

CAPITULO 3

RECOPIACION DE DATOS Y DETERMINACION DE GEOMETRIA

En este capítulo se abarcan dos fases de importancia prioritaria en el desarrollo del proyecto, por un lado la recopilación de datos, establecer las necesidades y capacidades es imprescindible durante esta fase para lograr un equilibrio de recursos adecuado bajo un análisis de ingeniería; y por el otro el plasmar bajo un prototipo en 3D, el cual define de forma cuasi tangible el resultado esperado, optimizando el tiempo y aumentando la calidad de los resultados.

La fase de recopilación se define como un proceso de alimentación continua, donde la determinación de las limitaciones se va descubriendo durante el proceso, se plasman en forma ordenada, mas no es así como se las obtuvo, durante su fase de construcción aparecen muchas desviaciones que no serán tratadas durante el presente capítulo y serán detalladas en su correspondiente fase, pero es conveniente realizar una mención que se ha procurado establecer todas las posibles etapas con las que se podría encontrar en el desarrollo del proyecto.

El modelo a obtenerse durante este capítulo servirá de base para el prototipo definitivo, los cálculos e ingeniería detallados ayudan de forma que la toma de decisiones en la aplicación se basen en un criterio bien fundamentado y no solo en especulaciones, la experiencia adquirida hasta esta fase habilita el poder plantear un modelo 3D. Y, basado en el, procurar plasmarlo descubriendo que errores se detectaron y cuales métodos son preferibles simplificarlos.

3.1 RECONOCIMIENTO DEL PROBLEMA

Previa iniciación el proceso de diseño se requiere saber el terreno en el que se desenvuelve el proyecto es de vital importancia, en el se inscribe una base ingenieril aplicada a un “Prototipo simulado”, del cual se capacita una gran ventaja para la obtención de un diseño definitivo, posteriormente para su fase

de construcción determinar las imposibilidades del mismo y así plasmar los resultados obtenidos partiendo desde la base del modelo 3D a obtenerse.

Debido a que se trata del primer proyecto de desarrollo de una estructura tipo sándwich, se sabe de antemano que el reto es grande, la descripción inicial servirá de base teórica para el desarrollo, durante su fase de construcción se descubrirán las desviaciones obtenidas. Se procurara desarrollar un producto de geometría correcta, que se adapte al campo militar, buscando la facilidad en la construcción, lo que presenta un gran desafío.

El helicóptero MI-171, es un vehículo diseñado para transporte de tropas, mas no propiamente para asalto o incursión, con esto en mente la búsqueda de información llevo a revisar la versión militar, de la cual se puede partir con el antecedente de diseño que define como posición primaria del arma la puerta lateral en el fuselaje, descartando en primera instancia otras posibles ubicaciones para la misma como son: escotillas, acceso posterior o control remoto de la cabina. De esta manera se puede centrar de forma definitiva en esta zona del cuerpo del helicóptero y definir así la posición y puntos de anclaje disponibles en la misma.

Sin información de proveedores de materia prima, en este caso primordialmente de la fibra de carbono, se deja en claro que las intenciones durante esta fase es buscar una geometría adecuada, buscando la técnica más simple de construcción empleando todos los recursos disponibles que en este caso son: el equipo técnico asignado al proyecto (2 Ingenieros Mecánicos y 2 Egresados de la facultad de Ing. Mecánica) considerándose más que suficiente para la elaboración del mismo, la maquinaria existente y a disposición para el proyecto (Fresadora CNC Fadal de 3 ejes), los representantes militares (2 Oficiales 15-BAE "Paquisha") encargados en parte de la fase de construcción, los contactos comerciales (Importador) pieza clave para el proyecto, y por supuesto el presupuesto asignado (Certificado de fondos ESPE).

En la brigada aérea 15 del ejército ecuatoriano (BAE15), en coordinación con el Cap. Jimmy Gordon, oficial a cargo del proyecto y contacto principal para las

gestiones y permisos militares, el día 12 de Agosto de 2009, se cumplieron los requisitos y se permitió el acceso al helicóptero MI 171 propiedad del ejército Ecuatoriano a todo el personal a cargo de este proyecto.



Figura 3.1 Helicóptero MI-171 (Versión Civil), propiedad del Ejército Ecuatoriano, ubicación 15-BAE “Paquisha”, fecha 12/08/2009, Acceso Lateral (izq.), Vista Frontal de la Cabina (der.)

En línea con lo expuesto, los esfuerzos se desvían hacia una solución enfocada en ubicar el soporte en el acceso lateral; manteniendo un dialogo con el personal de mantenimiento del vehículo a cargo, se determinó que este acceso es de vital importancia en el abordaje del vehículo, punto importante a tomarse durante la fase de diseño ya que este particular nos exige buscar un prototipo que sea de fácil extracción para no interrumpir con las maniobras a realizarse con la aeronave.

El ser extraíble y de poco espacio se forma como un reto de diseño común en el campo, agregado el beneficio de la fibra de carbono por su bajo peso, considerando el peso del arma, se prevé que los afustes sean de metal en conjunción con epóxicos lograr una correcta fusión entre materiales, sin aristas peligrosas en elementos móviles y con un centro de gravedad balanceado.

Explorando las primeras tentativas de anclaje, se obtienen en la visita puntos que concuerdan con la búsqueda esperada, que permite plantear ideas preliminares. En la figura 3.2 se detallan imágenes obtenidas del interior del helicóptero ubicándose en la posición deseada de anclaje del soporte y

destacando de ellas las más cercanas al filo de la puerta por ser las adecuadas para el espacio limitado entre el artillero y la abertura de la puerta.



Figura 3.2 Determinación de posibles puntos de anclaje del soporte, puntos principales (izq.) anclaje de escalera y argolla pivotada posterior, todos los puntos disponibles (Der. Arriba) 2 argollas pivotadas de cuerpo y piso mas agujeros reforzados en el filo de la puerta, acercamiento de puntos posibles (Der. Abajo).

En la propia base se encuentra un fuselaje de MI 172, el cual nos fue de gran ayuda al momento de determinar la posición adecuada, la figura 3.3 nos muestra las placas de refuerzo bajo la placa antideslizante en el piso de la cabina del helicóptero.



Figura 3.3 Placas de refuerzo bajo la placa antideslizante (Piso MI-171)

Considerando su principal función, el de sustentar el arma permitiendo un barrido suficiente, sin estropear la cabina, ni impactar las hélices en su punto más bajo (reposo), se determinan así los ángulos pertinentes, en la figura 3.4 se definen los ángulos de barrido del arma que satisfacen las necesidades y limitaciones planteadas.



Figura 3.4 Ángulos y medidas base para el desarrollo de soporte, medidas necesarias del MI-171 (Izq. Arriba), ángulos de barrido vista superior (Der. Arriba), distancias críticas y ángulo de barrido vertical (Izq. Abajo), corte longitudinal vista interior del modelo MI-171 (Der. Abajo).

Analizando las medidas antes obtenidas se deduce que el movimiento debe ser restringido, de tal manera se propone un proceso de fresado que permita la producción de piezas que cumplan con los ángulos planteados, un mecanismo que permita el pivotaje y restricción al mismo tiempo.

La altura y espacio disponible en referencia al conjunto completo se detallan en la Figura 3.5. Reconociendo lo limitado del espacio disponible se prevé un desafío de ergonomía para no estorbar con el artillero y cumplir de manera exacta con los requerimientos de fácil extracción, manipulación, colocación y uso.

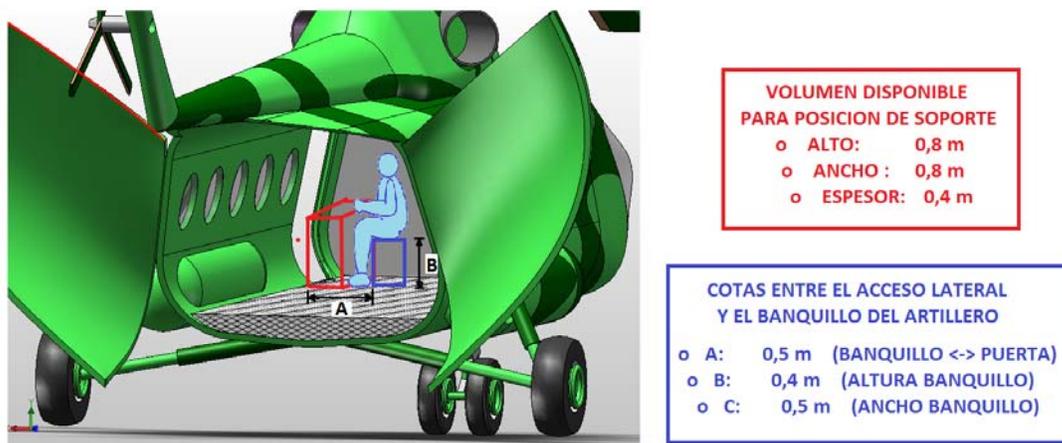


Figura 3.5 Espacio Disponible para el diseño del soporte, cotas máximas.

En lo expuesto se traza el campo acorde a las necesidades previas al diseño, datos y cotas extraídas de la propia aeronave, acuerdos de coordinación multifase entre los diferentes interesados, cumpliendo con las expectativas y limitaciones encontradas durante la fase de reconocimiento del ámbito aplicativo. Sin esquivar las necesidades de uso militar del prototipo, la ergonomía por un lado parte muy importante a considerarse durante la fase de diseño.

En las figuras se exponen imágenes reales del sitio en el que se colocara el soporte, en colaboración con la parte explicativa se han agregado capturas del

modelo en 3D obtenido gracias a datos obtenidos en el campo y otros de la bibliografía.

3.1.1 PRINCIPIOS Y EJEMPLO DE APLICACIÓN MILITAR

La versión de helicóptero en la que se plantea la base del proyecto, es de tipo civil, razón por la cual la necesidad del mismo se hace notoria al buscar una aplicación militar del mismo, la información disponible del vehículo que se detalla a continuación sirve de referencia de aplicativos existentes:

Tabla 3-1 Datos Técnicos MI-171 (Versiones)

MI-171			
DATOS TECNICOS			
PARAMETRO	CARACTERISTICAS	OBSERVACIONES	
NOMBRE	Mil Mi 17/Mil Mi 8M/HIP (OTAN)	En ruso Mi-17	
ORIGEN	Rusia	Kazán y Ulán-Udé	
DISEÑO	Fábrica de Helicópteros Mil	Moscú	
TIPO	Helicóptero de Transporte		
VERSIONES	Prototipos - Versiones experimentales - Versiones de baja producción	V-8 (OTAN - Hip-A)	Prototipo monomotor.
		V-8A	Prototipo bimotor, con turbinas TV2-117.
		V-8AT	Prototipo de la versión utilitaria Mi-8T.
		Mi-8 (OTAN - Hip-B)	Prototipo bimotor.
		Mi-8TG	Modificación para operar con gas LPG.
		Mi-18	Prototipo basado en una modificación del Mil Mi-8. Dos Mi-8 fueron alargados en 0,9 metros, el tren de aterrizaje era retráctil, y una puerta deslizable fue instalada en el lateral de la aeronave.
	Variantes de transporte militar	Mi-8T (OTAN - Hip-C)	Primera versión de producción del helicóptero de transporte, puede transportar contenedores de cohetes no guiados (con cohetes S-5) y ametralladoras instaladas en los laterales.
		Mi-8TVK (OTAN - Hip-E)	Versión utilizada como helicóptero artillado. Las modificaciones de la aeronave son dos puntos de carga externos a mayores, contando así con un total de seis, además de una ametralladora de 12,7 mm en la parte delantera.
		Mi-8AMTSh (para la exportación - Mi-171Sh)	Variante con una puerta en la parte derecha de la aeronave, y protecciones de Kevlar alrededor de la cabina y de los motores. Algunos de ellos tienen una rampa de carga en vez de las puertas en forma de concha, pudiendo cargar en su interior un vehículo del tamaño de un SUV.
	Variantes de Mando y Guerra Electrónica	Mi-8IV (OTAN - Hip-G, para la exportación - Mi-9)	Versión de mando aéreo con antenas, y radar Doppler. (basado en la célula del Mi-8T).
		Mi-8PPA (OTAN - Hip-K)	Versión con antenas de interferencias.
		Mi-8PS (OTAN - Hip-D, también Mi-8TPS)	Versión de mando aéreo.
		Mi-8SMV (OTAN - Hip-I)	Versión de interferencias.
		Mi-8VPK (OTAN - Hip-D)	Versión de comunicaciones.
		Mi-19	Versión de mando aéreo para tanques.
	Otras variantes militares	Mi-19R	Versión de mando aéreo similar al Mi-19 para la artillería.
		Mi-8T del Ejército Yugoslavo, años 1980. Mi-8MB	Ambulancia aérea.
	Variantes Civiles	Mi-8R	Versión de reconocimiento.
		Mi-8K	Versión de observación.
		Mi-8P	Transporte de pasajeros civiles.
		Mi-8S	Transporte VIP.
		Mi-8MP5	Versión de Búsqueda y Salvamento.
		Mi-8MA	Versión de exploración polar en el ártico.
Mi-8AT		Transporte civil.	
Mi-8ATS	Versión para la agricultura.		
Mi-8TL	Versión de investigación de accidentes aéreos.		
COSTO	5-8 Millones US\$	Precio 2006	
# Producidos	>12000	Total entre versiones	
TRIPULACION	Piloto, Copiloto, Ingeniero de Vuelo y Técnico de Abordo	4p Cabina	
CAPACIDAD	32 Pasajeros	4000 kg de Carga Externa/Interna	
LONGITUD	18.42 m	Filos de Hélices	
ALTURA	4,76 m		
DIAMETRO ROTOR	21.352 m		
PESO VACIO	7100 kg		
PESO CARGADO	11100 kg		
MAX. PESO DESPEGUE	13000 kg		
PLANTA MOTRIZ	2 x Klimov TV3-117VM	1.482 hp cada uno	
VEL. MAX.	250 km/h		
RANGO	950 km		
TECHO SERVICIO	6000 m		
TREPADA	8 m/s		
CONSUMO COMB.	600 kg/h		
ARMAMENTO	1500 kg (6 ptos de Fijación)	Incluye Cohetes de 57 mm, Bombas Convencionales, misiles anti-tanque 9M17 Phalanga y misiles aire-aire Igla	

Fuente: Wikipedia Mi-17 Ruso (Tabulado)

Las versiones disponibles poseen en algunas de ellas el acceso lateral (disponible en las aeronaves ecuatorianas) como es el caso del MI-171Sh, la figura 3.6 muestra un helicóptero tipo MI-171Sh, el cual posee acoplado un afuste de tipo anclaje lateral, basado en el anclaje de dos puntos, anclado de tipo bisagra y de seguro a través del ancho de la puerta, acoplado al marco de la misma.

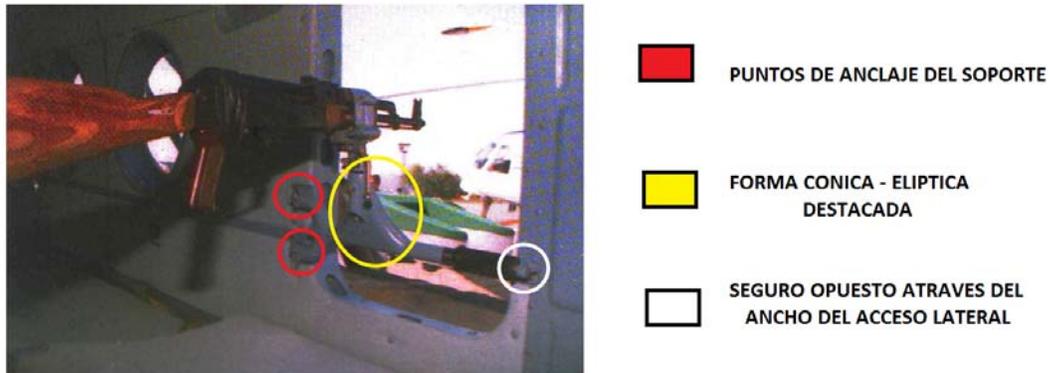


Figura 3.6 Ejemplo de Aplicación de un soporte artillando el acceso lateral de un MI-171Sh.

Cabe destacarse que el diseño difiere ostensiblemente entre ambas versiones, ya que se nota a primera vista que la versión MI-171Sh de la imagen no es principalmente un acceso lateral con peldaños como es el caso del helicóptero ecuatoriano, otra diferencia se da ya que la versión de la figura presenta un pivotaje lateral para permitir el acceso por la puerta, sin considerar que para su extracción se debe retirar el artillero y la persona sentada en la ventanilla junto al acceso lateral, lo cual se descarta por ser dos posiciones dentro de la aeronave en el momento de transporte de tropas.

Un punto que se puede considerar para adaptarlo al diseño del soporte es la forma elíptica- cónica del ejemplo, profiriendo una gran ventaja al momento de aumentar inercia en el eje de aplicación de la fuerza disminuyendo el volumen del soporte en espesor de las medidas generales a lograrse, sin tomar en cuenta que el aumento de superficie de cubierta significa un resguardo al artillero a cargo del prototipo en momentos de combate.

Se descarta la posibilidad de acoplarlo a un lado, por necesitar 2 puestos dentro de la cabina de transporte, los refuerzos laterales en el marco son poco útiles se encuentran practicados de forma irregular, están abollados, no todos están reforzados; razón por la cual se hace necesario tomar la decisión de ubicar los acoples en los mismos refuerzos existentes para colocar la escalera de acceso al helicóptero, esto facilita la aplicación ya que se dispone de tornillos en la zona de los cuales se puede ayudar y así evitar el tocar de forma invasiva la estructura del helicóptero, y estratégicamente valioso por ser innecesaria la presencia del vehículo más que para comprobación de resultados.

3.1.2 PRELIMINARES DE DISEÑO

Previo a esta planificación se establece de forma clara el campo real a aplicarse, para ello se recopilan la mayor cantidad de datos posibles de la información obtenida hasta este punto, de tal manera que se vea plasmada de manera casi real la idea completa.

De las imágenes obtenidas se escalan las medidas reales en base a datos de la tabla 3.1, obteniendo una previa que se puede apreciar en la Figura 3.7 para la obtención de un modelo del MI-171.



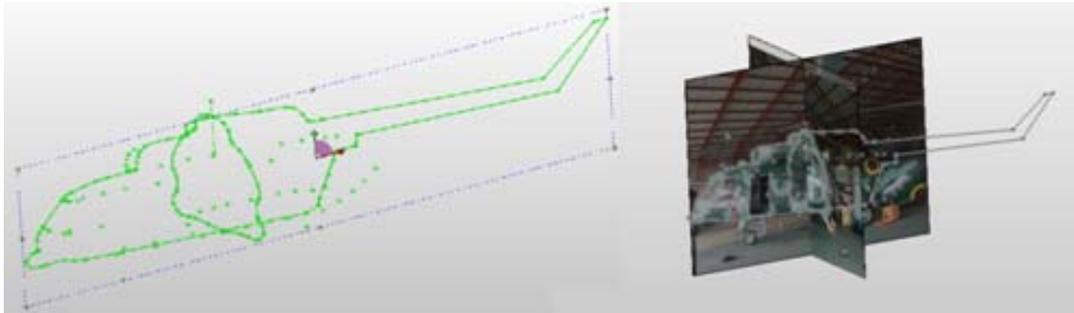


Figura 3.7 Escalado de imágenes y obtención del Wireframe del MI-171

En base a estos contornos e información visual disponible del helicóptero se obtiene un modelo muy cercano al MI-171, quedando de esta manera planteado el campo como una referencia en 3D, el cual será de gran ayuda el momento de decidir sobre las posiciones y direcciones del soporte.



Figura 3.8 Modelo en 3D del MI-171, varias vistas.

Esta ventaja de poder simular la ubicación y posibles problemas al momento de su operación nos significa un ahorro de tiempo y recursos, lo cual agrega un gran aporte al desarrollo de proyecto.

3.1.3 ESTABLECIMIENTO DE PUNTOS FUERTES

La identificación realizada del área donde está prevista la ubicación del soporte para la ametralladora MAG 7.62 es muy específica al citar el preámbulo de la existencia de placas refuerzo bajo el piso del helicóptero en el sector donde la escalera se acopla con el piso, esto determina el tomar en cuenta estos puntos, el uso preferido de estos puntos es muy claro el sustentar la carga de impacto de las personas al momento de subir por la escalera, una ampliación del punto citado se detalla en la figura 3.9, cabe notar que los soldados suben y bajan apoyados en dichos puntos con el fusil y el equipo en la espalda, esto indica que los puntos son muy resistentes a impactos que es uno de los lineamientos esperados para la selección de ellos.



Figura 3.9 Puntos de Anclaje de Escalera de acceso lateral, análisis de estructura y elementos disponibles.

Como se detalla en la imagen existen pines disponibles, los cuales no se aprecia ningún tipo de uso, además el beneficio de poseer agujeros machuelados en los cuales se pueden acoplar elementos metálicos acordes al

patrón de perforaciones de los tornillos, sin modificar la cabina que es uno de los requerimientos del proyecto, queda en claro que dichos puntos son sin duda una gran opción a tomarse en cuenta para el diseño.

Analizando los agujeros practicados en el costado, en línea con el marco del acceso lateral, puntos a considerarse como referencia obtenida del ejemplo de aplicación, se aprecian ciertos problemas en el momento de seleccionar cuales son óptimos para su uso como anclaje del soporte. La figura 3.10 detalla los problemas encontrados durante la determinación de dichos puntos.



Figura 3.10 Agujeros en el marco del acceso lateral, análisis de elementos y estructura.

Los agujeros existentes se encontraban tapados por unos parches de cuero, aunque se pudo apreciar que no se encontraban reforzados de ninguna forma y además poseían formas irregulares en sus aristas, las argollas pivotadas siguen siendo una segunda opción ya que se debería interferir en el uso normal del elemento para su consideración como punto de anclaje, se puede apreciar que el caso es diferente al del MI-171Sh al existir asientos contiguos al acceso lo que concluye en descartar los esfuerzos para usarlos como pivotaje y/o anclaje del soporte.

Otras consideraciones se dieron en el momento de analizar con los técnicos de mantenimiento el asunto estructural de dichos puntos, reiterando los descubrimientos de falta de refuerzo en ellos e indicando la posibilidad de generar algún pandeo local de la estructura del cuerpo de someterlo a impactos sucesivos, poniendo en riesgo la integridad del fuselaje.

Por último se descartó la posibilidad de generar un diseño similar al encontrado en el ejemplo militar al encontrarse con la sorpresa de no poseer ningún agujero ni refuerzos practicados en el lado derecho del marco del acceso, razón por la cual se escogen los puntos frontales y considerando el punto posterior a ellos donde se encuentra una argolla pivotada para uso como puntos fuertes de anclaje del prototipo.

En la figura 3.11 se denotan los puntos escogidos para arrancar con la fase de diseño, basándonos en los argumentos antes expuestos para descartar cualquier otra opción.

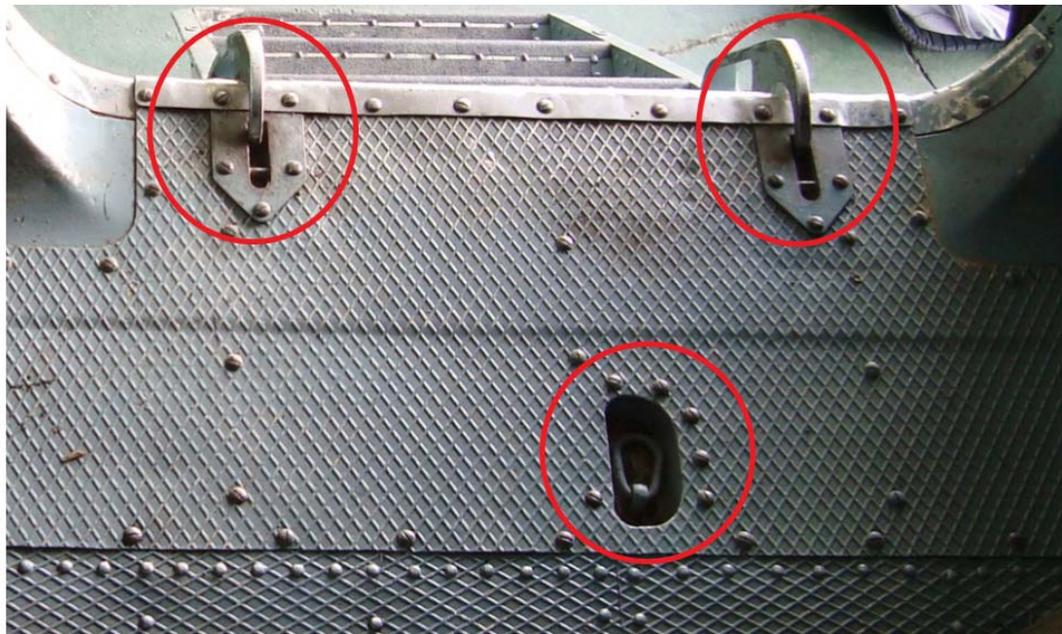


Figura 3.11 Puntos Fuertes Escogidos.

3.1.4 SELECCIÓN DE OPCIONES DE POSICIÓN

Una vez determinados los puntos sobre los cuales se puede edificar la idea, se hace necesario el establecer las opciones de posición del arma frente al operador, para ello se ayudó en abstraer ideas de otros modelos del soportes disponibles, la figura 3.12 nos muestra un collage que detalla los instrumentos base para la generación de un concepto de soporte de ametralladora para artillar un acceso lateral a un helicóptero, varios de los ejemplos presentan estructuras metálicas, aunque las configuraciones de alimentación y captura de eslabones durante las ráfagas es de considerarse así como las posiciones de los artilleros.

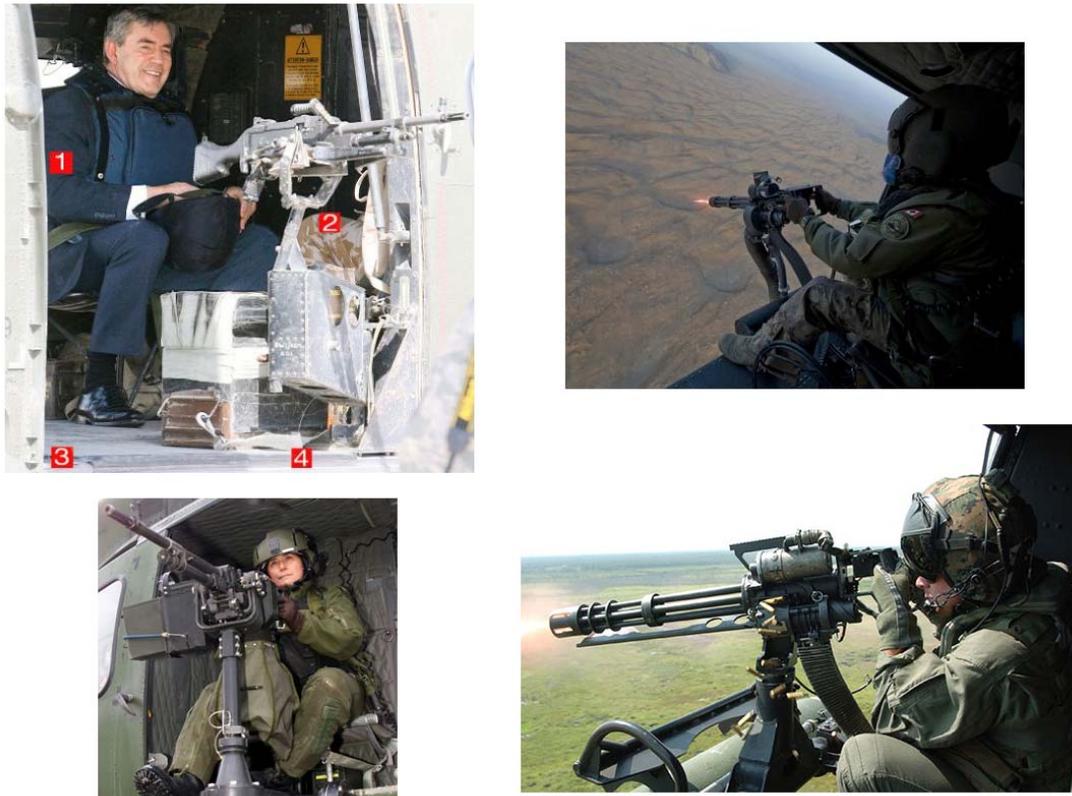


Figura 3.12 Selección de posiciones, anclaje lateral de posición frontal con acoples en acero inoxidable y altura al pecho del soporte (Izq. Arriba), Anclaje de un punto de posición frontal y brazo angulado para permitir el acceso del artillero (Der. Arriba), anclaje de un punto de brazo recto vertical de posición frontal con alimentación de caja y recibo de vainas en

bolsa de lona (Izq. Abajo), anclaje de dos puntos tipo cónico de posición frontal y altura de cabeza del soporte.

Luego de haber recopilado opciones e ideas de los ejemplos antes citados se pueden abstraer las siguientes consideraciones:

- El soporte debe ser de tipo frontal.
- El anclaje se establece de mejor manera fijado en dos puntos.
- El brazo angulado permite la optimización del espacio disponible aumentando la ergonomía del soporte.
- La opción de capturar las vainas en una bolsa de lona se torna sugestivo a ser adaptado.
- La altura de pecho predomina en los diseños.

De esta manera se enrumba el proyecto, al encajonar en dichas opciones los primeros trazos del diseño, tener en claro las directrices a seguir se torna en una parte fundamental en el desarrollo de la idea, la adaptación y fusión de principios simples se hacen necesarios durante la toma de decisiones para no incurrir en problemas de construcción ni de ensamblaje y posterior mantenimiento de las piezas.

3.1.5 ANÁLISIS ERGONÓMICO

El análisis ergonómico se basa en las necesidades de operación y adaptabilidad a las formas y posiciones recomendadas de uso del soporte, hablando así de una interfaz amigable entre el prototipo y el operador, logrando comodidad sin perder el objetivo de uso militar del modelo.

Entre otras necesidades se dan las de no ser peligroso al momento de su transporte, colocación y manipulación del mismo, esto conlleva a pensar que los acabados superficiales de todos los elementos se restringen a no poseer mordeduras entre elementos móviles, ni filos o aristas corto punzantes, aceptando superficies rugosas de sustentación y operación del prototipo.

Las ideas antes dispuestas sobre la geometría encajan con la idea superficial de acabado para la fibra de carbono, el uso de la propia resina generando una capa final de sello se aproxima a una superficie lisa, procurar en la construcción un acabado fino y generar una transición a empate o cobertura de los acoples metálicos será clave para cumplir con este requerimiento.

Referente a la necesidad de espacio, y en base a la idea recabada de un brazo angulado auto portante, se estima una aproximación de transición a 60° doble para dicho brazo, la idea original y la aproximación iterada de suavizado se presentan en la figura 3.13. de la cual se resume un logro el poder realizar una transición en ambos casos y verificar la disminución de esfuerzos resultantes y desplazamientos.

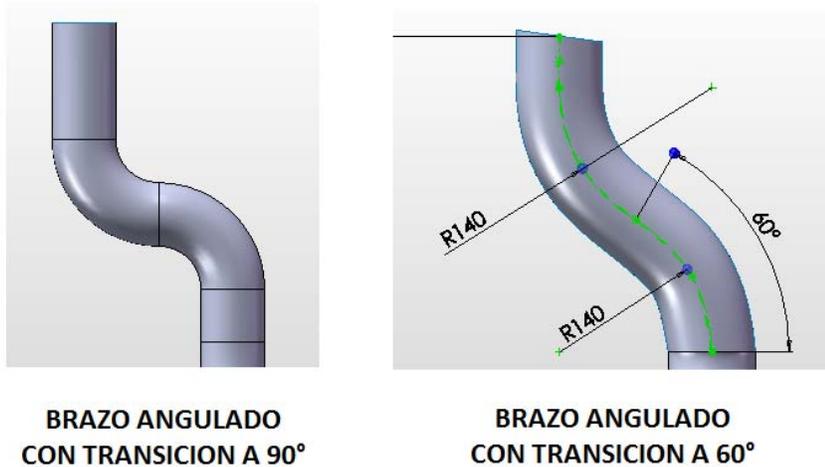


Figura 3.13 Opciones estudiadas bajo simulación sobre su comportamiento estático.

El resultado de los estudios demostró una significativa disminución en el desplazamiento y distribución de esfuerzos a través del cuerpo para la sección de 60° , hecho que se anota como parámetro de diseño del modelo definitivo, con el cual se cumple la necesidad de desplazar el brazo de soporte hacia el exterior sin interrumpir el uso del banquillo existente dentro del helicóptero y ganando en visión hacia el exterior de la aeronave.

Se proyecta el uso de pasadores, los cuales por cumplir con motivos de fácil extracción se desean con superficie moleteada para aumentar el agarre de los mismos y agilizar el proceso de armado.

Los elementos de ensamblaje como los pernos y sus alojamientos serán maquinados de tal manera que se pierdan en la continuidad de las superficies, serán de cabezas para herramientas múltiples y de tipo avellanados para evitar agarres o topes con elementos móviles y evitar accidentes para el operador.

El espacio resultante de un apoyo doble de piso no debe sobrepasar los 500 mm (ancho del banquillo) para asegurar una correcta postura del operador, y pueda colocarse sentado con las piernas dobladas y el soporte entre ellas, de esa manera permitiendo el acceso visual esperado según los ángulos de barrido determinados.

3.2 OBTENCIÓN DE MEDIDAS

Para un correcto proceso de medición se han optado por dos métodos, uno convencional, realizado el día de reconocimiento del campo en la base BAE15 con el MI-171 E-484, con ayuda de instrumentos de medida básicos como flexómetro y calibrador, de otra manera expuesta un levantamiento de cotas y referencias en campo con instrumentos tradicionales.

A manera de verificación y como refuerzo de la veracidad de los datos obtenidos de manera tradicional se ha seguido un proceso de acotación y escalado de fotografías obtenidas del helicóptero, quedando en claro que el método principal siempre será el tradicional y que la comprobación siempre posee un rango de desviación por las imprecisiones del proceso, pero que llega a ser de gran ayuda en el momento de tomar referencias y analizar el campo digitalmente, trazar bosquejos en 2D y generar aproximaciones.

Se consideran las siguientes tolerancias durante el proceso de medición:

- 1 mm FLEXOMETRO
- 0.1 mm CALIBRADOR

Se ha procurado tomar la mayor cantidad de cotas para evitar la falta de datos, ángulos y referencias han sido obtenidos del segundo proceso por no considerar necesario el uso de goniómetro.

Al no poder desarmar parcialmente la aeronave se estima prudente el uso del fuselaje esqueleto disponible, como acierto de credibilidad en la estructura, tomando los datos como si fuesen los reales en el helicóptero de serie E-484, al considerarlo como una réplica del vehículo funcional.

Las medidas obtenidas durante este proceso serán replicadas en los modelos 3D, para ajustarse a los requerimientos de exactitud al momento de presentar los resultados.

3.2.1 MEDICIÓN DE PUNTOS FUERTES

Queda claro que los puntos fuertes escogidos son acordes a los requerimientos ergonómicos, la forma en que los afustes queden acoplados al helicóptero se analiza más adelante, las cotas que se presentan en la figura 3.14. concuerdan con el levantamiento realizado el día 12/08/2009 en la base del ejército Ecuatoriano BAE-15 "Paquisha" en el vehículo MI-171 serie E-484 aproximadamente a las 11h00.

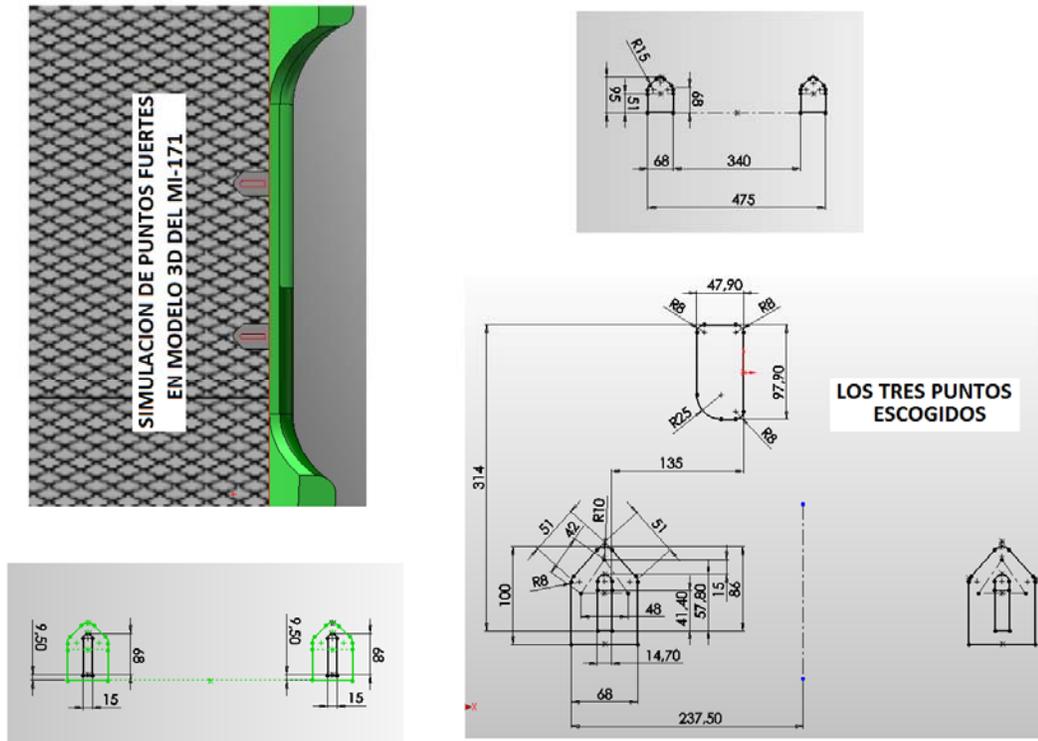


Figura 3.14 Medidas obtenidas del levantamiento al MI-171 serie E-484

Se detallan los acoples frontales ya que en ellos se puede desarrollar un esquema de apoyo en dos puntos, sin estorbar el uso del punto posterior, aunque el espacio continua siendo limitado, como se preveía el eje vertical se debe procurar balancear sobre los puntos de apoyo, la distancia entre los puntos frontales satisface la necesidad buscada de una distancia <500 mm máximo del modelo para que se adapte a la posición entre las piernas del operador.

En este punto se hace necesario adquirir la mayor cantidad de datos, razón por la cual es parte fundamental de un correcto análisis de resultados que guiará a la medición de las placas base, proceso del cual es posible gracias a la existencia del fuselaje del MI-171 en la base, la figura 3.15 nos muestra el fuselaje disponible, detalla las placas base y presenta las medidas obtenidas el mismo día del reconocimiento.

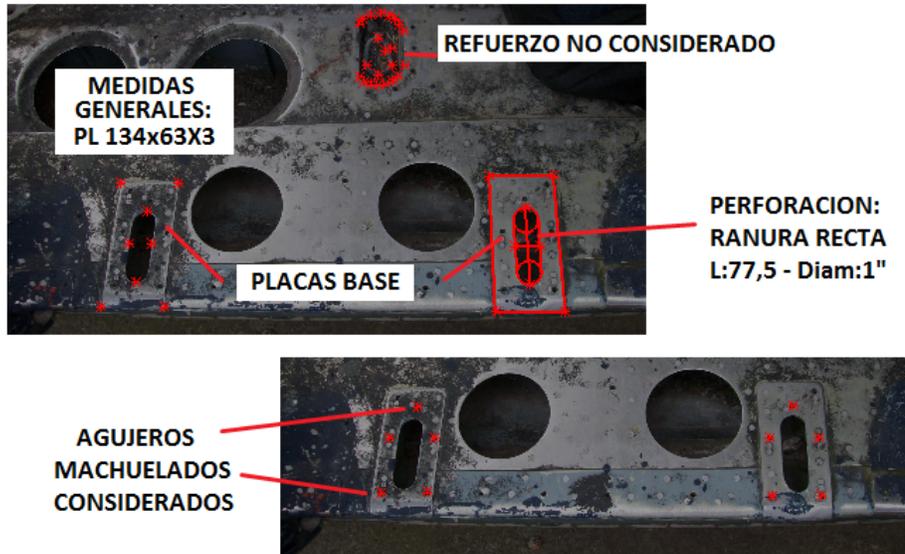


Figura 3.15 Placas Base (Fuselaje MI-171 Disponible)

A manera de comprobación, se detalla el proceso seguido para la obtención de medidas por el método de escalado de fotografías: el primer paso es obtener las fotografías, lo más claras posibles, y de preferencia evitar la perspectiva en lo posible; cargarla en un software de CAD donde se pueda dibujar sobre ella como se aprecia en las figuras, se aconseja realizar zoom sobre el área a determinar, según la precisión deseada, la resolución de la fotografía deberá aumentar, en nuestro caso 7 Megapíxeles que es suficiente; trazar puntos en los sitios que permitan definir la geometría a escalar, de ser necesario trazar líneas para verificar la geometría; medir las distancias obtenidas entre los puntos de referencia, si es posible y se dispone de más imágenes, realizar el mismo proceso, para promediado de referencias; concluido este proceso se hace necesario el uso de una hoja de cálculo para tabular las medidas obtenidas, realizar promedios, y por último bajo una referencia real de una medida en la fotografía (o varias) realizar una interpolación y extrapolación según sea el caso de puntos por el método de reglas de tres directas. La figura 3.16 muestra una captura de pantalla donde se detallan las medidas comprobatorias de los puntos de anclaje obtenidos por el método descrito de escalado de imágenes.

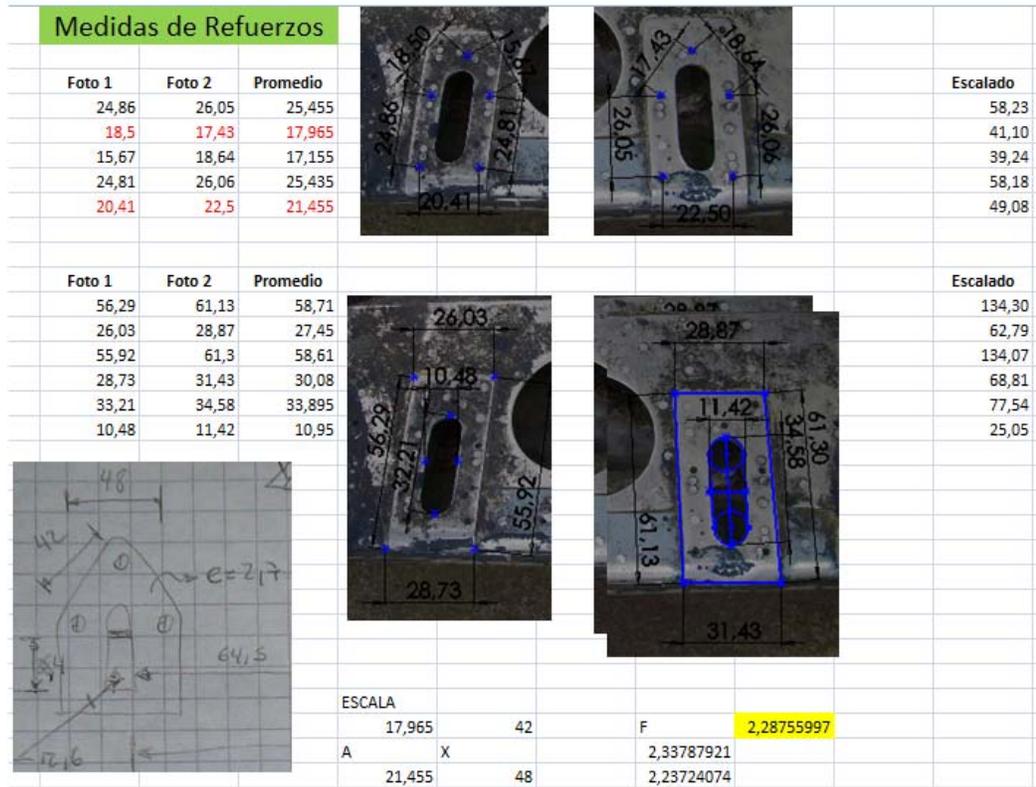


Figura 3.16 Escalado de Imágenes (Método Comprobatorio de Medidas)

3.2.2 ANCLAJE DEL MODELO

Los puntos de apoyo escogidos poseen perforaciones practicadas con el fin de sujetar sus componentes contra el piso de la aeronave, estos presentan un atractivo punto de anclaje, la profundidad de perforación es superior a cualquier otro punto en el piso ya que son pasantes a través de las placas base, sumando a esto la posibilidad de empernar ya que se encuentran machuelados, sujetar en ellos alguna placa de la cual se pueda partir como base anclada se presenta como una solución al problema, y con ello se ha definido la meta de encontrar el punto de anclaje necesario para continuar con el análisis.

Gracias a la distribución de fuerza es conveniente el separarla en dos puntos, y asegurar que por lo menos un perno sea el que asegure cada apoyo, en un caso de fatiga se debe asegurar con el cálculo este particular, se establece por sobre esto la necesidad de seguridad, los resultados establece el factor de seguridad en el caso de fatiga para una elección de 2 pernos, la distribución aconsejada ubica en la posibilidad de colocar 6 (3 por cada apoyo), sin invadir agresivamente en el aeronave, la Figura 3.17 muestra un apoyo y sus tres perforaciones.

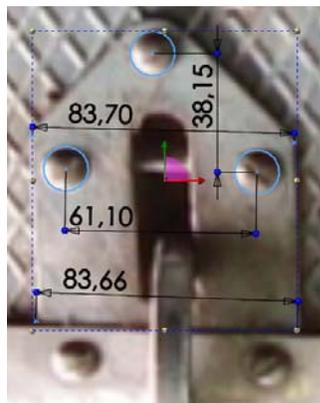


Figura 3.17 Tres perforaciones escogidas

Las perforaciones deben asegurar ser las suficientes para evitar la falla de los pernos en ellas alojados, para ello se realiza el cálculo de pernos de anclaje necesarios en los puntos escogidos y se determina la máxima carga que se puede aplicar sobre ellos, a tracción y a cortante.

CALCULO DE PERNOS DE ANCLAJE

DATOS:

PERNOS

Díámetro de Raíz en la Rosca:	$\phi 1 := 4.7$	mm
Díámetro de Borde en la Rosca:	$\phi 2 := 5.11$	mm
Díámetro de Agujero:	$\phi 3 := 6.35$	mm
Número de pernos:	$n := 6$	
Resistencia del material:	$\sigma_{np} := 235$	MPa Calidad A4t

PLACAS BASE

Espesor de Cuerpo:	$e1 := 3$	mm
Espesor de Placa Refuerzo:	$e2 := 3$	mm
Espesor de Placa Antideslizante:	$e3 := 1.7$	mm
Espesor de Placa Refuerzo:	$e4 := 2.3$	mm
Resistencia del material:	$\sigma_{nc} := 600$	MPa

AREA DE LA SECCION NETA

$$A_n := \frac{\pi \cdot \phi 1^2}{4} \quad (3.1)$$

$$A_n = 17.3 \text{ mm}^2$$

AREA RESISTENTE DE LA ROSCA

$$A_r := \left(\frac{\phi 1 + \phi 2}{2} \right)^2 \cdot \frac{\pi}{4} \quad (3.2)$$

$$A_r = 18.9 \text{ mm}^2$$

AGOTAMIENTO DEL CONJUNTO DE CHAPAS BASE

$$\text{Espesor TOTAL: } et := e1 + e2 + e3 + e4 \quad (3.3)$$

$$et = 10 \quad \text{mm}$$

$$\text{Area en contacto: } Ac := et \cdot \phi 3 \quad (3.4)$$

$$Ac = 63.5 \quad \text{mm}^2$$

$$\text{Agotamiento } Nuc := 2.5 \cdot Ac \cdot \sigma_{nc} \quad (3.5)$$

$$Nuc = 95250 \quad \text{N}$$

$$\underline{Nuc} := Nuc \cdot 0.102$$

$$Nuc = 9715.5 \quad \text{Kgf}$$

AGOTAMIENTO POR CORTANTE EN EL CONJUNTO DE PERNOS

$$\text{Agotamiento: } Nup := 0.8 \cdot \sigma_{np} \cdot An \cdot n \quad (3.6)$$

$$Nup = 19570.2 \quad \text{N}$$

$$\underline{Nup} := Nup \cdot 0.102$$

$$Nup = 1996.2 \quad \text{Kgf}$$

AGOTAMIENTO POR TRACCION EN UN PERNO

$$\text{Agotamiento: } Tu := 0.8 \cdot \sigma_{np} \cdot An \quad (3.7)$$

$$Tu = 3261.7 \quad \text{N}$$

$$\underline{Tu} := Tu \cdot 0.102$$

$$Tu = 332.7 \quad \text{Kgf}$$

DETERMINACION DEL CONJUNTO SOMETIDO A FATIGA

Carga sobre los pernos:	$P := 0.06$	kip	
Factor de Seguridad:	$FS := 40$		
Pernos:	$\frac{1}{4} \text{ UNC} \times \frac{1}{2}$	Grado SAE 4	
Diametro Nominal:	$d := 0.25$	in	
Modulo de elasticidad:	$E := 30$	Mpsi	
Modulo de elasticidad Hierro fundido No. 25:	$E := 12$	Mpsi	
Longitud Resistente (Agarre):	$l_m := 0.39$	in	
Resistencia a la tension:	$S_u := 120$	ksi	Tabla 8-5 Shigley
Factor de Resistencia a la fatiga para elementos roscados:	$k_f := 3$		Roscas Laminadas Tabla 8-6 Shigley
Resistencia a la Prueba:	$S_p := 85$	ksi	Tabla 8-5 Shigley
Resistencia a la Fluencia:	$S_y := 92$	ksi	Tabla 8-5 Shigley
Area de esfuerzo de tension:	$A_t := 0.0318$	in ²	Tabla 8-2 Shigley
Resistencia a la Fatiga	$S_e := 19.2 + 0.314 \cdot S_u$		(3.8)
	$S_e = 56.9$	ksi	
Limite de fatiga para carga axial:	$S_{e_{axial}} := \frac{1}{k_f} S_e$		(3.9)
	$S_e = 19$	ksi	

Constante de Rigidez del perno:

$$k_b := \frac{\pi \cdot d^2 \cdot E \cdot 10^6}{4 \cdot l} \quad (3.10)$$

$$k_b = 3.8 \times 10^6 \quad \text{lb/in}$$

Rigidez de los elementos:

$$k_m := \frac{\pi E \cdot d \cdot 10^6}{2 \cdot \ln \left[\frac{5 \cdot (l + 0.5 \cdot d)}{l + 2.5 \cdot d} \right]} \quad (3.11)$$

$$k_m = 5.1 \times 10^6 \quad \text{lb/in}$$

Constante C:

$$C := \frac{k_b}{k_b + k_m} \quad (3.12)$$

$$C = 0.4$$

Numero de Pernos Disponibles:

$$N_p := \begin{pmatrix} 1 \\ 2 \\ 3 \\ 4 \\ 5 \\ 6 \end{pmatrix}$$

Precarga de los Pernos:

$$F_i := A_t \cdot S_u - \frac{C \cdot F_S \cdot P}{2 \cdot N_p} \cdot \left(\frac{S_u}{S_e} + 1 \right) \quad (3.13)$$

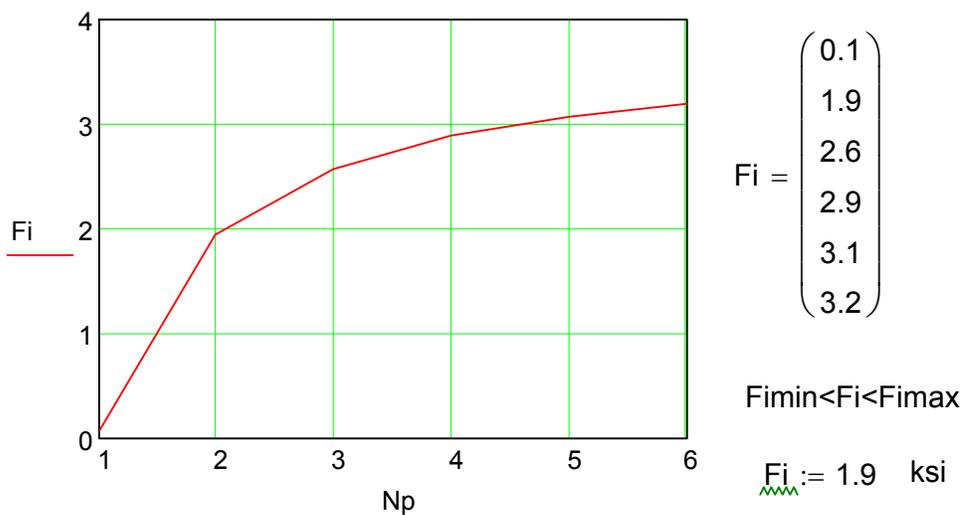


Figura 3.18 Precarga [ksi] vs. # de Pernos

Carga de Prueba: $F_p := A_t \cdot S_p$ (3.14)
 $F_p = 2.7$ ksi

Precarga Min: $F_{min} := 0.6 \cdot F_p$ (3.15)
 $F_{min} = 1.6$ ksi

Precarga Max: $F_{max} := 0.9 \cdot F_p$ (3.16)
 $F_{max} = 2.4$ ksi

Numero de Pernos Necesarios: $N_p := 2$

Carga por Perno: $P := \frac{P}{N_p}$ (3.17)
 $P = 0.03$ kip

Factor de Seguridad contra falla Estática: $\eta := \frac{A_t \cdot S_y - F_i}{C \cdot P}$ (3.18)
 $\eta = 80$

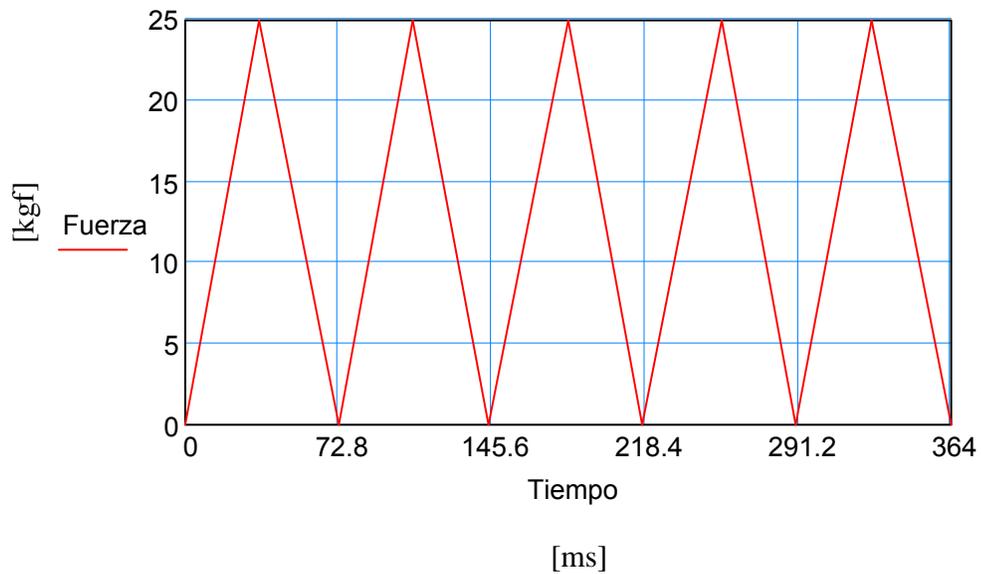


Figura 3.19 Carga a fatiga, Fuerza [kgf] vs. Tiempo [ms].

Las ecuaciones (3.1) a (3.18) detallan el proceso de cálculo necesario, se ha seguido el texto de Shigley-Mitchell (Sección 8.12 Cargas de Fatiga en Uniones Empernadas) para su resolución, determinado como un caso sometido a fatiga ya que la carga varía desde un máximo de 25 kgf (0.06 kips) hasta 0 repitiéndose en cada disparo con ráfagas de cadencia 650-1000 tiros por minuto y del mismo su promedio 825 t/m. La figura 3.19 describe el tipo de carga considerado para 5 disparos.

Se entiende que la ranura existente en los puntos de anclaje no puede ser obstruida ya que esta se usa para colocar la escalera de acceso en su parte más cercana al filo del piso en el MI-171, es por ello que se definen las placas en forma de herradura para considerar los pernos necesarios sin obstruir dicha ranura.

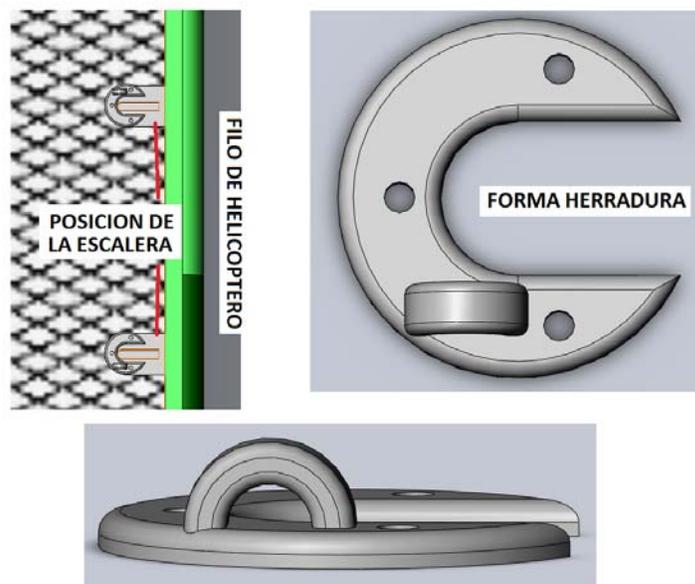


Figura 3.20 Placas en forma de herradura

La figura 3.20 detalla un esquema que procura no ser invasivo en la zona de anclaje escogida, que cumple con los requerimientos; acople fijo al helicóptero cada uno por 3 tornillos, el cual posee un elemento soldado en forma de media luna con el fin de proporcionar un alojamiento para un pasador momento resistente con la misma forma y considerando un ajuste suficiente para una rápida extracción.

Tabla 3-2 Datos Técnicos MAG 7.62

MAG-7.62x			
<u>DATOS TECNICOS</u>			
PARAMETRO	CARACTERISTICAS	OBSERVACIONES	
NOMBRE	FN MAG (M240 US Army)	Fabrique Nationale Mitrailieuse d'Appui General	
ORIGEN	Belga	Fabrica Nacional Ametralladora de Proposito General	
PESO	11,79 kg (25,99 lb)	Herstal/Bélgica	
LONGITUD	1260 mm (49,7 in)		
LONG. CAÑON	545 mm (24,8 in)		
ANCHO	118,7 mm (4,7 in)		
ALTO	263 mm (10,4 in)		
SIST. DE DISPARO	Recarga accionada por gas	4 posiciones regulables	
CADENCIA DE TIRO	650 - 1000 dpm	~825 dpm	
VELOCIDAD BALA	840 m/s (2,756 ft/s)		
ALCANCE EFECTIVO	1800 m	Sistema de puntería mecánico que consiste en un punto de mira (ajustable tanto en horizontal como en vertical) y un alza plegable con alcance de 200 a 800 metros en aumentos de 100 cuando está plegada, con una apertura en U con alcance de 800 a 1800 metros en aumentos de 100 cuando es desplegada	
RANGO EFECTIVO	800 m		
ALCANCE MAXIMO	1500 m	Desde el Tripode	
SIST. ALIMENTACION	No desintegrable DM1/ Cinta Eslabonada M13		
CARGADOR	Cinta reutilizable o de eslabón desintegrable	50, 100 o 200 cartuchos	
OTROS PAISES	Argentina, Egipto, India, Singapur, Taiwán, Estados Unidos y Reino Unido		
DISEÑO	Ernest Vervier	FN Herstal	
TIPO	Ametralladora ligera Multiproposito	GPMG (General Purpose Machine Gun)	
CALIBRE	7.62 mm	Detalles Tabla 3-3	
MUNICION	7.62 x 51 NATO / .308 Winchester	fusiles de asalto o automáticos, cartuchos de mediana potencia	
USOS	Infantería, vehículos terrestres, medios marinos y aéreos	70 Países Operadores (Incl. Ecuador)	
GUERRAS	Guerra de la frontera de Sudáfrica		
	Guerra de Malvinas		
	Guerra del Golfo		
	Guerra en Afganistán de 2001		
	Invasión de Iraq en 2003		
ACCESORIOS	Bipode y Tripode M122A1	En el rol de ametralladora estática el arma va montada sobre un tripode que ofrece un mayor grado de precisión y control que el bipode, el tripode FN 360°, presenta un mecanismo para ajustar la elevación que permite mantener el eje del cañón del arma de 300 mm (11,8 pulgadas) a 600 mm (23,6 pulgadas), tiene un ángulo de inclinación de -30° to +15° y una transversal de 360°	
EN SERVICIO	1958-2010		
VERSIONES	Estandar de Infantería 60-20	T3 (L7A1)	Versión estándar de infantería con pistoleta, culata fija y bipode
		T6 (L7A2)	
		MAG 10.10 (Jungle)	
		L7A1	
	Coaxial para tanques 60-40	L8A1	Variante de la L7A1; Para montarse coaxialmente en tanques. No tiene culata. Cañón equipado con extractor de humo. Disparada mediante gatillo solenoide, pero con pistoleta plegable para uso de emergencia
		L8A2	Variante de la L8A1; mecanismo de alimentación mejorado
		L43A1	Variante de la L7A1; arma de telemetría en el tanque ligero Scorpion
		L7A2 CPMG	Variante de la L7A1; FN MAG 60-20 T6; Mecanismo de alimentación mejorado y puede instalarse un contenedor para cinta de 50 cartuchos
		M240 (modelo básico), M240C, M240E1, M240D, M240G y M240B	FNMI (FN Manufacturing Inc.) 1977 USA
	Aeronáutica 60-30	L20A1	Basada en la L8A2, se distingue por tener un gatillo eléctrico y un apagallamas ranurado. La L20A1 puede ser alimentada desde el lado derecho mediante el cambio de varias piezas del mecanismo de alimentación
		L7A2	Royal Small Arms Factory de Enfield - hoy British Aerospace- en el Reino Unido (1961) Todos estos modelos emplean la cinta M13
	L8A2		
	L37A2		
L20A1			
Británicas y Estado Unidosenses	L20A1		
	L43A1		

Realizado por: Alex Vásquez y Christian León

Varios de los datos proporcionados se irán usando durante el proceso de diseño que se resume a continuación, nótese que los valores han sido tabulados de forma que los datos de trascendencia descendente se encuentran dispuestos según su interés y valor de diseño de forma agrupada.

La velocidad de salida, el alcance efectivo, y el peso muestran una correcta elección del arma como adecuada para la aplicación deseada en el proyecto.

3.2.4 PAUTAS DE DISEÑO

Se ha determinado como importante la forma cónica en el diseño del ejemplo mostrado en la figura 3.6, ya que muestra una gran opción de aumentar el valor de inercia sobre el eje de aplicación de la carga por la fuerza del disparo, este punto se considerara para la implementación en el prototipo.

Otro punto importante a considerarse es la forma en que se ha dispuesto el anclaje del modelo, una solución soldada a la placa fija en el MI-171 con la forma en media luna del pasador y alojamiento hasta aquí prediseñado, el porqué de la forma en media luna se explica por la necesidad del soporte de restringir su anclaje en el eje de momento durante la aplicación de la carga, de ese modo aumentando la precisión y facilidad al momento de acople y desacople en los procesos de incursión ya sea en zona de aterrizaje con la escalera o por su acceso lateral con paracaídas en vuelo sea optimo sin interrumpir un momento de emergencia aumentando así la adaptabilidad al campo militar.

El cálculo de los pernos de anclaje (los más críticos) ha demostrado asegurar el impacto de la carga del disparo pasado con un factor de seguridad un tanto elevado para pernos comunes escogidos. Y aun así siendo suficiente la aplicación de solo 2 como adecuado, sin embargo este cálculo solo presenta la necesidad por la carga real del arma sin considerar otros factores tales como un apoyo inadecuado por parte del operador sobre el soporte, u otros factores difíciles de prever, razón por la cual se ha determinado como adecuado el uso de 6 tornillos, 3 por cada lado para que de ese modo queden cubiertas dichas desviaciones de ser el caso.

3.3 OBTENCION DE DATOS PARA SIMULACION

Para una definición adecuada de los elementos se ha vuelto necesario el obtener datos y pre diseñar algunos elementos, para de esa forma generar una superficie adecuada para la simulación, razón por la cual se hace necesario el cálculo de estos parámetros y generar los elementos necesarios para dicho efecto.

3.3.1 PREDISENO DE CUNA SOPORTE

Para determinar la correcta dirección de la fuerza aplicada se hace necesario el definir el mecanismo y elemento de sujeción de acople al arma, conociendo de antemano los requerimientos previos sobre los ángulos de barrido necesarios para un correcto funcionamiento detallados en la Figura 3.4, el primer paso se convierte en definir un mecanismo que pivote y permita un movimiento restringido, la solución viene de mano de la adaptación de elementos comunes y de fácil adquisición, partimos de la base de un mecanismo que se ajusta de forma casi perfecta a lo que se busca, el uso de una rótula satisface en parte la necesidad de libertad pivotada central.

Conociendo que la rótula es el mecanismo escogido, se prevé el encontrar un estándar adecuado de construcción para lo cual, se analizo varios tamaños y de entre las opciones se observó un tipo de rótula más que común, que aunque requeriría de pequeñas modificaciones seria un elemento de fácil adquisición y fácil reposición por lo tanto, se escogió un enganche de remolque, el cual, según estándar, es una rótula de 2 pulgadas, por lo tanto se parte de un mecanismo de rótula apoyado sobre una esfera de 2" de diámetro con la punta desbastada y con impresiones de los datos en ella por estándares³⁻¹.

El enganche de remolque es simulado y se define su geometría tal como se muestra en catálogos, la figura 3.22 muestra el enganche generado según medidas de las normas especificadas:



Figura 3.22 Enganches de Bola 2”

Como se aprecia en el modelo generado a la izquierda en la Figura 3.22 se puede apreciar que es el objetivo de las modificaciones que se realicen a la rótula, específicamente por torneado hasta obtener los resultados esperados y rectificando el diámetro del elemento en 2” por verificación, como se aprecia a la derecha del modelo se han buscado imágenes de acoples que cumplan con las normas antes citadas, y se observa que poseen un cuello de soporte para aumentar la superficie de contacto bajo fricción por su apriete entre elementos en su uso real, aumentando como dato extra de verificación de diseño se especifica la máxima carga según norma entre 3 y 4.5 Ton de carga para dichos elementos por lo que se asegura un diseño robusto en este punto.

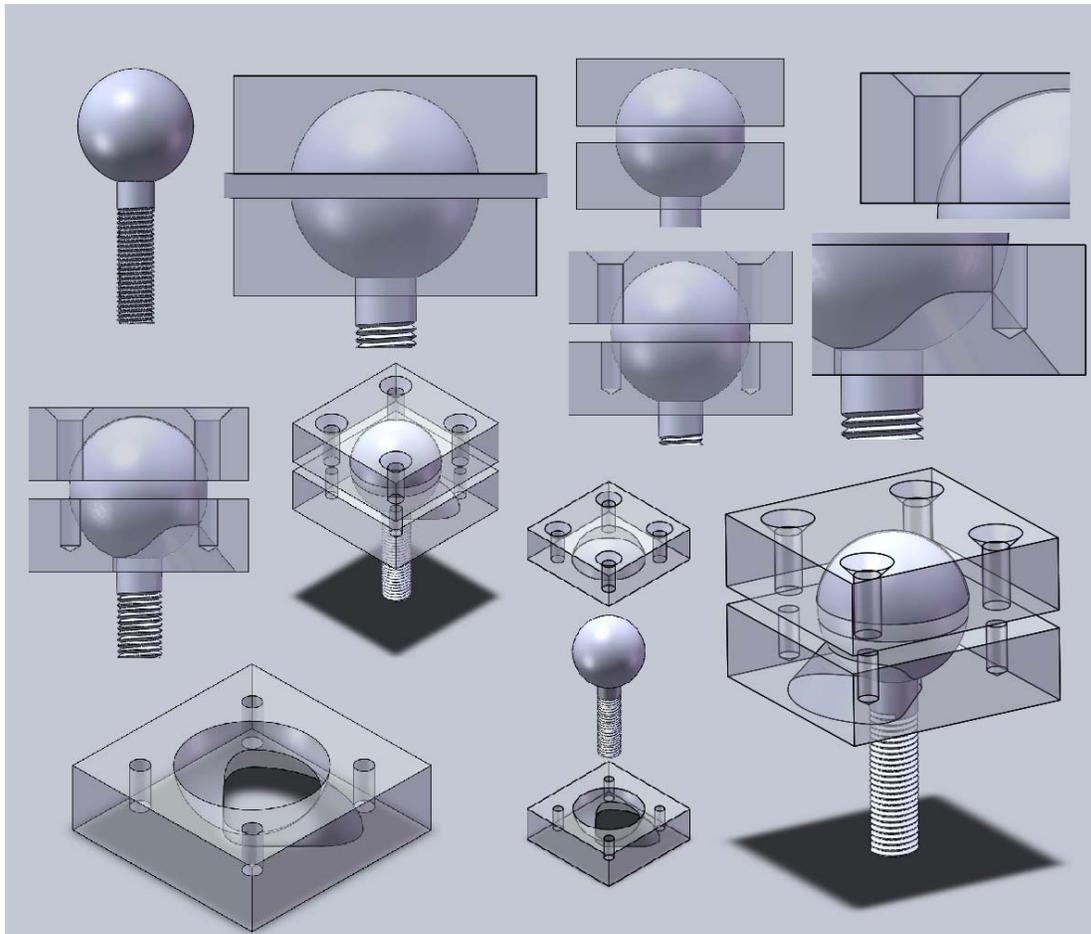


Figura 3.23 Desarrollo visual del diseño del mecanismo

Partiendo como base de la rótula y tomando en cuenta los ángulos de barrido, se decide utilizar la maquina CNC para su generación por lo que el único limitante en la geometría se vuelve la imposibilidad de maquinarse ángulos negativos por no disponer de un cuarto eje acoplado; la Figura 3.23 establece el procedimiento visual seguido para la generación de la restricción, puntos claves durante esta fase se vuelven el uso correcto y múltiple de software CAD (SolidWorks), que asegura que los resultados maquinados se ajusten de forma adecuada a los diseños logrados en el software. Los procesos de maquinado quedan resumidos en el Capítulo 5 correspondiente a esta fase.

El proceso inicia con el establecimiento de una base de diseño para ello se parte de placas PL 70x70x1" una superior y una inferior dejando en el centro

una cavidad por la cual se espera atravesar una pletina como cuna soporte. La figura 3.24 muestra lo explicado, en ella se establece la base de diseño:

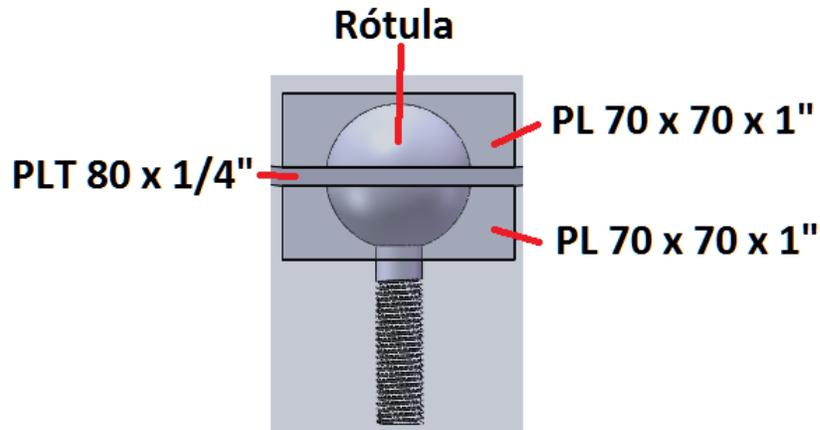


Figura 3.24 Base de Diseño del Mecanismo

Se asegura con esta base de diseño que los elementos puedan ser intercambiados luego de su tiempo de servicio, ya que por el momento se disponen de 4 elementos y se desea que 3 de ellos giren alrededor de la rótula planteada se deben primero fijar dichos elementos entre ellos, la Figura 3.25 muestra la solución a este requerimiento, se establecen 4 pernos del tipo avellanado M8 x 1" para no desviarse del requerimiento de ergonomía de lograr superficies parejas y lograr así perder los elementos de ensamble en el cuerpo, cabe destacar que el apriete se da entre la cara en contacto del perno tipo allen y la tapa inferior la cual tendría que ser machuelada UNC M8 x 3/4".

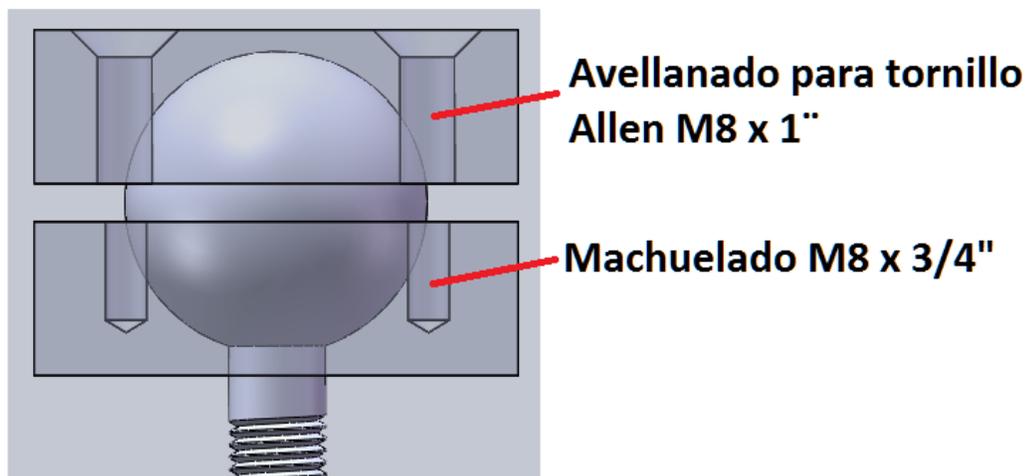


Figura 3.25 Fijación de elementos Pivotantes

Ya que el mecanismo debe pivotar se define un huelgo de 0.1 mm entre la rótula y los elementos pivotantes de tal forma que no se traben, se entiende que el problema se ha centrado en definir un fresado en la tapa inferior ya que los ángulos deben ser considerados en cavidad libre que debe despojarse a la pieza para su correcto funcionamiento.

Basados en los ángulos de barrido definidos se establece un fresado que restringe el movimiento según los requerimientos, con ello se asegura que el mecanismo cumpla con las especificaciones deseadas y mantenga la facilidad en su construcción, la Figura 3.26 muestra el proceso de obtención de la restricción.

El proceso inicia desde la base de diseño, una placa de 25 mm de espesor que posee 4 orificios machuelados, se sabe que la rótula posee un elemento roscado que se define como una rosca M16 UNC la cual servirá para acoplar al soporte, el movimiento se logra restringiendo el movimiento de un cilindro (Considerando el huelgo) de 16,1 mm de diámetro, fijo en el punto centro de la rótula por los puntos extremos de ángulos que se logran en el barrido horizontal y vertical. El siguiente paso es definir el alojamiento de la parte de la esfera correspondiente, sin olvidar el huelgo de 0,1 mm se define un vaciado esférico de diámetro 51 mm para cumplir con la definición de dicho elemento.

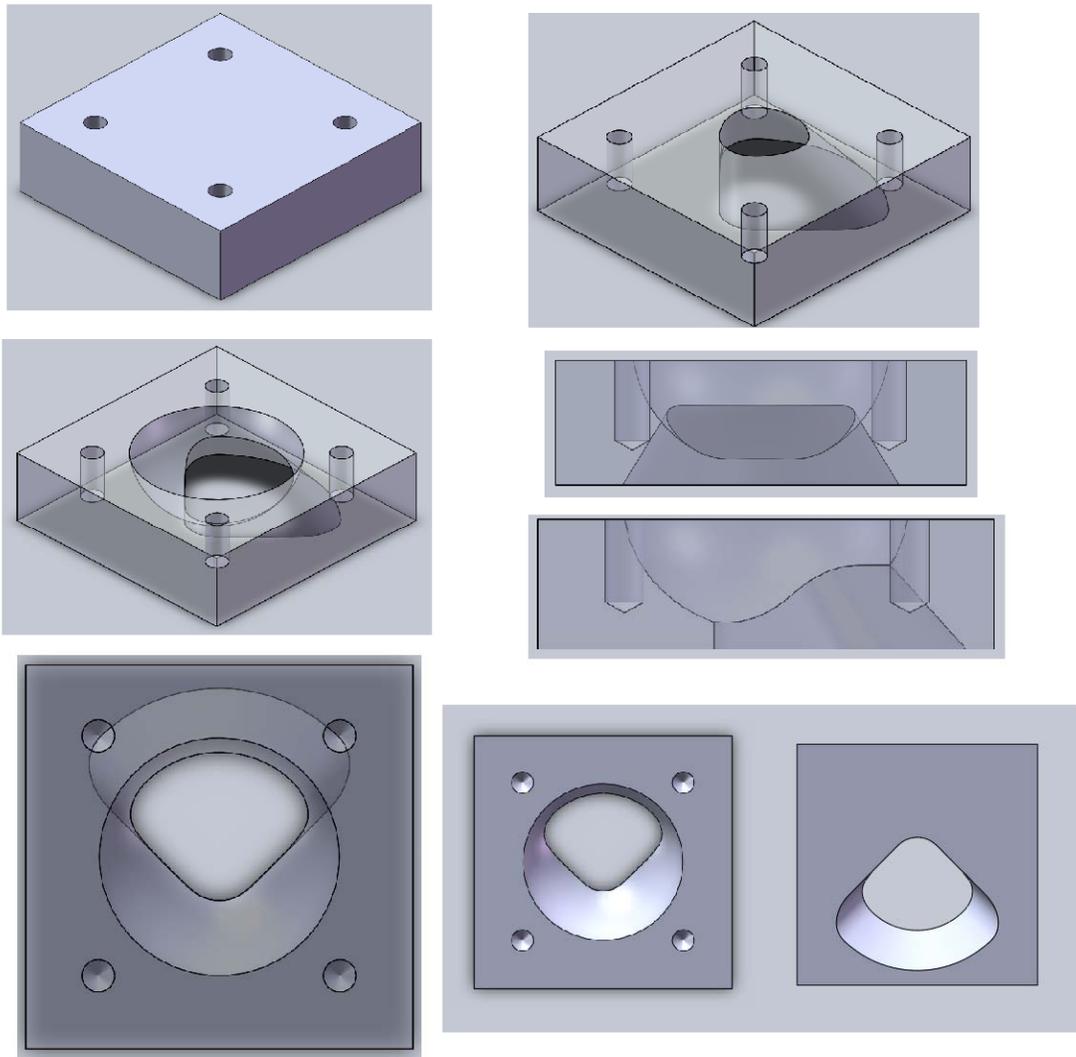


Figura 3.26 Generación de la Restricción

Para la tapa superior es suficiente proporcionar a la base el vaciado necesario para alojar la parte superior de la esfera de la rótula considerando el mismo huelgo impuesto. En este punto se ha definido de manera exitosa el mecanismo que satisface las limitaciones de movimiento impuestas, gracias a la obtención de estos resultados expuestos, y con la precaución de haber estimado una placa de $\frac{1}{4}$ " de espesor a través de ella se ha asegurado el correcto diseño de los elementos, quedando trazado el siguiente paso para el acople del arma al mecanismo, la Figura 3.27 muestra la base hasta ahora definida para el desarrollo de la cuna acople al arma.

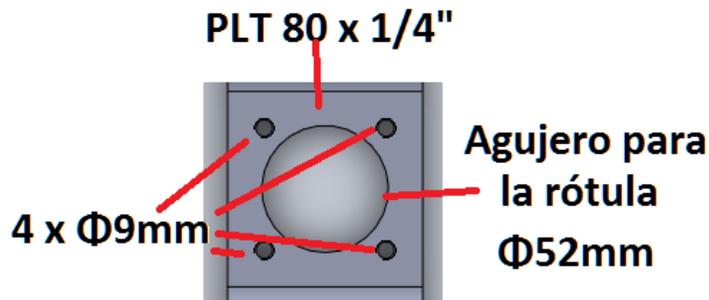


Figura 3.27 Base para cuna Acople al arma

El diámetro del agujero para la rótula sobre la placa excede en un milímetro el huelgo impuesto, esto se ha definido de dicha manera para que este espacio sirva de trampa de grasa del mecanismo, esto en conjunción con el espacio remanente entre la cabeza desbastada de la esfera en la rótula la cual serviría de depósito de grasa, aseguran un mayor tiempo entre mantenimientos preventivos para el acople metálico y aumentan también la vida de los elementos al proporcionarles suficiente lubricación durante su funcionamiento normal.



**MAG 7.62
Acoplado en su
Trípode**



Figura 3.28 Puntos de Anclaje en el arma

Para definir una geometría que satisfaga a los puntos de anclaje del arma se ha procedido a medir los alojamientos para los pasadores que acoplan el arma al trípode, la Figura 3.28 detalla el levantamiento de las medidas obtenidas del arma MAG 7,62 disponible. En el primer caso se encuentra acoplada en el trípode disponible estándar M122A1 más información Tabla 3-2. Del cual se extrajeron las medidas y ajuste propio del elemento así como su inclinación y distancia entre centros. La Tabla 3-3 resume los resultados obtenidos del levantamiento realizado.

Tabla 3-3 Datos de Anclaje MAG 7.62

<u>DATOS DE ANCLAJE</u>			
<u>MAG 7.62 Belgium</u>			
Distancia entre centros	DC	280	mm
Diferencia en altura	Δh	5	mm
Diámetro de Agujero Frontal	ϕF	12.5	mm
Longitud de Pasador Frontal	PF	40	mm
Diámetro de Agujero Posterior	ϕP	11	mm
Longitud de Pasador Post.	PP	57	mm

Fuente: Christian León, Alex Vásquez

Partiendo de esta información y considerando la longitud de pasador máxima de la Tabla 3-3 es menor a la dispuesta en la base de diseño de manera que según las consideraciones: La pletina PLT 80 x 1/4" y considerando el ancho máximo de 57 en el pasador posterior mas 1 mm de huelgo nos queda 11 mm de ambos lados del arma para generar un acople adecuado.

Otro factor que debe considerarse es la operación del arma, el sistema de recarga expulsa los eslabones por la zona derecha y los casquillos de la munición calibre 7.62 por la zona inferior, por lo que se debe disponer una distancia apropiada para no interferir en el funcionamiento correcto del mismo.

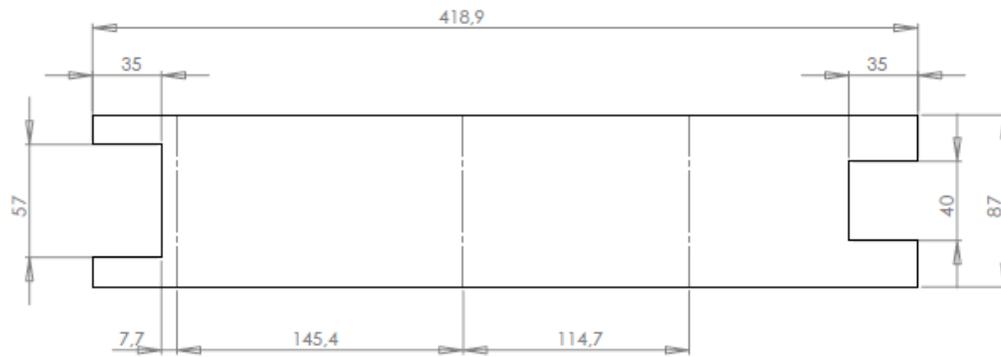


Figura 3.29 Chapa Desplegada

La Figura 3.29 define la pletina extendida considerando los destajes necesarios para alojar el arma en sus puntos de anclaje, y definiendo una longitud apropiada para proveer un espacio adecuado para la salida de las vainas.

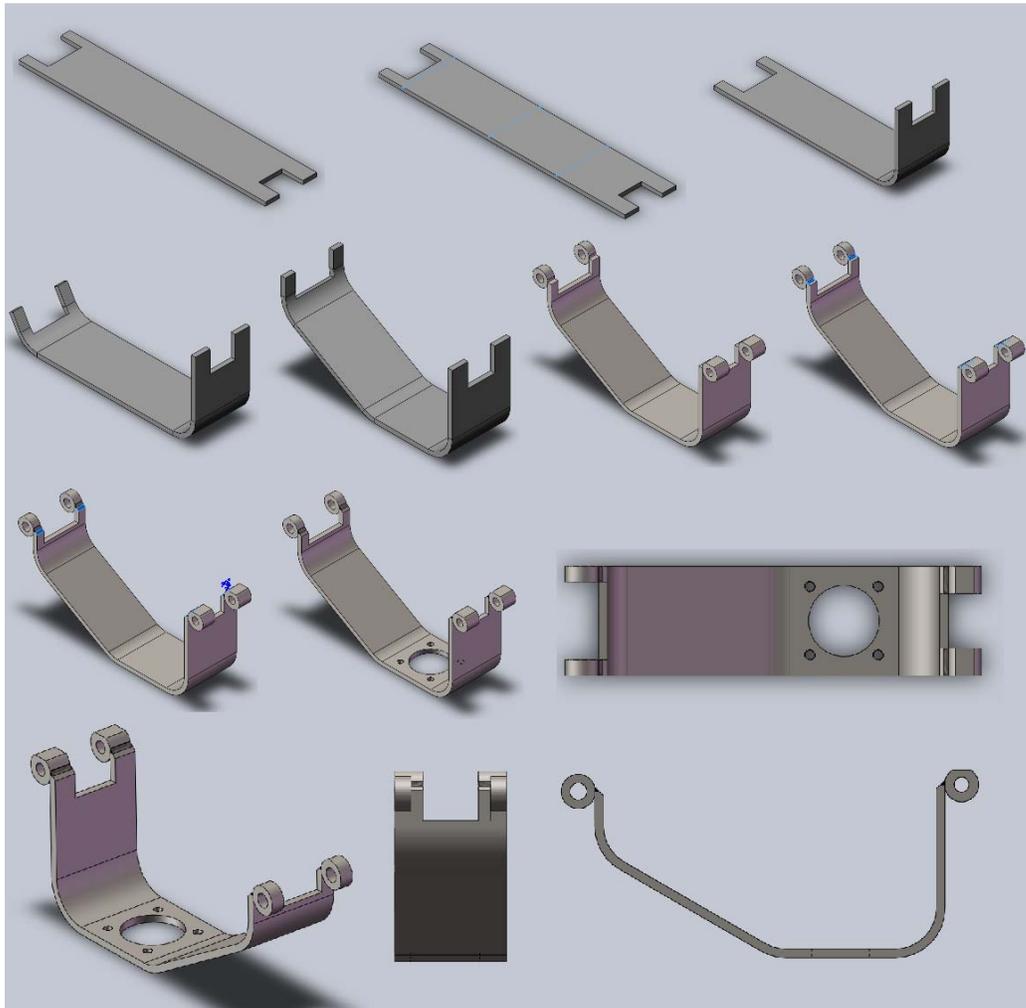


Figura 3.30 Diseño de Cuna Acople al Arma MAG 7.62

Una vez confirmadas las medidas, el resultado esperado corresponde a la simulación que se presenta en la Figura 3.30, en ella se destaca el proceso de diseño necesario, el cual corresponde a la forma exacta en la que se debe construir ya que el software trabaja de esa manera optimizando ambas fases durante su etapa CAD, el resultado del proceso se detalla en la parte inferior, las etapas de construcción se detallan en el Capítulo 5.

Los resultados obtenidos hasta este punto se muestran en la Figura 3.31, el conjunto armado y su correspondiente despiece, se ha procurado lograr la mayor simplicidad, mientras menos elementos existan menor será la probabilidad de fallo del conjunto, es obvio que la pieza más crítica del conjunto sería precisamente la restricción ya que soportaría la carga máxima de 25 kgf para un valor de vida infinita según el material proyectado (ASTM A36).

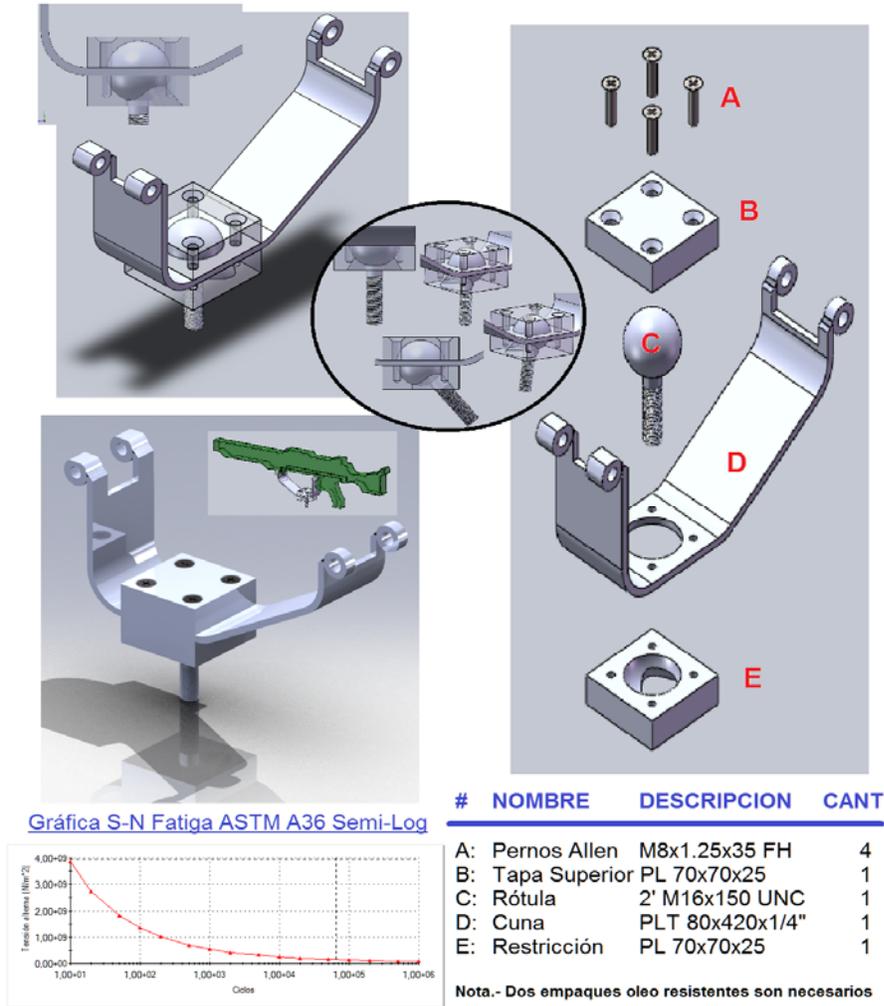


Figura 3.31 Ensamble de Cuna MAG 7.62

3.3.2 FUERZA DE DISPARO

En orden con el análisis necesario en este punto se resume en la Tabla 3-4 los datos técnicos recopilados sobre pruebas realizadas por la OTAN en la munición a usarse en operación normal del arma FN MAG, hablamos de ráfagas de máximo 200 eslabones de 7,62 x 51 OTAN, en conjunto con varia información importante relacionada que servirá como base teórica sobre la fuerza de disparo.

Tabla 3-4 Datos Técnicos 7,62 x 51 OTAN

7,62 X 51 NATO	
<u>DATOS TECNICOS</u>	
PARAMETRO	CARACTERISTICAS
NOMBRE	7,62 X 51 NATO
TIPO	Rifle
ORIGEN	USA
EN SERVICIO	1954-2010
PAISES	USA, NATO (North Atlantic Treaty Organization/OTAN), Otros (Incl. Ecuador)
GUERRAS	Vietnam
	Conflicto de Falklands
	Guerra del Golfo
	Guerra en Afganistan
	Guerra de Irak
	Guerra de Paquisha
MUNICION EMPARENTADA	.308 Winchester
TIPO DE CASQUILLO	Sin Montura (Rimles) - Cuello de Botella (Bottleneck)
DIAMETRO DE BALA	7.80 mm (0.307 in)
DIAMETRO DE CUELLO	8.77 mm (0.345 in)
DIAMETRO DE HOMBRO	11.53 mm (0.454 in)
DIAMETRO DE BASE	11.94 (0.470 in)
DIAMETRO DE BORDE	12.01 mm (0.473 in)
ESPEJOR DE BORDE	1.27 mm (0.050 in)
LONGITUD DE CASQUILLO	51.18 mm (2.015 in)
RIFLING TWIST	1:12"
TIPO PRIMARIO	Rifle Largo
PRESION MAXIMA	345 Mpa (50000 psi)
PESO DE LA BALA	9.5 gr
PESO TOTAL	146.6 gr
VELOCIDAD DE SALIDA	780-840 m/s
ENERGIA INICIAL	2890-3352 J

Realizado por: Christian León, Alex Vásquez

El análisis que se plantea en este punto incluye cálculos de Mecánica Clásica como la Conservación de la cantidad de movimiento, para luego analizar su

relación con la ley de Newton a través del teorema del impulso y la variación de la cantidad de movimiento.

CALCULO DE FUERZA DE DISPARO

DATOS:

MUNICION

Masa de la Bala: $m_b := 9.5$ gr
 Velocidad Mínima de la Bala: $V_{min} := 780$ m/s
 Velocidad Máxima de la Bala: $V_{max} := 840$ m/s
 Tiempo de Accion del Disparo: $t_T := 0.07$ s

ARMA

Masa del Arma: $m_a := 11790$ gr

Velocidad Promedio: $V_p := \frac{V_{min} + V_{max}}{2}$ (3.19)

$V_p = 810$ m/s

Conservación de Movimiento: $V_a := \frac{m_b \cdot V_p}{m_a}$ (3.20)

Velocidad de Retroceso del arma: $V_a = 0.653$ m/s

Impulso: $I_a := m_a \cdot 10^{-3} \cdot V_a$ (3.21)

$I_a = 7.695$

Tiempo de Aplicacion de la Fuerza: $\Delta t := \frac{t_T}{2}$ s (3.22)

Fuerza de Disparo: $F_p := \frac{I_a}{\Delta t}$ (3.23)

$F_p = 220$ N

3.3.3 ANALISIS DE RESULTADOS

Después de finalizados los cálculos pertinentes sobre los datos necesarios para la simulación, se hace imprescindible un análisis para verificar que se ajustan a los resultados esperados.

Iniciando con la definición de los pernos de anclaje necesarios, se detalla claramente que los pernos sobrepasan por mucho las necesidades gracias a su alto factor de seguridad tanto estático como dinámico calculado, esto confirma las expectativas sobre la carga aplicada ya que es muy baja para las dimensiones y materiales proyectados; aun cuando se define como un caso a fatiga el factor de seguridad dinámico es aun bastante elevado.

Añadiendo el hecho que aun cuando los cálculos demuestran ser suficientes para 2 pernos, se han elegido 6 para incluir el factor humano y de incertidumbre por el ámbito agresivo del combate al que se someterá el prototipo, el diseño del anclaje se da por aprobado en línea con los resultados obtenidos, quedando liberado para su fase de construcción.

El diseño conseguido con ayuda del software CAD, ha demostrado ser bastante destacado gracias a su simplicidad y robustez, la obtención del modelo en 3D de la restricción ha permitido simular el movimiento del conjunto armado, simulando así el correcto funcionamiento, cabe resaltar que los procesos de construcción suelen desviarse de los diseños, procurar minuciosidad en los procesos de generación del código G para sus fresados, y un correcto uso de la máquina CNC serán la base para la obtención tangible de los diseños hasta aquí logrados.

El valor de fuerza de disparo obtenido teóricamente sobre la base de la información suministrada, es un 10% menor al usado en la simulación, esto se da por el hecho de que para la simulación se incluyo este aumento por considerarlo prudente gracias a las desviaciones imprevistas en los cálculos, de otra forma expuesto se realizo un redondeo del valor al 5 mayor para evitar errores de cálculo y dar holgura al diseño.

3.3.4 COMPROBACIÓN DE RESULTADOS

Para comprobar la veracidad de los datos detallados en la Tabla 3-4 se realiza la comprobación, por un análisis de energías, en los siguientes cálculos se detalla la energía disponible en datos, además se incluyen ciertos otros parámetros que han sido obtenidos dentro del proceso inherente de calculo que podrían ser útiles en más de una forma, ya sea al usuario final o como referencia futura del diseño realizado.

CALCULO DE ENERGIAS

DATOS

Distancia de
Compresión del resorte: $d := 0.12 \quad \text{m}$

$$\text{Energía Cinética Bala:} \quad E_{cb} := \frac{1}{2} \cdot m_b \cdot 10^{-3} \cdot V_p^2 \quad (3.24)$$

$$E_{cb} = 3116.475 \quad \text{J}$$

$$\text{Constante de Rigidez} \\ \text{Mínima del Resorte:} \quad k_m := \frac{(m_b \cdot 10^{-3})^2 \cdot V_p^2}{m_a \cdot 10^{-3} \cdot d^2} \quad (3.25)$$

$$k_m = 348.8 \quad \text{N/m}$$

$$\text{Relación de} \\ \text{Energías Cinéticas:} \quad \frac{E_{cb}}{E_o} := \frac{m_a}{m_b} > 1 \quad (3.26)$$

$$E_o := \frac{m_b \cdot E_{cb}}{m_a}$$

$$\text{Energía de Retroceso:} \quad E_o = 2.511 \quad \text{J}$$

3.4 SELECCIÓN DEL MODELO

Una vez definidos los puntos iniciales, base de un diseño organizado, se hace fundamental el planteamiento de ideas, la fusión de principios, en base a los elementos ya diseñados y lograr un conjunto funcional acorde a las necesidades y el campo ya establecido en los puntos anteriores.

Este punto resuelve el diseño del conjunto armado final, y de él se desprenden los parámetros de construcción necesarios y analizados de manera que sean lo más fáciles de captar y desarrollar durante su fase de construcción, la generación del modelo intrínsecamente conlleva la generación de planos, los cuales se incluyen en los Anexos de la presente investigación quedando completo el desarrollo del prototipo.

Registrar las ideas da valor agregado a la investigación, considerando que no por no haber sido electa no se considere importante, este reporte informa sobre el desarrollo meramente especulativo en el campo del diseño, refiriéndose por supuesto al Arte Mecánico en donde se aplica el criterio de Ingeniero formado, buscando las mejores formas y sujeciones, para luego dejar que el CAE se ocupe de dimensionar de manera adecuada el espesor y detectar zonas críticas en donde se debe poner atención para su construcción, no todos los modelos expuestos se encuentran simulados, de esa manera se optimiza los resultados al dedicar mayor tiempo a un modelo concreto, se puede verificar la lluvia de ideas iniciales que conlleva al desarrollo del modelo definitivo.

3.4.1 AJUSTE DE REQUERIMIENTOS

Iniciando la recta final es necesario reconocer el avance y los elementos que ya se han definido, para saber el punto de partida de esta fase crítica de diseño del prototipo, la definición de la Estructura tipo sándwich. La Figura 3.32 esquematiza la ubicación de los elementos hasta aquí definidos con el fin de entender la necesidad y desarrollo de la estructura, bastidor y eje central de interés en la investigación.

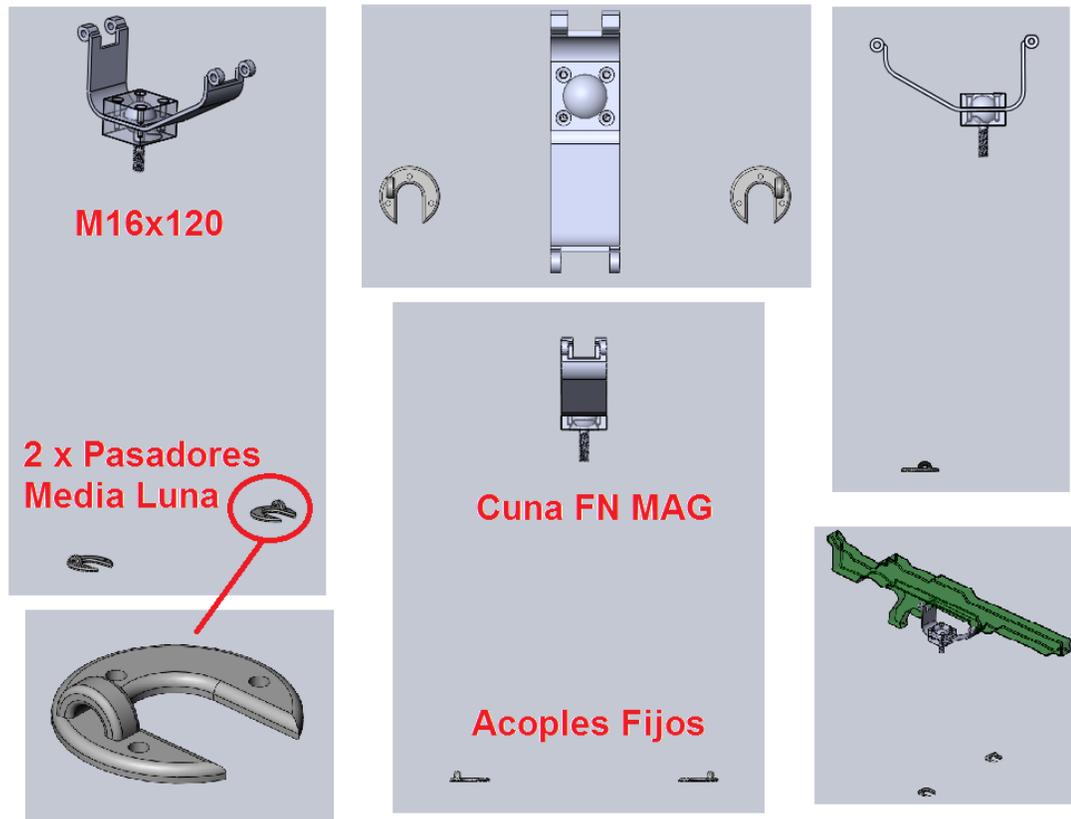


Figura 3.32 Bases de Acople de la Estructura tipo Sándwich

Según se puede apreciar en la Figura 3.32, el acople necesario para la cuna exige un elemento roscado del tipo M16, el cual permita no solo roscarse sino fijarse ya que sería contraproducente y peligroso un movimiento giratorio de la parte roscada, teniendo que ser extraíble para su mantenimiento y fijo en operación normal, esto lleva a la conclusión que la estructura tipo sándwich debe poseer acoples fijos metálicos en ella, siendo por ello necesario el uso de epóxicos especiales de tal forma que asegure una correcta fusión entre materiales, en este caso la fibra de carbono y los acoples metálicos.

En las propuestas se debe considerar las afirmaciones antes citadas, como el de usar formas cónicas para la estructura, y procurar la simplicidad en el momento de la construcción; la sujeción por medio de soldadura a un gancho de pasador en media luna deja libre el anclaje inferior siendo de igual manera la mejor solución el colocar acoples metálicos fusionados a la fibra y en ellos empernar la pieza soldada de la libertad de diseño.

Considerándose los aspectos ergonómicos, se debe esperar formas sin aristas peligrosas, de fácil transporte, procurando una superficie uniforme con el fin de evitar concentradores de esfuerzos, enviando los puntos críticos sobre una superficie de contacto en el apoyo sobre el piso del MI, entendiendo que el flujo de la fuerza se transmita al piso en una superficie distribuida, avizorando que en ella actúe la mayor concentración de esfuerzos por contacto en la simulación del Capítulo 4.

3.4.2 PLANTEAMIENTO DE OPCIONES DE DISEÑO

En esta etapa se resumen las lluvias de ideas logradas por el equipo realizador, mucho del trabajo que se plantea a continuación se define sin estudio de cargas previo, la idea es plasmar de forma esquemática isométrica la abstracción de dichas ideas, para que de esa manera se pueda apreciar de forma más clara las limitaciones en el desarrollo del prototipo.

El uso de afustes muy complejos aumenta las probabilidades de falla del conjunto, motivo que direcciono hacia la búsqueda de la suma simplicidad en cada uno de sus elementos, se decidió el proporcionar dos rumbos posibles, y así continuar con las ideas ajustándonos a los requerimientos, nos encamino a ser conservadores de ideas, en cada una de las propuestas se examinaron varias tentativas, las cuales confluyen de manera acorde a las necesidades.

Las primeras señales llevan a plantear un diseño cercano al visto en el ejemplo del soporte en el MI-171Sh, moldeándolo para ajustarse al piso, pero las razones planteadas al principio guiaron a descartar dicha posibilidad etiquetada como Propuesta A en la Figura 3.33. Además la necesidad de rigidizar el conjunto requería una placa fija lo cual discordaba con las necesidades de no ser invasivo al fuselaje de manera abrupta. Incluyendo que la forma en que se distribuiría la carga seria lineal sobre los dos puntos de anclaje, sin tomar en cuenta que esto genera un eje de momento que desviaría significativamente el objetivo del arma.

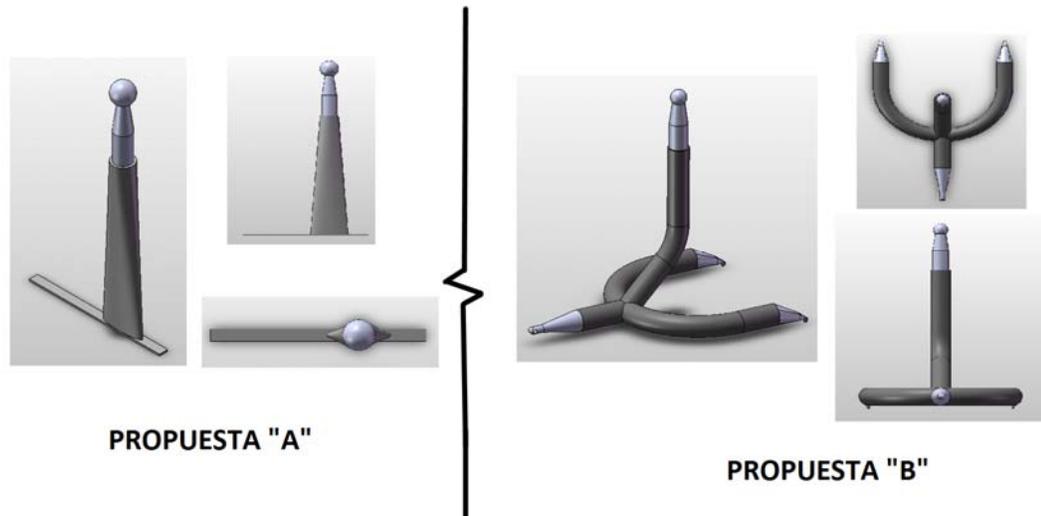


Figura 3.33 Propuestas planteadas, para tomar el rumbo del diseño.

En la propuesta B se puede apreciar una clara intención de usar los puntos frontales y el punto posterior como acoples al helicóptero, destacando la necesidad de proporcionar comodidad en el momento de operación del prototipo al hacer el brazo vertical en forma angulada para permitir la ubicación correcta del artillero tras el soporte con el arma en frente.

Un punto común que llevan ambas propuestas es el uso de una rótula como elemento pivotante, detalle a tomarse en cuenta para plantear el "Concept" del soporte.

Como información adicional se detalla que la figura separa los elementos en colores según corresponde el tono negro a las superficies cubiertas por fibra de carbono y los grises a los elementos metálicos no definidos.

La propuesta B llegó a ser muy provocativa por un tiempo, las adaptaciones realizadas al diseño mejoraron la distribución de carga en la estructura, durante el proceso iterativo se demostró la mejora en el ángulo del brazo, las imágenes antes vistas concuerdan a los primeros roces con los diseños previos, llamados de otra manera Conceptos de Diseño.

3.4.3 SELECCIÓN DEL PROTOTIPO

Una vez estudiadas las opciones de diseño del punto anterior, se inicio la búsqueda de formas que fusionen dichas ideas en una con el fin de cumplir con los requerimientos planteados y que logre satisfacer las necesidades y expectativas de los diseñadores.

Los primeros modelos logrados a partir de la fusión de ideas se muestran en la Figura 3.34 a manera de histórico en el desarrollo de la base, procurando buscar la mejor manera de facilitar la construcción, la cual parecía ser bastante engorrosa, se plantearon muchas ideas al respecto, algunas esperaron pequeñas variaciones y otras cambiaron el rumbo de manera drástica.

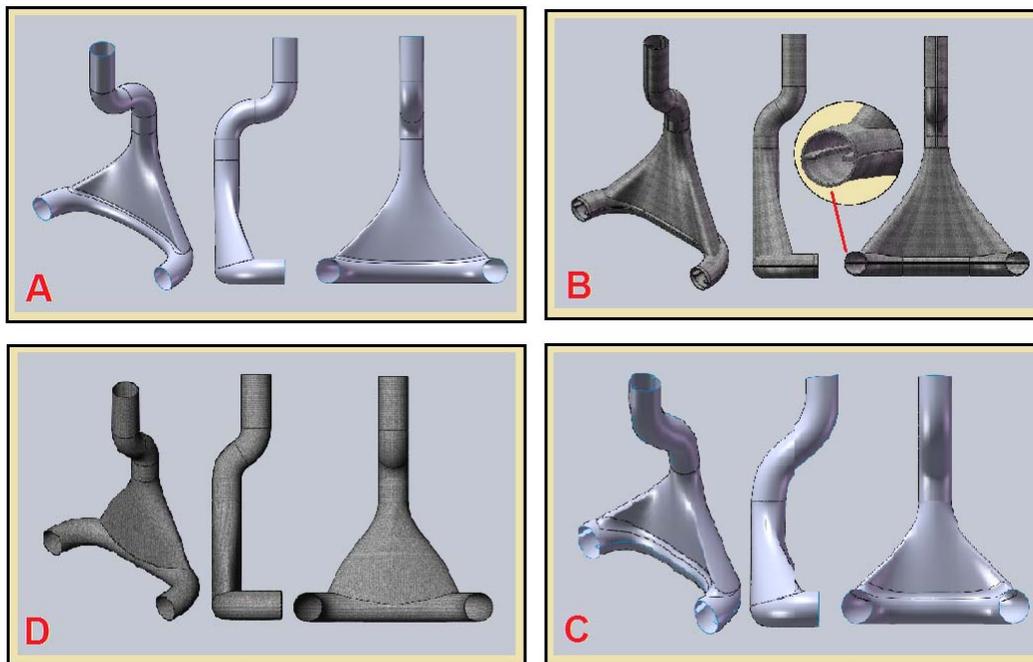


Figura 3.34 Histórico de Diseño

Iniciando las primeras tentativas en el modelo A se ha logrado plasmar de forma casi concreta el resultado final, es por ello que el grafico histórico gira en sentido de las manecillas del reloj para observar que los cambios se han logrado en mejoramientos mínimos obteniendo un modelo óptimo similar al original.

En definitiva, el modelo A inicia fusionando las propuestas de manera que se logra satisfacer la forma cónica, en la base, los inicios llevaron a generar la estructura por partes, esta idea se ve plasmada en B donde cada sección circular se entendía iban a ser sándwich adherido mediante epóxico, para facilitar la construcción, ahora la forma del refuerzo se lograba luego de colocar las otras dos secciones terminadas, la sección del refuerzo se ve ensanchada procurando lograr la uniformidad en la superficie.

En C se conserva la idea del sándwich tal como en B, pero se mejora el ángulo del brazo vertical en donde se pretende ubicar la cuna por ergonomía, refiriéndose a los valores de desplazamiento que generaba cada malla. Además se nota un incremento en el diámetro de la sección circular para evitar pandeos locales por el tamaño del material estratificado como núcleo del sándwich.

En D se logra la definición del modelo, luego de analizar qué es lo más conveniente según el proceso de construcción?, se decidió realizar un monocasco, descartándose la opción C por complicar en la construcción, además se descarto por completo la forma del refuerzo, tomando como base la elipse se genero un cuerpo uniforme, y ensanchando el cuerpo por estar en la parte inferior, entre las piernas, con el beneficio del aumento en la inercia en el eje de acción de la fuerza del la ráfaga, conservando el cuello angulado en 60°.

3.4.4 ESTABLECIMIENTO DE GEOMETRÍA BASADA EN ESTRUCTURA TIPO SÁNDWICH

La fase de CAE ha quedado trazada, se entiende que el proceso analiza la mejor opción de forma paralela a la fase de diseño desde este punto, la definición de la estructura sándwich corresponde a la mejora significativa que sugiere la aplicación de este tipo de estructuras, aunque el análisis CAE se genere por capas del laminado la consideración de la estructura sándwich confirma el evitar fallos en el prototipo, usando la propia tecnología abstraída de la aeronave, aplicada en el ámbito militar.

Cuando se habla de una estructura sándwich, por definición sabemos que es una conjunción de materiales que proveen ventaja en el aligeramiento, el aumento de la rigidez específica, mayor resistencia a la fatiga, que logran en conjunto propiedades que no las lograrían por si solos; la estructura básicamente está formada en orden: Fibra de Carbono-Panal de Abejas-Fibra de Carbono, la cual se debe fabricar sobre el modelo impuesto de manera que se logre un monocasco en la construcción.

Esta última aseveración indica que el modelo se debe reproducir con ayuda de un núcleo soporte. El cual debe ser forrado con la primera capa de laminado de fibra de carbono para continuar con el material estratificado o panal de abejas y terminar la obra con la capa final de fibra de carbono que sella el sándwich y así obtener por forrado el soporte.

La figura 3.35 muestra la forma en que se dispone la estructura sándwich mostrándonos cortes en las capas para entender claramente de lo que se habla, y denotando que cada capa forra por completo a la anterior, para que de ese modo se logre uniformidad en la estructura.

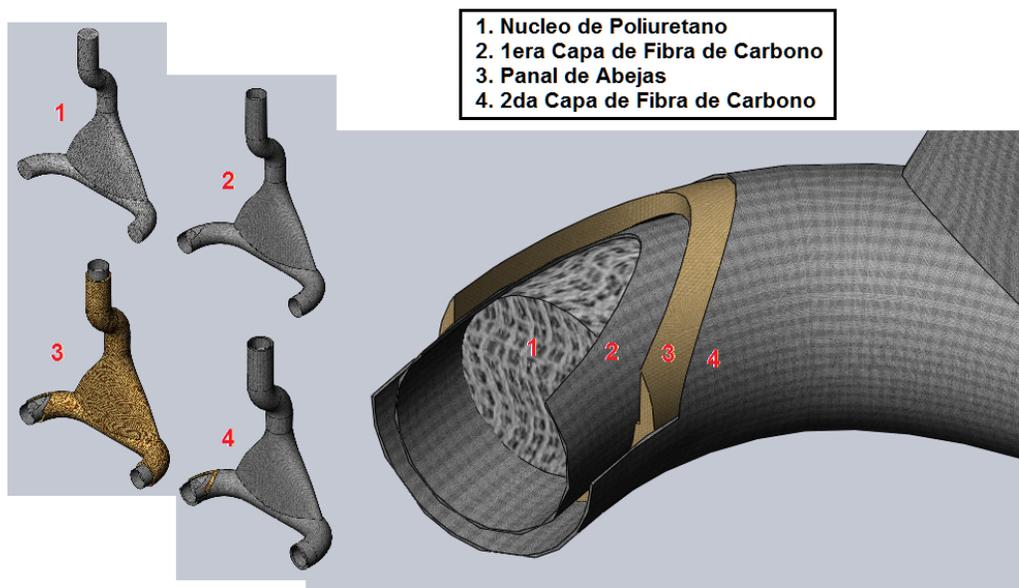


Figura 3.35 Definición de la Estructura Sándwich

Iniciando en la base del núcleo de poliuretano, este modelo debe ser obtenido por fundición del modelo vaciado en 3D a escala real, basados en las formas definidas por la CNC, se asegura la correcta definición de medidas; se entiende que la fibra se extiende por sobre los afustes metálicos, razón por lo que se aprecia extendida por sobre la zona proyectada para los acoples metálicos, una vez forrado el modelo se forrara el modelo con el material estratificado, y se pegaran los acoples metálicos, para finalizar se pegara la ultima capa de fibra por sobre la superficie metálica sellando el trabajo y asegurando la mejor forma de construcción.

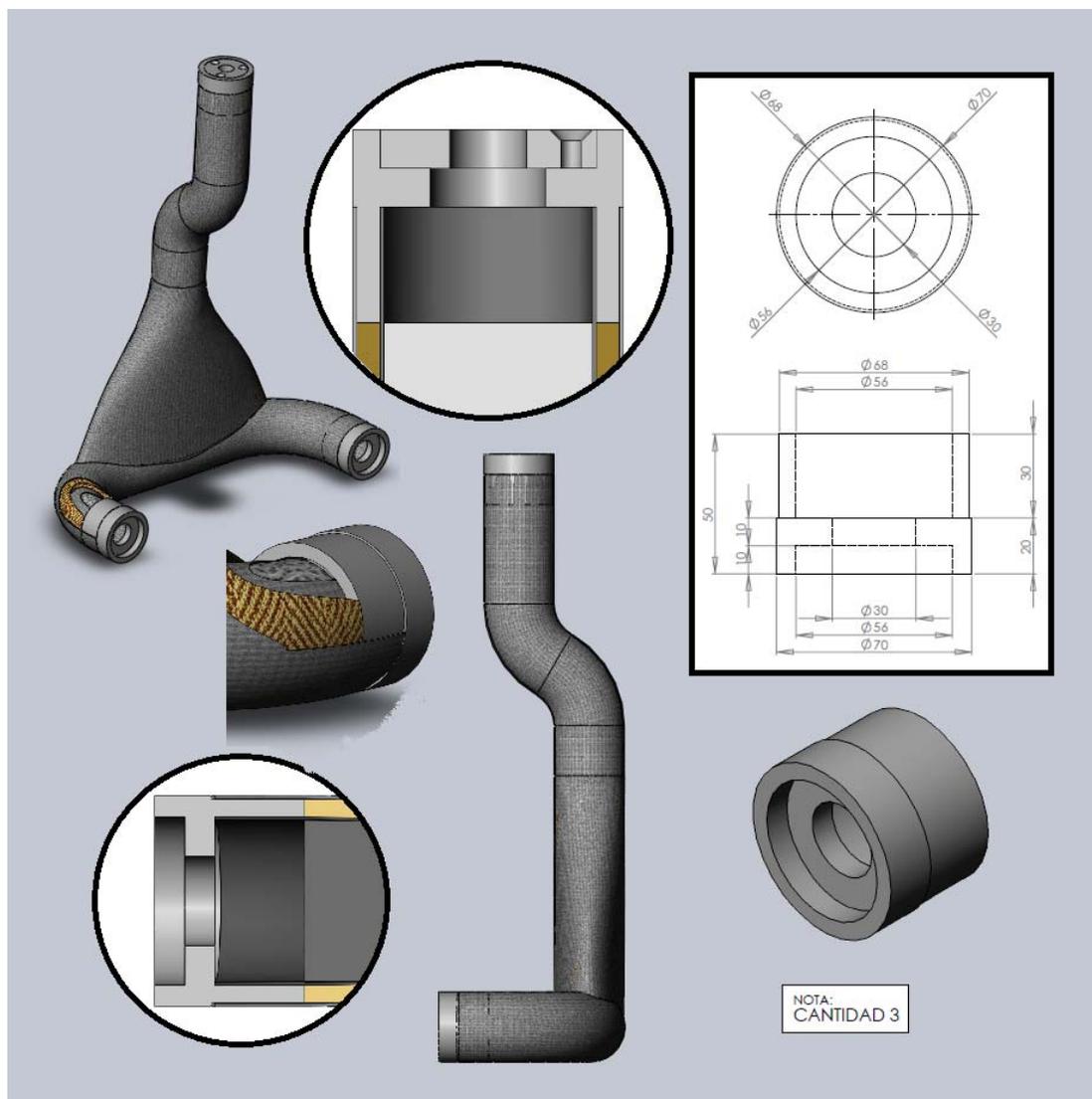


Figura 3.36 Conjunto Armado del Bastidor de Soporte

Despejada la forma en que se usara la estructura tipo sándwich en el modelo, se hace necesario el definir los acoples metálicos fijos a la estructura para definir de forma clara el conjunto completo, el soporte fundido en acabado de fibra de carbono se muestra en la Figura 3.36 se observa el conjunto armado con los acoples detallados, dejando una base en el diseño con este tipo de elementos en nuestro país.

3.4.5 DESPIECE DEL MODELO

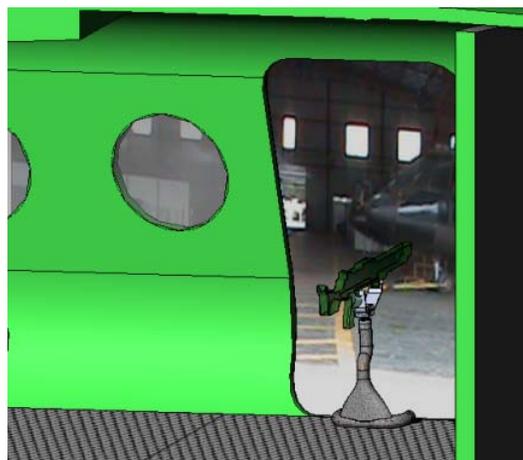


Figura 3.37 Soporte instalado en el acceso lateral del helicóptero

Llevar el realismo del modelo al nivel que se desee, es cuestión del ingenio y tiempo disponible; la geometría se puede diseñar de manera exacta, es por ello que las fases de dibujo y diseño se las llevó de manera conjunta. Optimizando el tiempo y calidad de los resultados. La figura 3.37 muestra el soporte instalado como si se lo encontrara realmente acoplado en el helicóptero, detalle curioso de la imagen es la sobre posición de imágenes del hangar en la base con el fin de lograr el efecto de realismo deseado.

Un punto importante a destacar es la búsqueda de los diseñadores por la simplicidad, se han buscado varias opciones, y la cantidad de piezas fue disminuyendo según se encontraban mejores soluciones a los problemas planteados, la Figura 3.38 nos muestra el ensamble total y su correspondiente despiece, para denotar las piezas necesarias para su ensamble.

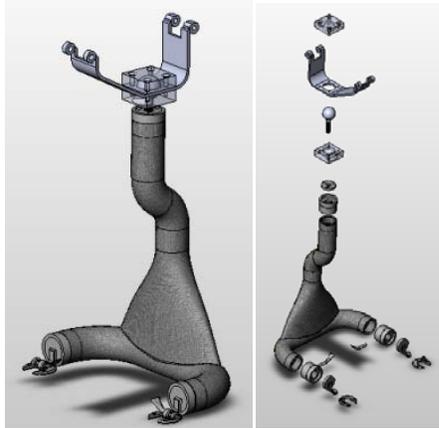


Figura 3.38 Despiece de las partes componentes del soporte

Como se aprecia los elementos desarmables, y los elementos adheridos por epóxicos se consideran piezas distintas, considerando que aunque el bastidor este generado por una conjunción de materiales se considera un solo elemento, por no ser posible desarmarlo una vez fabricado y volver a sus elementos constituyentes.

La completa disgregación de las piezas y materiales se encuentra especificada en la Figura 3.39, en ella se pueden apreciar a manera de despiece los elementos constitutivos del soporte, en orden el núcleo de poliuretano proyectado, la primera capa de laminado con Fibra de Carbono T300, el panel de Abejas o también denominado Material Estratificado, la segunda capa de Fibra de Carbono T300, en hilera y en orden de construcción para evitar malentendidos, y dejar plasmado de forma cuasi tangible la integridad de la estructura.

Además del soporte desarmado en fases de construcción, se observan las piezas metálicas necesarias para el correcto funcionamiento del equipo, cabe notar que los alojamientos para los elementos de unión han sido definidos mas no constan en las graficas por ser elementos estándar que no significarían beneficio grafico el incluirlas en los modelos. Detalles de estos elementos metálicos forman parte de la información de despiece suministrada con el fin de aclarar cualquier duda al sobre su geometría e instalación.

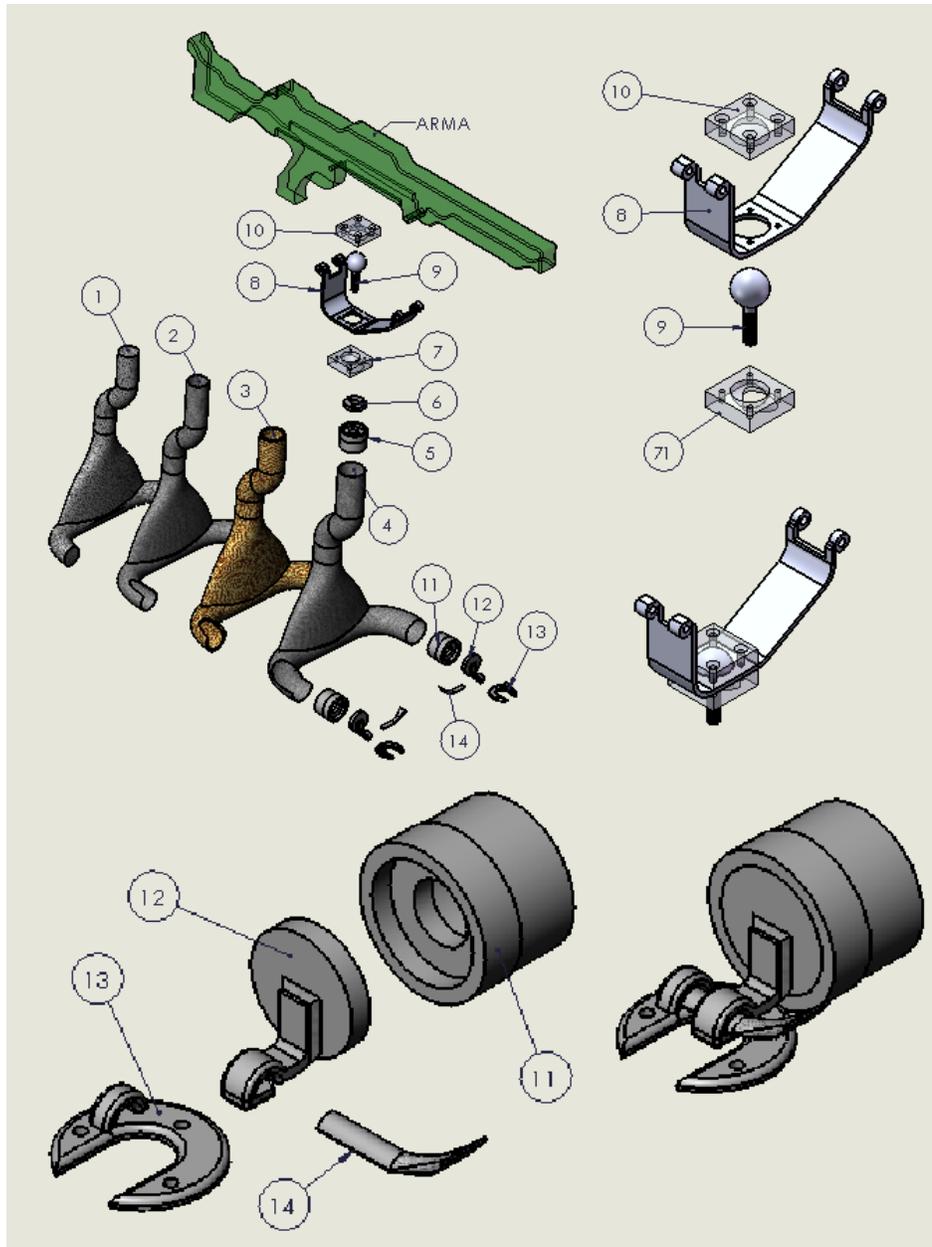


Figura 3.39 Todos los elementos que conforman el soporte

A continuación se detalla la designación y datos importantes de cada uno de los elementos, esta misma información se reproduce en los planos de despiece, se incluye con el fin de aclarar cómo se define a cada uno de los elementos para iniciar de forma adecuada la fase de construcción, la Tabla 3-5 resume las designaciones establecidas para los elementos constituyentes del proyecto.

Tabla 3-5 Designación de Elementos Constituyentes del Prototipo

ELEMENTOS SOPORTE				
ORD	NOMBRE	CANT	MATERIAL	DESCRIPCION
1	Núcleo de Poliuretano	1	Poliuretano Termoestable	0.3 kg
2	Primer Laminado	1	Fibra de Carbono T300	7 Capas
3	Sándwich Estratificado	1	Panal de Abejas T12	1 Capa
4	Segundo Laminado	1	Fibra de carbono T300	7 Capas
5	Acople Superior	1	ASTM A36	φ70 x 50
6	Tapa Acople Rótula	1	ASTM A36	φ56 x 10
7	Restricción	1	ASTM A36	PL 70 x 70 x 25
8	Cuna FN MAG	1	ASTM A36	PLT 80x420x.25"
9	Rótula	1	AISI 1020	φ2" M16 x 120
10	Tapa Superior	1	ASTM A36	PL 70 x 70 x 25
11	Acople Frontal	2	ASTM A36	φ 70 x 50
12	Acople de Pasador	2	ASTM A36	φ 56 x 10
13	Acople Fijo MI-171	2	ASTM A36	φ 70 x 5
14	Pasador Media Luna	2	ASTM A36	VAR .5" x 200

Fuente: Christian León y Alex Vásquez

Los datos proporcionados servirán de base para la obtención de los materiales necesarios para su construcción, el tipo de material para la rotula podría ser variable, se ha impuesto el material AISI 1020 como base, aunque cualquier inoxidable que cumpla las medidas serviría de igual manera, esto con el fin de esclarecer la mantenibilidad del equipo, y sirva de referencia para posibles adecuaciones y/o reposiciones.

3.4.6 DETERMINACION DE ACOPLES METALICOS

El soporte requiere un acople metálico en cada una de los extremos, formando con el material estratificado parte de la estructura, por lo tanto el espesor de este elemento debe cumplir las medidas de dicho material según diseño en forma cilíndrica.

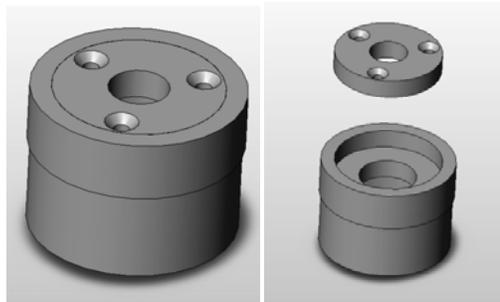


Figura 3.40 Acoples Metálicos Fijos a la Estructura

Los acoples metálicos fijos a la estructura se muestran en la Figura 3.40, se entiende que de este tipo de elementos se deben fabricar 3 idénticos, con la variación de que uno de ellos debe ser considerado con una tapa agujereada para permitir el anclaje de la rótula, este elemento no debe ser maquinado y debe ofrecer el suficiente huelgo para permitir el paso de la rosca del tipo M16 proyectada para este punto.

Se aprecia que el sándwich se extiende por debajo de la última capa de fibra de carbono, en línea con la capa de panal de abejas y por sobre la primera capa de fibra de carbono, la sección refrentada sirve de guía y apoyo para el cambio de material, la profundidad de 30 mm formando parte de la estructura.

Partiendo como base estos acoples fijos a la estructura se definen los elementos necesarios para realizar la fijación entre las bases fijas en el MI-171 y el soporte, para ello se han ideado los elementos detallados en la Figura 3.41, que en conjunto con los pasadores de media luna proporcionaran al Soporte la fijación adecuada según especificaciones.

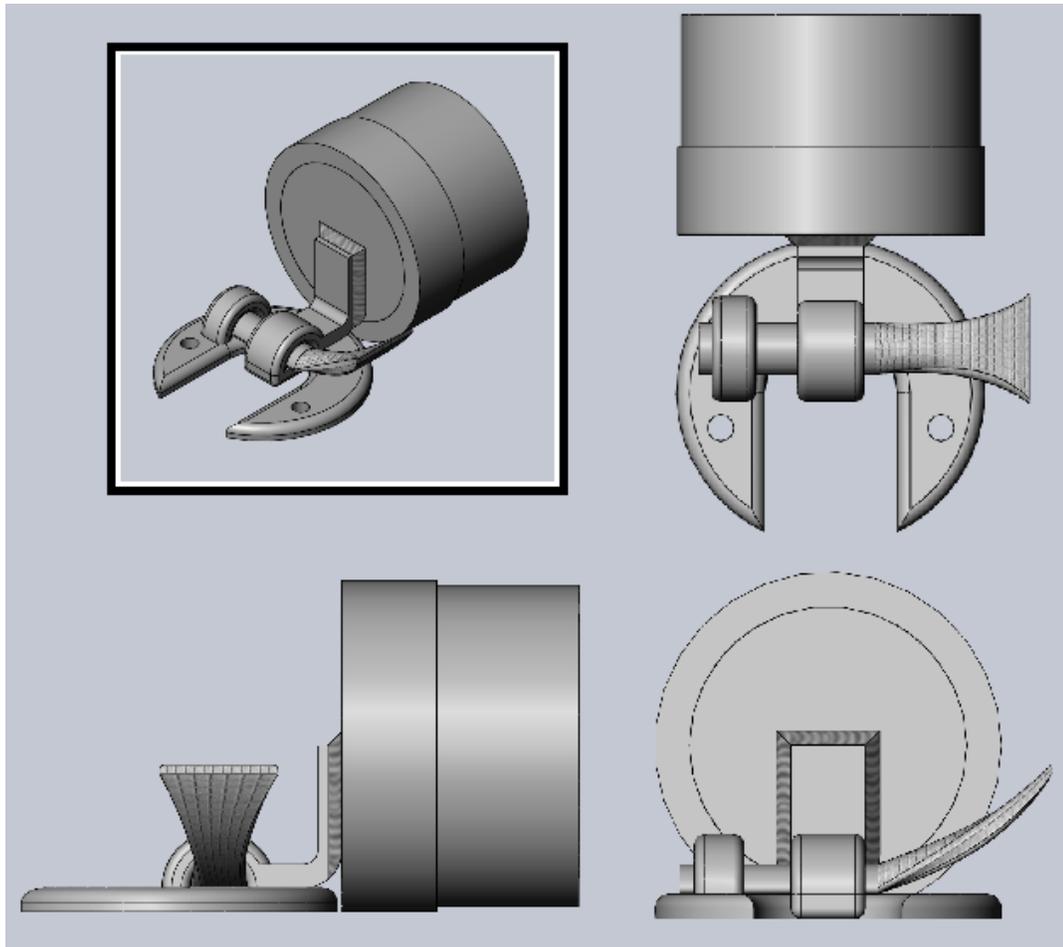


Figura 3.41 Acoples Metálicos de Pasador

Una vez definidos los elementos necesarios, se da por culminado el proceso de diseño, quedando liberado el proceso de construcción, el cual se ajustara lo mejor posible a los requerimientos de diseño, se asegura que la información fluya de forma regular a los participantes, razón por la cual, se dan por liberados los planos de construcción para su correspondiente copia y distribución a las partes interesadas, con el fin de obtener los mejores resultados evitando el desconocimiento del trabajo y de sus correspondientes instrucciones de trabajo que con ellos se deben proporcionar.

En el Capítulo 6 se incluyen las pruebas del prototipo con el propósito de determinar errores de diseño, que al ser inexistentes dan prueba de validez de lo expuesto en este capítulo y refuerza los resultados calculados proporcionando un sello de calidad al trabajo realizado.