



Departamento de Ingeniería Térmica y de Fluidos

# Integración de GRU para un A330-MRTT

Programa de EADS-CASA vinculado a:



JAVIER MONJE GÓMEZ

**Javier Monje Gómez**

*Ingeniería Industrial Superior (2002-2010)*

Universidad Carlos III de Madrid

Tutora: Carolina Marugán Cruz.



En colaboración con: EADS-CASA

Tutor: Jesús Martín Cardiel.



Madrid, a día 29 de Julio de 2010



## Contenido

<b>INDICE DE ILUSTRACIONES .....</b>	<b>6</b>
<b>1 BLOQUE I: Estudios previos.....</b>	<b>11</b>
1.1 El A330-200 MRTT .....	11
1.2 GRU. Sistema de refrigeración de tierra .....	13
1.2.1 Descripción general .....	13
1.2.2 Descripción de componentes .....	15
<b>2 BLOQUE II. MODELADO Y ESTUDIO DE INTERFERENCIAS .....</b>	<b>18</b>
2.1 Introducción .....	18
2.2 Metodología.....	19
2.3 Diseño de partes. ....	20
2.3.1 Tubo A.....	23
2.3.2 Tubo B.....	24
2.3.3 Tubo C.....	26
2.3.4 Tubo de enlace salida .....	27
2.3.5 Carcasa y soportación.....	28
2.3.6 Barras de fijación .....	33
2.3.7 Soporte de válvula Skin Valve.....	34
2.3.8 Sistemas auxiliares en el GRU.....	43
2.4 Montaje del equipo completo .....	48
2.5 Estudio de interferencias .....	50
2.5.1 Identificación de instalaciones afectadas:.....	52
2.5.2 Identificación de las interferencias: .....	52
2.6 Estudio sobre las posibles posiciones de las barras de fijación de la carcasa. 55	
2.6.1 Caso 1: .....	56
2.6.2 Caso 2: .....	59
2.6.3 Caso 3: .....	60
2.6.4 Conclusiones del estudio de barras.....	61
2.7 Modificaciones en las instalaciones.....	62
2.7.1 Criterios de modificación utilizados: .....	62
2.7.2 Instalaciones .....	62
2.8 Conclusiones generales sobre el Bloque II. ....	70
<b>3 BLOQUE III: PREDISEÑO Y ESTUDIO DEL SOPORTE .....</b>	<b>72</b>
3.1 Introducción .....	72
3.2 Metodología de diseño .....	72
3.3 Objetivos de diseño .....	74
3.4 Pautas para el diseño .....	74
3.5 Diseño: MODELO I.....	76
3.6 Diseño: MODELO II.....	80
3.7 Análisis estructural de componentes .....	81
3.7.1 Método de Elementos Finitos (GSA) .....	84
3.8 Conclusiones generales del bloque III .....	92
<b>4 CONCLUSIÓN FINAL .....</b>	<b>94</b>

<b>ANEXO BLOQUE I .....</b>	<b>96</b>
Sistemas de acondicionamiento ambiental en un A330-200.....	96
Descripción general .....	96
Fuentes de aire en un A330-200 .....	98
Distribución de aire en un A300-200.....	100
Distribución del aire y recirculación de la cabina.....	102
Ventilación del equipo de Aviónica.....	105
Sistema de enfriamiento del aire.....	108
Descripción general del sistema .....	108
Grupos de Aire Acondicionado.....	109
<b>ANEXO BLOQUE II .....</b>	<b>111</b>
Planos 2D .....	111
Montaje de equipo completo (Alzado) .....	111
Montaje de equipo completo (Perfil) .....	112
Montaje de equipo completo (Planta) .....	113
Identificación de Instalaciones .....	114
<b>ANEXO BLOQUE III .....</b>	<b>115</b>
Informe del análisis estructural para el soporte I .....	115
Informe del análisis estructural para el soporte II .....	116
<b>Bibliografía .....</b>	<b>117</b>

## INDICE DE ILUSTRACIONES

Ilustración 1 Vuelo de A330-200 MRTT .....	11
Ilustración 2 Esquema conexión de los sistemas con el GRU .....	13
Ilustración 3 Ubicación y componentes del Sistema de Refrigeración de Tierra .....	14
Ilustración 4 Ciclo de Freón en el GRU .....	15
Ilustración 5 Componentes del ciclo .....	16
Ilustración 6 Entorno Catia V5 r17 .....	19
Ilustración 8 Definición de guía para barrido de sección .....	20
Ilustración 7 Definición espacial por puntos .....	20
Ilustración 9 Barrido de línea guía .....	21
Ilustración 10 Barrido de sección por guía .....	21
Ilustración 11 Tubo A.....	23
Ilustración 12 Tubo B.1.....	24
Ilustración 13. Tubo B.2.....	24
Ilustración 14 Tubo B.3.....	25
Ilustración 15 Tubo C.1.....	26
Ilustración 16 Tubo enlace .....	27
Ilustración 17 Estructura de alambres carcasa .....	28
Ilustración 18 Carcasa .2.....	29
Ilustración 19 Carcasa .1.....	29
Ilustración 20 Carcasa .3.....	30
Ilustración 21 Carcasa .4.....	30
Ilustración 22 Carcasa .5.....	31
Ilustración 23 Soportación.....	31
Ilustración 24 Barras de fijación .....	33
Ilustración 25 Soporte Skin Valve .1 .....	34
Ilustración 26 Vista general sección 12 .....	35
Ilustración 27 Vista general auxiliar .....	35
Ilustración 28 Montaje auxiliar para soporte .....	36
Ilustración 29 Soporte auxiliar .2.....	36
Ilustración 30. Soporte Skin Valve .2 .....	37
Ilustración 31 Soporte Skin Valve .3 .....	38
Ilustración 32 Soporte Skin Valve .4 .....	38
Ilustración 33. Soporte Skin Valve .5 .....	39
Ilustración 34 Soporte Skin Valve .6 .....	39
Ilustración 35 Soporte Skin Valve .7 .....	40
Ilustración 36 Soporte skin Valve .8 .....	40
Ilustración 37 Sorporte Skin Valve .9.....	41
Ilustración 38 Soporte Skin Valve .10 .....	41
Ilustración 39 Soporte Skin Valve .11 .....	42
Ilustración 40 Soporte skin Valve .12 .....	42
Ilustración 41. Ventilador .1 .....	43
Ilustración 42 Ventilador .2 .....	44
Ilustración 43 Ventilador .3 .....	45
Ilustración 44. Montaje ventilador.....	45
Ilustración 45 Filtro .1.....	46
Ilustración 46 Filtro .2.....	47
Ilustración 47 Filtro .3.....	47
Ilustración 48 Metodología de Catproduct .....	48
Ilustración 49 Cambio de sistema de referencia .....	48
Ilustración 50 Cambio de sistema de referencia .....	49
Ilustración 51 Maqueta 3D secciones 12 y 13 .....	50
Ilustración 52 Incorporación de GRU a maqueta .....	51
Ilustración 53 Interferencias .1.....	52

Ilustración 54 Interferencias .2.....	53
Ilustración 55 Interferencias .3.....	53
Ilustración 56 Interferencias .4.....	54
Ilustración 57 Vista anclajes de barras en carcasa .....	55
Ilustración 58 Alternativa 1 barra 1.....	56
Ilustración 59 Alternativa 1 barra 2.....	57
Ilustración 60 Original 1 barra 3 .....	57
Ilustración 61 Alternativa 1 barra 3.....	58
Ilustración 62 Caso 2 plano que contiene a barra 2 y 3.....	59
Ilustración 63 Alternativa 2 barra 2.....	59
Ilustración 64 Caso 3 Plano con amplitud fija.....	60
Ilustración 65 Alternativa 3 barra 2.....	60
Ilustración 66 Soporte F539A255420000 original .....	62
Ilustración 67 Soporte F539A255420000 modificado .....	63
Ilustración 68 Comparación de soportes.....	63
Ilustración 69 Cambio de ruta tubo aire.....	64
Ilustración 70 Solución proximidad tubo carcasa.....	65
Ilustración 71 Solución interferencia sistema hidráulico .....	66
Ilustración 72 Solución mazos eléctricos.....	67
Ilustración 73 Vista general de instalaciones .....	67
Ilustración 74 Cambio de ruta F212A250500000 .....	68
Ilustración 75 Solución ruta F212A250500000.....	68
Ilustración 76 Comparación de modificaciones en ruta .....	69
Ilustración 77 Imagen del soporte azul (A), con su entorno y soporte original (B).....	72
Ilustración 78 Nueva posición de la barra 2 .....	73
Ilustración 79 Base modelo de soporte I.....	76
Ilustración 80 Presentación espacial de ubicación cabeza soporte.....	76
Ilustración 82 Operaciones de rebaje de material .1 .....	77
Ilustración 81 Base para diseño cabeza fijación .....	77
Ilustración 83 Operaciones de rebaje de material .2 .....	78
Ilustración 84 Operaciones de rebaje de material .3 .....	78
Ilustración 85 Operación de radio de acuerdo .....	79
Ilustración 86 Soporte I con radios de fondo .....	79
Ilustración 87 Modelo soporte II único nervio superior.....	80
Ilustración 88 Presentación de sólidos auxiliares.....	82
Ilustración 89 Entorno de soporte con contacto entre superficies.....	83
Ilustración 90 Tipo de conexión entre superficies.....	84
Ilustración 91 Restricción espacial de sólidos .....	84
Ilustración 92 Definición de esfuerzo axil.....	85
Ilustración 93 Generación de malla soporte II .....	85
Ilustración 94 Movimiento de soporte bajo tensión .....	86
Ilustración 95 Distribución de valores de tensión .....	86
Ilustración 96 Deformación de malla .....	87
Ilustración 97 Primer refinamiento de malla.....	87
Ilustración 98 Segundo refinamiento de malla .....	88
Ilustración 99 Distribución de tensiones en tercer mallado.....	88
Ilustración 100 Distribución de tensiones primera aproximación soporte I .....	90
Ilustración 101 Distribución de tensiones en segundo refinamiento de malla (soporte I) .....	90
Ilustración 102 Distribución de tensiones segundo refinamiento de malla (soporte I) .....	91
Ilustración 103 Props. de Al.....	92
Ilustración 104 Esquema general de los sistemas de aire .....	97
Ilustración 105 Esquema de la interconexión de los sistemas en un modelo de A330-200 .....	99
Ilustración 106 Diagrama de bloques de la relación de los sistemas de un A330-200.....	99
Ilustración 107 Sistema de distribución y recirculación del aire .....	102
Ilustración 108 Unidad de mezclado (Unit Mixer).....	103
Ilustración 109 Sistema de distribución y recirculación del aire .....	104
Ilustración 110 Ubicación de sistemas aviónica y Cockpit.....	105

Ilustración 111 Distribución de la ventilación de los sistemas de aviónica .....	106
Ilustración 112 Componentes del sistema de ventilación de aviónica.....	107
Ilustración 113 Grupos de Aire Acondicionado .....	109
Ilustración 114 Distribución de aire en los equipos de aire acondicionado.....	110
Ilustración 115 Montaje de equipo completo (Alzado).....	111
Ilustración 116 Montaje de equipo completo (Perfil) .....	112
Ilustración 117 Montaje de equipo completo (Planta) .....	113

## Prólogo

Por petición del gobierno de Emiratos Árabes Unidos, Airbus Military, empresa del grupo EADS-CASA, se dispone a realizar la modificación de un A330-200 comercial a su versión para uso en ámbito militar como tanquero de abastecimiento en aire (MRTT). Esto conlleva el rediseño de diversos sistemas y la integración de otros nuevos.

Estas modificaciones, en especial, las que conciernen a los sistemas de refrigeración se llevan a cabo en el departamento de Diseño de Instalaciones Fluidas, en el que se realizan las operaciones oportunas para incluir un sistema adicional de frío en tierra para preservar a una temperatura moderada los sistemas de aviónica, acorde a la normativa.

Este sistema refrigeración de tierra o Ground Refrigeration Unit (GRU) lo llevan incorporado también los aviones comerciales que tienen sus rutas por climas desérticos, Emiratos Árabes Unidos, Arabia Saudí...El problema que aquí se trata de abordar es si este sistema será compatible con los demás sistemas incorporados en el avión militar MRTT, con sistemas extra con respecto a su versión comercial. Sistemas de aire e hidráulicos, de abastecimiento de combustible y demás sistemas de control deberán estar exentos de interferencias con éste.

Para realizar nuestro estudio, hemos dividido el proyecto en tres bloques principales:

En el bloque I, realizaremos un previo estudio del sistema de acondicionamiento GRU, obtención de recursos del sistema, funcionamiento y componentes, así como también relaciones entre los subsistemas, que podremos encontrar en el anexo, de esta forma abordaremos el problema con las necesarias nociones teóricas.

Debido al interés en realizar un análisis de interferencias con los sistemas del entorno, con todos los datos recogidos acerca del producto, en el bloque II se diseñará un modelo mediante CATIA v5, no demasiado minucioso a la hora de incluir detalles de los componentes del sistema, ya que no es el motivo del estudio. Este es el momento de sacar conclusiones sobre las redistribuciones de rutas y rediseño.

Un tercer bloque será destinado a realizar un estudio sobre una de las conclusiones al bloque anterior, la elección del diseño de un soporte en el que irá fijada una de las barras que componen nuestro conjunto del sistema y el estudio de la distribución de tensión mediante elementos finitos.

## **BLOQUE I: Estudios previos**

- El A330-200 MRTT
- GRU. Sistema de refrigeración de tierra

## 1 BLOQUE I: Estudios previos

### 1.1 El A330-200 MRTT

Los cambios políticos que han sucedido en el mundo a lo largo de las dos últimas décadas han dado lugar a una nueva situación estratégica, que ha hecho que haya sido preciso adaptar la estructura de los ejércitos a las nuevas necesidades. La posibilidad de poder presentarse un conflicto bélico en cualquier parte del mundo hace que sea necesario un ejército capacitado para responder allá donde sea necesario, rápida y eficazmente mediante medios aéreos y muy especialmente cuando las bases se encuentran alejadas de las bases de despegue.

Estos medios aéreos deben incluir aviones capaces de llevar a cabo misiones de reabastecimiento en vuelo con gran capacidad de combustible y una alta disponibilidad.

La empresa EADS-CASA ha desarrollado sistemas y métodos que solventan esta creciente necesidad de aviones cisterna, adaptadas a las necesidades de las fuerzas aéreas.

Dos sistemas de reabastecimiento son los desarrollados por la empresa, el de manguera y cesta y un sistema de abastecimiento basado en pértiga (ARBS, Air Refuelling Boom System) Estos sistemas son integrados en A330-200 MRTT, montando un pod y cesta en cada ala y una pértiga bajo el fuselaje. Estos A330 podrán transportar hasta 139.000 litros de combustible que podrán proporcionarse a cualquier avión con capacidad de reabastecimiento en una amplia envolvente de vuelo (hasta 35.000 pies de altura y entre 185 y 325 kt) y a un elevado régimen de transferencia (desde 1600 litros por minuto con el sistema de cesta hasta 4600 litros por minuto con la pértiga)



*Ilustración 1 Vuelo de A330-200 MRTT*

El A330-200 MRTT, no sólo integra sistemas de reabastecimiento, a éste se le montan multitud de sistemas que modifican su configuración original como avión de transporte comercial. El sistema de combustible del propio avión, dado que se pueden añadir hasta cuatro depósitos auxiliares para aumentar la capacidad de carga. El sistema de vigilancia de aviones receptores y del entorno en vuelo consistente en la instalación de una serie de cámaras exteriores y pantallas en el puesto operador, desde donde es controlada la pértiga. Dos puestos, en la cabina de pasaje o cockpit controlan sus movimientos; un operador se encarga de control aerodinámico de las aletas para colocar el receptáculo del avión receptor, y otro de su extensión y retracción. Estas operaciones se visualizan en una pantalla mediante imágenes estereoscópicas que resultan en una visión tridimensional, además de otras pantallas que muestran las imágenes de diferentes cámaras exteriores.

El combustible suministrado a través de la pértiga proviene de un depósito auxiliar instalado en la bodega y aislado del sistema de combustible del avión.

La maniobra de repostaje en vuelo comienza con el despliegue y posterior extensión de la pértiga, con una longitud de 11 metros retraída y de cerca de 18 extendida. Ya con ésta extendida, el avión receptor se aproxima a una posición en formación con el avión cisterna a unos 100 metros por debajo y por detrás. Es fundamental que el operador del sistema tenga una perfecta visibilidad sobre el avión receptor, de ahí la importancia de los sistemas de visión que incluyen diferentes sensores ópticos repartidos por el avión, y que cubren tanto el espectro visual como el infrarrojo y que una serie de pantallas nos muestran. Una de estas representaciones consiste en una imagen de tres dimensiones que permite al operador controlar convenientemente los movimientos de la pértiga durante las maniobras de contacto y desconexión del avión. Desde esta posición se autoriza al receptor a acercarse y estabilizarse en una posición (llamada de precontacto) situada a unos 15 metros por detrás del cisterna.

El operador es el que guía al receptor dentro de la envolvente de vuelo de la pértiga mediante un nuevo sistema de luces integrado en el fuselaje del cisterna. Este sistema, informa además del estado y del flujo del combustible y proporciona información relativa a la seguridad con instrucción de interrumpir el suministro. Una vez se ha realizado en enganche, la pértiga sigue las evoluciones del avión receptor mediante un sistema de control automático de reducción de cargas y desconexión automática o manual si la manguera se saliera.

## 1.2 GRU. Sistema de refrigeración de tierra

### 1.2.1 Descripción general

El Sistema de Enfriamiento del Equipo de Aviónica en Tierra se cerciora de que los sistemas de aviónica tengan una buena circulación del aire. Se utiliza para asegurarse de que esté a una temperatura correcta en tierra si la temperatura externa es muy alta, como por ejemplo en el ambiente desértico donde se va a desenvolver el avión del programa Emirates (Emiratos Árabes Unidos).

En tierra, se disminuye la temperatura de refrigeración por aire del compartimiento electrónico para reforzar el enfriamiento del equipo de la aviónica. Este efecto se obtiene con una unidad de refrigeración de tierra de ciclo de Freón (GRU) El flujo de aire requerido por el condensador de GRU es sangrado por un ventilador del ambiente del compartimiento electrónico y expulsado hacia el exterior de la cabina por la válvula de expulsión (Skin Valve)

Este sistema abarca los componentes siguientes:

Un GRU (Ground Refrigeration Unit)

Un ventilador

Una válvula de salida (Skin valve)

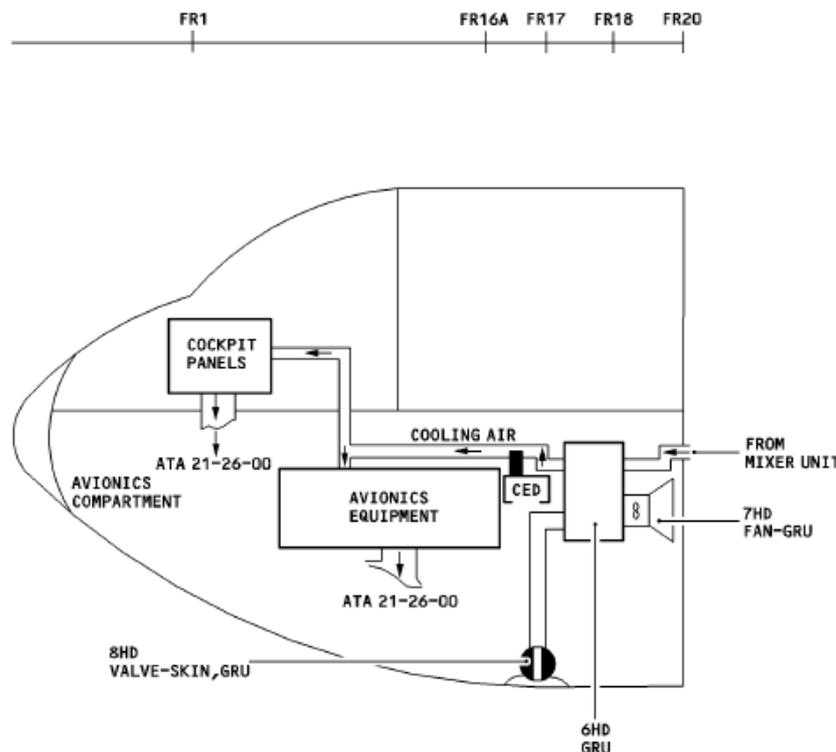


Ilustración 2 Esquema conexión de los sistemas con el GRU

Como se muestra en el Figura anterior, el sistema de refrigeración de tierra proporciona aire fresco a los sistemas electrónicos situados en el compartimiento de

aviónica y en el panel del cockpit. Este es recogido por el sistema de distribución y enviado al Mixer Unit para su recirculación.

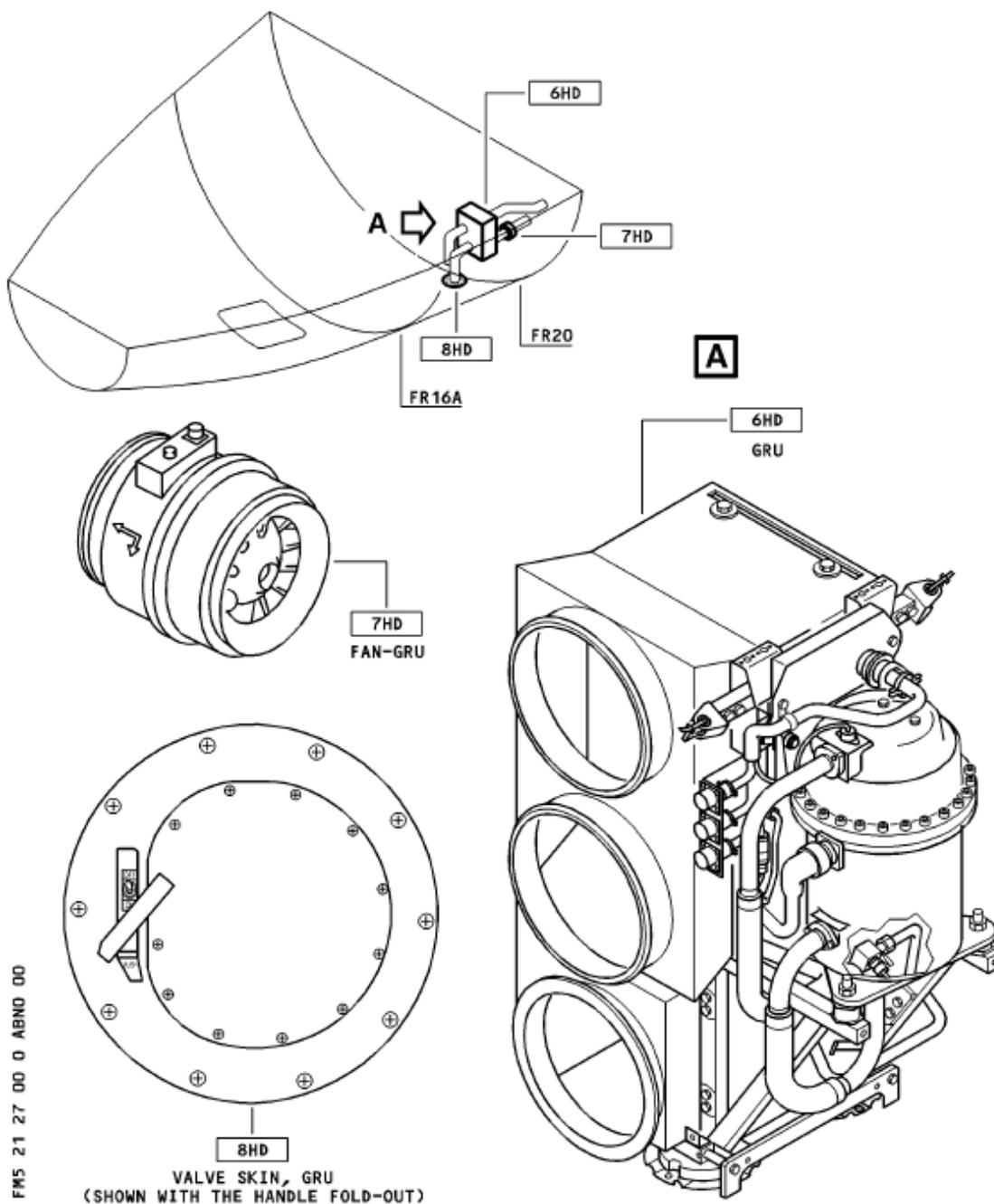


Ilustración 3 Ubicación y componentes del Sistema de Refrigeración de Tierra

### 1.2.2 Descripción de componentes

#### A.GRU

El GRU consiste en un sistema del ciclo de Freón descrito en la figura referida. El funcionamiento es el mismo que el de los aires acondicionados convencionales, el gas de Freón es comprimido, transformado en fase líquida y transportado mediante tubos al condensador. El aire soplado a través del condensador por el ventilador enfría el Freón. El aire del sistema de ventilación de aviónica se enfría a través del evaporador debido al efecto de la evaporación de Freón, que extrae el calor del aire para su propia evaporación.

El agua de condensación formada en el evaporador aire acondicionado se drena hacia el área inferior del fuselaje. El GRU se ajusta en el lado de mano izquierda del compartimiento electrónico entre las cuadernas 17 y 18.

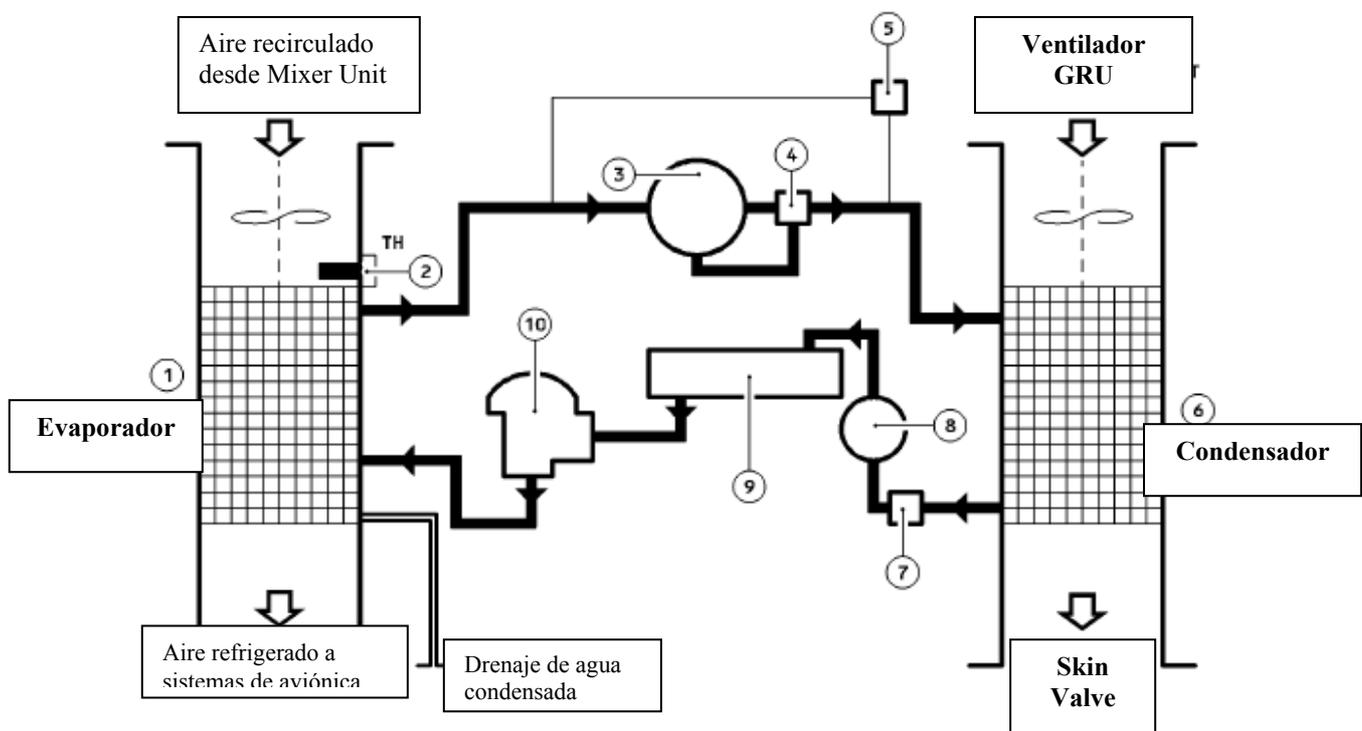
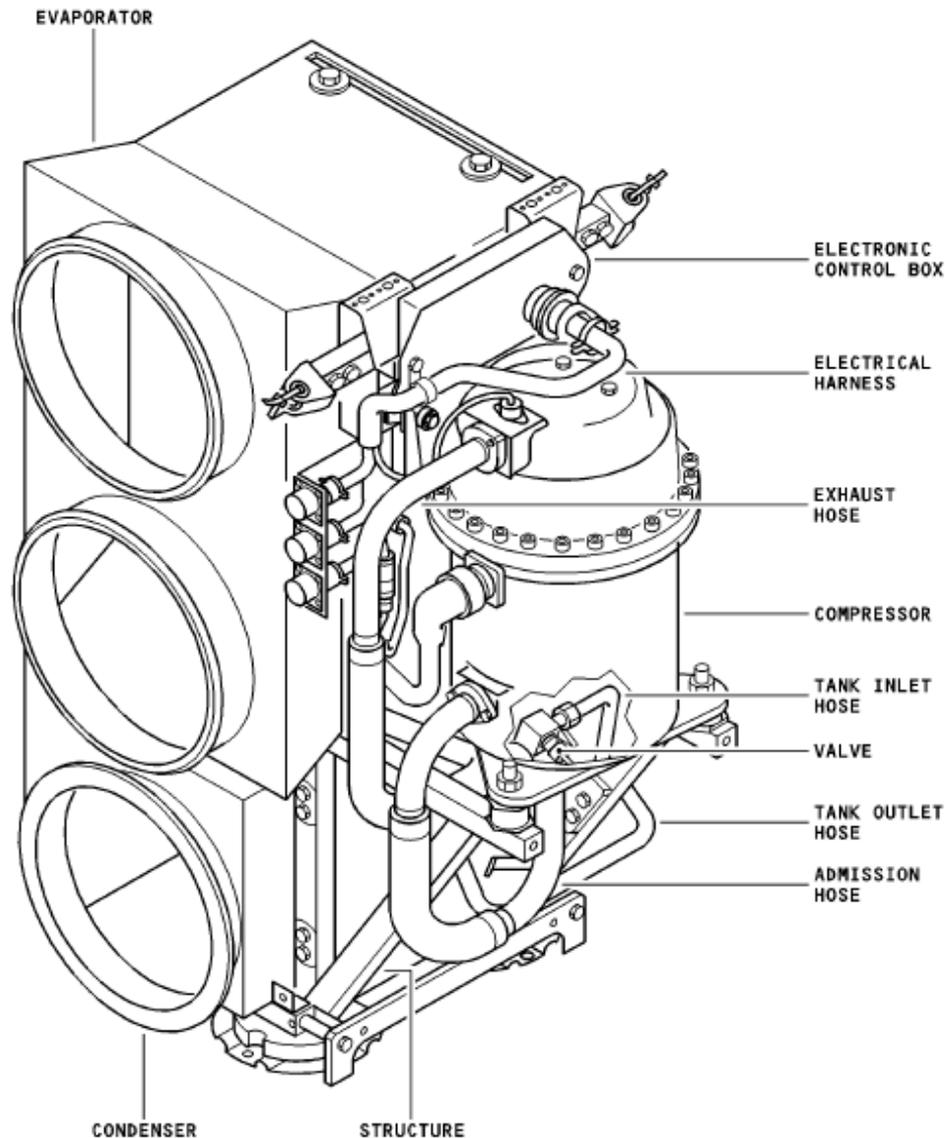


Ilustración 4 Ciclo de Freón en el GRU

En el momento de puesta en marcha del GRU, el ventilador se enciende y empieza a refrigerar el flujo de Freón R124 en su fase líquida, impulsado por el compresor. El condensador es de tipo aire-placa, como el aire contiene humedad, tenemos un filtro secante y posteriormente un indicador de humedad. El motivo de éste es que el contenido de agua disminuye la capacidad de refrigeración del Freón y la capacidad de transferencia de calor del intercambiador. El aire caliente procedente de los sistemas de aviónica evapora el Freón en el intercambiador de calor, también tipo aire-placa en contracorriente (evaporador). Un sensor informa de la temperatura de entrada del aire, citado en el apartado de aviónica.

- |     |  |
|-----|--|
| 1.  | Evaporador de aleación ligera                      |
| 2.  | Sensor de temperatura de enfriamiento de aviónica. |
| 3.  | Compresor de aceite sellado                        |
| 4.  | Separador de aceite                                |
| 5.  | Caja de control del GRU                            |
| 6.  | Condensador de aleación ligera                     |
| 7.  | Filtro secante                                     |
| 8.  | Indicador de nivel de la humedad                   |
| 9.  | Reserva de fluido refrigerante                     |
| 10. | Válvula de reducción de presión termostática.      |



*Ilustración 5 Componentes del ciclo*

### B. Ventilador. GRU Fan

El extremo aguas abajo del ventilador se conecta directamente con el extremo del GRU. El ventilador está diseñado de velocidad única. Una protección contra el sobrecalentamiento se ajusta en el motor del ventilador para parar el ventilador en caso de operación anormal.

### C. Válvula Escape. Skin Valve

La válvula es del tipo Skin, es decir, la forma de la válvula se adapta al perfil externo del fuselaje. Un gato eléctrico controla la solapa de la válvula. Dos microconmutadores abren o cierran por completo la salida de esta.

En caso de avería eléctrica, un mecanismo manual de invalidación habilita la operación del activador del exterior de los aviones. Un equipo interruptor habilita manualmente la desactivación en posición de parada. La válvula se instala directamente en el fuselaje del avión.

## **BLOQUE II. MODELADO Y ESTUDIO DE INTERFERENCIAS**

- Introducción
- Metodología
- Diseño de partes.
- Estudio de interferencias
- Identificación de instalaciones afectadas
- Identificación de las interferencias
- Estudio sobre las posibles posiciones de las barras de fijación de la carcasa.
- Conclusiones del estudio de barras
- Modificaciones en las instalaciones
- Instalaciones
- Conclusiones generales sobre el Bloque II

## **2 BLOQUE II. MODELADO Y ESTUDIO DE INTERFERENCIAS**

### **2.1 Introducción**

El objetivo del bloque anterior ha sido dar una visión general sobre funcionamiento, de los componentes y ubicación de los sistemas que dan servicio al acondicionamiento del aire del avión.

En lo que ahora nos concierne, partiendo de la documentación facilitada, modelaremos el conjunto de GRU y su entorno en el interior del fuselaje del avión.

El módulo que la norma nos indica a utilizar cuando diseñamos Sistemas Fluidodinámicos mediante Catia un modelo definitivo es el módulo de TUBING DESIGN. Según nuestras intenciones, para estudio previo de interferencias, vamos a modelar el equipo y sus componentes auxiliares con el módulo de GENERATIVE DESIGN SHAPE, más intuitivo y igualmente funcional a la hora de montar un volumen en la maqueta.

Para el proyecto que se propone, no existe aún una maqueta 3D específica, por lo que se montará en una auxiliar, el del proyecto Australiano (RAAF- Royal Australian Air Force) ya que es el mismo avión y según se vaya modificando basándonos en las especificaciones, se convertirá en la del proyecto de Emiratos Arabes (UAE- United Arab Emirates)

Como visión general de este módulo, indicaremos primeramente el proceso de diseño que hemos seguido para cada una de las piezas, montándolas posteriormente en su posición correcta. Una vez insertado el conjunto GRU en la maqueta, identificaremos las interferencias y modificaremos las instalaciones afectadas.

Finalmente y como ya veremos, la ubicación de este sistema con respecto a los ya existentes se complicará de tal forma que este escrito no recogerá todos los estudios y modificaciones oportunas para dejar integrado el equipo. Lo veremos al final de este capítulo.

## 2.2 Metodología

Generaremos un archivo .Catpart para cada una de las partes, para luego mediante el módulo de Assembly Design, montar un .Catproduct que será el montaje de nuestra instalación.

Hay que tener en cuenta que este estudio se realiza principalmente con el propósito de búsqueda de interferencias entre los sistemas, por lo que el modelo no contendrá cada uno de los detalles de diseño que realmente se incorporan en las piezas.

A la hora de modificar los diseños en los que existan interferencias, obteniendo como resultado una nueva ruta, debemos entonces generar un sólido a partir de las superficies diseñadas. En el caso particular de las tuberías, en las cuales se necesita dar un espesor determinado, la superficie generada la convertiremos en un sólido con sus características conforme a la aplicación que tengan éstas. El módulo PART DESIGN es el encargado de generar el .CatPart (sólido) de cada pieza.

Aquí podemos ver una imagen de las pantallas que nos posibilitan el acceso para generar este tipo de archivos:

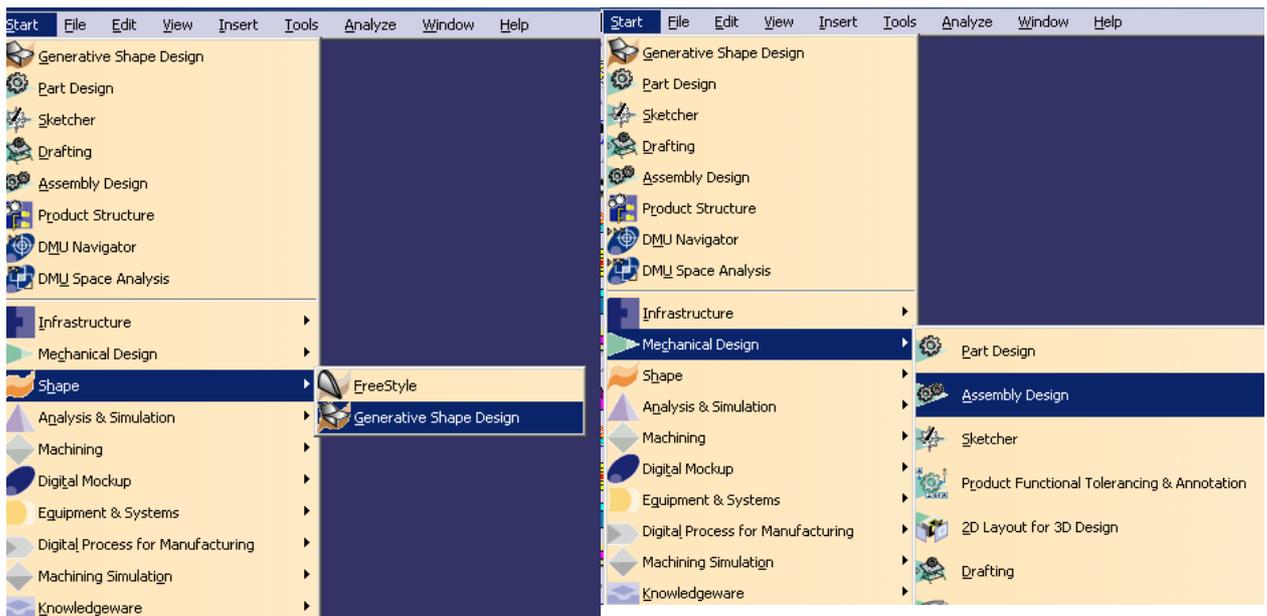


Ilustración 6 Entorno Catia V5 r17

### 2.3 Diseño de partes.

En este apartado vamos a mostrar los pasos que seguimos para modelar el conjunto de los componentes. Inicialmente daremos unas pautas a seguir que serán generales para todo diseño CATIA y posteriormente, indicaremos funciones del programa según vaya apareciendo la necesidad de utilizarlas. La forma de utilizar estas funciones no la incluiremos, ya que se pueden consultar en el manual de usuario que se adjunta en el software Catia v5 r16.

#### Definición espacial por puntos:

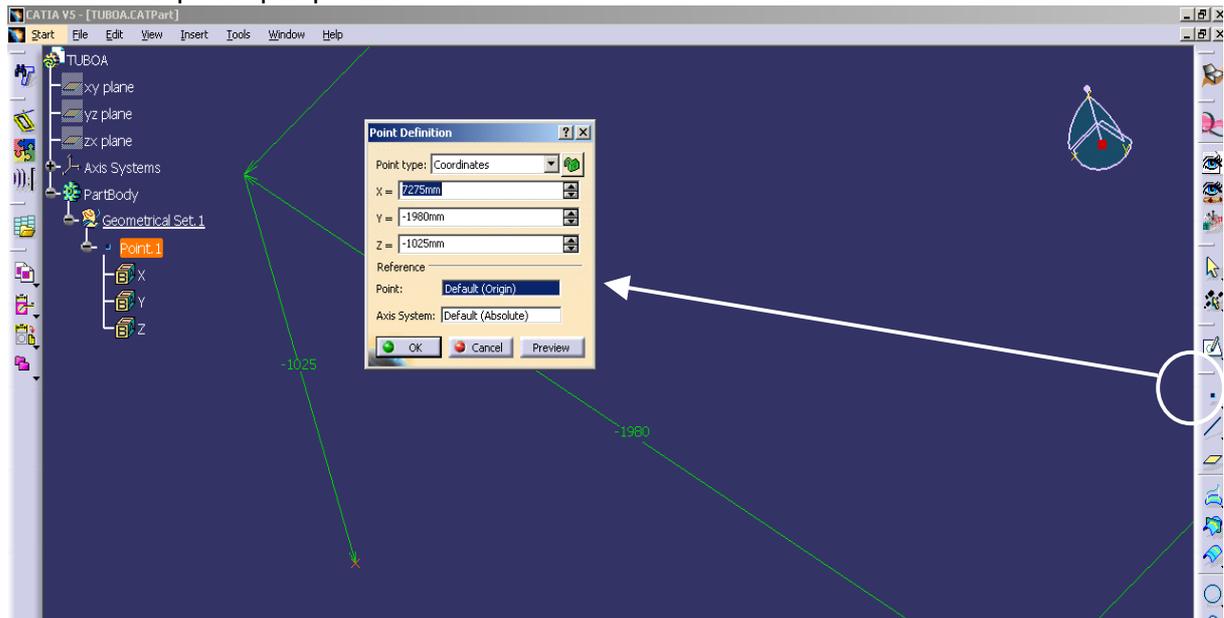


Ilustración 7 Definición espacial por puntos

Reiteramos la misma operación para los sucesivos puntos de referencia.

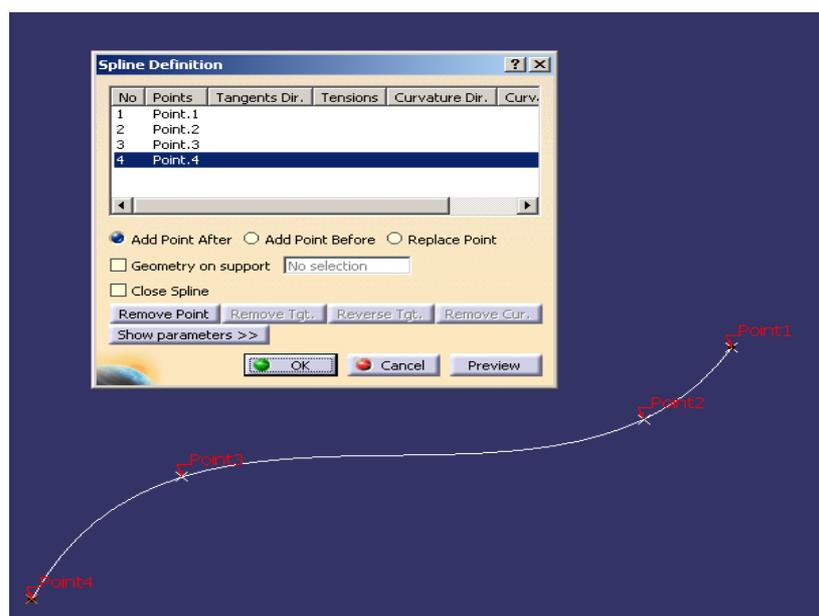


Ilustración 8 Definición de guía para barrido de sección

Unimos los puntos con una línea (spline) que nos servirá de guía a la hora de hacer los barridos de la superficie. Definimos la sección del tubo mediante una circunferencia: Para dibujar una circunferencia necesitamos: un centro, un radio y un soporte que nos defina con respecto a qué plano del espacio queremos dibujarla. Creamos el plano 1, que contenga a tres puntos de referencia del tubo y posteriormente el soporte será otro plano perpendicular a este.

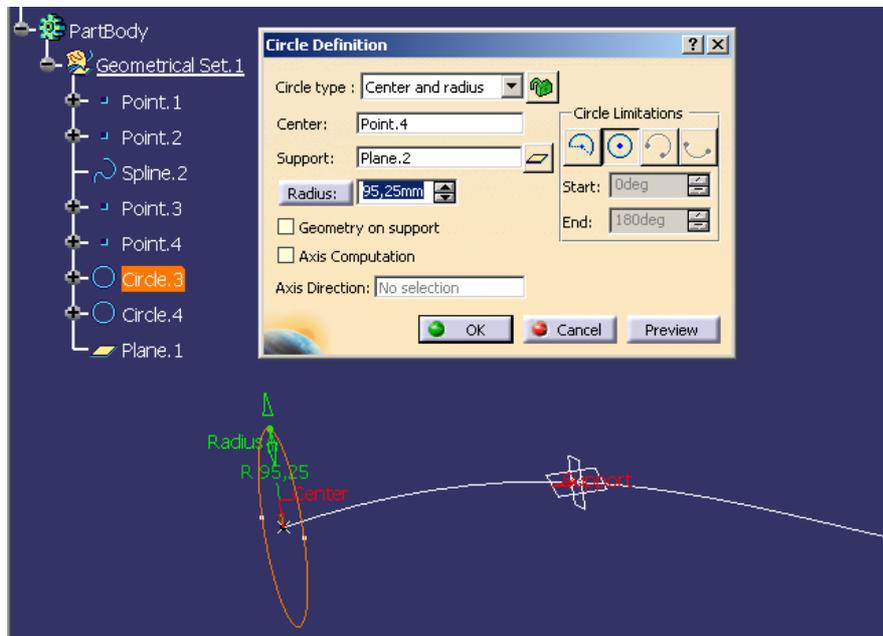


Ilustración 9 Barrido de línea guía

Definimos la superficie del tubo mediante MULTI-SECTIONS SURFACES, podríamos hacerlo mediante la función SWEPT, que sólo necesita una sección y la spline, pero de esta forma nos aseguramos que los extremos del tubo sean paralelos, ya que están vinculados al mismo soporte. Con esto conseguimos que a orientación de la entrada-salida, sea la que nosotros buscamos.

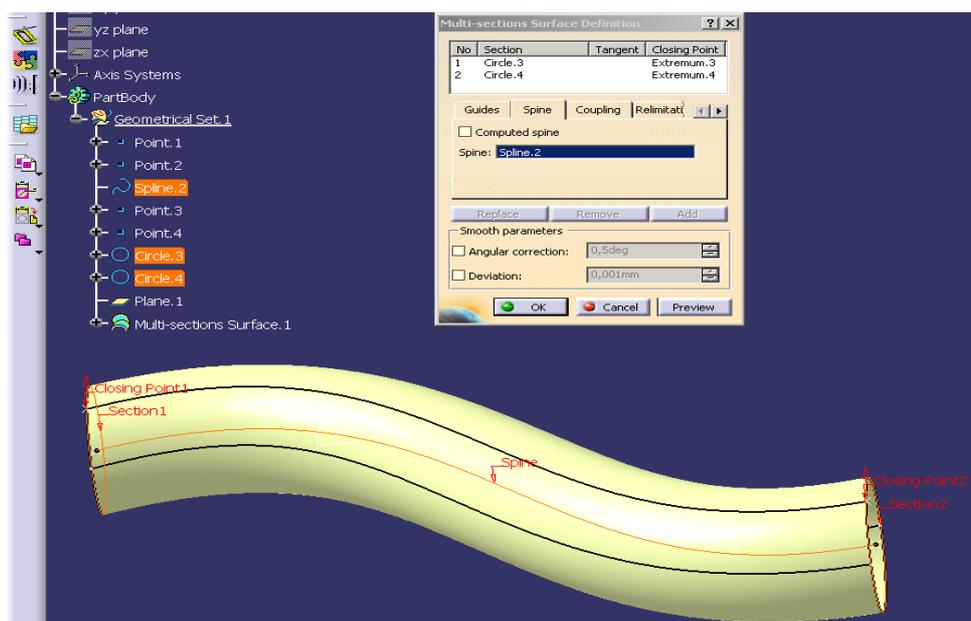


Ilustración 10 Barrido de sección por guía

De esta forma ya tendríamos el primer tubo, posicionado en el punto del espacio según nos indican en los planos que lo contienen.

Como la metodología es la misma para cada una de las rutas, no vamos a repetir todo el proceso, seguiremos entonces la misma dinámica de diseño:

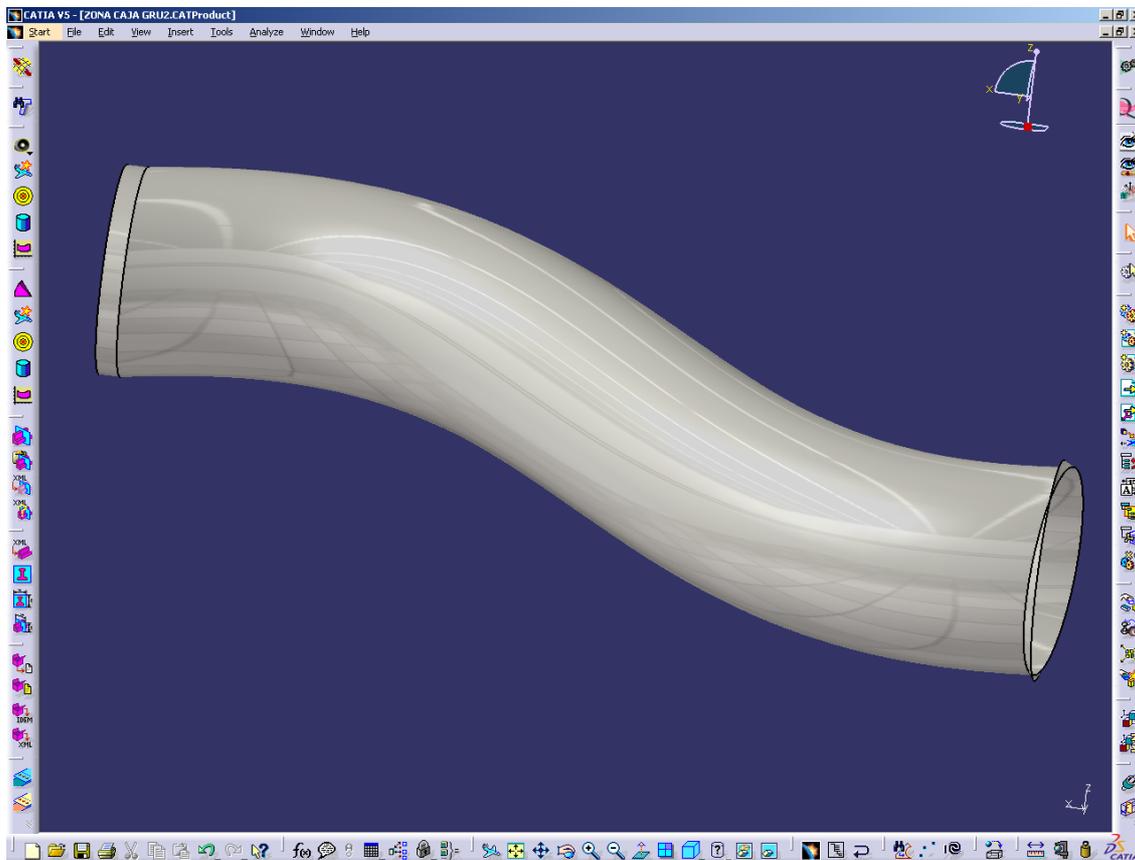
- Definición de puntos de referencia
- Línea guía o Spline
- Definición de la sección, teniendo en cuenta que necesitamos un soporte donde apoyar la circunferencia, su centro y su radio
- Creamos una superficie que contemple las dos secciones y su guía. Si no hay cambio de sección a lo largo de la guía utilizaremos la función SWEPT, si por el contrario no se conserva la sección, la definiremos mediante MULTI-SECTIONS SURFACES y si la guía es simplemente un alargamiento recto de longitud definida, la función ESTRUDE.
- Finalmente, daremos una textura o renderizado de la superficie particular, para identificar las rutas dentro del modelo 3D del A330-200 con mayor facilidad.

Para las referencias puntuales de las rutas de cada tubo se facilitan las coordenadas (X,Y,Z) de cada punto, tanto en los planos individuales, como en el plano de conjunto (F21211568\_A00\_002) a introducir directamente mediante la función POINT.

Hemos separado las rutas a modelar en cuatro partes según su independencia en los planos y posteriormente cada pieza por separado. Se adjunta un Anexo de planos de cada una de las piezas y montajes de conjunto utilizados en el modelado.

### 2.3.1 Tubo A

*Nombre del fichero: PartA.CATPart (Tomado como ejemplo para los demás)*



*Ilustración 11 Tubo A*

### 2.3.2 Tubo B

Nombre del fichero: PartF.CATPart

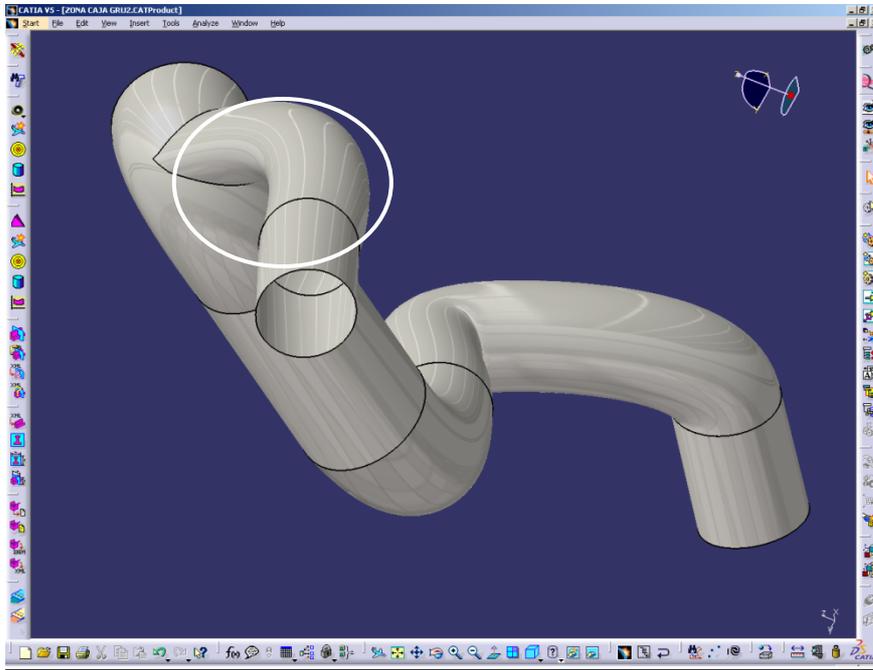


Ilustración 12 Tubo B.1

Este tubo tiene la particularidad de ser resultado de una operación de unión de 2 tubos, como se puede comprobar en la imagen anterior, tiene una inserción en la parte superior del tubo principal. Lo señalamos con una circunferencia en la imagen anterior.

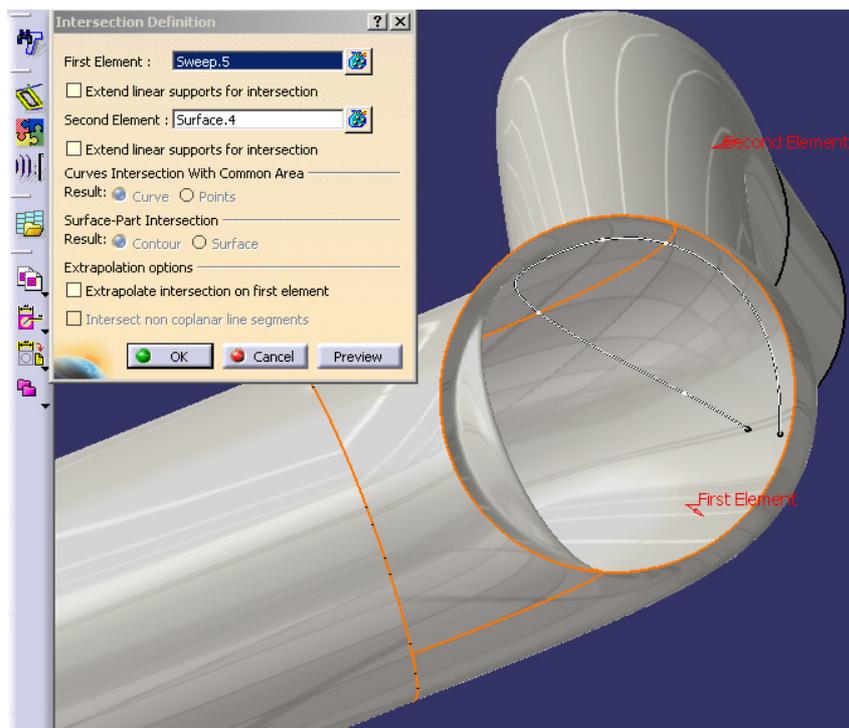


Ilustración 13. Tubo B.2

En la operación anterior, se puede ver como el tubo de diámetro inferior intercepta al enlace, marcamos su línea de intersección con la función INTERSECTION DEFINITION. Para unificar estas dos rutas utilizaremos la función SPLIT, que nos cortará y unirá los dos tubos por la línea de intersección, previamente definida.

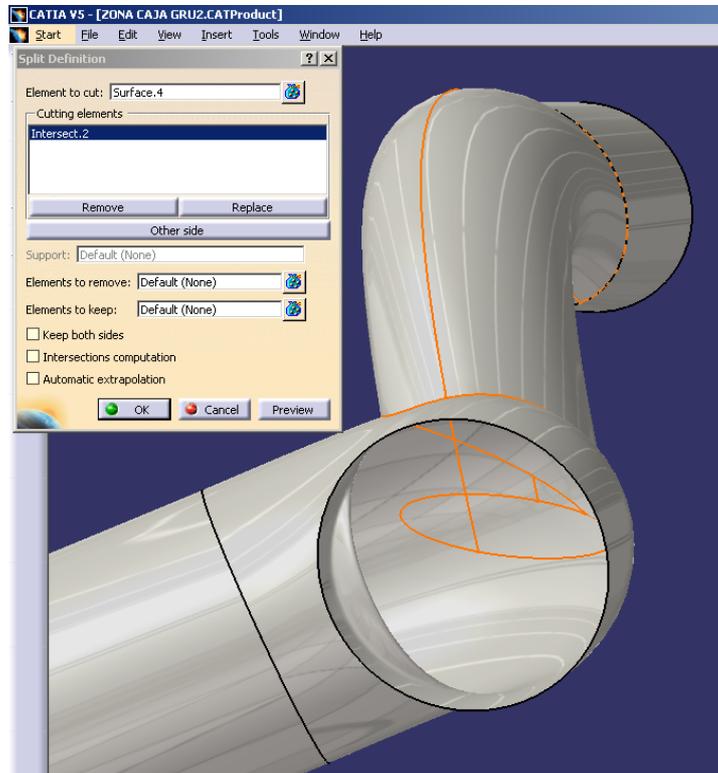


Ilustración 14 Tubo B.3

#### Notas:

- A principio y fin de las rutas que no tenga entradas perpendiculares a los tubos, tenemos que definir el plano de soporte o apoyo de la sección de salida, de forma que tengamos la salida o entrada orientada correctamente hacia su sección de enlace.
- Hay que tener cuidado con la curvatura de las splines, provoca problemas de falta de espacio para el giro del tubo, recordemos que estamos barriendo una sección a lo largo de una guía, y la sección puede “estorbarse” a la hora de girar sobre si misma. Para solucionar este problema, los tubos complicados los hemos dividido en secciones, uniéndolas posteriormente.

### 2.3.3 Tubo C

Nombre del fichero: tuboC.CATPart

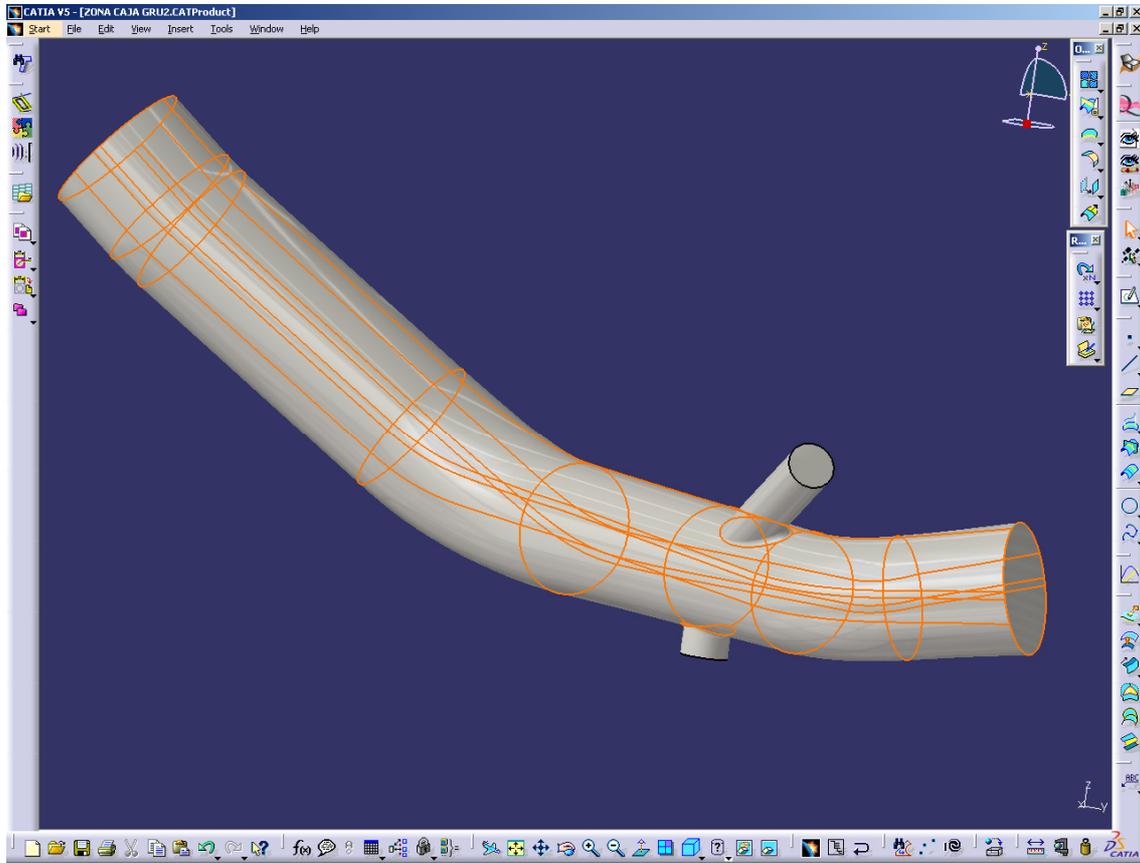


Ilustración 15 Tubo C.1

Este es un ejemplo de tubo definido por diferentes secciones, como se pueden ver se ha marcado las referencias tomadas para su barrido. También hay dos salidas anexadas al principal, una de aire (la superior) y una de drenaje de agua condensada en el inferior.

### 2.3.4 Tubo de enlace salida

*Nombre de fichero: PartT.CATPart*

Para este tubo es particularmente complicado hacer los barridos de las secciones dado sus dos codos enlazados y girados sobre un eje. A parte de los puntos de referencia obtenidos en planos, hemos necesitado puntos auxiliares y planos soporte para cada uno de los extremos.

El ángulo de los codos viene determinado por:

- La salida a 90º de la caja del GRU
- Giro a 90º sobre el eje z del avión
- El ángulo que toma el fuselaje a esa altura entre las cuadernas FR17 y FR18, dado que enlaza con el soporte del SKIN VALVE

Por lo demás, todo se desarrolla igual que en los anteriores.

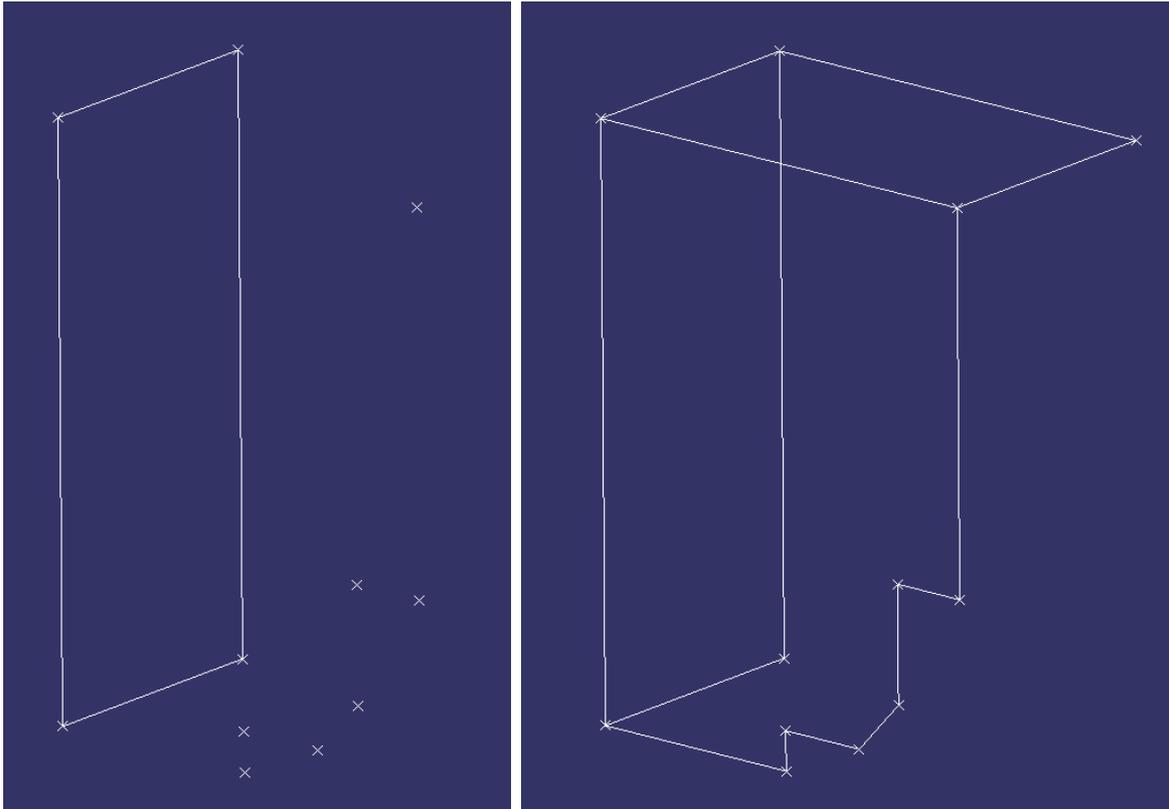


*Ilustración 16 Tubo enlace*

### 2.3.5 Carcasa y soportación

*Nombre de fichero: GRU.CATPart*

Consultando los planos (F21211035\_L00\_001) que contienen la estructura de la carcasa del GRU, definiremos una estructura de alambres, previamente definidos los puntos de referencia, que más tarde conformará la superficie paralelepípeda de la carcasa. Como no es objeto del estudio, no nos centraremos en un diseño detallado de los componentes del GRU, tales como compresor, manguitos de drenaje, caja de control....partes que mencionamos en el bloque anterior. Empezamos por la carcasa:



*Ilustración 17 Estructura de alambres carcasa*

No es necesario que tengamos la estructura completa en líneas, como es simétrica, podemos “barrer” a lo largo de una guía un conjunto de líneas, dándonos como resultado las superficies laterales (por ejemplo) Lo vemos:

Aquí mostramos como mediante un profile (conjunto de líneas) y una guía (guide), podemos utilizar la función SWEPT (barrer) y tener como resultado una superficie.

Para finalizar, con el diseño previo de la carcasa, rellenaremos mediante la función FILL, asociando los contornos vacíos que nos interesen. Este comando nos pide que introduzcamos cuales son los contornos de nuestra superficie, debemos marcar líneas que lo delimiten.

Lo mostramos,

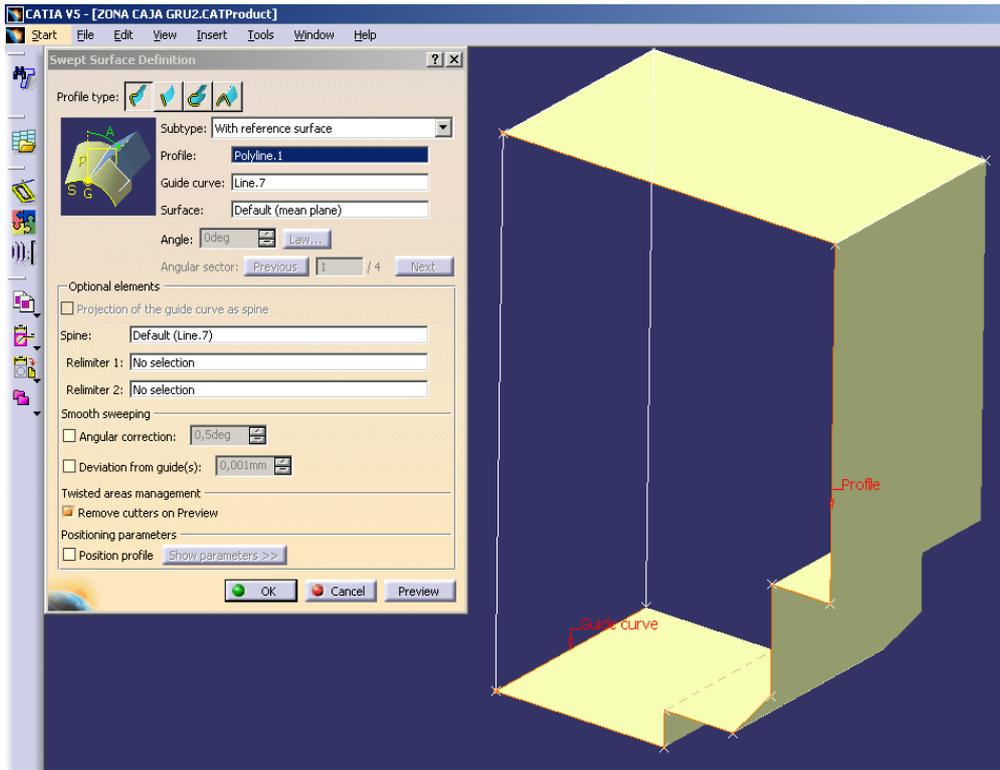


Ilustración 19 Carcasa .1

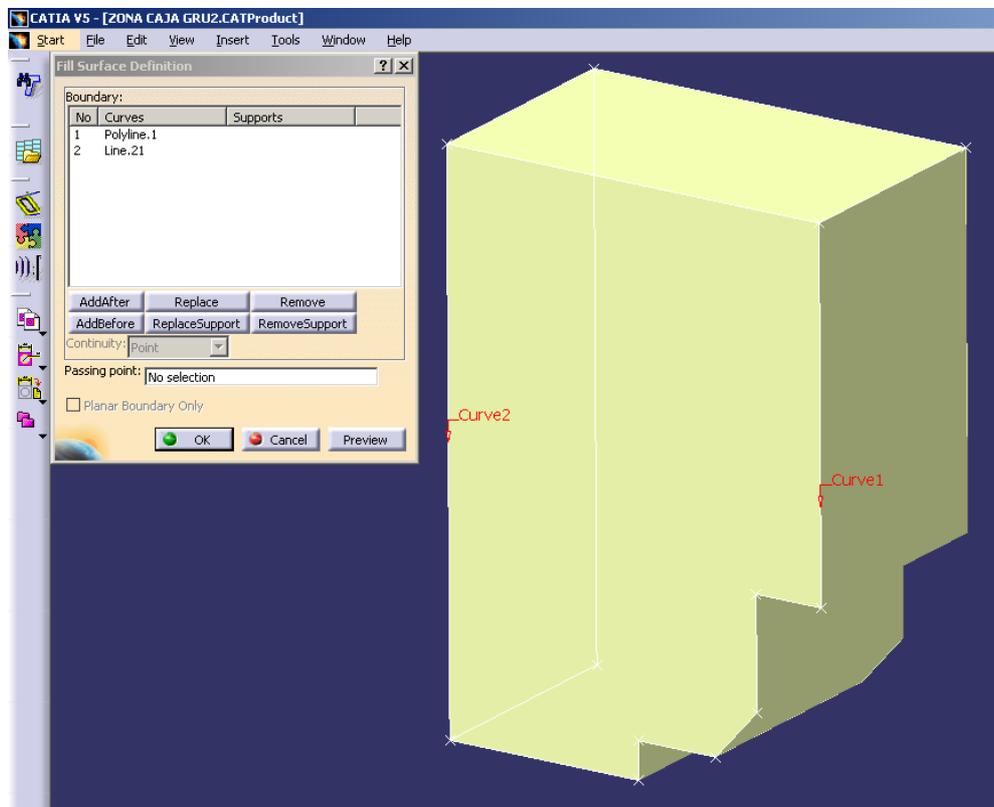


Ilustración 18 Carcasa .2

Vamos a crear las entradas de los tubos a la caja, definiendo circunferencias de sección y centro como nos indique la documentación.

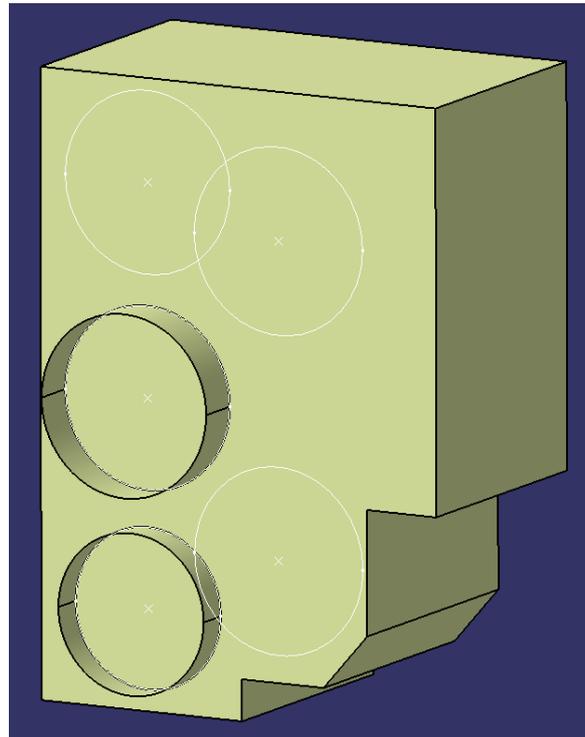


Ilustración 20 Carcasa .3

Creamos los bordes de acoplamiento de los tubos mediante la función ESTRUDE con dirección perpendicular a los laterales. Estos acoplamientos suelen ir acompañados de juntas tipo ORING, para un sellado de la instalación. Necesitamos hacer una operación de corte (SPLIT) para generar la carcasa con entradas – salidas circulares. Tomaremos como soporte de corte las circunferencias.

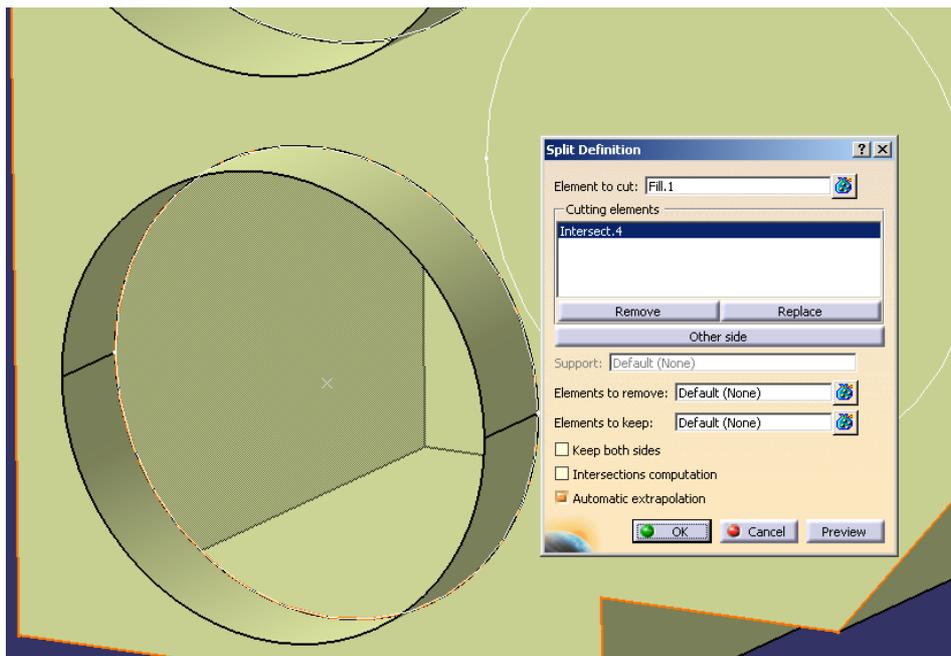


Ilustración 21 Carcasa .4

Este procedimiento lo tomaremos con los cuatro agujeros a practicar. Posteriormente y de igual forma, mediante FILL, generaremos la tapa superior de la caja, identificada en la documentación. Para finalizar con ella, le daremos un renderizado para diferenciarlo mejor cuando lo montemos en la instalación general.

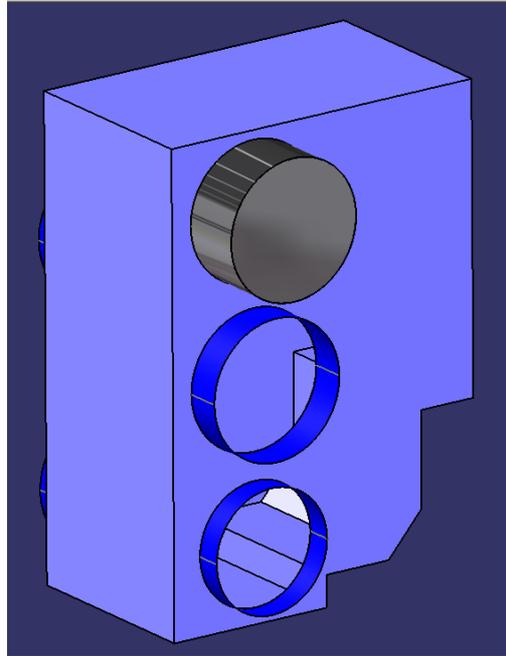


Ilustración 22 Carcasa .5

Con respecto al soporte del conjunto, consultando los planos F21211049, F21211036, F21211149, F21211515 y F25210006 tendremos referencias para posicionarlo entre las cuadernas FR17 y FR19. El procedimiento y funciones que ya hemos utilizado anteriormente, definimos puntos y a partir de ellos estructuras de alambre que luego rellenamos para generar la superficie.

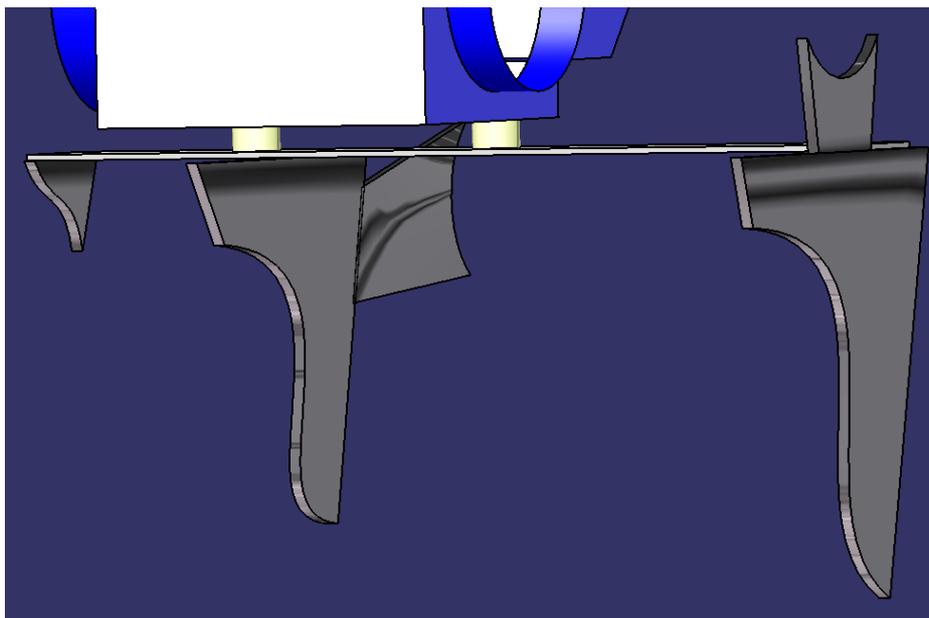


Ilustración 23 Soportación

Las curvas de los soportes son splines, definidas por los puntos. Como los soportes no son problemáticos, es decir, no interfiere ninguna instalación fluida por la zona en la que están montados, no vamos a prestar demasiada atención al detalle de estos, además de que tienen varios agujeros por los que pasan los mazos (únicos que provocan posibles interferencias)

### 2.3.6 Barras de fijación

*(Del equipo GRU a las cuadernas)*

Como hemos dicho anteriormente no es motivo de este estudio un diseño “exacto” de las piezas, por ahora nos interesa ver su volumen, dirección e interacción con los sistemas. Más adelante veremos que sí será necesario un diseño más completo de una de estas barras.

Basándonos en el plano F21211035, las barras con ítems 4, 5 y 6 son las encargadas de fijar el conjunto a las cuadernas. Definimos los puntos de anclaje con los datos del plano del conjunto y las extendemos las longitudes de sus planos.

Realizaremos las mismas operaciones para cada barra, previamente estimamos las dimensiones del soporte donde irán anclados los forkes en las rótulas de las barras. Mediante una MULTI-SECTIONS DEFINITION, dándole la sección adecuada a la barra y con la dirección de su guía, generamos la superficie.

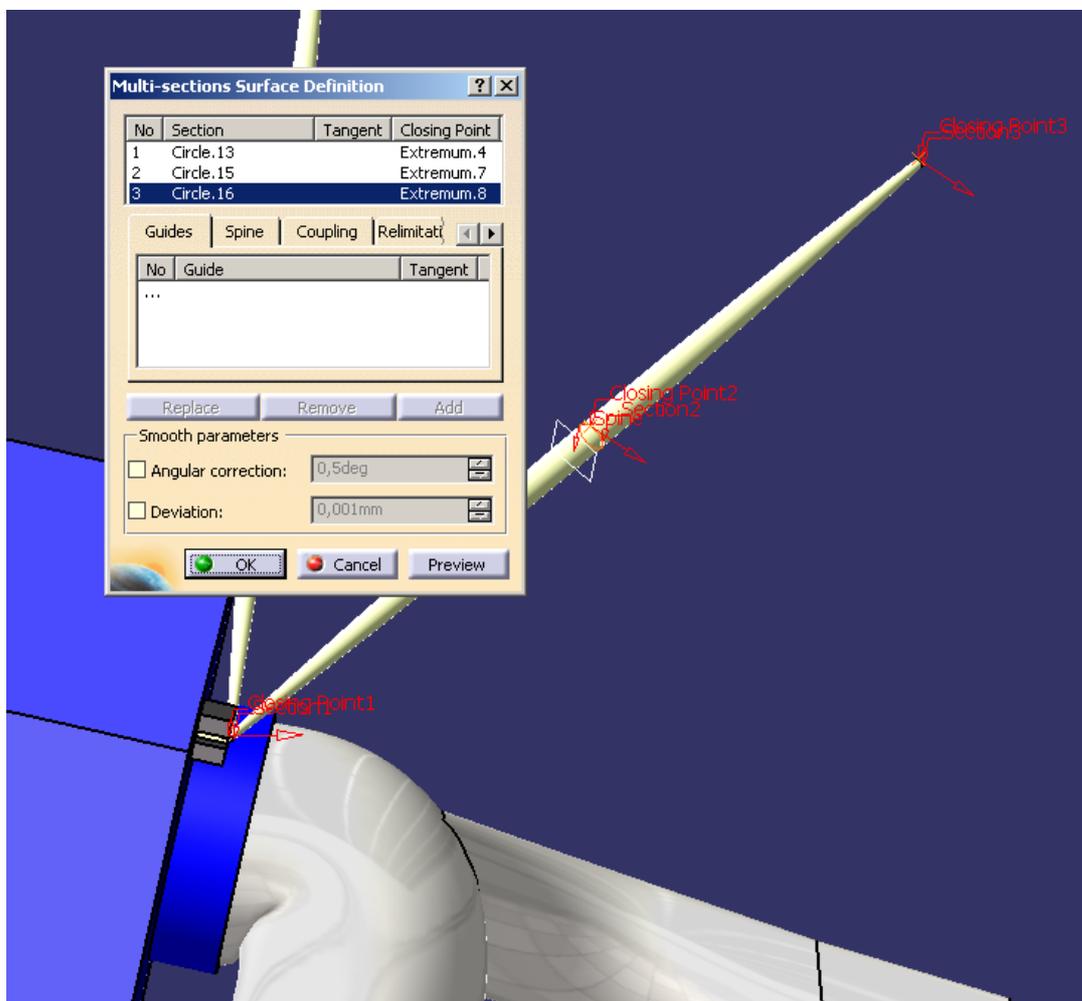


Ilustración 24 Barras de fijación

### 2.3.7 Soporte de válvula Skin Valve

Consultamos el plano F21211113 el cual contiene información acerca de la posición de los larguerillos entre los que está instalado (STR = Stringer) y de los extremos superior e inferior del soporte, los definirán inicialmente dos puntos.

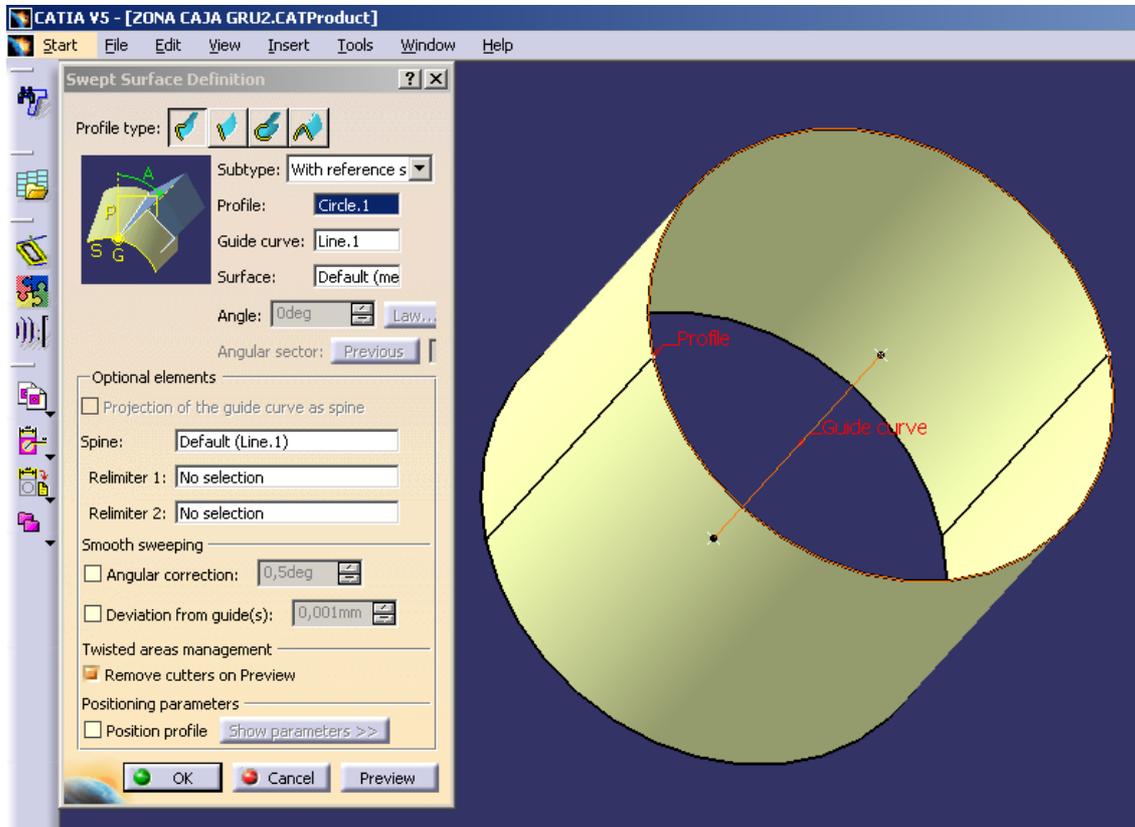


Ilustración 25 Soporte Skin Valve .1

Creamos una línea guía y posteriormente la circunferencia, con soporte perpendicular a la línea. La función SWEPT, termina de darnos la superficie de enlace con el tubo de salida del GRU.

Como sabemos donde debería ir situado, cogemos la referencia de los larguerillos y de las cuadernas FR17 y FR18. La válvula que va a ir instalada en su interior, es de tipo SKIN, es decir, directamente acoplada al fuselaje lateral de avión. Cogiendo un plano paralelo a este, tendremos la referencia de la base del soporte. Montamos el soporte en la maqueta 3D CATIA del avión, sección 12 izquierda inferior (S12BL) cargada desde la base de datos del Vault.

Los modelos de avión están cargados por secciones y cada una de estas dividida en zonas (BL, BR ML, MR,...) de forma que sea mucho más rápido que la carga en memoria de todo el modelo. En la memoria podemos trabajar con nuestros diseños sin modificar el fichero original, que solo es de lectura. Creamos un nuevo componente en la maqueta.

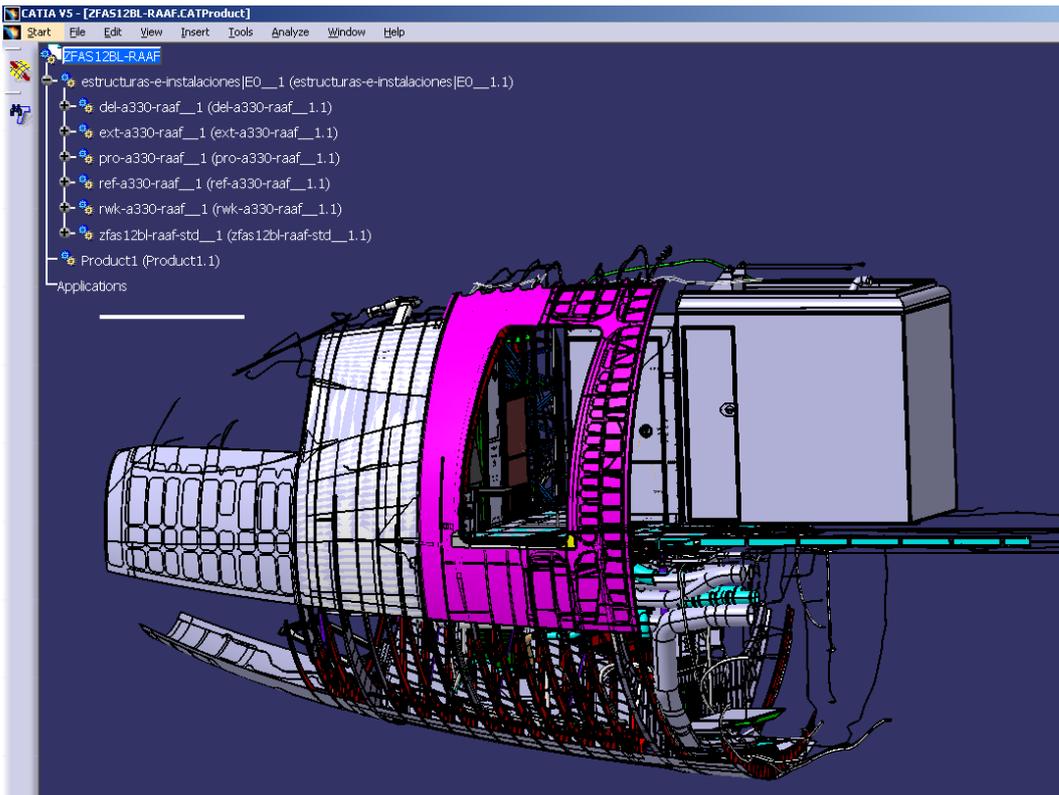


Ilustración 26 Vista general sección 12

Insertamos el soporte en la maqueta:

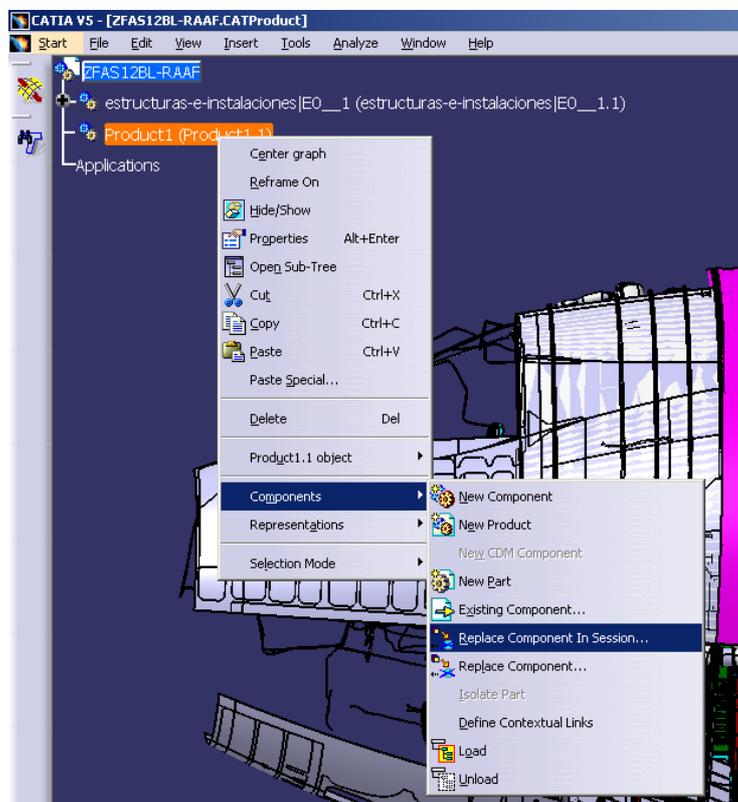


Ilustración 27 Vista general auxiliar

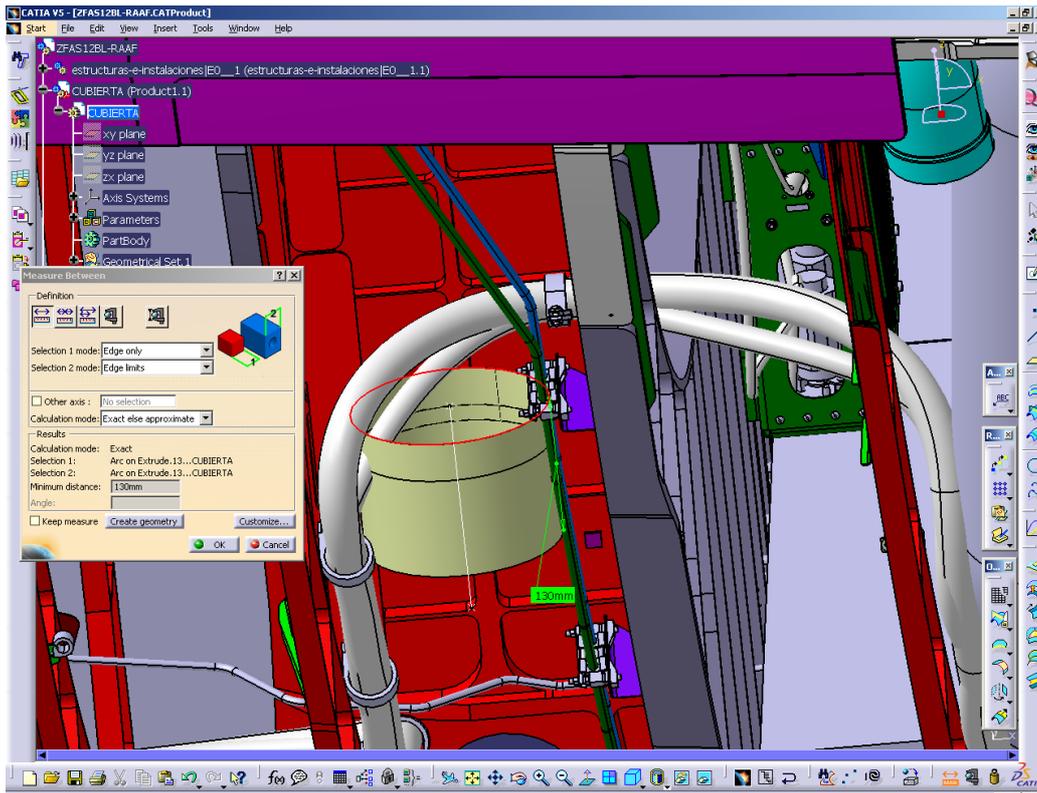


Ilustración 28 Montaje auxiliar para soporte

Una vez colocado el fichero CatPart del modelo, definimos en que plano en el debería estar la base de este, que como bien sabemos se fija en la fuselaje del avión. Buscamos un plano perpendicular a las cuerdas y por lo tanto contenido en el plano del fuselaje.

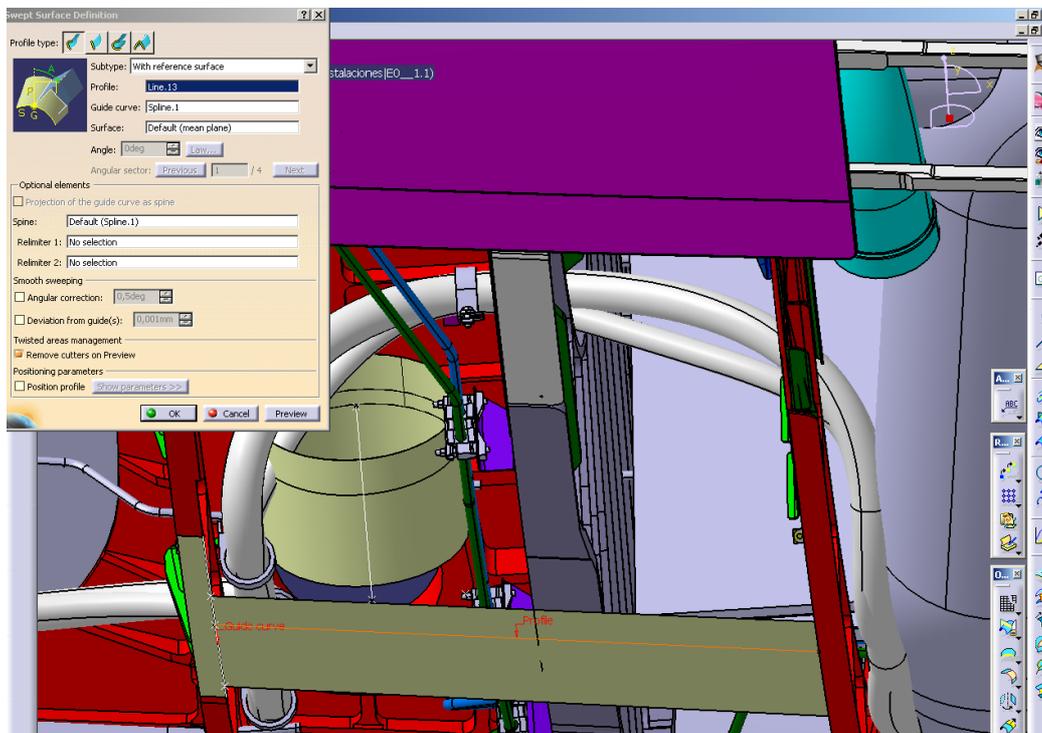
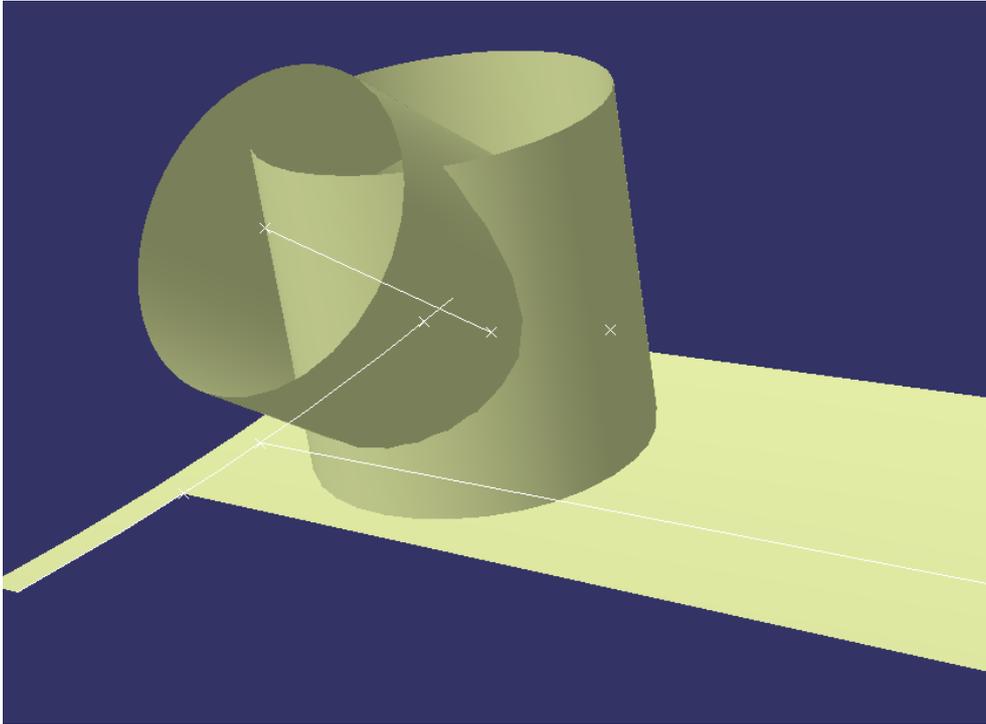


Ilustración 29 Soporte auxiliar .2

Definiendo previamente una línea a lo largo de la cuaderna FR16, y una línea guía entre las FR16 y FR18, mediante la función SWEPT definimos una referencia para posicionar el soporte en el fuselaje. A partir de este trazaremos el cilindro que contendrá a la válvula atornillada en su interior.

Para poder visualizarlo mejor, nos pasamos a la ventana de Catpart para continuar con el diseño.



*Ilustración 30. Soporte Skin Valve .2*

Este es el resultado. Para el cilindro base también utilizamos el mismo procedimiento, circunferencia de dimensiones según especificaciones y función EXTRUDE (extrusión del perfil) hasta una altura de 200 mm.

Vamos a combinar estas dos figuras, para obtener un cuerpo hueco y soldadas entre ellas. Para ello, con la función TRIM y como se puede ver en la figura siguiente, se seleccionan las zonas que deben permanecer soldadas y las partes que deben recortarse.

Posteriormente, vamos a unirle el apoyo remachable al fuselaje, con un diámetro de 250 mm, definimos una circunferencia exterior, rellenamos la corona circular con función FILL y extruimos (EXTRUDE) a lo largo de 5 mm dirección perpendicular a la chapa para darle un grosor de chapa.

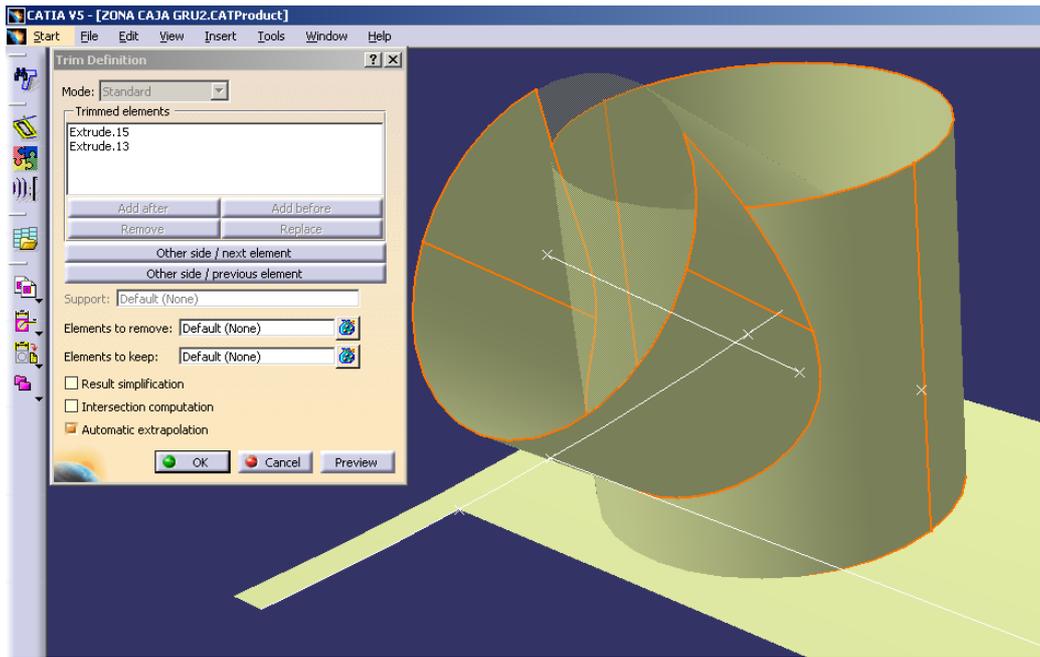


Ilustración 31 Soporte Skin Valve .3

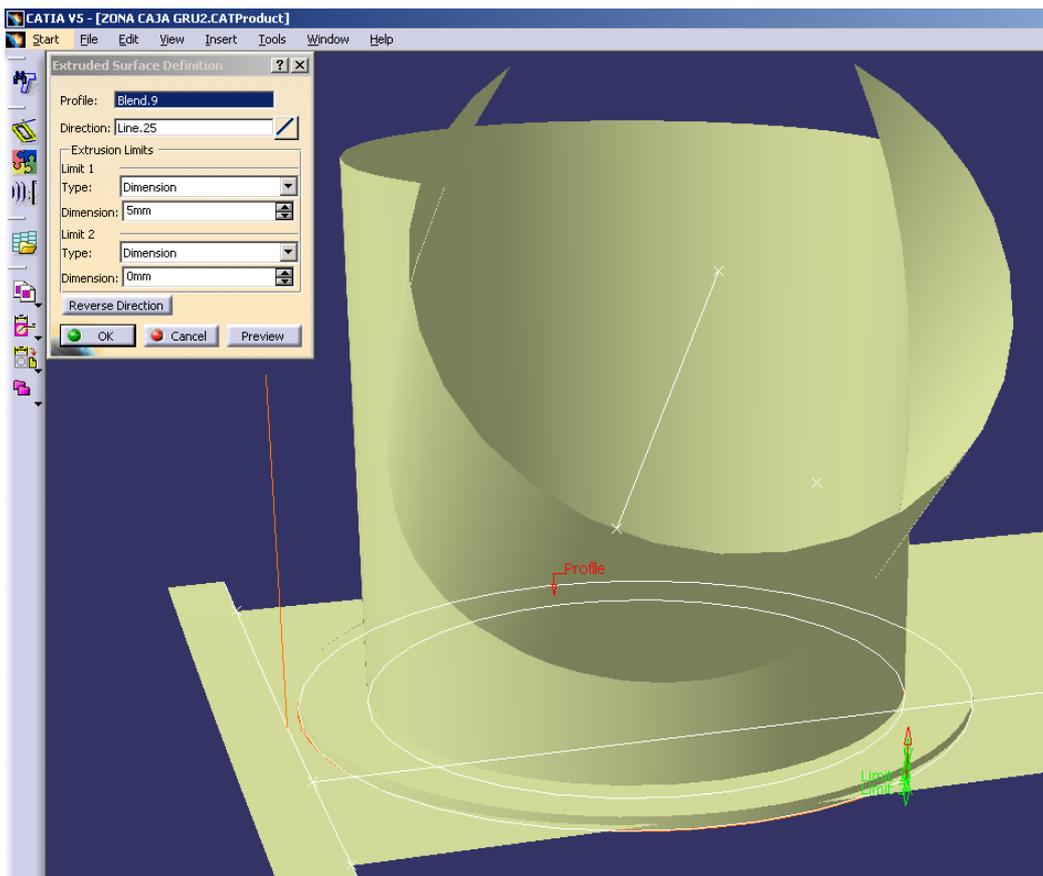


Ilustración 32 Soporte Skin Valve .4

Las líneas y superficies auxiliares las pasamos al NO SHOW, a líneas ocultas, para facilitar la visualización.

Vamos a cerrar el soporte, creamos un plano girado 20 ° con respecto a la horizontal, en el cual entramos con el SKETCHER y trazamos la geometría y la rellenamos con FILL, tal como mostramos:

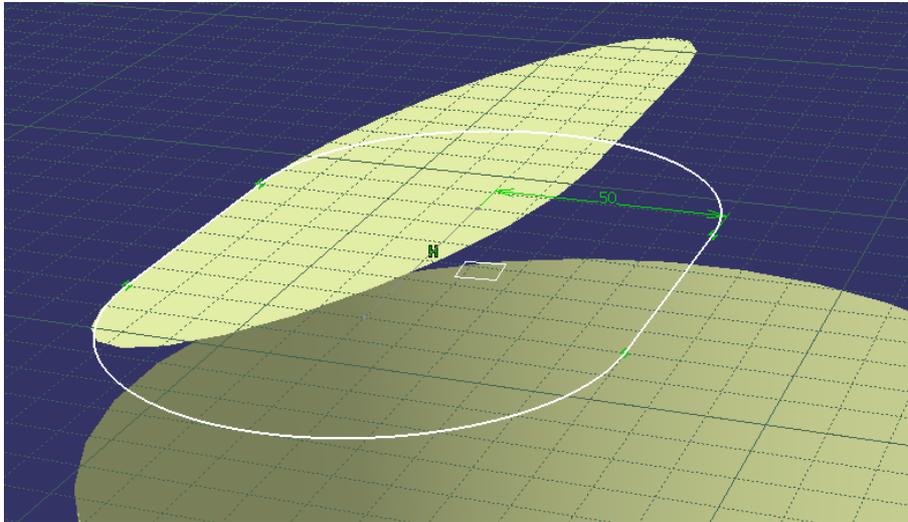


Ilustración 33. Soporte Skin Valve .5

Como se puede ver el sketcher, monta un mallado (GRID) sobre el plano, para facilitar el diseño en 2D. Este fuerza al puntero a posicionarse en puntos de la malla o si se prefiere en geometrías dibujadas con anterioridad, de forma que es difícil cometer errores si el plano de referencia está bien trazado.

Vamos a desensamblar el contorno generado, para tener límites de frontera independientes, de forma que Catia nos permita un relleno de superficies por partes. No podemos generar una única superficie que suelde esta parte superior con el cuerpo del soporte. La función DISASSEMBLE, es la apropiada para hacer esta operación.

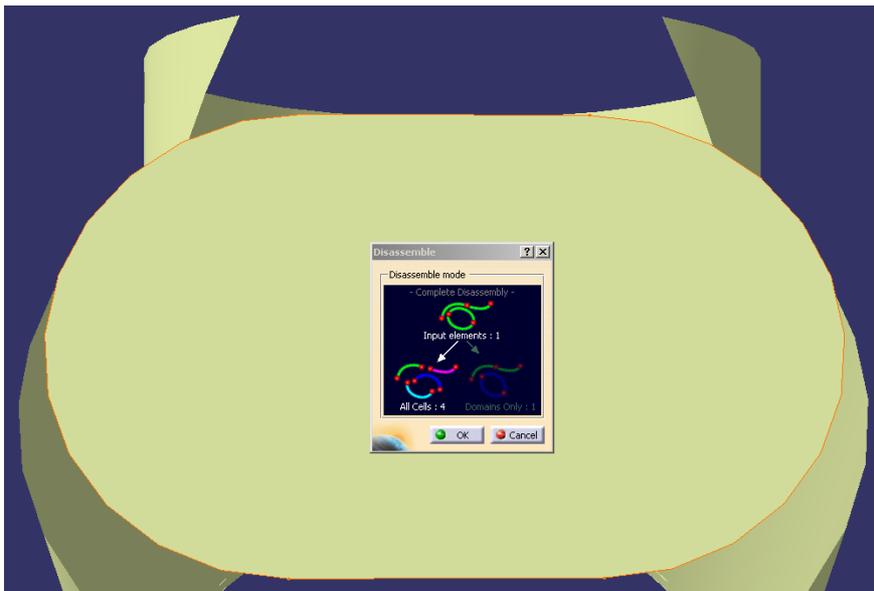


Ilustración 34 Soporte Skin Valve .6

Conseguimos 4 celdas o fronteras independientes, para conseguir unirlo, definimos cuatro puntos en la frontera de la base y con otras cuatro splines, unimos los puntos dos a dos, forzando tangencia en la parte inferior, para que sean unas superficies más suaves:

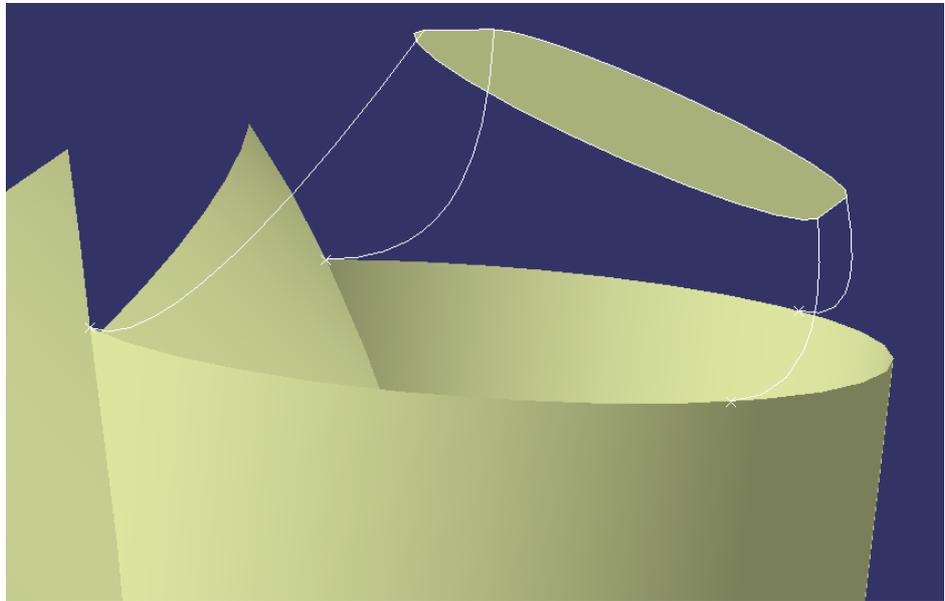


Ilustración 35 Soporte Skin Valve .7

Creamos unas fronteras (BOUNDARIES) independientes en la zona de soldadura, de forma que podamos atacarlas con superficies independientes. La función encargada lleva el nombre de BOUNDARY. Elegiremos qué límites nos interesan poner.

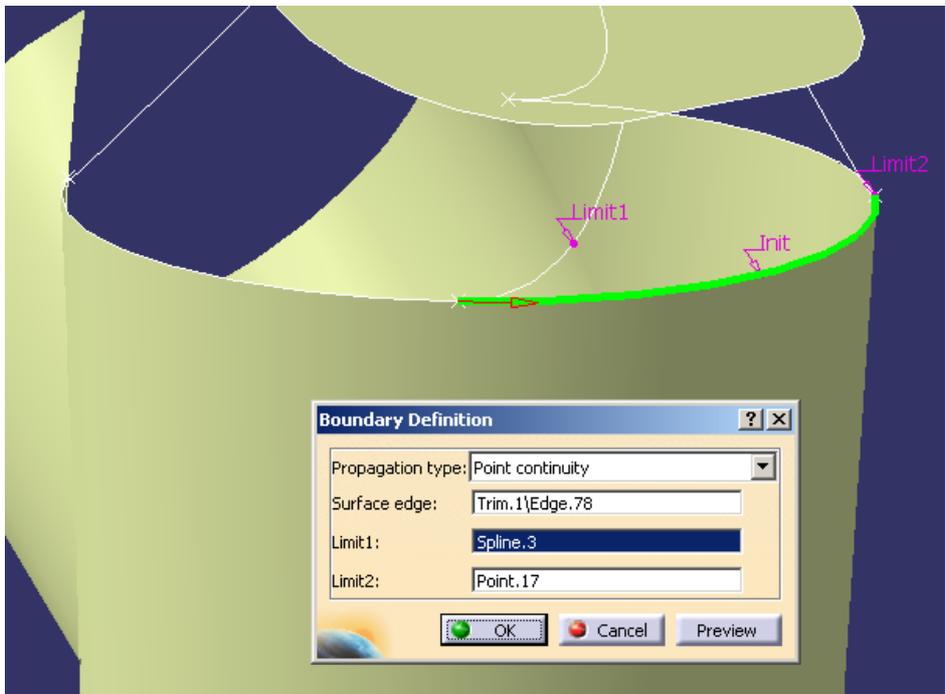


Ilustración 36 Soporte skin Valve .8

Esta es la forma de delimitar de forma personalizada los límites. Esta operación la realizaremos para las 3 zonas laterales.

Utilizando FILL, y marcando los límites específicos, generamos las superficies:

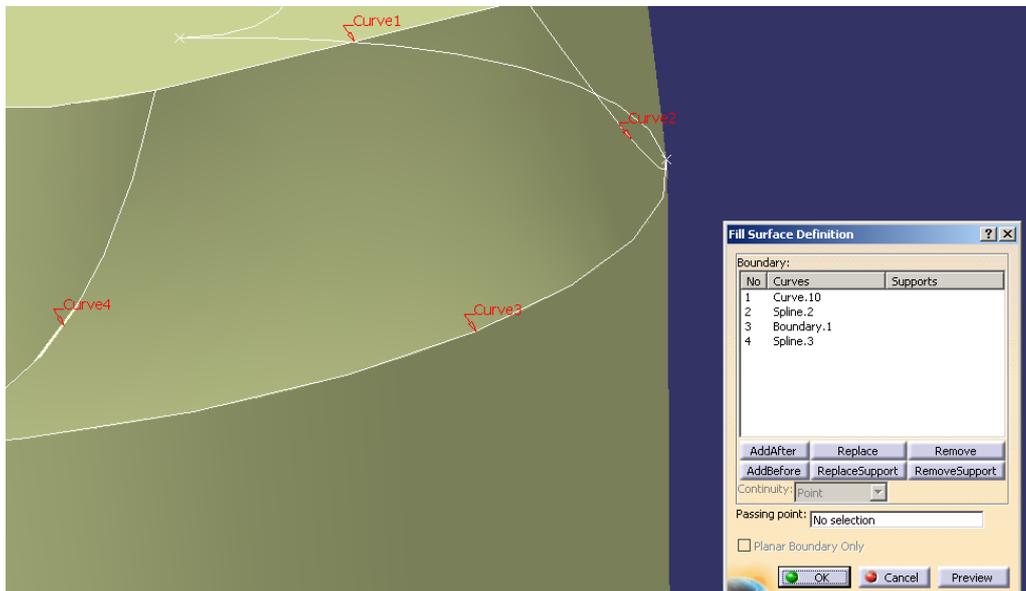


Ilustración 37 Soporte Skin Valve .9

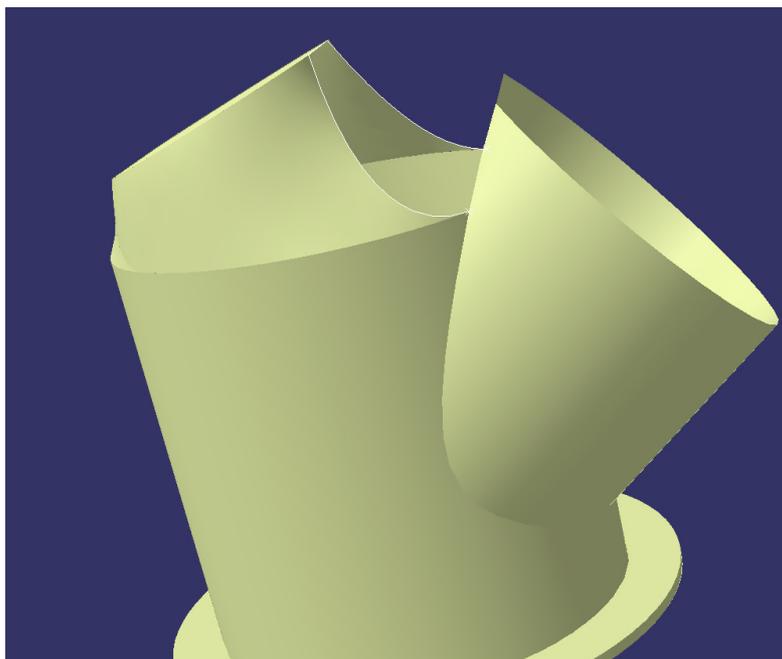


Ilustración 38 Soporte Skin Valve .10

Este es el resultado. Debemos generar las superficies frontales de forma similar, apoyándonos en boundaries o fronteras auxiliares.

Para finalizar, generaremos una superficie, que conecte con la tubería de salida del GRU. Dentro de estos conectores se suelen instalar juntas tipo O-RING para aislar posibles fugas.

El último detalle sería incorporar los 20 remaches que fijarían la válvula bajo el soporte y éste al fuselaje. Para ello, generaremos un único remache mediante ESTRUDE de un perfil circular, y un patrón PATTERN circular con referencia en el eje del soporte, se encargará de situar equidistantemente los demás remaches.

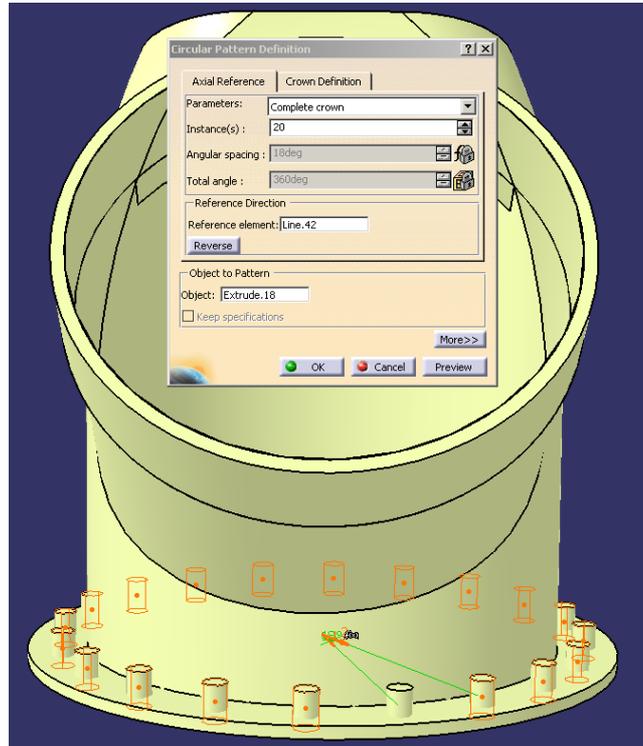


Ilustración 39 Soporte Skin Valve .11

Le aplicamos el material (Aluminio para el soporte y Acero para los tornillos) y el resultado es:

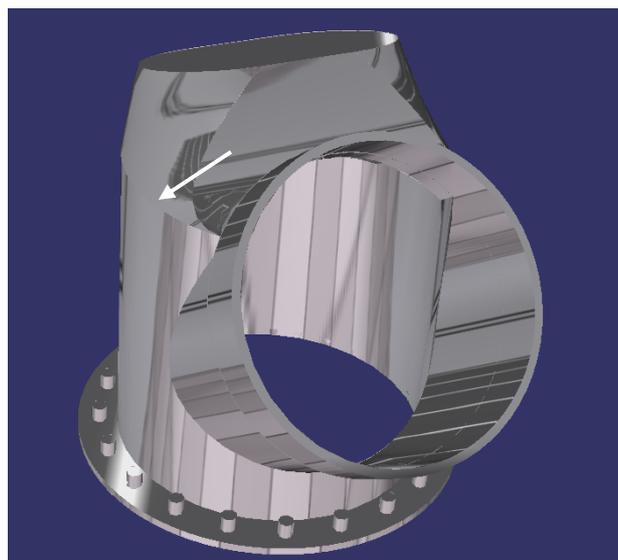


Ilustración 40 Soporte skin Valve .12

### 2.3.8 Sistemas auxiliares en el GRU

#### VENTILADOR.

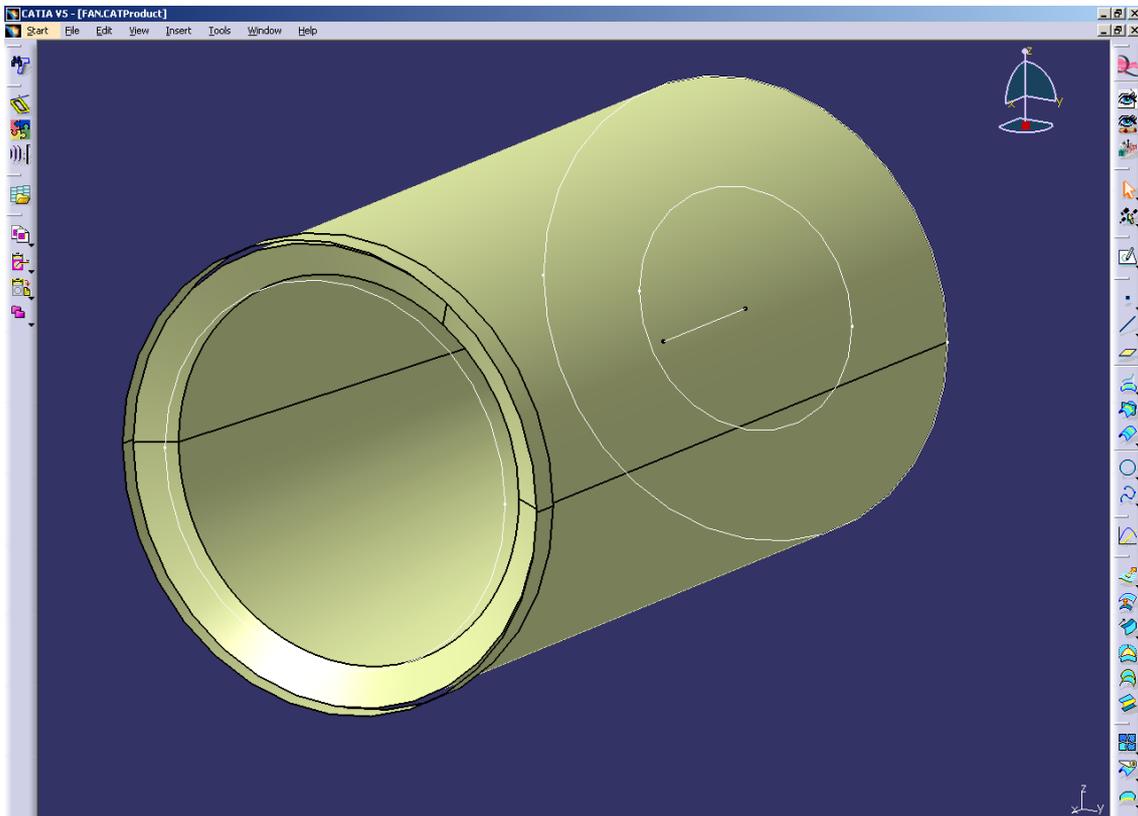
*Nombre del fichero: FAN.Catproduct*

Como hemos podido comprobar, del ventilador en sí, no tenemos planos Airbus. Nos pusimos en contacto con la empresa que lo suministra (Technofan) para que nos enviase las especificaciones de éste, con P/N: CE1716AA0. Le situaremos en la instalación con el F21211035 y los demás planos de conjunto.

Este modelo lo dividiremos en dos partes, también será un Catproduct, que constará de una carcasa y una hélice.

No vamos a modelarlo con todo detalle, ya que nuestra intención final es hacer un estudio de las interferencias con otros sistemas, con dimensionarlo correctamente bastaría. En el caso de la hélice, no entraremos tampoco en el diseño de los alabes con su correcto ángulo de ataque y parámetros de su arquitectura, por ahora.

#### CARCASA:



*Ilustración 41. Ventilador .1*

El modo de operación es el mismo de siempre, mediante una circunferencia de  $D=190\text{mm}$  creamos una extrusión de 300 mm de longitud. Para la parte interna, al ser un ventilador axial, el extremo de entrada es de diámetro superior que el de salida para suplir la posible pérdida de carga del filtro.

HÉLICE

Una vez definido el eje, mediante un cilindro, tenemos que tomar como referencia la superficie interior de la carcasa para el perfil axial externo del álabe. Trazamos unas líneas para generar cierta deflexión y obtener la superficie del álabe.

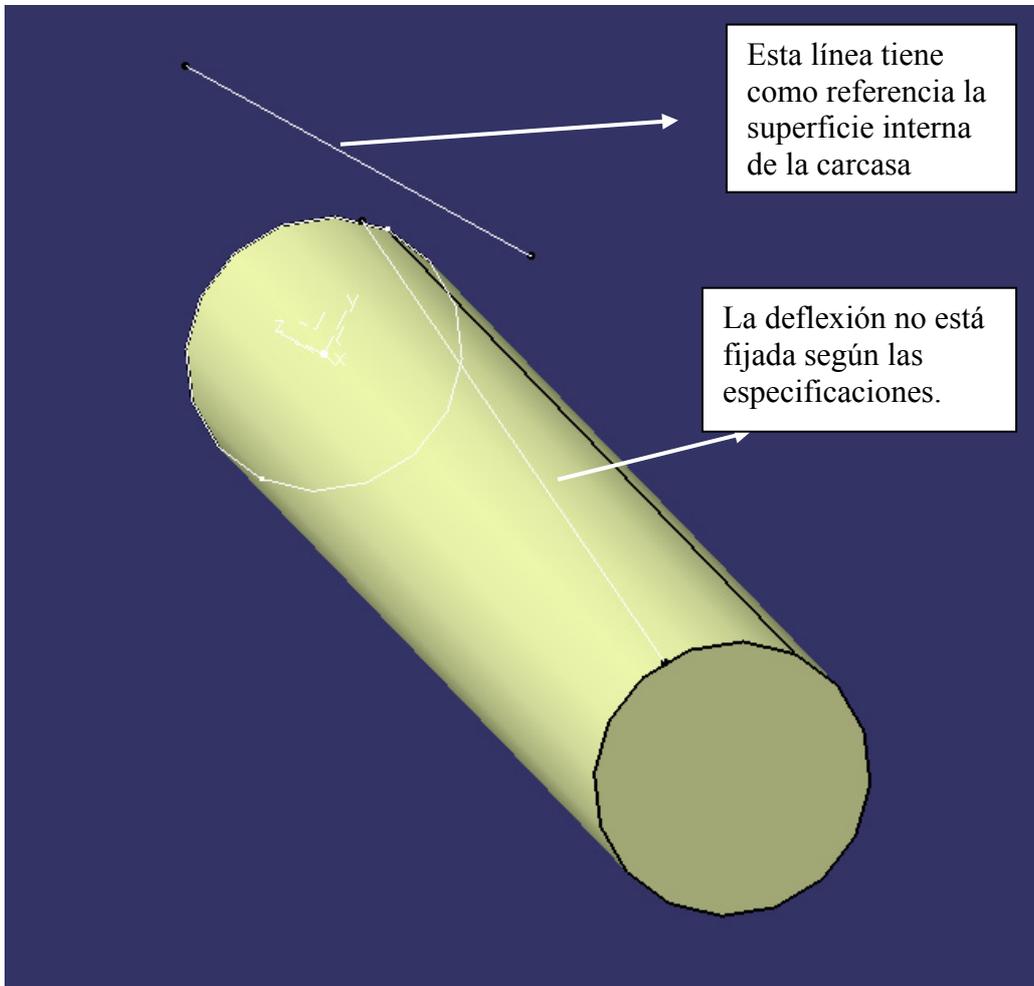


Ilustración 42 Ventilador .2

Con esto, unimos el espacio entre las líneas con BLEND y mediante un patrón circular, generamos los 12 álabes del rotor.

Los álabes en este caso estarían apoyados en la carcasa, vamos a aplicar un SCALING para disminuir su tamaño con respecto al eje de giro, para dejar un intersticio que le permita el giro.

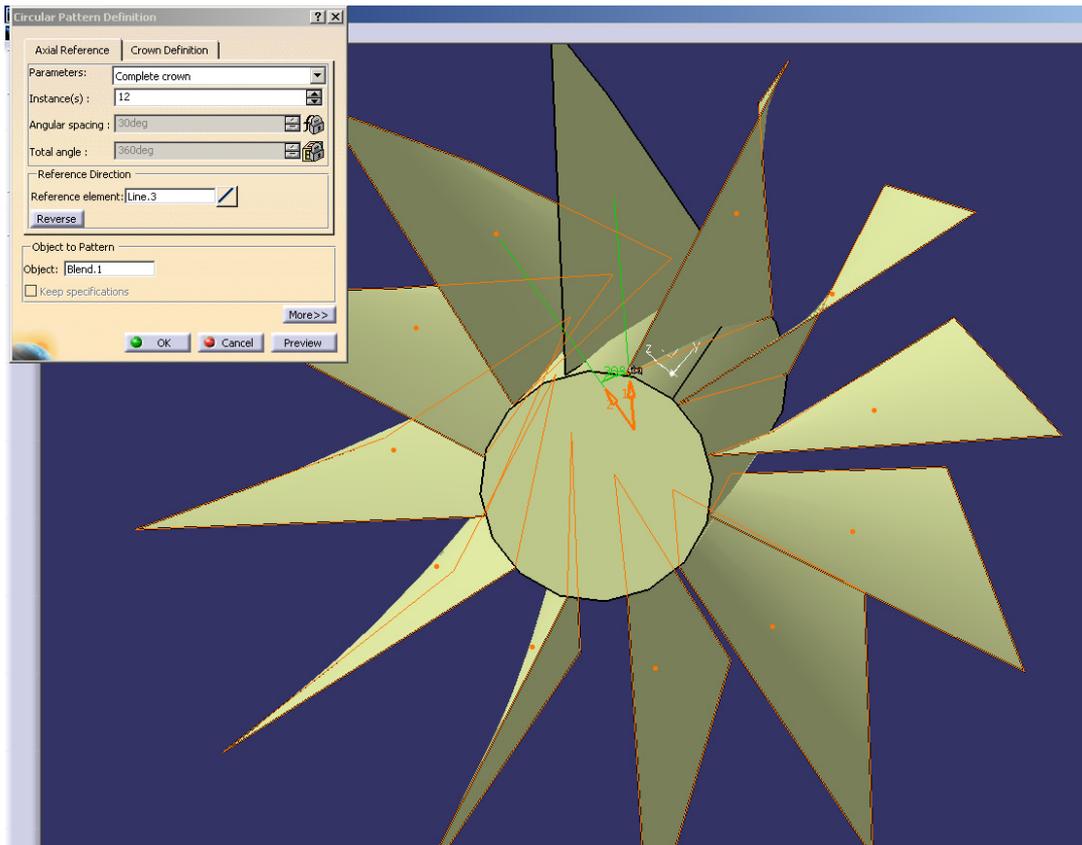


Ilustración 43 Ventilador .3

Vamos a darle un renderizado característico que le dé más realismo al ventilador. El resultado del montaje será:

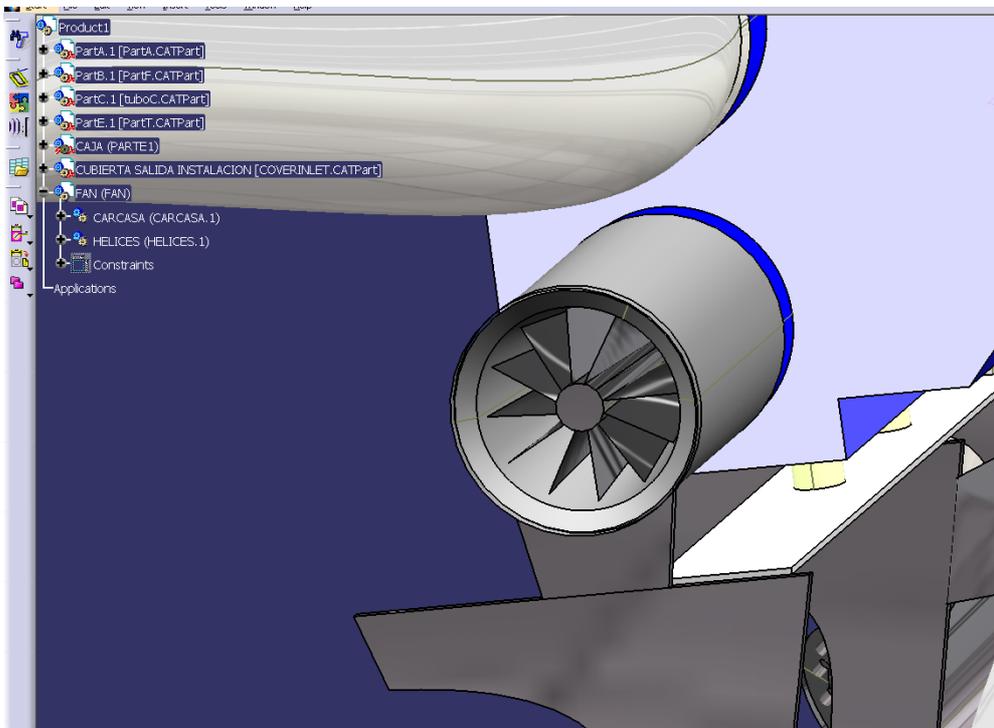


Ilustración 44. Montaje ventilador

Para finalizar, y desde el Catproduct, vamos a incorporar el filtro con número de plano: F00030021. Podemos ver que el plano F21211035 no se encuentra el filtro, pero si su ítem (2) La lista de partes nos lleva al plano mencionado el cual nos da las dimensiones de este.

### FILTRO

Nombre de archivo: FILTRO.CATPart

Cogemos la referencia del extremo del ventilador, definimos una circunferencia de  $D=195\text{mm}$  y realizaremos un primer ESTRUDE de 80 mm y posteriormente otro de 370mm y 245 mm de diámetro. La zona libre entre los dos cilindros la rellenamos con función FILL.

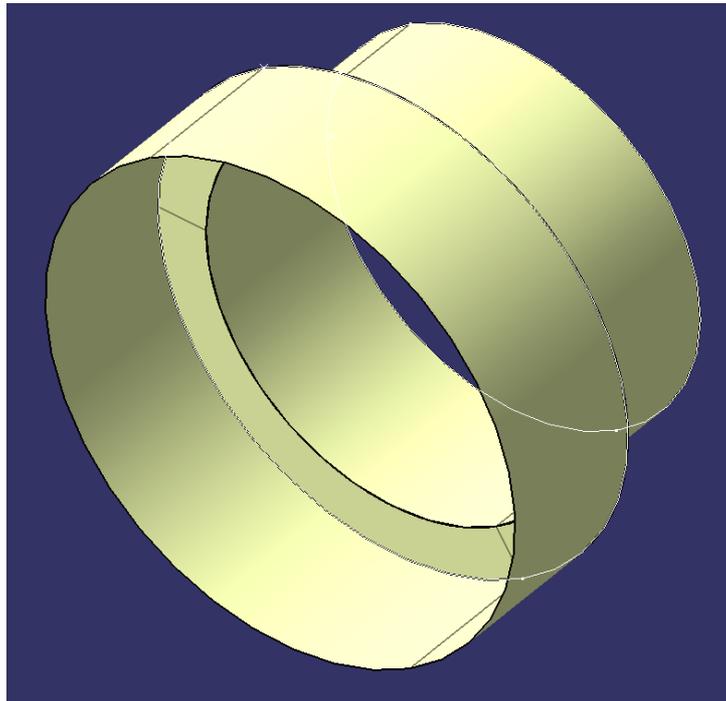


Ilustración 45 Filtro .1

Vamos a generar una rejilla por la cual el aire entra en el filtro. Definimos un punto en el extremo de la segunda extrusión, hacemos pasar una recta de longitud 245mm y le damos un grosor de 1mm.

Para generar la rejilla, vamos a apoyarnos en un patrón circular con eje de referencia el de los cilindros (eje x). Insertaremos 200 varillas igualmente repartidas a lo largo de la circunferencia.

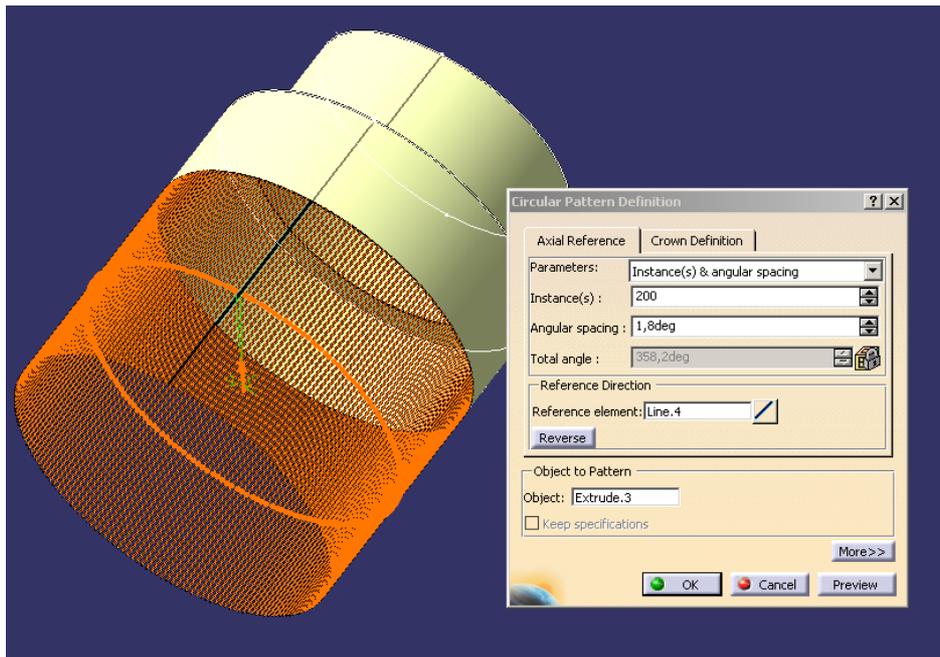


Ilustración 46 Filtro .2

Mediante una operación de translación, definimos una circunferencia en el extremo de la rejilla, la cual utilizaremos para cerrar el filtro con un ESTRUDE de 25 mm. y rellenamos la parte final con función FILL.

Vamos a darle una textura metálica a la rejilla y a la carcasa. El filtro queda de la siguiente manera:

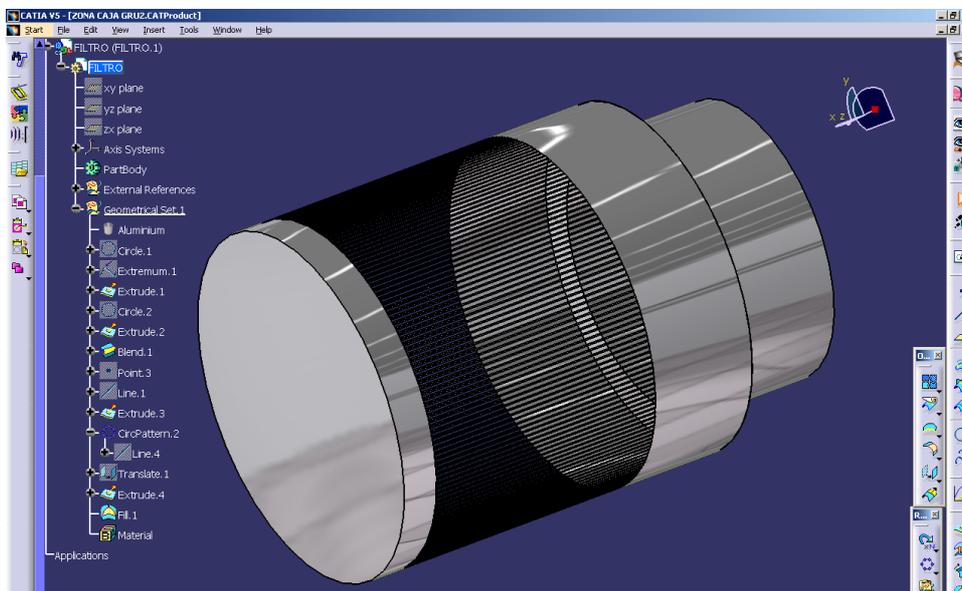


Ilustración 47 Filtro .3

## 2.4 Montaje del equipo completo

Como hemos dicho anteriormente, una vez finalizado el diseño de cada una de las partes, debemos montarlas en un Catproduct de forma que veamos el sistema ensamblado.

Como cada tubo se ha introducido con unas puntos de referencia, al vincularlos todos, deberían montarse sin interferencia alguna entre ellos.

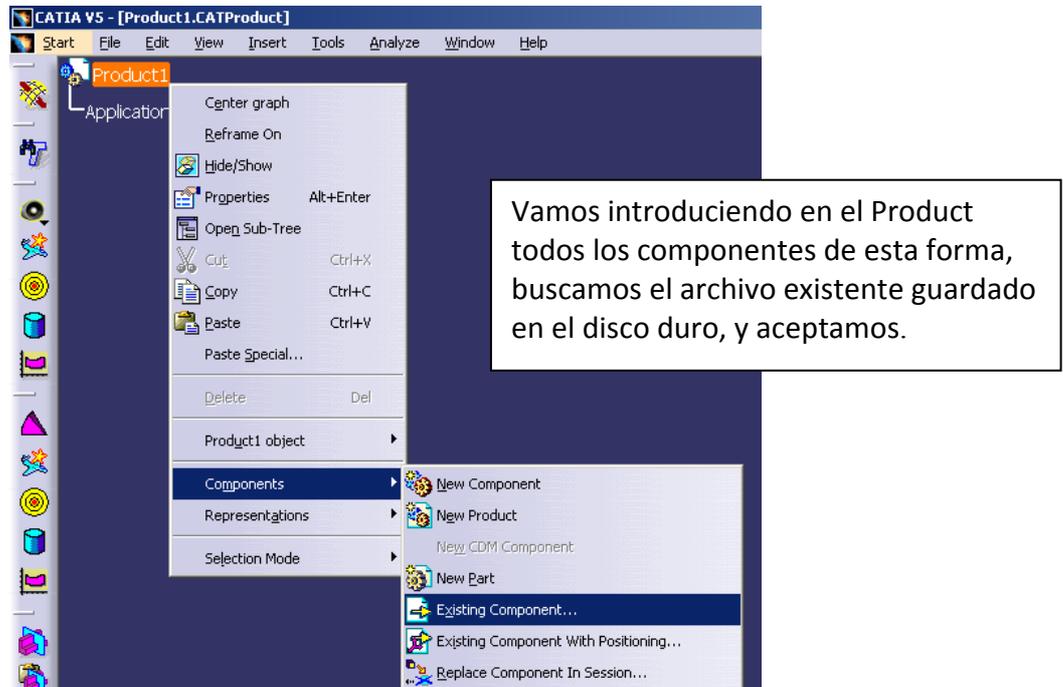


Ilustración 48 Metodología de Catproduct

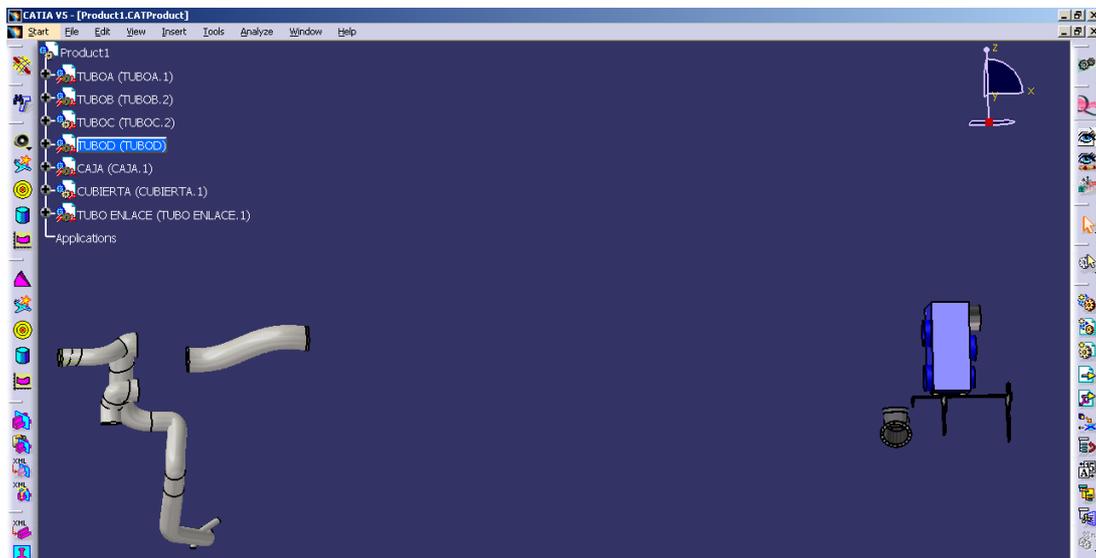


Ilustración 49 Cambio de sistema de referencia

Como podemos ver, tenemos un pequeño problema de diferencias entre los sistemas de referencia. Esto es debido a que hemos utilizado la maqueta para tomar las referencias adecuadas sobre la caja, soporte y cubierta, por este motivo están desplazados 6382.5 mm.

Esto es exactamente la distancia existente entre el sistema de referencia del avión y la punta del morro de este, desde donde se cuentan las cuadernas. Es un dato que para un A330 – 200 estaremos introduciendo continuamente al insertar sistemas nuevos, claramente si hablamos de otro modelo de avión, este valor será distinto. Los desplazamos con la función TRANSLATE AND ROTATE, la cual te permite introducir unas coordenadas concretas. Es una función que Catia no la incorpora por defecto, debemos introducirla en las barras de herramientas manualmente.

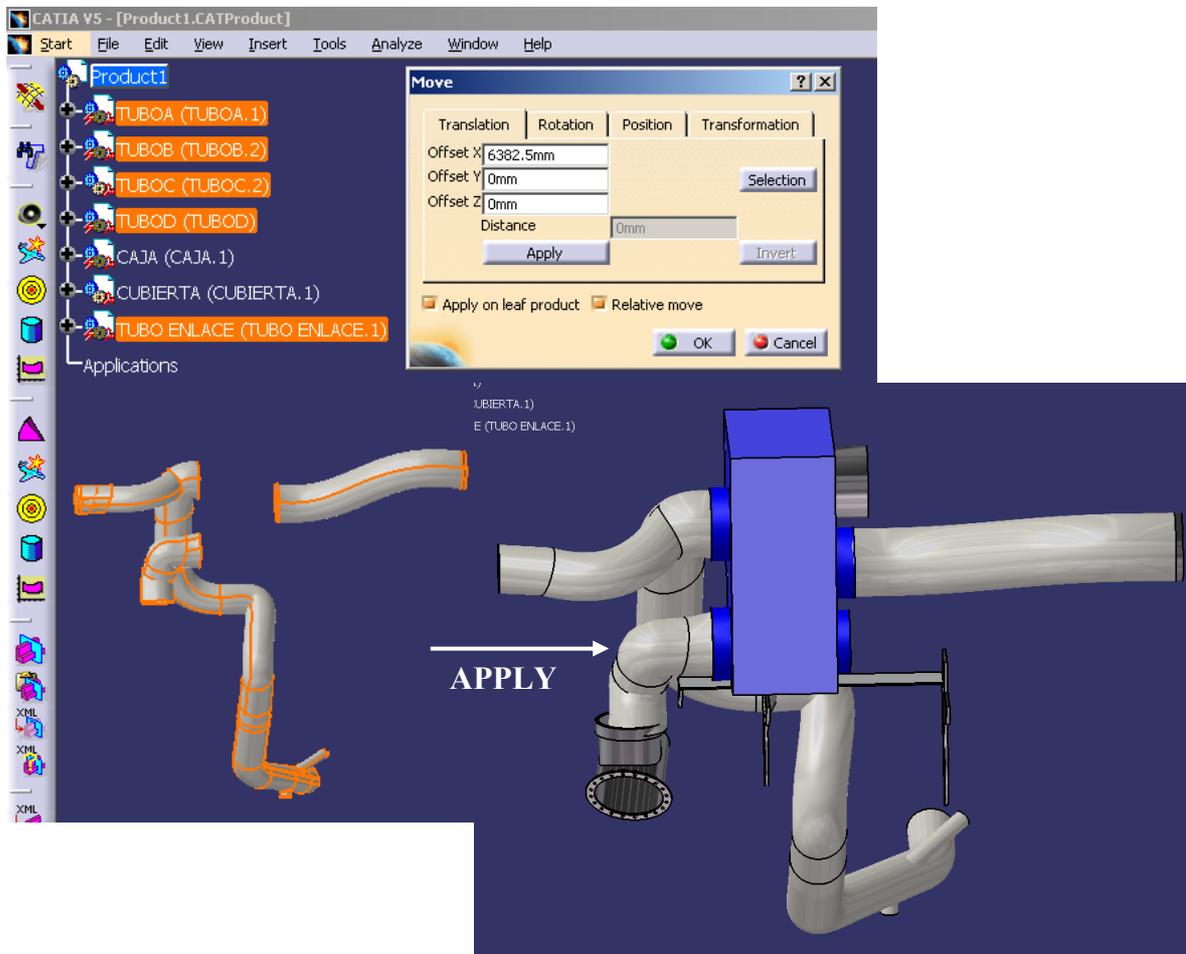


Ilustración 50 Cambio de sistema de referencia

Y con esto ya tenemos montada nuestra instalación. En el Anexo podemos ver una imagen del montaje de todo el equipo que constituye el GRU.

## 2.5 Estudio de interferencias

Una vez modelado el conjunto del sistema, vamos a montar la parte que nos interesa de la maqueta del A330-200, es decir, la zona izquierda parte inferior de las secciones 12 y 13, donde debería estar ubicado el GRU para su versión civil. Posteriormente, insertaremos el nuevo Product de forma que podamos extraer fácilmente las posibles interferencias con los demás sistemas.

Con las interferencias identificadas, se dispondrá a la modificación de aquello que menos costes conlleve, esto es, el sistema de abastecimiento de combustible se mantendrá intacto dado su elevada complejidad y las modificaciones en rutas de Aire, Agua y Mazos eléctricos serán prioritarias frente a modificar el diseño del GRU que, como sabemos, es un sistema que se compra íntegro a LIEBHERR y su diseño no depende de EADS-CASA.

La problemática de modificar partes de equipos externos son los costes de la producción específica de estas nuevas piezas. En nuestro caso, como veremos posteriormente, las barras de fijación a las cuadernas y los forques de anclaje al equipo serán motivo de estudio.

Cargamos la maqueta, aquí se puede ver la estructura del avión el montaje de los equipos y sistemas y su interacción.

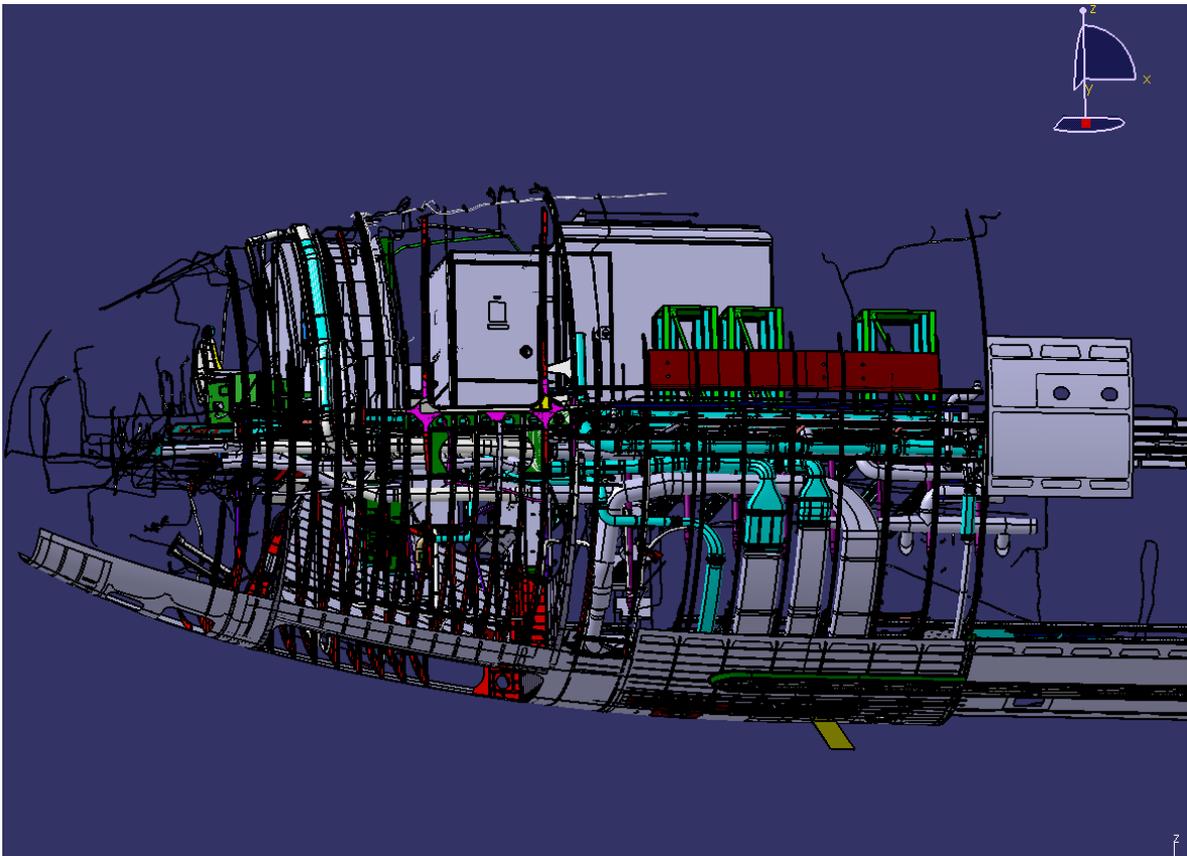
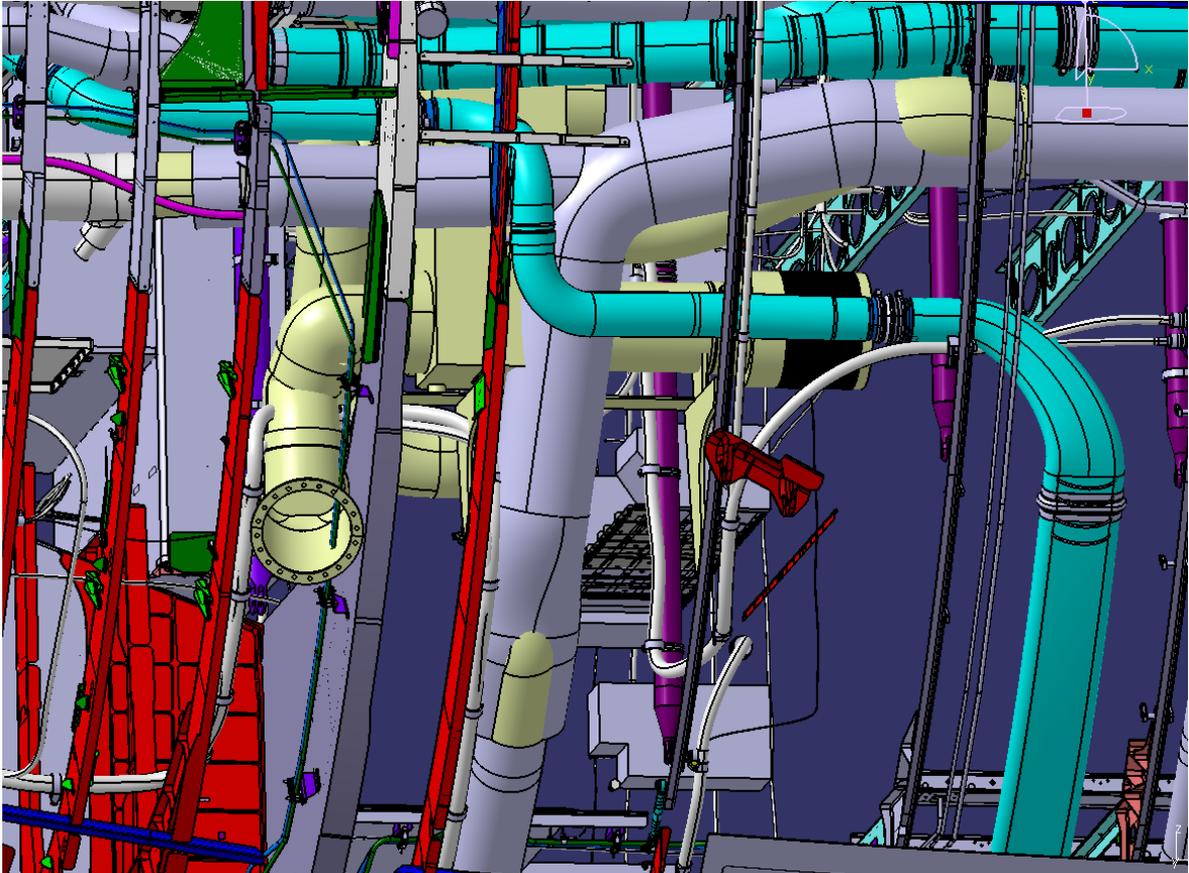


Ilustración 51 Maqueta 3D secciones 12 y 13

Una vez cargada la maqueta, insertamos el GRU con el sistema de ejes coordenados que lo hemos diseñado, aparecerá en su ubicación, lo vemos en amarillo. Se puede comprobar a primera vista que el tubo (gris) con P/N: F21211682007 en forma de T, será sustituido por el conjunto del GRU, aportando en este punto el flujo de apoyo extra de frío a los sistemas de aviónica.



*Ilustración 52 Incorporación de GRU a maqueta*

**NOTA:** Se considerará como interferencia aquella instalación que diste menos de una pulgada o aproximadamente 20 mm, esto es debido a las posibles diferencias entre maqueta y realidad.

A la hora de hacer una modificación en el diseño, tenemos que tener identificado el Part Number del tubo específico de la instalación de la que cuelga, es decir del “Padre”. Luego, daríamos el nombre correspondiente y único a la pieza modificada que la identificará en el servidor (Vault) y éste llamará cuando se haga la petición de montaje de la nueva maqueta.

Primeramente, veremos cuáles son las instalaciones principales en las que están las interferencias, y luego, centraremos nuestra atención en el rediseño de las soluciones tomadas.

### 2.5.1 Identificación de instalaciones afectadas:

- Instalación AIRE FLIGHT DECK F212A42000000
  - Tubo con P/N: F212A423000000
- Instalación AIRE DE SISTEMA DE VENTILACIÓN F212A2500000
  - Tubo con P/N: F212A250500000
- Instalación SISTEMA HIDRÁULICO F292A125000000
  - Tubos F292A126220000 (Azul) y F292A125220000 (Verde)
- Instalación SISTEMA ELÉCTRICO F928A100300000
  - Rutas de mazos F929A0243000A2 y F929A0241000A1

### 2.5.2 Identificación de las interferencias:

Barras – Sistema de aire

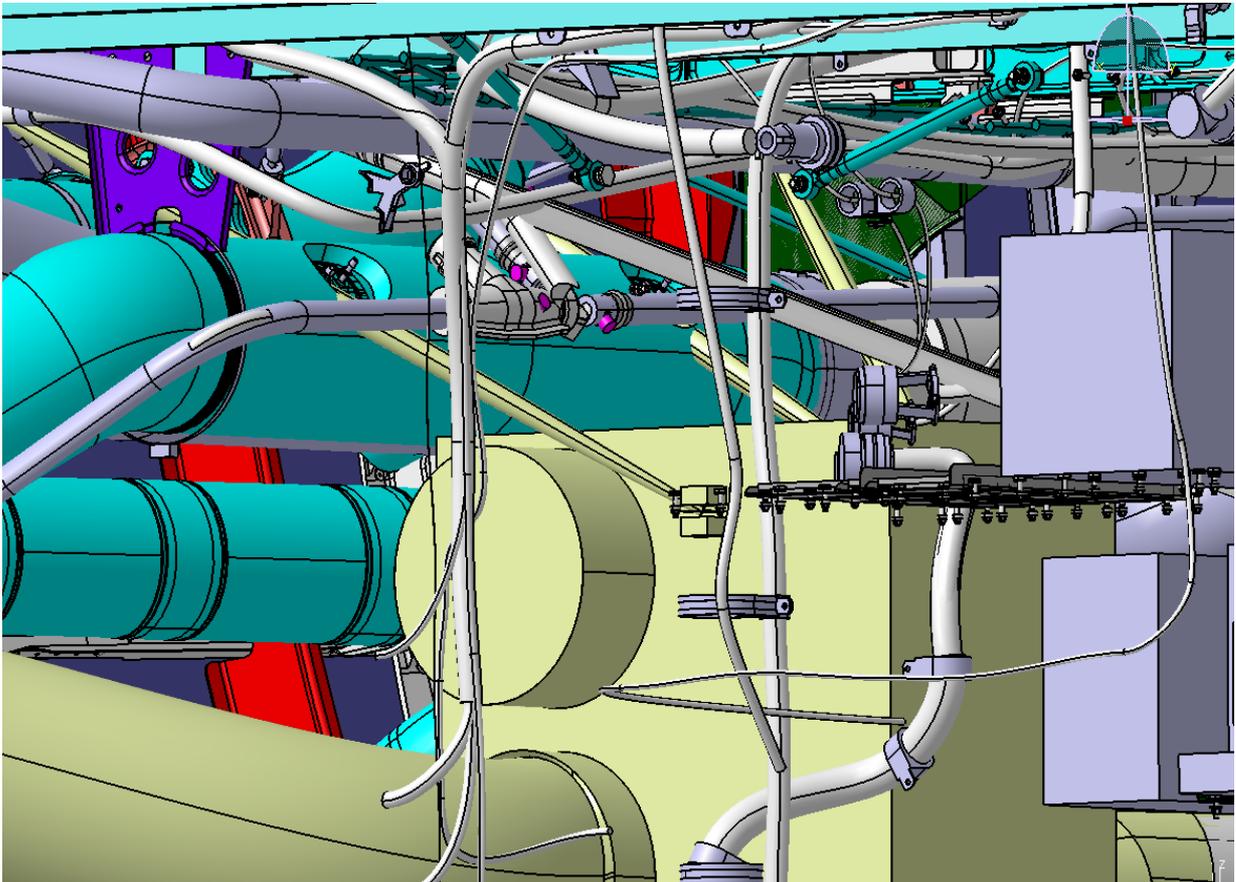


Ilustración 53 Interferencias .1

Carcasa – Sistema de aire

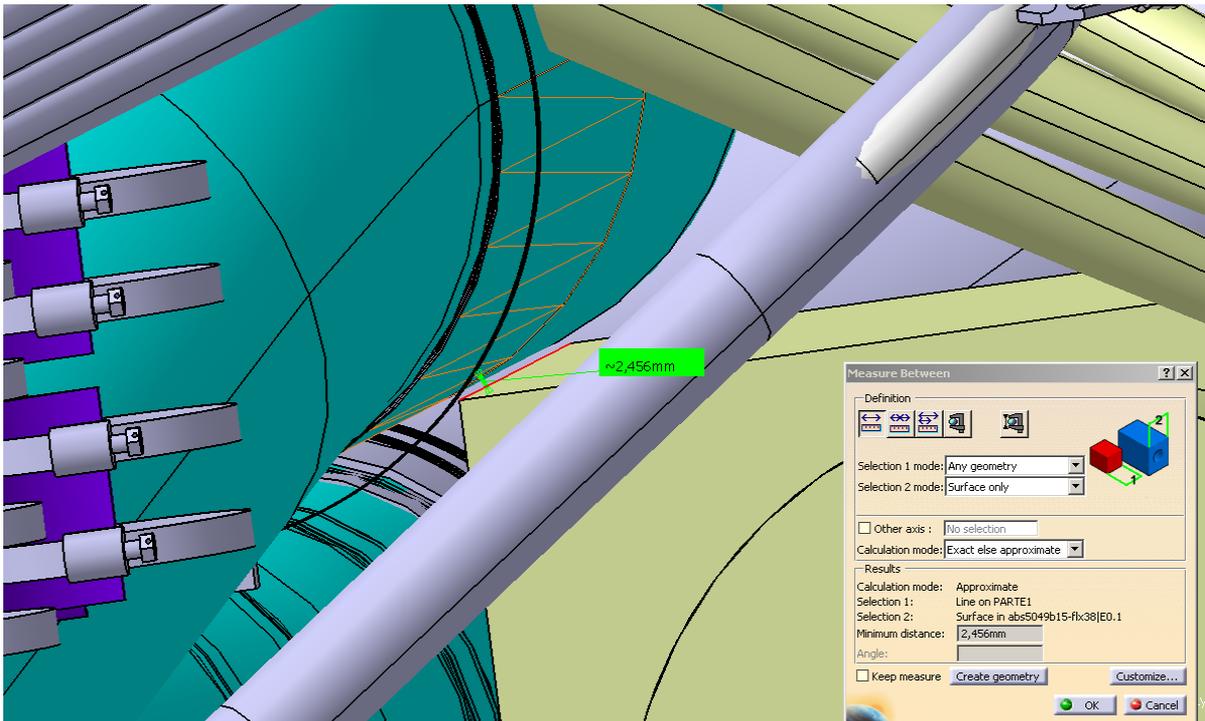


Ilustración 54 Interferencias .2

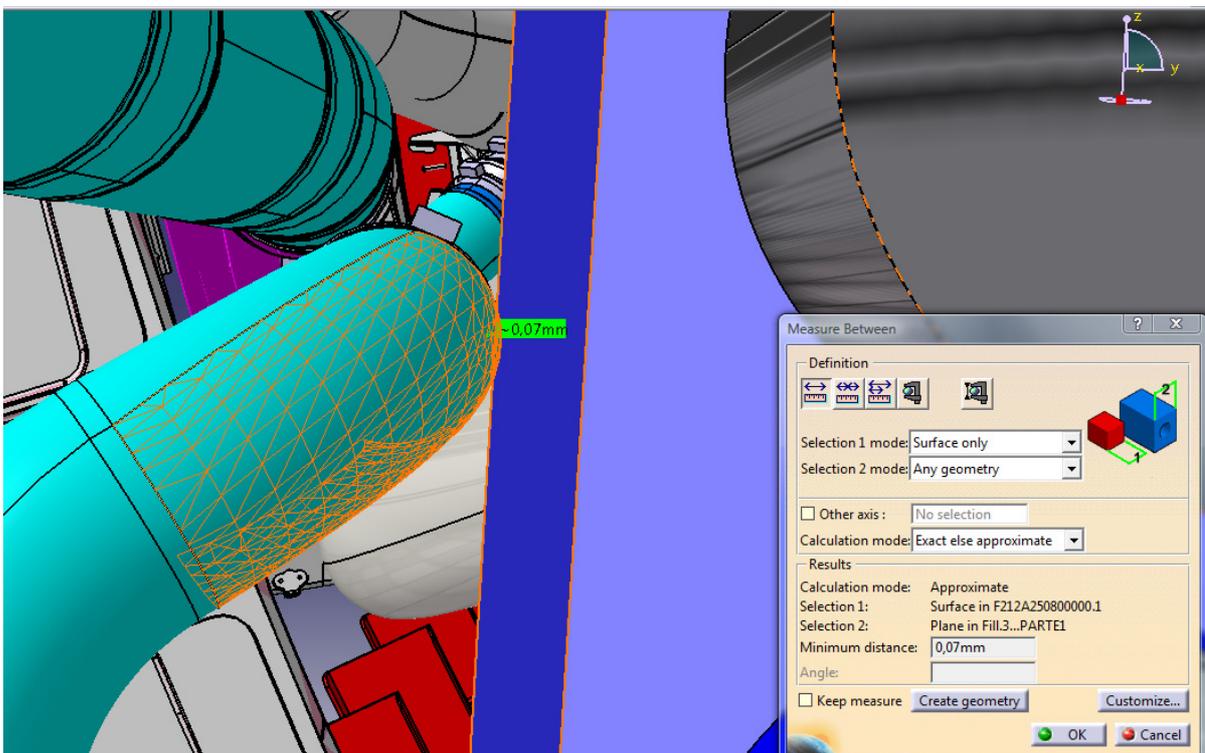


Ilustración 55 Interferencias .3

Sistema hidráulico y mazos eléctricos con cubierta válvula Skin Valve:

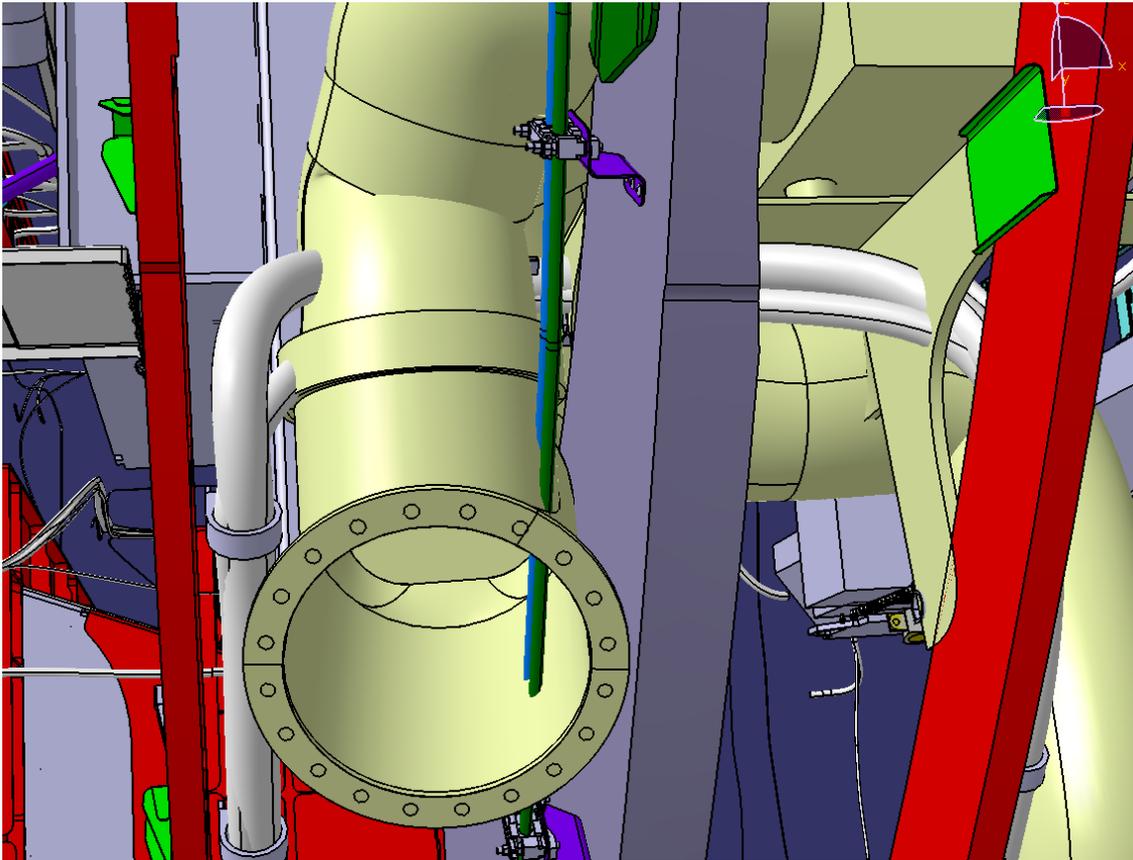


Ilustración 56 Interferencias .4

Tanto las interferencias de la Carcasa con el Sistema de aire y las del Sistema hidráulico y mazos eléctricos con cubierta válvula Skin Valve son fáciles de solucionar, ya que una pequeña modificación de su ruta original nos bastaría para salvar las interferencias.

Con respecto a las interferencias de las barras con el sistema de aire y de combustible, debido al ángulo que forman las barras es difícil salvar las dos instalaciones, por ello vamos a ver las distintas posibilidades que nos permiten.

## 2.6 Estudio sobre las posibles posiciones de las barras de fijación de la carcasa.

Vamos a comprobar las distintas posibilidades para salvar las interferencias de las dos barras con los tubos de aire y combustible.

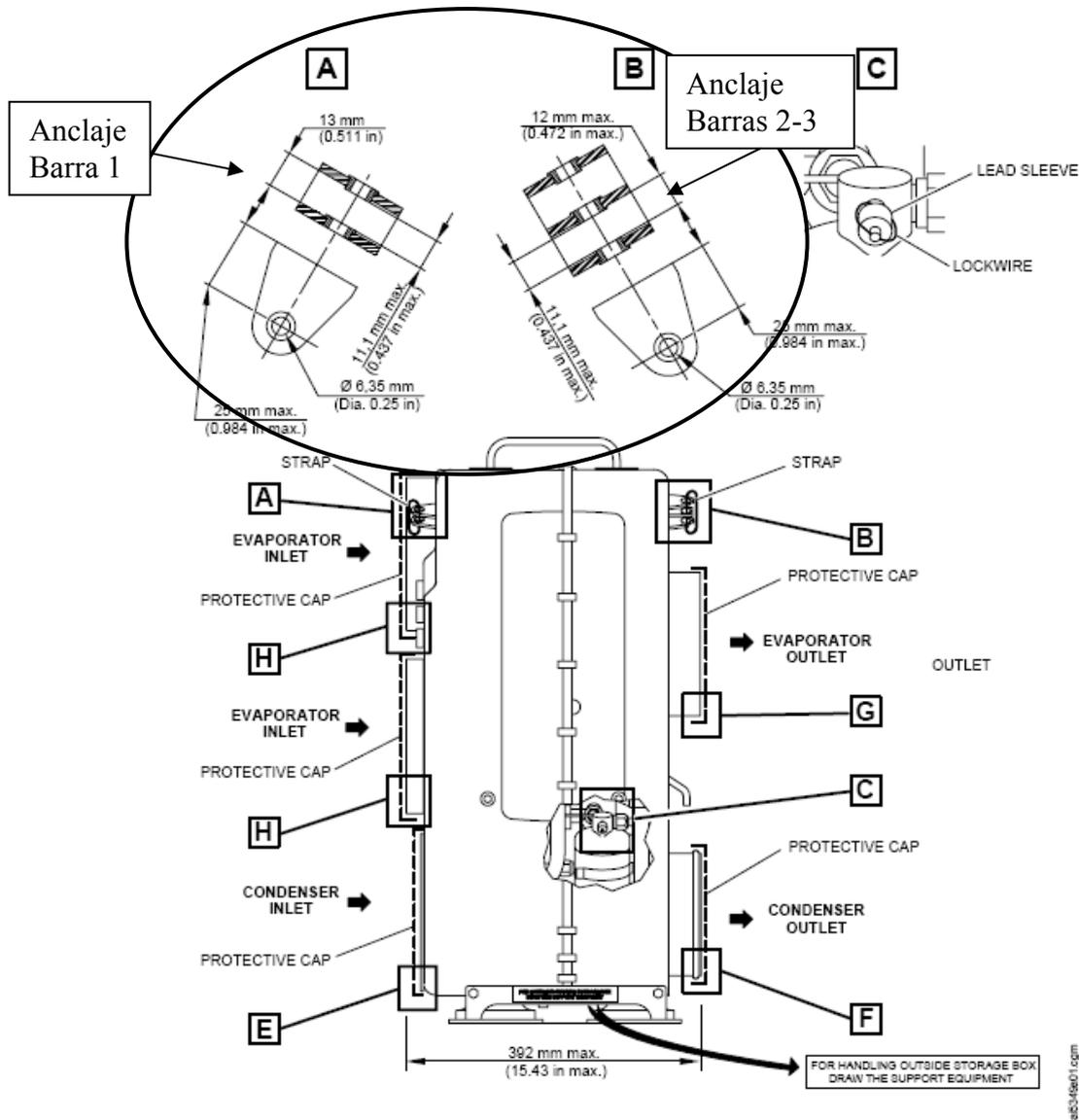


Ilustración 57 Vista anclajes de barras en carcasa

El problema que se nos presenta es que los anclajes a la caja (los llamados forks) son fijos por lo que la orientación de estas barras estará limitada por el ángulo de giro que les permitan las sujeciones.

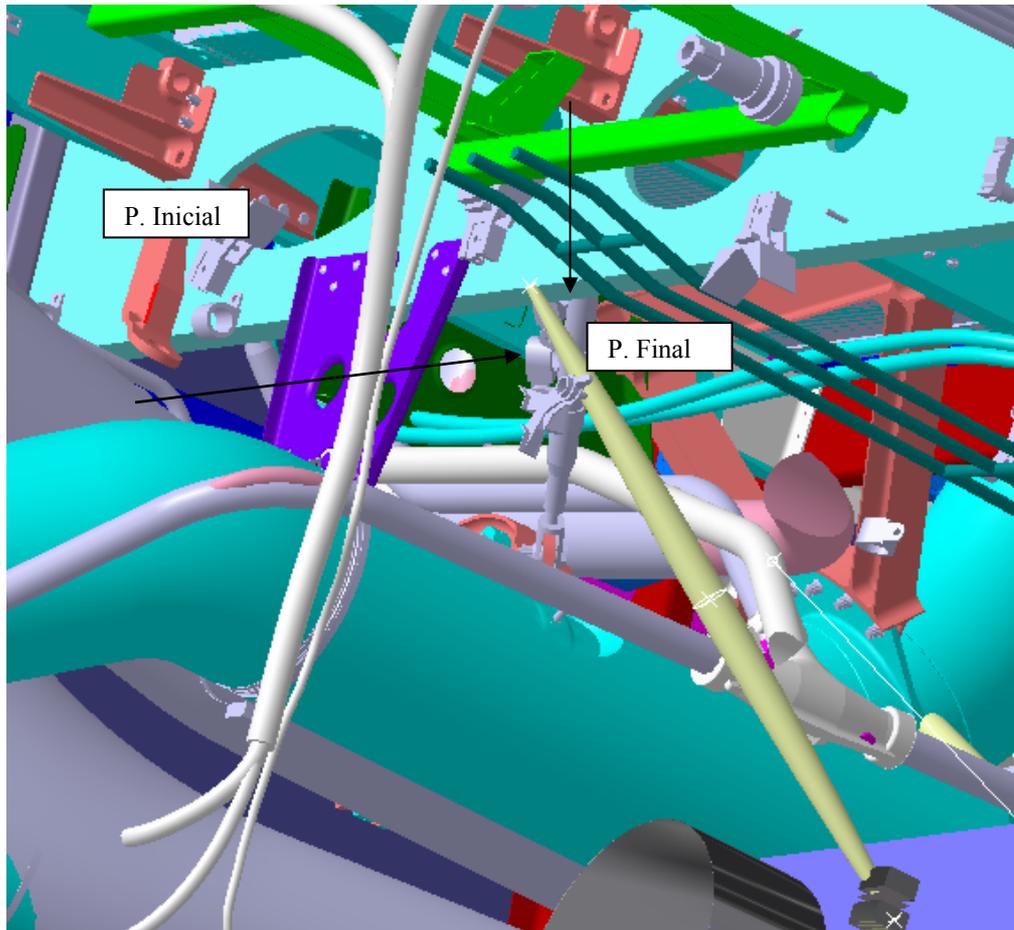
Por otra parte deberíamos mantener el ángulo que las barras forman, la función de estas es anular los esfuerzos de inercia provocados por el peso de la caja, están calculadas para que cumplan su función. Los soportes que lo fijan al fuselaje no son demasiado voluminosos, por lo que denotan ser unos simples puntos de fijación, nos lleva a pensar que las barras no soportaran grandes esfuerzos, los cuales determinen unas dimensiones únicas.

## Posibles casos:

### 2.6.1 Caso 1:

Buscamos un punto que permita fijación, variando el ángulo y el punto de anclaje en el fuselaje. Para esta solución sería necesario un estudio de tensiones por el departamento de análisis.

Barra 1:



*Ilustración 58 Alternativa 1 barra 1*

Barra 2: Sin interferencias. No tenemos ningún problema.

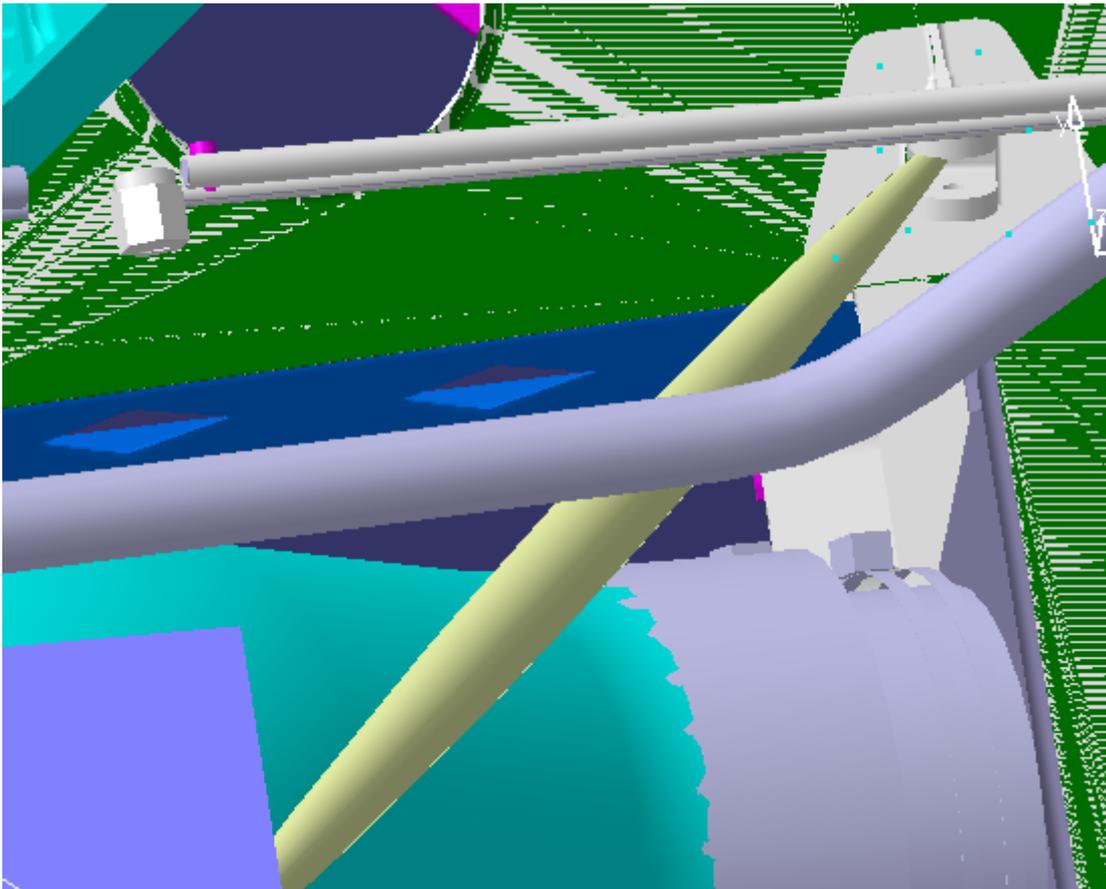


Ilustración 59 Alternativa 1 barra 2

Barra 3: En su posición original tiene problemas con el sistema de combustible y el de aire.

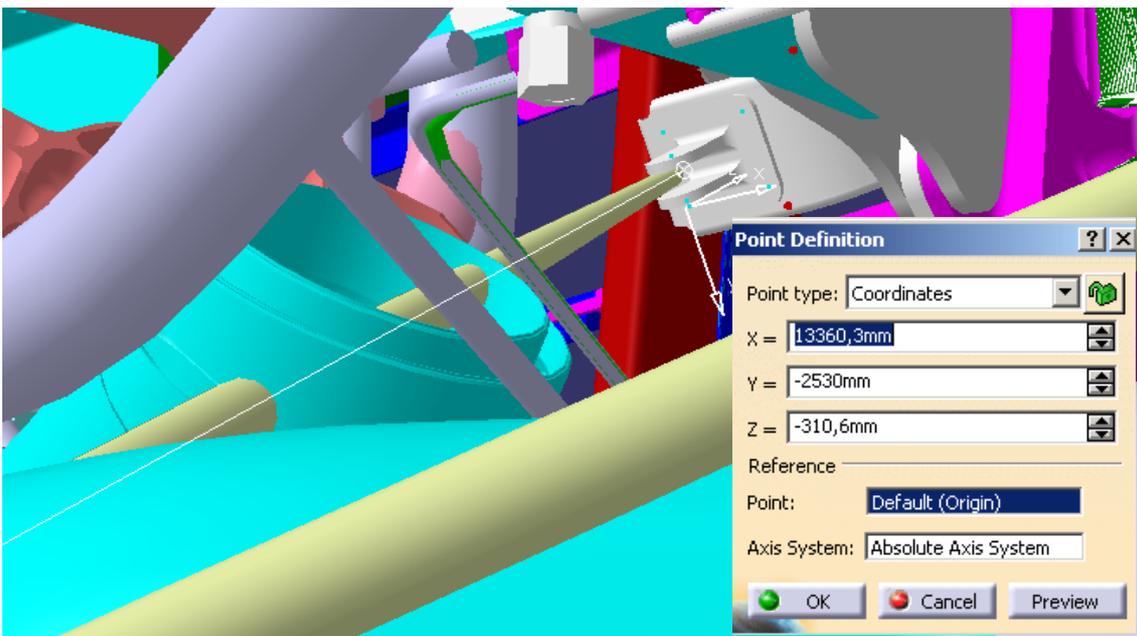


Ilustración 60 Original 1 barra 3

Buscamos una posición alternativa:

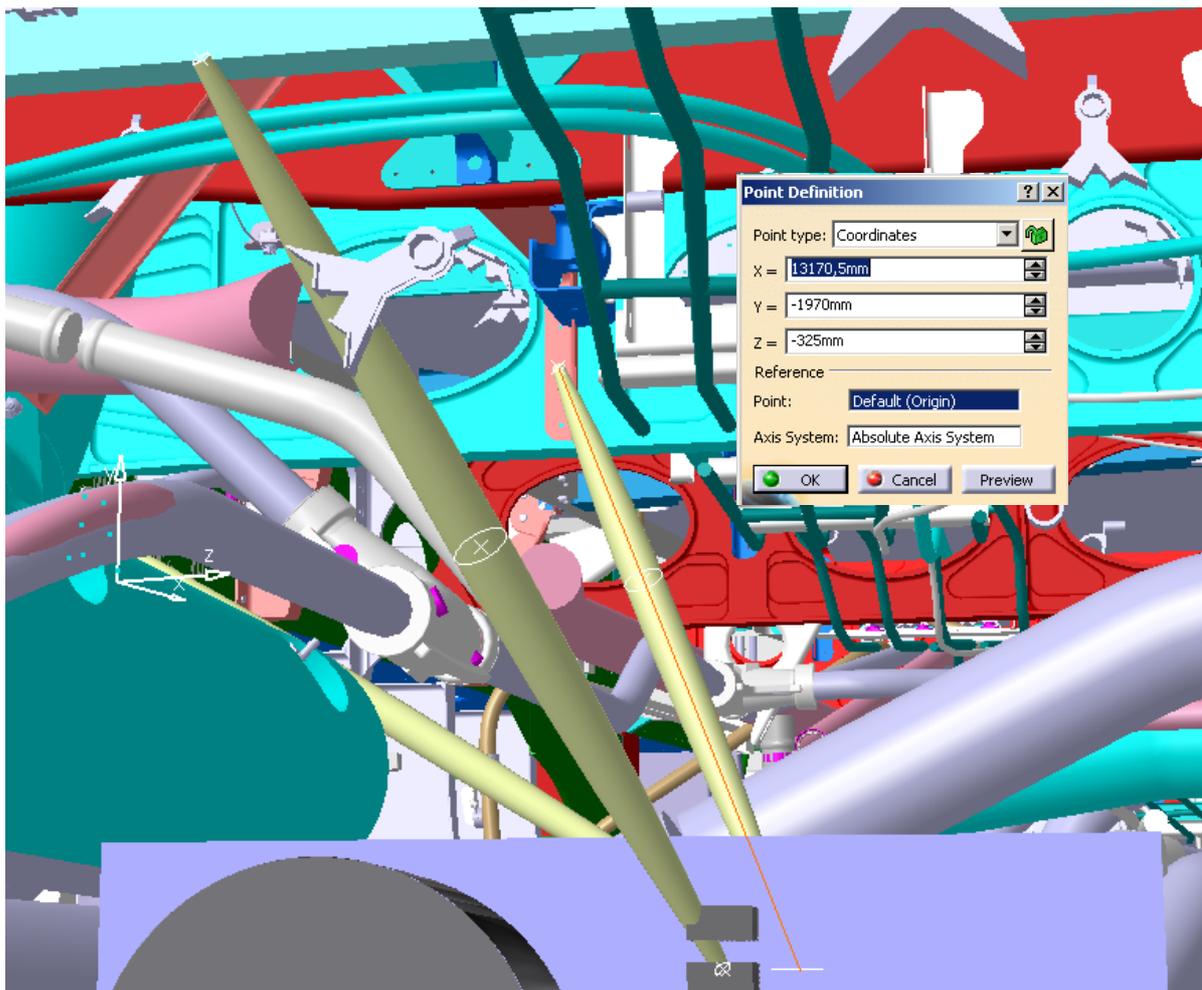
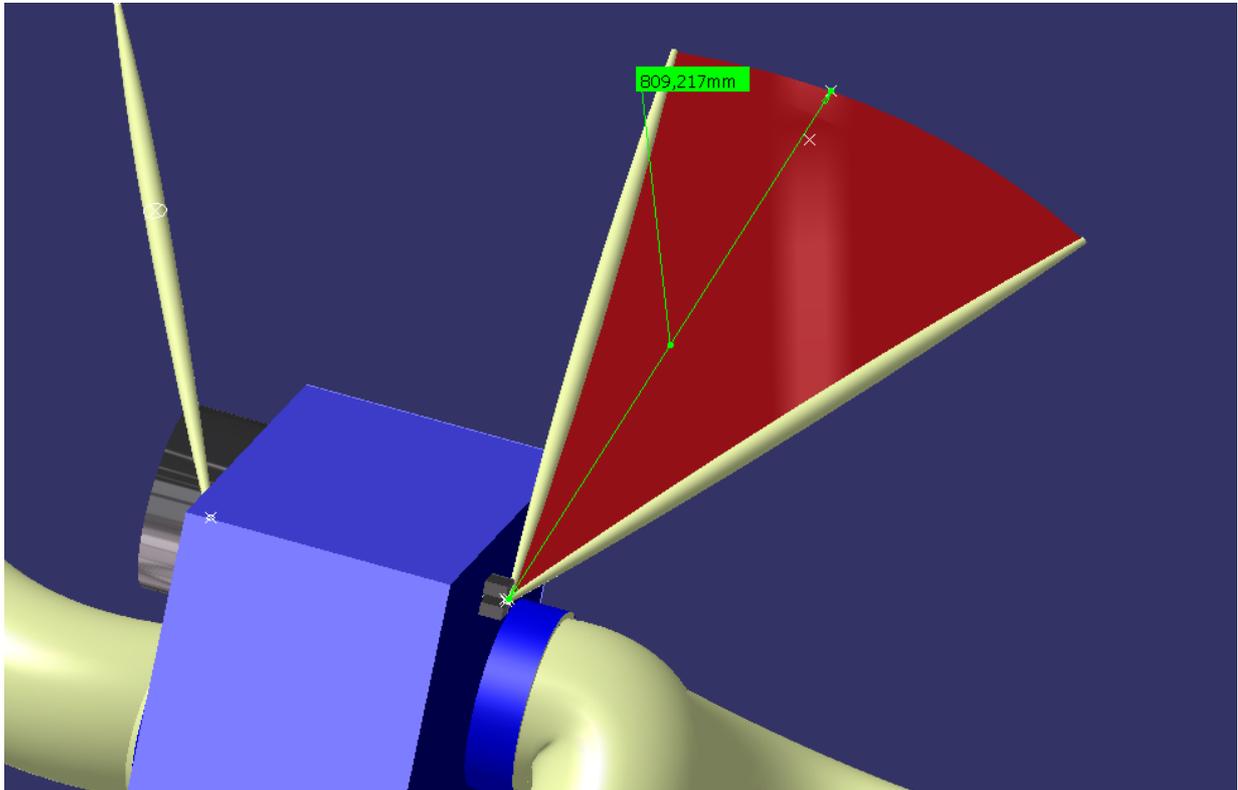


Ilustración 61 Alternativa 1 barra 3

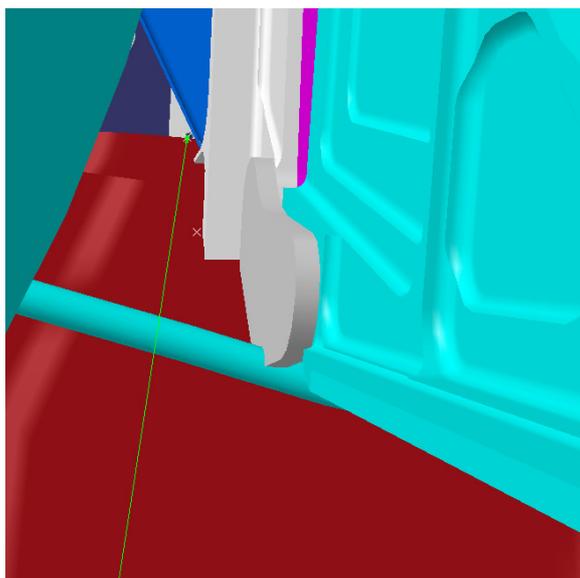
**2.6.2 Caso 2:**

Buscaremos una situación coplanaria entre la barra 2 y la barra 3 ya que salen del mismo soporte y existen ciertas restricciones angulares entre la fijación y el forke.  
*Consultar el plano.*

Trazando un plano que contenga B2 y B3, movemos la barra 2 hasta encontrar una posición de posible fijación.



*Ilustración 62 Caso 2 plano que contiene a barra 2 y 3*



*Ilustración 63 Alternativa 2 barra 2*

Montamos en maqueta y vemos si solucionamos algo:

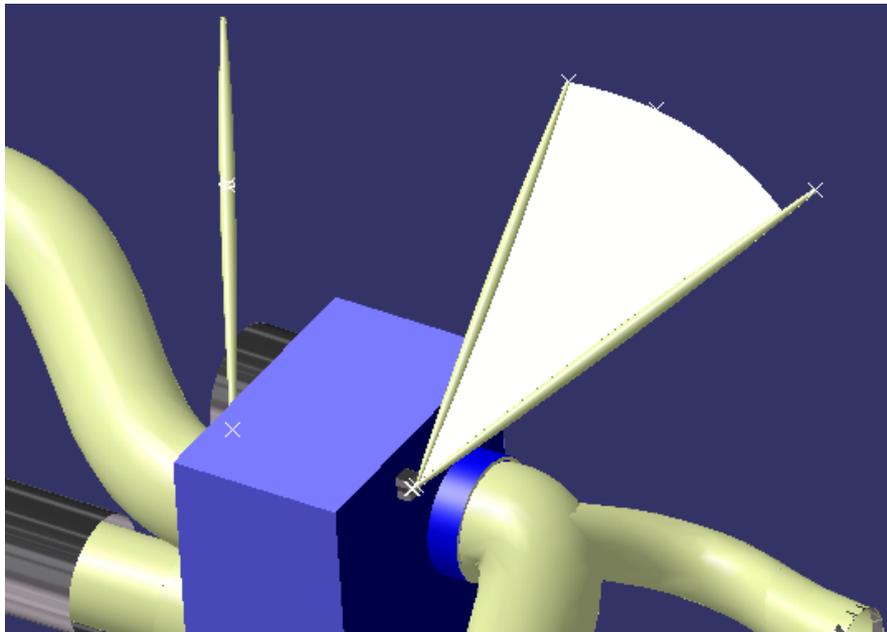
Hemos encontrado una posible nueva posición para la barra 2 en la cuaderna 17.

En el montaje completo de la maqueta vemos que con esta solución no salvamos el tubo de aire.

**2.6.3 Caso 3:**

Como último recurso, además de cumplir la condición de barras coplanarias, buscaremos un punto de fijación que pertenezca a una cuaderna o larguerillo variando la longitud e intentando que esta se corresponda con la de otra barra.

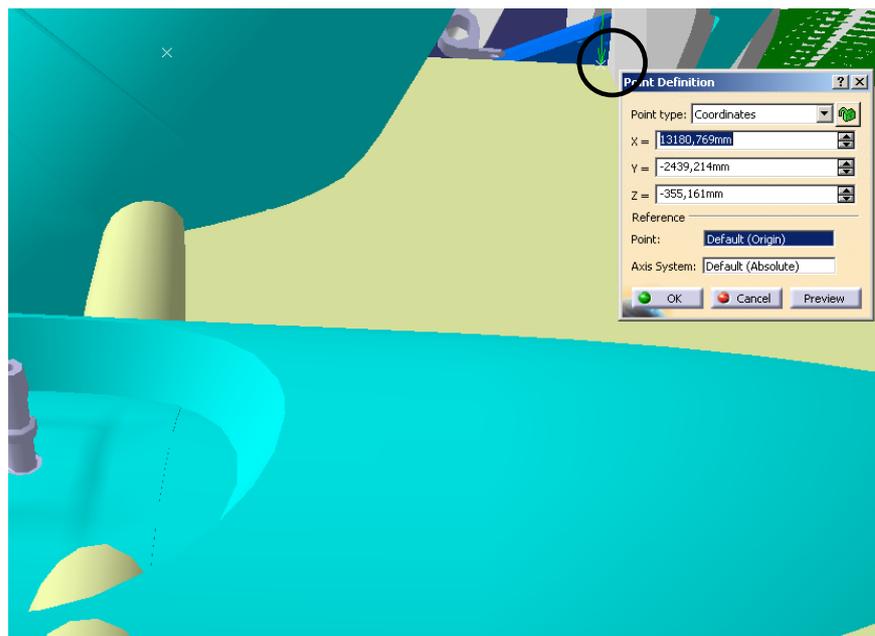
Cambiamos la longitud de la barra 3 (Item 6) 809 mm a 736 mm longitud perteneciente al Item 4 y trazamos el plano que las contenga.



*Ilustración 64 Caso 3 Plano con amplitud fija*

Montando la maqueta y buscando un punto de fijación, vemos que esta opción es válida dado que aunque seguiría interfiriendo con la ruta de aire, salvamos la de combustible que es prioritaria en este caso.

1.



*Ilustración 65 Alternativa 3 barra 2*

### **Conclusiones del estudio de barras**

Nuestra prioridad en este apartado ha sido comprobar las distintas posibilidades de ubicación de las barras de fijación sin que estas interfirieran con el sistema de combustible, lo cual lo hemos conseguido en todos los casos.

Con respecto al caso 1, es el caso más costoso dado que, además de los costes de producción de unas barras específicas, habría que añadir los costes de Diseño e Ingeniería de análisis. No es un caso factible, se deberían entonces subcontratar la producción de 3 barras por avión producido, siendo ésta de baja escala, conllevando sus respectivos altos costes.

Respecto a los casos 2 y 3, sus nuevas posiciones salvan el tubo de la instalación de combustible, pero como hemos visto y podemos comprobar en los resultados de los anexos, no solucionamos el problema de interferencia con el tubo de aire F212A423000000. El rediseño de este tubo no es demasiado costoso, ya que modificando únicamente su ruta y el soporte y aprovechando que es un tubo flexible solucionaríamos la interferencia.

Vamos a optar por el caso 3, ya que tenemos un soporte situado en la cuaderna 17 (de color azul) el cual podemos rediseñar incorporándole un punto de fijación y unos nervios que soporten las tensiones provocadas por las fuerzas inerciales. Vamos a realizar un prediseño, viendo las posibilidades y resultados de las distintas configuraciones de sus nervios. Esto lo estudiaremos en el Bloque IV.

El problema de la instalación de aire no puede solucionarse simplemente disminuyendo unos milímetros la cota de la ruta de aire, ya que como hemos visto anteriormente, tenemos interferencia también con la carcasa del GRU, si modificamos la ubicación del equipo, conllevaría el rediseño de múltiples instalaciones conexas. Nuestra prioridad es la reubicación de las barras y posteriormente modificaremos la ruta.

## 2.7 Modificaciones en las instalaciones

### 2.7.1 Criterios de modificación utilizados:

- Tendrá prioridad la ubicación original de la caja, siendo las instalaciones de aire, agua y eléctricas modificables.
- La ruta de combustible no se podrá modificar debido a la carga de trabajo que conllevaría debido a su complejidad.
- Siempre que sea posible, la geometría de los soportes se mantendrá, cuyas modificaciones sean pequeños cambios dimensionales; de esta forma se acelera el proceso, no hace falta que pase por análisis exhaustivos por parte del Departamento de Ingeniería y Análisis.

### 2.7.2 Instalaciones

- A) Se procede a la modificación de la instalación F212A42000000 por F212A42010000 para salvar la interferencia de proximidad entre aire y carcasa del GRU, esto implica:
- La modificación del soporte con P/N: F539A255420000

Este es el soporte original de la instalación y el modificado es el de la figura de debajo, debemos recortarle por la parte superior, ya que la ruta del tubo debe desplazarse hacia arriba. Recortaremos el soporte original unos 23 mm.

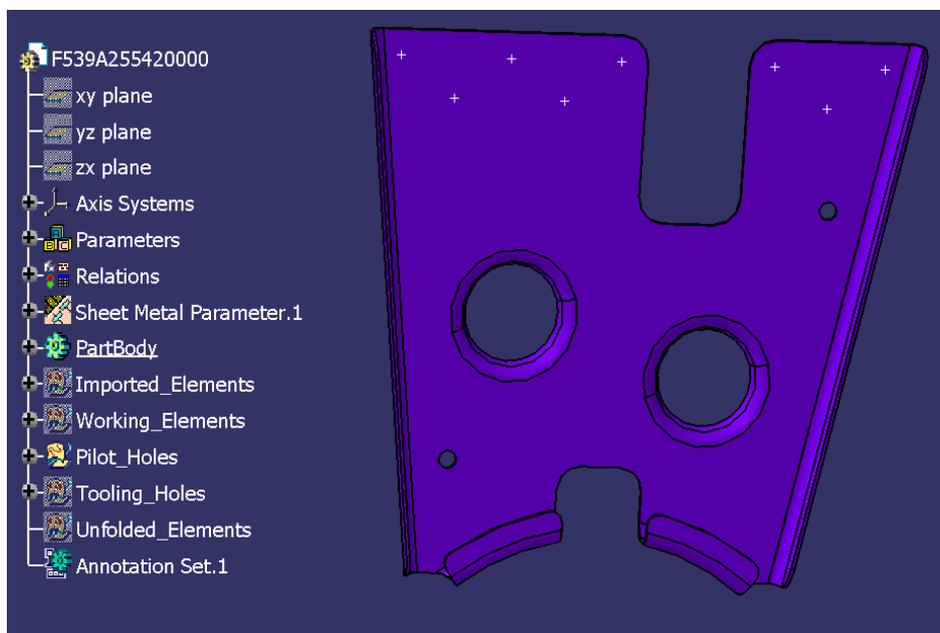


Ilustración 66 Soporte F539A255420000 original



Ilustración 67 Soporte F539A255420000 modificado

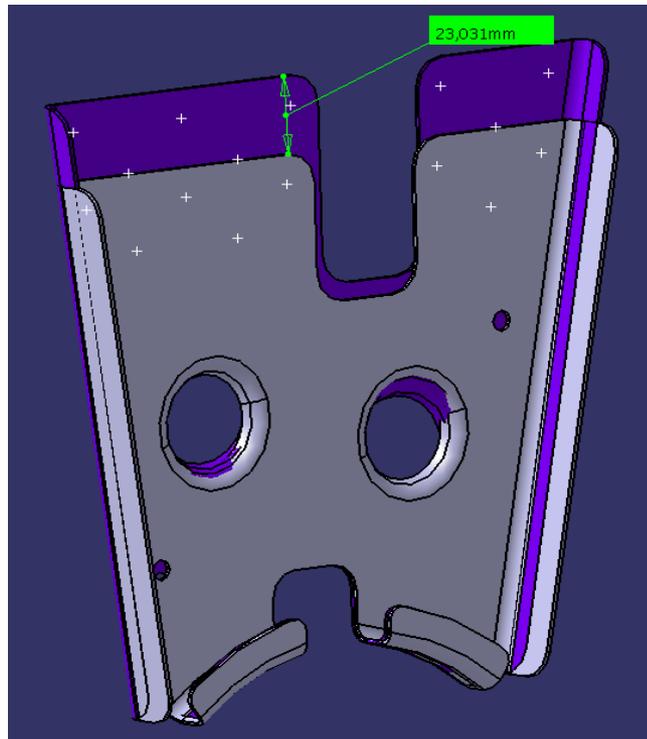
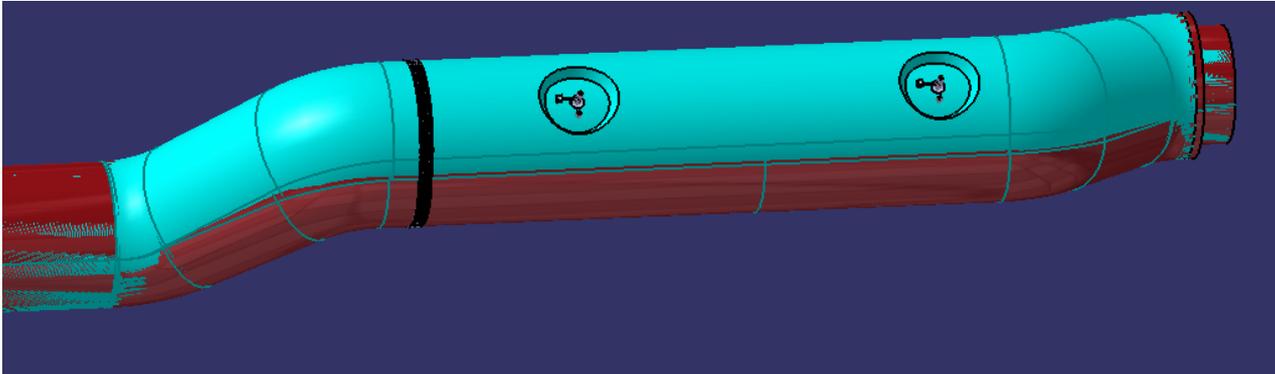


Ilustración 68 Comparación de soportes

En esta imagen comprobamos las diferencias entre los soportes. Los análisis estructurales mediante elementos finitos del soporte no son necesarios, ya que únicamente hemos realizado una evolución del soporte original, el cual sí ha sido expuesto a mallado y análisis de esfuerzos.

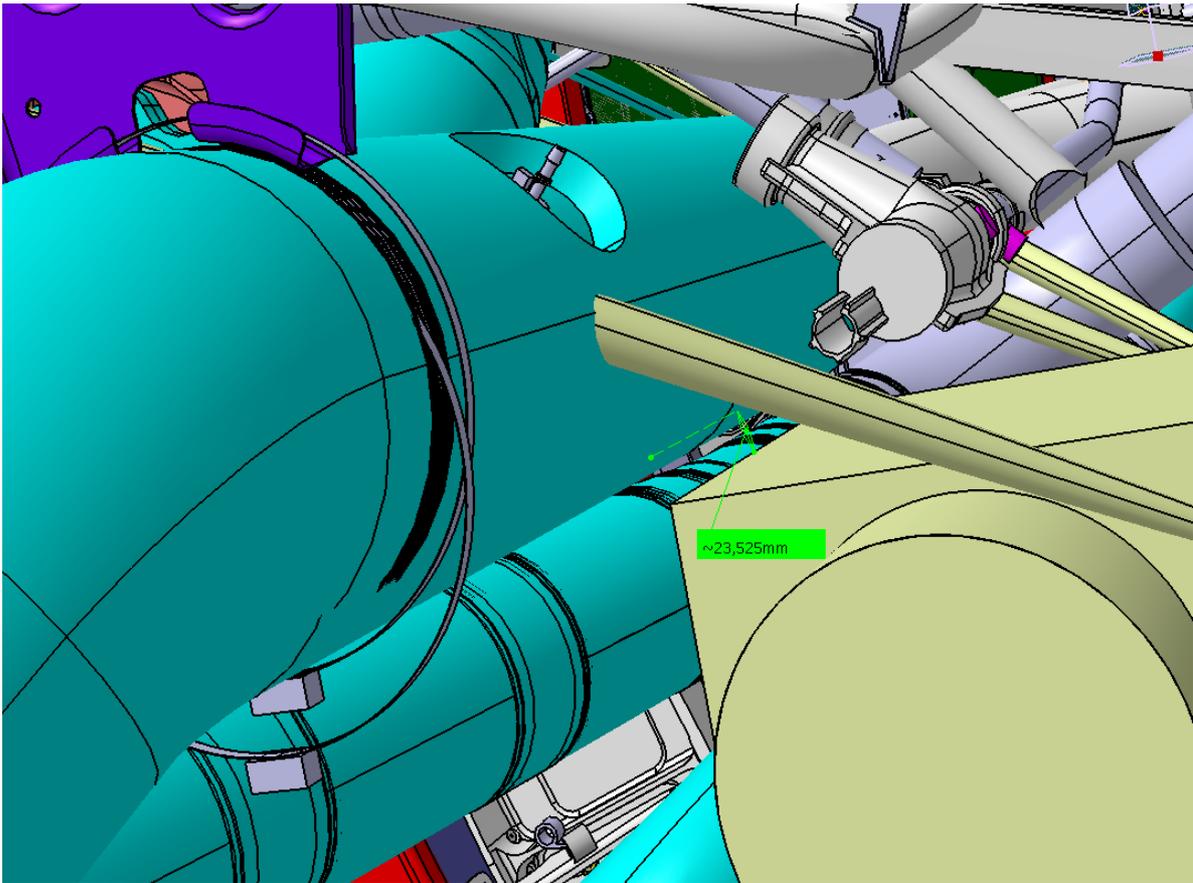
- El cambio de ruta del tubo con P/N: F212A423000000 pasando a llamarse F212A423500000, éste tiene la particularidad de ser flexible, por lo que no tendremos problemas de mecanizado.



*Ilustración 69 Cambio de ruta tubo aire*

En rojo, hemos marcado la ruta antigua, se modifica la curvatura de la guía del tubo de forma que se salvan unos 23 mm en sentido positivo. La entrada y salida de estos coinciden, se puede ver como se superponen los dos sólidos.

Con este cambio solucionamos el problema de proximidad a la carcasa pero no el problema con las barras, este modelo nos llevará posteriormente a una evolución en la sección del tubo probablemente aunque esto se verá en estudios posteriores que no se recogerán en este estudio debido a la longevidad del proceso de diseño y a la cantidad de análisis previos a realizar respecto a los caudales que deben circular. Lo vemos en la figura siguiente.

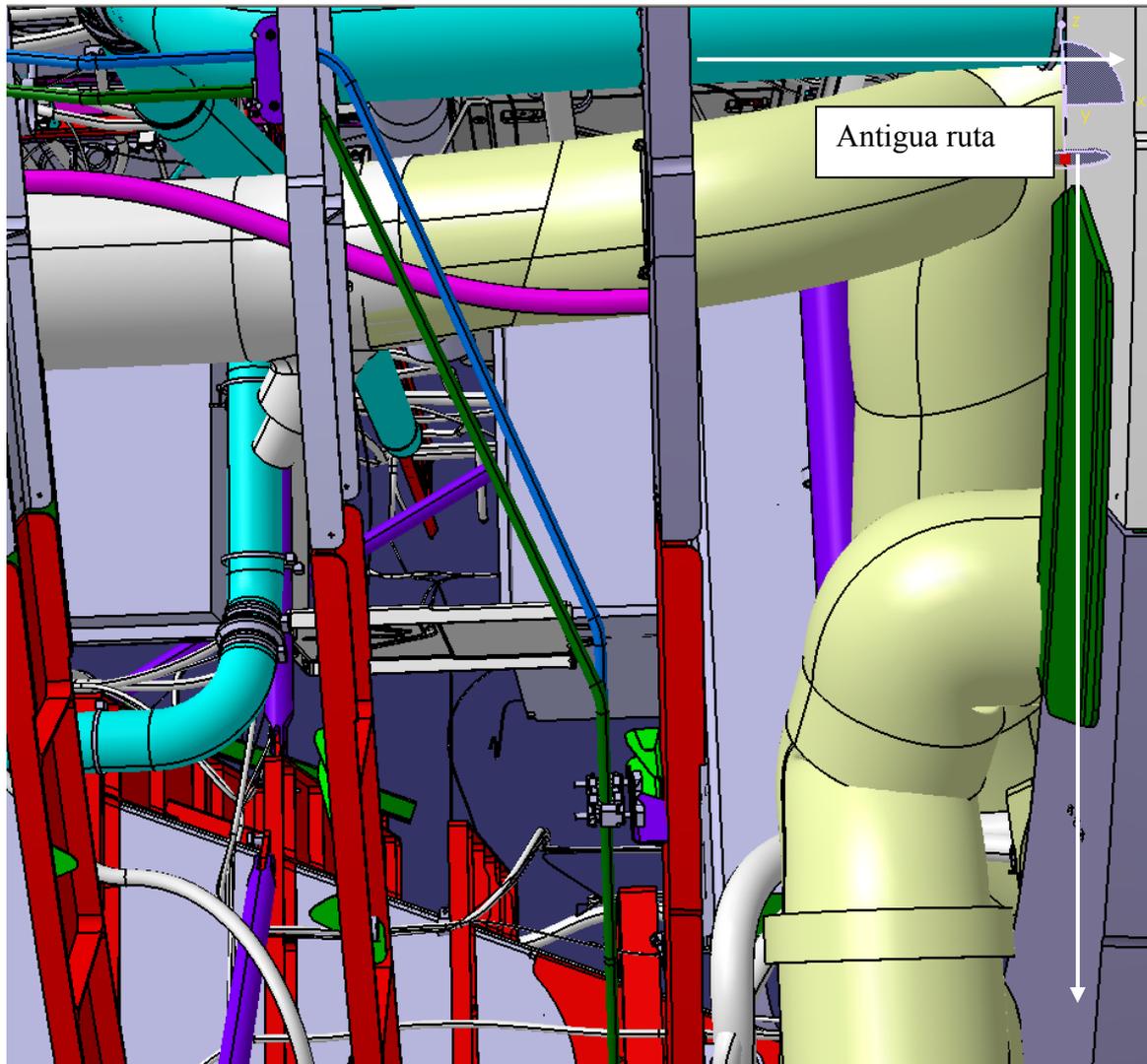


*Ilustración 70 Solución proximidad tubo carcasa*

Como vemos la problemática de la posición de las barras es un tema complicado. En la ilustración anterior se puede ver la abrazadera que fijaba el tubo antiguo al soporte, esta es la variación resultante de su ruta. Como las posibilidades de posición de las barras son reducidas, fijaremos este objetivo y posteriormente ya veremos cómo solucionamos el problema del tubo de aire.

B) Se procede a la modificación de las rutas de:

- Sistema hidráulico de la instalación F292A125000000 que pasará a llamarse F292A12510000: El tubo F292A126220000 (Azul) y el F292A125220000 (Verde) haciendo pasar estos por la cuarderna anterior.



*Ilustración 71 Solución interferencia sistema hidráulico*

- Sistemas eléctricos (Mazos) de la instalación F928A100300000: Se realiza una pequeña modificación de las rutas de mazos F929A0243000A2 y F929A0241000A1 para salvar la carcasa de la Válvula Skin Valve. No cambiarían de PN porque únicamente estamos modificando su posición. Estos son flexibles, y pueden moverse con relativa libertad.

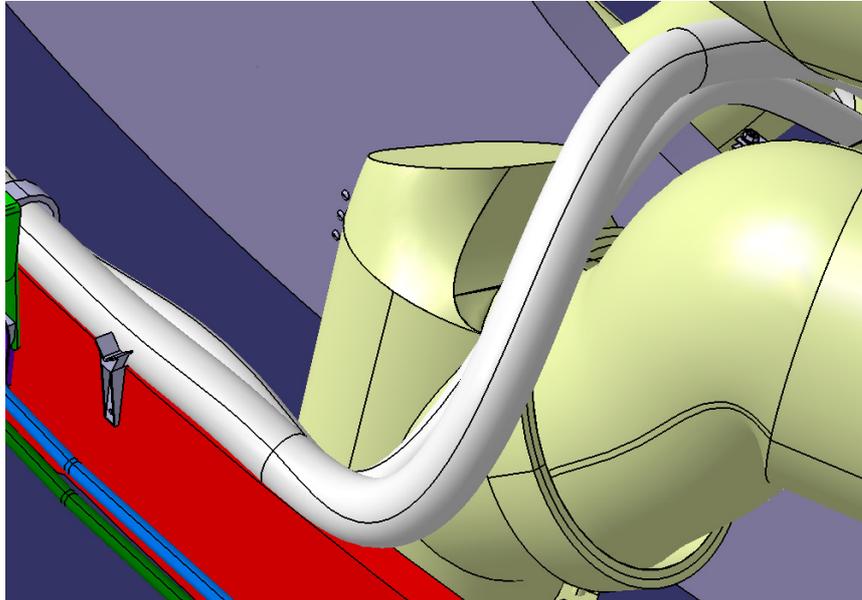


Ilustración 72 Solución mazos eléctricos

Resultado de las instalaciones:

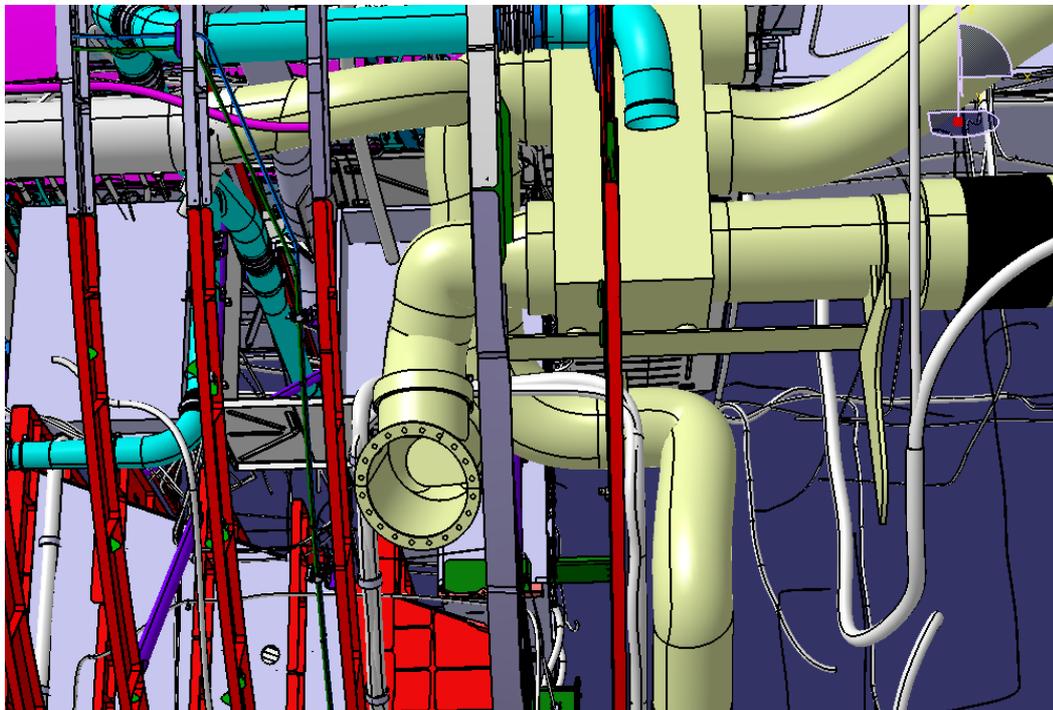


Ilustración 73 Vista general de instalaciones

C) Modificación de la ruta del tubo F212A250500000 de la instalación F212A250500100 de Aire del sistema de ventilación de cabina.

No vamos a plasmar cada uno de los pasos del rediseño de este tubo ya que en apartados anteriores ya hemos dado las pautas de cómo moverse en Catia v5. Para su modificación, no hace falta empezar desde cero, simplemente actualizaríamos el diseño anterior con las nuevas coordenadas. Podemos comprobar que esta pieza designa sus propiedades técnicas mediante FDT, por lo que no se incluirán en la base de datos los planos de este. Mediante un pdf se hará constar la modificación y se podrá consultar en el Catdrawing.

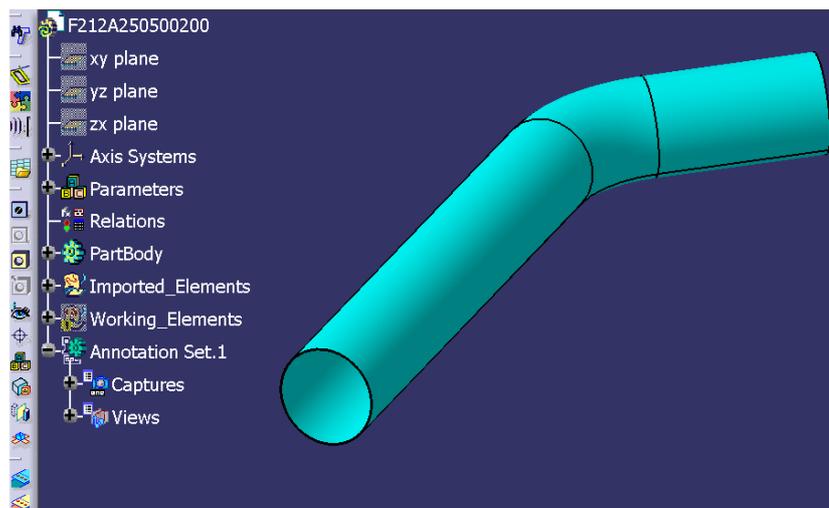


Ilustración 74 Cambio de ruta F212A250500000

Podemos ver que con esta modificación salvamos la interferencia con la carcasa con aproximadamente 20 mm de diferencia.

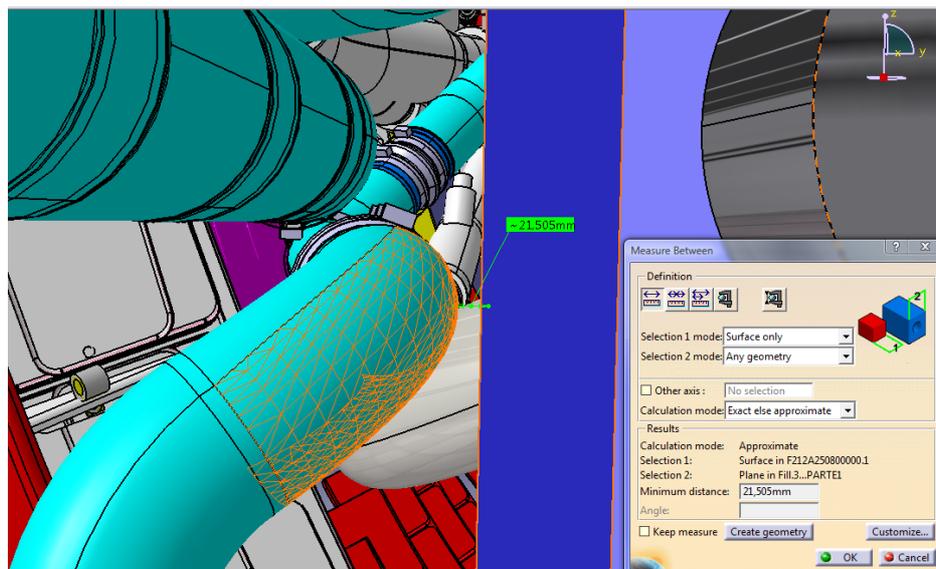


Ilustración 75 Solución ruta F212A250500000

Con el objetivo de comprobar la variación de la ruta con respecto al diseño original, montamos un CatProduct con la nueva y la ruta vieja. El cambio es el mínimo necesario para asegurar que no exista interferencia. Modificamos la dirección de la guía del tubo 20 mm en el eje y del avión, con esto salvamos la carcasa del GRU.

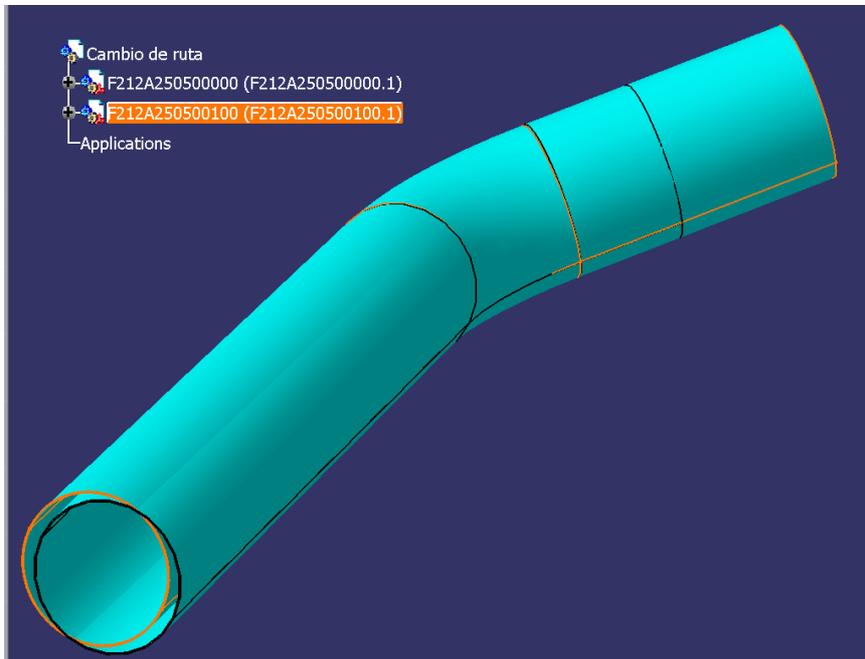


Ilustración 76 Comparación de modificaciones en ruta

**Nota:** Esta modificación lleva consigo también cambios en el codo del tubo con el que enlaza, ya que si cambiamos la ruta únicamente en un punto, el resto de la instalación se vería afectada. No lo incluiremos porque no ha sido modificado por el autor.

## 2.8 Conclusiones generales sobre el Bloque II.

En este Bloque II hemos tratado de hacer acopio de la metodología que se lleva a cabo en el departamento a la hora de tratar un problema de interferencias cuando se incorporan equipos nuevos en un avión. Gracias a la ayuda de la maqueta este problema se centra básicamente en realizar un buen modelado del equipo, basándonos en la información que los planos nos facilitan. Posteriormente, debemos montarlo en la sección de la maqueta apropiada e identificar visualmente las interacciones que pudieran acontecer.

Nuestro equipo nos ha llevado a la modificación de varias rutas (Sistema hidráulico, mazos eléctricos y aire) y debido a la problemática de las barras de fijación, nos obliga a dar un paso más, un nuevo análisis de la instalación de aire (FLIGHT DECK F212A42000000, tubo F212A423500000), el cual no será objeto de estudio en nuestro escrito. Se propone como solución el cambio de la geometría de la sección, conservando claro está, el flujo de aire que circula por el tubo. Necesitaríamos el apoyo de los departamentos de Análisis y Cálculo, y nos llevaría a recopilar resultados que no son de nuestro interés en el proyecto.

Lo que nosotros en el departamento de diseño hemos realizado básicamente, son pequeños cambios estructurales (en los soportes, por ejemplo) o de la ruta (en los tubos), los cuales no son, estructuralmente hablando, de importancia para el avión. No son motivo de estudio exhaustivo por otros departamentos, ya que basándonos en la experiencia, antiguas modificaciones, modelos modificados ya estudiados con anterioridad, modificaciones previstas en los cálculos de diseño...etc., no es necesaria su implicación.

Como ya dijimos en las conclusiones del estudio de posiciones de las barras, se propone llevar a cabo el pre-diseño de uno de los soportes de las barras, solución más económica y fácil de llevar a cabo, la cual nos permitiría cambiar la posición de la barra 2 sin que haya problemas con el forque de fijación a la carcasa del GRU.

El estudio de pre-diseño será pues una evolución de un soporte ya existente, con la incorporación de una cabeza de fijación de la barra con la misma geometría de su soporte original. Hay que tener en cuenta el método de mecanizado, que será por CN, por lo que, tendremos que tener en cuenta también, las geometrías tanto de la herramienta, como de las limitaciones geométricas el centro de mecanizado a la hora de diseñarlo. En el bloque III lo veremos.

## **BLOQUE III: PREDISEÑO Y ESTUDIO DEL SOPORTE**

- Introducción
- Metodología de diseño
- Objetivos de diseño
- Pautas para el diseño
- Diseño: MODELO I
- Diseño: MODELO II
- Análisis estructural de componentes
- Conclusiones generales del bloque III

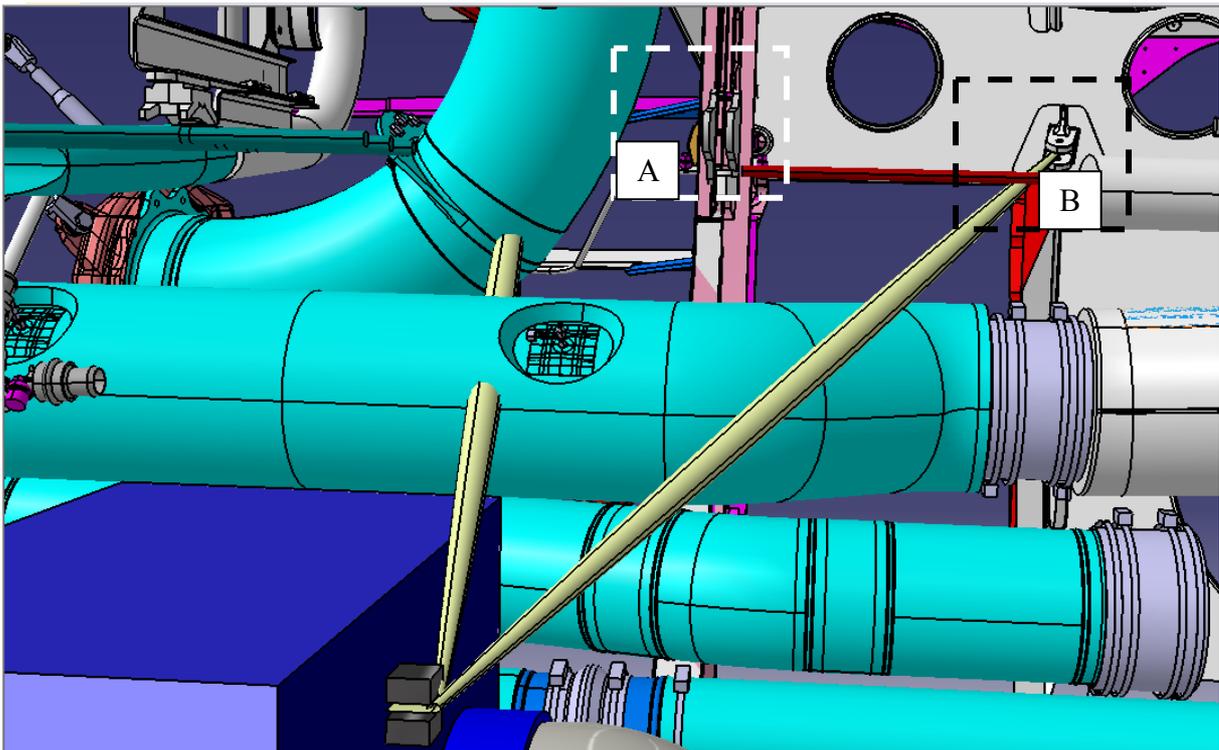
### **3 BLOQUE III: PREDISEÑO Y ESTUDIO DEL SOPORTE**

#### **3.1 Introducción**

En este Bloque III tal y como comentamos en el Bloque II, por motivos de interferencias con los sistemas de aire y combustible, la reubicación de una de las barras del Ground Refrigeration Unit nos lleva a rediseñar un nuevo soporte. Este soporte será una evolución del mismo que lleva montado en la instalación original.

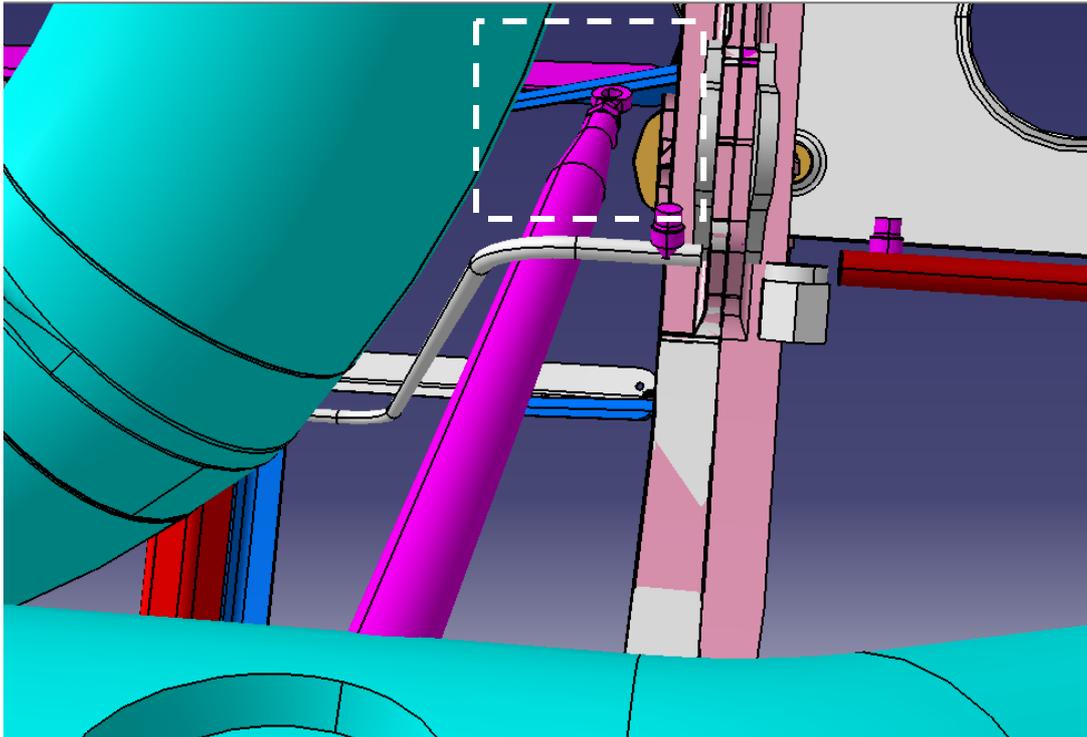
#### **3.2 Metodología de diseño**

Partiendo de este entorno, situaremos la barra en la posición más apropiada, es decir, evitando cualquier interacción con los sistemas. Debemos entonces, modelarnos el sólido que representa a la BARRA 2 apoyándonos en el plano F00030317 al que nos lleva el ítem 6 del plano general del montaje F21211035. Con esta nueva posición de la barra y con la geometría del soporte original superpuesta, diseñaremos una evolución del antiguo soporte.



*Ilustración 77 Imagen del soporte azul (A), con su entorno y soporte original (B).*

A la hora de modelar el sólido nos ayudaremos del módulo de Catia Part Assemble. De un sólido de material de partida iremos restando geometrías generadas en un Sketcher hasta llegar a una pieza lo más depurada posible. Como la pieza soporte se mecanizará por CN (Control Numérico), debemos tener en cuenta una serie de requisitos de diseño, tales como radios de acuerdo fijados por el tipo de fresa, dimensiones de nervios, etc....En el Departamento de Diseño disponemos de documentación interna que facilita unas pautas al diseñador, de forma que no tenga que estar en continuo contacto con Producción-Fabricación durante el diseño.



*Ilustración 78 Nueva posición de la barra 2*

Una vez modelada la pieza soporte, realizaremos un análisis variando la configuración de los nervios, para llegar a la solución óptima, sin que se comprometa la integridad estructural de la pieza. Para ello, debemos modelarnos también un entorno que represente las variables de trabajo de éste, un BULÓN que fije la barra al soporte, la propia BARRA, y unas superficies donde irá remachado, incluyendo sus propiedades físicas. Tendremos pues, que añadir también las restricciones entre las piezas (superficies de contacto) para recrear unas condiciones de cargas debido a las fuerzas inerciales que sufre el avión en condiciones adversas.

Con nuestro entorno montado y mediante el módulo de CatAnalisis, insertaremos el Catproduct, aplicaremos restricciones de movimiento, cargas y el mallado de ELEMENTOS FINITOS. En definitiva, lo que trataremos de averiguar es qué configuración de nervios del soporte es la más adecuada para un diseño más económico.

### 3.3 Objetivos de diseño

Aunque los objetivos de diseño en cada proyecto serán distintos según los requisitos del cliente, se tendrán en cuenta los principales objetivos a alcanzar en el diseño de cualquier pieza:

- **Mínimo peso:** el soporte ha de ser diseñado con el requisito de mínimo peso asumiendo que soporta tanto las cargas a las que se le somete, así como que sus frecuencias naturales se encuentren fuera del campo de vibraciones definidas para el proyecto. Se aconseja el empleo de nervios de refuerzo que consigan rigidizar el soporte en las zonas de máxima tensión, consiguiendo evitar un sobredimensionamiento del espesor de del soporte. Con esto también conseguimos un ahorro de material de partida.
- **Mínimo coste:** este criterio está influenciado por múltiples factores entre los que destacan los siguientes:
  1. *Proceso de fabricación:* el diseño deberá considerar la máxima simplicidad de formas, reduciendo, en este caso, el número de operaciones y pasadas de mecanizado y por tanto, el tiempo de mecanizado.
  2. *Materiales empleados:* han de estar dentro de los definidos por el cliente y a ser posible, dentro de los que más se utilicen en fabricación, de forma que los costes de materia prima se minimicen.
  3. *Diseño basado en librerías:* la evolución de un diseño ya existente nos permite minimizar los costes de Análisis e Ingeniería.

### 3.4 Pautas para el diseño

En el diseño de piezas, en general, no se pueden realizar basándose únicamente en el problema a resolver y en la imaginación del diseñador, estos forman parte del proceso, pero no son suficientes para realizar un diseño funcional.

Si no tenemos en cuenta una serie de criterios, nos encontramos, en nuestro caso, con problemas de mecanizado de las piezas, imposibilidad o la posibilidad, pagando altos costes, de realizar esa pieza por geometrías complicadas, escaso espacio para la movilidad de las herramientas y posibles fallos en el mecanizado por el embazado de la fresa a la hora de realizar giros a 90°. Estos son algunos de los problemas que podríamos tener si no tomamos referencias físicas a la hora de diseñar para los que hemos seguido una serie de pautas.

En nuestro soporte hemos considerado fundamental:

- Espesor del soporte fácil mecanizable (2mm).
- Altura y espesor de nervios suficiente, para cumplir los requisitos fijados y para no crear problemas de fragilidad en su proceso de mecanizado.
- Radios de acuerdo y radios de fondo conforme a la herramienta estándar, es decir:
  1.  $R_{ac} > 8 \text{ mm}$  ;  $R_{ac} = (D/2) + 1$  como mínimo. ( $D_{fresa} = 16 \text{ mm}$ )
  2.  $R_f = 4 \text{ mm}$ , de acuerdo con la geometría de la fresa.

De otra forma se producirían vibraciones y marcas no deseadas en la pieza, e incluso la rotura de la fresa.

- Redondeado de aristas vivas con un radio mínimo de 0.3 mm
- Evitar en la medida de lo posible un cambio de los radios de acuerdo, lo que provocaría incrementos en los tiempos de ejecución, por ello, hemos forzado la geometría de la pieza para fijar, donde ha sido posible, los radios de acuerdo a 9 mm y radios de fondo a 4 mm.

### 3.5 Diseño: MODELO I

En este apartado vamos a resumir el proceso de diseño del soporte y como hemos mencionado anteriormente, realizaremos una evolución del soporte “azul” incorporándole una “cabeza de fijación” con la geometría del soporte original.

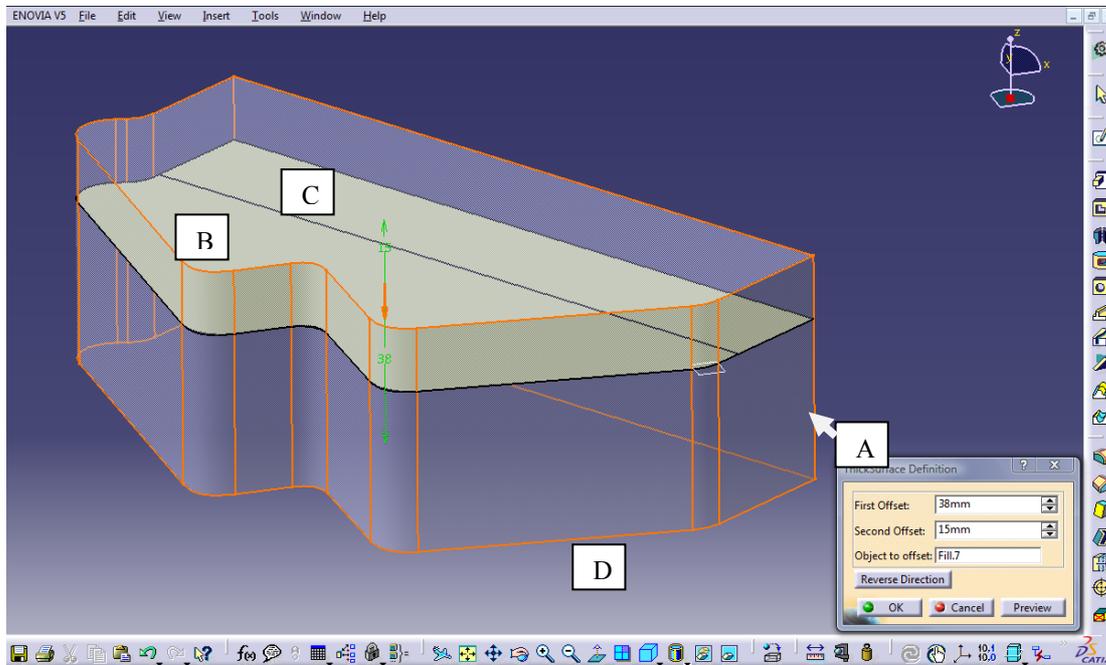


Ilustración 79 Base modelo de soporte I

El primer paso de para diseñar nuestro soporte es obtener un sólido de material de partida en la posición del soporte original y con su mismo contorno. Este contorno es el adecuado para que el soporte salve las irregularidades de las paredes que le rodean. Con un plano de referencia (A) proyectamos la geometría del soporte azul (B), ampliamos esta superficie en la dirección de la barra desde donde partirá la cabeza de fijación (C). Esta ampliación es de dimensión tal que permita la entrada de la barra 2 dentro del sólido (D).

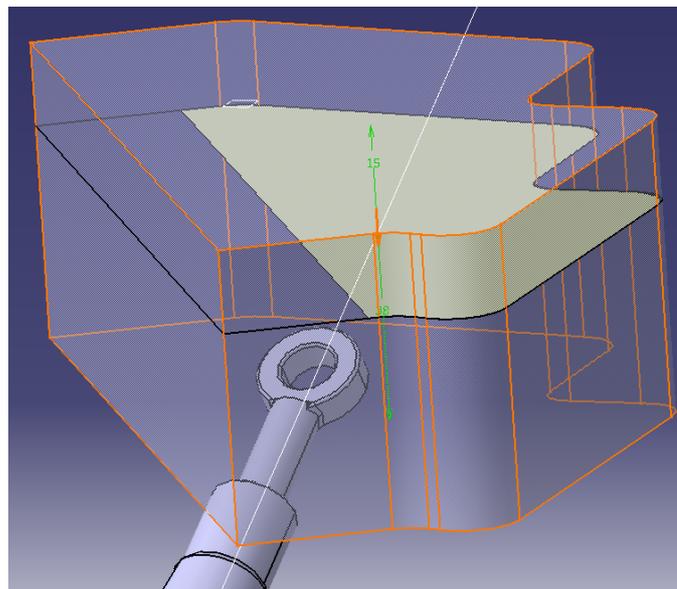
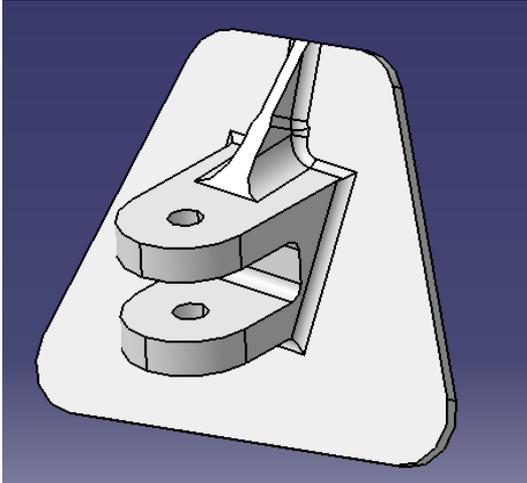


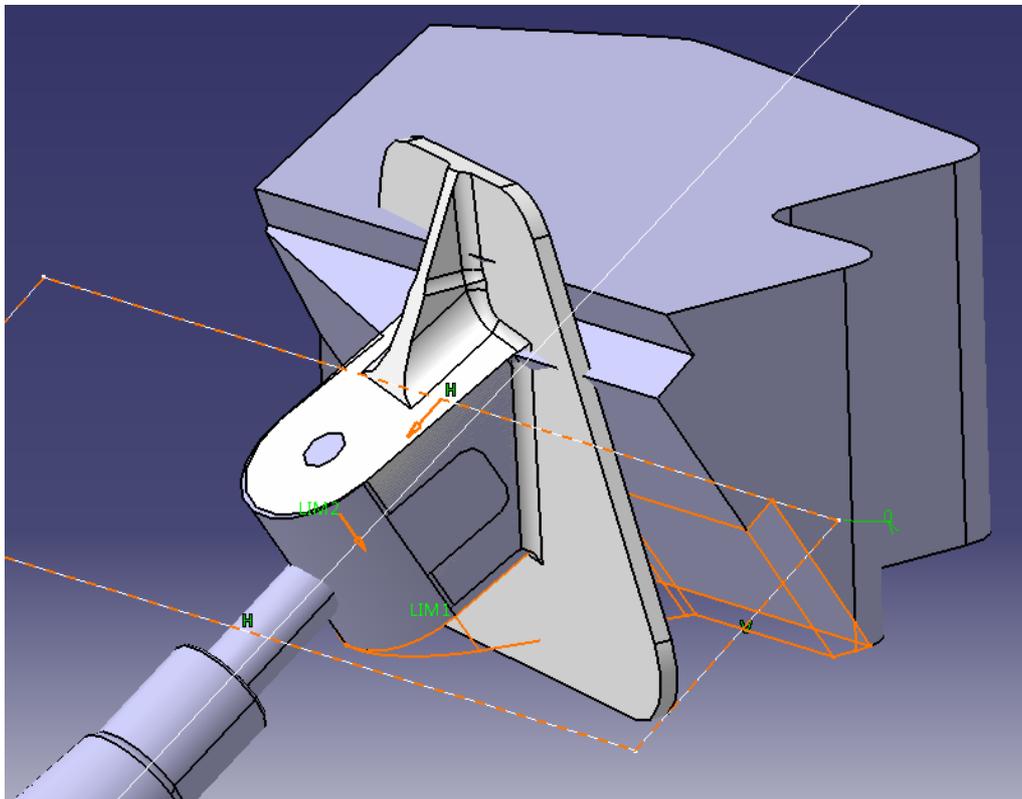
Ilustración 80 Presentación espacial de ubicación cabeza soporte



Como base de diseño para la geometría, tomaremos el soporte que se muestra a la izquierda, con PN: F53912021-200. Es el soporte que llevaría la barra en la posición anterior.

Como se puede ver en la siguiente figura, partiendo de este sólido, tomamos como referencias la barra y el soporte original colocado en posición de coaxialidad con el eje del agujero de la barra. Realizamos los cortes necesarios según la geometría, introducida mediante un Sketcher, del soporte para dar forma a la cabeza de fijación.

*Ilustración 81 Base para diseño cabeza fijación*



*Ilustración 82 Operaciones de rebaje de material .1*

Una vez realizadas estas operaciones, eliminamos material de la parte superior e inferior del soporte, dejando la posibilidad de incorporar los nervios que distribuirán las tensiones transmitidas por la barra, uno en la parte inferior y otro en la superior. Lo vemos en la siguiente figura:

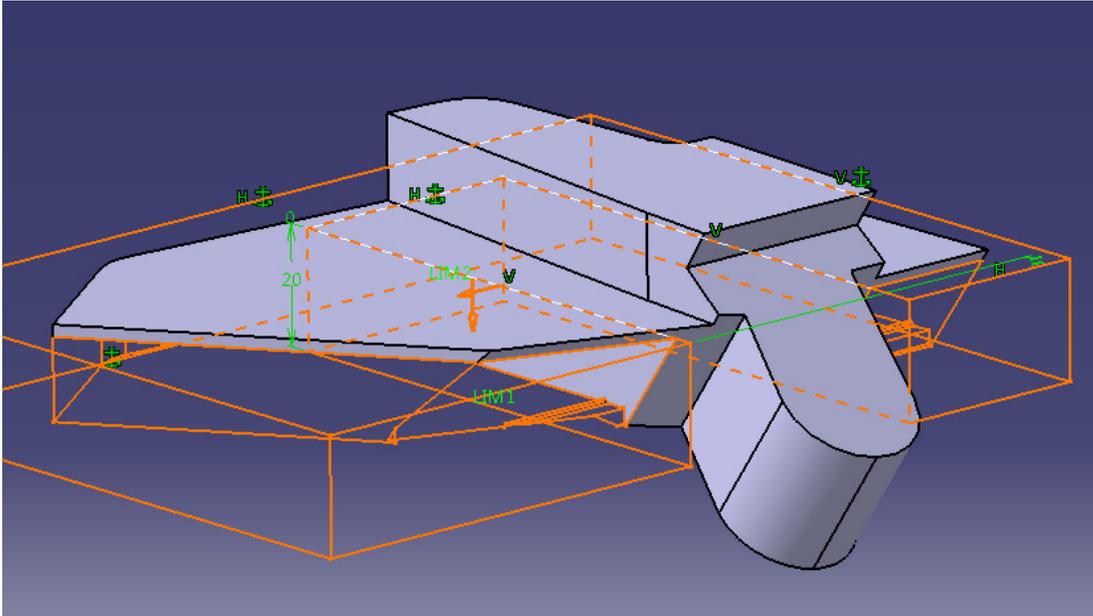


Ilustración 83 Operaciones de rebaje de material .2

Con los siguientes cortes afinaremos el diseño, dejando el hueco para la barra, el orificio para el bulón y realizaremos la primera aproximación de las geometrías de los nervios. Como vemos estos son hasta el final del soporte y con disminución gradual de altura, de forma que sea fácil el mecanizado con la fresa.

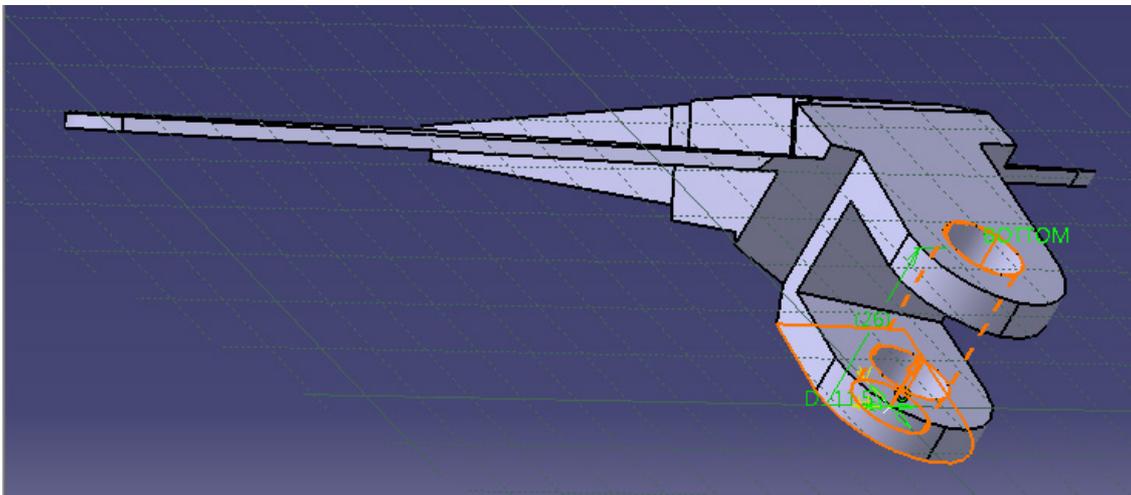
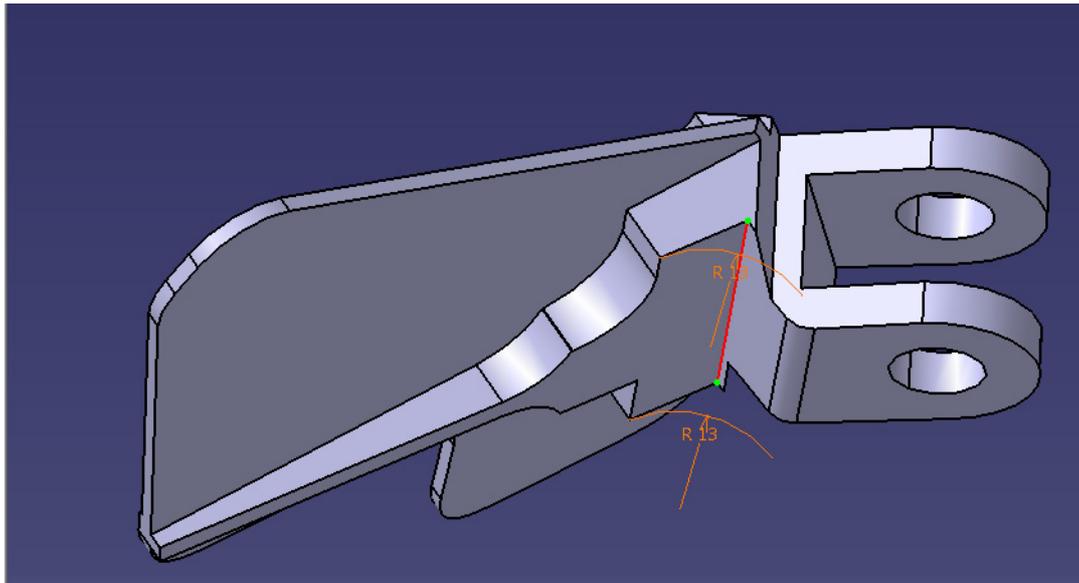


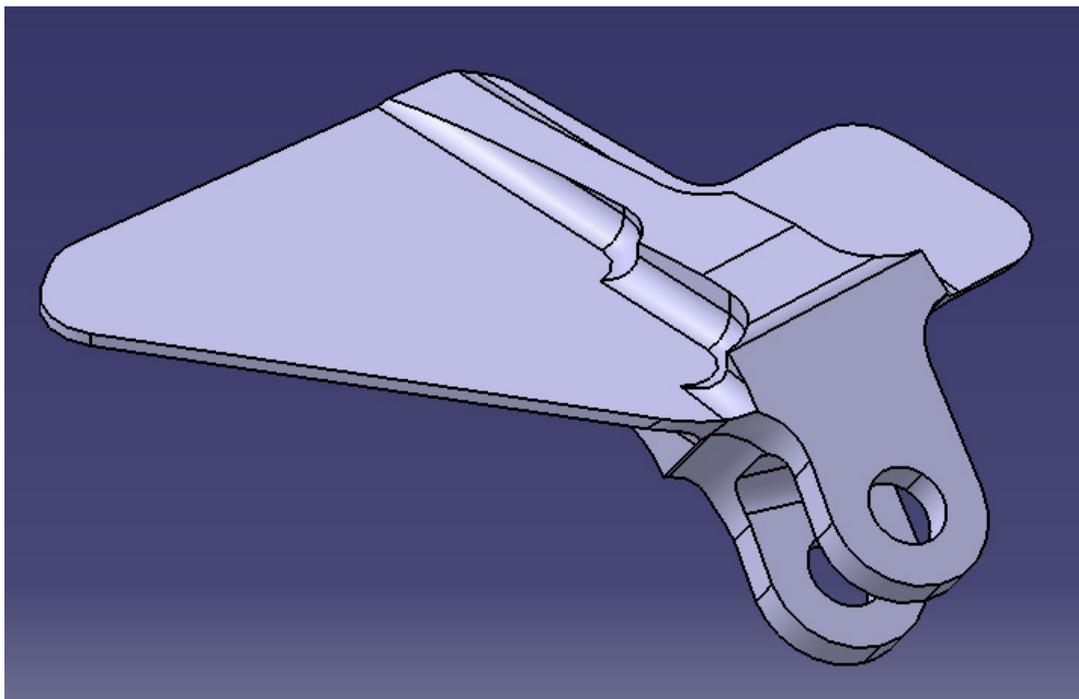
Ilustración 84 Operaciones de rebaje de material .3

Nos faltaría darle sus radios de acuerdo y de fondo de 9mm y 4mm respectivamente, para toda la geometría, exceptuando el punto que mostramos debido a que se pedía un cambio de ángulo de la fresa lo más suave posible (considerando también que la cantidad de material a eliminar fuera importante de forma que cumpliéramos el objetivo de mínimo peso)



*Ilustración 85 Operación de radio de acuerdo*

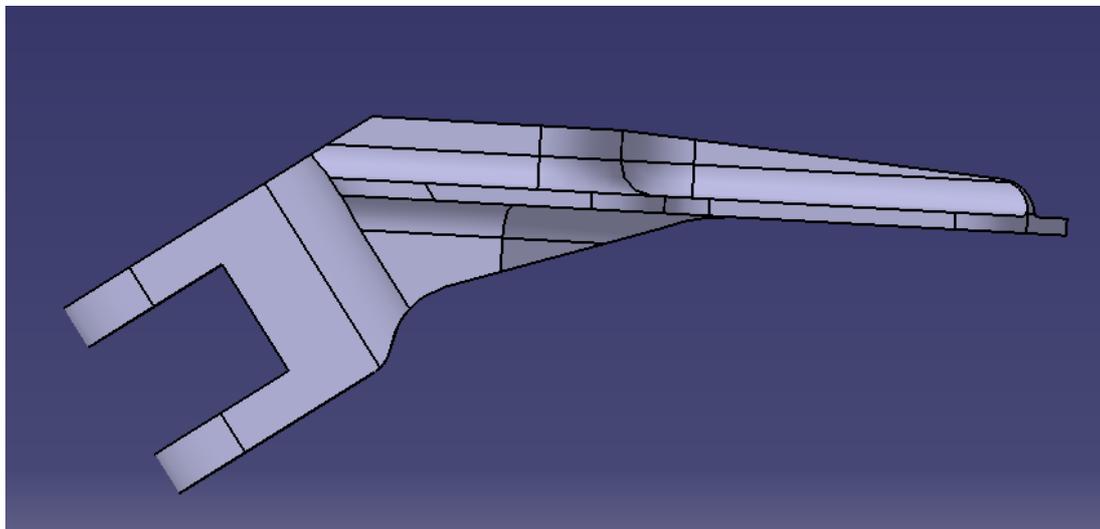
Aplicamos radio de fondo igual a 4 mm para toda la geometría y el resultado final representado en isométrico será:



*Ilustración 86 Soporte I con radios de fondo*

### 3.6 Diseño: MODELO II

En este apartado, presentaremos el segundo modelo de soporte, el proceso de diseño sería el mismo que el del modelo I salvo que, ahora sólo incluiremos un nervio en la parte superior.



*Ilustración 87 Modelo soporte II único nervio superior*

Con vistas a la facilitar de incorporación del soporte en la estructura del avión, si éste se diseña con dos nervios, el inferior interfiere con la costilla donde iría remachado. Tendríamos entonces que mecanizarla, dejando un hueco para esta, lo que debilitaría esa zona de estructura principal del fuselaje.

En los sucesivos apartados recrearemos un ambiente que simulará el estado de trabajo del soporte. Veremos cómo se distribuyen las tensiones y que puntos son críticos en cada modelo.

### 3.7 Análisis estructural de componentes

El análisis estructural de componentes es muy importante para el diseño y desarrollo de cualquier sólido. Posibilita al diseñador e ingeniero verificar si el diseño puede soportar las cargas requeridas, si el material empleado es suficientemente bueno para las tensiones que se distribuyen en el sólido y estudios sobre posibles secciones críticas.

Para recoger datos y sacar las conclusiones oportunas acerca de los aspectos estructurales del soporte, nos basaremos en el módulo de CATIA Generative Structural Analysis (GSA). Este módulo permite al usuario, de forma rápida, comprobar el comportamiento del sólido sometido a un estado de cargas mediante un análisis de elementos finitos.

En el análisis de elementos finitos el problema se reduce a crear una distribución de puntos, o nodos, que comprenden a todo el sólido en cuestión y posteriormente, una vez fijado el sistema de cargas, calculamos el desplazamiento infinitesimal de éstos. Con estos datos podemos obtener resultados acerca de las propiedades del sólido sometido a carga.

En su conjunto conforman la malla del sólido que contiene información acerca del material y de las propiedades estructurales, la cual define cómo reaccionará el sistema a unas condiciones de carga determinadas. La densidad de los nodos se asigna dependiendo de los niveles de estrés que se vayan a soportar en regiones particulares y las mayores concentraciones de nodos se darán en los llamados puntos críticos son aristas, esquinas...

Nuestro objetivo es comprobar cómo se comportarán dos modelos de soporte bajo una carga test, de forma que podamos elegir el más adecuado para su función. Para el análisis necesitamos crear un ambiente de trabajo, es decir, crear un modelo de los sólidos que estarán en contacto bajo carga, ensamblarlo dándole a cada uno las condiciones de elasticidad y de contacto, para finalmente, ver su reacción.

Con vistas a analizar el estado de cargas del sistema, observamos que al ser una unión articulada, con cargas aplicadas en los nudos, únicamente aparecerán esfuerzos axiales y por lo tanto en la dirección de la barra. Como anteriormente hemos citado en apartados anteriores, la función de estas barras es anular las fuerzas de inercia del conjunto cuando éste se somete a aceleraciones y deceleraciones. Se compone de tres barras, el conjunto tiene un peso aproximado de unos 55kg. En función de la dirección de las fuerzas, las fuerzas se distribuirán de forma diferente entre las tres barras. Para simplificar nuestro problema, tomaremos el caso extremo, es decir, que una misma barra transmita los 55kg del sistema.

Las condiciones de diseño de componentes aeronáuticos quedan recogidas en la normativa JAR-25 o 'Joint Aviation Requirements for Large Aeroplanes'. Vamos a tomar como máxima aceleración de prueba 3g, se estima que en condiciones normales de vuelo, en grandes aviones se suelen dar valores de 1g a 2g (en condiciones extremas). Entonces nuestro esfuerzo axial será de 1617 N.

Veamos cómo será el entorno de trabajo del soporte, esto es una superficie de remachado en Aluminio (A) y sus remaches (D), el bulón de fijación con la barra en Acero (B) y la propia barra en Aluminio (C) que une la carcasa del GRU y el soporte en Aluminio 6063 T6 (Aluminio Aeronáutico). Todos y cada uno de los sólidos deben tener las propiedades físicas asignadas.

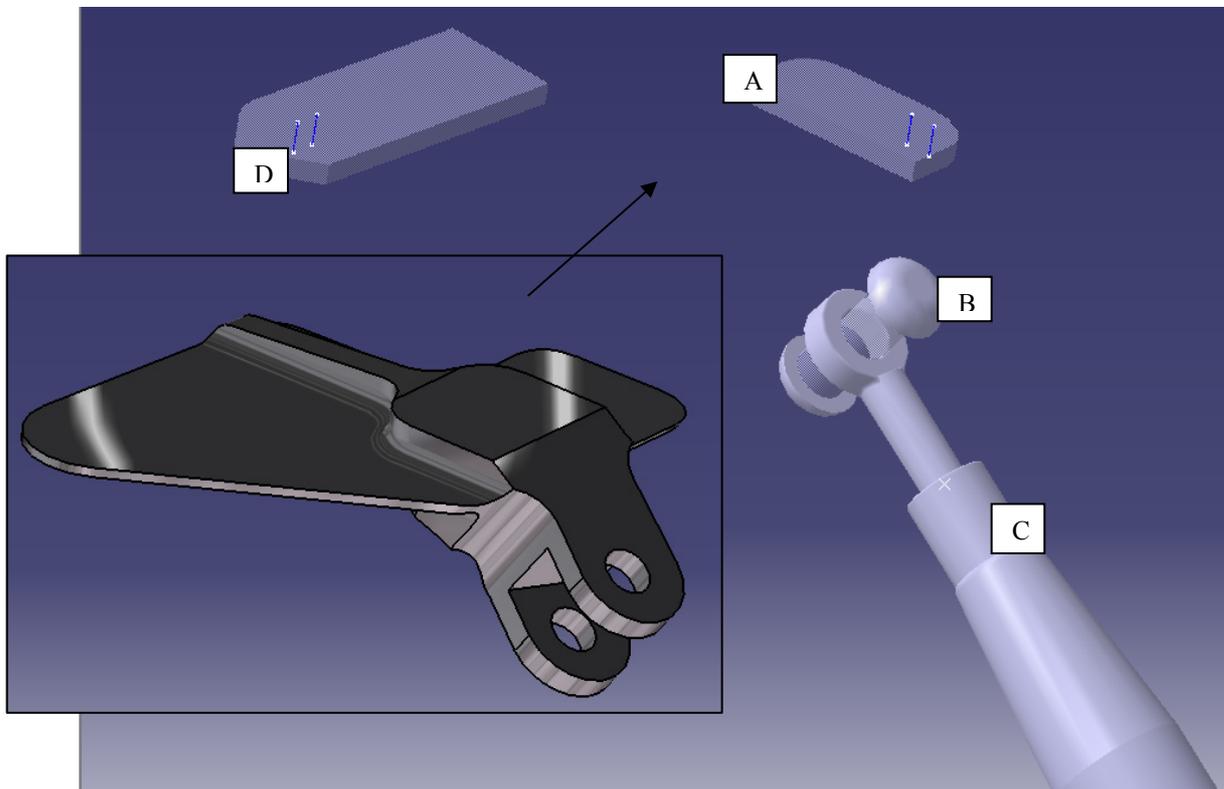
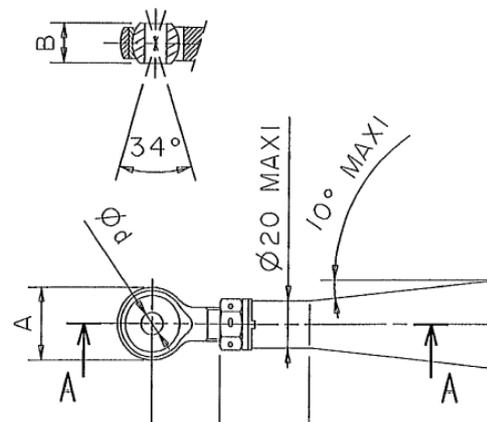


Ilustración 88 Presentación de sólidos auxiliares

**Nota:** No vamos a plasmar los pasos de diseño de estos elementos auxiliares ya que no es el objetivo de este texto y nos extenderíamos demasiado. Refiriéndonos al sólido de la barra con plano F00030317, el sistema de fijación es una aproximación, como se puede ver en la ilustración adjunta. (Ver anexo planos)



Una vez modelado las partes del entorno, cada uno de los CatPart (cada sólido) debemos incluirlo en un único CatProduct, montando en un mismo fichero todo el conjunto. Tenemos que incluir también el tipo de contacto o constraint que existe entre los sólidos, ya sea superficie plana-plana<sup>1</sup> o superficie cilíndrica-cilíndrica<sup>2</sup>.

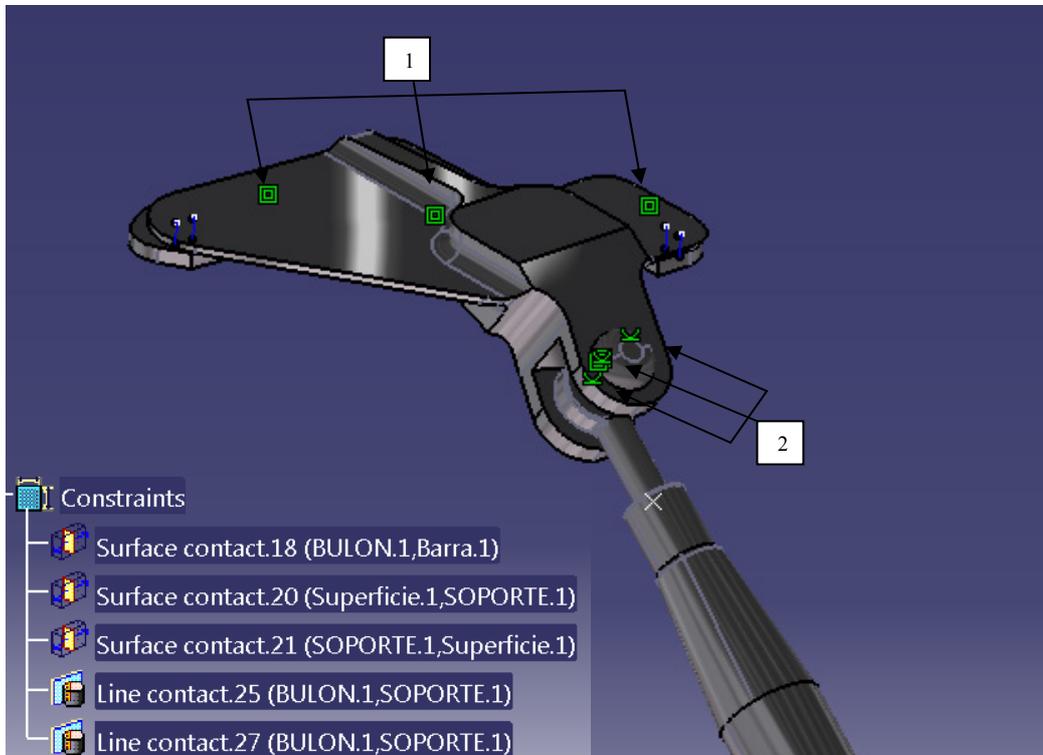


Ilustración 89 Entorno de soporte con contacto entre superficies

Ahora, partiendo de este conjunto, lo introduciremos en módulo Generative Structural Analysis para sacar conclusiones.

### 3.7.1 Método de Elementos Finitos (GSA)

En este apartado vamos a definir paso a paso el análisis particularizado para un de nuestros soportes, **el modelo II**, para ello lo hemos dividido en cuatro fases:

#### Pre-processing

Es el momento de preparar el sólido para realizar su estudio, partiendo del conjunto y de las propiedades que antes hemos dado, hay que establecer el tipo de conexión que existe entre las partes, también llamado Fitting Connection. Entre SOPORTE y SUPERFICIE DE APOYO, aplicaremos una fijación mediante remachado o FASTENED CONNECTION y entre BULÓN y SOPORTE y BARRA, tendremos una fijación mediante contacto a presión o también llamada PRESSURE FITTING CONNECTION, lo vemos:

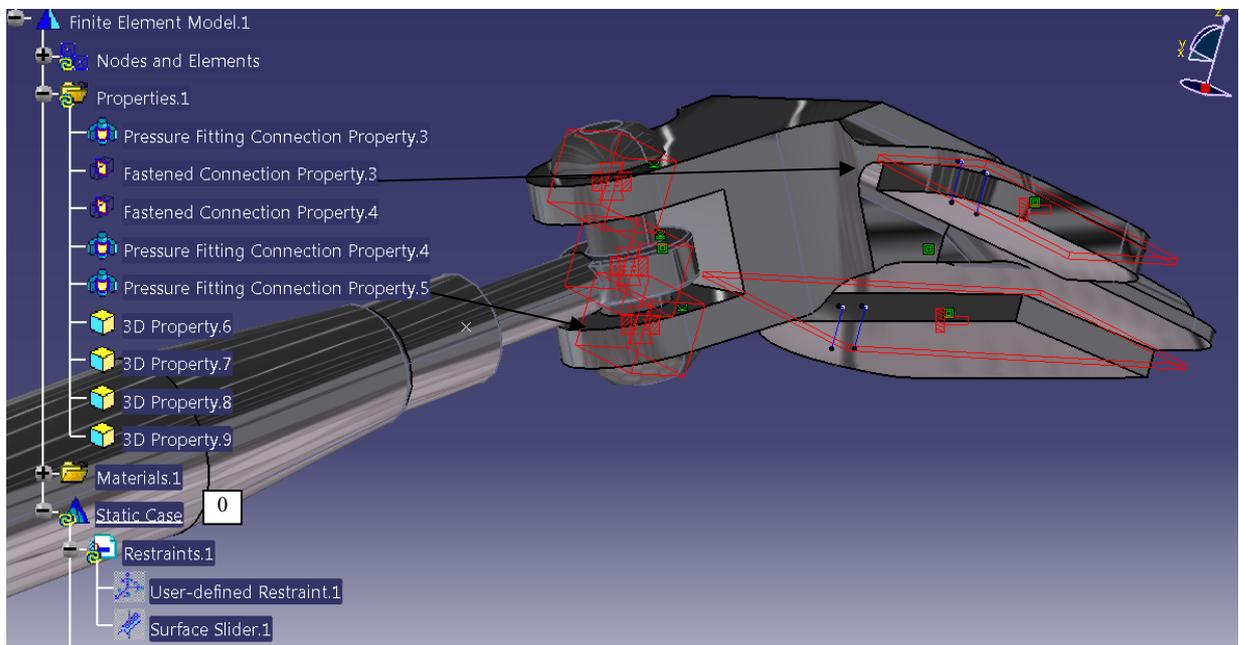


Ilustración 90 Tipo de conexión entre superficies

Incluimos en el análisis el caso estático<sup>0</sup> donde hay que tener en cuenta las restricciones al movimiento de las partes o Restraints, de forma que fijaremos los tres grados de libertad<sup>1</sup> la superficie de apoyo y la barra tendrá movimiento exclusivamente de deslizamiento<sup>2</sup> a lo largo de su dirección.

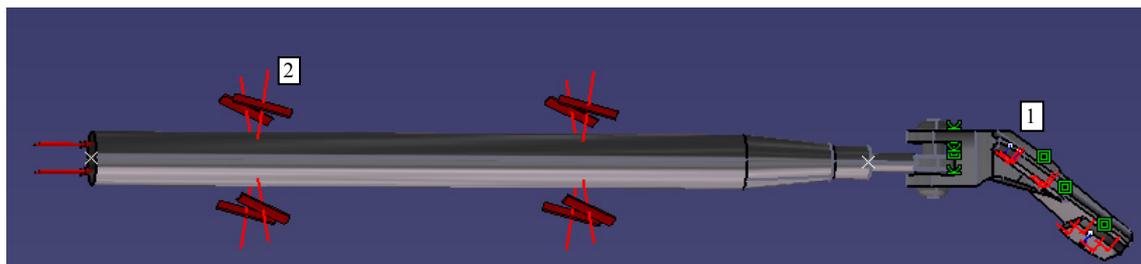


Ilustración 91 Restricción espacial de sólidos

Otro factor importante a incluir es la carga de prueba (Load) a la que someteremos el conjunto, esta es de 1617 N.

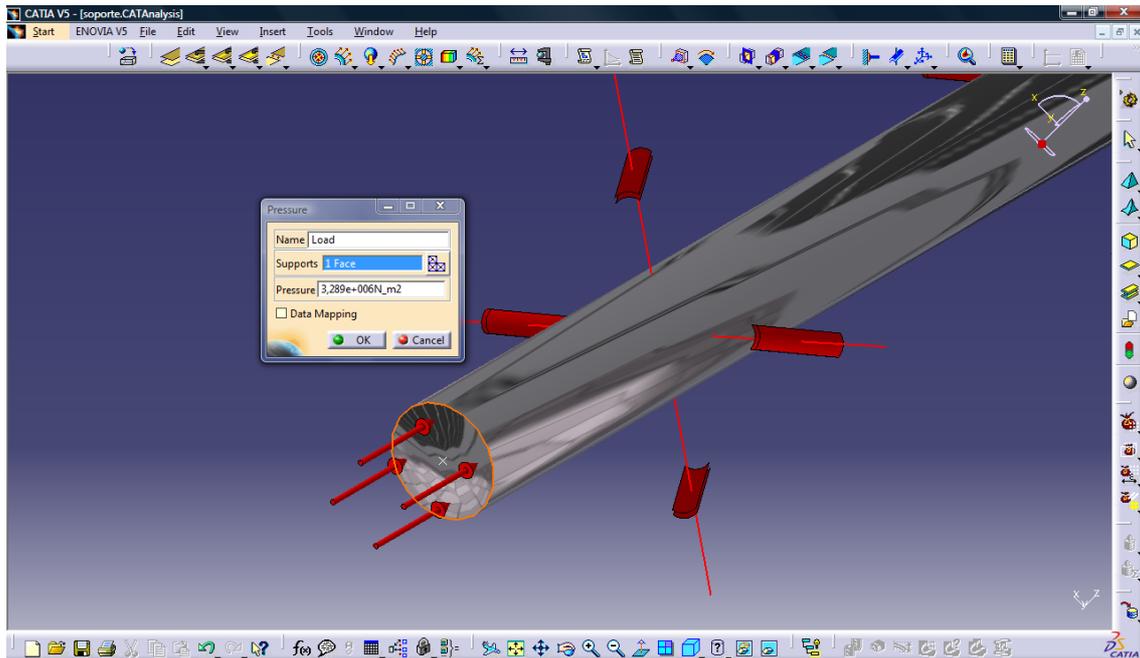


Ilustración 92 Definición de esfuerzo axial

Finalmente, será preciso realizar un mallado del conjunto, cuyo tamaño de unidad de malla y forma geométrica tomaremos la de defecto de CATIA, posteriormente refinaremos al malla para mejorar la calidad de los resultados.

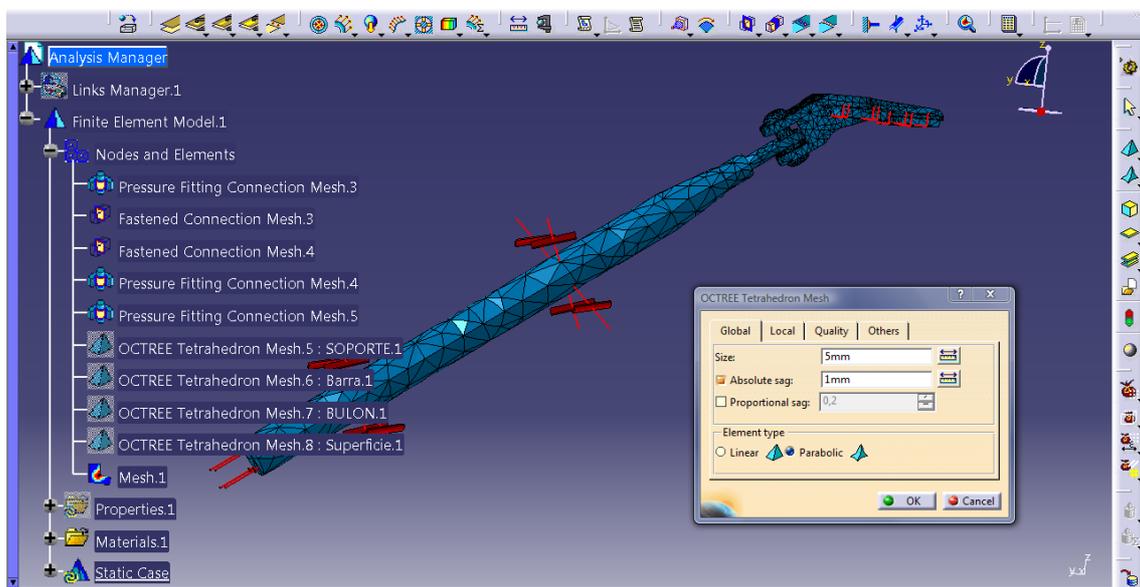


Ilustración 93 Generación de malla soporte II

Como podemos ver el tamaño de la celda es de 5mm y tipo parabólica, de forma que ajuste mejor las zonas curvas y aristas. Una vez pongamos en marcha el análisis podremos ver que calidad tiene el mallado y si tenemos que refinar la malla o no.

Computation:

En este apartado vamos a calcular las soluciones de los desplazamientos de los nodos producidos por la carga y por las condiciones impuestas en el apartado de Pre-processing. Esto es únicamente poner en marcha el entorno, pulsando a compute, Catia nos permite ahora incluir soluciones de Pos-processing, que calcula basándose en los resultados obtenidos.

Post-processing:

Si queremos conocer cuál es la distribución de tensiones en nuestro sólido, cuál es el punto de mayor deformación o de mayor tensión soportada es la fase en la que podemos incluirlo. Con Von Mises Stress y Deformed Mesh, obtendremos estos datos:

Von Mises Stress:

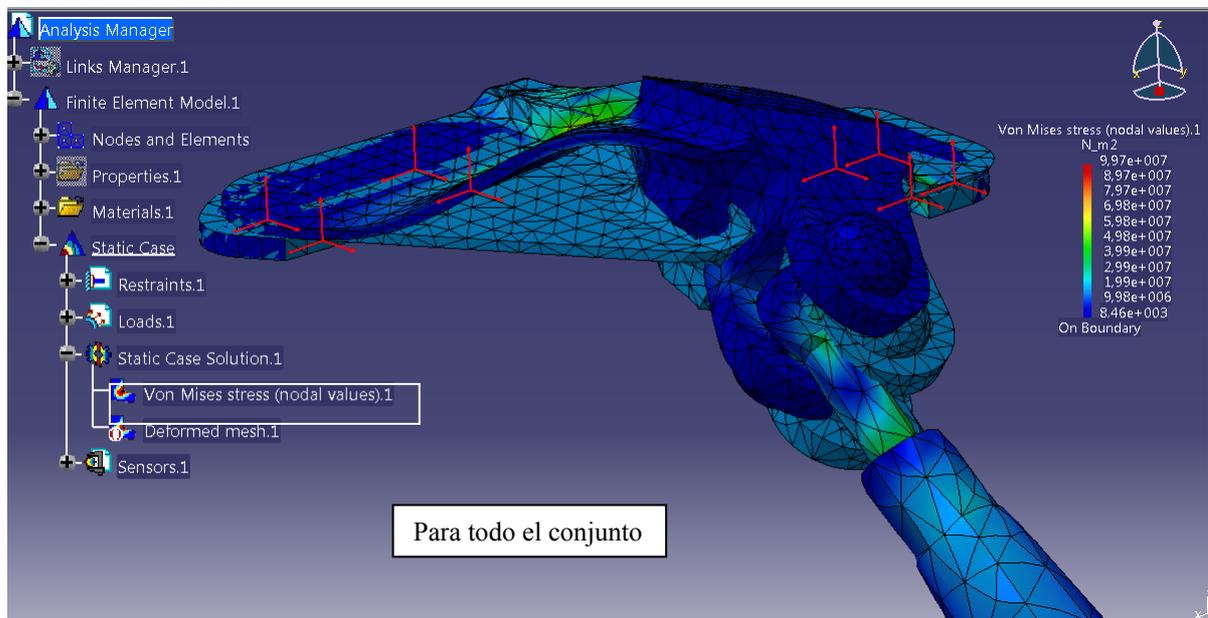


Ilustración 94 Movimiento de soporte bajo tensión

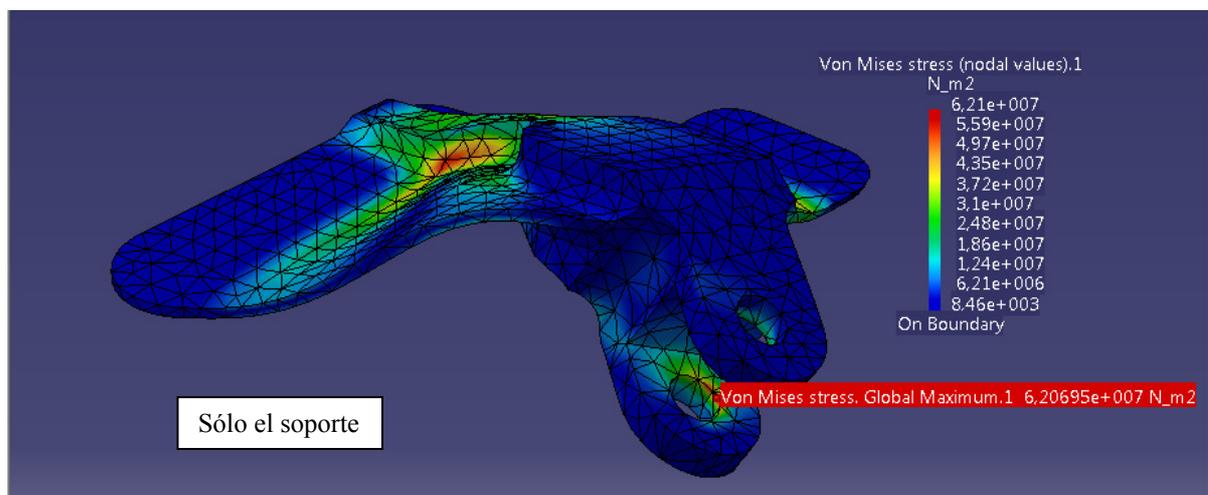


Ilustración 95 Distribución de valores de tensión

A la vista de los resultados podemos decir que estamos dentro de la tensión máxima de rotura del Aluminio 6063-T6 (240 MPa), cuyo máximo indica 62 MPa.

*Deformed Mesh:*

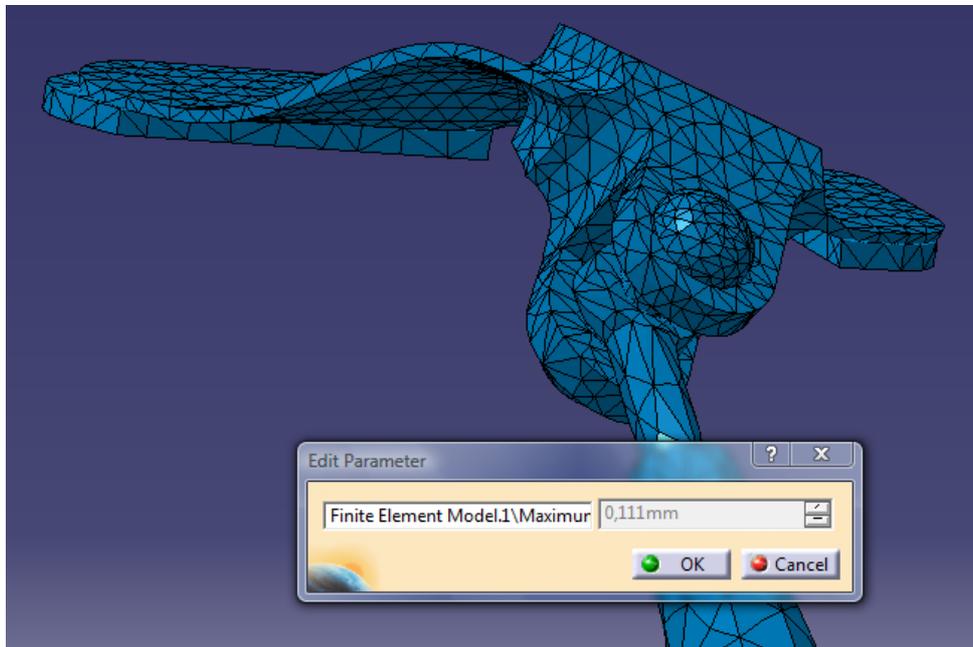


Ilustración 96 Deformación de malla

Según la malla deformada, con un factor de escala de 188,45 para apreciar resultados, vemos que la máxima deformación a la que estaría expuesto el soporte sería de 0,111mm.

Existe un factor llamado Global Error Rate que nos indica la calidad de los resultados de nuestra malla, es un valor numérico que si está por debajo de un 20% podemos decir que nuestra malla es aceptable. En nuestro caso tenemos un valor de 16,58%. Vamos a intentar refinar la malla del soporte para ver cómo cambian los resultados.

Refinamiento de malla:

Hemos cambiado el tamaño de unidad malla a 2,5mm, lo que supone crear una nueva malla y calcular los nuevos desplazamientos infinitesimales.

Ha mejorado el error global a un 14% y la tensión máxima que soporta asciende a 68,9MPa y 0,111 mm de desplazamiento máximo.

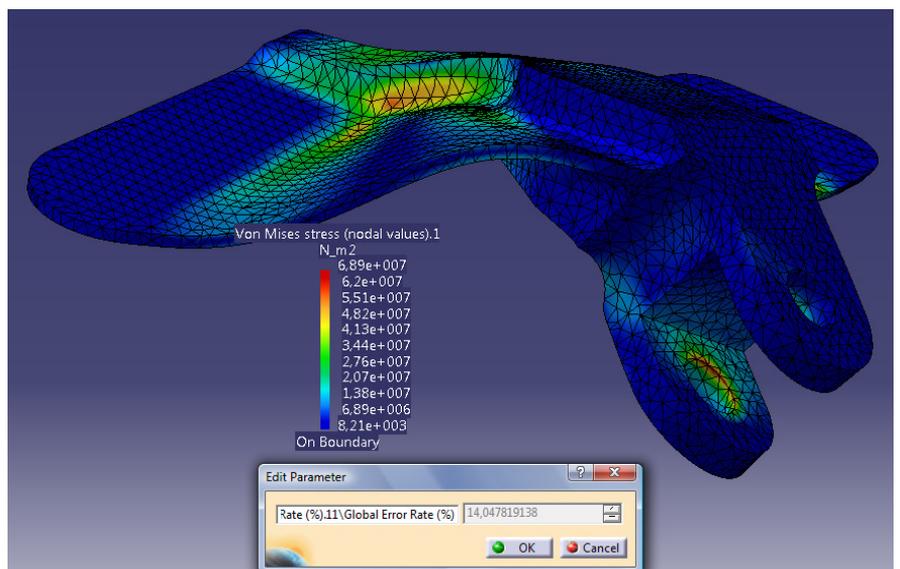


Ilustración 97 Primer refinamiento de malla

A la vista de los resultados hemos vuelto a dividir por dos el tamaño de celda y procederemos a calcular todo de nuevo. Cada vez que hagamos más pequeña la celda, será más preciso el cálculo, pero a su vez más costoso de computar. Vemos la diferencia entre la malla de los sólidos auxiliares y del soporte:

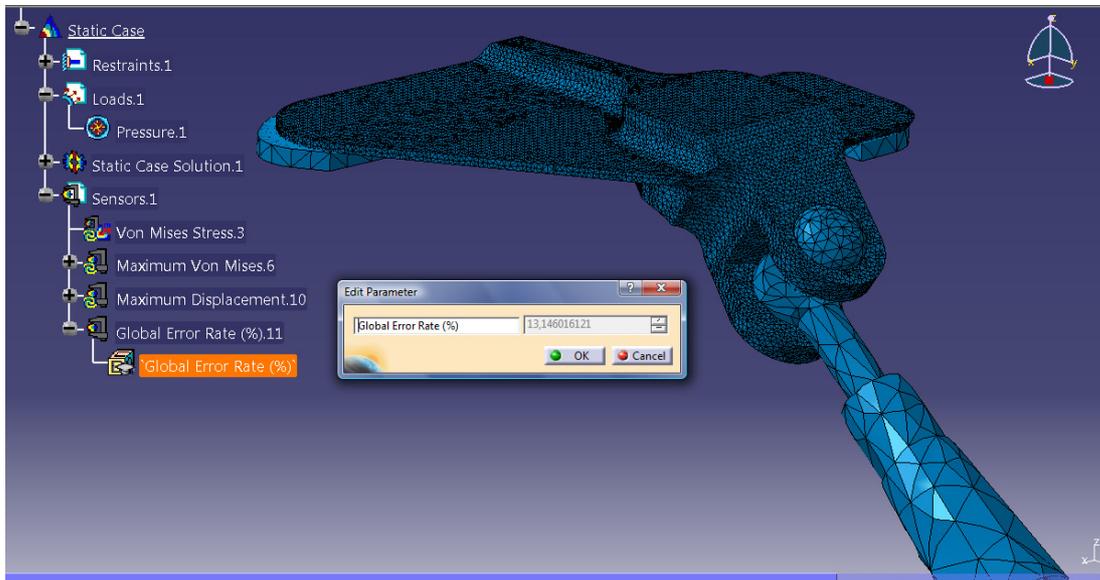


Ilustración 98 Segundo refinamiento de malla

Después de crear la malla, apenas ha mejorado un 1% (13,14%), hemos calculado el estado de Von Mises, no sin antes tener problemas de cálculo con el pc. Se aconseja que Global Error Rate esté por debajo de 20%, por consiguiente cumplimos este requisito. Incluimos en el anexo el informe resumen de análisis.

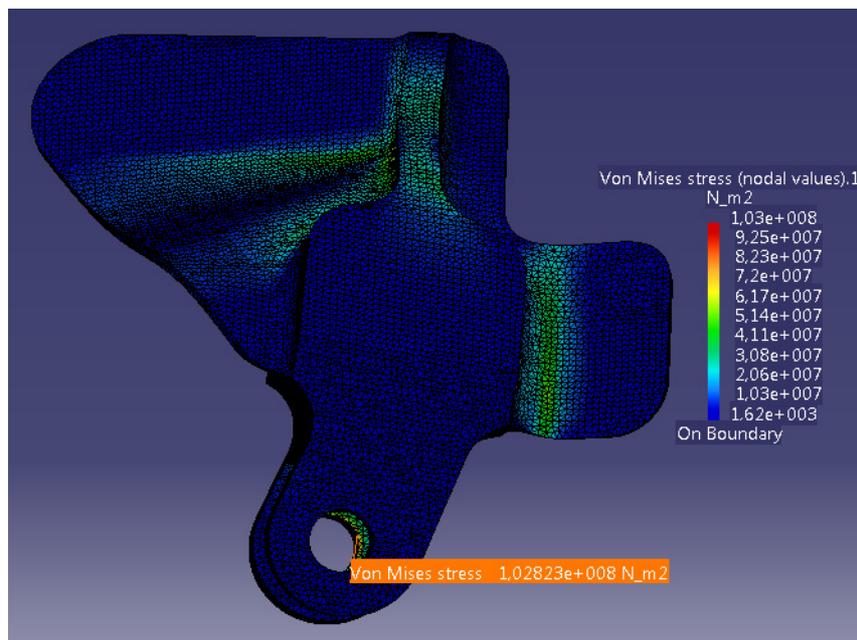


Ilustración 99 Distribución de tensiones en tercer mallado

Como conclusión, podemos decir que nuestro soporte, con un único nervio resistirá los esfuerzos a los que será sometido no sólo a rotura sino a deformación plástica, con un máximo en la zona de contacto entre bulón y soporte de 103 MPa y una deformación máxima de 0,112mm y un peso total de 0,644kg.

Vamos a realizar el mismo **análisis al modelo I**, siguiendo los mismos pasos para posteriormente comparar resultados.

En una primera aproximación, con tamaño de celda por defecto de 5mm y tipo parabólico, con un global error rate de 17,08%, el resultado como era de esperar es del mismo orden con respecto al otro soporte, 65,7 MPa de tensión máxima en el punto crítico, aunque cambia su localización. Como se puede observar, este lleva un nervio de refuerzo en la parte inferior.

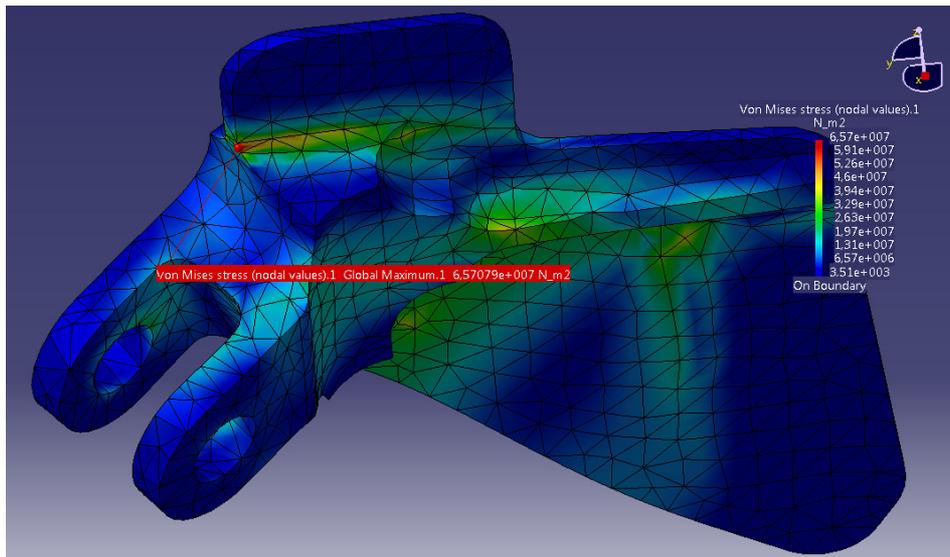


Ilustración 100 Distribución de tensiones primera aproximación soporte I

El desplazamiento máximo llega a 0,142mm y su masa total es de 0,629kg.

Vamos a intentar mejorar los resultados, reduciendo como antes hicimos el tamaño de celda a la mitad (2,5mm), recalculando todo nos queda lo siguiente:

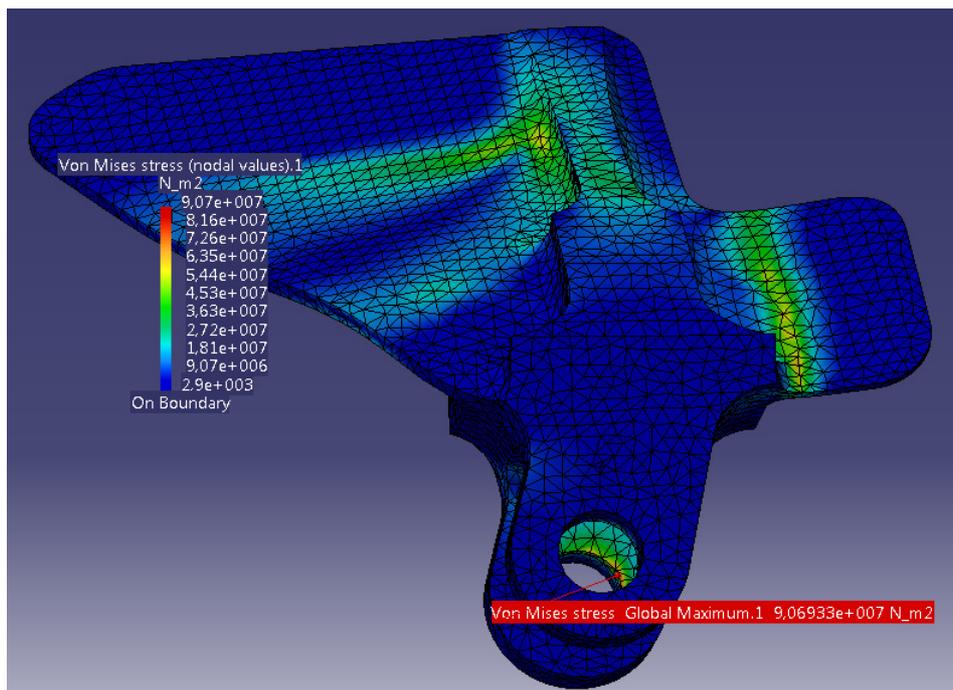
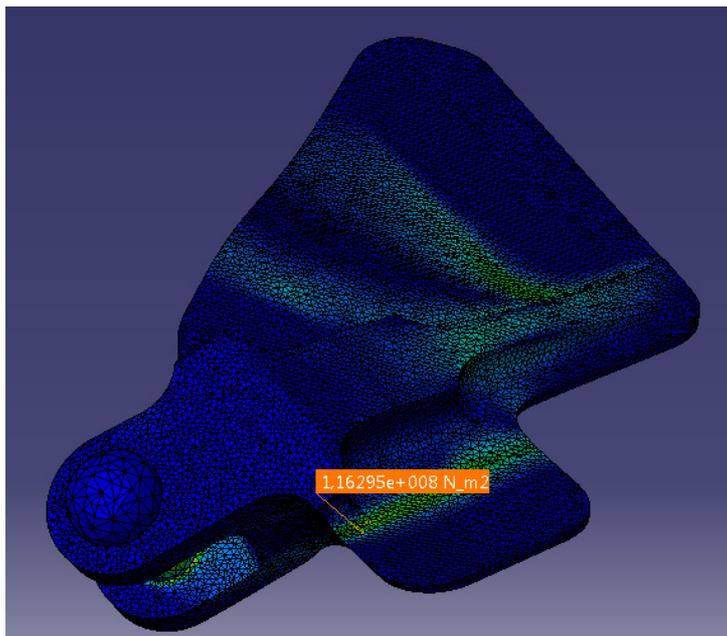


Ilustración 101 Distribución de tensiones en segundo refinamiento de malla (soporte I)

Vemos que cambian bastante los valores e incluso la localización del punto crítico con 90,7 MPa. Es un factor a tener en cuenta ya que nos muestra que debido al diseño del soporte, la distribución de la tensión a lo largo del sólido no presenta puntos de acumulación. En este caso estamos trabajando con un Global Error Rate de 14,52% y un desplazamiento máximo de 0,144mm.

En una tercera depuración de la malla, nos quedamos con un tamaño de celda 1,125 mm y el global error rate mejora a 13,3%, llegar a este resultado nos ha costado varias horas de espera, por lo que no vamos a reducir más el tamaño.



*Ilustración 102 Distribución de tensiones segundo refinamiento de malla (soporte I)*

Como valores definitivos podemos decir que bajo el estado tensional de prueba el soporte está sometido a una tensión máxima de 116,3MPa y desplazamiento máximo de 0,145mm. La masa total se mantiene en 0,629kg. Adjuntamos en el anexo el informe resumen de análisis.

### 3.8 Conclusiones generales del bloque III

A fin de dar una visión general del análisis estructural que hemos realizado, presentamos los datos obtenidos.

#### Resumen de resultados:

Ajuste malla (i)	Tensión máx (MPa)	Desplazamiento máx (mm)	Tamaño de celda (mm)	Global Error Rate(%)
MODELO I (1)	65,7	0,142	5	17,08
MODELO II (1)	62	0,111	5	16,58
MODELO I (2)	90,7	0,144	2,5	14,52
MODELO II (2)	68,9	0,111	2,5	14,04
MODELO I (3)	116,3	0,145	1,125	13,03
MODELO II (3)	102,8	0,112	1,125	13,14
<u>Peso Modelo I:</u> 0,644 Kg			<u>Peso Modelo II:</u> 0,629 Kg	

MATERIAL	ALUMINIO 6063 -T6
PROPIEDADES	
Densidad(Kg/m <sup>3</sup> )	2700
Módulo Elástico (GPa)	68,9
Coefficiente de Poisson	0,33
Límite Elástico (MPa)	210
Límite Rotura (MPa)	240

A la vista de los resultados y comparando con las propiedades mecánicas del material de partida, podemos decir que bajo el estado tensional de prueba, los dos soportes superan la prueba sin aparición de deformación plástica en ningún punto del sólido, aunque el modelo II muestra valores de tensión inferiores en el punto crítico. Con unos coeficientes de error muy similares en los dos casos, las diferencias respecto al error de cálculo serían mínimas.

Adjuntamos la tabla de propiedades físicas y mecánicas del material.

*Ilustración 103 Props. de Al*

El criterio de mínimo peso es, salvo en unos gramos de diferencia, el mismo para los dos, luego no puede ser determinante a la hora de elegir uno de los dos diseños.

Si nos centramos en el criterio de costes de fabricación, el modelo II es el más indicado, al no tener que mecanizar el nervio inferior nos ahorramos operaciones de la máquina de CN, disminuyendo consigo el coste total.

Si tenemos en cuenta que si incorporáramos el modelo I, el nervio inferior colisionaría con la zona de remachado, habría que mecanizarla lo que incrementaría los costes de este soporte. Es punto más a favor del modelo II.

Por consiguiente nos decantaremos por incorporar el **MODELO II** como soporte definitivo.

## 4 CONCLUSIÓN FINAL

La incorporación de un equipo de aporte de frío extra a los sistemas de aviónica en un A330-200 MRTT nos ha llevado a realizar un estudio de interferencias del entorno donde se instala. Son multitud de sistemas de aire, hidráulicos, eléctricos y de soportación los que, como hemos visto, debemos tener en cuenta a la hora de realizar modificaciones del diseño original de un avión.

Hoy en día, la industria aeronáutica, desarrolla sus modelos basándose en las librerías que se han ido recogiendo a lo largo de los años, de hecho, de proyectos anteriores se aprovechan multitud de diseños. En nuestro caso, debíamos incorporar un equipo llamado GRU (Ground Refrigeration Unit), el cual era la primera vez que se instalaba en un MRTT, y por esa razón hemos tenido que modelarlo mediante CATIA v5 antes de realizar el estudio de interferencias.

Una vez modelado y montado en la parte correspondiente de avión, nos dispusimos a estudiar qué tipo de interferencias teníamos, qué sistemas estaban involucrados, cuáles de ellos era importante no volver a rediseñar...es de vital importancia tener en cuenta los plazos de entrega. Con estas pautas, reestructuramos el entorno del equipo en la maqueta y buscamos las soluciones más sencillas de realizar.

Una de las soluciones nos ha llevado a rediseñar un soporte de una de las barras que monta el GRU cuya función es absorber los esfuerzos inerciales del conjunto. Como ya sabemos, basando nuestro diseño en una evolución de un modelo ya diseñado, incorporamos un cabezal de fijación. Nos surgió la duda si sería suficiente diseñarlo con uno o con dos nervios, estos nervios nos ayudan a cumplir los requisitos esfuerzos en la pieza eliminando el material sobrante, que haría más pesada la pieza (criterio de diseño de mínimo peso)

Después de diseñar dos modelos de soporte, vimos oportuno realizar un análisis de distribución de tensiones, de forma tuviéramos la seguridad de que instalando o uno u otro, estuviéramos en lo cierto. Aplicando una carga de prueba, que supera con creces los esfuerzos inerciales que pudiera llegar a recibir, realizamos lo que llamamos un estudio de elementos finitos del entorno de trabajo del soporte.

Con los resultados obtenidos de los ensayos en entorno virtual, decidimos incorporar el modelo con un único nervio, ya que cumplía todos los requisitos de peso y resistencia a esfuerzos, y además era mucho más fácil de montar, ya que sin nervio inferior, no tendríamos problemas para remacharlo en el cajado del fuselaje del avión.

Debemos tener en cuenta que este es un estudio desde el punto de vista del diseñador, el modelo una vez ha sido aprobado, se envía al departamento de Análisis para que den su aprobación desde el punto de vista de seguridad estructural.

Estos estudios básicos, aceleran mucho la aprobación de diseños, y con ello la finalización del proyecto, ya que generalmente son válidos, de forma que mejoran el rendimiento del trabajo de diseñador.

## ANEXO BLOQUE I

### Sistemas de acondicionamiento ambiental en un A330-200

#### Descripción general

El sistema de aire acondicionado mantiene el aire del interior del fuselaje a presión en condiciones de presión, la temperatura y la humedad correctas.

En condiciones normales, el sistema neumático suministra el aire al sistema de acondicionamiento mediante las siguientes posibles fuentes:

- El compresor del APU (Unidad de Potencia Auxiliar)
- Los compresores principales del motor.
- Una abastecimiento-unidad suelo-aire de alta presión.

El aire comprimido caliente se enfría, se acondiciona y se suministra al habitáculo y se descarga al exterior a través de las válvulas de salida.

Cuando estamos estacionados en pista, podemos también suministrar el aire acondicionado al sistema de distribución a través de una conexión en tierra a alta presión. Estos sistemas los explicaremos detalladamente más adelante.

#### Descripción del sistema<sup>1</sup>

El sistema de aire acondicionado da valores satisfactorios de la presión, temperatura y humedad del aire en el fuselaje a presión. Tiene los siguientes subsistemas:

- Distribución
- Mando de presurización
- Calefacción
- Refrigeración del aire
- Control de la temperatura

#### **A. Sistema de distribución**

El sistema de distribución permite tener el aire interior a una temperatura controlada y acondicionada desde los grupos de acondicionamiento de aire guiando el flujo a través de todo el fuselaje presurizado.

#### **B. Sistema de mando de presurización**

El sistema de mando de presurización controla la presión en el fuselaje. Opera completamente automáticamente aunque tiene un refuerzo manual, por posibles fallos en el sistema.

El régimen de la variación de presión se controla para dar la presión satisfactoria con valores de seguridad y de comodidad para los pasajeros y la tripulación.

#### **C. Sistema de calefacción**

---

<sup>1</sup> En el presente documento no se desarrollaran los sistemas que no estén asociados o relacionados con el propósito del estudio.

El sistema de calefacción aumenta la temperatura del aire en el fuselaje más inferior.

**D. Dispositivo de refrigeración del aire**

El dispositivo de refrigeración del aire disminuye tanto la temperatura del aire de purga caliente del sistema neumático como la cantidad de agua. Existe un suministro el aire de la emergencia si hay una fallo en el aire dos grupos de acondicionamiento que más tarde veremos.

**E. Sistema del control de la temperatura**

El sistema del control de la temperatura controla la temperatura del aire suministrado al puesto de tripulación. Se puede ajustar la temperatura en la cockpit y el compartimiento de pasaje indistintamente.

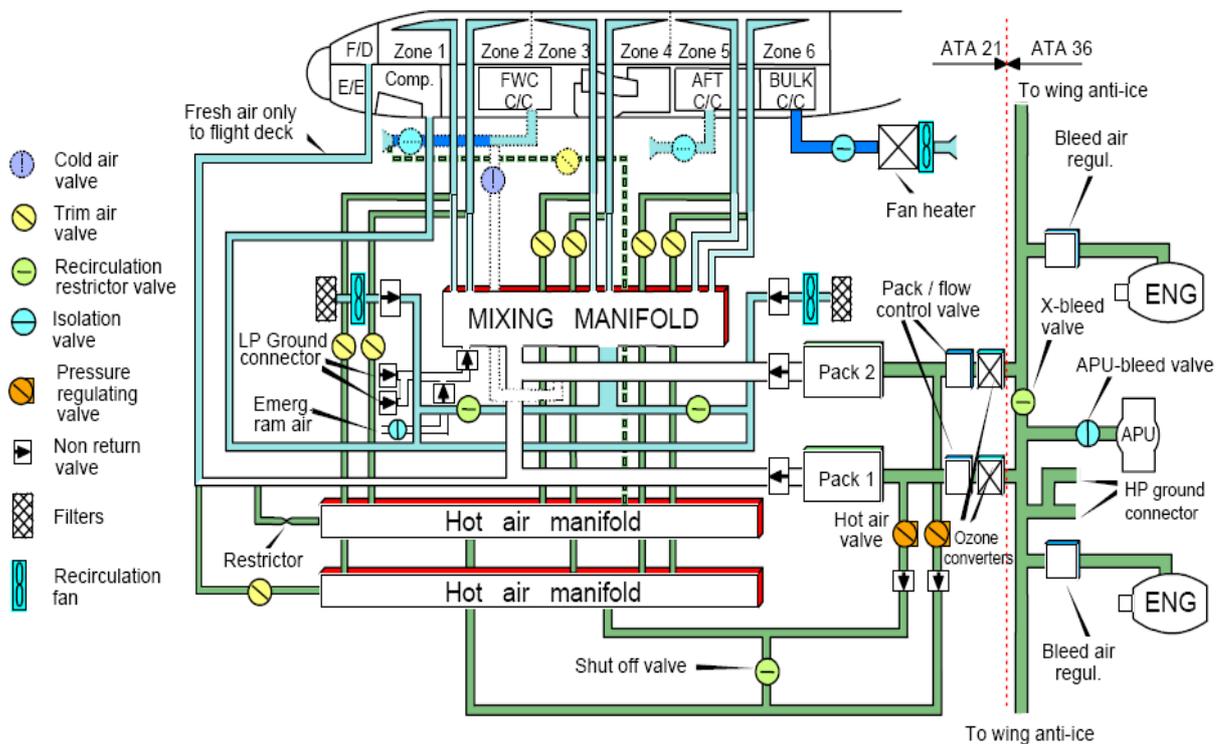


Ilustración 104 Esquema general de los sistemas de aire

Todos los sistemas que constituyen el acondicionamiento ambiental de refrigeración recogidos en el esquema anterior, serán detallados en los apartados posteriores.

## Fuentes de aire en un A330-200

### Descripción del sistema neumático

El sistema neumático consigue el aire comprimido de las fuentes de aire neumáticas y suministra el aire comprimido a través de tuberías a los sistemas del usuario. Las tuberías están instaladas en el fuselaje, el carenado del vientre del avión y las alas.

El mando del sistema neumático es generalmente automático. Los sistemas Bleed-Air Monitoring Computers (BMCs) y el (FADEC) son los encargados del control del mando de sistema en función automática. El BMCs se instala en compartimiento electrónico (Aviónica) y el FADEC se en las barquillas de los motores, cerca de sistema de sangrado. Hay un BMC y un FADEC para cada motor.

### Sistemas neumáticos

Los motores de aviones, el APU o una fuente suelo-aire pueden proveen aire comprimido al sistema neumático y son los abastecimientos del sistema de distribución el aire comprimido de las diversas fuentes a los sistemas del usuario.

- (1) La unidad de potencia auxiliar (APU) es la fuente primaria de comprimido aire en tierra.
- (2) Los motores del avión son la fuente fundamental del aire comprimido en vuelo.
- (3) Abastecimiento de aire comprimido en la tierra a alta presión.

Mostramos a continuación un diagrama de la interconexión de los sistemas en un modelo de A330-200.

En el esquema siguiente se puede ver como se recoge el aire a alta y media presión que sale del compresor del motor, para distribuirlo a los sistemas antihielo de las alas y a la distribución neumática del avión.

- Si sólo se utiliza como fuente el sangrado del aire de los motores, el flujo de aire entra en los grupos de aire acondicionado para refrigerarlo y se distribuye convenientemente a los demás sistemas.
- El sistema APU puede operar simultáneamente con este anterior o si es en tierra, independientemente, eso se regula mediante la válvula crossbleed y la válvula de chequeo. Si opera sólo, obtiene en aire de su propio sistema compresor.
- Para un suministro de alta presión en tierra, se conecta los HP Ground Conectores.

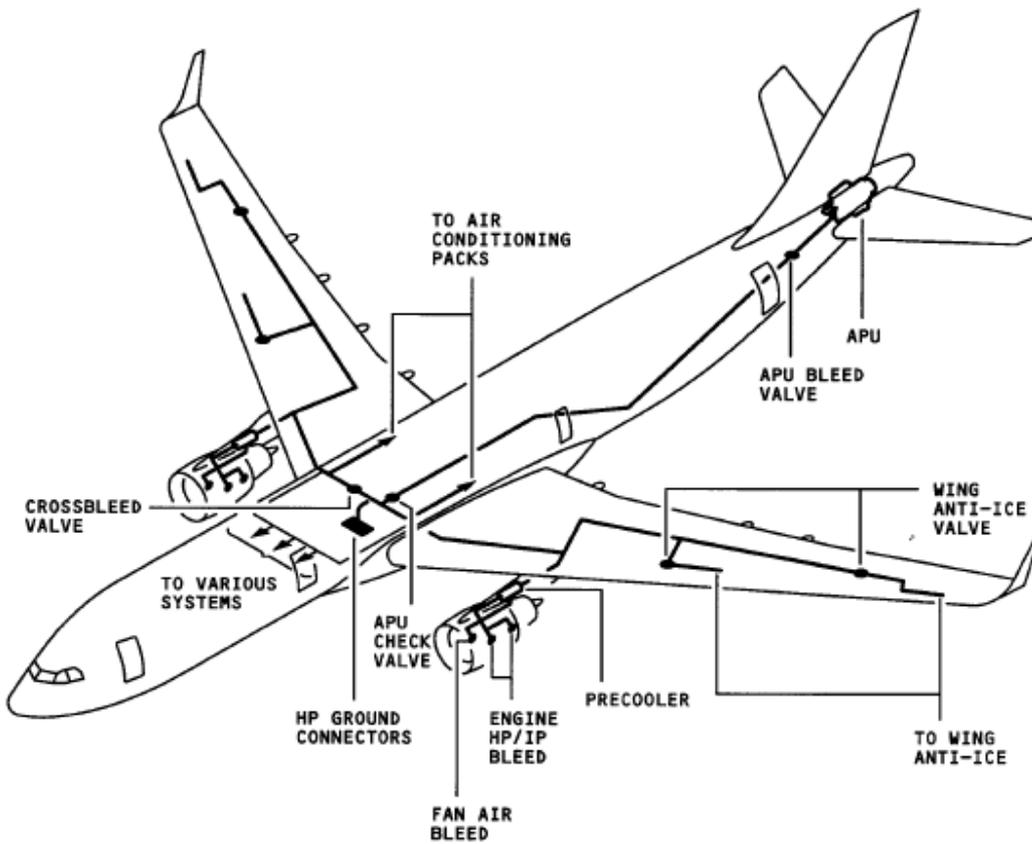


Ilustración 105 Esquema de la interconexión de los sistemas en un modelo de A330-200

FM6 36 00 00 0 ACR0 01

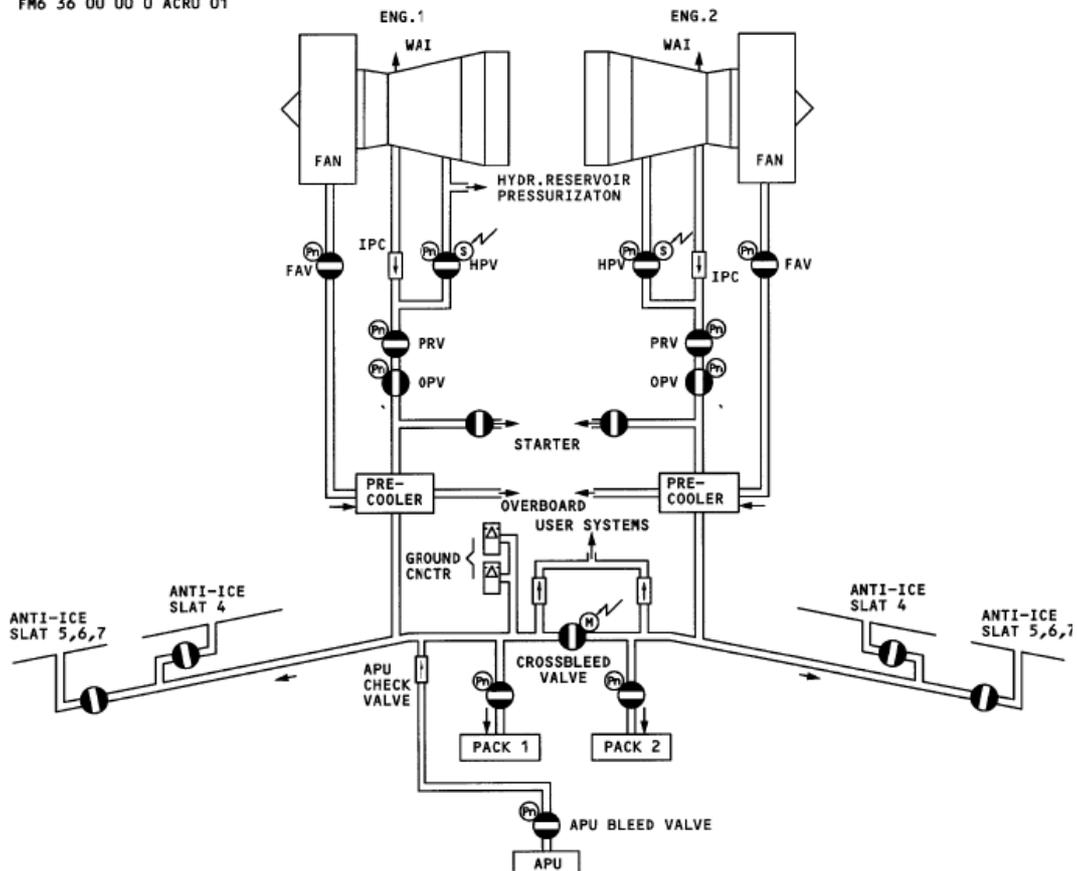


Ilustración 106 Diagrama de bloques de la relación de los sistemas de un A330-200

## **Distribución de aire en un A300-200**

El sistema de distribución del aire permite transportar la cantidad de aire adecuada para cada uno de los compartimentos del habitáculo interior del avión.

### **Descripción general de sistemas <sup>2</sup>**

El sistema de distribución tiene los subsistemas subsecuentes:

- Distribución y recirculación del aire de la cabina.
- Ventilación del aire de la cabina.
- Ventilación de los servicios.
- Distribución del aire individual para el pasaje.
- Ventilación del compartimiento del aire acondicionado.
- Ventilación del equipo de Aviónica.
- Ventilación del equipo de Aviónica en tierra (Ground Refrigeration Unit)
- Ventilación del Compartimiento de la cubierta inferior.

### **Distribución y recirculación del aire de la cabina.**

Se trata de la distribución y recirculación del aire con temperatura controlada y aire acondicionado a la cabina. El aire fresco viene de los grupos de acondicionamiento de aire. Las válvulas de la recirculación se cercioran de que el compartimiento electrónico tenga un suficiente flujo del aire si los grupos de acondicionamiento de aire están apagados.

### **Sistema de ventilación del cockpit.**

El sistema de ventilación de cockpit suministra el aire fresco a una temperatura controlada al compartimento de mandos o cockpit. La circulación de aire viene del sistema de la distribución de la cabina. Los flujos de aire de las salidas de aire y de las bocas de ventilación individuales en la cabina.

### **Sistema de ventilación de los lavabos.**

El sistema de ventilación del lavabo se cerciora de que los servicios tengan un flujo constante de aire a temperatura controlada. El aire también fluye en los servicios desde el sistema de distribución del aire y de recirculación de la cabina a través de las bocas de ventilación individuales. El aire de los servicios se envía al exterior mediante una tubería de extracción por medio del efecto Venturi. Un ventilador de extracción proporciona circulación de aire cuando el aire/acondicionado el avión está en tierra.

### **Sistema de distribución Individual.**

El sistema individual de la distribución del aire suministra de temperatura controlada y el aire acondicionado de la derivación de cabina y del sistema de recirculación a cada pasajero a través de las bocas de ventilación individuales.

---

<sup>2</sup> En este documento sólo se profundizará en los subsistemas y dispositivos asociados que tengan relación directa con el propósito de mismo.

**Sistema de ventilación del compartimiento de acondicionamiento del aire.**

El aire que circula en el compartimiento del sistema equipos de A/C, se cerciora de que exista un ambiente limpio y renovado. Una entrada desde el exterior con geometría NACA proporciona una circulación de aire a través del sistema durante vuelo y un turbo ventilador se ocupa de que el aire circule a través del sistema cuando está en la tierra.

**Sistema de ventilación Equipo de Aviónica.**

El sistema de ventilación de Aviónica debe tener un buen flujo del aire, tanto en tierra como en vuelo. Un controlador aéreo de la ventilación del equipo de aviónica controla el sistema. Los flujos de aire de la cabina ventilan el sistema de recirculación, éste se expulsa fuera a través de una válvula de la extracción de tipo skin valve.

**Sistema de Enfriamiento Equipo de Aviónica en Tierra.**

Se utiliza para asegurarse de que el equipo de la aviónica esté a una temperatura correcta en tierra si la temperatura externa es alta. Una unidad de refrigeración de tierra disminuye la temperatura del aire en el sistema, propósito del estudio del proyecto. Un ventilador da una circulación de aire a través del sistema y mediante una válvula de extracción se expulsa el flujo de aire. Tendremos un apartado específico para este sistema.

**Ventilación del Compartimiento de la cubierta inferior.**

El sistema de ventilación del compartimiento de cubierta inferior suministra un flujo del aire, tanto al compartimiento FWD como al BULK (compartimiento de los bultos). Se puede disminuir o aumentar la temperatura del aire en el compartimiento FWD desde cabina.

## Distribución del aire y recirculación de la cabina.

Se trata del “rutado” de los sistemas de distribución del aire y de recirculación de la cabina a una temperatura controlada y condiciones de presión y humedad idóneas en la cabina. El aire de la recirculación del área de debajo del piso atraviesa los filtros y después se mezcla con aire fresco de los grupos de acondicionamiento de aire. Las válvulas de recirculación se cercioran de que el compartimiento de aviónica tenga el suficiente flujo de aire aunque los grupos de acondicionamiento de aire están apagados. Los ventiladores de la recirculación empujan el aire a través del sistema.

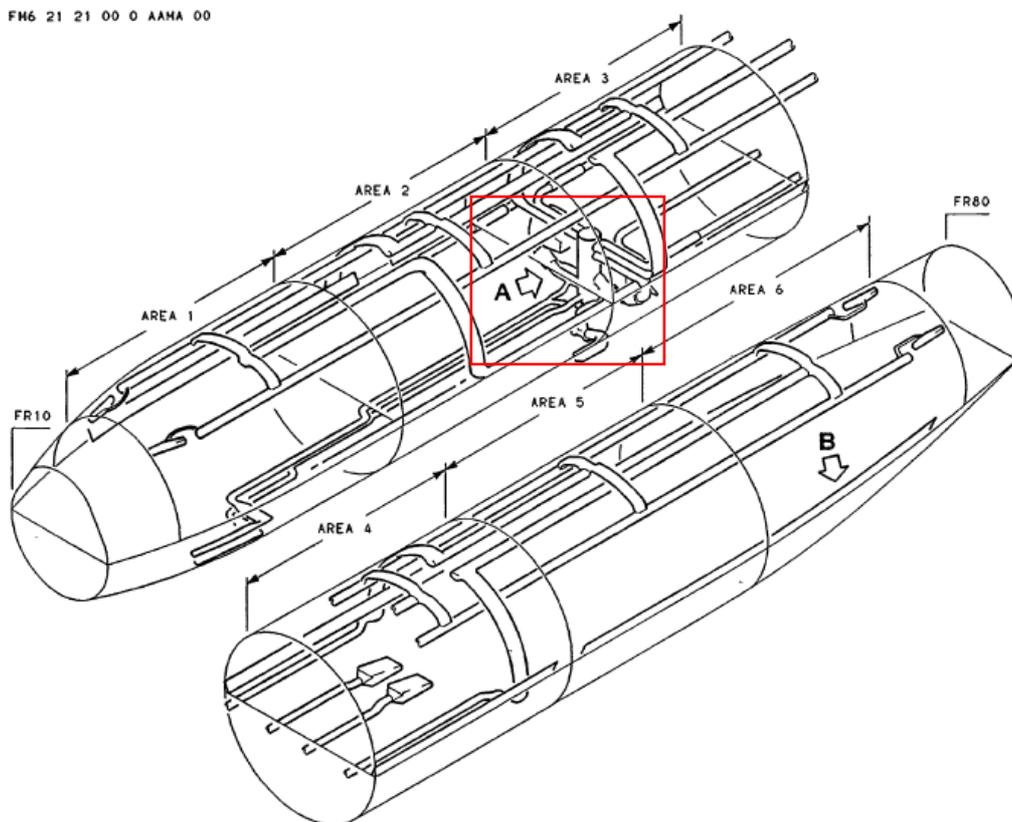


Ilustración 107 Sistema de distribución y recirculación del aire

En este sistema, podemos encontrar un dispositivo regulador llamado Mixer Unit. Es el centro de toda la distribución y recirculación del avión. Su ubicación se puede comprobar en la figura anterior, situado entre la cuaderna 39 y 40, es decir justo en la mitad del fuselaje. Explicaremos de manera más detallada sus funciones y la interacción con los demás sistemas de refrigeración y recirculación

### Descripción del sistema.

El regulador o Mixer Unit controla la distribución del aire y el sistema de recirculación de la cabina. La succión de los ventiladores de la recirculación hace que el aire usado atraviese los filtros de la recirculación. Los filtros de recirculación están instalados en las cubiertas de FWD (parte de delante) y las cubiertas de popa (parte de detrás) El flujo de aire recirculado del compartimento aviónica fluye a través de las válvulas de recirculación a la unidad y son mezcladas en el mezclador con aire fresco de los grupos de acondicionamiento de aire.

Como se puede ver en la figura anterior, la cabina se divide en 6 zonas, la unidad del mezclador suministra el aire a cabina a través de conductos de distribución a las seis áreas de la cabina. El regulador (Mixer Unit) de la ventilación controla las válvulas de la recirculación. Se mueven a una posición más cerrada si los grupos de acondicionamiento de aire están apagados. Esto disminuye el flujo de aire recirculado a la unidad del mezclador y aumenta el flujo de aire recirculado al compartimento de aviónica.

Esta provisto de unos indicadores de obstrucción que están instalados en las cubiertas del recirculación de FWD. Envían una señal al regulador (Mixer Unit) de la ventilación si se bloquean los filtros de la recirculación.

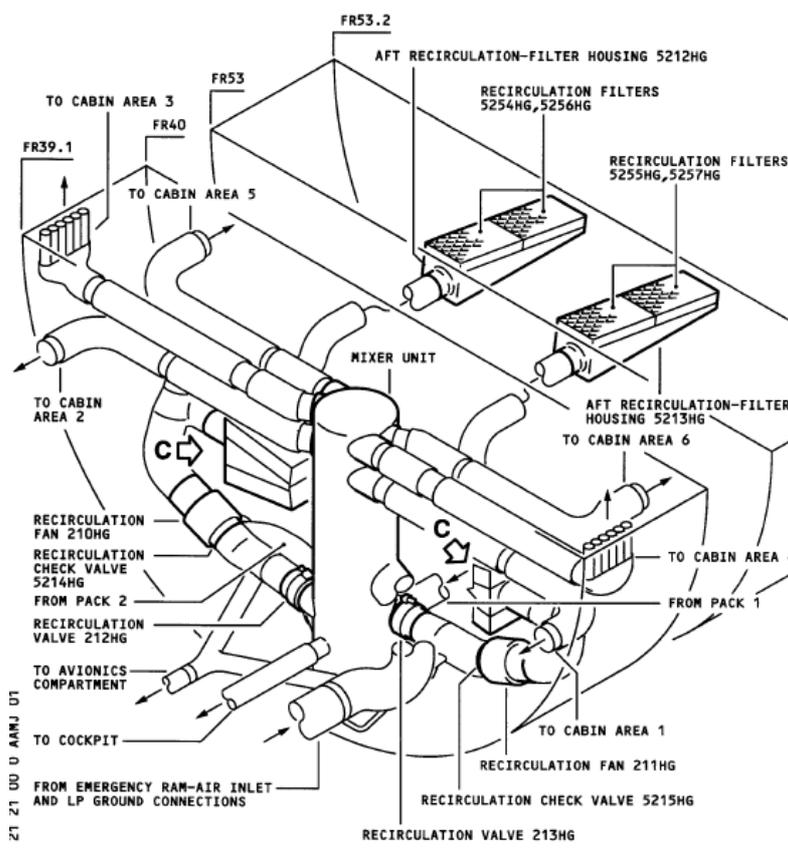


Ilustración 108 Unidad de mezclado (Unit Mixer)

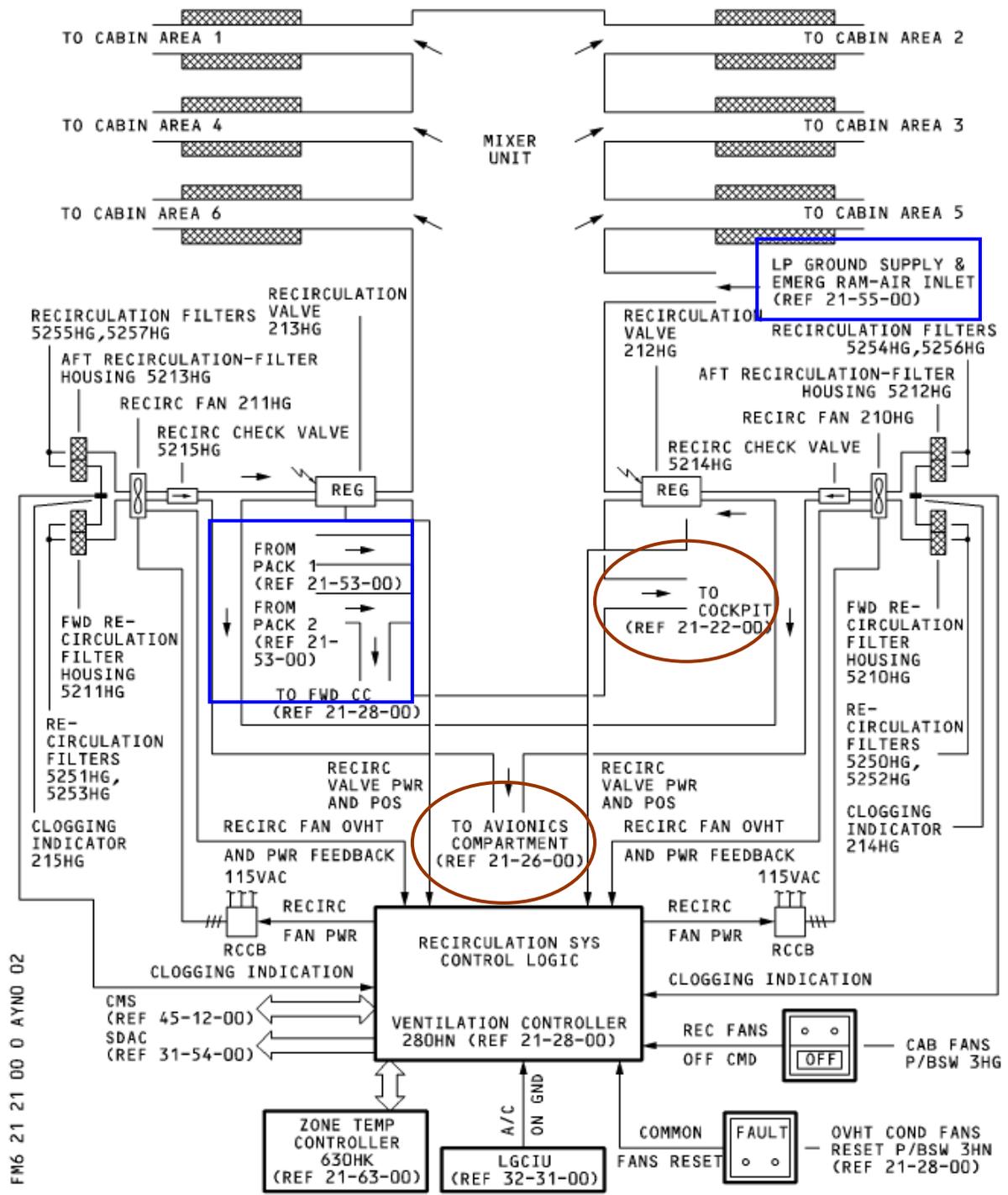


Ilustración 109 Sistema de distribución y recirculación del aire

Si hay un incidente en ambos grupos de acondicionamiento de aire, el sistema Ram-Air de emergencia aire se pone en funcionamiento y proporciona al ambiente una fuente de aire a la unidad del mezclador, lo veremos más adelante.

## Ventilación del equipo de Aviónica.

El sistema asegura la ventilación del equipo de la aviónica para garantizar un alto nivel de confiabilidad. Los aparatos principales que se refrigeran son:

### A. En el compartimiento Aviónica.

- El tablero electrónico
- El estante delantero
- El estante del radar de tiempo
- Las unidades de referencia de inercia de los datos de aire (ADIRUs)
- El centro de potencia principal de AC/DC
- Las baterías.

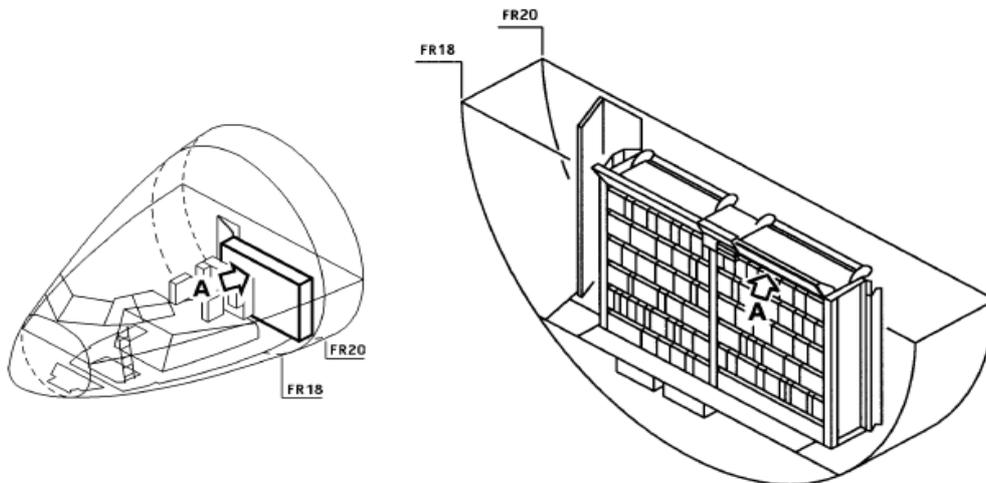


Ilustración 110 Ubicación de sistemas aviónica y Cockpit

### B. En el cockpit

- Las unidades de visualización
- La unidad de los mandos de vuelo (FCU)
- El zócalo.
- El tablero superior
- La sonda de temperatura del cockpit.

### Descripción del sistema.

Se diseña el sistema de ventilación del equipo de aviónica para que:

- Impulse la circulación de aire a través del equipo de aviónica.
- Extraiga la circulación de aire a través o alrededor del equipo de aviónica para evacuar dispersar el calor generado por los equipos electrónicos.
- Ventile las baterías para prevenir la acumulación del gas.

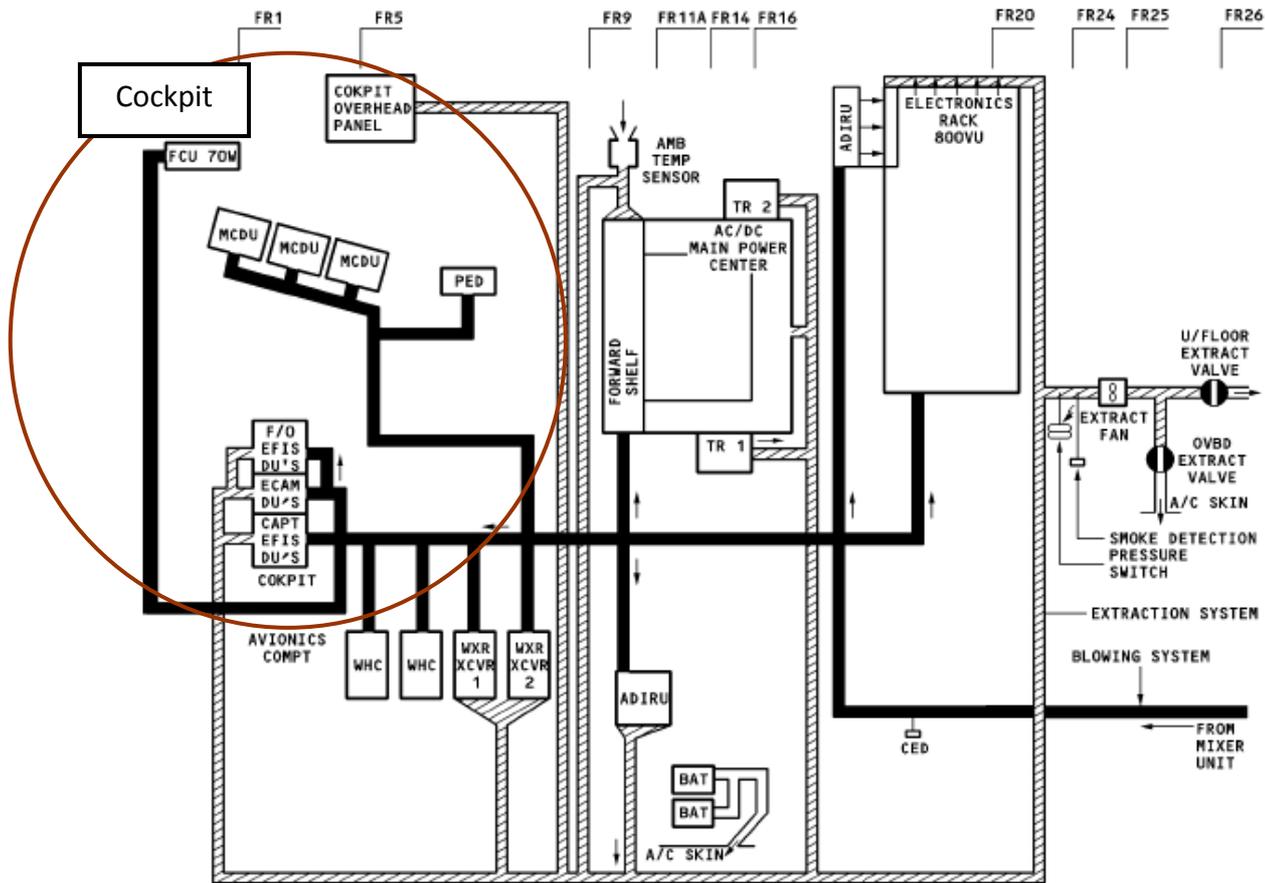


Ilustración 111 Distribución de la ventilación de los sistemas de aviónica

Como se puede ver, desde el sistema de soplado, alimentado por el Mixer Unit, se distribuye el aire por la instalación a los determinados subsistemas del compartimiento de aviónica y cockpit. Las rutas en negro son en sentido entrada y las rutas rayadas, son en sentido salida. El sistema es de tipo forzado mediante un ventilador se mueve el flujo a través de la instalación para finalmente extraerlo al exterior mediante válvulas de único sentido.

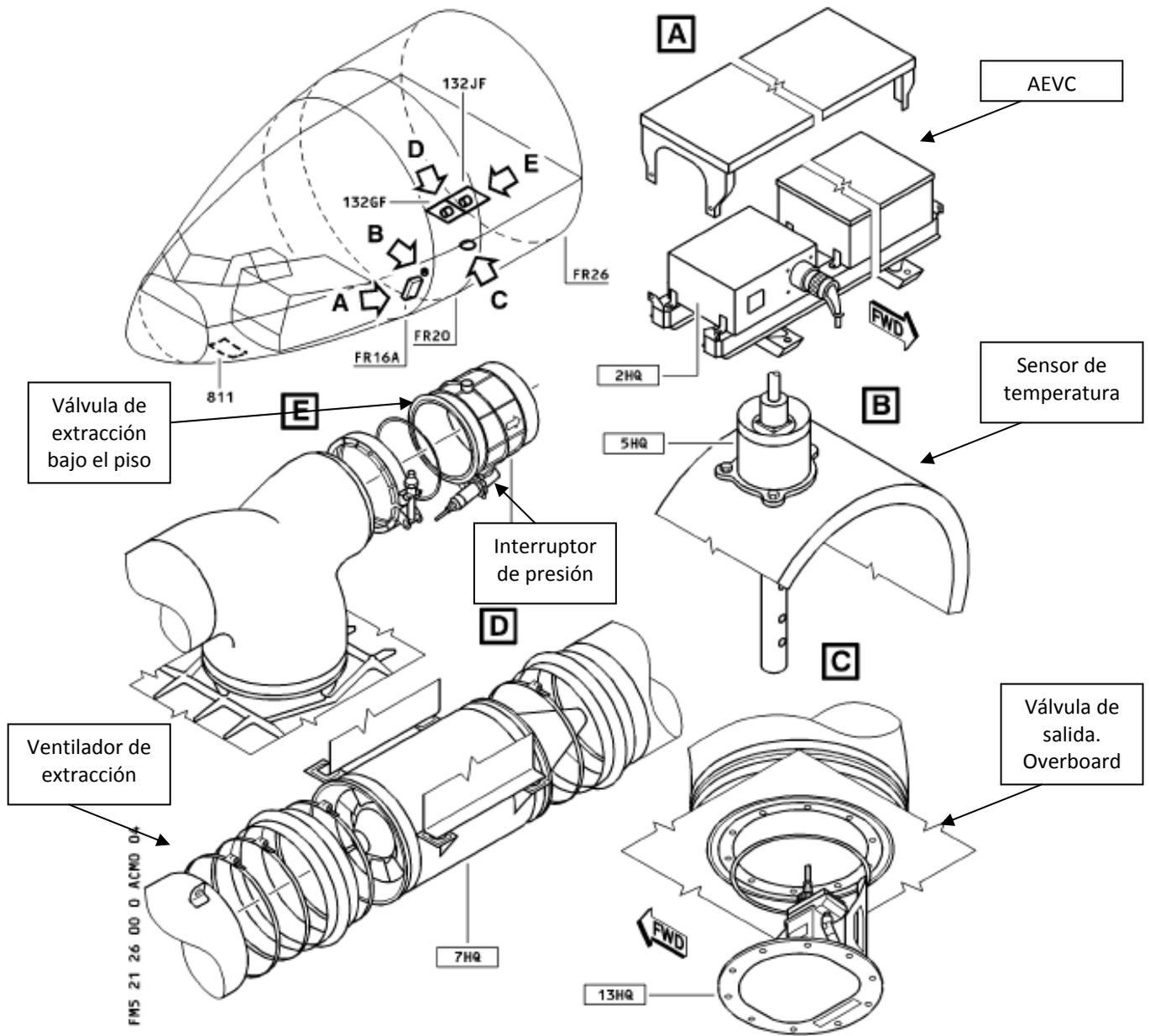


Ilustración 112 Componentes del sistema de ventilación de aviónica.

## **Sistema de enfriamiento del aire.**

### **(Air cooling system)**

El dispositivo de refrigeración de aire disminuye la temperatura del aire de purga caliente del sistema neumático. También reduce la cantidad de agua en el aire caliente purgado. Este sistema suministra aire de emergencia si hay un incidente en los dos grupos de acondicionamiento de aire por medio del sistema RAM-AIR.

### **Descripción general del sistema**<sup>3</sup>

El dispositivo de refrigeración del aire tiene los subsistemas subsecuentes:

- Control e indicación de flujo
- **Grupos de acondicionamiento de aire**
- Control e indicación del paquete
- Entrada del RAM-AIR de la emergencia.

#### **A. Sistema de control e indicación de flujo**

El control de flujo y el sistema de indicación controla la cantidad de aire de purga caliente que fluya a los grupos de acondicionamiento de aire y a las válvulas de aire del ajuste. Los limitadores de caudal ajustan el flujo y los sensores de flujo envían datos de flujo a los reguladores del paquete.

#### **B. Grupos de acondicionamiento de aire**

Los dos grupos de acondicionamiento de aire disminuyen la temperatura y el agua contenidas en el aire de purga caliente del sistema neumático. Lo explicaremos más adelante.

#### **C. Sistemas de control de indicación**

El sistema de indicación controla la temperatura y establece sus límites máximos y mínimos. Los actuadores de aleta de entrada y salida de aire ajustan la cantidad de flujo de aire de RAM-AIR para disminuir la temperatura de los grupos de acondicionamiento de aire.

#### **D. Entrada del RAM-AIR de emergencia**

La entrada del RAM-AIR de emergencia provee un flujo de aire fresco a través del avión si hay un incidente en ambos grupos de acondicionamiento de aire. Un actuador extiende y contrae la entrada del RAM-AIR.

---

<sup>3</sup> En este documento sólo se profundizará en los subsistemas y dispositivos asociados que tengan relación directa con el propósito de mismo.

## Grupos de Aire Acondicionado.

Los dos grupos de acondicionamiento de aire disminuyen la temperatura y el agua contenido del aire caliente de sangrado de los motores y APU.

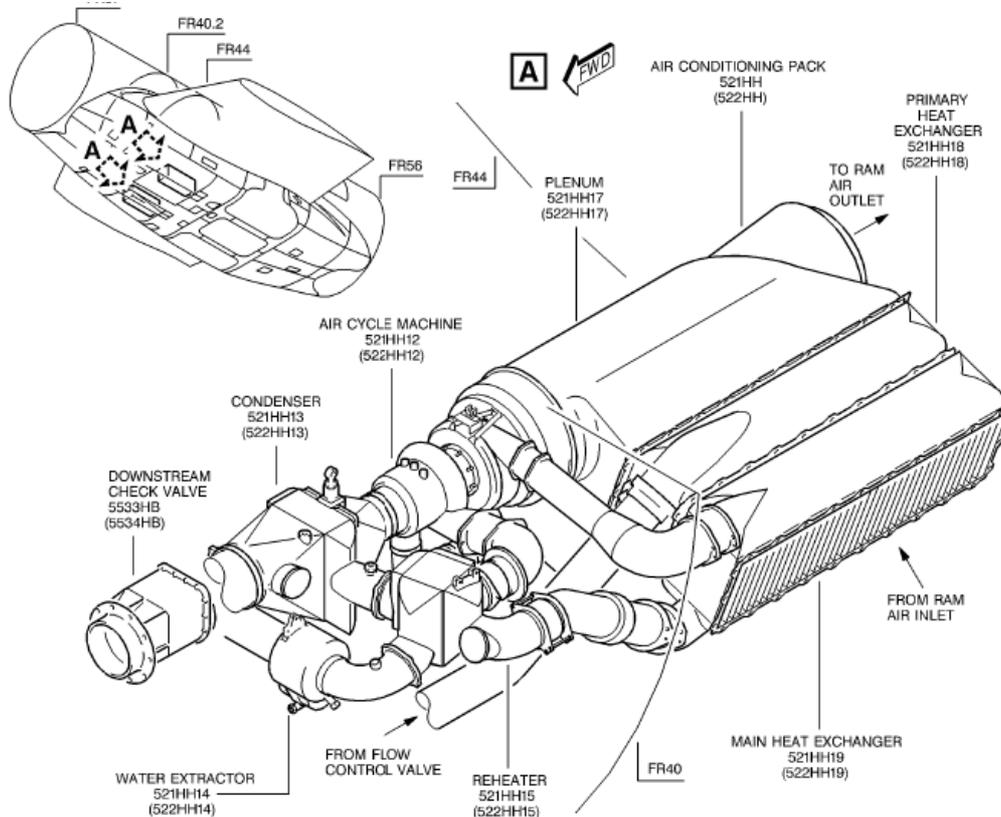


Ilustración 113 Grupos de Aire Acondicionado

### Descripción del sistema

Los grupos de acondicionamiento de aire son iguales y se instalan en el área despresurizada del fuselaje del vientre detrás de la cuaderna 40.

El aire caliente se toma por limitador de caudal del intercambiador de calor primario, donde se produce la primera disminución de temperatura y de presión. Posteriormente pasa a un compresor del turborrefrigerador/ventilador, donde se produce un aumento de la temperatura y de la presión, y de nuevo atraviesa el intercambiador de calor principal donde la presión y la temperatura disminuye otra vez.

La extracción de agua se realiza en el rizo de alta presión de la agua-extracción, el agua se quita y la temperatura y la presión disminuyen aún más. En el rizo, el aire atraviesa un recalentador, un condensador y el extractor del agua. Finalmente, atraviesa la turbina del turborrefrigerador donde la presión y la temperatura disminuyen otra vez y es enviado a la unidad del mezclador.

Hay un circuito de RAM-AIR de emergencia para cada grupo, los flujos de aire (RAM-AIR) se obtienen de la toma de aire dinámico pasan a través del intercambiador de calor principal, para luego salir al exterior del grupo.

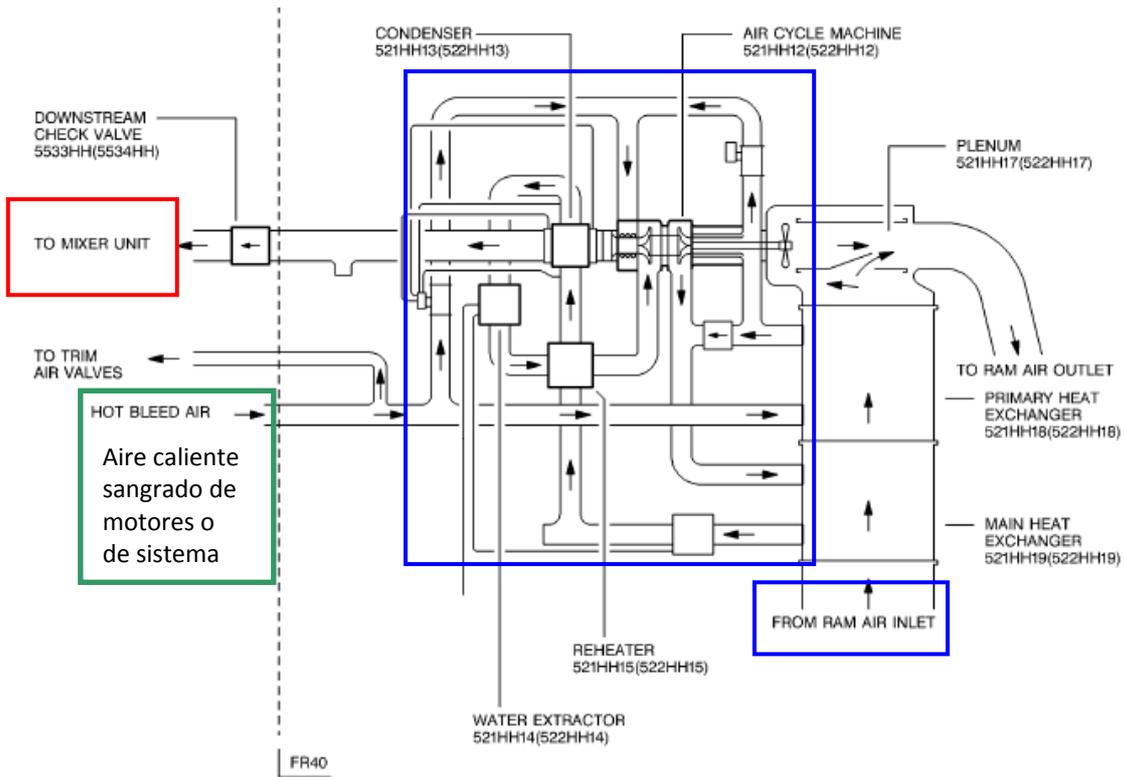


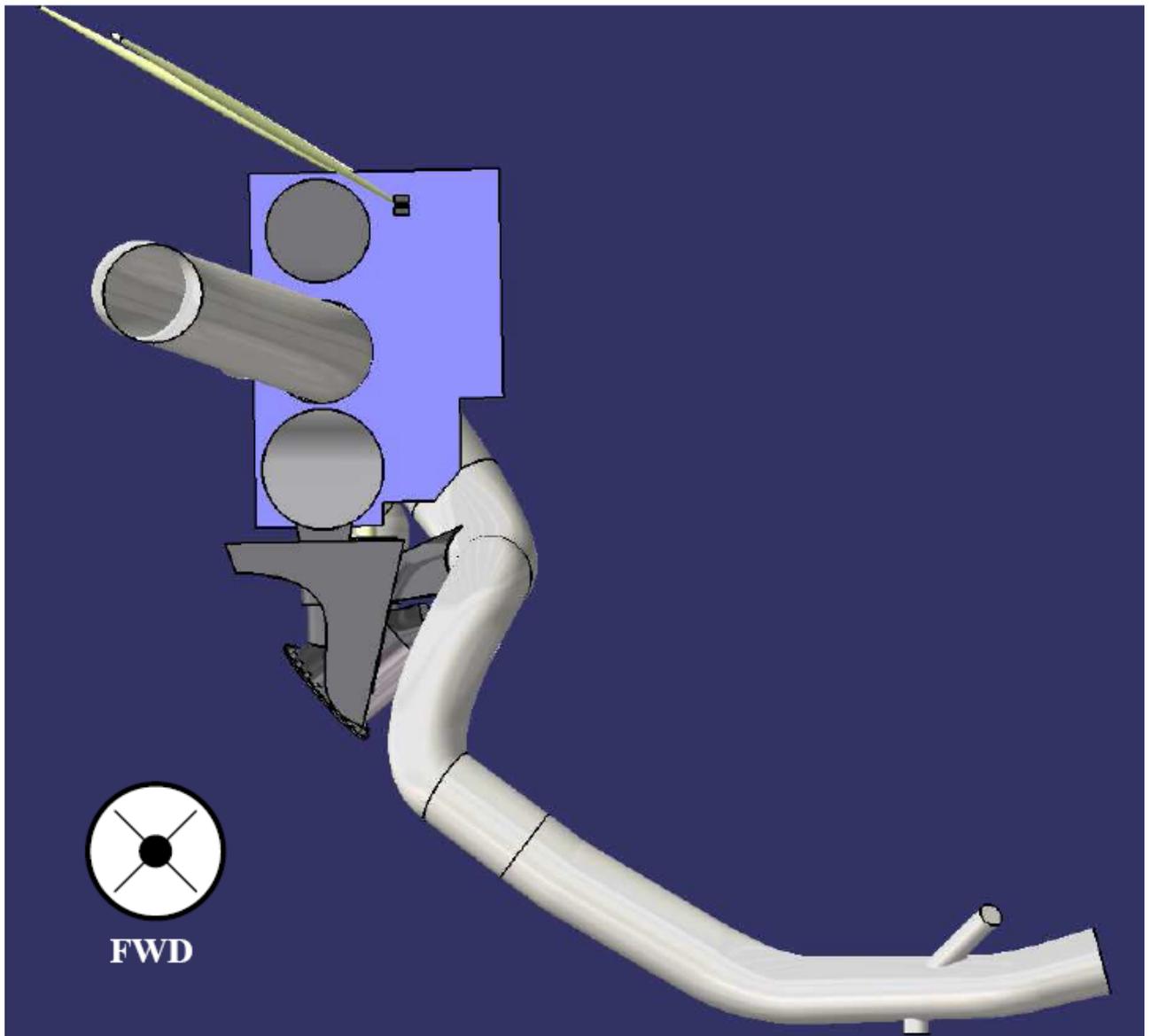
Ilustración 114 Distribución de aire en los equipos de aire acondicionado.

## ANEXO BLOQUE II

### Planos 2D

Los planos utilizados para el modelado de este proyecto se facilitarán en formato digital dado la gran cantidad de documentación a incorporar.

### Montaje de equipo completo (Alzado)



*Ilustración 115 Montaje de equipo completo (Alzado)*

### Montaje de equipo completo (Perfil)

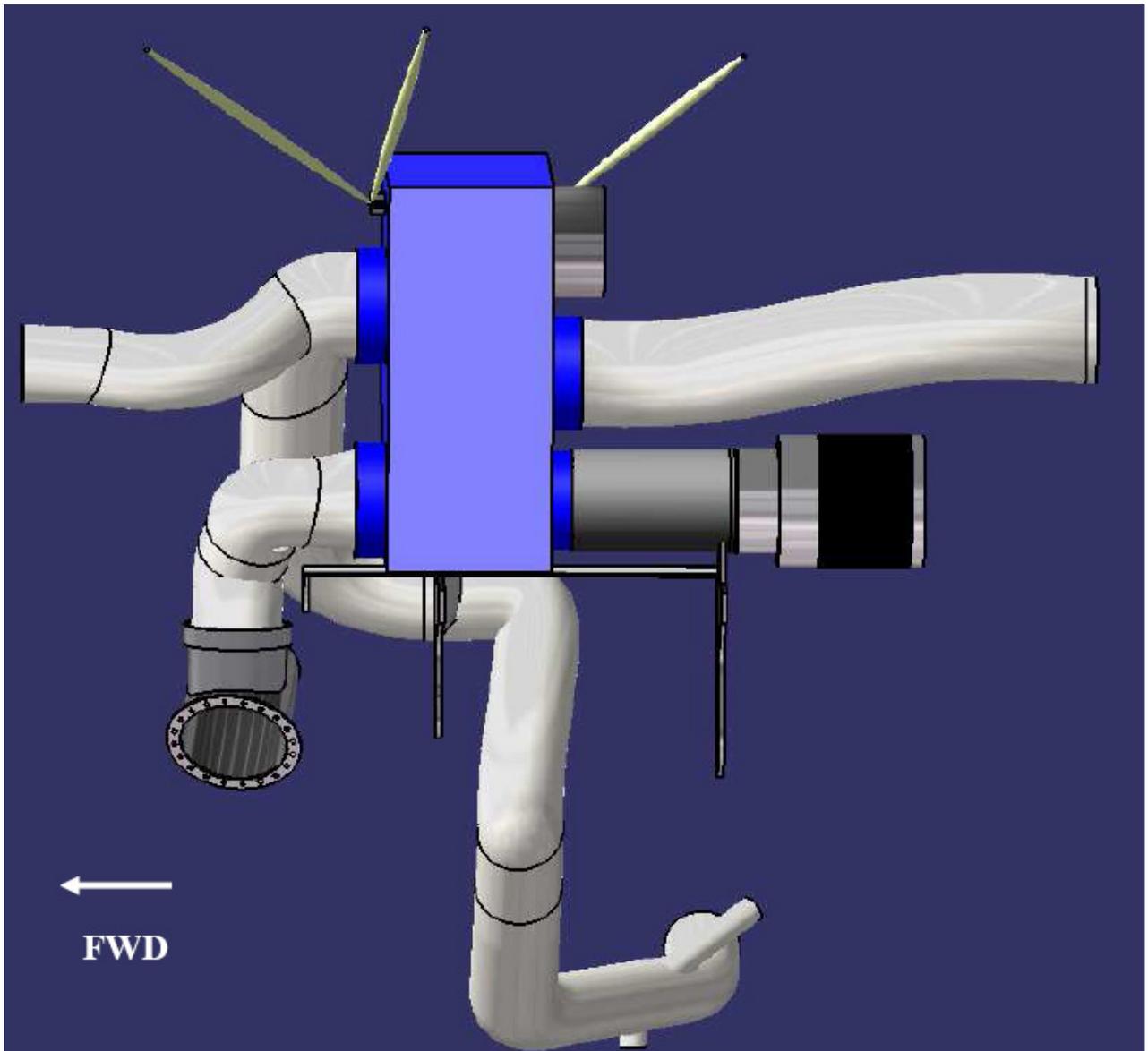
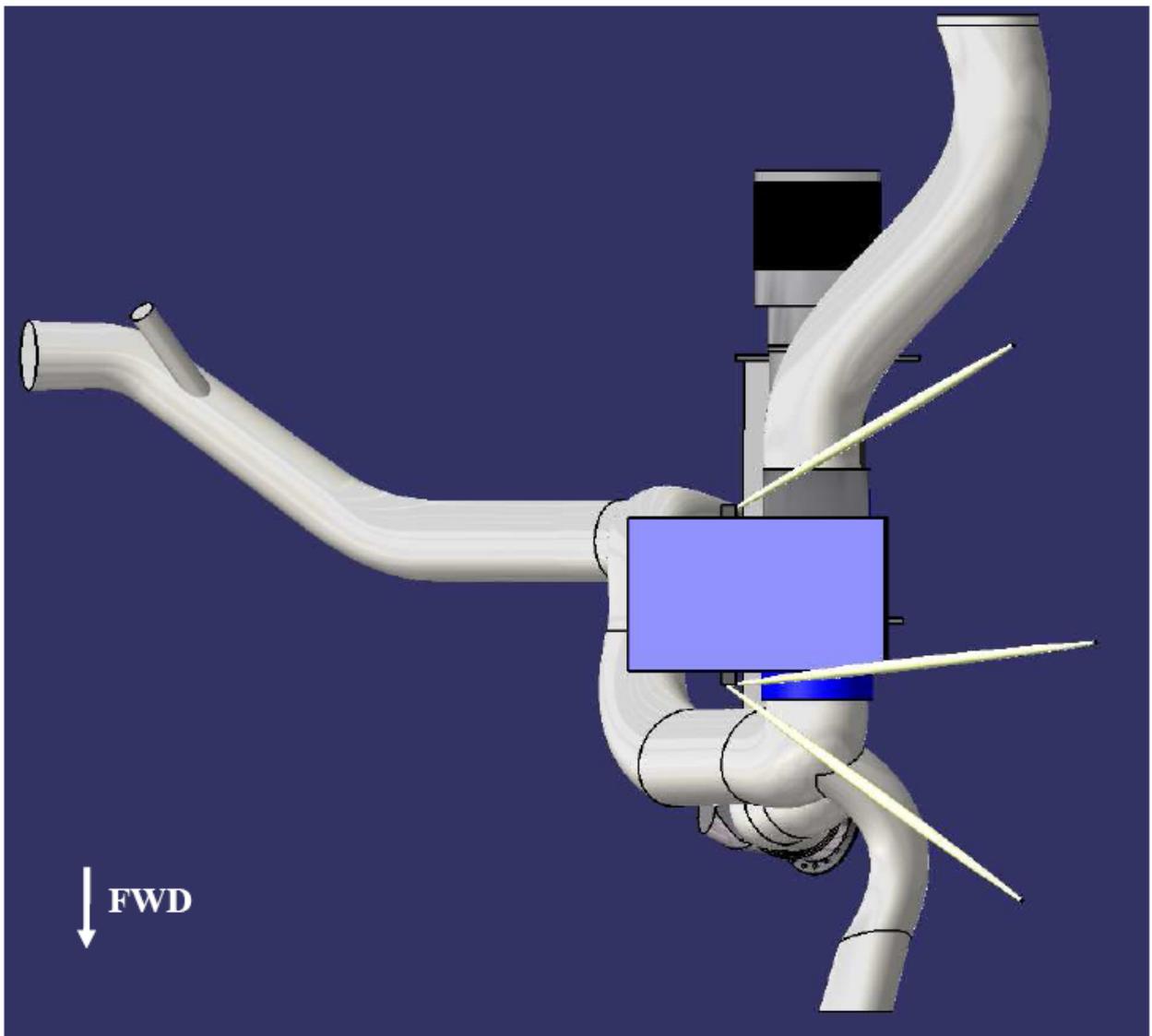


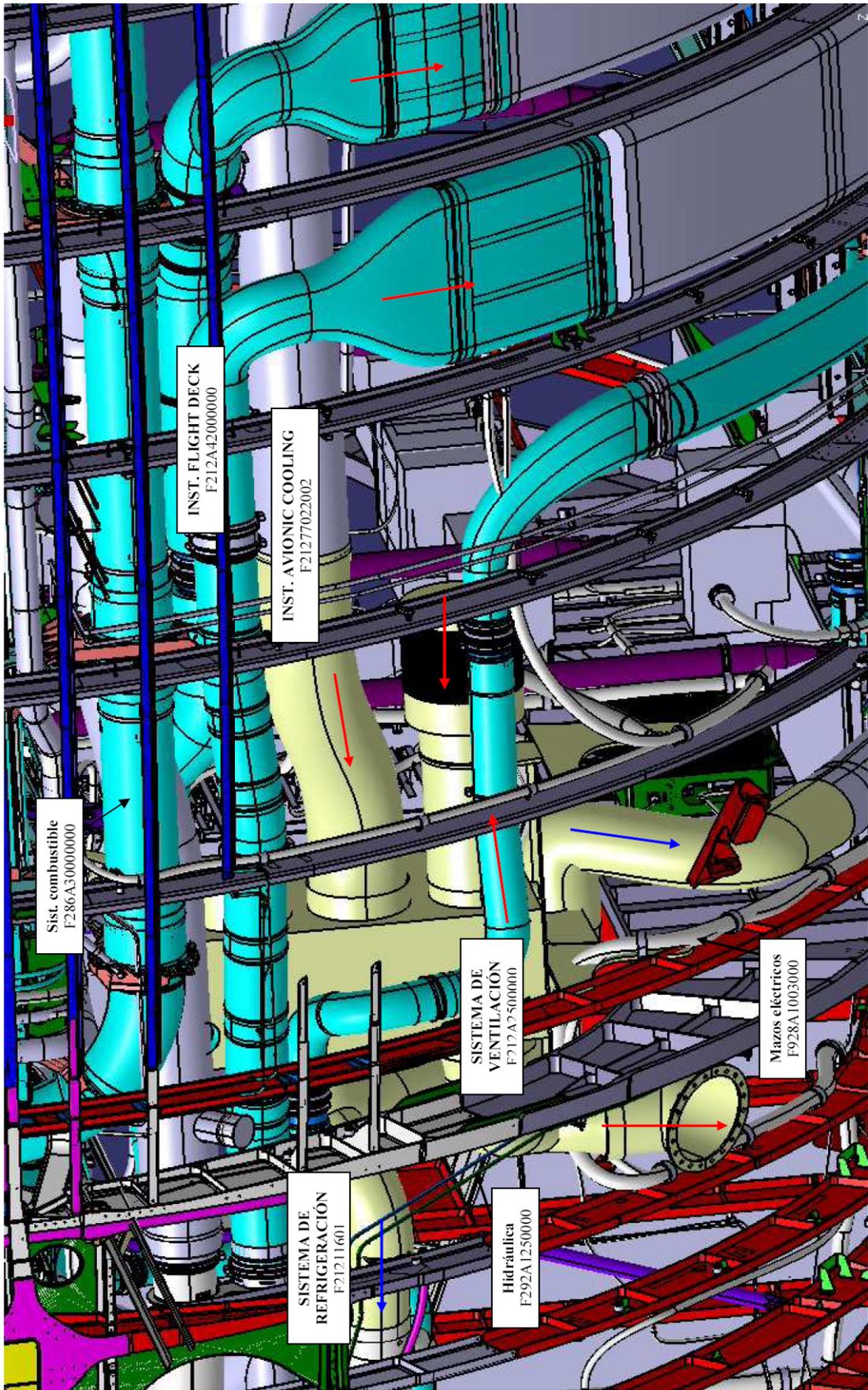
Ilustración 116 Montaje de equipo completo (Perfil)

### Montaje de equipo completo (Planta)



*Ilustración 117 Montaje de equipo completo (Planta)*

### Identificación de Instalaciones



Las flechas indican el sentido del flujo del aire  
Rojas: Flujo Caliente, procedente del aire del compartimento interior y de recirculación ida y vuelta de Unit Mixer  
Azul: Flujo Frio, es enviado a los sistemas de aviónica del Flight Desk y del compartimento de aviónica por los sistemas de distribución.

## ANEXO BLOQUE III

### Informe del análisis estructural para el soporte I

## Soporte I

#### MESH:

Entity	Size
Nodes	239346
Elements	160042

#### ELEMENT TYPE:

Connectivity	Statistics
SPIDER	9829 ( 6,14% )
TE10	150213 ( 93,86% )

#### ELEMENT QUALITY:

Criterion	Good	Poor	Bad	Worst	Average
Distortion (deg)	133409 ( 88,81% )	16586 ( 11,04% )	218 ( 0,15% )	55,752	25,728
Nodes Jacobian	150213 ( 100,00% )	0 ( 0,00% )	0 ( 0,00% )	0,312	0,986
Stretch	150213 ( 100,00% )	0 ( 0,00% )	0 ( 0,00% )	0,306	0,667
Length Ratio	150213 ( 100,00% )	0 ( 0,00% )	0 ( 0,00% )	4,778	1,747

#### LOAD Computation

Name: Loads.1

Applied load resultant :

$$F_x = -1.298e+002 \text{ N}$$

$$F_y = -1.338e+003 \text{ N}$$

$$F_z = 9.810e+002 \text{ N}$$

$$M_x = -2.527e+003 \text{ Nmm}$$

$$M_y = -1.296e+004 \text{ Nmm}$$

$$M_z = -1.801e+004 \text{ Nmm}$$

Adjuntamos en formato digital la totalidad del informe.

## Informe del análisis estructural para el soporte II

### soporte II

#### MESH:

Entity	Size
Nodes	236746
Elements	158470

#### ELEMENT TYPE:

Connectivity	Statistics
SPIDER	9283 ( 5,86% )
TE10	149187 ( 94,14% )

#### ELEMENT QUALITY:

Criterion	Good	Poor	Bad	Worst	Average
Distortion (deg)	135628 ( 90,91% )	13396 ( 8,98% )	163 ( 0,11% )	55,752	25,165
Nodes Jacobian	149187 ( 100,00% )	0 ( 0,00% )	0 ( 0,00% )	0,312	0,989
Stretch	149187 ( 100,00% )	0 ( 0,00% )	0 ( 0,00% )	0,306	0,673
Length Ratio	149187 ( 100,00% )	0 ( 0,00% )	0 ( 0,00% )	4,778	1,726

### LOAD Computation

Name: Loads.1

Applied load resultant :

$F_x = -1.298e+002 \text{ N}$   
 $F_y = -1.338e+003 \text{ N}$   
 $F_z = 9.810e+002 \text{ N}$   
 $M_x = -2.527e+003 \text{ Nxm}$   
 $M_y = -1.296e+004 \text{ Nxm}$   
 $M_z = -1.801e+004 \text{ Nxm}$

Adjuntamos en formato digital la totalidad del informe.

## **Bibliografía**

- Documentación interna de EADS-CASA
- Manual de usuario Dassault Systemes CATIA v5 r17.