



Universidad
Zaragoza

Trabajo Fin de Grado

ANÁLISIS DE ESTABILIZADOR HORIZONTAL DE
AERONAVE Y PROPUESTA DE MEJORA

AIRCRAFT HORIZONTAL STABILIZER ANALYSIS
AND IMPROVEMENT SUGGESTION

Autor/es

ÁLVARO PUENTE GÓMEZ

Director/es

JOSÉ ANTONIO BEA CASCAROSA
JAVIER BAYOD LÓPEZ

Titulación del autor

GRADO DE INGENIERÍA MECÁNICA
Área de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras

ESCUELA DE INGENIERÍA Y ARQUITECTURA
2022-2023

ANÁLISIS DE ESTABILIZADOR HORIZONTAL DE AERONAVE Y PROPUESTA DE MEJORA

RESUMEN

Este trabajo nace fruto de la necesidad de conocer los efectos que puede tener realizar una maniobra violenta sobre una de las superficies de control del aparato.

Más concretamente, pretende estudiar el comportamiento estructural del estabilizador horizontal de la aeronave Piper modelo PA 28 -181 Archer II, así como un análisis a fatiga y del fenómeno Flutter, en una situación de alabeo pronunciado.

Se trata pues de una maniobra poco usual y agresiva llevada a cabo en situaciones de riesgo o descontrol en la que la parte anterior de la aeronave debe soportar un incremento repentino y brusco de las fuerzas generadas por el viento y la maniobra.

Para ello, se ha utilizado como referencia la aeronave del Real Aeroclub de Zaragoza cuyo modelo era accesible, similar y del cual se han sacado los datos geométricos pertinentes. Más concretamente, el perfil aerodinámico que monta la aeronave.

Conocidos estos datos, se han diseñado dos modelos 3D, uno básico pero riguroso en cuanto a geometría (que permite apreciar el comportamiento del estabilizador) y otro riguroso en lo que a diseño y realismo se refiere.

Ambos modelos han sido introducidos en el programa computacional ANSYS, con el que, haciendo uso de sus múltiples herramientas de elementos finitos principalmente, se han llevado a cabo una serie de cálculos de tensiones, deformaciones, vida a fatiga y análisis modal, entre otros.

Estos resultados han permitido responder las preguntas principales que han suscitado este trabajo tales como: ¿Cómo se comporta ante situaciones extremas? ¿Qué daños sufre la estructura? ¿Hay alguna posibilidad de evitar los daños, disminuirlos o mejorar el comportamiento? entre otras.

Una vez conocidos los resultados, se han extraído las conclusiones pertinentes y en base a éstas, se ha elaborado una propuesta de mejora que tiene como intención principal aumentar la resistencia del componente y a su vez, intentar atenuar los efectos del Flutter, aumentar la vida a fatiga y mejorar el comportamiento.

ÍNDICE DE CONTENIDO

1.	INTRODUCCIÓN.....	5
	OBJETO, ALCANCE Y ESTUDIO PREVIO.....	5
	HERRAMIENTAS UTILIZADAS.....	6
	MÉTODO DE REALIZACIÓN.....	6
2.	DESARROLLO DE GEOMETRÍA.....	9
	MODELO BÁSICO.....	10
	MODELO REALISTA.....	10
3.	ESTUDIO EN ESTÁTICO: LIBRE DE CARGAS.....	13
	TABLA DE RESULTADOS.....	15
	VALORACIONES.....	15
4.	ESTUDIO EN ESTÁTICO CON APLICACIÓN DE CARGAS.....	16
	TABLA DE RESULTADOS.....	18
	VALORACIONES.....	18
5.	FENÓMENO FLUTTER.....	19
	INTERPRETACIÓN DE “FLUTTER”.....	19
	ANÁLISIS.....	19
	MODOS FUNDAMENTALES DE VIBRACIÓN PARA ALEACIÓN DE ALUMINIO SEGÚN GEOMETRÍA.....	20
	VALORACIÓN.....	20
	MANERA DE EVITARLO.....	21
6.	ESTUDIO A FATIGA.....	21
	VALORACIÓN.....	22
7.	PROPUESTA DE MEJORA.....	23
	RESULTADOS.....	23
	ESTADO LIBRE DE CARGAS.....	23
	ESTADO APLICACIÓN DE CARGAS.....	23
	MODOS FUNDAMENTALES DE VIBRACIÓN PARA FIBRA DE CARBONO SEGÚN GEOMETRÍA.....	24
8.	CONCLUSIONES.....	25
	PROFUNDIZACIÓN Y MEJORA.....	25
9.	BIBLIOGRAFÍA.....	26

ÍNDICE DE ILUSTRACIONES

Figura 1. Elementos aeronave Piper PA 28 que se van a analizar.....	5
Figura 2. Piper Modelo Archer II EC – EKC propiedad del Real Aeroclub de Zaragoza.	7
Figura 3. Modelo 1- Estabilizador horizontal Básico - Diseño.	7
Figura 4. Modelo 2- Estabilizador horizontal Realista - Diseño.	8
Figura 5. Disposición y partes que componen el empenaje de cola de la aeronave.	9
Figura 6. Perfil alar NACA S9032 Simétrico.....	10
Figura 7. Diseño sección modelo básico según perfil S9032 (Cotas en mm)	10
Figura 8. Composición interna de un ala.....	11
Figura 9. Modelo 3D realista junto con composición interna.	12
Figura 10. Resultado ANSYS Estado libre de cargas. Tensión equivalente von Mises- Modelo realista.	13
Figura 11. Resultado ANSYS Estado libre de cargas. Desplazamientos- Modelo realista	14
Figura 12. Resultado ANSYS Estado libre de cargas. Tensión equivalente von Mises- Modelo básico.	14
Figura 13. Resultado ANSYS Estado libre de cargas. Desplazamientos- Modelo básico	14
Figura 14. Diagrama del sólido libre del estabilizador horizontal. Solo fuerzas generadas por viento.....	16
Figura 15. Resultado ANSYS Estado Aplicación de cargas. Tensión equivalente Von Mises- Modelo realista	17
Figura 16. Resultado ANSYS Estado Aplicación de cargas. Desplazamientos- Modelo realista.....	18
Figura 17. Resultado ANSYS Estudio a fatiga. Vida útil- Modelo realista	21

1. INTRODUCCIÓN

OBJETO, ALCANCE Y ESTUDIO PREVIO

El presente estudio tiene como objeto analizar, calcular y describir el componente estabilizador horizontal de una Piper modelo PA 28 -181 Archer II bajo la premisa de una condición de vuelo extrema que la aeronave puede llegar a experimentar. El objetivo último es el de predecir o determinar el comportamiento estructural del componente y en última instancia, concluir si existiría riesgo de daño severo.

Se plantean dos principales situaciones de análisis. A saber, un estado libre de cargas en el que solo actúa el peso propio del elemento y un estado de aplicación de las cargas que se generarían sobre el estabilizador debido al viento y demás factores y en el que se describen las características que se dan durante la maniobra violenta. Se usan para ello dos geometrías: una básica con el objetivo de apreciar el comportamiento de lo que sería un diseño fiel en cuanto a geometría se refiere, y uno realista, ajustado al diseño estructural real del estabilizador. En ambos casos, no se tiene en cuenta el compensador. Adicionalmente, ante el supuesto de una repetición periódica de esta condición de vuelo, se lleva a cabo un análisis a fatiga del elemento junto con una estimación de vida útil y un estudio contra fenómeno Flutter mediante el análisis de los modos de vibración del estabilizador.

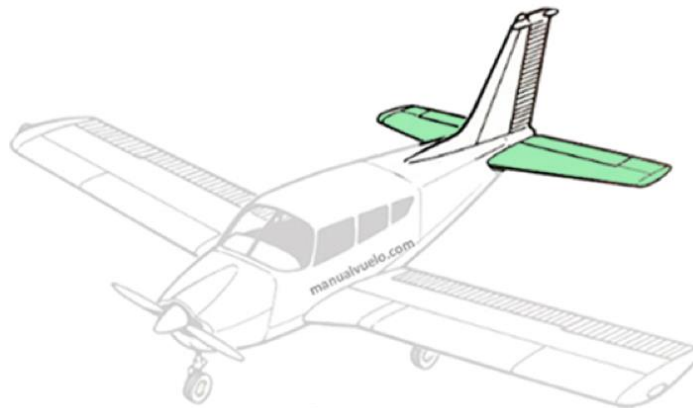


Figura 1. Elementos aeronave Piper PA 28 que se van a analizar.

A la hora de realizar el diseño de una aeronave se deben tener en cuenta numerosos aspectos, pero primordialmente, el uso dominante que se le va a dar. De esta manera, se aprecian diferentes aspectos en los diseños de los aviones atendiendo al trabajo principal que van a realizar y en función de éste, las distintas cargas que van a soportar.

En cuanto a los distintos estudios realizados, se han aplicado los conocimientos adquiridos a lo largo del grado, así como los ya conocidos relacionados con el campo de la aviación. Con la colaboración del área de M.M.C. y T. estructuras, se han elaborado análisis de elementos finitos en aras de determinar tensiones, deformaciones y demás

datos relacionados con el comportamiento del componente. Esto justifica la clasificación del estudio dentro de la categoría estructural primordialmente.

En este trabajo no se ha realizado diseño alguno, sino que, partiendo del de una aeronave ya existente y en plenas facultades de vuelo, se ha establecido una premisa de estudio alrededor de la cual, se desarrollan los distintos análisis y cálculos.

Entre dichos cálculos, se destaca:

El análisis a fatiga, en el que haciendo uso de la herramienta de ANSYS se pueden llegar a determinar el número de ciclos que el elemento en cuestión puede llegar a soportar, generando así una estimación de vida útil del componente antes de su reemplazo o daño irreparable.

El análisis de tensiones, que, mediante la resolución computacional del método de los elementos finitos, se realiza una aproximación bastante precisa de las tensiones y deformaciones (principalmente) que sufre el elemento al verse sometido a cargas bruscas y repentinas.

El análisis de comportamiento en cuanto al fenómeno Flutter se refiere, en el que, conocidos los parámetros pertinentes, se determina las características de excitación necesarias para que se produzca este fenómeno fatal.

HERRAMIENTAS UTILIZADAS

Para poder abordar todos los contenidos mencionados en el apartado anterior, se han utilizado diversos softwares como ANSYS y programas CAD de diseño de elementos 3D, así como dominios web de los que se ha sustraído la información necesaria del aparato.

La combinación de todos ellos, han permitido la creación de modelos 3D de manera muy precisa de manera que resulten fieles al modelo físico de la vida real.

MÉTODO DE REALIZACIÓN

Una vez elegido el componente de aeronave que iba a ser objeto de estudio, era necesario establecer un modelo de aeronave que iba a servir como referencia para la búsqueda de información. Se decantó por uno de los modelos de los que dispone el Real Aeroclub de Zaragoza (Figura 2) con el propósito de poder obtener datos de carácter geométrico fiables y precisos. Así pues, se llevan a cabo las mediciones requeridas directamente sobre el aparato.



Figura 2. Piper Modelo Archer II EC – EKC propiedad del Real Aeroclub de Zaragoza.

Con la geometría una vez definida, han realizado dos modelos 3D principales. El primero, es fiel a la geometría en cuanto a lo que componente de la aeronave se refiere, es decir, se ha generado un modelo básico pero que respete la forma y manera original en la que se une el estabilizador horizontal al fuselaje del aparato. Con esta decisión se pretende apreciar el comportamiento del componente con respecto al aparato de manera real.

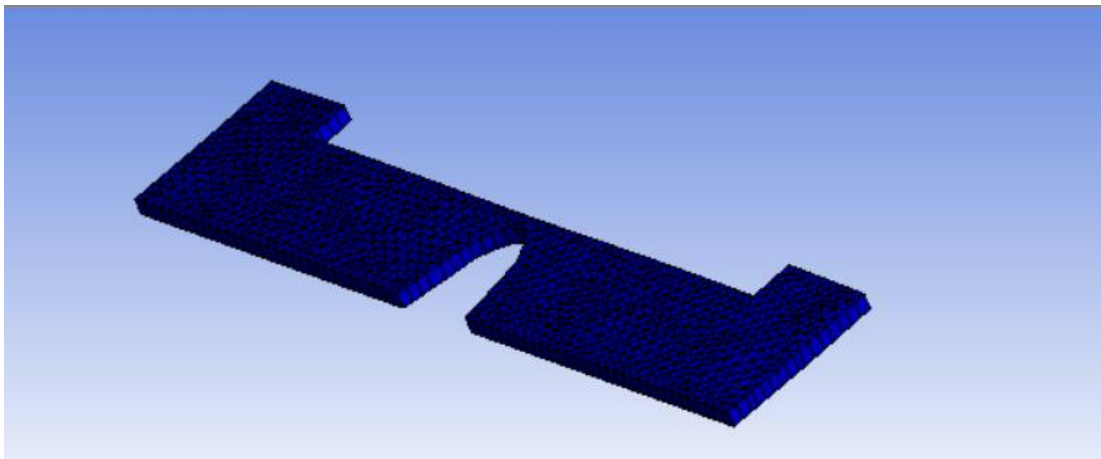


Figura 3. Modelo 1- Estabilizador horizontal Básico - Diseño.

El segundo, es fiel a la estructura interior del perfil alar, pues el componente real, presenta una geometría interna más compleja que a nivel de comportamiento no afecta prácticamente, pero a nivel de resultados es decisiva. Para lograrlo, se ha seguido el perfil alar del estabilizador horizontal, en este caso, de una designación NACA. Para proporcionar la mayor precisión posible, se ha trabajado únicamente con la mitad derecha del estabilizador (En el caso del modelo realista). De esta manera, aunque se aprecia el comportamiento del componente, presenta resultados fiables y precisos.

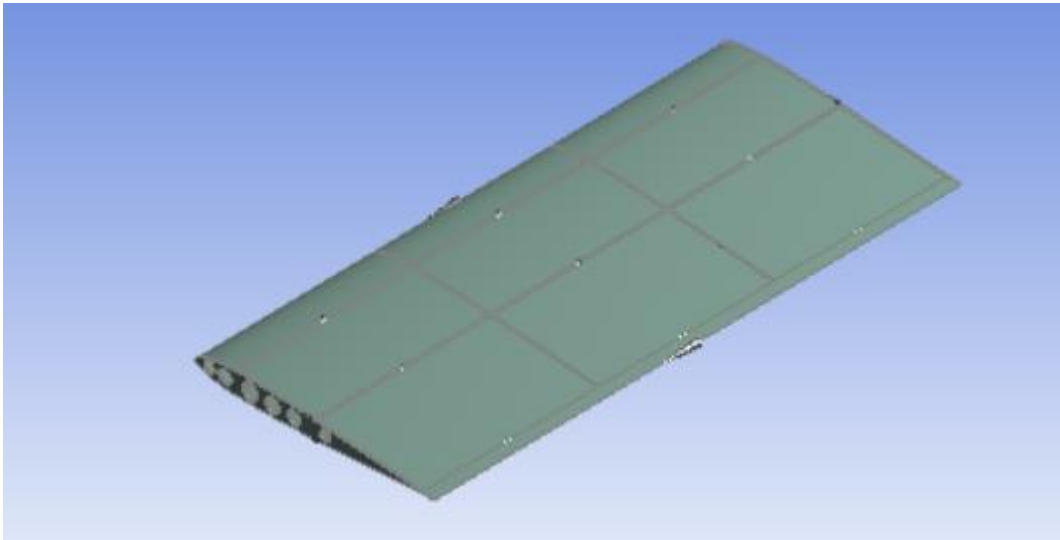


Figura 4. Modelo 2- Estabilizador horizontal Realista - Diseño.

Una vez los modelos están creados, en el apartado de cálculos se ha tenido en cuenta dos situaciones primordiales. Un estado libre de cargas donde la placa sólo se ve afectada por la gravedad y que sirve como punto de partida y referencia para comprar y otro, en el que se aplican sobre las superficies de vuelo del estabilizador, las cargas de viento pertinentes.

Dichas cargas, han sido calculadas de manera externa a ANSYS pues, aunque era posible obtenerlas mediante herramientas del programa, este cálculo estaba fuera de alcance y se ha realizado de manera manual atendiendo a parámetros que se mencionan más adelante.

A partir de los resultados, se ha añadido una estimación de la vida a fatiga atendiendo al número de ciclos que en teoría aguantaría el estabilizador si se viera sometido de manera periódica a dicha carga.

Posteriormente, se aplica un análisis modal para obtener las frecuencias a las que el material cambia de modo de vibración pues, al aumentar dicha frecuencia y alcanzar los distintos modos, su comportamiento varía notablemente. Finalmente se han desarrollado una serie de conclusiones sobre dichos resultados.

En base a ellas, se propone realizar una alteración en el material de fabricación manteniendo el diseño invariable pues estaba fuera de alcance para este trabajo. En concreto, se ha cambiado la aleación de aluminio, material original de fabricación, por fibra de carbono, con la que se ha pretendido prolongar la vida útil del componente y otorgarle mejores propiedades mecánicas. Al igual que en los casos anteriores, se han sacado las conclusiones pertinentes.

Todas las partes anteriormente narradas están descritas en los posteriores apartados y las propiedades de los todos los materiales con los que se ha trabajado pueden encontrarse en el ANEXO I

2. DESARROLLO DE GEOMETRÍA

El modelo de aeronave elegido no es casualidad. Tal y como se ha descrito antes, el Real Aeroclub de Zaragoza tiene en propiedad un Piper PA 28- 181 Archer II. Esto ha facilitado la obtención de ciertos datos que el fabricante no deja a disposición pública.

Para poder llevar a cabo el modelo 3D era necesario conocer el perfil alar que monta el Piper en el empenaje de cola. Así como el perfil alar principal es de dominio público, el de cola no consta en ninguna base de datos a la que se haya podido tener acceso. Por ello, en presencia de la aeronave y con los instrumentos de medida correspondientes, se han tomado las medidas necesarias que han permitido establecer la geometría general del estabilizador horizontal.

Lo principal era conocer la cuerda del perfil y las geometrías generales que se muestran a continuación, en la Figura 5.

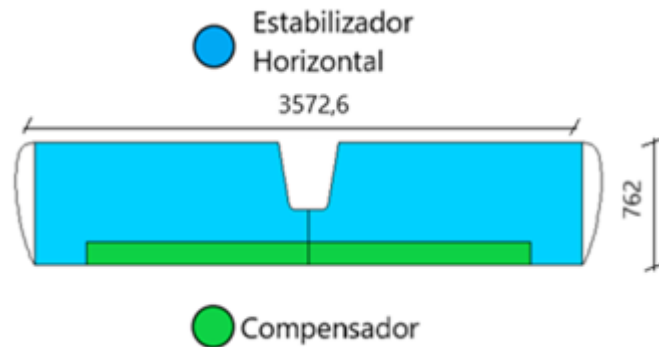


Figura 5. Disposición y partes que componen el empenaje de cola de la aeronave.

En este caso, el largo del estabilizador tiene un valor aproximado de 3572,6 mm mientras que el ancho mide aproximadamente 762 mm. Este último se corresponde a su vez con el valor de la cuerda del perfil alar.

En cuanto a la geometría de los perfiles alares, existen diferentes diseños dependiendo de la función que van a desempeñar, la envergadura del ala, y las velocidades que van a alcanzar. No es el mismo perfil alar para un avión de uso militar que está pensado para desempeñar maniobras agresivas a altas velocidades que el que lleva un avión comercial, cuyas maniobras están mucho más suavizadas y siempre se mueven en rangos de velocidades subsónicos.

Se aplica el mismo concepto dentro de un mismo aparato pues, la función principal del ala es la de soportar la mayor carga y generar sustentación. Para lograrlo, la parte superior del perfil debe tener una cavidad mayor que la inferior para conseguir que las corrientes de aire circulen a mayor velocidad por la parte superior (Extradós) que por la inferior (Intradós). No es la misma que la del ala de cola, que los valores de carga son menores y cuya única función es la de controlar el aparato. De este modo, el perfil alar requerido para el estabilizador tenía que ser simétrico de manera que no generase sustentación, ni positiva ni negativa, con ángulo de ataque nulo.

Ante la ausencia de datos, se ha propuesto un modelo de perfil alar muy similar al que monta el aparato y que cumple con los requisitos de simetría mencionados. Se trata del perfil S9032 (Figura 6) con una cuerda de 762 mm.

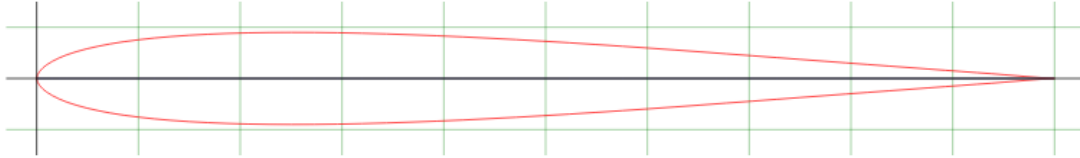


Figura 6. Perfil alar NACA S9032 Simétrico.

MODELO BÁSICO

Se modela un diseño 3D de geometría más básica cuyo objetivo principal es el de observar de manera visual el comportamiento del compensador una vez aplicadas las cargas necesarias y cuya sección se puede observar en la Figura 7.

No se ha profundizado en las curvas del modelo, sino que se ha optado por una definición geométrica con ángulos rectos que simplifica el diseño. Además, para poder simular la estructura interna que tiene el perfil, se han aplicado condiciones de contorno reflejadas en la *Figura 27* del ANEXO III.

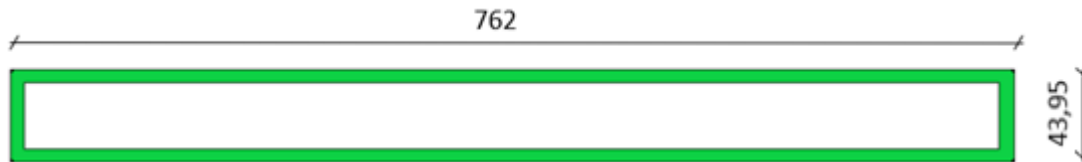


Figura 7. Diseño sección modelo básico según perfil S9032 (Cotas en mm)

Este modelo básico tiene la particularidad de que se le ha alterado la densidad en aras de simular la oquedad en su interior. Básicamente se ha realizado una adaptación de una extrusión maciza a una extrusión hueca en su interior disminuyendo la densidad del material hasta conseguir un peso aproximado al de la geometría hueca. El cálculo en detalle de esta modificación puede encontrarse en el ANEXO II.

Por desgracia, a su vez esto ha hecho que los datos obtenidos no sean muy rigurosos. Por este motivo, el modelo ha servido solo como guía para entender de manera visual las modificaciones que sufre el compensador al verse excitado por la presencia de cargas estructurales.

MODELO REALISTA

Para poder obtener el valor preciso en los resultados, se ha precisado de un modelo más complejo que respeta y se asemeja en gran medida al modelo real. Dentro de este modelo, se pueden apreciar la construcción de los largueros y costillas que otorgan rigidez a la estructura. En este caso, las condiciones de contorno se limitan a un

empotramiento y a la presión sobre el estabilizados (Reflejadas en la Figura 24 del ANEXO III). Además, se han generado propiamente dichos elementos internos tal y como estaría fabricado en un avión real. En la Figura 8 se distingue la composición interna de un perfil genérico.

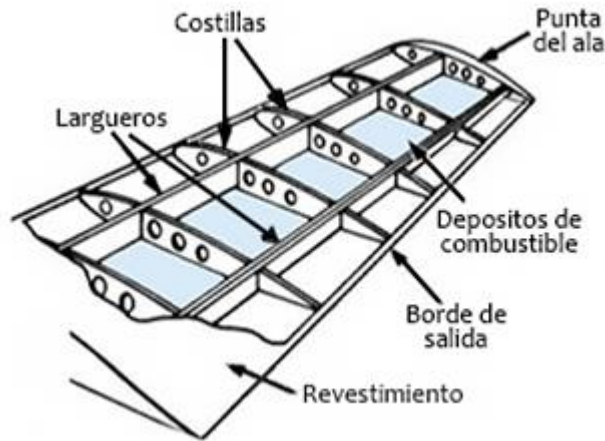


Figura 8. Composición interna de un ala

Distinguimos entre largueros y costillas. Por hacer un símil, los largueros cumplen con la misma función que la columna vertebral. Es decir, otorgan rigidez al elemento. Desde estos nacen las costillas que, al igual que en el cuerpo humano y el caso anterior, aparte de dar rigidez delimitan el volumen que va a tener la cavidad. Para los largueros aportan rigidez a flexión y las costillas actúan sobre el pandeo del extradós y el intradós evitándolo en la manera de lo posible.

En las costillas se aprecian una serie de orificios. Estos orificios cumplen varias funciones. Por un lado, permiten el paso de cables, válvulas y tubos de una cavidad a otra y a su vez, del mismo modo que pasa en los perfiles estructurales, son partes del diseño que no trabajan por lo que se dispone de una oquedad en aras de ahorrar material.

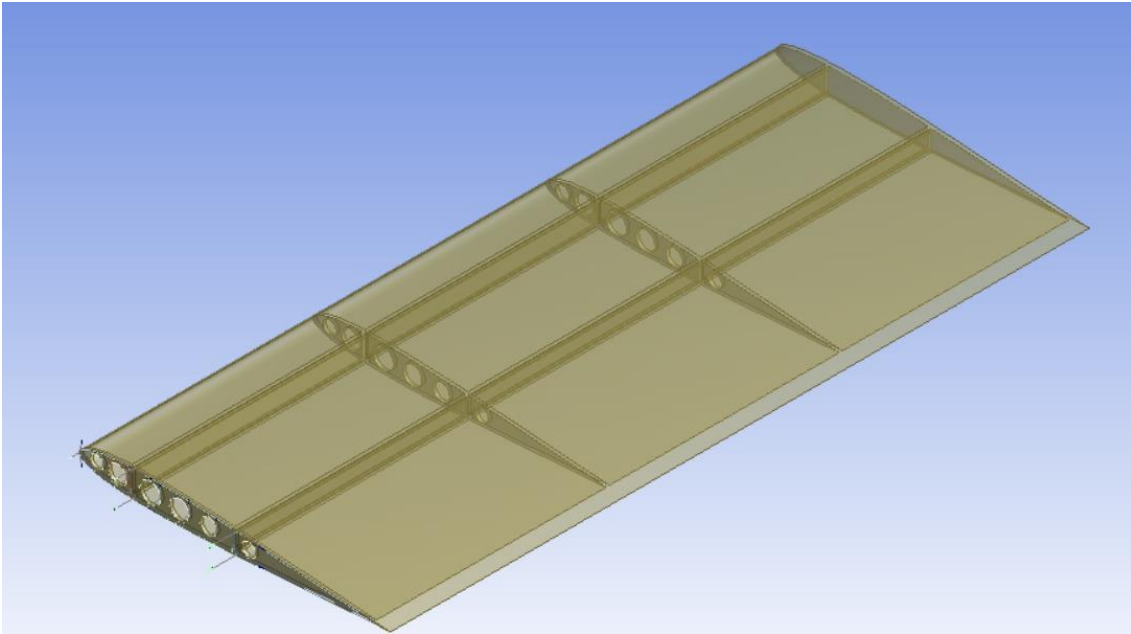


Figura 9. Modelo 3D realista junto con composición interna.

En la Figura 9, se aprecia el interior del modelo donde se encuentran 4 costillas, 2 centrales y 2 en el extremo con sus respectivas oquedades. Todo ello recubierto por una capa de 3mm de espesor. En este caso, se trata la mitad derecha del estabilizador horizontal. Esto quiere decir que en el lateral izquierdo se encuentra una pieza exactamente igual a esta en dimensiones y distribución de costillas y largueros. Solo se ha trabajado con una mitad por lo que los modos de vibración que se obtienen más adelante corresponden con los modos de vibración simétricos debido a las limitaciones de la licencia de ANSYS.

3. ESTUDIO EN ESTÁTICO: LIBRE DE CARGAS

La premisa de este estudio es analizar el comportamiento del estabilizador cuando el aparato se encuentra en tierra por lo que, en realidad, no está libre de cargas, sino que actúa el peso propio. Se ha denominado de esta manera para diferenciarlo del caso con cargas aerodinámicas aplicadas.

Con la geometría ya creada y definida en su totalidad, se ha pretendido diseñar un estado de referencia que sirva como guía para apreciar la cuantía del resto de resultados posteriores.

Para llevarlo a cabo, ANSYS dispone de una herramienta que simula la acción gravitacional sobre los objetos diseñados. Para este apartado, se ha trabajado con los dos modelos, tanto el básico como el realista. Permitiendo así una comparación entre ambos. Todos los cálculos realizados y las condiciones del estudio en estático están definidas y reflejadas en el ANEXO III.

De este modo, en esta memoria se han reflejado los resultados obtenidos, así como sus valoraciones.

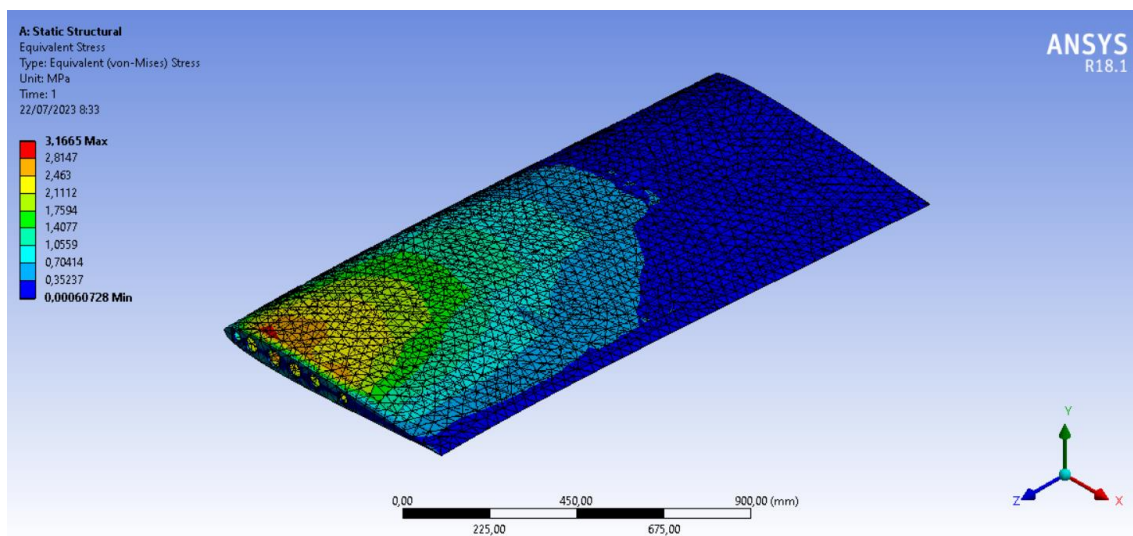


Figura 10. Resultado ANSYS Estado libre de cargas. Tensión equivalente von Mises- Modelo realista.

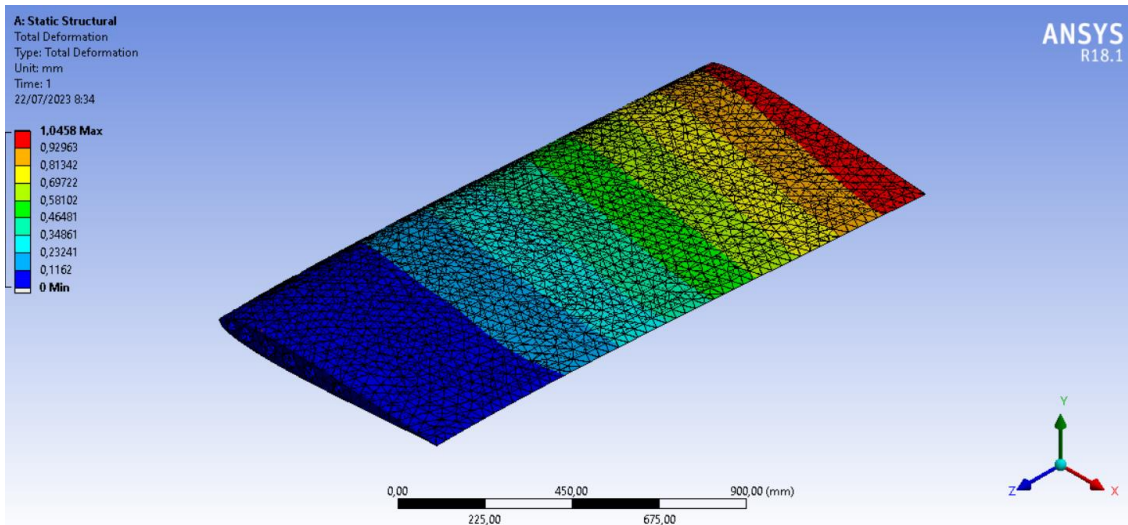


Figura 11. Resultado ANSYS Estado libre de cargas. Desplazamientos- Modelo realista

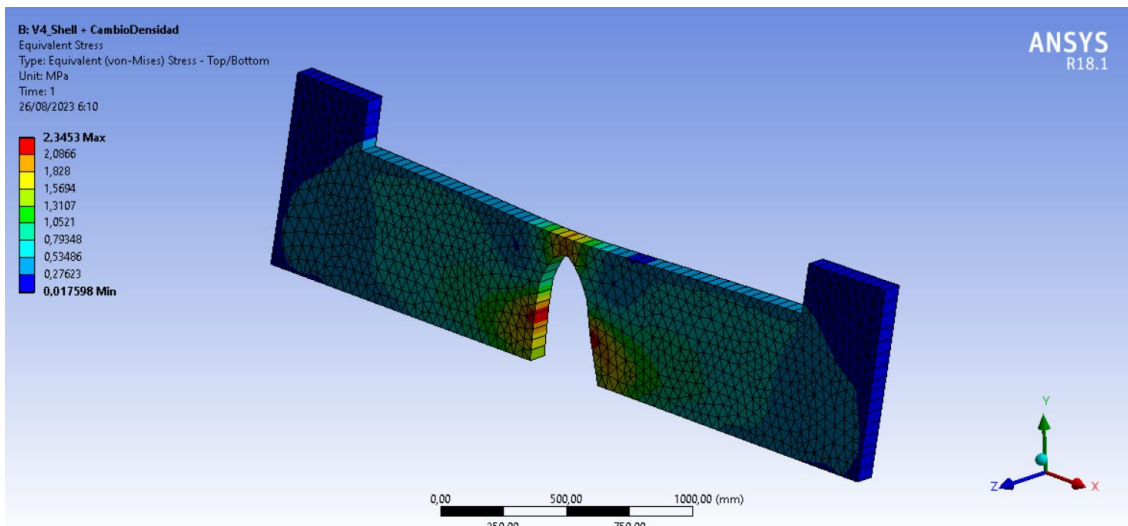


Figura 12. Resultado ANSYS Estado libre de cargas. Tensión equivalente von Mises- Modelo básico.

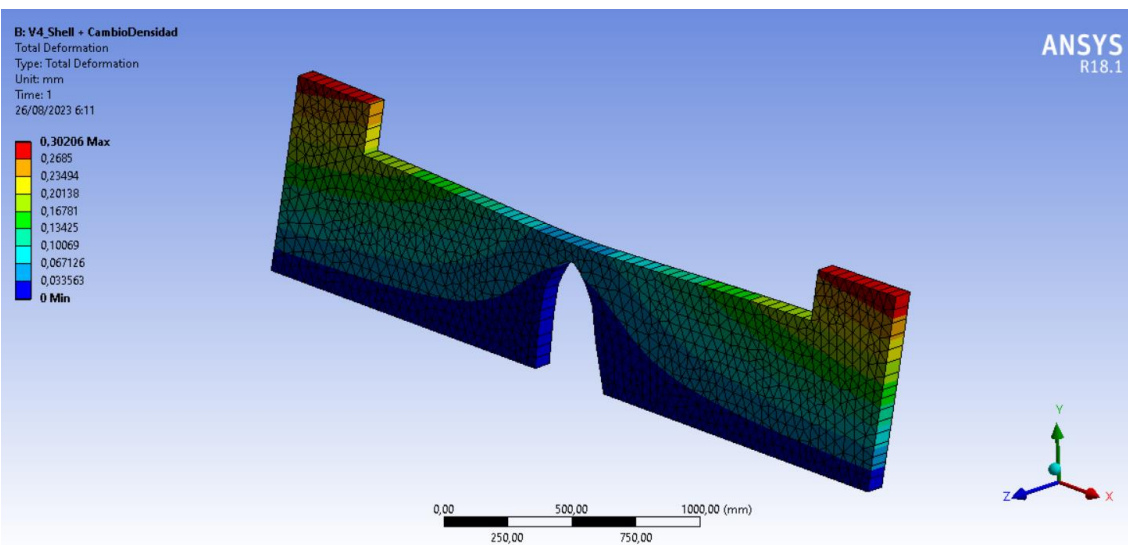


Figura 13. Resultado ANSYS Estado libre de cargas. Desplazamientos- Modelo básico

TABLA DE RESULTADOS

MODELO	TENSION EQ. VON MISES [MPa] (Valores máximos)	DESPLAZAMIENTOS [mm] (Valores máximos)
REALISTA	3,165	1,045
BÁSICO	2,345	0,302

Tabla 1. Resultados Estudio libre de cargas – Modelo básico y modelo realista.

Nota 1: Sólo se anotan los valores máximos de las tensiones y desplazamientos puesto que los mínimos resultan intrascendentes para el estudio.

VALORACIONES

Tal y como se puede apreciar en los resultados, dado que la carga aplicada es muy baja los valores de tensión y deformación van acorde. Como era previsible, ninguno de los valores supera el límite elástico del material.

En cuanto a la comparativa entre tensiones, los resultados sufren una variación notable (del 30%) mientras que, en los desplazamientos, las variaciones entre los dos modelos son mucho mayores (del 70%) y se han tenido en cuenta.

El hecho de que los porcentajes sean grandes lleva a pensar que el modelo básico presenta mayores errores en los resultados debido a la modificación de densidad llevada a cabo.

4. ESTUDIO EN ESTÁTICO CON APLICACIÓN DE CARGAS

Una vez que ya se conocen los resultados de los modelos de referencia en el caso de estudio libre de cargas en estático, se ha procedido a realizar el estudio principal de este trabajo.

La premisa de este estudio, parte del supuesto en el que la aeronave se encuentra en pleno vuelo y operando a la máxima velocidad de diseño. Bajo estas condiciones, el piloto realiza una maniobra agresiva en la que usa el estabilizador horizontal para provocar un aumento en el ángulo de cabeceo de la aeronave. El uso del estabilizador conlleva la variación del ángulo de éste con respecto a su horizontal de tal manera que la superficie de exposición respecto al viento aumenta considerablemente.

ANSYS realiza el análisis por el método de elementos finitos, pero para ello se debe introducir una carga en la superficie que se ve afectada. Dicha carga se introduce en forma de presión (MPa) y se ha obtenido manualmente. Si bien los cálculos y explicaciones exhaustivas se encuentran recogidas en el ANEXO IV, en concepto general el procedimiento es el que sigue:

Los datos de velocidades máximas de operación son extraídos del POH (Pilot Operative Handbook), que recoge toda la información de operación y mantenimiento que el fabricante considera necesaria para su correcto funcionamiento. El ángulo máximo de operación del perfil nos lo da las gráficas de coeficiente de sustentación y de arrastre (C_L y C_D respectivamente) en función del ángulo con respecto a su horizontal para el perfil S9032, aproximadamente en el punto de inflexión de la mayor de las curvas. Se ha elegido ésta para un flujo de carácter turbulento (Re elevado).

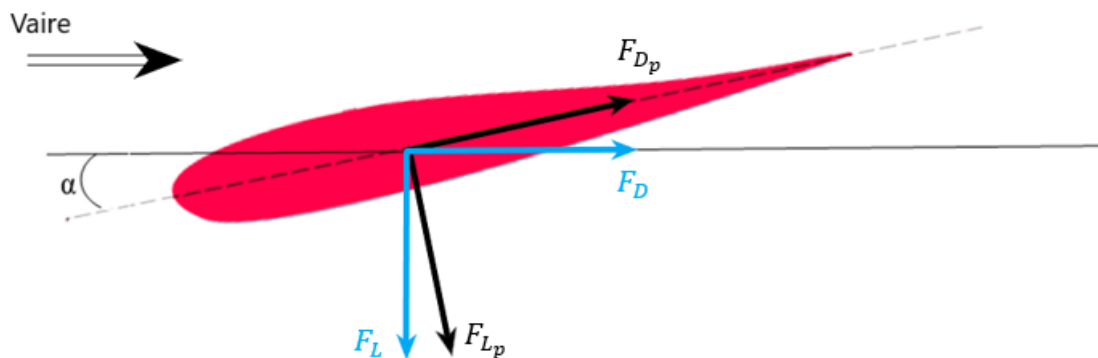


Figura 14. Diagrama del sólido libre del estabilizador horizontal. Solo fuerzas generadas por viento.

$$C_L = \frac{F_L}{A_{TOT} * \rho_{Aire} * \frac{v_{Aire}^2}{2}} \quad C_D = \frac{F_D}{A_{TOT} * \rho_{Aire} * \frac{v_{Aire}^2}{2}}$$

Donde C_L , C_D , F_D , F_L son los coeficientes y fuerzas de sustentación (Lift) y de arrastre (Drag) respectivamente. Y, según gráficas,

$$C_D = 0,035 \quad C_L = -1,4$$

Para el cálculo de la presión, hace falta conocer la fuerza resultante.

$$F_{Dp} = F_D * \cos(15^\circ) + F_L * \text{sen}(15) = 317,78 - (3410,16) = 3727,94 \text{ N}$$

$$F_{Lp} = -F_D * \text{sen}(15^\circ) - F_L * \cos(15) = -85,25 - 12726,07 = -12811,32 \text{ N}$$

$$F_{Resultante} = \sqrt{F_{Lp}^2 + F_{Dp}^2} = 13342,29 \text{ N}$$

Con lo que resulta

$$P_{aire} = \frac{F_{Resultante}}{A_{TOTAL}} = \frac{13342,29 \text{ [N]}}{2324995,7 \text{ [mm}^2\text{]}} = 5,74 * 10^{-3} \text{ [Mpa]}$$

Con el dato de presión ya introducido en ANSYS sobre la superficie superior (extradós), se calcula la distribución de tensiones y desplazamientos que sufre el estabilizador. A raíz de la diferencia de resultados obtenida en el estudio libre de cargas, en este solo se ha tenido en cuenta los valores obtenidos en el modelo Realista

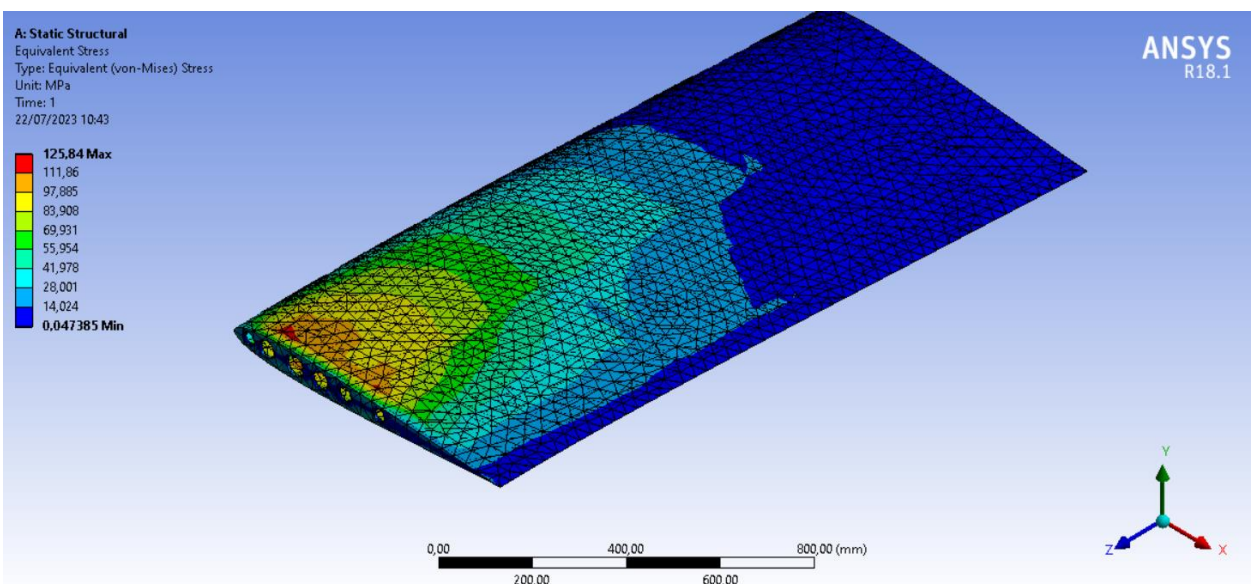


Figura 15. Resultado ANSYS Estado Aplicación de cargas. Tensión equivalente Von Mises- Modelo realista

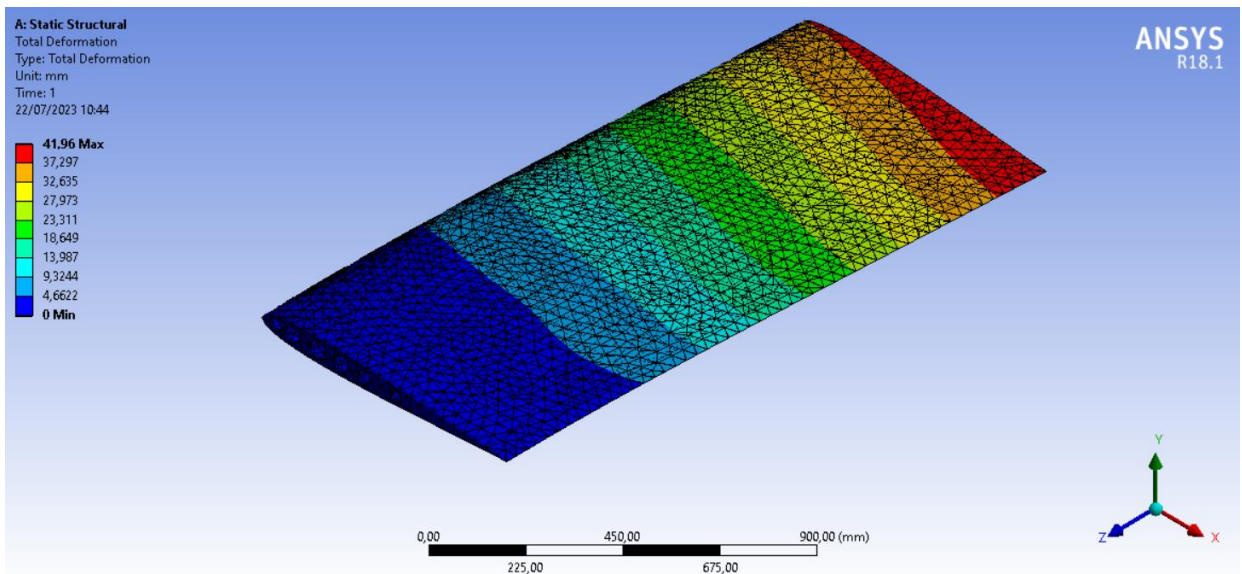


Figura 16. Resultado ANSYS Estado Aplicación de cargas. Desplazamientos- Modelo realista

TABLA DE RESULTADOS

MODELO	TENSION EQ. VON MISES [MPa] (Valores máximos)	DESPLAZAMIENTOS [mm] (Valores máximos)
REALISTA	125,84	41,96

Tabla 2. Resultados Estudio aplicación de cargas – Modelo realista.

VALORACIONES

Se observa una tensión máxima de 125 MPa localizada en el punto de amarre del componente al aparato. Esta sigue siendo inferior al límite elástico del material por lo que se puede afirmar que no plastificaría ni sufriría deformaciones permanentes.

En cuanto a los desplazamientos, la mayor flecha la recibe el extremo como era de esperar. Con un valor total de aproximadamente 42 mm, la variación es considerable pero asumible.

Cabe destacar que se trata de una maniobra puntual de unos pocos segundos para evitar así el incremento de fuerzas G tanto sobre los tripulantes como sobre el fuselaje del aparato.

5. FENÓMENO FLUTTER

INTERPRETACIÓN DE “FLUTTER”

De manera adicional, puesto que no era objeto de estudio, se ha decidido llevar a cabo un análisis contra el fenómeno aerodinámico Flutter.

Se trata de un acontecimiento en el que las alas de las aeronaves se encuentran sometidos a una excitación que, debido a sus propiedades, se propaga e incluso aumenta haciendo que el piloto pierda el control sobre las superficies de vuelo o en el peor de los casos, que el aparato sufra daños estructurales.

Como su propio nombre indica, “Flutter” significa “aleteo” y recibe esta designación por los movimientos oscilantes que tienen lugar a lo largo de toda el ala y que se asemejan a los aleteos de los pájaros. Sin embargo, se trata de un fenómeno desagradable y violento perjudicial llegando fácilmente a destruir la aeronave y para el que los aparatos deben estar preparados.

El fenómeno tiene lugar cuando una corriente de aire, perturba el estado fundamental del ala y genera una oscilación. En una situación normal, esta perturbación se amortigua y acaba disipándose, gracias a las propiedades mecánicas y elásticas del material. Sin embargo, si esta perturbación tiene lugar a unas frecuencias determinadas, puede coincidir con los modos fundamentales de vibración del material y generar un movimiento periódico, es entonces cuando hay riesgo de daños estructurales.

ANÁLISIS

Este análisis tiene como objetivo el de hallar los modos de vibración del estabilizador valiéndose de la herramienta modal que incorpora ANSYS. Para este caso, se han hallado los 50 primeros modos fundamentales de vibración para el material de construcción, una aleación de aluminio.

El análisis modal se puede realizar de manera totalmente independiente del de tensiones y desplazamientos pues, para llevarlo a cabo, no hace falta que esté sometido a cargas, sino que con la geometría, material y condiciones de contorno es suficiente.

MODOS FUNAMENTALES DE VIRBACIÓN PARA ALEACIÓN DE ALUMINIO SEGÚN GEOMETRÍA

Mode	Frequency [Hz]				
1 y 2	19,186	19	537,21	36	845,5
3	79,797	20	590,76	37	865,78
4	110,56	21	605,22	38	896,91
5	157,9	22	633,94	39	899,44
6	191,99	23	642,18	40	912,52
7	219,7	24	654,55	41	924,54
8	272,3	25	664,19	42	932,95
9	290,34	26	669,18	43	962,61
10	317,37	27	673,86	44	989,48
11	404,12	28	676,25	45	1008,1
12	408,88	29	689,67	46	1025,1
13	421,42	30	700,09	47	1031,5
14	422,73	31	728,24	48	1042,6
15	445,96	32	735,87	49	1066
16	462,13	33	753,93	50	1072,1
17	483,03	34	770,35		
18	500,55	35	809,26		

Tabla 3. Resultados Estudio contra fenómeno Flutter – Modelo realista.

Las imágenes de los primeros 10 modos de vibración de la tabla 3 se encuentran en el Anexo V en el que se pueden visualizar los puntos más críticos dependiendo del modo en el que se encuentre. En este mismo anexo, se ha llevado a cabo el cálculo de la frecuencia principal de excitación a la que estaría sometida la aeronave (Generada por el propio motor).

VALORACIÓN

Teniendo en cuenta la frecuencia máxima que puede llegar a producir el motor (45 Hz), aquellas frecuencias que se encuentran entre 0 y 45 Hz serán los susceptibles de excitar los distintos modos de vibración calculados en la Tabla 3. De ahí que, para la aleación de aluminio, la frecuencia generada por el motor pueda hacer que se excite el primer modo de vibración (a 19,186 Hz). Esto podría parecer peligroso, pero, dado que el primer modo se corresponde con un comportamiento puramente de “aleteo” en el que no se incluye la torsión, no se auto excita al no haber desprendimiento de fluido y, por lo tanto, no existe peligro para la aeronave. De ahí en adelante, en caso de que la perturbación se produzca a las frecuencias 79,797 Hz, 110,56 Hz... que se corresponde con los modos de vibración 3, 4... que involucren torsión y autoexcitación (por acción del aire) se generará resonancia por lo que, de no mitigarse, sería perjudicial y dañino. Es decir, se produciría Flutter.

Comparando ambos modelos, básico (Ubicado en ANEXO V. No incluido en memoria) y realista, se puede apreciar que la notable diferencia entre los valores de las frecuencias de un modelo y otro, dejando claro así que los resultados del modelo básico conllevan muchos errores.

MANERA DE EVITARLO

Según la información recabada en numerosos dominios web, una manera de prevenir o evitar en gran medida el Flutter pasaría por rigidizar los componentes estructurales del ala para evitar las vibraciones (pero no tanto como para impedir que el ala pierda toda su flexibilidad, necesaria para un diseño eficiente) o bien volar a velocidades más bajas donde las perturbaciones son menores.

Este primer argumento ha servido como punto de partida para realizar la propuesta de mejora comentada más adelante, cambiando así el material de construcción.

6. ESTUDIO A FATIGA

Por otro lado, se ha llevado a cabo un estudio a fatiga en el que, partiendo de una premisa de frecuencia de ocurrencia, se ha llevado a cabo una estimación simple de la durabilidad del componente.

El análisis se ha llevado a cabo mediante la herramienta “Fatigue Tool” de ANSYS que, entre otras cosas, proporciona la vida útil. Para los resultados que muestran a continuación, la vida útil del estabilizador viene expresada en ciclos.

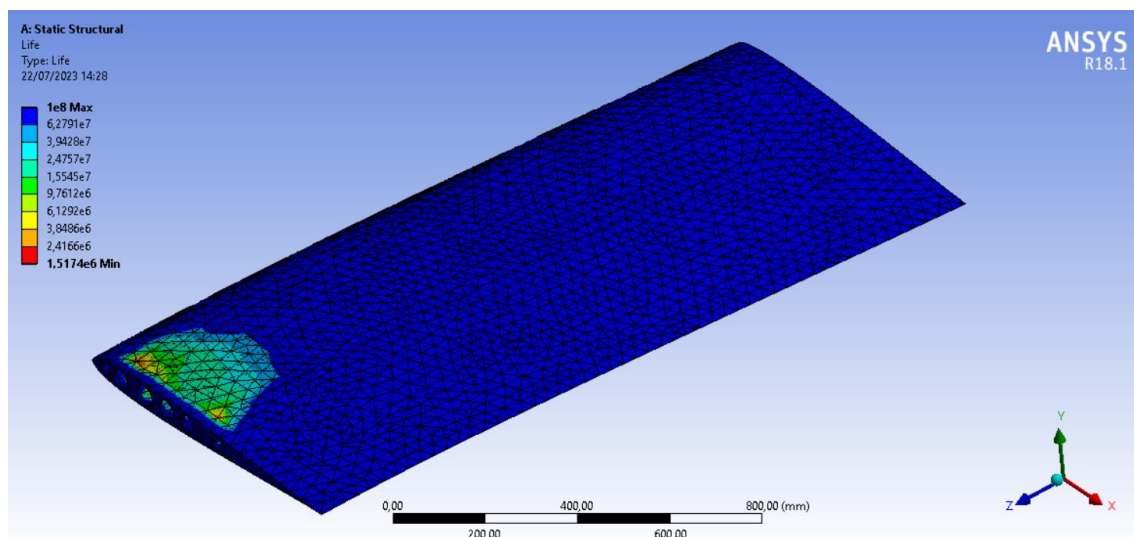


Figura 17. Resultado ANSYS Estudio a fatiga. Vida útil- Modelo realista

Para llevar a cabo la estimación de vida útil, se han supuesto o tenido en cuenta los parámetros mostrados:

AÑO FABRICACION APARATO	1967
ESTIMACION FRECUENCIA DE OCURRENCIA DEL SUCESO	1 suceso / 55 vuelos
FRECUENCIA USO APARATO	4 vuelos / día

Tabla 4. Datos técnicos aeronave Piper PA 28 - 181.

Suponiendo que el aparato ha operado una media de 4 vuelos diarios, que la frecuencia de ocurrencia del suceso es de 1 por cada 55 vuelos y que el aparato ha estado en el aeroclub desde el año de su fabricación.

Según el dominio web Idearagon, llueve una media de 92 días al año en Zaragoza aeropuerto. Este aparato, no puede operar en días de lluvia por lo que, en total, quedan 273 días en los que el aparato puede volar. Asumiendo el escenario más desfavorable, el aparato volaría todos los días de esos 273.

$$273 * 4 = 1092 \left[\frac{\text{vuelos}}{\text{año}} \right]$$

De modo que tienen lugar

$$\frac{1092}{55} = 19,85 \frac{\text{sucesos}}{\text{año}}$$

Por lo que, si consideramos que cada suceso corresponde a un ciclo de vida, y siendo los resultados de ANSYS

$$n^{\circ} \text{ ciclos máximos} = 1,51E6 \text{ ciclos}$$

Desde 1967 hasta 2023 transcurren 56 años por lo que:

$$56 \text{ años} * 19,85 \frac{\text{ciclos}}{\text{año}} = 1111,6 \text{ ciclos}$$

Por lo que, la vida útil restante del componente se calcularía de la diferencia

$$1,51E6 - 1111,6 = 1508888,4 \text{ ciclos restantes hasta aparición de daño}$$

VALORACIÓN

A raíz de los resultados de la vida a fatiga, se puede afirmar que los daños por fatiga debidos a la repetición de este suceso quedan descartados considerando el elevado número de ciclos restante y la vida útil media de una aeronave con este uso.

7. PROPUESTA DE MEJORA

Con todos los cálculos realizados con material de aleación de aluminio y con la intención de mejorar las propiedades mecánicas del estabilizador, se ha llevado a cabo una variación en el modelo.

Para esta propuesta, se ha mantenido la geometría y el resto de parámetros invariables y se han llevado a cabo los mismos análisis a excepción del de fatiga pues como se ha visto, al ser tan grande la vida útil calculada con la aleación de aluminio, carece de sentido calcularla.

En concreto, se ha sustituido el material de fabricación por fibra de carbono con formato unidireccional. Se trata de una opción perfectamente viable pues los nuevos aviones que se fabrican hoy en día están diseñados con materiales compuestos.

Se pretende conseguir una elevada resistencia y mejora del conjunto de las propiedades mecánicas que, además, aumentan la eficiencia del aparato pues, el peso de la aeronave se ve reducido considerablemente.

RESULTADOS

Del mismo modo que en los casos anteriores, se llevan a cabo los cálculos de los dos modelos para el estado libre de cargas y solo del modelo realista para el de aplicación de cargas.

ESTADO LIBRE DE CARGAS

MODELO	TENSION EQ. VON MISES [MPa] (Valores máximos)	DESPLAZAMIENTOS [mm] (Valores máximos)
REALISTA	1,62	4,7
BÁSICO	0,54	0,53

Tabla 5. Resultados Estudio libre de cargas con fibra de carbono – Modelo básico y modelo realista.

Se distinguen valores menores que con aleación de aluminio, aunque permanecen

ESTADO APLICACIÓN DE CARGAS

MODELO	TENSION EQ. VON MISES [MPa] (Valores máximos)	DESPLAZAMIENTOS [mm] (Valores máximos)
REALISTA	117,77	344,63

Tabla 5. Resultados Estudio aplicación de cargas con fibra de carbono – Modelo realista.

MODOS FUNDAMENTALES DE VIBRACIÓN PARA FIBRA DE CARBONO SEGÚN GEOMETRÍA

Mode	Frequency [Hz]				
1	9,0075	18	316,07	35	451,7
2	45,193	19	317,09	36	476,05
3	54,715	20	322,36	37	503,39
4	76,827	21	328,91	38	520,67
5	78,406	22	330,8	39	526,71
6	117,62	23	333,64	40	531,35
7	135,59	24	351,18	41	538,75
8	160,63	25	354,28	42	543,71
9	172,94	26	361,87	43	548,19
10	200,92	27	375,82	44	560,18
11	225,43	28	381,34	45	562,57
12	227,12	29	384,2	46	565,79
13	231,75	30	398,36	47	578,35
14	251,41	31	402,16	48	582,36
15	285,34	32	420,03	49	596,99
16	289,89	33	424,49	50	610,05
17	296,92	34	431,75		

Tabla 6. Resultados Estudio contra fenómeno Flutter con fibra de carbono – Modelo realista.

Si se realiza una comparación con los resultados de los modos de vibración de la aleación de aluminio del modelo realista, se destaca que todos los resultados tienen un valor ligeramente menor en el modelo de fibra de carbono.

En el análisis de tensiones del estudio con cargas aplicadas, la fibra de carbono presenta una reducción de un 10% con respecto a la aleación.

En mayor medida ocurre con los modos fundamentales de vibración en el análisis contra Flutter, en el que los valores de las frecuencias con la fibra decaen alrededor de un 53%.

Esta diferencia es debida a la gran variación de rigidez entre ambos materiales. Sin embargo, si se comparan los resultados de los desplazamientos del modelo realista con fibra y el realista con aleación, se percibe un incremento de más del 500% generando así una mayor flecha. Esto permite afirmar que la fibra de carbono unidireccional presenta mayor rigidez que la aleación de aluminio y, por lo tanto, menores desplazamientos.

8. CONCLUSIONES

La intención de este trabajo era la de analizar los posibles problemas que pudiera presentar el componente ante una situación crítica y que pudiera suceder numerosas ocasiones a lo largo del tiempo.

Evalrados los resultados obtenidos a lo largo de todo el estudio se concluye que ante las condiciones de la maniobra anteriormente descritas y a pesar de los años en servicio que lleva el aparato, las tensiones que soporta el estabilizador horizontal están muy por debajo del límite elástico de los materiales en los que está fabricado, tanto la fibra de carbono como la aleación de aluminio pudiendo afirmar así que no sufriría deformaciones permanentes debido a este tipo de maniobra.

Del mismo modo, los valores de los desplazamientos obtenidos tras el análisis no suponen un peligro para la aeronave si bien es cierto que, al trabajar con fibra de carbono, estos crecen de manera cuantiosa y que, para futuros proyectos, debería ser un punto a tener en cuenta.

Finalmente, con los estudios llevados a cabo de fatiga y análisis frente a Flutter, se determina que la vida útil del componente todavía es muy elevada teniendo en cuenta única y exclusivamente el suceso de maniobra descrito y que, a pesar de que técnicamente es posible que ocurra, conocidas las frecuencias de excitación fundamentales de los materiales, los fabricantes pueden asegurar en mayor o menor medida los aparatos frente a este fenómeno.

Queda en evidencia que, a día de hoy, es seguro realizar este tipo de maniobra con este modelo de aparato y teniendo en cuenta los datos con los que se ha trabajado.

PROFUNDIZACIÓN Y MEJORA

En aras de reducir los desplazamientos sufridos en el caso del estabilizador compuesto completamente por fibra de carbono, se plantea la posibilidad de trabajar con otros materiales, reduciendo la presencia de fibra. Es decir, plantear un estabilizador compuesto por más de un material para no estar a merced de las propiedades de uno solo. Este estudio simplemente refleja y justifica por qué los fabricantes de aeronaves, al contrario de lo que hacían antaño, ya no fabrican los fuselajes en un solo material, sino que combinan varios hasta obtener la mejor relación entre resistencia, eficiencia, comportamiento y seguridad.

9. BIBLIOGRAFÍA

1. Enlace web Video Explicativo del Flutter e información
https://www.youtube.com/watch?v=XDegHskV_Bg
<https://gatovolante.com/2015/03/15/aerodinamica-el-flutter/#:~:text=El%20problema%20puede%20prevenirse%20volando,m%C3%A1s%20r%C3%ADgida%20para%20evitar%20vibraciones.>
2. Enlace web Video explicativo ANSYS
https://www.youtube.com/watch?v=k_rkUM4c_Qo
<https://www.youtube.com/watch?v=bhkuDKDLYWM>
<https://www.youtube.com/watch?v=ifrPAN6r5P0>
<https://www.youtube.com/watch?v=DxLW6KIVgdk>
<https://www.youtube.com/watch?v=DxLW6KIVgdk>
https://www.youtube.com/watch?v=_ZkEXHEQ2o8
<https://www.youtube.com/watch?v=THOTI6Jocfc>
<https://www.youtube.com/watch?v=dyT57Q7OxPs>
13. Enlace web Perfil alar principal y estabilizador, respectivamente, Piper PA 28-181.
<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca652415-il>
<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=s9032-il>
8. Enlace web Tipos de alas según Wikipedia
https://es.wikipedia.org/wiki/Ala_%28aeron%C3%A1utica%29
9. Enlace web Idearagon. Consulta lluvias medias anuales
<https://idearagon.aragon.es/atlas/Aragon/info/medio-natural/climatologia/n--de-dias-de-lluvia-en-el-mes-ano>
20. Enlace web Información sobre la fatiga
<http://www.iberisa.com/soporte/fatiga/intro.htm>
15. Enlace web Piper Aircraft (Datos del aparato)
 Piper.com
 Airliners.net
 AircraftBluebook.com
<https://ntrs.nasa.gov/>
16. Información extraída de los siguientes libros
 Principles of Flight Simulation" de David Allerton
 Aircraft Design: A Conceptual Approach" de Daniel P. Raymer
17. Apuntes asignatura Mecánica del sólido deformable
18. Apuntes asignatura Resistencia de Materiales