

CAPÍTULO 1: INTRODUCCIÓN. CONSIDERACIONES INICIALES.

1.1.- INTRODUCCIÓN.

En este primer capítulo del proyecto realizado se pretende introducir al lector en los términos y conceptos técnicos necesarios para una mejor comprensión de los factores que afectan al problema, cuyo análisis ha motivado la elaboración del informe que se desarrolla en lo que sigue.

La *Belly Fairing* de un avión (*BF* en lo que sigue) está situada en la parte inferior del fuselaje y es una estructura secundaria cuya función principal es *proteger las conducciones* eléctricas, ventilación/calefacción y otras instalaciones necesarias e importantes para el correcto funcionamiento de los muchos dispositivos que alberga una aeronave, además de *proporcionar continuidad aerodinámica* en una zona en la que se produce la integración de las alas en el fuselaje (ver **Fig. 1.1.1** y **Fig. 1.1.2**).



Fig. 1.1.1.- Fotografía del A – 380 donde se señala la ubicación de la BF.

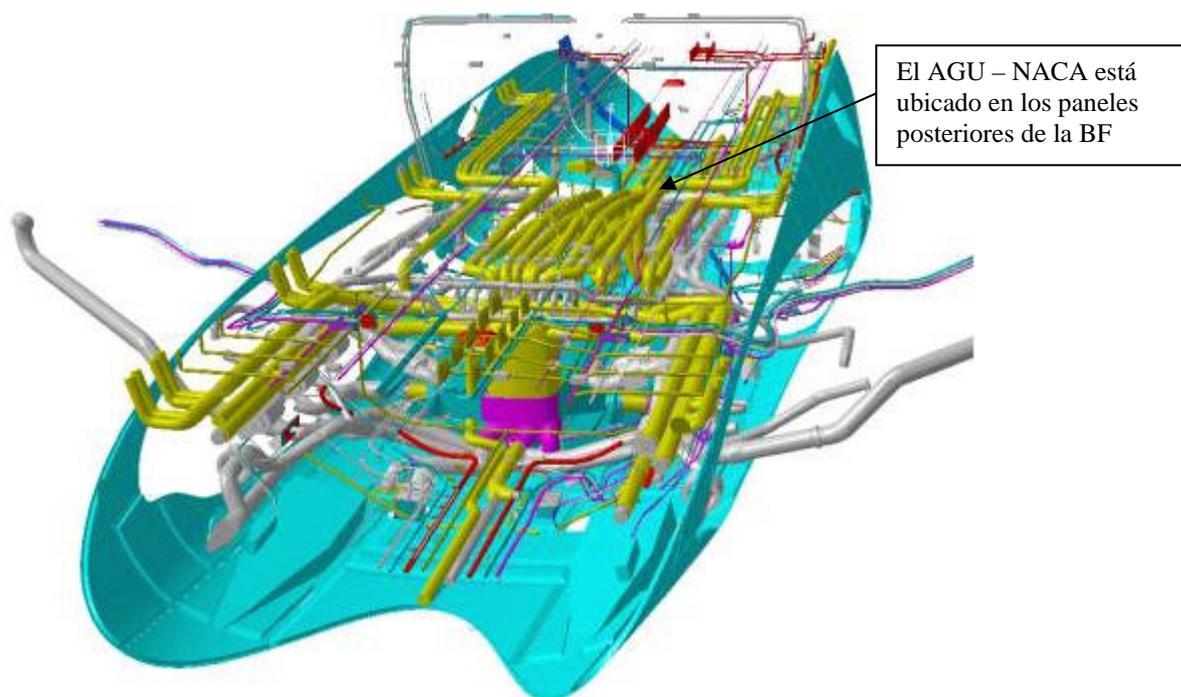


Fig. 1.1.2.- Perspectiva de la BF en la que se muestran los conductos y canalizaciones que contiene.

Así, en el caso del A – 380 desarrollado por AIRBUS la BF está constituida por gran cantidad de paneles de material compuesto tipo sandwich (honeycomb) que se fijan al fuselaje mediante la correspondiente estructura metálica (fabricada en aleaciones de Al y Ti).

En los paneles tipo sandwich pueden distinguirse 3 partes (ver **Fig. 1.1.3**):

- 1) Los **laminados** (facesheets), fabricados mediante configuraciones preferentemente simétricas ($0^\circ - 90^\circ$) de láminas de fibra de carbono. La cara interior se denomina *cara bolsa* (bag side) y la exterior *cara útil* (tool side) siendo el acabado superficial de ésta última mucho mejor por cuestiones de aerodinámica. Su misión es la de absorber las cargas contenidas en el plano del panel.
- 2) El **núcleo** (también denominado *CORE*) de espesores estándar y fabricado en aramida sirve para añadir rigidez transversal al conjunto, de forma que absorbe las cargas fuera del plano del panel. Además separa las caras de fibra de carbono para aumentar la inercia de la configuración para que resista mejor las flexiones (el núcleo es mucho menos pesado

que las caras). El núcleo posee una estructura interna similar a la de los panales de miel (lo que le confiere el nombre de honeycomb).

- 3) Las **superficies de contacto cara – núcleo**, unidas mediante una **capa de adhesivo** (*adhesive layer*) que absorbe los esfuerzos cortantes que tienden a separar el núcleo de alguno de los laminados de fibra de carbono.

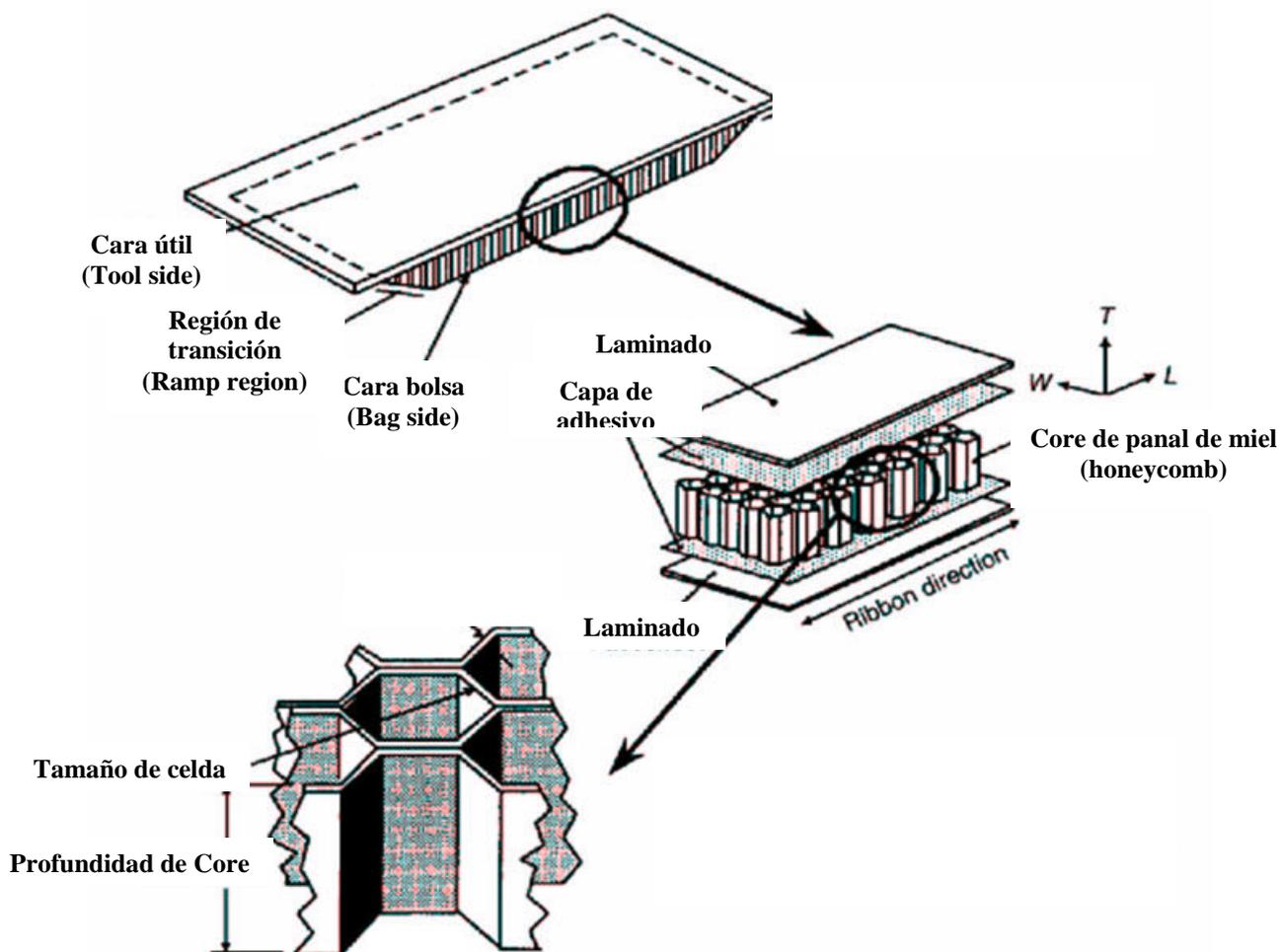


Fig. 1.1.3.-Partes constitutivas de un panel perteneciente a la BF.

La utilización de materiales compuestos en esta zona del avión viene justificada por la relevancia del factor peso en esta zona de la estructura, si se tiene en cuenta que esta estructura no es resistente.

El presente proyecto gira en torno a uno de los dispositivos que se instalan en la parte interior de la *BF (inlet)*: la *toma de aire AGU – NACA*, cuya complejidad superficial puede observarse en las **Fig.1.1.4.**

En concreto, aborda el desarrollo del diseño del útil de apoyo necesario para la realización de los ensayos de vibración asociados a este dispositivo.

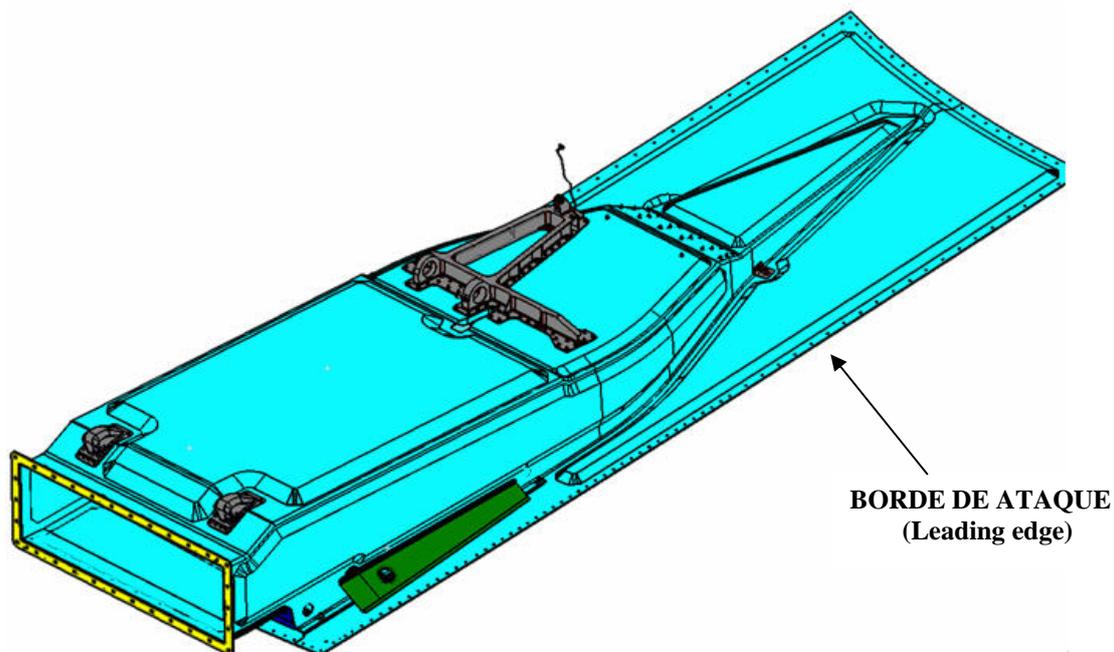


Fig. 1.1.4.- Disposición general de la toma de aire AGU – NACA.

La **Fig. 1.1.5** representa un corte longitudinal del dispositivo en el que se localizan las distintas partes que conforman la toma AGU – NACA:

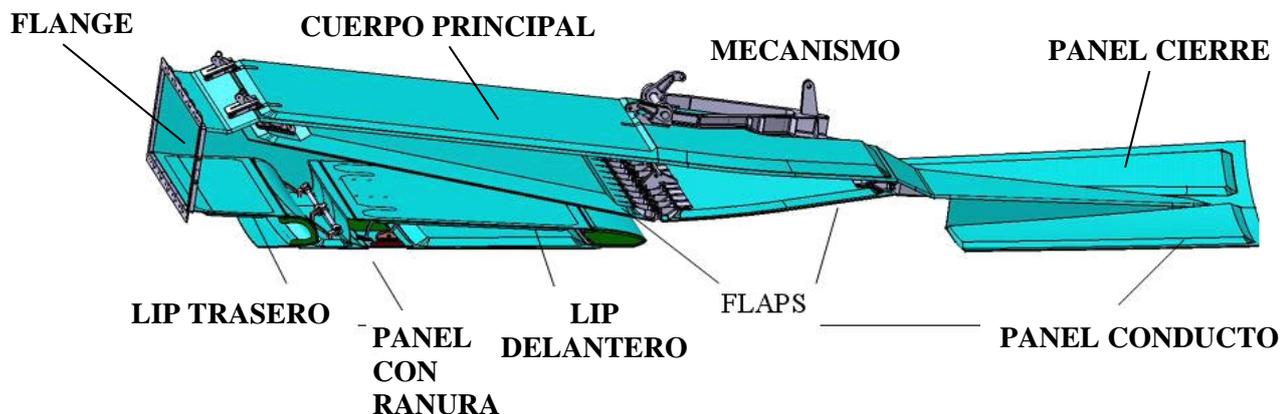


Fig. 1.1.5.- Corte longitudinal de la toma AGU – NACA en el que se señalan las diferentes partes que la constituyen.

- ✓ Los paneles que conforman el **cuerpo principal** y el **panel conducto** están fabricados en *honeycomb*.
- ✓ El **panel conducto** está constituido por el **borde de ataque** (*leading edge*) – fabricado en aleación de Al – y el **panel de cierre** (con estructura de panel sandwich).
- ✓ Los **flaps internos**, unidos mediante bisagras metálicas, y fabricados en estructura de panel sandwich permiten, mediante el accionamiento del mecanismo, controlar el caudal de aire que absorbe la NACA.
- ✓ El **Flange** aporta resistencia al conjunto además de tratarse de la conexión a la instalación de refrigeración. Está fabricado en una aleación de aluminio.

1.2.- BREVE DESCRIPCIÓN DEL ENSAYO.

Los ensayos de vibración especificados en la norma *RDCA/DO 160D* (encargada de regular los ensayos necesarios para la correcta certificación de piezas relativas a la industria aeronáutica) están constituidos por 3 elementos principales:

- 1) Excitador vibratorio → Encargado de generar la excitación vibratoria de entrada.
- 2) Mesa de vibración → Encargada de transmitir la excitación vibratoria generada por el excitador a la pieza objeto de ensayo. La pieza a ensayar es fijada a la mesa mediante uniones atornilladas.
- 3) Pieza a ensayar → Es el elemento sobre el cual se quiere evaluar el efecto de la señal vibratoria de entrada. Es necesario que la pieza tenga una superficie plana para que pueda ser atornillada a la mesa de vibración.
- 4) Acelerómetros → Dispositivos necesarios para la obtención de datos relativos a las aceleraciones en el entorno del punto en el que se colocan.

La **Fig. 1.2.1** muestra la disposición de los diferentes elementos para un caso general. Esta disposición puede variar en función de la dirección en la que se

quiera aplicar la excitación. Los detalles relativos a los ensayos experimentales se desarrollan con mayor profundidad en el capítulo 5.

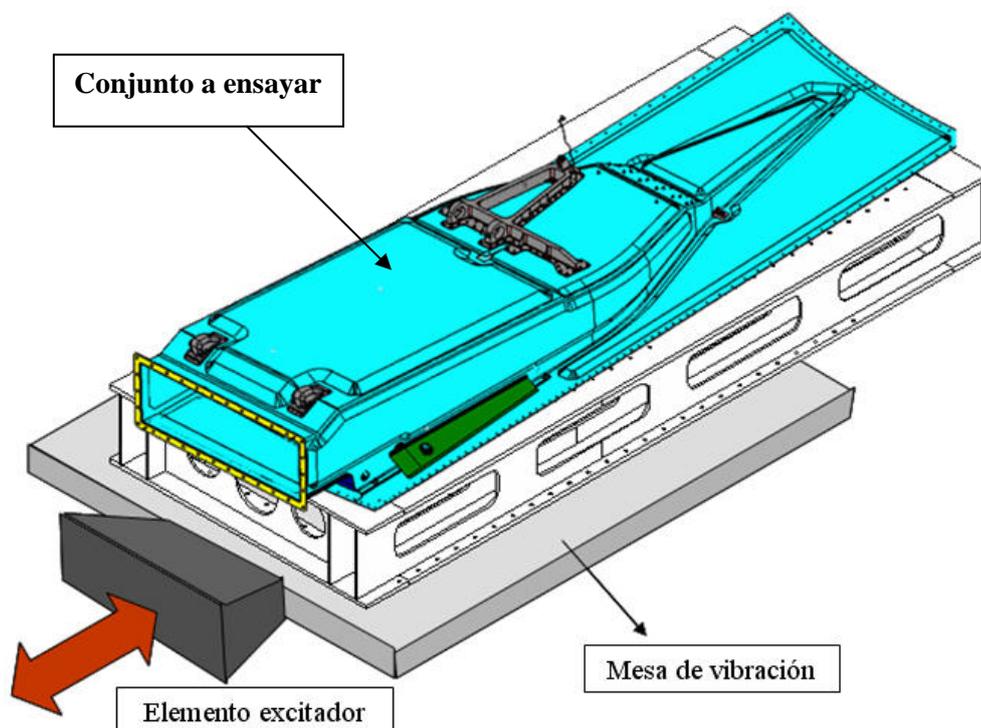


Fig. 1.2.1.- Representación de una de las disposiciones específicas de ensayo del conjunto.

Una primera dificultad para la realización del ensayo experimental estribaba en el hecho de que la toma AGU-NACA no tenía una superficie plana que le permitiese ser atornillada directamente a la mesa de vibración (ver **Fig.1.2.2**), por lo que era necesario disponer de un elemento intermedio que permitiese la transición desde la superficie cóncava de la toma de aire hasta una superficie plana que pudiese atornillarse a la mesa de vibración.

A tal efecto fue diseñado el elemento que se muestra en la **Fig. 1.2.3**, que en adelante será denominado **cama** dado que su función no es más que la de permitir asentar la toma AGU-NACA sobre una superficie plana. Además, la **cama** posee un reborde con taladros cada 10 cm. que permiten su fijación mediante uniones atornilladas.

Un segundo inconveniente que se presentaba estaba derivado del tamaño de la toma AGU-NACA (componente a ensayar). Para la realización del ensayo era necesario utilizar una mesa de vibración a la que atornillar la pieza y

a través de la cual transmitir la señal vibratoria de forma homogénea. El ensayo fue encargado al **INTA** (Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial), con sede en Madrid, siendo las dimensiones de la mesa de mayor tamaño que poseía el citado organismo de 2x2 m. aproximadamente. De esta forma era conocida la imposibilidad de que la toma AGU-NACA (cuyas dimensiones máximas eran del orden 3.3x1.5 m) pudiese descansar completamente en la superficie de la mesa.

Como consecuencia de esta discrepancia dimensional se hacía imprescindible el diseño de una bancada estructural que proporcionase rigidez al conjunto (pues la esbeltez del conjunto AGU-NACA – *cama* y las condiciones de contorno derivadas de la fijación a la mesa de vibración hacían prever oscilaciones de gran intensidad al aplicar la señal vibratoria en el ensayo) y que, además, permitiese una transmisión de la señal vibratoria de forma más homogénea.

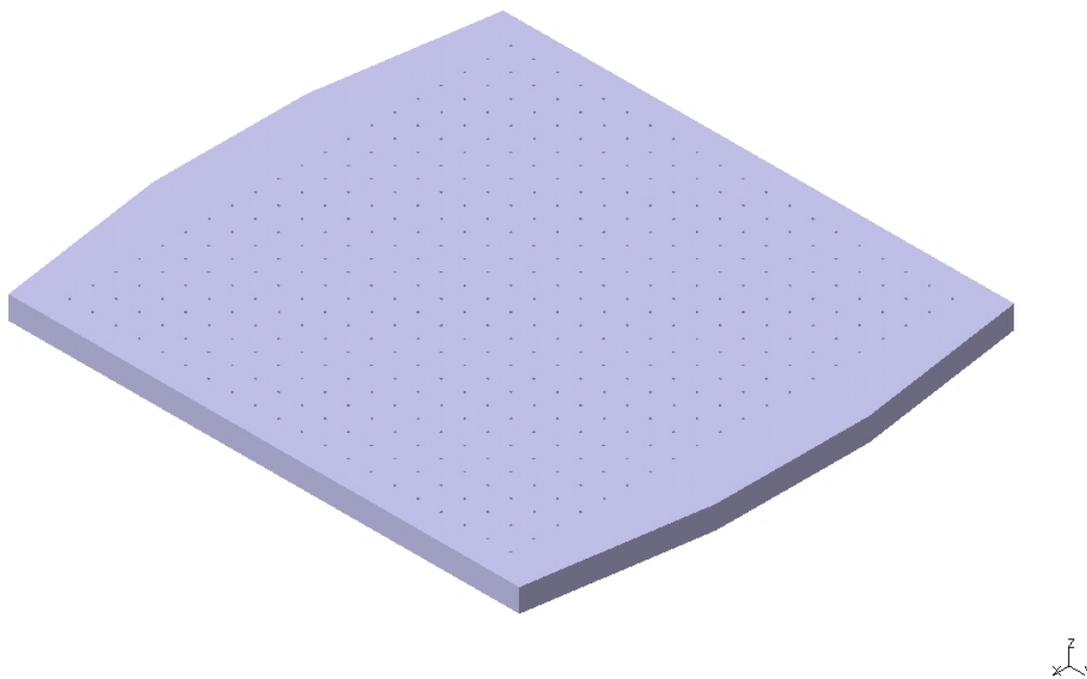


Fig.1.2.2- Mesa de vibración.

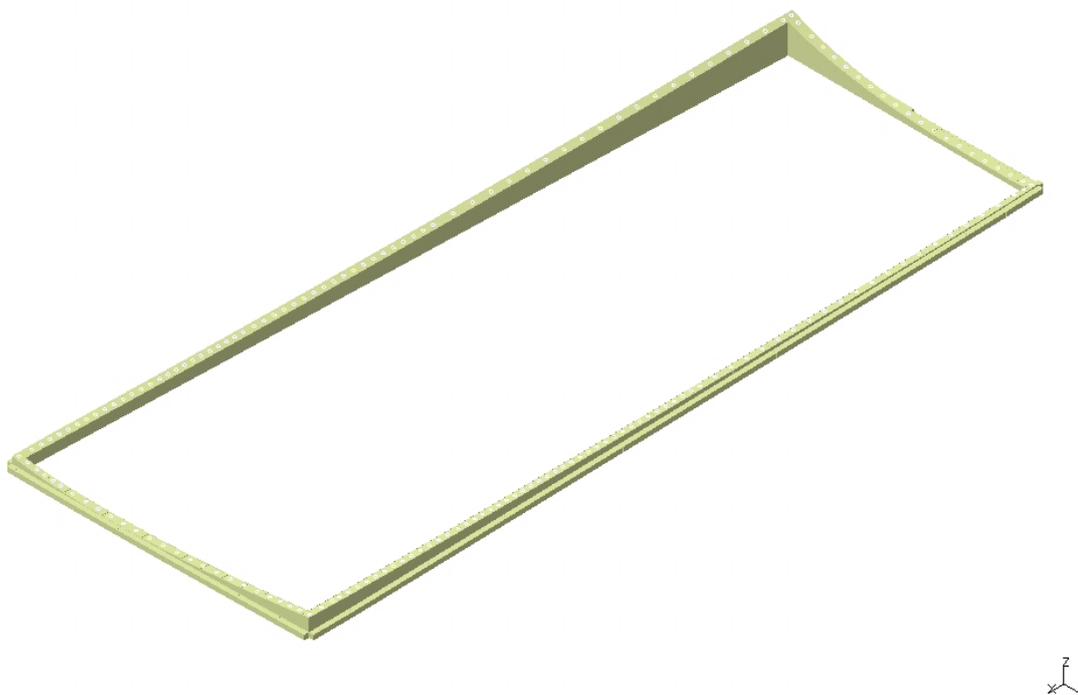


Fig. 1.2.3.- Elemento encargado de la transición entre el AGU – NACA y la mesa de vibración (CAMA).

La **Fig. 1.2.4** permite visualizar el elemento descrito someramente en el párrafo anterior en su forma y dimensiones finales, si bien éstas se alcanzaron a partir de una serie de consideraciones derivadas directamente de la función que había de desempeñar y de las limitaciones surgidas a partir del proceso de fabricación del mismo. Toda la información relativa al diseño de este cuerpo estructural, que en adelante se designará como **ÚTIL**, se tratará en los capítulos 3 y 4.

Una vez realizados los diseños de estos elementos intermedios necesarios para la realización de los ensayos, fue ordenada la fabricación de los mismos en aluminio y, una vez obtenidos, se procedió a la realización de los ensayos en el INTA. La **Fig. 1.2.5** muestra una fotografía del conjunto Útil – Cama tomada en las instalaciones del INTA.

La realización de estos ensayos de acuerdo a las directrices proporcionadas por AIRBUS arrojó unos resultados que fueron remitidos al GERM (Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales), peticionario del ensayo, y que servirán para contrastar los resultados obtenidos mediante el análisis numérico.

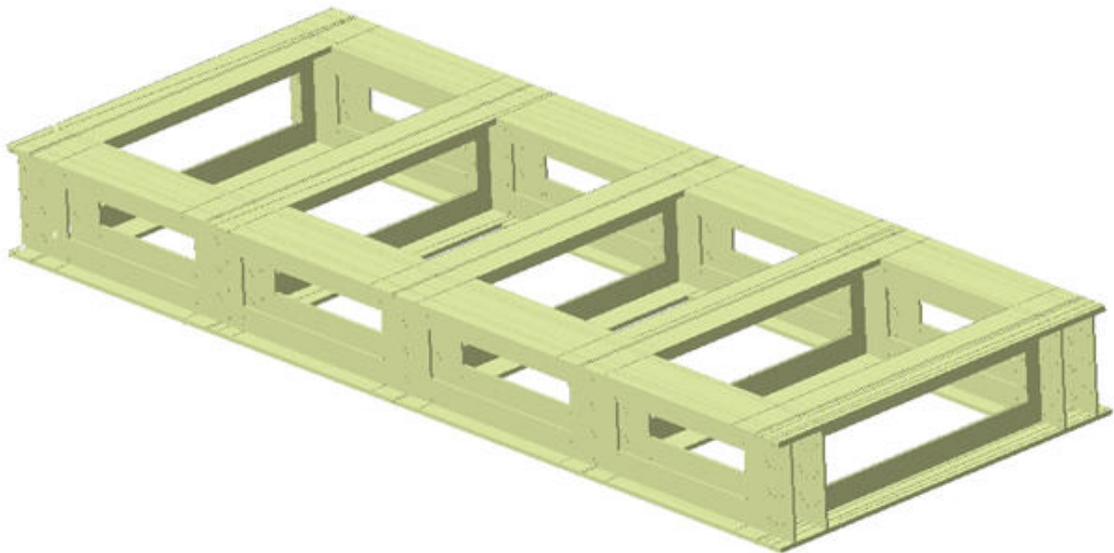


Fig. 1.2.4.- Elemento estructural diseñado para aportar rigidez al conjunto.



Fig. 1.2.5.- Disposición del conjunto Útil-Cama durante el ensayo llevado a cabo en el INTA.

En la **Fig. 1.2.1** se muestra una representación del conjunto completo en la disposición específica concreta para la realización de uno de los ensayos, en la

que se puede observar una visión global cualitativa de la aparatosidad del conjunto a ensayar.