL DE PARED	± 0.08	± 0.08	± 0.08	± 0.10	± 0.10	± 0.12

PROPIEDADES MECÁNICAS	
Límite de frecuencia (mínimo)	30,000 PSI
Resistencia a la tracción (mínimo)	48,000 PSI
% de Elongación (mínimo)	23%

Las propiedades mecánicas de los perfiles seleccionados, corresponden a las mostradas anteriormente, y cuya fuente es el catálogo de corpacero³².

Así mismo, la anterior es una imagen del catálogo que se tiene en los anexos y que corresponde al distribuidor Agofer, cuyos productos provienen de industrias como Corpacero entre otros.

La anterior tabla ilustra el catálogo que se tiene en los anexos y que corresponde al distribuidor Agofer, cuyos productos provienen de industrias como Corpacero entre otros.

El cálculo de los esfuerzos de la estructura se realizó mediante el software *inventor*, aunque se hizo una validación previa con *Ansys Workbench* versión 14.0. La validación se realizó para poder dar credibilidad a los resultados obtenidos con *Inventor*, ya que por tratarse de un software de diseño, no exclusivamente para el uso de cálculo por elementos finitos podría presentar problemas. Los resultados

³² CORPOACERO. Consultado en: [<http://www.corpacero.com/econtent/library/documents/DocNewsNo99DocumentNo35.pdf>]

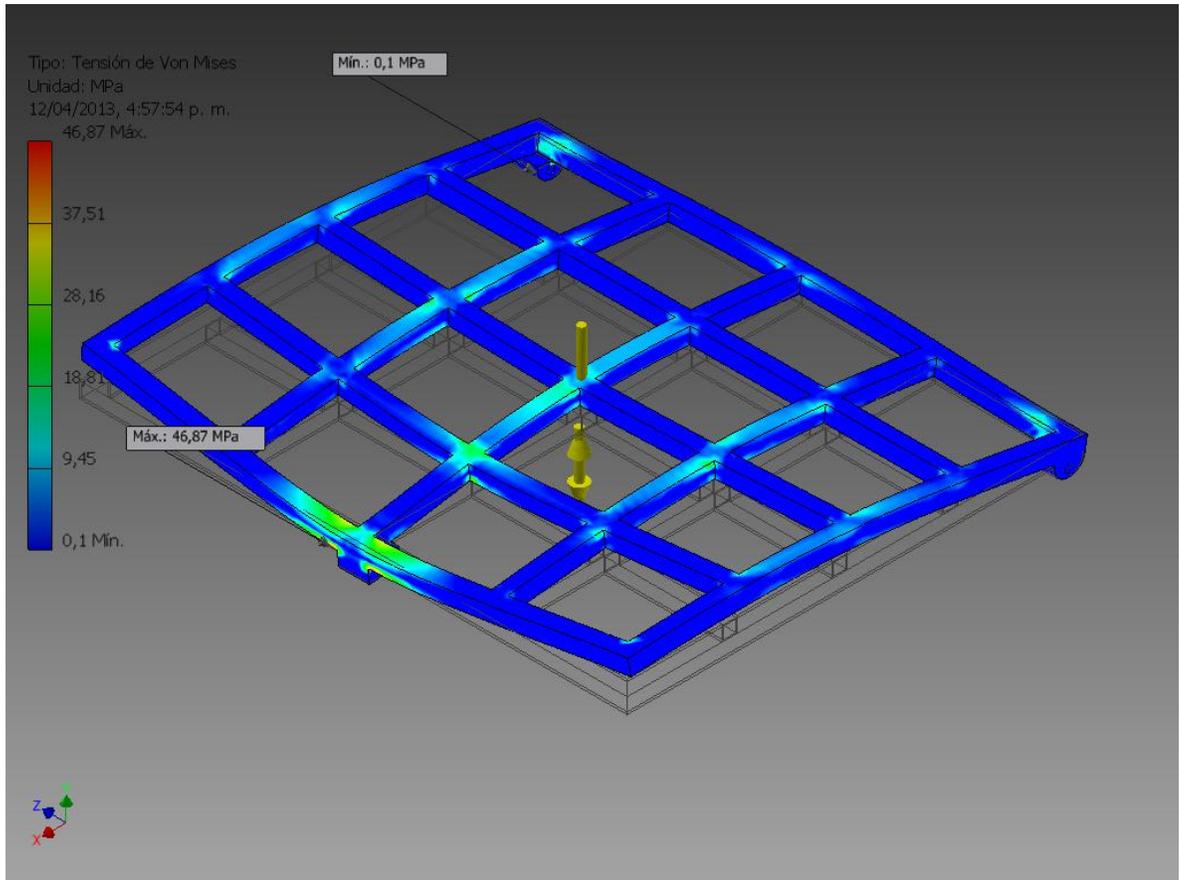
obtenidos con *inventor* resultaron ser de gran credibilidad y por lo tanto hacían un poco más integral el proceso de diseño. En dado caso, si se hubiese llegado a usar *Ansys*, se mostraba una incompatibilidad al momento de importar archivos, y por lo tanto una incertidumbre aparente.

En el proceso de modelado se eligió acero estructural no solo por su resistencia, sino que se puede emplear en construcción de máquinas como en este caso, este tipo de acero está disponible en láminas, placas, barras y perfiles estructurales, este acero tiene un punto de fluencia mínimo de 36000 psi y es muy dúctil, además es un acero con bajo carbón y laminado en caliente.

La resistencia del material es la que se indica en una tabla anterior, en la que se mostraban las características geométricas y mecánicas del material usado, el esfuerzo base para seleccionar el material es el debido a las cargas de la plataforma, es decir a un peso de 800 kg en las posiciones de despegue y durante los movimientos propios del vuelo. El criterio principal para la selección del material es el de no superar la fluencia del mismo, y que por el contrario, los esfuerzos debido al estado de cargas correspondieran a más o menos la mitad de la fluencia del material de los perfiles, lo que no significa otra cosa que un factor de diseño estimado en principio como 2, pero que obviamente cambia con el proceso de diseño. El criterio de falla del material es el de esfuerzo cortante máximo, mediante la determinación de esfuerzos equivalentes de Von mises y la comparación con el esfuerzo de fluencia del material.

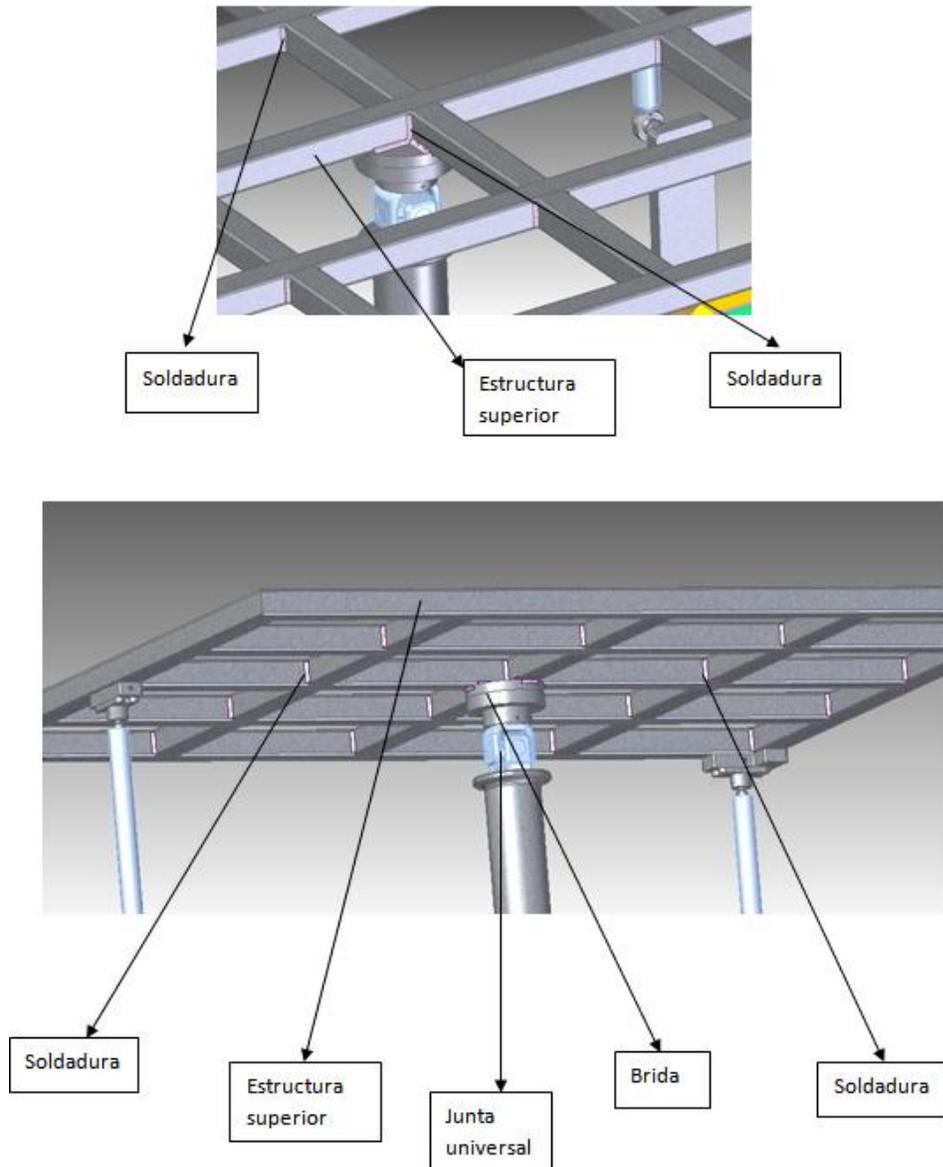
La estructura como ya se mencionó debe tener la resistencia suficiente para soportar las cargas a las que va a estar sometida y además poseer un factor de seguridad de aproximadamente 2.

Figura 39. Tensión Von Misses.



Ahora bien, hasta este momento se plantea trabajar con soportes macizos para los motores con el fin de garantizar la planitud y con el fin de no afectar el funcionamiento de motor. Ası mismo, se simplifica el modo de sujecion del cardan ubicado en la parte superior, ya que se plantea el uso de una brida que iría atornillada a una placa redonda que a su vez esta soldada a la estructura superior, tal y como se muestra en la siguiente figura.

Figura 40. Estructura superior con soldadura.



En las figuras se observa los puntos de la estructura que están soldadas y los demás elementos soldados en la estructura.

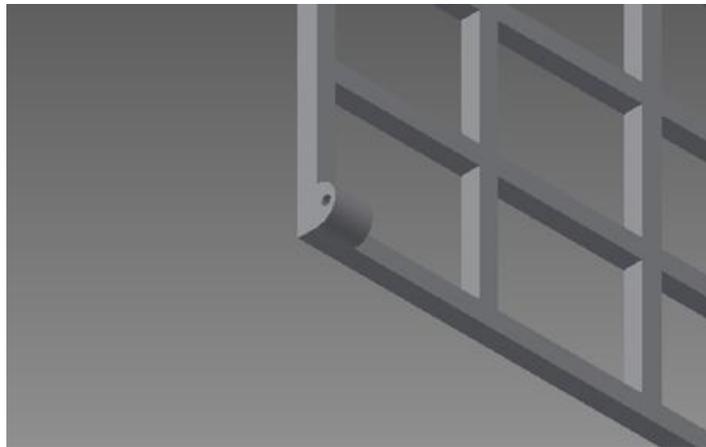
La soldadura que se usa en todas las uniones es MIG 70 S6 con una garganta de $\frac{1}{4}$ ", dicha soldadura es de uso común en este tipo de estructuras, ya que su forma de aplicación se ajusta al procedimiento para tubos estructurales, ya que no implica una afectación directa de la geometría propia del perfil, su resistencia está por encima de la del material de la estructura, por lo que si la soldadura se aplica

de la forma adecuada, en estos puntos de unión no se presentarían puntos críticos. La resistencia mínima del alambre con el que se realiza la soldadura es de 86000 psi.

En cuanto al método de sujeción, el modelado de la estructura involucra una rotula entre la estructura de la parte superior y las bielas que la comunican con los motores, pero, a la hora de realizar la simulación por elementos finitos, el análisis tuvo que restringirse al comportamiento de una unión por pin, esto por simplicidad para el análisis, pero sin desviarse demasiado del objeto de estudio.

Aunque a estas alturas del proceso de diseño, se habla del uso de una rotula como método de unión entre los mecanismos de movimiento y la plataforma, luego de un proceso de evaluación realizado por los diseñadores, se indicó que el uso de este tipo de dispositivo no era necesario y que por el contrario, el uso de una horquilla como la que se muestra en la siguiente figura se hace mucho más viable, por la ausencia de una concentración de esfuerzos innecesaria. La decisión además de involucrar la disminución de los concentradores de esfuerzo, se basa en el hecho de que el movimiento al que está sometida la plataforma no implica movimientos tan complejos como el que permiten una unión por rotula.

Figura 41. Punto de conexión en la rótula.



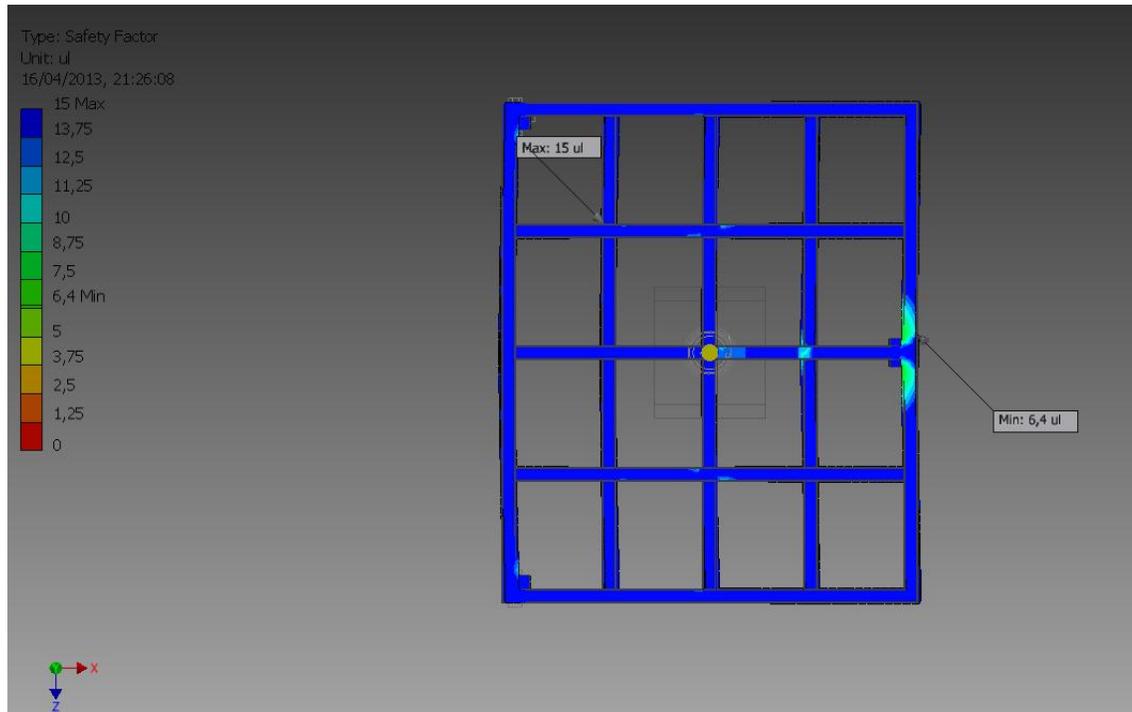
Estructura Superior:

4.5.4.3 Soldadura. La idea de la soldadura es unir los elementos de manera permanente. La idea con dicha unión es permitir a elementos individuales comportarse como uno solo y de esta manera se obtiene un conjunto mucho más resistente que los elementos individuales.

Tras los análisis hechos por elementos finitos, básicamente del análisis estático (justificado en la pequeña magnitud de las fuerzas dinámicas respecto al peso de

la estructura) se obtienen esfuerzos de Von Mises con factores de seguridad superiores a 6.

Figura 42. Simulación factor de seguridad.



Los modelos conservadores de cálculo de soldadura emplean la máxima energía de distorsión (criterio de Von Mises), para el cálculo del tamaño de la garganta. Algunos de estos cálculos para vigas en voladizo, o sujetas a torsión y otros elementos *necesariamente* estáticamente determinados están explícitos en libros como el de *Deutschman y Budynas*. En este caso al ser un elemento estáticamente indeterminado se opta por realizar un modelo y analizarlo por elementos finitos y evitar tediosos cálculos a mano.

El esfuerzo de *Von Mises* está definido por:

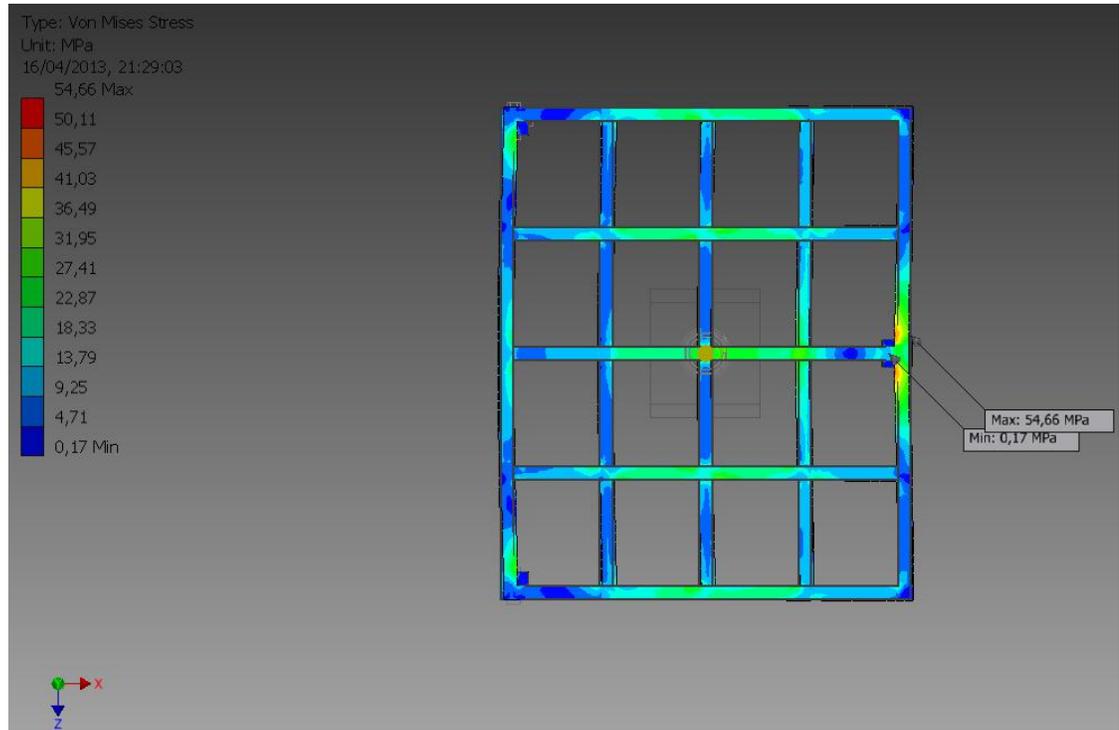
Fórmula 11. Esfuerzo de Von Mises.

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2 + \sigma_{zz}^2 - (\sigma_{xx}\sigma_{yy} + \sigma_{yy}\sigma_{zz} + \sigma_{xx}\sigma_{zz}) + 3(\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{zx}^2)}$$

Ya que el cálculo del ancho de la garganta está definido en términos del esfuerzo cortante, el hecho de usar *Von Mises* incluye un factor de seguridad adicional o virtual. Esto comparado con los cálculos del análisis, específicamente el correspondiente al factor de seguridad implica que las uniones soldadas no

requieren un cordón mayor a 1/8" en la garganta acorde con la geometría propuesta por la norma AISC.

Figura 43. Simulación para hallar en esfuerzo de von-mises.



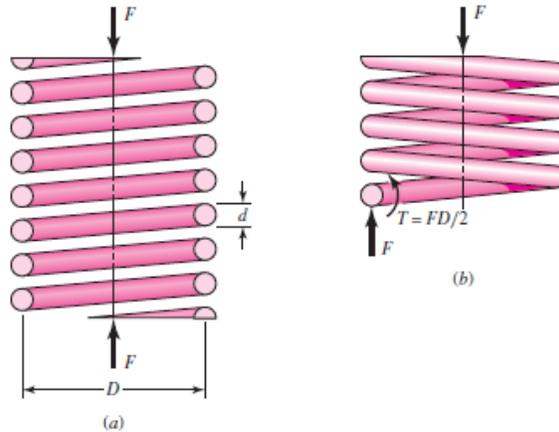
En esta figura se puede observar la simulación para hallar en esfuerzo de von-mises, con el objetivo de la profundidad del cordón correspondiente a la soldadura

Referencias:

- Deutschman, A.D. et al. Diseño de Máquinas Teoría y Práctica. 1991.
- Budynas and Nisbett. Shigley's Mechanical Engineering Design. 8thed, 2006.
- ANSI/ AISC 360-10: Specification for structural steel buildings. <http://www.aisc.org/WorkArea/showcontent.aspx?id=26516>

4.5.4.4 Principio de diseño del resorte. El resorte obtenido con anterioridad tenía como longitud natural 371 mm lo cual constituía un error puesto que la carrera del eje guía del resorte era de 350 mm, esto significaba que el resorte sufriera aplastamiento y falla, además que constructivamente no se tenía el espacio suficiente para que el resorte se deformara aproximadamente 30 cm que es lo que tiene que bajar el eje guía para garantizar el movimiento de los 18 grados en la plataforma.

Figura 44. Diseño.



Fuente: Shigley Budynas and Nisbett. Diseño en Ingeniería Mecánica Mechanical Engineering Design. 8thed, 2006.

Para el diseño del resorte se tiene en cuenta las siguientes ecuaciones:

Fórmula 12. Índice de resorte y factor de corrección.

$$\tau = \frac{8FD}{\pi d^3} + \frac{4F}{\pi d^2}$$

$$C = \frac{D}{d}$$

$$\tau = K_s \frac{8FD}{\pi d^3}$$

$$K_s = \frac{2C + 1}{2C}$$

Las ecuaciones anteriores se introducen en una hoja de cálculo en Excel para hallar los diferentes resultados relacionados con el diseño del resorte que se muestra a continuación.

Cada una de las letras que se muestra en la siguiente tabla corresponde a un parámetro geométrico del resorte, así como la constante, el número de espiras, entre otros, el hecho de que los cuadros en amarillo y rojo contengan el adjetivo OK, significa que cumple con las restricciones tanto geométricas como de resistencia que se deben tener en cuenta para el resorte indicado para la plataforma, así como cálculos de resistencia a la tracción según los valores de la tabla 10-4 de Shigley Budynas, para resortes de cromo-vanadio. La deflexión en este caso corresponde a mm, ya que los parámetros geométricos de este dispositivo se encuentran en esta unidad.

Tabla 10. Parámetros Resorte.

D	1,32E-01	m
d	1,70E-02	m
C	7,78470588	OK
F	4861,776	N
tao	3,33E+02	Mpa
N	15	

G	7,72E+10	
	2,32E+04	OK
	6956,611088	

L	315	
	372,42	
LT	687,42	Longitud Total Resorte

N*d	255	
Deflexión	300	OK

El esfuerzo permisible calculado para este aspecto se compara con el límite de fluencia del material seleccionado que en este caso es Acero A-231- *Cromo-Vanadio*, cuyo uso específico es para resortes.

La tabla 11 muestra los diferentes materiales que se emplean para la fabricación de resortes, del cual se eligió acero al cromo-vanadio ASTM A-231

Tabla 11. Materiales para la fabricación de resortes.

³³ Material ASTM numero	Modulo en constante, G		Modulo en tensión, E	
	Psi	Gpa	Psi	Gpa
Acero estirado en frío: A227	11.5*10 ⁶	79.3	28.6*10 ⁶	197
Alambre para instrumentos musicales: A228	11.85*10 ⁶	81.7	29.0*10 ⁶	200
Templado en aceite: A229	11.2*10 ⁶	77.2	28.5*10 ⁶	196
AL cromo-vanadio: A- 231	11.2*10 ⁶	77.2	28.5*10 ⁶	196
AL cromo-silicio: A401	11.2*10 ⁶	77.2	29.5*10 ⁶	203

Fuente: Shigley Budynas and Nisbett. Diseño en Ingeniería Mecánica Mechanical Engineering Design. 8thed, 2006.

A partir de esta tabla se eligió el material acero al cromo-vanadio ASTM A-231, con un valor de G= 11200000 Psi.

Las memorias de cálculo se encuentran en el archivo de Excel correspondiente con el cálculo del resorte, las relaciones de diámetro de espira respecto a diámetro de agujero, y también las longitudes libres y aparentes en diseño.

De acuerdo al terminado que tiene el resorte, corresponde un número de espiras activas:

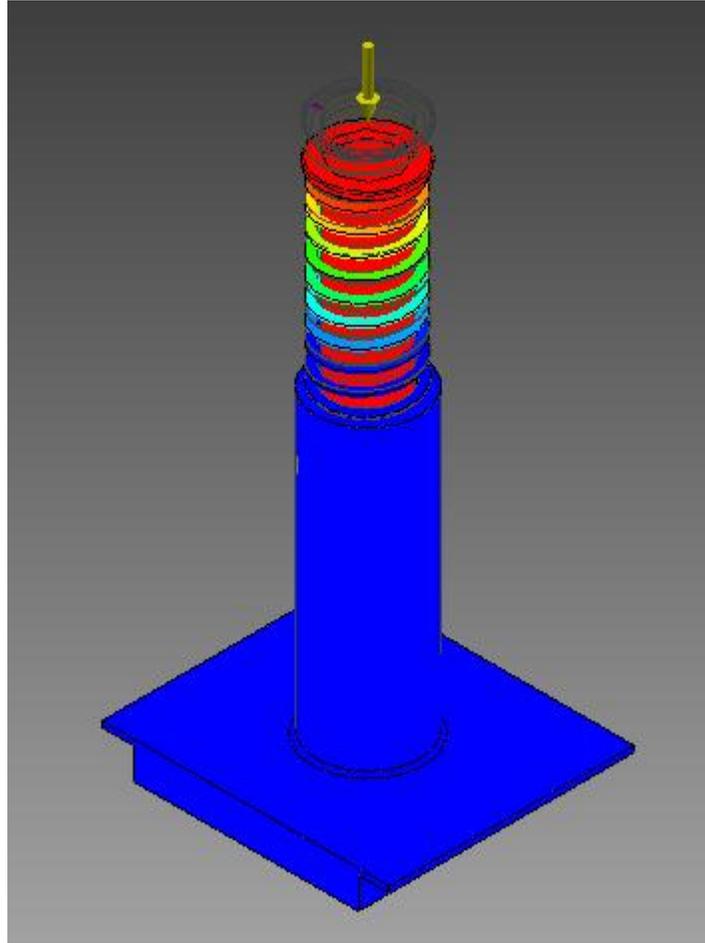
Fórmula 13. Número de espiras activas.

$$N_a = Nt - 2 = 15 - 2 = 13.$$

El análisis de fatiga se deja atrás debido a que se concluyó que era bastante acertado hacer un análisis estático de todo el sistema, además el ciclaje de vida de producto no determina rigurosamente una posible falla en el elemento. Ésta fue una prueba realizada mediante uso de *inventor*.

³³ Robert L. Mott , diseño de elementos de máquinas. Cuarta edición

Figura 45. Simulación para deformación del resorte.



En la figura anterior se muestran deformaciones que comparadas con el modelo son muy grandes; son deformaciones en centímetros por parte del eje guía, por esta razón el resorte se rediseñó con nuevos parámetros topológicos, los cuales se pueden ver en los planos de ingeniería.

En consecuencia, debido a que no se tiene un esfuerzo que sea considerable en la sección de la soldadura, se especifica así como en la estructura superior una misma altura de garganta, y del mismo tipo (MIG) para la unión entre el cilindro guía y la base.

4.5.4.5 Pandeo Bielas-Manivelas. En el pandeo de bielas se busca mirar si existe alguna falla en las bielas debida a este fenómeno. Se inicia empleando la relación de esbeltez que es igual a la división de la longitud del elemento axial cargado a compresión y el radio de giro de la sección transversal. Se debe recordar que la falla por pandeo ocurre respecto al momento de inercia mínimo de la sección transversal, en el caso de no

ser un círculo, la falla se presentará el momento de inercia mínimo, respecto al eje x o el eje y según el caso.

Fórmula 14. Relación de esbeltez.

$$k = \sqrt{\frac{I_{min}}{A_{tr}}}$$
$$R_{esbeltez} = \frac{L}{k}$$

En efecto, si se considerara una sección transversal rectangular de 40 mm por 50 mm, para las bielas se tendría un radio de giro de 0.0115 m y para una longitud de la biela de 0.477 m se tendría una relación de esbeltez de 41.5. Según los estándares AISC se plantea que para relaciones de esbeltez inferiores a 200, aunque el valor calculado se encuentra con un margen de seguridad muy cercano a 5 podría emplearse criterios simples de compresión elástica, la norma sugiere que deben emplearse las fórmulas de columna parabólica.

En una columna apoyada como es el caso de diseño, se tiene que la carga crítica de pandeo está dada por la fórmula:

Fórmula 15. Carga crítica.

$$P_{cr} = A \left(S_y - \left(\frac{S_y * l}{2\pi * k} \right)^2 * \frac{1}{E} \right)$$

Donde S_y es la resistencia a la fluencia del material, E es el módulo de elasticidad, l , la longitud de la columna, A = el área de la sección transversal y k el radio de giro. Si se considerara el acero comercial más débil a fluencia disponible SAE1020. Se tendría una resistencia a la fluencia de 205 MPa.

Con la fórmula carga crítica de pandeo para esta columna 397 KN, si se considerara únicamente la falla estática a compresión se tendría una fuerza crítica mayor, entonces para las condiciones dadas, no ocurre falla por pandeo en las bielas, mucho menos en la manivela al tener una relación de esbeltez mucho menor.

4.5.5 Modificación de velocidades de rotación. La modificación de las velocidades de rotación de la manivela requiere considerar las fuerzas de inercia involucradas. Se corre nuevamente el cálculo ahora considerando el valor actual de la constante del resorte, en este caso se corrió considerando que el simulador sube a la posición horizontal desde la posición inclinada a 18 grados. Las aceleraciones están en m/s^2 .

Tabla 12. Tabla de aceleraciones.

a[m/s ²]\t[s]	0,5	1	1,5	2	2,5	3	3,5	4	4,5	5
ANG	0,000	1,000	2,000	3,000	4,000	5,000	6,000	7,000	8,000	9,000
AT	1,706	1,652	1,563	1,481	1,409	1,345	1,285	1,229	1,176	1,123
ACC	-0,059	-0,115	-0,166	-0,209	-0,242	-0,266	-0,280	-0,287	-0,287	-0,281
ANG	10,000	11,000	12,000	13,000	14,000	15,000	16,000	17,000	18,000	
AT	1,071	1,019	0,966	0,910	0,849	0,779	0,695	0,579	0,283	
ACC	-0,269	-0,252	-0,230	-0,203	-0,172	-0,136	-0,096	-0,050	0,000	

Las variables ANG,AT y ACC corresponden a las aceleraciones en los puntos de la plataforma a los que se hace un análisis previo, es decir los puntos que se ilustran en el diagrama de cuerpo libre que se encuentra al principio del proceso de diseño. La segunda letra en la sigla indica la dirección de la aceleración, es decir N si es normal y T si es tangencial; además se considera el término de aceleración de Coriolis con la componente ACC.

Se aprecia entonces una aceleración tangencial de 1.7 m/s² que es considerable. La gráfica del diagrama de cuerpo libre cambia un poco en cuanto a que la magnitud de las cargas varia, por haber cambiado el intervalo de tiempo en el que se realiza la inclinación de la plataforma, y deben considerarse las fuerzas de inercia correspondientes tangenciales y normales la placa.

Gráfica 3. Diagrama de cuerpo libre de estructura superior.



El diagrama de cuerpo libre que se muestra en la anterior figura es el correspondiente a las cargas y apoyos de la plataforma en el proceso de simulación del vuelo.

Tabla 13. Fuerzas de inercia y constante del resorte.

Constante del resorte(KN)	FB	Rx	Ry
5.0000	19.9172	-16.8967	4.0182

Aunque son grandes los factores de seguridad se realizó un segundo análisis considerando ahora las fuerzas de inercia.

El programa si es el mismo que está en las primeras páginas, lo único es que como cambia el intervalo de tiempo en el que se realiza el movimiento, las fuerzas de inercia varían, a eso se refiere con el cambio, se corre nuevamente, por la modificación de los valores de aceleración.

Las fuerzas que se tienen en cuenta para el análisis son las que se muestran en la tabla anterior, la fuerza de 18 kN tiene esa magnitud ya que es la fuerza necesaria para desplazar la plataforma un ángulo de 18° en el tiempo estimado.

Tabla 14. Copia del programa para el cálculo de las aceleraciones empleado.

ra=273; % medida de la manivela
rab=477; % medida de la biela
rb=1725; % medida del balancin
rpm=200; % un radian por segundo
rq=1.391; % ubicacion centro de masa
wa=-0.42*5;
i=0;
ty=zeros(3,18);
tv=zeros(6,18);
ta2=zeros(14,18);
for n=(1:18)
u=175.5-n;
ff=@(z)y(z,u); % Crea la función para resolver
ang=fsolve(ff,[1.65 1]); % Más cercana a la region codo arriba
ang(1)=ang(1)-0.410;
ang(2)=ang(2)-0.410;
ty(1,n)=ang(1)*57.3;
ty(2,n)=ang(2)*57.3; % angulo radianes
ty(3,n)=u-156.5;
Vela=[rb*cos(u/57.3) rab*cos(ang(2)); rb*sin(u/57.3) rab*sin(ang(2))]\[ra*wa*cos(ang(1));ra*wa*sin(ang(1))];
tv(1,n)=rb*cos(u/57.3+3.1416*0.5)*Vela(1);
tv(2,n)=rb*sin(u/57.3+3.1416*0.5)*Vela(1);
tv(3,n)=rab*cos(ang(2)+3.1416*0.5)*Vela(2);
tv(4,n)=rab*sin(ang(2)+3.1416*0.5)*Vela(2);
tv(5,n)=ra*wa*cos(ang(1)+3.1416*0.5);
tv(6,n)=ra*wa*sin(ang(1)+3.1416*0.5);
Arr=[rb*sin(u/57.3) rab*sin(ang(2));rb*cos(u/57.3) rab*cos(ang(2))];
Add=[(-ra*wa^2*cos(ang(1))+rb*(Vela(1))^2*cos(u/57.3)+rab*(Vela(2))^2*cos(ang(2)));... (-ra*wa^2*sin(ang(1))+rb*(Vela(1))^2*sin(u/57.3)+rab*(Vela(2))^2*sin(ang(2)))];
Acc=Arr\Add;
ta2(1,n)=Acc(1)*rb*cos(u/57.3+3.1416*0.5);
ta2(2,n)=Acc(1)*rb*sin(u/57.3+3.1416*0.5);
ta2(3,n)=-rb*(Vela(1))^2*cos(u/57.3);
ta2(4,n)=-rb*(Vela(1))^2*sin(u/57.3);
ta2(5,n)=Acc(2)*rab*cos(ang(2)+3.1416*0.5);
ta2(6,n)=Acc(2)*rab*sin(ang(2)+3.1416*0.5);
ta2(7,n)=-rab*(Vela(2))^2*cos(ang(2));
ta2(8,n)=-rab*(Vela(2))^2*sin(ang(2));
ta2(9,n)=-ra*wa^2*cos(ang(1));
ta2(10,n)=-ra*wa^2*sin(ang(1));
ta2(11,n)=Acc(1)*rq*cos(u/57.3+3.1416*0.5);
ta2(12,n)=Acc(1)*rq*sin(u/57.3+3.1416*0.5);
ta2(13,n)=-rq*(Vela(1))^2*cos(u/57.3);
ta2(14,n)=-rq*(Vela(1))^2*sin(u/57.3);
ta2(15,n)=Acc(1)*rq;
ta2(16,n)=-rq*(Vela(1))^2;
end
ty
tv
ta2

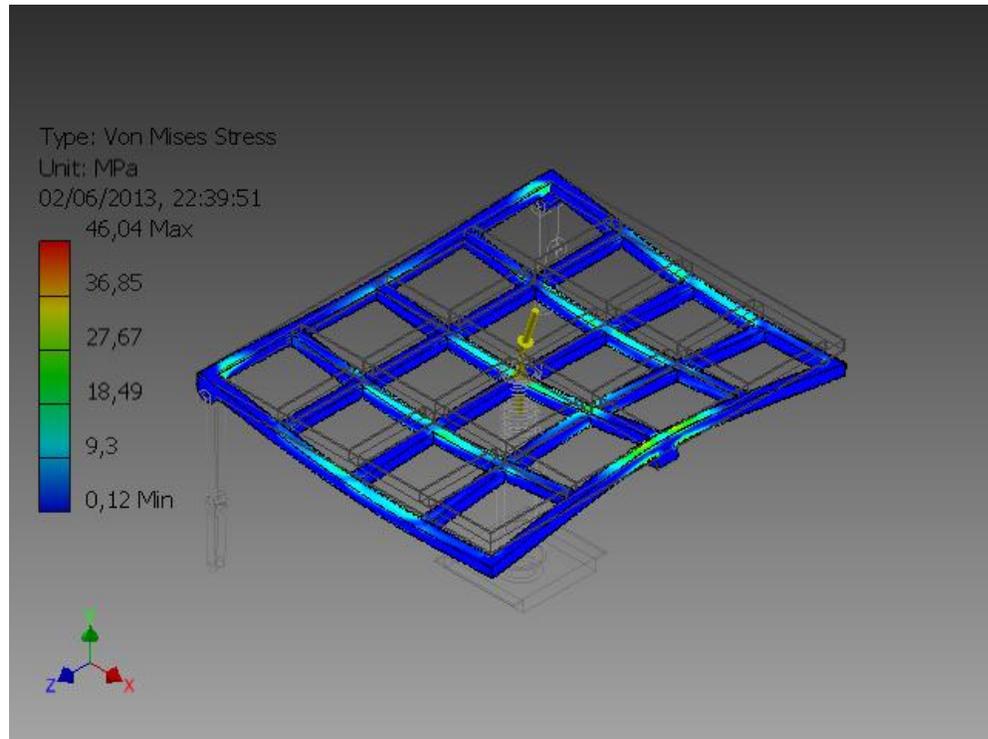
Tabla 15. Copia del programa empleado en el cálculo de las reacciones.

%% Elección de la constante del resorte.

at=0; % aceleración tangencial
an=0.0; % aceleración normal
m=1000;
g=9.8;
ang=18/(57.3);
ang2=1164/57.3;
dx=0.27; % Desplazamiento del resorte
n=5; % Iteraciones de la constante del resorte
F=zeros(n,4);
for i=1:n
K=4500+100*i;
Fb=((m*g-K*dx)*cos(ang)-m*at)/(2*sin(ang2));
rx=m*g*sin(ang)-K*dx*sin(ang)+m*an-Fb*cos(ang2);
ry=m*g*cos(ang)-K*dx*cos(ang)-m*at-Fb*sin(ang2);
F(i,:)= [K Fb rx ry];
end
disp('K FB(KN) RX(KN) RY(KN)')
F./1000

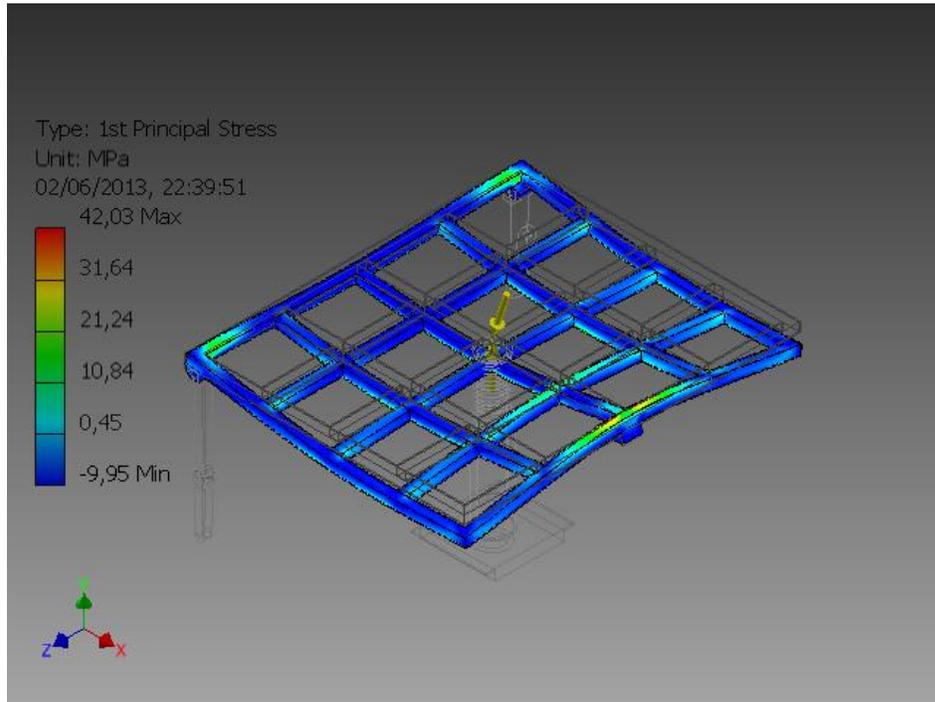
4.6 SIMULACIONES EN INVENTOR

Figura 46. Esfuerzo de von mises.



En esta simulación se puede observar que ya no existe cargas críticas en las zonas claves de la estructura como ocurría antes de realizar ciertas modificaciones, lo que indica que la estructura resulta ser apta para soportar este tipo de esfuerzo.

Figura 47. Esfuerzo principal 1



Los valores obtenidos en esta simulación no sobrepasa los esfuerzos críticos en la estructura

Figura 48. Esfuerzo principal 2

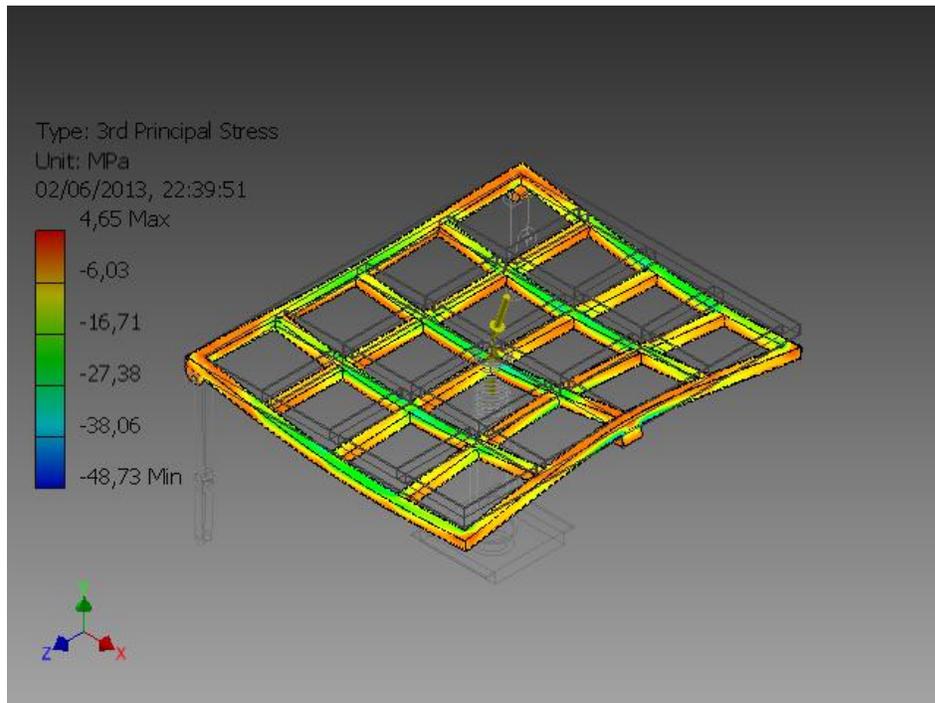
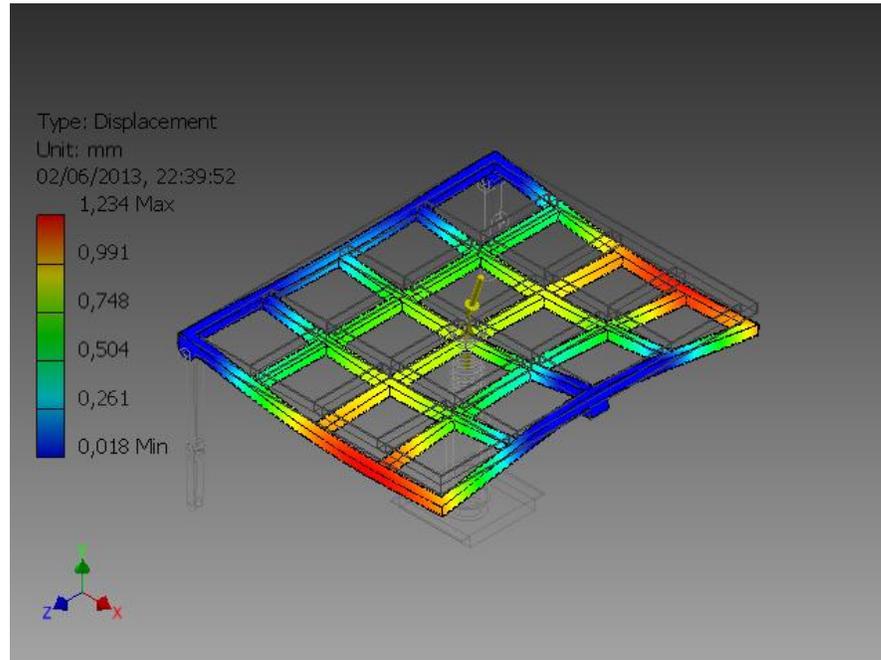
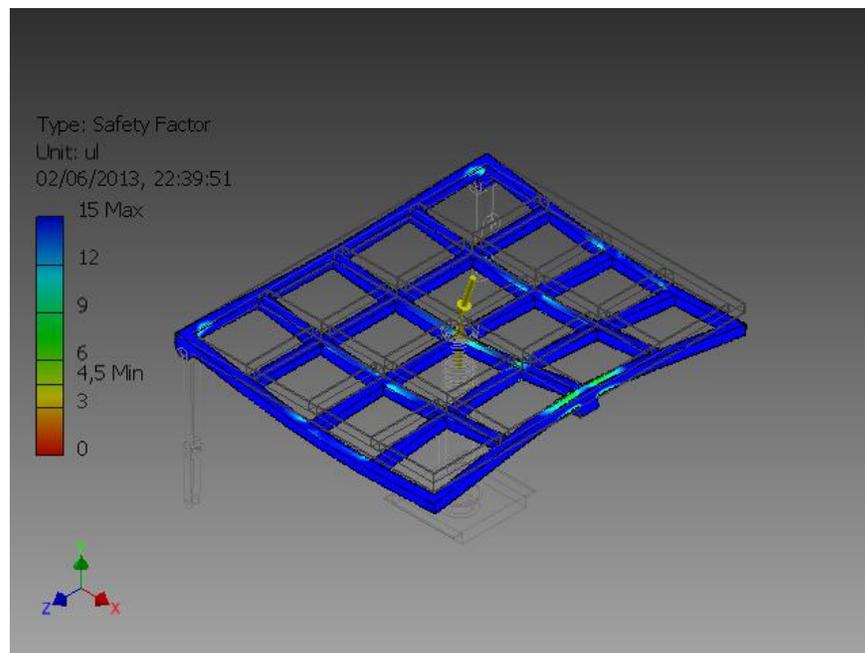


Figura 49. Desplazamiento.



Los desplazamientos son moderados en todos los puntos de la estructura según los datos arrojados en la simulación, por lo que no representa una deformación en toda la estructura.

Figura 50. Factor de seguridad



4.6.1 Selección de motor – Mecanismo biela manivela. Para la elección de los motores inferiores se consideró la fuerza 18KN, obtenida de los cálculos en MATLAB PREVIAMENTE atacados.

Las fuerzas que se tienen en cuenta para el análisis son las que se muestran en la tabla anterior, la fuerza de 18 kN tiene esa magnitud ya que es la fuerza necesaria para desplazar la plataforma un ángulo de 18° en el tiempo estimado.

A una velocidad de 20 RPM, sí se considerara esta fuerza constante (qué no lo es), se deben descomponer las fuerzas a lo largo de la manivela y perpendicular a ésta.

La velocidad angular de 20 rpm se determinó, luego de realizar un análisis de la velocidad de salida que se podía obtener luego de una reducción, ya que generalmente estos motores tienen velocidades nominales cercanas a las 1200 rpm. Ante una velocidad de entrada tan grande, y movimientos lentos de la plataforma, era necesario determinar la tasa a la cual se debería mover la plataforma, de allí sale el valor de 20 rpm, ya que esto se traduce en aproximadamente 2 rad/s o lo que es lo mismo, 120°/s, la que según lo estimado, es la velocidad de funcionamiento de las alternativas comerciales que se tuvieron en cuenta. Por otro lado, una velocidad de salida de 20 rpm y con el torque necesario para girar la plataforma implica una potencia aproximada a la las plataformas de uso comercial.

Con el fin de un diseño preliminar se toma como si toda la fuerza fuese perpendicular a la manivela y el torque fuese máximo. Con esto se obtiene la potencia del motor que es:

Fórmula 16. Potencia.

$$Pot = T\omega = 18000 * \frac{2\pi}{60} * 20 * 0.277 = 10.5KW = 14 HP$$

Con estas condiciones se obtendría un motor de 14 HP o caballos. El cual está disponible en el mercado, esto permite seguir adelante y realizar un análisis más detallado.

El valor de 14 hp es el que se tiene en cuenta para la selección, ya que ese es el valor de potencia necesaria para el movimiento de la plataforma.

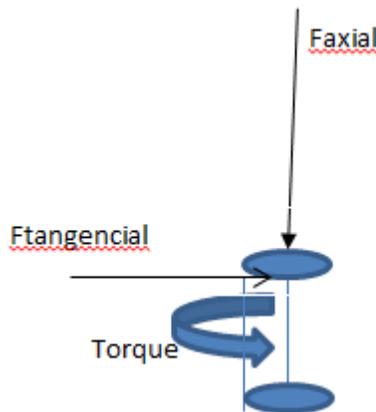
Tabla 16. Datos técnicos del servo (MSK 071-0300).

	Compact (CT)
Shaft heights	36 – 100 mm
Rated speed	1,500 – 6,000 rpm
Rated power	1.1 - 14 HP / 0.8 - 10.5 kW
Rated torque	1.0 - 45 lb-ft / 1.4 - 61 Nm

Ahora considerando el diagrama de cuerpo libre, se encuentran las fuerzas que actúan en el pin de unión de la manivela y la biela. Se tiene, considerando el ángulo que forman la biela y la manivela que:

El diagrama de cuerpo libre que se muestra a continuación representa las cargas que actúan sobre el pin de unión entre la biela y la manivela.

Figura 51. Diagrama de cuerpo libre (fuerzas biela –manivela)



Fórmula 17. Fuerza axial, tangencial y torque.

$$\begin{aligned}
 F_{axial} &= 18000 \cos(17.88) = 17.13KN \\
 F_{tangencial} &= 18000 \sen(17.88) = 5.26KN \\
 Torque &= RxF = 1457.02 N * m
 \end{aligned}$$

Ecuaciones obtenidas por el diagrama de cuerpo libre de donde se obtiene, fuerza axial, fuerza tangencial y torque.

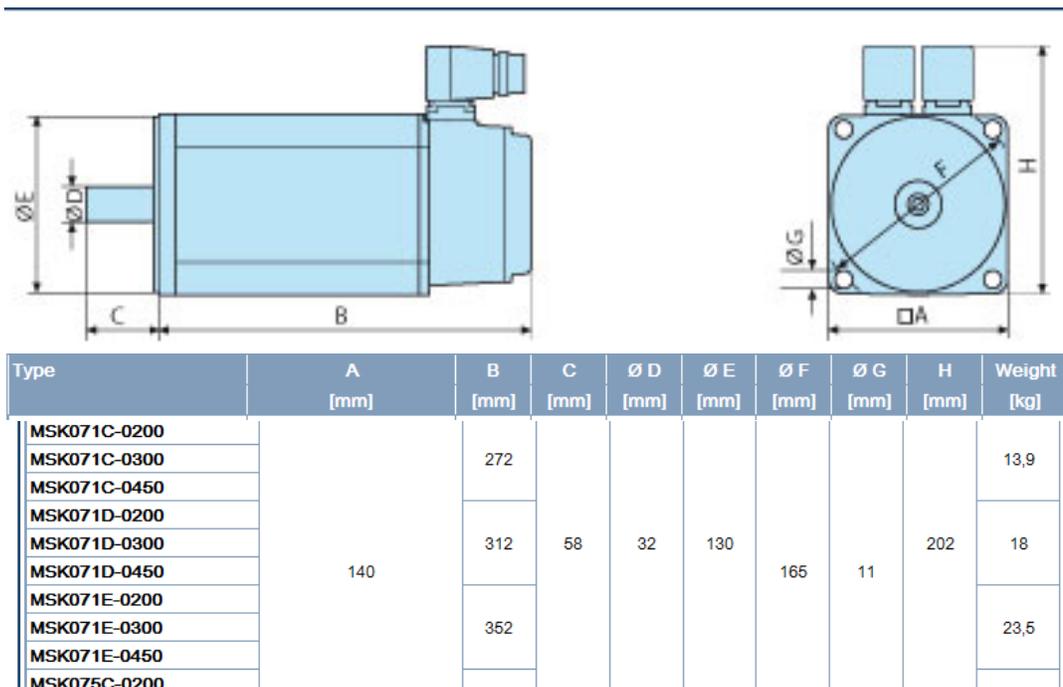
La potencia entonces de diseño del motor será entonces:

Fórmula 18. Potencia de diseño.

$$Pot_{diseño} = T\omega = 3.06KW = 4.09 HP$$

Asumiendo un factor de servicio de 1.8; considerando los arranques súbitos del simulador. La potencia será de 7.344 HP. La referencia acorde con el catálogo es MSK 071-0300³⁴.

Figura 52. Datos técnicos del Motor.



El funcionamiento de estos servos trabaja con una señal que se rectifica y luego con unos triacs se invierte, como estos servomotores son sincrónicos, funcionan de manera trifásica según la aplicación, aunque el controlador puede recibir solo dos fases y reproducir la tercera.

Estos servomotores son AC, tiene una alta densidad de torque, además de un alto grado de precisión debido a los nuevos sistemas de *encoder* óptico.

³⁴ OCAMPO GIL, Luis. Diseño de accionamientos y Transmisiones de Máquinas UTP 1993.

Figura 53. Curvas características del motor.

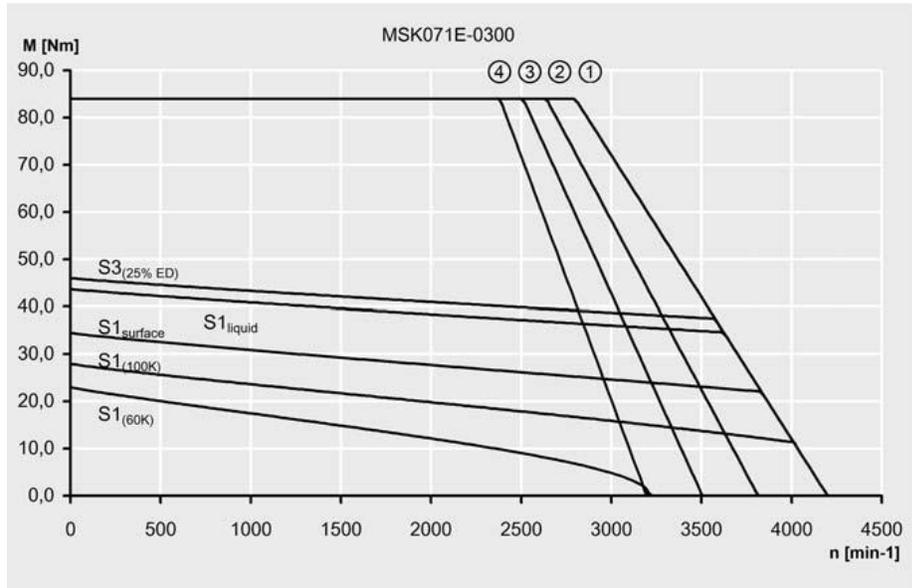
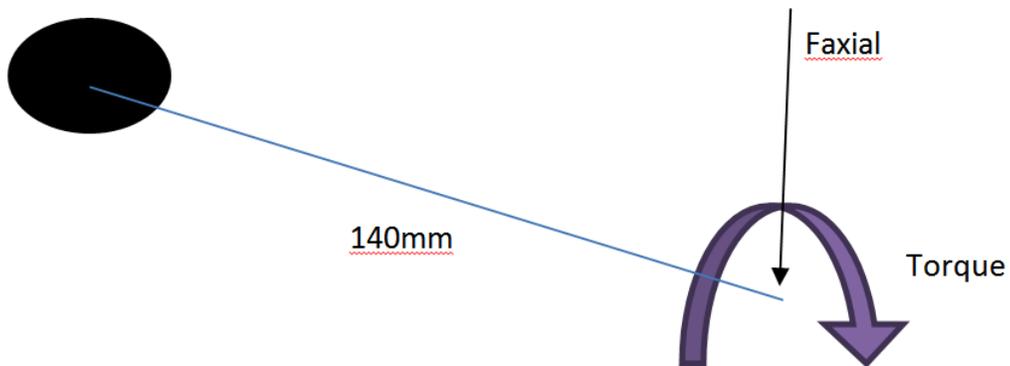


Tabla 17. Curvas características del motor.

①	Mmax alimentación controlada, 3 x 400 V AC
②	Mmax, alimentación controlada, 3 x 480 V AC
③	Mmax, alimentación controlada, 3 x 440 V AC
④	Mmax, alimentación controlada, 3 x 400 V AC

En concordancia, ya que el motor se encuentra en CANTILEVER o en voladizo, se empleará una longitud conservadora de 140 mm para el eje del mismo. Se ilustra el diagrama de cuerpo libre simplificado del eje.

Figura 54. Diagrama de cuerpo libre del motor.



De lo anterior se tiene que en la base tenga un estado de esfuerzos máximo en la base del motor.

El valor del momento flector en dicho punto es de:

Fórmula 19. Momento.

$$M = 2.47 \text{ KN} * m$$

Luego se procede a analizar los problemas de fatiga que podrían estar afectando al eje del motor. El esfuerzo presentado es para la fibra crítica es la suma del esfuerzo cortante producido por el torque más el esfuerzo de flexión producido por la carga axial. La fuerza axial está siempre presente, mientras el torsor solo cuando la máquina se encuentra en movimiento.

La fatiga para la estructura propuesta no se realiza debido a que el número de ciclos de carga al que estaría sometido no es lo suficientemente grande como para considerar crítico este factor. Además, los factores de seguridad que se obtuvieron luego del final del proceso de diseño, sugieren valores correspondientes a estado de carga para vida infinita, debido al comportamiento que se presenta con el acero.

Pensando en esto, se tiene que el momento alternante y el medio que están definidos por:

Fórmula 20. Momento alternante y medio (1).

$$M_a = (M_{max} - M_{min})/2$$
$$M_m = (M_{max} + M_{min})/2$$

El momento mínimo, es el momento dado en la posición horizontal o sin trabajo este tiene un valor de $3.33\text{KN} * 0.140\text{m}$ o 479.52 Nm , y el momento máximo en la posición considerada anteriormente, los valores de dichos momentos son:

Fórmula 21. Momento alternante y medio (2).

$$M_a = (M_{max} - M_{min})/2 = 995.24 \text{ Nm}$$
$$M_m = (M_{max} + M_{min})/2 = 1474.76 \text{ Nm}$$

En el caso del torsor debido a las mismas consideraciones de fatiga deben realizarse operaciones semejantes, sin embargo, en este caso el torsor mínimo es cero y el máximo el del par torsor requerido para sostener la posición de inclinación a 18° .

Fórmula 22. Criterio de Goodman (1).

$$T_a = (T_{max} - T_{min})/2 = 1311.3 \text{ Nm (Considerando el factor de servicio)}$$
$$T_m = (T_{max} + T_{min})/2 = 1311.3 \text{ Nm}$$

Ahora bien, al considerar el criterio de *Goodman* y considerando que no existen concentradores de esfuerzos debido al acople y construcción del motor, en el punto de interés se tiene la siguiente fórmula que relaciona el diámetro mínimo, el factor de seguridad y los momentos propuesta por Shigley:

Fórmula 23. Criterio de Goodman (1).

$$d = \left(\frac{16n}{\pi} \left\{ \frac{1}{S_e} \left[4(K_f M_a)^2 + 3(K_{fs} T_a)^2 \right]^{1/2} + \frac{1}{S_{ut}} \left[4(K_f M_m)^2 + 3(K_{fs} T_m)^2 \right]^{1/2} \right\} \right)^{1/3}$$

Considerando que la resistencia a la fatiga corregida será del 40% de la resistencia última a tensión. El diámetro mínimo requerido entonces para las condiciones de carga, si se considera que el material del eje del motor debe ser más resistente que el material comercial para ejes más débil (AISI 1020) se tiene que³⁵:

Fórmula 24. Valor obtenido.

$$d = 0.053 * n^{0.333} \text{ m}$$

Para un factor de seguridad de 4, apto para el caso. Se tiene que el diámetro mínimo del eje debe ser de 0.0841 m. El cual está disponible tanto en motores nacionales fabricados por *siemens*. Debido a la robustez misma del eje su deflexión se puede despreciar³⁶.

4.6.2 Movimiento de Yaw. Para el diseño de este mecanismo se reconsideró el modelado del diseño anterior. Abarca la selección del motor a 20 rpm, que involucra un tiempo de 1 segundo a lo sumo para este movimiento.

4.6.3 Diseño de los engranes.

4.6.3.1 Potencia. Para la determinación de la potencia, se asume que todo el peso de la cabina esta soportado por la estructura, es decir que sobre el eje que se encarga de hacer girar ésta, no se aplica ninguna carga en la dirección de la aceleración de la gravedad. Una vez aclarado esto, a continuación se muestran

³⁵ OCAMPO GIL, Luis. Diseño de accionamientos y Transmisiones de Máquinas UTP. 1993.

³⁶ BUDYNAS, Richard. Diseño en Ingeniería Mecánica de Shigley.

los cálculos realizados para la determinación de potencia, en los que se asume que solamente se vence la inercia misma de la cabina, y que se trata de un paralelepípedo que gira alrededor de un eje que pasa por el centro de masa.

4.6.3.2 Dimensiones.

- Ancho: 1,5 m
- Largo: 1,8 m
- Masa: 800 kg

4.6.3.3 Momento de Inercia.

Fórmula 25. Memento de inercia.

$$I = \frac{1}{12} M(a^2 + b^2)$$
$$I = \frac{1}{12} 800(1.5^2 + 1.8^2) = 366 \left[\frac{kg}{m^2} \right]$$

Dónde:

M es la masa del objeto

A es el ancho del paralelepípedo

B es el largo del paralelepípedo

4.6.3.4 Energía cinética por rotación.

Fórmula 26. Energía cinética por rotación.

$$[J] \quad E_c = \frac{1}{2} I \omega^2$$

$$E_c = \frac{1}{2} 366 * 2.1991^2 = 885.0074266$$

Dónde:

I es momento de inercia = 366 $\left[\frac{kg}{m^2} \right]$

ω Es la velocidad angular en rad/s $\rightarrow 21 \text{ RPM} \rightarrow 2,1991 \frac{\text{rad}}{\text{s}} \rightarrow 126 \frac{\circ}{\text{s}}$

El ángulo a recorrer es 90°, por lo que el tiempo de recorrido es de 0,714 segundos

La potencia al ser una medida de energía por unidad de tiempo, se determina como:

$$W = \frac{E_c}{t}$$

$$W = \frac{885.0074266}{0.714} = 1239.01[W] \rightarrow 1.66[hp]$$

Lo que se traduce en un Torque igual a:

$$\frac{W}{\omega} = \frac{1239.01}{2.1991} = 563.41[Nm]$$

Sobre la base de los resultados hasta el momento, se posibilita seleccionar el motor para ejecutar el movimiento de yaw del siguiente catalogo:

Tabla 18. Datos del motor seleccionado para generar el movimiento de yaw.

1,5 kW							
Abtriebsdrehzahl Output speed n_2 [min ⁻¹]	Abtriebsdrehmoment Torque [Nm]	Betriebsfaktor Service factor f_b	Übersetzung Ratio $i = \dots : 1$	Typ Type	Gewicht Weight [kg]	Nennstrom Rated current 400V [A]	Maßbild Seite Dimensions pages
20	650	1	71,01	K452 M...-90L4	51	3,7	3 / 13 - 14
25	535	1,2	57,08				
32	425	1,5	45,22				
40	335	1,9	35,62				
50	270	2,4	28,64				

4.6.3.5 Calculo de engranes rectos. El cálculo de los engranes se realizó de acuerdo a la metodología de AGMA, en la que se determinan diferentes coeficientes de acuerdo a las condiciones de servicio. Las unidades usadas en este caso son unidades del sistema inglés, ya que es lo más común a la hora de los pedidos en manufactura de engranes. Luego se diseña engranes rectos debido a que su uso es más común para transmitir movimiento de un eje a otro eje paralelo, como es el caso del mecanismo de yaw, este tipo de engranes resulta ser más sencillos que los demás tipo de engranes.

4.6.3.6 Material usado.

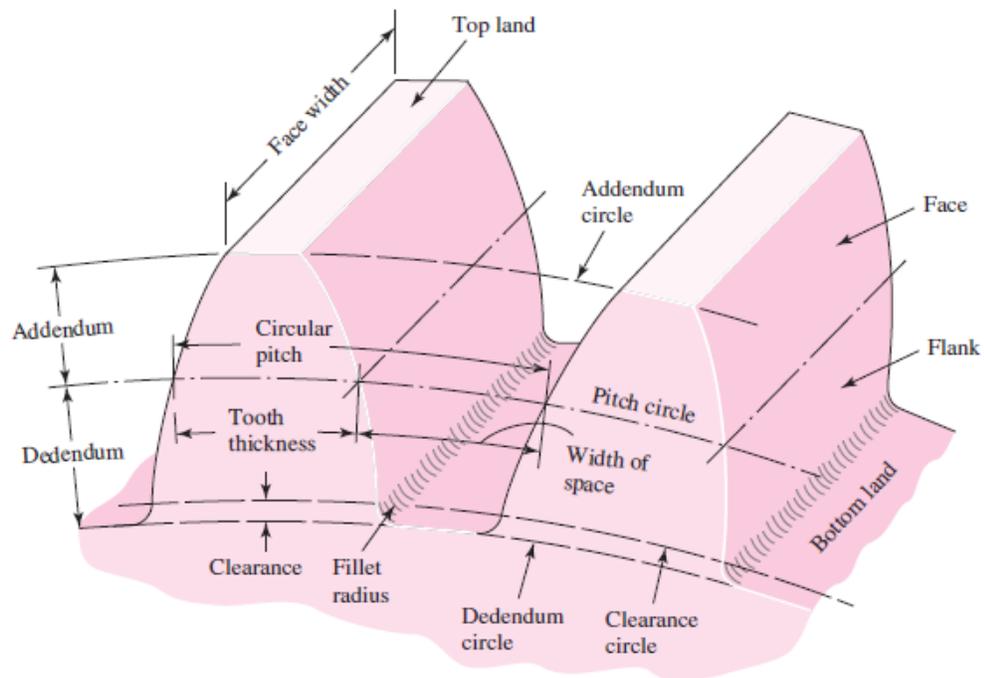
- Acero AISI 1030 (Datos tomados de tabla A-21 de Shigley)
- Resistencia a tensión 123 ksi
- Resistencia a fluencia 94 ksi
- Dureza Brinell HB 395
- Relación de Poisson 0,3
- Módulo de elasticidad: $30 * 10^6$ psi

4.6.3.7 Datos de los engranes.

- Diámetro de paso d : 13 [in]
- Distancia entre centros: 13 in
- Numero de Dientes 26
- Paso diametral P : 2[dientes/pulgada]
- Velocidad angular 20 RPM
- Relación de transmisión 1:1
- Ancho de cara 2[in]
- Potencia de motor 2[hp]
- Ciclos de carga N : $1 * 10^9$ ciclos
- Carga radial= 382,913 [lb]

4.6.3.8 Parámetros geométricos. Para hallar los parámetros geométricos nos basamos en la nomenclatura de los dientes de. Engranés rectos, donde existen ciertos parámetros tales como el paso circular, el módulo, el paso diametral, etc.

Figura 55. Parámetros geométricos en un engrane recto Tomado de Shigley.



Fuente: Shigley Budynas and Nisbett. Diseño en Ingeniería Mecánica Mechanical Engineering Design. 8thed, 2006.

Fórmula 27. Paso circular.

$$p = \frac{\pi d}{N}$$
$$p = \frac{\pi * 13 \text{ in}}{26} = 1,570796327 \text{ in}$$

Fórmula 28. Radio base.

$$r_b = r \cos \phi = 6,108002035 \text{ in}$$

Fórmula 29. Cabeza del diente.

$$a = \frac{1}{p}$$
$$a = \frac{1}{1,570796327 \text{ in}} = 0,5 \text{ in}$$

Fórmula 30. Raíz del diente.

$$b = \frac{1,25}{p}$$
$$b = \frac{1,25}{1,570796327 \text{ in}} = 0,625 \text{ in}$$

Fórmula 31. Espesor del diente.

$$t = \frac{p}{2}$$
$$t = \frac{1,570796327 \text{ in}}{2} = 0,785398163 \text{ in}$$

Fórmula 32. Diámetro de raíz.

$$d_b = d - 2b$$
$$d_b = 13 \text{ in} - 2 * 0,625 \text{ in} = 11,75 \text{ in}$$

Fórmula 33. Diámetro de cabeza.

$$d_e = d + 2a$$
$$d_e = 13 \text{ in} + 2 * 0,5 \text{ in} = 14 \text{ in}$$

Altura del diente: 1,125 [in]

4.6.3.9 Cálculos.

Fórmula 34. Carga tangencial.

$$W_t = \frac{P_{OT} * 33000 * 12}{\pi dn}$$
$$W_t = \frac{2 Hp * 33000 * 12}{\pi * 13 * 20 rpm} = 969,6208841$$

Factor de Lewis y Shigley (De acuerdo al número de dientes)= 0,397 Valor tomado de la Tabla 14-2 de los anteriores autores³⁷.

Fórmula 35. Primer indicador de esfuerzo de flexión.

$$\sigma = \frac{W^T P}{FY}$$
$$\sigma = \frac{969,6208841 * 2}{2 * 0.397} = 2442,369985 psi$$

Fórmula 36. Velocidad línea de paso.

$$V = \frac{\pi dn}{12}$$
$$V = \frac{\pi * 13 * 20 rpm}{12} = 68,06784083 ft/min$$

Fórmula 37. Factor de velocidad.

Ecuación para un perfil cortado o fresado³⁸:

$$K_v = \frac{1200 + V}{V}$$
$$K_v = \frac{1200 + 68,06784083}{1200} = 1.056723201$$

Factor de sobrecarga: No se consideran cargas externas aplicadas a parte de la carga tangencial, por eso K_o es 1.

³⁷ Shigley Budynas and Nisbett. Diseño en Ingeniería Mecánica Mechanical Engineering Design. Octava edición, 2006.

³⁸ Basado en Shigley. Tomado de la ecuación 14-4b, del Autor. 2006

Fórmula 38. Factor de tamaño.

$$K_s = 1192 \left(\frac{F\sqrt{Y}}{P} \right)^{0.0535}$$

$$K_s = 1192 \left(\frac{2\sqrt{0.397}}{2} \right)^{0.0535} = 1.162904099$$

Fórmula 39. Factor de distribución de carga.

$$K_m = C_{mf} = 1 + C_{mc}(C_{pf}C_{pm} + C_{ma}C_e)$$

$$K_m = C_{mf} = 1 + 1(0.002884615 * 1 + 0.158228 * 0.8) = 1.129467015$$

$$C_{ma} = A + BF + CF^2 \text{ }^{39}.$$

Los valores de las constantes se asumieron los correspondientes a Unidades comerciales cerradas

$$A=0.127$$

$$B=0.0158$$

$$C=-0.930(10^{-4})$$

C_{mc}: 1 debido a que son dientes sin coronar. Ecuación 14-31 Shigley

C_{pf}: Ecuación 14-32 Shigley, con el rango para el ancho de cara entre 1 y 17 in

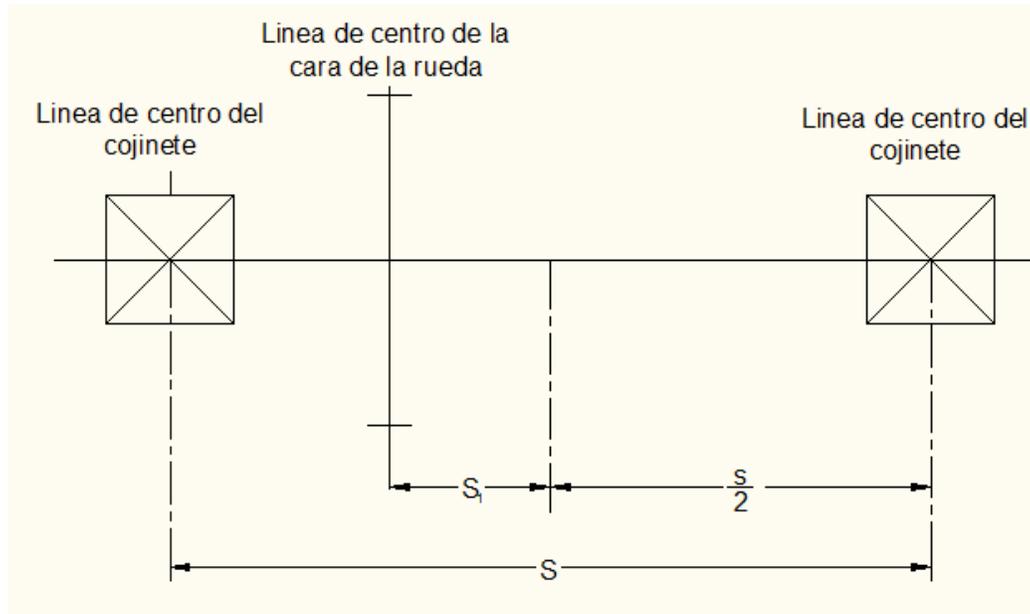
C_{pm}: Depende de la relación S1/S Ecuación 14-33 Shigley.

Puede tomarse: 1 para S1/S < 0.175

1.1 para S1/S ≥ 0.175

³⁹ Basado en Shigley. Tomado de la Ecuación 14-34. Constantes A, B y C de la Tabla 14-9, Shigley, 2006

Figura 56. Determinación de la relación S1/S



Fuente: Shigley Budynas and Nisbett. Diseño en Ingeniería Mecánica Mechanical Engineering Design. 8thed, 2006.

Definición de las distancias S y S1 para poder evaluar cpm

La figura anterior representa las definiciones de las distancias que se utilizan para evaluar Cpm que se representa por medio de la siguiente ecuación.

Se considera que el valor adecuado para Cpm es igual a 1

Ce Ecuación 14-35 Shigley El valor de Ce se toma como 0.8, es decir el correspondiente a engranajes ajustados durante el ensamble o si la compatibilidad mejora mediante lapeado, o ambos.

Factor de espesor de aro kb Ecuaciones 14-39 y 14-40 Shigley se toma como 1 debido a lo siguiente:

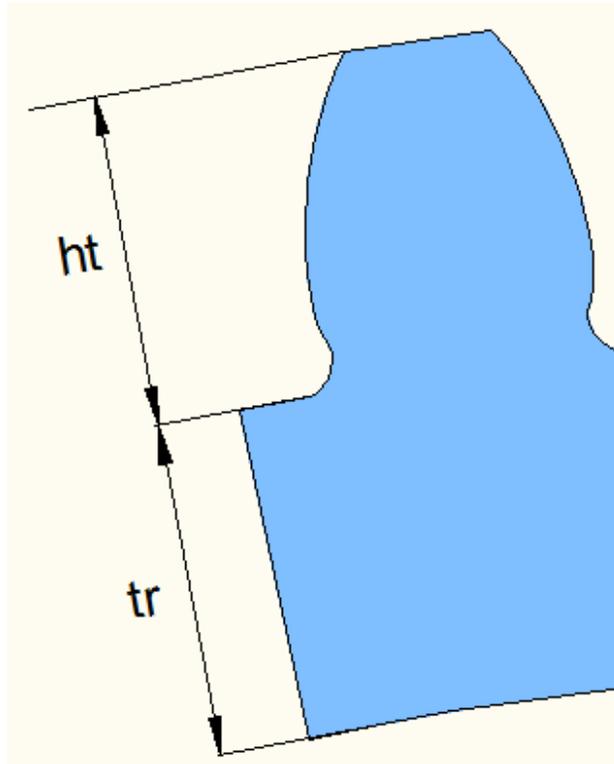
Fórmula 40. Factor de espesor de aro.

$$k_B = 1, \text{ si } m_B \geq 1.2$$

$$m_b = \frac{t_r}{h_t}$$

Escriba aquí la ecuación.
Escriba aquí la ecuación.

Figura 57. Determinación de la relación t_r/h_t .



Fuente: Shigley Budynas and Nisbett. Diseño en Ingeniería Mecánica Mechanical Engineering Design. 8thed, 2006.

En la figura anterior se representa el factor de espesor del aro donde:

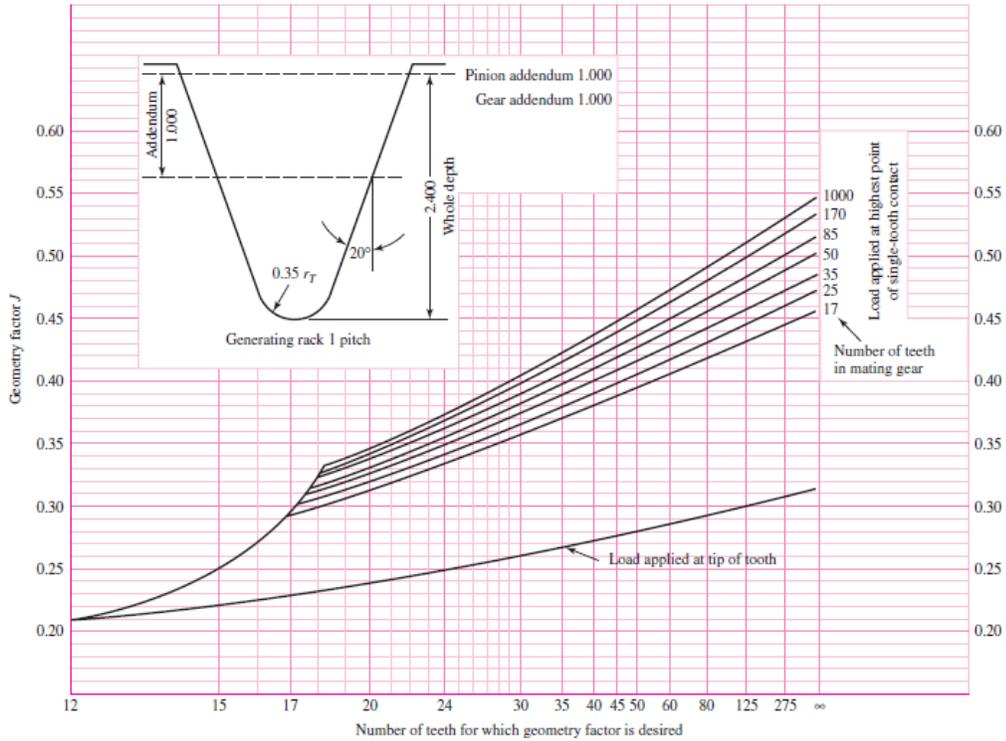
T_r = espesor del aro debajo del diente

H_t = profundidad total

La relación $\frac{t_R}{h_T}$ es mayor a 1,2 debido a que el eje que se va a introducir no es comparable con el diámetro primitivo de cada uno de los engranes, por lo tanto $k_B = 1$

Factor Geométrico J De la figura 14-6 Shigley y de acuerdo al número de dientes del engranaje.

Figura 58. Determinación del parámetro geométrico.



Fuente: Shigley Budynas and Nisbett. Diseño en Ingeniería Mecánica Mechanical Engineering Design. 8thed, 2006.

La figura anterior representa los factores geométricos que se utiliza para obtener el factor geométrico J de engranes rectos con un ángulo de presión de 20 grados y los dientes de tamaño completo

De acuerdo a ésta figura, el factor geométrico se toma como 0,41

4.6.3.10 Esfuerzo de flexión. Una vez determinados todos los factores citados, se usa la ecuación 14-15 (unidades habituales en Estados Unidos) y se determina que el esfuerzo a flexión es de:

Fórmula 41. Esfuerzo de flexión.

$$\sigma = W^t K_0 K_v K_s \frac{P K_m K_b}{F J}$$

$$\sigma = 969.6208841 * 1 * 1.056723201 * 1.162904099 \frac{1.570796327 * 1.129467015 * 1}{2 * 0.41}$$

$$= 3282.440033$$

4.6.3.11 esfuerzos de contacto.

Para la determinación de los esfuerzos de contacto es necesario también introducir algunos factores que se muestran a continuación.

Coeficiente elástico C_p (Ecuación 14-13 Shigley)

Fórmula 42. Coeficiente elástico.

$$C_p = \left[\frac{1}{\pi \left(\frac{1 - \nu_p^2}{E_p} \right) + \frac{1 - \nu_G^2}{E_G}} \right]^{1/2} = 2290.609306$$

Condición de superficie C_f : Se considera que el acabado superficial no tendrá influencia significativa en el desempeño del engrane, y por tanto su valor es igual a 1.

Factor geométrico I : Ecuación 14-23 Shigley Se usan las expresiones para engranes externos, por lo que m_n toma el valor de 1.

Fórmula 43. Factor geométrico I .

$$I = \frac{\cos(\phi) \cos(\phi)}{2m_n} \frac{m_G}{m_G + 1} = 0.080348451$$

Dónde:

$$m_G = \frac{N_G}{N_P} = \frac{d_G}{d_P} = 1$$

Fórmula 44. Esfuerzo de contacto.

$$\sigma_c = C_p \sqrt{W^t K_0 K_v K_s \frac{K_m C_f}{dF I}}$$

$$\sigma_c = C_p \sqrt{969.6208841 * 1 * 1.056723201 * 1.162904099 \frac{1.129467015}{13 * 2} \frac{1}{0.080348451}} = 58138.64381 \text{ psi}$$

4.6.3.12 Esfuerzo de flexión permisible.

El número de esfuerzo de flexión permisible S_t se toma de la Figura 14-2 Shigley para acero completamente endurecido Grado 2 y la expresión con la que se obtiene su valor es:

Fórmula 45. Número de esfuerzo de flexión.

$$S_t = 102H_B + 16400 = 66860 \text{ psi}$$

Factor de Temperatura K_t : La temperatura de funcionamiento es menor o igual a 120°C, por lo que K_T es igual a 1

Factor de ciclos de esfuerzo: Figura 14-14 Shigley (Factor de ciclos de esfuerzo aplicados de resistencia a flexión) cuya expresión matemática es:

Fórmula 46. Factor de ciclos de esfuerzo.

$$Y_N = 1.3558N^{-0.0178} = 0.937552572$$

Factor de confiabilidad K_r : Tomado de la tabla 14-10 Shigley.

Tabla 19. Confiabilidad K_R .

0.9999	1,5
0.999	1,25
0.99	1
0.90	0,85

Para este caso se toma una confiabilidad de 0,99, por lo que el factor K_r es igual a 1.

Fórmula 47. Esfuerzo de flexión permisible.

$$\sigma_{perm} = \frac{S_T Y_N}{S_F K_T K_R}$$
$$\sigma_{perm} = \frac{66890 \text{ psi}}{19.10557113} \frac{0.937552572}{1 * 1} = 62712.89154 \text{ psi}$$

4.6.3.13 Factor de seguridad a flexión.

Una vez hallados los valores de esfuerzo de flexión y los valores permisibles, se determina el valor del coeficiente de seguridad a flexión SF con la siguiente expresión:

Fórmula 48. Valor del coeficiente de seguridad a flexión.

$$S_F = \frac{S_T Y_N (K_T K_R)}{\sigma}$$
$$S_F = \frac{66890 \text{ psi} * 0.937552572(1 * 1)}{19.10557113} = 19.10557113$$

El factor de seguridad tan alto indica que efectivamente bajo estas condiciones de carga y con las características geométricas del engrane, este no falla por flexión

4.6.3.14 Esfuerzo de contacto permisible.

Para la determinación del esfuerzo de contacto permisible, se determinan entonces una serie de factores que permiten hallar el factor de seguridad a contacto del conjunto de engranes.

Numero de esfuerzo de contacto permisible Sc Grafica para aceros completamente endurecidos Grado 2 y cuya expresión es⁴⁰:

Fórmula 49. Esfuerzo de contacto permisible Sc.

$$S_c = 349H_B + 34300 = 207055$$

Factor de vida Zn Tomado de Shigley (2006) Figura 14-15

$$Z_N = 1.4488N^{-0.023} = 0.899515057$$

Factor de temperatura Kt: El factor de temperatura es igual a 1 porque se considera una temperatura de trabajo menor o igual a 120°C

Factor de relación de durezas CH: El Factor de Relación de dureza se toma como 1 ya que se éste se usa únicamente para los casos en que se trata de una corona.

Factor de confiabilidad KR: Tomado de la tabla 14-Shigley (2006).

⁴⁰ Op Cit, Shigley. 2006. Figura 14.5

Tabla 20. Confiabilidad Kr.

0.9999	1.50
0.999	1.25
0.99	1.00
0.90	0.85
0.50	0.70

Para el caso de contacto se toma un factor de confiabilidad de 1,25 ya que se requiere una confiabilidad de 0,999

Esfuerzo de contacto permisible, basado en la ecuación 14-18 Shigley (2006) "Unidades habituales en Estados Unidos".

Fórmula 50. Esfuerzo de contacto permisible.

$$S_C \frac{Z_N C_H}{K_T K_R} = 148999.27.21 \text{ psi}$$

4.6.3.15 Factor de seguridad a contacto. Una vez hallados los valores de esfuerzo de contacto y los valores permisibles, se determina el valor del coeficiente de seguridad a contacto S_H con la siguiente expresión:

Fórmula 51. Factor de seguridad a contacto.

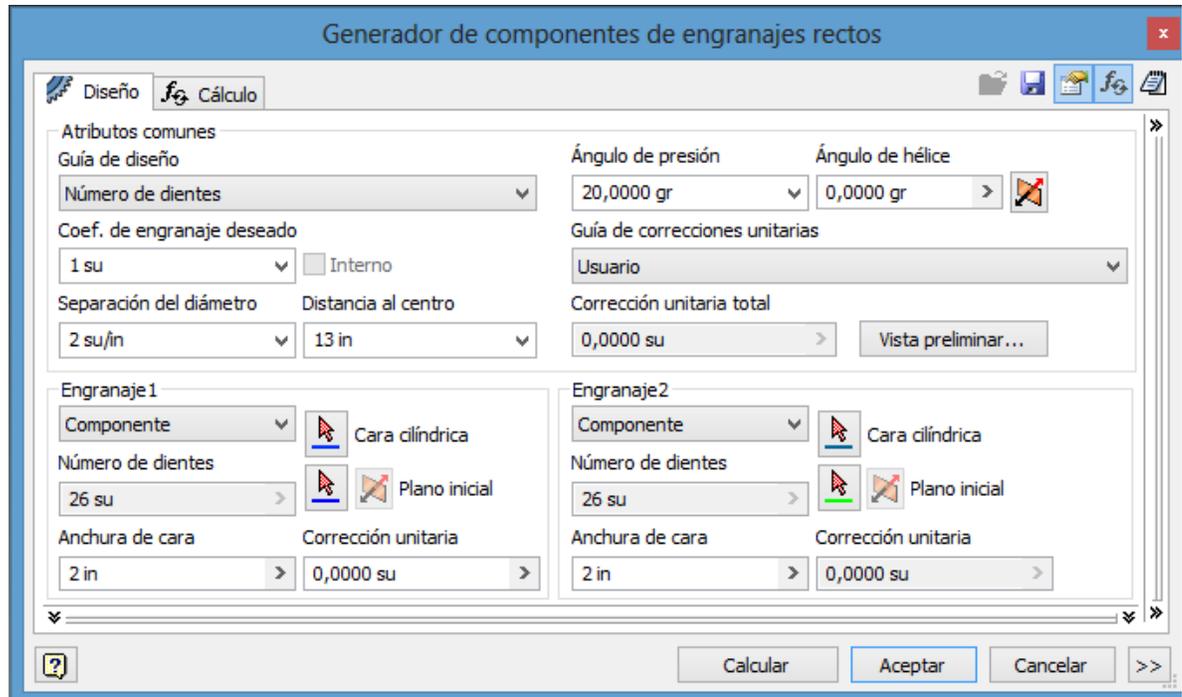
$$S_H = \frac{S_C Z_N C_H (K_T K_R)}{\sigma_C} = 2.562826758$$

El factor de seguridad obtenido y cuyo valor es mayor a 2, es un indicador que para el número de ciclos que se calcularon los engranes, ninguno de estos falla por contacto.

4.7 COMPARACIÓN

Para tener una mayor certeza de la veracidad de los cálculos realizados, se hizo una comparación con los resultados obtenidos con el software Inventor 2014, versión académica, en la que se muestran los siguientes datos:

Tabla 21. Parámetros geométricos en Inventor.



Como se puede observar en la figura 5, se incluyen los mismos parámetros geométricos que se contemplan en el cálculo mostrado anteriormente:

- Número de dientes: 26 dientes
- Paso diametral de 2 dientes/pulgada
- Ángulo de presión de 20°
- Relación de transmisión 1:1,
- Distancia entre centros: 13 [in]
- Ancho de cara: 2[in]

El cálculo de esfuerzos y factor de seguridad se muestra en la figura 6, y aunque los valores son cercanos a los calculados manualmente, no son exactamente iguales debido a la variación en las propiedades del material seleccionado.

Tabla 22. Cálculo de resistencia de engranes en Inventor 2014 versión académica.

En la tabla 32 se muestran los siguientes resultados:

- Fuerza Tangencial: 969,621 lb
- Potencia: 2 [hp]
- Velocidad angular: 20 rpm
- Factor de seguridad a Flexión SF=16.935
- Factor de seguridad a contacto: 2.014

Con lo anterior, se comprueba que efectivamente ninguno de los engranes falla ni por contacto, ni por flexión para un total de 10^9 ciclos.

4.7.1 Cálculo de Chavetas.

- Material:
 - Acero AISI 1030 templado y revenido
 - Esfuerzo último a tensión $S_{ut} = 123$ ksi
 - Esfuerzo de fluencia $S_y = 94$ ksi
 - Resistencia a cortante $S_{ys} = 47$ ksi
 - Potencia de entrada: 2[hp]
 - Velocidad angular: 20 RPM

Fórmula 52. Torque.

$$T = \frac{P_{ot} \times 33000 \times 6}{\pi n} = 6302.535746 \text{ lb} - \text{in}$$

Diámetro de eje d : 40 mm = 1,57480315 [in]

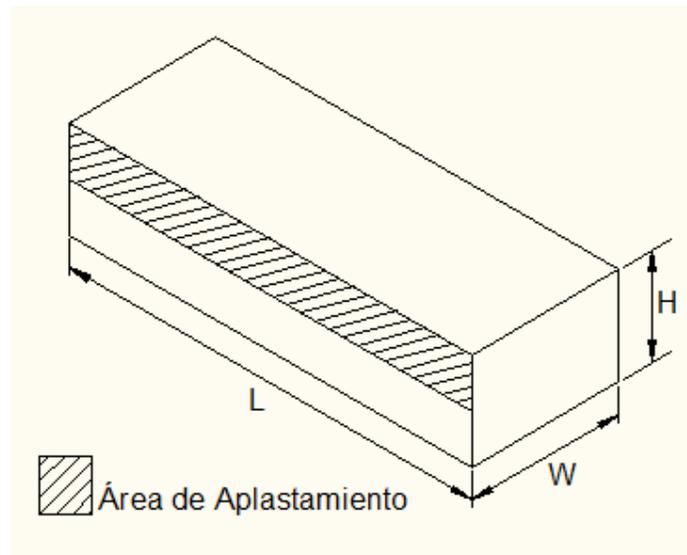
Fórmula 53. Fuerza en la cuña.

$$F = \frac{2T}{d}$$

$$F = \frac{2 * 6302,535746 \text{ in}}{1,57480315 \text{ in}} = 8004,220398$$

Luego se toma la consideración de cuñas de sección cuadrada y cuya área efectiva de transmisión para aplastamiento, por simplicidad de cálculo es la que se muestra en la figura siguiente.

Figura 59. Área de aplastamiento en cuña cuadrada.



Ancho de cara W Depende del rango en el que se encuentre el diámetro del eje
Diseño de Maquinas de Norton= 0,375 [in] (basado en Norton 1999, Tabla 9-2)

Altura de cara H: Se considera que se usan cuñas cuadradas, por lo que el ancho y la altura de la sección transversal de la cuña son iguales= 0,375 [in]

Factor de seguridad deseado N: 2

Fórmula 54. Longitud de aplastamiento.

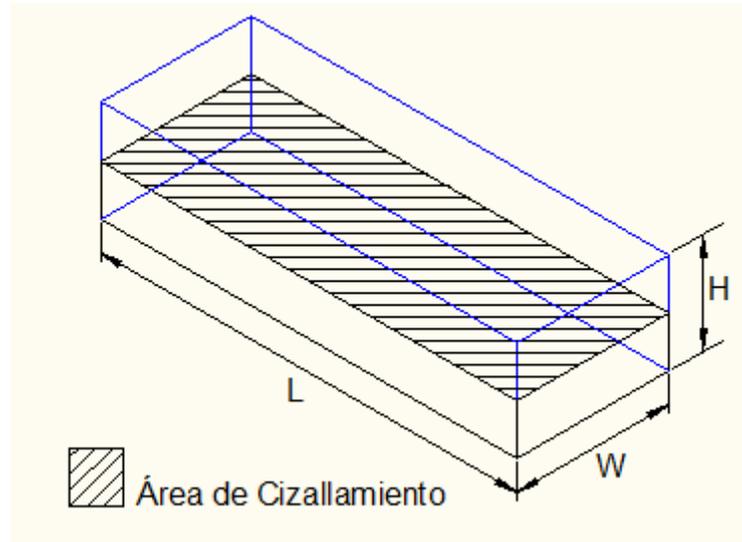
$$L = \frac{FN}{\frac{H}{2} S_Y} =$$

$$L = \frac{8004.220398 \times 2}{\frac{0.375}{2} 94} = 0.908280329 \text{ in}$$

Con lo anterior, se indica que para aplastamiento, la longitud de la cuña debe ser de 0, 9[in] y debido a que el ancho de cara de los engranes es de 2 in, se indica que las chavetas no fallan por aplastamiento

4.7.2 Cálculo por cizallamiento. Se toma la consideración de cuñas de sección cuadrada y cuya área efectiva de transmisión para cizalla, por simplicidad de cálculo es la que se muestra en la figura siguiente.

Figura 60. Área de cizallamiento.



Ancho de cara W Depende del rango en el que se encuentre el diámetro del eje Diseño de Maquinas de Norton [2]= 0,375 [in]. (basado en Norton 1999, Tabla 9-2)

Altura de car H: Se considera que se usan cuñas cuadradas, por lo que el ancho y la altura de la sección transversal de la cuña son iguales= 0,375 [in]

Factor de seguridad deseado N: 2

Fórmula 55. Longitud de cizalla.

$$L = \frac{FN}{WS_{ys}}$$

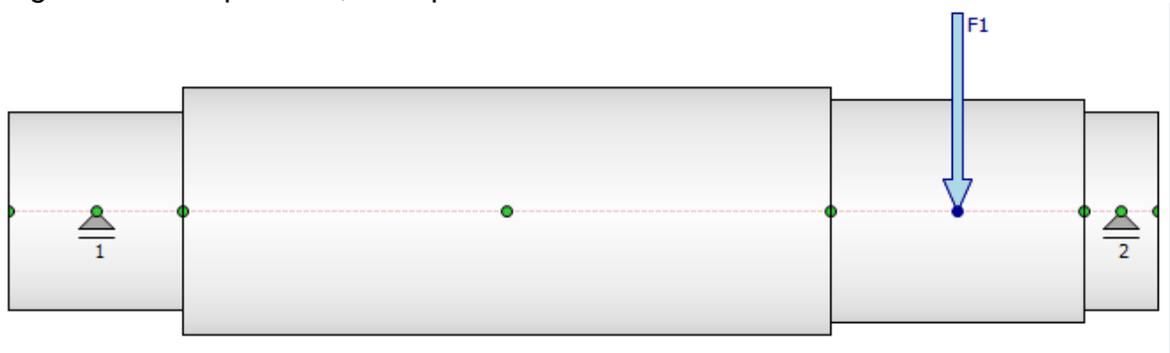
$$L = \frac{8004.220398 \times 2}{0.375 \times 47} = 0.908280329 \text{ in}$$

Con lo anterior, se indica que para cizallamiento, la longitud de la cuña debe ser de 0,9 [in] y debido a que el ancho de cara de los engranes es de 2 in, se indica que las chavetas no fallan por cizalla.

4.8 DISEÑO DE LOS EJES

4.8.1 Primer eje: Eje de motor. Este eje se diseña para acoplarlo al motor responsable de enviar el movimiento de rotación hacia el engrane secundario, por lo que se realiza los respectivos cálculos de acuerdo con las cargas que se le aplican.

Figura 61. Cuerpo Libre, vista preliminar en 2 D.



En donde 1 y 2 son los apoyos simples y F1 representa la fuerza radial generada del cálculo de los engranes y es de: 382,913 Lb que es lo mismo que 1703,96 N. Las dimensiones estarán especificadas en el modelado y en los planos.

Tabla 23. Propiedades mecánicas del material del eje.

Módulo de elasticidad	E	207000 MPa
Módulo de rigidez	G	793000 MPa
Densidad	P	7860 kg/m ³
Propiedades de cálculo		
<input checked="" type="checkbox"/> Usar densidad		
<input checked="" type="checkbox"/> Usar coef. de desplazamiento cortante		1,188 su
Número de divisiones de eje		1000 su
Modo de tensión reducida		HMH

La tabla representa las diferentes propiedades que posee el material del eje que se está diseñando, que corresponde al acero 1020, ideal para emplearlo en ejes que están sometidos a cargas críticas.

- **Resultados.**

Tabla 24. Resultados primer eje.

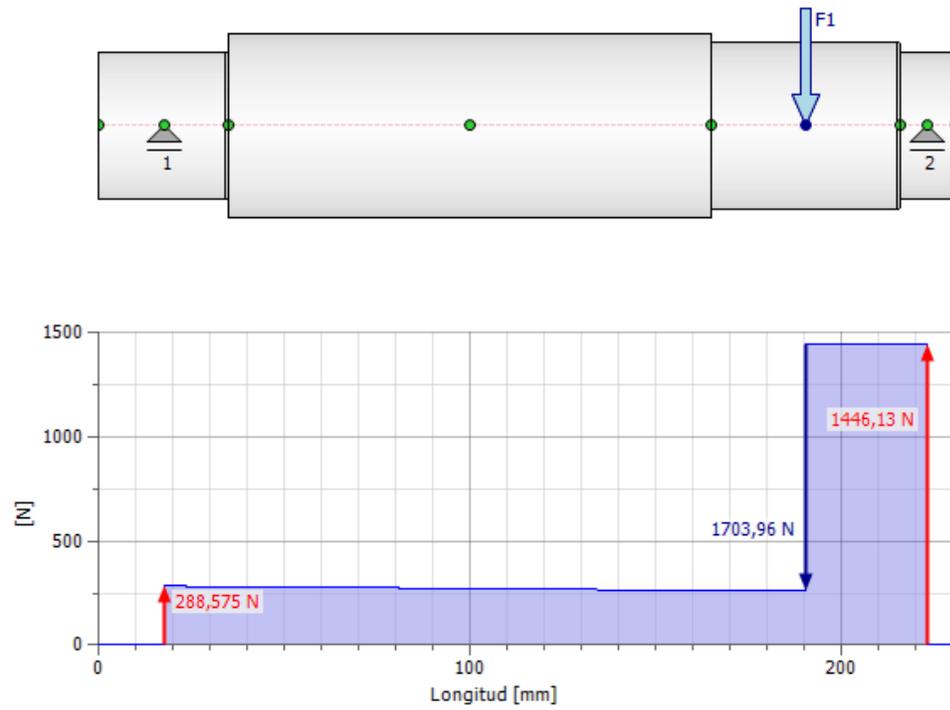
Resultados		1. Carga (F1)			
L	230,800 mm	f_Y	-1,839 μm		
Masa	3,135 kg	f_X	0,000 μm		
σ_B	5,308 MPa	1. Soporte		2. Soporte	
τ_S	1,150 MPa	F_Z	0,000 N	F_Z	0,000 librafuerza
τ	0,000 MPa	F_Y	288,575 N	F_Y	325,103 librafuerza
σ_T	0,000 MPa	F_X	0,000 N	F_X	0,000 librafuerza
σ_{red}	5,535 MPa	Y_Y	0,000 $\mu\text{m}/\text{N}$	Y_Y	0,000 $\mu\text{in}/\text{N}$
$f_{m\acute{a}x}$	2,723 μm	f_Y	-0,000 μm	f_Y	-0,000 μin
ϕ	0,0 gr	f_X	0,000 μm	f_X	0,000 μin

En donde σ_b es el esfuerzo a flexión máximo en el eje, τ_s es el esfuerzo cortante máximo, y τ es el esfuerzo de torsión, $f_{m\acute{a}x}$ es la flexión máxima en el eje. Para el 2 soporte (rodamiento) la fuerza de apoyo en N es de 1446,7 N que será considerada para la selección del rodamiento apropiado.

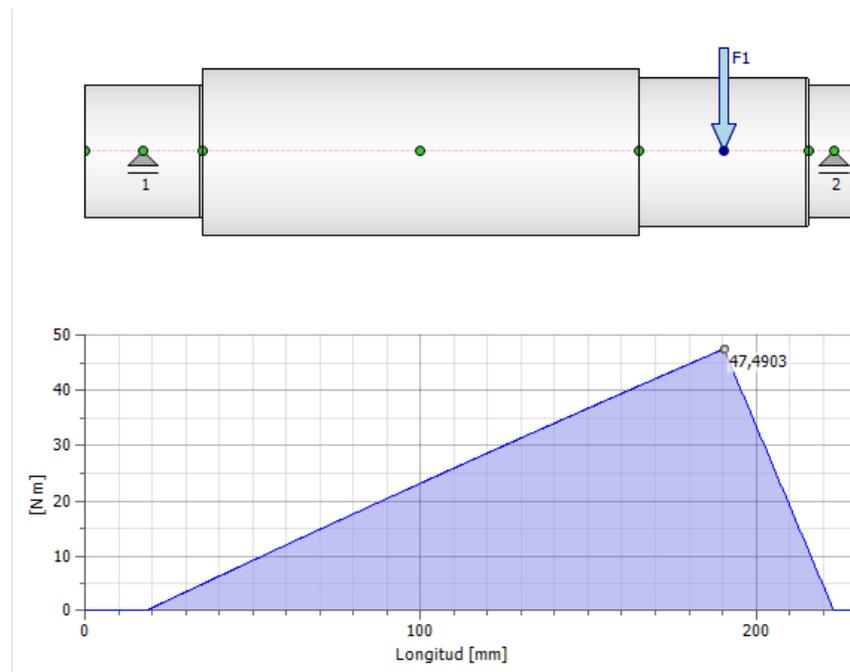
4.8.1.1 Diagramas.

- **Diagrama de Cortante.** Al igual que el otro diagrama de cuerpo libre los puntos 1 y 2 representan los apoyos simples y la fuerza F_1 representa la carga que se aplica en esta parte del eje que corresponde concretamente a la fuerza radial del engrane acoplado a este eje.

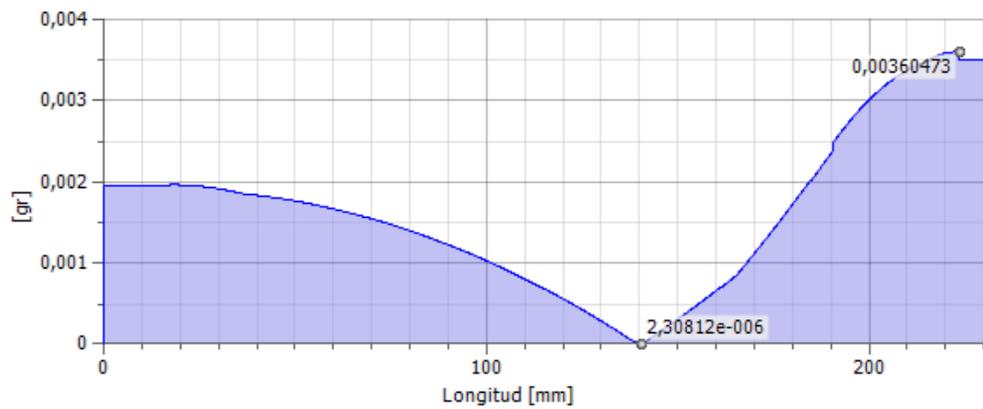
Gráfica 4. Diagrama de Cortante.



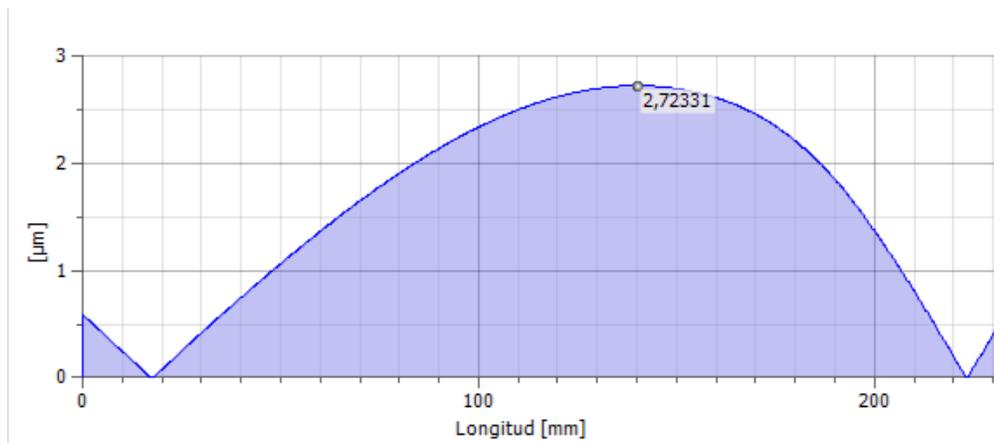
Gráfica 5. Momento flector.



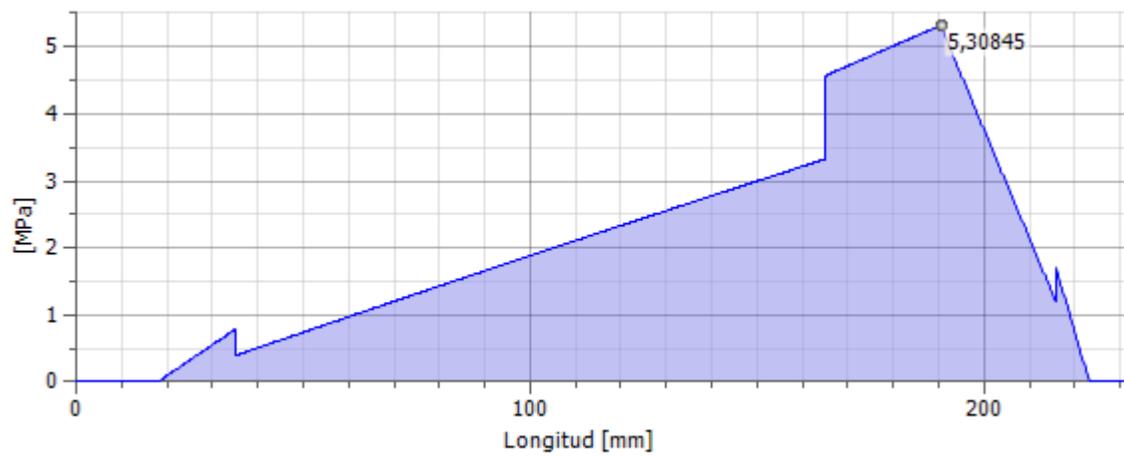
Gráfica 6. Angulo de flexión.



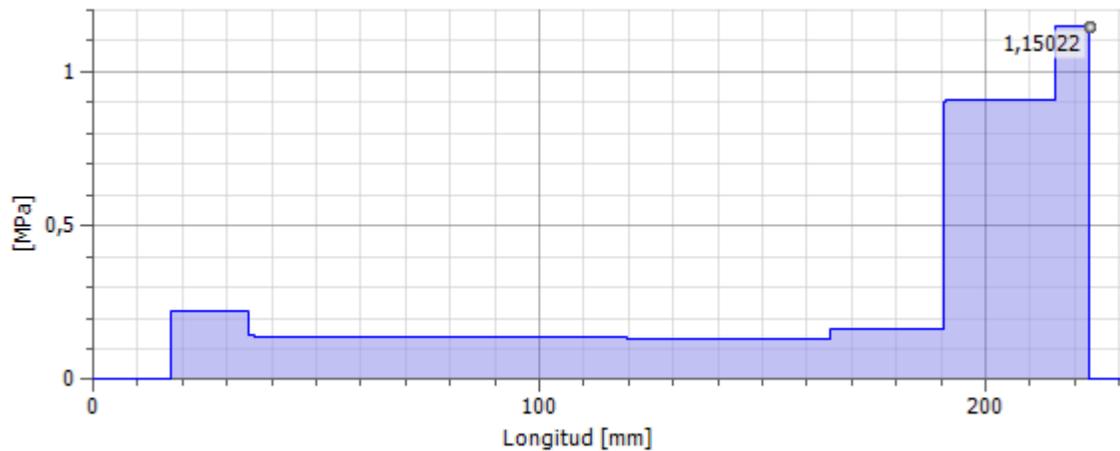
Gráfica 7. Flexión – deformación.



Gráfica 8. Esfuerzo de flexión.



Gráfica 9. Esfuerzo Cortante.



Con los resultados de los anteriores diagramas se demuestra que los ejes tienen puntos críticos que son óptimos para el diseño del eje.

4.8.2 Segundo Eje. Eje de la caja. Este eje es el encargado de finalmente transmitir el movimiento de yaw hacia los lados directamente a la parte inferior de la cabina, de esta manera se ejecuta este tipo de movimiento.

En donde 1 y 2 son los apoyos simples y F1 representa la fuerza radial generada para mover los 800 kilogramos que pesa la cabina a lo sumo.

Tabla 25. Cargas y diagrama de cuerpo libre.

Material	
<input type="checkbox"/> Material de usuario	...
Módulo de elasticidad	E 206000 MPa ▶
Módulo de rigidez	G 80000 MPa ▶
Densidad	P 7860 kg/m ³ ▶
Propiedades de cálculo	
<input checked="" type="checkbox"/> Usar densidad	
<input checked="" type="checkbox"/> Usar coef. de desplazamiento cortante	1,188 su ▶
Número de divisiones de eje	1000 su ▶
Modo de tensión reducida	HMH ▼

En la tabla 35 están las propiedades del material que constituye el eje, lo que resulta ser las características principales de esta material para este tipo de elemento.

Las propiedades del material que se encuentra en la tabla corresponden al acero 1020, ya que es el ideal soportar las cargas críticas que se presentan en estos elementos.

Figura 62. Eje con los puntos de reacciones y aplicación de la fuerza.

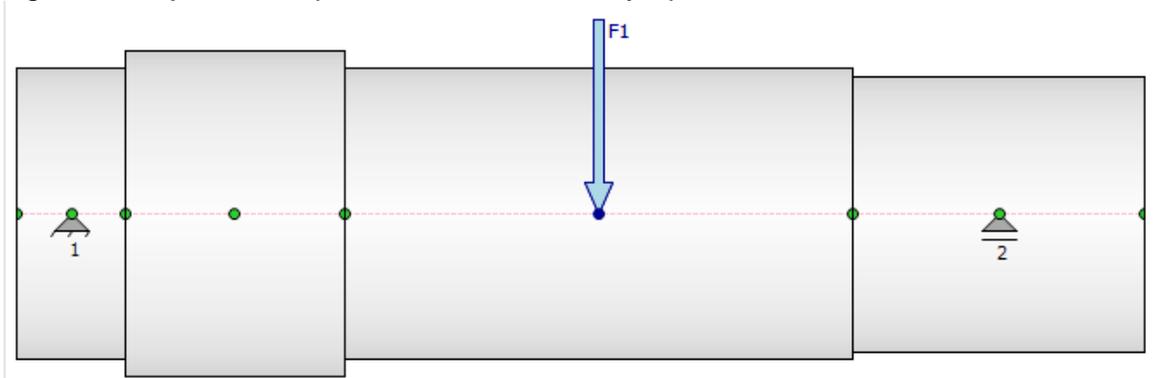


Tabla 26. Resultados de las fuerzas en los ejes X , Y y Z .

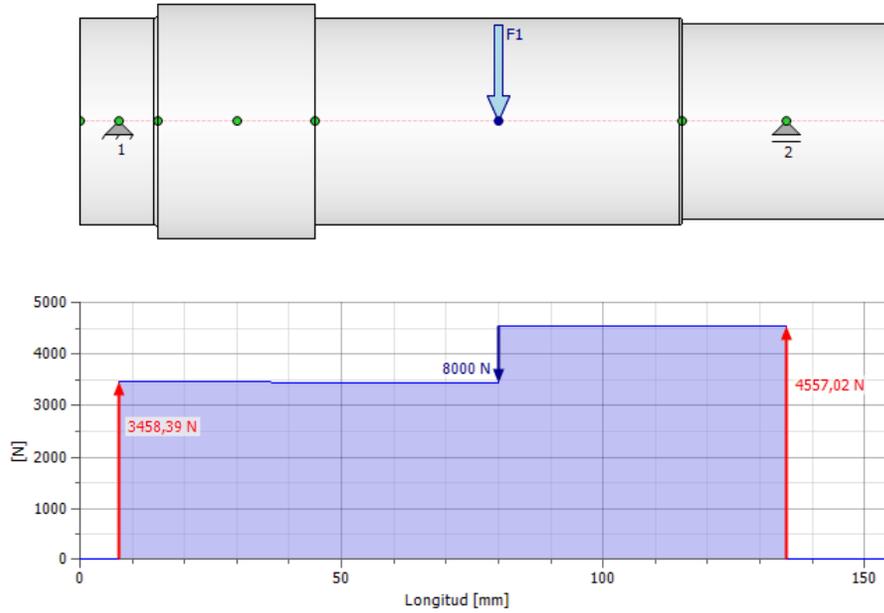
Resultados		1. Soporte	
L	155,000 mm	F _Z	0,000 N
Masa	1,571 kg	F _Y	3458,387 N
σ_B	39,850 MPa	F _X	0,000 N
τ_S	4,017 MPa	Y _Y	0,000 $\mu\text{m}/\text{N}$
τ	0,000 MPa	f _Y	-0,000 μm
σ_T	0,000 MPa	f _X	0,000 μm
σ_{red}	40,339 MPa	2. Soporte	
f _{máx}	15,458 μm	F _Z	0,000 N
ϕ	0,0 gr	F _Y	4557,021 N
1. Carga (F1)		F _X	0,000 N
f _Y	-15,456 μm	Y _Y	0,000 $\mu\text{m}/\text{N}$
f _X	0,000 μm	f _Y	-0,000 μm
		f _X	0,000 μm

La tabla 36 representa los diferentes resultados de las fuerzas en los ejes X, Y y Z de ambos soportes en el momento de generarse la aplicación de estos, además están los datos correspondiente sobre el material del correspondiente eje

4.8.2.1 Diagramas.

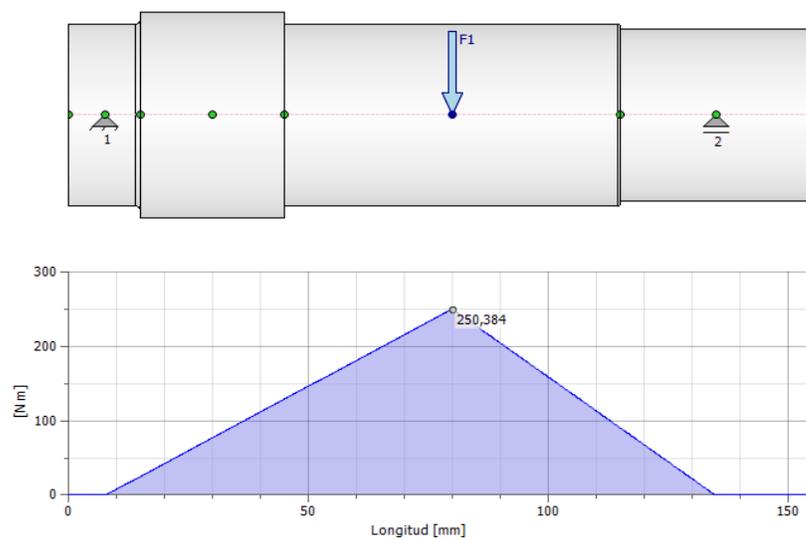
- **Diagrama de Cortante.** Al igual que el otro diagrama de cuerpo libre se aplica los apoyos simples representados por los puntos 1 y 2 y la fuerza radial generada que se aplica en el centro del eje, para mover los 800 kg que corresponde al peso de la cabina.

Gráfica 10. Diagrama de Cortante.

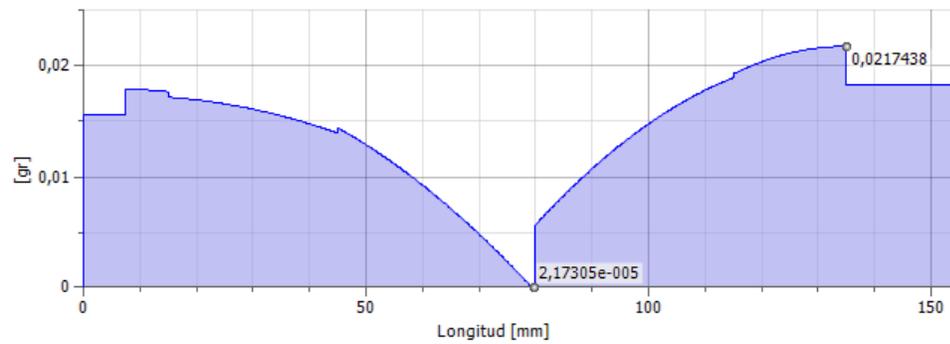


Gráfica 11. Diagrama de momento

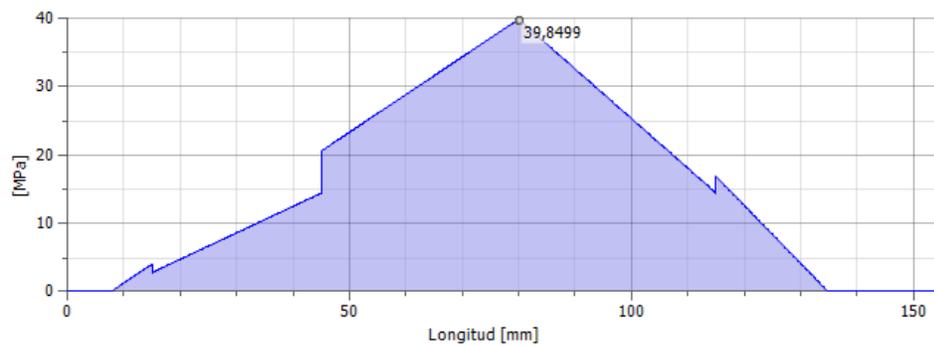
Gráfico



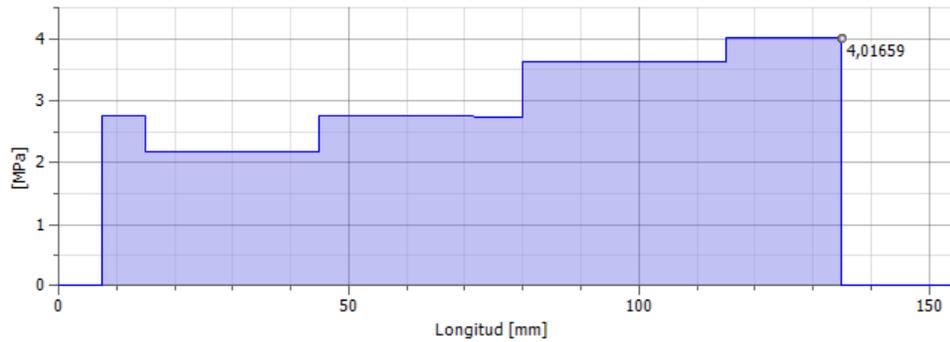
Gráfica 12. Angulo de flexión.



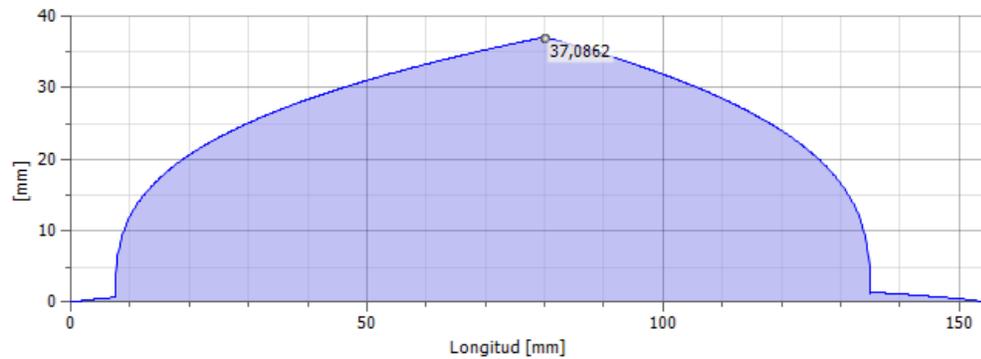
Gráfica 13. Esfuerzo de flexión.



Gráfica 14. Esfuerzo cortante.



Gráfica 15. Diámetro ideal



Con los resultados de los anteriores diagramas queda demostrado que los ejes tienen unos puntos críticos que son óptimos para el respectivo diseño.

4.8.3 Rediseño del resorte. Se rediseñó el resorte con el objetivo de que el diámetro del resorte y el diámetro de la espira entregue mayor estabilidad a diseño, debido a que en el anterior diseño dio resultados no muy favorables para cumplir con las condiciones de amortiguamiento, debido a que al comprimirse el resorte no poseía la suficiente longitud para lograr un mejor desempeño, por lo que fue necesario aumentar su longitud natural.

Tabla 27. Valores del nuevo diseño del resorte.

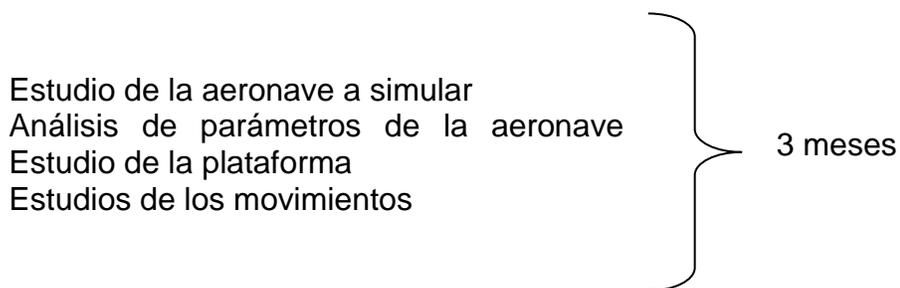
Mínima resistencia a la tracción Valores tabla 10-4 Budynas, Material Cromo-Vanadio					
A	2005	[Mpa]			
d	12	[mm]	1,20E-02	[m]	
m	0,168	[Cte]			
Sut	1,32E+03	[Mpa]			
Ssy	660,3617837	[Mpa]	Tabla 10-6		
D	1,32E+02	[mm]	1,32E-01	[m]	
Diametro medio	120,34	[mm]	1,20E-01	[m]	
Indice de Resorte C	10,02833333	[Adimen]	ok		
KB	1,134722472				
F	3,75E+11	Fuerza correspondiente al limite plástico			
G	7,72E+10	Pa			
K	5758,171052	[N/m]			
y	3,00E-01	[m]			
Fefectiva	1727,451316	[N]			
L	315				
	372,42				
LT	687,42	Longitud Total Resorte			
N*d	255				
Deflexion	300	OK			

Con el fin de ampliar más información sobre el resorte, el lector puede remitirse a la hoja de cálculo donde se encuentran todas las fórmulas utilizadas, el libro guía para este diseño es de *Budynas*.

5. ASPECTOS DEL PROCESO PARA LA FABRICACIÓN, ENSAMBLE Y DESARROLLO DE LA PLATAFORMA DINÁMICA

5.1 CRONOGRAMA DE PROCESOS PARA EL DESARROLLO DE LA PLATAFORMA DINÁMICA

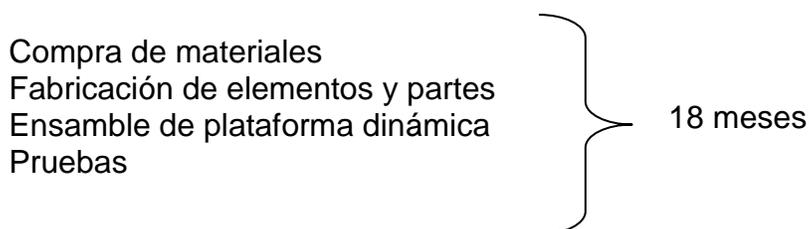
5.1.1 Fase (I) Estudios previos. Los siguientes aspectos se tuvieron en cuenta durante la fase previa de diseño, cálculos, modelación y prospectiva de la plataforma dinámica.



5.1.2 Fase (II) Diseños y modelación. Los siguientes aspectos fueron la base del desarrollo del capítulo 3 del presente documento.



5.1.3 Fase (III) Fabricación, ensamble y montaje de la plataforma dinámica. Esta fase no se contempló en el desarrollo del proyecto, pero si se realizó una prospectiva sobre la misma y se describe en el siguiente numeral sobre la base de los recursos necesarios para la misma.



5.2 RECURSOS FÍSICOS NECESARIOS

5.2.1 Materiales y piezas.

42 metros de acero estructural	630.000
Fabricación de estructura superior	200.000
Fabricación de estructura inferior	200.000
Material para resorte	100.000
Fabricación de resorte	130.000
3 rotulas	294.300
Material para ejes de mecanismo de yaw	150.000
Fabricación de ejes de mecanismo de yaw	120.000
Material para engranajes	352.000
Fabricación de 2 engranajes	600.000
Material para eje del resorte	230.000
Fabricación del eje del resorte	225.000
3 motores para el movimiento de pitch y de roll	41'192.400
1 motor para el movimiento de yaw	4'773.600
Material para biela	520.000
Fabricación de las tres bielas	450.000
Material para manivelas	210.000
Fabricación de las tres manivelas	180.000
Cardan	450.000
Total	51'007.000

5.3 RECURSOS HUMANOS

5.3.1 Talento humano requerido en el proceso de ensamble.

Perfil profesional	Número de profesional	Honorarios Mensual	Subtotal	Tiempo contratado en meses	Total Honorarios
Ingenieros mecánicos	2	25.000.000	5.000.000	18	90.000.000
Ingenieros aeronáuticos	2	25.000.000	5.000.000	18	90.000.000
Ingenieros electrónicos	2	25.000.000	5.000.000	18	90.000.000
Técnico metalmecánico	2	800.000	1.600.000	18	28.800.000
Técnicos en soldaduras	2	800.000	1.600.000	18	28.800.000
Técnicos en electrónica	2	800000	1600000	18	28.800.000
Totales		77.400.000,00	19.800.000,00		356.400.000

5.4 RECURSOS TECNOLÓGICOS

Recurso	Descripción	Costo
Software	Ansys	4'500.000
	Matlab	2'500.000
	Solid-edge	1'750.000
	Inventor	2'380.000
	Excel	450.000

5.5 RECURSO LEGAL⁴¹.

• Solicitudes
• Registros
• Licencias
• Aprobación certificación

5.6 RECURSOS ECONÓMICOS

5.6.1 Presupuesto de inversión.

Destino de uso	Valor Col	Valor U\$
Estudios previos	5.000.000	2555,58
Honorarios	356400000	182162,02
Materiales	51.007.000	26070,53
Tecnológicos	11.580.000	5918,73
Asp Legal*		
Total	423.987.000	216.706,87

La inversión inicial a la fecha en dólares son U\$ 216.706.87

Respecto a la proyección con incremento del IPC y Tasa inflación para el año 2014 se estima en:

Variable	Índice	valor proyectado
Tasa inflación 2014	2,87%	US 222.926.36
IPC	2,9%	U\$ 222.991,34
Total		U\$ 229,210,86

⁴¹ El valor económico respecto a los recursos legales, están sujetos a los requerimientos del RAC respecto al solicitante final; para lo cual, es un aspecto subjetivo de cuantificar en este proyecto, por cuanto son variables dependientes de exigencias para una institución en instrucción de aeronáutica.

6. CONCLUSIONES

Teniendo como base los fundamentos de una plataforma dinámica en la simulación de vuelo, se conoció y analizó las necesidades que surgen a la hora de diseñar una plataforma con las respectivas características tales como los sistemas de movimiento, los grados de libertad, capacidad de peso. Lo anterior permitió a los investigadores y proponentes del proyecto conocer los requerimientos que debe tener una plataforma para que sea apta para la industria aeronáutica siguiendo con la reglamentación vigente a nivel nacional.

Al conocer los parámetros técnicos de la aeronave b-737, se conoció las condiciones que debe cumplir la plataforma en el momento de ejecutar los movimientos de acuerdo con las características de la aeronave seleccionada, tales como ángulos de inclinación, duración en ejecutar los movimientos, entre otros, además al tener en cuenta las medidas de la cabina de este tipo de aeronave facilitó definir las medidas de algunas partes de la plataforma y también de poder diseñar los elementos de la plataforma con el propósito de que fueran aptos para realizar el trabajo asignado.

Al diseñar la plataforma dinámica para este tipo de aeronave se establecieron procedimientos que fueron necesarios para conocer ciertos resultados que ayudaran a encontrar soluciones a múltiples problemas tales como la viabilidad de algunas piezas en la plataforma, la implementación de mecanismos que permitiera facilitar algunas tareas, aplicación de software que permitiera detectar fallas en algunos elementos, entre otros.

Teniendo en cuenta los procedimientos que surgieron al empezar con el proceso de diseño se identificaron diferentes problemas que se presentan al diseñar una máquina de estas características.

Al finalizar el diseño de la plataforma dinámica fue posible conocer el costo real que conlleva construir un plataforma dinámica que van desde la compra de los materiales hasta la fabricación de cada uno de sus componentes, además se tuvo en cuenta el costo que significa emplear el personal necesario para diseñar y construir este tipo de máquinas, por lo que en definitiva se puede tener un valor claro del costo de este proyecto incluyendo también los estudios iniciales.

En síntesis, el costo de la construcción de la plataforma va mucho más allá del costo de materiales y mano de obra también hay costos en la parte de reglamentación y aprobación de este tipo de máquinas, lo que se requiere una cantidad adicional de fondos para poder llevar a cabo un proyecto de esta magnitud.

7. RECOMENDACIONES

Las recomendaciones que se siguieren en el proyecto son las siguientes:

- Se debe instalar un amortiguador en el centro de la plataforma para poder ejecutar la amortiguación de todo el peso de la parte superior, debido a que el sistema masa-resorte dio como resultado un sistema inestable en el programa de simulink, lo que obliga a instalar este tipo de dispositivo, no se eligió por el inconveniente de que los que realizamos el proyecto no tenemos conocimientos en materia de control para haber seleccionado el amortiguador adecuado.
- En la plataforma es necesario crear un sistema de control electrónico, debido a que en este proyecto no se abordó este desarrollo debido a que los que desarrollamos este proyecto no poseemos conocimientos en el área del control electrónico y eso le compete a un ingeniero electrónico o mecatrónico.
- En la cabina es fundamental tener en cuenta el rango de visión en caso de que se proceda en adicionarle algún tipo de animación y control para realizar los grados en el rango de visión que respecta al tipo de aeronave seleccionada.
- Es necesario incluir una emisión de cartilla general con las prestaciones de la plataforma debido a que en este grado de diseño de la plataforma no es posible, porque para sacar un cartilla con las características finales de la plataforma se requiere de todos los sistemas de control electrónico y la respectiva programación para ejecutar los movimientos de acuerdo con los parámetros de la aeronave seleccionada, ya que teniendo estos sistemas si e posible enunciar en la cartilla los datos tales como la interfaz con sus respectivas funciones de aceleraciones y velocidades, el tipo de software y el tipo de editor que permite realizar un seguimiento de los movimientos.

BIBLIOGRAFÍA

AERONÁUTICA CIVIL COLOMBIANA. Reglamentos Aeronáuticos de Colombia. Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil. Oficina de Transporte Aéreo - Grupo de Normas Aeronáuticas. Consultado en: http://portal.aerocivil.gov.co/portal/pls/portal/!PORTAL.wwpob_page.show?_docname=29213744.PDF. Visto el 17 de febrero de 2013.

ANSI/ AISC 360-10: Specification for structural steel buildings. <http://www.aisc.org/WorkArea/showcontent.aspx>

BEER Ferdinand P., RUSSELL E, DEWOLF John T., MAZUREZ David F. Mecánica de materiales, quinta edición. Editorial: Mc Graw Hill, 2009

BUDYNAS, Richard. Diseño en Ingeniería Mecánica de Shigley.

DEUTSCHMAN, A.D. Diseño de Máquinas Teoría y Práctica. 1991.

DORF Richard C. y Bishop, Robert H. Sistemas de control moderno décima edición. University de California, the University of Texas, editorial prentice hall, 2005. p: 2-5 y 125-127

ERDMAN, Arthur & SANDOR, George. Diseño de Mecanismo, Análisis y síntesis. 1996.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Documento FAR 60 de la FAA. EE.UU.

GABAY, Jonathan. El arte de la simulación de vuelo. Sistemas Emergentes, Gestión y temas aeroespaciales 2001. Consultado en: <http://gabbai.com/academic/the-art-of-flight-simulation>, recuperado el 21 de mayo de 2013.

HIBBELER, Roberth. Estática. Mecánica para ingeniería. Editorial continental S.A., México. 1993.

HIBBELER, R.C. Mecánica para ingenieros: estática. editorial continental S.A. 1993 p 1-18

HIBBELER. Mecánica de materiales., editorial Prentice Hall. 1997. P: 657, 658, 659, 660.

JEPPESEN. The aviation dictionary for pilots and aviation maintenance technicians, 2006

OCAMPO GIL, Luis. Diseño de accionamientos y Transmisiones de Máquinas UTP. 1993.

MOTT, Robert L., diseño de elementos de máquinas. Cuarta edición

Revista avión revue internacional. Enero 2004 Motorpress-iberica. Director: José M Pares.

Revista avión revue internacional. Agosto 2001. Motorpress-iberica. Director: José M Pares.

SHIGLEY Budynas and Nisbett. Diseño en Ingeniería Mecánica Mechanical Engineering Design. Octava edición, 2006.

SHIGLEY. Diseño en ingeniería mecánica. Octava edición, Editorial Mc Graw-Hill, 2008. p 4-9

UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL DE AERONÁUTICA CIVIL. Reglamentos Aeronáuticos de Colombia. Parte primera, Definiciones. Consultado en: <http://www.aerocivil.gov.co/AAeronautica/Rrglamentacion/RAC/Biblioteca%20Indice%20General/PARTE%20%20PRIMERA%20-%20Definiciones.pdf> Recuperado el 10 de marzo de 2013.

UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL DE AERONÁUTICA CIVIL. Reglamentos Aeronáuticos de Colombia. Parte vigésimo cuarta - dispositivos simuladores para entrenamiento de vuelo. Oficina de Transporte Aéreo - Grupo de Normas Aeronáuticas. 2013

WEBGRAFIA

www.cae.com

www.simw.com

www.flightsimulatorcenter.com

www.reflutec.com

www.balticaa.com

www.ckas.com.au

www.datsunzcr.en.ec21.com

www.blog.electricbricks.com

www.newairplane.com/737ng

www.boeing.com/boeing/commercial/737family/specs.page

www.inmotionsimulation.com

www.uclm.es/area/ing_rural/Trans_const/TubosCuadrados.PDF

www.faa.gov

http://www.faa.gov/regulations_policies/faa_regulations/

GLOSARIO

AERONÁUTICA: es la disciplina que se encarga del estudio, diseño y construcción de artefactos mecánicos capaces de elevarse, como así mismo el control de las aeronaves en vuelo.⁴²

PLATAFORMA DINÁMICA: dispositivo mecánico que simula los movimientos de una aeronave, barco o vehículo con determinados grados de libertad, con el objetivo de dar la sensación de que se está en movimiento en el instante de la simulación, las plataformas pueden ser hidráulicas, neumáticas o eléctricas.

SIMULADOR DE VUELO: un simulador de vuelo es un sistema que intenta replicar o simular la experiencia de volar una aeronave de la forma más precisa y realista posible.⁴³

PITCH: Movimiento que se obtiene alrededor del eje imaginario lateral o transversal respecto a la aeronave, que va de punta a punta entre los planos que permite el movimiento de cabeceo donde sube y baja la parte frontal y la parte posterior.⁴⁴

ROLL: Movimiento que se realiza alrededor del eje que se extiende desde la nariz hasta la cola del avión.⁴⁵

YAW: Movimiento que se realiza en el eje que pasa por el centro de gravedad de la aeronave, el cual es perpendicular a los ejes transversal y longitudinal.⁴⁶

GRADOS DE LIBERTAD: los grados de libertad es el número de parámetros independientes que se necesitan para definir unívocamente la posición de un sistema mecánico en el espacio en cualquier instante.

ROTULA: una rotula es una articulación o junta en la cual una pieza terminada en una bola está unida a una pieza terminada en una cavidad o casquillo de forma que permite un relativo movimiento dentro de cierto ángulo en todos los planos.

EJES DE UNA AERONAVE: tres líneas imaginarias perpendiculares entre sí alrededor de una aeronave con libertad de girar. el eje longitudinal pasa a través del centro de la aeronave de gravedad de adelante hacia atrás. el eje lateral pasa

⁴² The aviation dictionary for pilots and aviation maintenance technicians, jeppesen, 2006

⁴³ The aviation dictionary for pilots and aviation maintenance technicians, jeppesen, 2006

⁴⁴ The aviation dictionary for pilots and aviation maintenance technicians, jeppesen, 2006

⁴⁵ The aviation dictionary for pilots and aviation maintenance technicians, jeppesen, 2006

⁴⁶ The aviation dictionary for pilots and aviation maintenance technicians, jeppesen, 2006

a través del centro de la de gravedad del avión de ala a ala, y el eje vertical pasa a través del centro de gravedad de la aeronave de arriba a abajo.⁴⁷

ANÁLISIS CINEMÁTICO: es el análisis de las fuerzas, desplazamientos, velocidades y aceleraciones que aparecen en una estructura o mecanismo como resultado de los desplazamientos y deformaciones.

ANÁLISIS ESTRUCTURAL: es el uso de ecuaciones referente a la mecánica de materiales con el objetivo de encontrar los esfuerzos, deformaciones y tensiones que actúan sobre una determinada estructura.⁴⁸

⁴⁷ The aviation dictionary for pilots and aviation maintenance technicians, jeppesen, 2006

⁴⁸ The aviation dictionary for pilots and aviation maintenance technicians, jeppesen, 2006

ANEXOS

Anexo 1. Informe de inventor sobre las nuevas condiciones de operación de la estructura

CASO 20 RPM, FUERZAS DE INERCIA CONSIDERADAS PARA EL DISEÑO.

Tabla 28. Propiedades físicas del acero estructural.

Analyzed File:	Assembly2.iam
Autodesk Inventor Version:	2013 (Build 170138000, 138)
Creation Date:	02/06/2013, 22:39
Simulation Author:	user
Summary:	

Project Info (iProperties)

Tabla 29. Project.

Designer	user
----------	------

Tabla 30. Physical.

Mass	38,9066 kg
Area	7567670 mm ²
Volume	15917700 mm ³
Center of Gravity	x=-64,4447 mm y=-397,175 mm z=-0,0000000520341 mm

Las siguientes tablas representan los datos de la estructura superior para la respectiva simulación tales como la masa, el área, el volumen y el centro de gravedad de esta parte de la plataforma

SIMULATION 2

Tabla 31. General objective and settings.

DesignObjective	Single Point
SimulationType	StaticAnalysis
LastModification Date	02/06/2013, 22:38
Detect and Eliminate Rigid Body Modes	No
Separate Stresses Across Contact Surfaces	No
MotionLoadsAnalysis	No

Tabla 32. Meshsettings.

Avg. Element Size (fraction of model diameter)	0,1
Min. Element Size (fraction of avg. size)	0,2
Grading Factor	1,5
Max. TurnAngle	60 deg
CreateCurvedMeshElements	No
Use part based measure for Assembly mesh	Yes

Tabla 33. Material(s).

Name	Steel	
General	MassDensity	7,85 g/cm ³
	YieldStrength	207 MPa
	UltimateTensileStrength	345 MPa
Stress	Young'sModulus	210 GPa
	Poisson's Ratio	0,3 ul
	ShearModulus	80,7692 GPa
Stress Thermal	ExpansionCoefficient	0,000012 ul/c
	ThermalConductivity	56 W/(m K)
	SpecificHeat	460 J/(kg c)
PartName(s)	estructura daniel.ipt EnsambleResorte.iam	

Esta tabla esta los datos del material de la estructura para realizar la respectiva simulación en inventor.

Tabla 34. Force 1. Operating conditions.

Load Type	Force
Magnitude	1400,000 N
Vector X	0,000 N
Vector Y	1400,000 N
Vector Z	0,000 N

SELECTED FACE(S)

Figura 63. Selected Face(s).

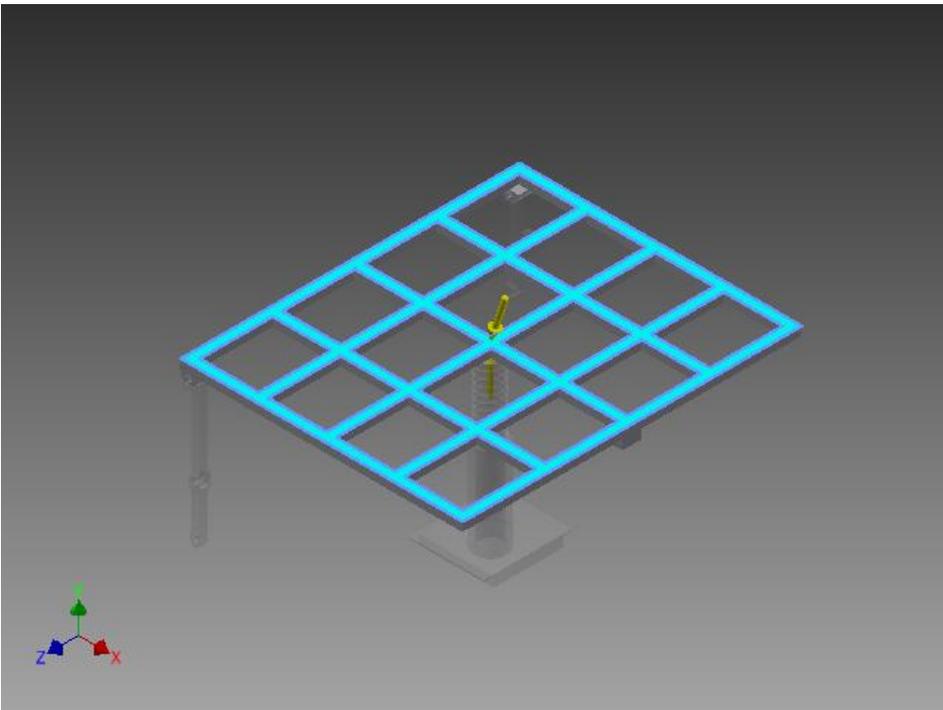


Tabla 35. Force 2.

Load Type	Force
Magnitude	9799,883 N
Vector X	-3028,000 N
Vector Y	-9320,350 N
Vector Z	0,000 N

Figura 64. Selected Face(s).

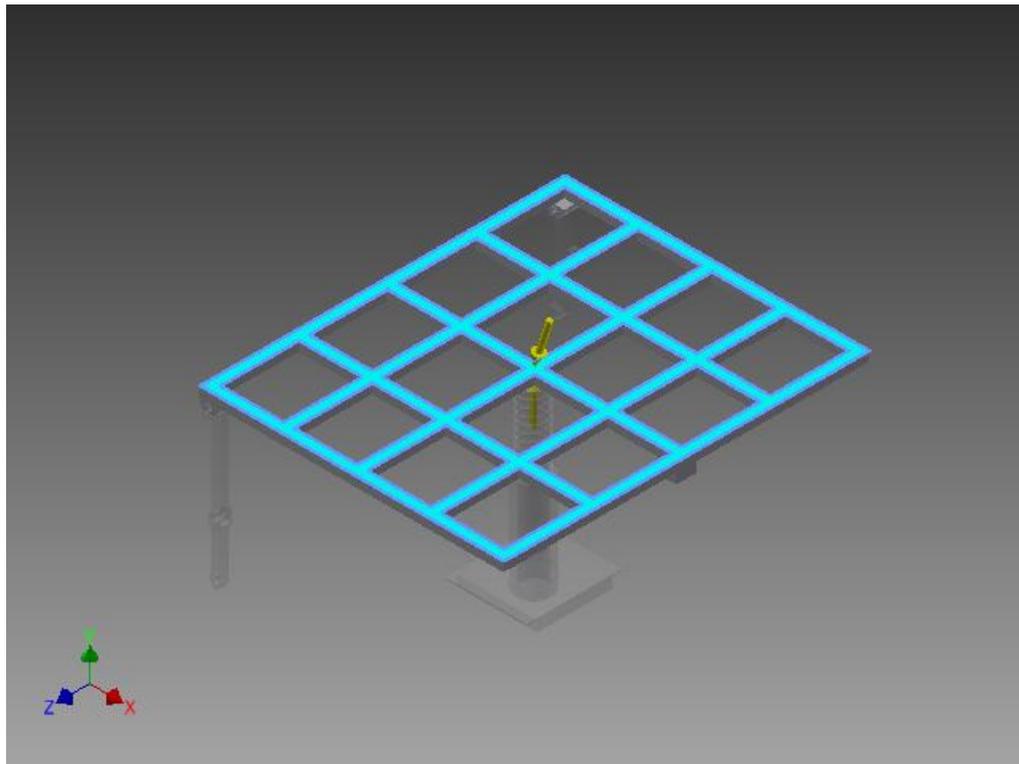


Tabla 36. Pin Constraint 1 .

ConstraintType	Pin Constraint
Fix Radial Direction	Yes
Fix Axial Direction	Yes
FixTangentialDirection	No

Figura 65. Selected Face(s).

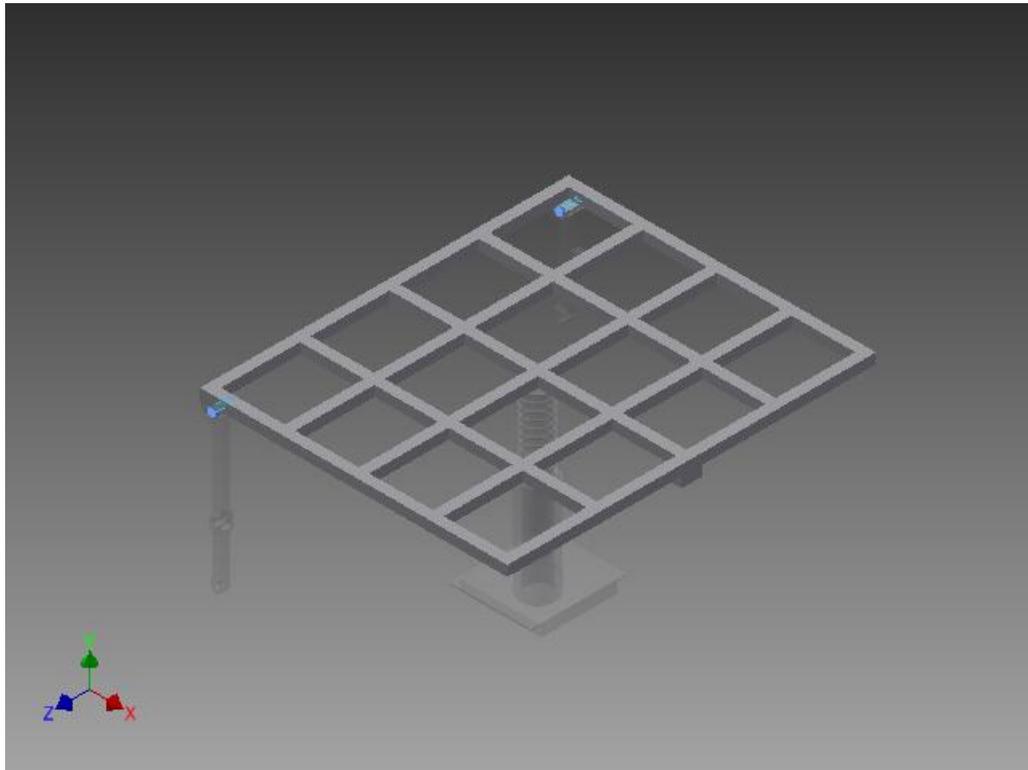
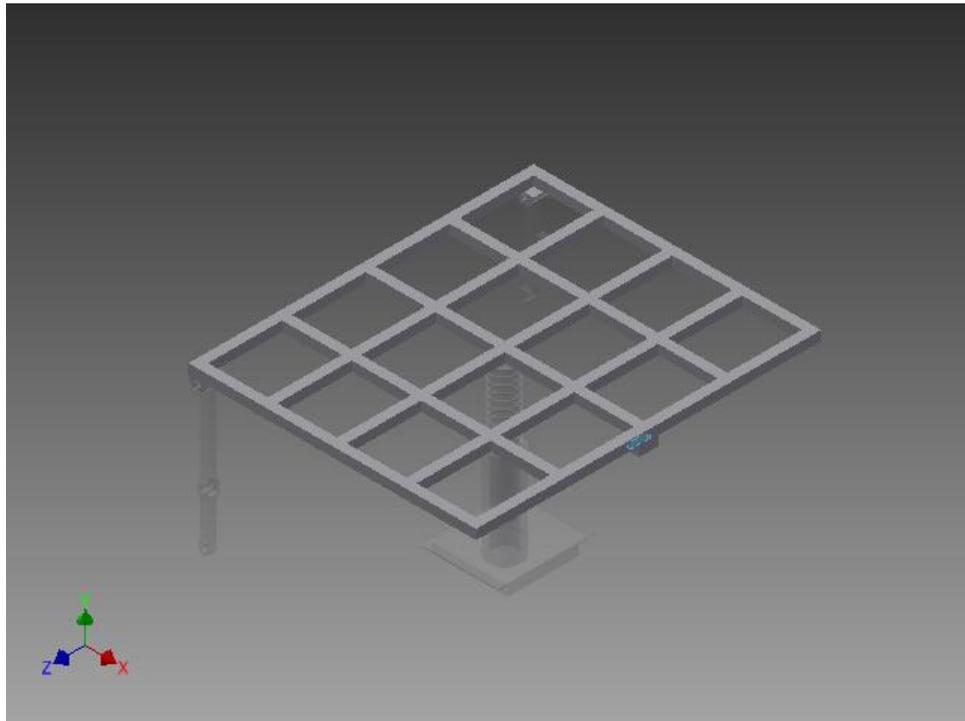


Tabla 37. Pin Constraint 2.

ConstraintType	Pin Constraint
Fix Radial Direction	Yes
Fix Axial Direction	Yes
FixTangentialDirection	No

Figura 66. Selected Face(s).



RESULTADOS

Tabla 38. Reaction Force and Moment on Constraints.

ConstraintName	ReactionForce		ReactionMoment	
	Magnitude	Component (X,Y,Z)	Magnitude	Component (X,Y,Z)
Pin Constraint:1	6922,32 N	5562,73 N	0 N m	0 N m
		4120,01 N		0 N m
		0 N		0 N m
Pin Constraint:2	4565,97 N	-2537 N	0 N m	0 N m
		3796,27 N		0 N m
		0 N		0 N m

Tabla 39. Result Summary.

Name	Minimum	Maximum
Volume	38859400 mm ³	
Mass	98,7077 kg	
Von Mises Stress	0,121005 MPa	46,0382 MPa
1st Principal Stress	-9,94844 MPa	42,0326 MPa
3rd Principal Stress	-48,7343 MPa	4,64632 MPa
Displacement	0,0177727 mm	1,23399 mm
Safety Factor	4,49627 ul	15 ul

Con los resultados anteriores se concluye que la fuerzas de inercia calculadas en el programa, ahora son considerables puesto que superan el 10% del peso total de la estructura.

Anexo 2. [Otros Anexos Ver CD](#)