



4^{to} Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



INTEGRACIÓN DEL SADI SMET 4 DE INVAP SE AL HELICÓPTERO BELL UH-1H II

D. Acuña^a, M. Escobar^a, D. Quino Luna^a
A. Liberatto^b (Tutor)

^aFacultad de Ingeniería, Instituto Universitario Aeronáutico Av. Fuerza Aérea 6500 (IX5010JMX) Córdoba, Argentina.
<http://www.iaa.edu.ar>

^bDpto. Mec Aer., Facultad de Ingeniería, Instituto Universitario Aeronáutico Av. Fuerza Aérea 6500 (IX5010JMX) Córdoba, Argentina. <http://www.iaa.edu.ar>

Palabras claves: SADI, integración, helicóptero, diseño certificable.

Resumen

El presente trabajo describe el proceso de ingeniería asociado a la integración del Sistema de Adquisición y Diseminación de Imágenes Modelo Experimentador Tecnológico 4 de INVAP SE, al helicóptero BELL UH-1H II del Ejército Argentino.

Inicialmente, se detallan las características de los sistemas y equipos componentes, se define un conjunto de requerimientos operativos y se evalúa la viabilidad de alojar el sistema en la aeronave, siempre satisfaciendo las bases de certificación consensuadas oportunamente con la Autoridad Aeronáutica Militar (DIGAMC).

Luego, se proponen alternativas de lay-out para los equipos del interior del helicóptero y se analizan dos propuestas de diseño para la estructura soporte de los sensores externos (gimbal). Tanto los equipos del interior de cabina, como ambas propuestas de interface helicóptero-gimbal, se estudian según las condiciones de carga especificadas en las bases de certificación, considerando satisfacer los criterios de resistencia, rigidez, respuesta dinámica y durabilidad, definidos como requerimientos de diseño estructural. El lay-out y dimensionamiento preliminar de los elementos estructurales se realiza mediante métodos simplificados, mientras que el dimensionamiento final y ciertos ajustes se realizan con la ayuda de modelos de elementos finitos.

Definidos los aspectos mecánicos, se proponen alternativas de cableado y los modos de sujeción para los conductores del circuito eléctrico y, finalmente, se verifica que, con la incorporación de los nuevos elementos, el centro de masa de la aeronave se mantenga dentro de los límites señalados en su Certificado Tipo y se genera la documentación de certificación requerida por la Autoridad Aeronáutica.

TERMINOS Y ABREVIATURAS

AHRS	ATTITUDE AND HEADING REFERENCE SYSTEM
AISI	AMERICAN IRON AND STEEL INSTITUTE
AN	ARMY/NAVY STANDARD
ASTM	AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS
CFD	COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS
CG	CENTER OF GRAVITY
CLUSTER	AGRUPAMIENTO DE ELEMENTOS SIMILARES
DIGAMC	DIRECCION GENERAL DE AERONAVEGABILIDAD MILITAR CONJUNTA
DIRAM	DIRECTIVAS DEL REGLAMENTO DE AERONAVEGABILIDAD MILITAR
FITTINGS	ANCLAJES
GIMBAL	CONJUNTO DE SENSORES ESTABILIZADOS
INVAP SE	INVESTIGACION APLICADA SOCIEDAD DEL ESTADO
KTAS	KNOTS TRUE AIRSPEED
LCC	LISTA DE CONTROL DE CUMPLIMIENTOS
MEF	METODO DE ELEMENTOS FINITOS
MPa	MEGAPASCALES
MS	MILITARY STANDARD
NAS	NATIONAL. AEROSPACE STANDARD
N/A	NO APLICA
OBC	ON BOARD COMPUTER
PSD	POWER SPECTRAL DENSITY
RAAC	REGULACIONES ARGENTINAS DE AVIACION CIVIL
RT	TEMPERATURA AMBIENTE
SADI	SISTEMA DE ADQUISICION Y DISEMINACION DE IMÁGENES
SMET 4	SADI-MODELO DE EVALUACION TECNOLOGICA 4
STUD	ESPARRAGO ROSCADO
TUS	TENSION ULTIMA
TYS	TENSION DE FLUENCIA
UAP	UNIDAD DE POTENCIA
VNE	VELOCIDAD NUNCA EXCEDER

1. INTRODUCCIÓN

El propósito del proyecto es definir y diseñar la integración del Sistema de Adquisición y Diseminación de Imágenes (SADI) SMET 4 al helicóptero BELL UH-1H II. Contempla la confección de toda la documentación necesaria para su certificación ante la Dirección General de Aeronavegabilidad Militar Conjunta (DIGAMC) y eventualmente ante la Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC), conforme a la parte 29 de las regulaciones RAAC y normas complementarias.

Los objetivos específicos son:

- Definir una lista compatible de requerimientos funcionales.
- Diseñar y dimensionar la interfaz mecánica helicóptero-carga útil conforme a las regulaciones vigentes, considerando aspectos técnicos, logísticos y económicos.
- Confeccionar la documentación necesaria para realizar el proceso de certificación.

Los destinatarios son INVAP SE y el Ejército Argentino, pudiendo ser aplicado a Gendarmería Nacional Argentina, Fuerza Aérea Argentina, Fuerza Aérea Boliviana y otras Fuerzas regionales.

Al finalizar este proyecto se espera haber colaborado en el desarrollo de un dispositivo certificado, de diseño y producción nacional, siendo los promotores y ejecutores de un proyecto en el que desde la universidad se interactúa con una empresa.

2. ELEMENTOS A INTEGRAR

2.1. Helicóptero BELL UH-1H II

Es un helicóptero utilitario que se encuentra prestando servicios en el Ejército Argentino desde 1970 y ha sido actualizado al estándar UH-1H II. Esta Fuerza ha adquirido la capacidad y certificación para instalar el kit de conversión estructural, de componentes dinámicos y motor. Continuando con el plan de modernización, se están estudiando actualizaciones de instrumental, aviónica y sensores[1]. En este marco se decide investigar la posibilidad de integrar el SADI SMET 4 de INVAP SE.

2.2. SADI SMET 4[2]

Es un sistema óptico/electrónico desarrollado por la Empresa INVAP SE, que consta de:

- Una plataforma estabilizada ubicada en la aeronave, con tres cámaras y un telémetro láser.
- Una unidad de comando y presentación para el operador a bordo.
- Una computadora de control con capacidad de grabación, a bordo.
- Un sistema de comunicaciones para transmisión a tierra.
- Una estación receptora fija o móvil.
- Una estación receptora portátil (operador adelantado).

Por requerimiento de la Empresa, el alcance de este trabajo excluye los elementos que otorgan la capacidad de diseminación de datos.

3. PROCESO DE CERTIFICACIÓN

La Dirección General de Aeronavegabilidad Militar Conjunta (DIGAMC) es el organismo que debe aprobar el diseño. Este depende del Estado Mayor Conjunto de las Fuerzas Armadas de la República Argentina y tiene jurisdicción sobre las aeronaves de las tres Fuerzas Armadas, con matrícula militar, tal como es el caso en estudio.

El Reglamento de Aeronavegabilidad Militar (RAM) es el documento principal que rige en este ámbito, junto con sus directivas: Directivas del Reglamento de Aeronavegabilidad Militar (DIRAM).

En la DIRAM 4 se define el proceso necesario para llevar adelante la certificación del presente diseño. Este comienza con la definición, de común acuerdo entre la Autoridad y el Solicitante, de las Bases de Certificación. Con ella se confecciona la Lista de Control de Cumplimientos (LCC) y el Plan de Certificación, en donde se detallan los ensayos, pruebas y demostraciones necesarios. El proceso es recursivo y puede requerir pasos adicionales. Una vez cumplidos todos los pasos del plan, se puede acceder a la emisión del "CERTIFICADO DE APROBACIÓN DE DISEÑO SUPLEMENTARIO".

4. ANTECEDENTES

El punto de partida es el análisis de las posibilidades de la aeronave para permitir un montaje de este tipo. Primero se analiza la estructura del helicóptero, para encontrar las posibles ubicaciones y las cargas admitidas en estas. A su vez se estudia el sistema eléctrico de la aeronave a fin de comprobar si satisface los requerimientos eléctricos del SADI y se investiga de qué manera esos requerimientos pueden ser cumplidos.

Posteriormente se analizan los requerimientos funcionales y la RAAC 29 para extraer los puntos aplicables al proyecto. De este análisis se desprende la Lista de Control de Cumplimientos (LCC).

En base a los análisis previos se define la lista de requerimientos de diseño que este debe cumplir (ver Figura 1).

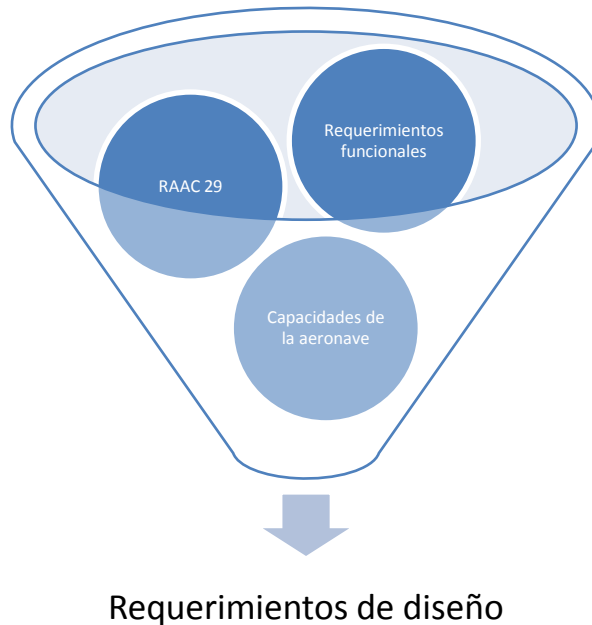


Figura 1: Esquema de obtención de los requerimientos de diseño

4.1. Requerimientos de Diseño

1. El ruteo del cableado interno debe realizarse de manera de:
 - No interferir con la instalación eléctrica existente ni con las transmisiones mecánicas.
 - No aproximarse a fuentes de calor.
 - No entorpecer la circulación interna ni poner en riesgo de la tripulación.
2. El lay out debe realizarse de forma que:
 - El operador de la consola esté ubicado cerca del CG del helicóptero y mirando hacia adelante.
 - La distribución de los equipos no afecte la seguridad del personal de abordaje.
 - La alteración al CG producida por la instalación del sistema no debe volver inestable a la aeronave.
 - No interfiera con la operación de la aeronave.
3. La geometría del soporte externo debe:
 - Permitir el montaje del sistema SADI a ambos lados del fuselaje.
 - Prever un despeje suficiente del piso cuando el helicóptero está en el suelo
 - Utilizar elementos de unión desmontables.
4. La estructura del soporte externo debe:

- Estar construida con materiales disponibles en el mercado local.
- Soportar las cargas inerciales previstas en la norma RAAC 29 con un margen de seguridad positivo.
- Soportar las cargas aerodinámicas calculadas por Ref.[3] con un margen de seguridad positivo.
- Soportar las cargas dinámicas previstas en la norma MIL-STD 810F con un margen de seguridad positivo.
- Las tensiones producidas por las cargas dinámicas previstas en la norma MIL-STD 810F no deben exceder el límite de tensiones para vida infinita del material utilizado.

5. DISEÑO PRELIMINAR

La integración del equipamiento a la aeronave se desarrolla en tres ejes temáticos. El primero gira en torno a la ubicación de los componentes externos; el segundo, a la ubicación de los componentes internos y, por último, el diseño de las respectivas interfaces.

Para el anclaje, se investiga e identifican los puntos fuertes de la estructura interna (Ver Figura 2) y externa (Ver Figura 3) del fuselaje que son aptos para la sujeción de los equipos y se seleccionan los más adecuados.

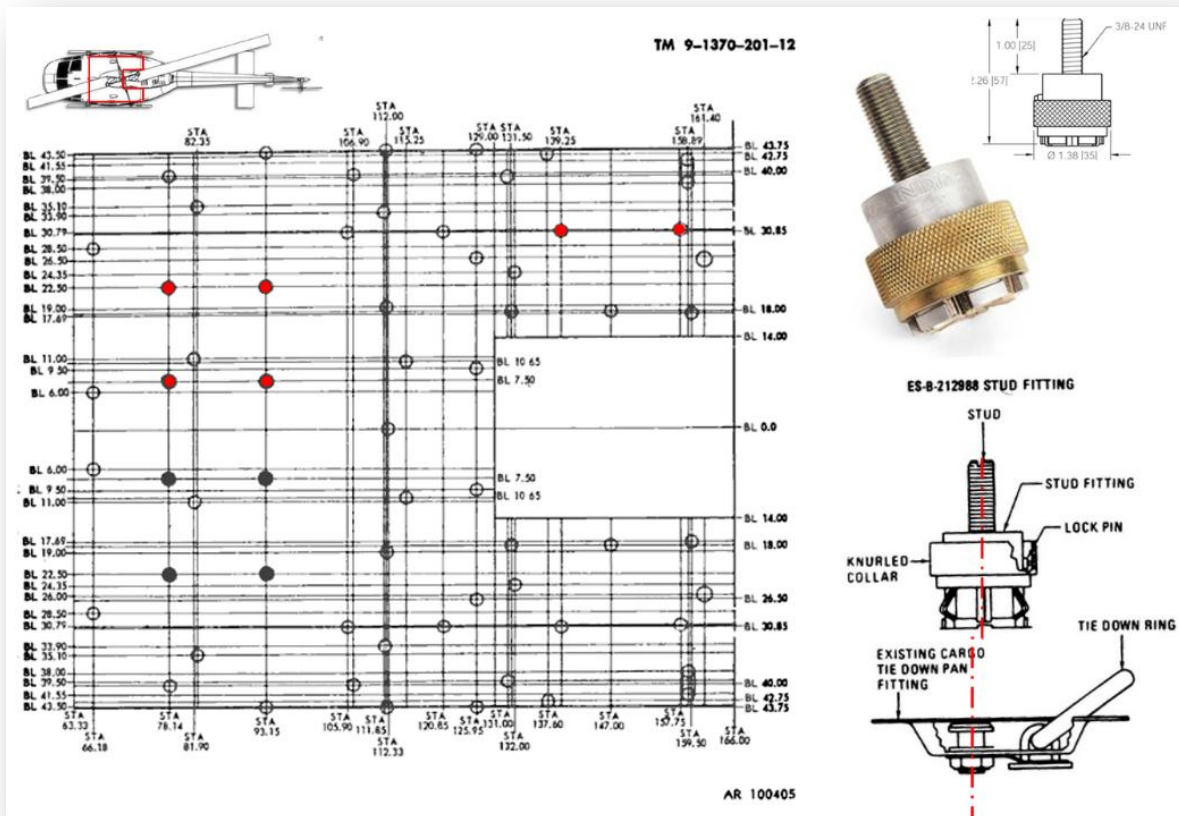


Figura 2: Puntos de anclaje y tipo de fijación para los componentes internos[4]

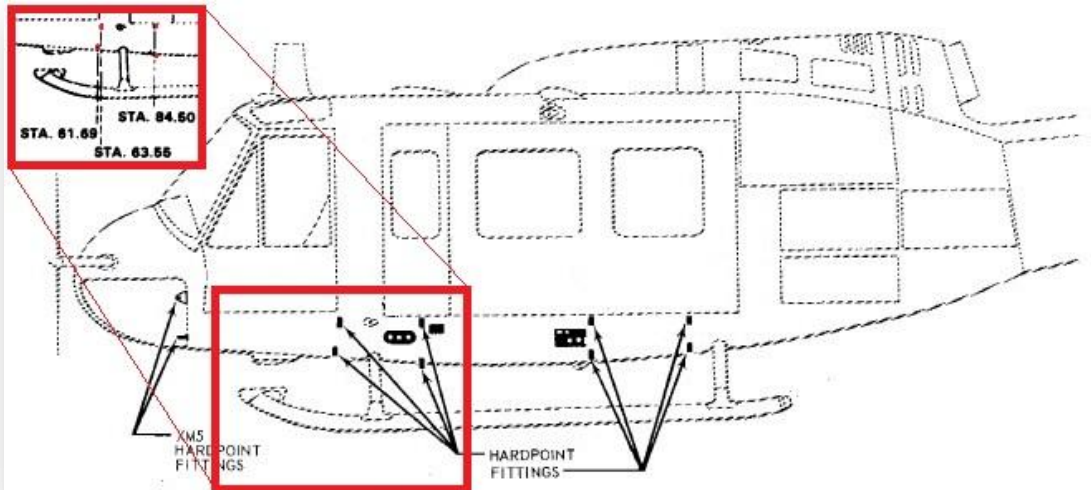


Figura 3: Clúster de puntos de anclaje externos, seleccionado.[5]

5.1. Interfaz externa

Para el soporte de gimbal se realizan dos propuestas con filosofías de diseño y materiales distintos.

La propuesta A (Ver Figura 4: Soporte para gimbal diseño A., en aluminios AL 2024 y AL 6061 y acero AISI 4130, consta de una placa articulada en los puntos de anclaje superiores y dos tubos de longitud regulable, sujetos a los puntos de anclaje inferiores. Esta configuración ya es empleada en soportes similares en servicio.

Como referencia para esta propuesta, se toma el soporte AFM-205M-1 de Airfilm Camera Systems, de un peso 11.8 kg ubicado a 1375mm del Y_{cg} del helicóptero, diseñado para una carga portante de $61.2 \text{ kg}/2415\text{cm}^2$ de área frontal. Es del tipo placa/tubos de aluminio. Este soporte se encuentra provisto en el Ejército Argentino.

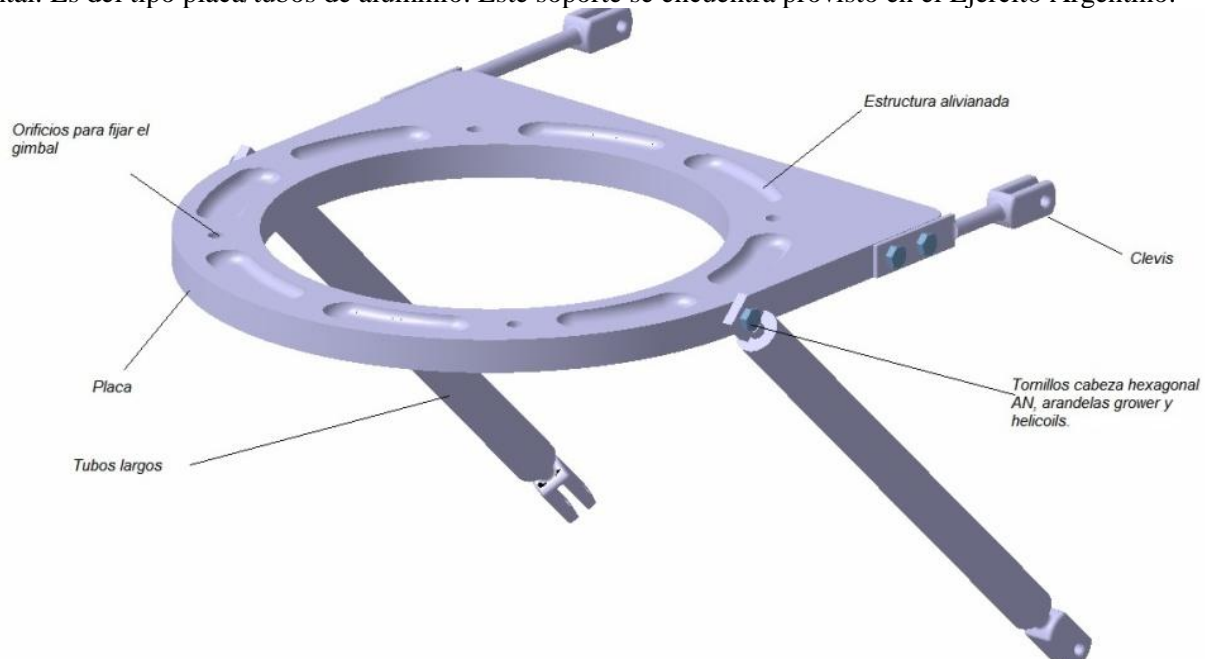


Figura 4: Soporte para gimbal diseño A.

La estructura principal es una placa de aluminio maquinada y alivianada, con forma de aro para permitir la instalación del gimbal desde arriba, el cual queda perfectamente apoyado y finalmente sujetado por tornillos.

La placa está tomada a los puntos de anclaje mediante un par de clevis o brazos directamente maquinados, y un par de tubos largos del mismo material. Cada tubo posee en sus extremos insertos roscados tipo “KEENSERT” de gran resistencia a la tracción y a la rotación, y clevis maquinados a medida.

Todas las uniones son desmontables, con tornillos normalizados de cabeza hexagonal, arandelas “grower”, tuercas autofrenantes (todos preferentemente NAS o AN, MS en su defecto) y finalmente marcadas con producto tipo “torque seal”. El acabado superficial consiste en un anodizado según MIL-A-8825 TY III CL2

La propuesta B (Ver Figura5), construida íntegramente en acero AISI 4130 o aluminio AL 6061, consiste en un tubo doblado en forma de “U”, en voladizo y empotrado en una placa, la que a su vez se fija a los 4 puntos del clúster por medio de dos piezas con forma de cuernos.

Las uniones son desmontables: tornillos normalizados de cabeza hexagonal con arandelas “grower” y tuercas autofrenantes (todos preferentemente norma NAS o AN, MS en su defecto) marcadas con “torque seal”. El acabado superficial también consiste en un anodizado según MIL-A-8825 TY III CL2 o normalizado según MIL-T-6736 (en caso de acero 4130).

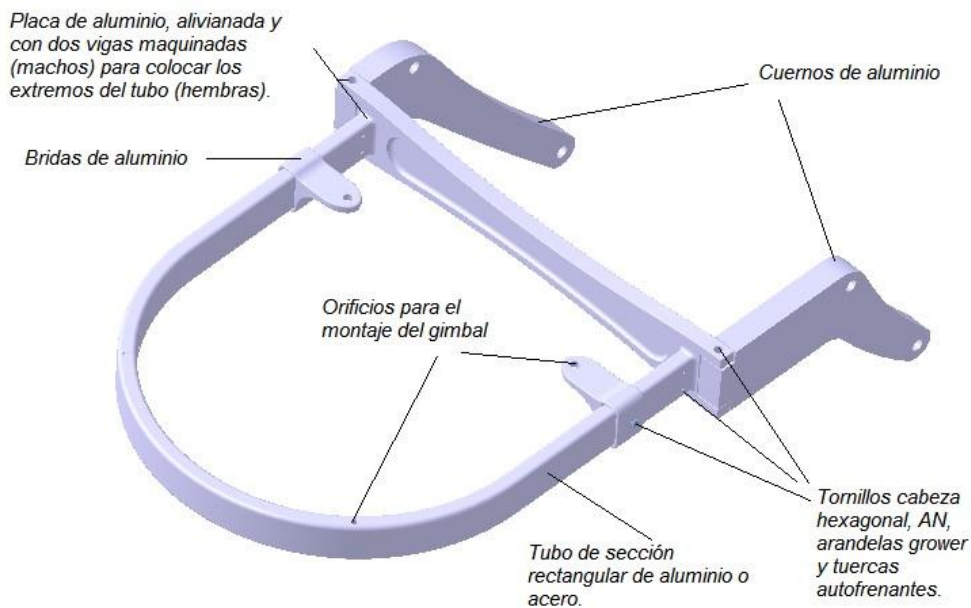


Figura5 - Soporte para gimbal diseño B.

5.2. Lay out del conjunto

En base a los análisis y consideraciones mencionados, se llega a la siguiente configuración, cuyo lay out se expone en la Figura6.

Se propone reemplazar el conector para mantas del lado derecho, por un conector D38999/26KE6SN. Este es un conector circular de panel, tamaño de carcasa 17, 6 pines AWG12. Cada pin admite al menos 23A. Se triplican las líneas de corriente, 3 pines para 28V y 3 pines para 28V_GND, por ende el conector admite más de 60A de entrada. Este conector es el que posee el cable de alimentación del SADI de INVAP SE.

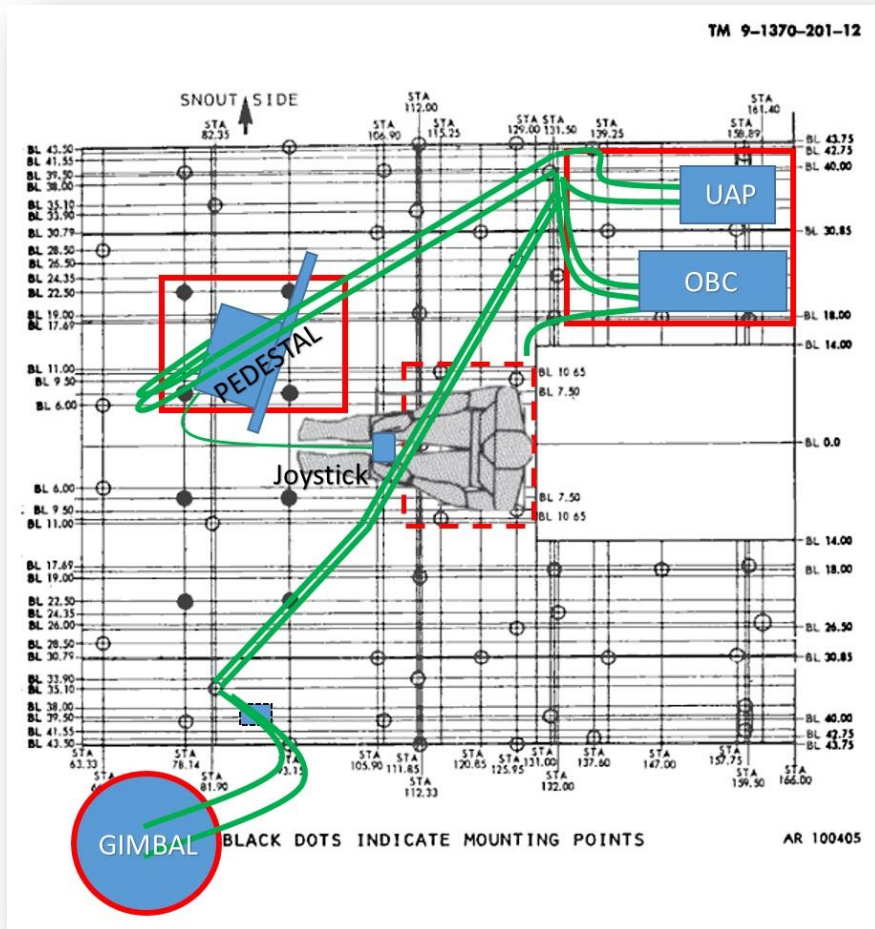


Figura6: Lay out propuesto.[6]

6. CARGAS

Las cargas de diseño son las que, aplicadas al modelo, permiten su dimensionamiento. Se pueden sintetizar en cargas aerodinámicas, inerciales y dinámicas (Ver Figura7).

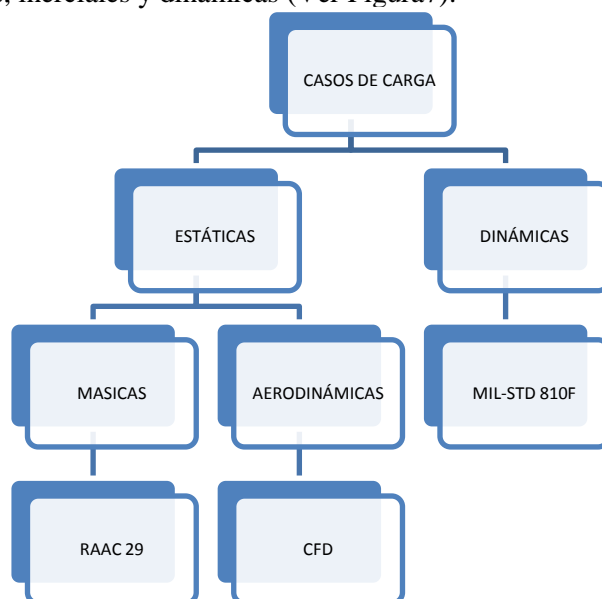


Figura7: Esquema de obtención de los casos de carga.

6.1. Cargas másicas

Las maniobras que realizan las aeronaves durante su operación generan aceleraciones a las masas involucradas. Dichas aceleraciones expresadas como múltiplos de la aceleración de la gravedad terrestre se denominan factores de carga. De la RAAC 29 se identificaron los siguientes casos de carga (Tabla 1) aplicables a este proyecto.

CARGASMÁSICAS							
	Artículo RAAC	Maniobra	Observaciones	nz	nx	ny	KTAS
A	29.337	Factor de carga máximo de maniobra	Tener en cuenta las cargas aerodinámicas multiplicadas por 1,5.	+1.0 -3.5	-	-	VNE: 124
B	29.561	Aterrizaje de emergencia (elementos internos)	G relativo a la estructura circundante. CARGAS ÚLTIMAS.	4 -20	16 -1,5	8	N/A
C	29.865	Cargas externas		-2,5	-	-	N/A

Tabla 1: Cargas másicas.[7]

El primer caso contempla las maniobras de cabeceo positivo y negativo. Este caso se estudia a VNE para considerar simultáneamente las mayores fuerzas aerodinámicas.

El segundo caso es el que prevé la norma para asegurarse que, durante un aterrizaje de emergencia, no se desprendan objetos en el interior del helicóptero que puedan ocasionar daños a las personas a bordo.

El tercer y último es un caso previsto específicamente para cargas externas no humanas y no lanzables.

En el modelado del soporte externo las cargas másicas contemplan las masas del soporte y del gimbal, y se consideran aplicadas en su centro de gravedad.

6.2. Cargas aerodinámicas

Se consideran dos posiciones del gimbal (Ver Figura 8): parcialmente extendido (MCFD1) y parcialmente retraído (MCFD2) y asimismo la posición extendida se analiza a 0 y 90 grados medidos en el plano XY. Como el estudio de CFD se efectuó con una velocidad de vuelo de 200 nudos fue necesario adaptarlo a la velocidad desarrollada por el helicóptero.

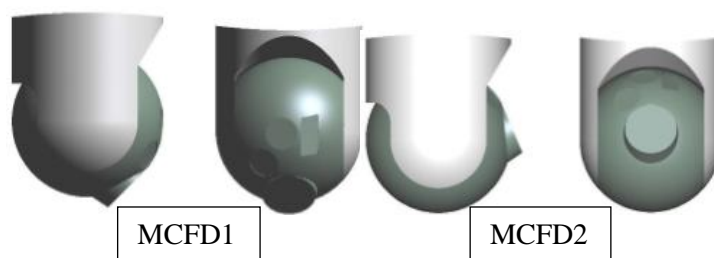


Figura 8: Posiciones del modelo consideradas.[3]

Las cargas aerodinámicas se resumen en fuerzas aplicadas en un punto cuya magnitud y punto de aplicación (centro de presiones) depende de la posición del gimbal y velocidad de vuelo. Esta información se sintetiza en Tabla 2.

CARGAS AERODINÁMICAS (MT SMET01-AE-01 REV. B) fuerzas interpoladas con factor $k= (124\text{knots}/200\text{knots})^2$									
	CONDICIÓN DE VUELO (KTAS)			FUERZAS (N)			PTO de APLICACIÓN (m)		
	X	Y	Z	Fx	Fy	Fz	Dx	Dy	Dz
MCDF1	-124	0	0	-313.1	25.5	-148.9	0.064	0.065	-0.142
	0	-124	0	-324.4	15.4	-155.8	0.119	0.024	-0.126
MCDF2	0	-124	0	-229.6	-53.5	-209.0	0.096	0.007	-0.096

Tabla 2: Cargas aerodinámicas,[3]

6.3. Cargas dinámicas

Las cargas dinámicas consideradas en este análisis son aquellas producidas por las vibraciones en el helicóptero. Las mismas están caracterizadas por picos dominantes superpuestos sobre un fondo de banda ancha.

Los picos son ondas sinusoidales producidas por los principales componentes giratorios (rotor principal, rotor de cola, motor, cajas de transmisión, ejes, etc.). Se producen a la velocidad de rotación (frecuencia) de cada componente y en los armónicos de estas velocidades.

La norma MIL-STD 810 F expresa a las vibraciones de fondo como vibración aleatoria en términos de densidad espectral de potencia. Esto es el cuadrado de la raíz cuadrática media de las aceleraciones medidas dividido el ancho de banda de dicha medición.

En la Figura 9 se tiene el cuadro de las densidades espectrales de potencia versus frecuencia establecido por norma, el cual cubre la totalidad del entorno vibratorio.

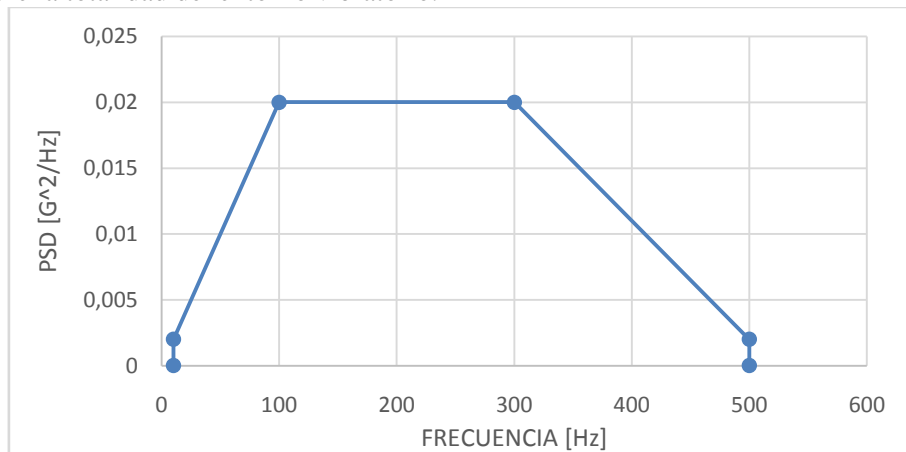


Figura 9: Densidad espectral de potencia. [8]

En la Figura 10 se aprecian las ondas sinusoidales expresadas en función de su amplitud y frecuencia.

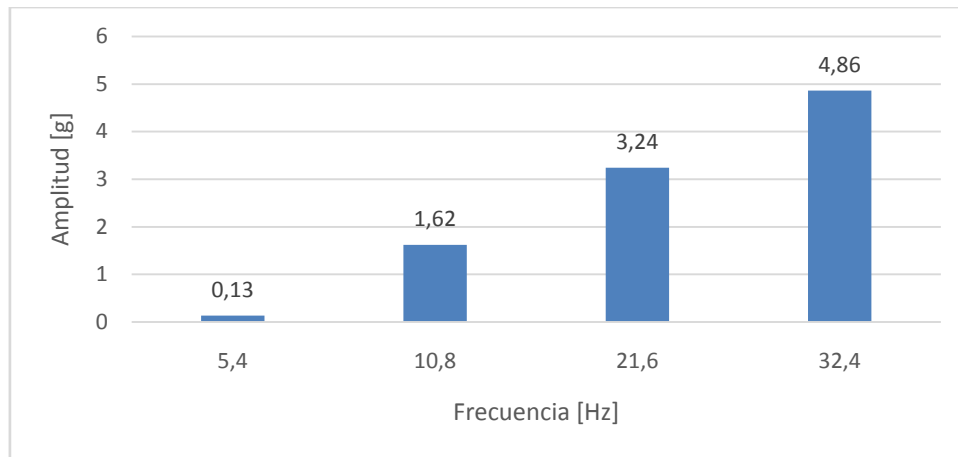


Figura 10: Ondas sinusoidales en función de amplitud y frecuencia.[8]

7. ANÁLISIS ESTRUCTURAL ESTÁTICO

Para el análisis se parte del modelo inicial dimensionado a partir de las restricciones geométricas mediante métodos analíticos de cálculo. Se utiliza un modelo simplificado de esta geometría para realizar una simulación en un software de elementos finitos. El análisis se realiza mediante un modelo del tipo elástico lineal, del que se obtienen las tensiones equivalentes de von Mises correspondientes a las cargas aplicadas. Debido a las características de las curvas de tensión-deformación de los materiales utilizados, en los modelos basados en aluminio se dimensiona a partir de cargas últimas, mientras en los modelos basados en acero, a partir de cargas límites. El criterio empleado es el de obtener márgenes de seguridad positivos, en base a las tensiones de rotura y fluencia respectivamente.

De los casos de carga estáticos planteados en el capítulo 5, y considerando que:

- Se verifican las cargas externas para el caso A.
- Cada una de las condiciones de vuelo MCFD1 y MCFD2 se verifican simultáneamente con la aplicación del caso de carga A.
- Las cargas internas se verifican para el caso B.
- El Manual del Operador prohíbe el vuelo intencional a $n_z < +0.5$, por lo cual se descarta el análisis de combinaciones cargas máxicas/aerodinámicas para esos valores de n_z .

Se sintetizaron 7 casos de carga (Tabla 3).

CASOS DE CARGAS ESTÁTICAS COMBINADAS	
CASO 1	CARGAS MÁXICAS A
CASO 2	CARGAS AERODINÁMICAS 1
CASO 3	CARGAS AERODINÁMICAS 2
CASO 4	CARGAS AERODINÁMICAS 3
CASO5	CARGAS MÁXICAS A Y CARGAS AERODINÁMICAS 1
CASO 6	CARGAS MÁXICAS A Y CARGAS AERODINÁMICAS 2
CASO 7	CARGAS MÁXICAS A Y CARGAS AERODINÁMICAS 3

Tabla 3: Casos de cargas combinadas.

Las cargas se introducen en el modelo a través de fijaciones que vinculan a este con el gimbal. Tanto el centro de gravedad como el centro de presiones se relacionan a estas fijaciones mediante puntos remotos.

El soporte se considera montado al helicóptero en 4 puntos. En dichos puntos se restringen desplazamientos en ejes X, Y, Z y rotaciones alrededor de los ejes Z e Y.

Los puntos remotos de aplicación de la carga, los puntos de fijación y las restricciones cinemáticas se pueden apreciar en la Figura 11.

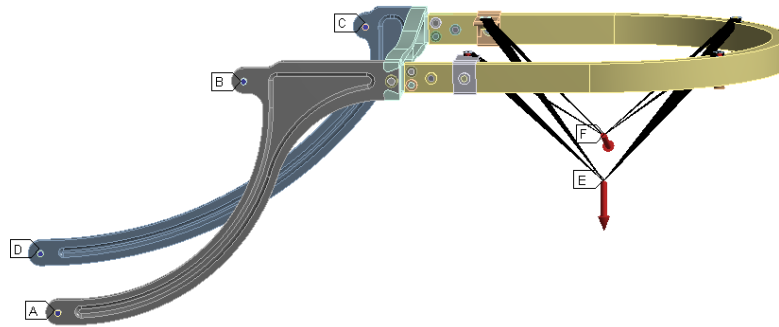


Figura 11: Puntos de aplicación de las cargas, puntos de fijación y restricciones cinemáticas.

Con respecto a los elementos de unión, la premisa en el diseño es que trabajen bajo tensiones de corte. Se escogen elementos de unión bajo norma NAS, con una resistencia última de tensión al corte de 655 MPa. Para el cálculo se utilizan los métodos descritos en las publicaciones NASA-STD-5020, y NASA-RP-1228. En el caso de uniones formadas por un grupo de fijaciones, a partir del modelo de elementos finitos se obtiene la fuerza y el momento actuante en el baricentro de la unión. A partir de esta se calcula la fuerza de corte en cada una de las fijaciones, y con esta la tensión de corte máxima actuando en la fijación, asumiendo una distribución de tensiones que cumple con la ecuación de Collington-Jourawski. En el caso de uniones con un solo elemento de fijación, en el modelo se reemplazan por un soporte fijo y se obtienen las fuerzas de reacción. En todos los casos este método desprecia la contribución de las piezas a unir en la transferencia de carga, por lo que resulta una forma conservativa de verificar el diámetro adoptado, el cual se calculó en base a la distribución de tensiones en la perforación de las piezas.

7.1. Discretización del dominio de cálculo

Los elementos usados para mallar la geometría son elementos volumétricos de tipo SOLID186 y SOLID187. El primero es un elemento tridimensional con tres grados de libertad por nodo (traslación según X, Y, Z). Permite formulación de materiales con plasticidad, endurecimiento, fluencia y capacidad de grandes deformaciones. Está compuesto por 20 nodos distribuidos según el esquema presentado en la Figura 12, además de su configuración base hexaédrica puede tener una configuración piramidal, prismática o tetraédrica lo que le permite adaptarse a la geometría de la pieza.

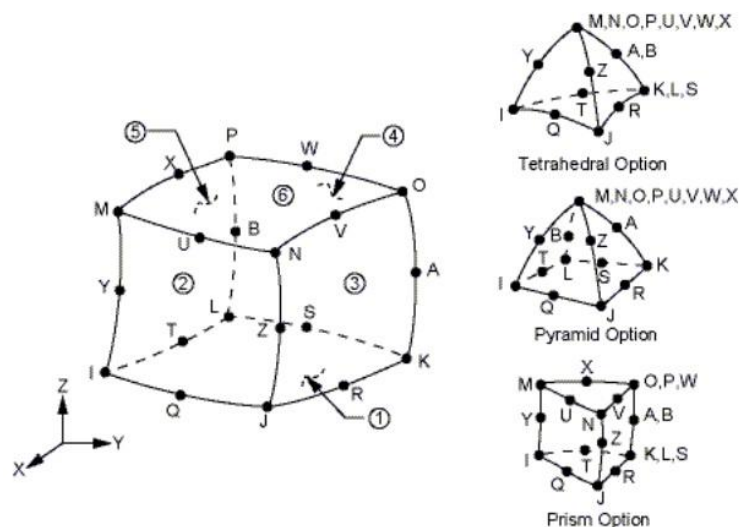


Figura 12: Elemento Solid 186.[9]

SOLID187 es un elemento similar en su comportamiento, pero tetraédrico y con 10 nodos (Figura 12). Un ejemplo del uso de este elemento se observa en el modelado del conjunto placa-brazos.

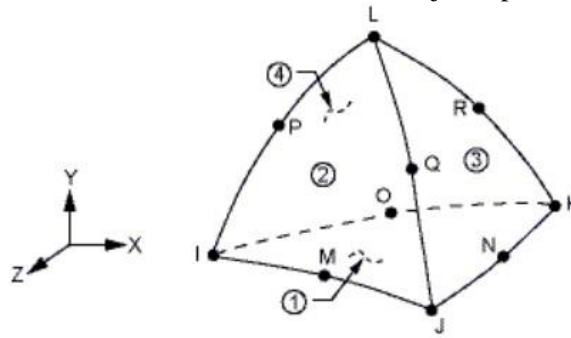


Figura 13: Elemento Solid 187.[9]

Para la generación de la malla se considera que la densidad de elementos sea mayor en las regiones donde se presuponen altas concentraciones de esfuerzos, objeto de interés para este estudio. El tiempo de cálculo depende directamente del número de elementos del modelo, por lo tanto, en las zonas de poco interés se utiliza menor cantidad de elementos. Se logra así utilizar de manera eficiente los recursos informáticos. Se verifica además que en las zonas de mayor densidad de mallado no existan puntos de singularidad del modelo.

En la Figura 14 y Figura 15 se observan los elementos SOLID 187 utilizados en el mallado de placa, brazos de acople y clevis.

En los tubos y elementos de unión se utilizaron elementos SOLID 186.

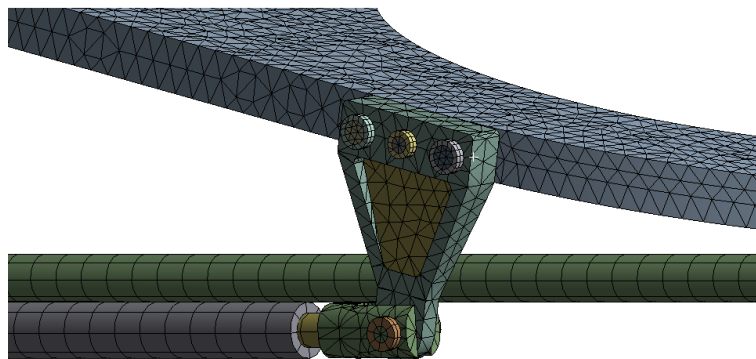


Figura 14: Detalle del mallado del brazo corto.

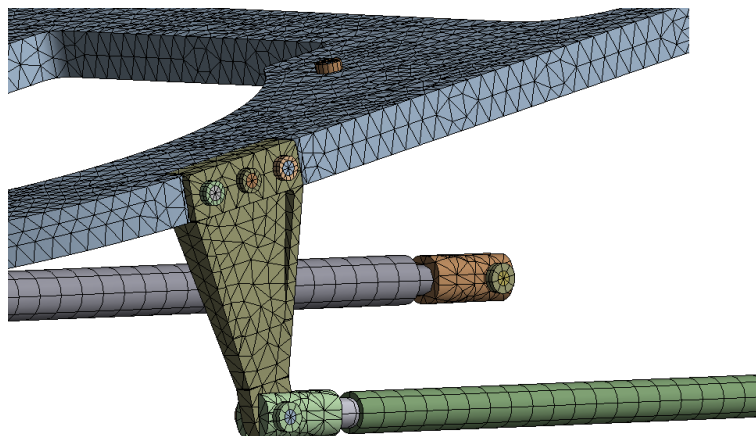


Figura 15: Detalle del mallado del brazo largo.

7.2. Limitaciones del modelo

El modelo construido posee las siguientes limitaciones:

- Los recursos informáticos limitan la cantidad de elementos del mallado.
- El modelo solo es válido en rango elástico.
- Por las simplificaciones realizadas en los elementos de fijación la distribución de tensiones observadas en estos, no es tomada en cuenta para su dimensionamiento.
- Las tensiones en los elementos de unión al helicóptero no son válidas por encontrarse estos elementos en la frontera del dominio.

7.3. Diseño A

De los 7 casos de carga que se analizan, se determina que solo son relevantes aquellos en los que se combinan cargas aerodinámicas con másicas. Se analizan las tensiones equivalentes de von Mises y los factores de seguridad a cargas últimas.

En el dimensionamiento predominan fundamentos geométricos más que estructurales. El espesor de la placa se determina en función de las uniones a utilizar (Ver Figura 16).

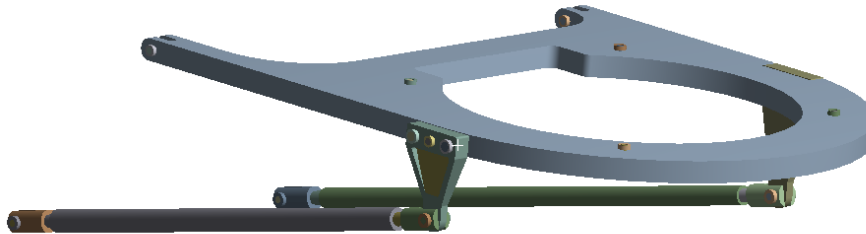


Figura 16: Diseño A.

Debido a esto las tensiones resultan bajas comparadas con las propiedades del material. Esto se ve reflejado en el factor de seguridad. Este se obtiene comparando las tensiones resultantes con la tensión de rotura del material de cada elemento. Posteriormente se verifica que no plastifique. Para esto se compara con la tensión de fluencia correspondiente a los distintos casos a fin de evitar su posible falla. (Ver Figura 17)

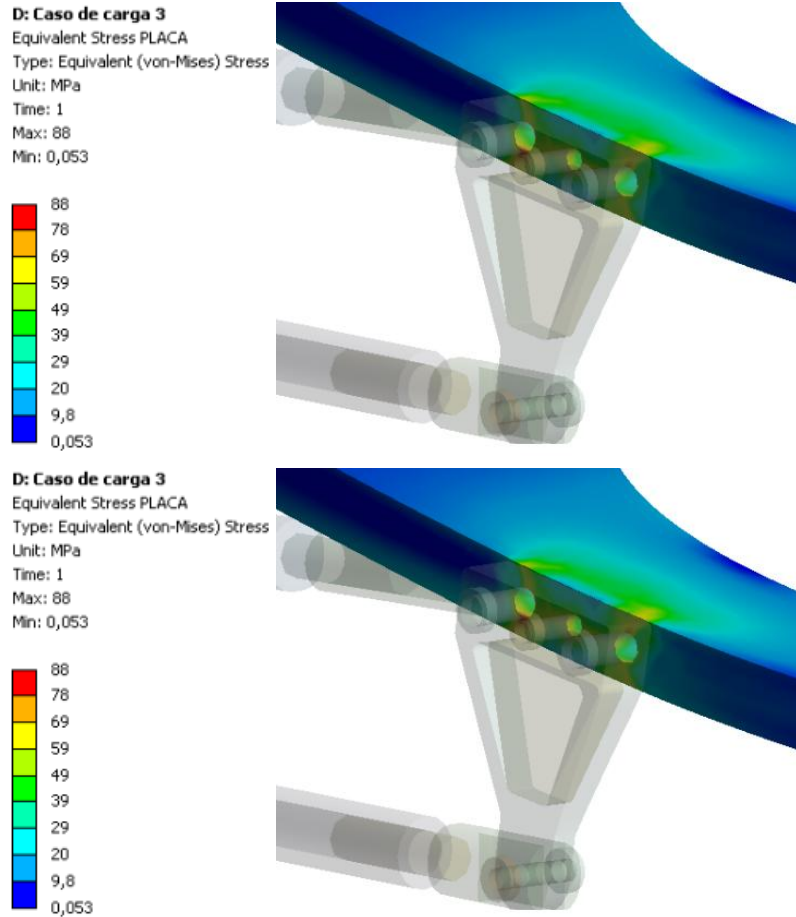


Figura 17: Detalle en zona con bajo factor de seguridad y alto nivel de tensiones.

Con los resultados obtenidos y los métodos anteriormente enunciados, se dimensionan los elementos de unión. Debido a las tensiones de compresión que resultan de las cargas aplicadas es necesario el respectivo análisis de buckling o pandeo. Se considera una carga de 80 kg aplicada en el cg del gimbal. Se muestra a continuación un modo de pandeo de los tubos y su respectivo factor multiplicador de la carga que es al que se da dicho pandeo (Figura 18):

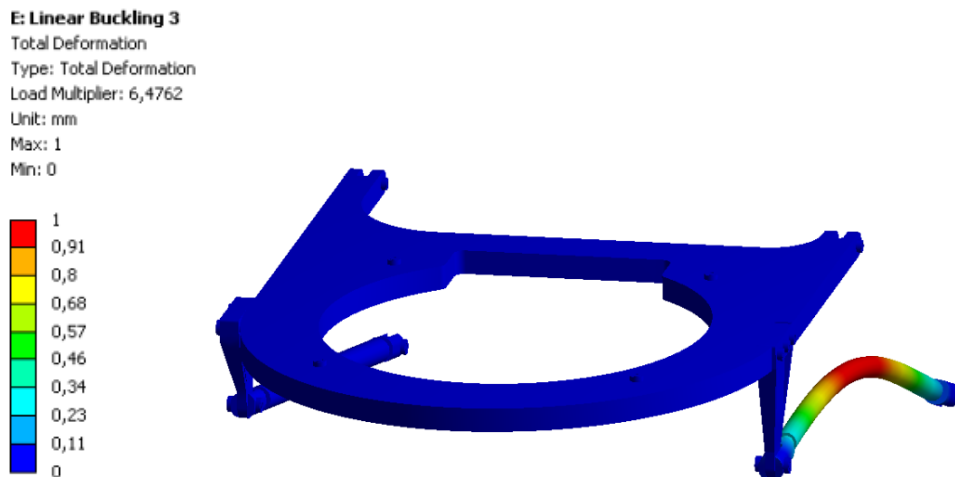


Figura 18: Análisis de buckling modo 1 con $\lambda=6,48$.

7.4. Diseño B

Para la geometría de este diseño se tomaron en cuenta las mismas consideraciones que para el diseño A.

Según se aprecia en la Figura 19, el gimbal se fija al soporte en 4 puntos, dos de los cuales se ubican sobre un tubo de acero plegado en forma de U de manera de rodear al gimbal y 2 sobre soportes de acero fijos al tubo. Dicho tubo a su vez es solidario a una placa, y está unido a dos brazos que vinculan el conjunto a los 4 puntos de anclaje del helicóptero.

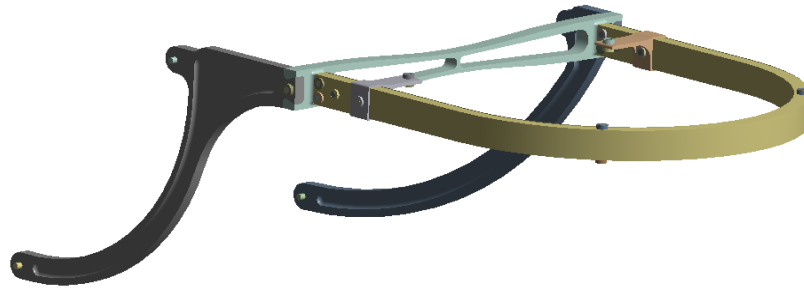


Figura 19: Diseño B.

Los valores máximos de tensiones se obtienen en singularidades del modelo. Estas se encuentran adyacentes a elementos de unión y regiones de contacto. Como se ve en la Figura 20, en la unión del tubo con el inserto se encuentran las tensiones máximas calculadas por el software, pero el alto gradiente de tensiones, incluso dentro de un mismo elemento, indica posible un error en dicho modelo.

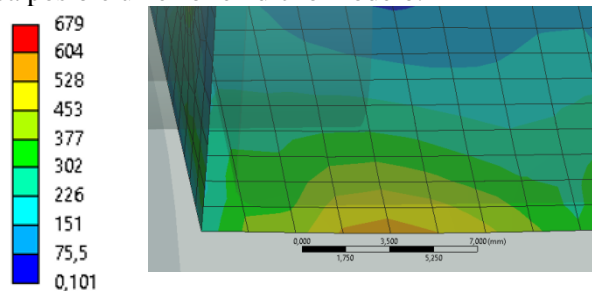


Figura 20: Singularidad del modelo [MPa].

El procedimiento a realizar en estos casos es reducir el tamaño del elemento y observar la evolución de la tensión concentrada. Al no expandirse la zona de concentración de tensiones, se confirma la presunción de un error de modelo.

Por lo expuesto, las tensiones obtenidas en dichas regiones no se tienen en cuenta para el dimensionamiento. Aun así, la distribución de tensiones es la misma en los tres casos, por lo que el valor de tensiones máximas es indicativo de cuál es el caso determinante para el diseño. A partir de estos resultados se aprecia que el caso de carga que más exige a la estructura es el caso 2, que manifiesta las tensiones equivalentes más altas.

Las regiones de unión entre el tubo, la placa y cada uno de los brazos son las más solicitadas. El diseño procura que las tensiones se transfieran directamente entre las piezas, restándole solicitaciones a los elementos de unión (Ver Figura 21).

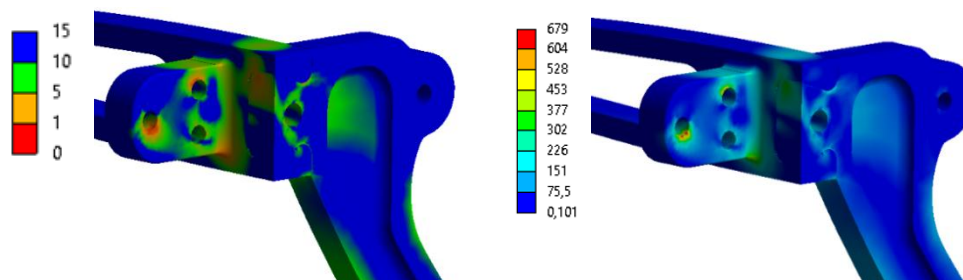


Figura 21: Distribución de tensiones en unión Tubo-Placa-Brazos, mostradas como factor de seguridad a tensión de fluencia (izquierda) y como tensiones equivalentes de von Mises [MPa] (derecha).

Con los resultados obtenidos y los métodos anteriormente enunciados, se dimensionan los elementos de unión

7.5. Interfaces internas: placa base de equipos de aviónica y placa base del pedestal

Para el diseño de las interfaces internas se utilizan modelos existentes empleados en aeronaves que ya cuentan con la modificación.

Primero, estos modelos se modifican para adaptarlos a la geometría del compartimiento de carga y a la disposición de los puntos de anclaje. Luego, en base a las condiciones impuestas por el caso de carga B, se verifican los espesores de chapa adoptados, y se obtienen las fuerzas de reacción.

A fin de verificar la geometría cada una de las interfaces se modela como una placa plana. Si bien se ignoran los detalles constructivos de la placa real, este método es conservativo por carecer de nervaduras y refuerzos.

Los equipos ubicados en la bandeja de aviónica se fijan con dos grupos de 4 puntos cada uno, mientras que la bandeja a la cubierta del helicóptero se fija en 2 puntos. (Figura 22)

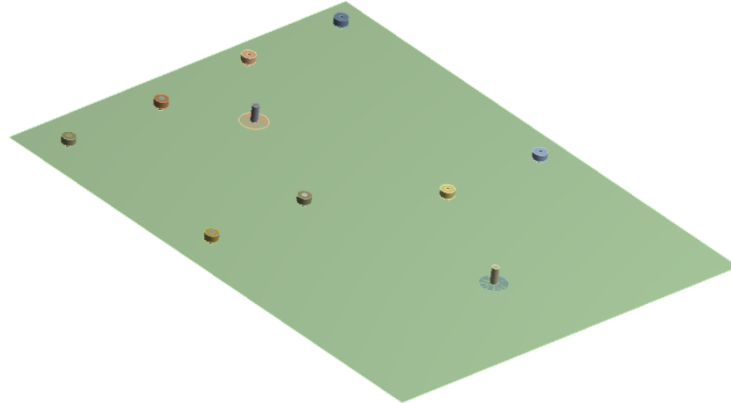


Figura 22: Placa base de equipos de aviónica.

En el caso del pedestal, esta sujeta a la bandeja mediante 8 bulones, mientras que esta última se fija al piso del helicóptero en 4 puntos. (Figura 23)

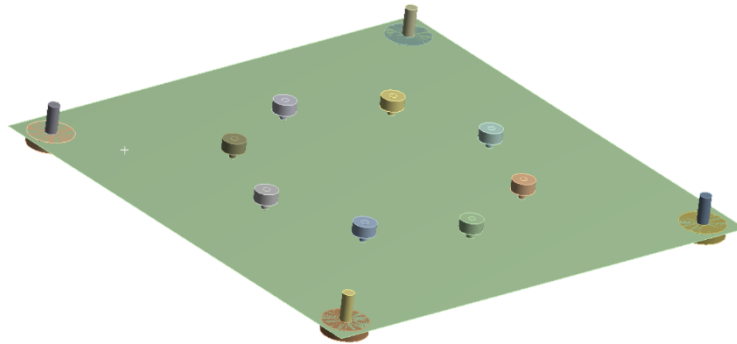


Figura 23: Placa base del pedestal.

Las fijaciones se representan mediante geometrías simplificadas al solo efecto de vincular las partes y alejar a la placa analizada de las condiciones de borde.

Con respecto al caso de carga en el eje Z, la norma requiere que soporte 20 g hacia el piso el helicóptero. Por lo tanto, este caso no somete las fijaciones a tracción, sino que transmite la carga a toda la superficie de apoyo, por lo que los márgenes de seguridad obtenidos son altos.

Como se observa, el caso de carga más comprometido es de 16 g hacia adelante. Sin embargo, pese a las simplificaciones del modelo, los márgenes de seguridad son positivos, por lo que se verifican los espesores de placa adoptados.

En cuanto a los elementos de fijación al piso del helicóptero, las fuerzas de reacción se obtienen del MEF. Estas se comparan con la resistencia de cada uno de los puntos de anclaje y se obtienen los respectivos márgenes de seguridad. Estos resultados se detallan en la Tabla 4 y Tabla 5.

CASO DE CARGA	FIJACIÓN	REACCIONES APOYOS [N]				MARGEN DE SEGURIDAD		
		FX	FY	FZ	RESULTANTE	X	Y	Z
8g Y	1	3700	-421	-2159	4305	-	23,4	10,3
	2	-3674	-410	-2146	4275	1,8	24,0	10,4
	3	3684	-349	2145	4277	-	28,4	-
	4	-3710	-390	2160	4311	1,8	25,3	-
16g X	1	-781	7391	4296	8585	12,1	-	-
	2	-790	-7352	-4298	8553	12,0	0,4	4,7
	3	-771	7351	-4315	8559	12,3	-	4,7
	4	-797	-7390	4317	8596	11,9	0,4	-
-20g Z	1	-1728	1728	981	2633	4,9	-	-
	2	1744	1733	981	2647	-	-	-
	3	1725	-1716	980	2624	-	5,0	-
	4	-1741	-1745	982	2653	4,9	4,9	-

Tabla 4: Márgenes de seguridad en apoyos para placa de pedestal.

CASO DE CARGA	FIJACIÓN	REACCIONES APOYOS [N]				MARGEN DE SEGURIDAD		
		FX	FY	FZ	RESULTANTE	X	Y	Z
8g Y	1	68,961	-2773,6	2,8237	2774,4	-	2,7	-
	2	-68,961	-398,64	2,8237	404,57	147,7	24,7	-
16g X	1	-1061,2	-252,74	1431,2	1799,5	8,7	39,6	-
	2	-5283,2	252,74	1431,2	5479,4	0,9	-	-
-20g Z	1	-856,26	0,85149	6880,1	6933,2	11,0	-	-
	2	856,26	0,8515	1050,3	1355,1	-	-	-

Tabla 5: Márgenes de seguridad en apoyos para placa de aviónica.

8. ANÁLISIS ESTRUCTURAL DINÁMICO Y DE DURABILIDAD

El primer paso para el estudio dinámico de las estructuras planteadas es la determinación de los modos y frecuencias propios. El método analítico consiste en formular las ecuaciones de movimiento, desacoplarlas y encontrar sus soluciones homogéneas, es decir sin carga aplicada. El número de ecuaciones, y por lo tanto de soluciones, será igual al de grados de libertad del sistema. Por lo tanto, un sistema continuo tendrá un infinito número de modos y frecuencias propias.

Conocidos los modos propios de vibración se procede a introducir una excitación de base a fin de conocer la respuesta del sistema. En una primera etapa las cargas son determinadas en amplitud y frecuencia. Cuando las frecuencias de excitación se aproximan a las frecuencias propias del sistema, es de interés obtener los niveles máximos de tensiones y desplazamientos.

La metodología empleada consiste en obtener los valores máximos para los distintos subcomponentes de cada soporte y luego observar cómo se comportan esos puntos para las restantes frecuencias de excitación. Luego se suman los valores obtenidos considerando la diferencia de fase para obtener la respuesta al total de la entrada.

Cuando el grado de incertidumbre en las cargas y/o en propiedades mecánicas de la estructura es elevado, para una descripción adecuada del comportamiento estructural, resulta necesario recurrir a métodos probabilísticos.

Para ello se configura un análisis de vibraciones aleatorias, cuyo input es la densidad espectral de potencia (PSD) en aceleraciones.

Los resultados generados a partir de la simulación, devuelven los niveles de esfuerzo generados para la PSD de entrada, con probabilidad asociada, indicada en términos de un número entero de desviaciones estándar. El

análisis asume un proceso Gaussiano con media nula. Por lo tanto, los valores de tensión generados para una desviación estándar tienen una probabilidad de ~68% de ser menores al valor proporcionado, los valores de tensión obtenidos para dos desviaciones estándar tienen una probabilidad de ~95% de ser menores al valor proporcionado como resultado, mientras que, para tres desviaciones estándar, la probabilidad de tener tensiones inferiores al valor proporcionado es de ~99.7%.

8.1. Diseño A

Las frecuencias propias de este diseño coinciden con las componentes de entrada, por lo que se obtuvieron niveles de tensión por encima del límite de fluencia. Para corregir este comportamiento dinámico se opta por colocar disipadores como interfaz entre la cámara y el soporte, de modo de alejar las frecuencias naturales de los primeros modos respecto de las frecuencias de excitación.

Por estar las cargas armónicas aplicadas en dirección vertical y al ser los primeros modos excitados por tales cargas, similar a lo que ocurre en los casos estáticos más exigentes, las regiones con mayores tensiones coinciden con las de mayores tensiones del análisis estático. Como es de esperarse, no todas las componentes de la función de entrada excitan los mismos modos propios del sistema, por lo tanto, los máximos se ubican en regiones distintas en función de la componente evaluada. Es necesario tener en cuenta que las cargas armónicas están planteadas sobre una condición de carga estática nula.

De este análisis surge que la región con concentración de tensiones más altas se encuentra en el brazo corto.

Finalmente se incluye el diagrama de respuesta en frecuencia para el promedio de desplazamientos de los puntos ubicados en el borde superior curvo de la placa. Se observa que los máximos desplazamientos se obtienen en proximidad de las frecuencias correspondientes a los modos propios.

Las cargas aleatorias, a pesar tener amplitudes más bajas que las armónicas, excitan a todos los modos propios del sistema entre los 10hz y 500 Hz, por lo que los niveles de tensión que generan son más altos. Al igual que en el caso de las cargas armónicas, estos máximos se encuentran en las mismas regiones.

8.2. Diseño B

Al igual que en el diseño A, El análisis de cargas armónicas muestra que las regiones de mayor concentración de tensiones coinciden con las encontradas en el análisis estático. Del mismo modo no todas las componentes de la señal de entrada excitan los mismos modos propios del sistema, por lo tanto, los máximos se ubican en regiones distintas en función de la componente evaluada.

Se observa que aun las regiones más comprometidas las tensiones generadas son del orden de un tercio de las tensiones de fluencia de los materiales utilizados. Además, la distribución de tensiones coincide con la obtenida en el análisis estático.

Por lo tanto, se puede concluir que las cargas armónicas no generan niveles de tensiones significativos.

A pesar de tener amplitudes más bajas que las armónicas, las cargas aleatorias excitan a todos los modos propios del sistema entre los 10hz y 500 Hz, por lo que los niveles de tensión que generan son más altos. Como en el diseño A, el patrón de distribución de tensiones es similar para cargas armónicas y aleatorias.

8.3. Observaciones surgidas del análisis dinámico

Las frecuencias propias del modelo de placa y tubo coinciden con las componentes de entrada, por lo que se obtienen niveles de tensión por encima del límite de fluencia. Para corregir este comportamiento dinámico es necesaria la incorporación de disipadores como interfaz entre la cámara y el soporte.

En el modelo construido en acero se observaron mayores niveles de tensiones, aunque se encuentran por debajo de límite de fluencia del material elegido, por lo que no es necesario, desde el punto de vista de la estructura de soporte, la incorporación de disipadores.

Finalmente, los desplazamientos máximos son de 1,74mm en el modelo A y de 26,1 mm en el modelo B. Si bien no hay requerimientos al respecto, la mayor rigidez dinámica del modelo A, es argumento suficiente para su selección, ya que, al ser desarrollado para montar un dispositivo de captura de imágenes, un menor desplazamiento redundaría en un mejor desempeño.

8.4. Análisis de durabilidad

Con los resultados obtenidos en el estudio dinámico, se obtuvieron las tensiones máximas de ambos soportes, asumiendo las siguientes hipótesis:

- Todas las componentes de salida están en fase.
- El valor de tensión máxima encontrado es el mismo en toda la pieza.

Estas suposiciones son conservativas y permiten realizar la suma algebraica de las tensiones máximas encontradas. Esta suma en términos de tensiones equivalentes (de von Mises) es una aproximación burda, y cualquier análisis más exhaustivo se encuentra fuera del alcance del trabajo. Habiendo aclarado esto, los resultados se comparan con las tensiones correspondientes a los límites de fatiga de cada elemento.

Se observa que

- Las tensiones en los clevis no superan el 35 % del límite de fatiga.[10]
- Las tensiones en los tubos no superan el 24% del límite de fatiga.[10]
- Las tensiones en el brazo largo no supera el 70% del límite de fatiga. [10]
- Las tensiones en la placa y el brazo corto superaron los límites de fatiga.[10]

De aquí se concluye que los clevis, los tubos y el brazo largo poseen vida infinita. En cuanto a la placa y el brazo corto necesitan que se recurra a métodos de análisis menos conservativos.

Considerando que las funciones de respuesta en frecuencia para las distintas funciones de entrada están desfasadas entre sí, se realiza la suma vectorial de las salidas.

Al sumar estos resultados a las tensiones obtenidas del análisis aleatorio para una distancia de tres desviaciones estándar de la media, se obtiene una probabilidad de por lo menos de 99,7 % de que las tensiones no superen el límite de fatiga. Aquí se asume que la respuesta a la excitación armónica está en fase con la respuesta a la excitación aleatoria.

De esta manera **TODO EL CONJUNTO SOPORTE DEL GIMBAL MODELO A POSEE VIDA INFINITA.**

9. CABLEADO

Luego de analizar los requerimientos funcionales y teniendo en cuenta posteriores sugerencias del personal electrónico de INVAP SE en cuanto a que sería deseable que se mejorase la modularidad y sencillez de instalación del sistema, se optó por el siguiente esquema:

- Cableado instalado sin atravesar la estructura interna del helicóptero, en un 90%.
- Máximo empleo de los sistemas de acople rápido y estructura de los asientos del compartimento de carga/pasajeros.
- Se trató de respetar las longitudes de cables disponibles al momento.
- Empleo de materiales y elementos de fijación de adecuada relación calidad/costo.
- Empleo de materiales y elementos de fácil disponibilidad en el mercado local, que dispongan de representantes comerciales en el país o, en su defecto, de gran disponibilidad en el exterior.

La integración del cableado a la aeronave consiste principalmente en un sistema tipo “DROPWIRE” de cables de acero sujetos por medio de los elementos estandarizados a la parte inferior del techo del compartimento de carga/pasajeros (Ver Figura 24). Sobre estos cables se montan externamente los conductores eléctricos, con elementos plásticos sujetadores/espaciadores normalizados y utilizados habitualmente en la industria aeronáutica.

Se utilizan los dos parantes tubulares del sistema de asientos de pasajeros/camillas, para rutear los conductores hasta el techo, los cuales se fijan utilizando el mismo sistema de sujetadores de plástico, descrito anteriormente.

La computadora de a bordo y la unidad de potencia se colocan sobre la bandeja, fijadas al piso en dos puntos fuertes, con el mismo sistema estandarizado que se utiliza para fijar los cables de acero al techo. Su ubicación es al costado derecho de la transmisión del helicóptero.

El pedestal se fija en los cuatro puntos fuertes del piso, exactamente a la derecha del asiento del mecánico de vuelo. El asiento del operador es el asiento inmediatamente anterior a la transmisión, en la parte central del helicóptero.

El gimbal se encuentra fijado al clúster delantero izquierdo del fuselaje. Los cables del mismo ingresan al fuselaje por una tapa de inspección modificada, comunicada con el piso del compartimento de carga/pasajeros, donde se encuentra la otra tapa, también hecha a medida para adaptar los sistemas de entrada para cables doble marco.

Finalmente, a la unidad de potencia se conecta la antena del GPS, justo en la parte externa del techo, por encima de la bandeja de aviónica; otro cable conecta la UAP con el AHRS, ubicado en el botalón de cola, debajo del fuselaje, aproximadamente entre los semiplanos del elevador sincronizado.

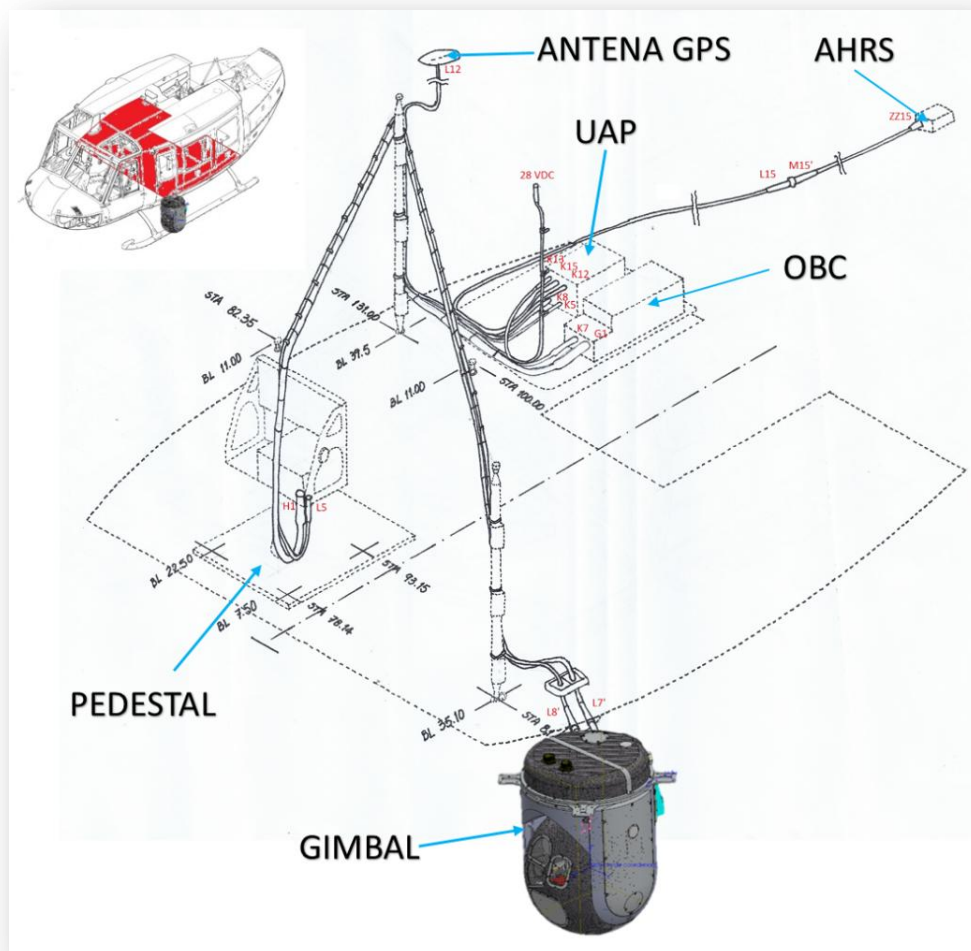


Figura 24: Lay out final y esquema de cableado.

10. PESO Y CENTRAJE

En base a la información de pesos y medidas de los equipos, otorgada por INVAP SE, los datos de catálogos y estimaciones para los elementos de la interfaz mecánica diseñada, la información del manual del operador y documento de peso y balanceo básicos de una aeronave de referencia, se confeccionó una planilla de cálculo y se realizó el cálculo de CG para diferentes condiciones.

En todos los casos analizados la ubicación del CG permanece dentro de la envolvente.

Para otras configuraciones de carga, el piloto deberá realizar los cálculos correspondientes.

11. CONCLUSIONES

El objetivo de analizar dos diseños diferentes para el soporte del gimbal, ha permitido seleccionar a aquel que mejor cumple con los requerimientos.

Se ha generado toda la documentación para poder certificar la integración, fabricar las interfaces y para poder instalarlas. Sólo un 10%, aproximadamente, del cableado no ha podido ser relevado. Estos corresponden a la instalación del AHRS y de la antena GPS y sus conexiones hasta la bandeja de equipos de aviónica. Este detalle requiere tener acceso al interior de la estructura y esto será posible al momento de integrar el primer prototipo. Una vez realizado esto, será posible documentar fotográficamente estos dos ruteos faltantes.

Desde el punto de vista del lay out, se ha optado por una configuración segura y probada.

Desde el punto de vista del cableado, la configuración elegida es relativamente poco convencional y cumple asimismo con todos los requerimientos de diseño, incluidos los de aeronavegabilidad.

Los márgenes de seguridad fueron calculados en base a las tensiones equivalentes de von Mises. Estos resultaron positivos en ambos modelos para todos los casos de carga analizados.

Las cargas dinámicas fueron extraídas del documento MIL-STD 810 F. Mientras que las cargas armónicas producen bajos niveles de tensión, las aleatorias son las que más exigen a la estructura, pese a que las amplitudes de aceleraciones son bajas. Por lo tanto, en caso que el diseño exija ser optimizado, se sugiere realizar ensayos a los efectos de disponer de información real asociada a las cargas.

El modelo A presenta mayor rigidez dinámica que el B y, por lo tanto, menores desplazamientos ante las cargas aplicadas. Sin embargo, los altos niveles de tensiones generados obligan al uso de disipadores. Consecuentemente, el modelo B responde con mayores desplazamientos, pero los niveles de esfuerzos son bajos.

Amparado en el hecho de que los análisis técnicos realizados, disponibilidad de materiales y métodos constructivos no permiten descartar ninguno de los dos diseños, la menor respuesta en frecuencia para desplazamientos del soporte A es fundamento suficiente para su selección como soporte del gimbal, en el marco del diseño de la interfaz SADI SMET 4 / helicóptero BELL UH-1H II.

Las interfaces de equipos internos cumplen con los requerimientos de diseño.

REFERENCIAS

- [1] E. MARTÍN, *LOS BELL UH-1H-BF, UH-1D-BF IROQUOIS y BELL 205A-1 DEL EJÉRCITO ARGENTINO*, ISBN 950-43-9321-7.
- [2] INVAP SE., *FOLLETO SADI SMET 4*, 2015.
- [3] Instituto Universitario Aeronáutico, «INFORME TECNICO MT SMET01-AE-01 REV B.,» 2001.
- [4] Bell Helicopter, *BHT PUB-92-004-10 OPERATOR'S MANUAL BELL MODEL UH-1H II HELICOPTER.*
- [5] Bell Helicopter, *BHT PUB-92-004-23 AVIATION UNIT AND INTERMEDIATE MAINTENANCE MANUAL AIRFRAME BELL MODEL UH-1 HII HELICOPTER.*
- [6] US ARMY, «TM-55-1520-210-23-3 AVIATION UNIT AND INTERMEDIATE MAINTENANCE INSTRUCTIONS ARMY MODEL UH-1H/V/EH-1H/X HELICOPTERS.».
- [7] Federal Aviation Administration, *14 CFR Part 29 - AIRWORTHINESS STANDARDS: TRANSPORT CATEGORY ROTORCRAFT.*
- [8] United State Department of Defense, *7. MIL-STD-810F DEPARTMENT OF DEFENSE TEST METHOD STANDARD: ENVIRONMENTAL ENGINEERING CONSIDERATIONS AND LABORATORY TESTS*, 2000.
- [9] ANSYS INC., «Element Description,» 2010. [En línea]. Available: <http://inside.mines.edu/~apetrell/ENME442/Documents/SOLID187.pdf>.
- [10] United States Department of Defense, *MIL-HDBK-5H*, 1998.