

FACULTAD DE CIENCIAS EXACTAS, FÍSICAS Y NATURALES

UNIVERSIDAD NACIONAL DE CÓRDOBA

&

CENTRO REGIONAL UNIVERSITARIO CÓRDOBA – IUA

UNIVERSIDAD DE LA DEFENSA NACIONAL

MAESTRÍA EN CIENCIAS DE LA INGENIERÍA

MENCIÓN AEROESPACIAL

Preprocesamiento de Modelos de Elementos Finitos Aplicado al Análisis de Estructuras Aeronáuticas

TESIS MAESTRÍA

2017

Alumno:

Ing. Argüello Marcos Exequiel
marcarguello@hotmail.com

Director:

M.Sc Molina Juan Cruz
juancruzmolina@gmail.com



Resumen

El siguiente trabajo presenta la elaboración de un documento para el pre-procesamiento de modelos de elementos finitos aplicado al análisis estático de estructuras aeronáuticas.

Se establecen una serie de recomendaciones y prácticas a seguir para elaborar un modelo de elementos finitos complejo, como ser el modelo de la estructura de una aeronave, desde el mallado inicial hasta la aplicación de cargas y condiciones de borde. Se plantean una serie de decisiones a tomar en cuenta por parte del equipo de trabajo, para definir un mismo criterio a la hora de modelar e integrar las distintas partes de la estructura. Además se analiza la aplicación de varias herramientas para el chequeo y la validación final del modelo.

Siguiendo los criterios y prácticas establecidos en este documento, se aplican los mismos al preprocesamiento del modelo de elementos finitos correspondiente a la estructura de material compuesto de un avión entrenador elemental biplaza. Los resultados obtenidos en este caso demuestran que el uso y la aplicación de los mismos facilita el trabajo en grupo para elaborar modelos de gran cantidad de grados de libertad, permitiendo mallar distintas partes al mismo tiempo por distintos modelistas coordinados, siguiendo un mismo criterio, respetando un mismo formato (estructura en árbol) para la organización de los archivos del modelo, y sin perder la trazabilidad del mismo. Todo esto da como resultado un sensible aumento en la calidad final del modelo, así como también una reducción en los costos y tiempos de ingeniería implicados en la elaboración del mismo.

Abstract

In this thesis a pre-processing documentation for finite element models is developed to perform static analysis of aircraft structures.

Several recommendations and practices are performed to elaborate from simple to complex finite element model, such as the model of an aircraft structure, from the initial meshing to the application of loads and boundary conditions. Assessments are taken into account by the work team, to define the same criteria to model and integrate the different structure parts. In addition, it includes the application of diverse tools for the final verification and validation of the model.

The criteria and practices established in this document are applied to preprocess an elementary side-by-side trainer aircraft finite element model. The results obtained in this study case demonstrate that the use and application of those facilitates the work in-group to elaborate models with a great amount of freedom degrees. Allowing to mesh different parts at the same time by different coordinated modelers, applying the same criteria, following the same format for the organization of the model files, without losing traceability. All this results in a substantial increase in the final quality of the model, as well as it reduces the costs and engineering times involved.

Índice

Abreviaturas	8
1. Introducción	9
1.1. Generalidades	9
1.2. Objetivo	13
2. Planificación del Análisis	15
2.1. Introducción	15
2.2. Comprensión del Problema y Objetivos del Análisis.....	15
2.3. Definición del Análisis FEM	16
2.4. Descripción de la Estructura.....	18
2.5. Análisis Preliminar	22
2.6. Sistema de Unidades	23
2.7. Sistema de Coordenadas.....	24
2.8. Convención Positiva de Signos	25
3. Acondicionamiento y Simplificación de la Geometría	26
3.1. Introducción	26
3.2. Geometría 2D (Superficies)	27
3.3. Geometría 3D (Sólidos)	35
4. Generación de la Malla FEM	38
4.1. Introducción	38
4.2. Descripción de Elementos Finitos	39
4.2.1. Elementos 0D	39
4.2.2. Elementos 1D	39
4.2.3. Elementos 2D	40
4.2.4. Elementos 3D	41
4.2.5. Elementos tipo R	41
4.2.6. Orden del Elemento	43
4.2.7. Selección de Elementos.....	44
4.3. Densidad de Malla.....	45
4.4. Transiciones en el Mallado.....	52
4.4.1. Transición entre una malla grosera y una fina	53
4.4.2. Conexión entre elementos de distinto tipo	53
4.5. Mallado alrededor de agujeros.....	54

4.5.1.	Generalidades	54
4.5.2.	Agujeros para uniones.....	55
4.5.3.	Agujeros para cableado, pasaje de comandos, inspección o acceso.....	56
4.6.	Modelado de Tomas, Herrajes y Soportes	57
4.7.	Indicadores de Calidad de Malla	58
4.7.1.	Generalidades	58
4.7.2.	Relación de Aspecto ('Aspect Ratio')	59
4.7.3.	Ángulo de distorsión ('Skew Angle').....	59
4.7.4.	Alabeo ('Warpage')	60
4.7.5.	Relación de Ahusamiento ('Taper Ratio').....	61
4.7.6.	Jacobiano.....	61
4.7.7.	Tetraedro Colapsado ('Tetra Collapse').....	62
4.7.8.	Distorsión Volumétrica ('Volume Skew')	62
4.7.9.	Normales	62
4.7.10.	Orientación del Material	63
4.7.11.	Bordes libres ('Free Edges').....	64
4.7.12.	Conectividad.....	64
4.7.13.	Elementos Duplicados	65
4.7.14.	Lazos Cerrados ('Rigid Loops').....	65
4.7.15.	Herramientas de Chequeo Interactivo y Morfología de Malla	65
4.7.16.	Planilla de Chequeo Calidad de Malla FEM.....	66
4.8.	Descripción Malla FEM AEE.....	69
4.8.1.	Malla FEM Ala – AEE.....	69
4.8.2.	Malla FEM Empenaje Horizontal - AEE.....	71
4.8.3.	Malla FEM Fuselaje y Empenaje Vertical – AEE	73
4.8.4.	Malla FEM Avión Completo.....	74
5.	Modelo FEM	76
5.1.	Introducción	76
5.2.	Modelo de Material	77
5.2.1.	Material Isótropo	79
5.2.2.	Material Ortótropo.....	80
5.2.3.	Material Anisótropo	81
5.3.	Definición de Propiedades	81

5.4.	Sistemas de Coordenadas Locales	83
5.5.	Numeración	83
5.6.	Vinculación entre Partes - Modelado de Uniones Estructurales	85
5.6.1.	Generalidades	85
5.6.2.	Elementos de Fijación (Modelado de Conectores)	86
5.6.3.	Soldadura	98
5.6.4.	Uniones Adhesivas	102
6.	Modelado FEM Material Compuesto	111
6.1.	Introducción	111
6.2.	Tipos y Clasificación de Materiales Compuestos	111
6.3.	Metodología para el Modelado de Materiales Compuestos	113
6.3.1.	Proceso de Modelado FEM	113
6.3.2.	Descripción de Elementos FEM	113
6.3.3.	Propiedades del Material	116
6.3.4.	Propiedades del Elemento FEM	117
6.3.5.	Orientación del Laminado: Sistemas Coordinados y Convención de Signos	119
6.4.	Modelado de una Estructura Sándwich	124
6.5.	Planilla de Chequeo de Materiales Compuestos.....	127
7.	No Linealidades	130
7.1.	Introducción	130
7.2.	No Linealidades Geométricas (Grandes Desplazamientos y Rotaciones).....	131
7.2.1.	Ejemplo de Aplicación Práctica: Análisis No Lineal – Tren de Aterrizaje AEE	132
7.3.	No Linealidad Material	133
7.3.1.	Material No Lineal Elástico.....	134
7.3.2.	Material Hiperelástico	135
7.3.3.	Material Elasto-Plástico.....	135
7.3.4.	Ejemplo de Aplicación Práctica: Modelo de Material – Pin de Ala AEE	137
7.4.	Interacciones de Contacto	139
7.4.1.	Generalidades	139
7.4.2.	Modelado FEM de Interacciones de Contacto	139
7.4.3.	Definición de Regiones de Contacto	140
7.4.4.	Fuerzas de Contacto	141
8.	Cargas y Condiciones de Borde	143

8.1.	Cargas	143
8.1.1.	Tipos de Cargas FEM	143
8.1.2.	Cargas de Diseño	146
8.1.3.	Cargas Externas	149
8.1.4.	Cargas Internas.....	151
8.2.	Condiciones de Borde	152
8.3.	Sets de Análisis y Combinación de Casos de Carga	154
9.	Integración DEFM en GFEM y Técnicas de Condensación FEM	156
9.1.	Introducción	156
9.2.	Integración DFEM en GFEM	157
9.2.1.	Definición del Contorno DFEM - GFEM	157
9.2.2.	Vinculación de Mallas DFEM - GFEM	158
9.2.3.	Transmisión de Cargas GFEM-DFEM	160
9.3.	Técnicas de Condensación y Submodelado FEM	163
9.3.1.	Condensación (Nastran).....	164
9.3.2.	Condensación (Transferencia: Nastran – Abaqus)	166
9.3.3.	Submodelado (Abaqus)	167
10.	Formato para la Organización de un Modelo FEM: Análisis de Estructuras Aeronáuticas. 169	
10.1.	Introducción	169
10.2.	Carpeta CAD	171
10.3.	Carpeta de Mallas FEM	172
10.4.	Carpeta de Propiedades	172
10.5.	Carpeta de Partes.....	173
10.6.	Carpeta de Materiales.....	176
10.7.	Carpeta de Uniones.....	177
10.8.	Carpeta de Cargas	181
10.9.	Carpeta de Condiciones de Borde.....	182
10.10.	Carpeta de Análisis.....	182
10.11.	Carpeta de Modelo.....	182
11.	Chequeo del Modelo FEM.....	184
11.1.	Fuentes de Error en el Modelado.....	184
11.2.	Procedimientos de Chequeo y Comprobación del Modelo	187
11.2.1.	Resumen de Elementos, Materiales y Propiedades.....	187

11.2.2.	Chequeo Visual del Modelo / Primer Ensamble.....	187
11.2.3.	Chequeo de Materiales y Propiedades	188
11.2.4.	Chequeo de Vinculaciones e Interacciones.....	189
11.2.5.	Chequeo de la Matriz de Rigidez Global	189
11.2.6.	Masa, Centro de Gravedad y Momentos de Inercia	190
11.2.7.	Restricciones y Ligaduras	191
11.2.8.	Cargas	192
11.2.9.	Análisis Estático 1G	193
11.2.10.	Comprobación de Sólido Rígido	193
11.2.11.	Equilibrio Termo-Elastico	195
11.2.12.	Comprobación de Modos Propios.....	195
11.3.	Planilla de Chequeo de Modelos FEM.....	199
12.	Validación del Modelo FEM	205
12.1.	Introducción	205
12.2.	Tareas de Post-procesado Preliminar	206
12.3.	Validación de un Modelo FEM como Parte de un Plan de Certificación.....	207
12.4.	Calibración y Validación Modelo FEM del AEE.....	211
12.4.1.	Materiales	211
12.4.2.	Tren de Aterrizaje Principal.....	214
12.4.3.	Bancada Motor.....	216
12.4.4.	Empenaje Horizontal.....	217
12.4.5.	Semi-Ala.....	220
13.	Conclusiones.....	224
14.	Referencias Bibliográficas	226
	ANEXO I: Descripción Detallada Estructura: Timón de Dirección (TD) – Avión Entrenador (AEE)..	228
	ANEXO II: Descripción y Chequeo de Calidad de Malla: Modelo FEM Larguero Ala (AEE)	233
	ANEXO III: Registro de Sets de Pegado: Timón de Dirección (TD) – Avión Entrenador (AEE).....	238
	ANEXO IV: Archivos de Entrada y Salida Nastran.....	244
1.	Archivo de Entrada Nastran (Input File).....	244
2.	Archivos de Salida Nastran (Output Files).....	246
	ANEXO V: Resumen Planilla de Chequeo Modelo FEM: (TD) – (AEE)	248

Abreviaturas

FEM: Finite Element Model

FEA: Finite Element Analysis

CAE: Computer Aided Engineering

CAD: Computer Aided Design

DMU: Digital Mock Up

DOF: Degree of Freedom

PEF: Programa de Elementos Finitos

VLM: Vortex Lattice Method

CFD: Computacional Fluid Dynamics

BBA: Building Block Approach

ID: Identificación

AEE: Avión Entrenador Elemental

TD: Timón de Dirección

EH: Empenaje Horizontal

EV: Empenaje Vertical

1.Introducción

1.1. Generalidades

Para establecer una descripción cuantitativa de un problema físico es necesario, en primer lugar, plantear un sistema de ecuaciones diferenciales (ordinarias o en derivadas parciales) válidas en cierta región (o dominio) y sujetas a determinadas condiciones iniciales y de borde. En segundo lugar, se necesita resolver el sistema planteado. Las mayores dificultades surgen en esta instancia, ya que sólo las ecuaciones más simples pueden ser resueltas en forma exacta.

Con el propósito de salvar estas dificultades y aprovechar las enormes ventajas de la computadora digital, se hace necesario replantear el problema matemático dándole una forma puramente algebraica que involucre solamente las operaciones matemáticas básicas. Para lograr este objetivo, el problema continuo debe ser discretizado, dando lugar a un número finito de parámetros desconocidos a resolver. Este proceso conlleva, en general, cierto grado de aproximación.

En este sentido, el Método de Elementos Finitos – FEM (‘Finite Element Method’) consiste entonces en un método numérico empleado para la aproximación de soluciones de ecuaciones diferenciales, ampliamente utilizado para resolver diversos problemas de ingeniería y física. Dicho método de análisis es una herramienta cada vez más utilizada por la industria aeronáutica en el área de análisis estructural. Una de las principales ventajas de este método radica en la versatilidad del mismo para analizar problemas variados, desde estructuras de gran tamaño (avión completo, fuselaje, cajón central de ala, etc.) hasta detalles estructurales complejos (uniones, transferencia y redistribución de cargas, concentración de tensiones, etc.), brindando la posibilidad de evaluar gran cantidad de casos de carga en un tiempo y costo razonable, y permitiendo obtener resultados satisfactorios [30].

Entre las distintas aplicaciones comunes de implementación FEA (‘Finite Element Analysis’) en el área de análisis de estructuras aeronáuticas se pueden mencionar [7]:

- Evaluación de la integridad estructural de un producto aeronáutico
- Determinación de la deflexión (grado de flexibilidad o rigidez) de una estructura
- Distribución interna de cargas, incluyendo cargas de interface
- Cálculo de factores de concentración de tensiones
- Cálculo de distribución másica
- Determinación de resistencia estructural y deformaciones estáticas
- Análisis de tolerancia al daño
- Análisis Dinámico: Modal, Transitorio, Régimen
- Análisis de Estabilidad y Pandeo
- Análisis No Lineales (Solvers Explícitos e Implícitos)
- Análisis de Falla
- Análisis Térmico

En todo proceso de cálculo por medio del método de elementos finitos intervienen tres etapas fundamentales: el pre-proceso, el proceso o cálculo, y el post-proceso [1].

Pre-proceso:

La primer tarea a realizar y la que más tiempo consume, corresponde a la preparación del modelo, comúnmente conocido como el “pre-proceso”. El pre-proceso puede dividirse, a su vez, en una serie de etapas principales que son:

- Acondicionamiento y simplificación de la geometría
- Mallado de los componentes a modelar
- Aplicación y definición de interacciones entre componentes del modelo
- Aplicación de cargas y definición de condiciones de borde (FEM)
- Chequeo del modelo (Asegurar un nivel mínimo de calidad de los modelos y una mayor fiabilidad en los resultados)

En general, para la simplificación geométrica del modelo y generación de la malla se utilizan programas específicos para tal fin (preprocesadores). Entre los programas de preproceso más conocidos y utilizados por la industria aeronáutica en la actualidad se encuentran: Hypermesh, FEMAP, Abaqus CAE, PATRAN, etc. Muchos de estos programas tienen la suficiente flexibilidad para que el usuario indique como deben ser presentados estos datos para que puedan ser leídos correctamente por el programa de cálculo.

Proceso o Cálculo:

La segunda tarea a realizar para simular una estructura aeronáutica es el proceso de cálculo en sí mismo. Este cálculo se realiza mediante un programa de elementos finitos (PEF) o ‘solver’, estos programas han sido diseñados para leer los datos del modelo en forma ordenada y con una estructura (sintaxis) no muy flexible desde un fichero ASCII, por ejemplo, para luego ser procesados y calculados. Entre los programas más conocidos y utilizados por la industria aeronáutica en la actualidad se encuentran: Nastran, Abaqus y Ansys.

Por lo general se suelen utilizar distintos PEF’s según el tipo de problema a resolver. Así, por ejemplo para el análisis de problemas lineales estáticos y de pandeo de estructuras metálicas, la opción escogida suele ser Nastran; en cambio para el análisis de estructuras de material compuesto y problemas no lineales se suele optar por Abaqus. Empresas aeronáuticas como lo son Boeing, Airbus y Embraer, utilizan solamente estos programas para llevar a cabo sus verificaciones estructurales.

Post-proceso:

Finalmente la última tarea es el post-proceso, que consiste en la visualización, interpretación y análisis de resultados. Para ello se utilizan programas específicos tales como: Hyperview, Nastran/Patran, Nastran/FEMAP, Abaqus CAE, etc. También se valen de ciertas herramientas adicionales que permiten organizar el análisis de grandes volúmenes de información (resultados) de manera adecuada.

En la Figura 1 se esquematizan las tres etapas fundamentales que intervienen en todo proceso de análisis por medio del método de elementos finitos.

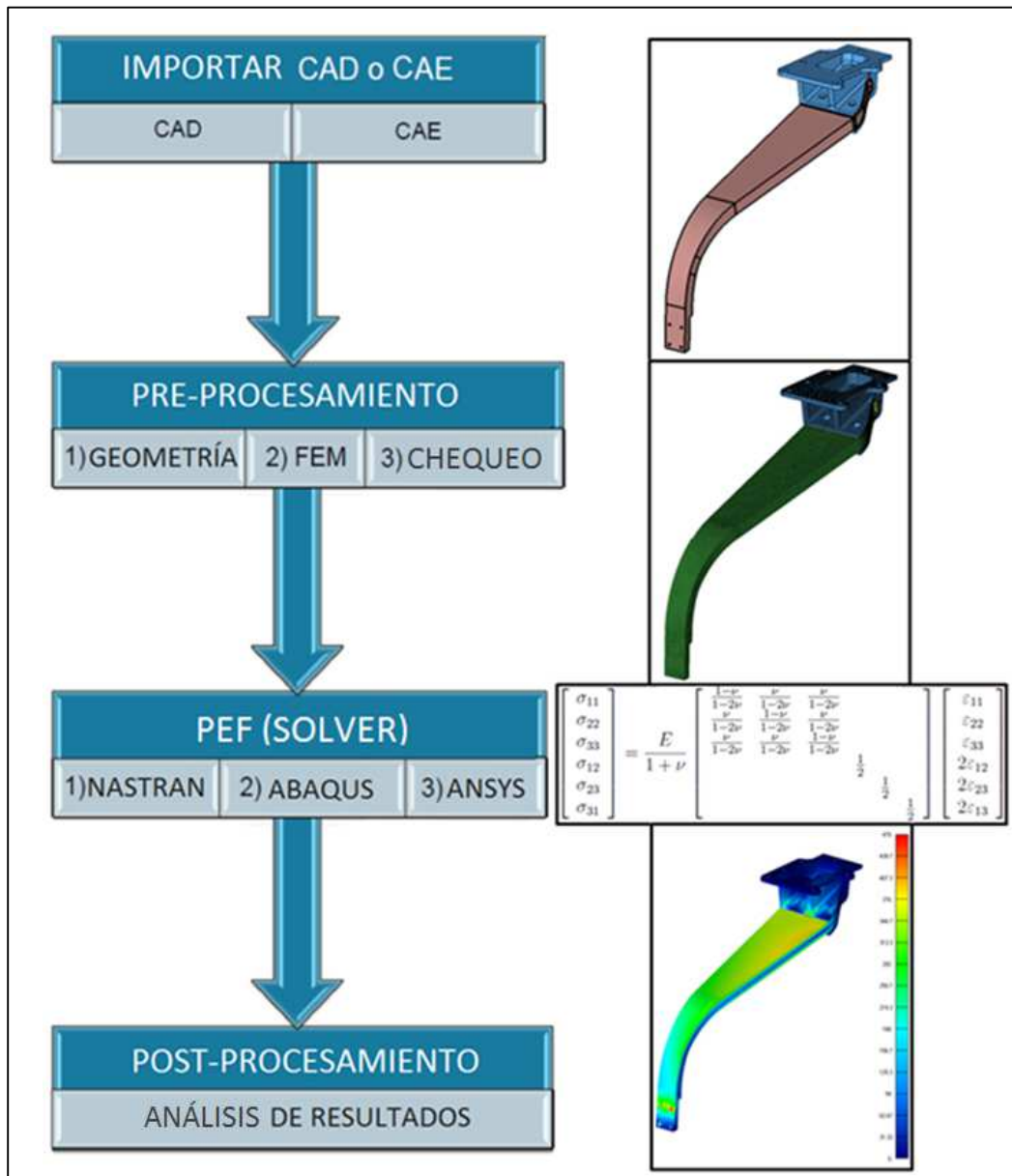
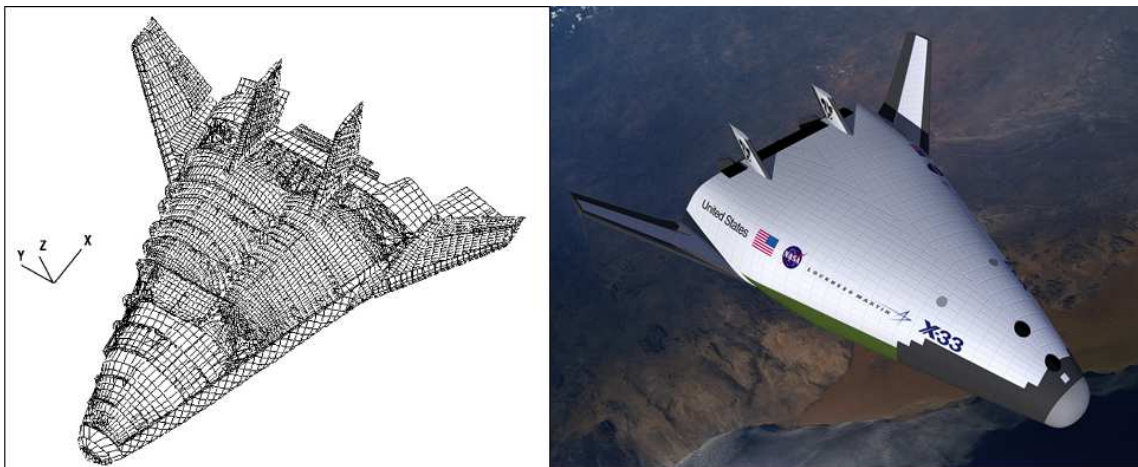


Figura 1 – Etapas Principales de un típico Proceso de Análisis FEM

La responsabilidad de análisis de grandes estructuras aeronáuticas rara vez descansa en las manos de una única institución. Por lo general en proyectos de gran envergadura, dicha responsabilidad es distribuida entre varias empresas dedicadas al cálculo y diseño de estructuras. Esto supone un esfuerzo adicional para no perder de vista que los distintos modelos FEM generados por las empresas involucradas forman parte de un único modelo integrado que refleja las características del sistema completo, esta es la tarea del integrador CAE.

Una clara desventaja de este hecho es que, conforme aumenta la complejidad y el tamaño de un modelo FEM, lógicamente se incrementa también el número de personas involucradas en la elaboración del mismo, y por ende existe una mayor diversidad de ideas, diferencias de criterios, metodologías y formas de trabajo.

Un ejemplo de esto fue el desarrollo del demostrador tecnológico avanzado X-33 (NASA), el cual presentó un diseño estructural sumamente complejo. Para evaluar su diseño así como también para determinar las cargas internas derivadas de las cargas externas actuantes y análisis dinámicos, fue necesario confeccionar un modelo FEM integrado de toda la aeronave [19]. Para obtener dicho modelo fue necesario integrar cada uno de los modelos FEM realizados por las siguientes empresas: *Lockheed-Martin Skunk Work*: Tanques de hidrógeno, tren de aterrizaje, estructura de empuje y de acoplamiento entre tanques de combustible; *Lockheed-Martin Michoud*: Tanques de oxígeno; *Boeing Rocketdyne*: Motor cohete; *B.F. Goodrich*: Superficies de Control; *NASA's MSFC*: Aeroshell (cáscara estructural), flaps, aletas verticales y laterales, además de las tareas de integración de los modelos.



Vista en Corte Modelo FEM Estructural X-33 (NASA - 1999)

Imagen Conceptual X-33 (Lockheed Martin)

Figura 2 – Concepto Demostrador Tecnológico Avanzado X-33 (NASA - 1999) [19]

La estrategia que se presenta en este trabajo consiste en una serie de decisiones y procedimientos a tomar en cuenta por parte del equipo CAE, para definir un mismo criterio a la hora de elaborar, chequear e integrar las distintas partes de un modelo FEM complejo.

Estas decisiones están estrechamente relacionadas con los temas presentados en cada una de las secciones de este documento. El pre-proceso requiere entonces, una vez definido el objetivo de análisis, dividir al objeto en estudio en sus distintas partes, definir claramente cada una de ellas, describir su comportamiento material, discretizar (mallar) cada parte y luego unir coherentemente las mismas. En general se siguen los siguientes pasos:

1. Planificar el Análisis: Comprensión del problema, descripción de la estructura a analizar, definición de objetivos e hipótesis del análisis, etc.
2. Escoger un sistema de unidades coherentes
3. Acondicionamiento y limpieza de la geometría.

4. Elegir un tipo de elemento finito adecuado (1D, 2D o 3D, de primer o segundo orden)
5. Indicar el tamaño de los elementos que se quiere utilizar y calidad de malla deseada. Este tamaño puede ser uniforme o no, en general deben usarse elementos más pequeños donde se esperan mayores gradientes, y pueden usarse discretizaciones más gruesas donde los gradientes son menores. Esto por supuesto requiere por parte del usuario un criterio basado en el conocimiento 'a priori' del comportamiento de lo que se quiere modelar, de forma que pueda indicar en los distintos puntos valores razonables para el tamaño de los elementos
6. El generador de malla, en función del tipo de elemento, la definición del tamaño de los elementos y los criterios de calidad de malla establecidos, procede a discretizar el dominio. Los procesos de mallado siguen la misma secuencia de la definición geométrica, empiezan discretizando las curvas (respetando la posición de los puntos específicamente descritos), luego discretizan las superficies (para lo cual ya disponen de las discretizaciones de sus contornos) y finalmente discretizan los volúmenes encerrados por las superficies.
7. Describir Comportamiento y Propiedades del Material
8. Definir sistemas de coordenadas locales.
9. Asignar propiedades, normales y direcciones.
10. Se realizan chequeos de calidad de malla y propiedades de cada parte.
11. Para la imposición de condiciones de contorno, sean esenciales o naturales, se definen puntos, líneas o superficies donde se van a imponer tales condiciones. También aquí es necesario considerar las hipótesis de vinculación entre partes, para satisfacer condiciones de compatibilidad.
12. Ensamble del modelo FEM. Se definen aquí las interacciones entre los diferentes componentes del modelo, por ejemplo, las superficies en contacto, las regiones unidas por remaches, etc.
13. Chequeo del modelo y completar planilla de chequeo final.

En conclusión, en base a la experiencia y a partir de antecedentes de la industria aeronáutica, es posible asegurar que por más ayudas computacionales que existan, la preparación de un modelo FEM es un proceso lento y costoso, y lo mejor para ayudar a optimizar el tiempo de modelado es justamente tener procesos sistemáticos y metódicos. También a la hora de analizar los datos de un modelo FEM el proceso puede resultar lento y muchas veces engañoso (interpretación incorrecta). De allí la necesidad de implementar una serie de pasos ordenados que guíen, agilicen y verifiquen la elaboración e interpretación del modelo.

1.2. Objetivo

Los objetivos que se persiguen con este trabajo son los siguientes:

- Elaborar un documento para la generación de mallas con características geométricas correctas, incorporando además criterios de modelado para distintos tipos de piezas y uniones.

- Crear las pautas de modelado que permitan generar mallas con calidad controlada según requerimientos de los análisis correspondientes, aplicado a estructuras aeronáuticas.
- Crear las pautas de chequeo y validación de modelos de elementos finitos.
- Establecer criterios guía, para facilitar el trabajo en grupo para elaborar modelos de gran cantidad de grados de libertad, permitiendo mallar distintas partes al mismo tiempo por distintos modelistas coordinados.
- Siguiendo las pautas y criterios establecidos en este documento, se aplican los mismos al preprocesamiento del modelo FEM global correspondiente a la estructura de material compuesto de un avión entrenador elemental biplaza (AEE), y en el modelado FEM de detalle de su timón de dirección (TD). (Figura 3).

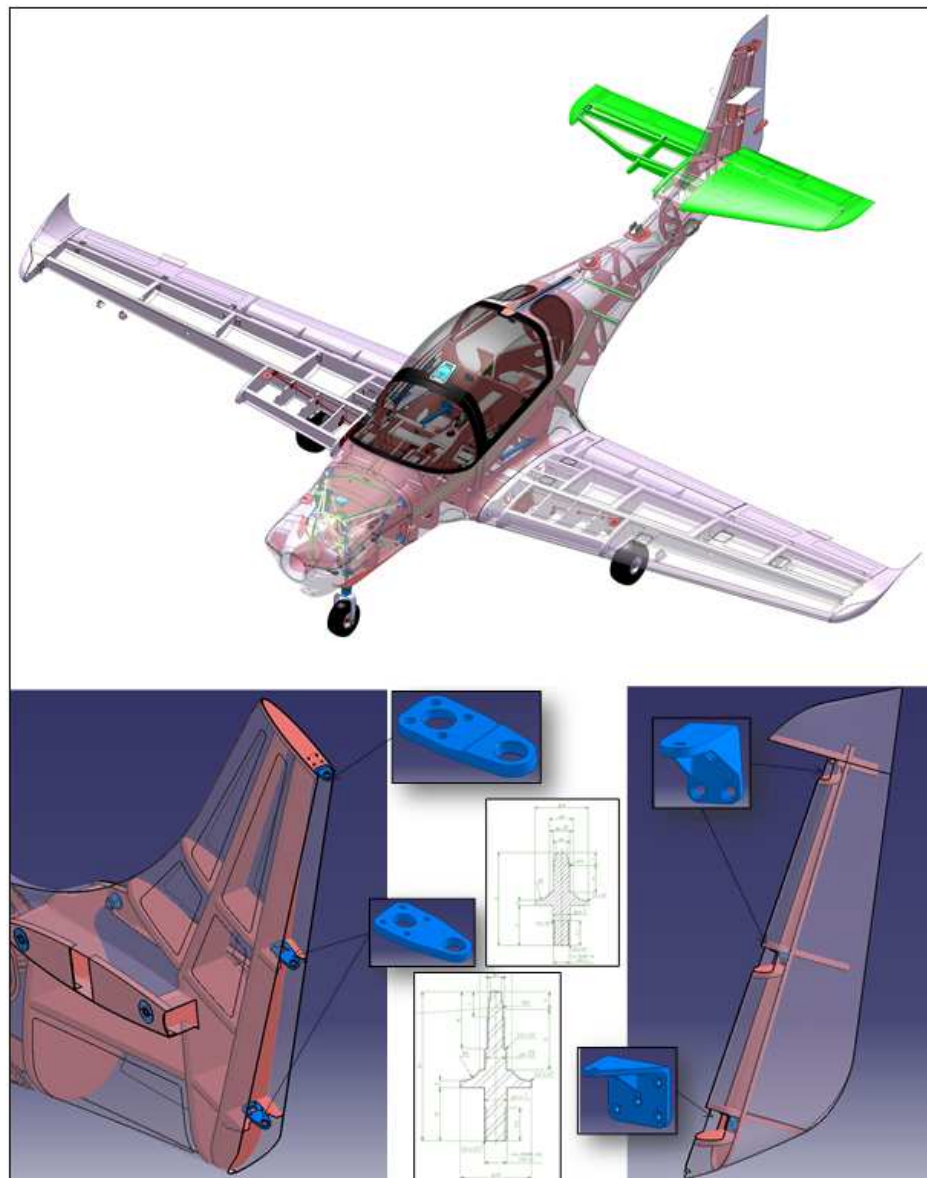


Figura 3 - Estructura Avión Entrenador Elemental Biplaza (AEE)

2. Planificación del Análisis

2.1. Introducción

En resumen, en cualquier proceso de análisis estructural se busca obtener resultados satisfactorios, a un costo de tiempo y esfuerzos razonables; en este sentido, planificar el análisis constituye un paso clave que permite evitar cometer errores futuros y de esta manera ahorrar gran cantidad de recursos durante el proceso.

Para planificar un proyecto de análisis estructural, el analista debe tener una buena comprensión del problema físico, el comportamiento y limitaciones de los elementos finitos, y las opciones y limitaciones del PEF que se emplee. De otro modo el problema no estará bien definido, y el modelo FEM no será capaz de brindar resultados coherentes, dando así una respuesta incorrecta al problema planteado [30].

Es por ello, que muchas veces, si no se presta la debida atención, los resultados a los que se arriban utilizando modelos FEM pueden resultar más imprecisos incluso que los que podrían obtenerse si se utilizara una aproximación basada en métodos analíticos de la estática y mecánica de materiales elemental.

Por otro lado, también es preciso prestar atención en los recursos computacionales en donde, por ejemplo, si el programa/modelista de preproceso utilizado genera un refinamiento excesivo de la malla donde no se requiera, puede ser que luego en el postproceso se consuman recursos computacionales innecesariamente que no se vean reflejados en el resultado del análisis FEM.

Uno o más analistas CAE de experiencia deben analizar el problema a tratar, comprender el comportamiento de la estructura en cuestión, y en función de sus conocimientos en el área de análisis estructural y análisis FEM deben establecer cuáles son las asunciones y simplificaciones que deberán implementarse en el modelado. Por lo tanto, en lugar de comenzar a modelar sin una dirección clara, siempre es necesario realizar un paso previo que comprenda el estudio de las consideraciones a tener en cuenta a fin de planificar correctamente el análisis FEM a efectuar (propósito del modelo).

2.2. Comprensión del Problema y Objetivos del Análisis

El proceso de modelado, en el sentido amplio del término, consiste en simular el comportamiento de una estructura o cualquier otro tipo de fenómeno físico particular, mediante una construcción matemática, analítica o numérica sucedánea.

El proceso de modelado requiere comprender suficientemente bien el comportamiento físico del problema para poder escoger la herramienta de análisis más apropiada para poder resolverlo.

La definición del problema puede resultar engorrosa, pero permite ahorrar mucho tiempo en etapas posteriores, en especial cuando el problema a analizar es complejo.

Algunas de las preguntas fundamentales que el analista debe responder para poder comprender el problema a resolver son las siguientes [38], [28]:

- ¿Cuál es la estructura a analizar?
- ¿Qué se necesita conocer?: Tensiones, desplazamientos, carga de pandeo, temperatura, vida a fatiga, etc.
- ¿Es realmente necesario realizar un análisis vía FEM?
- ¿Cuáles son los criterios de diseño empleados?
- ¿Qué criterios se utilizarán para evaluar el diseño?
- ¿Qué partes de la estructura necesitan ser modeladas?
- ¿Se cuenta con datos confiables de la geometría, cargas, apoyos, propiedad de los materiales, etc.?
- ¿Es apropiado realizar un análisis estático, o el problema involucra fenómenos dinámicos tales como vibraciones, cargas de impacto, etc.?
- Si se trata de un problema dinámico ¿Es posible ignorar el efecto del amortiguamiento? En caso contrario ¿Cómo debería ser representado?
- ¿Es posible que se presente un fenómeno de pandeo local o global?
- Si las propiedades del material dependen de la temperatura o es anisotrópico, ¿Son suficientes los datos de caracterización de material con los que se cuenta?
- En caso de existir no linealidades debido al material, contactos o grandes desplazamientos ¿Son lo suficientemente importantes como para modificar la manera en que se aplican o transmiten las cargas?
- ¿Cuáles son los casos de carga a considerar? ¿Involucran cargas concentradas o distribuidas?
- ¿Las cargas presentan una dirección fija o su dirección cambia al incrementar su valor?
- ¿Entre las cargas se incluyen desplazamientos prefijados?
- ¿El problema presenta alguna simetría? ¿Es posible aprovecharla?
- ¿Cómo está apoyada la estructura?
- ¿Existen apoyos o conectores cuya rigidez sea desconocida?

Para poder dar respuestas a estas preguntas no es necesario que el modelista ni el analista CAE comprendan a la perfección la formulación matemática implicada en el método de elementos finitos.

Sin embargo, un usuario competente debe comprender correctamente cómo se comportan los diferentes elementos finitos, para poder así escoger entre los distintos tipos, tamaños, y formas de elementos finitos disponibles; evitando malos entendidos y expectativas poco realistas en los resultados obtenidos.

2.3. Definición del Análisis FEM

Una vez comprendido el problema, se procede a definir el objetivo o propósito del análisis; este es el punto de partida a considerar antes de llevar a cabo un proceso de modelado.

Esto determina los métodos y estrategias de análisis a utilizar; y consiste básicamente en definir:

- Resultados deseados
- Fuente de datos necesarios
- Método de idealización a emplear
- Precisión requerida
- Chequeos y validación requerida

Esta definición impacta directamente en las tareas posteriores de:

- Asignación del personal requerido
- Selección del Software FEM

Es importante aclarar que el propósito de todo proceso de diseño y cálculo estructural consiste en crear una estructura capaz de cumplir ciertos requerimientos y atributos deseables. En toda estructura aeronáutica, cada parte debe ser diseñada para no fallar ante las cargas aplicadas, y además debe cumplir otros requerimientos importantes, tales como: funcionalidad (deformaciones admisibles que no perjudiquen el correcto funcionamiento de la estructura), mantener el peso de la estructura lo más bajo posible (ciclos de optimización y reducción de peso), bajo costo de fabricación, expansión térmica, frecuencia, etc. [22]

Es importante que el equipo de trabajo tenga bien en claro cuáles son los requerimientos de la estructura en cuestión y cuál es el orden de prioridad que se le asigna a cada uno de ellos. Comprender las necesidades y requerimientos del problema físico ayudará a anticipar comportamientos de la estructura como por ejemplo para anticipar su linealidad o no linealidad, así como los posibles modos de falla de la misma [7].

También es importante asumir hipótesis, buscando un equilibrio adecuado entre precisión y rendimiento computacional, y por lo tanto las mismas deben ser utilizadas con cuidado.

La correcta definición del objetivo de análisis permitirá entonces establecer las hipótesis de modelado a aplicar, las cuales permitan definir los criterios de simplificación geométrica aplicables, escoger una densidad de malla acorde y tipos de elementos adecuados, así como también establecer los criterios de calidad de malla y escoger el PEF recomendado para resolver este tipo de problema.

Por lo general, el nivel de precisión del modelo puede verse afectado por [30]:

- Asunciones de linealidad
- Representación de estructuras adyacentes al modelo (condiciones de rigidez)
- Propiedades del material e idealizaciones
- Precisión en la representación geométrica
- Cargas y condiciones de borde
- Simplificaciones del modelo y de su comportamiento
- Densidad de malla
- Tipos de elementos utilizados y calidad de malla
- Error numérico de la solución

En ocasiones es necesario llevar a cabo un estudio de sensibilidad de varios parámetros, el cual permita determinar cuáles de estos afectan considerablemente los resultados FEA, y que por ende requieren mayor detalle de modelado y recursos computacionales.

Por otro lado, el nivel de detalle del modelo dependerá entonces del objetivo que se persiga y de las dimensiones de la estructura a analizar. De esta manera se utilizan modelos FEM “globales” (GFEM) cuyo objetivo principal es brindar una primera aproximación para el pre-dimensionamiento de la estructura, determinando las rigideces globales de la misma y para detectar rápidamente la necesidad de nuevas piezas estructurales antes de pasar a una etapa de diseño de detalle. A estos modelos FEM globales no necesariamente se les exige un grado de detalle, ya que los mismos no suelen ser utilizados para verificación estructural. También sirven de base para introducir las cargas (aerodinámicas, presión de combustible, aterrizaje, etc.) y computar la distribución interna de cargas a ser introducidas en el modelo de “detalle” [20]. Por otro lado, una vez que la cantidad de piezas o refuerzos estructurales ha sido definida, se procede a confeccionar un modelo FEM de “detalle” (DFEM) los cuales son utilizados para dimensionar los componentes estructurales con más detalle que el pre-dimensionado de la etapa anterior.

Generalmente se utilizan distintos PEF's según el tipo de problema a resolver. Así, por ejemplo para la confección de modelos FEM “globales”, tanto para el caso de estructuras metálicas, como así también para estructuras de material compuesto, se prefiere el uso de software Nastran. Posteriormente, a partir del modelo FEM global, y mediante el uso de “técnicas de integración DFEM-GFEM”, así como también mediante “técnicas de condensación y submodelado”, es posible confeccionar modelos FEM de “detalle”. Para el modelado de detalle se recomienda utilizar software Nastran para el análisis de problemas lineales estáticos y de pandeo de estructuras metálicas; en cambio para el análisis de estructuras de material compuesto y problemas no lineales se utiliza principalmente Abaqus. Empresas aeronáuticas como lo son Boeing, Airbus y Embraer, utilizan estos programas para llevar a cabo sus verificaciones estructurales.

2.4. Descripción de la Estructura

Una vez comprendido el problema a resolver y definido el objetivo o propósito del análisis, una tarea subsiguiente, previo al proceso de modelado, consiste en llevar a cabo una descripción detallada de la estructura a analizar, a fin de identificar sus componentes principales (*'part break-down'*), materiales y funciones [18]. Esta tarea nos da una primera aproximación del tamaño y la complejidad de la estructura analizada, así como también de la magnitud del trabajo requerido.

Para ello es importante definir previamente una nomenclatura adecuada compartida por todo el equipo de trabajo, que permita identificar de manera clara, sin ambigüedades, los distintos tipos de piezas que componen la estructura, descripción, funciones y posición en la aeronave.

A continuación se incluye una descripción general de la estructura del AEE, objeto de estudio de este trabajo. La aeronave en cuestión presenta una estructura semi monocasco de material compuesto, configuración ala baja (mono-larguero), con flaps de borde de fuga, monomotor, tren de aterrizaje fijo tipo triciclo, cola convencional, biplaza (configuración lado a lado).

En las siguientes Figuras se detallan los materiales y componentes estructurales principales de:

- Ala (Figura 4 y Figura 5)
- Fuselaje y Empenaje Vertical (Figura 6 y Figura 7)
- Empenaje Horizontal (Figura 8 y Figura 9)

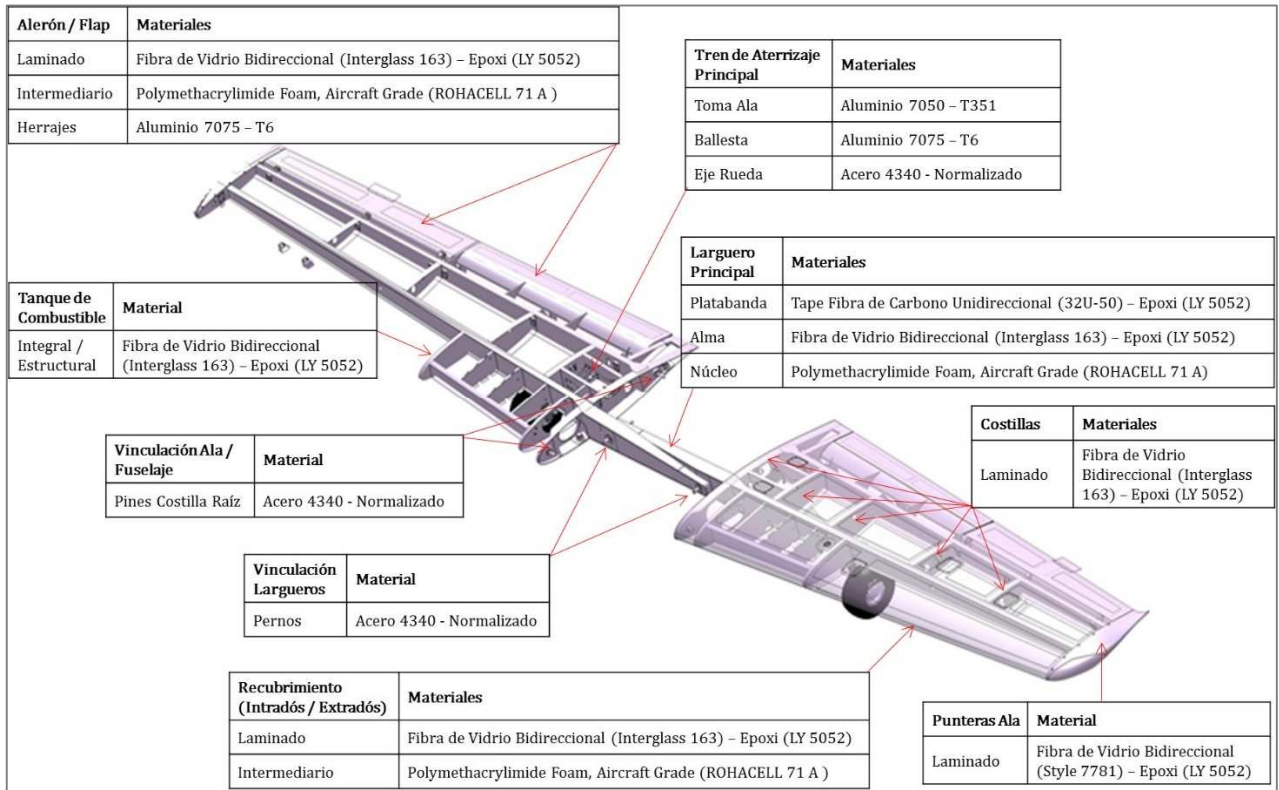


Figura 4 - Descripción General Estructura Ala - AEE

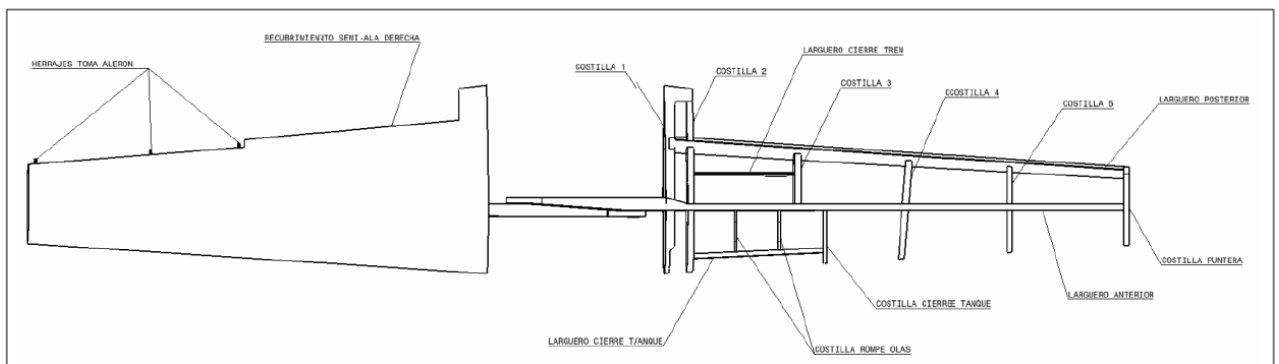


Figura 5 - Descripción Estructura Ala - AEE (Vista Superior)

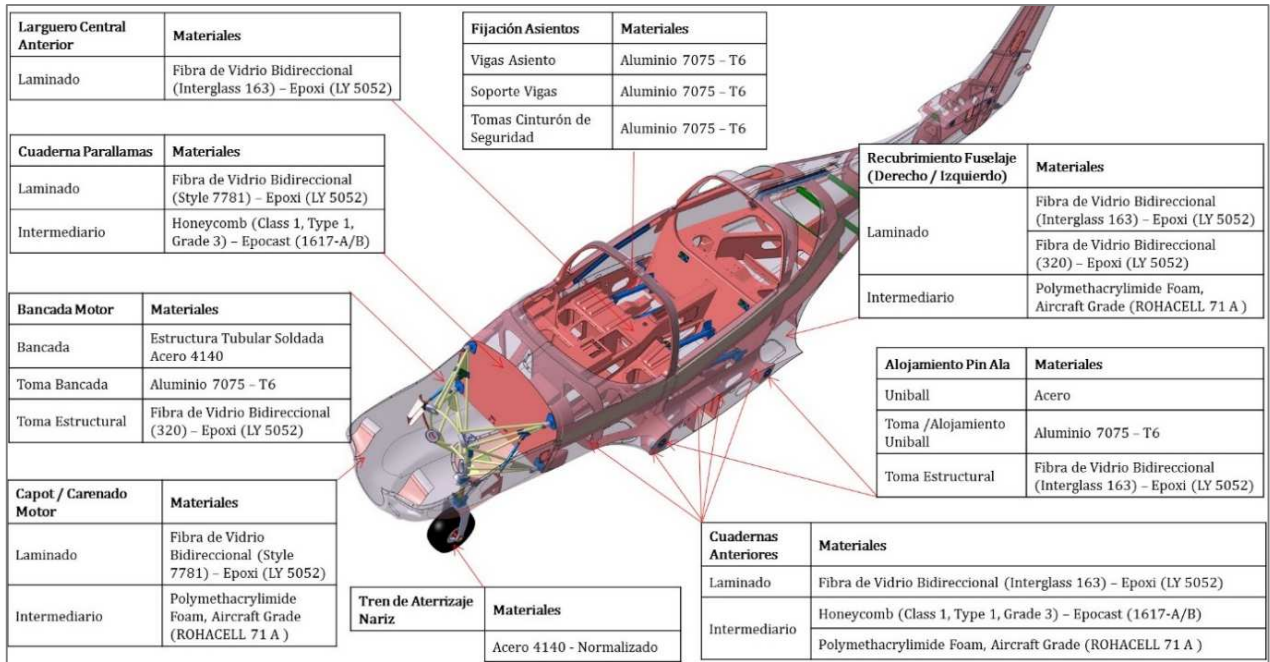


Figura 6 – Descripción General Estructura Fuselaje y Empenaje Vertical – AEE (Vista Anterior)

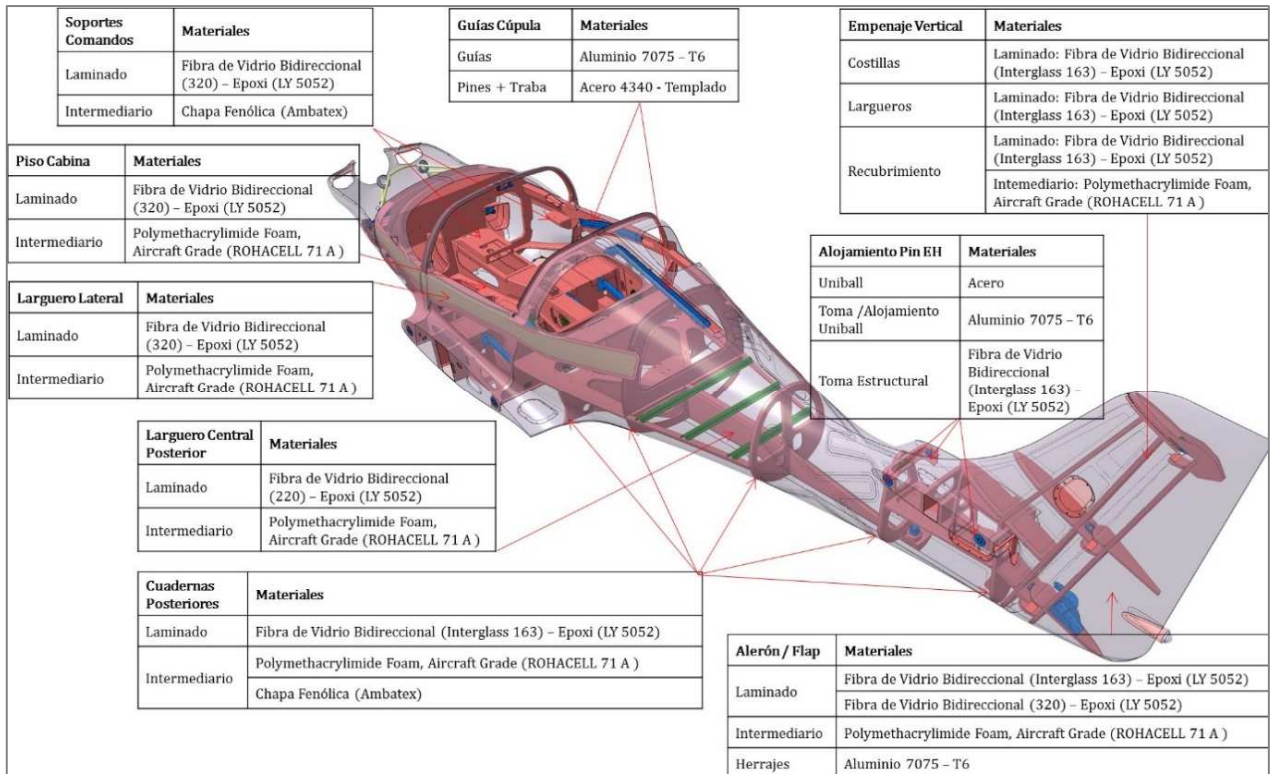


Figura 7 – Descripción General Estructura Fuselaje y Empenaje Vertical – AEE (Vista Posterior)

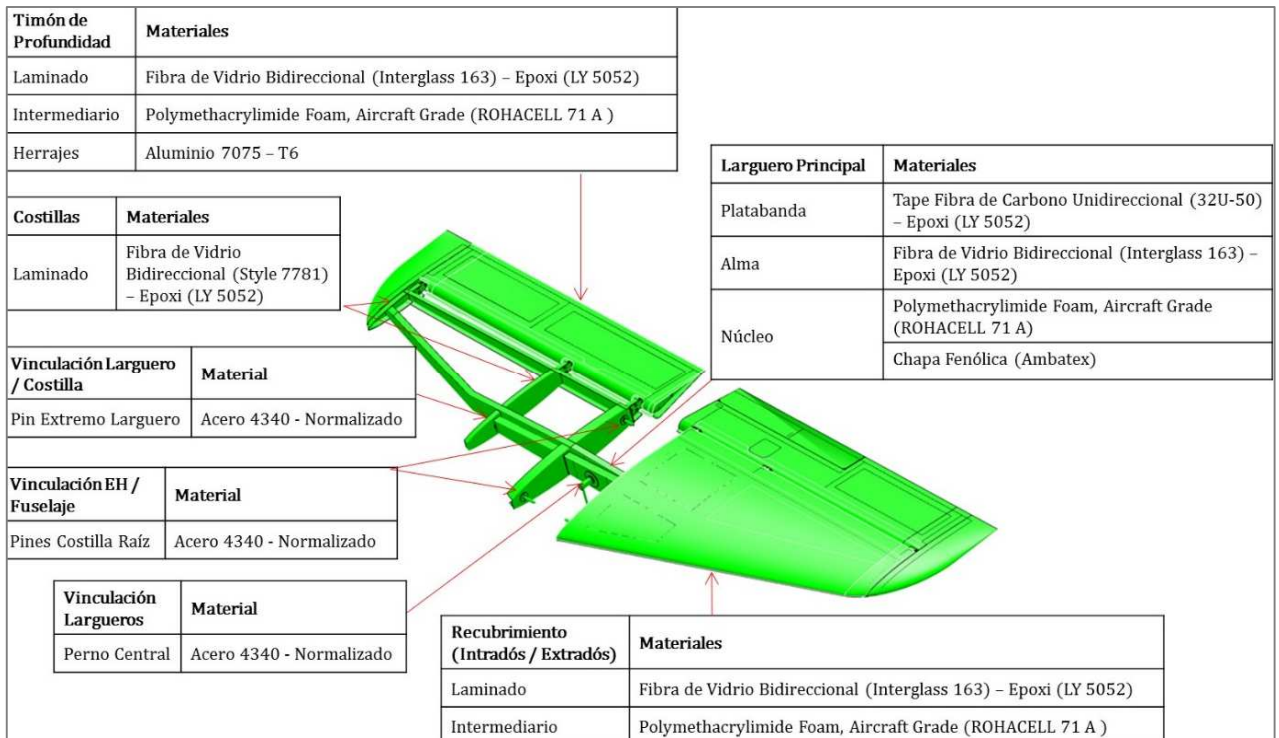


Figura 8 - Descripción General Estructura Empenaje Horizontal - AEE

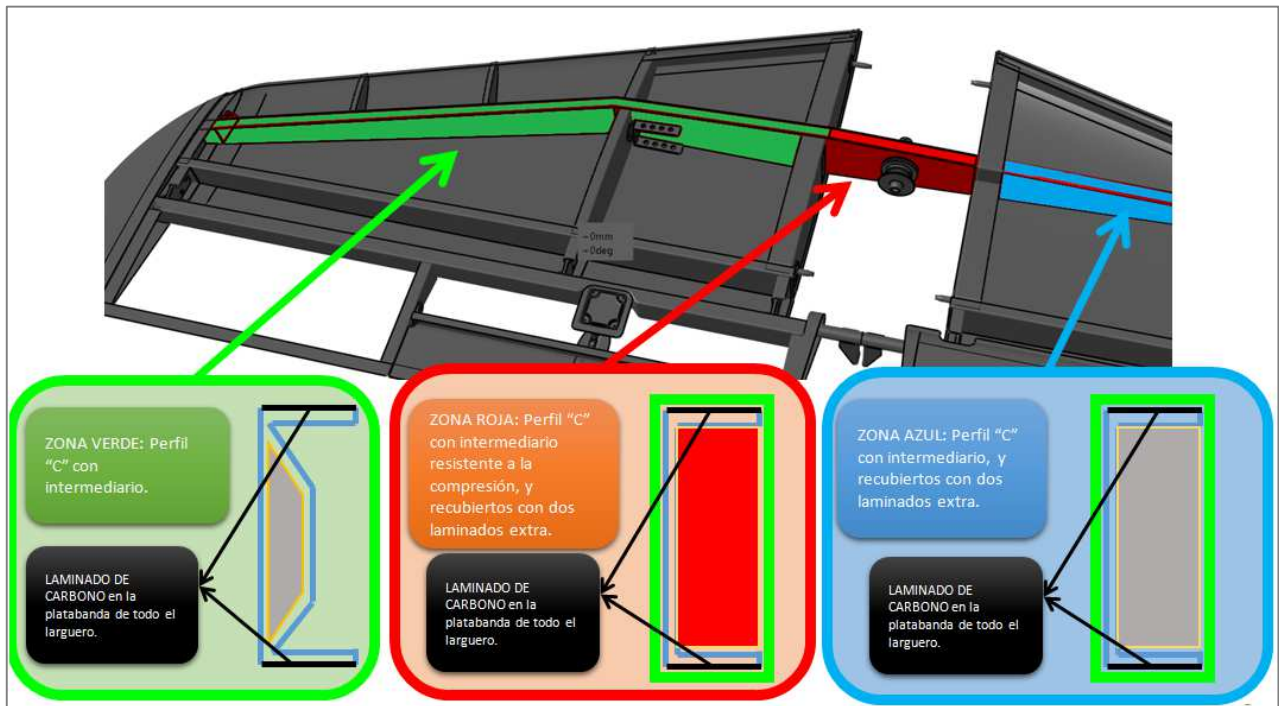


Figura 9 - Descripción General Detallada Larguero Principal Empenaje Horizontal - AEE

Además, en el “ANEXO I: Descripción Detallada Estructura: Timón de Dirección (TD) – Avión Entrenador (AEE)”, se incluye un desglose detallado (pieza por pieza) de la estructura de material compuesto del timón de dirección AEE (ver Figura 10).

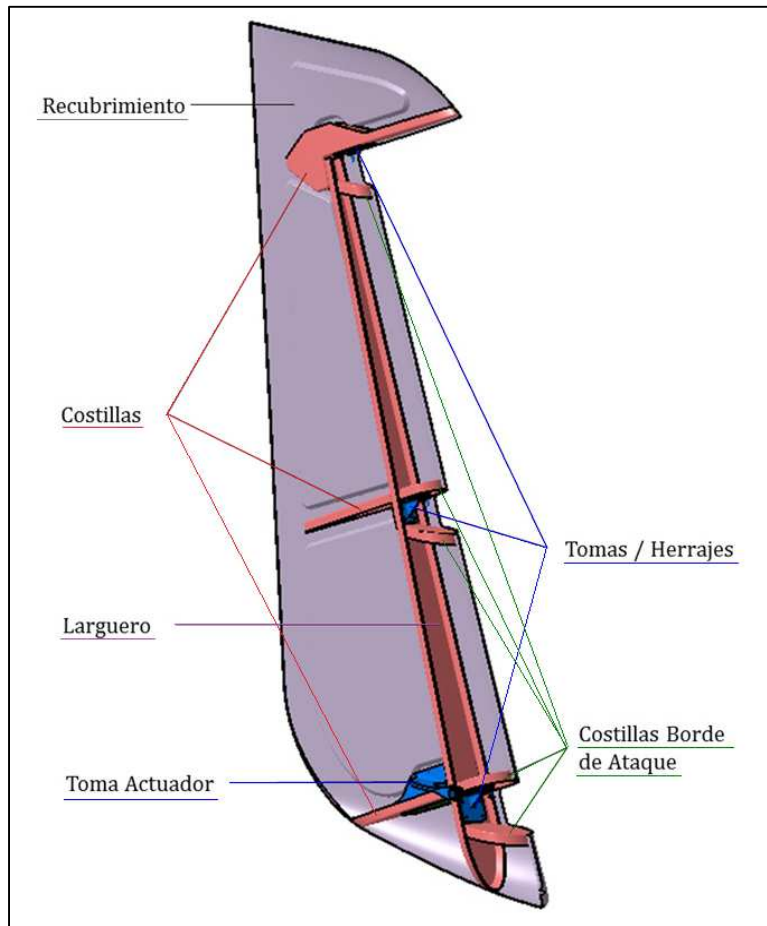


Figura 10 – Estructura Timón de Dirección AEE

2.5. Análisis Preliminar

Antes de llevar adelante un análisis FEM, resulta necesario anticipar algunos resultados, tanto cualitativa como cuantitativamente. Para llevar adelante un análisis preliminar inicial podemos valernos de cálculos estáticos analíticos, conceptos de la mecánica de materiales, fórmulas extraídas de manuales, como así también de resultados experimentales y experiencias previas.

En casi todos los casos es posible obtener de antemano algún resultado aproximado que sirva para ser comparado posteriormente con resultados FEM, y detectar así si existen errores graves en el modelo numérico que den lugar a diferencias de órdenes de magnitud. Este proceso generalmente se denomina validación del modelo FEM.

Vemos entonces que el análisis preliminar es necesario y en algunas ocasiones permite descubrir que, después de todo, no era necesario realizar un análisis vía FEM para resolver el problema en cuestión. [5]

2.6. Sistema de Unidades

La mayoría de los programas de cálculo no trabajan con unidades. Debido a esto, las magnitudes utilizadas para definir la geometría, los materiales y las condiciones de borde deben corresponderse con un sistema de unidades consistente. Caso contrario, el software, al no poseer la capacidad de detectar unidades inconsistentes, simplemente calculará resultados erróneos.

Se recomienda entonces, antes de comenzar a trabajar, elegir un sistema de unidades consistentes y no cambiarlo a lo largo de todo el proyecto. Generalmente en la industria aeronáutica se opta por trabajar en: [N], [mm], [s] (Sistema Internacional).

En la Tabla 1, extraída del manual de usuario de Nastran [34], se listan cinco conjuntos de unidades consistentes comúnmente utilizados en análisis estructural FEM.

Consistent Sets of Units for Structural Analysis – Base Units of Force, Length, and Time						
Physical Quantity	Dimen-sions	English lbf-in-s	English lbf-ft-s	SI mN-mm-s	SI N-mm-s	SI N-m-s
<i>Base units</i>						
Force	F	lbf	lbf	mN	N	N
Length	L	in	ft	mm	mm	m
Time	T	s	s	s	s	s
<i>Consistent units for typical inputs</i>						
Acceleration	L/T ²	in/s ²	ft/s ²	mm/s ²	mm/s ²	m/s ²
Angular acceleration	1/T ²	rad/s ²	rad/s ²	rad/s ²	rad/s ²	rad/s ²
Angular velocity	1/T	rad/s	rad/s	rad/s	rad/s	rad/s
Coordinate	L	in	ft	mm	mm	m
Density	F·T ² /L ⁴	lbf·s ² /in ⁴	slug/ft ³	kg/mm ³	tonne/mm ³	kg/m ³
Displacement	L	in	ft	mm	mm	m
Elastic modulus	F/L ²	psi	lbf/ft ²	kPa	MPa	Pa
Force	F	lbf	lbf	mN	N	N
Mass	F·T ² /L	lbf·s ² /in	slug	kg	tonne	kg
Moment	F·L	lbf·in	lbf·ft	mN·mm	N·mm	N·m
Pressure	F/L ²	psi	lbf/ft ²	kPa	MPa	Pa
Velocity	L/T	in/s	ft/s	mm/s	mm/s	m/s
<i>Consistent units for typical results</i>						
Displacement	L	in	ft	mm	mm	m
Force	F	lbf	lbf	mN	N	N
Strain energy	F·L	lbf·in	lbf·ft	μJ	mJ	J
Stress	F/L ²	psi	lbf/ft ²	kPa	MPa	Pa
1 slug = 1 lbf·s ² /ft; 1 tonne = 1000 kg; 1 psi = 1 lbf/in ² ; 1 Pa = 1 N/m ² ; 1 J = 1 N·m						
F, L, and T refer to force, length, and time, respectively.						

Tabla 1 – Sistema de Unidades Consistentes [34]

2.7. Sistema de Coordenadas

Un sistema de coordenadas es un sistema que utiliza uno o más números (coordenadas) para determinar unívocamente la posición de un punto o de otro objeto en el espacio (1D, 2D o 3D). Durante la planificación de un análisis estructural es importante definir cuál es el tipo de sistema de coordenadas más conveniente a utilizar: Sistema de Coordenadas Cartesianas, Polares, Cilíndricas, Esféricas, etc. Por lo general, las coordenadas cartesianas suelen ser la opción más utilizada para realizar análisis de estructuras aeronáuticas.

Es importante diferenciar entre el Sistema de Coordenadas Global de la estructura, y los Sistemas de Coordenadas Locales asignados a las distintas partes estructurales, y que son utilizados para definir la orientación del material, dirección de las cargas, definición de las condiciones de borde, normales de los elementos, etc. (ver Figura 11).

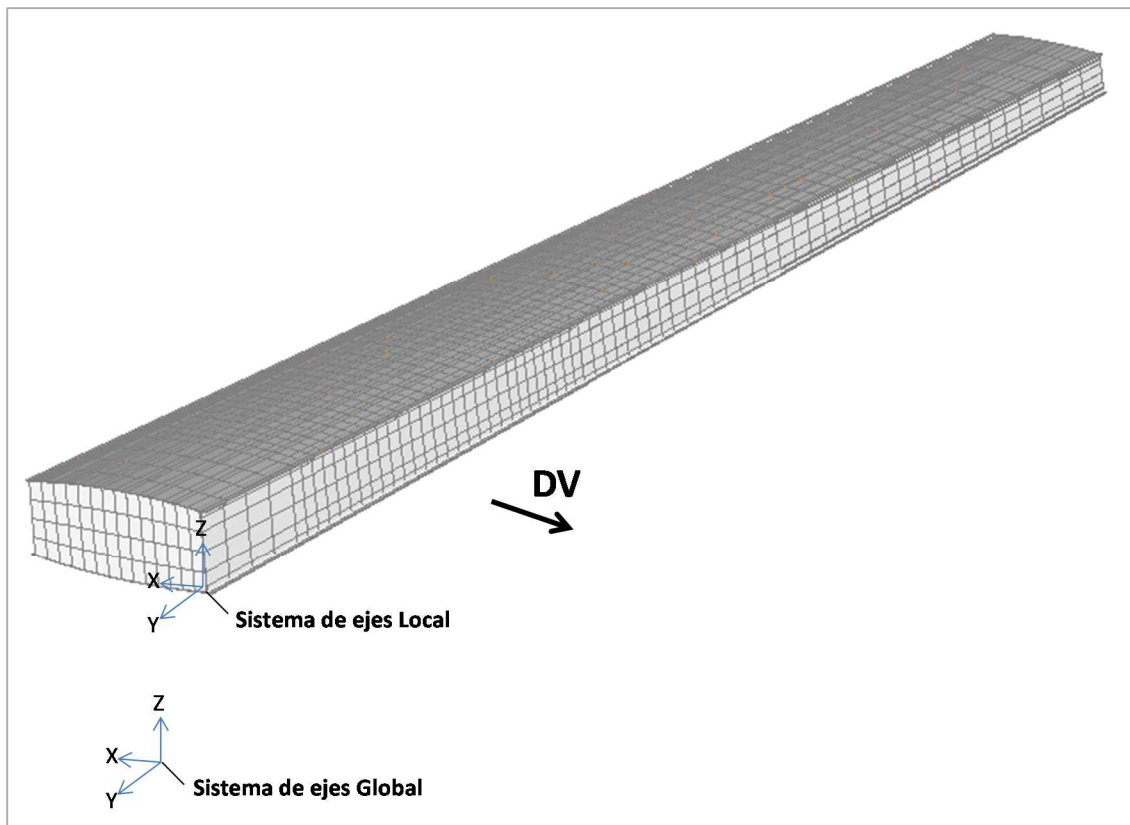


Figura 11 – Sistema de Coord. Global y Local: Modelo FEM Cajón Central de Ala – Avión Entrenador

Por lo general, para realizar un análisis estructural FEM se suele adoptar el mismo Sistema de Coordenadas Globales que proviene del CAD (ver Figura 12). Mientras que los Sistemas de Coordenadas Locales pueden presentar direcciones y ubicaciones muy variadas, según el fin para el cual hayan sido generados. Para ello, es muy importante que cada sistema de coordenadas utilizado en el análisis quede siempre correctamente identificado y numerado.



Figura 12 – Definición del Sistema de Coordenadas Global correspondiente al DMU AEE – CAD & FEM

2.8. Convención Positiva de Signos

Una vez definido el sistema de coordenadas del modelo, se establece cuál es la convención positiva de signos a adoptar en el análisis.

Dicha convención de signos debe ser tenida en cuenta especialmente al momento de introducir las cargas al modelo. Su sentido se debe corresponder, debe ser consistente, con la convención de signos que fue adoptada al momento de obtener las cargas, fuerzas y momentos, y reacciones correspondientes a las aceleraciones lineales y angulares a ser introducidas en el modelo (ver Figura 13).

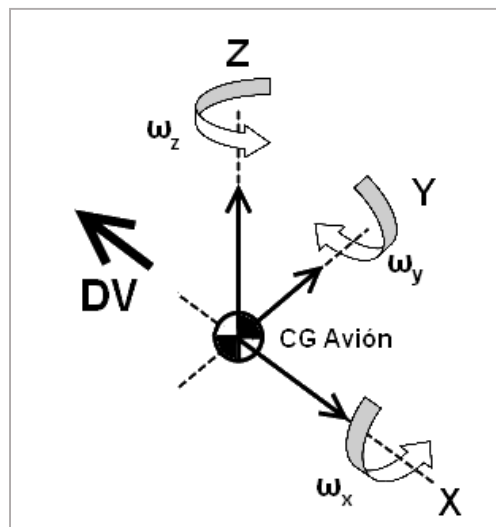


Figura 13 – Convención Positiva de Signos

3. Acondicionamiento y Simplificación de la Geometría

3.1. Introducción

Antes de comenzar a generar el modelo de elementos finitos, el modelista CAE deberá realizar un acondicionamiento o limpieza de la geometría a mallar con el objetivo de evitar problemas futuros en la generación de la malla, como así también simplificar detalles geométricos no necesarios en el análisis. Se mencionarán a continuación algunos puntos para tener en cuenta durante la preparación de una geometría para su posterior mallado.

Es posible generar grandes modelos FEM a partir de un conjunto de múltiples CADParts; asignando a cada uno su correspondiente malla, propiedades, superficies de interacción, etc. se da origen a los denominados FEMParts. La trazabilidad de cada FEMPart con su correspondiente CADPart es fundamental; esto habilita la versión de la parte sobre la cual se trabajará y cuáles son las modificaciones que son necesarias implementar a la misma. Esta forma de trabajar reduce el tiempo de generación de un modelo FEM con gran cantidad de partes, y hace que el mismo sea más manejable. Para garantizar trazabilidad se recomienda asignar al FEMPart el mismo nombre que el CADPart.

Es importante que exista siempre una fluida relación entre el modelista CAE y el diseñador de las piezas o el departamento de control de configuración. La geometría debe ser provista en formato .STEP, .CATPart, .Iges, etc. Esta selección variará según cuál sea el programa CAD y el preprocesador utilizados.

A continuación se establece una lista de pasos que se deben seguir en cualquier proceso de acondicionamiento y limpieza de una geometría [28]:

- a- Tener claro el problema y los objetivos del análisis a efectuar. Precisión pretendida en los resultados. Modelo “global” o de “detalle”, 2D o 3D.
- b- Definición del dominio de trabajo
- c- Verificar trazabilidad de la parte
- d- Verificar que las dimensiones geométricas del modelo estén en las unidades correctas. En caso contrario se debe proceder a escalar dicha geometría utilizando un factor de escala apropiado
- e- Extraer superficies
- f- Generar particiones necesarias (intersección de piezas y saltos de espesores)
- g- Suprimir aquellas divisiones que puedan afectar la calidad de la malla y que no representen una discontinuidad del modelo real
- h- Simplificar la geometría acorde al análisis a realizar (en caso de ser necesario, quitar radios de empalme, orificios, caras y bordes de dimensioe pequeñas, etc.)
- i- Chequear y reparar superficies adyacentes desconectadas, superficies duplicadas y superficies faltantes (análisis ‘topológico’)

3.2. Geometría 2D (Superficies)

Para todos aquellos casos en los que es posible aplicar la teoría de placa (estructuras de paredes delgadas), es conveniente aplicar ciertas simplificaciones a la geometría sólida de la pieza para pasar a la generación de un modelo de malla 2D. El modelista CAE deberá decidir cuál cara de la pieza conservar para el mallado, o generar una superficie intermedia para mallar, siempre aplicando el offset correcto.

Atendiendo a esta idea, se establecen a continuación una serie de criterios para la preparación de superficies que posteriormente serán malladas utilizando elementos finitos 2D:

- Realizar las divisiones necesarias para obtener un mallado lo más regular posible:
 - Recubrimientos: deben ser particionados como mínimo en las intersecciones con planos de costillas, largueros, larguerillos y límites de capas de laminado (en estructuras de material compuesto), como así también en los cambios de espesor.
 - Largueros: deben ser particionados en las intersecciones con planos de costillas y límites de capas de laminado
 - Larguerillos: deben ser particionados en las intersecciones con planos de costillas y límites de capa de laminado.
 - Costillas: dividir en las intersecciones con largueros.

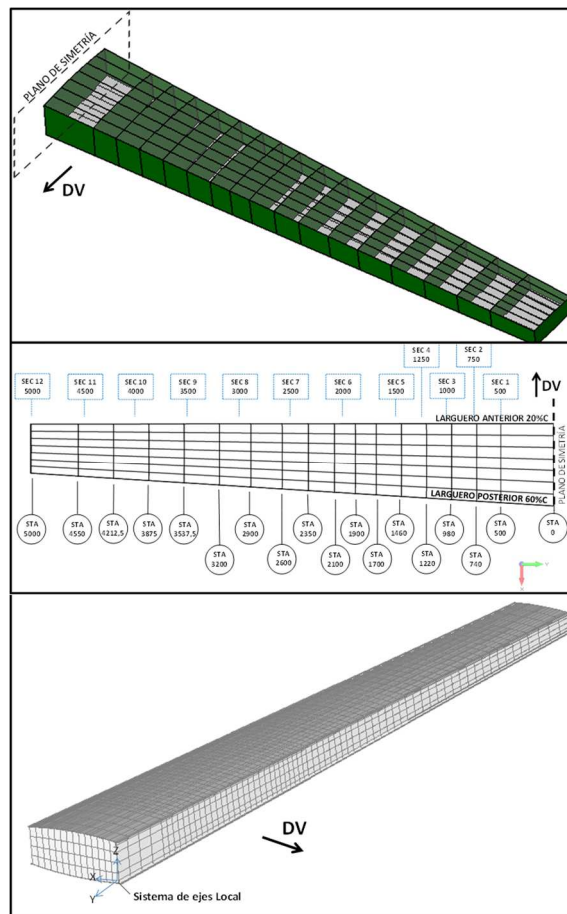


Figura 14 – División CAD del Cajón Central de Ala de un Avión Entrenador

- Particionar la geometría donde existan cambios de espesor:
 - Por lo general los cambios de espesor suelen ser progresivos, por ejemplo las áreas de “ply-drop-off” (reducción progresiva de láminas) en piezas de material compuesto.

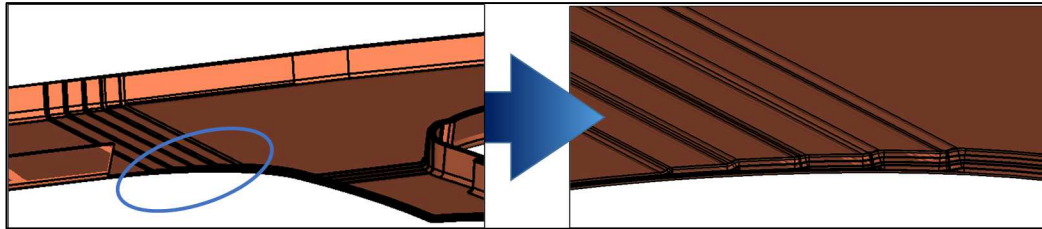


Figura 15 – Representación CAD: Reducción Progresiva de Láminas en una Pieza de Material Compuesto (Cuaderna Fuselaje AEE)

- En caso de que el salto de espesor sea menor a la dimensión de un elemento, debemos ser conservativos al momento de definir las propiedades de los elementos en esta zona; se deberá asignar a estos elementos el menor de los dos espesores involucrados.

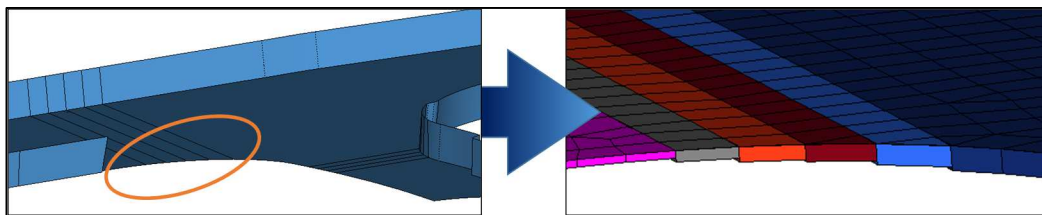


Figura 16 – Simplificación Geométrica y Mallado en Zona de Reducción Progresiva de Láminas (Cuaderna Fuselaje AEE)

- Particionar la geometría en zonas de cambio de espesor debido a la presencia de un intermediario. En la Figura 17 se muestra un ejemplo de una pieza de material compuesto rigidizada con intermediario de honeycomb en el centro (cuaderna parallamas del AEE).

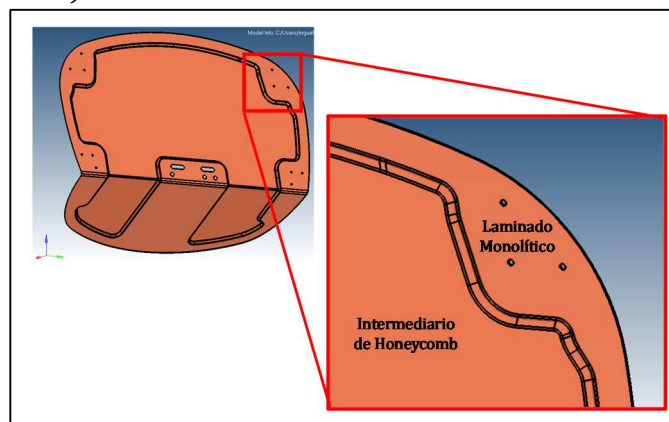


Figura 17 – Representación CAD: Estructura Sándwich (Cuaderna Parallamas AAE)

En este caso se recomienda subdividir la superficie CAD según la línea de referencia interior de la pieza, de manera de no sobrestimar la rigidez aportada por la presencia del intermediario, tal como se muestra en la Figura 18.

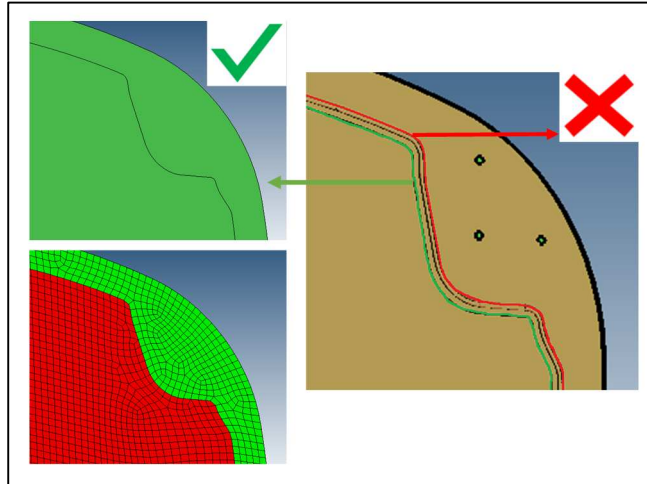


Figura 18 – Simplificación Geométrica y Mallado en Zona de Contorno Estructura Sándwich (Cuaderna Parallamas AEE)

- Suprimir aquellas divisiones geométricas que puedan afectar la calidad de la malla y que no representen una discontinuidad del modelo real. Agregar/quitar puntos donde se desee/no se desee que se ubique un nodo en el proceso de mallado [1], tal como se observa en la Figura 19.

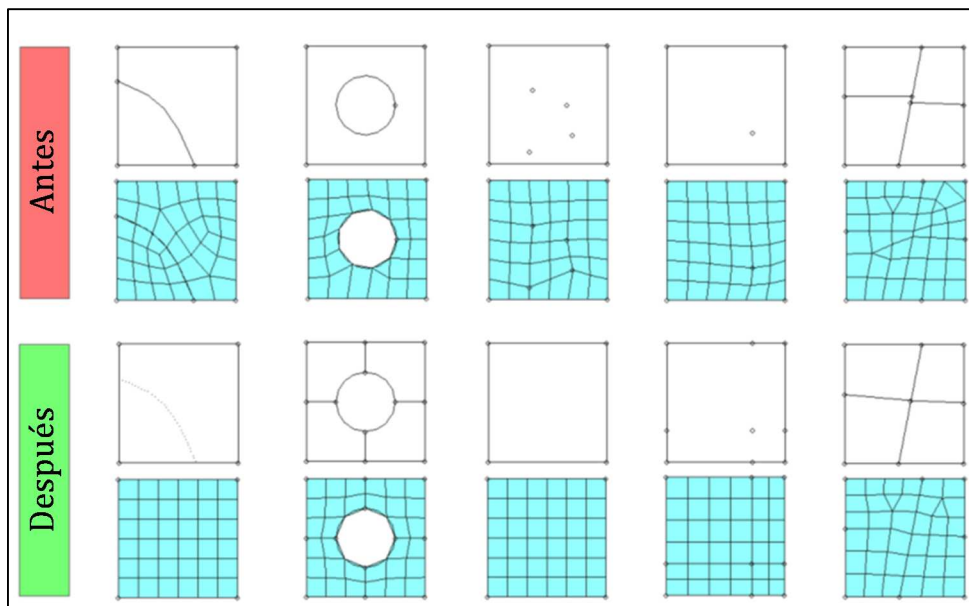


Figura 19 – Suprimir Divisiones Geométricas en Zonas que NO Representen una Discontinuidad del Modelo Real [1]

- Quitar caras y bordes de dimensiones pequeñas comparadas con el tamaño típico de elemento.
- Tratamiento de Filetes y Radios de Empalme: Es importante destacar que estas simplificaciones geométricas no deben tener una influencia significativa en la rigidez de la pieza ni en el comportamiento de las zonas de interés a analizar. Se procede a enumerar a continuación una serie de ejemplos relacionados con los cambios de rigidez que ocurren en distintas piezas aeronáuticas al simplificar filetes:
 - Los filetes (radios de empalme) en rigidizadores suelen tener una clara influencia en su rigidez y comportamiento frente al fenómeno de pandeo local. Por ende, para problemas de este tipo resulta necesario mantener los filetes de los rigidizadores para obtener un comportamiento más realista de la estructura.
 - En aquellos casos en las cuales el radio de empalme es considerable comparado con las dimensiones de la pieza, no se lo deberá eliminar. Se recomienda utilizar como mínimo tres elementos placa (elementos "quad" 2D) para definir dicho radio de empalme (ver Figura 20).

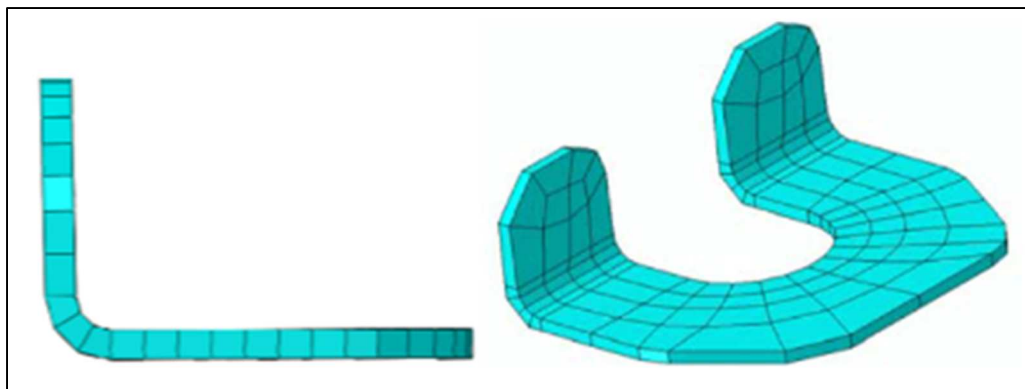


Figura 20 – Ejemplo de Mallado de una Pieza con modelado del Radio de Empalme

- Para el caso de problemas de estabilidad en paneles de fuselaje, el modelado de rigidizadores no es el punto clave; por lo tanto es posible aplicar simplificaciones de los filetes.
- En todos aquellos casos en las cuales el radio de empalme es pequeño comparado con las dimensiones de la pieza, no se lo deberá mallar. Este es el caso general de radios de empalme en costillas, cuadernas, largueros, etc. En la Figura 21 se ejemplifica el caso del mallado de una costilla del Timón de Dirección del AEE, donde los radios de empalme no han sido modelados.

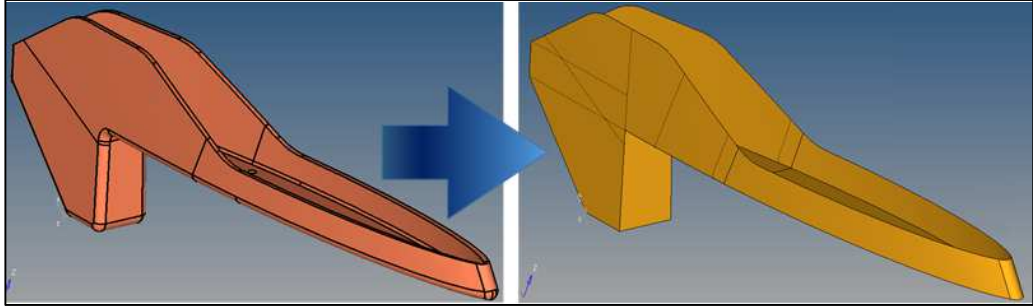


Figura 21 – Simplificación Geométrica (Eliminar Radios de Empalme y Filetes en Costilla Superior del Timón de Dirección AEE)

- En caso de detectar tensiones elevadas en la zona del radio, será necesario llevar a cabo un nuevo análisis detallado de la pieza, en la cual si se modelen dichos radios para tener una mejor apreciación del fenómeno.
- En los paneles de material compuesto generalmente se simplifican las áreas de “ply-drop-off” (reducción progresiva de láminas) para evitar tener que crear elementos demasiado pequeños con radios de empalme en áreas donde no se requiere un análisis en detalle (ver Figura 22). La influencia de esta simplificación no afecta significativamente la rigidez del panel.

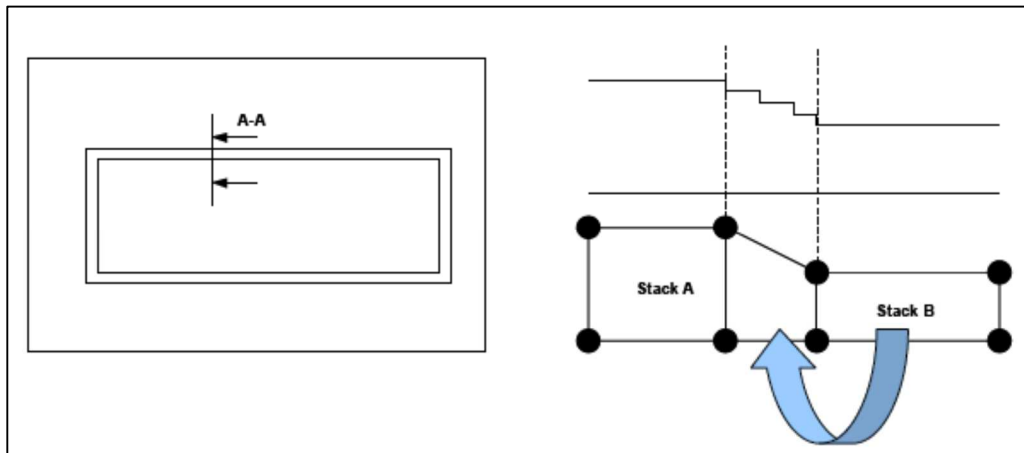


Figura 22 – Simplificación del Radio de Empalme en Áreas con Reducción Progresiva de Láminas

- Quitar orificios que, debido a su diámetro despreciable, no deban tenerse en cuenta durante el mallado. Como regla general, los agujeros de diámetro menor a $\varnothing 10\text{mm}$ deben ser eliminados de la geometría antes de mallar (ver Figura 23).

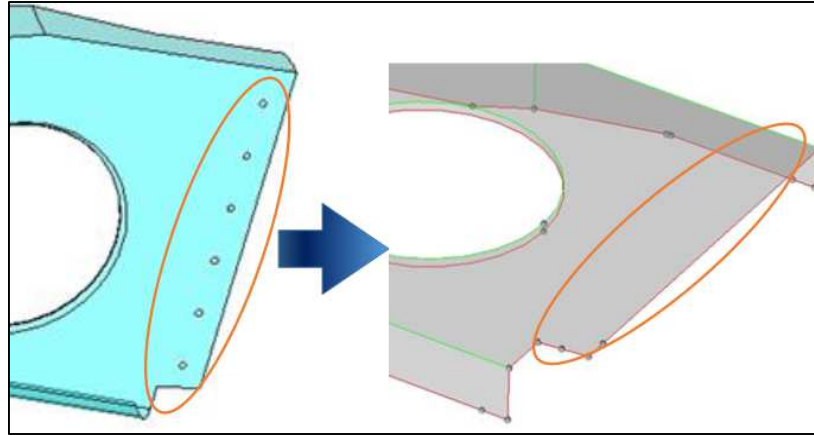


Figura 23 - Eliminar Agujeros de Diámetro Despreciable ($\varnothing < 10\text{mm}$)

Para aquellos agujeros cuyo diámetro se encuentre entre $\varnothing 10\text{mm}$ y $\varnothing 15\text{mm}$ se recomienda particionar su perímetro en 4 segmentos equivalentes como mínimo, es decir para generar una malla de 4 elementos iguales alrededor del agujero. Mientras que para agujeros de diámetro $\varnothing 15\text{mm}$ a $\varnothing 20\text{mm}$ deben utilizarse 6 elementos como mínimo. Más adelante se especifica el mallado en detalle de agujeros de unión para aquellos casos particulares en los cuales el objetivo es analizar en detalle la zona alrededor del agujero.

En zonas de uniones remachadas o abulonadas, no resulta necesario mantener entonces los agujeros en la geometría, siempre y cuando su diámetro no exceda los $\varnothing 10\text{mm}$. Esto se debe a que el análisis de tensiones alrededor de agujeros requiere gran nivel de detalle en el modelado y muchos de los datos de entrada necesarios no siempre son fáciles de conseguir (pretensión, fricción, gaps o interferencias). Mantener los agujeros produce restricciones de refinamiento de la malla y penaliza el tiempo de cálculo insumido.

En la Figura 24 se muestra un ejemplo de cómo dividir una geometría de una costilla para efectuar el mallado en detalle alrededor de un agujero de pasaje de comandos:

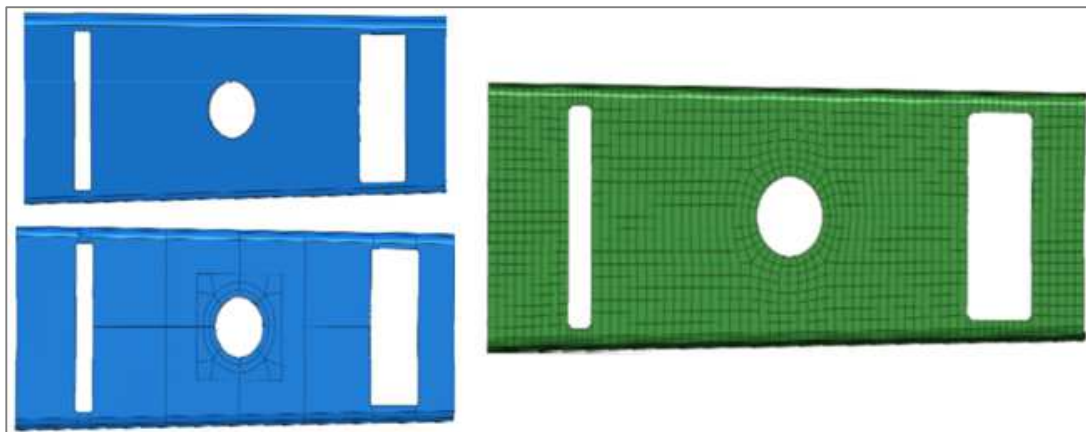


Figura 24 - Mallado Alrededor de un Agujero de Pasaje de Comandos [1]

- No suprimir las platabandas de las cuadernas, costillas, largueros y demás elementos estructurales. Su presencia es de vital importancia en el comportamiento a flexión de la pieza, aportando rigidez y constituyendo el principal camino para el flujo de tensiones axiales en la misma. En la Figura 25 se aprecia el mallado de las pestañas de pegado (platabandas) de una cuaderna de fuselaje del AEE.

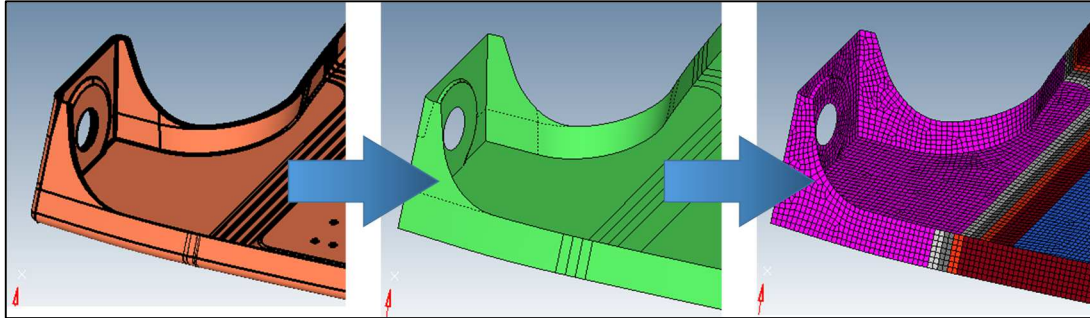


Figura 25 – Modelado de Platabandas en Cuadernas de Material Compuesto AEE

- Se debe prestar especial atención al modelado de “pestañas” presentes en bordes de agujeros y orificios de dimensiones considerables (Ej. Agujeros de alivianamiento o agujeros de pasaje de comandos, Figura 26). Es importante NO eliminar las mismas en el proceso de simplificación de la geometría, debido a que su presencia contribuye a modificar la distribución de tensiones y especialmente aporta mayor rigidez a la pieza, aumentando su margen de estabilidad estático (mayor estabilidad de la pieza).

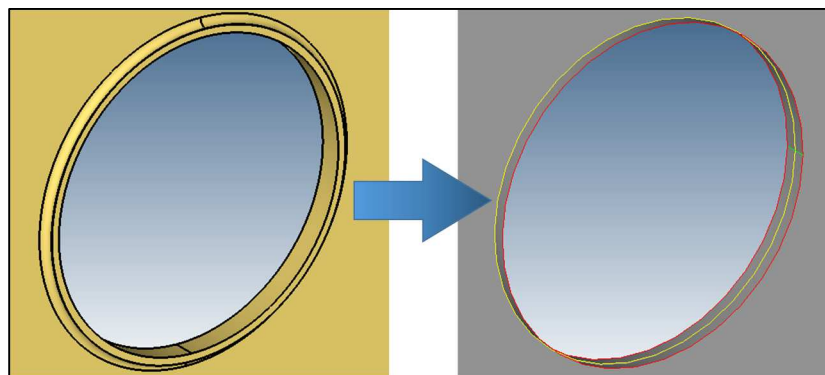


Figura 26 – Simplificación Geométrica de Pestañas de Borde en un Agujero [1]

- Los elementos de unión (remaches y bulones) utilizados para vincular dos piezas entre sí, deben venir representados geoméricamente mediante un punto o línea que indique su posición, y ser provistos en un archivo STEP independiente de las piezas a unir. Esto es consistente con la idea de que la malla de cada pieza sea absolutamente independiente de las demás, y por ende también independiente de los elementos de unión. Es útil consensuar de antemano un código de colores CAD que permita identificar fácilmente cada uno de los distintos tipos de elementos de unión a utilizar.
- Nodos de referencia para un modelo de placas. Existen dos opciones posibles:

-Superficie Media (Figura 27): Esta opción suele ser la más ampliamente utilizada sin mayores inconvenientes:

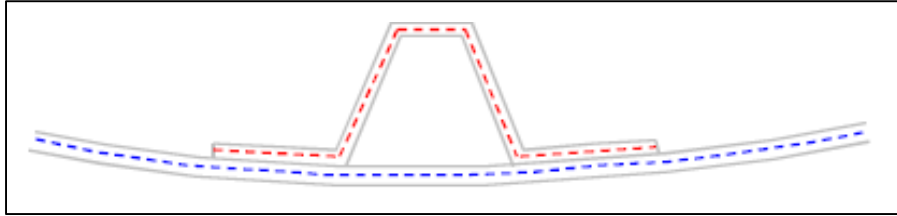


Figura 27 – Nodos de Referencia ubicados en la Superficie Media

-Superficie de Contacto + Offset (Figura 28): Esta opción no debe ser utilizada en zonas donde existan uniones abulonadas ni remachadas, donde la transferencia de momento entre placas no estará bien estimada; más ampliamente utilizada en uniones pegadas:

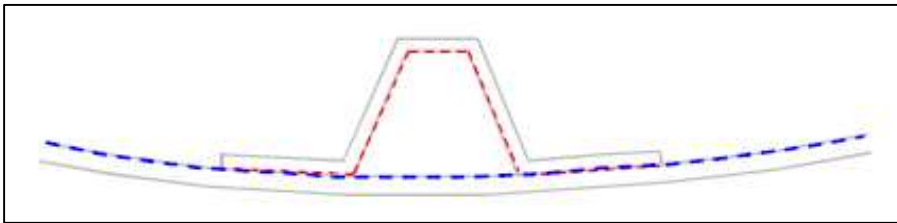


Figura 28 – Nodos de Referencia ubicados en las Superficies de Contacto

- En caso de modelado de piezas de material compuesto se suele extraer la superficie correspondiente a la 'cara molde' de la pieza. Está relacionada con la dirección de desmolde del compuesto durante el proceso de fabricación; la dirección de apilamiento debe crecer en el sentido de desmolde de la pieza. En el mallado se debe definir la orientación de la normal del elemento de forma tal que la línea de moldura interna/externa sea continua. Esto es importante especialmente al existir diferencia de espesores sobre una misma superficie de trabajo. En la Figura 29 se muestra el ejemplo de mallado de la costilla del Timón de Dirección (TD) del AEE, en donde la 'cara molde' resulta ser la superficie exterior de la pieza.

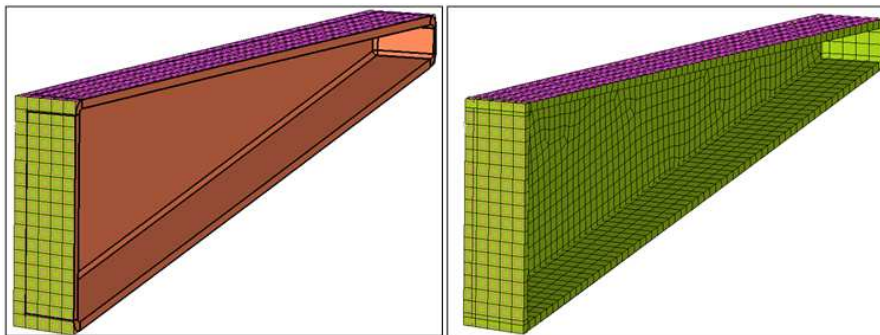


Figura 29 – Piezas de Material Compuesto: Extraer la Superficie correspondiente a la "Cara Molde" (Costilla "TD" AEE)

- Generalmente la geometría CAD de una pieza viene generada como sólido o como una serie de superficies que definen un volumen. El software de limpieza CAD que se utilice debe ser capaz de extraer la superficie media o externas (positiva o negativa) de la pieza para su correspondiente mallado.

En algunos casos, pueden producirse problemas al extraer dicha superficie, los cuales deben ser solucionados previamente al proceso de mallado (Figura 30):

- Superficies adyacentes desconectadas
- Superficies duplicadas
- Superficies faltantes

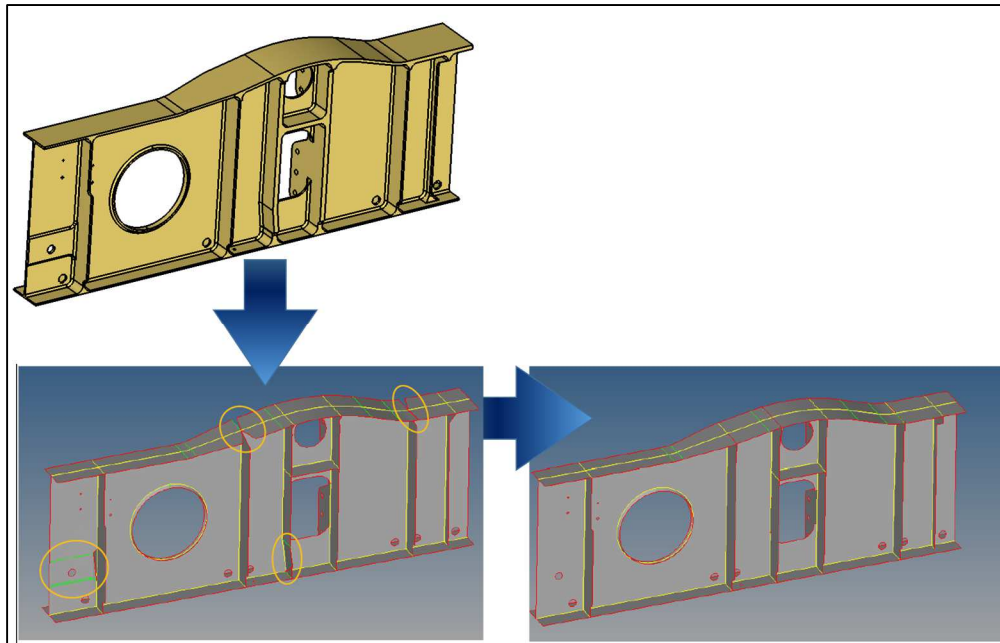


Figura 30 – Herramientas de Preproceso para Acondicionamiento de Geometrías 2D [1]

Si no se solucionan estos problemas, podrían ocasionarse graves inconvenientes al momento de mallar, generándose mallas de mala calidad con nodos desconectados, elementos duplicados, etc. Para ello algunos softwares de preproceso FEM incorporan herramientas útiles de “tratamiento topológico de la geometría”, que permiten estudiar las conectividades entre las superficies de una pieza; contorneando con distintos colores las líneas de borde de cada superficie según la cantidad de superficies asociadas a dicha línea, diferenciando entre: “Bordes Libres”, “Unión de 2 Superficies” y “Unión “T” de 3 o más Superficies”.

3.3. Geometría 3D (Sólidos)

En aquellos casos en los que no es posible aplicar la teoría de placa al análisis estructural de la pieza, se deberá mallar directamente la geometría 3D utilizando elementos sólidos. Para ello se deben tener en cuenta los siguientes criterios:

- En el caso de geometrías sólidas (3D), se recomienda suprimir aquellas divisiones que puedan afectar la calidad de la malla y que no representen una discontinuidad del modelo real o que no aporten significativamente al análisis. En la Figura 31 se muestra un ejemplo práctico de la simplificación de la geometría de un agujero avellanado del soporte del tren de aterrizaje del AEE.

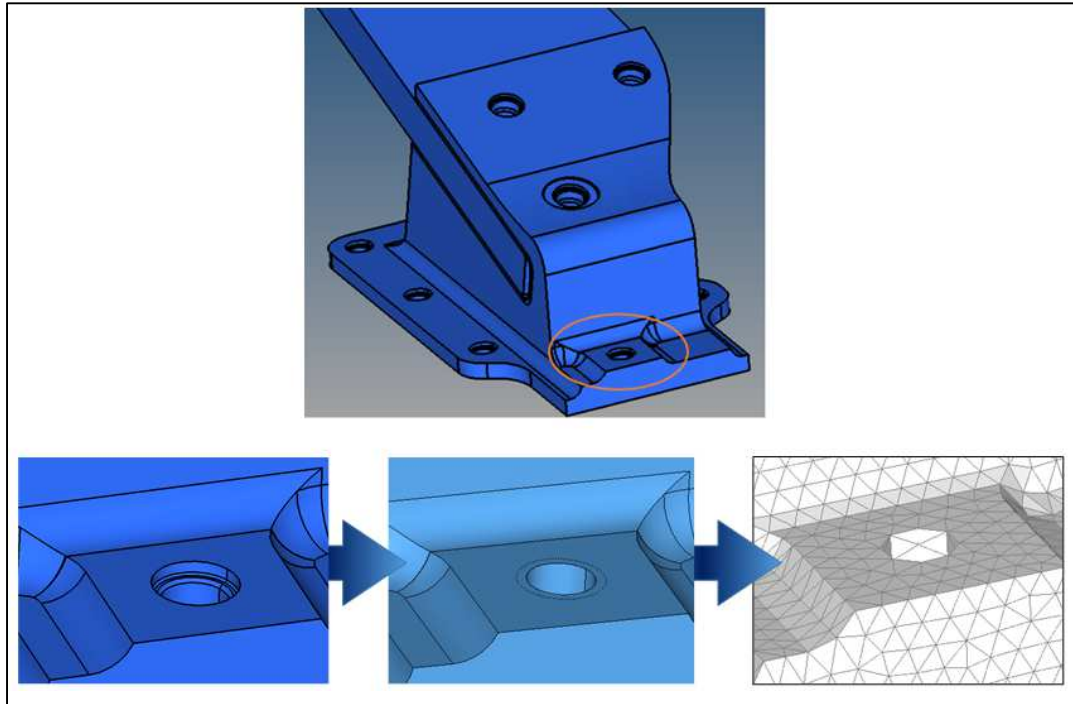


Figura 31 – Simplificación Geometría 3D (Agujero Avellanado: Soporte Tren de Aterrizaje AEE)

- Realizar particiones de la geometría de acuerdo al tipo de mallado a realizar. Se pueden enumerar tres razones principales que justifican la partición de una geometría CAD para su mallado:
 - Obtener regiones más simples de mallar utilizando elementos hexaédricos con técnicas de mallado estructuradas.
 - Mayor control en la generación de la malla.
 - Obtener regiones que permitan mallar utilizando elementos de distinto tipo que mejor se adapten a una determinada aplicación.

Algunos programas de preproceso FEM incluyen herramientas útiles de “tratamiento topológico de la geometría”, que permiten identificar con un código específico de colores que técnica de mallado 3D es posible aplicar en cada caso. En la Figura 32 se puede apreciar el ejemplo de mallado de una geometría 3D en Abaqus, la cual se divide en 3 regiones para facilitar su mallado; pasando de una única geometría que no admite un mallado estructurado (color anaranjado), a 3 regiones que si admiten técnicas de mallado estructuradas (verde y amarillo).

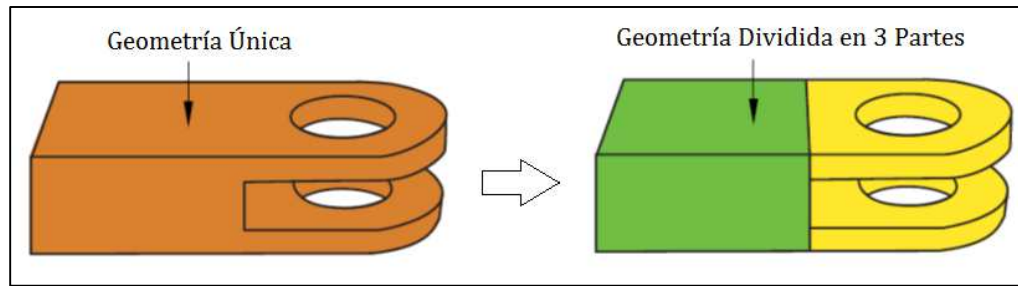


Figura 32 – Partición de una Geometría 3D [8]

- Se debe prestar especial atención a evitar del mallado de zonas muy finas utilizando elementos tetraédricos, los cuales podrían resultar muy distorsionados y con muy mala calidad. Para evitar esto, el modelista CAE deberá decidir que simplificaciones son factibles realizar para obtener elementos regulares.
- Se recomienda el uso de elementos sólidos cuando el objetivo del análisis es capturar las tensiones en áreas localizadas (como por ejemplo en los filetes) y no es posible aplicar teoría de placa (Figura 33). En estos casos la geometría debería mantenerse inalterada con el objetivo de preparar la malla.

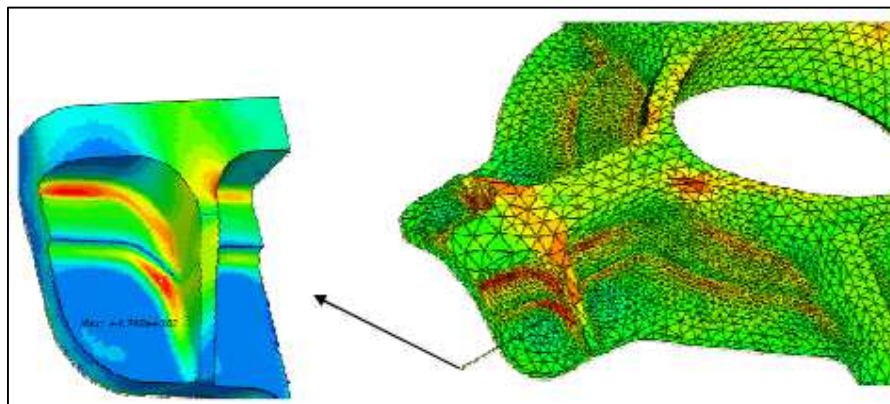


Figura 33 – Uso de Elementos Sólidos (3D) para Capturar Tensiones en Áreas Localizadas

Como se ha podido observar, el acondicionamiento de la geometría se encuentra fuertemente vinculado con los principios de idealización y las asunciones que se hayan efectuado en el problema a resolver.

El nivel de detalle del modelo dependerá entonces del objetivo y de las dimensiones de la estructura a analizar. Por lo tanto el usuario nunca debe perder de vista que la exactitud de la solución se verá reducida en aquellas zonas donde la geometría haya sido simplificada significativamente.

4. Generación de la Malla FEM

4.1. Introducción

Al momento de elaborar una malla FEM probablemente el modelista se formule preguntas tales como: ¿Qué tipo de elementos finitos debería utilizar: tipo viga, placa, sólido o algún otro? ¿Triangular o Cuadrilátero? ¿Tetraedro o Hexaedro? ¿De primer o segundo orden? ¿Qué densidad de malla debería utilizar? Hallar respuestas a algunas de estas preguntas no siempre es fácil, especialmente si se trata de un modelo inicial. Para poder hallar respuesta a estas preguntas es necesario comprender correctamente cómo se comporta la estructura en cuestión, y cómo se comportan los distintos tipos de elementos finitos disponibles.

Es importante destacar que la selección de los elementos finitos, como así también qué tipo de modelado realizar será definido por el analista y esto dependerá de diversos factores contemplados en las hipótesis de modelado, los requerimientos de análisis, las condiciones de borde aplicadas, etc. La exactitud de un modelo FEM dependerá, entre otras cosas, de una selección adecuada del tipo de elementos finitos a emplear, y esto abarca también una geometría adecuada del elemento, orden de formulación, funciones de forma, densidad de malla, etc. (por ejemplo, algunos tipos de elementos finitos no cuentan con funciones de forma extra para poder capturar ciertos fenómenos particulares). El criterio de selección también tiene en cuenta las capacidades del elemento (por ejemplo, si soporta propiedades de material anisotrópico), su costo computacional (en general, cuantos más DOFs tiene un elemento resulta más costoso) y su exactitud en el cálculo.

En esencia se debe tener en cuenta que el método de elementos finitos se basa precisamente en una interpolación polinómica, por lo tanto el usuario debe escoger aquellos elementos que por sus características y tamaño permitan representar correctamente los modos de deformación de la estructura en cuestión. Alternativamente, pero en un mismo sentido, el elemento seleccionado debe ser capaz de reproducir correctamente el campo de deformaciones y tensiones de la estructura modelada [28].

En la Figura 34 se muestra el ejemplo de una placa con un agujero central sometida a un estado de tensión uniaxial. Se puede ver como al utilizar distintos tipos de elementos placa podemos aproximarnos más o menos al valor de la solución teórica, que para este caso es de 3000 [Psi] [30].

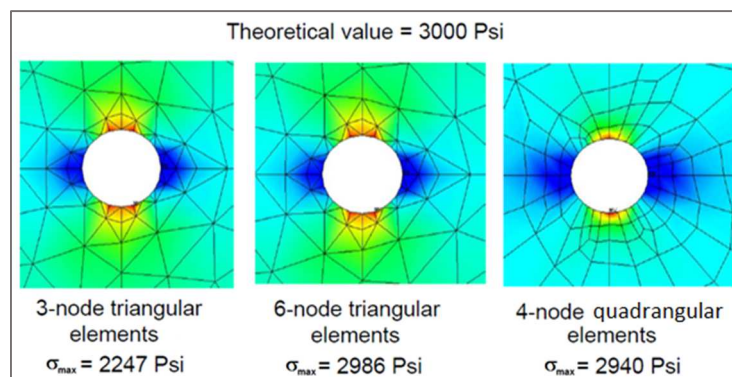


Figura 34 – Placa Plana con Agujero Central – Comparación de uso de distintos Elementos 2D [30]

4.2. Descripción de Elementos Finitos

A continuación se procede a realizar una breve descripción de los distintos tipos de elementos finitos más utilizados para el modelado de estructuras, con los que trabajan la mayoría de los PEF más reconocidos.

4.2.1. Elementos 0D

Estos elementos se utilizan para representar una vinculación concentrada entre dos componentes de traslación (las direcciones de los dos componentes deben ser coaxiales). Pequeñas desviaciones en una dirección pueden generar grandes momentos en el modelo que no existen en la realidad física. Para evitar esto, cuando se usa este tipo de elementos se debe procurar que los puntos de los extremos sean coincidentes. Si los extremos no son coincidentes, se recomienda considerar el uso de elementos barra o viga en su lugar

4.2.2. Elementos 1D

Dentro de esta categoría se encuentran comprendidos elementos que pueden describir un fenómeno 2D o 3D sin necesidad de estar definido en esa dimensión, por ejemplo: un elemento de viga es un elemento del grupo de 1D el cual presenta resultados en compresión (dirección del eje), flexión (en el plano), torsión (plano perpendicular) y corte (perpendicular a la compresión). Estos tipos de elementos son generalmente utilizados como medios de vinculación, dan resultados precisos o exactos en sus nodos y son económicos computacionalmente. Dentro de ellos podemos nombrar algunos: barras, vigas, resortes, rígidos, gaps, etc. Siempre que el resultado que se necesite se encuentre vinculado al eje del elemento podrá utilizarse un elemento lineal. Su forma geométrica es una línea recta (ver Figura 35). Si sólo desean transmitirse cargas axiales y/o torsión, el elemento barra ("bar") es el elemento más simple a utilizar. Se debe utilizar el elemento de viga ("beam") en reemplazo del elemento barra si alguna de las siguientes características es importante:

- La sección es ahusada;
- El eje neutro y el centro de corte no son coincidentes;
- El alabeo de la sección es crítica en torsión;
- La diferencia entre el centro de gravedad y el centro de corte es significativa.

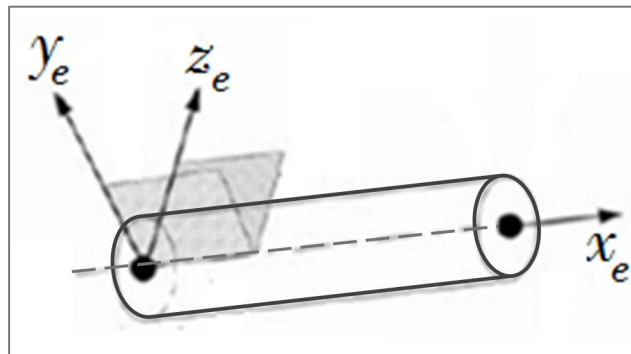


Figura 35 - Elemento 1D (Barra - Viga) [1]

4.2.3. Elementos 2D

En esta categoría se encuentran comprendidos los elementos de placa, cáscaras y membranas, si bien en aspecto son iguales sus formulaciones matemáticas son distintas y se aplican según el criterio del analista. Los elementos 2D son aquellos donde una de sus dimensiones es varias veces más chica que cualquiera de las otras dos; en tal caso la teoría que define el comportamiento del elemento nos permite eliminar esa dimensión y utilizarla como una propiedad escalar en la definición del elemento. Este tipo de elementos se utiliza fundamentalmente para modelar placas, placas y componentes donde las superficies son extensas y su espesor es pequeño. Si bien es un elemento de dos dimensiones, al igual que los elementos 1D los resultados pueden exceder las 2D, dependiendo esto de las características del elemento seleccionado. Siempre que el resultado buscado se encuentre en la superficie y no sea tan relevante el resultado en el espesor, se aplicará un elemento 2D de estas características.

La forma geométrica de estos elementos son: triángulos, cuadrados, y las deformaciones de estos como rectángulos, rombos, etc. Las formas óptimas son un cuadrado o un triángulo equilátero. En general, se prefieren los elementos cuadriláteros ('quad') por sobre los triangulares ('tria'). Los elementos triangulares son elementos excesivamente rígidos y, cuando se utilizan solos, generalmente son menos precisos que un elemento cuadrilátero, particularmente para calcular deformaciones de membranas. Siempre que sea posible, deberá utilizarse un elemento cuadrilátero y dejar los elementos triangulares para lugares en donde no sea posible usar otro tipo de elemento por razones geométricas, por ejemplo, en zonas de transición entre regiones de elementos cuadriláteros con diferentes densidades de mallado.

Adicionalmente, se debería evitar el uso de elementos triangulares en lugares donde las tensiones de membrana cambian rápidamente ya que debería refinarse demasiado la malla para obtener resultados precisos. Como regla general, en un modelo FEM se permite por componente un máximo de un 2% de elementos triangulares [28]. No se acepta la presencia de elementos triangulares en zonas de transferencia de cargas, en zonas de unión tales como largueros-costillas (Figura 36), costillas-recubrimiento, así como tampoco en zonas de interés de análisis de tensiones.

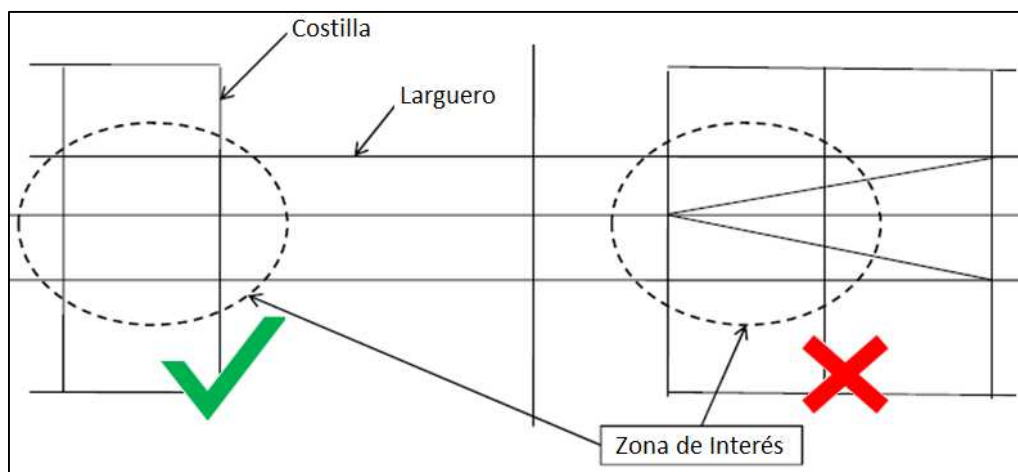


Figura 36 – Uso de Elementos 2D ('Quad' y 'Tria') en Zonas de Unión

4.2.4. Elementos 3D

Los elementos 3D son los denominados elementos sólidos, y como su nombre lo indica, son los que representan la totalidad del volumen de la pieza mallada. Son muy útiles para mallados automáticos y rápidos, además de poder describir algunos fenómenos que no resisten hipótesis para la utilización de algunos de los anteriormente descritos. La desventaja respecto de los anteriores es la limitación computacional ya que consumen muchos más grados de libertad para describir el mismo fenómeno. Este tipo de elementos deberá ser utilizado siempre y cuando, ninguno de los anteriores pueda reemplazarlo. Sus formas geométricas más comunes son: tetraedros, elementos piramidales, prismas triangulares y hexaedros, entre otros (ver Figura 37).

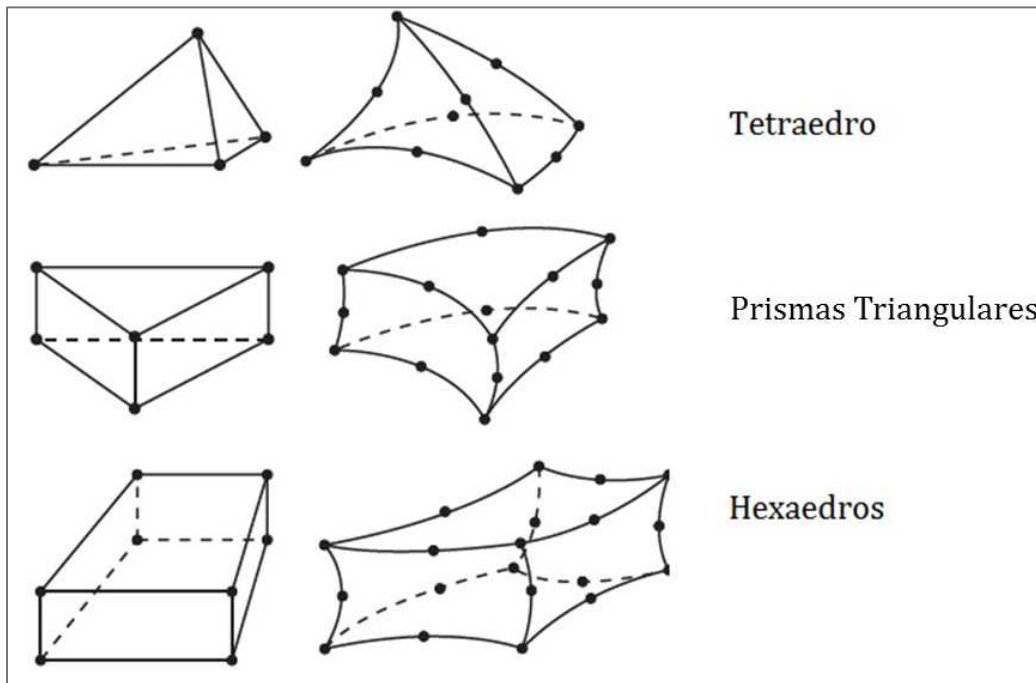


Figura 37 – Tipos de Elementos 3D [8]

4.2.5. Elementos tipo R

Dentro de este grupo se encuentran los elementos rígidos. En general, estos elementos se autodefinen, es decir, que no se necesita una propiedad asociada para definirlos. Existen distintos tipos de elementos rígidos, cada uno con sus correspondientes características y funciones.

Existen ciertos tipos de elementos rígidos, como por ejemplo los elementos “RBE2” (Nastran, Figura 38), que se utilizan para transferir “desplazamientos” desde un nodo independiente (o maestro) a uno o varios nodos dependientes (o esclavos). Este tipo de elementos si aportan rigidez adicional a la estructura [27].

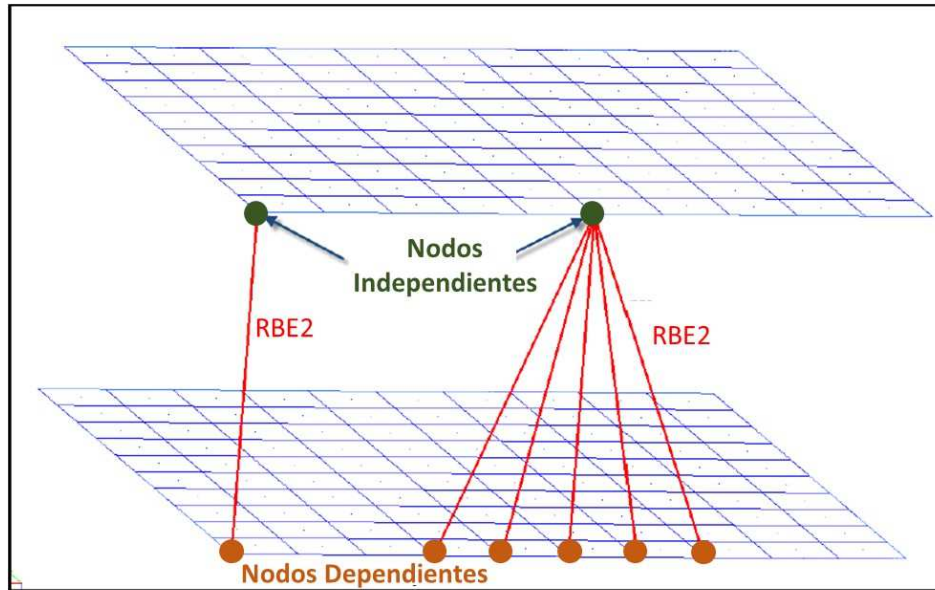


Figura 38 – Elementos Rígidos para Transferencia de Desplazamientos [2]

En cambio existen otra clase de elementos rígidos, como por ejemplo los elementos “RBE3” (Nastran, Figura 39), los cuales se utilizan para “distribuir cargas puntuales o masas concentradas” desde uno o varios nodos independientes (o maestros) a un nodo dependiente (o esclavo). Este tipo de elementos no aportan rigidez adicional a la estructura.

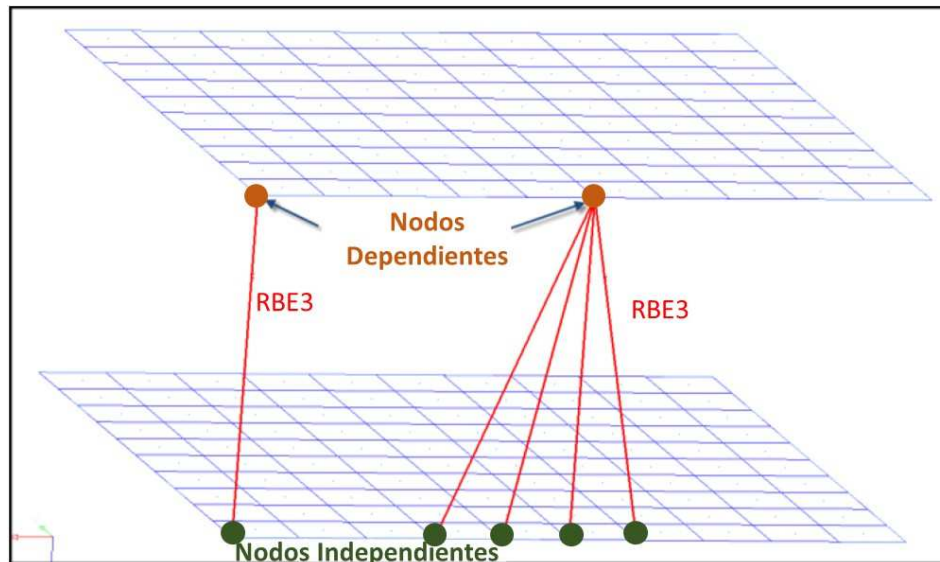


Figura 39 – Elementos Rígidos para Distribución de Cargas y Masas Concentradas [2]

Finalmente es importante destacar que en un modelo FEM se encontrarán conviviendo todos estos tipos de elementos. Hay que tener especial cuidado en las vinculaciones entre distintos tipos de elementos ya que vinculaciones incompatibles darían errores en el modelado.

En la Figura 40 se ejemplifica el uso correcto de distintos tipos de elementos rígidos sobre el modelo FEM de fuselaje del AEE. Se puede apreciar el uso de elementos rígidos tipo RBE2 para transferir desplazamientos a la estructura (condición de apoyo – alojamientos pines de ala), y el uso de elementos rígidos tipo RBE3 para distribuir cargas o masa concentradas a la estructura (no aportan rigidez adicional a la estructura).

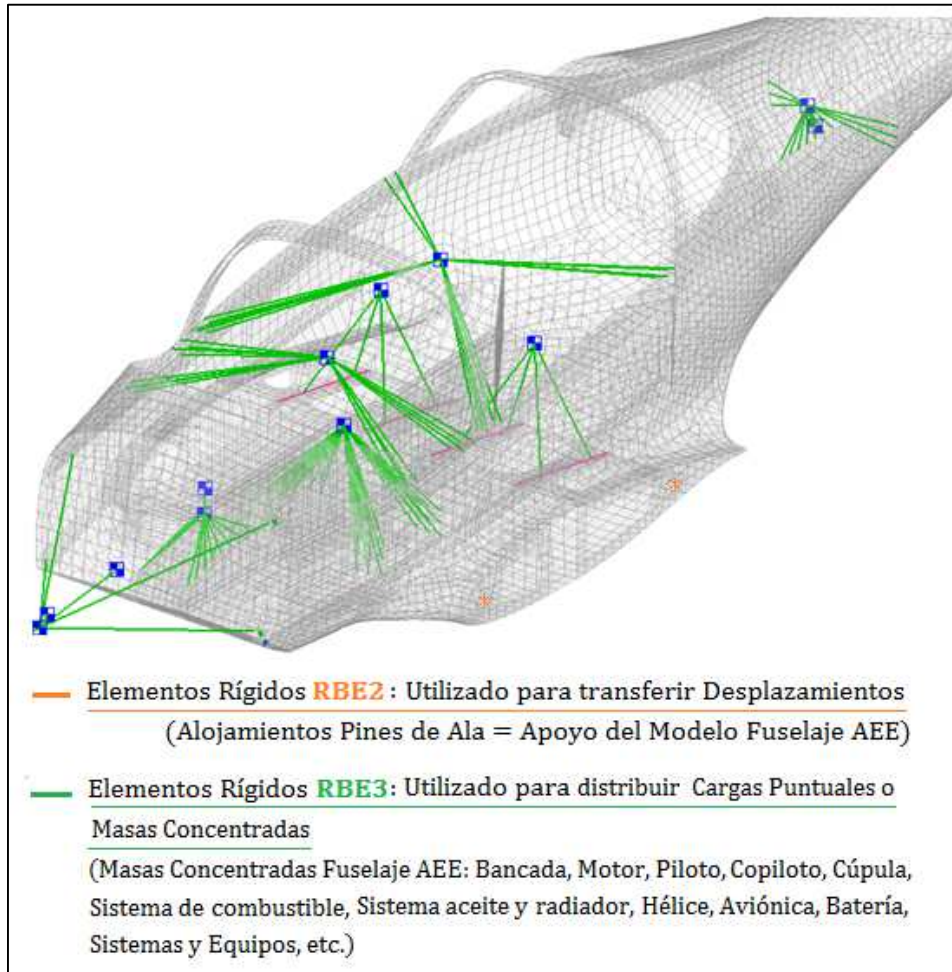


Figura 40 – Elementos Rígidos (RBE2 y RBE3): Modelo FEM Fuselaje AEE

4.2.6. Orden del Elemento

El orden de un elemento finito se refiere al orden de los polinomios que dan origen a las funciones de forma del mismo. Se tratan de funciones de interpolación que dan “forma” a los resultados dentro del elemento. Debido a que el método de elementos finitos permite hallar el valor de la solución en los puntos de Gauss, necesitamos dichas funciones de forma para interpolar los valores de la solución en todo el elemento. Al escoger un determinado tipo de elemento, implícitamente se está eligiendo y aceptando las funciones de forma del mismo. Por lo tanto, es importante realizar un chequeo previo de la información de dichas funciones de forma antes de tomar nuestra decisión [28].

Se incorpora a continuación un cuadro comparativo (Tabla 2) entre elementos lineales y cuadráticos:

Elementos Lineales	Elementos Cuadráticos
Pueden soportar solamente variaciones lineales de los desplazamientos y, por lo tanto (generalmente) estados de tensión constante en el elemento.	Pueden soportar variaciones cuadráticas de los desplazamientos, y por lo tanto una variación lineal de las tensiones en el elemento. Pueden representar bordes y superficies curvas de manera más precisa que los elementos lineales.
Poseen nodos solamente en sus vértices.	Poseen nodos en sus vértices y además incluyen nodos intermedios y centrales.
Altamente sensible a la distorsión del elemento.	Menos sensible a las distorsiones del elemento.
Se consideran aceptables si interesan solamente los resultados de tensión nominal.	Recomendados, si lo que interesa es obtener niveles de tensión con suficiente precisión.
Se necesita utilizar una gran cantidad de elementos para resolver gradientes de tensión elevados.	Permiten obtener mejores resultados que los elementos lineales, incluso utilizando menor cantidad de elementos y grados de libertad totales.
Para el caso de modelos de placa (2D), las ventajas de los elementos cuadráticos por sobre los elementos lineales no son tan notorias. De hecho, en muchos casos se prefiere utilizar elementos de placa lineales en lugar de los cuadráticos.	Para el caso de modelos sólidos (3D), las ventajas de los elementos cuadráticos por sobre los elementos lineales son determinantes.

Tabla 2 – Elementos Lineales vs Elementos Cuadráticos [28]

4.2.7. Selección de Elementos

En base a lo discutido en esta sección, se procede a incorporar a continuación un resumen (Tabla 3), en donde se especifican los distintos usos para cada tipo de elementos finitos (placa y sólidos) disponibles en softwares “Abaqus” [8] y “Nastran” [34].

	Tipo de Problema	Elementos Placa	Elementos Sólidos
Abaqus	Pandeo Dominante	<ul style="list-style-type: none"> • S4 • S4R 	<ul style="list-style-type: none"> • C3D8I (con malla regular sin distorsión) • C3D10 (geometría compleja)
	Flexión Dominante	<ul style="list-style-type: none"> • S4 (flexión fuera del plano) • S8 (flexión en el plano, para evitar efecto de bloqueo por corte) 	<ul style="list-style-type: none"> • C3D8I (con malla regular sin distorsión) • C3D20 (mayor precisión) • C3D10 (evita proyectar nodos de contorno sobre la geometría)
	Contacto Dominante Sin Flexión	<ul style="list-style-type: none"> • S4 	<ul style="list-style-type: none"> • C3D8 • C3D10M (evita proyectar nodos de contorno sobre la geometría)
	Contacto Dominante Con Flexión	-	<ul style="list-style-type: none"> • C3D8I (con malla regular sin distorsión)
Nastran	Lineal Estático (sol101)	<ul style="list-style-type: none"> • CQUAD4 	<ul style="list-style-type: none"> • CHEXA8 (4 elementos como mínimo en el espesor) • TET10 (geometría compleja)
	Pandeo Lineal (sol105)	<ul style="list-style-type: none"> • CQUAD4 	<ul style="list-style-type: none"> • CHEXA8 (4 elementos como mínimo en el espesor) • TET10 (geometría compleja, evita proyectar nodos de contorno sobre la geometría)

Tabla 3 – Selección de Elementos Finitos: Abaqus [8] – Nastran [32] [33] [34]

4.3. Densidad de Malla

La densidad de malla en un modelo de elementos finitos tiene implicaciones importantes tanto en los resultados obtenidos como en el costo computacional. La densidad de malla requerida depende de muchos factores. Entre ellos se encuentran la geometría, el gradiente de

tensiones, el tipo de cargas, las condiciones de borde, el tipo de elementos utilizado, la forma de los elementos y el grado de exactitud deseado.

En algunos casos, cuando la geometría de la pieza es compleja y con mucha curvatura, puede requerir implementar un refinamiento local de la malla en algunas zonas para que la misma se ajuste correctamente a la geometría en cuestión. Para tal fin algunos programas de preproceso incorporan herramientas que permiten controlar la desviación de la malla respecto a los límites de la geometría ('edge deviation', Figura 41) y en función de dicho criterio implementan un refinamiento local de la malla en algunas zonas específicas.

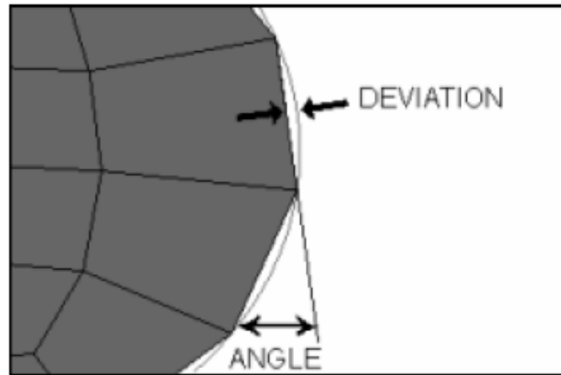


Figura 41 – Ajuste de la Malla FEM al Contorno Geométrico de la Pieza [1]

Por otro lado, con el objetivo de refinar el mallado en ciertas zonas específicas del dominio, algunos programas han incorporado herramientas de mallado que incluyen criterios de proximidad a puntos, líneas y superficies, tal como se muestra en la Figura 42

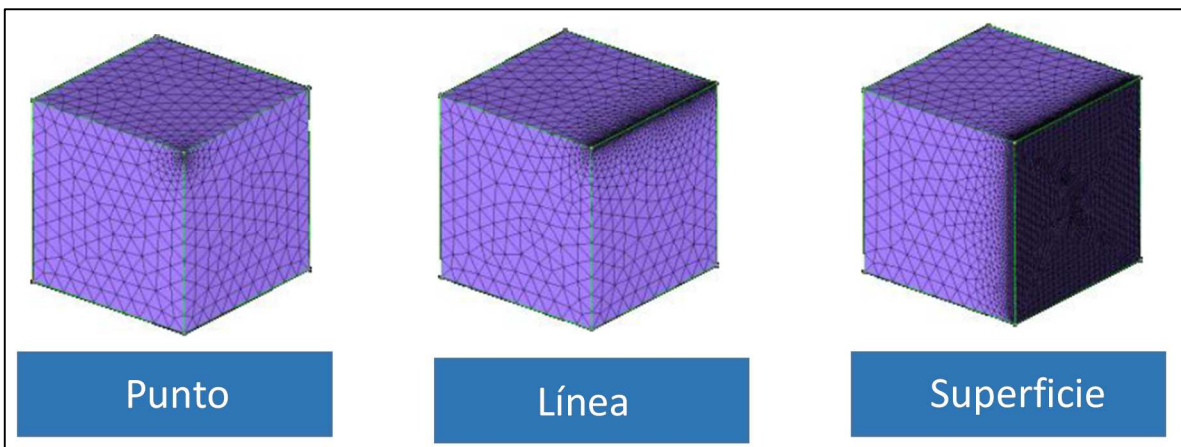


Figura 42 – Refinamiento Automático de la Malla FEM por Criterio de Proximidad a un Punto, Línea o Superficie de la Pieza [1]

Además, en algunos casos suele ser necesario que dicho refinamiento se efectúe siguiendo alguna ley de variación preestablecida, ya sea lineal, exponencial, bilineal, etc. de acuerdo a las necesidades y naturaleza del fenómeno a analizar (Figura 43).

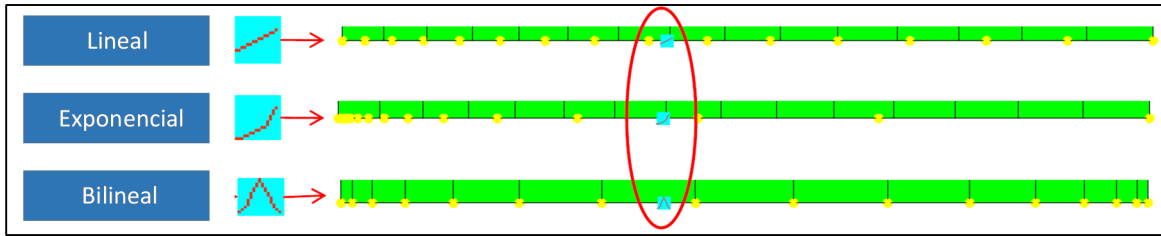


Figura 43 – Refinamiento de la Malla FEM siguiendo una Ley de Variación Específica (Lineal, Exponencial, Bilineal) [1]

El espaciado entre nodos debería ser más pequeño en regiones donde se espera que el gradiente de tensiones sea mayor. Un típico ejemplo es la concentración de tensiones alrededor del radio de empalme de una pieza, tal como se muestra en la Figura 44.

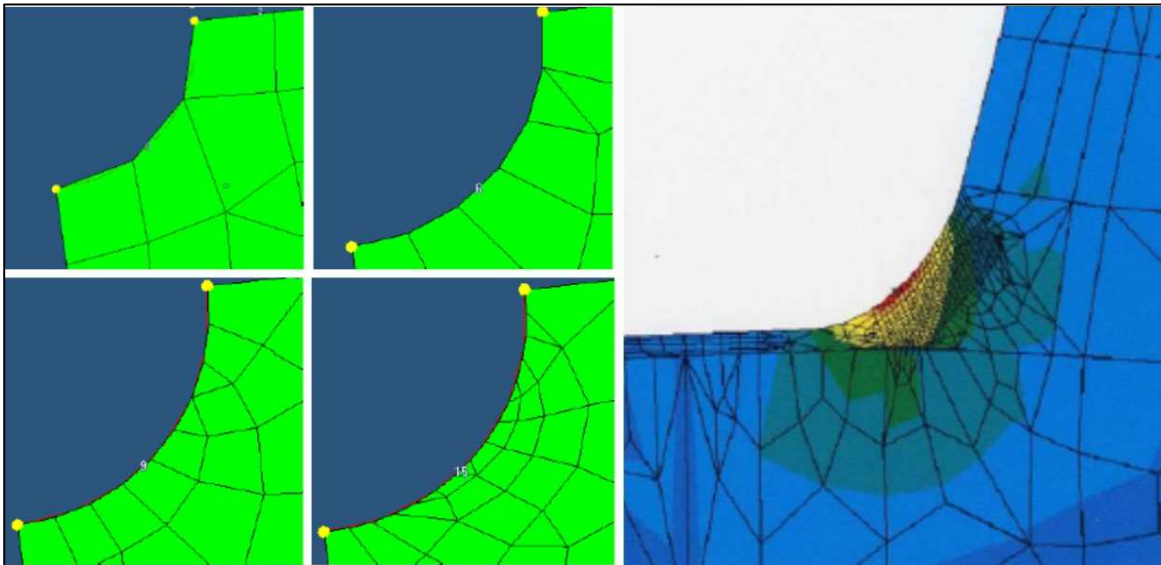


Figura 44 – Refinamiento de la Malla FEM en Zonas de Mayor Gradiente de Tensiones (Ej. Zonas de Radios) [30]

Se establece que una malla de elementos finitos converge cuando frente a un mayor refinamiento de la misma no se produce un cambio apreciable en la solución. A continuación se incluye un criterio aceptado para determinar la convergencia de una malla basándose en la diferencia “**d**” de resultados (tensiones/deformaciones) existente entre elementos adyacentes. Basándose en este criterio y en función del objetivo perseguido por el analista, Cook R. D. [7] establece una escala de referencia práctica para determinar convergencia de una malla FEM:

- Muy Preciso: $d < 5\%$
- Preciso: $5\% < d < 10\%$
- Medio: $10\% < d < 20\%$
- No deseado: $20\% < d$

Tal como se mencionó, en un análisis FEM tradicional la precisión de la solución se acrecienta al incrementar la cantidad de elementos del modelo. La precisión del problema puede medirse cuantitativamente mediante análisis de energías de deformación, desplazamientos, tensiones, así como también mediante diversos métodos adaptativos de estimación de errores, tanto automáticos como manuales, pudiendo valerse para ello de herramientas matemáticas básicas.

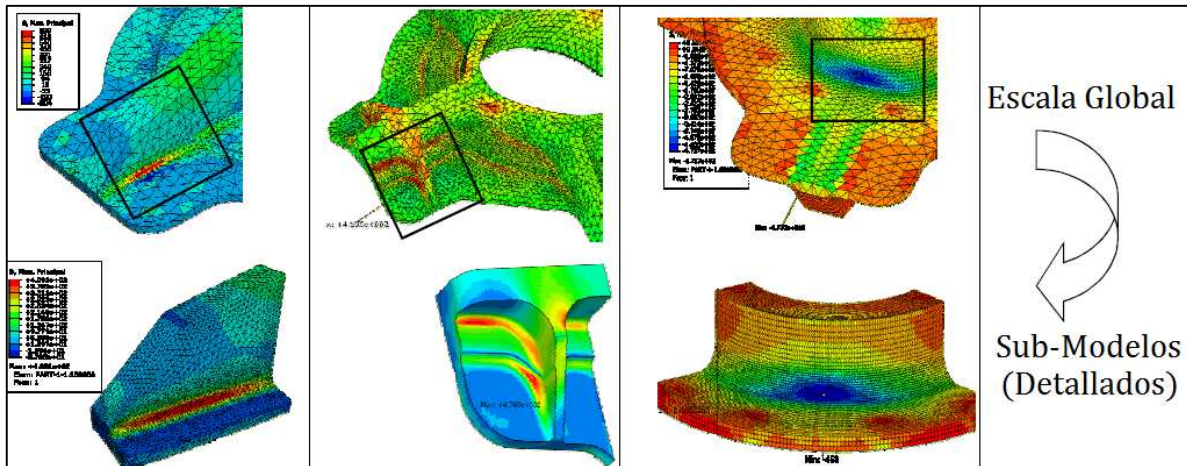


Figura 45 – Comparación Modelos FEM 3D (Global vs Detalle)

En ciertos casos se justifica implementar análisis FEM con refinamientos adaptativos, reduciendo el tamaño de los elementos e incrementando su número, sin modificar el orden de los elementos. Otro método adaptativo consiste en incrementar progresivamente el orden de los elementos pero manteniendo siempre el mismo tamaño. El incremento del orden en los polinomios de integración del elemento es interno al método, y la solución se detiene automáticamente al alcanzar la tolerancia de error prefijada por el usuario.

Independientemente del refinamiento realizado, nunca hay que olvidar que un modelo FEM no consiste solamente en la malla, sino que el mismo se encuentra cargado de una serie de hipótesis simplificadoras, tales como: principios de idealización de material, datos del modelo, condiciones de borde, cargas, etc. Por lo tanto, el refinamiento de la malla no debe hacer que el usuario pierda de vista las asunciones realizadas en el modelo.

Como regla general, en aeronáutica el tamaño de malla aceptado para un modelo FEM estructural de detalle es de 10mm. Sin embargo en algunos casos se suelen utilizar mallas más gruesas de hasta 25mm dependiendo de las dimensiones del elemento estructural en cuestión. En el caso de modelado de elementos de unión como tomas y soportes metálicos se suelen utilizar mallas sólidas finas de hasta 1mm, dependiendo también del espesor de la pieza en cuestión. Se requiere que el tamaño de los elementos sea siempre uniforme y no se aceptan grandes desviaciones. Se busca con esto que la malla generada sea regular y uniforme.

En la Figura 46 se observa un ejemplo de submodelado de la estructura de ala de una aeronave de material compuesto, en donde se evidencia un refinamiento de la malla desde un análisis Global hasta un modelo de Detalle.

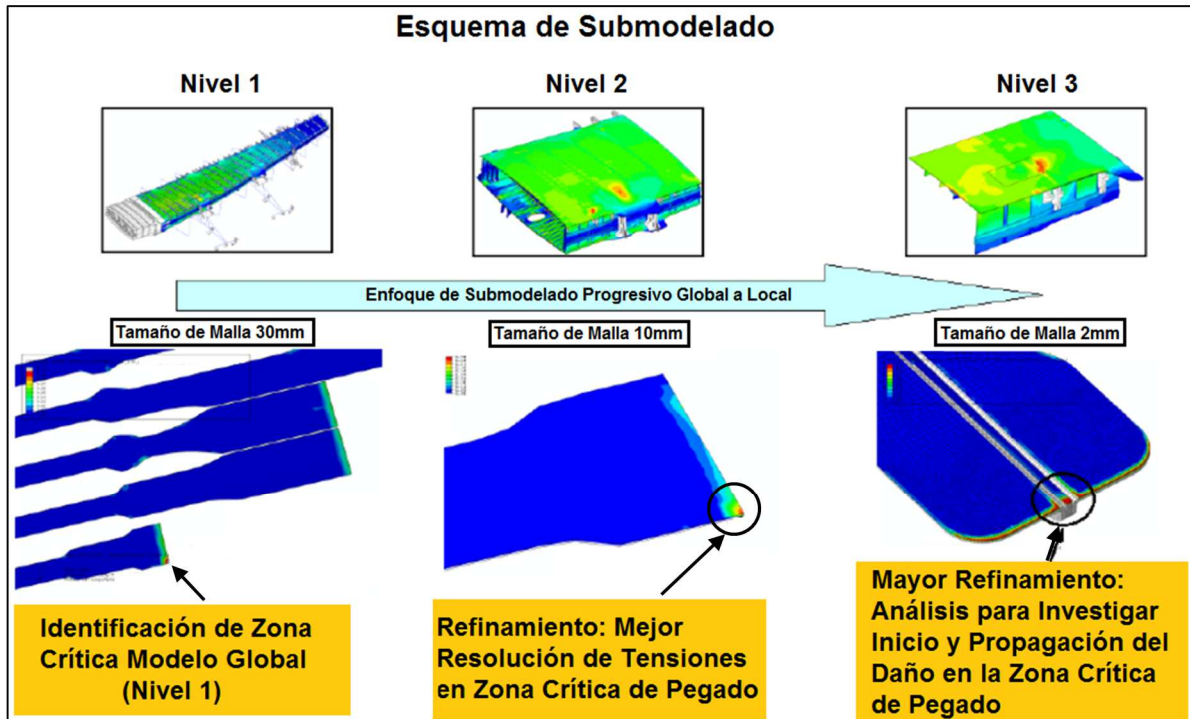


Figura 46 – Ejemplo de Submodelado FEM: Estructura de Ala de Material Compuesto

Es posible establecer entonces distintos criterios de densidad de malla en función del tipo de problema a resolver. Se indican a continuación distintos criterios aceptados como reglas generales de densidad de malla para el análisis de problemas de pandeo de recubrimientos, pandeo de rigidizadores, análisis de uniones abulonadas / remachadas, etc.

- Pandeo de Recubrimientos
 - La densidad de la malla del recubrimiento debe ser lo suficientemente fina para poder capturar el mayor número de ondas de pandeo esperable entre rigidizadores.
 - El patrón de pandeo depende de la geometría de cada panel, así como también de las condiciones de contorno y cargas actuantes. Se recomienda como mínimo una cantidad $n \geq 5$ elementos por semi-onda [23] para poder capturar correctamente el fenómeno deseado.

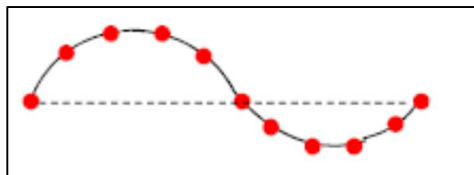


Figura 47 – Pandeo de Placas: Mínimo de 5 Elementos recomendado por Semi-onda [23]

En la Figura 48 se puede observar un ejemplo de pandeo de un panel de recubrimiento rigidizado, sometido a esfuerzos de corte. En función del patrón de pandeo obtenido (cantidad de semi-ondas en cada dirección), y teniendo en cuenta la regla mencionada previamente, se establece la cantidad mínima de elementos finitos recomendados para discretizar cada panel, para poder capturar correctamente el fenómeno de pandeo por corte.

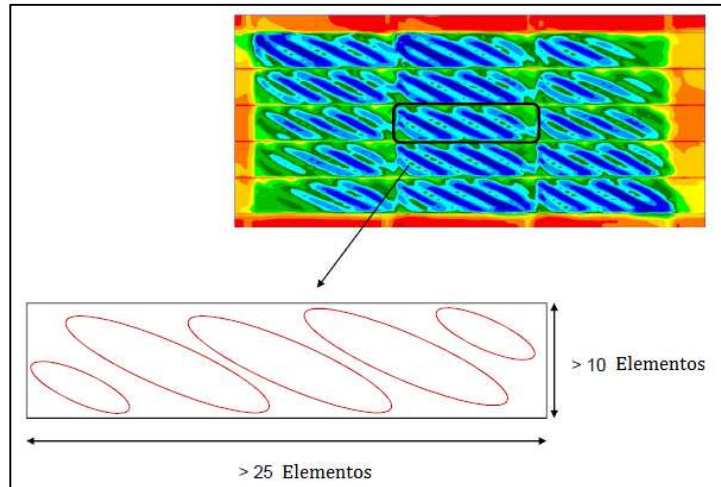


Figura 48 – Ejemplo: Pandeo Panel de Recubrimiento sometido a Esfuerzos de Corte [23]

Del mismo modo, en la Figura 49 se aprecia el análisis de otro panel de recubrimiento sometido a esfuerzos de compresión. En función del patrón de pandeo obtenido (cantidad de semi-ondas en cada dirección), y teniendo en cuenta la regla mencionada previamente, se establece la cantidad mínima de elementos finitos recomendados para discretizar cada panel, para poder capturar correctamente el fenómeno de pandeo por compresión.

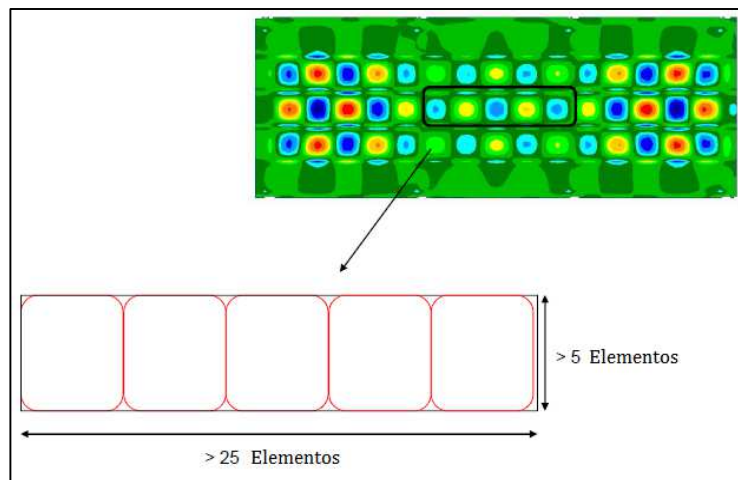


Figura 49 – Ejemplo: Pandeo Panel de Recubrimiento sometido a Esfuerzos de Compresión [23]

- Pandeo de Rigidizadores / Larguerillos
Se recomienda modelar la pestaña (platabanda) del rigidizador que se encuentra en contacto con el recubrimiento, con una cantidad mínima de $n \geq 3$ elementos (ver Figura 50), con el fin de proveer una condición de borde apropiada para el análisis de pandeo del panel adyacente [23].

-Se sugiere modelar la pestaña libre del rigidizador con una cantidad mínima de $n \geq 3$ elementos, con el fin de capturar la flexión en el plano de la misma y obtener valores de tensión más precisos, especialmente para análisis de post-buckling [26].

-Se recomienda modelar el alma del rigidizador con una cantidad mínima de $n \geq 5$ elementos para captar modos de pandeo local, (sino utilizar $n \geq 3$).

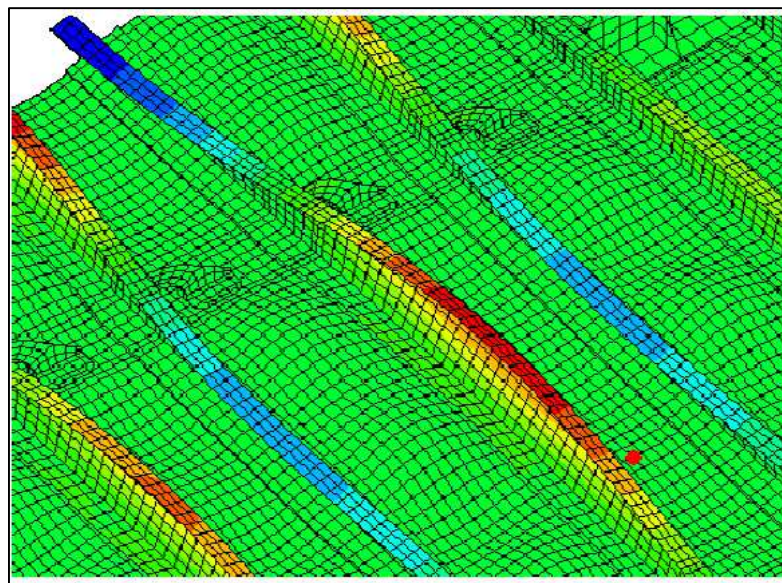


Figura 50 – Ejemplo: Pandeo de Rigidizadores / Larguerillos [23]

- Se debe prestar especial atención en no generar nodos coincidentes en el límite entre la malla del recubrimiento y el rigidizador (Figura 51), ya que esto podría ocasionar problemas en el comportamiento en la interface [26].

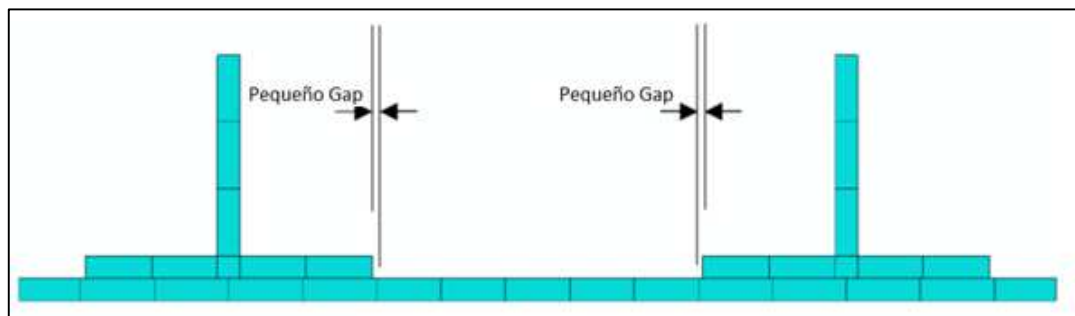


Figura 51 – Modelado FEM: Interface Recubrimiento / Rigidizador [1]

- Mallado en zonas de uniones abulonadas/remachadas
 - Cada pieza debe mallarse independientemente de las demás, y por ende también independiente de los elementos de unión (fasteners). No es necesario que exista coincidencia entre los nodos de la pieza y las posiciones de los elementos de unión
 - Utilizar un mallado regular en las zonas de unión, evitar la presencia de elementos triangulares.
 - Para lograr una buena precisión de resultados en análisis de uniones abulonadas se recomienda utilizar $n \geq 3$ elementos entre dos bulones/remaches consecutivos [37] (ver Figura 52).

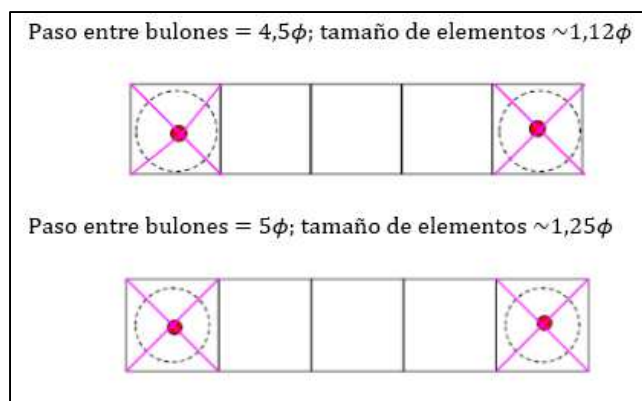


Figura 52 – Modelado FEM: Criterios de Mallado en zonas de Uniones Abulonadas / Remachadas [37]

4.4. Transiciones en el Mallado

Las transiciones de malla se utilizan, por ejemplo, para refinar un mallado en un área particular, para conectar distintos tipos de elementos (por ejemplo, un elemento barra a un elemento sólido) o porque se requieren debido a la geometría de la estructura a modelar.

Resulta importante aclarar:

- Nunca se debe realizar una transición de malla en un área de interés donde existen altos gradientes de tensiones.
- Las transiciones de malla deben ubicarse alejadas de las áreas de interés de una región.

Debido a incompatibilidades que existen entre los distintos tipos de elementos, cualquier transición entre ellos (incluso de “quad” a “tria”) puede generar anomalías locales en cuanto a las tensiones. Normalmente, estas anomalías son localizadas y se disipan rápidamente a medida que el mallado se aleja de dicha transición. Sin embargo, el problema existe si la transición ocurre en un área de interés. En este caso, las tensiones locales crecen (o decrecen) debido al efecto de la transición, es decir, el resultado puede ser conservativo (o no) en la región.

4.4.1. Transición entre una malla grosera y una fina

Crear transiciones entre distintas densidades de malla no es un trabajo sencillo. El método más comúnmente utilizado para hacerlo es utilizando un “cinturón” intermedio de elementos triangulares (Figura 53).

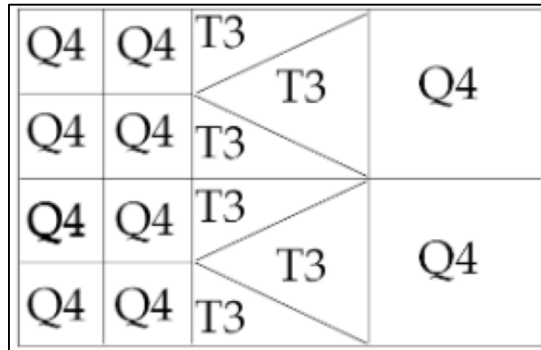


Figura 53 – Transición entre Mallas FEM: Uso de Elementos Triangulares [34]

Otro método poco recomendado es la utilización de elementos de segundo orden, como se observa en la Figura 54. Este método genera una distorsión importante en la distribución de tensiones en los elementos adyacentes a la zona.

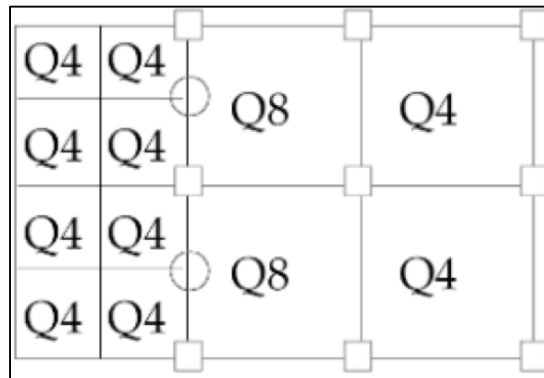


Figura 54 - Transición entre Mallas FEM: Uso de Elementos Segundo Orden [34]

4.4.2. Conexión entre elementos de distinto tipo

Unir un elemento de placa o uno de barra a un elemento sólido es un caso típico de transición entre elementos de distinto tipo. Un elemento sólido presenta rigidez únicamente en los grados de libertad de traslación (DOFs 1, 2 & 3) y deja libres las rotaciones (DOFs 4, 5 & 6). Los elementos de placa y las vigas presentan rigidez tanto en rotaciones como en traslaciones. Esta incompatibilidad entre las matrices de rigidez de los elementos genera un problema de modelado siempre que se quiera unir un elemento 1D o 2D a uno sólido. Por lo tanto, deberá realizarse un modelado especial en estos casos. En caso contrario, la conexión se volverá una bisagra (para elementos de placa) o una rótula (para elementos de barra).

Existen varios métodos para evitar este problema; un método consiste en utilizar elementos rígidos (tipo RBE3 Nastran). Son elementos de interpolación que se adaptan muy bien a este tipo de aplicación. Cuando se usan este tipo de elementos rígidos, las rotaciones de los nodos unidos dependen de las traslaciones de los nodos adyacentes. En la Figura 55 se muestran dos ejemplos de uniones con un elemento sólido extraídos del *NX Nastran, User's Guide* [34]. En el caso de transición de un elemento de placa a uno sólido basta con dos elementos rígidos. Uno de ellos deberá asociar las rotaciones del nodo 1 con las traslaciones de los nodos 2, 3 y 4, mientras que el otro deberá asociar las rotaciones del nodo 2 con las traslaciones de los nodos 1, 3 y 4. Para el caso de unión entre un elemento de barra, con un elemento rígido que asocie las rotaciones del nodo 12 con las traslaciones de los nodos 11, 13 y 22 es suficiente.

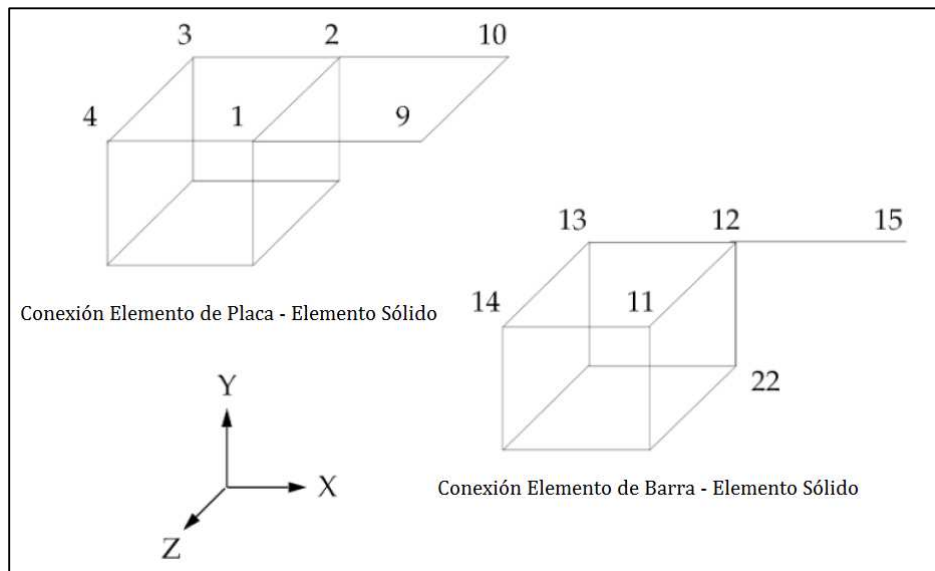


Figura 55 – Conexión entre Elementos FEM de Distinto Tipo [34]

4.5. Mallado alrededor de agujeros

4.5.1. Generalidades

En general, en todo tipo de estructuras se encontrarán agujeros cuyos fines difieren: algunos se utilizan para cableado, otros para el montaje de piezas y otros como ventanas de acceso a la estructura. Todos estos agujeros poseen diferentes formas y tamaños.

Como se mencionó anteriormente, se recomienda que para la confección de un modelo en detalle, todos los agujeros de diámetro menor a $\varnothing 10\text{mm}$ deben ser eliminados de la geometría antes de mallar. Aquellos agujeros cuyo diámetro se encuentra entre $\varnothing 10\text{mm}$ y $\varnothing 15\text{mm}$ deben mallarse utilizando 4 elementos cuadrangulares. Mientras que para agujeros de diámetro $\varnothing 15\text{mm}$ a $\varnothing 20\text{mm}$ deben utilizarse 6 elementos cuadrangulares como mínimo [37].

Sin embargo, para aquellos casos particulares en los cuales el objetivo es analizar en detalle las tensiones de la zona alrededor del agujero, como regla general se deben utilizar como mínimo 8 elementos cuadrangulares, y se debe ignorar por completo las tensiones registradas en la primera fila de elementos (anillo más interno) [37] (ver Figura 56).

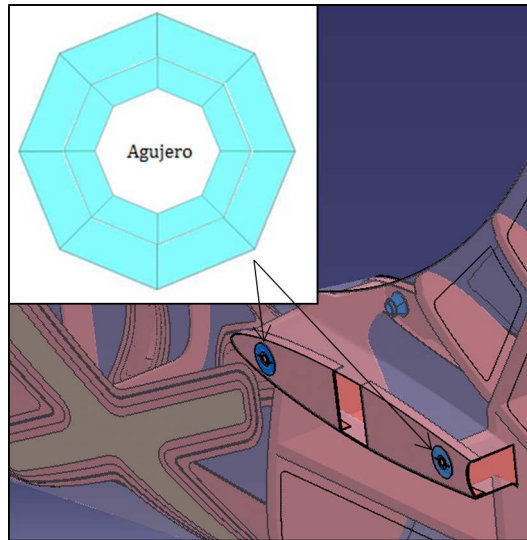


Figura 56 – Mallado Alrededor de Agujeros (Análisis de Tensiones: Alojamiento Pines EH - AEE)

4.5.2. Agujeros para uniones

En algunos modelos de detalle resulta necesario mallar alrededor de los agujeros de las uniones abulonadas o remachadas. Para este tipo de agujeros, el mallado debe tener las siguientes características [37]:

- Primera fila de elementos: debe cubrir el área que ocupa la cabeza del bulón/remache, utilizando elementos cuadrangulares;
- Segunda fila de elementos: es utilizada para post-proceso. En general, estos elementos poseen un largo de 2-4 mm en el borde interno y de 5-7 mm en el externo. Con esto, los elementos adyacentes tendrán transiciones más suaves.
- Por lo menos, deberán usarse 3 elementos cada 90° de arco. Si la zona cercana a la unión es de interés para el análisis de tensiones, entonces se recomienda aumentar de 3 a 5 elementos en 90° de arco.

A continuación se observa una imagen del mallado alrededor de un agujero de una unión atornillada:

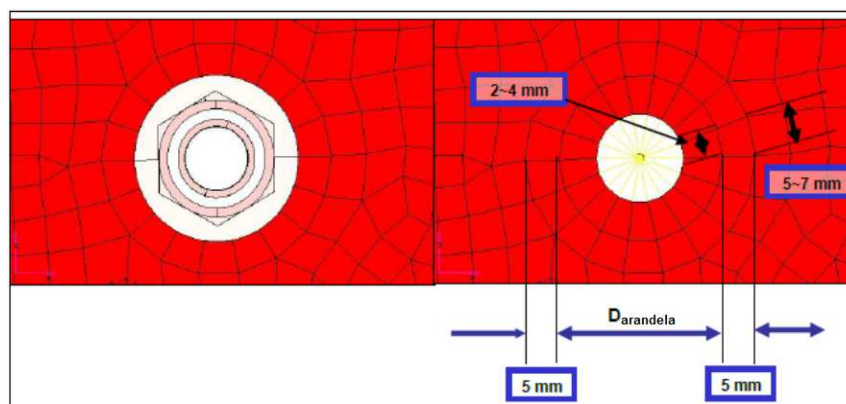


Figura 57 – Mallado FEM Detalle: Unión Abulonada [37]

Y lo mismo para una unión remachada:

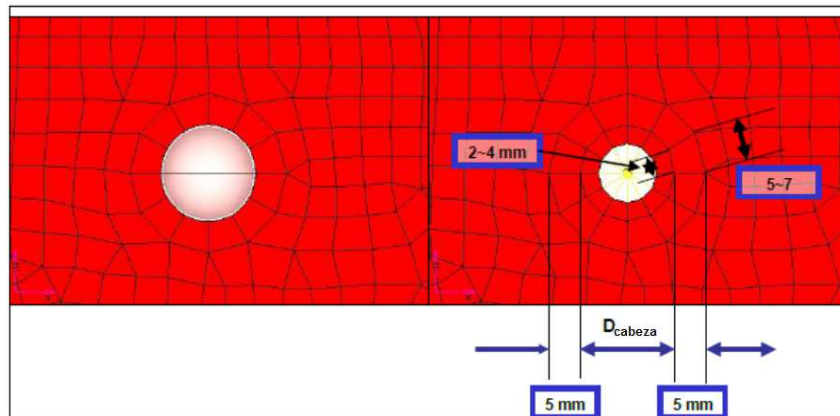


Figura 58 – Mallado FEM Detalle: Unión Remachada [37]

Así como también el mallado de agujeros próximos a un borde:

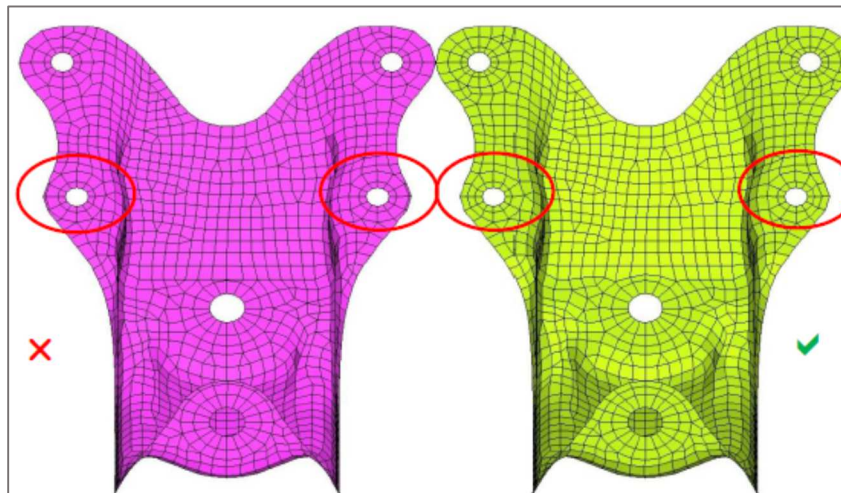


Figura 59 – Mallado FEM Detalle: Agujero próximo a Borde [37]

4.5.3. Agujeros para cableado, pasaje de comandos, inspección o acceso.

Para el caso de agujeros para cableado, pasaje de comandos, inspección o acceso, los cuales no se encontrarán sometidos a solicitaciones importantes como los agujeros realizados para uniones abulonadas y remachadas, con una sola fila de elementos cuadriláteros alrededor del mismo es suficiente (ver Figura 60).

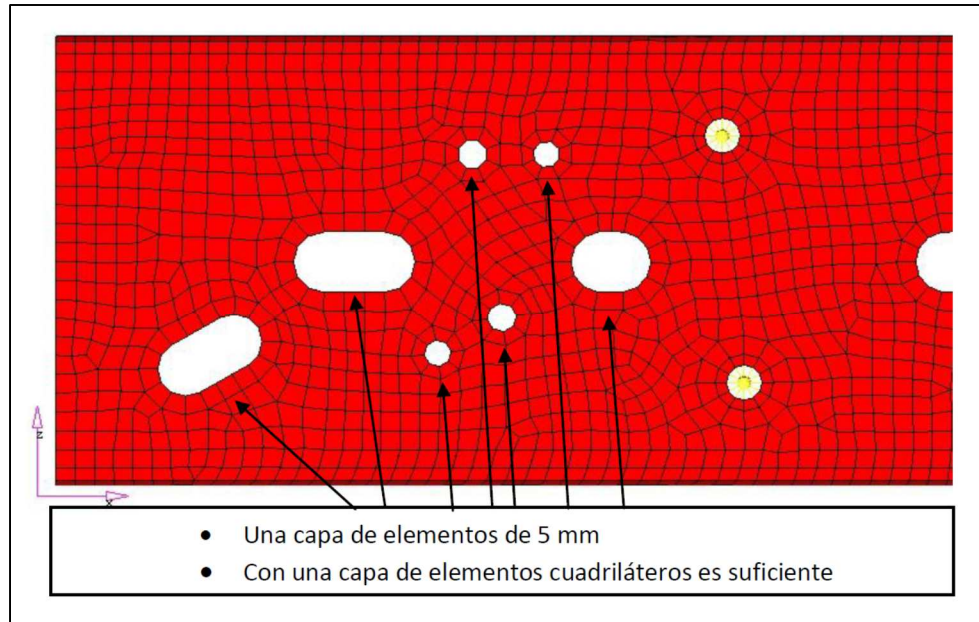


Figura 60 – Mallado FEM de Agujeros No sometidos a grandes solicitaciones [37]

4.6. Modelado de Tomas, Herrajes y Soportes

Los resultados obtenidos en los elementos de unión son muy sensibles al tipo de conexión empleada para representarla. Por lo tanto el tipo y las propiedades del conector utilizado deben ser estudiados en detalle, para procurar que el mismo reproduzca correctamente el comportamiento físico de la unión real modelada.

Antes de modelar una toma o herraje es fundamental definir a priori cuál será el propósito de su presencia en el modelo. En aquellos casos en los cuales el modelado de la toma es solo necesario a los fines de transmitir cargas, representar rigidez equivalente o brindar condiciones de apoyo realistas al modelo, por lo general no se necesita contar con un modelo en detalle de la misma, por lo cual un modelo 2D en la mayoría de los casos sería suficiente. En cambio, si el propósito es llevar a cabo el análisis de la toma en sí misma, las mallas utilizadas en estos casos suelen ser mallas sólidas (3D) finas de hasta 1mm, dependiendo también del espesor de la pieza en cuestión.

Si se observa que la metodología de modelado escogida afecta los resultados obtenidos, entonces se deberá proceder a corregir dicha metodología para asegurar que el comportamiento estructural sea el correcto.

En el caso de estructuras aeronáuticas se debe prestar especial atención al definir las conexiones (tomas, herrajes y soportes) entre el cajón central de ala o empenajes con sus correspondientes superficies móviles. Es muy importante que la malla del cajón central del ala y empenajes presente un adecuado detalle en las zonas de conexión con las superficies móviles. Esto incluye un correcto mallado del larguero posterior, recubrimiento y costillas, y de los correspondientes herrajes y actuadores que a él se vinculan.

No es necesario que la malla del cajón central sea tan detallada como la de las superficies móviles, pero deben tener el nivel de detalle suficiente que permita introducir las cargas de manera correcta al componente. En este sentido, la rigidez relativa entre componentes de unión es un aspecto muy importante que afecta la distribución correcta de cargas.

En la Figura 61 se observa un ejemplo de mallado en detalle de un herraje correspondiente al Timón de Dirección del AEE, modelado con elementos TET10 (Nastran):

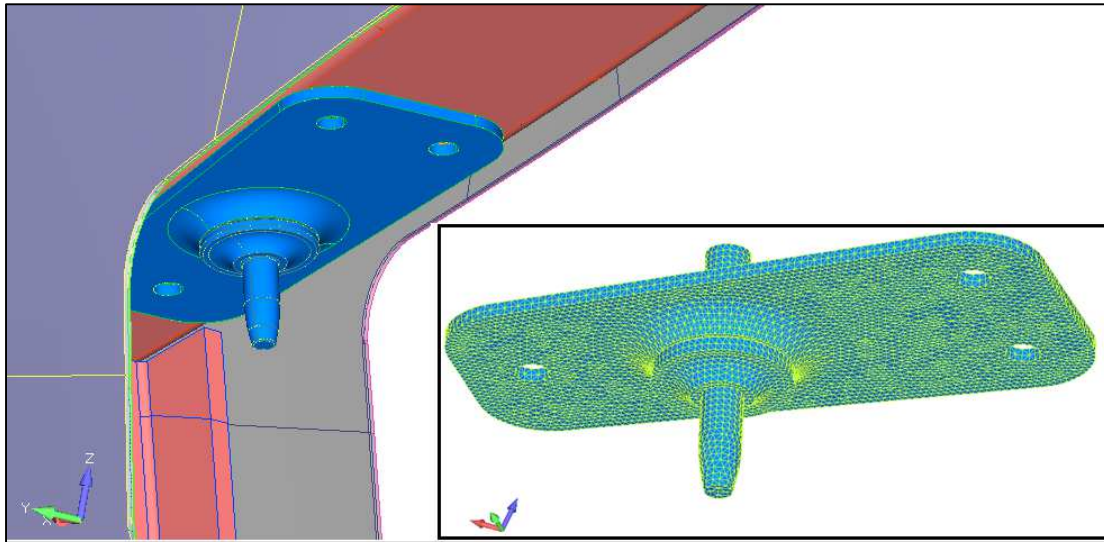


Figura 61 – Modelo FEM Detalle 3D: Herraje Superior TD – AEE

4.7. Indicadores de Calidad de Malla

4.7.1. Generalidades

En los análisis por método de elementos finitos, la calidad de la malla influye fuertemente sobre la precisión de los resultados, por lo tanto es necesario medir y cuantificar la calidad de la malla generada, como así también ubicar las zonas donde la precisión se ve más afectada por una mala formación de elementos.

Es importante siempre tener en cuenta que todos los nodos deben estar contenidos en la superficie de la pieza provista, no se aceptan desviaciones. Se busca que la malla sea siempre estructurada y regular, excepto en aquellos casos en los cuales resulta imposible lograrlo.

A continuación se procederá a definir una serie de parámetros o índices a tener en cuenta para definir la calidad de una malla. Por lo general, para estudiar la convergencia del método, así como también para realizar estudios de sensibilidad del elemento frente a distorsiones en su forma y en la calidad de la malla, empresas de software de elementos finitos utilizan una gran cantidad de estos casos de prueba piloto, cuyos resultados son conocidos, para verificar de esta forma que una nueva versión de su software sea capaz de resolver dichos casos de igual manera o mejor que la versión anterior. Tal como se verá a continuación, estos resultados han permitido llegar a establecer ciertos valores considerados aceptables para cada uno de estos parámetros o índices dentro del ámbito de la industria aeronáutica.

4.7.2. Relación de Aspecto ('Aspect Ratio')

La relación de aspecto es un coeficiente que mide la diferencia entre, la dimensión menor y la mayor de un elemento, este parámetro es utilizado tanto en elementos 2D como en elementos 3D (Figura 62). Un valor máximo aconsejable es de 3:1, es decir que el lado mayor no supere en 3 veces al lado menor. Partiendo de la base que una relación de aspecto igual a 1 implica un cuadrado o un triángulo equilátero, en el caso de elementos 3D se aplica un criterio similar al 2D.

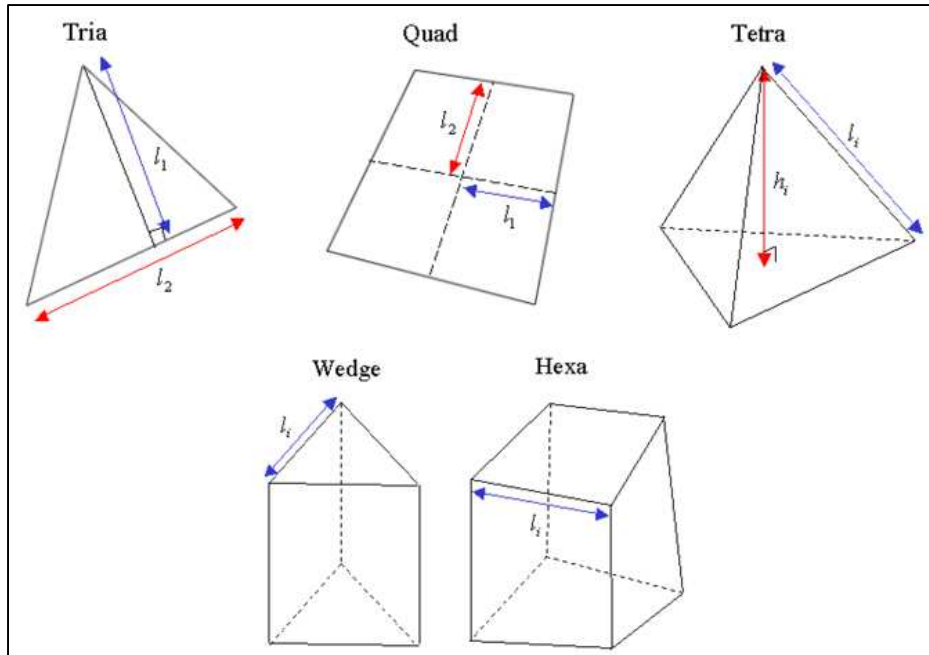


Figura 62 - Relación de Aspecto Elementos 2D y 3D [34]

Si se supone que l_1 es la medida del lado de mayor longitud y l_2 es la menor de todas las aristas, la relación de aspecto se calcula como:

$$AR = \frac{l_1}{l_2}$$

4.7.3. Ángulo de distorsión ('Skew Angle')

Definimos el ángulo de distorsión como 90° menos el mínimo ángulo formado por dos líneas que pasan por el punto medio de los lados de un cuadrilátero. En el caso de un triángulo es el ángulo entre la línea que define la altura del mismo y la línea que une los puntos medios de los dos lados restantes (Figura 63).

$$SA = 90^\circ - \min(\alpha_i)$$

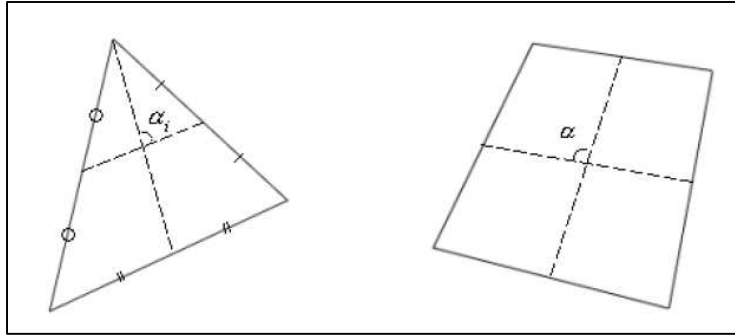


Figura 63 – Ángulo de Distorsión del Elemento 2D [34]

Deberán evitarse elementos muy distorsionados. El ángulo α deberá ser tan próximo a 90° como sea posible. La máxima distorsión aconsejable es $SA = 90^\circ - \min(\alpha_i) = 40^\circ$.

En la Figura 64 se puede apreciar el aspecto de un elemento altamente distorsionado ($SA \gg 40^\circ$).

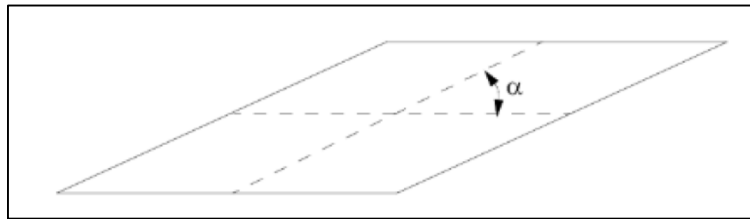


Figura 64 – Elemento Cuadrilátero (2D) Altamente Distorsionado [34]

4.7.4. Alabeo ('Warpage')

Este parámetro indica cuánto se aleja un elemento cuadrilátero, o la cara de un elemento sólido, de ser plano. Para calcularlo, el cuadrilátero se divide en dos triángulos a lo largo de su diagonal y se mide el ángulo formado por las normales de los triángulos obtenidos (Figura 65). Un alabeo de hasta 1° es aceptable. Este parámetro no se aplica a elementos o caras triangulares.

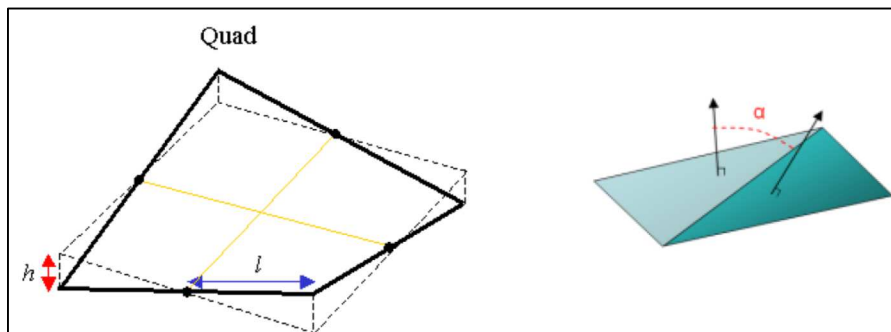


Figura 65 – Alabeo de un Elemento Cuadrilátero 2D [1]

4.7.5. Relación de Ahusamiento ('Taper Ratio')

La relación de ahusamiento es una medida geométrica que indica cuánto se aleja un elemento de una forma rectangular. Se divide el cuadrilátero en cuatro triángulos, formados en cada esquina (Figura 66). El área de cada triángulo se compara con la mitad del área del cuadrilátero. El mejor valor es 0 (cero); lejos de este valor el elemento presentará una geometría defectuosa para el tipo de elemento.

$$taper = 1 - \left(\frac{A_{tri}}{0.5 \times A_{quad}} \right)_{min}$$

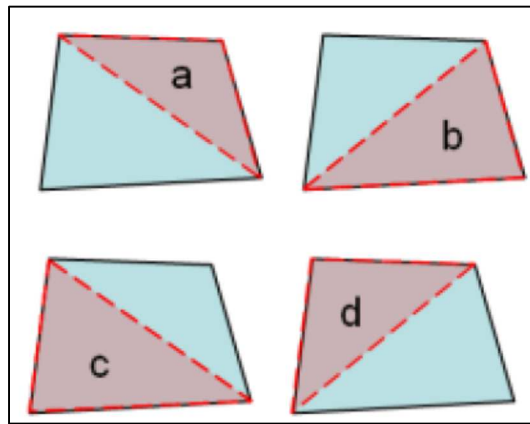


Figura 66 - Ahusamiento de un Elemento Cuadrilátero 2D [1]

4.7.6. Jacobiano

Es práctica común en el Método de Elementos Finitos mapear los elementos físicos definidos en coordenadas (x,y,z) sobre elementos maestros definidos en sistemas de referencias locales (ξ, η, ζ) . Para elementos 1D, 2D y 3D, el determinante de la matriz Jacobiana relaciona las longitudes, áreas y volúmenes infinitesimales definidos en estos dos sistemas. De acuerdo a como se "recorran" los elementos, su valor puede ser positivo o negativo (si da positivo para cierto recorrido, entonces no pueden aparecer determinantes negativos). Si este determinante se anula o se aproxima a cero, el mapeo no se comporta adecuadamente. El modelista deberá chequear que en ningún elemento se presente este parámetro menor a cero, como regla mínima. Un valor de $J \geq 0.7$ se considera aceptable.

Los softwares de preproceso más avanzados cuentan con herramientas específicas que permiten identificar y ubicar rápidamente en el modelo aquellos elementos cuyo Jacobiano no cumple con el valor mínimo aceptable establecido por el usuario.

4.7.7. Tetraedro Colapsado ('Tetra Collapse')

Este es un defecto muy común en modelos de mallas automáticas con pocos ajustes o controles por parte del modelista. Consiste en un tetraedro con una cara plana muy delgada o directamente colapsada, tal como se muestra en la Figura 67.

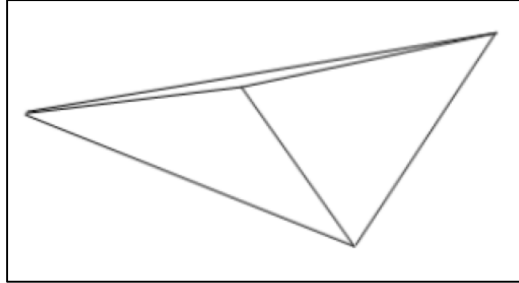


Figura 67 – Elemento Tetraédrico Colapsado [34]

Este parámetro se calcula midiendo la distancia de cada nodo a la cara opuesta y luego se divide dicho valor por la raíz cuadrada del área de dicha cara. Luego, el mínimo valor de los cuatro (uno por nodo) es normalizado. Se recomienda un valor mínimo aceptable de 0.5 para este parámetro.

4.7.8. Distorsión Volumétrica ('Volume Skew')

Este chequeo se aplica sólo a elementos tetraédricos. Se define como un factor de forma, donde el valor 0 (cero) pertenece a un elemento ideal y un valor de 1 es el peor posible.

Este factor se determina dividiendo el volumen de un elemento por el volumen de un elemento ideal (equilátero) del mismo radio de circunferencia (radio de una esfera que pasa por los 4 vértices del tetraedro, ver Figura 68). Se recomienda un valor máximo aceptable de 0.5 para este parámetro.

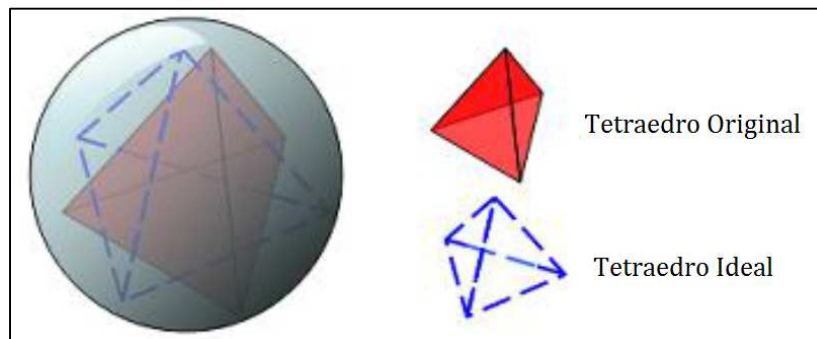


Figura 68 – Distorsión Volumétrica de un Elemento 3D [1]

4.7.9. Normales

Por defecto, la dirección del vector normal de un elemento se asume como perpendicular al plano de cada elemento. Siempre que se utilicen elementos 2D deberán ordenarse las

normales de manera que los vectores tengan el mismo sentido por cara o placa mallada (Figura 69). El sentido de las normales es importante al momento de observar las tensiones “top’ & ‘bottom” durante el post-proceso de resultados. También resulta de importancia a la hora de definir el sentido de una interacción o contacto, así como la dirección de apilamiento de las propiedades de un laminado.

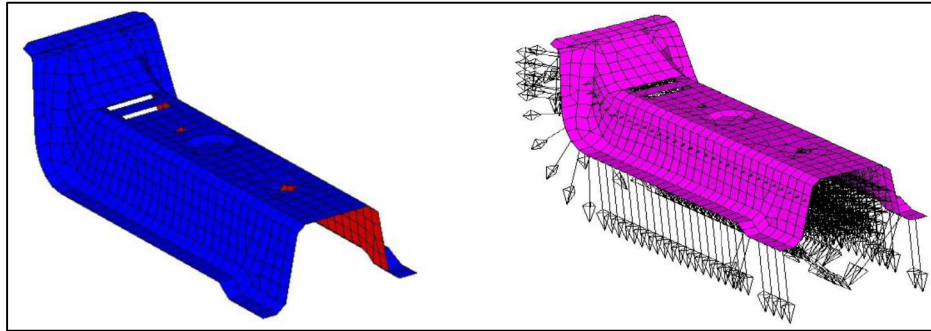


Figura 69 – Visualización de Normales de los Elementos 2D [2]

4.7.10. Orientación del Material

Especialmente para el caso de modelos de material compuesto se debe revisar cuidadosamente que la orientación asignada al laminado coincida con los de la pieza en cuestión. Luego de asignar las propiedades a los elementos, es necesario especificar la orientación del material en cada elemento, la cual debe corresponderse con la dirección principal del material.

En la Figura 70 se muestra un ejemplo de la orientación correcta de los elementos en el mallado alrededor de un agujero. Se puede observar un anillo de 2 elementos de ancho alrededor del agujero, para los cuales el material debe estar orientado tangente al borde del agujero, mientras que el resto de los elementos presentan una orientación vertical.

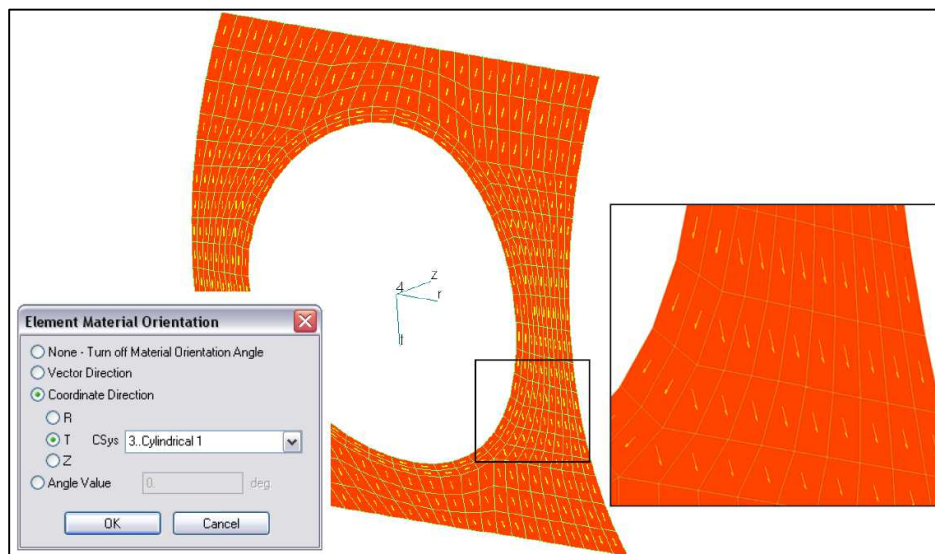


Figura 70 – Orientación del Material (Pieza de Material Compuesto con Agujero Central) [24]

Por lo general la dirección de “apilamiento” del laminado se adopta alineado con el eje “Z” del sistema de coordenadas locales de la pieza, el cual debe definirse coincidente con la dirección normal al elemento. Además, el eje “X” del sistema de coordenadas local de la pieza debe estar alineado con la dirección 0° de las fibras.

Es importante chequear que todos los elementos laminados tengan asignada su correspondiente orientación de material. En el caso de algunos softwares como Nastran o Abaqus, no se podrá realizar la corrida mientras existan elementos que no tengan asignadas sus orientaciones.

Los softwares de preproceso cuentan con herramientas o aplicaciones que permiten identificar y corregir las orientaciones de los elementos.

4.7.11. Bordos libres (‘Free Edges’)

Los bordes libres, como su nombre lo indica, son las aristas de los elementos que no se comparten con otro elemento. Esto significa que existe una discontinuidad en la malla dado que el elemento, en ese borde, no se encuentra unido a ningún otro. En general, todos los programas que se utilizan como pre-procesadores tienen la herramienta de chequeo que permite visualizar los bordes libres de una malla (Figura 71). Si el modelo está bien conectado, deberían visualizarse sólo los contornos reales de la estructura. Para el caso de elementos 1D se deben chequear los extremos libres (‘free ends’), teniendo en cuenta el criterio anterior.

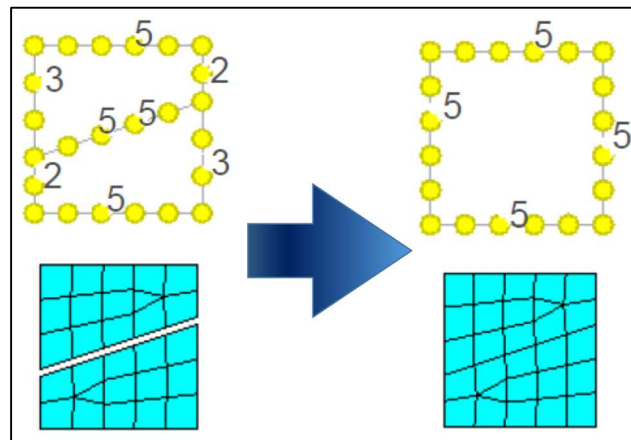


Figura 71 – Identificación de Bordos Libres Malla FEM 2D [1]

4.7.12. Conectividad

El análisis de conectividad detecta, para elementos 1D, si comparte más de un nodo; para elementos 2D, si dos elementos comparten más de un borde. En el caso de elementos 3D detecta si comparten más de una cara. Este operador, que se encuentra en algunos pre-procesadores, puede utilizarse para detectar elementos duplicados o muy deformados.

4.7.13. Elementos Duplicados

En muchos casos, cuando se trabaja con patrones de mallas que suelen copiarse y trasladarse en un modelo, es muy común que se dupliquen elementos y queden superpuestos con otros. A simple vista, éste fenómeno no puede detectarse. Es por ello que deberá realizarse un análisis de elementos duplicados. Este análisis detecta cuando un elemento comparte todos sus nodos con otro elemento.

4.7.14. Lazos Cerrados ('Rigid Loops')

Este chequeo se aplica a los elementos rígidos. Se utiliza para estudiar problemas de dependencia entre nodos, como cuando éstos forman un lazo cerrado.

4.7.15. Herramientas de Chequeo Interactivo y Morfología de Malla

Actualmente los programas de preproceso cuentan con herramientas de chequeo interactivo de calidad de malla. Es posible definir entonces valores aceptables para los índices de calidad de malla y en función de los mismos categorizar los elementos con distintos colores según su calidad, con la posibilidad de remallar localmente una zona o mover manualmente nodos hasta alcanzar valores aceptables (ver ejemplo Figura 72). En tales casos es necesario verificar siempre que los nodos en cuestión se encuentren asociados a la superficie, para que al moverlos manualmente se muevan sobre la misma y no fuera de ella.

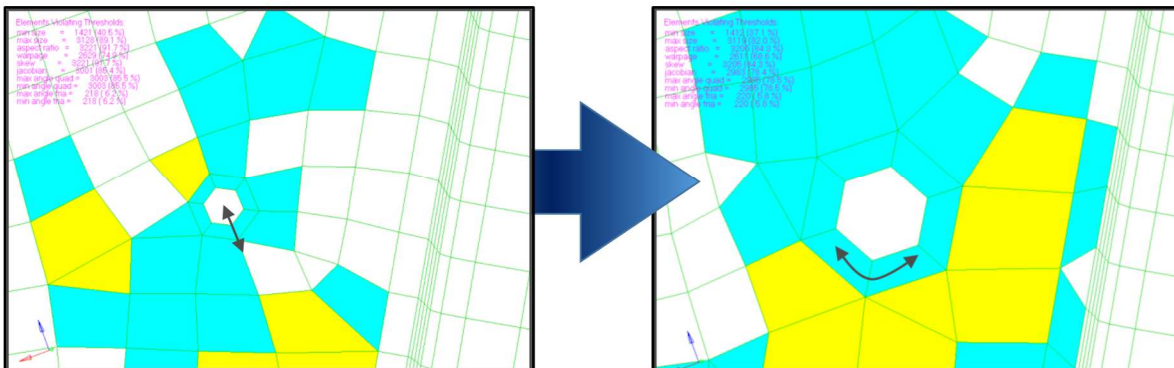


Figura 72 – Chequeo Interactivo de Calidad y Morfología de una Malla FEM 2D [1]

En caso de modificar una malla, extenderla o acortarla para poder unirla a otra, ciertos programas de preproceso avanzado cuentan con herramientas de morfología de malla que brindan la posibilidad de mover no solo los nodos del borde de la malla, sino también distribuir dicho desplazamientos a los nodos adyacentes, para que dicha modificación impacte de manera similar en todos los elementos, y por ende conservar la calidad de malla y una buena relación de tamaño entre los elementos de la misma.

4.7.16. Planilla de Chequeo Calidad de Malla FEM

La comprobación de la geometría del modelo FEM (Calidad de la Malla) se realiza siguiendo los lineamientos e índices establecidos a lo largo de esta sección. Para efectuar esta tarea se recomienda utilizar la herramienta de resumen de calidad de malla con la que cuentan los softwares de preproceso y solvers FEM.

Es importante aclarar que en este documento se han mencionado solo algunos de los indicadores de calidad de malla más significativos, estableciendo valores aceptables para los mismos que surgen en base a recomendaciones propias de los softwares FEM en cuestión, y comúnmente aceptados y utilizados en la industria aeronáutica para llevar a cabo análisis FEM convencionales; se deja en claro que dichos indicadores y sus respectivos valores deberán ser complementados y adaptados a los requerimientos de cada análisis en particular.

Chequeo de Elementos 1D	Valor Ideal
Cantidad de Elementos 1D	
Cantidad de Nodos	
Lazos Cerrados (Rigid Loops)	0
Dependencia	0
Extremos Desconectados (Free Ends)	0
Duplicados	0

Tabla 4 – Planilla de Chequeo de Malla FEM 1D

Chequeo de Elementos 2D	Valor Ideal		
Cantidad de Elementos 2D			
Cantidad de Nodos			
Duplicados	0		
Borde Libres (Free Edges)	OK		
Conectividad	OK		
Normales	OK		
Índices de Calidad	Mínimo Recomendado	Máximo Recomendado	Valor Ideal
Relación de Aspecto (Aspect Ratio)	N/A	3	1
Distorsión (Skew)	N/A	40°	0°
Alabeo (Warpage)	N/A	1°	0°
Ahusamiento (Taper Ratio)	N/A	0.5	0
Jacobiano	0.7	N/A	1
Porcentaje de Elementos TRIAS	N/A	2%	0
Máx. Áng. QUAD	N/A	135°	90°
Min. Áng. QUAD	45°	N/A	90°
Máx. Áng. TRIA	N/A	120°	60°
Min. Áng. TRIA	20°	N/A	60°

Tabla 5 – Planilla de Chequeo de Malla FEM 2D

Chequeo de Elementos 3D		Valor Ideal	
Cantidad de Elementos 3D			
Cantidad de Nodos			
Duplicados	0		
Conectividad	OK		
Bordes Libres (Free Edges)	OK		
Índices de Calidad	Mínimo Recomendado	Máximo Recomendado	Valor Ideal
Alabeo (Warpage)	N/A	1°	0°
Relación de Aspecto (Aspect Ratio)	N/A	3	1
Distorsión en Caras (Skew)	40°	N/A	90°
Distorsión Volumétrica (Vol Skew)	N/A	0.5	0
Relación de Aspecto Volumétrica	N/A	5	1
Tetra Collapse	0.5	N/A	1
Jacobiano	0.7	N/A	1
Máx. Áng. QUAD Faces	N/A	135°	90°
Min. Áng. QUAD Faces	45°	N/A	90°
Máx. Áng. TRIA Faces	N/A	120°	60°
Min. Áng. TRIA Faces	20°	N/A	60°

Tabla 6 – Planilla de Chequeo de Malla FEM 3D

Toda pieza mallada debe ir acompañada de su correspondiente planilla de chequeo de calidad de malla. Por lo tanto, una vez que el modelista CAE finaliza el mallado de la misma, es imprescindible la confección de su planilla de chequeo. La confección de la misma queda a cargo del modelista.

4.8. Descripción Malla FEM AEE

A continuación se detalla la composición de las mallas FEM correspondientes a los conjuntos principales de la estructura del AEE, objeto de estudio de este trabajo:

- Ala
- Empenaje Horizontal
- Fuselaje y Empenaje Vertical
- Avión Completo

4.8.1. Malla FEM Ala – AEE

El modelo FEM del ala (Figura 73) consta aproximadamente de **120 piezas estructurales**, y se compone de una cantidad total de **487916 elementos** y **210247 nodos**. Los elementos utilizados son del tipo:

- 1D para uniones tipo pin y perno de unión entre largueros
- 2D para los laminados de poco espesor, por ejemplo, las platabandas de fibra de carbono, los perfiles "C" de fibra de vidrio del larguero, los laminados del recubrimiento y las costillas (Figura 74).
- 3D las piezas de FOAM (Figura 75) y para refuerzos de material fenólico (Figura 76) que no pueden ser modeladas como placas.

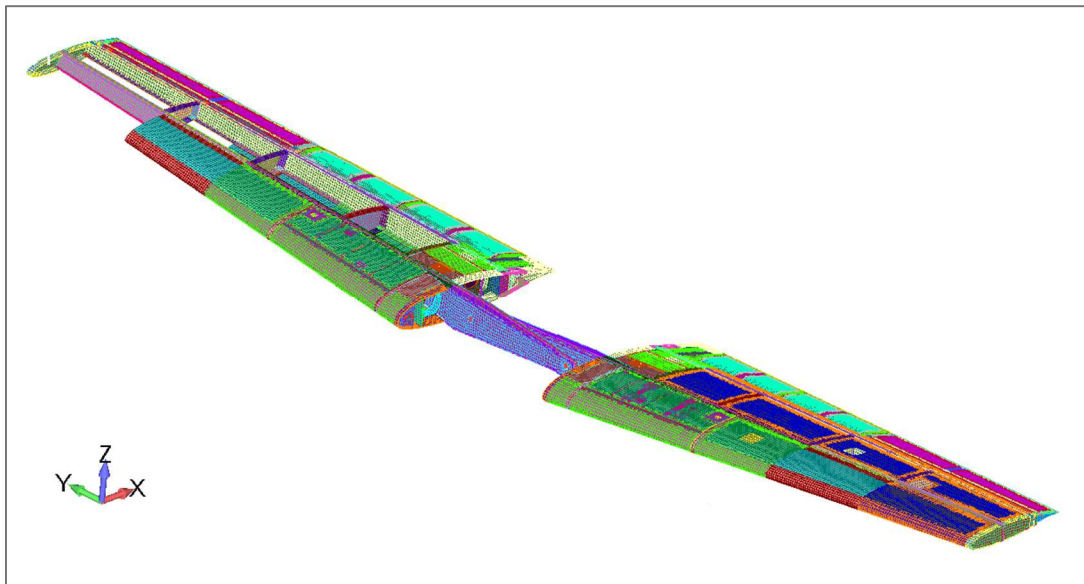


Figura 73 – Malla Modelo FEM Ala – AEE

En la Tabla 7 se expone un resumen de los distintos tipos de elementos finitos utilizados en el modelo FEM del Ala - AEE, y sus cantidades:

Tipo de Elemento	Formas (NX-Nastran)	Cantidad
Laminado 2D, lineal	CQUAD4, CTRIA3	102472
Sólido, lineal	CHEXA, CPENTA, CTETRA	385020
Viga, lineal	CBEAM	180
Rígidos	RBE	236
Resortes	CBUSH	4
Contacto	CGAP	4

Tabla 7 - Composición Malla FEM Ala - AEE

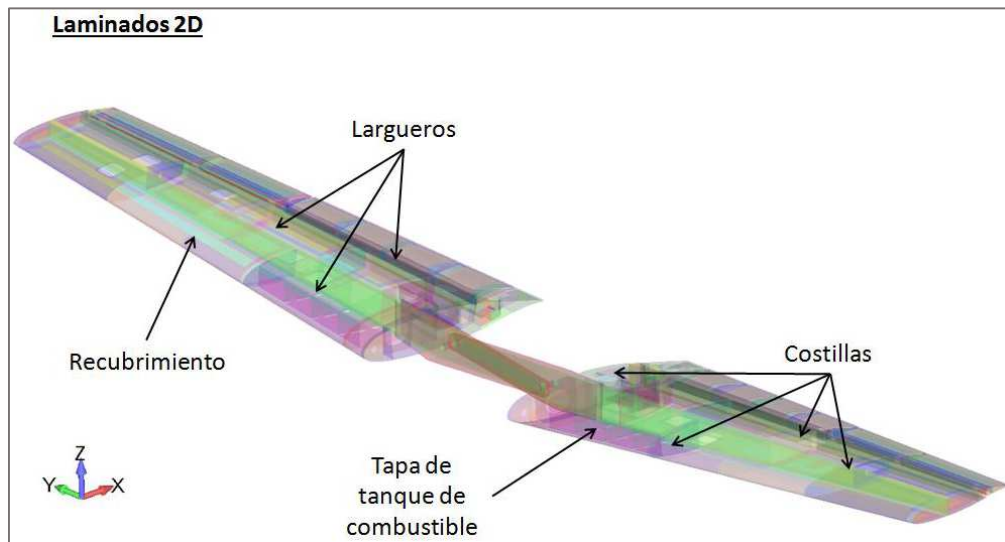


Figura 74 - Distribución de Laminados 2D Modelo FEM Ala

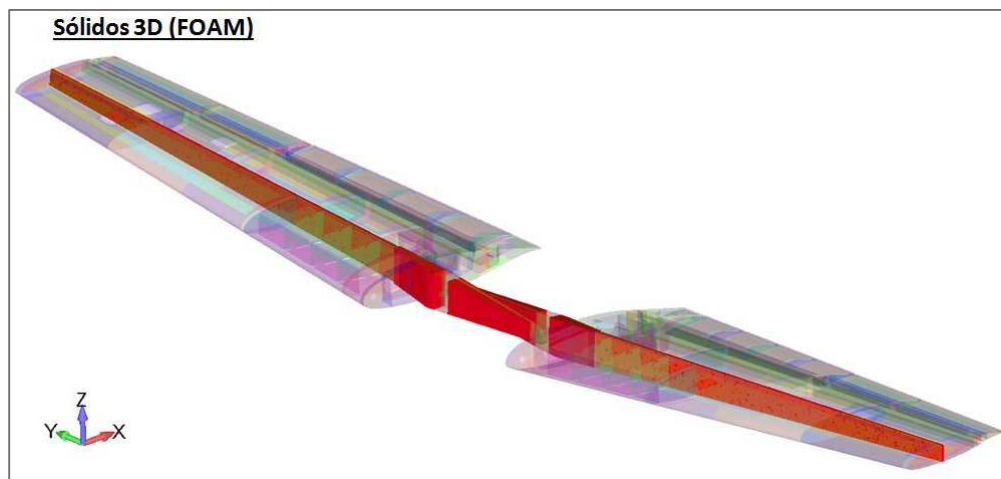


Figura 75 - Distribución de Sólidos FOAM (3D) Modelo FEM Ala

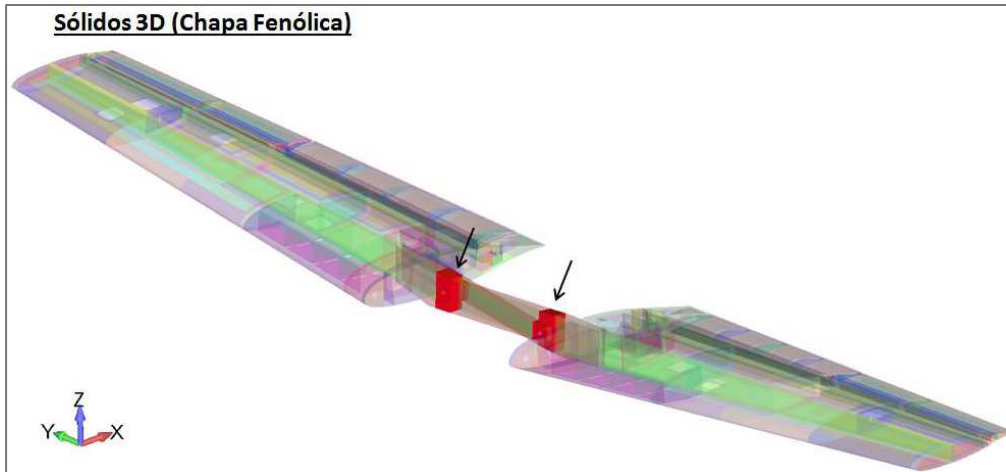


Figura 76 – Distribución de Sólidos de Material Fenólico (3D) Modelo FEM Ala

Además, en el “ANEXO II: Descripción y Chequeo de Calidad de Malla: Modelo FEM Larguero Ala (AEE”, se incluye la aplicación del procedimiento de chequeo de calidad de malla, descrito en la Sección 4.7, al análisis de una pieza integral de material compuesto de alta responsabilidad estructural que forma parte del modelo FEM del ala AEE (larguero semiala izquierda).

Se trata de una pieza integral de material compuesto, que presenta cierta complejidad de modelado; para el modelado del larguero se requirió tanto del uso de elementos finitos 2D como de elementos 3D.

4.8.2. Malla FEM Empenaje Horizontal - AEE

El modelo FEM del empenaje horizontal (Figura 77) consta aproximadamente de **60 piezas estructurales**, y se compone de una cantidad total de **75370 elementos** y **72175 nodos**. Los elementos utilizados son del tipo:

- 1D para uniones tipo pin y perno de unión entre largueros.
- 2D para los laminados de poco espesor, por ejemplo, las platabandas de fibra de carbono, el perfil "C" de fibra de vidrio del larguero, los laminados del recubrimiento y las costillas (Figura 78).
- 3D para refuerzos de material fenólico y las piezas de FOAM que no pueden ser modeladas como placas (Figura 79).

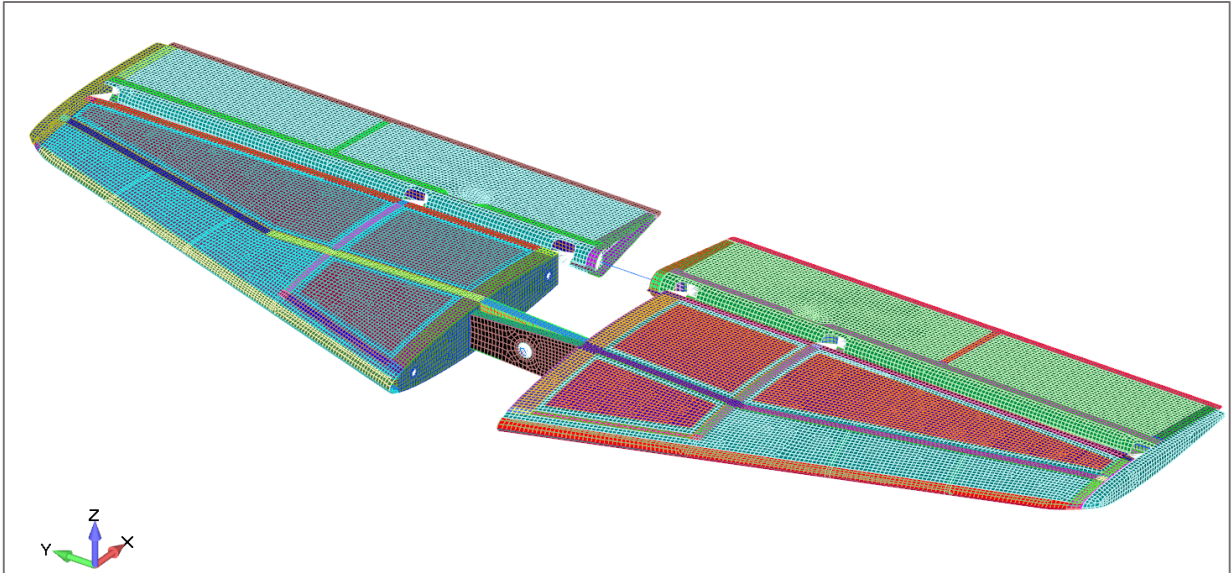


Figura 77 – Malla Modelo FEM Empenaje Horizontal – AEE

En la Tabla 8 se expone un resumen de los distintos tipos de elementos finitos utilizados en el modelo FEM del Empenaje Horizontal – AEE, y sus cantidades:

Tipo de Elemento	Formas (NX-Nastran)	Cantidad
Laminado 2D, lineal	CQUAD4, CTRIA3	60478
Sólido, lineal	CHEXA, CPENTA	14816
Viga, lineal	CBEAM	46
Rígidos	RBE	18
Resortes	CBUSH	6
Contacto	CGAP	6

Tabla 8 – Composición Malla FEM Empenaje Horizontal – AEE

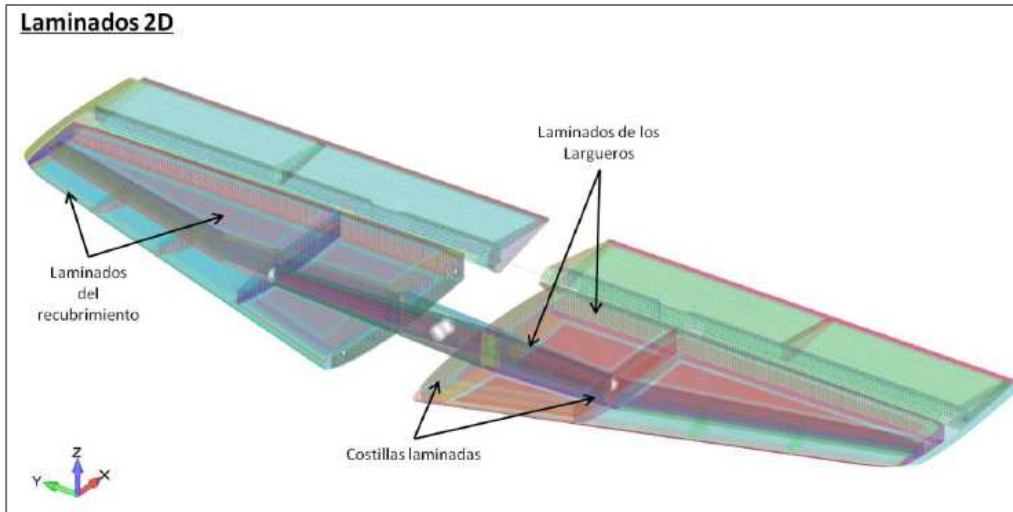


Figura 78 - Distribución de Laminados 2D Modelo FEM Empenaje Horizontal

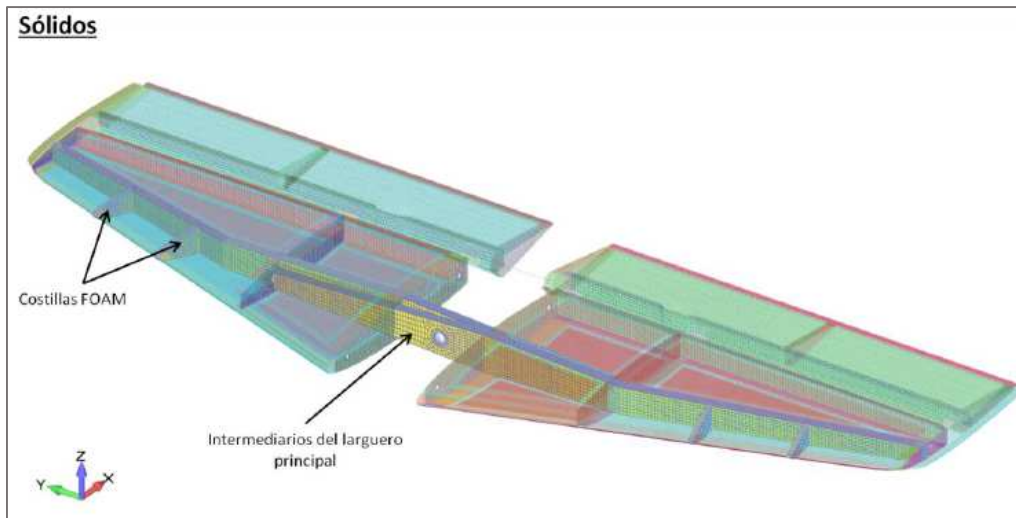


Figura 79 - Distribución de Sólidos (3D) Modelo FEM Empenaje Horizontal

4.8.3. Malla FEM Fuselaje y Empenaje Vertical – AEE

El modelo FEM de fuselaje y empenaje vertical (Figura 80) consta aproximadamente de **170 piezas estructurales**, y se compone de una cantidad total de **416837 elementos** y **587633 nodos**. Los elementos utilizados son del tipo:

- 1D para uniones y estructuras tubulares.
- 2D para los laminados de poco espesor, por ejemplo, los laminados del recubrimiento, cuadernas, costillas, largueros, tomas.
- 3D las piezas de FOAM, y tomas metálicas que no pueden ser modeladas como placas.

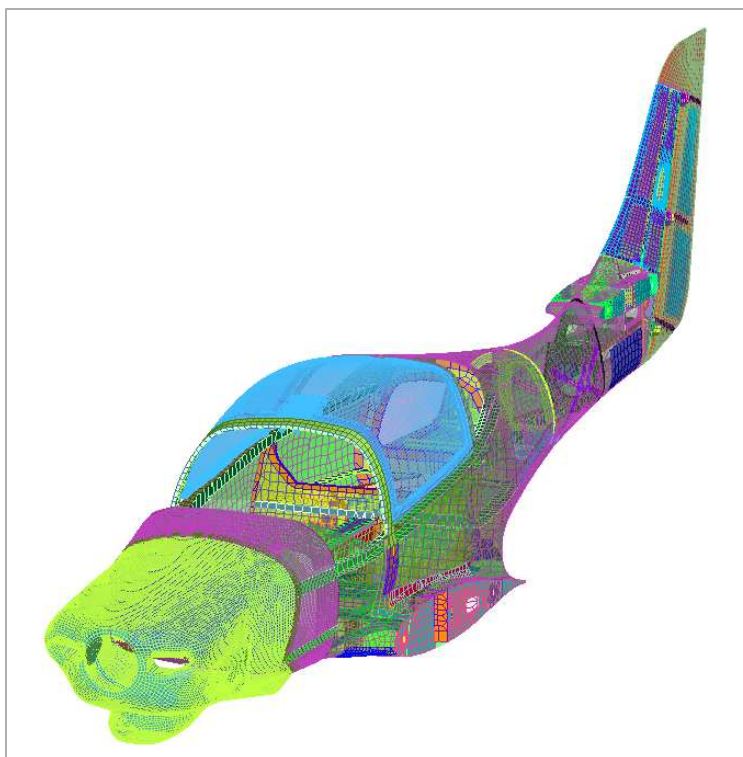


Figura 80 – Malla Modelo FEM Fuselaje – AEE

En la Tabla 9 se expone un resumen de los distintos tipos de elementos finitos utilizados en el modelo FEM del Fuselaje y Empenaje Vertical – AEE, y sus cantidades:

Tipo de Elemento	Formas (NX-Nastran)	Cantidad
Laminado 2D, lineal	CQUAD4, CTRIA3	233058
Sólido	CHEXA, CPENTA	183025
Viga, lineal	CBEAM	510
Rígidos	RBE	229
Massa	MASS	15

Tabla 9 – Composición Malla FEM Fuselaje y Empenaje Vertical – AEE

4.8.4. Malla FEM Avión Completo

El modelo FEM de avión completo (Figura 81) resulta por lo tanto de la combinación (ensamble) de los modelos FEM anteriormente mencionados (Ala + EH + Fuselaje y EV). El mismo consta aproximadamente de **350 piezas estructurales**, y se compone de una cantidad total de **980123 elementos** y **870055 nodos**.

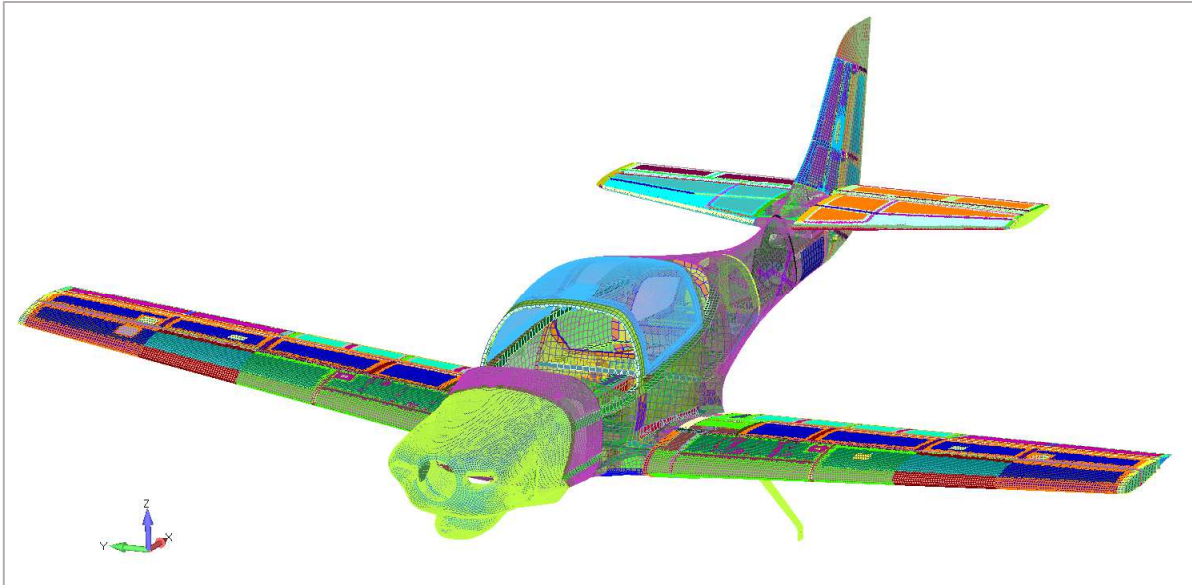


Figura 81 – Malla Modelo FEM Avión Completo - AEE

En la Tabla 10 se expone un resumen de los distintos tipos de elementos finitos utilizados en el modelo FEM de Avión Completo – AEE, y sus cantidades:

Tipo de Elemento	Formas (NX-Nastran)	Cantidad
Laminado 2D, lineal	CQUAD4, CTRIA3	396008
Sólido	CHEXA, CPENTA	582861
Viga, lineal	CBEAM	736
Rígidos	RBE	483
Massa	MASS	15
Resortes	CBUSH	10
Contacto	CGAP	10

Tabla 10 – Composición Malla FEM Avión Completo – AEE

5. Modelo FEM

5.1. Introducción

Tal como se mencionó al comienzo, las tareas de simplificación de la geometría y confección de la malla constituyen solo una parte del proceso de modelado. Todo modelo FEM incluye además: definición del modelo de material, asignación de propiedades, normales y direcciones, sistemas de coordenadas, imposición de condiciones de borde y cargas, ensamble del modelo, verificación, etc.

En caso de tratarse de un análisis completamente nuevo, o si la complejidad de la estructura así lo requiere, es recomendable, basándose en el comportamiento de la estructura y las limitaciones de los elementos finitos, elaborar un primer modelo FEM simplificado. Esta necesidad surge del hecho que, para llegar a elaborar un modelo FEM adecuado, es aconsejable atravesar primero por el desarrollo de una “secuencia de modelos FEM” tal que cada modelo guíe el desarrollo del siguiente, de manera que el último modelo cuente con la complejidad necesaria para representar correctamente el problema a analizar. Cada secuencia debe contener cambios apreciables respecto al modelo que le precede, como por ejemplo cambios en la distribución de tensiones en una cierta región, o cambios en las reacciones de apoyo, etc. Cada cambio implementado en el modelo permite identificar si la secuencia está convergiendo o si todavía la malla requiere un mayor refinamiento [38].

Por lo general, el primer modelo simplificado contiene elementos 1D y 2D, mientras que en etapas posteriores podrían aparecer elementos 3D en caso de ser necesario, debido a que los mismos demandan muchos más recursos computacionales.

Este enfoque secuencial brinda mayor confianza en los resultados finales. Además es una herramienta muy eficiente ya que, según lo demuestra la experiencia, esta forma de trabajo secuencial termina consumiendo menos tiempo y esfuerzos que intentar elaborar directamente un modelo FEM muy detallado, el cual muchas veces termina siendo inapropiado e inadecuado. Además gracias al gran avance que han experimentado en este último tiempo los programas de elementos finitos así como también los programas de pre y postproceso, sumado a la reducción del costo computacional, existe una tendencia cada vez más marcada en generar modelos FEM que contengan cada vez mayor cantidad de elementos finitos; este fenómeno puede llegar a ser perjudicial si, en el intento de generar mallas cada vez más refinadas se pierde de vista la importancia de la comprensión del fenómeno que se está analizando [20].

Se mencionan a continuación algunas reglas básicas de utilidad práctica que deben tenerse en cuenta al momento de elaborar un modelo FEM [38]:

- Incluir toda la estructura en el modelo, no omitir parte de ella por encontrarse poco solicitada o porque se considere que no tiene influencia en el resto de la estructura. Es fundamental comprender y representar adecuadamente la rigidez de la estructura, como así también sus condiciones de contorno.
- En caso de que el problema presente efectos dinámicos, es necesario realizar previamente un análisis estático, utilizando cargas que aproximen las cargas estáticas. Un análisis estático es más fácil de ajustar e interpretar, y puede revelar

defectos existentes en el modelo. Un análisis estático asume que los efectos inerciales y de amortiguamiento son despreciables. Un parámetro a tener en cuenta para determinar si corresponde realizar un análisis estático o uno dinámico es como varían las cargas en el tiempo. Si la carga se mantiene constante durante un período de tiempo relativamente prolongado, se deberá realizar entonces un análisis estático. En general, si la frecuencia de las cargas excitadoras es menor a 1/3 de la frecuencia natural más baja de la estructura, un análisis estático se considera aceptable.

- Si el problema involucra no linealidades o anisotropía, se procura analizar antes una versión lineal y ortotrópica del problema. Un análisis lineal permite identificar también si existe la posibilidad de pandeo de alguno de los elementos estructurales, o si las tensiones superan el límite de fluencia, y en tal caso efectuar los análisis correspondientes.

5.2. Modelo de Material

La definición del modelo de material a utilizar es una parte muy importante en el proceso de modelado. Se debe seleccionar aquella información del material que sea relevante y se ajuste mejor a las necesidades del problema a resolver.

Por lo general, y a modo de recomendación, es importante que cada material de un modelo posea un único número de ID que permite identificarlo unívocamente, formando parte de una gran librería de materiales disponible a todo el equipo de trabajo CAE. Dicha librería de materiales debe ser confeccionada en una planilla tipo 'Excel', de manera tal que resulte fácil de comprender, identificar y modificar. Es importante la programación de 'Macros Excel' que permitan extraer la información de dichas tablas y exportarlas a un archivo 'txt.', con el formato apropiado para poder ser importadas luego en el software FEM que corresponda [19].

A continuación se muestra un ejemplo de la librería de materiales definida para el modelo FEM del AEE (objeto de estudio de este trabajo) en Nastran, en la cual se incluye tanto la definición de materiales isótropos (Tabla 11) como de materiales ortótropos (Tabla 12); notar que cada material posee un número de ID único e irrepetible.

MAT1 (Material Isótropo)								
Nombre	MID (ID Material)	E	G	.NU	RHO	ST (Tension Stress Limit)	SC (Compression Stress Limit)	SS (Shear Stress Limit)
Ambatex 1617-A/B	50	7500	2000		1.35E-09	40	80	20
Foam Divinycell H80	51	90	25		8.00E-11	2.5	1.8	1.15
Foam Rohacell 51A	52	70	19		5.00E-11	1.9	0.9	0.8
Honeycomb	53	65	17	0.88	3.00E-12		1.45	0.59
Epocast	54	1700	650	0.3	8.00E-10	20	35	7
Planchas Acrílicas	55	7750	3100	0.25	1.20E-09	44	176	22
Aluminio 7075 - T6	56	71000	26691.7293	0.33	2.77E-09	480	405	275
Aluminio 2024 - T3	57	73700	27706.7669	0.33	2.77E-09	324	275	255
Acero 4340 (Templado)	58	205000	79457.3643	0.29	7.83E-09	1100	710	660

Tabla 11 – Librería de Materiales Isótropos AEE (Nastran)

MAT8 (Material Ortótropo)								
Nombre	MID (ID Material)	E1	E2	NU12	G12	G1Z	G2Z	RHO [ton/mm ³]
Fibra de Vidrio OWENS CORNING 320 gr/m2 Plain Resina Epoxi Araldite Iy	1	15000	14000	0.18	2300	700	700	2.00E-09
Fibra de Vidrio OWENS CORNING 205 gr/m2 Plain Resina Epoxi Araldite Iy	2	15000	14000	0.18	2300	700	700	2.00E-09
Fibra de Vidrio Interglass 92110 163 gr/m2 Twill Resina Epoxy Araldite Iy	3	18000	17500	0.2	3500	1000	1000	1.70E-09
Fibra de Vidrio Unidireccional SA47 Resina Epoxy Araldite Iy 5052	4	30000	8000	0.2	3500	3500	3500	1.80E-09
Fibra de Vidrio Style 7781 300gr/m2 Satin Resina Epoxi Araldite Iy 5052	5	14800	14800	0.2	3500	1000	1000	1.65E-09
	Xt (Allowable stresses or strains in tension in the longitudinal direction)	Xc (Allowable stresses or strains in compression in the longitudinal direction)	Yt (Allowable stresses or strains in tension in the lateral direction)	Yc (Allowable stresses or strains in compression in the lateral direction)	S (Allowable stress or strain for in-plane shear)	F12 (Interaction term in the tensor polynomial theory of Tsai-Wu)	Espeor promedio [mm]	
	350	160	350	160	30	23	0.27	
	275	200	275	200	30	18	0.18	
	266	290	200	245	35	25	0.16	
	450	310	20	70	30	20	0.14	
	232	160	232	160	30	27	0.3	

Tabla 12 – Librería de Materiales Ortótropos (Materiales Compuestos Laminados) AEE (Nastran)

En la librería de materiales también es necesario incorporar información sobre la temperatura de trabajo para cada uno de los materiales del modelo. La temperatura ambiente del modelo puede tener un gran efecto sobre sus propiedades. Por ejemplo, las propiedades de los materiales compuestos suelen ser más dependientes de la temperatura que los metales, sin embargo el aluminio también posee gran variabilidad de sus propiedades a temperaturas criogénicas, como las existentes en los tanques de oxígeno líquido. Por lo tanto en ciertos casos es importante incorporar junto a la lista de materiales, una temperatura de referencia común y coeficientes de expansión térmica de cada material; es posible disponer de una lista con distintos perfiles de temperatura para un mismo material [38].

En función de cómo varían las propiedades elásticas del material en cada dirección, es posible clasificar los mismos en 3 grupos principales:

- Isótropos
- Ortótropos
- Anisótropos.

5.2.1. Material Isótropo

Sus propiedades elásticas son independientes de la dirección en que se considere. El tensor de elasticidad de un material isótropo depende de solo dos constantes a saber (Parámetros de Lamé):

$$\mu = \frac{E}{2(1 + \nu)} \quad \lambda = \frac{E\nu}{(1 + \nu)(1 - 2\nu)}$$

Dónde: “E” es el módulo de elasticidad de Young y “ν” es el coeficiente de Poisson.

Usualmente los materiales metálicos pueden ser modelados como materiales isótropos. Como regla general, a menos que se disponga de información más específica, las propiedades de los materiales metálicos son extraídas del *Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS)* [11], en su versión más actualizada.

En la Figura 82 se observa una curva tensión-deformación típica de un material metálico, obtenida a partir de un ensayo uniaxial.

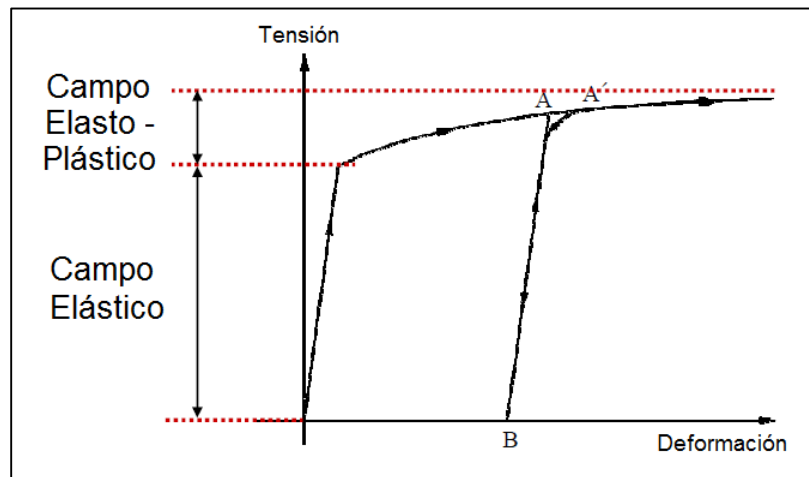


Figura 82 – Curva Tensión vs Deformación de un Material Metálico [11]

Dependiendo del tipo de material metálico en cuestión, es esperable una cierta diferencia entre el módulo de elasticidad a tracción y a compresión (5% para el caso de aluminio). Según cuál sea el caso, a los fines del modelado se recomienda adoptar el valor del módulo elástico a tracción, o un promedio entre ambos valores.

Además, para poder trabajar en el campo elasto-plástico del material es importante disponer de la siguiente información:

- Tensión de fluencia a tracción (F_{ty}) y a compresión (F_{cy}) en las distintas direcciones del material: L (Longitudinal), T (Transverse) y S (Short Transverse). Se debe analizar la diferencia existente entre los distintos valores de fluencia.
- Tensión Máxima de Rotura (F_{tu})
- Máxima Elongación a Rotura

5.2.2. Material Ortótropo

Sus propiedades elásticas varían según la dirección en que se considere. Se trata de un caso especial del material anisotrópico, que contiene tres planos de simetría perpendiculares entre sí. Según la definición de los elementos se dividen en materiales ortotrópicos bidimensionales (2D) o tridimensionales (3D).

- (2D) Simplificación que ignora la variación de tensión a través del espesor.
- (3D) En este caso no se ignora la variación de tensión a través del espesor.

El tensor de elasticidad de un material ortótropo 2D queda completamente explicitado en base a la definición de 6 constantes elásticas: E_1 , E_2 , ν_{12} , G_{12} , G_{13} y G_{23} . Los módulos de corte transversal, G_{13} y G_{23} , son requeridos para modelar las deformaciones transversales por corte en un elemento placa. Por ejemplo, el material "MAT8" de Nastran define las propiedades de un material ortótropo bidimensional (2D) aplicado a elementos isoparamétricos, respondiendo a la siguiente ecuación constitutiva:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{xz} \\ \gamma_{yz} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & \frac{-\nu_{yx}}{E_y} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{xy}}{E_x} & \frac{1}{E_y} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{xy}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{xz}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{yz}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \end{Bmatrix} + (T - T_{ref}) \begin{Bmatrix} A_x \\ A_y \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

Figura 83 – Ecuación Constitutiva Material Ortótropo 2D [18]

Dónde: "E" es el módulo de elasticidad de Young, "ν" es el coeficiente de Poisson, "{σ}" tensión, "{ε}" deformación, "{A}" coeficiente de expansión térmica, "τ" tensión de corte, "γ" deformación por corte, "G" módulo de corte, $(T - T_{ref})$ es el cambio de temperatura utilizado para calcular la expansión térmica inicial del elemento.

Es importante destacar que, además de las propiedades mencionadas, existe otra gran variedad de propiedades a tener en cuenta dependiendo del tipo de análisis a realizar. Al momento de definir un material elástico no isótropo, como sus propiedades elásticas dependen de la dirección en que se las considere, resulta esencial definir su orientación correctamente.

Generalmente, los materiales compuestos pueden ser modelados como materiales ortotrópicos. En la sección 6 de este documento se expone la metodología utilizada para el modelado FEM de estructuras de material compuesto.

5.2.3. Material Anisótropo

Para la definición de materiales completamente anisótropos, se necesitan especificar 21 constantes elásticas distintas $(\sigma) = [D] (\epsilon)$:

$$\begin{aligned} &D_{1111}, D_{1122}, D_{2222}, D_{1133}, D_{2233}, D_{3333}, D_{1112}, \\ &D_{2212}, D_{3312}, D_{1212}, D_{1113}, D_{2213}, D_{3313}, D_{1213}, \\ &D_{1313}, D_{1123}, D_{2223}, D_{3323}, D_{1223}, D_{1323}, D_{2323} \end{aligned}$$

Figura 84 – Constantes Elásticas Material Anisótropo

5.3. Definición de Propiedades

Para la confección de grandes modelos FEM resulta necesario elaborar una herramienta que permita automatizar la generación y organización de las propiedades de los elementos.

Sin embargo, cada conjunto de propiedades debe ser cuidadosamente revisadas para asegurarse que los datos incluidos sean los correctos.

Por más que las propiedades de distintas piezas sean las mismas, es recomendable que cada parte tenga asignada su propiedad particular para que a la hora de modificar una propiedad, dicho cambio solo afecte a la pieza en cuestión y no a las demás. Por lo tanto la numeración de las propiedades de cada pieza debe corresponderse con el campo numérico asignado a la pieza en cuestión, con incrementos unitarios [19].

Para la generación y gestión de las propiedades de un modelo, se recomienda elaborar una librería de propiedades. Dicha librería debe ser confeccionada en una planilla tipo 'Excel', de manera tal que resulte fácil de comprender, identificar y modificar. Es importante la programación de 'Macros Excel' que permitan extraer la información de dichas tablas y exportarlas a un archivo de texto '.txt' o '.bdf', con el formato apropiado para ser importadas luego en el preprocesador, y de esta manera ser asignadas a la pieza en cuestión que está siendo modelada.

En la Figura 85 se observa el modelo FEM de la cuaderna parallamas de material compuesto perteneciente al AEE, objeto de estudio de este trabajo. Tal como se puede apreciar, la misma consta de 2 propiedades distintas; en la Tabla 13, extraída de la librería de propiedades del AEE, se observa un detalle de cada una de ellas.

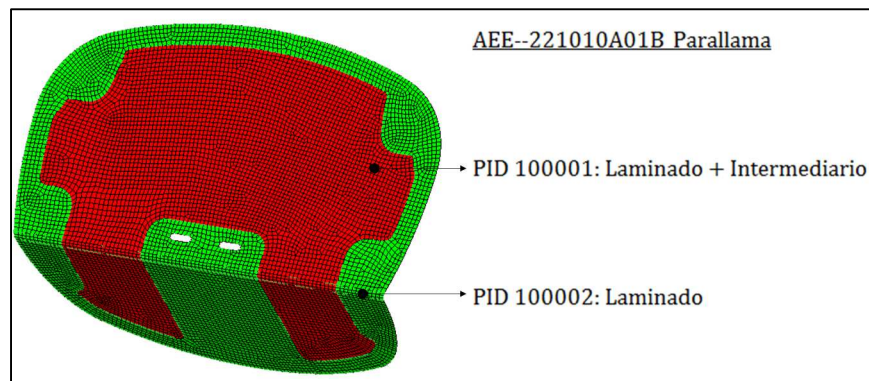


Figura 85 – Propiedades Material Compuesto - Cuaderna Parallamas AEE

	IDply	GLPLYID	ID Material	Espesor	Orientación	PID	SB
AEE--221010A01B Cuaderna01 - Parallamas - Intermediario	1	100001	5	0.2	45	100001	15
	2	100002	5	0.2	-45		
	3	100003	5	0.2	45		
	4	100004	5	0.2	-45		
	5	100005	54	8	0		
	6	100006	5	0.2	-45		
	7	100007	5	0.2	45		
	8	100008	5	0.2	-45		
	9	100009	5	0.2	45		
	IDply	GLPLYID	ID Material	Espesor	Orientación	PID	SB
AEE--221010A01B Cuaderna01 - Parallamas	1	100001	5	0.2	45	100002	15
	2	100002	5	0.2	-45		
	3	100003	5	0.2	45		
	4	100004	5	0.2	-45		
	5	100006	5	0.2	-45		
	6	100007	5	0.2	45		
	7	100008	5	0.2	-45		
	8	100009	5	0.2	45		

Tabla 13 – Propiedades Cuaderna Parallamas (Material Compuesto) – Librería de Propiedades AEE

Posteriormente, haciendo uso de una ‘Macro Excel’ es posible extraer dicha información en un archivo de texto ‘.bdf’ apropiado, para ser importado en formato Nastran (ver Tabla 14).

PCOMPG	100001	0	0	15	TSAI
	100001	5	0.2	45	YES
	100002	5	0.2	-45	YES
	100003	5	0.2	45	YES
	100004	5	0.2	-45	YES
	100005	54	8	0	YES
	100006	5	0.2	-45	YES
	100007	5	0.2	45	YES
	100008	5	0.2	-45	YES
	100009	5	0.2	45	YES
PCOMPG	100002	0	0	15	TSAI
	100001	5	0.2	45	YES
	100002	5	0.2	-45	YES
	100003	5	0.2	45	YES
	100004	5	0.2	-45	YES
	100006	5	0.2	-45	YES
	100007	5	0.2	45	YES
	100008	5	0.2	-45	YES
	100009	5	0.2	45	YES

Tabla 14 – Propiedades Cuaderna Parallamas (Material Compuesto) – Formato Nastran

En el caso de materiales compuestos también se debe revisar cuidadosamente que la dirección de apilamiento así como la orientación asignada al laminado coincidan con los de la pieza en cuestión.

Es importante destacar que, previa confección del modelo resulta necesario definir una convención para una adecuada nomenclatura de las propiedades que permita su fácil identificación. Normalmente esta nomenclatura debe ser unívoca y no alterarse a lo largo del transcurso de todo el proyecto.

5.4. Sistemas de Coordenadas Locales

Cada parte FEM modelada debe llevar asociado un sistema de coordenadas locales como mínimo. Esto es aún más importante en piezas de material compuesto, en donde cada lámina debe estar orientada relativa a un sistema coordinado. En este caso, la dirección de “apilamiento” del laminado debe estar alineada con el eje “Z” del sistema de coordenadas locales, el cual debe definirse coincidente con la dirección normal al elemento (ver Figura 86). El eje “X” del sistema de coordenadas debe estar alineado con la dirección 0° de las fibras.

Se debe proceder a nombrar los sistemas de coordenadas locales utilizando una convención apropiada que permita su fácil identificación. Además se debe proveer una breve descripción de la convención empleada en cada pieza.

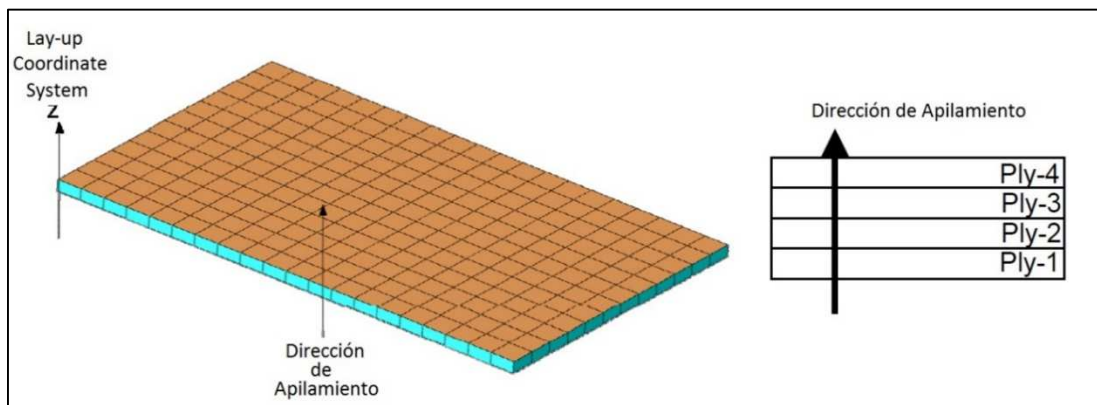


Figura 86 – Definición del Sistema de Coordenadas Locales [24]

5.5. Numeración

El criterio de numeración adoptado dependerá del tipo de modelo a elaborar. Por lo general se recomienda definir, previa confección del modelo, una convención adecuada para numerar cada uno de los componentes del mismo, utilizando un criterio adecuado que permita su fácil identificación.

En la práctica no existe una regla general para numerar modelos FEM, por lo tanto cada empresa aeronáutica debe adoptar su propia convención, la cual debe proveer un sentido lógico para localizar rápidamente cada nodo en el modelo e identificar todos los elementos que a él se conectan. Una clave para esta convención es que la numeración de los nodos sea asignada siguiendo patrones sencillos e identificables. En otros casos los elementos son numerados utilizando una convención que indique el tipo de elemento del que se trata.

Comúnmente se asigna un campo numérico único a cada pieza. Por lo general se recomienda que cada campo numérico se inicie en múltiplos de 10.000 consecutivos (tener en cuenta la

densidad de malla a utilizar). Por ende el procedimiento consiste en numerar los puntos, líneas, nodos, elementos, superficies de interacción, materiales, propiedades, sistemas coordenados locales, etc. pertenecientes a cada pieza, iniciando en múltiplos de 10.000 (campo asignado a la pieza en cuestión) con incrementos unitarios [19].

Por lo tanto al comenzar con el mallado de una nueva pieza, se deberán numerar sus entidades iniciando desde el siguiente múltiplo de 10.000 que supere al máximo número de nodo estructural de la pieza anterior. Los elementos de masa se deben enumerar por último, comenzando desde el siguiente múltiplo de 10.000 que supere al máximo número de elemento estructural.

Una práctica normalmente aceptada consiste en asignar de antemano determinados campos numéricos a cada conjunto estructural de piezas a mallar. De esta manera, es posible identificar rápidamente, por su numeración, a qué conjunto estructural pertenece cada pieza [9]. En la Figura 87 se muestra un ejemplo del rango de numeración asignado a cada uno de los seis subconjuntos principales del modelo FEM global del helicóptero Sikorsky UH-60A Black Hawk. En este caso se observa que, al tratarse de un modelo global, se enumeran los nodos de cada subconjunto iniciando desde el siguiente múltiplo de 1.000 que supera al máximo número de nodo estructural del subconjunto anterior.

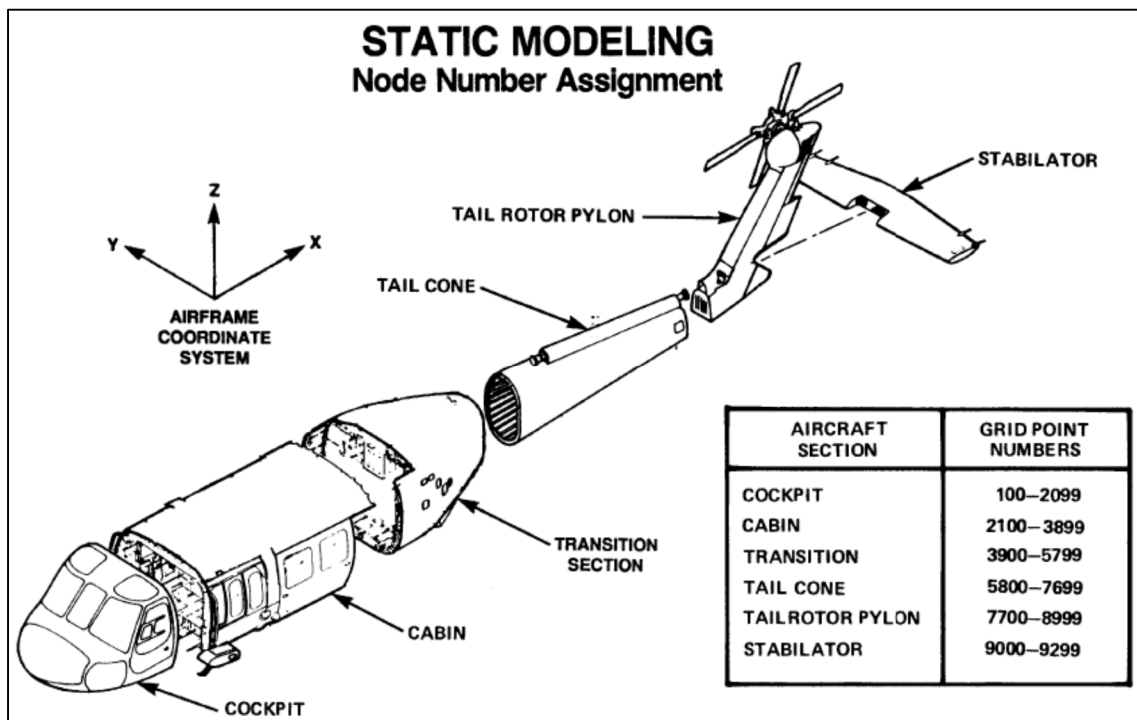


Figura 87 – Ejemplo: Definición de Campos Numéricos por Conjuntos Estructurales helicóptero Sikorsky UH-60A Black Hawk [9]

Independientemente de cual sea el criterio adoptado, es necesario que la numeración sea unívoca para evitar ambigüedades a la hora de ensamblar el modelo completo. Una vez adoptada una convención apropiada es fundamental que la misma no se modifique a lo largo del transcurso de todo el proyecto.

5.6. Vinculación entre Partes - Modelado de Uniones Estructurales

5.6.1. Generalidades

Una vez que las piezas individuales han sido malladas y chequeada su calidad de malla, se procede a vincularlas entre sí para ensamblar el modelo completo. Cada modelo de elementos finitos intenta reproducir el fenómeno físico simulado de la manera más real posible; sin embargo, cada simulación dependerá de muchos factores, entre los cuales se pueden destacar: el tipo de piezas a unir, las prestaciones que se requieren para la unión, el costo computacional, las aplicaciones previstas, el tipo de solución a la cual se pretende arribar, etc.

Las vinculaciones de piezas se pueden categorizar en los siguientes grupos (Figura 88):

- Mecánicas (atornillado, roblonado, remachado o cosido, etc.)
- Soldadas
- Adhesivos
- Uniones mixtas o híbridas (combinación de las anteriores)

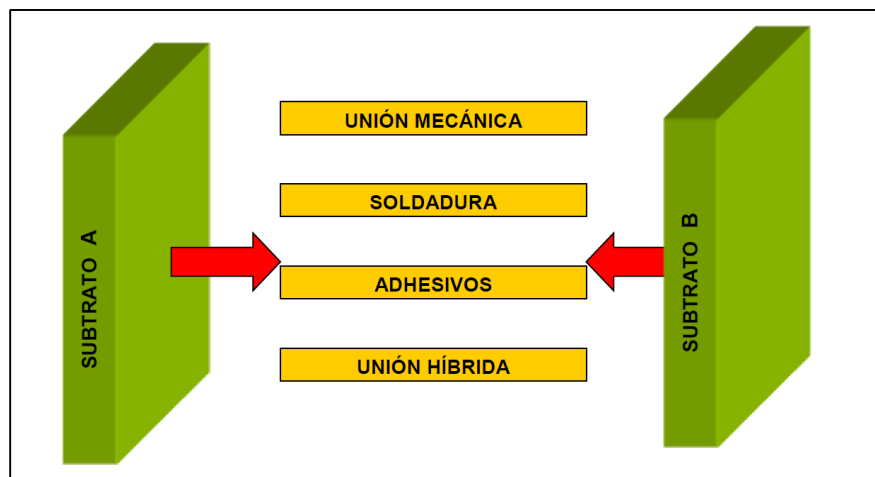


Figura 88 – Esquema: Tipos de Uniones Estructurales [15]

Modelar conexiones que sean lo más reales posible entre dos o más partes suele convertirse en una tarea difícil, ya que el fenómeno físico puede presentarse con geometrías complejas que den lugar a posibles deslizamientos, reducción de distancias y pérdida parcial del contacto entre las piezas a unir.

A menos que se desee estudiar la unión en detalle, generalmente se utilizan simplificaciones de modelaje. Estas simplificaciones permiten reducir el costo computacional y de pre-procesado sin perder precisión en los resultados pretendidos. Por otro lado, si se efectúa un modelado en detalle de la unión es posible que se llegue a capturar su comportamiento de manera precisa; sin embargo este tipo de modelado no se suele implementar a menos que la unión sea en sí misma el objeto de estudio del problema. Por lo general las uniones se modelan con el mero propósito de representar su efecto en el resto de la estructura. Si se

conoce el dato de la rigidez de la unión, obtenido quizás mediante algún ensayo previo, es posible aproximar su comportamiento utilizando cierto tipo de elementos especiales con propiedades elásticas modificadas.

A continuación se listan algunas consideraciones prácticas a tener en cuenta para el modelado de distintos tipos de uniones entre piezas.

5.6.2. Elementos de Fijación (Modelado de Conectores)

Generalmente el mayor número de piezas y subconjuntos estructurales en aeronaves convencionales se encuentran vinculadas entre sí mediante uniones remachadas y, en menor medida, abulonadas (de aquí en más se aludirá al término “Elementos de Fijación” para referirse tanto al uso de bulones como a remaches). Es por esta razón que el modelado de estos elementos de unión es una parte muy importante en la confección de modelos FEM de estructuras aeronáuticas.

5.6.2.1. Generación del Elemento

Por lo general se utilizan elementos unidimensionales tipo “resorte”; en Abaqus se utilizan elementos ‘*FASTENER’ para el modelado de remaches, mientras que en Nastran se suelen utilizar elementos ‘CFAST’ para el modelado de remaches, y ‘CBUSH’ para el modelado de bulones. Se trata de elementos con propiedades resorte-amortiguador en cada una de sus seis componentes principales (3 lineales y 3 rotacionales), pueden ser no-lineales o dependientes de la frecuencia.

Cualquiera sea el método de modelado utilizado se busca que estos elementos de unión sean siempre independientes de las mallas a unir (no se recomienda utilizar conexiones mediante nodos coincidentes).

La mayoría de los softwares de preproceso existentes siguen la misma secuencia lógica de pasos ordenados para la generación de conectores:

1. Generar un nodo de referencia donde se encontrará ubicado el conector.
2. Proyección de dicho nodo de referencia hacia la superficie o malla 2D especificada, creando el primer punto de vinculación, tal como se muestra en la siguiente Figura:

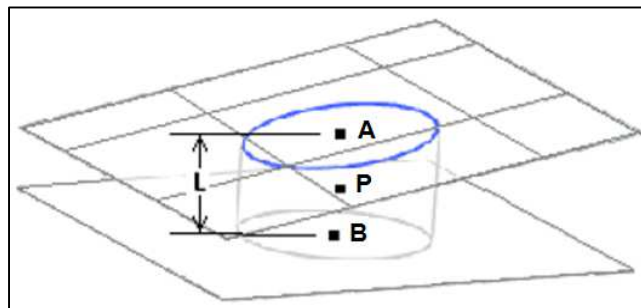


Figura 89 – Proyección del Nodo de referencia del conector sobre la Malla [34]

3. En base al diámetro definido para el conector, se genera un radio de influencia alrededor de dicho punto de vinculación para asociarlo a los nodos de la malla 2D (por lo general se utilizan elementos rígidos, tipo RBE3 en el caso de Nastran, para llevar a cabo dicha vinculación). En este punto se debe tener especial cuidado de no producir sobre-restricciones ('overconstraints'), debido a un radio de influencia demasiado grande o a una malla demasiado gruesa.
4. Se repiten los pasos 2. y 3. para el resto de las superficies a unir.
5. Se crea el conector asociado a los puntos de vinculación generados.

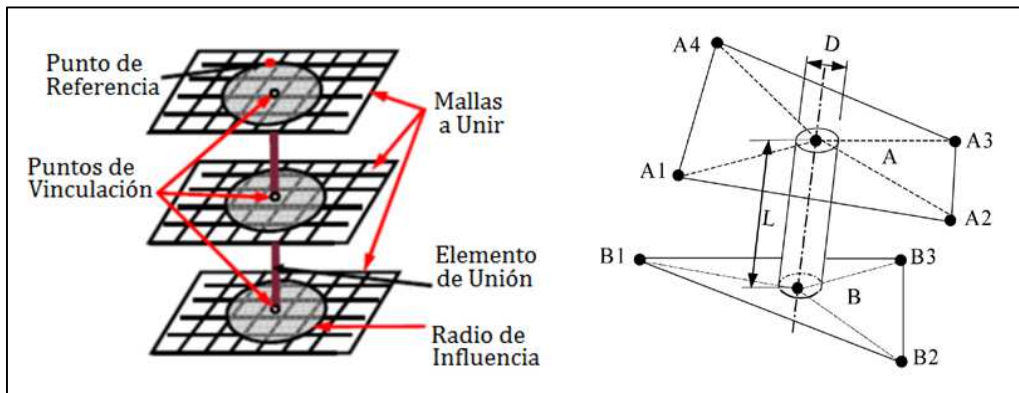


Figura 90 – Vinculación de Mallas FEM mediante elementos conectores 1D

Es importante destacar que cada software FEM presenta distintas alternativas para identificar los elementos finitos de las mallas a vincular mediante un elemento conector; una opción muy común consiste en establecer las propiedades de los elementos a unir, mientras que otra bastante utilizada consiste en indicar directamente el número de ID de los elementos finitos a conectar. Por lo general se recomienda utilizar la técnica de definición por 'elementos', ya que en la práctica ésta ha demostrado ser la más eficiente y la que reduce al mínimo el margen de error al momento de generar el conector. Adoptar esta técnica de modelado implica identificar el número de ID de cada uno de los elementos finitos a unir, y actualizar la definición de los conectores cada vez que se remallan las piezas vinculadas; este proceso puede resultar sumamente costo especialmente en el caso de modelos de grandes dimensiones, si no se cuentan con las herramientas apropiadas para su generación (Figura 91). Este hecho ha motivado el desarrollo, por parte de empresas aeronáuticas, de herramientas específicas como la programación de "Macros Excel" o la creación de API's (Application Programming Interface) propias, para la generación automatizada de los conectores. Algunas de estas herramientas han sido incluidas dentro de módulos específicos de ciertos programas de preproceso FEM más avanzados.

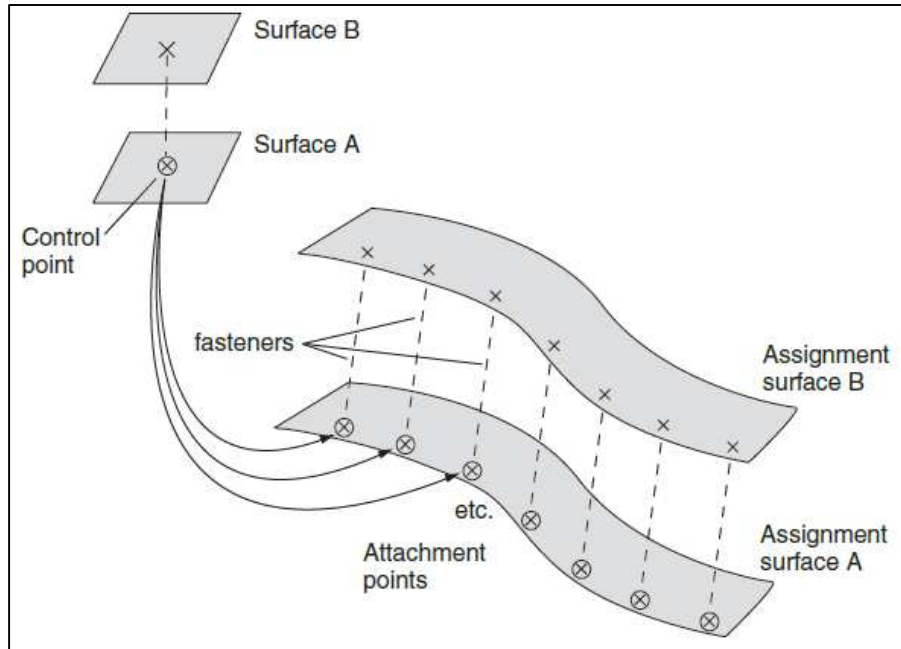


Figura 91 – Generación Automatizada de Múltiples Conectores FEM [8]

Modelado de Uniones: Corte Simple vs Corte Doble

Entre las configuraciones más usuales para uniones remachadas o abulonadas se encuentran las de corte simple y las de corte doble; a continuación se mencionan algunas recomendaciones válidas para el modelado de cada una de ellas:

- Corte Simple: Para este caso se ha demostrado experimentalmente que es mejor utilizar dos conectores para independizar el efecto de corte y de tracción. Se recomienda entonces modelar el elemento de unión mediante la utilización de dos conectores; uno axial y otro de corte [30]. En el caso de que las mallas a unir sean de tipo sólidas, entonces el conector axial debe vincular las superficies exteriores de las mismas, mientras que el de corte debe vincular las superficies interiores de contacto (ver Figura 92.a).
- Corte Doble: Una unión de corte doble debe modelarse a partir de tres conectores; uno axial y dos de corte, con lo cual se consigue independizar los efectos [30]. En el caso de que las mallas a vincular sean de tipo sólidas, el conector axial debe vincular las superficies externas de las placas exteriores, mientras que los de corte deben vincular las superficies interiores de contacto (ver Figura 92.b).

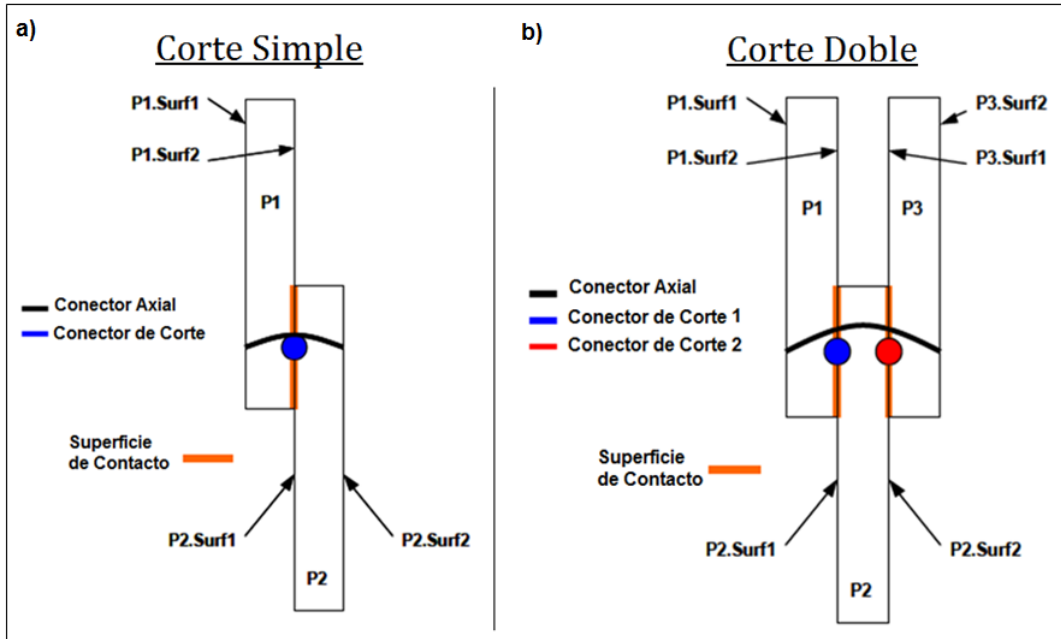


Figura 92 – Modelado de Uniones (Remachadas / Abulonadas): Corte Simple vs Corte Doble

Es importante mencionar entonces que por cada elemento de unión a modelar (remache o bulón) se deben disponer de tantos nodos de referencia coincidentes como conectores sean necesarios para modelar el elemento en cuestión. De esta manera, por ejemplo para una unión a corte simple se deben tener dos nodos de referencia, uno por cada conector a generar; mientras que, por la misma razón, en una unión a corte doble es necesario disponer de tres nodos de referencia coincidentes.

5.6.2.2. Sistema de Coordenadas y Convención de Signos: Elemento Conector

La definición del sistema de coordenadas de un conector es un aspecto muy importante en la generación del mismo, ya que según cuál sea el sistema de coordenadas escogido dependerá la asignación de los valores de rigidez en cada dirección KT_1 , KT_2 , y KT_3 , en los 3 ejes de rotación del elemento, así como también los resultados de fuerzas y momentos registrados en el elemento. La incorrecta definición del sistema de coordenadas es uno de los errores más comunes en el proceso de modelado de conectores.

En la Figura 93 se observa un ejemplo del sistema de coordenadas y la convención de signos de las componentes de fuerzas y momentos en un elemento conector.

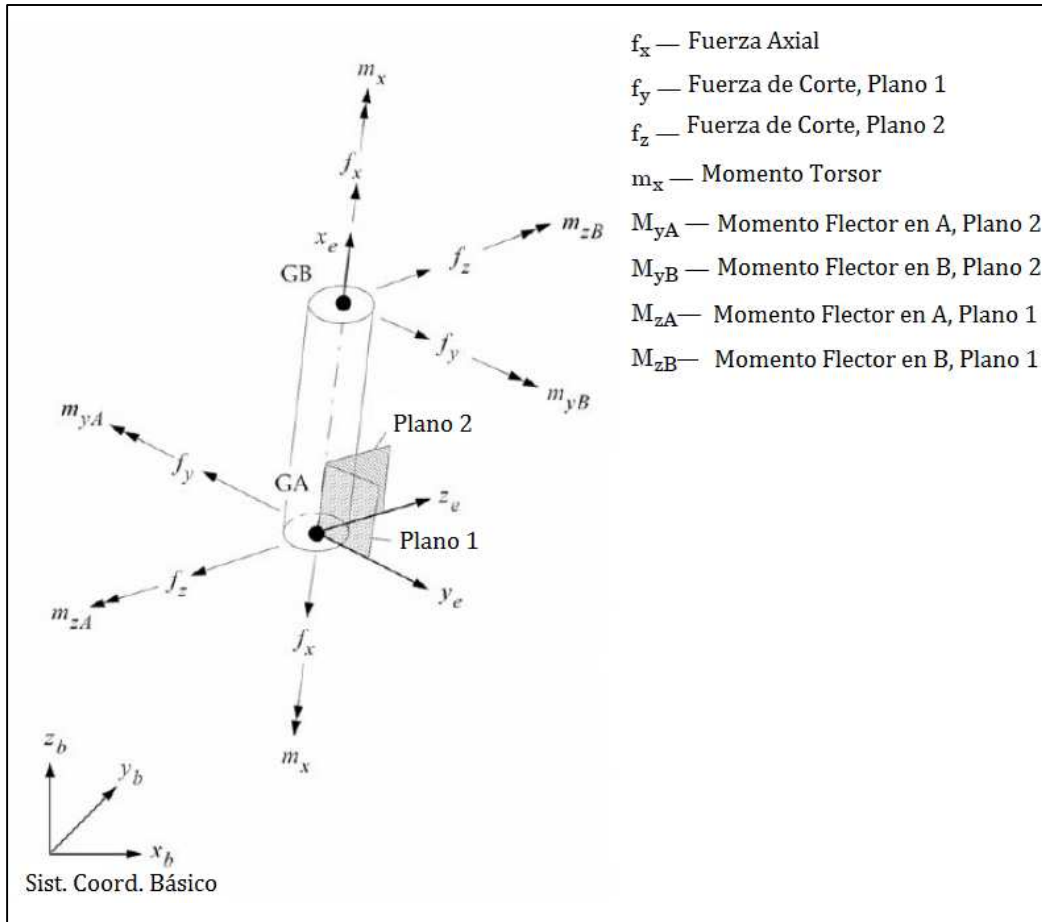


Figura 93 – Sistema de Coordenadas y Convención de Signos de un Elemento Conector [34]

Por lo general, el eje 'X' queda establecido por los dos nodos que definen el elemento conector. Además, el eje 'Y' es determinado por el usuario, definiendo un vector orientación contenido en el plano (X,Y). El eje 'Z' queda definido como el producto cruz entre los ejes 'X' e 'Y'.

Se debe tener especial cuidado al definir la secuencia de selección de elementos, propiedades o nodos de inicio-fin del conector; ya que dicha secuencia determina el sentido del eje 'X'.

Para evitar confusiones durante la etapa de post-proceso, se recomienda orientar en una misma dirección y sentido los sistemas coordenados de todos los conectores que definen un mismo elemento de unión (remache o bulón). En la Figura 94 se muestra un ejemplo de definición de 2 elementos conectores utilizados para modelar una unión abulonada de corte doble. En este caso los nodos 1 y 2 de cada elemento se definen siguiendo el mismo orden/dirección de selección (logrando un mismo sentido en el eje 'X' de ambos elementos).

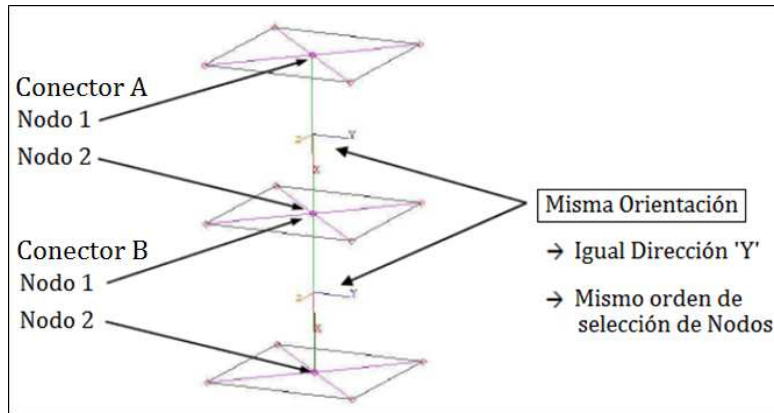


Figura 94 – Definición de Conectores / Sistemas de Coordenadas Consistentes [1]

Cualquiera sea el caso, se recomienda conservar siempre la misma orientación en todos aquellos conectores perpendiculares a un mismo plano (por ejemplo, remaches que pertenecen a una misma estructura, ver Figura 95).

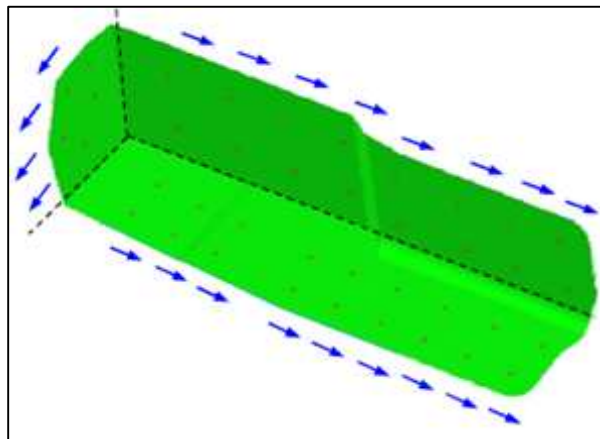


Figura 95 – Conectores Normales a un mismo Plano comparten Igual Orientación

5.6.2.3. Numeración de Conectores

Una práctica normalmente aceptada consiste en apartar de antemano un determinado campo numérico para los elementos conectores (por ejemplo: CFAST, CBUSH, *FASTENER, etc.) y sus propiedades respectivas (PFAST, PBUSH, etc.), para que no se confundan con la numeración de los elementos de las piezas individuales. Comúnmente se asigna un campo numérico único a cada conjunto de conectores, en función de las piezas a vincular. Por lo general se recomienda que cada campo numérico de conectores se inicie en múltiplos de 1.000 consecutivos. Esto permite identificar fácilmente cada elemento y propiedad, accediendo rápido a cualquier conector para postprocesarlo, modificar sus propiedades, ubicación, utilizar herramientas, etc.

5.6.2.4. Rigidez del Elemento

La rigidez del elemento de fijación o elemento conector es una medida de la influencia de dicho elemento (bulón, remache, etc.) en la flexibilidad del conjunto al que éste se encuentra vinculado. Este valor de rigidez juega un papel fundamental a la hora de considerar los niveles de resistencia y vida a fatiga de un conjunto estructural.

La flexibilidad se define de la siguiente manera:

$$flexibilidad(f) = \frac{1}{rigidez(K)} = \frac{\Delta l}{F}$$

Donde F es la carga externa y Δl la deflexión. La flexibilidad del elemento de unión determina la forma en que se transfieren las cargas y deformaciones de un componente a otro, y por lo tanto escoger el valor correcto de flexibilidad es un factor muy importante para el análisis de elementos de fijación (ver Figura 96).

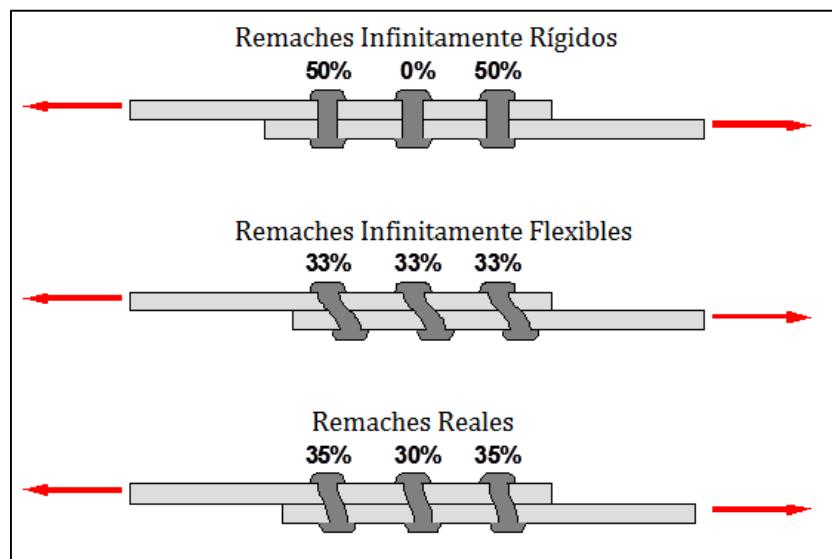


Figura 96 – Influencia de la Rigidez de los Elementos de Fijación en la Distribución de Cargas de la Unión [15]

Una aproximación básica para el modelado de una unión flexible consiste en representar los elementos de unión como elementos elásticos (resortes).

A continuación se muestran las fórmulas comúnmente utilizadas para calcular las propiedades elásticas, valores de rigidez o flexibilidad, de los elementos de fijación:

- Flexibilidad Axial:

$$f_A = \left(\frac{E * S_E}{L_F} \right)^{-1}$$

Donde E es el módulo de elasticidad del material, S_E es el área de sección transversal del elemento y L_E su longitud (suma de espesores de las placas a unir).

- **Flexibilidad al Corte:**

La flexibilidad al corte de bulones y remaches puede obtenerse mediante ensayos o mediante formulaciones semi-empíricas. A continuación se muestran algunas de las fórmulas más reconocidas y utilizadas en la industria aeronáutica para el cálculo de la flexibilidad al corte de bulones y remaches [16].

Configuración	d = Diámetro del Elemento t = Espesor de placa I = Inercia n = Corte simple o doble
Material	E = Módulo Elástico del Material ν = Coeficiente de Poisson
Índices	1 = Placa 1 (placa central en el caso de corte doble) 2 = Placa 2 (placas exteriores en caso de corte doble) f = Elemento de Fijación

- **Huth**

$$f = \left(\frac{t_1 + t_2}{2d} \right)^a \frac{b}{n} \left(\frac{1}{t_1 E_1} + \frac{1}{n t_2 E_2} + \frac{1}{2 t_1 E_f} + \frac{1}{2 n t_2 E_f} \right)$$

Donde los coeficientes “a” y “b” dependen del tipo de unión, n=1 para corte simple y n=2 para corte doble.

Tipo de Unión	a	b
Unión metálica atornillada	2/3	3.0
Unión metálica remachada	2/5	2.2
Unión grafito/epoxi atornillada	2/3	4.2

- **Grumman**

$$f = \frac{(t_1 + t_2)^2}{E_f d^3} + 3.7 \left(\frac{1}{E_1 t_1} + \frac{1}{E_2 t_2} \right)$$

- **Douglas**

$$f = \frac{5}{d E_f} + 0.8 \left(\frac{1}{t_1 E_1} + \frac{1}{t_2 E_2} \right)$$

- Boeing's two equations:

$$f = \frac{4(t_1 + t_2)}{5G_f A_f} + \frac{t_1^3 + 5t_1^2 t_2 + 5t_1 t_2^2 + t_2^3}{40E_f I_f} + \frac{t_1 + t_2}{t_1 t_2 E_f} + \frac{1}{t_1 E_1} + \frac{1}{t_2 E_2}$$

$$f = \frac{2\left(\frac{t_1}{d}\right)^{0.85}}{t_1} \left(\frac{1}{E_1} + \frac{3}{8E_f} \right) + \frac{2\left(\frac{t_2}{d}\right)^{0.85}}{t_2} \left(\frac{1}{E_2} + \frac{3}{8E_f} \right)$$

En la Figura 97 se observa un gráfico comparativo de la flexibilidad al corte de un bulón de acero de 6mm de diámetro al variar el espesor de las placas a unir (aluminio); todas estas formulaciones siguen una misma tendencia de variación, sin embargo es posible observar grandes diferencias en los resultados finales.

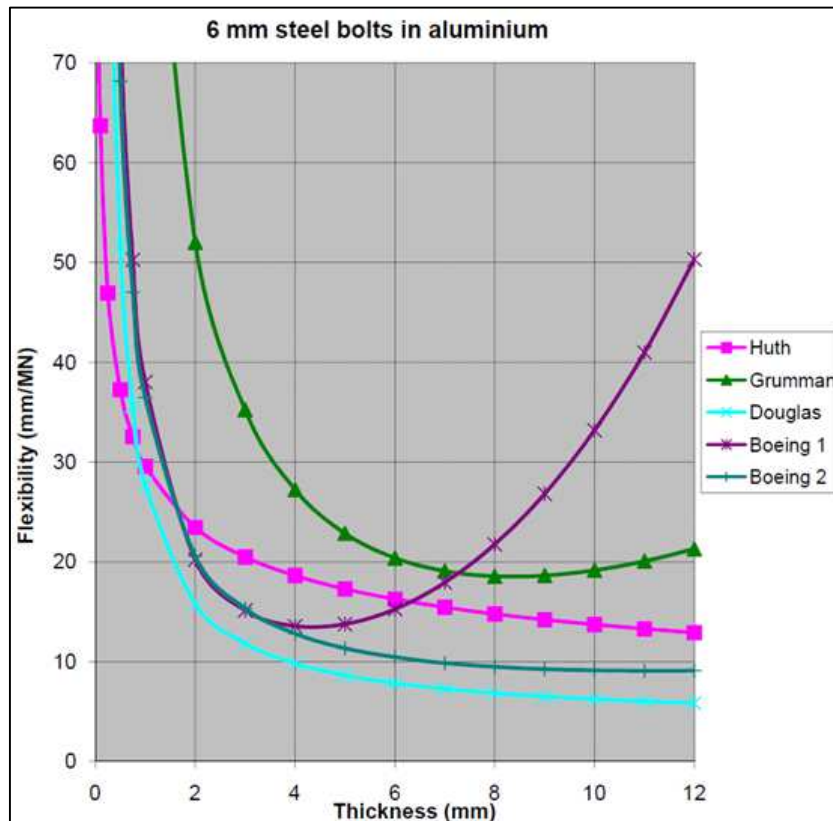


Figura 97 – Gráfico Comparativo: Formulaciones semi-empíricas Flexibilidad al Corte (Bulón Acero $\phi 6\text{mm}$ – Unión de Placas de Aluminio) [16]

De todas las fórmulas mencionadas para el cálculo de flexibilidad al corte de los elementos de fijación, la fórmula de Huth es la más ampliamente utilizada y aceptada en la industria aeronáutica.

Además, algunos softwares de preproceso incorporan directamente herramientas automáticas para la generación de elementos de unión y sus propiedades (incluyendo el cálculo automático de rigideces haciendo uso de distintas fórmulas, como por ejemplo la reconocida fórmula de Huth, tanto para remaches como para bulones).

5.6.2.5. Efecto 'Prying'

Tal como se ha mencionado a lo largo de este trabajo, las estructuras aeronáuticas se componen de una gran cantidad de partes, que en la mayoría de los casos se vinculan entre sí mediante elementos de fijación que trabajan principalmente bajo esfuerzos de corte, y en donde las cargas de tracción sean relativamente bajas.

Sin embargo, existen casos en los cuales las cargas de tracción se tornan significativas, y es allí donde el 'efecto prying' de la unión adquiere mayor relevancia. Las cargas de prying se originan del contacto entre el recubrimiento (o placa base) y la pestaña de alguna pieza o soporte que se vincula al mismo mediante elementos de fijación (remaches o bulones). Tal como se ilustra en la Figura 99, la carga externa F tracciona la pieza (sección 'L') hacia "arriba", intentando separarla de la placa a la que se encuentra vinculada; esto genera una fuerza adicional Q (carga de prying) sobre el elemento de fijación B como resultado del contacto entre las piezas.

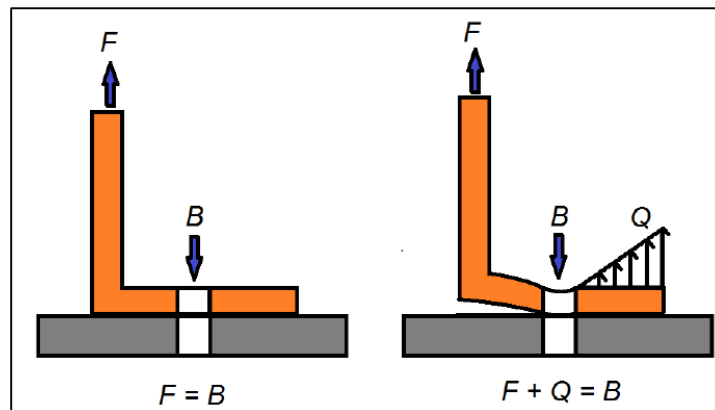


Figura 99 – Efecto 'Prying' en Uniones Abulonadas / Remachadas [3]

La pieza (sección 'L') de la Figura 99 puede representar la sección transversal de un rigidizador (larguerillo) unida al recubrimiento de una aeronave. Además, la carga externa F que se transmite al rigidizador puede provenir de un clip de corte (concepto de unión muy utilizado en estructuras de fuselaje de aeronaves para conectar los rigidizadores a las cuadernas, tal como se muestra en la Figura 100). Este tipo de vinculación genera cargas de 'prying' entre la platabanda del rigidizador y el recubrimiento.

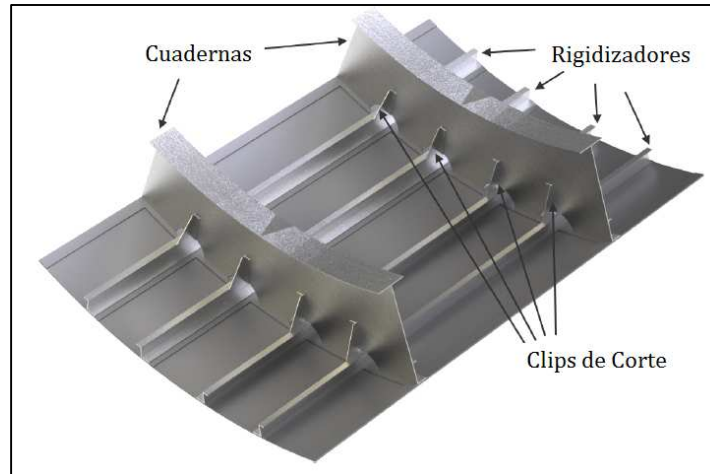


Figura 100 – Análisis de Efecto Prying en Configuración Aeronáutica Típica: Recubrimiento, Larguerillos, Clips de Corte y Cuadernas [3]

Para mayor información sobre análisis y simulación de ‘efecto prying’ dirigirse a las referencias bibliográficas citadas: [3], [6] y [22]. Por lo general, dicho análisis puede efectuarse mediante la implementación de soluciones analíticas y verificadas mediante simulaciones FEM.

5.6.2.6. Análisis de Carga Axial en Elementos de Unión (Importancia de modelar el contacto entre partes)

Es importante destacar que, para aquellos casos en los cuales se desean calcular las cargas axiales de un elemento de unión de manera precisa, es fundamental modelar el contacto entre las placas a unir. El contacto modelado genera el efecto ‘prying’, que si no está bien simulado puede hacer aparecer cargas irreales. Se recomienda utilizar un elemento de unión tipo “resorte” combinado con el modelado de las interacciones de contacto entre las superficies a unir.

Para ejemplificar este fenómeno se incluye a continuación un problema de análisis lineal de tres placas unidas por 5 remaches, y sometidas a una carga vertical en el extremo, tal como se ilustra a continuación [3]:

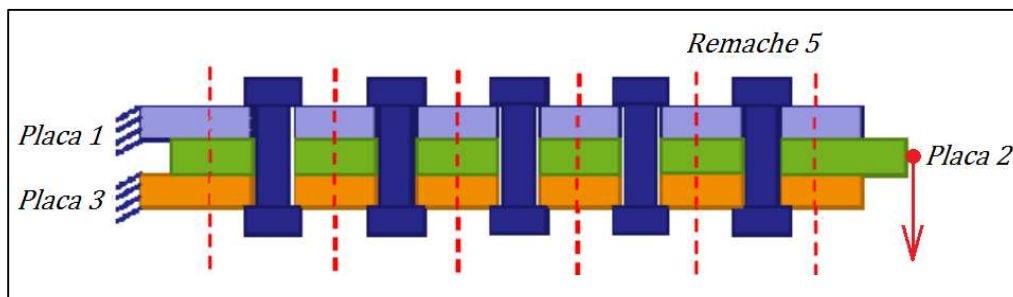


Figura 101 – Ilustración Esquemática del Problema: 3 Placas unidas por 5 remaches sometidas a una carga vertical [3]

Este problema puede ser modelado de tres maneras distintas, en función de lo cual se procede a registrar la carga axial en el remache N°5 (Tabla 15):

	Modelado de las Placas a Unir	Modelado de los Remaches	Contacto	Carga Axial en el Remache 5
Modelo 3D (Referencia)	Elementos Sólidos Hexagonales	Elementos Sólidos Hexagonales	SI	5074 N
Modelo de Placas N°1	Elementos Placa (Superficie Media)	2 Elementos Spring en Serie	NO	555N -555N
Modelo de Placas N°2	Elementos Placa (Superficie Media)	1 Elemento Spring conectando la Placa 1 con la Placa 3	SI	5078N

Tabla 15 – Resultados del Problema de 3 Placas Remachadas: Necesidad de uso de Contactos [3]

Podemos observar entonces que el Modelo de Placas N°2 (con presencia de contacto) arrojó valores de carga axial del elemento N°5 mucho más precisos que los valores registrados con el Modelo de Placas N°1 (sin contacto). Para el modelado de “Interacciones de Contacto” dirigirse a la Sección 7.4 de este documento.

5.6.3. Soldadura

En la práctica se puede definir la soldadura como la operación que permite unir partes en una sola pieza, asegurando la continuidad entre ellas mediante el calentamiento y/o presión con o sin el empleo de un material de aportación que disponga de características físicas comparables con el procedimiento específico utilizado. La soldadura se considera realizada cuando se verifica la interpenetración granular entre partes, directamente o mediante un material de aporte. El desmontaje sin dañar las piezas no es posible.

El modelado de soldadura debe tener las siguientes características, dependiendo del tipo de soldadura y las piezas involucradas [29]:

- Las soldaduras, si la zona cercana a las mismas es de particular interés, se deberán modelar por medio de elementos de placa.
- La longitud de los elementos deberá ser de 4-5 mm.
- Sólo se deberán utilizar elementos cuadriláteros. No está permitido el uso de elementos triangulares.

Para el modelado de uniones soldadas se toma como referencia el documento *‘Durability Design and CAE Modeling Guidelines for MIG/LASER Welds’, (SAE International, 2014)* [29].

5.6.3.1. Uniones Soldadas en "T"

- Si las placas a unir son de acero y tienen un espesor menor o igual a 3 mm, el modelado de la soldadura tendrá las características que muestra la Figura 102.

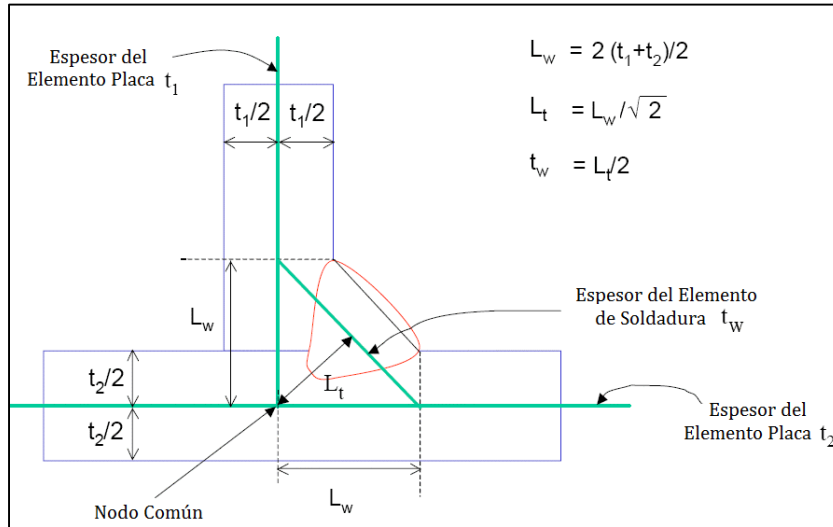


Figura 102 - Modelado FEM Unión Soldada en "T" (Placas de Acero $t < 3$ mm) [29]

- Si las placas a unir son de acero y tienen un espesor mayor a 3 mm, la soldadura se modelará de la misma manera, con la excepción de que la longitud $L_w = (t_1 + t_2)/2$ y, en consecuencia, L_t y t_w también cambiarán de valor.
- En el caso de que las placas a unir sean de aluminio, el criterio de modelado cambia y, por lo tanto, el mismo tendrá que realizarse como muestra la Figura 103. Para este caso, también cambia la medida de L_w y, por ende, la de L_t y t_w .

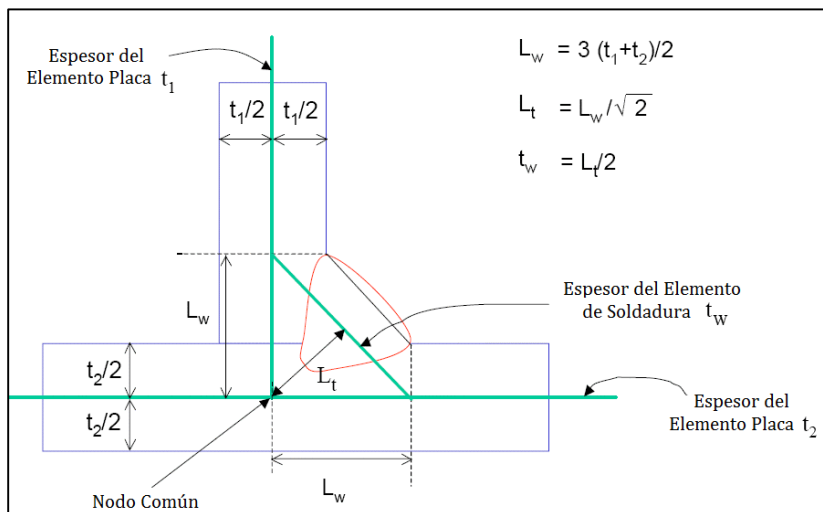


Figura 103 - Modelado FEM Unión Soldada en "T" (Placas de Aluminio) [29]

En la Figura 104 se muestra un ejemplo de modelado de una unión soldada en “T”:

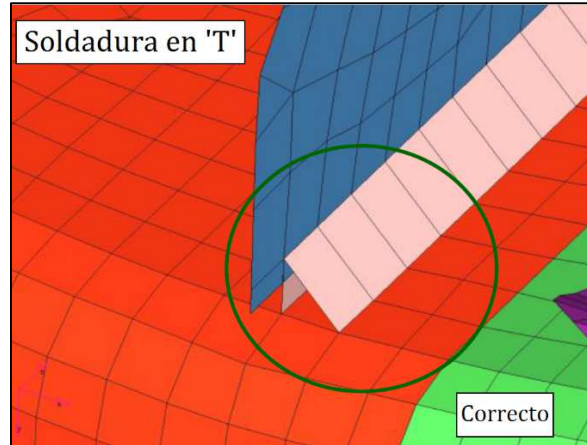


Figura 104 - Ejemplo Modelo FEM Unión Soldada en “T” [29]

5.6.3.2. Uniones Soldadas Solapadas

- Para el caso de placas de acero de un espesor menor o igual a 3 mm, las dimensiones para el modelado de la soldadura deberán calcularse como muestra la Figura 105.

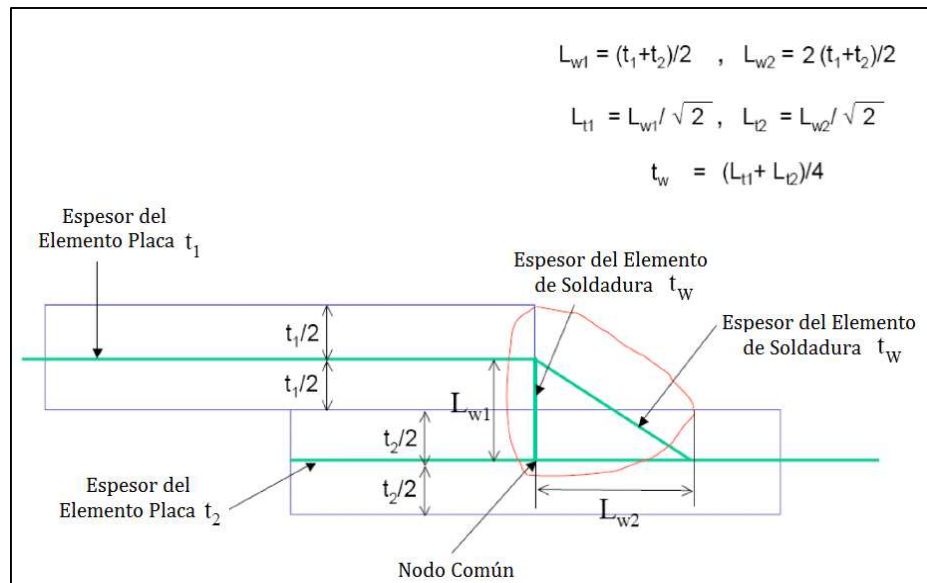


Figura 105 - Modelado FEM Unión Solapada (Placas de Acero $t < 3\text{mm}$) [29]

- Si las placas a unir son de acero y tienen un espesor mayor a 3 mm, la soldadura se modelará de la misma manera, con la excepción de que la longitud $L_{W2} = (t_1 + t_2) / 2$ y, en consecuencia, L_{t2} y t_w también cambiarán de valor.
- Para el caso de placas de aluminio, también cambia L_{W2} (ver Figura 106):

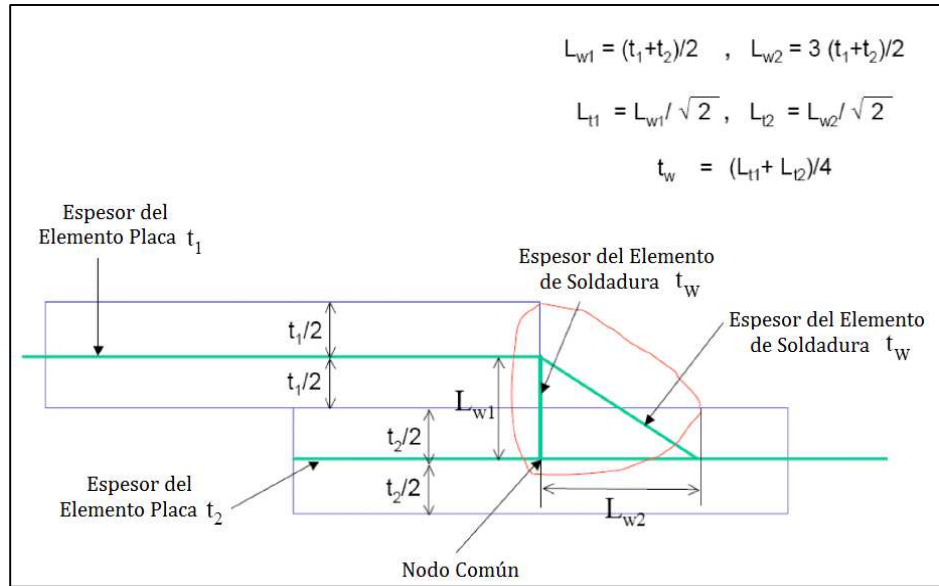


Figura 106 - Modelado FEM Unión Solapada (Placas de Aluminio) [29]

En la Figura 107 se muestran ejemplos de modelado de uniones “solapadas”; en ellas se indica cómo evitar la presencia de elementos triangulares en contacto con el cordón de soldadura.

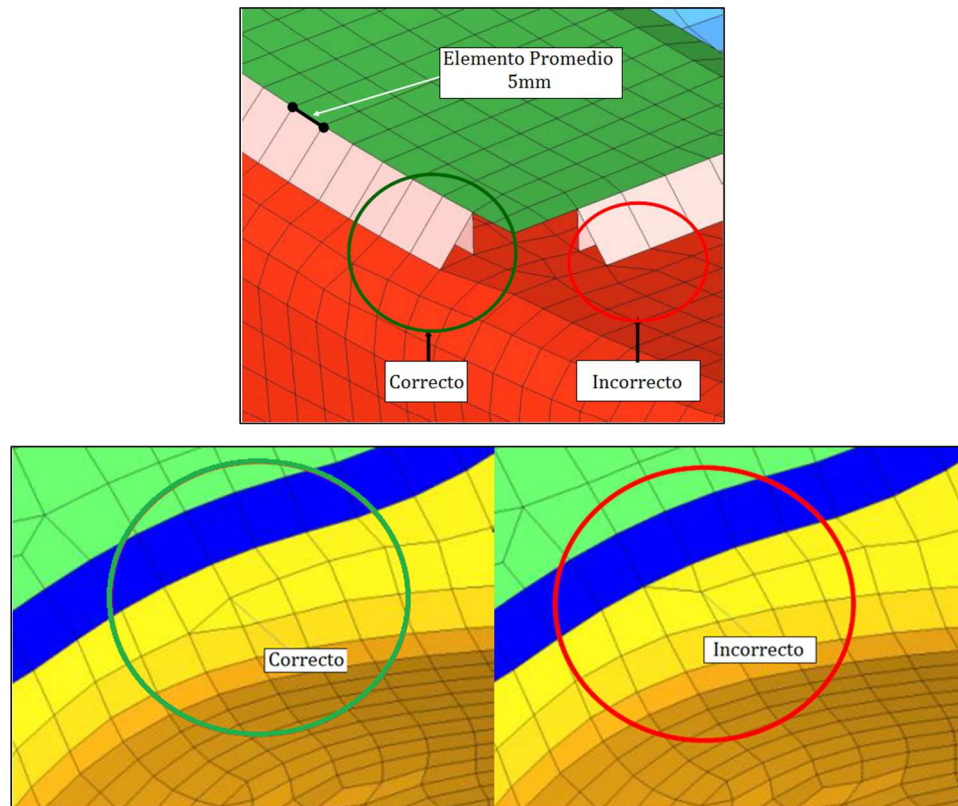


Figura 107 - Ejemplo Modelo FEM Unión Solapada [29]

5.6.3.3. Uniones Soldadas en "L"

Para modelar este tipo de uniones soldadas, debe tenerse en cuenta que los elementos de placa de la soldadura deberán formar un ángulo de 45° entre sí, tal como se indica en la Figura 108:

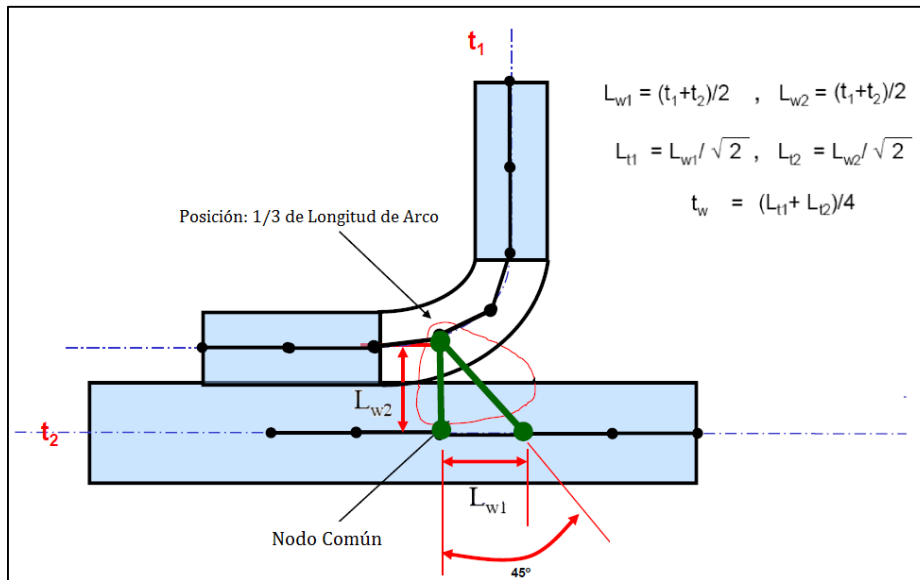


Figura 108 - Modelado FEM Unión Soldada en "L" [29]

En la Figura 109 se muestra un ejemplo de modelado de una unión soldada en "L":

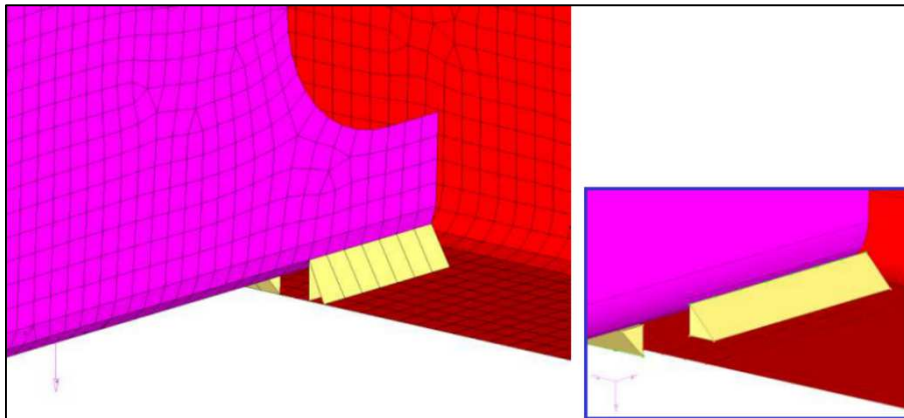


Figura 109 - Ejemplo Modelo FEM Unión Soldada en "L" [29]

5.6.4. Uniones Adhesivas

5.6.4.1. Generalidades

En este último tiempo, la resistencia de las uniones adhesivas ha alcanzado valores que permiten utilizar las piezas adheridas como elementos estructurales. Las uniones adhesivas ofrecen muchas ventajas entre las cuales podemos mencionar [15]:

- Un adhesivo distribuye mejor las cargas y tensiones por toda la unión para conseguir una distribución más uniforme de las cargas estáticas y dinámicas, en lugar de concentrarlas en puntos de extrema tensión (se eliminan las concentraciones de tensión debidas a agujeros).
- Ausencia de cambios estructurales: las propiedades de los sustratos a unir no se ven afectadas.
- Facilita la unión de superficies de formas irregulares, para obtener un montaje de menor peso con apenas algún cambio de las dimensiones o geometría de la pieza.
- No se produce deformación ni tensiones internas en los sustratos.
- Combinación de diferentes materiales.
- Sellado y aislamiento de uniones, reduciendo por ejemplo la corrosión.
- Reducción del número de componentes: dejan de ser necesarios los pasadores, tornillos, remaches, abrazaderas, etc.

La resistencia de una unión adhesiva se evalúa realizando un ensayo de rotura de la unión. La falla puede ocurrir según tres modos posibles (ver Figura 110) [13], [15]:

- Falla por cohesión: cuando se produce la ruptura del adhesivo
- Falla por adhesión: cuando la separación se produce en la interface sustrato-adhesivo.
- Rotura del sustrato: cuando el propio sustrato rompe antes que la unión adhesiva o que la interface sustrato-adhesivo.

Quando se diseña una unión de este tipo se pretende que la rotura no sea en ningún caso adhesiva, es decir, que la separación nunca se produzca en la interface sustrato-adhesivo. Los modos de rotura adhesiva son muy difíciles o casi imposibles de predecir, puesto que la magnitud de la fuerza de adhesión depende de un gran número de factores rara vez controlables en su totalidad. Por el contrario, si se pueden conocer las características mecánicas del adhesivo y por tanto, se pueden predecir las cargas a la rotura en modo cohesivo bajo diferentes tipos de esfuerzos. La rotura del sustrato se produce cuando se ha sobredimensionado la zona de unión, en función de las propiedades del metal base. Este tipo de falla se considera un defecto de diseño.

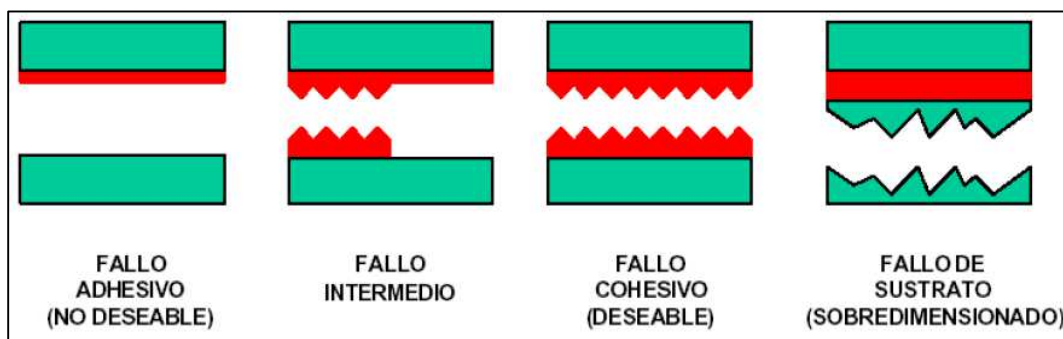


Figura 110 – Modos de Falla de una Unión Adhesiva [15]

El diseño de la unión con adhesivos debe ser tal que aumente la capacidad del adhesivo de distribuir las cargas de la manera más uniforme posible por toda la superficie de unión. La regla general en el diseño de juntas es maximizar el área de contacto, y lograr que la unión

trabaje a corte, mientras se minimizan las fuerzas de pelado y desgarro. Es muy importante realizar ensayos de la unión, inicialmente para elegir el adhesivo y los componentes adecuados. Posteriormente se realizan ensayos para predecir la vida y características de la unión.

Las cargas que actúan sobre una unión adhesiva producen distintos tipos de tensiones, las cuales se expresan normalmente en N/mm^2 . En la práctica, las cargas de tracción y compresión puras son muy poco habituales, y es más frecuente encontrar cargas de cizallamiento, pelado y desgarro; en estos casos, la mayor parte de la tensión se concentra en los extremos de la unión, tal como se muestra en las imágenes de la Tabla 16.

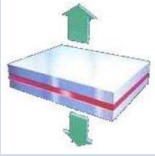
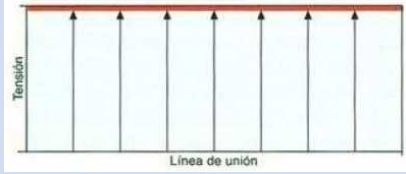
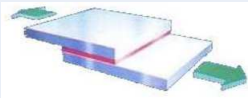
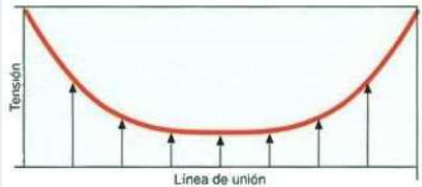
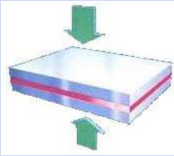
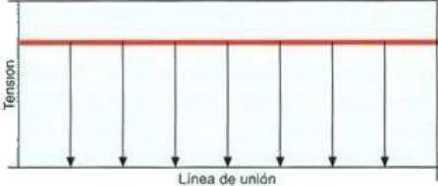
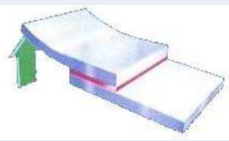
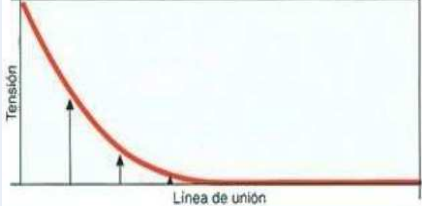
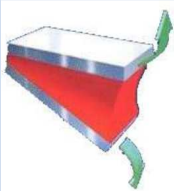
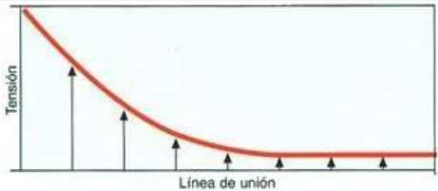
Cargas	Esquema	Distribución de Tensiones
Tracción		
Cizallamiento		
Compresión		
Pelado		
Desgarro		

Tabla 16 - Tipos de Cargas de Trabajo en una Unión Adhesiva [15]

5.6.4.2. Modelado FEM de Uniones Adhesivas (“Pegado”)

Una manera sencilla y eficiente de modelar uniones adhesivas entre dos piezas FEM consiste en utilizar condiciones de pegado (“tie / glue contact”). En modelos FEM, la técnica de pegado es un método simple y efectivo para unir mallas disímiles, y permite transferir de manera correcta desplazamientos y cargas entre las piezas vinculadas. Una gran ventaja es que los nodos presentes en las superficies de pegado NO necesitan ser coincidentes.

Es importante destacar que además de describir uniones adhesivas reales, el modelado de condiciones de pegado puede ser utilizado como una estrategia útil para vincular estructuras sin necesidad de simular uniones con remaches o soldaduras; estas simplificaciones permiten reducir el costo computacional y de pre-procesado sin perder precisión en los resultados pretendidos. Por ejemplo, si se pretende estudiar el alma de una costilla, la cual se encuentra remachada al recubrimiento del ala y al larguero, no es necesario representar toda la unión a través de remaches; si existe la posibilidad de usar alguna herramienta de pegado FEM, se podría representar lo ocurrido en el alma de la costilla con una precisión equivalente a que si hubiese modelado la unión remachada, pero a un costo de preproceso mucho menor.

La técnica de ‘pegado’ FEM consiste en generar elementos tipo “resorte” entre las piezas a unir (“tie / glue elements”) con una rigidez dada, que impide el movimiento relativo entre las superficies de pegado en cualquier dirección, y de esta manera previene la penetración entre los elementos de dichas piezas. En aquellos casos en los cuales no se dispone de superficies de pegado coincidentes, y si la flexibilidad de la unión pegada se considera de gran importancia para el análisis, entonces se recomienda NO utilizar la técnica de pegado FEM (“tie / glue contact”) y en cambio modelar la unión pegada utilizando elementos finitos convencionales.

Entre las distintas condiciones de pegado FEM existentes podemos mencionar las siguientes: ‘borde – borde’, ‘borde – superficie’, y ‘superficie – superficie’ (ver Tabla 17):

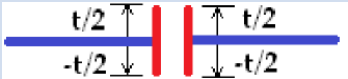
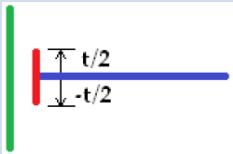
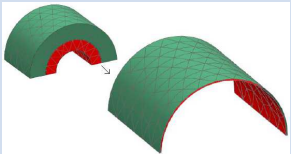
Borde - Borde	Borde - Superficie	Superficie - Superficie
		
<p>Pegado entre los bordes de elementos placa. Los elementos pegados de esta forma deben ser coplanares en la medida de lo posible. Cuanto mayor sea el ángulo formado entre los mismos convendrá utilizar una conexión de tipo borde – superficie.</p>	<p>Pegado del borde de un elemento placa sobre la cara de otro elemento placa, o elemento sólido.</p>	<p>Pegado entre las caras de elementos placa, elementos sólidos o combinaciones de ambos.</p>

Tabla 17 – Tipos de Pegados FEM (“Tie / Glue Contacts”) [34]

Las regiones de pegado, fuente o superficie adhesiva (“source o master”) y objetivo (“target o slave”), se definen sobre las caras de los elementos placa o elementos sólidos a unir. Desde la cara de los elementos ubicados en la región fuente (“source región”) se proyectan normales. El software genera entonces una ‘conexión de pegado’ si se cumplen las siguientes condiciones:

- La normal del elemento fuente intersecta un elemento de la región objetivo (‘target region’).
- La distancia de separación entre las caras de los elementos a vincular es igual o menor a una distancia de búsqueda predefinida por el usuario (‘search distance’).

En general, para poder generar la unión pegada es necesario especificar previamente una ‘región de pegado’, la cual se define como una colección de caras libre de elementos definida en una sección del modelo donde existirá una unión adhesiva. Dichas regiones de pegado entre superficies pueden definirse utilizando elementos placa o caras libres de elementos sólidos. Se recomienda numerar las regiones de pegado de una determinada pieza de manera correlativa e iniciando con la misma numeración de la pieza en cuestión.

En la Figura 111 se muestra un ejemplo de definición de regiones de pegado, en la vinculación entre las piezas estructurales internas (costillas y larguero) y el recubrimiento del Timón de Dirección del AEE, objeto de estudio de este trabajo.

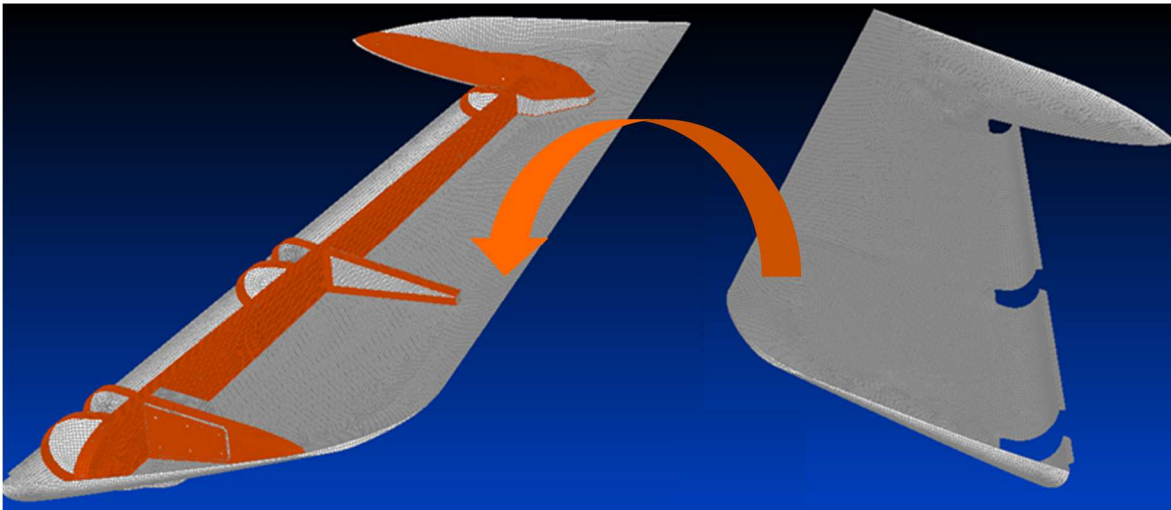


Figura 111 - Visualización de Regiones de Pegado (Modelo FEM Timón de Dirección AEE)

Al definir las regiones de pegado en una pieza, en aquellos casos en los cuales la superficie de la misma no es continua, presentando bordes agudos y quiebres abruptos, puede dar lugar a resultados de tensiones de pegado no uniformes y poco confiables alrededor de las esquinas. Por lo tanto, para evitar este problema se recomienda dividir estas áreas en múltiples regiones y pares, tal como se muestra la Figura 112.

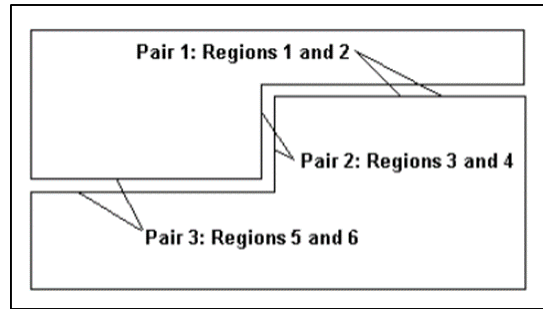


Figura 112 – División de Regiones de Pegado en zonas de bordes agudos y quiebres [34]

La región de pegado se debe definir entonces de tal manera que las superficies de pegado (“source o master” y “target o slave”) tengan sus caras enfrentadas. En la Figura 113 se muestran las distintas posibilidades de orientación de normales de elementos (‘bottom’ – ‘top’) que pueden presentarse al momento de definir una condición de pegado.

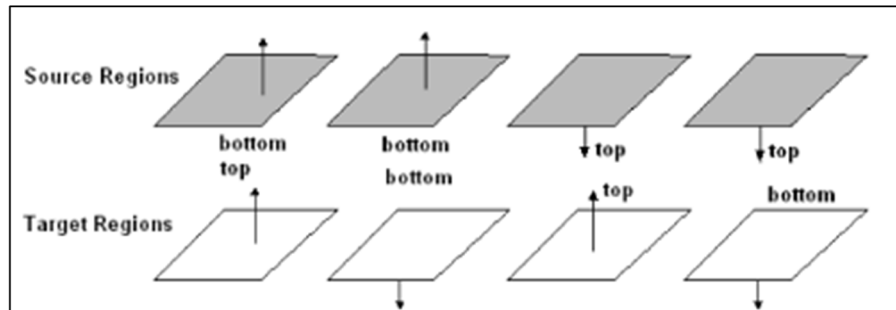


Figura 113 – Orientación de Normales de Elementos (Pegado FEM) [34]

Una vez definidas las regiones de pegado resulta necesario establecer las conexiones entre las mismas; es decir definir los ‘pares’ o ‘sets’ de regiones de pegado 2D o 3D a vincular. Se debe identificar el ID de la conexión, asignar la región de pegado ‘source’ y la región ‘target’, y definir una distancia de búsqueda para generar la condición de pegado.

Una práctica normalmente aceptada a la hora de definir los ID’s de los set de conexión consiste en utilizar una numeración correlativa de los mismos, iniciando con la misma numeración del conjunto estructural al que pertenece las piezas en cuestión. Así, por ejemplo los sets de pegado correspondientes a piezas pertenecientes a un mismo conjunto estructural compartirán un mismo campo de numeración correlativa, y de este modo es posible identificar rápidamente, por su numeración, a qué conjunto estructural pertenece cada unión pegada.

Se recomienda llevar un registro ordenado de cada uno de los sets de pegado existentes en el modelo. En la medida de lo posible se recomienda seleccionar un conjunto de piezas (por lo general se busca que sean elementos estructurales internos), tales que todas sus regiones de pegado sean definidas como regiones fuente (‘source o master regions’). De esta manera se procede a definir un único set de pegado por cada pieza; y por cada región ‘source o master’

del set se deben especificar cada una de las regiones 'target o slave' de piezas vecinas vinculadas a la misma. Esto permite identificar rápidamente cuales son las piezas y regiones conectadas entre sí, así como también definir y modificar cada uno de los sets de pegado en caso de ser necesario. Es fundamental ser ordenados y meticulosos, llevando un registro completo y actualizado de las uniones pegadas. En el "ANEXO III: Registro de Sets de Pegado: Timón de Dirección (TD) – Avión Entrenador (AEE)" se puede apreciar la planilla elaborada para el registro de cada uno de los sets de pegado existentes en el modelo FEM del TD del AEE.

Finalmente todos los sets de pegado definidos se incluyen dentro de un mismo archivo de entrada que contiene todas las interacciones de pegado del modelo FEM del TD del AEE. En este archivo se incluyen tanto la definición de cada uno de los sets de pegado existentes, así como también de los parámetros de pegado de cada set (ver Figura 114).

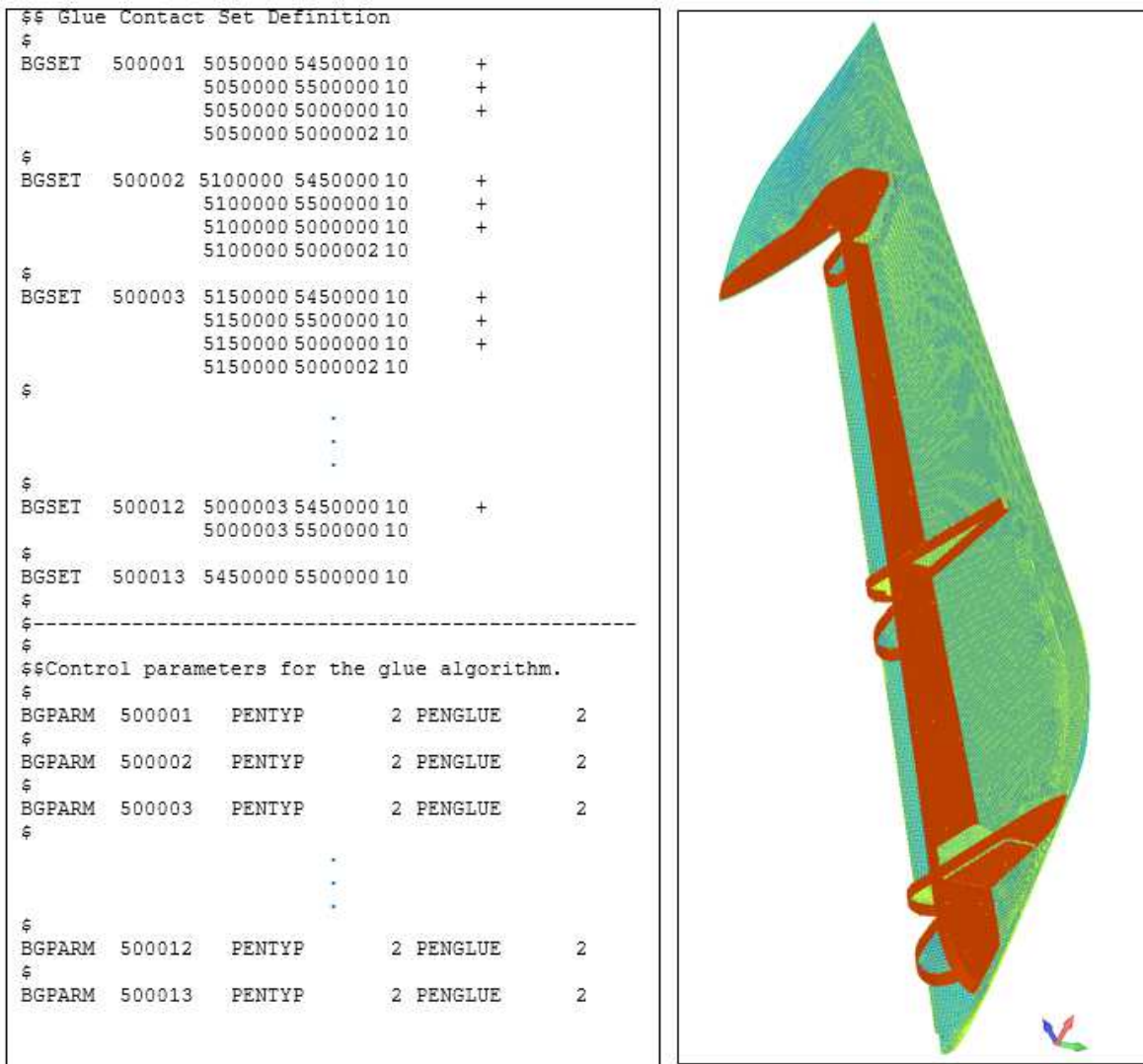


Figura 114 – Archivo de Entrada: Definición de Interacciones de Pegado, Modelo FEM Timón de Dirección AEE

Tener en cuenta que al definir los parámetros de la unión pegada, algunos softwares brindan la posibilidad de especificar la rigidez de pegado normal y la rigidez tangencial. Estos valores de rigidez pueden ser impuestos directamente por el usuario, o calculados por el software en función del valor promedio del módulo de elasticidad de los materiales a unir.

Cuando las superficies a unir son prácticamente coincidentes, entonces existe muy poca flexibilidad entre las caras de pegado, y esta herramienta funciona correctamente, permitiendo obtener resultados aceptables. En cambio, cuando las caras a unir son no coincidentes, entonces sin importar el tipo de pegado utilizado, la condición de pegado creada entre las mismas no producirá una rigidez local tan precisa como si se utilizaran elementos finitos convencionales para modelar la unión.

5.6.4.3. Análisis de Tensiones y Fuerzas de Pegado

Como ya se mencionó, la opción de pegado no solo es aplicable al modelado uniones adhesivas, sino que también constituye una manera sencilla de conectar dos piezas sin tener que generar un elemento de unión entre ambas (como ser un tornillo o un remache). Por esto, en ciertas ocasiones podemos estar interesados en extraer la carga en la interface de pegado, para prevenir un despegado o la falla del elemento de unión.

En estos casos suele ser importante extraer la fuerza local de pegado en cada nodo, así como también la suma de todas las fuerzas en la condición de pegado (Figura 115). El uso de “freebody” en Abaqus o Nastran puede ser una buena forma de lograrlo. Esta herramienta permite obtener una visión general de la carga de pegado actuante en una parte de la pieza o en toda la unión.

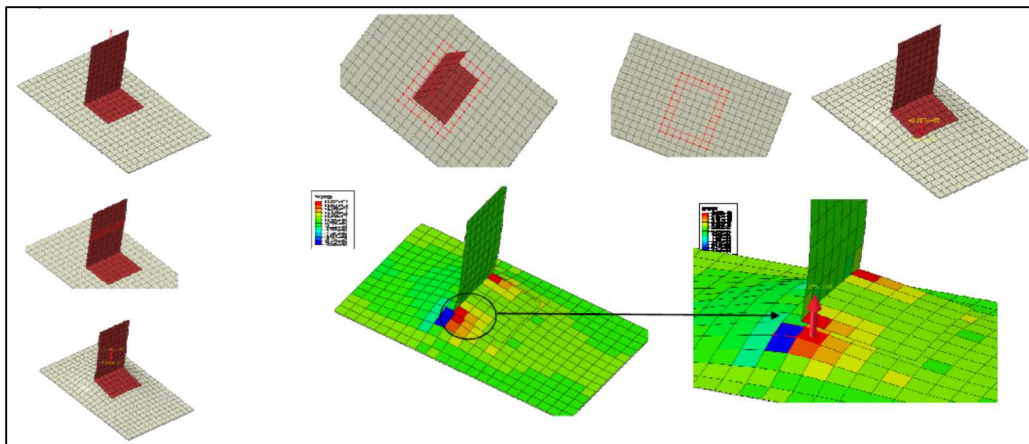


Figura 115 – Ejemplo Análisis de Fuerzas de Pegado FEM

Además, algunos softwares de post-proceso, brindan la posibilidad de extraer directamente las tensiones de despegado: Tensiones Normales y Tensiones de Corte. Tal como se puede apreciar en la Figura 116 y Figura 117, en las cuales se muestra el análisis de pegado de la toma bancada motor al recubrimiento de fuselaje – AEE (toma bancada material compuesto: fibra de vidrio 7781 – resina epoxi: Araldit 5052; adhesivo: Aradit XB5047; endurecedor: xb5067).

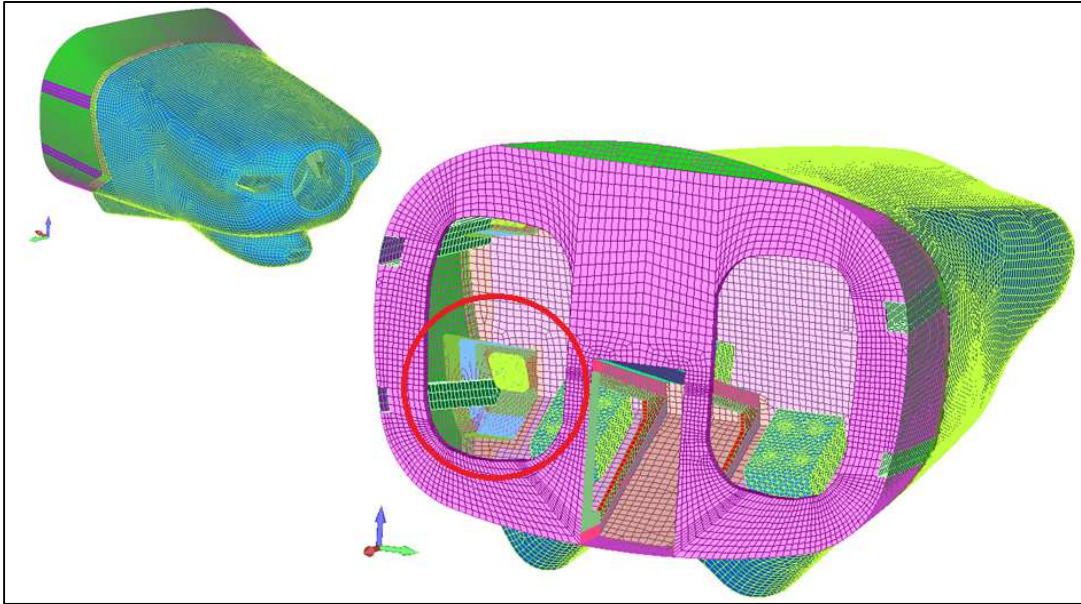


Figura 116 – Modelo FEM Detalle Fuselaje Anterior AEE

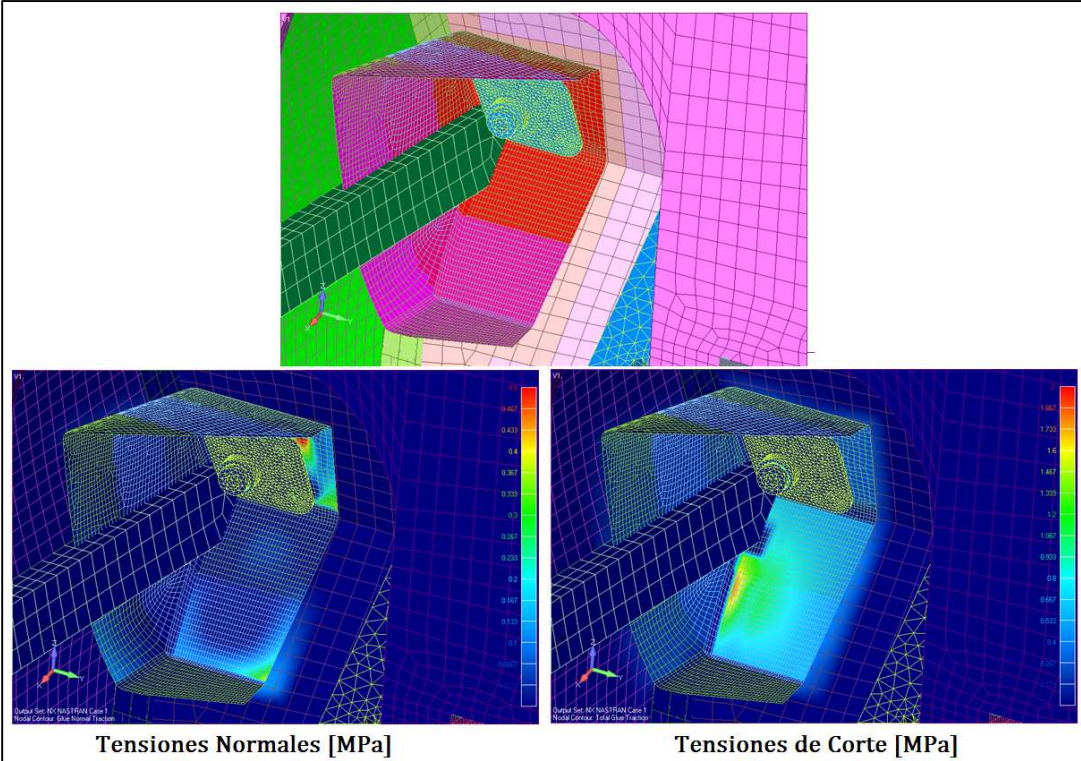


Figura 117 – Análisis de Pegado de las Tomas Bancada Motor al Recubrimiento Fuselaje AEE (Tensiones Normales y de Corte)

6. Modelado FEM Material Compuesto

6.1. Introducción

La estructura del avión AEE, objeto de estudio de este trabajo, fue detallada en la Sección 2.4 titulada: “Descripción de la Estructura”; la misma se compone fundamentalmente de piezas de material compuesto (principalmente laminado fibra de vidrio – epoxi), por lo tanto en esta sección se considera apropiado profundizar aún más en el análisis de las características inherentes a este tipo de materiales y especialmente en las técnicas de modelado FEM asociadas a estructuras de material compuesto.

El estudio y diseño de materiales compuestos requiere conocimiento del comportamiento de materiales anisotrópicos, teorías estructurales y criterios de falla. A diferencia de los materiales isotrópicos, los materiales anisotrópicos presentan un comportamiento complejo de estudiar debido a la gran cantidad de variables a tener en cuenta [10].

El nivel de detalle necesario en la descripción del material depende del nivel de post-proceso deseado. Es por ello que previo a la discretización del modelo, es necesario definir el objetivo del proyecto de forma exhaustiva ya que el tipo de discretización está íntimamente relacionada a la teoría de falla a utilizar. El modelado de un material compuesto difiere del modelado de materiales convencionales en tres aspectos fundamentales [4]:

- Las ecuaciones constitutivas para cada lámina son ortotrópicas. Es crucial una caracterización precisa de las propiedades de las capas para obtener resultados confiables.
- Las ecuaciones constitutivas de cada elemento dependen de las hipótesis cinemáticas de la teoría de cáscaras utilizadas.
- La simetría del material es tan importante como la de geometría o cargas al querer utilizar la condición de simetría en los modelos.

6.2. Tipos y Clasificación de Materiales Compuestos

El análisis de estructuras de material compuesto se pueden clasificar según:

Niveles de Estudio: Tal como se muestra en la Figura 118, el diseño y modelado así como también el análisis de tensiones y deformaciones en un material compuesto puede realizarse a diferentes niveles [18]:

- Micro (Fibra – Matriz):
 - Fibra/Refuerzo: componente que determina, en máxima parte, la resistencia y las condiciones mecánicas del material compuesto.
 - Matriz: sistema resinoso que incluye, además, elementos como promotores, endurecedores, cargas, pigmentos, etc. Aglomerante, provee la resistencia térmica y ambiental al compuesto.
- Meso (Lámina o Capa): hilados impregnados de polímero.
- Macro (Laminado): compuesto conformado por un apilamiento de láminas o capas.
- Estructura

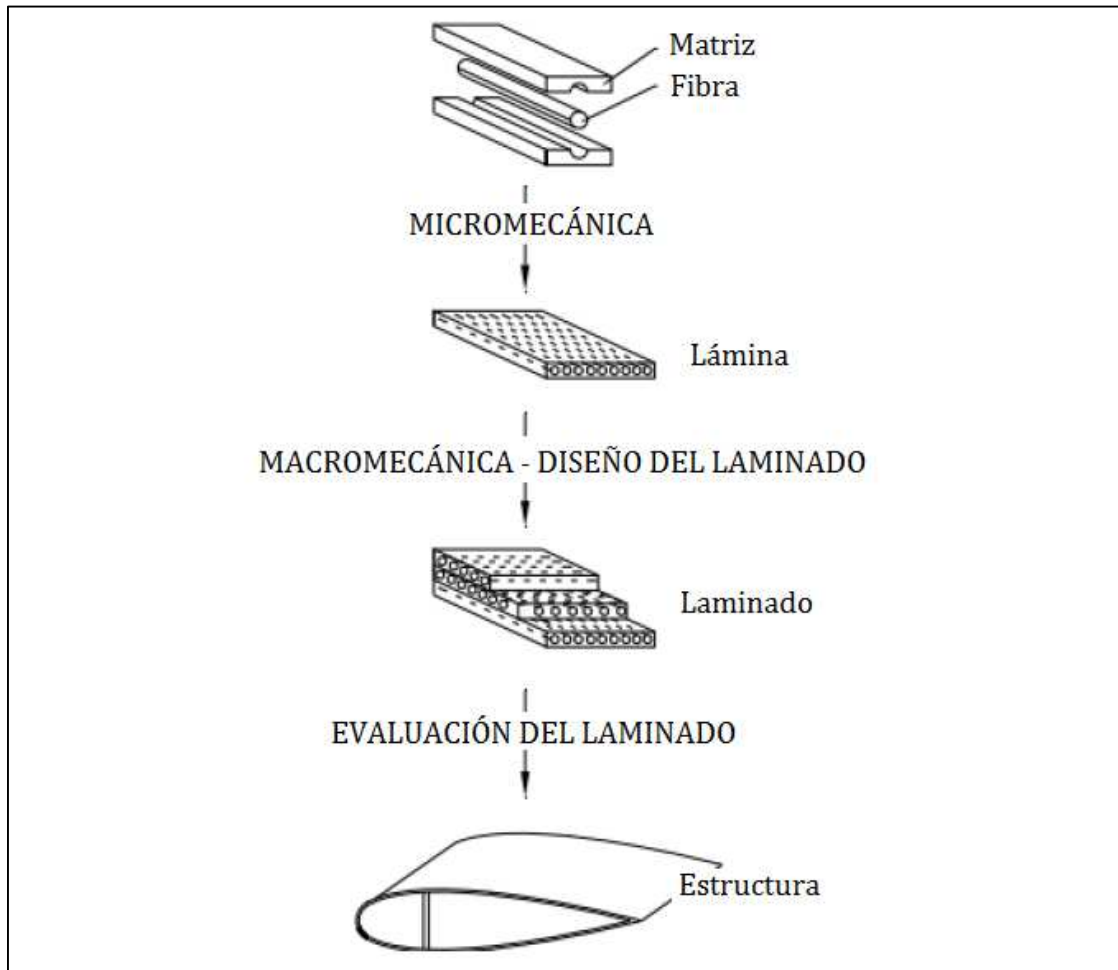


Figura 118 – Niveles de Estudio Material Compuesto [18]

Tipo de Compuestos Estructurales:

- Laminados (multicapas): son construidos a partir de una superposición de láminas o capas (plies).
- Estructuras Sándwich: son construidos a partir de una combinación de laminados, núcleo e interface de unión.

Tipo de Laminados:

- Balanceado: un laminado es balanceado, cuando para cada lámina con orientación $+\theta$, existe una $-\theta$ que le corresponde.
- Simétrico: Un laminado es simétrico cuando la secuencia de apilamiento de las láminas, a uno y otro lado del plano medio son idénticas.

6.3. Metodología para el Modelado de Materiales Compuestos

6.3.1. Proceso de Modelado FEM

El proceso de simulación de un material compuesto debe realizarse de forma ordenada y organizada (Figura 119), documentando todo tipo de decisión tomada.

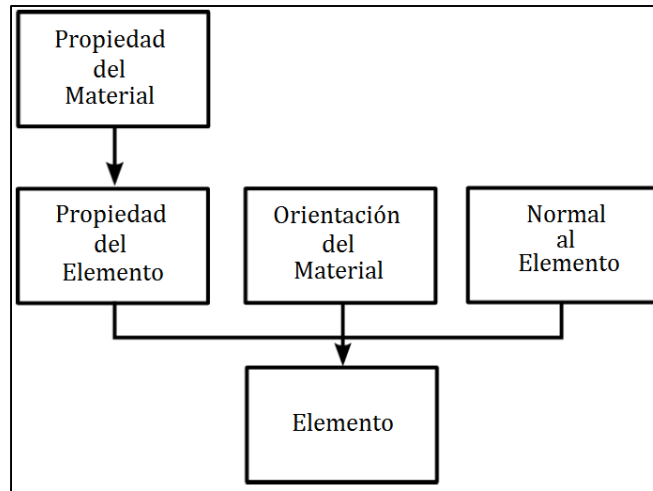


Figura 119 – Esquema Modelado FEM Estructura de Material Compuesto [4]

Se deben definir:

- Tipos de Elementos: 2D o 3D
- Propiedad del Material: tipo (isotrópico, anisotrópico); propiedades mecánicas (módulos de elasticidad, coeficientes de Poisson, coeficientes térmicos, etc.).
- Propiedad del Elemento: layup (secuencia del laminado, espesores, orientación, etc.); teoría de falla; tensión de corte permisible.
- Sistemas de coordenadas del material: definido por la orientación del material y la normal al elemento.

6.3.2. Descripción de Elementos FEM

Uno de los aspectos más complejos a la hora de trabajar con materiales compuestos consiste en definir sus propiedades, de manera tal que las mismas resulten realistas y útiles para el modelado. En general, se utilizan materiales homogeneizados Fibra/Resina para representar cada capa de un laminado. Estas pueden obtenerse de ensayos o estudios micromecánicos. Por lo general estos valores se derivan al contrastar resultados experimentales con modelos FEM's que los representan. Usualmente, para generar el modelo de material se realizan una gran cantidad de asunciones, de manera tal que dichos modelos resultarán válidos solo para ciertos esquemas de cargas y formas en particular. Para no cometer errores, es muy importante tener bien identificadas y cuantificadas cada una de las asunciones y limitaciones realizadas.

Para el modelado de materiales compuestos se suele utilizar el método de modelado por “apilamiento” de laminados compuestos (lámina por lámina). Algunos softwares de preproceso moderno incorporan herramientas que facilitan la especificación de la configuración de laminados. Estas herramientas permiten editar las láminas de manera individual o colectivamente. Incluso brinda la posibilidad de mover una o varias láminas dentro del laminado, así como también editar su espesor y ángulo de orientación dentro del laminado. Además permite calcular las matrices ‘A’, ‘B’ y ‘D’ que representan el comportamiento del laminado [10].

En la modelización del material compuesto se deben caracterizar tanto el laminado como cada lámina o capa. Para el laminado se especifican:

- Posición de las superficies “top” y “bottom” (según dirección del vector normal a la superficie de la cáscara).
- Posición relativa de la superficie de la cáscara sobre el espesor real del laminado (“bottom”, medio o “top”).
- La orientación del eje de referencia del laminado.

Para cada lámina se especifican:

- Ángulo de rotación respecto al vector material del elemento
- Espesor
- Propiedades del Material

En esta sección se estudiarán dos tipos de elementos para el modelado de materiales compuestos:

Elementos Laminados 2D

Se define el laminado como una superposición de láminas de fibra/refuerzo, con el espesor y la orientación que le corresponde. Simplificación que ignora la variación de tensión a través del espesor. Los estudios se hacen bajo las hipótesis de la “Teoría Clásica de los Laminados”. Al utilizar elementos laminados 2D es posible obtener:

- Tensión y deformación para el laminado equivalente.
- Fuerzas y Momentos Elementales
- Tensión y deformación para cada lámina individual, tensión interlaminar e índices de falla para análisis estáticos lineales y no lineales, modales, de pandeo, entre otros.

Para utilizar este tipo de elemento se asume:

- La relación entre el espesor y la longitud más pequeña de la superficie a mallar debe ser 1/20 o menor.
- La deformación de la placa debe ser menor al espesor de la misma.
- La deformación se asume que varía linealmente a lo largo de la lámina.
- Las tensiones interlaminares τ_{12} son teóricamente lineales a lo largo de cada capa. En la práctica se puede utilizar la capa media, ‘top’ o ‘bottom’ para evaluar las tensiones y asumir que es constante a lo largo del espesor.

- Tensiones que no son tenidas en cuenta en la Teoría Clásica de Laminados: σ_{33} en el espesor, y las tensiones de corte interlaminares τ_{23} y τ_{13} (Figura 120).

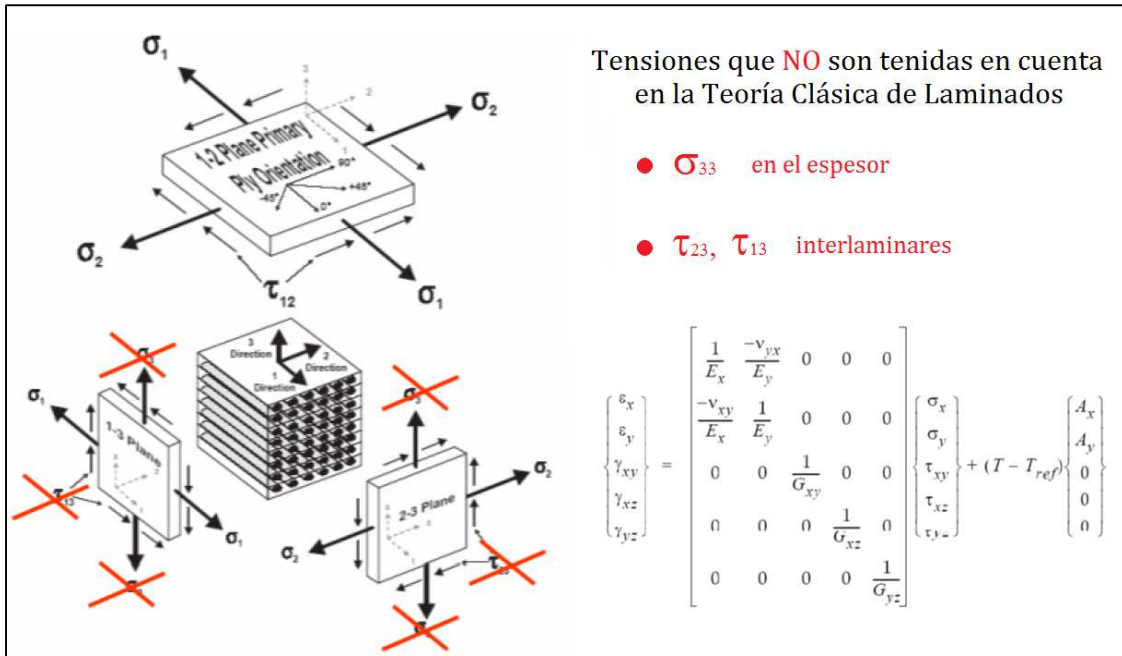


Figura 120 – Teoría Clásica de Laminados (2D) [18]

Además se debe tener en cuenta que [10]:

- Se necesita tener especial cuidado al interpretar la ubicación física de la capa tensionada.
- La mayoría de los elementos de cáscara no pueden representar adecuadamente la tensión de corte y la ignoran a lo largo del espesor. En estos casos lo óptimo es utilizar elementos sólidos.
- Se ignoran los efectos de borde.

Elementos Laminados 3D

Se define el laminado como una superposición de láminas de fibra/refuerzo, con el espesor y la orientación que le corresponde. En este caso no se ignora la variación de tensión a través del espesor. Se utiliza para laminados con un espesor considerable o estructuras sándwich. Se debe tener en cuenta que el espesor total del laminado debe ser el mismo que el del elemento; el software divide el espesor de la lámina por el espesor total del laminado, y computa fracciones que usa para que estos entren en el elemento.

El tensor de elasticidad de un material ortótropo 3D queda completamente explicitado en base a la definición de 9 constantes elásticas: $E_1, E_2, E_3, \nu_{12}, \nu_{23}, \nu_{13}, G_{12}, G_{13}$ y G_{23} .

Los beneficios de utilizar elementos laminados 3D incluyen [10]:

- Tensión y deformación para cada lámina individual, tensiones interlaminares de corte o normales en el material adhesivo.
- Una tabla de índice de falla.
- La relación entre el espesor y la longitud más pequeña de la superficie a mallar puede ser mayor a 1/20.

Se utilizan para representar en detalle zonas importantes como:

- Unión entre regiones – con aglomerante o uniones mecánicas.
- Conexiones en T, empalmes
- Bordes

6.3.3. Propiedades del Material

Las propiedades mecánicas de un material compuesto son muy dependientes de las proporciones de sus componentes, orientación, método de laminación, condiciones ambientales existentes durante el proceso de laminación y curado, etc.

A diferencia de los materiales metálicos, los materiales compuestos tiene la particularidad de que por lo general es el mismo fabricante de la estructura quien debe diseñar, validar y certificar tanto el material compuesto utilizado como así también el proceso de fabricación. Este suele ser un proceso lento y costoso debido a la gran variedad y cantidad de ensayos necesarios y tipos de materiales disponibles [20].

Algunos valores de referencia de ciertos tipos de materiales compuestos más comunes o de sus componentes, así como una guía adecuada para la caracterización de los mismos, pueden ser extraídas directamente del Composite Materials Handbook – 17 [12], en su versión más actualizada.

El valor admisible de resistencia se obtiene de aplicar factores de seguridad en la tensión o deformación límite del laminado, según la Teoría de Falla utilizada, teniendo en cuenta diferentes espesores de adherencia, módulos de elasticidad, superposición de capas, coeficientes térmicos de expansión y temperaturas operativas de servicio.

En la Figura 121 se observa un resumen de las teorías de falla más comunes, siendo el criterio de Máxima Deformación el más extensamente utilizando en el análisis de estructuras aeronáuticas.

Theory	Failure Index	Remarks
Hill	$\frac{\sigma_1^2}{x^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{x^2} + \frac{\sigma_2^2}{y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{s^2} = F.I.$	Orthotropic materials with equal strengths in tension and compression.
Hoffman	$\left(\frac{1}{x_t} - \frac{1}{x_c}\right)\sigma_1 + \left(\frac{1}{y_t} - \frac{1}{y_c}\right)\sigma_2 + \frac{\sigma_1^2}{x_t x_c} + \frac{\sigma_2^2}{y_t y_c} + \frac{\tau_{12}^2}{s^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{x_t x_c} = F.I.$	Orthotropic materials under a general state of plane stress with unequal tensile and compressive strengths.
Tsai-Wu	$\left(\frac{1}{x_t} - \frac{1}{x_c}\right)\sigma_1 + \left(\frac{1}{y_t} - \frac{1}{y_c}\right)\sigma_2 + \frac{\sigma_1^2}{x_t x_c} + \frac{\sigma_2^2}{y_t y_c} + \frac{\tau_{12}^2}{s^2} + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 = F.I.$	Orthotropic materials under a general state of plane stress with unequal tensile and compressive strengths.
Max Stress	$\text{Max} \left[\left(\frac{\sigma_1}{X_t} \right), \left(\frac{\sigma_2}{Y_t} \right), \left(\frac{ \tau_{12} }{S} \right) \right]$	None
Max Strain	$\text{Max} \left[\left(\frac{\epsilon_1}{X_t} \right), \left(\frac{\epsilon_2}{Y_t} \right), \left(\frac{ \gamma_{12} }{S} \right) \right]$	None

Figura 121 – Teorías de Falla Material Compuesto disponibles en Software Nastran [34]

6.3.4. Propiedades del Elemento FEM

Previo a la discretización de un componente de material compuesto se debe identificar cada zona de la pieza modelada con su respectivo esquema de laminado; tal como se muestra en el ejemplo de la Figura 122 con una viga sección “C”.

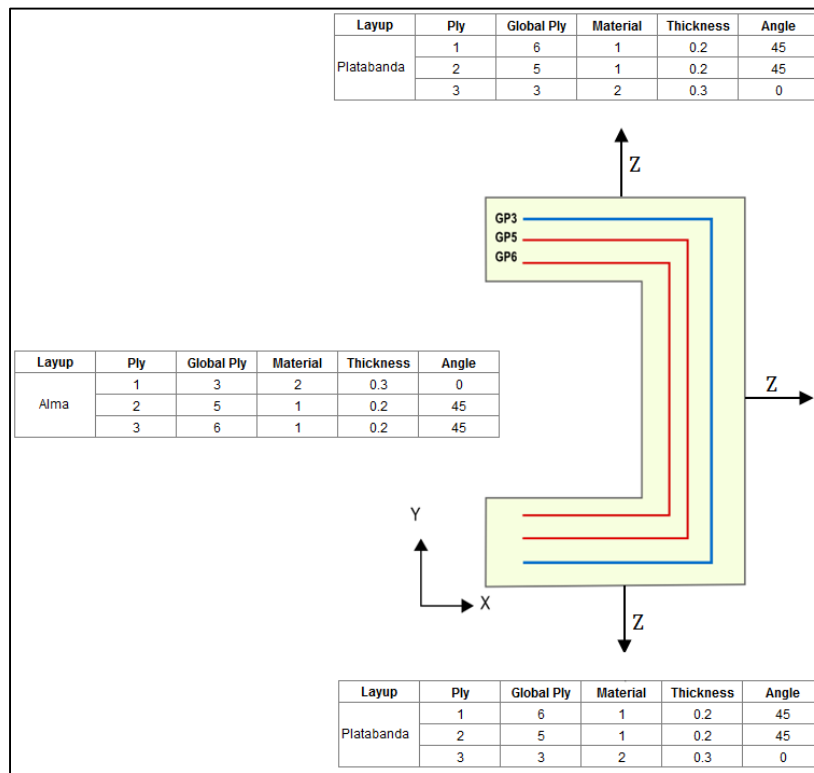


Figura 122 – Identificación de cada zona de la Pieza con su Esquema de Laminado Correspondiente

La secuencia de un laminado está relacionada con el sistema de coordenadas material del elemento, es decir, del sistema definido por la orientación del vector material sobre un elemento y su normal. De este estudio se podrá definir el tipo de discretización necesaria (teoría de cáscaras, sólidos) y las propiedades del elemento.

Es importante aclarar que para el modelado en detalle de materiales compuestos, cuando una capa interior se extiende sobre una parte de la geometría, es conveniente que la lámina mantenga siempre su numeración a lo largo de la pieza. De otra forma, si la continuidad de la capa se pierde, el post-proceso y la visualización de resultados se tornan muy complejos. Se recomienda entonces asignar números de ID's "globales" a cada una de las láminas de una determinada pieza ('global ply'), lo cual permite identificarlas unívocamente (ver Figura 123).

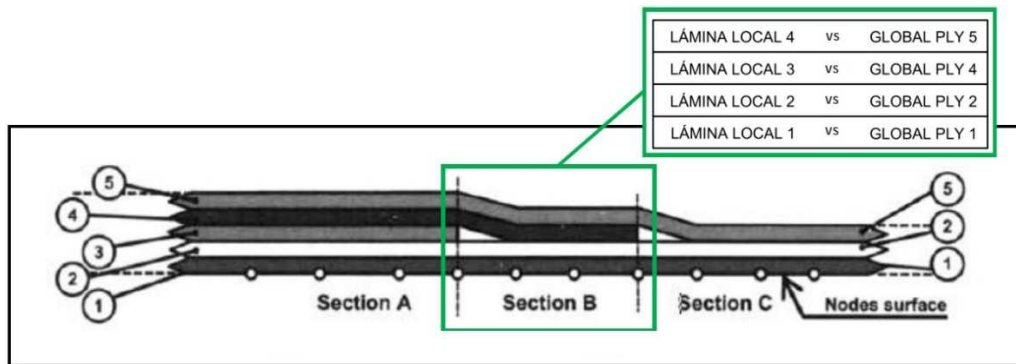


Figura 123 – Ejemplo para la Identificación y Numeración de Láminas

Además, a modo de chequeo es importante visualizar e identificar el espesor de los laminados sobre el modelo de elementos finitos. Distintos softwares de preproceso cuentan con herramientas que permiten realizar esta tarea de manera sencilla, tal como se muestra en la Figura 124.

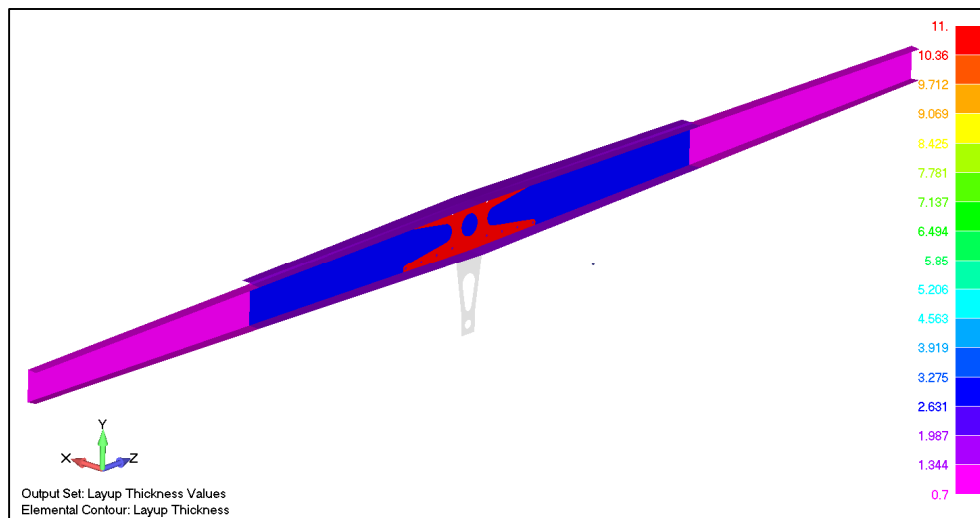


Figura 124 – Visualización de Espesores de Laminado – Modelo FEM Larguero Material Compuesto AEE

6.3.5. Orientación del Laminado: Sistemas Coordenados y Convención de Signos

En la lámina de la Figura 125 se presenta un sistema de coordenadas ortogonal, donde las direcciones “locales” se definen de la siguiente manera:

- Eje 1: alineado con la dirección principal de las fibras (o la fibra de mayor resistencia).
- Eje 2: sobre el plano de la lámina y perpendicular a las fibras
- Eje 3: perpendicular al plano de la lámina, por lo tanto, perpendicular a las fibras.

Además, se establecen las siguientes reglas básicas durante el modelado:

- La orientación positiva $+\theta$ de una lámina cumple con la regla de la mano derecha (ver Figura 125).
- Al definir un vector normal a un elemento, quedan especificadas las superficies ‘top’ y ‘bottom’, y por ende la dirección y el sentido de apilamiento del laminado. El vector normal parte de la superficie ‘bottom’ y llega a la superficie ‘top’.
- La dirección “global” de las fuerzas y momentos también puede observarse en la Figura 125. Se debe aclarar que la dirección de los momentos está relacionada con la flexión sobre el eje. Es decir, el M_x (momento en X) es una rotación sobre Y, pero una flexión en X.

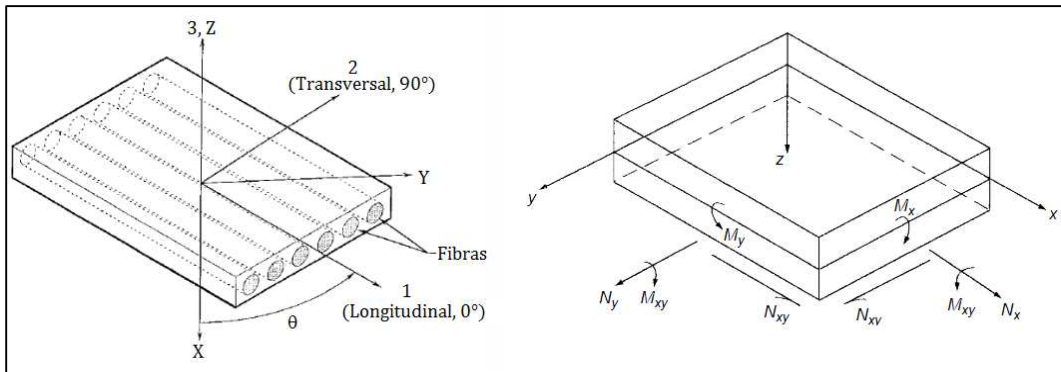


Figura 125 – Sistema de Coordenadas y Convención de Signos - Elementos Finitos de Material Compuesto [34]

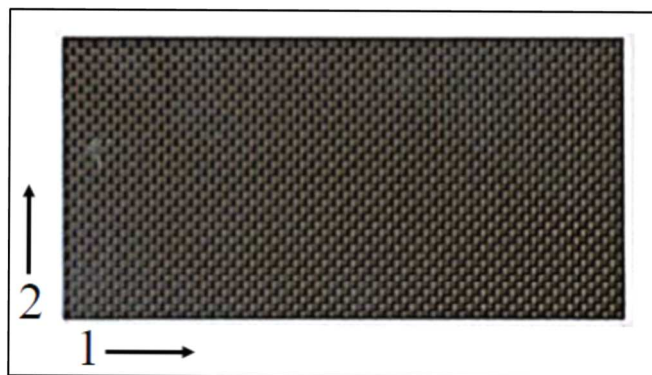


Figura 126 – Direcciones Principales de un Laminado Bidireccional de Fibra de Carbono - Epoxi

En la Figura 126 se muestra un ejemplo de un material ortótropo (laminado de fibra de carbono-epoxi). La dirección '1' del laminado puede corresponderse con la dirección 'X', y la dirección '2' con la 'Y', o viceversa. Al decidir cuál dirección del laminado es 'X' y cual 'Y', es importante respetar siempre una misma convención y adherirse a la misma.

Además los softwares de preproceso FEM incluyen herramientas para el chequeo de las propiedades de los materiales compuestos modelados, que permiten visualizar espesores y orientaciones de láminas y laminados presentes en el modelo. En la Figura 127 se observan los resultados obtenidos con las herramientas de chequeo tanto para el caso de software Abaqus como para Femap.

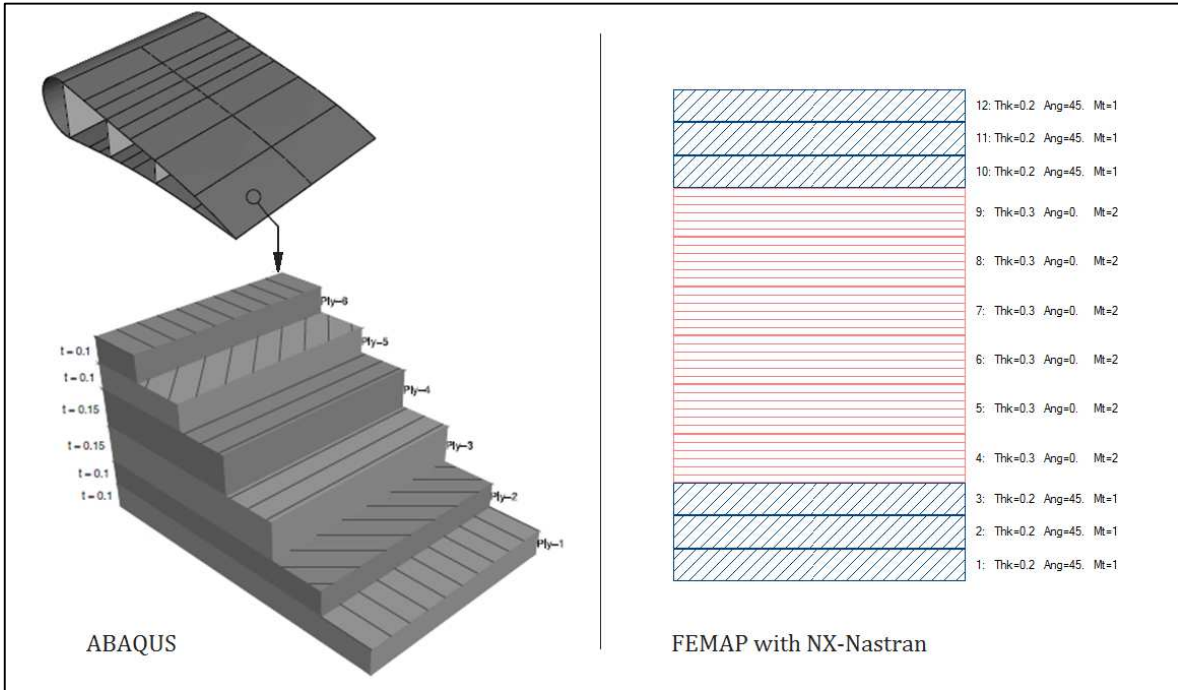


Figura 127 – Herramientas para la Visualización y Chequeo de Laminados (Abaqus - Femap)

Además de combinar las láminas en una secuencia determinada, la definición de un laminado incluye la orientación de un vector material y un vector normal para cada elemento en el modelo. Esto define un sistema de coordenadas local sobre cada elemento, al cual están referidas todas las propiedades del laminado (orientación de las láminas, espesor, secuencia de apilamiento, etc.). Los pasos para definir la orientación de las fibras son:

- Eje 1: Longitudinal.

Es la dirección principal de las fibras y se define con la orientación del material. El vector material está en el plano de cada elemento y define la dirección relativa para la cual se asignan las propiedades ortotrópicas del material. Se toma como referencia una longitud característica del componente (envergadura del ala, cuerda de un perfil), o bien, si la fibra es unidireccional, se toma la dirección de la fibra. Se debe definir la orientación del material y la secuencia en el

apilamiento de láminas al mismo tiempo de forma que las propiedades sean correctas. En la Figura 128 se muestra un ejemplo de visualización de orientación del laminado en el cual, la dirección '1' del laminado se encuentra orientada paralela al eje 'Z' global del modelo.

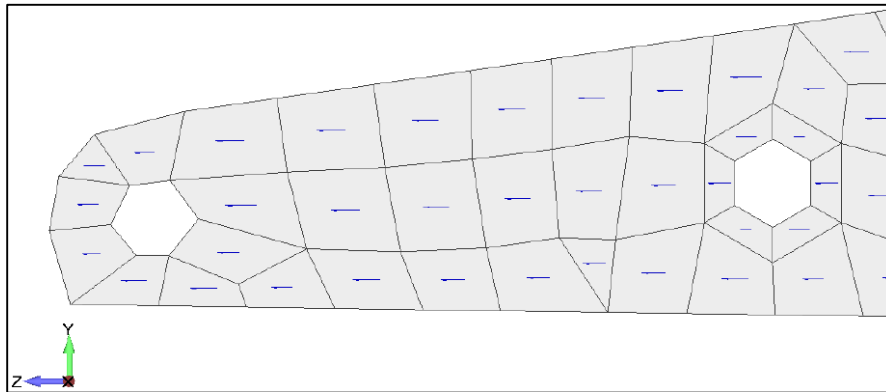


Figura 128 – Ejemplo Visualización de Orientación de Material (según Eje 'Z' Global)

Es importante chequear que todos los elementos laminados tengan asignada su correspondiente orientación de material. En el caso de algunos softwares como Nastran o Abaqus, no se podrá ejecutar la simulación mientras existan elementos que no tengan asignadas sus orientaciones.

Los softwares de preproceso cuentan con herramientas o aplicaciones que permiten identificar y corregir las orientaciones de elementos.

Para determinar la orientación de laminado más adecuada para una determinada pieza estructural de material compuesto, se deberá tomar en cuenta que tipo de elemento estructural se trata. Así, por ejemplo, en el caso de un larguero a flexión se recomienda disponer de una orientación de laminación $\pm 45^\circ$ en el 'alma', donde las tensiones de corte son dominantes; y una orientación a 0° , alineada con la dirección longitudinal del larguero, en las platabandas, donde predominan las tensiones axiales (tracción - compresión); con lo cual se busca que las fibras del laminado trabajen siempre axialmente. En ciertos casos en los que no resulta claro el comportamiento estructural de una determinada pieza, es posible realizar una primera simulación utilizando un material isótropo para determinar la dirección de las tensiones principales, y así definir la orientación más conveniente.

También, ciertos softwares FEM incluyen módulos de optimización que permiten calcular la dirección óptima del laminado de una determinada pieza de material compuesto en función de las solicitaciones a la que la misma se halla sometida. En la Figura 129 se muestra un ejemplo de modelado de un 'winglet' alar usando ABAQUS [35]. Representado por un apilamiento de laminados compuestos ('Continuum Shell') y sujeto a cargas de presión. Se corre un análisis estático y se obtiene el índice de falla Tsai-Wu. El objetivo es mantener dicho índice, para todas las láminas del modelo, por debajo de 1.0, lo que indica que el laminado no fallará. El laminado consta de 4 láminas, cuya orientación inicial es $[0/45/0/30]$, tal como se puede observar en la Figura 129.

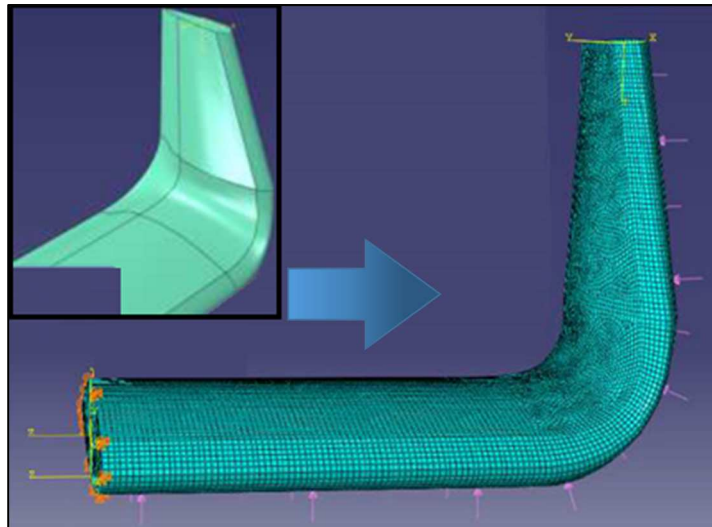


Figura 129 – Ejemplo de Optimización de la Orientación de un Laminado [35]

Las variables de diseño elegidas en este caso son: 4 ángulos de laminación, y 9 valores posibles para cada laminado (-90°, -45°, -30°, -15°, 0°, 15°, 30°, 45°, 90°). De esta manera, se utilizan las capacidades de optimización del módulo 'Isight' [35] de ABAQUS para determinar los ángulos de laminación óptimos de forma tal que el máximo índice de Tsai-Wu del modelo no supere 1.0. En la Figura 130 se muestra el resultado del proceso de optimización llevado a cabo:

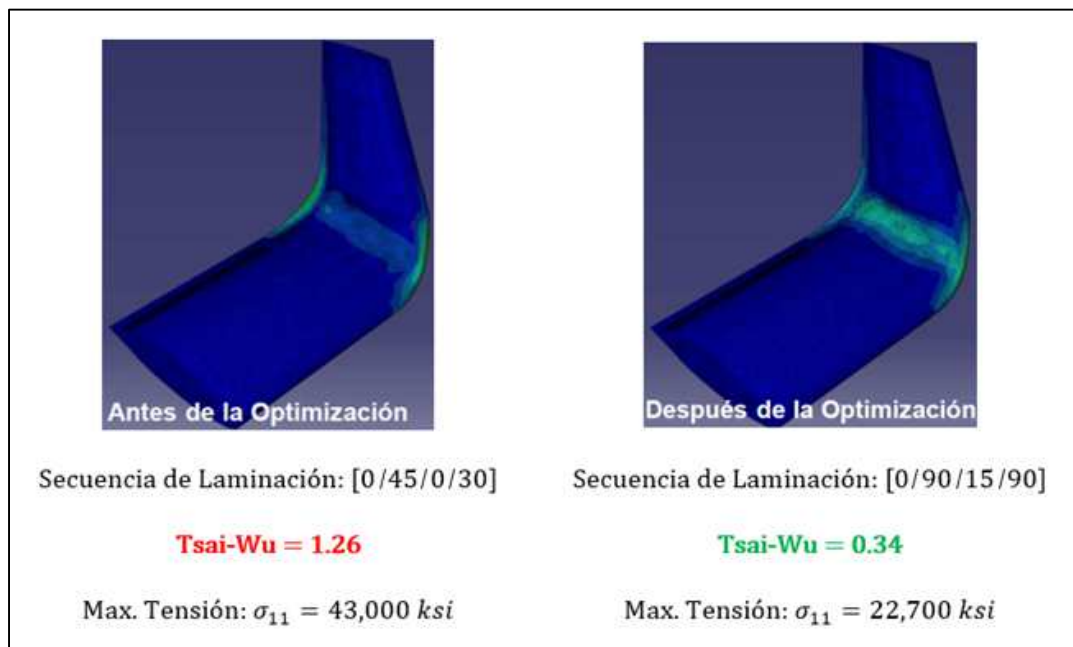


Figura 130 – Ejemplo: Dirección Óptima de un Laminado en un Winglet Alar [35]

- Eje 2: Transversal.

Está definida por la dirección del material y la normal al elemento con la regla de la mano derecha.

- Eje 3. Normal.

Es el vector normal al elemento y define el sentido en la secuencia de apilamiento de las láminas, generalmente relativa a un plano medio (estructura interna del laminado) o a una superficie de moldeo (macho o hembra). Además, el sentido de las normales es importante al momento de observar tensiones 'top' (última lámina) y 'bottom' (primer lámina) durante el post-proceso de resultados, así como también en la definición de los contactos e interacciones entre la mallas.

La visualización de las normales de los elementos es una herramienta muy útil para detectar que los vectores normales a las caras de los elementos tengan el mismo sentido por cara o placa mallada (ver Figura 131).

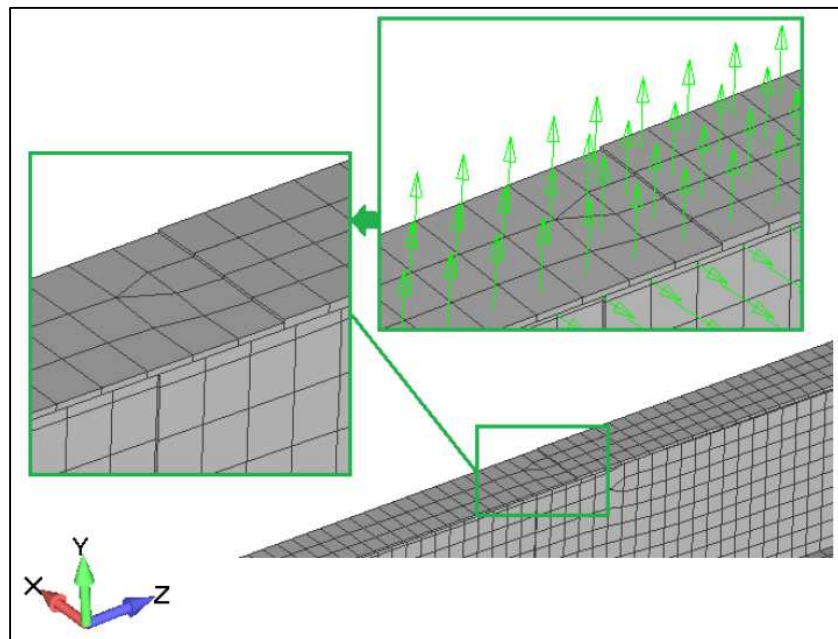


Figura 131 – Ejemplo de Visualización de Normales sobre Platabanda de Larguero

Por lo general, el sentido de la normal está relacionada con la dirección de desmolde del compuesto durante el proceso de fabricación. Se debe definir la orientación normal del elemento de forma tal de que la línea de moldura interna/externa sea continua. Esto es importante especialmente al existir diferencia de espesores sobre una misma superficie de trabajo. Hay que tener especial cuidado en la definición de las normales para representar correctamente el offset del espesor y la rigidez general. En la Figura 132 se puede observar un ejemplo de reducción de camadas en un laminado, y como ésta se relaciona con la definición de la orientación de la normal del elemento.

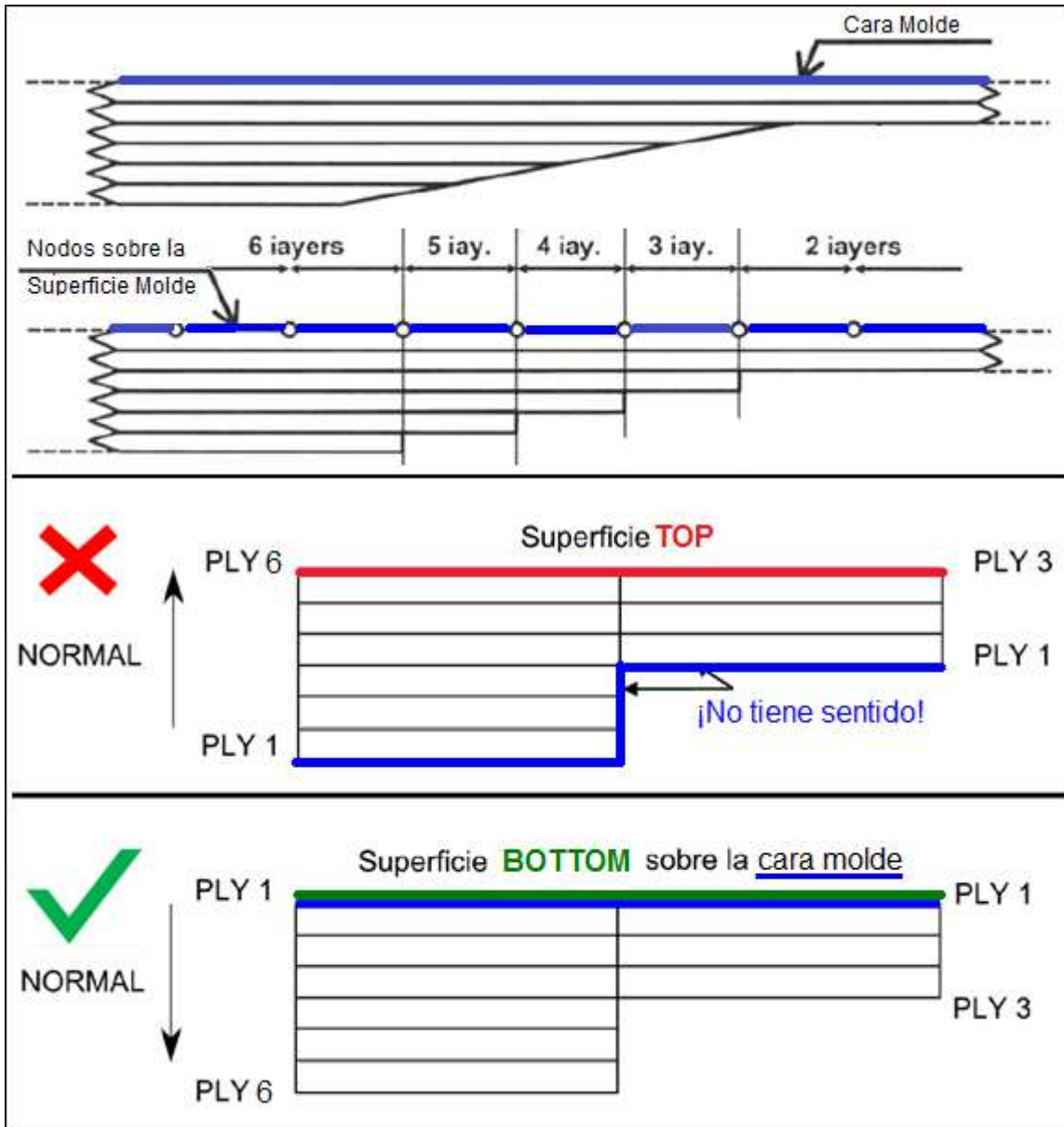


Figura 132 - Definición de la Dirección Normal en un Laminado (Reducción de Camadas)

6.4. Modelado de una Estructura Sándwich

Para el modelado de materiales compuestos con intermediario (honeycomb, foam, epocast, etc.) se admite el uso de propiedades de elementos laminados 2D. En esta sección se analiza cómo definir un elemento laminado 2D para que reproduzca de manera correcta el comportamiento de un material compuesto con intermediario, tal como el que aparece en la Figura 133.

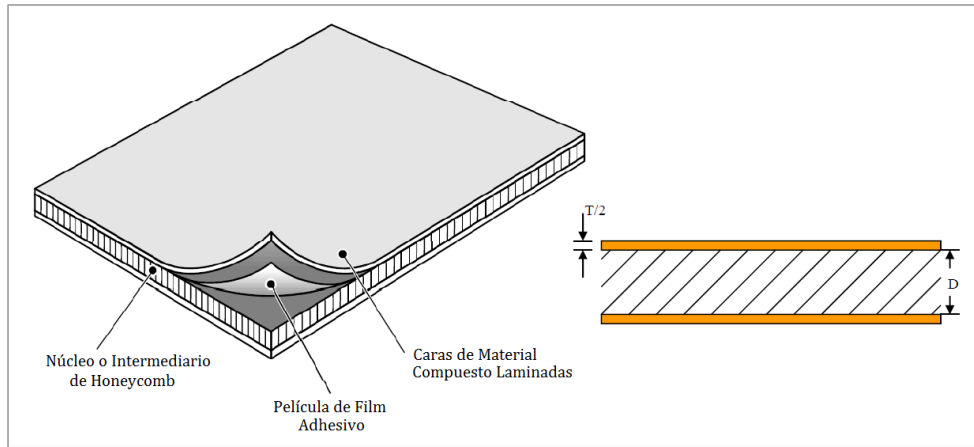


Figura 133 – Estructura Sándwich de Material Compuesto [24]

El tipo de modelado FEM más adecuado para una estructura sándwich dependerá del problema a resolver. En el siguiente ejemplo [24] se modela un panel de material compuesto con intermediario de honeycomb utilizando software Femap. Las caras del mismo de carbono-epoxi, mientras que el núcleo es modelado como un material isótropo.

Se proponen dos métodos de modelado distintos, se comparan las ventajas y desventajas de cada método, y se evalúan los resultados. Los modelos se encuentran simplemente apoyados, sometidos a una carga de 10G's. A continuación se procede a describir cada modelo:

Opción de Modelado N°1:

Utilizando elementos sólidos para el modelado del núcleo, y elementos laminados 2D para el modelado de las caras; se da un offset de 0.05 a los elementos laminados de las caras para compensar su espesor (ver Figura 134).

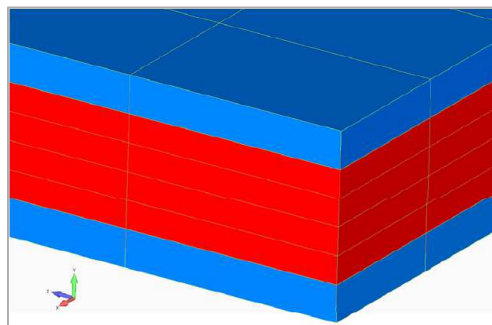


Figura 134 – Opción N°1 para el Modelado FEM de Estructura Sándwich [24]

A continuación se muestra el “layup” del laminado de cada cara. Como se puede observar en la imagen, cada cara laminada presenta un espesor “ $\frac{t}{2} = 0.1 [in]$ ”, compuesta por 8 láminas de 0.0125 pulgadas cada una (ver Figura 135).

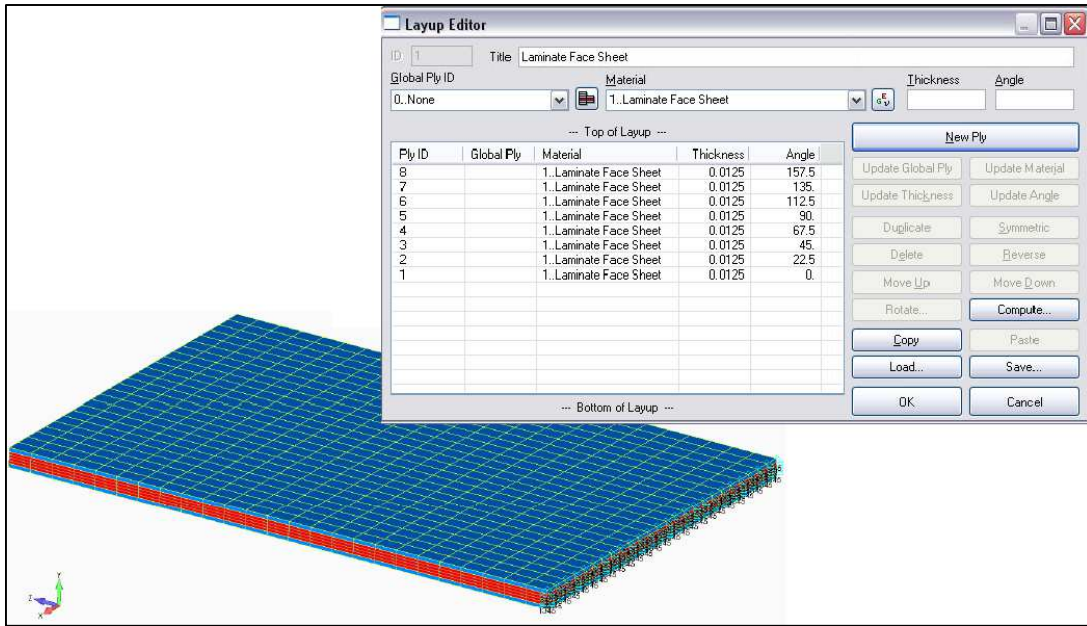


Figura 135 – Layup Laminado de Caras Exteriores (Opción de Modelado N°1) [24]

Opción de Modelado N°2:

Otra alternativa consiste en utilizar elementos laminados 2D, combinando el núcleo y las caras laminadas en una misma propiedad (procedimiento simple). En la Figura 136 se muestra el “layup” del laminado completo.

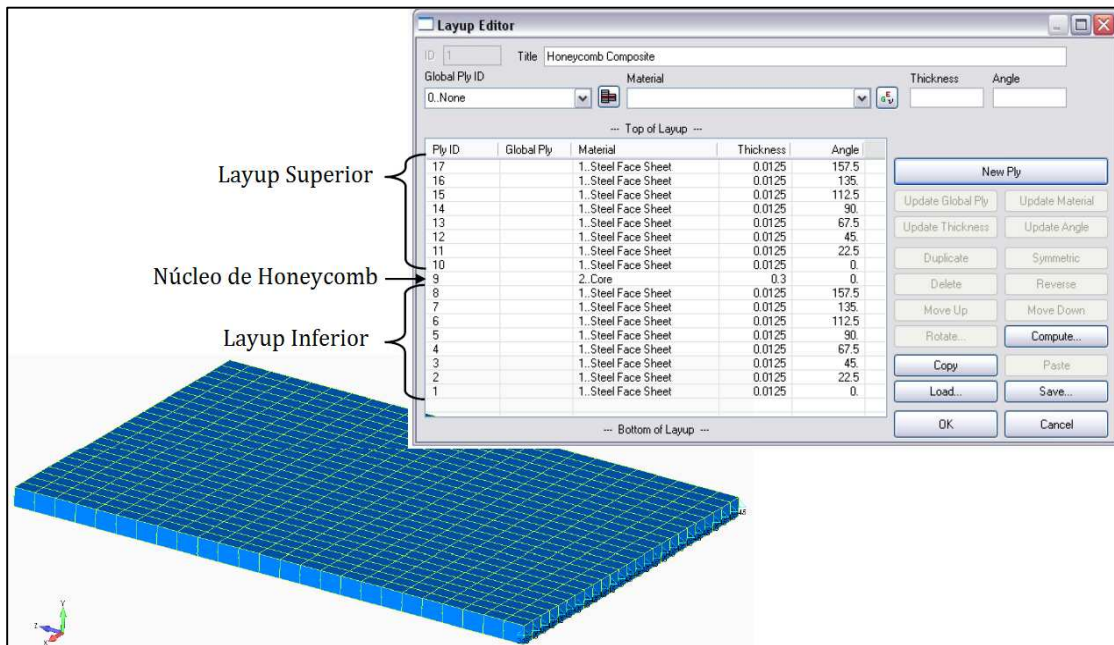


Figura 136 – Opción N°2 para el Modelado FEM de Estructura Sándwich (Layup Completo) [24]

Conclusión:

En la Tabla 18 se comparan los resultados obtenidos al correr ambos modelos; en ambos casos los resultados son consistentes, y no difieren mucho entre sí; sin embargo existen otras consideraciones que contribuyen a decidir cuál es el mejor método a utilizar para este caso.

	Cantidad de Nodos	Tiempo de Cálculo	Deflexión Máxima
Modelo Laminado 2D	677	5 s	0.0137 in
Modelo 3D (Hex)	3381	10 s	0.0139 in

Tabla 18 – Resultados Análisis Comparativo: Distintas Opciones de Modelado FEM de una Estructura Sándwich de Material Compuesto usando Femap [24]

El modelo de malla sólida hexagonal (Hex Model) es muy preciso, sin embargo presenta mayor cantidad de nodos, grados de libertad, y por ende más costoso computacionalmente. El modelo de elementos laminados 2D (Laminate Model) – Femap, presenta una menor cantidad de grados de libertad, y además su modelado es más sencillo; esto lo convierte en la alternativa de modelado FEM más conveniente para este caso en particular.

6.5. Planilla de Chequeo de Materiales Compuestos

Una vez finalizado el proceso de discretización, el modelista deberá realizar un chequeo de calidad del modelo de material compuesto generado.

Teniendo en cuenta todo lo mencionado a lo largo de esta sección, se establece que para cada propiedad de material compuesto modelada se deberán verificar:

- Sistema de Coordenadas: a partir del cual fue definida cada propiedad.
- Orientación Normal: vectores normales de los elementos sobre una misma superficie, con la misma dirección.
- Orientación Material: vector material con la orientación requerida.
- Secuencia del Laminado: orden correcto del apilamiento, así como materiales, espesores y ángulos.
- 'top'/'bottom': las láminas 'top'/'bottom', debe estar en concordancia con la orientación normal del vector.
- Global Ply: IDs correcto.
- Tipo de Elemento: especificar si el tipo de elemento es Placa/Laminado o Sólido.
- Espesor del Elemento: Si el tipo de elemento es sólido, se debe colocar el espesor del mismo. Este espesor debe ser igual o proporcional al espesor del Layup definido en la propiedad.

Además de los chequeos mencionados, pueden sumarse otros según lo precisen las necesidades del problema en estudio. En la Tabla 19 se presenta el formato para la planilla de chequeo de material compuesto y en la Tabla 20 se presenta un ejemplo de aplicación a una pieza de material compuesto perteneciente al larguero del AEE.

Planilla de Chequeos para Materiales Compuestos										
Revisión del Proyecto										
O.T.:										
Fecha:										
Autor:										
Revisión Nº:										
Componente	Propiedad	Layup	Sistema de Coordenadas	Orientación Normal	Orientación Material	Secuencia Laminado	Top/bottom	Global Ply	Tipo de Elemento	Espesor del elemento (t)
Nombre de la parte	ID-Nombre	ID-Nombre	ID-Nombre	ok	ok	ok	ok	ok	Placa/Sólido	
Propiedad 1 ID-Nombre										
Layup	Ply	Global Ply	Material	Thickness	Angle	Sistema Coord. Material				
ID-Nombre	1					Eje 1				
	2					Eje 2				
	3					Eje 3				
									
	N									
Sumatoria										
IMAGEN	Layup en el Componente									
IMAGEN	Componente y Orientaciones									
IMAGEN	Layup Viewer									
Propiedad 2 ID-Nombre										
Layup	Ply	Global Ply	Material	Thickness	Angle	Sistema Coord. Material				
ID-Nombre	1					Eje 1				
	2					Eje 2				
	3					Eje 3				
									
	N									
Sumatoria										
IMAGEN	Layup en el Componente									
IMAGEN	Componente y Orientaciones									
IMAGEN	Layup Viewer									

Tabla 19 – Planilla de Chequeo de Material Compuesto

Ejemplo Planilla de Chequeos para Materiales Compuestos

Revisión del Proyecto

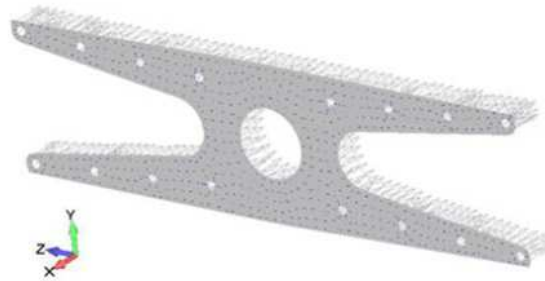
O.T.:
 Fecha:
 Autor:
 Revisión N°:

Componente	Propiedad	Lagup	Sistema de Coordenadas	Orientación	Orientación	Secuencia Laminado	Top/bottom	Global Ply	Tipo de Elemento	Espesor del
Alma con Herraje	Herraje Inserto	Herraje Inserto	0_Basic	ok	ok	ok	ok	ok	Placa	-
Alma 1	Alma 1	Alma 1	0_Basic	ok	ok	ok	ok	ok	Placa	-
Alma 2	Alma 2	Alma 2	0_Basic	ok	ok	ok	ok	ok	Placa	-
Alma 3	Alma 3	Alma 3	0_Basic	ok	ok	ok	ok	ok	Placa	-

Propiedad Herraje Inserto

Lagup	Ply	Global Ply	Material	s	Angle
Herraje Inserto	1	0	3	2	0
	2	12	1	0.2	45
	3	11	1	0.2	45
	4	10	1	0.2	45
	5	9	2	0.3	0
	6	8	2	0.3	0
	7	7	2	0.3	0
	8	0	3	2	0
	9	0	3	2	0
	10	1	2	0.3	0
	11	2	2	0.3	0
	12	3	2	0.3	0
	13	4	1	0.2	45
	14	5	1	0.2	45
	15	6	1	0.2	45
	16	0	3	2	0

Material	
Eje 1	-Z
Eje 2	-Y
Eje 3	-X



16	Thk=2	Ang=0	M=3
15	Thk=0.2	Ang=45	M=1
12	Thk=0.3	Ang=0	M=2
10	Thk=0.3	Ang=0	M=2
9	Thk=2	Ang=0	M=3
8	Thk=2	Ang=0	M=3
7	Thk=0.3	Ang=0	M=2
5	Thk=0.3	Ang=0	M=2
2	Thk=0.2	Ang=45	M=1
1	Thk=2	Ang=0	M=3

Tabla 20 – Ejemplo Planilla de Chequeo de Material Compuesto: Pieza Central Larguero AEE

7.No Linealidades

7.1. Introducción

Tal como se mencionó anteriormente, en análisis lineales la respuesta de la estructura es directamente proporcional a la carga aplicada. La linealidad puede llegar a ser una representación bastante aproximada de la realidad, o en caso contrario solo es el resultado de una serie de asunciones simplificadas realizadas a los efectos del análisis. En el análisis lineal se asume que los desplazamientos y las rotaciones son pequeños, que las tensiones son directamente proporcionales a las deformaciones y se obtienen en un único paso de solución, y que las cargas mantienen su dirección inicial conforme la estructura se deforma.

Gran cantidad de problemas pueden solucionarse de manera adecuada implementando asunciones de linealidad; sin embargo existe otra gran cantidad de situaciones que exigen análisis no lineales; como por ejemplo: problemas con contactos, plasticidad del material, pérdida de rigidez de la estructura por efecto de pandeo, grandes desplazamientos y rotaciones que hacen que las ecuaciones de equilibrio deban escribirse en función de la configuración deformada y no de la estructura original, etc.

La presencia de no linealidades incorpora una complejidad adicional, ya que las ecuaciones que describen la solución del problema incluyen condiciones que no son totalmente conocidas hasta que no se termine de resolver el mismo (configuración actual, condición de carga, estado de tensiones, condiciones de apoyo, etc.), por lo tanto se requiere de un proceso iterativo. El resultado del problema entonces no puede obtenerse a partir de un único paso de análisis, sino que requiere varios pasos de iteración, que consiste en adaptar la solución tentativa y repetir hasta satisfacer la condición de convergencia [7].

Los análisis no lineales permiten abordar una gran variedad de problemas, pero en cierto sentido son más restrictivos que los análisis lineales. En análisis no lineales ya no resulta válido el principio de superposición; de esto se deriva el hecho de que en este tipo de análisis no es posible escalar los resultados en proporción a las cargas ni combinar los resultados de diferentes casos de carga entre sí, tal como se hace en los casos de análisis lineales. Por lo tanto, cada caso de carga requiere un análisis por separado. Además, si el caso de carga consiste en una serie de cargas aplicadas secuencialmente, entonces los resultados obtenidos NO son independientes del orden en que se apliquen las mismas.

Para representar fenómenos no lineales, es necesario contar con elementos finitos apropiados para tal fin. De ser necesario, estos elementos pueden combinarse con elementos lineales para optimizar el costo computacional si es posible localizar las zonas con comportamiento no lineal. El proceso de análisis se lleva a cabo mediante incrementos graduales de las cargas o en el tiempo, iteraciones con test de convergencia hasta lograr un error de equilibrio aceptable, y actualizaciones de la matriz de rigidez del problema. Además existe la posibilidad de ajustar el proceso de actualización de la matriz de rigidez para mejorar la eficiencia computacional del método, según el problema que se esté analizando [28].

En conclusión, para realizar un análisis no lineal se requiere una comprensión más amplia del comportamiento estructural. Antes que nada, es necesario determinar el tipo de no linealidades involucradas. Si existe un cambio en las condiciones de borde asociado a un

contacto durante el proceso de carga el problema deberá ser clasificado como un problema de condiciones de borde no lineales y puede requerir algoritmos de contacto especiales [7].

A continuación se incluye una breve descripción de cada de las no linealidades más comunes en el análisis de estructuras aeronáuticas.

7.2. No Linealidades Geométricas (Grandes Desplazamientos y Rotaciones)

Las no linealidades geométricas se manifiestan en problemas que involucran grandes desplazamientos y rotaciones. Las características principales de un problema con no linealidades geométricas con las siguientes [7]:

- Cargas seguidoras debido a grandes rotaciones.
- Cambio de rigidez geométrica asociada al efecto de tensiones iniciales (como resultado de grandes deformaciones y rotaciones).
- Grandes deformaciones del material ('strains') asociada a los grandes desplazamientos en la estructura. Característico de materiales hiperelásticos.

Intuitivamente, los efectos de las no linealidades geométricas se vuelven significativos cuando la deformada de la estructura se distingue a simple vista de la geometría original; este hecho se hace manifiesto en el caso de estructuras de aeronaves de material compuesto, las cuales experimentan grandes deformaciones en su estructura, especialmente en ala y empenajes. Una definición más rigurosa y cuantitativa para grandes desplazamientos puede derivarse de la teoría de placa de Kirchhoff y Love, la cual establece que la teoría de pequeñas deformaciones es válida para una deflexión máxima inferior al 20% del espesor de la placa, o en su defecto menor a un 2% de la longitud de la placa [7]. Sin embargo, esta definición puede llegar a ser un poco conservativa en el caso de análisis numéricos. Adicionalmente, no es posible distinguir un límite claro para grandes desplazamientos, ya que los efectos de no linealidades geométricas son tan dependientes de las condiciones de borde impuestas como de las dimensiones de la estructura en cuestión.

Las no linealidades geométricas que involucran grandes rotaciones, pueden originarse como producto de rotaciones de cuerpo rígido o por rotaciones inducidas por deformaciones. Cuando las cargas aplicadas a la estructura son dependientes de los desplazamientos y rotaciones que la misma experimenta, se denominan "cargas seguidoras". Tal es el caso por ejemplo de las cargas de presión o térmicas aplicadas en superficies que experimentan grandes rotaciones. Las fuerzas centrífugas son otro ejemplo de fuerzas seguidoras. Por último, los efectos de grandes deformaciones asociadas al formado de metales, y a aplicaciones con gomas y elastómeros, pueden exceder en algunos casos el 100%. Para poder modelar problemas de esta categoría se requiere de una formulación especialmente desarrollada para tal fin ('Finite Strain Formulation') [32].

7.2.1. Ejemplo de Aplicación Práctica: Análisis No Lineal – Tren de Aterrizaje AEE

A continuación se incluye la resolución de un caso práctico que consiste en el análisis estático del tren de aterrizaje (tipo ‘ballesta’) del AEE, objeto de estudio de este trabajo, el cual se encuentra sometido a un estado de carga vertical de 15000[N].

Para el modelado FEM del tren de aterrizaje (ballesta izquierda) se emplea una malla sólida compuesta por 81410 elementos tetraédricos parabólicos (10 nodos); ver Figura 137. El material de la ballesta es Al 7075-T6.

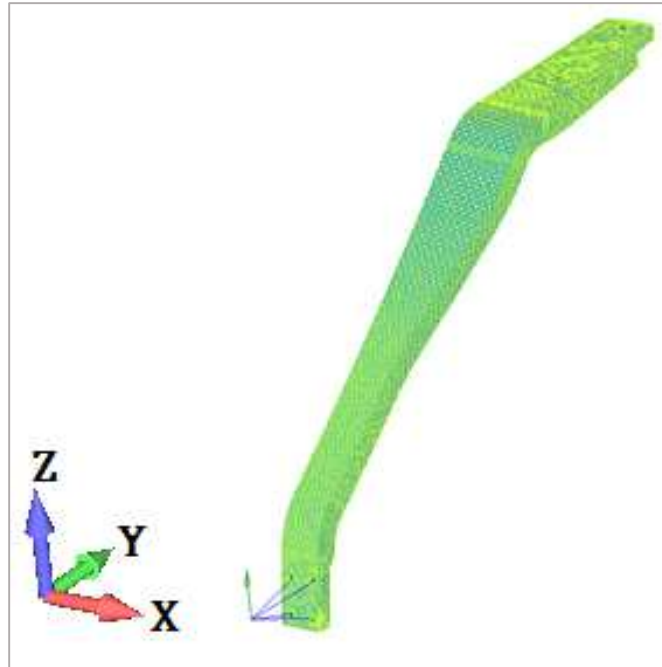


Figura 137 – Modelo FEM Tren de Aterrizaje (Ballesta Izquierda) – AEE

Se realizaron 3 corridas estáticas, a los fines de comparar los resultados obtenidos variando el tipo de análisis, tanto lineal como no lineal, utilizando software Nastran y Abaqus.

En la Tabla 21 se comparan las componentes máximas de los desplazamientos registrados en cada dirección. Se puede ver que, para el valor de carga límite, los desplazamientos del modelo no lineal superan en más de un 10% los desplazamientos obtenidos con el modelo lineal, incrementándose asimismo las tensiones. Conjuntamente no se observaron grandes discrepancias entre los resultados de las corridas no lineales realizadas en Nastran y Abaqus.

Además, como se verá más adelante en la sección 12 de este trabajo, titulada “Validación del Modelo FEM”, se podrá observar cómo los resultados de estas corridas no lineales se ajustan mucho mejor a los resultados obtenidos en los ensayos de laboratorio efectuados para la validación del modelo FEM del tren de aterrizaje.

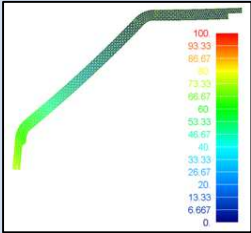
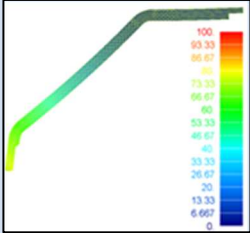
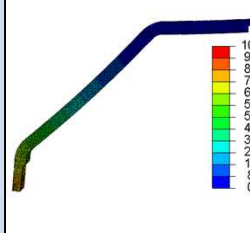
SOFTWARE	NASTRAN	NASTRAN	ABAQUS
SOLUCIÓN	Linear Static	Basic Non Linear Static	General Static (Nlgeom)
MALLA	TET10	TET10	C3D10
$U_{x_{max}}$ [mm]	0.368	0.559	0.622
$U_{y_{max}}$ [mm]	-62.14	-65.84	-65.66
$U_{z_{max}}$ [mm]	65.32	74.91	74.70
$U_{T_{max}}$ [mm]	84.57	94.58	93.01
U_T [mm]			

Tabla 21 – Comparación Análisis Lineal vs No Lineal – Modelo FEM Tren de Aterrizaje Principal AEE

Tal como se ha podido apreciar, se concluye entonces que los análisis lineales son poco efectivos a la hora de estudiar fenómenos que involucran grandes deformaciones geométricas, arrojando resultados poco confiables. En estos casos se debe recurrir a análisis no lineales.

7.3. No Linealidad Material

La no linealidad del material se convierte en un problema en el análisis FEM cuando la relación tensión-deformación del mismo es no lineal. Las ecuaciones constitutivas son aquellas que caracterizan el comportamiento macroscópico del material (están asociadas a sus propiedades y constitución macroscópica).

En general, todos los materiales son inherentemente no lineales. Sin embargo, no es posible caracterizar un material no lineal mediante un único conjunto de ecuaciones en todo el rango de condiciones externas y estados posibles, tales como cargas, temperatura, rango de deformación, etc. Dependiendo de la aplicación o de la situación, el comportamiento del material puede ser idealizado o simplificado para tener en cuenta ciertos efectos que son importantes para el análisis.

El material lineal-elástico es el caso más simple de todos. Sin embargo, cuando la deformación del material excede cierto rango, el mismo comienza a exhibir un comportamiento no lineal:

- No Lineal - Elástico: Cuando, eliminada la fuente de perturbación, el material puede recuperar su estado original.
- Plástico: Cuando el material no puede recuperar su estado original, a pesar de haber sido eliminada la fuente de perturbación.

Entre los distintos tipos de materiales no lineales existentes, más utilizados en aplicaciones aeronáuticas, podemos mencionar por ejemplo [34], [8]:

- No Lineal Elástico
- Hiperelástico
- Elasto-Plástico
- Viscoelástico
- Dependiente de la Temperatura

7.3.1. Material No Lineal Elástico

En la siguiente figura se puede apreciar la curva típica de tensión-deformación de un material no lineal elástico. Observar que tanto la carga como la descarga ocurren a lo largo de una misma curva (Figura 138).

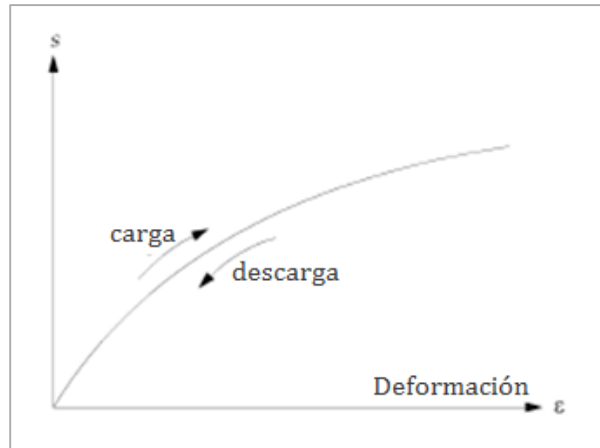


Figura 138 – Curva Tensión – Deformación típica de un Material No Lineal Elástico [34]

En el caso particular de software Nastran, la teoría no lineal elástica implementada resulta útil para predecir estados de tensión multiaxial en aquellos materiales para los cuales solo se dispone de las curvas de tensión-compresión. Esto es válido solamente para aquellos casos en los cuales las deformaciones del material en estado de tensión multiaxial no superen el 20% [32]. Para mayores deformaciones en estado multiaxial, se recomienda utilizar un modelo de material hiperelástico.

7.3.2. Material Hiperelástico

Los modelos de material hiperelástico pueden ser utilizados para analizar elastómeros que experimentan grandes deformaciones. Se denominan elastómeros a todos aquellos polímeros que poseen la capacidad de deformarse bajo la influencia de una fuerza perturbadora y recuperar su forma original una vez que la misma se elimina (a menos que ocurra un daño en el material) [32], [8]. Los elastómeros son ampliamente utilizados en la industria debido a su amplia disponibilidad y bajo costo. Por ejemplo, en la industria aeronáutica los materiales hiperelásticos pueden utilizarse para modelar o-rings, botas de goma, cubiertas, burletes, bujes, juntas, fuelles, etc.

7.3.3. Material Elasto-Plástico

La tensión de fluencia se define como aquel valor de tensión mínimo que ocasiona una deformación permanente en material; marca claramente la transición entre la deformación elástica y plástica de un material.

Cuando un espécimen que ha sido deformado plásticamente procede a ser descargado, en el material quedan retenidas tensiones residuales a escala microscópica, las cuales afectan el límite de fluencia del material según el estado de carga alcanzado.

Si la deformación previa consistió en una extensión uniforme, y si el espécimen procede a ser cargado nuevamente en compresión (dirección opuesta), entonces se observará que el límite de fluencia se habrá reducido; esto se conoce como 'Efecto Bauschinger'. Por ejemplo, si el límite de fluencia inicial en tensión se identifica como σ_y , y si el espécimen procede a ser cargado hasta un valor de tensión $\sigma_1 > \sigma_y$ y posteriormente descargado; entonces al cargarlo nuevamente pero en compresión, la fluencia plástica comenzará a partir de un valor de tensión σ_2 dado por $\sigma_2 = \sigma_1 - 2\sigma_y$ [34] (ver Figura 139).

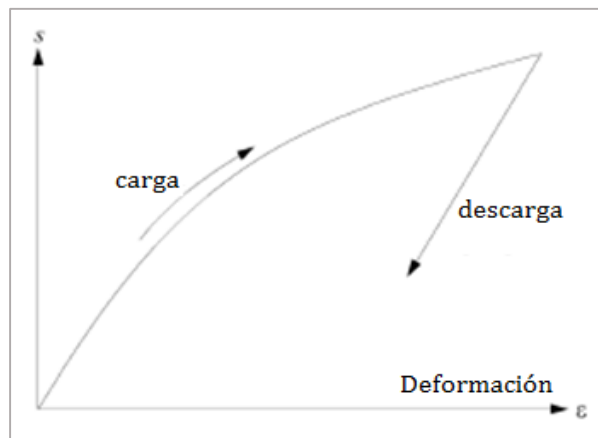


Figura 139 – Curva Tensión – Deformación típica de un Material Elasto-Plástico [34]

Según el tipo de material del que se trate se utilizan distintos criterios de fluencia. Por ejemplo, Nastran cuenta con 4 criterios de fluencia distintos:

- von Mises (Materiales Dúctiles)
- Tresca (Materiales Frágiles, y también algunos Materiales Dúctiles)
- Ducker-Prager (Concreto)
- Mohr-Coulomb (Material Rocoso)

Además, existen distintas funciones de fluencia asociadas al criterio de fluencia escogido. Las funciones de fluencia en general poseen la siguiente forma:

$$F_{(\sigma, \varepsilon^p)} = f(\sigma) - Y(\varepsilon^p) = 0$$

Donde:

$f(\sigma)$: Tensión efectiva, función del estado tensional

$Y(\varepsilon^p)$: Tensión de Fluencia, función del endurecimiento bajo tensiones

La representación geométrica de las funciones de fluencia consiste en una superficie en el espacio de tensiones ($\sigma_1 - \sigma_2 - \sigma_3$), la cual se conoce como superficie de fluencia. Dicha superficie consiste en una construcción abstracta que permite visualizar el conjunto de tensiones posibles o admisibles dentro de un material elastoplástico. La superficie de fluencia de von Mises consiste en un cilindro circular, mientras que en el caso de Tresca corresponde un cilindro hexagonal. En el caso de tensión plana, dichas superficies de fluencia quedan reducidas al espacio de tensiones ($\sigma_1 - \sigma_2$), Figura 140.

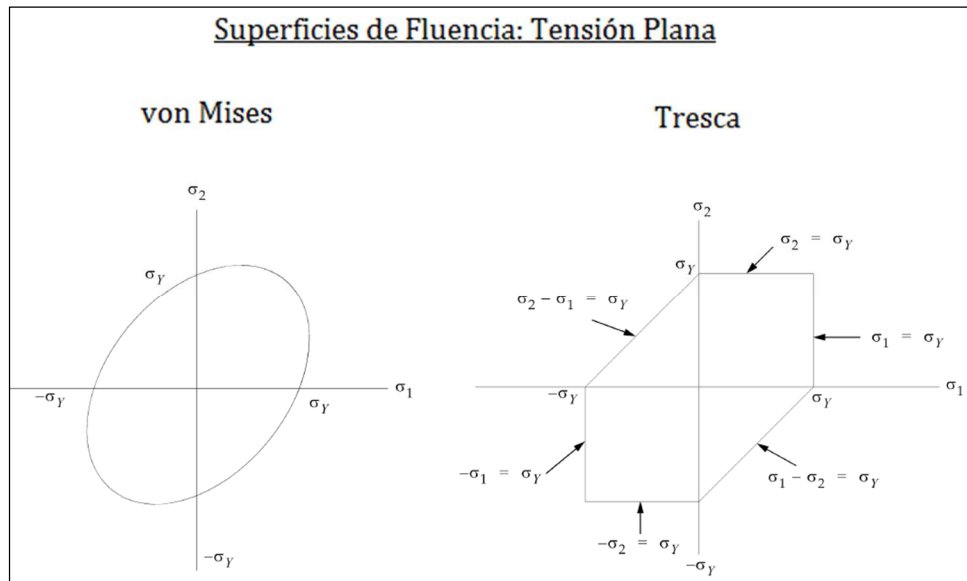


Figura 140 – Gráficos de Superficies de Fluencia para Tensión Plana [34]

7.3.4. Ejemplo de Aplicación Práctica: Modelo de Material – Pin de Ala AEE

A continuación se incluye la resolución de un caso práctico que consiste en el análisis estático del pin trasero de ala del AEE, objeto de estudio de este trabajo, el cual se encuentra sometido a un estado de carga vertical de 32000[N] (ver Figura 141).

Para el modelado FEM del pin se emplea una malla sólida compuesta por 274508 elementos hexaédricos lineales (8 nodos). El material seleccionado para la fabricación del pin es AISI 4130; se realizan 2 corridas estáticas (Nastran) a los fines de comparar los resultados obtenidos variando el modelo de material entre ambas corridas.

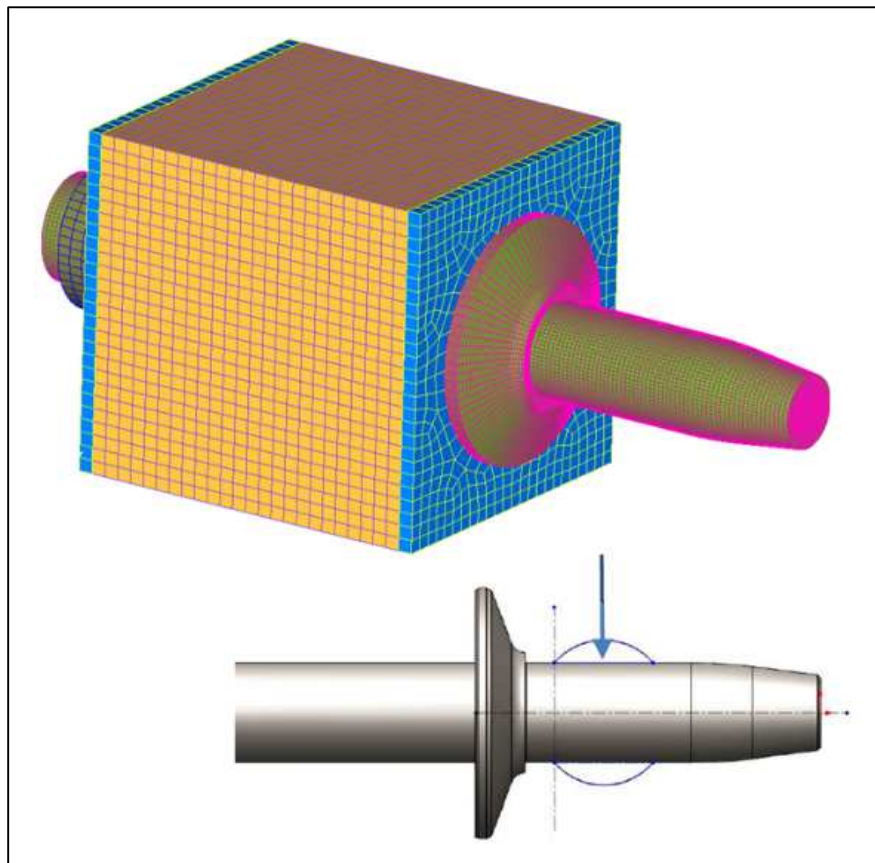


Figura 141 – Modelo FEM Pin Trasero Ala AEE (Material: Acero AISI – 4130)

En el primer análisis efectuado se utilizó un modelo de material lineal-elástico, para lo cual solo fue necesario definir los valores de “E” (Módulo Elástico) y “ ν ” (Coeficiente de Poisson).

En el segundo caso se utilizó un modelo de material no lineal-elástico. Esto se debe al hecho de que, para aquellos casos en los cuales no se considera necesario analizar los efectos inherentes al estudio de plasticidad, tales como fluencia, tensiones residuales, endurecimiento del material, etc., es posible incorporar directamente la curva tensión-deformación del material y asumir, con suficiente aproximación, un modelo de material no lineal-elástico, tal como se muestra en la Figura 142.

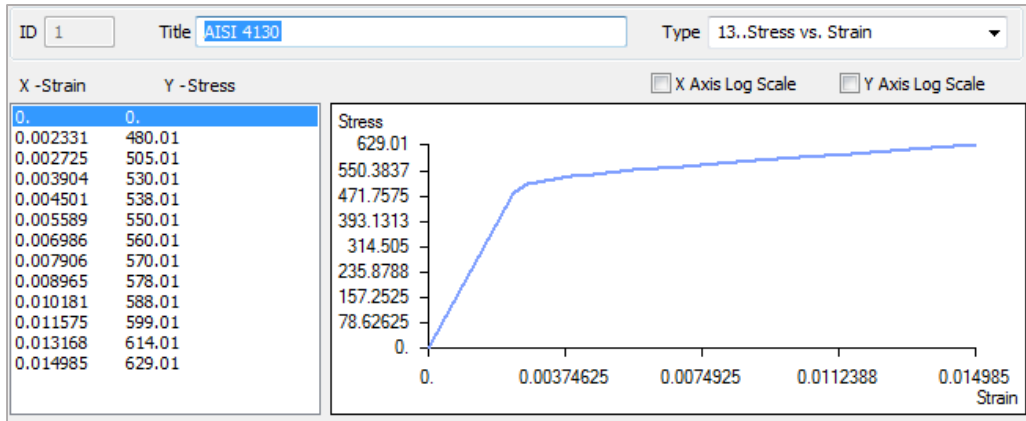


Figura 142 – Curva Tensión – Deformación Material AISI 4130

En la Figura 143, se puede apreciar una vista en corte (plano medio) del estado tensional (Solid Von Mises Stress) del pin analizado. Tal como se puede observar en la imagen, al utilizar un material lineal elástico se produce una distribución lineal de tensiones, generando tensiones superficiales muy elevadas. En cambio, al considerar un modelo de material no lineal – elástico, es posible observar cómo se produce una redistribución de tensiones disminuyendo el valor de las tensiones máximas en la superficie de la pieza, de 733.4 [MPa] a 566.5 [MPa] (Solid Von Mises Stress). Por lo tanto, vemos que para aquellos casos en los cuales se trabaja por encima del límite elástico del material es fundamental incorporar la curva tensión – deformación del mismo, y realizar un análisis no lineal para poder apreciar cómo se redistribuyen las tensiones en zonas críticas y de ese modo predecir correctamente la falla de la estructura.

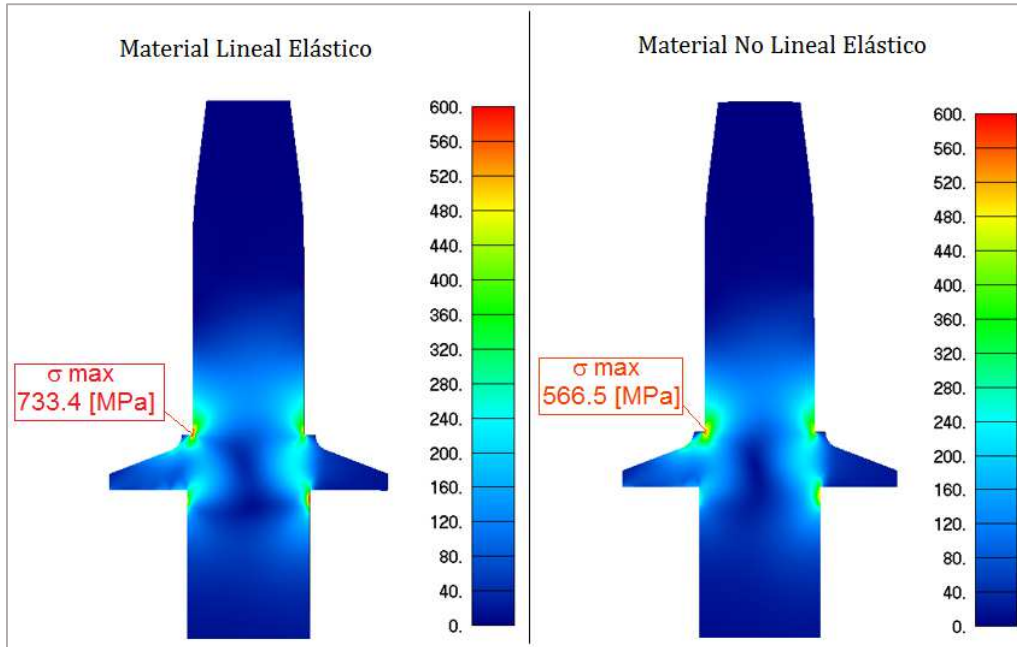


Figura 143 – Análisis Comparativo: Tensiones de von Mises en el Plano Medio del Pin Trasero de Ala AEE (Material Lineal Elástico vs Material No Lineal Elástico)

7.4. Interacciones de Contacto

7.4.1. Generalidades

Las interacciones de contacto se definen como una condición de borde que se aplica al modelo de manera temporaria, bajo un estado de cargas particular. Esto ocurre, por ejemplo, cuando dos placas deslizan entre sí con un coeficiente de fricción asociado. También ocurre en el caso de los ‘topes’, en donde una de las piezas puede desplazarse hasta un punto en el que se encuentra con otra pieza que impide su movimiento. Este tipo de interacciones de contacto resultan muy utilizadas en análisis FEM de estructuras aeronáuticas, se emplean en la resolución de distintos tipos de problemas; entre ellos podemos mencionar [28]:

- Apertura o cierre de grandes gaps
- Contacto de cuerpo rígido
- Grandes deslizamientos
- Contacto doble cara
- Contacto borde a borde
- Colisión o impacto

7.4.2. Modelado FEM de Interacciones de Contacto

Además de consumir una gran cantidad de recursos computacionales en su resolución, el modelado y análisis de interacciones de contacto no siempre es sencillo; de ahí que solo se recurra al modelado de este tipo de interacciones cuando se considere completamente necesario. Es importante ser muy riguroso al momento de definir los contactos de un modelo, de otra manera se generarán problemas de convergencia o se arribarán a resultados poco confiables.

Las interacciones de contacto pueden darse entre superficies (“Surface to Surface Contact”) o también mediante condiciones de contacto de tipo borde a borde (“Edge to Edge Contact”) o borde a superficie (“Edge to Surface Contact”) [32], [8].

Las condiciones de contacto entre superficies (“Surface to Surface Contact”) permiten buscar y detectar, según cierta tolerancia prefijada, cuando las caras de un par de elementos entran en contacto entre sí; estas condiciones previenen la penetración entre las caras de los elementos y permiten el deslizamiento entre sí teniendo en cuenta efectos de fricción. Las regiones de contacto, fuente o superficie contactora (“source o master”) y objetivo (“target o slave”), se definen sobre las caras de los elementos placa o elementos sólidos en contacto [32]. Desde la cara de los elementos ubicados en la región fuente de contacto (“source región”) se proyectan normales hacia la región objetivo. El software crea entonces un ‘elemento de contacto’ si se cumplen las siguientes condiciones:

- La normal del elemento fuente intersecta un elemento de la región objetivo (‘target’).
- La distancia entre las caras de los elementos es igual o menor a una distancia de separación predefinida por el usuario.

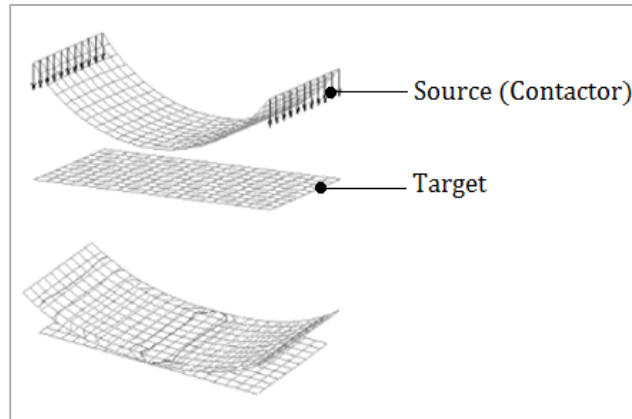


Figura 144 – Simulación FEM de Contacto entre Placas [34]

Como se mencionó previamente, también es posible definir condiciones de contacto borde a borde, la cual permite detectar cuando los bordes de un par de elementos entran en contacto entre sí. El software crea ‘elementos de contacto’ si la distancia entre bordes es igual o menor a la distancia de separación especificada por el usuario. Los ‘elementos de contacto’ previenen la penetración entre bordes y permiten el deslizamiento entre sí teniendo en cuenta efectos de fricción.

7.4.3. Definición de Regiones de Contacto

En general, para poder definir un contacto es necesario especificar previamente una ‘región de contacto’, la cual se define como una colección de caras libre de elementos definida en una sección del modelo donde se espera que ocurra un contacto. Esas regiones de contacto entre superficies pueden definirse utilizando elementos placa o caras libres de elementos sólidos. Se recomienda numerar las regiones de contacto de una determinada pieza de manera correlativa e iniciando con la misma numeración de la pieza en cuestión.

Al definir las regiones de contacto en una pieza, en aquellos casos en los cuales la superficie de la misma no es continua, presentando bordes agudos y quiebres abruptos, puede dar lugar a resultados de tensiones de contacto no uniformes y poco confiables alrededor de las esquinas. Por lo tanto, para evitar este problema se recomienda dividir estas áreas en múltiples regiones y pares tal como se muestra en la Figura 145.

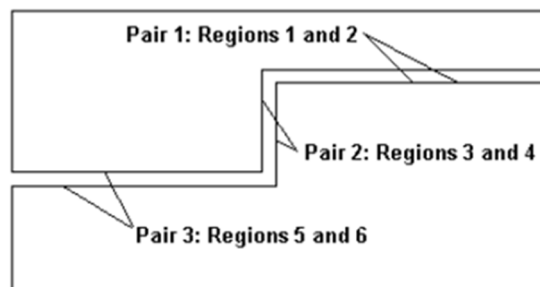


Figura 145 – División de Regiones de Contacto en zonas de bordes agudos y quiebres [34]

La región de contacto se debe definir entonces de tal manera que las superficies de contacto (“source” y “target”) tengan sus caras enfrentadas para representar una condición de separación, u opuestas para representar una condición de interferencia. En la siguiente Figura 146 se muestran las distintas posibilidades de orientación de normales de elementos (‘bottom’ - ‘top’) que pueden presentarse al momento de definir un contacto.

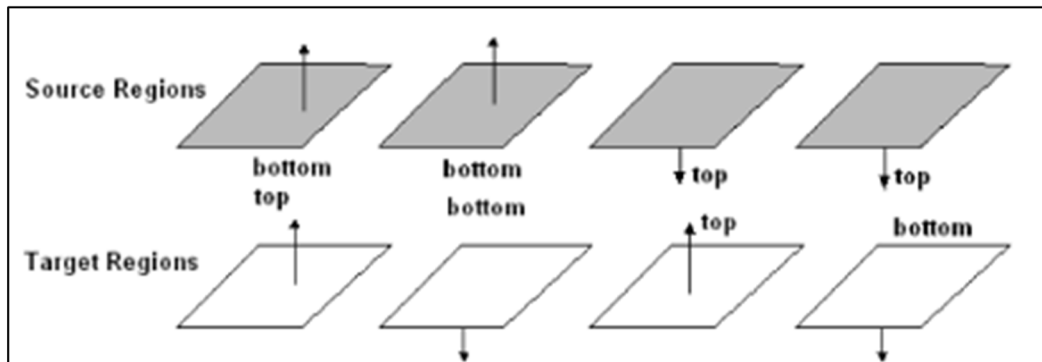


Figura 146 - Orientación de Normales de Elementos (Contacto FEM) [34]

Una vez definidas las regiones de contacto resulta necesario establecer las conexiones entre las mismas; es decir definir los pares o sets de regiones de contacto 2D o 3D a vincular. Se debe identificar el ID de la conexión, asignar la región de contacto ‘source’ y la región de contacto ‘target’, especificar un coeficiente de fricción estático para la conexión, una distancia mínima y una distancia máxima de búsqueda. Se recomienda llevar un registro ordenado de cada uno de los sets de contacto existentes en el modelo, tal como ya se explicó para el caso de los sets de pegado.

Finalmente se deben definir los parámetros de control de la conexión, tales como: tolerancia de convergencia, número máximo de iteraciones por ciclo de carga, tratamiento del offset entre superficies de contacto, correcciones por penetración inicial entre elementos en contacto, rigidez del contacto, etc.

Para efectuar análisis no lineales más complejos y específicos, suele ser necesario realizar ajustes adicionales de las propiedades de contacto, tales como el tipo de algoritmo de contacto utilizado, consideración de penetración inicial, offset, formulación de desplazamientos (pequeños o grandes), modelo de fricción dinámica (en función del tiempo, de la velocidad de deslizamiento, fuerza de contacto, etc.), transferencia térmica, etc.

7.4.4. Fuerzas de Contacto

A continuación se muestra un ejemplo en Abaqus, en donde las interacciones de contacto son definidas en análisis no lineales y los resultados obtenidos deben ser postprocesados para evaluar, por ejemplo la distribución de presiones en la zona de contacto. Tal como se muestra en la Figura 147, esta opción de visualización se encuentra disponible en Abaqus a través del parámetro ‘CPRESS’. Además, para adquirir una comprensión más exhaustiva de su

comportamiento es posible visualizar la evolución de las distancias de contacto. Esto permite evaluar en detalle la evolución del espacio o huelgo en las áreas de contacto durante el análisis no lineal realizado.

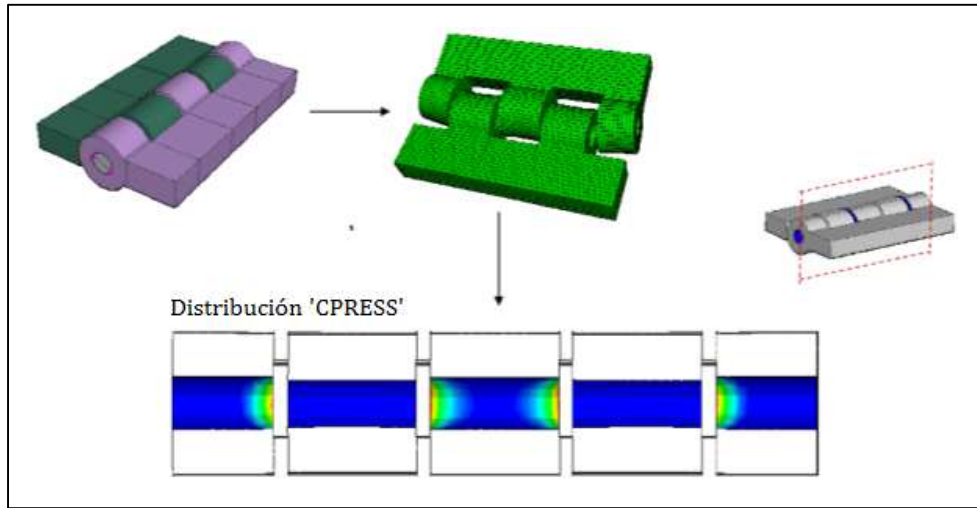


Figura 147 - Visualización Fuerzas de Contacto ('CPRESS' - Abaqus)

8. Cargas y Condiciones de Borde

8.1. Cargas

El cálculo y la definición de cargas es un factor de gran importancia en todo proceso de diseño de aeronaves, ya que el mismo afecta directamente las fases posteriores de diseño y verificación estructural, incidiendo en el peso final de los componentes estructurales obtenidos, requerimientos de potencia, diseño y selección de actuadores, etc.

Por lo tanto, asegurarse de contar desde un comienzo con estados de cargas confiables y realistas es un aspecto fundamental que afectará directamente todo proceso de modelado y análisis FEM posterior.

8.1.1. Tipos de Cargas FEM

Los distintos softwares FEM existentes brindan la posibilidad de aplicar cargas en algunas de las siguientes maneras, según su naturaleza específica [34], [8]:

- Cargas puntuales aplicadas en nodos estructurales
- Cargas de presión sobre superficies
- Cargas Inerciales
- Cargas distribuidas y concentradas en elementos barra, viga, etc.
- Cargas resultantes de la expansión térmica de materiales
- Cargas producidas por deformaciones forzadas de los elementos estructurales
- Cargas dependientes de la frecuencia
- Cargas dependientes del tiempo

A continuación se detalla la aplicación de cada uno de los distintos tipos de cargas FEM más utilizadas en análisis de estructuras aeronáuticas:

Cargas Puntuales en Nodos Estructurales:

Dentro de este tipo de cargas se encuentran las que provienen de acciones sobre comandos de vuelo, cargas de izado, traslado y manipulación de la aeronave, etc. En este caso resulta de mucha utilidad el desarrollo de una macro Excel, tal como se observa en la Figura 148, que permita organizar las cargas, y generar un archivo de salida '.txt' con formato del software FEM a cuestión, para incorporar al modelo cargas puntuales:

- Fuerzas
- Momentos
- Desplazamientos Prefijados o Forzados

El uso de macros Excel es esencial a la hora de organizar, exportar, modificar y volver cargar los distintos casos de carga, en especial teniendo en cuenta el gran volumen de casos de carga que se presentan en aplicaciones aeronáuticas.

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K
1											
2					CARGAR						
3		<input checked="" type="checkbox"/>									
4	CASO	ID	F_x	FUERZAS	F_z	MOMENTOS	M_x	M_y	M_z	DESPLAZAMIENTOS PRE.	
5	Name	ID - Nodos	F _x	F _y	F _z	M _x	M _y	M _z	D _x	D _y	D _z
6	[-]	[-]	[N]	[N]	[N]	[Nmm]	[Nmm]	[Nmm]	[mm]	[mm]	[mm]
7											
8											
9											
10											
11											
12											
13											
14											
15											
16											
17											
18											
19											

Figura 148 – Macro Excel para la definición e introducción de Cargas Puntuales (Fuerzas, Momentos y/o Desplazamientos Prefijados) en Nodos del Modelo FEM

Cargas de Presión sobre Superficies:

Dentro de este tipo se encuentran las cargas aerodinámicas (maniobras de vuelo simétricas y asimétricas), ráfagas, cargas de presión de combustible, etc. Todos estos tipos de cargas ingresan al modelo FEM como cargas de presión. En la Figura 149 se observa la aplicación de las cargas aerodinámicas sobre el modelo FEM del ala del AEE, las cuales ingresan como cargas de presión.

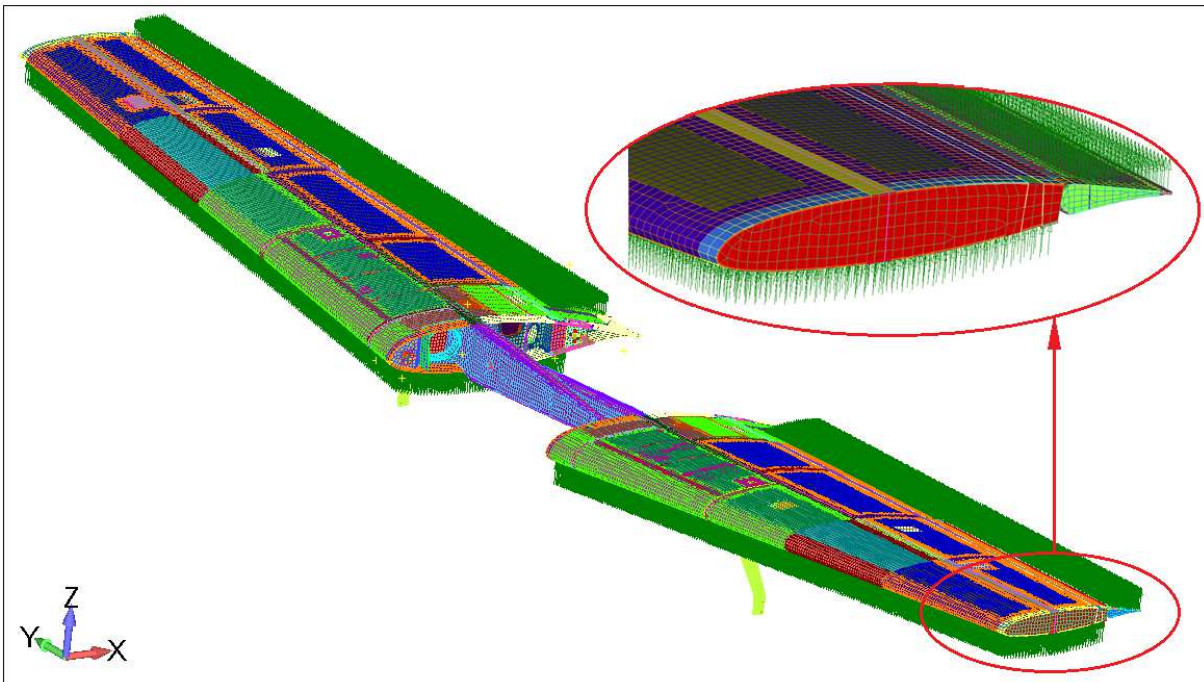


Figura 149 – Cargas de Presión (Aerodinámicas) sobre el modelo FEM del Ala del AEE

Cargas Inerciales:

Dentro de este tipo de cargas podemos mencionar las que provienen de los casos de carga motor, crash landing, aterrizaje, etc. Las cargas inerciales que experimenta una aeronave pueden ser cuantificadas al simular distintos tipos de maniobras y condiciones de operación específicas reguladas por norma.

A su vez, un determinado tipo de maniobra puede presentar distintas condiciones inerciales límite: máxima aceleración lineal, máxima velocidad angular y máxima aceleración angular (dando origen a distintos casos de carga específicos).

Entre los distintos tipos de cargas inerciales ('Body Loads') asociadas a un modelo FEM podemos mencionar:

- Cargas asociadas a aceleraciones lineales
- Fuerzas centrífugas asociadas a velocidades angulares
- Fuerzas tangenciales debido a aceleraciones angulares

Además, para poder trabajar con cargas inerciales es importante tener en claro cuáles son las distintas maneras en las que es posible definir las propiedades másicas de un modelo FEM; entre ellas se encuentran:

- Elementos másicos concentrados
- Densidad másica del material en cuestión.
- Masa no estructural, establecida en la definición de propiedades

Combinación de distintos tipos de cargas dentro del mismo caso:

En un mismo caso de carga pueden coexistir simultáneamente distintos tipos de cargas. Así por ejemplo, en un caso de carga de aterrizaje la aeronave puede estar sujeta a solicitaciones de tipos aerodinámicas, inerciales y dinámicas puntuales.

En la Figura 150 se puede apreciar una lista de los "sets" o "casos de carga" correspondientes al modelo estructural del ala del AEE ('FAR Part23 - Appendix A'); en la misma se analizan diversos puntos específicos de la envolvente de vuelo de la aeronave.

En especial, en ella se puede observar el detalle del caso de carga "W01 - Simétrico - Punta A", el cual se compone de cargas de presión (subdivisión en estaciones del ala y superficies móviles), así como también de cargas inerciales ('Body Loads').

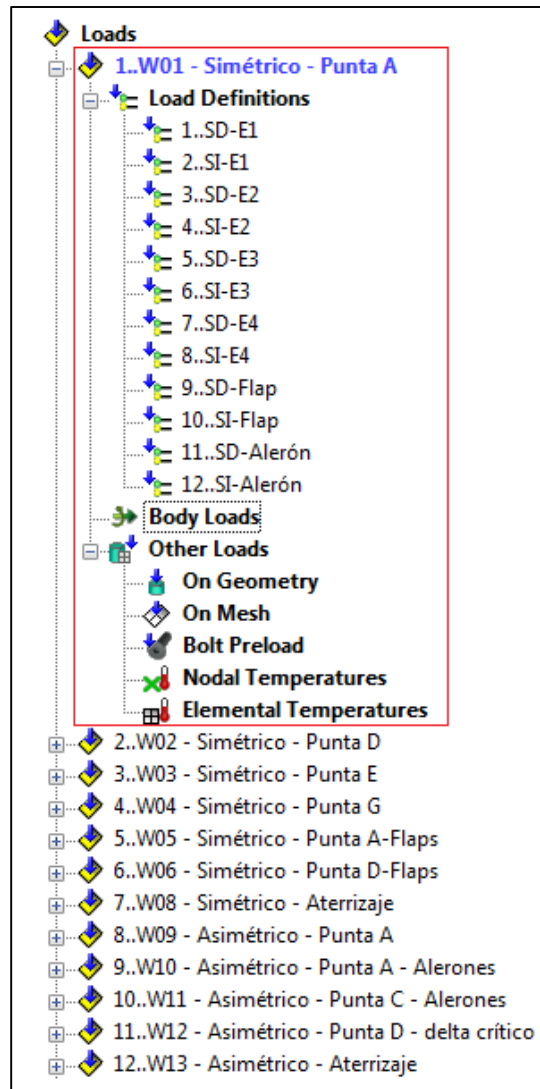


Figura 150 - Casos de Carga Modelo FEM Estructural Ala – AEE

8.1.2. Cargas de Diseño

Los requerimientos establecidos para las cargas de diseño de aeronaves se derivan tanto de criterios internos, producto de la experiencia, así como también a partir de normas y regulaciones de aeronavegabilidad vigentes en cada caso, entre las cuales podemos mencionar:

- “FAR Part 25 – Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes”
- “FAR Part 23 – Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes”
- “MIL – Military Specifications”
- “CS-VLA – Certification Specifications for Very Light Aeroplanes”
- “STANAG 4703 – Light Unmanned Aircraft Systems Airworthiness Requirements”

Estos requerimientos son modificados continuamente mediante la incorporación de criterios adicionales a dichas regulaciones que se consideran necesarios implementar debido a la ocurrencia de accidentes, incidentes o nuevas características de diseño de aeronaves. La tendencia actual muestra una mayor dependencia de datos estadísticos, los cuales se utilizan para derivar nuevos criterios de carga límite. Un ejemplo se evidencia en el desarrollo reciente de nuevas regulaciones para el análisis de ráfagas, en donde las intensidades se derivan de análisis estadísticos aplicados a la información recabada al cabo de miles de horas de servicio en distintos tipos de aeronaves.

En el esquema de la Figura 151 se agrupan los distintos tipos de casos de carga a considerar en aplicaciones aeronáuticas; los mismos se dividen en tres grandes grupos según la naturaleza de los casos de carga en cuestión:

- Cargas en Vuelo: Maniobras Simétricas y Asimétricas, Casos de Carga Motor, Ráfagas, Fuerzas de Comando, Fatiga, Flutter, Divergencia, etc.
- Cargas en Tierra: Aterrizaje, Crash Landing, Capotaje (Turnover), Taxi, Viraje, Frenado, Ensayos en Tierra, Izado, Remolque de la Aeronave, etc.
- Cargas Misceláneas: Presurización, Colisión, Ensayos de Laboratorio, etc.

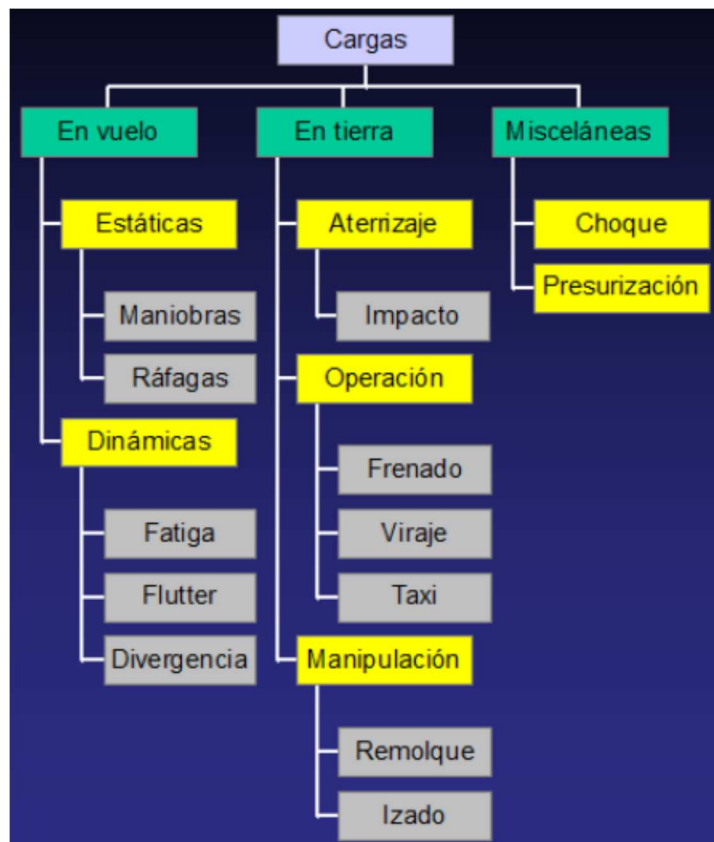


Figura 151 – Tipos de Casos de Cargas para el Diseño de Aeronaves

El incremento reciente en el poder de cálculo de las computadoras, así como también en el uso de clusters informáticos, sumado al desarrollo de nuevos conocimientos, ha permitido grandes avances en los métodos de cálculo y estimación de cargas. A modo de ejemplo, las cargas aerodinámicas que anteriormente eran obtenidas de manera empírica mediante ensayos en túneles de viento, han sido reemplazadas en gran parte por la utilización de modelos CFD, permitiendo una mayor velocidad y precisión de resultados a un menor costo. Dichas herramientas y métodos han sido validados utilizando la información recabada en ensayos en túnel de viento así como también en ensayos en vuelo. Este incremento en los requerimientos, así como también en la complejidad de análisis ha causado un gran aumento en el trabajo computacional requerido, alimentando a las áreas de análisis estructural con un mayor número y variedad de condiciones de carga más realistas a considerar en el diseño estructural. En los últimos años el número de condiciones de carga ha ido aumentando, pudiendo superar la cantidad de mil casos de carga en proyectos de aeronaves más recientes. De esta manera es posible generar tantos sets de cargas como sean necesarios, y utilizar 'comandos de control de casos' para especificar al software FEM cuáles son los casos de carga a emplear en cada análisis y cómo combinarlos [20].

De esta manera se utilizan modelos FEM "globales" para introducir las cargas aerodinámicas y computar la distribución interna de cargas a ser introducidas en el modelo de "detalle" (ver Figura 152). Por lo tanto, una vez generado el modelo FEM Global, el área de cargas adquiere control directo sobre el mismo y se encarga de transferirle los distintos casos calculados, así como también de ir actualizando los estados de carga cuando se considere necesario. En todos los casos es fundamental verificar que la resultante de las cargas aplicadas al modelo FEM sea consistentes con las obtenidas en las simulaciones de maniobras, cálculos aerodinámicos, CFD, etc. que les dieron origen. Para ello suele ser vital que por lo menos los nodos del modelo FEM Global conserven su misma numeración a lo largo del transcurso de todo el proyecto, para evitar que se produzcan inconsistencias en los puntos de aplicación de dichas cargas.

Es importante mencionar cualquier cambio que se produzca en el modelo, como la incorporación de nuevos casos de carga, motiva una nueva versión del modelo en cuestión, debiéndose dejar claramente asentado en un registro histórico del modelo cuales fueron las modificaciones que motivaron la nueva versión.

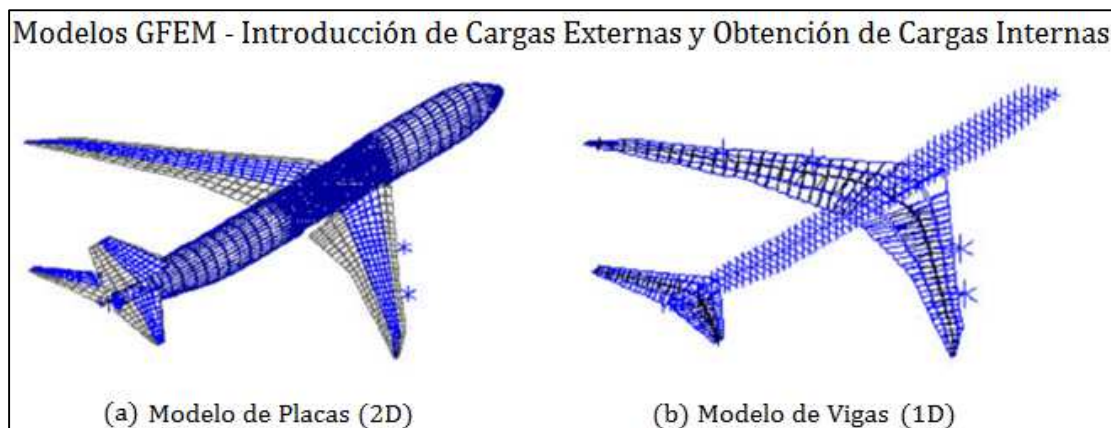


Figura 152 - Modelos FEM Globales (2D y 1D) para Introducción de Cargas Externas Aeronave de Transporte [20]

8.1.3. Cargas Externas

En la práctica, existen varias formas de trabajo posibles para el procedimiento de pasaje de las cargas obtenidas de modelos aerodinámicos: Línea Sustentadora, VLM (red de vórtices), Paneles, CFD, etc. a los correspondientes modelos estructurales (ver Figura 153). Cada forma de realizar este pasaje viene dada por el método de análisis aerodinámico empleado. Los métodos más antiguos, tales como línea sustentadora, permiten obtener distribuciones de coeficientes (C_L , C_M) sobre la cuerda en puntos discretos de la envergadura, los cuales se pasan a la estructura como valores puntuales de fuerza. Los modelos aerodinámicos más complejos, tales como aquellos que aplican los métodos de vorticidad distribuida (método de paneles), o CFD viscoso (N-S RANS) y no viscoso (Euler), permiten obtener como resultado una distribución de presiones, las cuales pueden ser aplicadas directamente como cargas distribuidas sobre los modelos estructurales.

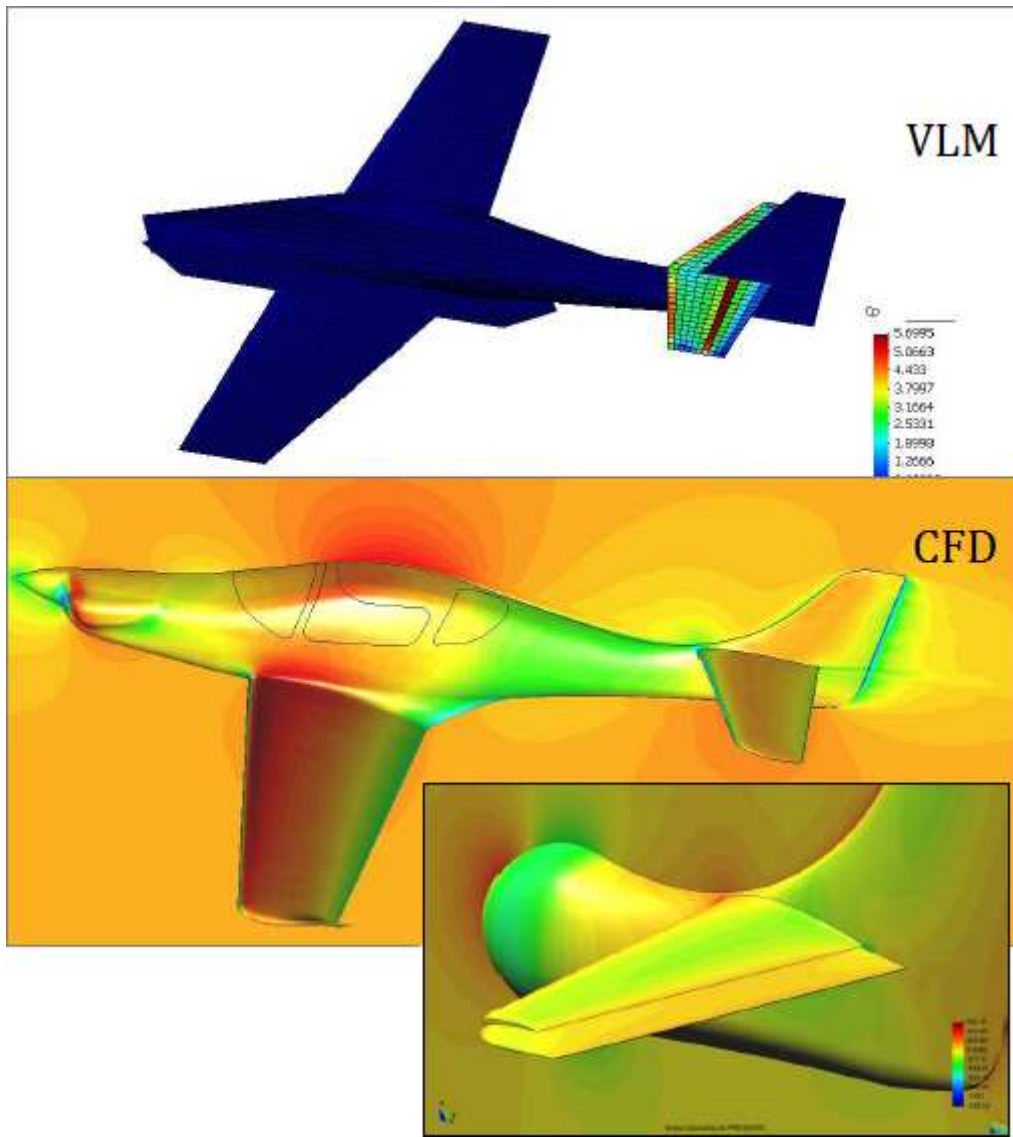


Figura 153 – Modelos Aerodinámicos (VLM y CFD) – AEE

Hoy en día distintos programas de preproceso FEM cuentan con herramientas que permiten incluir en el modelo estructural un campo de fuerzas externas como las provenientes de una simulación CFD, transformando cargas de superficie en cargas estructurales. Las cargas de superficie son en definitiva componentes de fuerza actuando en puntos geométricos de las caras libres expuestas al flujo; dichos puntos no necesariamente son coincidentes con la ubicación de los nodos de la malla estructural. Los distintos programas FEM utilizan técnicas de interpolación para convertir el campo de cargas externas en cargas mecánicas equivalentes actuando en los nodos de la malla estructural. De esta manera, es posible examinar la respuesta mecánica de un componente estructural frente a cargas aerodinámicas.

Procedimiento aceptado para la Transferencia de Cargas Aerodinámicas (CFD) a un Modelo Estructural (FEM):

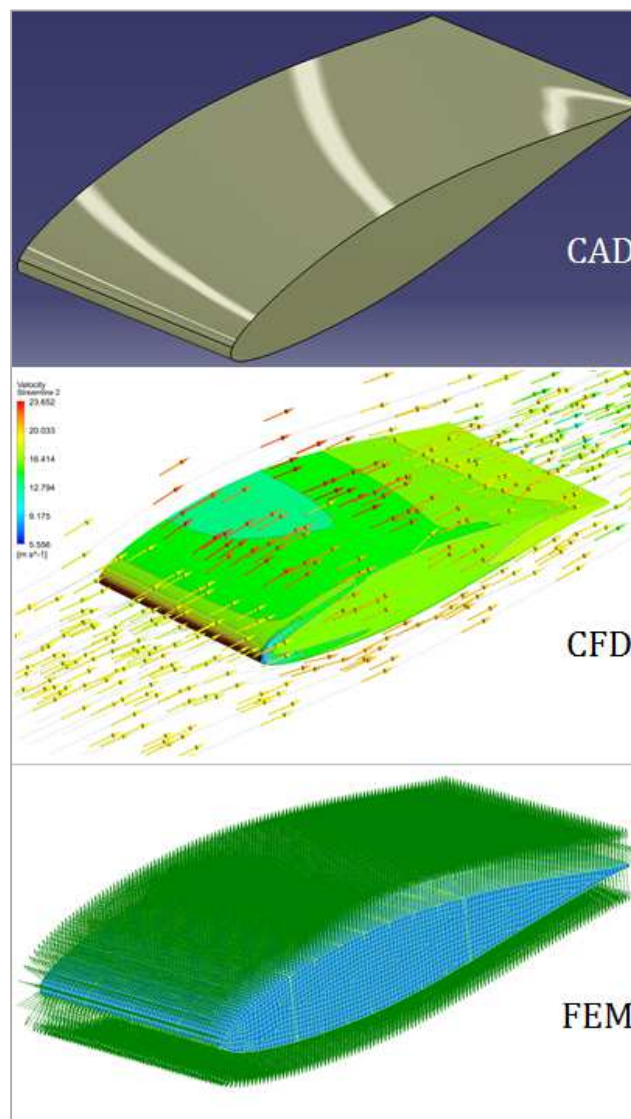


Figura 154 – Procedimiento para la Transferencia de Cargas Aerodinámicas (CFD) a un Modelo Estructural (FEM)

En la Figura 154 se ilustran los pasos fundamentales de un procedimiento probado para la transferencia de las cargas aerodinámicas (obtenidas en CFD) a un modelo estructural (FEM), empleando mapeos de una superficie a otra. De esta forma, se evitan las discontinuidades en las cargas que se introducen al modelo estructural cuando se utilizan métodos de aplicación de cargas puntuales.

Este procedimiento consiste en generar una malla de superficie 2D (malla de transición, no estructural, entre el CFD y el modelo FEM) donde se importan las cargas de presión provenientes de la simulación CFD.

Para mayor precisión de resultados se recomienda que el tamaño de los elementos de dicha malla de transición sea intermedio entre la malla estructural FEM (generalmente más gruesa) y la malla CFD (generalmente mucho más fina), de manera de captar y transmitir correctamente los gradientes de presión.

Por último, solo resta generar la vinculación entre la malla importada (malla de transición, con sus respectivas cargas asociadas) y el resto de la estructura FEM. Se proponen dos métodos posibles: unir los nodos de la malla de transición a los nodos de la malla estructural FEM – ‘merge’, o bien vincular dichas mallas utilizando una técnica de pegado FEM – ‘glue contact’ (recomendado).

Finalmente se debe verificar que la sumatoria de las fuerzas aplicadas al modelo FEM se corresponda con la sumatoria de fuerzas obtenidas del CFD.

8.1.4. Cargas Internas

El aumento en la capacidad computacional y la expansión del conocimiento también ha posibilitado el modelado de componentes y mecanismos cada vez más complejos y con mayor nivel de detalle, pudiendo ser analizados con mayor precisión tanto para determinar tensiones últimas, requerimientos de fatiga, tolerancia al daño, como así también para eliminar la necesidad de una gran cantidad de costosos ensayos estructurales.

De esta manera, las cargas internas (cargas o desplazamientos nodales) extraídas de modelos FEM Globales pueden ser incorporadas en modelos más detallados, a los cuales se les exige un mayor grado de precisión necesario para la introducción de las mismas como así también para el cálculo de tensiones.

Según cual sea el caso, puede aparecer la necesidad de generar modelos FEM de detalle de ciertos componentes aislados específicos, como así también de avión completo tal como se muestra en la Figura 155.

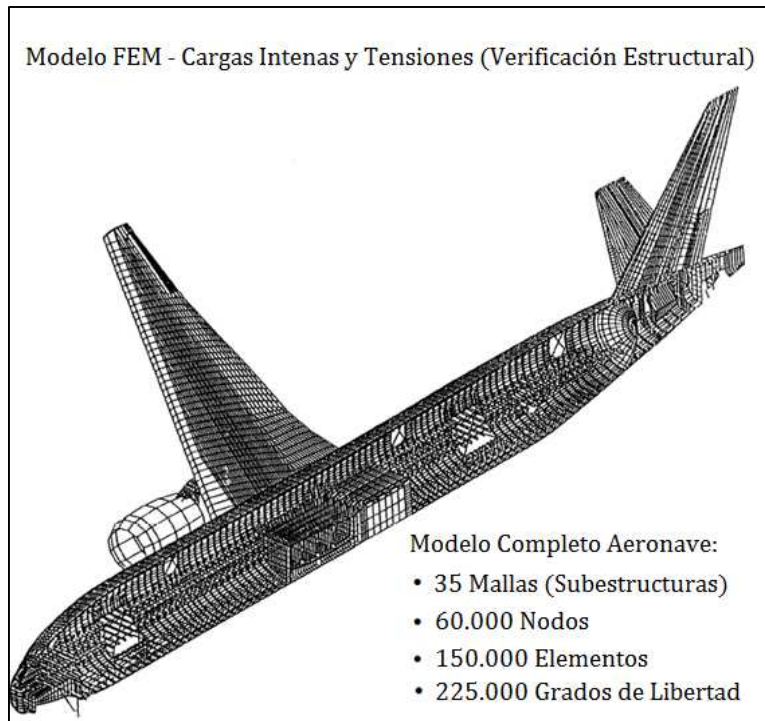


Figura 155 – Modelo FEM con Mayor Nivel de Detalle: Estructura Completa, Aeronave de Transporte. (Obtención de Cargas Internas y Análisis de Tensiones) [20]

8.2. Condiciones de Borde

En el modelado FEM de estructuras se entiende por condición de borde a una restricción impuesta en los desplazamientos o rotaciones de los nodos de una malla estructural.

Por lo tanto, las condiciones de borde de una estructura estática (empotrada, articulada, deslizante, etc.) generalmente requieren la restricción de uno o varios grados de libertad en distintas direcciones. Aun así, nunca se debe perder de vista que cualquier condición de borde impuesta en un modelo es una idealización simplificada de la realidad. En general se pueden diferenciar dos tipos de condiciones de borde:

- Restricciones Simples (o “Monopunto”): Se trata de una restricción aplicada a un nodo de la malla estructural. Puede tratarse de la imposición de desplazamientos y rotaciones nulas o no nulas. Entre los usos más comunes para una restricción de este tipo se pueden mencionar [34]:
 - Fijar una estructura en el espacio
 - Aplicar condiciones de simetría o antisimetría
 - Para remover aquellos grados de libertad que no son necesarios en el análisis estructural en cuestión
 - Los elementos conectados a un determinado nodo estructural pueden no proveer resistencia al movimiento en ciertas direcciones, causando singularidades en la matriz de rigidez del problema. Las restricciones simples “monopunto” son utilizados muchas veces para remover esos grados de libertad de la matriz de rigidez, y de este modo evitar que aparezcan singularidades.

- Restricciones “Multipunto”: Se trata de una relación matemática de restricción lineal entre los desplazamientos y rotaciones de un nodo (nodo independiente) y uno o varios nodos (dependientes). Las restricciones “multipunto” pueden ser utilizadas en una gran cantidad de aplicaciones estructurales, entre las cuales se pueden mencionar [34]:
 - Definir el movimiento relativo entre dos nodos como un grado de libertad adicional.
 - Definir el promedio de muchos movimientos como un grado de libertad adicional.
 - Proveer uniones articuladas o deslizantes entre distintas partes de una estructura.
 - Vincular elementos disímiles, como por ejemplo unir elementos que poseen grados de libertad de rotación en sus nodos, con elementos que solo poseen grados de libertad de traslación (por ejemplo: unión de elementos placa con elementos sólidos).
 - Obtener cargas resultantes en una determinada parte de una estructura
 - Distribuir cargas en distintos puntos de una estructura
 - Vincular elementos con nodos no coincidentes, por ejemplo, en la transición del tamaño de malla en una estructura.
 - Reemplazar componentes estructurales extremadamente rígidos por conexiones rígidas. Aunque para esta aplicación se prefiere utilizar directamente elementos rígidos.

Debido a que las condiciones de borde impuestas influyen en gran manera en la respuesta del modelo frente a los estados de cargas actuantes, debemos prestar especial atención en restringirlo de la manera más apropiada y precisa posible. En muchas ocasiones se desconoce cuál es la condición de borde más apropiada para una determinada estructura. Para analizar estos casos, una práctica común consiste en trabajar en paralelo con distintas condiciones de borde, las cuales representan casos extremos que engloban una determinada condición real intermedia desconocida; como consecuencia de esto entonces los casos de análisis aumentan en forma proporcional.

A continuación se presenta un ejemplo de análisis FEM del fuselaje de una aeronave de entrenamiento. En este caso fue necesario trabajar con dos condiciones de apoyo distintas, para poder estudiar el comportamiento de la unión ala – fuselaje. Las restricciones aplicadas fueron las siguientes:

- CUASI-ISOSTÁTICO: Se imponen restricciones a las “tomas” de unión ala-fuselaje de modo que la estructura del fuselaje sea soportada por un sistema de condiciones de contorno cuasi-isostático. Para ello se restringen los desplazamientos en dirección “Z” (indicado con número ‘3’) en las cuatro tomas. Además, se restringen los desplazamientos en dirección “X” (‘1’) en las tomas traseras y los desplazamientos “Y” (‘2’) en las tomas izquierdas (ver Figura 156). Como complemento, se permiten las rotaciones en todas las tomas, debido a que las uniones ala - fuselaje propuestas son del tipo rótula. Bajo esta condición se asume que el cajón del ala al que el fuselaje estaría sujeto, no aportan rigidez estructural adicional al mismo, permitiendo el desplazamiento relativo entre las tomas en el plano “XY”.

- FIJO - HIPERESTÁTICO: Se restringen los desplazamientos en direcciones "X", "Y" y "Z", y se permiten todas las rotaciones, tipo rótula (ver Figura 156). Esto simula la condición en la cual el cajón del ala es infinitamente rígido, por lo que no existiría desplazamiento relativo entre las tomas.

De esta manera, y para cada Caso de Carga se debe observar que la estructura verifique para ambas condiciones de apoyo extremas: "Cuasi-Isostático" y "Fijo - Hiperestático", y por lo tanto como consecuencia también verificará para la condición de apoyo real intermedia desconocida.

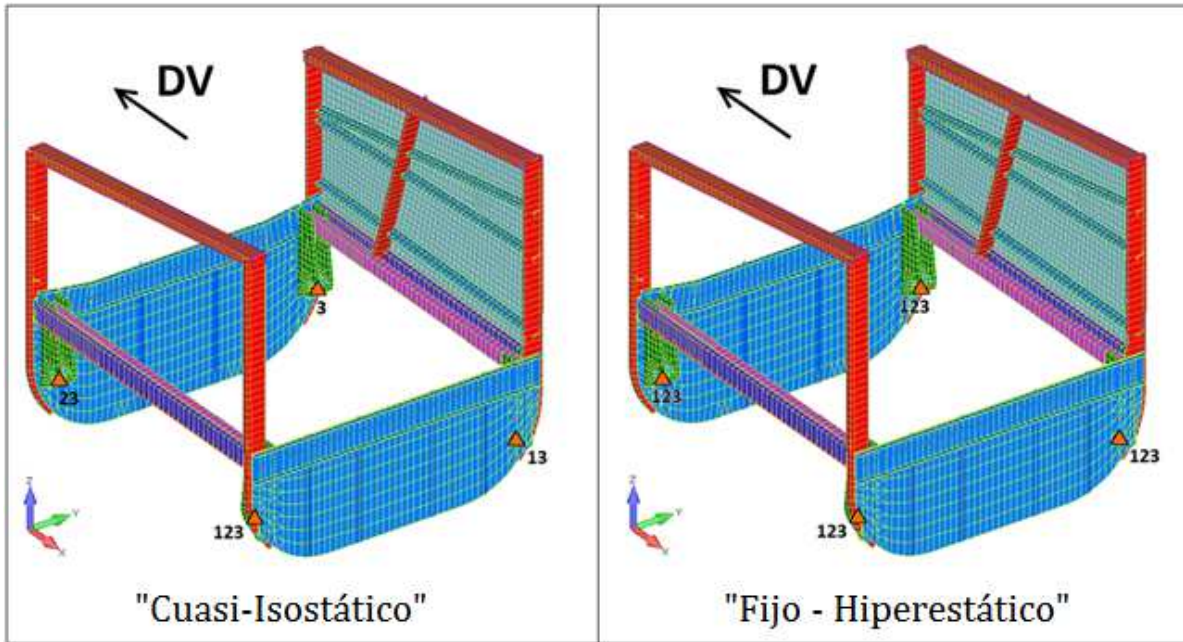


Figura 156 – Condiciones de Borde Extremas: Modelo FEM Unión Ala – Fuselaje Avión Entrenador

8.3. Sets de Análisis y Combinación de Casos de Carga

Los programas FEM incluyen distintas herramientas para el "control de los casos de carga". En general, se trata de herramientas que presentan las siguientes características a saber:

- Cada caso representa una condición de carga distinta, incluyendo condiciones de borde.
- Es posible seleccionar diferentes condiciones de borde, cargas y 'outputs' requeridos para cada caso.
- Es necesario llevar un listado actualizado que permita identificar y diferenciar correctamente cada subcaso de carga.

Todo esto permite que una vez definidos los casos de carga, se utilicen los comandos de control de casos para generar de manera automática nuevas condiciones de carga a partir de la combinación lineal de los distintos casos ya existentes; incluso pudiendo valerse de una combinación secuencial de sucesivos casos para estudiar por ejemplo la influencia de cargas de servicio sobre estructuras ya tensionadas.

En análisis lineales, donde resulta válido el principio de superposición y en donde los resultados obtenidos son independientes del orden en que se apliquen las cargas, incluso es posible escalar los resultados en proporción a las cargas (herramienta útil para análisis de “cargas límites” y “cargas últimas”), así como también combinarlos para obtener nuevos resultados.

Además, las herramientas de “administración de sets de análisis” permiten incluir múltiples casos de carga, que son independientes entre sí, dentro en un mismo set de análisis para que sean resueltos de manera consecutiva y automática cuando se ejecuta dicho set; este hecho contribuye a ordenar y agilizar las tareas de análisis, y es especialmente útil en estructuras aeronáuticas donde por lo general se cuenta con una gran cantidad de casos de carga y condiciones de apoyo distintas a analizar.

En la Figura 157 se muestra un ejemplo del administrador de sets de análisis (Femap) del modelo FEM Global de Fuselaje del AEE, en donde se puede observar el detalle del Set de Análisis N°2 (“Aterrizaje”), el cual se compone de 13 subcasos de carga que se resuelven de manera automática, consecutiva e independientes entre sí.

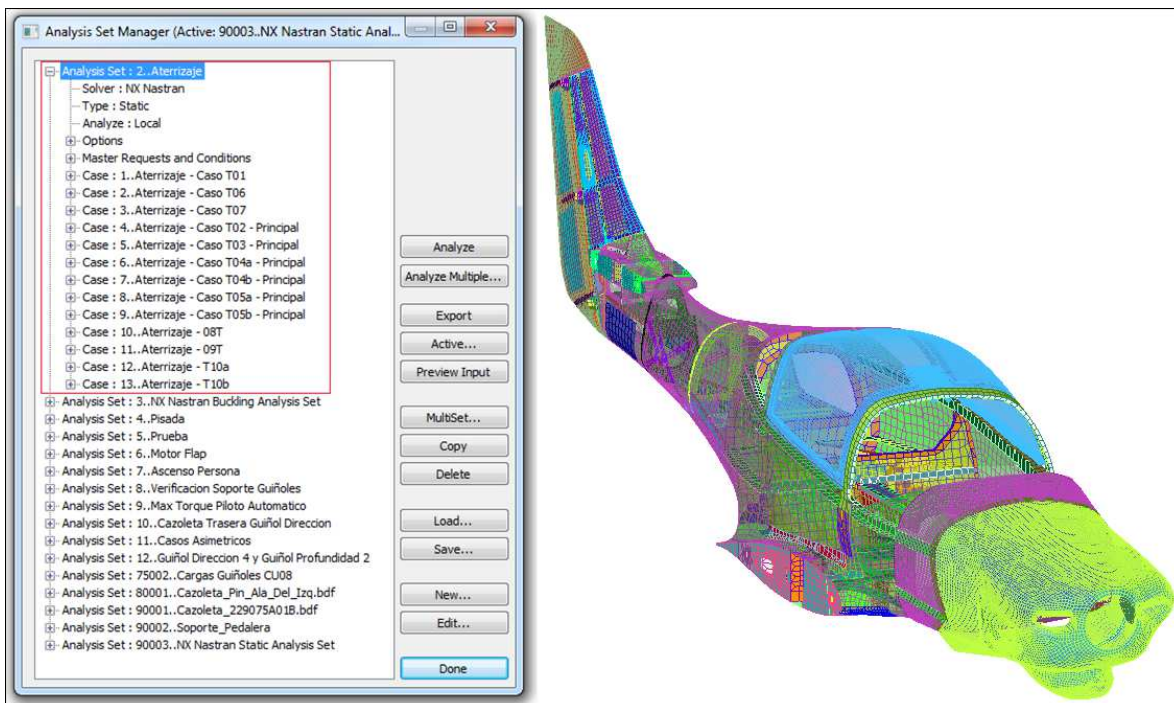


Figura 157 - Administrador de Sets de Análisis (Femap): Modelo FEM Global de Fuselaje AEE

9. Integración DEFM en GFEM y Técnicas de Condensación FEM

9.1. Introducción

Tal como se mencionó en los primeros capítulos de este documento, el nivel de detalle del modelo dependerá del objetivo que se persiga, de las dimensiones de la estructura a analizar, así como del tiempo de modelado requerido y de los recursos computacionales disponibles. Esto deriva a pensar que existen diferentes tipos de modelos según su tamaño y nivel de detalle. Si bien hay modelos que no se catalogan por estos niveles, en el ámbito de la industria aeronáutica o aeroespacial, se pueden encontrar dos clases de modelos: los modelos FEM "globales" y los de "detalle".

Por un lado, los modelos FEM "globales" (GFEM) constituyen una primera aproximación para el pre-dimensionamiento de la estructura, determinando las rigideces globales de la misma y para detectar rápidamente la necesidad de nuevas piezas estructurales antes de pasar a una etapa de diseño de detalle. A estos modelos FEM globales no necesariamente se les exige un grado de detalle, ya que los mismos no suelen ser utilizados para verificación estructural. También sirven de base para introducir las cargas (aerodinámicas, presión de combustible, aterrizaje, etc.) y computar la distribución interna de cargas a ser introducidas en el modelo de "detalle" [20]. Los modelos de "detalle" (DFEM) en cambio son utilizados en la etapa de PDR ('Preliminary Design Review') y CDR ('Critical Design Review') con el objetivo de dimensionar los componentes estructurales con más detalle que el pre-dimensionado de la etapa anterior.

Además, muchas veces, debido al poco tiempo disponible y al rápido avance requerido en proyectos aeronáuticos, resulta necesario realizar tareas en paralelo, incluso asumiendo el riesgo de que ciertas tareas de fabricación y armado de componentes estructurales comiencen antes de que finalicen los ciclos de diseño y cálculo de detalle, así como también los ensayos estructurales y de ciclado de la estructura. Esto conlleva a que en ocasiones, debido a los cambios implicados en los procesos de actualización de las cargas, se encuentre que las nuevas cargas obtenidas en análisis más detallados superen a las anteriores, de manera que ciertos componentes estructurales ya fabricados e instalados que anteriormente verificaban bajo dichas condiciones de carga dejen de hacerlo. Debido a los costos implicados en el rediseño de la estructura, la implementación de refuerzos o la fabricación de nuevas partes, la mayoría de las veces se justifica realizar previamente un nuevo análisis FEM más detallado en un intento por demostrar que dichos componentes estructurales siguen verificando incluso ante las nuevas cargas calculadas [20].

Si bien es cierto que un análisis en detalle permite estudiar a fondo el comportamiento de componentes estructurales en particular o conjunto de unos pocos, por otro lado es importante tener en cuenta que un modelo FEM de detalle consume muchos recursos computacionales (gran cantidad de elementos, nodos, propiedades, interacciones, etc.), así como también tiempo en la preparación del mismo y en el análisis; por lo tanto, antes de decidir llevar a cabo un modelo FEM de detalle es necesario pensar si se justifica realizar tal

gasto. Algunas de las preguntas fundamentales que pueden ayudar al analista a dar respuesta a este interrogante son las siguientes:

- ¿Qué se necesita conocer en el análisis?: Tensiones, desplazamientos, carga de pandeo, temperatura, vida a fatiga, etc.
- ¿Qué partes de la estructura necesitan ser modeladas en detalle?
- ¿Se cuenta con datos confiables y al mismo nivel de detalle de la geometría, cargas, apoyos, propiedad de los materiales, etc.?

Existen distintos métodos de modelado que permiten reducir costos y tiempos al momento de realizar un análisis FEM de detalle. Dichos métodos evitan tener que realizar un modelado en detalle de toda la estructura, lo cual demandaría una gran cantidad de recursos, sino más bien enfocarse en el área de interés, pero manteniendo condiciones de bordes apropiadas.

En ciertos casos se suele recurrir al uso de desplazamientos forzados como método para introducir cargas sobre un submodelo. Si bien la misma constituye una solución sencilla, que permite obtener resultados de manera rápida para tener una idea del comportamiento del submodelo, su uso no siempre es recomendado debido a que muchas veces puede arrojar resultados poco confiables (imprecisos) por incoherencia en las rigideces.

Entre los métodos de modelado más utilizados y globalmente aceptados se pueden mencionar el uso de “técnicas de integración DFEM-GFEM”, así como también “técnicas de condensación y submodelado”, las cuales se describen a continuación.

9.2. Integración DFEM en GFEM

Por razones de simplicidad computacional y ahorro de tiempo, se puede requerir la integración de un modelo de detalle (DFEM) en un FEM global (especialmente para análisis estáticos donde por lo general no se suelen aplicar técnicas de reducción o condensación). Un modelo DFEM integrado en un GFEM, permite simular cargas y condiciones de bordes apropiadas sin la necesidad de realizar un gran modelo DFEM (esto permite reducir costo y tiempo computacional garantizando condiciones de contorno óptimas en el modelo de detalle) [37].

9.2.1. Definición del Contorno DFEM - GFEM

Al integrar un modelo DFEM en un GFEM resulta fundamental definir de manera clara el conjunto de nodos que conforman el contorno de la zona de interés (ver Figura 158).

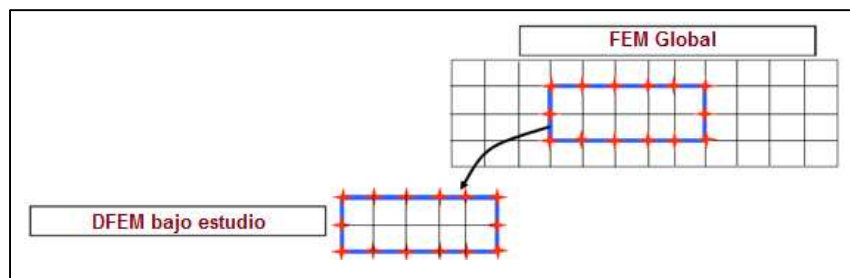


Figura 158 – Definición Zona de Interés (Delimitación Nodos de Malla FEM implicada)

Al seleccionar los nodos del contorno DFEM se debe prestar atención a las siguientes recomendaciones:

- Escoger la frontera del DFEM de manera tal que se encuentre lejos de la zona de interés, para que la misma no se vea afectada por el área de perturbación. El tamaño de dicha área perturbada se debe considerar por lo menos del orden de magnitud del ancho de los elementos GFEM en el borde de la región (ver Figura 159).

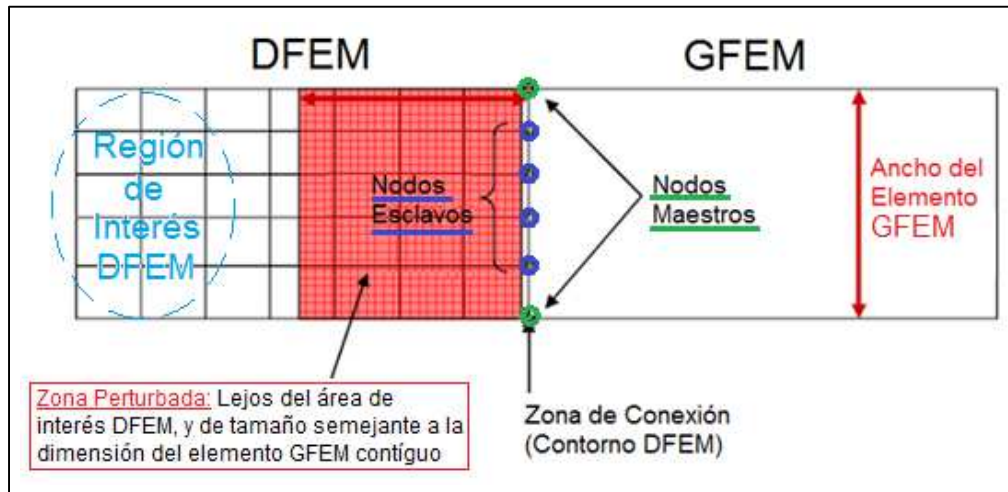


Figura 159 - Definición de la Frontera DFEM alejada de la Región de Interés

- Los nodos en el contorno del DFEM no deben estar restringidos, ni depender de relaciones cinemáticas que los vinculen a nodos externos, pertenecientes GFEM (ver Figura 160).

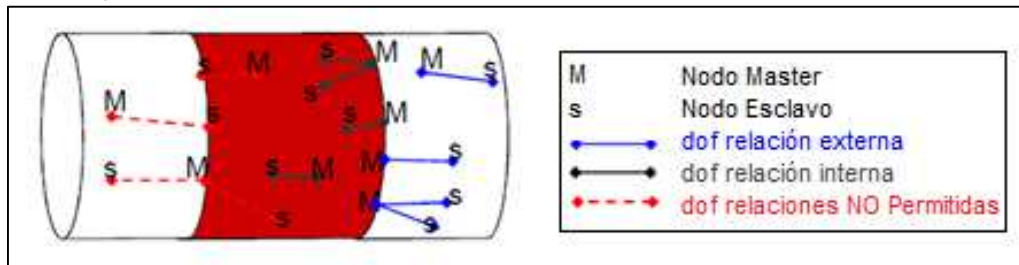


Figura 160 - Los nodos del DFEM no deben depender (esclavo) de Relaciones Cinemáticas que los vinculen con el GFEM

9.2.2. Vinculación de Mallas DFEM - GFEM

Por lo general se suelen utilizar elementos rígidos (tipo RBE3 de Nastran) o restricciones multipunto para acoplar cada uno de los 6 grados de libertad de los nodos esclavos con respecto a los nodos maestros (los coeficientes de dichas relaciones cinemáticas de acoplamiento toman en cuenta las posiciones de los nodos esclavos con respecto a los nodos maestros).

Se debe tener cuidado que cada uno de los nodos que pertenecen a la “costura” de mallas se encuentren perfectamente alineados con los nodos GFEM; si dicha tolerancia es demasiado grande, puede llegar a alterar la calidad de los modos de cuerpo rígido. Se trata de relaciones explícitas; por lo tanto dichas relaciones deberán actualizarse si se mueve alguno de dichos nodos. Siempre se debe chequear que los nodos esclavos, a los cuales se les aplican las relaciones cinemáticas de acoplamiento o costura de mallas, no estén envueltos en ningún otro tipo de relación (elementos rígidos, tipo RBE2 de Nastran, o restricciones multipunto, por ejemplo) y además se debe chequear que la secuencia de dichas relaciones sea correcta.

Técnica de Transición DFEM-GFEM en Rigidizadores:

Por lo general, en un modelo FEM Global (GFEM) los rigidizadores son modelados con elementos viga, mientras que en un modelo FEM de Detalle (DFEM) los mismos se modelan a partir de elementos placa.

Por lo tanto, existen varias técnicas de transición que permiten pasar de elementos placa a elementos viga, con el objetivo de asegurar una correcta transferencia de cargas entre rigidizadores GFEM-DFEM. Tal como se puede observar en la siguiente figura, se recomienda utilizar elementos rígidos (tipo RBE3 de Nastran) para conectar un elemento viga de un modelo GFEM con elementos placa de un rigidizador DFEM (Figura 161).

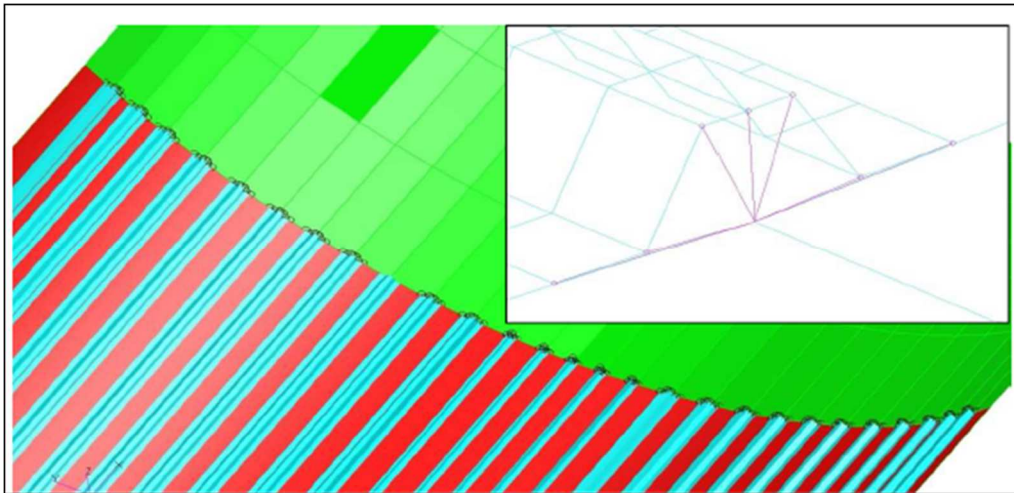


Figura 161 – Conexión de Elemento Viga (Modelo GFEM) con Elementos Placa de un rigidizador DFEM
Uso de Elemento de conexión Rígido

Estos elementos rígidos de unión suelen tener un comportamiento deficiente en presencia de cargas termo-elásticas, induciendo además efectos de momentos no realistas a la estructura. Por lo tanto, en algunos casos particulares, los elementos de conexión rígidos pueden ser reemplazados por elementos viga con el propósito de transferir correctamente las cargas de flexión y corte, tal como se observa en la Figura 162.

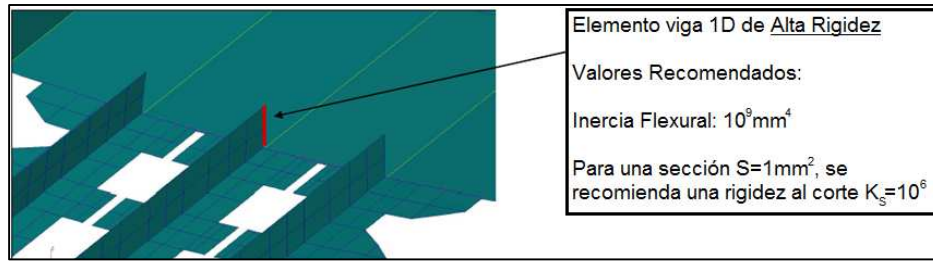


Figura 162 – Uso de Elemento de conexión tipo Viga para Transferir correctamente los efectos de Flexión y Corte en Presencia de Cargas Termo-Elasticas

9.2.3. Transmisión de Cargas GFEM-DFEM

En una de integración DFEM-GFEM, las cargas se pueden dividir en dos grupos: las que quedan dentro del DFEM y las que quedan dentro del GFEM. El proceso de aplicación de cargas a un modelo DFEM requiere especial cuidado, en especial cuando el objetivo consiste en aplicar cargas que provienen de un GFEM.

En el caso de estructuras aeronáuticas, los tres tipos de cargas principales a considerar son:

Cargas Mecánicas: Al aplicar un caso de carga mecánica GFEM a un DFEM se debe prestar atención a las siguientes recomendaciones:

- Nunca se deben reenumerar los nodos del modelo GFEM para no inducir errores ni ambigüedades en el DFEM
- Al transferir las cargas mecánicas distribuidas desde un GFEM a un DFEM, como los nodos de la malla GFEM no necesariamente son coincidentes con los de la malla DFEM, entonces resulta necesario generar nuevos elementos de acoplamiento para distribuir dicha carga sobre los nodos de la malla DFEM (ver Figura 163).

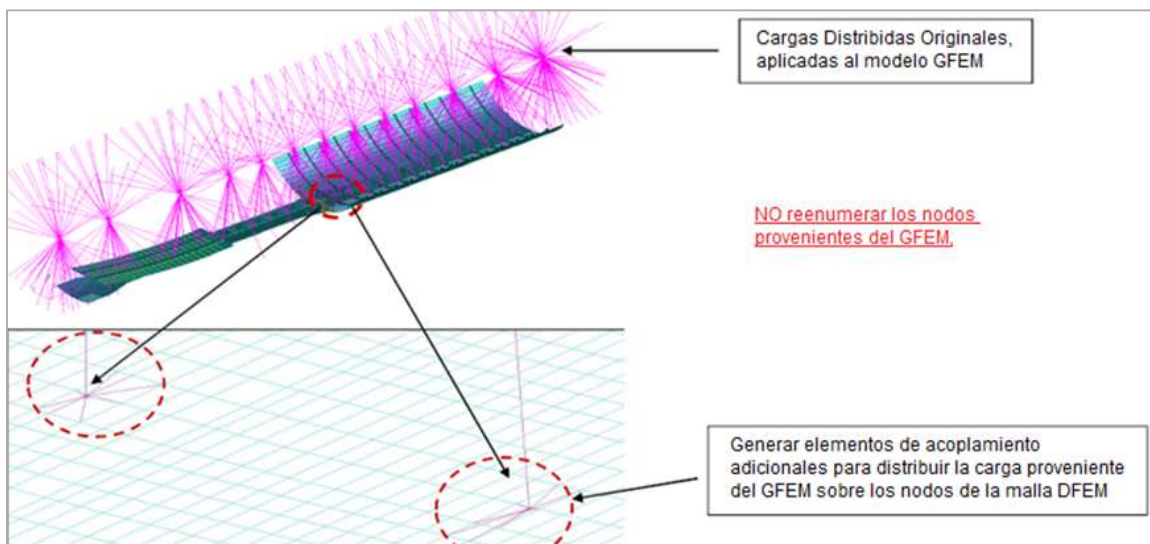


Figura 163 – Transferencia de Cargas Mecánicas (GFEM a DFEM)
Uso de Elementos Rígidos Tipo RBE3 (Nastran)

Cargas Térmicas: El método propuesto para la transferencia de cargas térmicas desde un modelo GFEM, consiste en reconstruir dicho caso de carga al ser aplicado en el modelo DFEM. Dicho método consiste en una serie de pasos que se explican a continuación:

1. Resolver el GFEM y mapear los resultados de temperatura sobre la malla global.
2. Crear un campo de salida escalar con los valores de temperatura en cada elemento de la malla (posición espacial); Figura 164.

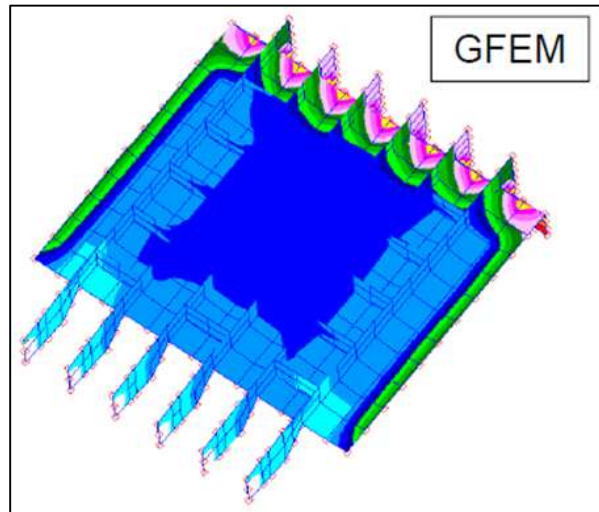


Figura 164 – Campo de Salida Escalar (Temperatura) GFEM

3. Crear un nuevo caso de carga térmico a partir del vector de salida GFEM, para ser aplicado en el modelo DFEM.

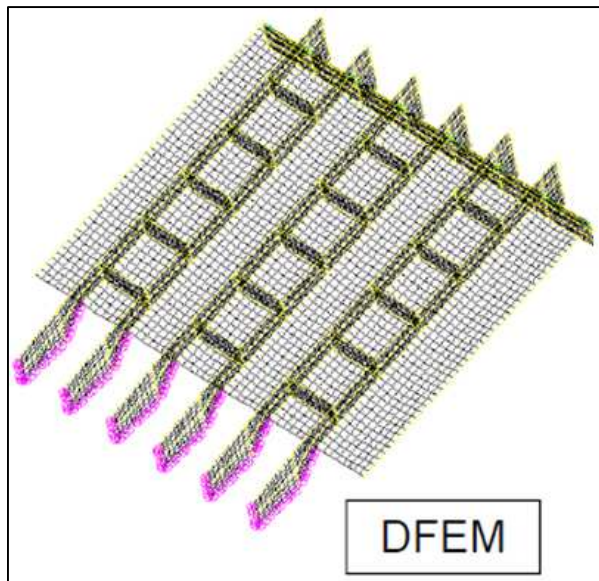


Figura 165 – Modelo DFEM

4. Mapear el campo de cargas térmicas aplicadas en el DFEM, y chequear que coincida con lo obtenido en el GFEM; Figura 166.

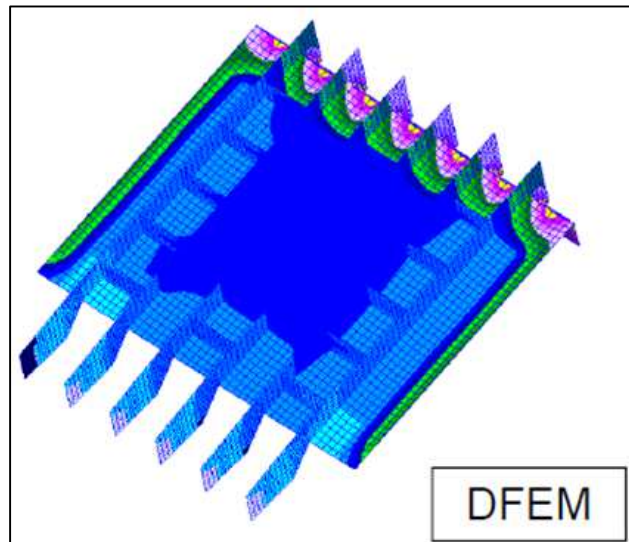


Figura 166 – Mapeo de Cargas Térmicas aplicadas al DFEM

Para ensambles más complejos se recomienda aplicar este método individualmente a cada una de las partes que componen el modelo.

Cargas de Presión: (presurización de cabina, cargas aerodinámicas, presión de combustible, etc.). El método propuesto para la transferencia de cargas de presión desde un modelo GFEM a un DFEM, consiste en una serie de pasos que se enumeran a continuación:

1. En primer lugar se eliminan en el área DFEM todas las cargas de presión provenientes del GFEM
2. En segundo lugar se aplican las cargas de presión en el DFEM
3. Se debe tener especial cuidado de adaptar las cargas en el borde entre el modelo GFEM y el DFEM. Consideremos el caso de la Figura 167.

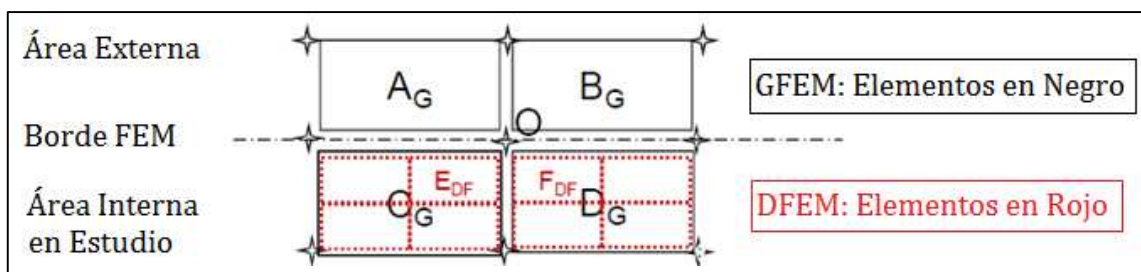


Figura 167 – Caso Práctico: Tratamiento de las Cargas de Presión en el Borde entre el Modelo GFEM y el DFEM

- Inicialmente, suponiendo una distribución uniforme de presión en la malla GFEM, la carga de presión (F_0) calculada en el punto "O" se obtiene como:

$$F_O = \frac{1}{4}P_{AG} + \frac{1}{4}P_{BG} + \frac{1}{4}P_{CG} + \frac{1}{4}P_{DG}$$

- Al refinar el modelo, la nueva carga de presión en el punto "O" (F'_0), ubicado en el borde entre el modelo DFEM y el GFEM, resulta de la siguiente expresión:

$$F'_O = \frac{1}{4}P_{AG} + \frac{1}{4}P_{BG} + \frac{1}{4}P_{EDF} + \frac{1}{4}P_{PDF}$$

- Para ello fue necesario considerar la presencia de fuerzas compensatorias F_{CF} para mantener el equilibrio:

$$F_{CF} = -\left(\frac{1}{4}P_{CG} + \frac{1}{4}P_{DG}\right)$$

Es decir:

$$F'_O = F_O + \left(\frac{1}{4}P_{EDF} + \frac{1}{4}P_{PDF}\right) + F_{CF}$$

4. Finalmente, se debe verificar que el balance de cargas de presión sea el correcto

9.3. Técnicas de Condensación y Submodelado FEM

El uso de la técnica de condensación resulta apropiado cuando tiene validez la asunción del comportamiento lineal estático del modelo Global circundante (la matriz de rigidez de la estructura se mantiene constante con el aumento de la carga). En este caso es posible llevar a cabo el análisis en detalle de una región de la estructura, pudiendo prescindir del análisis del modelo global circundante [34]. Esta técnica resulta particularmente útil para el análisis estructural de fuselaje.

Ventajas:

- Provee condiciones de borde y de carga lineales al modelo de detalle
- Eficiencia computacional (se reduce la cantidad de grados de libertad del modelo), siempre y cuando se limite la cantidad de nodos en el contorno.
- Puede ser validado completamente en el entorno de Nastran GFEM
- En caso de tratarse de un modelo de material compuesto, evita tener que transferir un modelo GFEM de Nastran a Abaqus, lo cual es más engorroso para el caso de un modelo GFEM de fuselaje que de ala.

Limitaciones:

- Asunciones de linealidad en el modelo Global circundante (geometría, material, etc.)
- Los efectos de No Linealidad no deben ocurrir cerca del contorno

9.3.1. Condensación (Nastran)

El propósito de este método consiste en reducir la rigidez y la carga del modelo Global circundante a un conjunto de nodos de contorno del modelo DFEM (modelo local reducido). En la Figura 168 se observa la delimitación del modelo FEM bajo estudio.

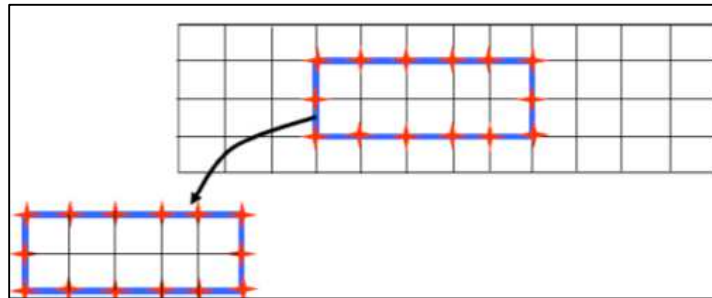


Figura 168 – Definición Zona de Interés (Delimitación Nodos de Malla FEM implicada)

El método se divide en 3 pasos fundamentales:

1. Condensación de Rigidez y Cargas: En primer lugar se extrae (quitar) del modelo GFEM el modelo reducido que queremos analizar, con lo cual se obtiene el siguiente modelo:

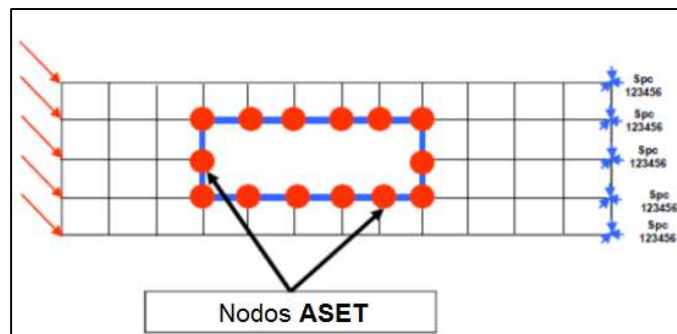


Figura 169 – Modelo FEM Global (Sin Presencia del Modelo Reducido: Zona de Interés)

Este es el modelo a condensar (Modelo GFEM sin la presencia del modelo reducido local). Los nodos 'ASET' son los nodos de condensación. Por lo tanto, el modelo condensado incluye el contorno del modelo local, y en este caso también las condiciones de borde y cargas.

En la Figura 170 se observa un ejemplo de un archivo de entrada Nastran típico para condensación de un modelo GFEM:

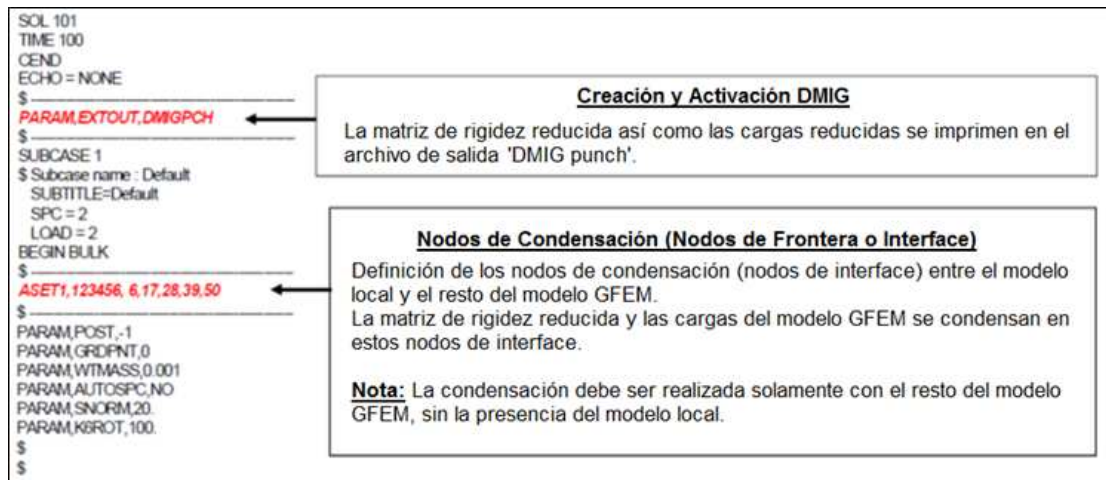
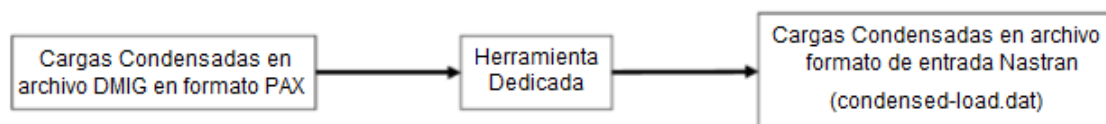


Figura 170 – Ejemplo de un Archivo de Entrada (Nastran) para Condensación de una Modelo GFEM

2. Transformación de Cargas Condensadas: En Nastran las cargas reducidas en los nodos de frontera o interface se almacenan en un archivo ‘DMIG punch’, en formato PAX [34]. Dicho formato puede ser utilizado en aplicaciones de Nastran. Sin embargo no resulta conveniente cuando el usuario debe administrar varios casos de carga, cuando se quiere mantener dichas cargas vinculadas con la carta inicial, o cuando se quieren combinar distintos casos de carga (térmicos, presión, mecánico, etc.), así como también distintos factores de carga (Carga Límite, Carga Última, Cargas de Fatiga, etc.). Para estos casos distintas empresas han desarrollado sus propias herramientas dedicadas, para transformar el formato de cargas PAX, al formato usual FORCE and MOMENT de las cartas de entrada Nastran.



3. Aplicación de Cargas y Rigidez Condensadas en el Modelo Reducido (DFEM):
 - Importar nodos de frontera GFEM en el DEM
 - Es necesario definir vinculaciones entre los nodos DFEM y los nodos GFEM, con el fin de satisfacer la continuidad de desplazamientos y cargas internas a través del contorno (ver Figura 171)
 - Las técnicas y recomendaciones utilizadas para definir estas vinculaciones en Nastran son los descriptos en la sección de Integración DFEM en GFEM
 - En el caso de Abaqus se utilizan técnicas similares, tales como: ecuaciones cinemáticas de acoplamiento para la conexión entre rigidizadores, así como también ecuaciones de vínculo para mallas 2D.

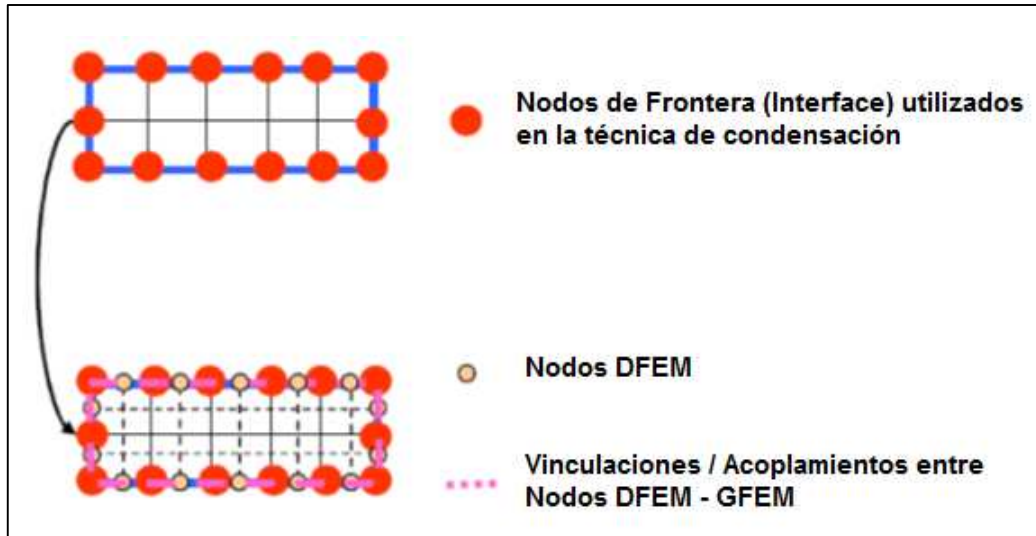


Figura 171 – Definición de Vinculaciones entre los Nodos de Frontera GFEM y los Nodos DFEM

9.3.2. Condensación (Transferencia: Nastran – Abaqus)

El método de condensación también puede ser adaptado para aplicaciones en Abaqus. Tal como se mencionó en secciones anteriores, para la confección de modelos FEM “globales”, tanto para el caso de estructuras metálicas, como así también para estructuras de material compuesto, se prefiere el uso de software Nastran. En cambio, para el modelado de detalle se recomienda utilizar software Nastran para el análisis de problemas lineales estáticos y de pandeo de estructuras metálicas; y Abaqus para el análisis de estructuras de material compuesto y problemas no lineales.

Por lo tanto, cualquiera sea el caso, siempre se parte de un modelo GFEM en Nastran; y posteriormente puede requerirse su análisis en detalle en Abaqus. Para estos casos la experiencia ha demostrado que, en el caso de análisis en detalle de fuselajes, la implementación de condensación de un modelo GFEM en Nastran (matriz de rigidez y vector de cargas condensado) es más sencilla de convertir a Abaqus que intentar mudar el modelo GFEM completo (en cambio para el caso de ala y empenajes ocurre lo contrario, y se prefiere mudar directamente el modelo GFEM completo de Nastran a Abaqus).

En la Figura 172 se presenta un diagrama de flujo que ilustra claramente el procedimiento desarrollado para aplicar la técnica de condensación con transferencia de Nastran a Abaqus, la cual permite llevar a cabo el análisis en detalle de un modelo FEM en Abaqus partiendo de un modelo GFEM en Nastran.

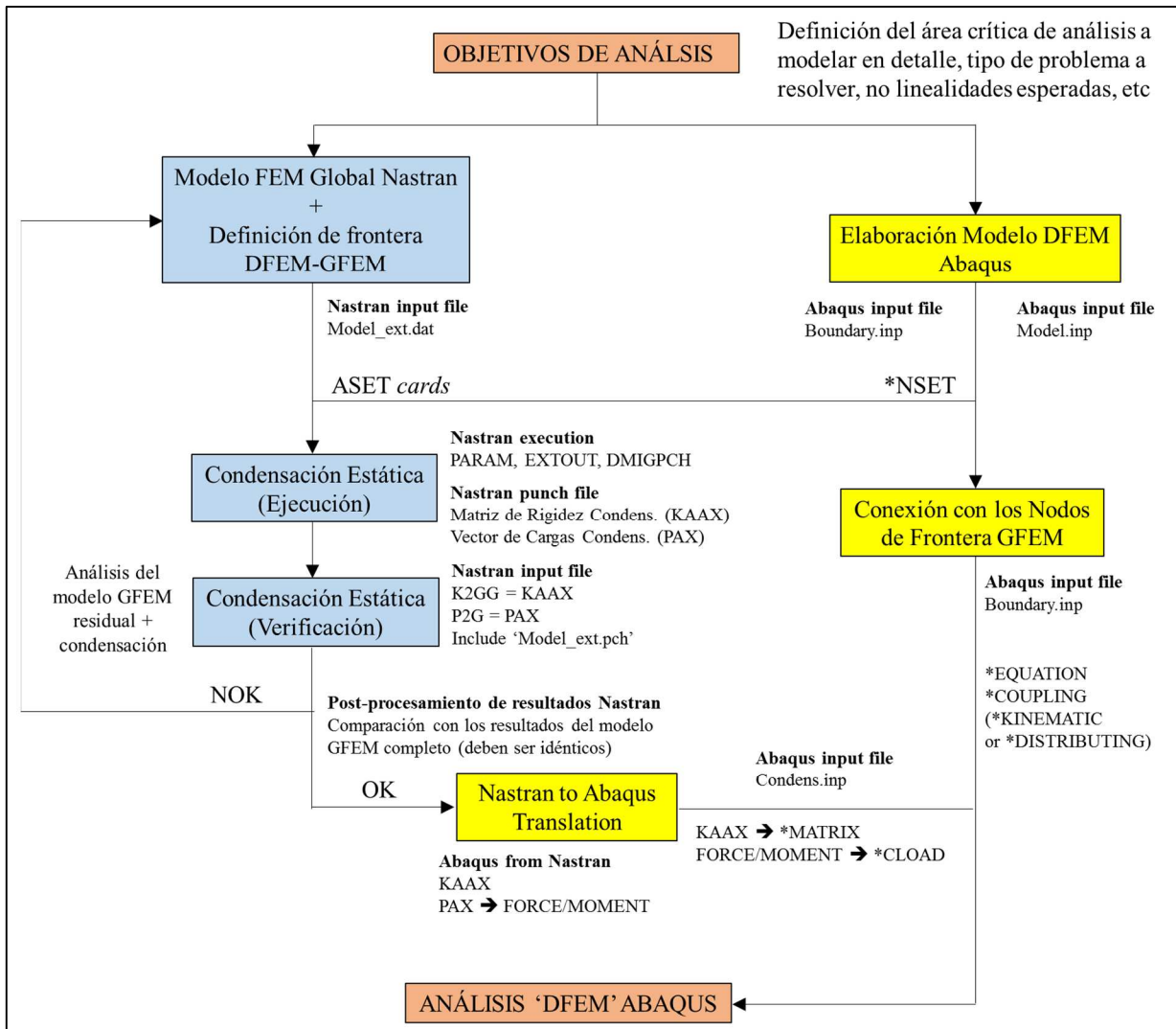


Figura 172 – Diagrama de Flujo: Técnica de Condensación con Transferencia de Nastran a Abaqus

9.3.3. Submodelado (Abaqus)

El método de submodelado de Abaqus requiere la confección de 2 modelos por separado:

- Modelo Global de la estructura (Lineal o No-Lineal). A este modelo no necesariamente se le exige un grado de detalle, aunque si debe ser representativo de la rigidez global de la estructura, así como también de la región particular a ser analizada en el submodelo.
- Modelo detallado de la región de interés (submodelo)

Se debe ejecutar primero el análisis del modelo global y posteriormente el submodelo, utilizando en cada incremento los desplazamientos nodales del modelo global circundante. En la región de frontera no es necesario que exista coincidencia nodo a nodo entre la malla global y la malla del submodelo (Abaqus utiliza interpolación espacial) [8].

Ventajas:

- Eficiencia computacional: se prefiere el uso de este método en lugar de tener que realizar un único análisis con suficiente nivel de detalle para capturar todo comportamiento de interés en el modelo global.
- Mayor sencillez de modelado: se utilizan los mismos requerimientos establecidos para la integración DFEM. Por ejemplo: nodos internos sin restricciones exteriores.

Limitaciones:

- La región de interés debe tener la misma rigidez en el modelo global que en el submodelo (condición de desplazamientos prescritos), lo cual implica que el contorno debe ser escogido lejos del área de estudio, donde se espera un mayor refinamiento del modelo.
- En caso de que existan grandes diferencias entre la rigidez geométrica del submodelo comparado con el modelo de detalle, entonces es necesario investigar para poder validar la técnica utilizada. (Por ejemplo: el fenómeno de pandeo aparece en el submodelo pero no se presenta bajo la misma condición de carga en el modelo global).
- Cambios en el comportamiento de los contactos en el submodelo comparado con el modelo global, lo cual puede alterar la rigidez del submodelo.
- Cambios en la respuesta del material en el submodelo comparado con el modelo global. (Por ejemplo: ocurrencia de deformaciones plásticas).

10. Formato para la Organización de un Modelo FEM: Análisis de Estructuras Aeronáuticas

10.1. Introducción

En general, todo modelo FEM se compone de partes (piezas) ensambladas y provistas de interacciones, cargas y condiciones de borde consistentes. Por lo tanto es posible generar grandes modelos FEM a partir de un conjunto de múltiples CADParts; asignando a cada uno su correspondiente malla, propiedades, superficies de interacción, etc. se da origen a los denominados FEMParts. La trazabilidad de cada FEMPart con su correspondiente CADPart es fundamental; esto habilita la versión de la parte sobre la cual se trabajará y cuáles son las modificaciones que son necesarias implementar a la misma. Esta forma de trabajar reduce el tiempo de generación de un modelo FEM con gran cantidad de partes, y hace que el mismo sea más sencillo de interpretar y modificar. Para garantizar trazabilidad se recomienda asignar a cada FEMPart el mismo nombre que el CADPart correspondiente. Así mismo también es necesario que las cargas y condiciones de borde empleadas en el modelo conserven la misma denominación asignada por el área de cargas; esto permite identificar correctamente a qué estado de carga se corresponden.

La manera en que se escribe y almacena toda la información del modelo (partes, condiciones de borde, interacciones, materiales, etc.) se encuentra condicionada por el software FEM utilizado; por lo tanto dicha estructura de archivos debe adaptarse a la lógica utilizada por el mismo para leer e interpretar los datos de entrada. Una organización apropiada de los archivos de entrada contribuirá en gran medida a que el modelo sea más fácil de trabajar [19].

En esta sección se plantea la elaboración de un “formato para la organización de un modelo de elementos finitos orientado al análisis de estructuras aeronáuticas”, estableciendo criterios que faciliten el trabajo en grupo para elaborar modelos repetitivos, que perduren en el tiempo, con gran cantidad de grados de libertad, y permitiendo mallar distintas partes al mismo tiempo por distintos modelistas coordinados.

Dicho formato para la organización del modelo se compone de dos bloques principales:

1. Confección de un Registro Trazable (Archivos de Preprocesado): estructura de carpetas que contiene toda la información necesaria (archivos, registros, planillas, presentaciones, etc.) para crear cada una de las variables / archivos del modelo (partes, materiales, cargas, etc.); al ejecutar el modelo los archivos no deben leerse de esta carpeta. Esta filosofía de trabajo permite seguir ordenadamente los pasos para rastrear y cambiar las partes del modelo, según necesidad.
2. Archivos de Modelo: Por separado, pero siguiendo el mismo esquema de carpetas planteado para el caso anterior, se confecciona otra estructura de carpetas semejante, que contiene exclusivamente aquellos archivos (por ejemplo: ‘.txt’ o ‘.bdf’) que componen el modelo FEM en sí. Es decir, en esta estructura solo se incluyen aquellos archivos que

conforman el modelo (excluyendo cualquier registro o planilla necesaria para su confección); esto permite contar con una estructura de archivos más “liviana” (de menor tamaño), que contenga solo lo esencial para realizar una copia remota y correr el modelo desde un clúster de computadoras externo.

En ambos casos, archivos de preprocesado y archivos del modelo, es recomendable que respeten una misma estructura de carpetas; todos los contenidos mencionados previamente (mallas, propiedades, materiales, partes, ensambles, cargas y condiciones de borde, etc.) se organizan en una serie de carpetas, siguiendo un criterio basado en la mejor experiencia en gestión de archivos FEM (ver esquema de la Figura 173).

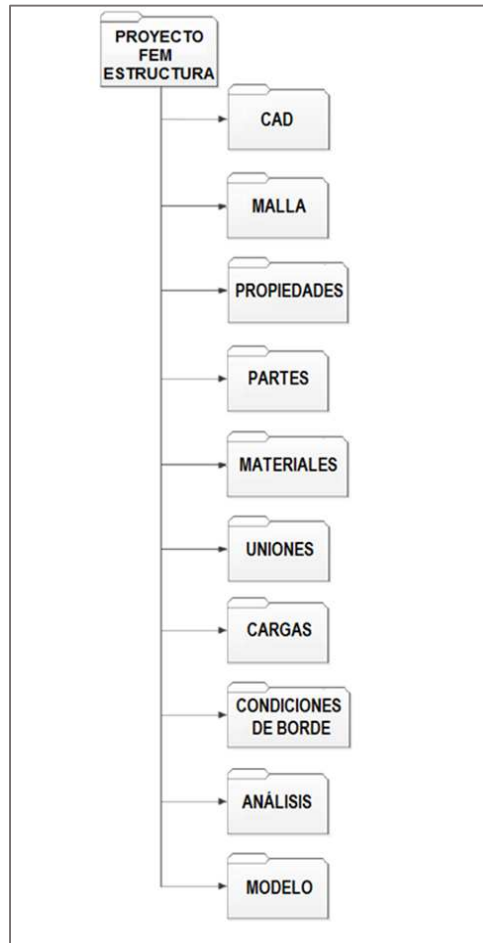


Figura 173 – Esquema General de Carpetas (Formato para la Organización del Modelo FEM)

A continuación se detalla el contenido de cada una de estas carpetas; tener en cuenta que se incluye toda aquella información necesaria para el preprocesado del modelo (confección de un registro trazable); es decir además de los archivos del modelo, contiene todos aquellos archivos necesarios para crear cada una de las variables del modelo: archivos CAD, planillas, registros históricos, librería de materiales, especificaciones de casos de carga, etc. Donde sea necesario también se aclara cuáles de estos archivos generados se deben utilizar para crear (por separado) la estructura de carpetas que “lee” el modelo.

10.2. Carpeta CAD

Esta carpeta contiene los archivos CAD modificados (acondicionamiento y simplificación de la geometría) de las piezas en cuestión (ver la sección 3: Acondicionamiento y Simplificación de la Geometría). Para garantizar trazabilidad se recomienda asignar a cada archivo el mismo nombre que el CADPart original.

Por lo tanto, cada una de estas carpetas debe reflejar la misma estructura interna del “árbol de diseño CAD” (recubrimientos, largueros, costillas, tomas y elementos de unión, etc.) según se muestra en el esquema de la Figura 174.

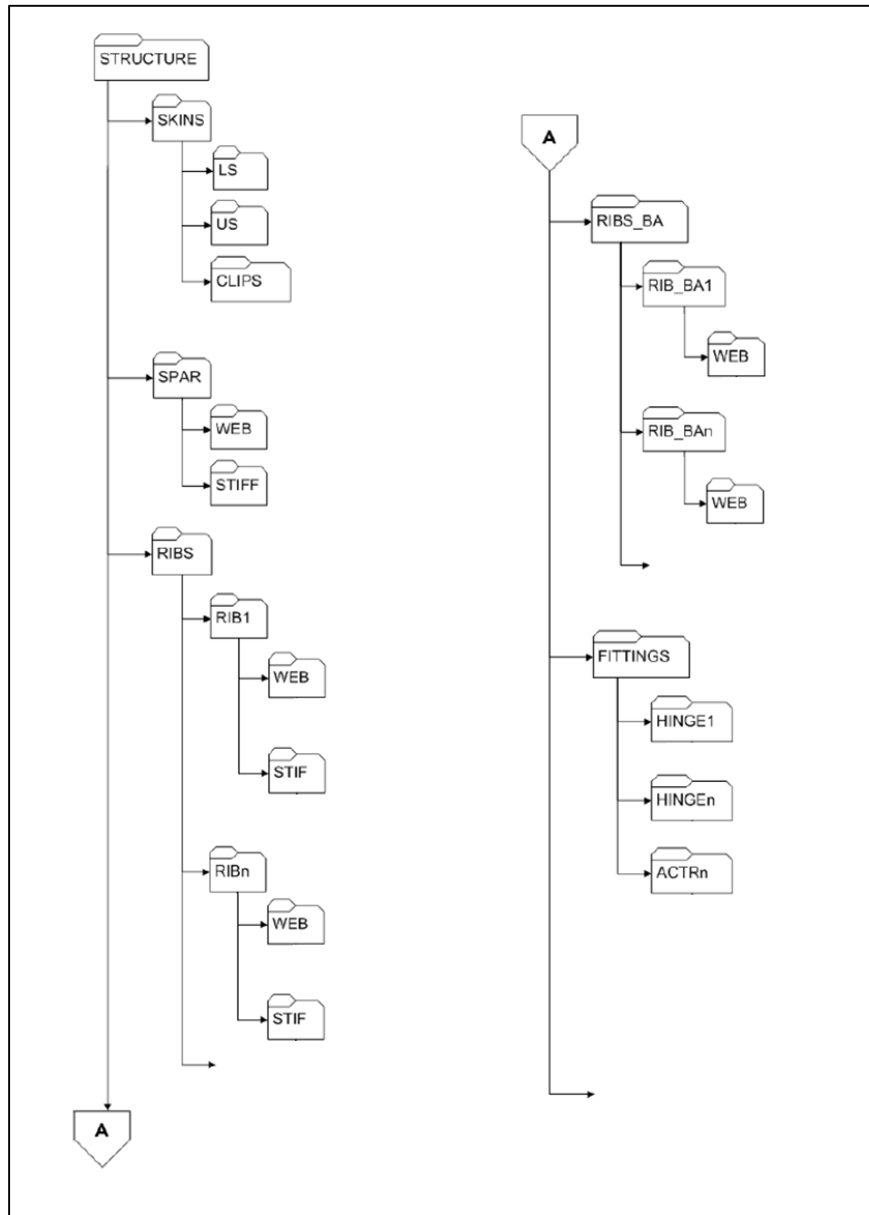


Figura 174 - Ejemplo: Árbol de Diseño CAD (Esquema Estructural típico de una Aeronave)

El modelista CAE deberá siempre tener en cuenta las versiones de madurez de las partes a utilizar, por lo tanto si modela la versión más actual del conjunto, todas las piezas deberán ser las últimas que tenga disponibles control de configuración. En este sentido resulta útil llevar una planilla o registro actualizado de las versiones de madurez de las partes modeladas.

10.3. Carpeta de Mallas FEM

Siguiendo la misma estructura de la carpeta CAD, esta carpeta contiene los archivos de las mallas de cada una de las piezas modeladas (es importante no desasociar la malla de la geometría de la pieza).

Además, cada archivo de malla debe ir acompañado con su correspondiente planilla de chequeo de calidad (ver sección 4: Generación de la Malla FEM). Cada una de estas carpetas también debe reflejar la misma estructura interna del “árbol de diseño de CAD” (recubrimientos, largueros, costillas, tomas y elementos de unión, etc.) [19].

10.4. Carpeta de Propiedades

Esta carpeta incluye un registro o planilla que se utiliza para la generación y gestión de las propiedades del modelo (librería de propiedades). Dicha librería debe ser confeccionada en una planilla tipo ‘Excel’, de manera tal que resulte fácil de comprender, identificar y modificar.

Para facilitar el trabajo de asignar propiedades es recomendable la programación de ‘Macros Excel’ que permitan extraer la información de dichas tablas y exportarlas a un archivo de texto ‘.txt’, ‘.bdf’, etc., con el formato apropiado para ser importadas luego en el preprocesador, y de esta manera ser asignadas a la pieza modelada (ver sección 5.3: Definición de Propiedades).

En la Figura 175 se muestra un ejemplo del archivo de propiedades ‘.bdf’ correspondiente al recubrimiento del Timón de Dirección del AEE, el cual se compone de 2 propiedades distintas (propiedades material compuesto laminado, NASTRAN):

```

$$ AEE --327010A01B_Recubrimiento
PCOMPG 5500001 0      0      25      TSAI
        5500001 1      0.3    45      YES
        5500002 2      0.16  0      YES
        5500003 2      0.16  0      YES
        5500004 51     8      0      YES
        5500005 2      0.16  0      YES
        5500006 1      0.3    45      YES
PCOMPG 5500002 0      0      25      TSAI
        5500001 1      0.3    45      YES
        5500002 2      0.16  0      YES
        5500003 2      0.16  0      YES
        5500005 2      0.16  0      YES
        5500006 1      0.3    45      YES

```

Figura 175 – Archivo de Propiedades (Nastran) – Recubrimiento Timón de Dirección AEE

Por más que las propiedades de distintas piezas sean las mismas, es recomendable que cada parte tenga asignada su propiedad particular, identificada con una numeración de manera unívoca, para que a la hora de modificar una propiedad, dicho cambio solo afecte a la pieza en cuestión y no a las demás [19].

Por lo tanto, los archivos de texto '.bdf' que se van generando por separado se almacenan en la carpeta de propiedades siguiendo el mismo esquema de estructura de carpetas empleado en los casos anteriores (árbol de diseño CAD).

10.5. Carpeta de Partes

Se identifica con el nombre de 'FEMPart' al archivo que contiene la 'parte' o pieza FEM modelada, el cual incluye: superficie CAD simplificada de la pieza, malla de elementos finitos, propiedades, sistemas de coordenadas locales, orientación del material, regiones de contacto y definición de normales de los elementos (ver Figura 176).

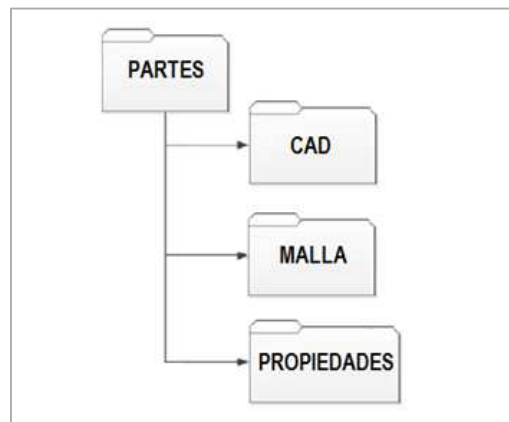


Figura 176 – Contenido de la Carpeta de Partes FEM

La carpeta de partes debe incluir:

- **Carpeta FEMParts (Preprocesor Format):** Esta contiene los archivos FEMPart de cada una de las piezas estructurales modeladas por separado, almacenadas en el formato propio del software de preproceso utilizado (Por ejemplo: Extensión '.hm' en el caso de utilizar Hypermesh) y organizadas siguiendo el mismo esquema de estructura interna del "árbol de diseño CAD" (recubrimientos, largueros, costillas, tomas y elementos de unión, etc.).
- **Carpeta FEMParts (BDF Format):** Esta contiene los mismos archivos FEMParts de las piezas modeladas, pero almacenadas en un formato de texto Nastran (extensión '.bdf.'). Esta ha demostrado ser la forma más apropiada para almacenar y transmitir la información de un modelo, debido a dos razones principales:

- Todo proceso de modelado de aeronaves por lo general abarca la participación de varias empresas que utilizan distintos softwares de preproceso FEM, y diferentes versiones de los mismos; por lo tanto es necesario decidirse por la opción de formato más portable; en este sentido, por lo general exportar en formato Nastran (.bdf) suele ser el denominador más común.
- Por otro lado, los paquetes de traducción/conversión CAE a lenguaje Nastran no son perfectos. Una fuente de error muy común entre versiones de un mismo modelo FEM se debe a fallas ocurridas al momento del pasaje de un software CAE a otro. Entre las fallas más comunes asociadas a este tipo de problema podemos mencionar: modificación en la orientación de elementos viga, cambio en las propiedades de las secciones, definiciones de material, alteración en la definición de contactos, etc. Por esta razón se recomienda que cada vez que se exporte un modelo FEM también se disponga de un archivo en formato de texto (.txt' o '.bdf') del mismo, para poder analizarlo, comentarlo, y corregirlo manualmente en caso de ser necesario.

En la Figura 177 se puede observar una comparación entre las estructuras básicas de un archivo de parte FEM tanto para Nastran como para Abaqus; básicamente ambos archivos incluyen casi la misma información: nombre de la parte, comentarios relevantes, sistemas coordinados globales y locales, nodos, parámetros y definición de regiones de contacto, elementos, propiedades, etc.

NASTRAN:

```

$$ Nombre de la Pieza
$
$$ Comentarios Relevantes
$
$$ Sistemas Coordinados
_____

$$ Nodos
_____

$$ Parámetros Regiones de Contacto
_____

$$ Regiones de Contacto
_____

$$ Elementos (1D - 2D - 3D)
_____

$$ Propiedades
_____

$$ END PART

```

ABAQUS:

```

**COMMENTS
**
*PART, NAME=
*NODE
_____
*ELEMENT
_____
*NSET, NSET=
_____
*ELSET, ELSET=
_____
*SURFACE, NAME=
_____
*SHELL SECTION, ELSET=, _____
_____
*END PART

```

Figura 177 – Estructura Básica de un Archivo de Entrada FEM (Nastran vs Abaqus)

- Planilla de Registro de FEMParts: Se trata de una planilla o registro actualizado de las partes modeladas (y las que faltan modelar), que incluya una lista de chequeo de operaciones concertadas con éxito sobre cada parte (ver Tabla 22).

<ul style="list-style-type: none"> • <i>Nombre de la Pieza – Versión</i> • <i>Numeración FEM Asignada</i> • <i>Fecha de Última Modificación</i> 	<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center;"> Imagen de la Pieza </div>
Importar Malla (Carpeta de “Mallas FEM”)	✓
Importar Propiedades (Carpeta de “Propiedades”)	✓
Asignar Propiedades	✓
Generar Sistemas Coordinados Locales	✓
Asignar Orientación de Material	✓
Generar Regiones de Contacto	✓
Verificar Normales de los Elementos	✓
Reenumerar: Nodos, Elementos, Propiedades, Sist. Coord. Locales, Regiones de Contacto, etc.	✓
Guardar y Exportar el FEMPart en archivo de texto (.bdf)	✓
Acondicionar archivo de texto FEM	✓
Incluir Aquí: Notas Aclaratorias, Versión, Modificaciones, Información Relevante, etc.	

Tabla 22 – Planilla de Registro de Tareas por cada Parte FEM Modelada (FEMPart)

Esta forma de trabajo facilita e independiza las tareas de actualización de cada porción del modelo. Un archivo de inclusión de submodelos puede ser rápidamente reemplazado por uno nuevo sin afectar el resto del modelo. Además, tal como se mencionó anteriormente esta es una forma muy conveniente de trabajar, ya que permite incluir distintos archivos separados.

Al momento de ensamblar distintas partes o modelos se debe tener mucho cuidado de no incurrir en ambigüedades por duplicación en la numeración de nodos, elementos, propiedades, etc. Una sugerencia práctica consiste en asignar a cada FEMPart (y sus respectivos componentes: nodos, elementos, superficies de interacción, materiales, propiedades, sistemas coordenados locales, etc) una numeración única y exclusiva.

En conclusión, en la Figura 178 se puede observar el esquema que ilustra la estructura de la carpeta de “Partes” (preprocesado de partes FEM):

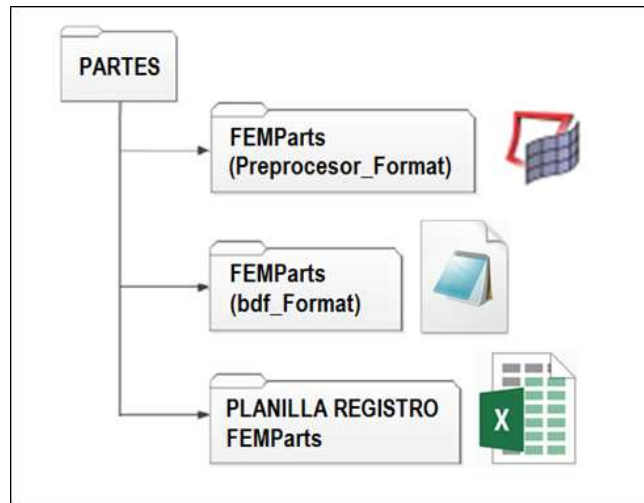


Figura 178 – Estructura de la Carpeta de Partes FEM

Tener en cuenta, según lo mencionado al comienzo de esta sección que, para poder correr el modelo en sí, el FEMpart no debe leerse de esta carpeta (Registro Trazable – Archivos de Preprocesado), sino más bien de la estructura de carpetas homóloga (Archivos de Modelo) que contiene exclusivamente los archivos que componen el modelo en sí (archivos ‘FEMParts bdf_Format’ para este caso).

10.6. Carpeta de Materiales

Cada material de un modelo posee un único número de ID que permite identificarlo unívocamente, formando parte de una gran librería de materiales disponible a todo el equipo de trabajo CAE, la cual debe ser incluida en esta carpeta. Se pueden incluir además subpropiedades de un material específico, propiedades no lineales, curvas del material, propiedades térmicas, etc. (ver sección 5.2: Modelo de Material).

Dicha librería de materiales puede ser confeccionada en una planilla tipo ‘Excel’, ‘HM’, ‘Patran’, ‘Femap’, ‘Abaqus’, etc. de manera tal que resulte fácil de comprender, identificar y modificar. Es importante la programación de ‘Macros Excel’ que permitan extraer la información de dichas tablas y exportarlas a un archivo de texto con el formato apropiado para poder ser importadas luego en el software FEM correspondiente [19].

10.7. Carpeta de Uniones

Las maneras de unir/vincular dos piezas pueden dividirse en tres grandes grupos: Elementos de Fijación (abulonado y remachado), Soldadura, Interacciones (uniones adhesivas y contactos), así como cualquier otro tipo de interacción necesaria para el modelo.

Tal como se mencionó anteriormente, es fundamental que el mallado de las partes sea independiente entre sí, y por lo tanto también independiente de los medios de vinculación. Cada una de estas formas de vinculación da lugar a una nueva carpeta dentro de la carpeta de uniones, tal como se observa en el esquema de la Figura 179.

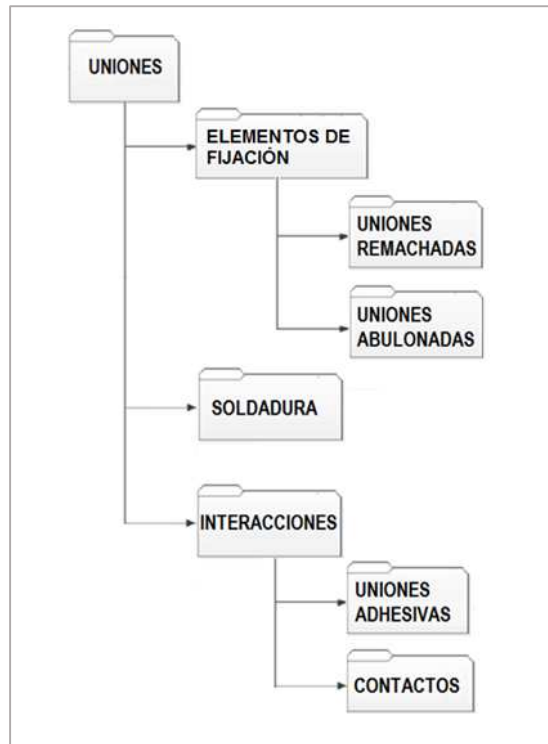


Figura 179 – Contenidos de la Carpeta de Uniones FEM

- Carpeta de Elementos de Fijación: Esta carpeta se divide a su vez en uniones remachadas y abulonadas (salvo pequeñas excepciones, el tratamiento es el mismo para ambas). Esta carpeta incluye:
 - Planilla de Registro de Elementos de Fijación: Se trata de una planilla tipo Excel que incluye información sobre:
 - ID e imágenes aclaratorias de las FEMParts a unir, espesores y materiales.
 - Material y tipos de elementos de unión (conectores)
 - Cálculo de rigidez de los conectores
 - Definición del conector: numeración, ID propiedad, nodo de referencia, elementos de las mallas a unir.
 - Propiedades del conector: Diámetro, sistema coordenado, masa, rigidez y coeficiente de amortiguamiento del conector.

Es importante llevar este registro actualizado de los conectores, ya que al utilizar definición de conectores “por elementos” (ver Anexo), cada vez que se remalla alguna de las piezas vinculadas, es necesario volver a actualizar la definición de los conectores (en Abaqus este proceso es realizado de manera automática, no así en Nastran). Esta tarea puede resultar sumamente costosa en caso de modelos de grandes dimensiones si no se cuentan con las herramientas apropiadas para su generación.

- Carpeta Archivos FEM Elementos de Fijación: Esta carpeta contiene, de manera organizada y por separado, los archivos de cada una de las elementos de fijación del modelo; tanto en formato del software de preproceso empleado, así como también exportada como archivo de texto (formato ‘.bdf’ o ‘.txt’)

En conclusión, en la Figura 180 se puede observar el esquema que ilustra la estructura de la carpeta “Elementos de Fijación” incluida dentro de la carpeta “Uniones”:

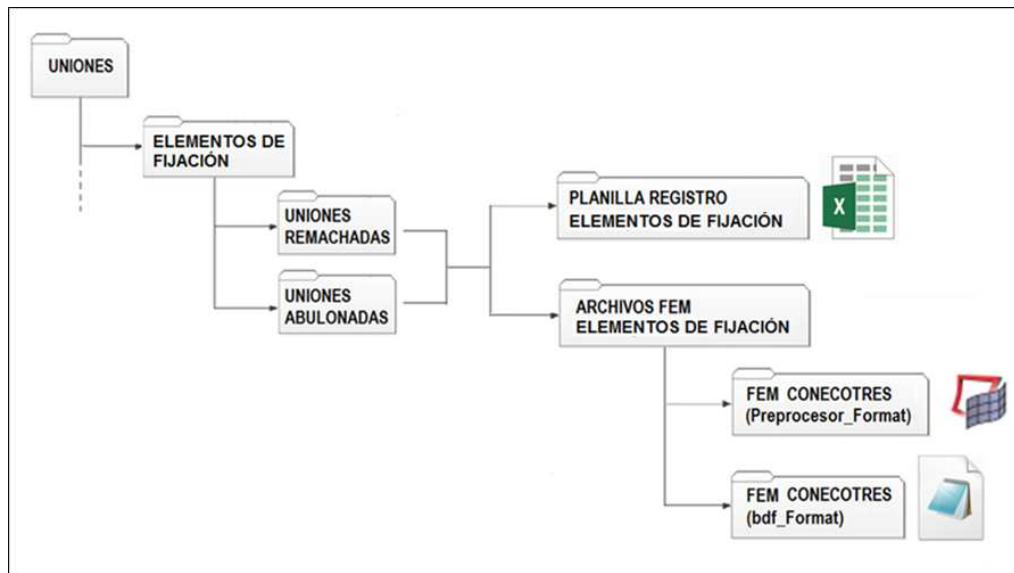


Figura 180 – Detalle de la Estructura de Carpetas de Elementos de Fijación FEM (Carpeta de Uniones)

- Carpeta Soldadura: Esta carpeta está compuesta por:
 - Planilla de Registro Soldadura: Se trata de una planilla o registro actualizado tipo Excel que incluye información sobre las Soldadura modeladas; debe incluir:
 - ID e imágenes aclaratorias de las FEMParts a unir, espesores y materiales.
 - Cálculo de las dimensiones para el modelado del cordón de soldadura, siguiendo los criterios provistos en este documento.
 - Definición del Cordón de Soldadura: Material, numeración, propiedad, sistema coordinado, etc.

- Carpeta Archivos FEM Soldadura: Esta contiene los archivos FEM de cada cordón de soldadura modelado, y se divide según el tipo de soldadura en: uniones “T”, “Solapadas”, uniones “L”, entre otras. Para el modelado de la soldadura se recomienda seguir los siguientes pasos:
 - Importar las mallas de las piezas a unir
 - Importar geometría del cordón de soldadura
 - Modelar el cordón de soldadura (malla, propiedades, sistema coordenado, material, etc)
 - Borrar las mallas de las piezas a unir
 - Guardar y exportar solamente el modelo de la soldadura.

Los archivos FEM de cada cordón de soldadura modelado se almacenan en el formato propio del software de preproceso utilizado (Por ejemplo: extensión ‘.hm’ en el caso de utilizar Hypermesh). Además se deben exportar como archivo de texto (formato ‘.bdf’ o ‘.txt’) para ser incluidos en el modelo.

Una práctica normalmente aceptada consiste en apartar de antemano un determinado campo numérico para los elementos de soldadura y sus propiedades, para que no se confundan con la numeración de los elementos de las piezas individuales. Comúnmente se asigna un campo numérico único a cada conjunto de elementos pertenecientes a un mismo cordón de soldadura, en función de las piezas a vincular. Por lo general se recomienda que cada campo numérico se inicie en múltiplos de 10.000 consecutivos.

En la Figura 181 se puede observar el esquema que ilustra la estructura de la carpeta “Soldadura” incluida dentro de la carpeta “Uniones”:

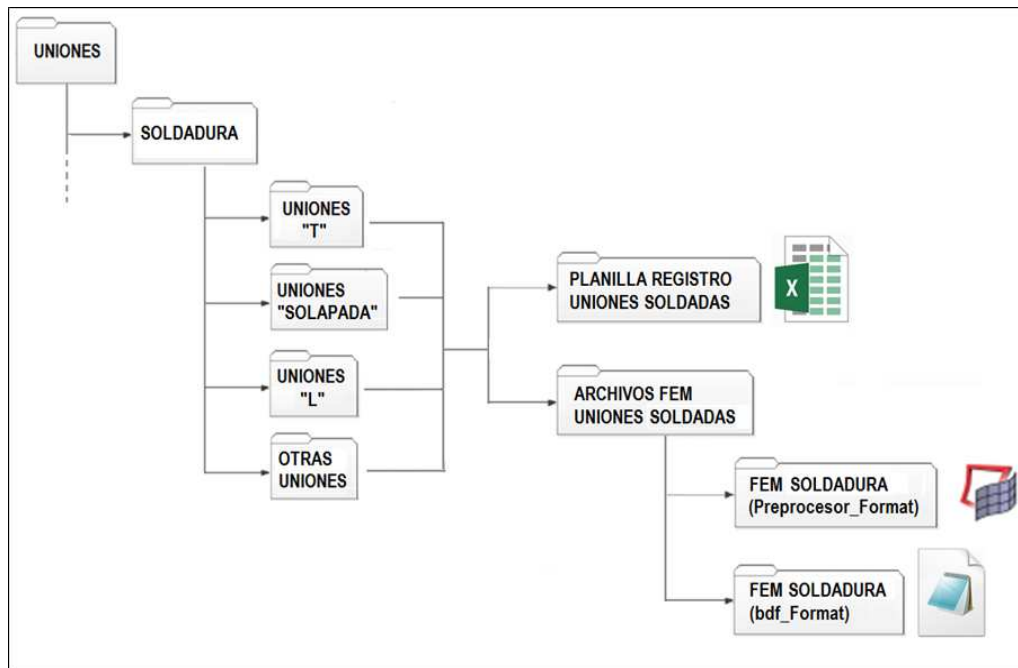


Figura 181 – Detalle de la Estructura de Carpetas de Soldadura FEM (Carpeta de Uniones)

Por último, al importar las uniones soldadas al modelo se unen ('merge') los nodos coincidentes de las mallas de cada cordón de soldadura a la malla del modelo FEM (al realizar dicha acción, 'merge', se recomienda conservar la numeración de los nodos de las piezas, y no las del cordón de soldadura).

- **Carpeta de Interacciones:** Esta carpeta se divide a su vez en uniones adhesivas y contactos (el tratamiento es bastante similar para ambas). Esta carpeta incluye:
 - Planilla de Registro de Interacciones (Uniones Adhesivas / Contactos): Se trata de una planilla o registro actualizado tipo Excel que incluye información sobre las uniones adhesivas (y/o contactos) modeladas; debe incluir:
 - ID e imágenes aclaratorias de las FEMParts a unir
 - Identificación de las regiones de pegado (o contacto).
 - Definición de los 'pares' o 'sets' de regiones de pegado 2D o 3D a vincular, identificando el ID de la conexión, la región de pegado 'source' y 'target', y distancia de búsqueda. Se recomienda utilizar una numeración correlativa de las conexiones, iniciando con la misma numeración del conjunto estructural al que pertenecen las piezas en cuestión.
 - Definición de parámetros de la unión: tipo de pegado/contacto, rigidez de la unión, etc.
Es fundamental por lo tanto ser ordenados y meticulosos, llevando un registro completo y actualizado de las uniones adhesivas y contactos del modelo, lo cual permite identificar rápidamente cuales son las piezas y regiones conectadas entre sí mediante este tipo de vinculación, así como también definir y modificar cada uno de los sets de interacción en caso de ser necesario.
 - Carpeta Archivos FEM Interacciones: Esta contiene los archivos FEM de cada interacción modelada (pegados y contactos).

Finalmente, en la siguiente Figura se puede observar el esquema que ilustra la estructura de la carpeta "Interacciones" incluida dentro de la carpeta "Uniones":

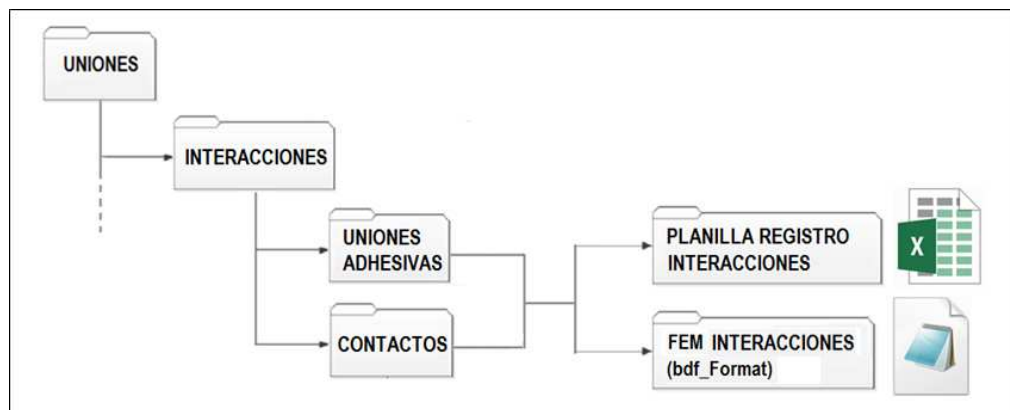


Figura 182 - Detalle de la Estructura de Carpetas de Interacciones FEM (Carpeta de Uniones)

Nuevamente cabe mencionar que las uniones del modelo no deben leerse de esta carpeta, sino más bien de la estructura de carpetas homóloga que contiene exclusivamente los archivos que componen el modelo en sí (archivos 'FEM Conectores', 'FEM Soldadura' y 'FEM Interacciones', bdf_Format, para este caso).

10.8. Carpeta de Cargas

Esta carpeta contiene todos los casos de carga aplicables a la estructura, los cuales se irán actualizando a medida que los estados de carga vayan evolucionando, organizados según los distintos tipos de casos de carga existentes. La estructura de la carpeta de cargas debe respetar la misma distribución planteada en el esquema de la Figura 151.

A su vez, cada una de estas carpetas contiene una gran cantidad de casos de carga específicos como se muestra en la Figura 183.

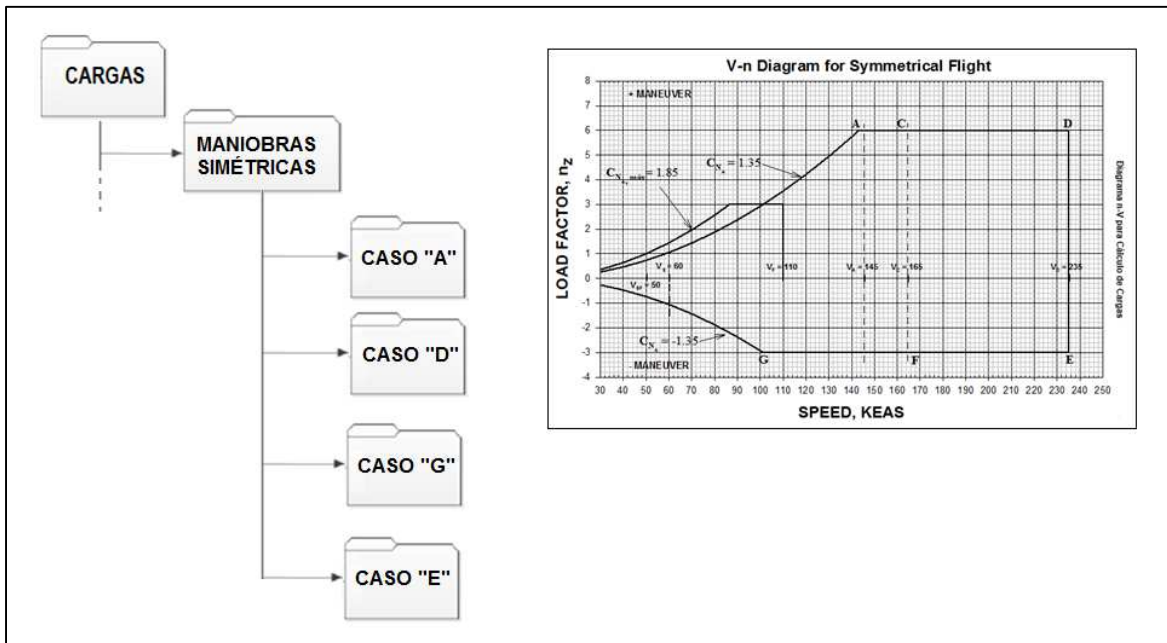


Figura 183 – Carpeta de Casos de Carga: Maniobras Simétricas

Además, al simular una determinada maniobra como por ejemplo el *Caso/Punta "A"*, es posible apreciar que las condiciones estructurales críticas pueden aparecer en distintos momentos de la misma maniobra al desarrollarla: factor de carga máximo, aceleración angular máxima, velocidad angular máxima, o la combinación más exigente entre ambas; esto da lugar a la aparición de varios casos de carga adicionales dentro de una misma maniobra.

Como ya se indicó anteriormente, un determinado caso de carga puede presentar diversos tipos de cargas. Por lo tanto, para un mayor orden, se recomienda organizar los archivos de cada tipo de carga perteneciente a un mismo caso de carga en carpetas separadas, según su naturaleza; como por ejemplo:

- Cargas puntuales aplicadas en nodos estructurales (fuerzas, momentos y desplazamientos prefijados)
- Cargas de presión sobre superficies
- Cargas inerciales (aceleraciones lineales, fuerzas centrífugas asociadas a velocidades angulares, fuerzas tangenciales debido a aceleraciones angulares)
- Cargas resultantes de la expansión térmica de materiales
- Otros tipos de cargas

Finalmente, debido al gran volumen de información disponible, se recomienda elaborar una planilla Excel para el registro de los casos de carga, que contenga de manera actualizada y ordenados cada uno de los casos de carga existentes (ver sección 8.1: Cargas).

10.9. Carpeta de Condiciones de Borde

Siguiendo una estructura similar a la carpeta de cargas, esta carpeta contiene todas las condiciones de borde aplicables a la estructura, organizadas según los distintos tipos de casos de carga existentes.

Tal como se mencionó anteriormente, debido a que las condiciones de borde impuestas son siempre una idealización de la realidad, en muchas ocasiones se desconoce cuál es la condición de borde más apropiada para una determinada estructura. Para analizar estos casos, una práctica común consiste en trabajar en paralelo con distintas condiciones de borde para el mismo caso de carga, las cuales representan casos extremos que engloban una determinada condición real intermedia desconocida.

De la misma manera, debido al gran volumen de información disponible, se recomienda elaborar una planilla Excel para el registro de las condiciones de borde empleadas, que contenga de manera actualizada y ordenados cada una de las condiciones de borde utilizadas (ver sección 8.2: Condiciones de Borde).

10.10. Carpeta de Análisis

Una vez definidas las cargas y las condiciones de borde, es necesario crear un archivo de análisis que permita combinarlos de manera adecuada para dar lugar a los distintos casos de análisis posibles (ver sección 8.3: Sets de Análisis y Combinación de Casos de Carga).

A su vez también aquí se pueden agregar registros con comentarios sobre el tipo de análisis que se realizará: lineal, no lineal, sus variables y ajustes de parámetros correspondientes, etc.

Del mismo modo se recomienda elaborar una planilla para el registro de los distintos archivos de análisis existentes, que contenga de manera actualizada y ordenados cada uno de los múltiples casos de análisis.

10.11. Carpeta de Modelo

Por último, esta carpeta contiene el archivo final del “modelo” a ser importado en el software FEM correspondiente para su ejecución. Para confeccionar este archivo podemos valemos del

comando 'INCLUDE', el cual permite leer las diferentes carpetas del modelo para ir incorporando cada uno de estos archivos (partes, materiales, uniones, cargas, condiciones de borde, casos de análisis) que son necesarios para armar y correr el modelo FEM en cuestión.

Es importante aclarar que cada modelo debe ser correctamente identificado y numerado, y que cualquier cambio que sufra, por pequeño que sea (cambio en la geometría o posición de una pieza, nuevas cargas o condiciones de borde, cambio de material, etc.) deben motivar la aparición de una nueva versión del mismo; se recomienda que dicho cambio quede correctamente asentado en una planilla de registro histórica de modelos, incluida también dentro de esta misma carpeta (Registro Trazable – Archivos de Preprocesado).

11. Chequeo del Modelo FEM

En esta sección se describen las tareas necesarias para chequear un modelo de elementos finitos (FEM). Esta es una tarea posterior al chequeo de la calidad de la malla de las piezas individuales.

Como ya se especificó anteriormente se pretende por un lado asegurar un nivel mínimo de calidad en los modelos, ya sean globales (de avión completo o componente) o modelos detallados, y fundamentalmente por otro lado asegurar que los resultados obtenidos sean próximos a la realidad.

Este chequeo consiste en una serie de inspecciones minuciosas, corridas y post-proceso, realizados sobre el modelo. Entre los puntos a tener en cuenta podemos mencionar [36]:

- Geometría correcta
- Modelo de material y propiedades acertadas
- Rigidez estructural adecuada
- Correcta vinculación entre partes (según hipótesis y nivel de detalle)
- Elementos apropiados, con dimensiones y calidad aceptables
- Cargas y condiciones de borde correctas
- Identificación de restricciones no intencionales (anomalías en la matriz de rigidez del modelo)
- Masa y momentos de inercia dentro de límites razonables
- Análisis modal (detectar partes desconectadas)
- Equilibrio de fuerzas y momentos

11.1. Fuentes de Error en el Modelado

Sea cual fuere el método de análisis empleado, nunca se debe perder de vista que no se está analizando directamente el problema físico en cuestión, sino un modelo matemático que lo representa. En consecuencia, en todo proceso de modelado siempre se trabaja con la presencia de errores. Por lo tanto, aunque resulte una tarea ardua y tediosa, la confección de los modelos FEM debe ser siempre metódica, avanzar paso a paso y mantener una trazabilidad del modelo y sus componentes, todo esto cumple un papel muy importante a la hora de mitigar errores.

Todo modelo debe ser sometido a un chequeo previo al cálculo; es mucho más fácil corregir los errores ni bien aparecen, en lugar de tener que encontrarlos y corregirlos posteriormente. Se pueden cometer errores de modelado en cualquier momento, incluso en casos muy sencillos, por lo tanto es necesario que el chequeo sea exhaustivo. Si no se detectan los errores a tiempo, los mismos pueden llegar impedir la ejecución del análisis o llevar a obtener resultados extraños o incorrectos pero posibles.

Aquellos defectos o fallas de un modelo que impiden su ejecución probablemente serán identificados a través de mensajes de error del programa al intentar ejecutar el análisis del modelo. Sin embargo, aquellos defectos que producen resultados incorrectos deberán ser detectados por el usuario; por lo tanto es necesario implementar un procedimiento a seguir por el mismo para el chequeo modelos FEM y sus resultados.

Los errores de modelado FEM más comunes se pueden enmarcar en alguna de las siguientes categorías o niveles [7], [28]:

- Errores de Modelado (El problema físico real es reemplazado por una construcción matemática).
 - Olvidar adecuar las cargas al utilizar condiciones de simetría
 - No utilizar un sistema de unidades consistentes
 - Mezclar unidades (Ej. Ingresar espesor de un elemento placa en milímetros, cuando las dimensiones de resto del modelo están expresadas en metros)
 - Intentar restringir o cargar grados de libertad que el elemento no tiene disponible
 - Errores en la definición de ejes coordenados
 - Aceptar mallas FEM de mala calidad debido a los cortos plazos de tiempo disponibles, imprudencia o falta de conocimiento.
 - Simplificar las ecuaciones constitutivas de los materiales sin considerar las implicancias de la acción

- Errores de Discretización (La construcción matemática es implementada vía FEM. Al estudiar la convergencia de una malla es posible establecer una secuencia de soluciones, obtenidas al ir refinando cada vez más el modelo; de esta manera es posible establecer, con cierto grado de confianza, que los resultados alcanzados con la malla más fina presentarán un error de por lo menos un 5%).
 - No considerar convergencia del modelo ni chequeos de verificación
 - Asignar a los resultados un nivel de precisión que no es posible garantizar
 - Incluir demasiado detalle o gran cantidad de elementos en el modelo sin necesidad

- Errores Numéricos (Debido a que las computadoras utilizan un número finito de bits para representar cada número. Este error surge entonces como resultado del proceso de redondeo o truncamiento numérico, al armar y resolver las ecuaciones. Generalmente este error numérico es pequeño, pero en algunos casos particulares puede ser influyente).
 - Entre las causas de singularidad de la matriz de rigidez “Elemental” se puede mencionar:
 - Coeficiente de Poisson igual a 0.5 en problemas de deformación plana, axisimetría y problemas tridimensionales.
 - Elemento de placa con espesor nulo.

 - Entre las causas de singularidad de la matriz de rigidez “Global” se puede mencionar:
 - Algunas propiedades mecánicas del material, tal como su módulo elástico, son nulas.
 - Nodos aislados no conectados a ningún elemento.
 - Falta de apoyos suficientes para evitar desplazamientos de cuerpo rígido.
 - Se genera algún tipo de mecanismo interno debido a que alguna parte del modelo está mal restringida.

- Se genera un mecanismo indeseado en las uniones, al liberar grados de libertad.
 - Grandes diferencias de rigidez.
 - Parte de la estructura pandea (Esto es posible si se incluye el efecto de rigidización por tensiones, y en algunos casos puede provocar una disminución de la rigidez de la malla a cero o incluso valores negativos).
 - En análisis de tipo no lineal, la rigidez de apoyos o conexiones pueden alcanzar valores nulos, con lo cual toda la estructura o parte de ella queda hipostáticamente apoyada.
- Prácticas Inadecuadas y Errores Comunes:
 - No aplicar un grado de sentido común al analizar los resultados (tensiones, desplazamientos, etc.)
 - Confiar excesivamente en la información gráfica y no realizar un doble chequeo de aquellos datos que no siempre pueden expresarse en forma gráfica (materiales, propiedades, etc.)
 - No llevar un registro histórico de los archivos del modelo
 - Realizar un análisis cuando se cuenta con muy poco o ningún conocimiento del significado físico del problema o resultados obtenidos
 - Subestimar los recursos o el tiempo requerido para resolver el problema
 - Seleccionar deliberadamente ciertas vistas del modelo, para evitar que se visualicen aquellas zonas con altos niveles de tensión causadas por aproximaciones en el modelo, por considerar que no tienen ninguna relevancia en las áreas de interés.
 - Eliminar de las imágenes aquellas zonas con altos niveles de tensión causadas por aproximaciones en el modelo valiéndose de un programa de edición (Ej. Paint, Photoshop, etc.)
 - No listar las asunciones realizadas en el análisis
 - Problemas al comparar las condiciones de borde en la interface entre estructuras o componentes suministrados por diferentes contratistas
 - Sobrestimar las capacidades personales o las del software ante un cliente
 - Utilizar resultados promediados o visualización suavizada al evaluar los resultados
 - Perder de vista que no se está resolviendo el problema real, sino más bien una representación idealizada del mismo; a lo cual se suma la dispersión inherente a las propiedades de los materiales, cargas, geometría, etc.
 - Utilizar un color oscuro para visualizar los elementos del modelo combinado con un fondo de pantalla del software con tonos oscuros.
 - Uso inadecuado de aquellas variables de los programas de cálculo que introducen soluciones matemáticas ficticias (no representan condiciones reales), como por ejemplo los parámetros K6ROT o AUTOSPC en NASTRAN.

Es necesario remarcar que la mayor cantidad de errores que ocurren durante el proceso de elaboración de un modelo FEM están relacionados con errores por omisión y comisión, falta de comprensión del problema físico, comportamiento de los elementos y limitaciones en el análisis. Otro error común consiste en ignorar por completo los mensajes de alerta (“warning”) que produce el software. Por ello es necesario vigilar cuidadosamente cada paso del proceso de modelado y análisis [7].

11.2. Procedimientos de Chequeo y Comprobación del Modelo

El tipo de corridas y chequeos a los que se hará referencia a continuación varía según el objetivo de análisis final del modelo.

En el “ANEXO IV: Archivos de Entrada y Salida Nastran” de este trabajo se exponen las secciones en las que se divide un archivo de entrada o carta de Nastran, así como también una breve explicación de los archivos de salida, los cuales contienen información acerca de los resultados de los análisis realizados, tal como desplazamientos, tensiones, fuerzas, así como también los diagnósticos pedidos, y status de las simulaciones ejecutadas. Esta información resultará útil para comprender como solicitar distintos tipos de diagnósticos al modelo, así como también como leer los resultados de dichos chequeos [34].

Es importante destacar que en esta sección se abordarán todas las tareas de chequeo que son necesarias efectuar al modelo FEM, exceptuando la comprobación de la geometría FEM (Calidad de la Malla) desarrollada en detalle en secciones anteriores.

11.2.1. Resumen de Elementos, Materiales y Propiedades

Se trata de un resumen completo del modelo. Distintos programas de preproceso FEM disponen de herramientas para llevar a cabo dicho resumen, el cual puede incluir: ID del elemento, ID del material, longitud (o espesor), área, volumen, masa estructural, masa no estructural, masa total. Es posible especificar que el resumen de elementos se efectúe agrupando por tipo de elementos o por propiedades (Tabla 23).

Componente	Material	Propiedad	Espesor/Sección
Nombre de la pieza en el CAD	ID-Nombre	ID-Nombre	Medida

Tabla 23 – Formato Tabla para el Resumen de Elementos FEM

11.2.2. Chequeo Visual del Modelo / Primer Ensamble

El usuario debe emplear chequeos visuales para poder familiarizarse con el modelo completo, comprobar un primer ensamble y asegurarse que su aspecto luzca razonable. El examen visual del modelo debe permitir al usuario verificar globalmente la forma del mismo, así como sus dimensiones más importantes.

Si más de un sistema coordenado ha sido utilizado para definir la geometría del modelo, este recurso gráfico es un método excelente para poder determinar si los distintos componentes y detalles estructurales se encuentran orientados y posicionados correctamente. Como así también la escala en la cual fue extraída del CAD [36].

Además, el visor de mensajes y operaciones del software FEM empleado debe utilizarse para corroborar que durante el proceso de ensamble del modelo no aparezcan mensajes de alerta, debido a inconvenientes como la duplicación de nodo o elementos, ambigüedades en la definición de componentes, etc.

En la Figura 184 se puede apreciar el ensamble del modelo FEM del “Timón de Dirección del AEE”, objeto de estudio de este trabajo. En el visor de mensajes se verifica que el software (en este caso Femap) no ha detectado ningún tipo de error ni mensaje de alerta al cargar el modelo correspondiente.

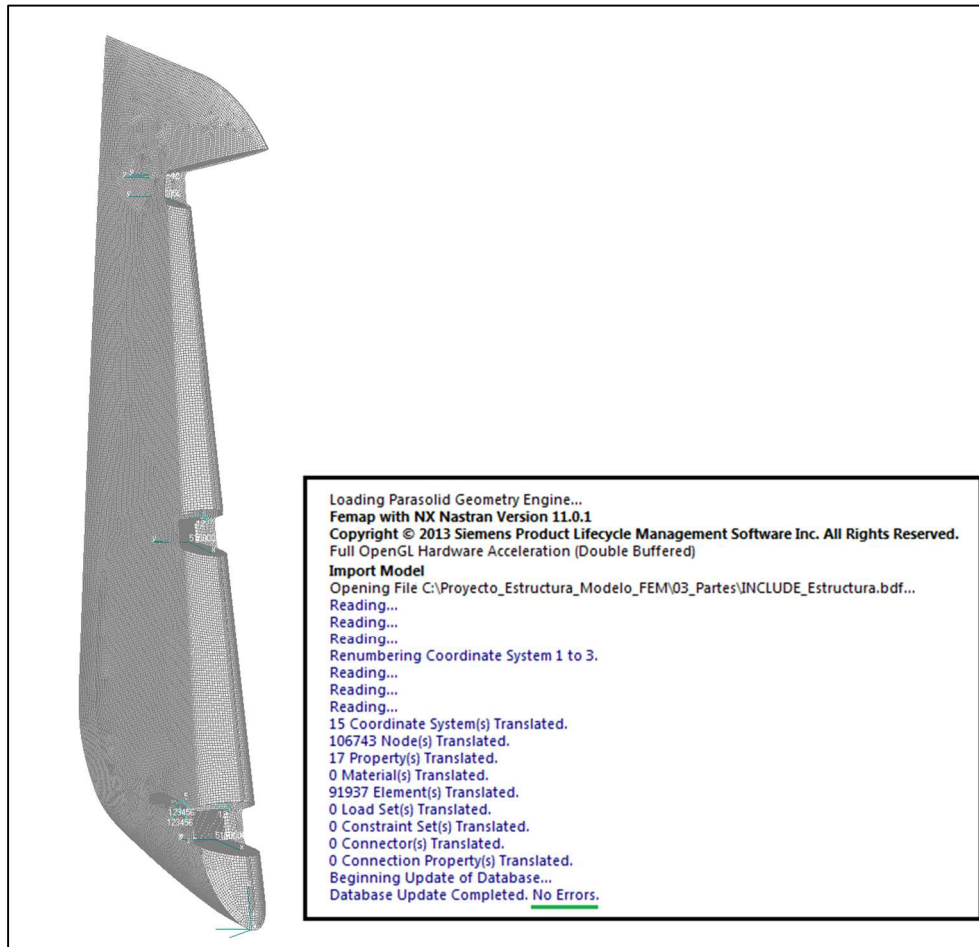


Figura 184 – Verificación de Ausencia de Errores al Cargar el Modelo – TD AEE

11.2.3. Chequeo de Materiales y Propiedades

Se deben chequear minuciosamente cada uno de los materiales del modelo, agrupando los mismos por tipo (isótropo, ortótropo 2D y 3D, etc.), número de ID y denominación específica; verificado que sus propiedades físicas y mecánicas se correspondan directamente con las establecidas en la librería de materiales, y que no existan errores ni ambigüedades. Además es necesario controlar que todos los elementos del modelo tengan asignada su correspondiente dirección de material y que la misma sea correcta.

Asimismo, se deben chequear cada una de las propiedades de los elementos, a fin de asegurarse que los datos incluidos en las mismas sean los correctos (materiales, orientaciones, parámetros de análisis, etc.). Se debe controlar que no exista ninguna parte o elemento sin propiedad asignada, y que las normales de dichos elementos se correspondan con la dirección que fue asumida para la definición de la propiedad en cuestión.

Se debe aclarar que por más que las propiedades de distintas piezas sean las mismas, es recomendable que cada parte tenga asignada su propiedad en particular para que a la hora de realizar una modificación, dicho cambio solo afecte a la pieza en cuestión y no a las demás. Por lo tanto, también se debe verificar que la numeración de las propiedades se corresponda con el campo numérico asignado a la pieza en cuestión.

11.2.4. Chequeo de Vinculaciones e Interacciones

Se debe verificar que las vinculaciones e interacciones existentes entre las distintas partes del modelo se encuentren correctamente definidas e identificadas:

Chequeo de Elementos de Fijación: verificar la definición de los distintos elementos finitos unidimensionales tipo “resorte” utilizados para modelar uniones entre partes (*FASTENER’ para el modelado de remaches en Abaqus, ‘CFAST’ para el modelado de remaches, y ‘CBUSH’ para el modelado de bulones en Nastran). Se debe contrastar que las propiedades resorte-amortiguador asignadas a cada elemento de fijación (conector) en cada una de sus seis componentes principales (3 lineales y 3 rotacionales), se corresponda con las propiedades calculadas previamente para dicho elemento. Chequear que la cantidad de elementos utilizados para el modelado de uniones de corte simple y de corte doble sea la adecuada.

También se deba comprobar que el sistema de coordenadas asociado al elemento sea el correcto y que la numeración (ID) asignada a los elementos de fijación sea consistente e independiente de las mallas a unir.

Chequeo de Interacciones: Se debe verificar cada una de las interacciones definidas en el modelo, tanto uniones adhesivas como contacto entre partes (interacciones de tipo: borde – borde, borde – superficie y superficie – superficie). Contrastar que el número de identificación (ID) de la interacción se corresponda con el campo numérico de la pieza ‘master’ a vincular. Comprobar la correcta definición de las regiones de contacto / pegado, y verificar que la numeración de las mismas (ID) se corresponda con el mismo campo numérico de la pieza en cuestión.

Además por cada interacción se debe verificar que:

- Las normales de los elementos fuente de la malla FEM (‘master’) en la región de contacto intersece a los elementos de la región objetivo (‘slave’).
- La distancia de separación entre las caras de los elementos finitos a vincular sea igual o menor a la distancia de búsqueda predefinida por el usuario (‘search distance’).
- Correcta definición de los parámetros de la unión (tipo de unión, rigidez, convergencia, etc.)

11.2.5. Chequeo de la Matriz de Rigidez Global

Antes de ejecutar cualquier corrida de verificación estática del modelo FEM se recomienda chequear los siguientes parámetros:

- Relación Máxima (Max Ratio): Al ensamblar la matriz de rigidez del modelo, el software FEM calcula por cada columna de dicha matriz la relación entre el mayor y el menor valor de sus elementos. Aquel grado de libertad que no posea rigidez asociada (mecanismo), dará lugar a un valor de elevado para este parámetro. De acuerdo al tipo de software FEM utilizado se puede solicitar una lista con el número de ID de aquellos nodos asociados que superan un valor de relación máxima prefijada por el usuario (normalmente 10^7) [34]. Entre otras causas, esto puede deberse a:
 - Mal condicionamiento del modelo
 - Mecanismo de cuerpo rígido
 - Elementos conectados que presentan valores de rigidez muy diferentes
- Parámetro de Error: Este es un parámetro que se utiliza comúnmente para detectar problemas de modelado al resolver la ecuación: $F = K \times U$. Por lo tanto, una vez obtenida la solución del problema 'U'; entonces dicho parámetro de error representa la diferencia que existe entre el valor de F y la solución numérica KU . No se consideran aceptables valores de error mayores a 10^{-7} [34].

11.2.6. Masa, Centro de Gravedad y Momentos de Inercia

El estado másico del modelo de elementos finitos se comprueba solicitando al software FEM la elaboración de un resumen de las masas y los momentos de inercia del modelo respecto a un sistema de referencia establecido. Para ello deben haberse incluido en el modelo las densidades en la tarjeta de material, así como las masas concentradas.

En la Figura 185 se incluyen los resultados obtenidos del chequeo másico (masa, CG y momentos de inercia) realizado sobre el modelo FEM del TD del AEE. Estas medidas fueron tomadas respecto a un sistema coordinado cuyo eje 'X' es coincidente con el eje de charnela del timón, y el plano XZ es paralelo al plano de simetría.

	Mass	Center_of_Gravity_in_CSys_0					
	----	X	Y	Z			
Structural	0.0056065	7562.987	1.884461	2171.298			
NonStructural	0.	0.	0.	0.			
Total	0.0056065	7562.987	1.884461	2171.298			
Inertias_in_CSys_0	Ixx	Iyy	Izz	Ixy	Iyz	Izx	
About_CSys	27577.72	348482.8	320915.3	77.38914	18.21977	92467.58	
About_CG	1145.657	1366.011	230.5035	-2.51551	-4.72048	400.474	
Total_Length (Line_Elements_only) =		0.					
Total_Area (Area_Elements_only) =		1774536.					
Total_Volume (All_Elements) =		6713024.					

Figura 185 – Resultados del Chequeo Másico realizado sobre el Modelo FEM Timón de Dirección AEE

Estos valores deben quedar correctamente registrados y ser análogos a los datos del CAD oficial, no debiendo apartarse sensiblemente de ellos. En aquellos casos en los cuales la pieza o conjunto estructural modelado ya se encuentra fabricado, se recomienda ajustar dichos valores con los datos suministrados por el departamento de Masas y Centraje, a partir de mediciones realizadas sobre la parte fabricada, esto permitirá obtener todavía simulaciones más confiables y realistas.

11.2.7. Restricciones y Ligaduras

Se deberá controlar que las restricciones impuestas al modelo sean las correctas y que estén en los puntos correctos. Para ello se utilizarán casos de carga reales, cuando se disponga de ello, con magnitudes de carga equivalentes a los casos de carga de diseño para cada uno de los componentes.

Las singularidades del modelo causan un mal condicionamiento de la matriz de rigidez, la cual puede ser detectada en distintas fases de ejecución del software FEM. Entre las causas más comunes de singularidad podemos incluir [34]:

- Grados de libertad sin rigidez debido a elementos faltantes
- Problema de elementos placa (2D) con rotaciones normales no restringidas
- Modelo sólido (3D) con grados de libertad de rotación no restringidos en sus vértices
- Modelado incorrecto del offset de un elemento viga
- Errores en la definición de los 'Multipoint Constraints' (MPCs)
- Mecanismos no deseados: conexiones viga – placa, viga – sólido, placa – sólido.
- Baja rigidez rotacional
- Elemento rígido adyacente a un elemento muy flexible

Se recomienda realizar un esquema general del modelo indicando cómo está soportado para su validación.

Debe quedar claro que, en los modelos que se precise una validación dinámica, no será aceptable ninguna ligadura en translación que no sean los propios apoyos del modelo, aunque no produzca reacción alguna.

Estas irregularidades deberán corregirse con el empleo de elementos rígidos. Esto se realizará sólo cuando sea estrictamente necesario y el problema no se pueda resolver de otra manera, como por ejemplo, sustituyendo ROD por BAR para dar rigidez fuera del plano a herrajes, etc.

La resultante de las restricciones en el punto de referencia ha de ser igual y de signo contrario a la resultante de la carga aplicada.

Se indica a continuación una serie de preguntas que sirven de guía para examinar las reacciones del modelo:

- ¿Las reacciones obtenidas son equivalentes a las cargas aplicadas? ¿La estructura se encuentra en equilibrio? (esto es una de las primeras cosas que se debe chequear al correr por primera vez el modelo)
- ¿La magnitud, dirección y sentido de las reacciones de contorno son las esperadas?
- ¿La distribución de cargas sobre la estructura es la esperada? En caso contrario, será necesario rever la definición de las condiciones de borde del modelo, para ver si son las adecuadas.
- Todos aquellos nodos restringidos en donde las fuerzas de reacción en las seis componentes es nula, son suprimidas del output del modelo.

11.2.8. Cargas

Se deberá comprobar que las cargas aplicadas sean las correctas y que están aplicadas en los puntos correctos.

Para ello se deberá tener en cuenta lo siguiente [36]:

- Carga total aplicada al modelo (en sus 6 componentes) respecto un punto de referencia (ver Figura 186).
- Distribuciones de fuerzas cortantes, momentos flectores y torsores a lo largo de la estructura (Ej: envergadura).
- Comparaciones entre las cargas calculadas vía CFD, método de paneles, red de vórtices, línea sustentadora, etc. y las cargas aplicadas al FEM. En la siguiente Figura se observa la distribución de cargas de presión sobre la cúpula del AEE obtenida vía simulación CFD, comparada con la distribución de cargas de presión transferida por estaciones al modelo estructural FEM.
- La resultante de las reacciones de apoyo debe ser igual y de signo contrario a la de cargas aplicadas.

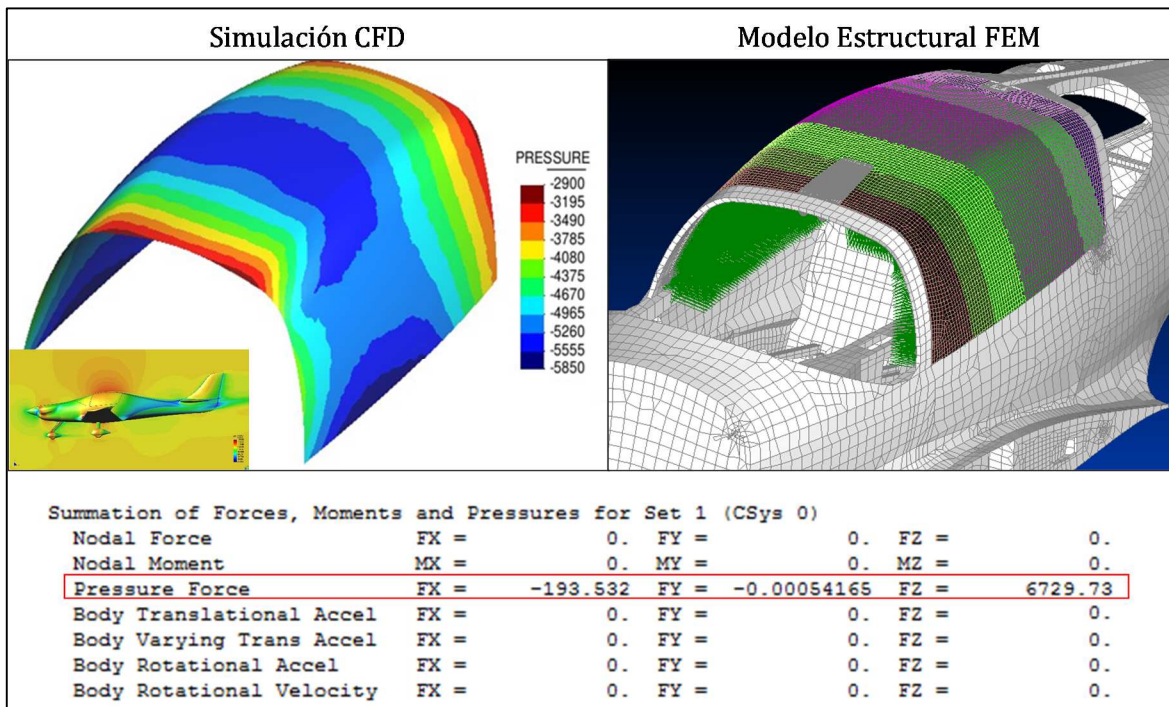


Figura 186 – Chequeo de la Carga Resultante aplicada al Modelo FEM – Cargas de Presión: Cúpula AEE

Además, es importante destacar que cuando se precise crear nuevos nodos para la aplicación de cargas, es recomendable conectarlos a la estructura mediante elementos rígidos (tipo RBE3 de Nastran), de modo que el nodo añadido quede definido como nodo de referencia (o dependiente en sus 6 grados de libertad) y se relacione con los demás nodos del modelo (independientes) escogiendo unos grados de libertad que definan completamente el movimiento del nodo de referencia como sólido rígido.

Cuando un DFEM es analizado según los casos de cargas provenientes de un GFEM, los siguientes pasos se consideran mandatorios [36]:

- EL DFEM debe ser integrado en el GFEM para verificar el comportamiento del contorno entre el DFEM y el GFEM
- En necesario realizar los siguientes análisis:
 - Caso de carga mecánica
 - Caso de carga térmico
 - Caso de carga de presión
- Análisis Modal de la integración GFEM en DFEM

Los resultados obtenidos deben compararse con los del GFEM:

- Se recomienda una diferencia máxima en la magnitud de los desplazamientos no mayor al 1%
- Debe existir continuidad de los desplazamientos a través del contorno entre el GFEM y el DFEM
- Comparar diferencias en los flujos de tensión
- Se debe respetar el equilibrio estático

Se deben realizar los mismos chequeos en caso de utilizar el método de condensación.

11.2.9. Análisis Estático 1G

Se aplica una carga gravitacional de 1G (aceleración lineal) en cada una de las tres direcciones principales del modelo. Este chequeo debe cumplirse mediante la aplicación de tres subcasos de carga independientes (uno en cada dirección). Este es un chequeo básico que permite detectar aquellos nodos de la estructura que presentan conexiones “flácidas” o presentan muy baja rigidez. Al analizar los desplazamientos de dichos nodos, hallaremos que su movimiento es excesivo comparado otras partes del modelo [34].

11.2.10. Comprobación de Sólido Rígido

La comprobación de sólido rígido tiene por objeto verificar que el modelo se mueve como una estructura perfectamente determinada con la rigidez adecuada donde no hay nudos sin conectar o con poca rigidez ni mecanismos. El movimiento de sólido rígido consiste en tres desplazamientos unitarios y tres rotaciones según los ejes.

Existen dos maneras de realizar esta comprobación (se requerirán la dos) [36]:

- Desplazamientos Forzados
- Energía de Deformación

11.2.10.1. Método de los Desplazamientos Forzados

Este método consiste en aplicar en un nudo arbitrario de la estructura (preferentemente cercano al CG) tres desplazamientos y tres giros forzosos según los ejes básicos del modelo,

comprobando a posteriori que todos los nudos del FEM se desplazarán la misma cantidad y en la misma dirección.

Se deben efectuar los siguientes pasos [34]:

1. Se remueven todas las restricciones del modelo
2. Se aplica un desplazamiento forzado unitario a un nodo cualquiera de la estructura, y se restringen a cero las demás componentes (grados de libertad) de dicho nodo. Un procedimiento muy usual consiste en crear, en el centro geométrico de una sección representativa del modelo, un nudo cuyos seis grados de libertad se unen rígidamente a los nudos de la sección en las tres direcciones. A este nuevo nudo es al que se le aplicará el desplazamiento forzado en el grado de libertad elegido.
3. Se ejecuta el programa y se verifican los resultados. La estructura debe estar libre, es decir, no estar soportada o sujeta a restricciones a tierra, salvo en los seis grados de libertad del nudo al que se aplican desplazamientos forzados.
4. Se debe verificar que todos los demás nudos del modelo (no restringidos) se desplazan esa misma cantidad. En caso contrario, lo más probable es que dicho nodo se encuentre sobrecargado. Entre las causas más probables se incluyen: modelado incorrecto de los elementos rígidos, offset de vigas, etc.
5. Se repiten los dos pasos anteriores para cada una de las 6 componentes de desplazamiento en subcasos separados y se obtienen figuras de deformadas frente a no deformadas.

Para garantizar el resultado debe comprobarse, en cada uno de los 6 subcasos, que al producir una traslación o giro general, todos los nudos del modelo se desplazan esa cantidad. Debe aclararse que si bien las comprobaciones en traslación son fáciles de evaluar, las de giro no tanto.

11.2.10.2. Método de la Energía de Deformación

Además del método de desplazamientos forzados, es posible implementar un método de chequeo más robusto de la matriz de rigidez, basado en el análisis de la energía de deformación del modelo. Este método permite identificar restricciones no deseadas así como un mal condicionamiento de la matriz de rigidez del modelo [34].

Se debe especificar al software el nivel máximo de energía de deformación admisible (tolerancia) en la comprobación. Este valor suele ser obtenido dividiendo el término más grande de la matriz de rigidez del modelo por un factor 10^{10} .

Este procedimiento comprueba también el buen condicionamiento de la matriz de rigidez y el trabajo de los sistemas de cargas en los diferentes subcasos.

La energía de deformación se calcula según cada dirección de movimiento del cuerpo rígido, y si dicha energía supera la tolerancia establecida, según el software FEM utilizado, se imprime un mensaje de error, junto con las energías de deformación y las posibles causas de falla.

11.2.11. Equilibrio Termo-Elastico

El siguiente procedimiento es utilizado para el chequeo de la expansión de una estructura sujeta a cargas térmicas.

Esta comprobación se efectúa siguiendo los siguientes pasos [34]:

1. Remover las condiciones de borde actuales y aplicar un nuevo set de condiciones de borde isostáticas. El procedimiento típico consiste en restringir los seis grados de libertad de un nodo de la estructura. Se debe prestar atención a que el nodo que se restrinja tenga los seis grados de libertad disponibles, ya que por ejemplo en el caso de un elemento sólido cada nodo contiene solo tres grados de libertad disponibles (traslaciones), por lo tanto no sería suficiente.
2. Modificar todos los coeficientes de expansión térmica, asignándoles un valor unitario.
3. Aplicar un ΔT (variación de temperatura) uniforme a toda la estructura.

Se debe comprobar entonces que la estructura se encuentre libre de tensiones ($\sigma < 10 \left[\frac{N}{mm^2} \right]$); no se deben generar reacciones de apoyo. En caso contrario, se debe investigar qué es lo que ocurre en la vecindad de aquellas zonas donde las tensiones no son nulas. El modelado incorrecto de los elementos rígidos así como también el mal uso de los offsets son algunas causas comunes de estos tipos de errores.

Una vez realizada esta comprobación se debe recordar volver a cambiar las condiciones de borde del modelo, los coeficientes de expansión térmica y el ΔT a sus valores originales.

11.2.12. Comprobación de Modos Propios

El cálculo de los modos propios es uno de los chequeos más importantes y completos que se puede realizar sobre un modelo FEM; el mismo permite verificar que todos los nodos están adecuadamente unidos a la estructura, que no existan errores graves en el modelado, como la presencia de elementos sueltos o mal conectados. Como el modelo es susceptible de ser utilizado posteriormente en análisis dinámicos, esta verificación es muy útil para detectar singularidades locales del modelo. La manera de realizar esta comprobación dinámica es utilizando la opción de cálculo de autovalores del software FEM utilizado, realizando 4 pasadas sucesivas que se describen a continuación [36]:

1. Cálculo de modos de sólido rígido con el modelo libre en el espacio y los actuadores de flap o timones -si los hubiera- conectados (frecuencia barrida de -1 a +1 Hz). Deben aparecer 6 y sólo 6 modos de sólido rígido, que no siempre coincidirán con 3 desplazamientos o tres giros puros según los ejes elegidos, ya que pueden darse combinaciones lineales de éstos. Las frecuencias han de ser muy pequeñas (lo más cercanas a cero posible). Para una estructura de componente normal $f < 0,01$ Hz ($f < 1.0E-04$ Hz para modelos de detalle). En caso contrario las acciones a seguir serán:

- Menos de 6 modos de sólido rígido o frecuencias de estos mayores que 0.01 Hz., indican que la estructura está restringida en cierta forma. Hay que chequear las reacciones de apoyo en una pasada estática para ver qué grado/s de libertad es el causante del problema y eliminar esa restricción.
 - Modos entre 0.01 Hz, y 0.1 Hz. podrían ser considerados aceptables en estructuras complicadas, siempre y cuando fueran modos de rotación, o combinaciones de éstos.
2. Cálculo de modos de sólido rígido más rotaciones a cero Hz, sólo para modelos con superficies móviles modelizadas. El modelo debe estar libre en el espacio y los actuadores desconectados, la frecuencia del barrido será entre 0 y 1 Hz. Deben aparecer los 6 modos de sólido rígido más tantas rotaciones a 0 Hz. como superficies móviles modelizadas se tengan.
- La manera de detectar estos nuevos modos puede ser vía figuras de deformadas o vía comprobación de los desplazamientos. En este segundo caso se debe observar que sólo se desplazan apreciablemente los nudos de la superficie móvil afectada por ese modo propio. El rango de frecuencias al que deben aparecer estos modos nuevos es análogo a los de sólido rígido, es decir, por debajo de 0.01 Hz. en todos los casos.
- Esta pasada permitirá detectar y corregir conexiones no deseadas de las superficies móviles con los cajones de torsión, aparte de las naturales o conocidas (herrajes, actuadores). También permite detectar desalineaciones geométricas de los puntos que forman la línea de charnela.
- En esta pasada se hace hincapié en la correcta modelización de la superficie móvil, de gran importancia para el análisis dinámico. En esta pasada resulta frecuente la detección de grados de libertad “laxos” o “restringidos”, que no habían sido detectados en la primera pasada.
3. Cálculo de modos elásticos con el modelo libre y para un barrido de frecuencias indicativo de 1 a 25 Hz. Los actuadores estarán conectados. En esta pasada se detectan los modos locales o espurios, además de los modos elásticos de la estructura modelizada.
- Se observa la lista de autovalores (‘eigenvalues’) comprobando que los modos elásticos tienen sentido físico:
- Primeros modos de flexión del ala o estabilizador entre 4 y 10 Hz., torsiones entre 8 y 25 Hz. etc. Modos elásticos fuera del rango físico suelen ser síntoma de error en las unidades de masas.
 - No debe haber modos locales (modos de paneles etc.) en todo el rango de frecuencias hasta 40 Hz., para ello se deben obtener figuras para ver las formas modales. Modos locales de revestimiento, que pueden indicar falta de rigidez en la dirección perpendicular al revestimiento para nudos de revestimientos que no dispongan de elementos costilla o larguero. En este caso debe valorarse la frecuencia a la que aparecen, y en su caso evitarse con la utilización de elementos rígidos tal y como se indica en las reglas sobre modelización. Otros modos locales que tengan su origen, en una muy baja rigidez en algún grado de libertad fruto de elementos cuya proyección de propiedades en ese grado de libertad es pobre. En estos dos últimos casos, para la

correcta detección del nodo y grado de libertad defectuoso, se deberá ayudar también de la salida de desplazamientos correspondiente a ese modo. La toma de acciones correctoras en este punto debe valorarse, sopesando la importancia de corregir un modo local frente a la complicación de modelado que eso conlleva.

4. Detección de grados de libertad en las zonas de uniones entre componentes. Esta pasada sólo se realizará cuando el modelo a validar contenga varios componentes y vaya a ser utilizado con la técnica de Superelementos para el Análisis Dinámico. Para ello se dejará el modelo libre en el espacio y se desconectarán las uniones entre componentes. Por ejemplo:

- Zonas de interface entre componentes (ala-fuselaje, estabilizador-fuselaje, etc.)
- Superficies de control - Superficie fija: a analizar sólo en el caso de que la superficie móvil vaya a ser incluida en un superelemento diferente del de la superficie fija.
- En el caso de que se vaya a realizar análisis de falla de la bancada, deberá incluirse ésta como estructura residual. Eso implicará que la unión de la bancada a la estructura debe analizarse en esta pasada.

El barrido de frecuencias se realizará entre 0. y 25 Hz. Los resultados permitirán garantizar la no existencia de grados de libertad de nodos de un componente cuya rigidez provenga de la unión con otro componente, lo que produciría singularidades a la hora de aplicar la Técnica de Superelementos, cuando ese componente se vea aislado. En todos los nodos afectados por la desconexión de las uniones debe comprobarse que no aparecen modos locales dentro de ese rango de frecuencias, que impliquen falta de rigidez local. De aparecer este problema debe asignarse rigidez al grado de libertad flácido preferiblemente cambiando las propiedades o el tipo de elemento siempre que no complique esto excesivamente el modelo. En este caso se deberán utilizar elementos rígidos para dar rigidez tal y como indica las reglas de modelización.

En todas estas pasadas sucesivas se debe cumplir con las siguientes recomendaciones [34]:

- Esta validación se debe realizar sólo con las masas debidas a densidades en las tarjetas de material -en todas, sin excepción -, sin que se precise que la masa total corresponda a la real, puesto que el objetivo de estas pasadas es validar el modelo, no obtener sus correctos modos elásticos.
- Las singularidades en traslaciones y giros deben eliminarse tal y como indica en las reglas de modelización, mediante el uso apropiado de elementos rígidos.
- Debe realizarse una comprobación posterior de desplazamientos, preferentemente mediante la visualización de deformadas.

En la Tabla 24 se resumen las cuatro ejecuciones:

Núm. Pasada	Frec. [Hz]	Condiciones de Contorno	Objetivo
1	[-1,1]	Sup. Móviles Conectadas (Kact. 10^8 N/m)	6 y sólo 6 modos de sólido rígido
2	[0,1]	Sup. Móviles Desconectadas	6 modos de sólido rígido más Rotaciones a 0 Hz.
3	[1,40]	Sup. Móviles Conectadas	Detección de modos locales o espurios
4	[0,25]	Uniones Desconectadas	Detección de grados de libertad sin rigidez

Tabla 24 – Resumen Comprobaciones de Modos Propios

A modo de ejemplo en la Figura 187 se incluye una visualización de la comprobación de modos propios realizada sobre el modelo FEM de detalle del Timón de Dirección – AEE.

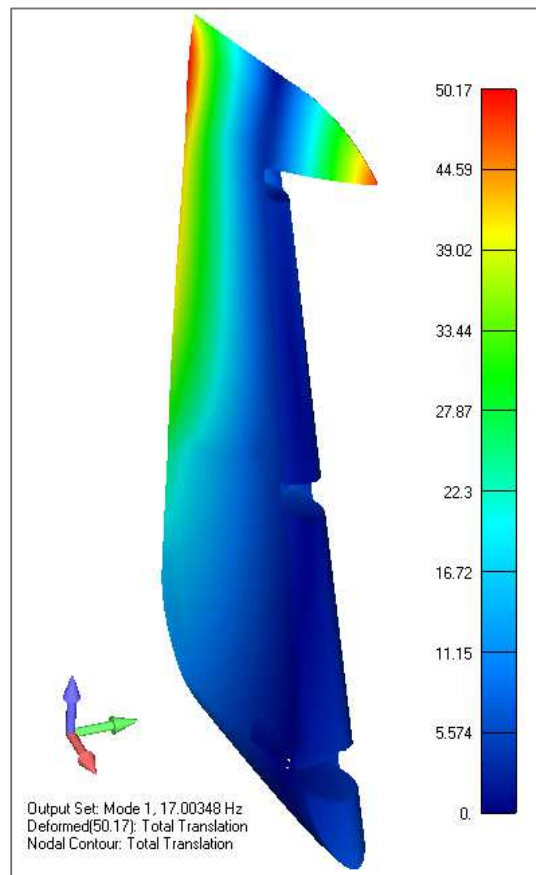


Figura 187 – Visualización Comprobación Modo Propio Timón de Dirección – AEE

11.3. Planilla de Chequeo de Modelos FEM

Para llevar a cabo este chequeo y para que el mismo sea sistemático y trazable, es importante que el modelista CAE elabore una planilla de chequeo que le permita llevar un seguimiento actualizado de las tareas realizadas sobre el modelo.

En las Tabla 25 a la Tabla 28 se incluyen el formato para las planillas de seguimiento y chequeo de un modelo FEM. Al ir cumpliendo con cada tarea se debe completar el casillero correspondiente, de tal manera que resulte sencillo filtrar los datos de la tabla para identificar aquellas tareas que ya han sido realizadas y diferenciarlas de aquellas que aún faltan terminar. Esta planilla debería acompañar a cada modelo, para que aquellas personas que trabajen con el mismo (modelista, analista, etc.) conozcan el estado del arte del mismo.

Planilla de Chequeo FEM

Completó: Nombre
Departamento: Nombre del Área
Empresa:
Fecha:

1. Generalidades y Malla FEM

Done?	Generalidades / Análisis	Valor	Comentarios
<input type="checkbox"/>	Área de Interés		Zona de la Estructura Modelada
<input type="checkbox"/>	Objetivo del Análisis		Estático, Pandeo, Lineal/No Lineal, Análisis Local de Tensiones, Fatiga y Daño Tolerado, ...
<input type="checkbox"/>	Método de Análisis Alternativo		Método Alternativo de Cálculo y Resultados Obtenidos
<input type="checkbox"/>	Información y Status del CAD		Tipo y Estado de Madurez
<input type="checkbox"/>	Modelo FEM de Referencia		Referencia, estado
<input type="checkbox"/>	Información de Geometría y Material		Referencia, fuente
<input type="checkbox"/>	Casos de Carga		Referencia, estado
Done?	Herramientas FEM	Valor	Comentarios
<input type="checkbox"/>	Herramienta de Pre/Post-Proceso FEM		Herramienta, Versión, Plataforma, Sistema Operativo
<input type="checkbox"/>	Solver FEM		Herramienta, Versión, Plataforma, Sistema Operativo, Parámetros del Solver
<input type="checkbox"/>	Tiempo de Ejecución Aproximado		Por iteración
Done?	Descripción Modelo FEM	Valor	Comentarios
<input type="checkbox"/>	Sistema de Unidades del FEM		N, mm, Tn, s
<input type="checkbox"/>	Dimensiones del Modelo		Dimensión Principal
<input type="checkbox"/>	Datos Básicos del Modelo		Masa del FEM
<input type="checkbox"/>	Principios de Modelado		Descripción del Criterio utilizado
<input type="checkbox"/>	Tipo de Modelado		Justificación (1D / 2D / 3D)
<input type="checkbox"/>	Tipo de Elementos		ROD, BAR, QUAD4, etc... (Justificación de uso)
<input type="checkbox"/>	Cantidad de Nodos		Datos FEM Generales
<input type="checkbox"/>	Cantidad de Elementos		Datos FEM Generales
<input type="checkbox"/>	Cantidad de Grados de Libertad		Datos FEM Generales
<input type="checkbox"/>	Rango de Numeración: Nodos		Datos FEM Generales
<input type="checkbox"/>	Rango de Numeración: Elementos		Datos FEM Generales
<input type="checkbox"/>	Rango de Numeración: Propiedades		Datos FEM Generales
<input type="checkbox"/>	Rango de Numeración: Materiales		Datos FEM Generales
<input type="checkbox"/>	Rango de Numeración: Sistemas Coordenados		Datos FEM Generales
<input type="checkbox"/>	Rango de Numeración: Interacciones		Datos FEM Generales

Tabla 25 – Planilla de Chequeo N°1: Generalidades y Malla FEM

Planilla de Chequeo FEM

Completó: Nombre
Departamento: Área
Empresa:
Fecha:

2. Malla FEM y Propiedades

Done?	Verificación Geometría FEM	Valor	Comentarios	
<input type="checkbox"/>	Nodos Coincidentes		Sólo en áreas indicadas del modelo	
<input type="checkbox"/>	Elementos Coincidentes		Sólo en áreas indicadas del modelo	
<input type="checkbox"/>	Bordes Libres		Bordes Internos? Contornos?	
<input type="checkbox"/>	Sist. Coord. de Referencia		Sistema Básico; solo en casos muy específicos y debidamente justificados se utilizará otro tipo de sistema	
<input type="checkbox"/>	Sist. Coord. para Análisis		Sistema Básico; solo en casos muy específicos y debidamente justificados se utilizará otro tipo de sistema	
<input type="checkbox"/>	Sist. Coord Material		Dirección adecuada de las fibras del material	
<input type="checkbox"/>	Sist. Coord. Elementos		Barra, vigas, placas, conectores	
<input type="checkbox"/>	Normales de los Elementos Placa		Importante: definición de la secuencia de apilamiento de láminas (mat. compuesto) y la aplicación de cargas	
<input type="checkbox"/>	Plano de Referencia para Elementos Placa		Línea media, offset, ...	
<input type="checkbox"/>	Offset de Elementos		Solo en áreas indicadas	
<input type="checkbox"/>	Verificación de Elementos Mat. Compuesto		Modelización, offset, dirección 0°, ...	
Done?	Elementos Especiales y Relaciones (D.O.F)	Chequeo	Valor	Comentarios
<input type="checkbox"/>		Tipo		CBUSH, CFAST, CWELD, BEAM, ...
<input type="checkbox"/>	Elementos SPRING y Conectores	d.o.f. / K		1,2,3,4,5,6 y valores de rigidez correspondientes
<input type="checkbox"/>		Sist. Cord's		Sistema de Coordenadas para definición de los grados de libertad
<input type="checkbox"/>		Tipo		RBE3, RBE2, MPC....
<input type="checkbox"/>	Restricciones Multi-Point (MPC)	d.o.f.		1,2,3,4,5,6 y valores de rigidez correspondientes
<input type="checkbox"/>		Sist. Cord's		Sistema de Coordenadas para definición de los grados de libertad
<input type="checkbox"/>		Método		Ley de Huth, Boeing, Delft, ...
<input type="checkbox"/>	Conectores	Propiedades		Valores de Rigidez
<input type="checkbox"/>		Sist. Cord's		Sistema de Coordenadas para definición de los grados de libertad

Done?	Propiedades	Chequeo	Valor	Comentarios
<input type="checkbox"/>		Modelo Constitutivo		Lineal Elástico, Plástico, Creep, ...
<input type="checkbox"/>	Propiedades Material	Propiedades		Datos
<input type="checkbox"/>		Eje del Material		Sistema de Coordenadas utilizado para definir la dirección de las fibras
<input type="checkbox"/>		Data		Valor de la propiedades
<input type="checkbox"/>	Propiedades de Elementos	Offset (1D/2D)		BAR, BEAM o QUAD
<input type="checkbox"/>		Elem Coord. ID		Sistema de Coordenadas utilizado en el elemento

Tabla 26 – Planilla de Chequeo N°2: Malla FEM y Propiedades

Planilla de Chequeo FEM

Completó: Nombre
Departamento: Nombre del Área
Empresa:
Fecha:

3. Cargas y Cond. de Borde

Done?	Condiciones de Borde	Valor	Comentarios
<input type="checkbox"/>	Condiciones de Borde Representadas		Esquema
<input type="checkbox"/>	Modelización Condiciones de Borde		SPC, ExtSE, conexiones con el GFEM
<input type="checkbox"/>	Descripción de Conexión DFEM / GFEM		S.E., técnicas de transición de mallas, etc.
<input type="checkbox"/>	Contactos		Gap Lineal, Gap, Body Contact
<input type="checkbox"/>	Restricciones Multi-Point Internas		Fuerzas y Momentos
Done?	Cargas y Chequeos Estáticos	Valor	Comentarios
<input type="checkbox"/>	Tipos de Cargas		Mecánicas (Cargas Puntuales, Presión, Gravedad, etc.), Térmicas, etc.
<input type="checkbox"/>	Método de Aplicación de Cargas		RBE3, Desplazamientos Forzados, Campo Térmico, ...
<input type="checkbox"/>	Chequeo Cargas Consistentes		Carga Resultantes, ...
<input type="checkbox"/>	MAXRATIO		< 1.0 E+07
<input type="checkbox"/>	EPSILON / Virtual Work		
<input type="checkbox"/>	Result. de Carga = - Result. Reacciones de Apoyo (SPCF)		
<input type="checkbox"/>	Reacciones de Apoyo / Momentos		Ubicación y Valores
<input type="checkbox"/>	NASTRAN GROUNDCHK		
<input type="checkbox"/>	THERMOELASTIC CHECK		Tensión < 10 N/mm ²
Done?	Chequeos Dinámicos	Valor	Comentarios
<input type="checkbox"/>	WEIGHTCHECK		PARAM, WTMASS, 1.E-3
<input type="checkbox"/>	Análisis de Modos Normales (Libre – Superficies Móviles Conectadas – Kact. 10 ⁸ N/m) [-1 a 1 Hz.]		6 y sólo 6 modos de sólido rígido
<input type="checkbox"/>	Análisis de Modos Normales (Libre – Superficies Móviles Desconectadas) [0 a 1 Hz.]		6 modos de sólido rígido más Rotaciones a 0 Hz
<input type="checkbox"/>	Análisis de Modos Normales (Libre – Superficies Móviles Conectadas) [1 a 25 Hz.]		Detección de modos locales o espurios
<input type="checkbox"/>	Uniones Desconectadas [0 a 25 Hz.]		Detección de grados de libertad sin rigidez

Tabla 27 – Planilla de Chequeo N°3: Cargas y Condiciones de Borde

Planilla de Chequeo FEM

Completó: Nombre
Departamento: Nombre del Área
Empresa:
Fecha:

4. Análisis y Resultados

Done?	Verificación Análisis	Valor	Comentarios
<input type="checkbox"/>	Mensajes de Error y Advertencias		
<input type="checkbox"/>	Máximo Desplazamiento / Nodos		
<input type="checkbox"/>	Máxima Rotación / Nodos		
<input type="checkbox"/>	Fuerzas de Apoyo Máximas / Localización		
<input type="checkbox"/>	Momentos de Apoyo Máximos / Localización		
<input type="checkbox"/>	Deformada del Modelo / Comparación con el GFEM		
<input type="checkbox"/>	Flujos de Tensiones Generales / Comparación con el GFEM		
<input type="checkbox"/>	Picos de Tensión y Deformación / Localización		
<input type="checkbox"/>	Área y Fuerzas de Contacto		
<input type="checkbox"/>	Variación de Picos de Tensión al Promediar Resultados		
<input type="checkbox"/>	Sensibilidad al Tamaño y Calidad de Malla		
<input type="checkbox"/>	Comportamiento y Fuerzas de Interfaces		
Done?	Extracción de Resultados	Valor	Comentarios
<input type="checkbox"/>	Tipos de Resultados a Informar		Tensiones, Fuerzas, Cargas de Remaches, etc.
<input type="checkbox"/>	Sistema Coordinado		
<input type="checkbox"/>	Magnitud del Resultado		
<input type="checkbox"/>	Resultados de Ensayos vs Resultados FEM		Máxima Diferencia Admisible (%)

Tabla 28 – Planilla de Chequeo N°4: Análisis y Resultados

Finalmente, en la Tabla 41 a la Tabla 43 del “ANEXO V: Resumen Planilla de Chequeo Modelo FEM: (TD) – (AEE)” se incluye a modo de ejemplo un resumen de las planillas de chequeo del modelo FEM del Timón de Dirección (TD) – AEE, objeto de estudio de este trabajo.

12. Validación del Modelo FEM

12.1. Introducción

Validar implica el acto de dar validez a una cosa, sustanciar que algo sea válido. La validación de una estructura aeronáutica es un aspecto crítico del proceso de diseño, mediante el cual se provee un grado de seguridad considerable en que la estructura se comportará según lo previsto en lo que respecta a cuestiones de forma, ajuste, funcionalidad, productibilidad, durabilidad, y por sobre todo seguridad y confiabilidad.

En este sentido, “se requiere que los modelos FEM sean siempre validados (por medio de ensayos estructurales o por comparación con soluciones clásicas conocidas o con otros modelos FEM, de similares características, previamente validados) para establecer un grado de confianza elevado en que el modelo y las técnicas de modelado utilizadas resultan satisfactorias para representar la estructura en cuestión, y que además las mismas resultan válidas para demostrar el cumplimiento de aquellas condiciones de resistencia y flexibilidad de la estructura que no han podido ser testeadas mediante ensayos”.

Las razones que pueden motivar la validación de un modelo FEM estructural son variadas, desde una comprobación interna (para sustanciar que el modelo FEM representa adecuadamente el comportamiento real de la estructura), hasta para dar cumplimiento a un requerimiento del plan de certificación de una estructura aeronáutica.

En la gran mayoría de los casos, la validación del diseño de estructuras aeronáuticas y su correspondiente análisis se sustancia mediante la realización de una gran cantidad de ensayos. Además, el proceso de validación es esencial y mandatorio desde el punto de vista de los requerimientos regulatorios de certificación [18]. Las distintas regulaciones aeronáuticas incluyen entre sus puntos principales la necesidad de utilizar software y modelos validados. Por poner un ejemplo, a continuación se incluye una traducción de algunos puntos asociados extraídos de regulaciones aeronáuticas reconocidas:

- FAR 23/25.301(b), “... *Los métodos utilizados para determinar la intensidad de las cargas y su distribución deben ser validados...*”
- FAR 25.305(b), “... *Al utilizar métodos analíticos (o numéricos) para cumplimentar los requerimientos de resistencia última, se debe demostrar que los métodos y asunciones realizadas son suficientes para captar los efectos de dichas deformaciones.*”
- FAR 23/25/27/29.307 (a). “... *Se podrá emplear un método de análisis estructural solo en aquellos casos en los cuales la experiencia haya demostrado que dicho método es confiable. En cualquier otro caso, se deberán realizar ensayos de sustanciación.*”
- 8110.4C, 2-6g, “... *El uso de una técnica de análisis consolidada no se considera suficiente para garantizar la validez de un resultado. La empresa aeronáutica debe demostrar que la información utilizada en el modelo resulta válida. Por lo tanto es responsable de hallar toda la información de calidad necesaria, y asegurarse de que el análisis realizado no viole las asunciones del problema.*”

Los elementos que se presentan a continuación son consideraciones que sirven como guía para afrontar las tareas de validación de un modelo FEM, mientras que los detalles técnicos más específicos sobre la validación también pueden encontrarse en las guías y normas de las sociedades profesionales (Ej. ASME, 2006).

12.2. Tareas de Post-procesado Preliminar

Con la ayuda de herramientas gráficas que brindan los programas de postproceso es posible realizar un primer examen estático cualitativo de los resultados obtenidos, para examinar a simple vista si los mismos se ven razonables.

Los desplazamientos se deben analizar primero ya que suelen brindar mayor información en este examen inicial graficando los mismos en escala aumentada para que sean fáciles de visualizar. Por lo general una herramienta útil en este caso es emplear animación del movimiento. Otra opción interesante consiste en visualizar una imagen superpuesta de la estructura sin deformar y la estructura deformada a escala real, para tener una idea del orden de magnitud de las deformaciones.

Es necesario chequear que los desplazamientos de la estructura sean compatibles y consistentes con las condiciones de borde impuestas. En el caso en que se espere un comportamiento simétrico, debe ser visible en el campo de desplazamientos de la estructura. Es necesario verificar que no exista penetración entre partes adyacentes entre las cuales se hayan definido contactos. Muchas veces resulta necesario realizar vistas y secciones desde distintas direcciones. También suele ser útil visualizar en opción contorneado (“contours”) los desplazamientos y rotaciones.

Si no se detectan defectos, se procederá a analizar los resultados de manera más detallada, de manera cuantitativa, para ver si los mismos conciben con lo esperado. Para ello es necesario tener disponibles resultados aproximados provenientes de algún tipo de análisis preliminar previo que sirvan para ser comparados posteriormente con los resultados FEM, y detectar así si existen errores graves en el modelo.

Al examinar los valores de tensión, es importante preguntarse cómo están presentados los resultados [7]:

- ¿Están referidos a un sistema global o local?
- En caso de tratarse de un sistema local, ¿cómo están orientados sus ejes?
- No deben existir malos entendidos en cuanto a de dónde son tomados los valores de tensión. Por ejemplo en caso de elementos viga, placa o cáscara, es posible relevar las tensiones en la cara superior, inferior o en la superficie media. Para este caso es necesario tener en cuenta cuál es el sentido de las normales de los elementos, para conocer cuál es por ejemplo la cara superior del mismo.

- ¿Los resultados de tensión visualizados son valores promedio o máximos en el elemento?
- ¿Las tensiones están promediadas en los nodos? Esto no es aconsejable en caso de que existan discontinuidades por cambios de espesor o de propiedades de material en el modelo.

Una correcta inspección de los resultados permitirá entonces determinar cómo mejorar el modelo FEM. Permite detectar aquellas zonas donde se necesita un mayor refinamiento de la malla, donde se observan discontinuidades de tensión muy abruptas entre elementos. Además, el modelo deberá ser revisado en caso de que las asunciones iniciales de pandeo, contactos o sin efectos de plasticidad sean inconsistentes con las magnitudes de los desplazamientos y tensiones relevados.

12.3. Validación de un Modelo FEM como Parte de un Plan de Certificación

Al escoger la alternativa de “Análisis Estructural FEM” como medio de cumplimiento del “Plan de Certificación” de una aeronave (*Analytical Substantiation Supported by Test*), es requisito fundamental que los resultados del FEA sean “validados”; para ello se debe acordar primero con la autoridad aeronáutica certificante cual será el medio de validación escogido en cada caso:

- Ensayos Estructurales
- Comparación con otro modelo FEM, de similares características, previamente validado
- Soluciones Clásicas Conocidas.

En caso de escoger la opción de Ensayos Estructurales como medio de validación del modelo FEM, se deberá tener en cuenta en primer lugar que los materiales y los procesos utilizados para fabricar las muestras (estructuras) de ensayo deben estar lo suficientemente controlados para asegurar que los valores de diseño y admisibles empleados sean representativos de aquellos que se pudieran obtener al fabricar los componentes estructurales de serie. En segundo lugar, los análisis efectuados deben validarse mediante la realización de ensayos estructurales a distintos niveles o escalas, incluyendo la predicción de desplazamientos, cargas, deformaciones o tensiones, etc.

En aquellos casos en que se utiliza un modelo de elementos finitos (FEM) para llevar a cabo el análisis, dicho modelo debe ser validado mediante ensayos para cumplir con los requerimientos de las regulaciones citadas (Ej. FAR 23.307). Se requiere entonces validar el modelo FEM para establecer un grado de confianza elevado en que el modelo y las técnicas de modelado utilizadas resultan satisfactorias para representar la estructura en cuestión, y que además las mismas resultan válidas para demostrar el cumplimiento de aquellas condiciones de resistencia que no han sido testeadas mediante ensayos.

Tal como se puede observar en la Figura 188 (BBA [20]), la validación de una estructura aeronáutica mediante ensayos, y por ende también la validación del modelo FEM asociado, se efectúa teniendo en cuenta distintos niveles de análisis. Comenzando con ensayos de simples

probetas, continuando con el de elementos y detalles estructurales, subestructuras y estructuras completas; de esta manera los ensayos crecen en complejidad pero se reducen en número, hasta alcanzar el ensayo de células completas ('full-scale airplane static and fatigue tests').

Existen distintos tipos de ensayos estructurales dependiendo de la funcionalidad de la parte estructural en cuestión, materiales, condiciones ambientales (temperatura y humedad), etc. Entre algunos de los más reconocidos se pueden mencionar los de resistencia última, fatiga, crecimiento de grieta, resistencia residual, propiedades de los materiales, resistencia a la corrosión, resistencia al corte o a la tracción de remaches, resistencia de uniones, ensayos de caída, impacto, etc.

En la Figura 188, se observa la escala piramidal de ensayos asociados al BBA, y se marca una división entre las tareas relacionadas a la "calibración" del modelo FEM y aquellas que tienen que ver con la "validación" del mismo:

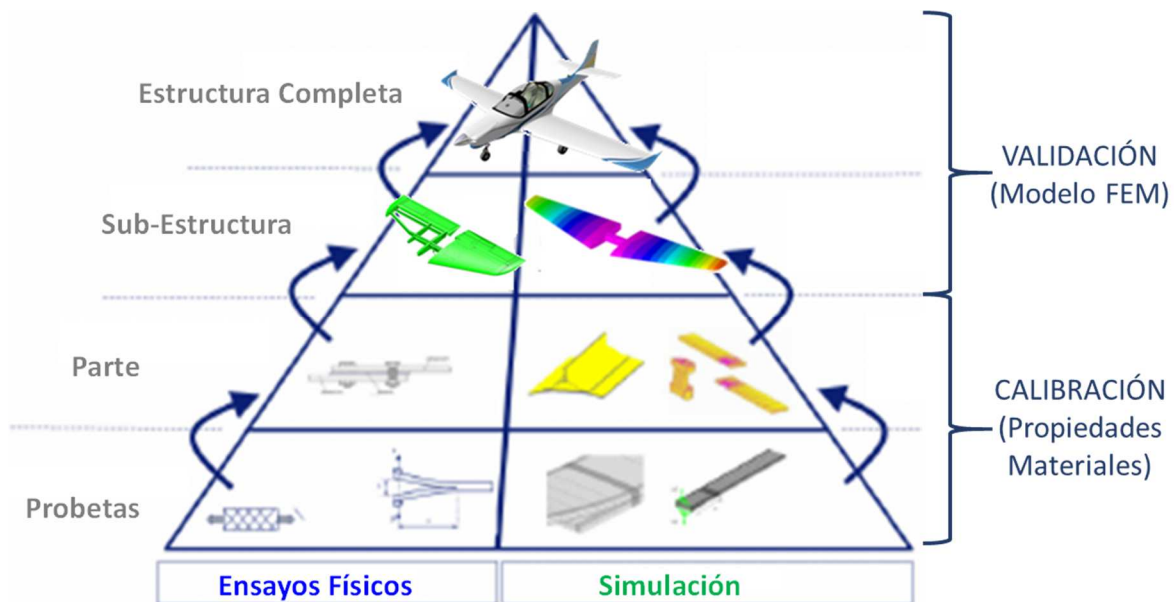


Figura 188 – Ensayos Estructurales: Building Block Approach (Calibración vs Validación)

Por "calibración" de un modelo FEM se entienden entonces aquellas tareas que consisten en garantizar que las características estructurales modeladas proporcionen una estimación realista de la rigidez del modelo o de algún otro comportamiento del mismo. Por ejemplo:

- La rigidez de un elemento de unión (bulón o remache) estimada analíticamente según el procedimiento en la sección 5.6.2.4: "Rigidez del Elemento", se puede calibrar posteriormente utilizando valores más realistas obtenidos de ensayos.
- Ajustar el comportamiento de los materiales compuestos utilizando los valores obtenidos de los ensayos a nivel probeta y a nivel elemento, parte inferior del 'Building Block Approach', es calibración (ver Figura 188).

La “validación” de un modelo FEM, en cambio, consiste en asegurar que el modelo estructural completo predice correctamente el comportamiento medido.

- La validación busca coherencia y precisión en el comportamiento del modelo
- La demostración de la validez de los resultados, en la parte superior del ‘Building Block Approach’, es la validación (ver Figura 188).
- Esto generalmente incluye una variedad de condiciones de carga

Por lo tanto, validar las simulaciones FEM puede implicar una validación directa (experimentación realizada por el desarrollador del modelo, donde una salida del experimento coincide directamente con el resultado previsto del modelo) o validación indirecta (basada en la comparación con datos de la literatura y soluciones conocidas). Alternativamente, se puede optar por el modelado y la experimentación de un problema más simple, aunque representativo.

Siempre se debe dejar debidamente indicada cuál es la salida que será utilizada para la validación del modelo, si se trata de variables de salida primarias del modelo o variables de salida secundarias, o si es una respuesta global del modelo completo o de una parte del mismo, y sobre cómo la variable de salida es relevante para demostrar la utilidad primaria del modelo. Obsérvese también que un modelo que es validado para una única variable de salida, por ejemplo, la deformación, no necesariamente se encontrará válido para otra.

Dependiendo del tipo de ensayo de validación que se trate, la estructura a ensayar se instrumenta con distintos dispositivos de medición que proveen información útil para compararse con los resultados del FEA. Por ejemplo: strain gauge, acelerómetros, deflection gauge, indicadores de desplazamiento electrónicos, sensores de presión, celdas de carga, sensores de temperatura, etc. Antes de llevar a cabo dichos ensayos, es necesario contar con datos preliminares (obtenidos de simulaciones previas) que permitan seleccionar y posicionar adecuadamente los dispositivos de medición. Por ejemplo: se recomienda que los strain gauge se encuentren ubicados en aquellas zonas de la estructura donde se espera registrar elevados niveles de tensión, o complejidades geométricas. Dichos valores se comparan posteriormente con los resultados obtenidos de los ensayos. Una buena correlación de los resultados (simulación vs test) con presencia de pequeñas desviaciones indica que la geometría del modelo, los valores de rigidez, la distribución interna de cargas y las condiciones de borde modeladas son aceptables [30].

Por lo tanto, en conjunto con la autoridad aeronáutica certificante se establece el alcance de los test de validación. Así también, teniendo en cuenta los resultados de simulaciones previas, se define el tipo, cantidad, ubicación y orientación de los dispositivos de medición a utilizar. También es necesario establecer de antemano el criterio “Pasa / No Pasa” de la validación en cuestión. Si bien la tolerancia de aceptación dependerá de la complejidad geométrica de la estructura así como de las cargas, en líneas generales, un modelo FEM de una estructura aeronáutica se suele considerar validado cuando [30]:

- Sus resultados se correlacionen con los ensayos realizados, con una desviación en deformaciones no mayor al 10%.
- Una desviación en deformaciones mayor al 10% requiere más evaluaciones.

- Resultados “No Conservativos” dentro del orden del 10% de discrepancia en deformaciones pueden requerir reevaluación.
- Resultados oscilantes entre +10% & -10% pueden requerir ser reevaluados.
- Habitualmente una desviación en los desplazamientos menor al 5% se considera aceptable.

Por lo tanto, los métodos analíticos (o numéricos) empleados y las asunciones realizadas deben ser los suficientemente precisos o conservativos para poder servir de base para cumplimentar los requisitos de validez exigidos por las regulaciones.

De esta manera finalmente se consigue describir la capacidad predictiva y las limitaciones del modelo basado en la validación. Además, si es apropiado, se deben discutir aquellas características que mejoran o limitan dicha capacidad.

En la Figura 189 se presenta un ejemplo correspondiente al ensayo estático del Empenaje Vertical del Boeing 777-200; se incluye un gráfico comparativo (test vs FEM) de los valores de desplazamiento a lo largo de la envergadura del estabilizador vertical, a la altura del larguero posterior, para el caso de carga de máxima flexión.

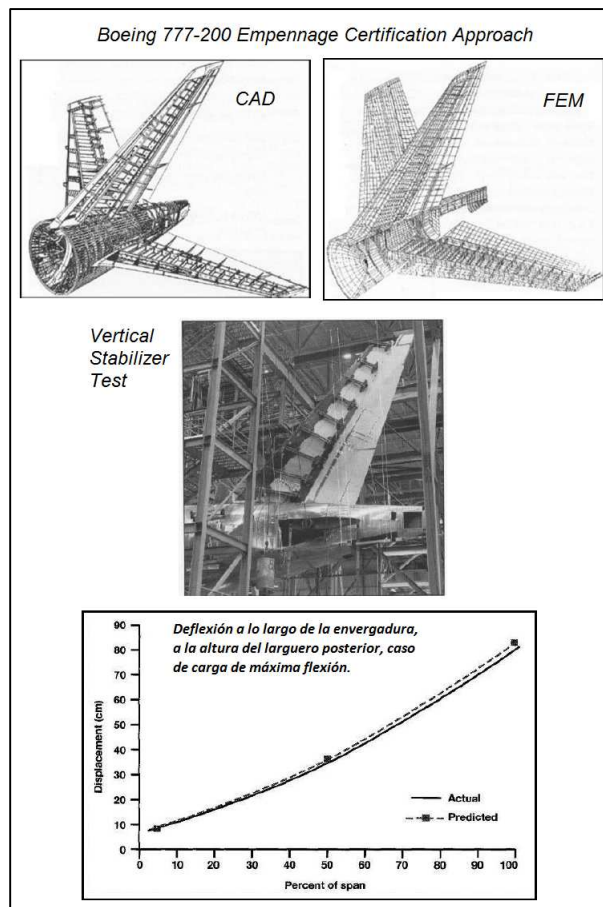


Figura 189 – Boeing 777-200 Empennage Certification Approach: Spanwise Deflection Comparison [30]

12.4. Calibración y Validación Modelo FEM del AEE

Por lo general los materiales y las características de diseño de una nueva estructura aeronáutica son una combinación de elementos existentes ya probados con nuevas características y elementos que se utilizan por primera vez. Cuando en un nuevo producto se utilizan materiales y conceptos de diseños ya existentes, que fueron utilizados en la certificación de un producto anterior, el proceso de validación resulta relativamente sencillo, debido a que se cuenta con una vasta cantidad de información disponible. En cambio, cuando se utilizan nuevos materiales y características de diseño innovadoras, la base de datos disponible suele ser reducida o incluso inexistente. En estos casos la necesidad de validación es mucho mayor y más difícil de lograr.

A continuación se incluye una breve referencia a los ensayos realizados para la calibración y validación de la estructura y el modelo FEM correspondiente al AEE.

12.4.1. Materiales

La aeronave AEE presenta una estructura semi-monocasco de material compuesto. Si bien la calidad de los materiales utilizados (tejido de fibra de vidrio, fibra de carbono, resina, adhesivos, etc.) es certificada, una particularidad de los materiales compuestos es que su proceso de fabricación se completa durante el proceso de laminación de la parte estructural. Por lo tanto se requiere cualificar mediante ensayos de laboratorio los distintos tipos de materiales compuestos utilizados, orientaciones y combinaciones entre ellos (caracterizar tanto propiedades físicas como mecánicas) [14].

La cantidad y tipo de ensayos de caracterización dependerá de las exigencias según el uso que se dé a cada tipo material, así como también de las exigencias ambientales de la pieza en cuestión. A continuación se incluyen algunos ensayos típicos de materiales compuestos:

Propiedades Mecánicas Lámina	Propiedades Mecánicas Laminado
0° Warp Compression Strength	Open Hole Compression
0° Warp Compression Modulus	Open Hole Tension
0° Warp Compression Poisson's Ratio	Filled Hole Compression
0° Warp Tension Strength	Filled Hole Tension
0° Warp Tension Modulus	Laminate Short Beam Strength
90° Fill Compression Strength	Interlaminare Tension Strength
90° Fill Compression Modulus	Curved Beam Strength
90° Fill Compression Poisson's Ratio	Pin Bearing Strength
90° Fill Tension Strength	Compression After Impact
90° Fill Tension Modulus	
In Plane Shear Strength at 5% Strain	Propiedades Físicas
In Plane Shear Strength at 0.2% Offset	Cured Ply Thickness
In Plane Shear Modulus	Fiber Volume
Short Beam Strength	Resin Content
	Void Content

Tabla 29 – Ensayos de Cualificación de Materiales Compuestos [14]

Además, como parte fundamental del proceso de cualificación de los materiales se intenta reproducir dichos ensayos llevando a cabo una simulación FEM de los mismos, lo cual permite contrastar los resultados de la simulación con los obtenidos en los ensayos de laboratorio, y de este modo ajustar el modelo de material.

En la Figura 190 [30] se incluye el ejemplo de un ensayo de flexión de tres puntos realizado sobre una probeta de fibra de carbono-epoxi. En ella se puede apreciar que las curvas experimentales de carga-desplazamiento (Negro) arrojan valores de carga de falla y desplazamiento superiores a los valores de la simulación FEM (Rojo). Por lo tanto, se procede a ajustar los parámetros del modelo de material para que los resultados de la simulación se aproximen más a los del ensayo, incrementando el valor de deformación a rotura (Azul). Este es lo que típicamente se conoce como test de calibración.

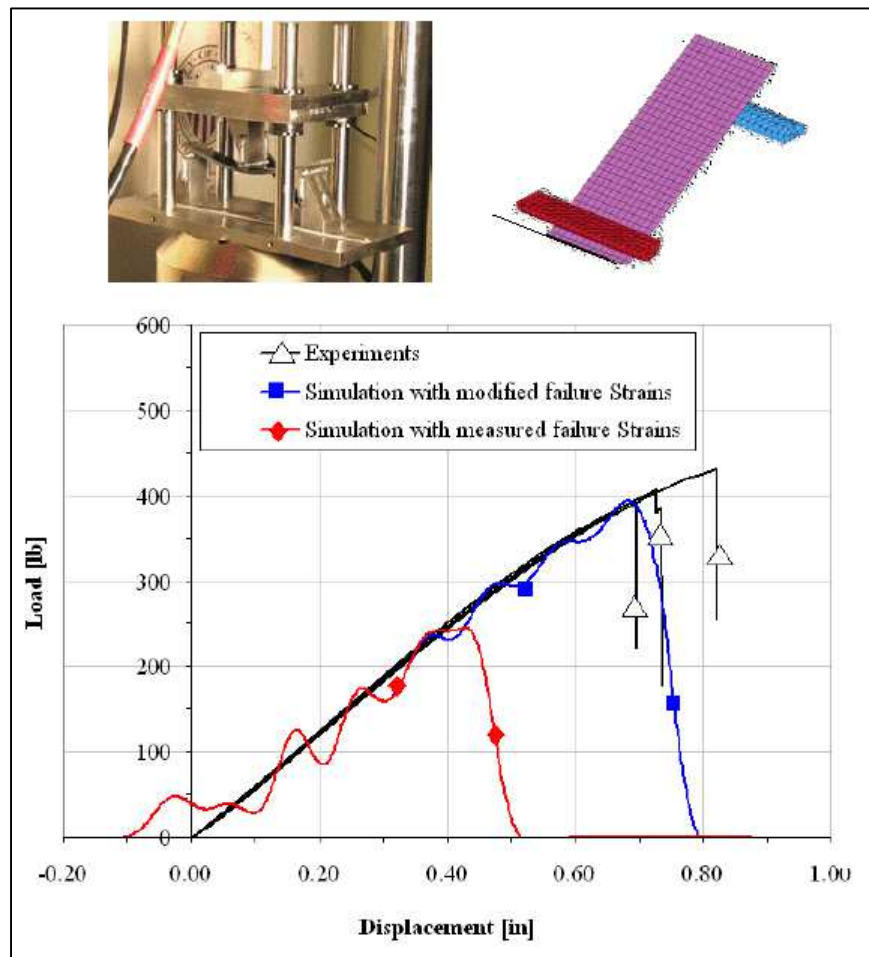


Figura 190 – Ejemplo Ensayo de Calibración: Flexión de Tres Puntos: (Test vs Simulación FEM) [30]

También, en la Figura 191 se muestra otro ejemplo de un ensayo de compresión realizado sobre un panel de honeycomb (estructura sándwich). En ella se puede apreciar la superposición entre la curva experimental de carga-desplazamiento (Azul) y la curva asociada a los resultados de la simulación (Negro).

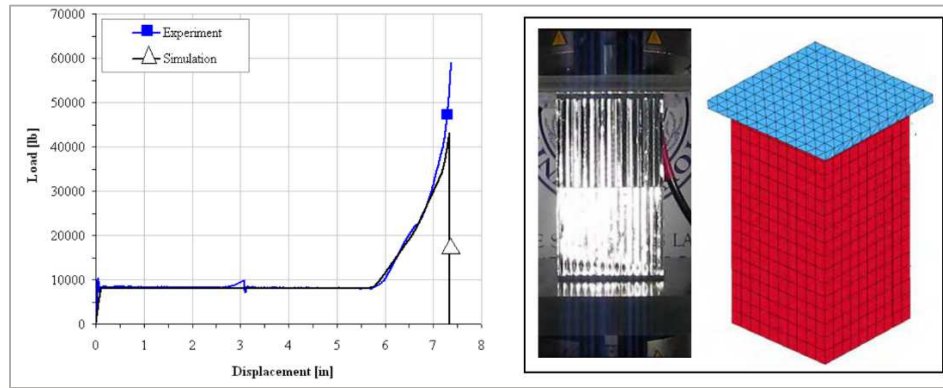


Figura 191 – Ensayo de Calibración: Compresión Estructura Sándwich: (Test vs Simulación FEM) [30]

En la Figura 192 se comparan los resultados (curva carga-desplazamiento) del ensayo de una unión adhesiva entre dos probetas de material compuesto (fibra de vidrio – epoxy). En la simulación FEM correspondiente se representa dicha unión mediante una condición de pegado ('*tie-break contact*'). Tal como se puede apreciar, el resultado de la simulación se ajusta bastante bien a los resultados obtenidos de los ensayos (calibración del modelo).

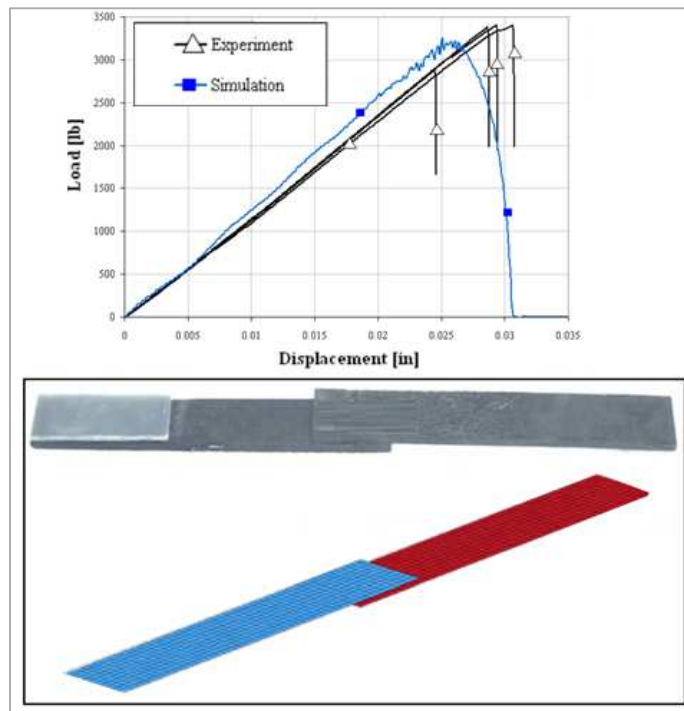


Figura 192 – Ensayo Calibración: '*Tie-break contact for adhesive joint*': (Test vs Simulación FEM) [30]

12.4.2. Tren de Aterrizaje Principal

Para la validación del modelo FEM del Tren de Aterrizaje Principal tipo Ballesta del AEE se llevó a cabo un ensayo estructural estático de una ballesta (Material: Aluminio 7075-T6). El mismo consistió en solicitaciones crecientes en dirección vertical aplicadas en el eje de la rueda, hasta llegar al valor de Carga Límite (Factor de carga $J=1$, $F_{Límite}=15000[N]$). La aplicación de cargas se llevó a cabo mediante la utilización un actuador hidráulico, un sistema de servo-control y verificación mediante celda de carga.

Los ensayos tuvieron como objetivo determinar tensiones mecánicas mediante instrumentación con strain gauge en 5 puntos, ubicados sobre la superficie exterior e interior de la ballesta, y la medición de desplazamientos horizontales y verticales del extremo de la ballesta. Para la medición de los desplazamientos se utilizaron 2 transductores de desplazamientos lineales (ver Figura 193).

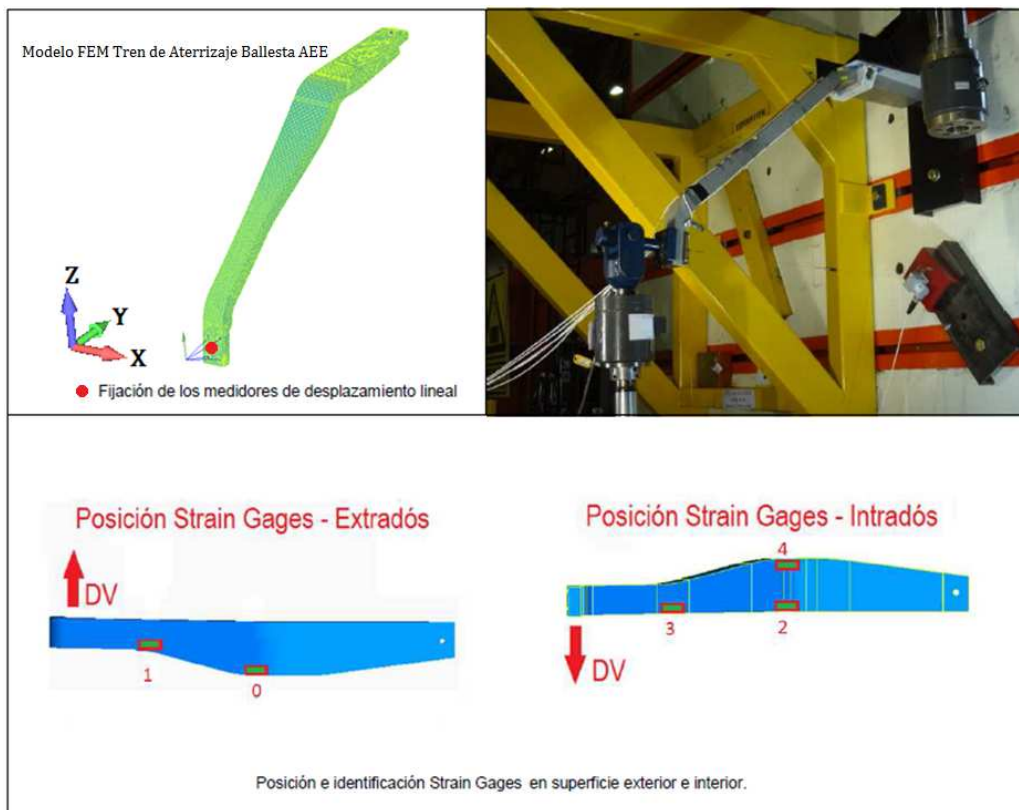


Figura 193 – Posición Strain Gauge (Cant. 5) y Transductores de Desplazamiento Lineales (Cant. 2) Ensayo Estructural Estático Tren de Aterrizaje Ballesta AEE

En la Figura 194 se observa una comparación entre los resultados de los desplazamientos (dirección 'Y' y 'Z') y las tensiones registrados en el ensayo estático de laboratorio, y los resultados de la simulación FEM correspondiente (por razones de simplicidad y repetitividad, sólo se muestran los resultados de los strain gauge N°1 y 2). En todos los casos se pudo observar una discrepancia de los resultados no mayor al 10% respecto a las simulaciones FEM, por lo tanto el modelo FEM del Tren de Aterrizaje Principal del AEE se considera validado en tensiones y desplazamientos.

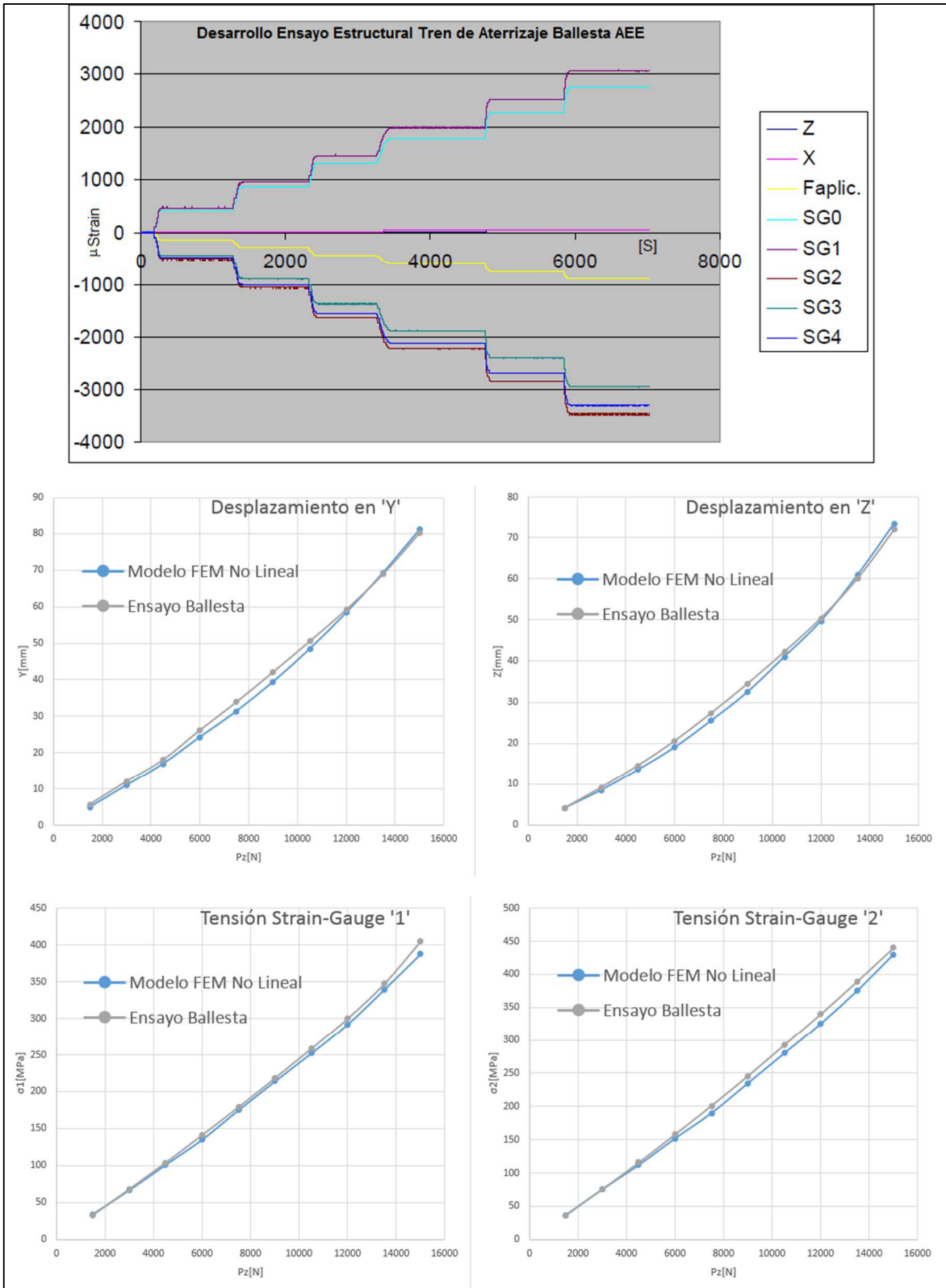


Figura 194 – Comparación de Resultados: Test vs Simulación FEM – Ensayo Estático Ballesta AEE

12.4.3. Bancada Motor

Para la validación de la Bancada Motor del AEE se llevaron a cabo ensayos estructurales estáticos. Cada ensayo consistió en solicitaciones crecientes hasta llegar al valor de Carga Límite (Factor de Carga $J=1$). La aplicación de cargas se llevó a cabo mediante la utilización dos actuadores hidráulicos (fuerza motor y fuerza tren), sistemas de servo-control independientes y celdas de carga para verificación (ver Figura 196).

Se midieron desplazamientos verticales y horizontales del centro de gravedad del motor y del tren de aterrizaje, y deformaciones mecánicas específicas (strain-gauges) en 4 barras de la bancada, considerando 5 casos de cargas distintos.

Para cada caso analizado, la aplicación de las cargas se efectúa en 3 Fases graduales hasta alcanzar el Factor de Carga Límite $J=1$ (ver Tabla 30), con incrementos sucesivos de $\Delta J=0.1$, hasta los valores finales.

FASES DE CARGA	J										
FASE 1	0.0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6				
FASE 2	0.0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8		
FASE 3	0.0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0

Tabla 30 – Fases de Carga Ensayo Estático Bancada AEE

Para la medición de tensiones en puntos críticos de la bancada, se instrumentó con 4 Strain-Gauges lineales instalados en dirección axial (ver Figura 195). Previo a cada caso de ensayo, se calibraron individualmente mediante una resistencia eléctrica patrón equivalente a una deformación específica de $1000 \mu\epsilon$.

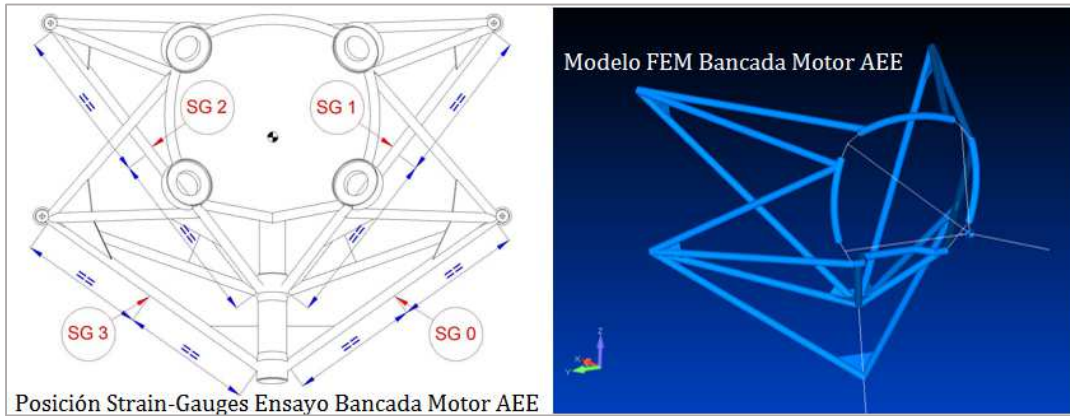


Figura 195 – Posición Strain-Gauges (Cant. 4) – Ensayo Bancada Motor AEE

Además, para la medición de los desplazamientos se utilizaron 3 comparadores mecánicos (ver Figura 196). Todos los parámetros fueron adquiridos en tiempo real y almacenados en Planillas de Cálculo Excel, para su posterior procesamiento. Los desplazamientos y las fuerzas normales aplicadas al tren de aterrizaje fueron adquiridos mediante lectura directa de los instrumentos utilizados.

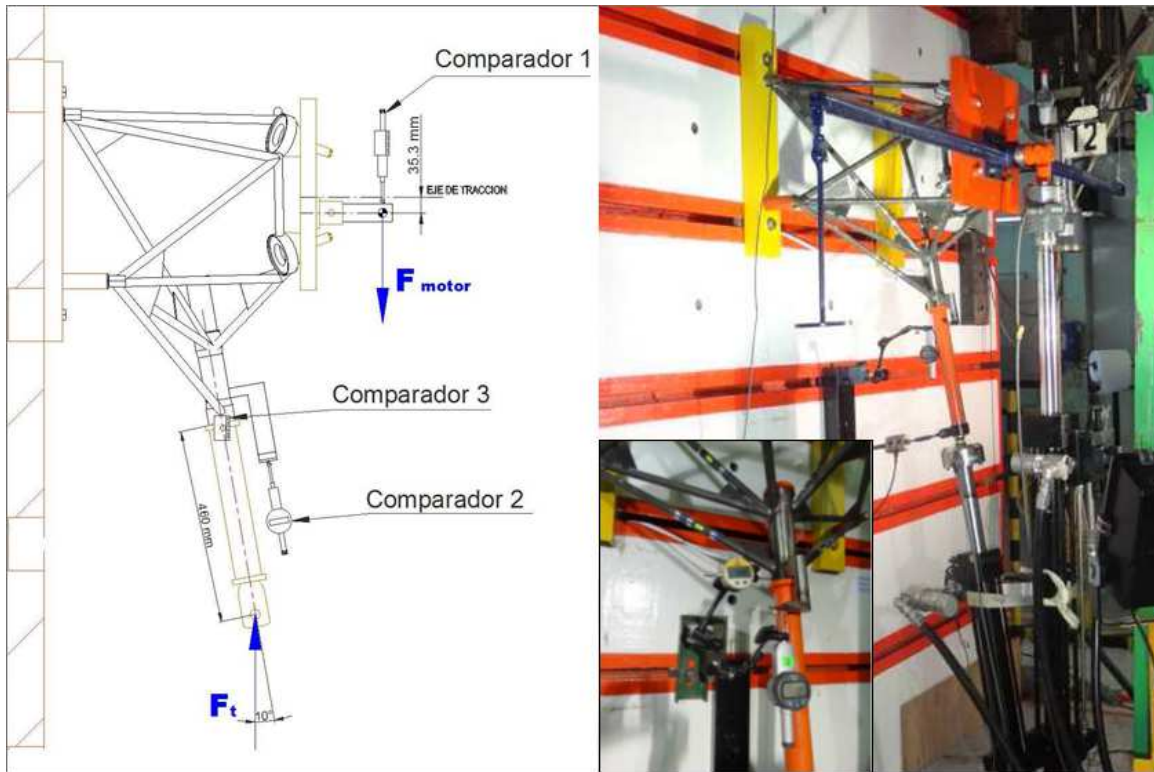


Figura 196 – Posición de Comparadores para Medición de Desplazamientos y Actuadores Hidráulicos para Aplicación de Cargas – Ensayo Bancada Motor AEE

En los 5 casos de carga ensayados se pudo observar una discrepancia de las deformaciones / tensiones no mayor al 10%, y una discrepancia en desplazamientos no mayor al 5% respecto a los resultados de las simulaciones, por lo tanto el modelo FEM de la Bancada Motor AEE se considera validado en tensiones y desplazamientos.

12.4.4. Empenaje Horizontal

Para la validación del Modelo FEM del Empenaje Horizontal AEE se llevaron a cabo ensayos estructurales estáticos. Los ensayos tuvieron como objetivo analizar el comportamiento de la estructura del empenaje horizontal, y la medición de los desplazamientos verticales utilizando 8 transductores de desplazamiento lineal (LVDT), 4 por lado, para cargas crecientes hasta alcanzar valores de Cargas Límite ($J=1$), Carga Última ($J=1,5$) y Carga de Rotura bajo solicitaciones de flexión. Para solicitaciones de torsión, los ensayos contemplaron solo la aplicación de cargas hasta Carga Límite ($J=1$); en total se analizaron 5 casos de carga distintos.

Para la ejecución de los ensayos se construyó un dispositivo que consta de dos subconjuntos simétricos, derecho e izquierdo, integrados cada uno por 4 tijeras o cunas por lado, distribuidas a lo largo de cada semi-empenaje que actúan en contacto directo con la superficie del empenaje a través de bandas de goma antideslizante (ver Figura 197). Las tijeras o cunas se vinculan al actuador hidráulico a través de barras verticales y horizontales en dos niveles,

que vinculan el arbolado a los actuadores. Dichas tijeras fueron diseñadas con dos tomas que incorporan rótulas esféricas para su vinculación al arbolado.

La toma anterior ubicada sobre el borde de ataque del empenaje para aplicación de las cargas de torsión y la posterior para las solicitaciones de flexión. Este sistema de cargas consiste en un arbolado cuyas distancias de brazo de palanca se determinan de manera tal que tirando por medio de un único actuador hidráulico por lado se logre un sistema de cargas discreto en distintos puntos de la estructura que represente los diagramas de esfuerzos que se pretende conseguir para cada caso (ver Figura 198).

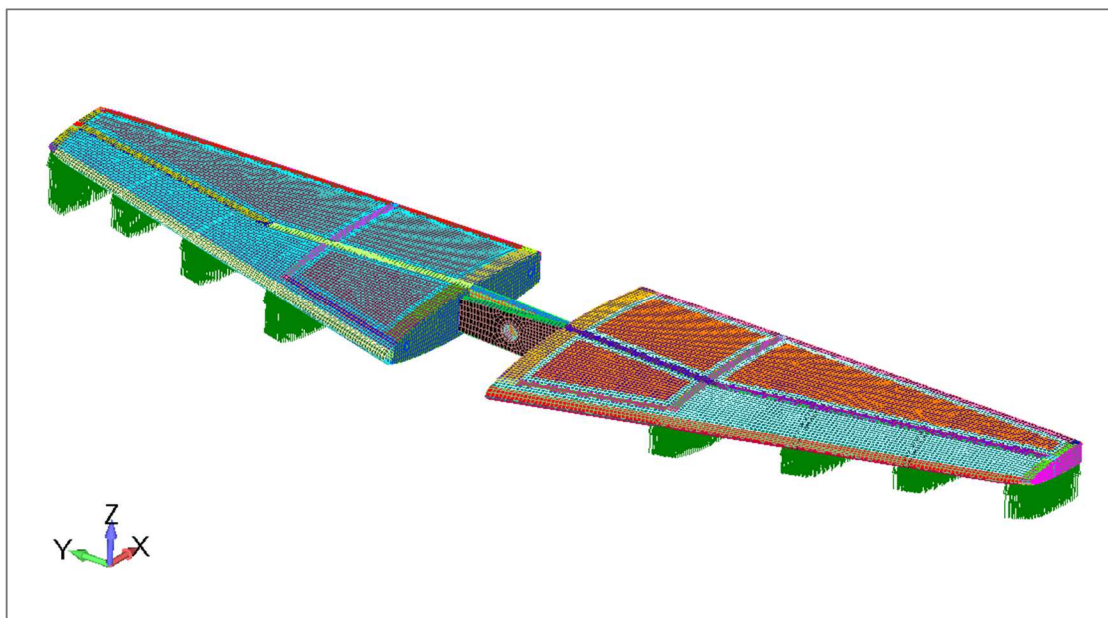


Figura 197 – Ensayo Estructural Estático – Empenaje Horizontal AEE (Simulación vs Test)

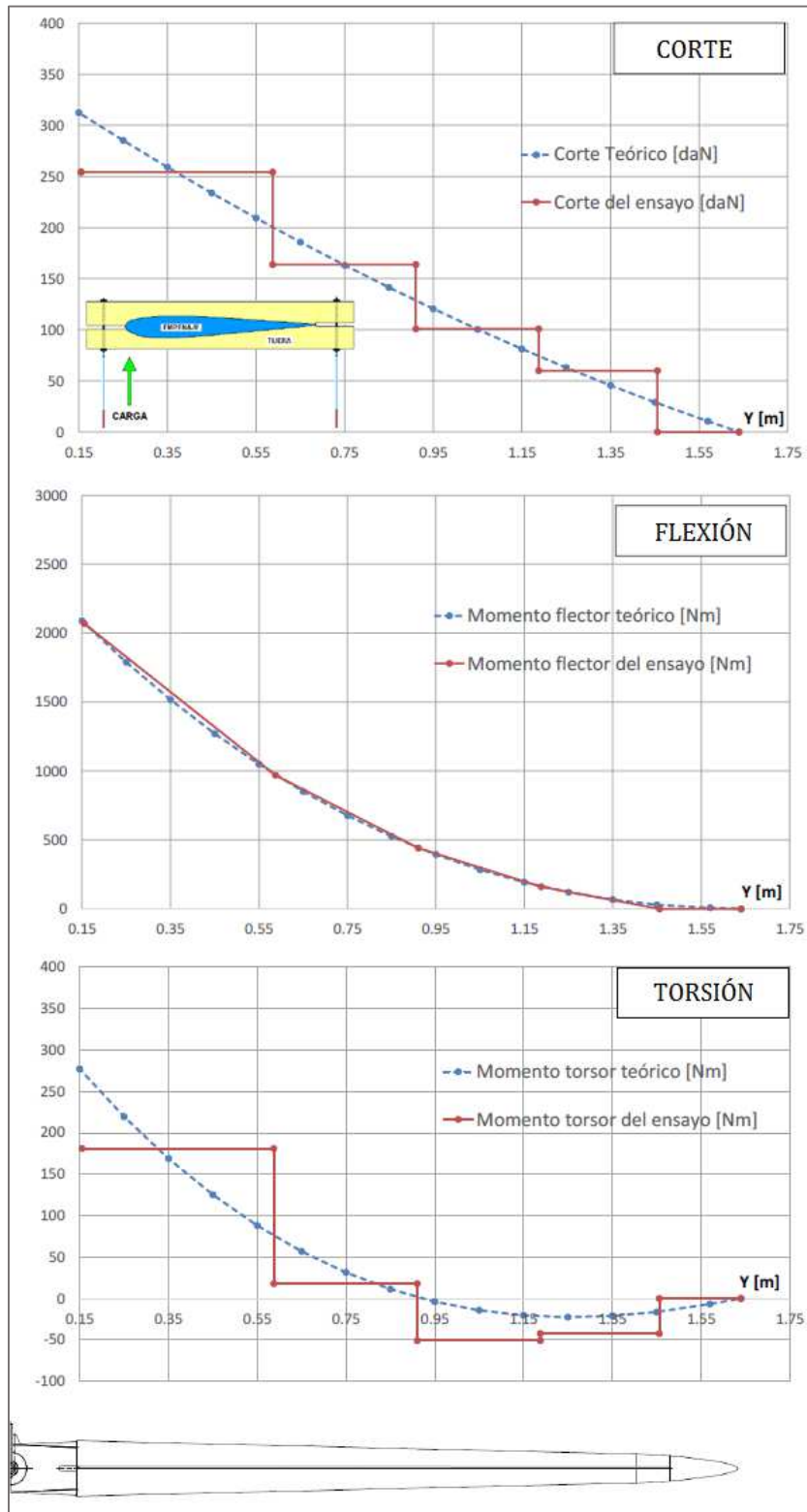


Figura 198 - Ajuste Diagramas de Esfuerzo (Corte, Flexión y Torsión) - Ensayo Estático EH AEE

Al analizar y comparar los resultados de los desplazamientos verticales a la altura de cada cuna o tijera (simulación vs test) para distintos casos de carga, se observan resultados favorables. En la Tabla 31 se observa un ejemplo de comparación de los resultados para el caso de carga de flexión máxima en el semi-empenaje derecho (ver también Figura 199). La discrepancia máxima en los desplazamientos no supera el 10%, por lo tanto el modelo FEM del Empenaje Horizontal se considera validado en desplazamientos.

Desplazamientos en Dirección Z [mm]	Cuna 1 (Y=588mm)	Cuna 2 (Y=911mm)	Cuna 3 (Y=1180mm)	Cuna 4 (Y=1456mm)
Simulación (J=1)	15.93	26.62	33.83	45.90
Test (J=1)	15.02	25.68	34.90	45.37
Discrepancia [%]	6.06%	3.66%	3.06%	1.16%

Tabla 31 – Comparación Resultados Desplazamientos (Simulación vs Test) – Caso Carga Límite (J=1) – Semi-Empenaje Derecho

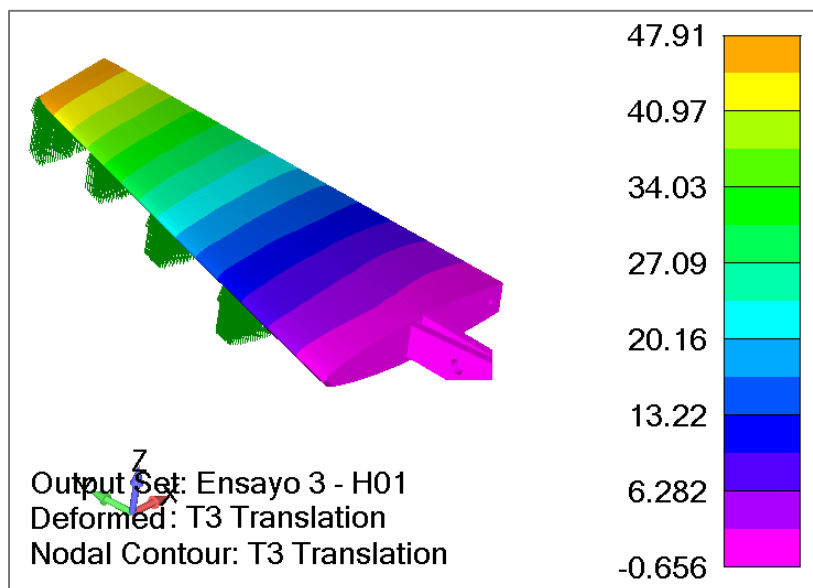


Figura 199 – Simulación Ensayo Estático EH AEE – Visualización Desplazamientos Verticales (J=1) Semi-Empenaje Derecho

12.4.5. Semi-Ala

Para la validación del Modelo FEM del Ala AEE se llevaron a cabo ensayos estructurales estáticos de cada semiala por separado. Los ensayos tuvieron como objetivo analizar el comportamiento de la estructura principal de la semi-ala, y la medición de los desplazamientos verticales utilizando 8 transductores de desplazamiento lineal (LVDT), 2 por cada cuna-tijera, para cargas crecientes hasta alcanzar valores de Cargas Límite (J=1); en total se analizaron 2 casos de carga por semi-ala.

Para la ejecución de los ensayos se procede a montar individualmente la semi-ala en el muro reactivo (considerado absolutamente rígido) en posición de vuelo, ingresando las cargas a través de cuatro cunas-tijeras y el arbolado vinculado a 5 actuadores hidráulicos, fijados al piso reactivo del Laboratorio (ver Figura 200). El peso del conjunto de todos los dispositivos para la introducción de cargas fijados a la semiala fue contrabalanceado, mediante un sistema de poleas y pesos muertos, a efectos de introducir las cargas netas estipuladas en el Programa de Ensayos.

La aplicación de las cargas se efectuó en 3 Fases graduales hasta Carga Límite ($J=1.0$), con incrementos sucesivos $\Delta J=0.1$ hasta los valores finales (ídem Tabla 30).



Figura 200 – Estructura Montaje – Ensayo Estructural Estático Semi-Ala AEE

En cada cuna-tijera se instalan, en la proyección del borde de ataque y de fuga de la cuerda local del ala, dos registradores de desplazamiento lineales ubicados verticalmente, destinados a determinar la flecha de la sección y su correspondiente rotación. Las distancias del brazo de palanca en cada barra se determinan de manera tal que se logre un sistema de cargas discreto en distintos puntos de la estructura que represente los diagramas de esfuerzos de caso de carga en particular (ver ejemplo de los diagramas de esfuerzo de la Figura 201, correspondiente al caso de carga: “Asimétrico – Punta D”).

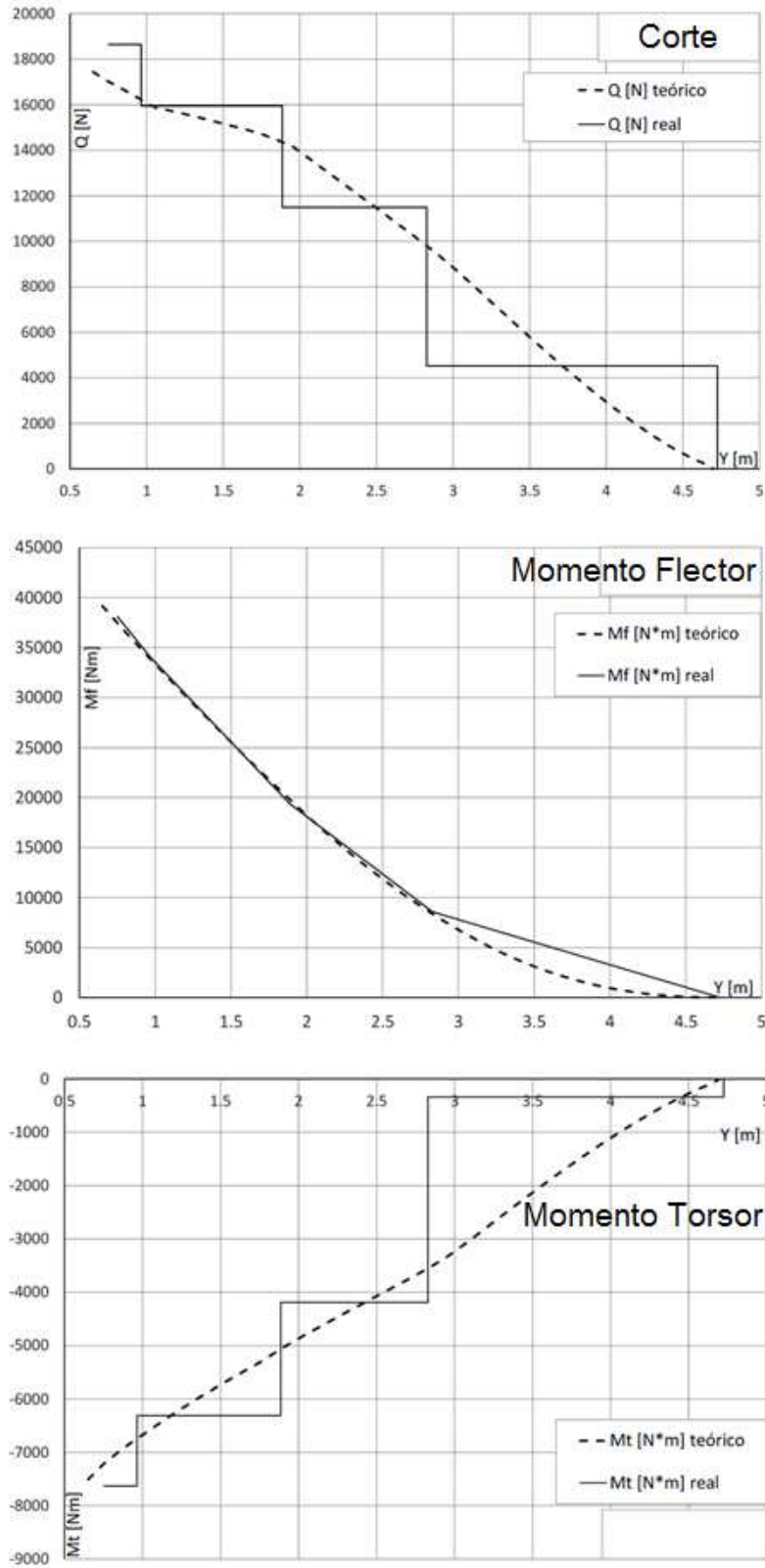


Figura 201 – Ajuste Diagramas de Esfuerzo (Corte, Flexión y Torsión) – Ensayo Estático Semi-Ala AEE

Además en la Tabla 32 se observa un ejemplo de la descomposición de las fuerzas actuantes en cada cuna-tijera para lograr reproducir correctamente los diagramas de corte, momento flector y momento torsor del caso de carga a analizar.

Cuna	y [m]	F [N]	Q [N]	Mf [N*m] real	F1 [N] BA	F2 [N] BF	Mt [N*m]
Raíz	0.750	0.0	18642.5	38102.1	0.0	0.0	-7628.3
1	0.965	2686.0	15956.4	34092.1	1170.8	1515.2	-7628.3
2	1.885	4469.9	11486.6	19412.1	1889.5	2580.4	-6313.2
3	2.828	6965.3	4521.3	8576.9	2376.7	4588.6	-4191.0
4	4.725	4521.3	0.0	0.0	0.0	4521.3	-338.7

Tabla 32 – Definición de Fuerzas (J=1) en cada soporte Cuna-Tijera para lograr Reproducir los Diagramas de Esfuerzos correspondientes al Caso de Carga a Analizar – Ensayo Estático Semi-Ala AEE

Al analizar y comparar los resultados de los desplazamientos verticales a la altura de cada cuna-tijera (simulación vs test) para distintos casos de carga, se observan resultados favorables. En la Tabla 33 se observa un ejemplo de comparación de los resultados para el caso de carga “Asimétrico – Punta D” en ambas semi-alas (ver también Figura 202). La discrepancia máxima en los desplazamientos no supera el 10%, por lo tanto el modelo FEM del Ala se considera validado por lo menos en desplazamientos.

Desplazamientos en Dirección Z [mm] (J=1)	Cuna 1 (Prom.)	Cuna 2 (Prom.)	Cuna 3 (Prom.)	Cuna 4 (Prom.)
Simulación	7.20	28.35	62.43	127.55
Test Semiala Derecha	7.15	29.50	57.19	123.63
Test Semiala Izquierda	7.91	31.11	60.01	132.67
Discrepancia Máxima [%]	9.03%	8.89%	9.16%	3.17%

Tabla 33 – Comparación Resultados Desplazamientos (Simulación vs Test) – Caso Carga Límite (J=1) – Semi-Ala AEE

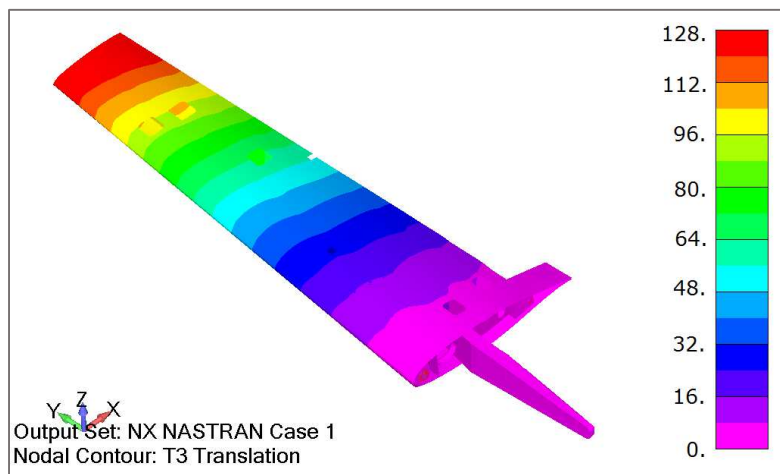


Figura 202 – Simulación Ensayo Estático Semi-Ala AEE – Visualización Desplazamientos Verticales (J=1) Semi-Ala Derecha

13. Conclusiones

En conclusión, en base a la experiencia y a partir de antecedentes de la industria aeronáutica, es posible asegurar que por más ayudas computacionales que existan, el preprocesamiento de un modelo FEM es un trabajo lento y costoso, y la mejor manera para ayudar a optimizar el tiempo y la calidad de modelado es justamente tener procesos sistemáticos y metódicos.

La responsabilidad de análisis de grandes estructuras aeronáuticas rara vez descansa en las manos de una única institución. Por lo general en proyectos de gran envergadura, dicha responsabilidad es distribuida entre varias empresas dedicadas al cálculo y diseño de estructuras. Esto supone un esfuerzo adicional para no perder de vista que los distintos modelos FEM generados por las empresas involucradas forman parte de un único modelo integrado que refleja las características del sistema completo, y que por lo tanto debe mantener trazabilidad y responder a un proceso metódico.

Con el fin de lograr este objetivo, en este trabajo se han establecido una serie de pautas y criterios para la generación de modelos FEM para el análisis de estructuras aeronáuticas, con características geométricas correctas, incorporando además criterios de calidad controlada para el modelado de distintos tipos de piezas y uniones, según requerimientos de los análisis correspondientes.

Mediante la aplicación de este documento al preprocesamiento del modelo FEM de la estructura de material compuesto del Avión Entrenador Elemental biplaza (AEE), se ha podido comprobar que el uso de la misma facilita el trabajo en grupo para elaborar modelos de gran cantidad de grados de libertad, permitiendo mallar distintas partes al mismo tiempo por distintos modelistas coordinados, siguiendo un mismo criterio, respetando un mismo formato (estructura en árbol) para la organización de los archivos del modelo, y sin perder trazabilidad.

Así mismo, se destacó la importancia de las tareas de chequeo y validación del modelo FEM, las cuales deben iniciar desde las etapas más tempranas del proyecto, y se deben extender hasta la solución final del mismo. En este sentido cobra mayor relevancia el hecho de que las distintas regulaciones aeronáuticas existentes incluyan entre sus puntos principales la necesidad de utilizar software y modelos validados, como aspecto esencial para poder obtener la certificación de la estructura modelada. Se incluyeron también los resultados de los ensayos estructurales utilizados para la validación de la estructura y el modelo FEM del AEE.

Finalmente, se debe mencionar que si bien este trabajo se centró en la elaboración de un documento para el preprocesamiento de modelos de elementos finitos aplicado al análisis de estructuras aeronáuticas, es posible plantear una acción futura que consista en redactar un instructivo final que plasme de manera práctica, lógica y concisa, y con un formato adecuado, toda la información (pautas, criterios, tablas, recomendaciones sobre buenas prácticas de modelado) desarrollada en este documento, para permitir al usuario / modelista a cargo emprender acciones concretas y tomar decisiones seguras sobre opciones de modelado, tareas mandatorias, organización de responsabilidades, etc.

Asimismo, no se deben perder de vista las tareas posteriores de análisis FEM ('solver') y post-procesado (ver Figura 1) así como la interpretación de los resultados y el análisis estructural ulterior. Estas tareas también deben ser realizadas de manera metódica y especializada,

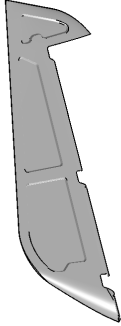
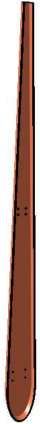
siendo un proceso lento y muchas veces engañoso (interpretación incorrecta). De allí la necesidad de elaborar, de manera similar, una guía que oriente y agilice las tareas de análisis y la interpretación de los resultados de una simulación FEM. Como trabajo futuro se plantea entonces la necesidad de elaborar una guía FEA ('Finite Element Analysis') aplicada al análisis de aeroestructuras.

14. Referencias Bibliográficas

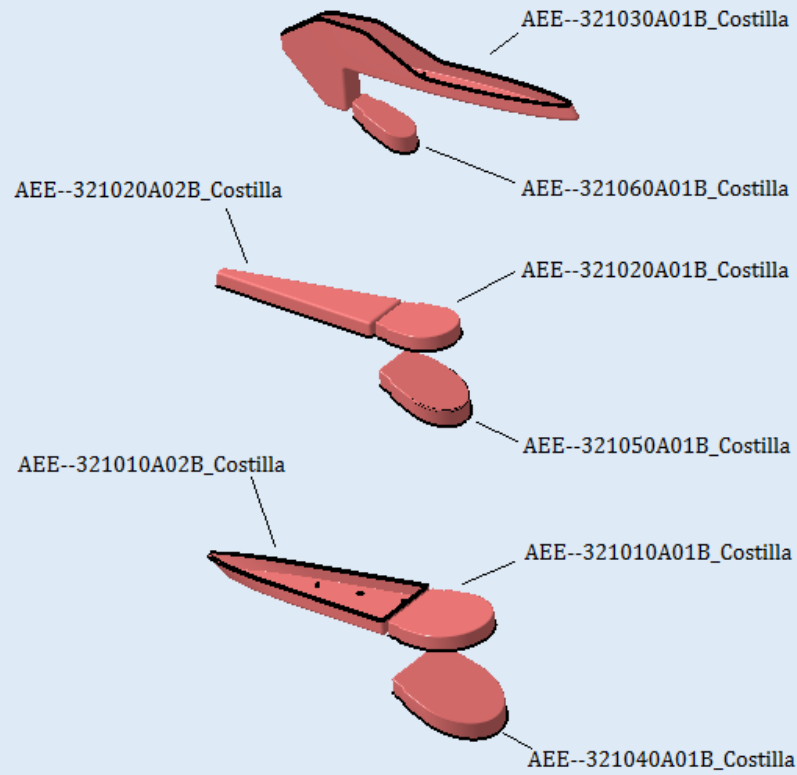
1. Altair HyperWorks. (2012). Altair Hypermesh, User's Guide. Altair Engineering Inc.
2. Altair HyperWorks. (2012). Pre-Post Processing for Finite Elements Analysis (HyperMesh + HyperView) Solids and 3D Meshing. Altair Engineering Inc.
3. Atasoy, M. (2012). Determination of Prying Load on Bolted Connections. A Thesis Submitted to the Graduate School of Natural and Applied Sciences of Middle East Technical University. Ankara, Turquía.
4. Barbero, E. J. (2007). Finite Element Analysis of Composite Materials. Florida: CRC Press.
5. Bathe, K. -J. (1996). Finite Element Procedures. New Jersey: Prentice-Hall.
6. Bruhn, E. (1949). Analysis and Design of Airplane Structures. Tri-State: O set Co.
7. Cook, R. C. (1994). Finite Element Modeling for Stress. University of Wisconsin – Madison: John Wiley & Sons, Inc.
8. Dassault Systemes Simulia Corp. (2011). Abaqus / CAE, User's Manual. Providence, IR.
9. Dinyovsky, P., Twomey, W. J. (1990). Plan, formulate, and discuss a Nastran finite element model of the UH-60A helicopter airframe. Sikorsky Aircraft, Startford, CT, United States of America.
10. Duval, P. -O., Bastien, H. (2014). Simulation-Driven Design of Composite-Made Cockpit Aircraft Interior Components, Femap Symposium. Atlanta: Siemens AG.
11. Federal Aviation Administration (2012). Metallic Materials Properties Development and Standardization, MMPDS-07, formerly MIL-HDBK-5H. United States of America.
12. Federal Aviation Administration (2015). Composite Materials Handbook, CMH-17, formerly MIL-HDBK-17. Office of Aviation Research, Washington, D.C.
13. Federal Aviation Administration. (2007). DOT/FAA/AR-TN06/57 Best Practice in Adhesive-Bonded Structures and Repairs. Office of Aviation Research, Washington, D.C.
14. Federal Aviation Administration. (2003). DOT/FAA/AR-03/19 Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems: Updated Procedure. Washington. Office of Aviation Research, Washington, D.C.
15. García Ledesma, R. (2013). Diseño y Comportamiento de Uniones Estructurales Mecánicas y Adhesivas. Condiciones Superficiales y Operacionales. Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales de Madrid. Departamento de Ingeniería y Ciencia de Materiales.
16. Gunbring, F. (2008). LIU-IEI-TEK-A--08/00368—SE, Prediction and Modelling of Fastener Flexibility Using FE. Linköping University, Institute of Technology, Department of Management and Engineering.
17. Haines, A. (2013). Femap, Tips and Tricks. Femap Symposium. Siemens Product Lifecycle Management Software Inc.
18. Kassapolou, C. (2010). Design and Analysis of Composite Structures with Applications to Aerospace Structures. Delft University of Technology, The Netherlands: John Wiley & Sons, Inc.
19. McGhee, D. S. (1999). A Strategy for Integrating a Large Finite Element Model Using MSC NASTRAN/PATRAN: X-33. Alabama: Marshall Space Flight Center, National Aeronautics and Space Administration.
20. Mohaghegh, M. (2005). Validation and Certification of Aircraft Structures, Boeing Commercial Airplanes, 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Austin, Texas: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

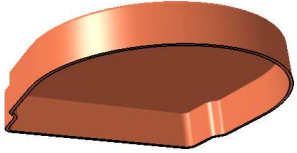
21. National Physical Laboratory. (2007). Design and Testing of Bonded and Bolted Joints. Teddington: Crown copyright.
22. Niu, M. C. Y. (2007). Airframe Stress Analysis and Sizing. Hong Kong: Conmilit Press Ltd.
23. Ottar Hillers. (2011). Automatic Buckling Checks on Stiffened Panels Based on Finite Element Results. Delft University of Technology, The Netherlands.
24. Predictive Engineering Inc. (2010). Modeling Composites with Femap 10.1.1. An Introduction to the How's and Why's. Portland, Oregon. www.predictiveengineering.com.
25. Predictive Engineering Inc. (2011). Bolt Preload Theory and Application with Femap and NX Nastran. Portland, Oregon. www.predictiveengineering.com.
26. Predictive Engineering Inc. (2012). Linear and Nonlinear Buckling Analysis and Flange Crippling with Femap and NX Nastran. Portland, Oregon. www.predictiveengineering.com.
27. Predictive Engineering Inc. (2013). Small Connection Elements (RBE2, RBE3 and CBUSH) with Femap and NX Nastran. Portland, Oregon. www.predictiveengineering.com.
28. Rajadurai, M., Guru Prasad M., Kavin, R., Sundaravadivelu, M. (2014). FEA Best Practices Approach. International Journal of Recent Development in Engineering and Technology (ISSN 2347 - 6435). www.ijrdet.com.
29. SAE International (2014). Durability Design and CAE Modeling Guidelines for MIG/LASER Welds.
30. Safarian, P. (2010). Finite Element Modeling and Analysis Validation. Renton: Federal Aviation Administration.
31. Siemens Product Lifecycle Management Software Inc. (2013). NX Nastran, Quick Reference Guide.
32. Siemens Product Lifecycle Management Software Inc. (2014). NX Nastran, Basic Nonlinear Analysis User's Guide.
33. Siemens Product Lifecycle Management Software Inc. (2014). NX Nastran, Linear Static Analysis User's Guide.
34. Siemens Product Lifecycle Management Software Inc. (2014). NX Nastran, User's Guide.
35. Smarttech Sudamérica. (2010). Isight, Dassault Systemes Simulia Corp.
36. Stockwell, A. E. (1995). A Verification Procedure for MSC/NASTRAN Finite Element Models. Hampton, Virginia: Lockheed Engineering and Sciences Company, National Aeronautics and Space Administration.
37. Subramanya Sastry, S. S. (2010). Accepted Practices in Practical Finite Element Analysis of Structures. India: NAFEMS.
38. Van Waveren, R. H., Groot, S., Scholten, H., van Geer, F. C., Wösten, J. H. M., Koeze, R. D., Noort, J. J. (1999). Good Modelling Practice Handbook. Aquest, Dutch Dept. of Public Works, Institute for Inland Water Management and Waste Water Treatment.

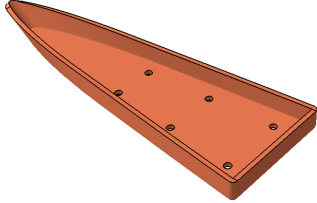
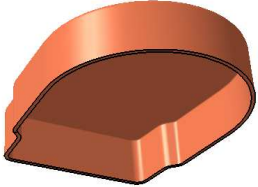
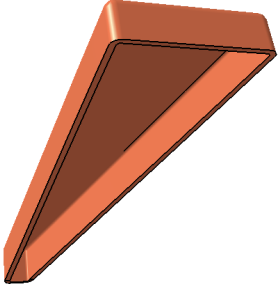
ANEXO I: Descripción Detallada Estructura: Timón de Dirección (TD) – Avión Entrenador (AEE)

Elemento Estructural "AEE"	N° de Parte	Detalle Material	CAD																																																								
Recubrimientos Timón de Dirección																																																											
Recubrimiento Izquierdo TD	AEE-- 327010A01B_ Recubrimient o	<table border="1"> <tr><td>7</td><td>320</td><td>45</td><td>0,3</td></tr> <tr><td>6</td><td>163</td><td>0</td><td>0,16</td></tr> <tr><td>5</td><td colspan="2">INTERMEDIARIO ESPUMA 80 gr/m²</td><td>8</td></tr> <tr><td>4</td><td>163</td><td>0</td><td>0,16</td></tr> <tr><td>3</td><td>163</td><td>0</td><td>0,16</td></tr> <tr><td>2</td><td>320</td><td>45</td><td>0,3</td></tr> <tr><td>1</td><td>100</td><td>0</td><td>0,1</td></tr> <tr><td>0</td><td colspan="3">LADO MOLDE</td></tr> <tr><td>ORDEN</td><td>GRAMAJE [gr / m²]</td><td>ORIENTACIÓN [°]</td><td>ESPESOR DE REFERENCIA [mm]</td></tr> </table>	7	320	45	0,3	6	163	0	0,16	5	INTERMEDIARIO ESPUMA 80 gr/m²		8	4	163	0	0,16	3	163	0	0,16	2	320	45	0,3	1	100	0	0,1	0	LADO MOLDE			ORDEN	GRAMAJE [gr / m²]	ORIENTACIÓN [°]	ESPESOR DE REFERENCIA [mm]																					
			7	320	45	0,3																																																					
6	163	0	0,16																																																								
5	INTERMEDIARIO ESPUMA 80 gr/m²		8																																																								
4	163	0	0,16																																																								
3	163	0	0,16																																																								
2	320	45	0,3																																																								
1	100	0	0,1																																																								
0	LADO MOLDE																																																										
ORDEN	GRAMAJE [gr / m²]	ORIENTACIÓN [°]	ESPESOR DE REFERENCIA [mm]																																																								
Recubrimiento Derecho TD	AEE-- 327020A01B_ Recubrimient o																																																										
Largueros Timón de Dirección																																																											
Larguero TD	AEE-- 323010A02B_ Larguero	<table border="1"> <tr><td>12</td><td>299</td><td>0</td><td>0,3</td></tr> <tr><td>11</td><td>299</td><td>0</td><td>0,3</td></tr> <tr><td>10</td><td>299</td><td>0</td><td>0,3</td></tr> <tr><td>9</td><td>299</td><td>-45</td><td>0,3</td></tr> <tr><td>8</td><td>299</td><td>45</td><td>0,3</td></tr> <tr><td>7</td><td>299</td><td>-45</td><td>0,3</td></tr> <tr><td>6</td><td>299</td><td>-45</td><td>0,3</td></tr> <tr><td>5</td><td>299</td><td>45</td><td>0,3</td></tr> <tr><td>4</td><td>299</td><td>-45</td><td>0,3</td></tr> <tr><td>3</td><td>299</td><td>0</td><td>0,3</td></tr> <tr><td>2</td><td>299</td><td>0</td><td>0,3</td></tr> <tr><td>1</td><td>299</td><td>0</td><td>0,3</td></tr> <tr><td>0</td><td colspan="3">LADO MOLDE</td></tr> <tr><td>ORDEN</td><td>GRAMAJE [gr / m²]</td><td>ORIENTACIÓN [°]</td><td>ESPESOR DE REFERENCIA [mm]</td></tr> </table>	12	299	0	0,3	11	299	0	0,3	10	299	0	0,3	9	299	-45	0,3	8	299	45	0,3	7	299	-45	0,3	6	299	-45	0,3	5	299	45	0,3	4	299	-45	0,3	3	299	0	0,3	2	299	0	0,3	1	299	0	0,3	0	LADO MOLDE			ORDEN	GRAMAJE [gr / m²]	ORIENTACIÓN [°]	ESPESOR DE REFERENCIA [mm]	
		12	299	0	0,3																																																						
		11	299	0	0,3																																																						
		10	299	0	0,3																																																						
		9	299	-45	0,3																																																						
		8	299	45	0,3																																																						
		7	299	-45	0,3																																																						
		6	299	-45	0,3																																																						
		5	299	45	0,3																																																						
		4	299	-45	0,3																																																						
		3	299	0	0,3																																																						
		2	299	0	0,3																																																						
		1	299	0	0,3																																																						
0	LADO MOLDE																																																										
ORDEN	GRAMAJE [gr / m²]	ORIENTACIÓN [°]	ESPESOR DE REFERENCIA [mm]																																																								

Costillas Timón de Dirección



Costilla de Cierre Inferior - Borde de Ataque TD	AEE--321010A01B_Costilla	5	299	0	0.3	
		4	299	-45	0.3	
		3	299	45	0.3	
		2	299	-45	0.3	
		1	299	0	0.3	
		ORDEN	GRAMAJE [gr / m ²]	ORIENTACIÓN [°]	ESPESOR DE REFERENCIA [mm]	

Costilla Inferior - Borde de Fuga TD	AEE-- 321010A02B_ Costilla	13	299	0	0.3	
		12	299	0	0.3	
		11	299	90	0.3	
		10	299	45	0.3	
		9	299	-45	0.3	
		8	299	45	0.3	
		7	299	-45	0.3	
		6	299	45	0.3	
		5	299	-45	0.3	
		4	299	45	0.3	
		3	299	90	0.3	
		2	299	0	0.3	
		1	299	0	0.3	
ORDEN	GRAMAJE [gr / m ²]	ORIENTACIÓN [°]	ESPEJOR DE REFERENCIA [mm]			
Costilla de Cierre Intermedia - Borde de Ataque TD	AEE-- 321020A01B_ Costilla	5	299	0	0.3	
		4	299	-45	0.3	
		3	299	45	0.3	
		2	299	-45	0.3	
		1	299	0	0.3	
		ORDEN	GRAMAJE [gr / m ²]	ORIENTACIÓN [°]	ESPEJOR DE REFERENCIA [mm]	
Costilla Intermedia - Borde de Fuga TD	AEE-- 321020A02B_ Costilla	9	299	0	0.3	
		8	299	0	0.3	
		7	299	45	0.3	
		6	299	-45	0.3	
		5	299	45	0.3	
		4	299	-45	0.3	
		3	299	45	0.3	
		2	299	0	0.3	
		1	299	0	0.3	
		ORDEN	GRAMAJE [gr / m ²]	ORIENTACIÓN [°]	ESPEJOR DE REFERENCIA [mm]	

Costilla Superior - TD	AEE-- 321030A01B_ Costilla	10A	299	0	0.3		
		9A	299	0	0.3		
		8A	299	45	0.3		
		7A	299	-45	0.3		
		6A	299	45	0.3		
		5A	299	45	0.3		
		4A	299	-45	0.3		
		3A	299	45	0.3		
		2A	299	0	0.3		
		1A	299	0	0.3		
		0	LADO MOLDE				
		ORDEN	GRAMAJE [gr / m ²]	ORIENTACIÓN [°]	ESPESOR DE REFERENCIA [mm]		
Costilla de Cierre Inferior - Borde de Ataque TD	AEE-- 321040A01B_ Costilla	5	299	0	0.3		
		4	299	-45	0.3		
		3	299	45	0.3		
		2	299	-45	0.3		
		1	299	0	0.3		
		ORDEN	GRAMAJE [gr / m ²]	ORIENTACIÓN [°]	ESPESOR DE REFERENCIA [mm]		
		Costilla de Cierre Intermedia - Borde de Ataque TD	AEE-- 321050A01B_ Costilla	5	299		0
4	299			-45	0.3		
3	299			45	0.3		
2	299			-45	0.3		
1	299			0	0.3		
ORDEN	GRAMAJE [gr / m ²]			ORIENTACIÓN [°]	ESPESOR DE REFERENCIA [mm]		
Costilla de Cierre Superior - Borde de Ataque TD	AEE-- 321060A01B_ Costilla			6	299	0	0.3
		5	299	-45	0.3		
		4	299	45	0.3		
		3	299	45	0.3		
		2	299	-45	0.3		
		1	299	0	0.3		
		0	LADO MOLDE				
		ORDEN	GRAMAJE [gr / m ²]	ORIENTACIÓN [°]	ESPESOR DE REFERENCIA [mm]		

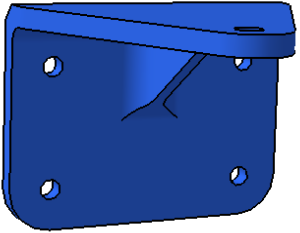
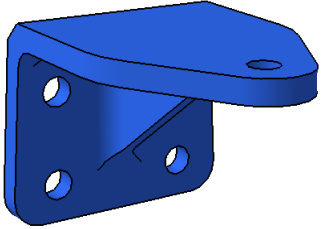
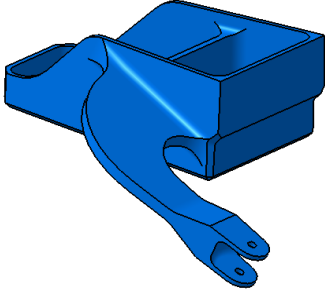
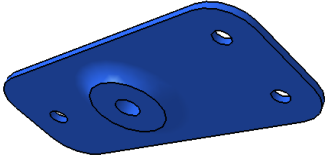
Tomas Timón de Dirección			
Toma Inferior - TD	100A-- 329010A01B_ Toma	Aluminio 7075 - T6	
Toma Intermedia - TD	100A-- 329020A01B_ Toma	Aluminio 7075 - T6	
Toma Actuador - TD	100A-- 329030A01B_ Toma	Aluminio 7075 - T6	
Toma Superior - TD	100A-- 329040A01B_ Toma	Aluminio 7075 - T6	

Tabla 34 - Descripción Detallada Estructura: Timón de Dirección (TD) - Avión Entrenador Elemental (AEE)

ANEXO II: Descripción y Chequeo de Calidad de Malla: Modelo FEM Larguero Ala (AEE)

En la Figura 203 se puede apreciar el modelo FEM del larguero principal de semiala izquierda AEE. Se trata de una pieza integral de material compuesto; para su modelado se requirió el uso tanto de elementos finitos 2D como de elementos 3D (Ver Tabla 35).

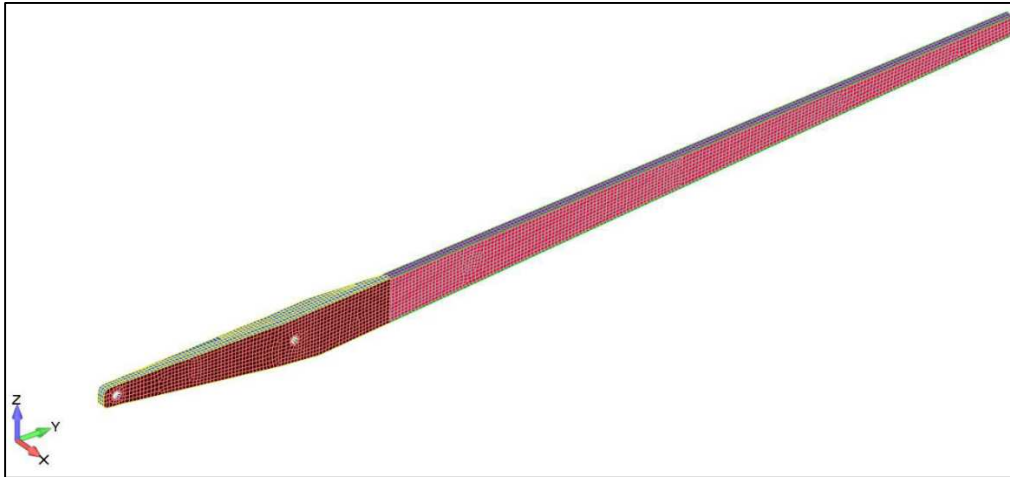


Figura 203 – Larguero Principal Material Compuesto – Semiala Izquierda AEE

	Cantidad (#)	
Cantidad de Nodos	10419	
Cantidad de Elementos	15059	
Cantidad de Elementos por Tipo (Nastran)	CHEXA	6113
	CPENTA	31
	RBE2	2
	CQUAD	8897
	CTRIA	16

Tabla 35 – Resumen Elementos Finitos: Malla Larguero Principal – Semiala AEE

En la Figura 204 se aprecia un detalle de la ubicación de los distintos elementos 2D y 3D en el modelo FEM del larguero.

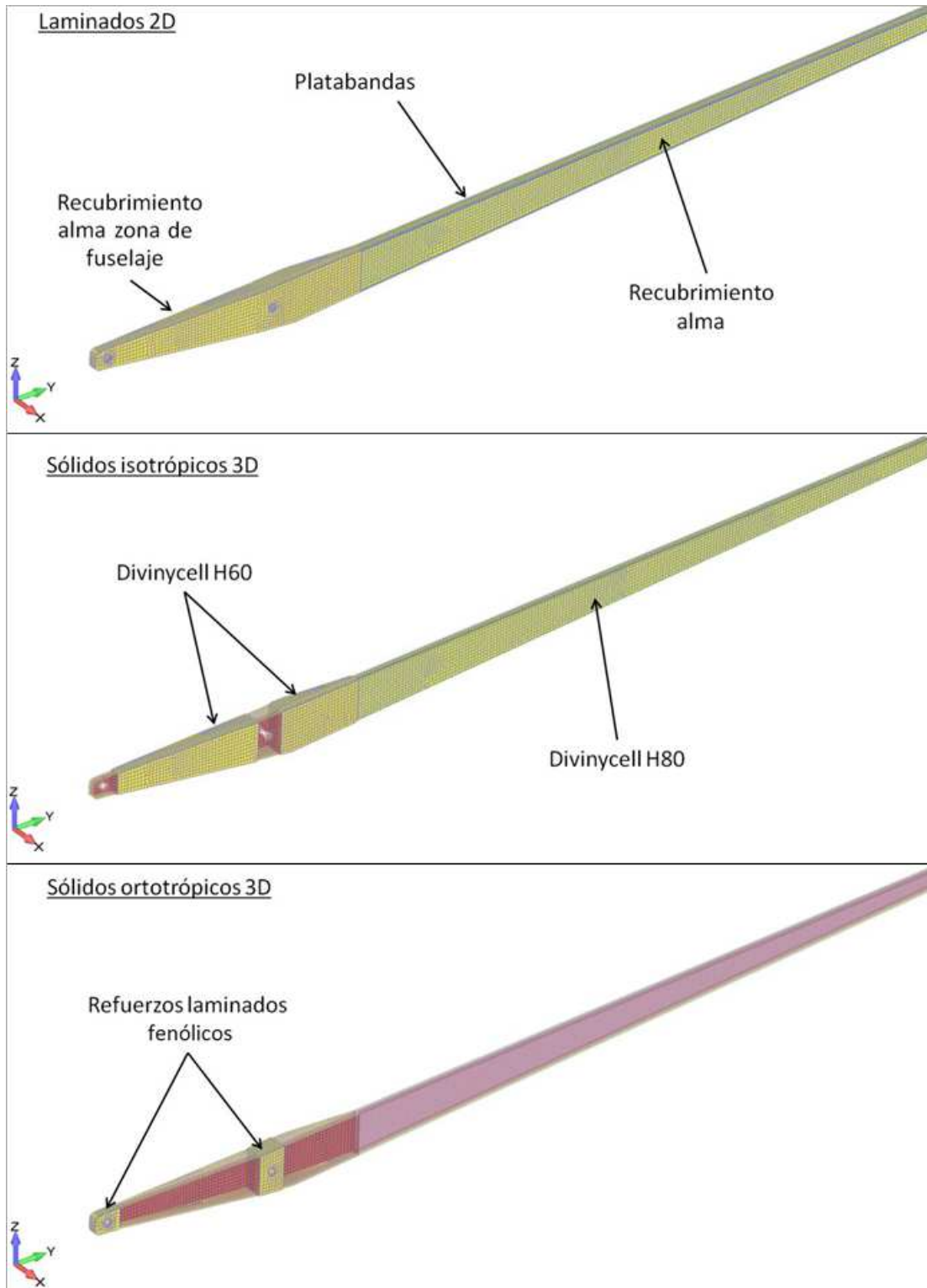


Figura 204 – Visualización de Elementos Finitos: Malla Larguero Principal – Semiala AEE

En la Tabla 36 a la Tabla 38 se incluyen las correspondientes planillas de chequeo de calidad de malla del modelo FEM del Larguero.

Chequeo de Elementos 1D – Rigid	Valor
Cantidad de Elementos 1D – Rigid	2
Cantidad de Nodos	113
Lazos Cerrados (Rigid Loops)	OK
Dependencia	OK
Extremos Desconectados (Free Ends)	0
Duplicados	0

Tabla 36 – Planilla de Chequeo de Elementos Finitos 1D: Malla Larguero Principal – Semiala AEE

Chequeo de Elementos 2D	Valor	
Cantidad de Elementos 2D	8913	
Cantidad de Nodos	8791	
Duplicados	0	
Borde Libres (Free Edges)	OK	
Conectividad	OK	
Normales	OK	

Índices de Calidad	% FAIL	# FAIL	Peor Valor	Mínimo Recomendado	Máximo Recomendado	Valor Ideal
Relación de Aspecto (Aspect Ratio)	0	9	7.61	N/A	5	1
Distorsión (Skew)	0	0	49.4°	N/A	50°	0°
Alabeo (Warpage)	0	0	0.0086°	N/A	1°	0°
Ahusamiento (Taper Ratio)	0	3	0.55	N/A	0.5	0
Jacobiano	1	104	0.52	0.7	N/A	1
Porcentaje de Elementos TRIAS	0.2	16	0.2	N/A	2%	0
Máx. Áng. QUAD	0.1	9	156.3°	N/A	140°	90°
Min. Áng. QUAD	0.1	5	26.5°	40°	N/A	90°
Máx. Áng. TRIA	0	1	125.6°	N/A	120°	60°
Min. Áng. TRIA	0	4	7.5°	30°	N/A	60°

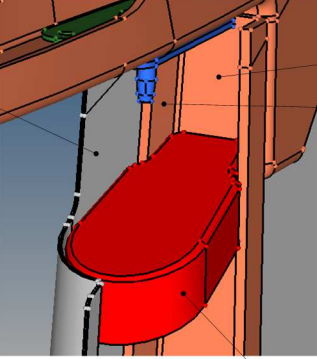
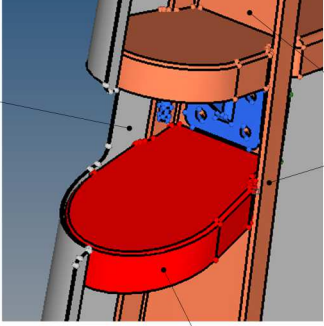
Tabla 37 - Planilla de Chequeo de Elementos Finitos 2D: Malla Larguero Principal – Semiala AEE

Chequeo de Elementos 3D	Valor					
Cantidad de Elementos 3D	6144					
Cantidad de Nodos	9687					
Duplicados	0					
Conectividad	OK					
Bordes Libres (Free Edges)	OK					
Índices de Calidad	%	#	Peor	Mínimo	Máximo	Valor

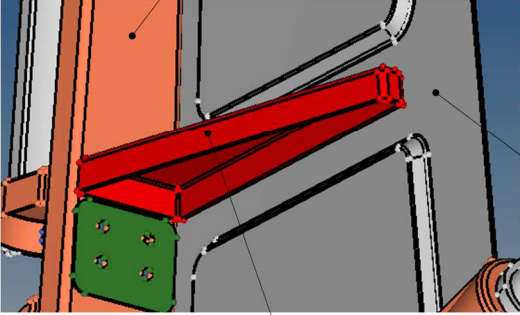
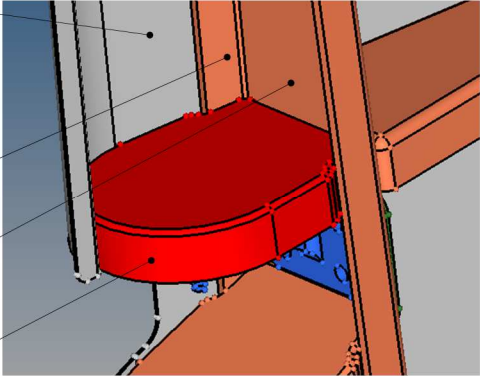
	FAIL	FAIL	Valor	Recomendado	Recomendado	Ideal
Alabeo (Warpage)	0	0	0.0775°	N/A	1°	0°
Relación de Aspecto (Aspect Ratio)	0	8	8.73	N/A	5	1
Distorsión en Caras (Skew)	0	0	49.40°	50°	N/A	90°
Distorsión Volumétrica (Vol Skew)	N/A	N/A	N/A	N/A	0.5	0
Relación de Aspecto Volumétrica	0	8	8.73	N/A	5	1
Tetra Collapse	N/A	N/A	N/A	0.5	N/A	1
Jacobiano	3	200	0.48	0.7	N/A	1
Máx. Áng. QUAD Faces	1	65	156.25°	N/A	135°	90°
Min. Áng. QUAD Faces	1	41	26.52°	45°	N/A	90°
Máx. Áng. TRIA Faces	3	1	125.62°	N/A	120°	60°
Min. Áng. TRIA Faces	32	10	7.55°	20°	N/A	60°

Tabla 38 - Planilla de Chequeo de Elementos Finitos 3D: Malla Larguero Principal – Semiala AEE

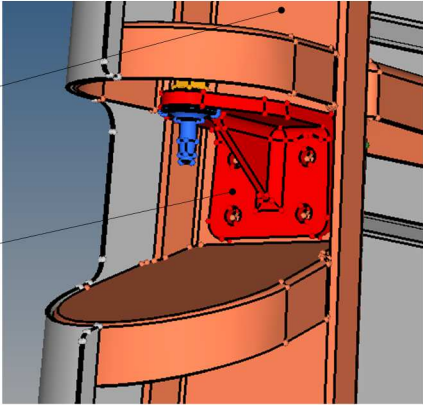
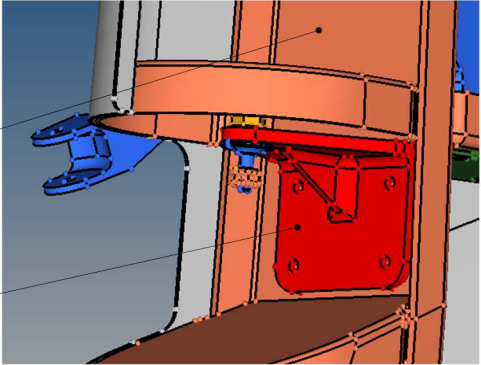
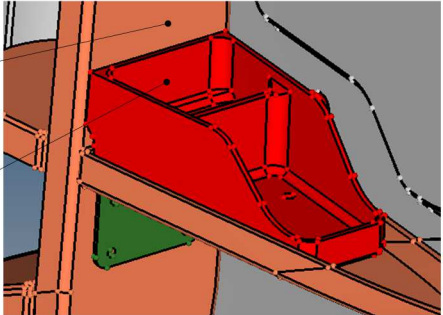
ANEXO III: Registro de Sets de Pegado: Timón de Dirección (TD) – Avión Entrenador (AEE)

Parte	Definición Sets de Pegado (Formato para importar en Nastran)	Esquema Unión Pegada																									
<p>AEE-- 321060A01 B_Costilla</p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th>BGSET</th> <th>GSID</th> <th>SIDi</th> <th>TIDi</th> <th>SDISTI</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>BGSET</td> <td>1</td> <td>5050000</td> <td>5450000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5050000</td> <td>5500000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5050000</td> <td>5000000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5050000</td> <td>5000002</td> <td>10</td> </tr> </tbody> </table>	BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTI	BGSET	1	5050000	5450000	10			5050000	5500000	10			5050000	5000000	10			5050000	5000002	10	 <p>AEE--327020A01B_Recubrimiento BCRPARA 5450000 TOP 0</p> <p>AEE--327010A01B_Recubrimiento BCRPARA 5500000 TOP 0</p> <p>AEE--323010A01B_Larguero ZONA ALMA BCRPARA 5000000 TOP 0</p> <p>ZONA PESTAÑAS BCRPARA 5000002 TOP 0</p> <p>AEE--321060A01B_Costilla BCRPARA 5050000 BOT 0</p>
BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTI																							
BGSET	1	5050000	5450000	10																							
		5050000	5500000	10																							
		5050000	5000000	10																							
		5050000	5000002	10																							
<p>AEE-- 321050A01 B_Costilla</p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th>BGSET</th> <th>GSID</th> <th>SIDi</th> <th>TIDi</th> <th>SDISTI</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>BGSET</td> <td>2</td> <td>5100000</td> <td>5450000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5100000</td> <td>5500000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5100000</td> <td>5000000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5100000</td> <td>5000002</td> <td>10</td> </tr> </tbody> </table>	BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTI	BGSET	2	5100000	5450000	10			5100000	5500000	10			5100000	5000000	10			5100000	5000002	10	 <p>AEE--327020A01B_Recubrimiento BCRPARA 5450000 TOP 0</p> <p>AEE--327010A01B_Recubrimiento BCRPARA 5500000 TOP 0</p> <p>AEE--323010A01B_Larguero ZONA ALMA BCRPARA 5000000 TOP 0</p> <p>ZONA PESTAÑAS BCRPARA 5000002 TOP 0</p> <p>AEE--321050A01B_Costilla BCRPARA 5100000 BOT 0</p>
BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTI																							
BGSET	2	5100000	5450000	10																							
		5100000	5500000	10																							
		5100000	5000000	10																							
		5100000	5000002	10																							

<p>AEE-- 321040A01 B_Costilla</p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th>BGSET</th> <th>GSID</th> <th>SIDi</th> <th>TIDi</th> <th>SDISTI</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>BGSET</td> <td>3</td> <td>5150000</td> <td>5450000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5150000</td> <td>5500000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5150000</td> <td>5000000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5150000</td> <td>5000002</td> <td>10</td> </tr> </tbody> </table>	BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTI	BGSET	3	5150000	5450000	10			5150000	5500000	10			5150000	5000000	10			5150000	5000002	10	<p>AEE--327020A01B_Recubrimiento BCRPARA 5450000 TOP 0</p> <p>AEE--327010A01B_Recubrimiento BCRPARA 5500000 TOP 0</p> <p>AEE--323010A01B_Larguero</p> <p>ZONA ALMA BCRPARA 5000000 TOP 0</p> <p>ZONA PESTAÑAS BCRPARA 5000002 TOP 0</p> <p>AEE--321040A01B_Costilla BCRPARA 5150000 BOT 0</p>
BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTI																							
BGSET	3	5150000	5450000	10																							
		5150000	5500000	10																							
		5150000	5000000	10																							
		5150000	5000002	10																							
<p>AEE-- 321030A01 B_Costilla</p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th>BGSET</th> <th>GSID</th> <th>SIDi</th> <th>TIDi</th> <th>SDISTI</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>BGSET</td> <td>4</td> <td>5200000</td> <td>5450000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5200000</td> <td>5500000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5200001</td> <td>5000001</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5200002</td> <td>5550000</td> <td>10</td> </tr> </tbody> </table>	BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTI	BGSET	4	5200000	5450000	10			5200000	5500000	10			5200001	5000001	10			5200002	5550000	10	<p>AEE--329040A01B_Toma BCRPARA 5550000 BOT 0</p> <p>AEE--327010A01B_Recubrimiento BCRPARA 5500000 TOP 0</p> <p>AEE--327020A01B_Recubrimiento BCRPARA 5450000 TOP 0</p> <p>AEE--321030A01B_Costilla</p> <p>ZONA RECUBRIMIENTO BCRPARA 5200000 BOT 0</p> <p>ZONA TOMA BCRPARA 5200002 BOT 0</p> <p>ZONA LARGUERO BCRPARA 5200001 BOT 0</p> <p>AEE--323010A01B_Larguero</p> <p>ZONA ALMA BCRPARA 5000001 BOT 0</p>
BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTI																							
BGSET	4	5200000	5450000	10																							
		5200000	5500000	10																							
		5200001	5000001	10																							
		5200002	5550000	10																							

<p>AEE-- 321020A02 B_Costilla</p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th>BGSET</th> <th>GSID</th> <th>SIDi</th> <th>TIDi</th> <th>SDISTi</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>BGSET</td> <td>5</td> <td>5250000</td> <td>5450000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5250000</td> <td>5500000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5250000</td> <td>5000001</td> <td>10</td> </tr> </tbody> </table>	BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTi	BGSET	5	5250000	5450000	10			5250000	5500000	10			5250000	5000001	10	<p>AEE--323010A01B_Larguero BCRPARA 5000001 BOT 0</p> <p>ZONA ALMA BCRPARA 5000001 BOT 0</p>  <p>AEE--327010A01B_Recubrimiento BCRPARA 5500000 TOP 0</p> <p>AEE--327020A01B_Recubrimiento BCRPARA 5450000 TOP 0</p> <p>AEE--321020A02B_Costilla BCRPARA 5250000 BOT 0</p>					
BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTi																							
BGSET	5	5250000	5450000	10																							
		5250000	5500000	10																							
		5250000	5000001	10																							
<p>AEE-- 321020A01 B_Costilla</p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th>BGSET</th> <th>GSID</th> <th>SIDi</th> <th>TIDi</th> <th>SDISTi</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>BGSET</td> <td>6</td> <td>5300000</td> <td>5450000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5300000</td> <td>5500000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5300000</td> <td>5000000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5300000</td> <td>5000002</td> <td>10</td> </tr> </tbody> </table>	BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTi	BGSET	6	5300000	5450000	10			5300000	5500000	10			5300000	5000000	10			5300000	5000002	10	<p>AEE--327020A01B_Recubrimiento BCRPARA 5450000 TOP 0</p> <p>AEE--327010A01B_Recubrimiento BCRPARA 5500000 TOP 0</p> <p>AEE--323010A01B_Larguero</p> <p>ZONA PESTAÑAS BCRPARA 5000002 TOP 0</p> <p>ZONA ALMA BCRPARA 5000000 TOP 0</p>  <p>AEE--321020A01B_Costilla BCRPARA 5300000 BOT 0</p>
BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTi																							
BGSET	6	5300000	5450000	10																							
		5300000	5500000	10																							
		5300000	5000000	10																							
		5300000	5000002	10																							

<p>AEE-- 321010A02 B_Costilla</p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th>BGSET</th> <th>GSID</th> <th>SIDi</th> <th>TIDi</th> <th>SDISTI</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>BGSET</td> <td>7</td> <td>5350001</td> <td>5450000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5350001</td> <td>5500000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5350000</td> <td>5000001</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5350003</td> <td>5600000</td> <td>10</td> </tr> </tbody> </table>	BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTI	BGSET	7	5350001	5450000	10			5350001	5500000	10			5350000	5000001	10			5350003	5600000	10	<p>AEE--323010A01B_Larguero</p> <p>ZONA ALMA BCRPARA 5000001 BOT 0</p> <p>AEE--327010A01B Recubrimiento BCRPARA 5500000 TOP 0</p> <p>AEE--327020A01B Recubrimiento BCRPARA 5450000 TOP 0</p> <p>AEE--321010A02B_Costilla</p> <p>ZONA LARGUERO BCRPARA 5350000 BOT 0</p> <p>ZONA RECUBRIMIENTO BCRPARA 5350001 BOT 0</p> <p>ZONA TOMA BCRPARA 5350003 TOP -5</p> <p>AEE--329030A01B_Toma</p> <p>ZONA COSTILLA BCRPARA 5600000 0</p>
BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTI																							
BGSET	7	5350001	5450000	10																							
		5350001	5500000	10																							
		5350000	5000001	10																							
		5350003	5600000	10																							
<p>AEE-- 321010A01 B_Costilla</p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th>BGSET</th> <th>GSID</th> <th>SIDi</th> <th>TIDi</th> <th>SDISTI</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>BGSET</td> <td>8</td> <td>5400000</td> <td>5450000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5400000</td> <td>5500000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5400000</td> <td>5000000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5400000</td> <td>5000002</td> <td>10</td> </tr> </tbody> </table>	BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTI	BGSET	8	5400000	5450000	10			5400000	5500000	10			5400000	5000000	10			5400000	5000002	10	<p>AEE--327020A01B Recubrimiento BCRPARA 5450000 TOP 0</p> <p>AEE--327010A01B Recubrimiento BCRPARA 5500000 TOP 0</p> <p>AEE--323010A01B_Larguero</p> <p>ZONA PESTAÑAS BCRPARA 5000002 TOP 0</p> <p>ZONA ALMA BCRPARA 5000000 TOP 0</p> <p>AEE--321010A01B_Costilla BCRPARA 5400000 BOT 0</p>
BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTI																							
BGSET	8	5400000	5450000	10																							
		5400000	5500000	10																							
		5400000	5000000	10																							
		5400000	5000002	10																							

<p>AEE-- 329020A01 B_Toma</p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th>BGSET</th> <th>GSID</th> <th>SIDi</th> <th>TIDi</th> <th>SDISTi</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>BGSET</td> <td>9</td> <td>5650000</td> <td>5000000</td> <td>10</td> </tr> </tbody> </table>	BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTi	BGSET	9	5650000	5000000	10	<p>AEE--323010A01B_Larguero</p> <p>ZONA ALMA BCRPARA 5000000 TOP 0</p>  <p>AEE--329020A01B_Toma</p> <p>BCRPARA 5650000 BOT 0</p>
BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTi								
BGSET	9	5650000	5000000	10								
<p>AEE-- 329010A01 B_Toma</p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th>BGSET</th> <th>GSID</th> <th>SIDi</th> <th>TIDi</th> <th>SDISTi</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>BGSET</td> <td>10</td> <td>5700000</td> <td>5000000</td> <td>10</td> </tr> </tbody> </table>	BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTi	BGSET	10	5700000	5000000	10	<p>AEE--323010A01B_Larguero</p> <p>ZONA ALMA BCRPARA 5000000 TOP 0</p>  <p>AEE--329010A01B_Toma</p> <p>BCRPARA 5700000 BOT 0</p>
BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTi								
BGSET	10	5700000	5000000	10								
<p>AEE-- 329030A01 B_Toma</p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th>BGSET</th> <th>GSID</th> <th>SIDi</th> <th>TIDi</th> <th>SDISTi</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>BGSET</td> <td>11</td> <td>5600001</td> <td>5000001</td> <td>10</td> </tr> </tbody> </table>	BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTi	BGSET	11	5600001	5000001	10	<p>AEE--323010A01B_Larguero</p> <p>ZONA ALMA BCRPARA 5000001 BOT 0</p>  <p>AEE--329030A01B_Toma</p> <p>ZONA LARGUERO BCRPARA 5600001 0</p>
BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTi								
BGSET	11	5600001	5000001	10								

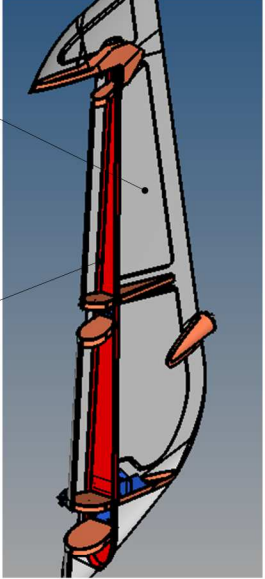
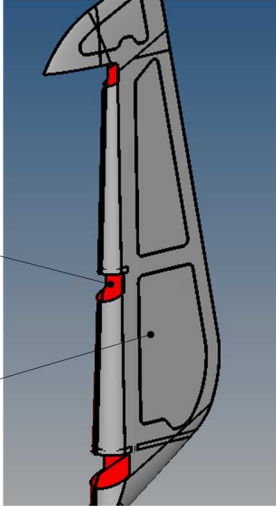
<p>AEE-- 323010A01 B_Larguero</p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th>BGSET</th> <th>GSID</th> <th>SIDi</th> <th>TIDi</th> <th>SDISTi</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>BGSET</td> <td>12</td> <td>5000003</td> <td>5450000</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td></td> <td></td> <td>5000003</td> <td>5500000</td> <td>10</td> </tr> </tbody> </table>	BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTi	BGSET	12	5000003	5450000	10			5000003	5500000	10	<p>AEE--327020A01B_Recubrimiento BCRPARA 5450000 TOP 0</p> <p>AEE--327010A01B_Recubrimiento BCRPARA 5500000 TOP 0</p> <p>AEE--323010A01B_Larguero</p> <p>ZONA PESTAÑAS BCRPARA 5000003 BOT 0</p> 
BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTi													
BGSET	12	5000003	5450000	10													
		5000003	5500000	10													
<p>AEE-- 327020A01 B_Recubrimiento</p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th>BGSET</th> <th>GSID</th> <th>SIDi</th> <th>TIDi</th> <th>SDISTi</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>BGSET</td> <td>13</td> <td>5450000</td> <td>5500000</td> <td>10</td> </tr> </tbody> </table>	BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTi	BGSET	13	5450000	5500000	10	<p>AEE--327020A01B_Recubrimiento BCRPARA 5450000 TOP 0</p> <p>AEE--327010A01B_Recubrimiento BCRPARA 5500000 TOP 0</p> 					
BGSET	GSID	SIDi	TIDi	SDISTi													
BGSET	13	5450000	5500000	10													

Tabla 39 – Registro de Sets de Pegado: Modelo FEM Timón de Dirección (TD) – Avión Entrenador Elemental (AEE)

ANEXO IV: Archivos de Entrada y Salida Nastran

1. Archivo de Entrada Nastran (Input File)

Se expone a continuación las secciones en las que se divide un archivo de entrada o carta de Nastran. Una carta de Nastran (código ASCII) comprende cinco secciones (tres requeridas y dos opcionales) y tres delimitadores, lo cuales deben seguir una secuencia correcta (ver Figura 205). En caso de que se omita alguno de estos delimitadores, se generará automáticamente un “error fatal” al intentar cargar el archivo.

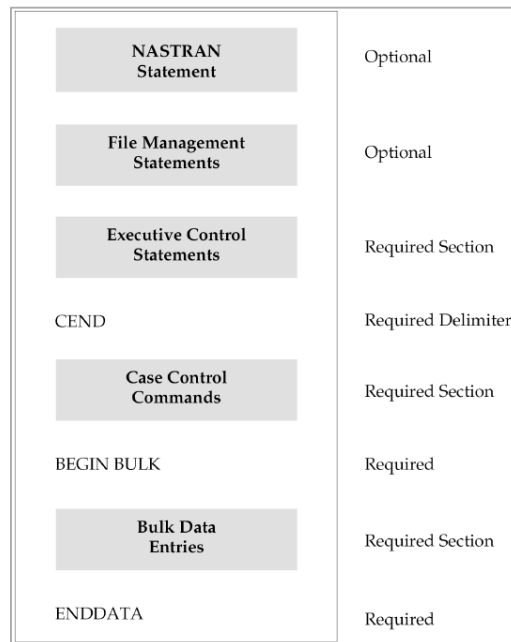


Figura 205 – Esquema de una Carta de Entrada Nastran [34]

Se incluye a continuación un ejemplo de modelado FEM de una estructura reticular (Figura 206), extraído del “Manual de Usuario NX Nastran” [34] (se trabaja con unidades del sistema inglés: [lb], [in], [s]):

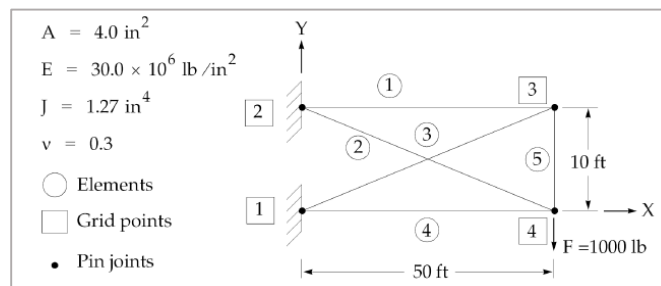


Figura 206 – Ejemplo Estructura Reticular Nastran [34]

El modelo en cuestión consiste en 4 nodos (grid points) que representan uniones estructurales. La ubicación de estos nodos está dada por un sistema coordenado por defecto de NX Nastran, el cual se conoce como “sistema coordenado básico”. En este ejemplo, el origen de dicho sistema se localiza en el nodo 1.

Esta estructura reticular consiste en 5 miembros, con una sección transversal de área (A) de 4 in² y un momento de inercia polar (J) de 1.27 in⁴. El material es acero, por ende su módulo (E) es de 30 x 10⁶ psi, y un coeficiente de Poisson de 0.3. Todas las conexiones entre elementos son articuladas; es decir, pueden transmitir fuerzas pero no momentos. El objetivo del análisis consiste en determinar los desplazamientos de los nodos, así como las tensiones y fuerzas en cada barra.

En la Figura 207 se incluye la carta de Nastran (Input File) que contiene la información correspondiente al modelo de elementos finitos de la estructura reticular citada. Se han resaltado en color la presencia de los 3 comandos delimitadores (CEND, BEGIN BULK, ENDDATA), los cuales permiten identificar cada una de las tres secciones requeridas (Executive Control, Case Control, Bulk Data).

<pre> \$ FILENAME - TRUSS1.DAT \$ ID LINEAR, TRUSS1 SOL 101 TIME 2 CEND TITLE = LINEAR STATICS USER'S SAMPLE INPUT FILE SUBTITLE = TRUSS STRUCTURE LABEL = POINT LOAD AT GRID POINT 4 LOAD = 10 SPC = 11 DISPLACEMENT = ALL ELFORCE = ALL ELSTRESS = ALL BEGIN BULK \$ \$ THE GRID POINTS LOCATIONS \$ DESCRIBE THE GEOMETRY \$ GRID 1 0. 0. 0. 3456 GRID 2 0. 120. 0. 3456 GRID 3 600. 120. 0. 3456 GRID 4 600. 0. 0. 3456 \$ \$ MEMBERS ARE MODELED USING \$ ROD ELEMENTS \$ CROD 1 21 2 3 CROD 2 21 2 4 CROD 3 21 1 3 CROD 4 21 1 4 CROD 5 21 3 4 \$ \$ PROPERTIES OF ROD ELEMENTS \$ PROD 21 22 4. 1.27 \$ \$ MATERIAL PROPERTIES \$ MAT1 22 30.E6 .3 \$ \$ POINT LOAD \$ FORCE 10 4 1000. 0. -1. 0. \$ SPC1 11 123456 1 2 \$ ENDDATA </pre>	Executive Control section
<pre> TITLE = LINEAR STATICS USER'S SAMPLE INPUT FILE SUBTITLE = TRUSS STRUCTURE LABEL = POINT LOAD AT GRID POINT 4 LOAD = 10 SPC = 11 DISPLACEMENT = ALL ELFORCE = ALL ELSTRESS = ALL </pre>	Case Control section
<pre> \$ \$ THE GRID POINTS LOCATIONS \$ DESCRIBE THE GEOMETRY \$ GRID 1 0. 0. 0. 3456 GRID 2 0. 120. 0. 3456 GRID 3 600. 120. 0. 3456 GRID 4 600. 0. 0. 3456 \$ \$ MEMBERS ARE MODELED USING \$ ROD ELEMENTS \$ CROD 1 21 2 3 CROD 2 21 2 4 CROD 3 21 1 3 CROD 4 21 1 4 CROD 5 21 3 4 \$ \$ PROPERTIES OF ROD ELEMENTS \$ PROD 21 22 4. 1.27 \$ \$ MATERIAL PROPERTIES \$ MAT1 22 30.E6 .3 \$ \$ POINT LOAD \$ FORCE 10 4 1000. 0. -1. 0. \$ SPC1 11 123456 1 2 \$ ENDDATA </pre>	Bulk Data section

Figura 207 – Carta Nastran: Ejemplo de Estructura Reticular [34]

- Sección “Executive Control”, es la primer sección requerida en una carta de Nastran; en ella se puede hacer lo siguiente [34]:
 - Asignar número de ID opcional al trabajo
 - Escoger el tipo de análisis a efectuar. En el ejemplo de la estructura reticular se escogió la solución 101 (SOL 101), que implica efectuar un análisis lineal estático.
 - Establecer un tiempo límite máximo de CPU permitido para efectuar la simulación. En el ejemplo de la estructura reticular se estableció un tiempo máximo de 2 minutos.
 - Solicitar la ejecución de diagnósticos

Esta sección finaliza con el delimitador “CEND”.

- Sección “Case Control”, puede contener los siguientes comandos [34]:
 - Definir y seleccionar subcasos de análisis (múltiples casos de carga con distintas condiciones de borde). Se debe indicar que combinación de caso de carga y condición de borde le corresponde a cada subcaso de análisis.
 - Especificar SETS de nodos en los que interese conocer los resultados de la simulación realizada
 - Seleccionar tipos de resultados que se consideren necesarios visualizar (Por ejemplo: fuerzas, tensiones y desplazamientos)
 - Definir títulos, subtítulos y leyendas que permitan identificar y documentar cada uno de los análisis realizados
- Sección “Bulk Data”, inicia con el delimitador “BEGIN BULK”. En esta sección está contenida toda la información necesaria para definir el modelo de elementos finitos [34]:
 - Geometría
 - Sistemas Coordinados
 - Elementos Finitos (Nodos y Conectividades)
 - Propiedades de los Elementos
 - Cargas
 - Condiciones de Borde
 - Propiedades de los Materiales

Esta sección finaliza con el delimitador “ENDDATA”.

2. Archivos de Salida Nastran (Output Files)

Al ejecutar un archivo Nastran, el software genera una gran cantidad de archivos de salida. Algunos de estos archivos se generan automáticamente, mientras que otros se deben solicitar específicamente si se lo considera necesario.

El archivo de salida más importante es el “.f06”, y por lo tanto suele ser el más utilizado. Este archivo se genera automáticamente luego de cada ejecución del programa y utiliza formato

ASCII. El mismo contiene todos los resultados que fueron solicitados al análisis realizado, tal como desplazamientos, tensiones, fuerzas, así como también los diagnósticos pedidos [34].

En la Tabla 40, extraída del “Manual de Usuario NX Nastran” [34], se indican los distintos tipos de archivos de salida del software Nastran, y se incluye una breve descripción de cada uno de ellos:

Types of Files Output by NX Nastran			
File Extension	File Format	How Created	Brief Description
.f06	ASCII	automatically	Main output file with printed output, such as displacements and stresses.
.f04	ASCII	automatically	Provides history of assigned files, disk space usage, and modules used during the analysis.
.log	ASCII	automatically	Gives a summary of the command line options used and the execution links
.DBALL	binary	automatically	A database containing the input file, assembled matrices, and solutions. Used also for restarting the run for additional analysis or output.
.MASTER	binary	automatically	Contains the master directory of the files used by the run and the physical location of those files on your system. Needed for a restart.
.plt	binary	by request	Contains the plot information requested by the plotter commands specified in input file.
.pch	ASCII	by request	Contains the punch output as requested in the input file.
.op2	binary	by request	Graphics database file used for postprocessing.
.xdb	binary	by request	Graphics database file used for postprocessing.

Tabla 40 – Archivos de Salida NX Nastran [34]

Para mayor información dirigirse al Manual de Usuario NX-Nastran [34].

ANEXO V: Resumen Planilla de Chequeo Modelo FEM: (TD) – (AEE)

A continuación se incluye, un “resumen” de las planillas de chequeo correspondientes al modelo FEM del Timón de Dirección (TD) – AEE, objeto de estudio de este trabajo.

AEEA--320000A00C_Timon_Direccion		Completó: Nombre	
		Departamento: Área	
1. Generalidades y Malla FEM		Empresa:	
		Fecha:	
Done?	Generalidades / Análisis	Valor	Comentarios
<input checked="" type="checkbox"/>	Área de Interés		Estructura Timón de Dirección AEE
<input checked="" type="checkbox"/>	Objetivo del Análisis		Estático y Análisis Local de Tensiones
<input checked="" type="checkbox"/>	Información y Status del CAD		AEEA--320000A00C_Timon_Direccion Rev. A
<input checked="" type="checkbox"/>	Modelo FEM de Referencia		AEEA--320000A00C_Timon_Direccion
<input checked="" type="checkbox"/>	Información de Material		Librería de Materiales AEE
<input checked="" type="checkbox"/>	Casos de Carga		Informe de Cargas: Timón de Dirección AEE
Done?	Herramientas FEM	Valor	Comentarios
<input checked="" type="checkbox"/>	Herramienta de Pre/Post-Proceso		HyperMesh v13.0 – HyperView v13.0
<input checked="" type="checkbox"/>	Solver FEM		Femap v11.0.1 with NX Nastran
Done?	Descripción Modelo FEM	Valor	Comentarios
<input checked="" type="checkbox"/>	Sistema de Unidades del FEM	N,mm,s	
<input checked="" type="checkbox"/>	Dimensiones del Modelo	1800mm	Dimensiones: 750 x 120 x 1800 [mm]
<input checked="" type="checkbox"/>	Datos Másicos del Modelo	5,60Kg	Masa del FEM: 5,60 [Kg]
<input checked="" type="checkbox"/>	Tamaño de Malla	10mm	Elemento Promedio: 10 [mm]
<input checked="" type="checkbox"/>	Cantidad de Nodos	106743	
<input checked="" type="checkbox"/>	Cantidad de Elementos	91937	
<input checked="" type="checkbox"/>	Cantidad de Grados de Libertad	562968	
<input checked="" type="checkbox"/>	Rango de Numeración: Nodos		5000000 - 5701864
<input checked="" type="checkbox"/>	Rango de Numeración: Elementos		5000000 - 5702736
<input checked="" type="checkbox"/>	Rango de Numeración: Propiedades		5000001 – 5700001
<input checked="" type="checkbox"/>	Rango de Numeración: Materiales		1 - 58

Tabla 41 – Planilla de Chequeo N°1: Generalidades y Malla FEM – Modelo TD (AEE)

AEEA--320000A00C_Timon_Direccion

Completó: Nombre
Departamento: Área

2. Malla FEM y Propiedades

Empresa:
Fecha:

Done?	Verificación Geometría FEM	Valor	Comentarios	
<input checked="" type="checkbox"/>	Nodos Coincidentes	0	'No Coincident Nodes Found'	
<input checked="" type="checkbox"/>	Elem. Coincidentes	0	'No Coincident Elements Found'	
<input checked="" type="checkbox"/>	Bordes Libres	0	'No Free Edges Found'	
<input checked="" type="checkbox"/>	Sist. Coord. Ref.	10	Sistema Básico; solo en casos muy específicos y debidamente justificados se utilizará otro tipo de sistema	
<input checked="" type="checkbox"/>	Sist. Coord. Análisis	1	Eje de Charnela Timón de Dirección: C.Sys. N° 4	
<input checked="" type="checkbox"/>	Sist. Coord. Mat.	0	Dirección adecuada de las fibras del material	
<input checked="" type="checkbox"/>	Sist. Coord. Elem.	0	Barra, vigas, placas, conectores	
<input checked="" type="checkbox"/>	Normales de los Elementos Placa	OK	Importante: definición de la secuencia de apilamiento de láminas (mat. compuesto) y la aplicación de cargas	
<input checked="" type="checkbox"/>	Offset de Elementos	OK	Solo en áreas indicadas	
<input checked="" type="checkbox"/>	Verif. de Elementos Mat. Compuesto	OK	Modelización, offset, dirección 0°, ...	

Done?	Elementos Especiales y Relaciones (D.O.F)	Chequeo	Valor	Comentarios
<input checked="" type="checkbox"/>		Tipo	RBE2	-Tomas TD (Rigid Elem. ID): 5702736, 5653210, 5551828 -Actuador TD (Rigid Elem. ID): 5614506, 5614507
<input checked="" type="checkbox"/>	Restricciones Multi-Point (MPC)	d.o.f.	OK	-Tomas TD d.o.f: 3, 4, 5, 6 -Actuador TD d.o.f: Fixed
<input checked="" type="checkbox"/>		Sist. Cord's	1	Eje Charnela TD: C.Sys. N° 4

Done?	Propiedades	Chequeo	Valor	Comentarios
<input checked="" type="checkbox"/>		Modelo Constitutivo	MAT 1 (Cant. 9) MAT 8 (Cant. 5)	MAT 1: Linear Isotropic Materials MAT 8: Shell Element Orthotropic Material Property
<input checked="" type="checkbox"/>	Propiedades Material	Propiedades	LAMINATE PLATE (Cant. 9) PCOMPG (Cant. 4) PSHELL (Cant. 3) PSOLID (Cant. 1)	Datos
<input checked="" type="checkbox"/>		Eje del Material	(Cant. 10)	500000; 5050000; 5050001; 5100001; 5100002; 5150000; 5150001; 5200000; 5200001; 5350000

Tabla 42 – Planilla de Chequeo N°2: Malla FEM y Propiedades – Modelo TD (AEE)

AEEA--320000A00C_Timon_Direccion

Completó: Nombre
Departamento: Nombre del Área

3. Cargas y Cond. de Borde

Empresa:
Fecha:

Done?	Condiciones de Borde	Valor	Comentarios
<input checked="" type="checkbox"/>	Condiciones de Borde Representadas	-Tomas TD d.o.f: 3, 4, 5, 6 -Actuador TD d.o.f: Fixed	-Tomas TD (Nodes ID): 5550978, 5652414, 5701864 -Actuador TD (Nodes ID): 5625678, 5625679
<input checked="" type="checkbox"/>	Modelización Condiciones de Borde	SPC (Cant. 5)	SPC
<input checked="" type="checkbox"/>	Contactos	(Cant. 36)	Glue Contact
Done?	Cargas y Chequeos Estáticos	Valor	Comentarios
<input checked="" type="checkbox"/>	Tipos de Cargas	4 Tipos	Mecánicas (Cargas Puntuales, Desplazamientos Forzados, Presión y Gravedad)
<input checked="" type="checkbox"/>	Método de Aplicación de Cargas	3 Tipos	RBE3, Desplazamientos Forzados, Cargas de Presión
<input checked="" type="checkbox"/>	Chequeo Cargas Consistentes	OK	Carga Resultantes en Apoyos
<input checked="" type="checkbox"/>	MAXRATIO	OK	< 1.0 E+07
<input checked="" type="checkbox"/>	Result. de Carga = - Result. Reacciones de Apoyo (SPCF)	OK	
Done?	Chequeos Dinámicos	Valor	Comentarios
<input checked="" type="checkbox"/>	Análisis de Modos Normales (Libre – Superficies Móviles Conectadas – Kact. 10 ⁸ N/m) [-1 a 1 Hz.]	6 Modos	6 y sólo 6 modos de sólido rígido
<input checked="" type="checkbox"/>	Análisis de Modos Normales (Libre – Superficies Móviles Desconectadas) [0 a 1 Hz.]	7 Modos	6 modos de sólido rígido más 1 Rotación a 0 Hz (Actuador Desconectado)
<input checked="" type="checkbox"/>	Análisis de Modos Normales (Libre – Superficies Móviles Conectadas) [1 a 40 Hz.]	3 Modos en Frec. de 1 a 40 Hz	Primer Modo de Torsión: 17.00 Hz Primer Modo de Flexión: 31.79 Hz Primer Modo Local (Recub.): 36.73 Hz

Tabla 43 – Planilla de Chequeo N°3: Cargas y Condiciones de Borde – Modelo TD (AEE)