Escola Tècnica Superior d'Enginyeries
Industrial i Aeronàutica de Terrassa
UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

Titulación:

INGENIERÍA AERONÁUTICA

Alumno:

GONZALO BELMONTE RODRÍGUEZ

Título PFC:

ESTUDIO COMPUTACIONAL DE LA INTERACCIÓN FLUIDO-ESTRUCTURA EN UN GLOBO AEROSTÁTICO

Tutor del PFC:

JORDI MARCÉ NOGUÉ

Colaborador PFC:

LLUÍS GIL ESPERT

Convocatoria de entrega del PFC:

ENERO 2011

Contenido de este volumen:

- MEMORIA -

Estudio computacional de la interacción fluido-estructura en un globo aerostático

MEMORIA

Esta página está intencionadamente en blanco

AGRADECIMIENTOS

Deseo dejar constancia de mi agradecimiento a mi tutor Jordi Marcé Nogué, que ha sido una gran fuente de apoyo, conocimiento y motivación, y a Jorge Salas Solanilla por su valiosa ayuda a la hora de tratar muchos de los temas expuestos en el proyecto.

También he de agradecer la ayuda mostrada por Jordi Vives Talló, técnico de aeronavegabilidad y diseño de ULTRAMAGIC, por todos los consejos, documentos y fundamentos teóricos expuestos.

Finalmente, y no por ellos menos importante, he de agradecer el gran apoyo que he recibido por parte de mi familia a la hora de realizar este proyecto. Y de igual modo, agradecer a mis compañeros de la ETSEIAT no solamente por el tiempo transcurrido durante la realización de este proyecto, si no por todo el tiempo que hemos pasado estos años en la universidad trabajando juntos.

ÍNDICE

ÍNDICE 4

ÍNDICE DE FIGURAS 6

GLOSARIO 7

RESUMEN 10

1. OBJETIVO DEL PROYECTO 11

2. JUSTIFICACIÓN DEL PROYECTO 12

3. ALCANCE DEL PROYECTO 13

3.1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA 13

3.2. ESTUDIO REALIZADO 13

4. DESARROLLO TEÓRICO 15

4.1. GLOBOS AEROSTÁTICOS 15

4.1.1 HISTORIA 15

4.1.2. TIPOS DE GLOBOS AEROSTÁTICOS 17

4.2. GLOBOS DE AIRE CALIENTE 18

4.2.1. PARTES DEL GLOBO 19

4.2.2. GENERACIÓN DE LA SUSTENTACIÓN 20

4.3. CONDICIONES ATMOSFÉRICAS 21

4.3.1. INTERNATIONAL STANDARD ATMOSPHERE (ISA) 21

4.3.2. TRANSFERENCIA DE CALOR 23

4.4. FUNDAMENTOS TEÓRICOS DE CÁLCULO DE ESTRUCTURAS 23

4.5. FUNDAMENTOS TEÓRICOS DE CÁLCULO FLUIDODINÁMICO 25

4.6. APROXIMACIÓN DE PRESIONES HIDROSTÁTICAS A GLOBOS AEROSTÁTICOS 28

5. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA 30

5.1. PUNTO DE DISEÑO DEL GLOBO 30

5.2. CONDICIONES DE CONTORNO EXTREMAS 31

6. ESTUDIO ANALÍCO 32
6.1. DESARROLLO Y OBJETIVO 32
6.2. RESULTADOS 32
6.2.1. DENSIDADES EXTERNA E INTERNA DEL GLOBO 32
6.2.2. FUERZA DE FLOTACIÓN Y CARGA DE PAGO 33
6.2.3. GRADIENTE DE PRESIONES INTERNO 34
7. ESTUDIO FLUIDODINÁMICO 36
7.1. OBJETIVO 36
7.2. DESARROLLO 36
7.2.1. MALLA 36
7.2.2. PROPIEDADES DEL VOLUMEN DE CONTROL 38
7.3. RESULTADOS 39
8. ESTUDIO ESTRUCTURAL 43
8.1. OBJETIVO 43
8.2. DESARROLLO 43
8.2.1. MATERIALES UTILIZADOS 43
8.2.2. MALLA 44
8.2.3. CONDICIONES DE CONTORNO 46
8.3. RESULTADOS 46
9. IMPACTO MEDIOAMBIENTAL 50
10. CONCLUSIONES 51
10.1. RESUMEN 51
10.2. CONTRIBUCIONES 51
11. FUTURAS AMPLIACIONES Y SEGUIMIENTO 52
12. REFERENCIAS 53

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1: Clasificación tipos de aeronaves 15
Figura 2: Primer globo de los hermanos Montgolfier 16
Figura 3: Globos de aire caliente 17
Figura 4: Hidemburg en el momento que el hidrógeno empezó a arder 18
Figura 5: Esquema de las diferentes partes de un globo de aire caliente 20
Figura 6: Techo de los diferentes tipos de aeronaves 22
Figura 7: Ejemplo de un volumen de control discretizado 26
Figura 8: Globo ULTRAMAGIC serie V modelo 56 30
Figura 9: Densidad interna y externa del aire en condiciones ISA y T_i= 120^{o}C 33
Figura 10: Fuerza de flotabilidad y PL en condiciones ISA y T_i= 120^{o}C 34
Figura 11: Gradiente de presiones interno para T_i= 120^{o}C 35
Figura 12: Vista isométrica del volumen de control mallado 37
Figura 13: Superficie donde se ha realizado la opción *Inflation* 37
Figura 14: Superficies simétricas del volumen de control 38
Figura 15: Líneas de corriente del aire interno del globo 40
Figura 16: Gradiente de presiones interno al que está sometida la vela 41
Figura 17: Gradiente de presiones interno obtenido analíticamente y con CFX 41
Figura 18: Forma transversal del refuerzo de de poliéster 44
Figura 19: Vista isométrica de la superficie mallada 45
Figura 20: Superficie donde se ha aplicado la opción *Convergence* 45
Figura 21: Desplazamientos producidos en la vela 47
Figura 22: Deformaciones producidas en la vela 47
Figura 23: Vista general de las tensiones producidas en los refuerzos 49
Figura 24: Tensiones de Von Mises en la vela 49

GLOSARIO

CFD	Computational Fluid Dynamics
C_p	Cazpacidad calorífica en J/kg·K
E	Módulo de Young en Pa
FEM	Finite element method
F_f	Fuerza de flotación en N
F_{trac}	Fuerza a tracción en N
g	Gravedad en m/s^2
h	Altitud de vuelo en m
h_{tot}	Entalpía total en J
HC_{int}	Coeficiente de convección en W/m2·K
ISA	International Estándar Atmosphere
j	Altura interna del globo en m
k	Conductividad térmica W/K·m
K	Matriz de rigidez
M_{aire}	Masa molecular aire en g
OEW	Peso en vacío del globo en kg
PL	Carga de pago en kg
P_e	Presión del aire externo al globo en Pa
P_i	Presión del aire interno del globo en Pa
P_h	Presión del aire ambiente en función de la altitud ISA en Pa
P_{hidr}	Presión hidrostática en Pa
P_o	Presión ISA a nivel del mar en Pa
P_{ref}	Presión ambiental de referencia en condiciones extremas en Pa
P_{quem}	Potencia del quemador en W
R_{aire}	Constante universal de los gases ideales en J/kg·K
t	Tiempo en s
T_e	Temperatura del aire externo al globo en K
T_i	Temperatura del aire interno del globo en K
T_h	Temperatura del aire ambiente en función de la altitud ISA en K
T_o	Temperatura ISA a nivel del mar en K
VM	Von Mises
u_i	Velocidad del fluido en dirección x
u_j	Velocidad del fluido en dirección y
ε	Deformación
ρ_e	Densidad del aire externo al globo en kg/m^3

ρ_i	Densidad del aire interno del globo en kg/m^3
ρ_o	Densidad ISA a nivel del mar en kg/m^3
λ	Gradiente térmico en K/m
σ	Tensión normal en Pa
σ_{VM}	Tensión de Von Mises en Pa
ν	Coeficiente de Poisson
τ_{ij}	Esfuerzos cortantes en Pa
μ	Viscosidad dinámica en Pa·s

Esta página está intencionadamente en blanco

RESUMEN

De acuerdo con la vía actual para la aprobación estructural de las velas en globos aerostáticos de aire caliente mediante estudios analíticos, se ha creado un nuevo modelo computacional para la su aprobación operacional. Los resultados obtenidos se han comparado con el modelo analítico de cargas utilizado actualmente en la empresa de globos aerostáticos de aire caliente ULTRAMAGIC

Un estudio de la interacción fluido-estructura en la vela de globos aerostáticos se ha llevado a cabo en este proyecto mediante la utilización de software de cálculo fluidodinámico y de análisis de elementos finitos.

1. OBJETIVO DEL PROYECTO

La dificultad que suponen las técnicas experimentales en los elementos de membrana hace que los métodos computacionales sean la fórmula idónea para estudiar i diseñar estos elementos. En este proyecto se propone realizar un análisis utilizando métodos computacionales de la interacción fluido-estructura que se producen en un globo aerostático mediante el método de los elementos finitos y el cálculo fluidodinámico para optimizar el cálculo i diseño mediante los módulos de ANSYS Static Structural y CFX.

2. JUSTIFICACIÓN DEL PROYECTO

Actualmente, los cálculos de cargas y actuaciones en globos aerostáticos de aire caliente en España se realizan de manera analítica, utilizando modelos de presiones internas variando solamente los parámetros de entrada dependiendo del tamaño de la vela que se quiera estudiar. Otros métodos de análisis como pudiera ser la aplicación de elementos finitos a la estructura de la vela solamente se están experimentando y valorando la viabilidad.

Por esta razón, el estudio de la interacción fluido-estructura en globos aerostáticos de aire caliente mediante elementos finitos y programas de cálculo fluidódinamico resulta muy atractivo a la hora de encontrar una solución por una vía diferente de métodos analíticos. Es por esta razón, por la cual se han utilizado los módulos de CFX y Static Structural del software ANSYS Workbench para tratar de obtener el mismo resultado que hoy en día se obtiene de forma analítica, para obtener la viabilidad operacional de las velas de los globos aerostáticos de aire caliente por una vía distinta a la que actualmente se utiliza.

3. ALCANCE DEL PROYECTO

3.1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

- Globos aerostáticos
    - Se explicarán las características de diseño de este tipo de aeronave.
    - Un modelo de cálculo analítico de cargas y actuaciones en velas de globos será expuesto.
- Análisis estructural y fluidodinámico
    - El desarrollo teórico del análisis mediante elementos finitos y el cálculo fluidodinámico será desarrollado.
    - Las ecuaciones constitutivas utilizadas para la configuración de materiales y modelo de fluido serán definidas.
- Punto de diseño
    - El tipo y modelo de vela y el material del que está fabricada, de cesta y de quemador elegidos para el caso de estudio y sus limitaciones operacionales serán detalladas.
    - Las condiciones de contorno aptas para el estudio del caso más desfavorable posible serán expuestas.

3.2. ESTUDIO REALIZADO

- Concepto
    - Una herramienta estructural para la aprobación operacional de la vela de un globo aerostático será desarrollada.
- Estudio analítico
    - El techo y la carga de pago máxima serán establecidos.
    - Presión interna en la vela del globo será obtenida
- Estudio fluidodinámico
    - Un software de CFD será utilizado

- Velocidades, densidad y temperatura del aire interno del aire interno del globo serán estudiados.
- Presión interna en la vela del globo será obtenida.
- Estudio transitorio queda fuera del alcance de este proyecto

- Estudio estructural
  - Un software de FEM será utilizado.
  - Un estudio estructural estático será tenido en cuenta, así como pequeñas deformaciones.
  - Deformaciones, desplazamientos y tensiones en la vela serán estudiados.
- Validación del estudio
  - Una comparativa entre los resultados del modelo analítico y el análisis fluidodinámico será establecida.
  - Los resultados estructurales de la vela del globo serán estudiados y aprobados.
  - Futuras ampliaciones en el proyecto han sido tenidas en cuenta y serán discutidas.

4. DESARROLLO TEÓRICO

4.1. GLOBOS AEROSTÁTICOS

Los globos aerostáticos son un tipo de aeronaves que se mantienen en el aire debido a su flotabilidad. El movimiento del globo en dirección vertical es debido a la diferencia de densidades entre los fluidos interno y externo a este, mientras que el movimiento en dirección horizontal es debido a los vientos. Los globos aerostáticos difieren de los dirigibles, ya que aunque estos también flotan, pueden ser propulsados de forma controlada.

Las principales partes por las que están formados son la vela o tela, parte que da la forma característica de globo, y la cesta o góndola, suspendida por cables de la vela y elemento encargado de cargar con todo el equipo necesario y la tripulación.

Dentro de la familia de aeronaves, los globos aerostáticos se posicionan dentro de los aerostatos sin motor.

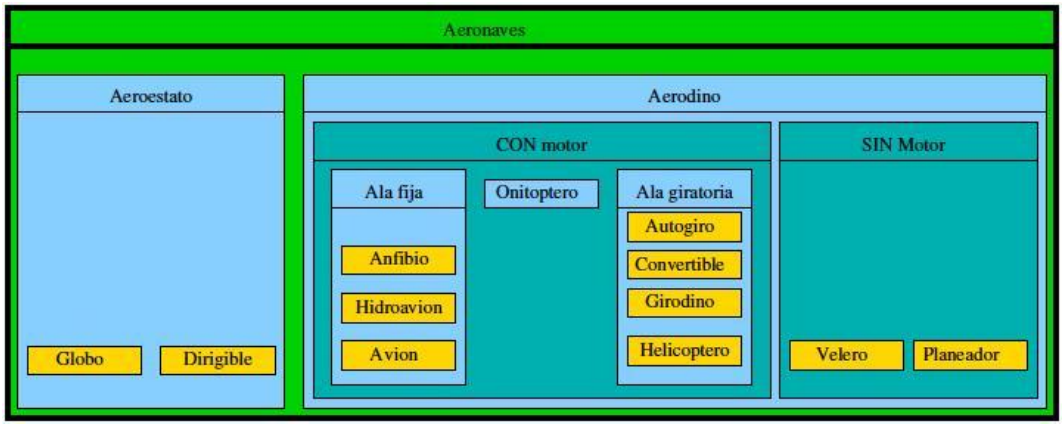

Figura 1: Clasificación tipos de aeronaves

4.1.1 HISTORIA

La historia de los globos aerostáticos se remonta a finales del siglo XVIII, en Francia. Los hermanos Montgolfier (de Annomay, Francia) fueron los primeros en construir un globo de papel. Utilizando un gas mucho más ligero que el aire, consiguieron que éste se elevara, en su primera ascensión, hasta los quinientos metros.

Al año siguiente, en 1783, los hermanos Montgolfier, en una demostración en el Palacio de Versalles, colgaron un cesto del globo y metieron dentro a una oveja, un pato y un gallo. Fueron los primeros pasajeros de la historia del globo aerostático.

El primer vuelo con personas se realizó el mismo año 1783, en esta ocasión los intrépidos fueron Pilâtre de Rozier y el Marquès de Arlandes que ascendieron hasta 1000 metros de altura, durando el vuelo unos 25 minutos, y recorriendo unos 10 Km. El globo aerostático confeccionado por los hermanos Montgolfier, llevaba una cesta de mimbre en la que se había colocado un horno de leña con el fin de mantener el aire caliente dentro del globo.

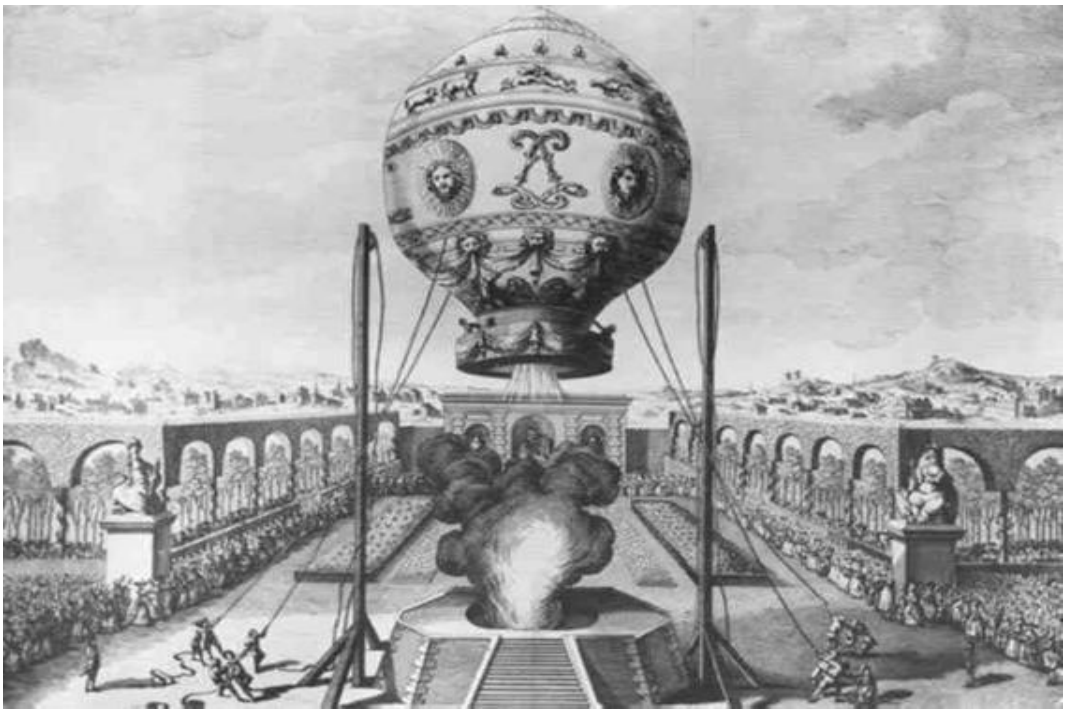

Figura 2: Primer globo de los hermanos Montgolfier

También hacia finales del siglo XVIII se inventaron los globos de gas y los dirigibles. Durante el siglo XIX los dirigibles fueron los grandes protagonistas del aire, dejando en un segundo plano a los globos de aire caliente.

Es a partir de 1970 cuando la aerostación vuelve a experimentar un crecimiento significativo y se crean diferentes federaciones y clubs de vuelo. Concretamente en Cataluña se crea el Baló Club Mediterrani, que es el primer club en número de socios del estado.

A principios de 1990, a causa de la creciente demanda e interés de la gente por volar, se crean la mayoría de empresas de aerostación en vuelos para pasajeros.

4.1.2. TIPOS DE GLOBOS AEROSTÁTICOS

Existen tres tipos principales de globos aerostáticos:

- Globos de aire caliente: obtienen la fuerza de flotación calentando el aire del interior del globo. Este tipo son los más comunes dentro de la familia de globos aerostáticos.

Figura 3: Globos de aire caliente

- Globos de gas: se hinchan con un gas con peso molecular inferior al de la atmósfera ambiente. En la mayoría de estos globos, la presión interna del gas es igual que la presión de la atmósfera circundante. Existe un tipo de globo de gas, llamado globo de superpresión, que operan con una presión interior superior a la del aire exterior, con el fin de eliminar la pérdida de gas debida al calentamiento interior producida por efectos atmosféricos según el tipo de día. Los gases utilizados en estos globos son los siguientes:

    - Hidrogeno: prácticamente no se utiliza desde el desastre del Hidenburg, debido a su alta inflamabilidad (a excepción de algunos globos deportivos y algunos con carácter científico y/o meteorológico).

    - Helio: el gas utilizado hoy en día para todos los dirigibles y muchos globos tripulados

    - Amoniaco: utilizado con poca frecuencia debido a sus limitaciones en temas de sustentación.

- Gas de hulla: muy utilizado en los inicios; es extremadamente inflamable.
- Metano: utilizado como el gas con coste de extracción más bajo, pero ofrece menos elevación que el helio o el hidrógeno.

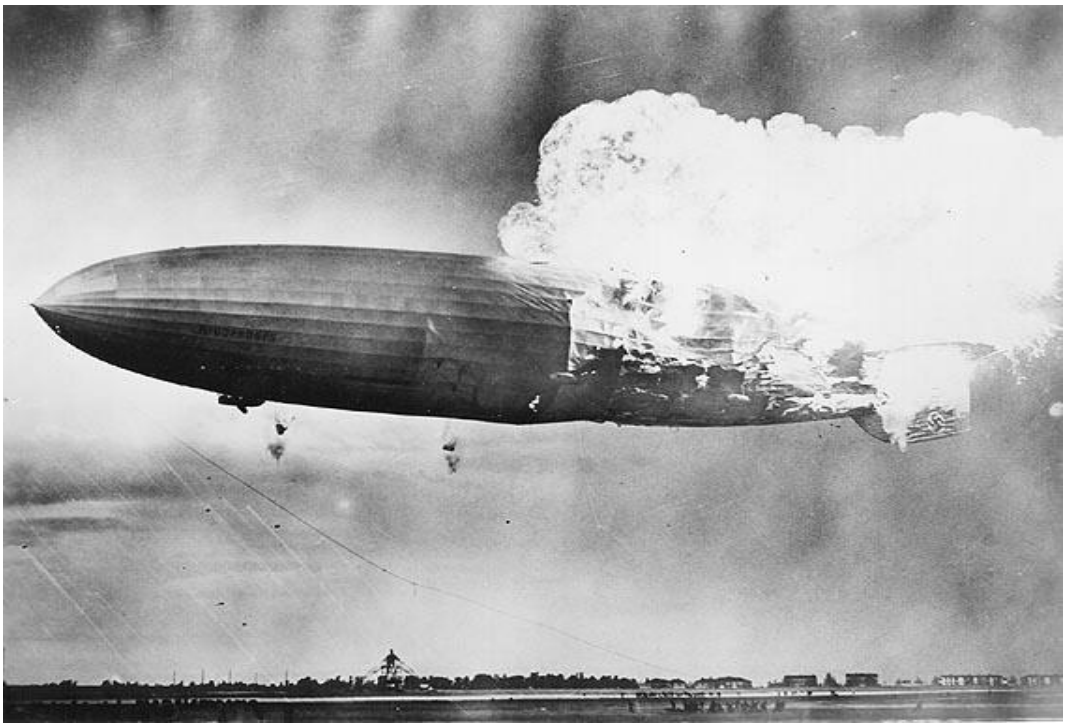

Figura 4: Hidemburg en el momento que el hidrógeno empezó a arder

- Globos Rozière: utilizan tanto gases calentados como sin calentar para la sustentación. El uso más reciente y común de este tipo de globos es para vuelos de larga distancia.

4.2. GLOBOS DE AIRE CALIENTE

Los globos de aire caliente son sin lugar a duda el éxito tecnológico de vuelo humano más antiguo y el tipo de globo más antiguo dentro del subconjunto de globos aerostáticos.

Un globo de aire caliente consiste en una bolsa llamada vela que es capaz de contener aire caliente. Suspendida por debajo mediante cables se halla la cesta o góndola de mimbre (en algunos globos de larga distancia o de altura, una cápsula), que transporta pasajeros y una fuente de calor, en la mayoría de los casos una llama abierta. El aire caliente de dentro de la vela lo hace flotable ya que tiene una menor densidad que el aire relativamente frío de fuera de esta. Al igual que todos los aviones, los globos de aire

caliente no pueden volar más allá de la atmósfera, y a diferencia de los globos de gas, la vela no tiene que ser sellada en su parte inferior ya que en este punto el aire se encuentra a la misma presión que el aire circundante. En la mayoría de los globos de aire caliente, la vela está hecha de nylon y en la boca del globo (la parte más cercana a la llama del quemador) está hecha de materiales resistentes a altas temperaturas como es el Nomex.

4.2.1. PARTES DEL GLOBO

Las principales partes por las cuales están formados los globos de aire caliente son la vela, la cesta, el quemador, los tanques de combustible y la instrumentación.

- Vela: están hechas de materiales con peso ligero y fuertes telas sintéticas como el Nylon Ripstop o Dracón. Durante el proceso de fabricación, el material se corta en paneles y se unen, junto con cintas de carga estructural que llevan el peso de la góndola. Las secciones individuales que van desde la garganta hasta la corona (parte superior donde se halla un paracaídas para casos de emergencia) se llaman gajos o gores.

- Cesta o góndola: se hacen comúnmente de mimbre tejido o ratán. Estos materiales son lo suficientemente ligeros, fuertes y durables para el vuelo del globo. La forma de las cestas acostumbra a ser cuadrada, y son lo suficientemente grandes y resistentes para albergar a los pasajeros (el número depende del tamaño del globo) y toda la instrumentación y carga de pago necesaria para llevar a cabo el vuelo.

- Quemador: se encarga de gasificar el propano líquido, mezclarlo con el aire, inflamar la mezcla y dirigir la llama hacia la boca de la vela. Los quemadores varían en potencia, cada uno por lo general producen entre 2 y 3 MW de calor con configuraciones de quemador simple, doble, triple o cuádruple dependiendo de la potencia necesaria.

- Tanques de combustible: son recipientes cilíndricos presurizados hechos de aluminio, acero inoxidable o titanio que albergan el propano.

- Instrumentación: un altímetro, un indicador del régimen de ascenso o variómetro, y dos medidores de temperatura, uno para la temperatura del aire interno en la vela y otro para medir la temperatura ambiente.

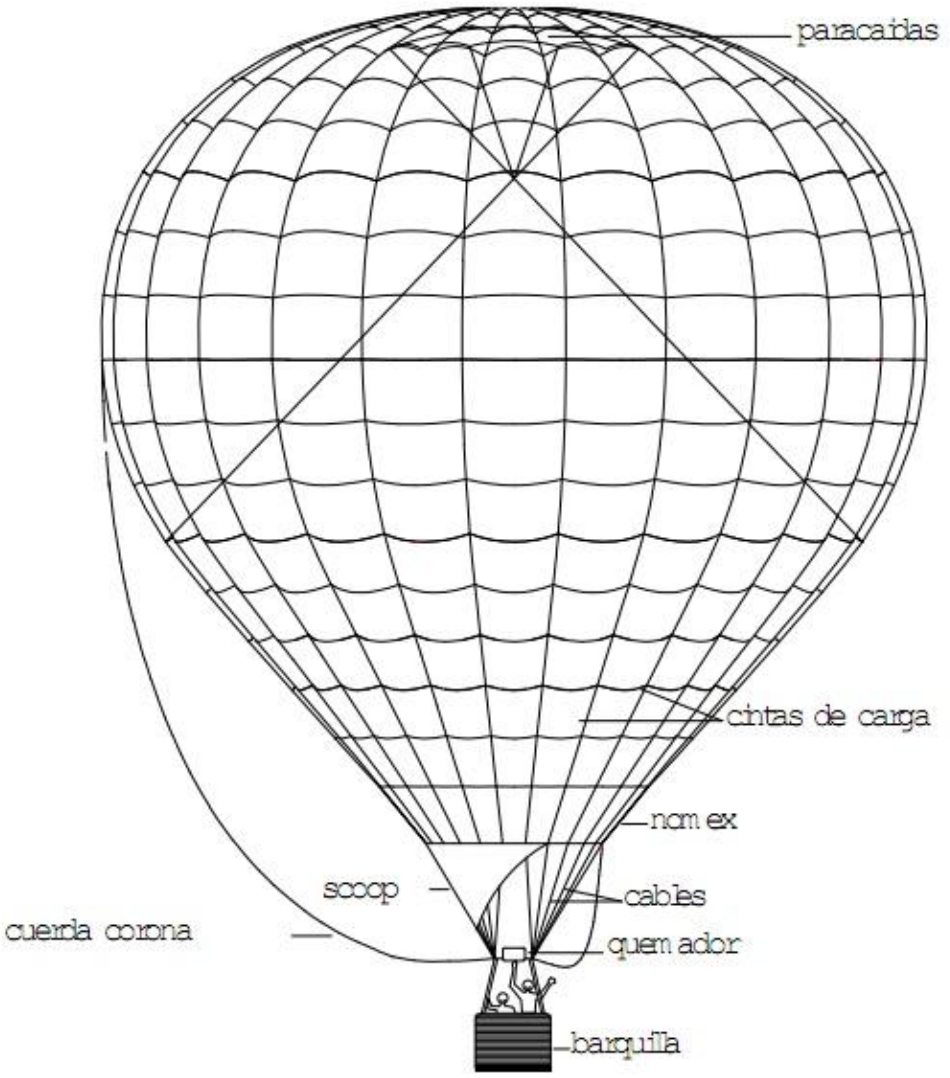

Figura 5: Esquema de las diferentes partes de un globo de aire caliente

4.2.2. GENERACIÓN DE LA SUSTENTACIÓN

El aumento de la temperatura del aire dentro de la vela lo hace más ligero que el aire del entorno (ambiente). El globo flota debido a la fuerza de empuje ejercida sobre él mismo; esta fuerza es la misma que actúa sobre los objetos cuando están sumergidos en agua y es descrita por el principio de Arquímedes. La sustentación (o flotación) proporcionada por un globo de aire caliente depende principalmente de la diferencia de temperaturas entre el aire de dentro de la vela y el exterior. Para la mayoría de las velas hechas de nylon, la temperatura interna máxima se limita a 120 ºC.

4.3. CONDICIONES ATMOSFÉRICAS

En un globo aerostático existen dos factores claves para el estudio de la interacción fluido estructura, estos son las condiciones de la atmósfera y los factores implicados por transferencia de calor debido a la radiación, convección y radiación. Los estudios se centran siempre al caso más extremo debido a que si el resultado para el caso más desfavorable es óptimo, el globo no tendrá problemas para realizar actuaciones en condiciones estándares de la atmósfera.

4.3.1. INTERNATIONAL STANDARD ATMOSPHERE (ISA)

La Atmosfera Estándar Internacional (ISA) es un modelo atmosférico de cómo presión, temperatura, densidad y viscosidad de la atmósfera terrestre varía en función de la altitud. Se compone de unas tablas de valores para diversas altitudes y de las fórmulas de las cuales derivan estos valores. Además, se consideran las siguientes suposiciones:

- La gravedad se considera constante con valor $g = 9{,}8\ m/s^2$.
- Se considera que la composición del aire no varía; su masa molecular es $M_{aire} = 28{,}9 \cdot 10^{-9}\ kg/mol$ y su constante es $R_{aire} = 287\ m^2/s^2 \cdot K$.

Ya que el objetivo de este proyecto es el estudio de globos de aire caliente y estos solamente operan en la troposfera (debido tanto a limitaciones estructurales como a la ausencia de flotabilidad a altitudes mayores por la baja densidad del aire ambiente), solamente se exponen las ecuaciones según el modelo ISA para esta franja atmosférica.

Troposfera:

- Extensión: hasta 11000m
- Valores:
  - Gradiente térmico: $\lambda = -6{,}5 \cdot 10^{-3}\ K/m.$
  - Temperatura a 0 m: T_0 = 288,15 K.
  - Presión a 0 m: P_0 = 101325 Pa.
  - Densidad a 0 m: ρ_0 = 1.225 kg/m^3.
- Ecuación de variación de la temperatura

$$T_h = T_0 + \lambda \cdot h$$

- Ecuación de variación de la temperatura

$$P_h = P_0 \left(\frac{T_0 + \lambda h}{T_0}\right)^{-\frac{g}{R\lambda}}$$

- Ecuación de variación de la temperatura

$$\rho_h = \rho_0 \left(\frac{T_0 + \lambda h}{T_0}\right)^{-\frac{g}{R\lambda}-1}$$

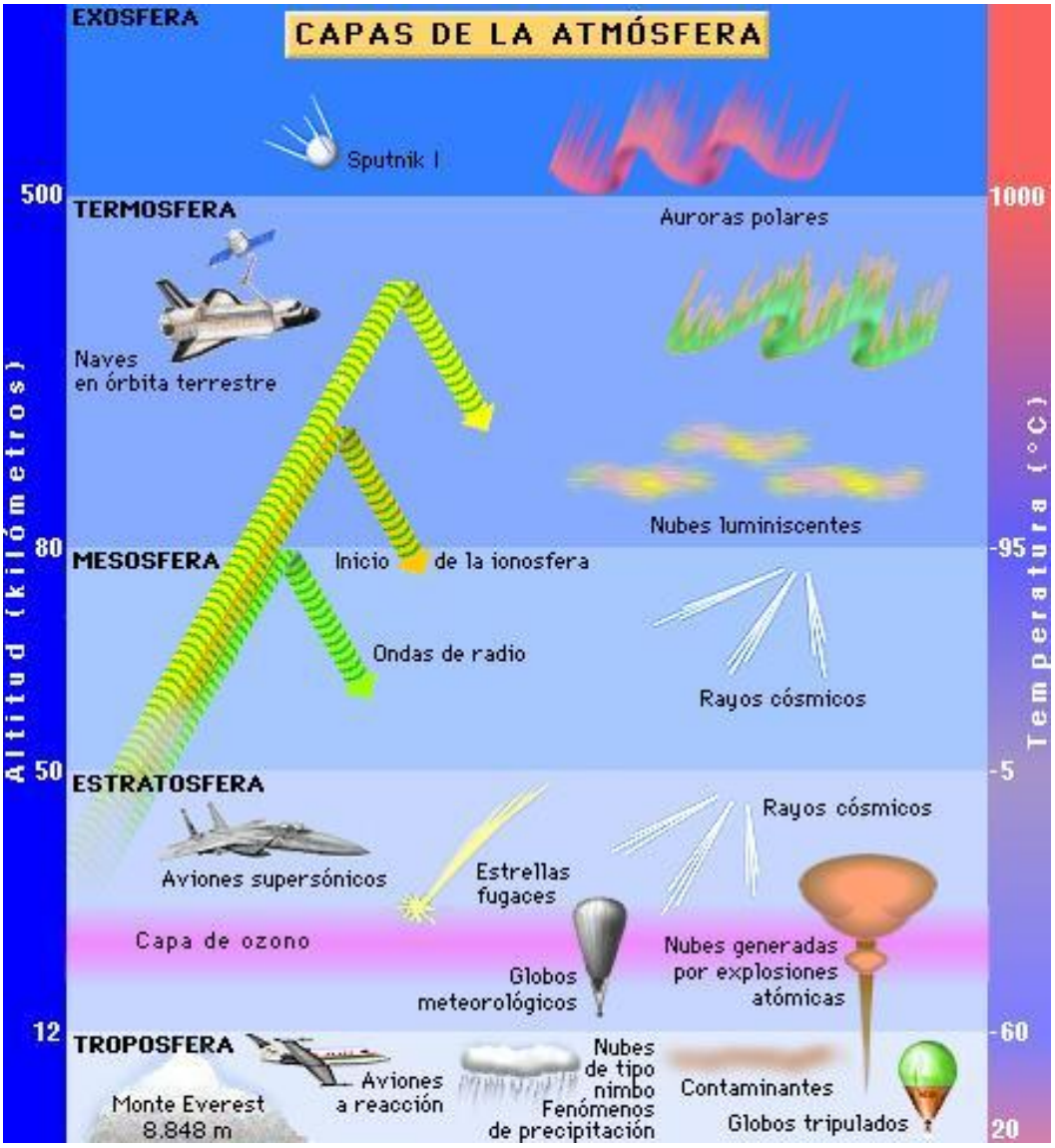

Figura 6: Techo de los diferentes tipos de aeronaves

4.3.2. TRANSFERENCIA DE CALOR

En lo que a balance térmico se refiere, que se utilizan actualmente para el estudio de transferencia de calor en globos aerostáticos de aire caliente son los siguientes:

- Factores térmicos externos:
    - Radiación solar directa absorbida por la vela.
    - Radiación solar indirecta (albedo) reflejada por la tierra y absorbida por la vela.
    - Radiación infrarroja terrestre absorbida por la vela.
    - Radiación infrarroja de la atmósfera absorbida por la vela.
    - Radiación de la superficie.
    - Intercambio convectivo superficie-atmósfera.
- Factores térmicos internos:
    - Intercambio convectivo entre el aire interno y la superficie
    - Intercambio de radiación entre el aire interno y la superficie.
    - Pérdida de calor debido a las costuras.
    - Calor de entrada del quemador.
    - Pérdida por sobrellanado debido al quemador.

4.4. FUNDAMENTOS TEÓRICOS DE CÁLCULO DE ESTRUCTURAS

El método de los elementos finitos (FEM) es un método numérico para la aproximación de soluciones de ecuaciones diferenciales parciales muy utilizado en problemas de ingeniería y física. Permite obtener una solución numérica aproximada sobre un cuerpo, estructura o dominio dividiéndolo en un número elevado de sub-dominios denominados elementos finitos y definidos por nodos que forman una malla, que es donde se realizan los cálculos. El conjunto de relaciones entre el valor de una determinada variable entre los nodos se puede escribir en forma de sistema de ecuaciones linealizadas, cuya matriz se llama matriz de rigidez del sistema (el número de ecuaciones es proporcional al número de nodos).

El FEM se basa en el principio de los trabajos virtuales:

$$\iiint_V \delta \underline{\underline{\varepsilon}}^T \underline{\underline{\sigma}} \, dV = \iiint_V \delta \underline{a}^T \underline{f}^B \, dV + \iint_S \delta \underline{a}^T \underline{f}^S \, dS + \sum_i \delta \underline{a}_i^T \underline{r}_i$$

Principio que se simplifica a la siguiente forma matricial:

$$F = (K)a$$

Donde:

- *F* es el vector de fuerzas nodales equivalentes.
- *(K)* es la matriz de rigidez conocida (información geométrica y del material).
- *a* es el vector de desplazamientos nodales e incógnita de la ecuación.

El FEM está pensado para ser usado en computadoras y permite resolver ecuaciones diferenciales asociadas a un problema físico sobre geometrías complicadas. Es requisito básico en es el conocimiento de las ecuaciones constitutivas y ecuaciones de evolución temporal del problema a estudiar para poder aplicar el FEM en un dominio en la mayoría de casos. Sin embargo, en este proyecto se ha considerado un análisis estático en la vela del globo, por lo que la estructura a estudiar está sometida a acciones estáticas, es decir, no dependientes del tiempo y por lo tanto solamente es necesario el conocimiento de la ecuación constitutiva.

La vela del globo está hecha de un material elástico lineal, es decir, que el alargamiento unitario que experimenta es directamente proporcional a la fuerza que se le aplica, por lo que su ecuación constitutiva es la ley de Hooke o ecuaciones de Lamé-Hooke. Además, el material es isótropo, es decir, las propiedades físicas no dependen de la dirección. Por lo tanto, para el caso de un material lineal elástico isótropo, para el conocimiento de la ecuación constitutiva únicamente es necesario conocer dos parámetros, el módulo de Young (*E*) y el coeficiente de Poisson (*v*), ya que la ley de Hooke para el caso tridimensional isótropo viene dada por:

$$\begin{pmatrix}\varepsilon_{xx}\\ \varepsilon_{yy}\\ \varepsilon_{zz}\\ \varepsilon_{xy}\\ \varepsilon_{xz}\\ \varepsilon_{yz}\end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} & & & \\ -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & & & \\ -\frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & & & \\ & & & \frac{(1+\nu)}{E} & 0 & 0 \\ & & & 0 & \frac{(1+\nu)}{E} & 0 \\ & & & 0 & 0 & \frac{(1+\nu)}{E} \end{pmatrix} \begin{pmatrix}\sigma_{xx}\\ \sigma_{yy}\\ \sigma_{zz}\\ \sigma_{xy}\\ \sigma_{xz}\\ \sigma_{yz}\end{pmatrix}$$

Para el cálculo estructural desarrollado en este proyecto, se ha utilizado el módulo Static Structural del software ANSYS. El esquema de funcionamiento es el siguiente:

- Pre-procesado:
    - Establecimiento del modelo: geometría.
    - Definición de materiales utilizados
    - Generación de la malla
- Procesado:
    - Aplicación de cargas y otras condiciones de contorno.
    - Obtención de resultados
- Post-procesado:
    - Visualización de resultados.
    - Estudio de resultados.

4.5. FUNDAMENTOS TEÓRICOS DE CÁLCULO FLUIDODINÁMICO

La dinámica de fluidos computacional (CFD) es la ciencia que predice el flujo de los fluidos, la transferencia de calor y masa, las reacciones químicas y otros fenómenos relacionados resolviendo numéricamente un conjunto de ecuaciones matemáticas: conservación de la masa, del momento, de la energía, etc.

Los resultados del análisis CFD son relevantes en:

- Estudios conceptuales de nuevos diseños.
- Desarrollo de productos detallados.

- Solución de problemas y rediseño.

Para el cálculo fluidodinámico desarrollado en este proyecto, se ha utilizado el módulo CFX del software ANSYS, cuya metodología para la resolución del problema introducido se basa en la resolución de volúmenes finitos ANSYS CFD:

- La región del fluido se descompone en un conjunto de volúmenes de control finitos.

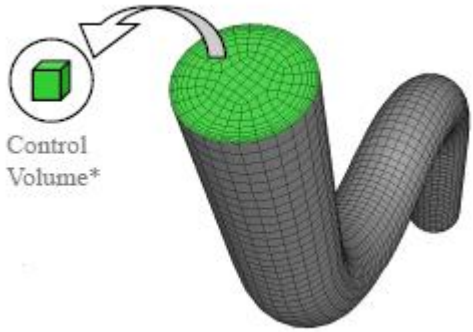

Figura 7: Ejemplo de un volumen de control discretizado

- Las ecuaciones generales de la conservación de la masa, el momento, la energía, etc, son resueltas en este conjunto de volúmenes finitos.

- Las ecuaciones en derivadas parciales (las ecuaciones que gobiernan) son discretizadas en un sistema de ecuaciones algebraicas lineales que pueden ser resueltas por un ordenador. Las ecuaciones de conservación, o de Navier-Stokes, son las siguientes:

$$Continuidad: \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0$$

$$Momento: \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j}$$

$$Energía: \frac{\partial}{\partial t}(\rho h_{tot}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho h_{tot} u_j) = \frac{\partial P}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left(u_i \tau_{ij} + \lambda \frac{\partial T}{\partial x_j}\right)$$

$$\tau_{ij} = \mu\left(\frac{\partial \mu_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \mu_j}{\partial x_i} + \frac{2}{3}\delta_{ij}\frac{\partial u_i}{\partial x_j}\right)$$

$$h_{tot} = h + \frac{1}{2}u_i^2$$

Es necesario el conocimiento de las ecuaciones constitutivas y ecuaciones de evolución temporal del problema a estudiar para poder aplicar el CDF en un dominio en la mayoría de casos. Sin embargo, en este proyecto se ha considerado un análisis estacionario del aire interior del globo fruto de estudio, por lo tanto solamente es necesario el conocimiento de las ecuaciones constitutivas del dominio.

Se ha considerado el aire interno como fluido Newtoniano, es decir, que es un fluido en el cual los esfuerzos cortantes (τ) y los desplazamientos (u) tienen una relación de proporcionalidad lineal definida por la viscosidad dinámica (μ). La ecuación constitutiva es la siguiente:

$$\tau = \mu \frac{du}{dy}$$

Además se ha considerado que se comporta como un gas ideal, cuya ecuación constitutiva es la siguiente:

$$P = \rho R T$$

Finalmente, dos ecuaciones constitutivas a tener presentes son la referente a la capacidad calorífica y la referente a la conductividad térmica:

$$q = C_p T$$

$$\dot{Q} = -k \frac{\partial T}{\partial x}$$

Por lo tanto, es necesario conocer las siguientes variables para poder obtener las ecuaciones constitutivas con el fin de poder realizar el estudio fluidodinámico en ANSYS CFX para el caso a de estudio:

- μ viscosidad dinámica del aire.
- *R* constante universal de los gases ideales para el aire.
- *Cp* capacidad calorífica del aire.
- *k* coeficiente de conductividad térmica.

Finalmente, el esquema de funcionamiento de ANSYS CFX es el siguiente:

- Identificación del problema:
    - Definir el objetivo del modelo.
    - Identificación del dominio a modelar.
- Pre-procesado y ejecución de la solución:
    - Geometría: creación de un modelo sólido que represente el dominio.
    - Malla: diseño y creación de la malla.
    - Física: establecer los modelos físicos, propiedades del dominio, condiciones de contorno …
    - Configuración de la solución: esquemas numéricos, convergencia, controles …
    - Solución computacional.
- Post- procesado:
    - Comprobar resultados.
    - Considerar revisiones del modelo.

4.6. APROXIMACIÓN DE PRESIONES HIDROSTÁTICAS A GLOBOS AEROSTÁTICOS

Para los cálculos de carga y actuaciones desarrollados en este proyecto se utiliza la metodología usada en la empresa *ULTRAMAGIC*, considerando que el aire calentado del interior de la vela, al tener una densidad menor que el del exterior, produce un gradiente de presiones interno que tiene una relación lineal con la altura del globo (asumiendo la hipótesis de forma de globo esférica). De esta manera, se asume un gradiente de presiones es semblante a la presión hidrostática que se produce en una presa, pero con dirección contraria.

La expresión que expresa esta relación lineal entre presiones internas y la altura del globo es la siguiente:

$$P_i(j) = P_e + g \cdot j \cdot (\rho_e - \rho_i)$$

siendo *j* un punto cualquiera de la altura del globo y las letras *i* y *e* interior y exterior. Claro está que la diferencia de presiones con el exterior es nula (se compensa) en la boca del globo ya que *j = 0 m*.

Por lo tanto, cada variable de esta expresión detalla lo siguiente:

- $P_i(j)$: presión interna a la que está sometida la vela en un punto de altura j.
- P_e: presión exterior o atmosférica.
- g: gravedad constante con valor g = 9,8 m/s^2.
- ρ_e: densidad del aire exterior, a temperatura ambiente.
- ρ_i: densidad del aire interior.

Evidentemente, la totalidad del aire del interior de la vela no tiene la misma densidad, debido a que está a diferentes temperaturas, y el aire más caliente al ser menos denso ocupa la parte superior de la vela, y el más frío, al ser más denso, la parte inferior. Pero para la utilización de este modelo de presiones internas, se asume una ρ_i constante obtenida a partir de la aplicación del máximo poder calorífico del quemador, y así elevando la temperatura del aire interior a 120 ^{o}C, la máxima temperatura admisible. La obtención del valor de este parámetro y el resto se detalla en el apartado *5.2. Condiciones de contorno extremas* de la este documento.

5. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

5.1. PUNTO DE DISEÑO DEL GLOBO

Para la realización del estudio se ha tomado como modelo la configuración de vela de la serie V modelo 56 de la empresa *ULTRAMAGIC*, combinada con una barquilla C2 (dos personas) y quemador Mark21 Simple.

Este tipo de vela es la más adecuada para la incorporación de publicidad, imágenes y logotipos complejos ya que es prácticamente lisa, en combinación con unas líneas verticales estilizadas, le ofrece el mejor suporte en términos de publicidad aérea. Y en lo que a estudio estructural se refiere, es la menos compleja de diseñar con un programa de diseño, ya que al ser prácticamente lisa, no ofrece la dificultad que supone la complejidad de la geometría del perfil de los gajos.

La información numérica en cuanto a diseño del globo se expone en el *ANEXO I* apartado *3. Punto de diseño del globo*.

Figura 8: Globo ULTRAMAGIC serie V modelo 56

5.2. CONDICIONES DE CONTORNO EXTREMAS

Para el estudio de actuaciones y el cálculo estructural y fluidodinámico del globo se debe estudiar el caso más desfavorable, es decir, el que tenga las condiciones de contorno extremas ya que de esta manera, si el globo resiste estructuralmente a este caso, resistirá condiciones de contorno menos desfavorables como puede ser una actuación en condiciones de Atmósfera Estándar Internacional (ISA) a cualquier altitud (hasta alcanzar el techo por limitaciones en sustentación).

Por esta razón se debe estudiar el caso para el cual se produce la máxima diferencia de presiones entre el aire interior y exterior de le vela. Esta situación se produce cuando el aire interno está a la mayor temperatura posible (igual a la máxima temperatura continua del tejido admisible, 120 ^{o}C) y el aire ambiente está en condiciones de máxima densidad a nivel del mar (condiciones no ISA) siendo la temperatura del aire ambiente -20 ^{o}C y su densidad 1,34 kg/m^3. De esta manera se obtiene una densidad media del aire calentado de 0,87 kg/m^3 (ver desarrollo para la obtención de esta densidad en el apartado *4.Condiciones de contorno extremas* del *ANEXO I*).

Para conseguir que el aire interno se caliente a la máxima temperatura limitada por la temperatura máxima continua en el tejido, el quemador tiene que trabajar al 60 % de su potencial total como máximo, que es de 2,8 Gcal/h. Esto se debe a que el quemador Mark 21 Simple está preparado para trabajar con volúmenes de globo de hasta 3000 m^3, casi el doble de volumen que el de la vela que se pretende estudiar. Por esta razón, si se utilizará el 100% del poder calorífico del quemador, la temperatura del aire interno se elevaría tanto que podría llegar a fundir parte de la tela en algunos puntos de la vela.

Como consecuencia del calentamiento del aire interno, se produce una diferencia de temperaturas entre el interior y el exterior de la vela. Este hecho produce una transmisión de calor en la vela cuyo coeficiente de convección con el aire interno para el caso de estudio es de 70 mW/m^{2}K (ver desarrollo para la obtención de este coeficiente en el apartado *4.Condiciones de contorno extremas* del *ANEXO I*).

6. ESTUDIO ANALÍCO

6.1. DESARROLLO Y OBJETIVO

El estudio analítico se ha desarrollado con el fin de obtener resultados en cuanto a actuaciones y para la obtención de la información necesaria para poder llevar a cabo el estudio fluidodinámico y estructural del globo. Los temas estudiados son los siguientes (expuesto detalladamente en el apartado *2. Estudio analítico* del *ANEXO II*):

- Densidades interna y externa del aire en función de la altitud en condiciones ISA con el quemador funcionando a pleno rendimiento.
- Fuerza de flotación, carga de pago máxima y techo del globo en condiciones ISA con el quemador funcionando a pleno rendimiento.
- Gradiente de presiones interno con el quemador funcionando a pleno rendimiento, para condiciones ISA y para condiciones atmosféricas extremas.

El principal objetivo del estudio analítico es comprobar que el caso más desfavorable fruto de estudio es el caso más extremo posible a estudiar y por lo tanto, si el globo resiste estructuralmente, podrá ser viable para actuar en cualquier otro entorno ya que el gradiente de presiones será inferior al del caso más desfavorable. Además, también es importante tener en cuenta que el gradiente de presiones interno obtenido para condiciones extremas con la metodología de la empresa *ULTRAMAGIC* se aproxime al máximo con el obtenido en el estudio fluidodinámico calculado con ANSYS CFX.

6.2. RESULTADOS

6.2.1. DENSIDADES EXTERNA E INTERNA DEL GLOBO

La densidad, presión y temperatura del aire ambiente disminuye a medida que aumenta la altitud de vuelo según las condiciones de atmósfera estándar internacional. Este decremento provoca una disminución a su vez de la densidad del aire interno a medida que aumenta la altitud de vuelo.

Como se puede observar en la *Figura 9,* la pendiente de la curva de la variación de la densidad externa de aire es más pronunciada que la pendiente de la curva de la variación de la densidad interna. Este hecho provoca que a medida que el globo aumenta la altitud de vuelo en condiciones ISA y de máxima temperatura interna admisible, la diferencia entre densidades externa e interna del aire sea cada vez menor, factor que tiene principalmente dos consecuencias:

- La fuerza de flotabilidad disminuirá a medida que el globo aumente la altitud de vuelo.

- El gradiente de presiones interno proporcional a la altura del globo disminuirá a medida que el globo aumente la altitud de vuelo.

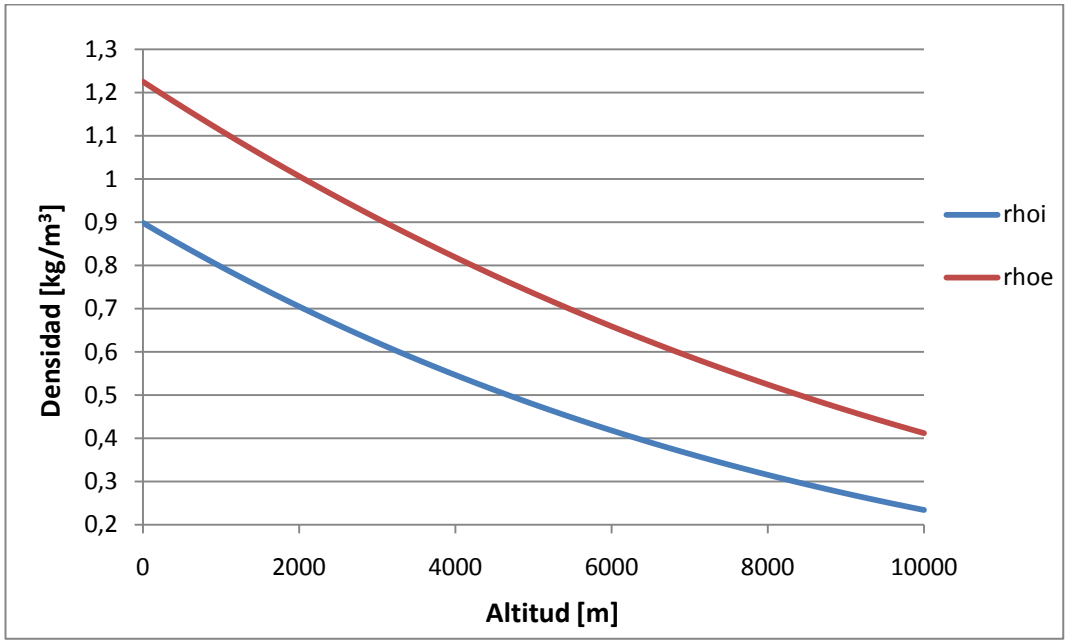

Figura 9: Densidad interna y externa del aire en condiciones ISA y T_i= 120°C

De esta manera, se puede predecir que para condiciones ISA, el caso más desfavorable se produce a nivel del mar. Por lo tanto, queda totalmente justificado que el caso extremo fruto de estudio en condiciones no ISA para aire ambiente en condiciones de máxima densidad sea también a nivel del mar.

6.2.2. FUERZA DE FLOTACIÓN Y CARGA DE PAGO

Tal y como se acaba de comentar, una consecuencia de la disminución de la diferencia entre la densidad externa e interna del aire es la disminución de la fuerza de flotabilidad a medida que aumenta la altitud de vuelo del globo.

Teniendo en cuenta el peso en vacío del globo constante (vela, cesta y quemador), el decremento de la fuerza de flotación o sustentación provoca a su vez una disminución de la carga de pago máxima o Pay Load (tripulación más equipos) a medida que aumenta la altitud de vuelo claramente visible en la *Figura 10*.

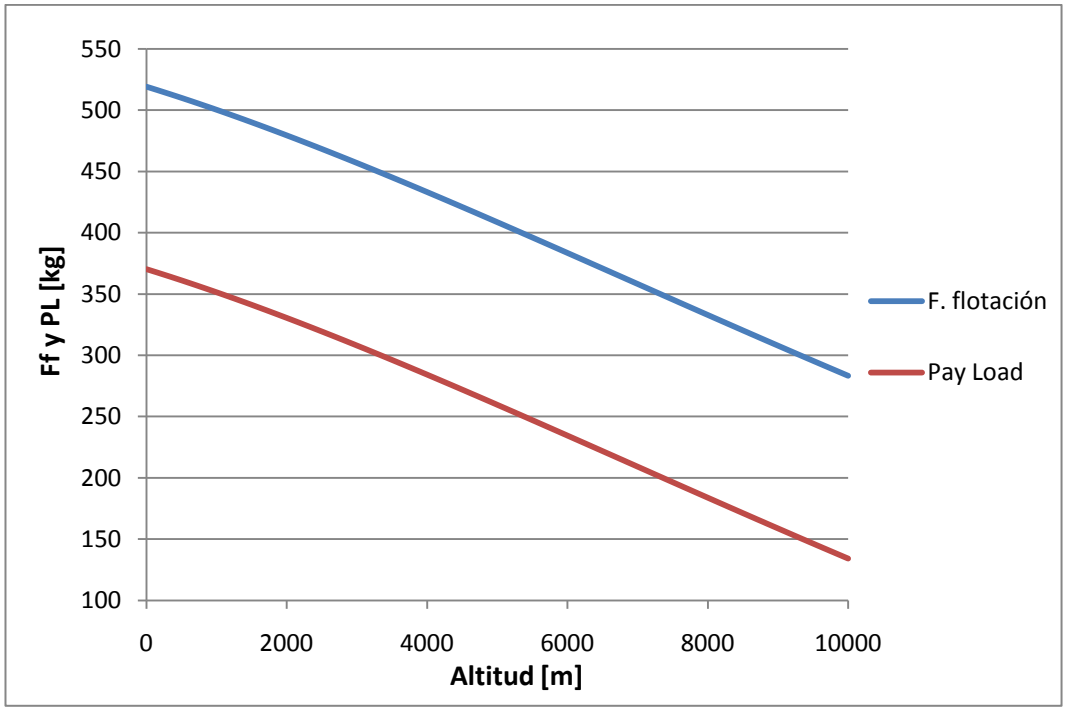

Figura 10: Fuerza de flotabilidad y PL en condiciones ISA y T_i= 120°C

De esta manera, se establece el techo del globo dependiendo de cuál sea la carga de pago con la que viajará el globo

6.2.3. GRADIENTE DE PRESIONES INTERNO

La segunda principal consecuencia de la disminución de la diferencia entre la densidad externa e interna del aire es la disminución, a medida que la altitud de vuelo aumenta, del gradiente de presiones interno que se produce en el interior de la vela.

En la *Figura 11* se puede observar la variación del gradiente de presiones interno en función de la altura tanto para el caso más desfavorable o extremo como para condiciones ISA para distintas altitudes de vuelo considerando en ambos casos como temperatura interna la máxima admisible (T_i = 120 °C) para así obtener la máxima fuerza de flotabilidad en todo momento. Es importante destacar que para el caso más desfavorable se produce el mayor gradiente de presiones interno, por lo tanto, si el globo aguanta estructuralmente esta situación, aguantará cualquier otra ya que las condiciones siempre serán más favorables que el peor caso, pudiendo observar que el gradiente de presiones en cualquier otro caso es menor.

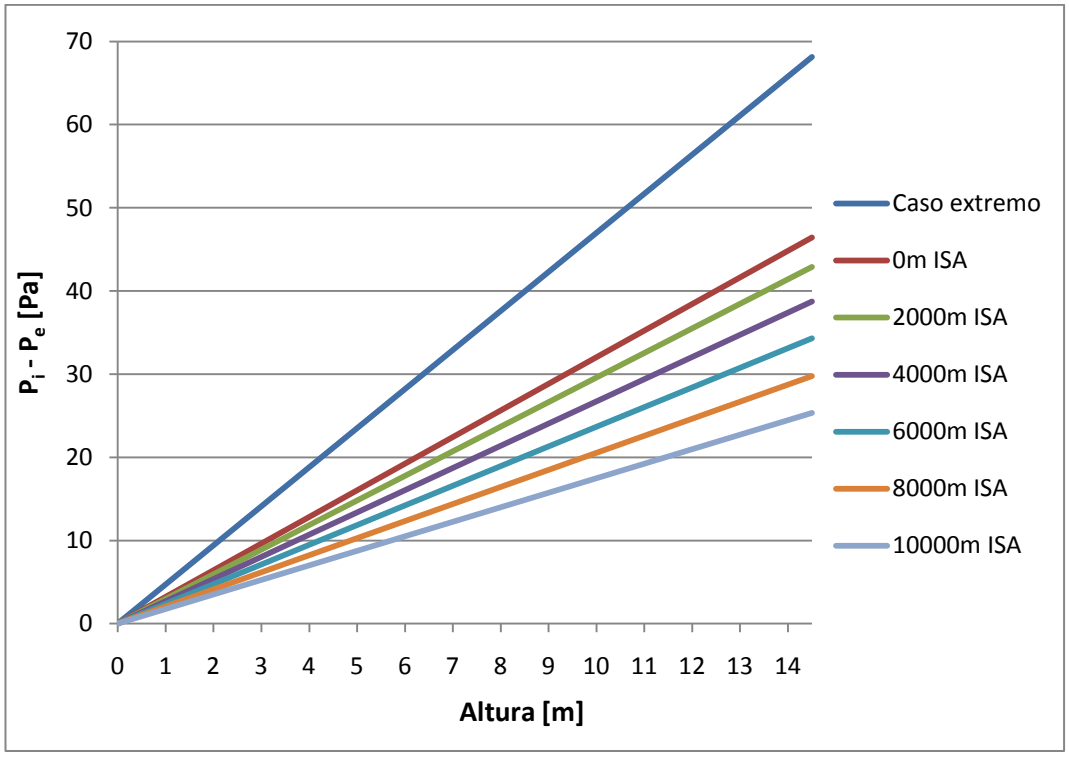

Figura 11: Gradiente de presiones interno para T_i= 120°C

Otro factor importante a destacar es que tal y como se apreciará en el estudio fluidodinámico realizado en ANSYS CFX, el resultado de las presiones internas es el mismo que el resultado analítico obtenido con la metodología de la empresa *ULTRAMAGIC*. Es muy importante destacar que el resultado obtenido por dos vías diferentes coincide, ya que este gradiente de presiones es el que se tiene que aplicar en el estudio estructural realizado en ANSYS Static Structural para ver si el globo supera estructuralmente el caso más desfavorable o no.

7. ESTUDIO FLUIDODINÁMICO

7.1. OBJETIVO

El estudio fluidodinámico se ha llevado a cabo con el software ANSYS 12.0 módulo de CFX con el fin de obtener resultados del comportamiento del aire interno del globo cuando este es sometido al calor proporcionado por el quemador y teniendo en cuenta condiciones de contorno extremas para obtener resultados del caso más desfavorable posible. Los resultados obtenidos principales a tener en cuenta son los siguientes:

- Líneas de corriente y velocidad del aire interno.
- Temperatura y densidad del aire interno.
- Gradiente de presiones interno que actúa en la vela.

El principal objetivo del estudio fluidodinámico realizado con ANSYS CFX es comprobar que para el caso más desfavorable fruto de estudio se obtiene como resultado que la vela está sometida a un gradiente de presiones proporcional a la altura del globo y a su vez, que este se aproxime lo máximo posible al obtenido con la metodología de la empresa *ULTRAMAGIC* desarrollado en el estudio analítico.

7.2. DESARROLLO

7.2.1. MALLA

Se ha creado una malla para el volumen de control con 252993 nodos y 1016657 elementos donde el tamaño mínimo de cada elemento es de $8{,}85 \cdot 10^{-3}$ m y el máximo es de 0,884 m. Además, se ha utilizado la opción *Inflation* en la superficie del volumen perteneciente a la vela del globo para ajustar mejor el resultado ya que en esta zona la velocidad del aire es 0 m/s al estar en contacto con la vela.

La opción *Inflation* utilizada en la superficie del volumen de control perteneciente a la vela (*Figura* 13) genera leyes de elementos prismáticos y tiene los siguientes propósitos:

- Obtención de resultados más efectivos y eficientes en la zona de la capa límite.
- Incremento de la densidad de nodos cerca de la pared.
- Elementos tetraédricos llenen eficientemente toda la región del volumen.

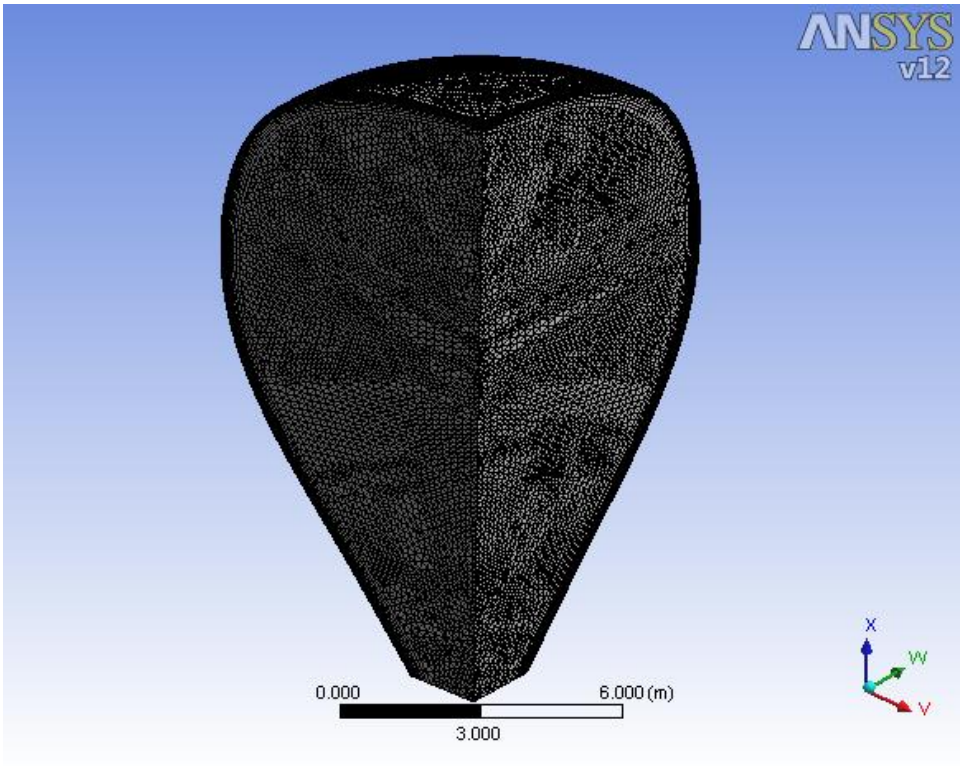

Figura 12: Vista isométrica del volumen de control mallado

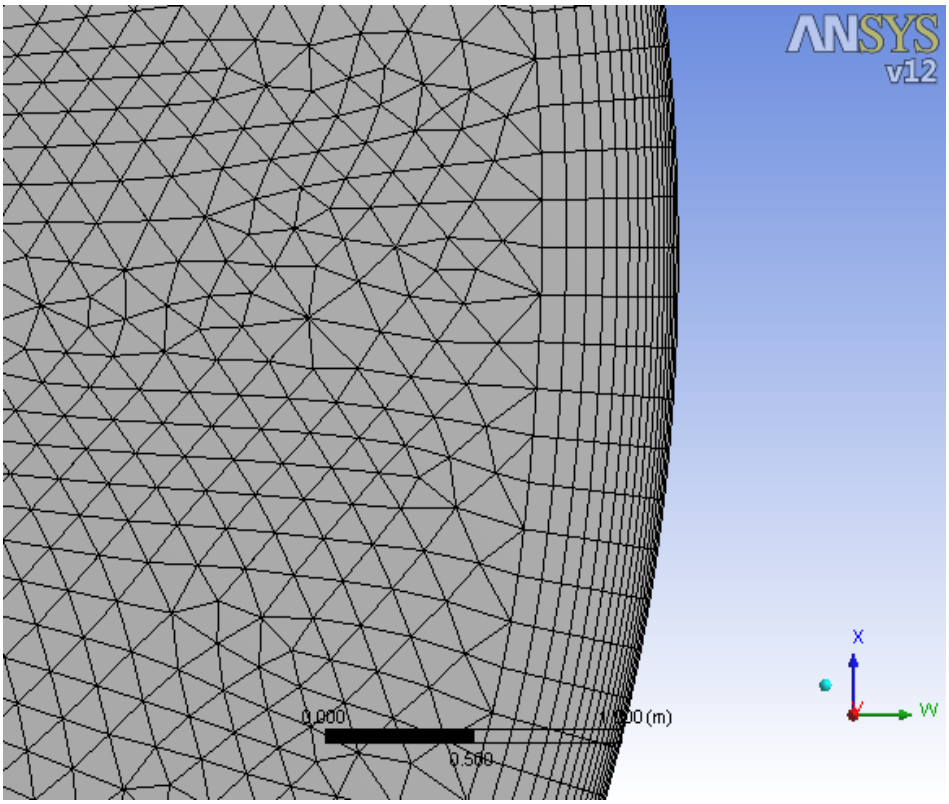

Figura 13: Superficie donde se ha realizado la opción *Inflation*

7.2.2. PROPIEDADES DEL VOLUMEN DE CONTROL

Mediante el mallado que se ha realizado en el volumen de control, han quedado definidas dos principales partes en este: el dominio en si por donde circula el fluido fruto de estudio, y las 4 superficies que delimitan este dominio.

De estas cuatro superficies, dos se han especificado como *Simetry* o simetrías y dos como *Wall* o paredes. Las dos simetrías son las dos superficies del dominio por donde queda cortado o delimitado el dominio en un curto de su totalidad. Una superficie es simétrica respecto el eje x y la otra respecto el eje y, de esta manera, se crea la opción de simetría de la totalidad del volumen de control para así agilizar el tiempo de convergencia del resultado final (*Figura 14*).

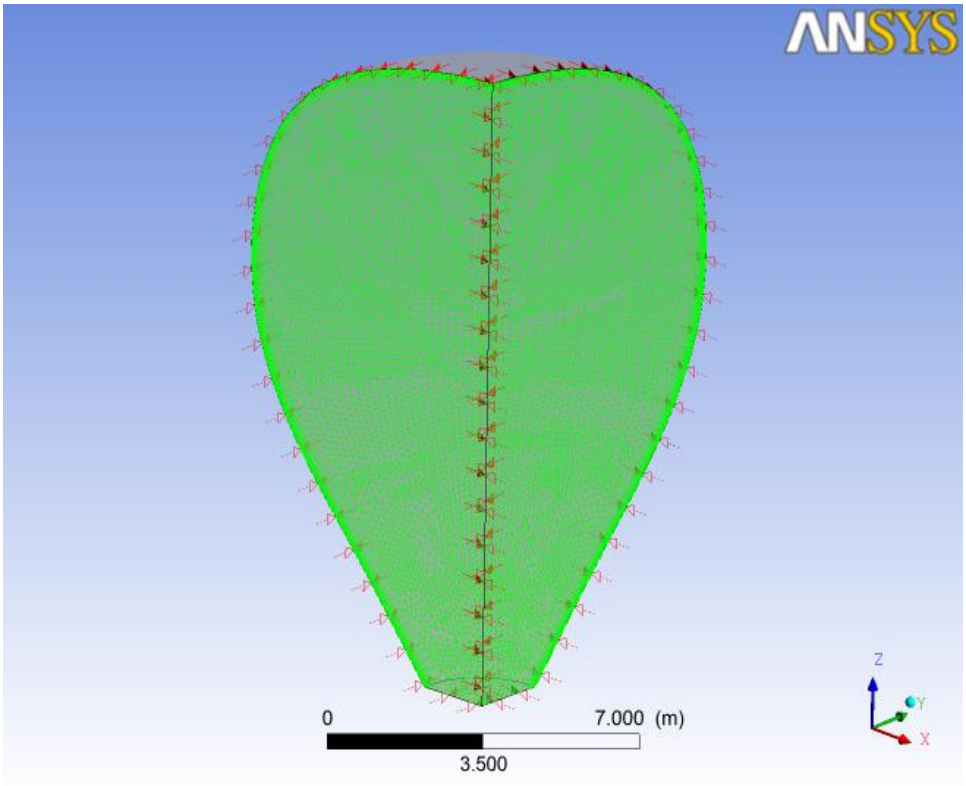

Figura 14: Superficies simétricas del volumen de control

Las otras dos superficies que se han creado como *Wall* o paredes son las pertenecientes al:

- Quemador: superficie inferior, por donde entra un flujo de calor de 200000 W/m^2.

- Vela: superficie que envuelve el volumen de control y que tiene un coeficiente de transferencia de calor de 70 $W/m^{2}K$ (y teniendo en cuenta una temperatura del aire exterior de -20 ^{o}C).

En cuanto al dominio por donde circula el aire del interior del globo, se ha considerado el aire como gas ideal y la opción de *Bouyancy* activa para que así se produzca una convección interna natural del aire por diferencia de densidades de este (considerando una densidad media del aire interno de 0,87 kg/m^3). Además, se ha establecido el estudio como estacionario y la presión de referencia exterior teniendo en cuenta las condiciones ambientales extremas (T_e = -20 ^{o}C y ρ_e = 1,34 kg/m^3):

$$P_{ref} = \rho_e \cdot R \cdot T_e = 97298{,}74\ Pa$$

Como modelo de transferencia de calor en el modelo de fluido elegido, se ha elegido la opción *Thermal Energy* ya que gracias a este modelo, se resuelve la ecuación del transporte de energía y además, es apto para flujos de fluidos con velocidades bajas y calores específicos constantes.

Además, se ha elegido un modelo de turbulencia, ya que en las ecuaciones de Navier-Stoke este factor no está presente, y debido a que el volumen de control está delimitado por la superficie que define la vela donde la velocidad del fluido es nula, se produce una capa límite donde se podría producir una separación y generar un flujo turbulento. El modelo elegido es el *Shear Stress Transport (SST) Model*, que tiene las siguientes características:

- Para mallas muy finas cerca de la pared proporciona resultados muy precisos de la capa límite laminar que está muy cercana a la pared, igual que el modelo *K Omega* (razón por la cual se ha creado la opción *Inflation* en la malla en la parte del volumen de control en contacto con la superficie de la vela).

- Tiene en cuenta la tensión cortante en el flujo turbulento y ofrece predicciones muy precisas de la aparición y la cantidad de separación de flujo.

7.3. RESULTADOS

Tal y como se detalla en el apartado *4. Estudio fluidodinámico* del *ANEXO II,* en ningún punto de la vela se supera la temperatura máxima admisible de 120 ^{o}C. Además el aire interior, debido al calentamiento que sufre por parte del quemador, realiza un movimiento rotatorio debido a la convección natural que se produce por la diferencia de densidades entre el aire de la parte inferior y superior del globo. De esta manera se

puede observar en la *Figura 15* que el aire en contacto directo con la llama del quemador asciende a una velocidad de 20,76 m/s, que aproximadamente son 75 km/h.

Por otro lado, el resultado obtenido en cuanto a presiones internas es el esperado. En la *Figura 16* se puede apreciar que debido al calentamiento del aire interno, la vela está sometida a un gradiente de presiones proporcional a la altura del globo producido por la diferencia de densidades existente entre el aire inferior y superior del globo. Este gradiente de presiones es la causa que la presión del aire interno del globo sea superior a la presión del aire externo o ambiente, y por ello se produzca una fuerza de flotación o sustentación en sentido vertical (no se producen movimientos laterales ya que las presiones en sentido longitudinal se compensan por la simetría del globo).

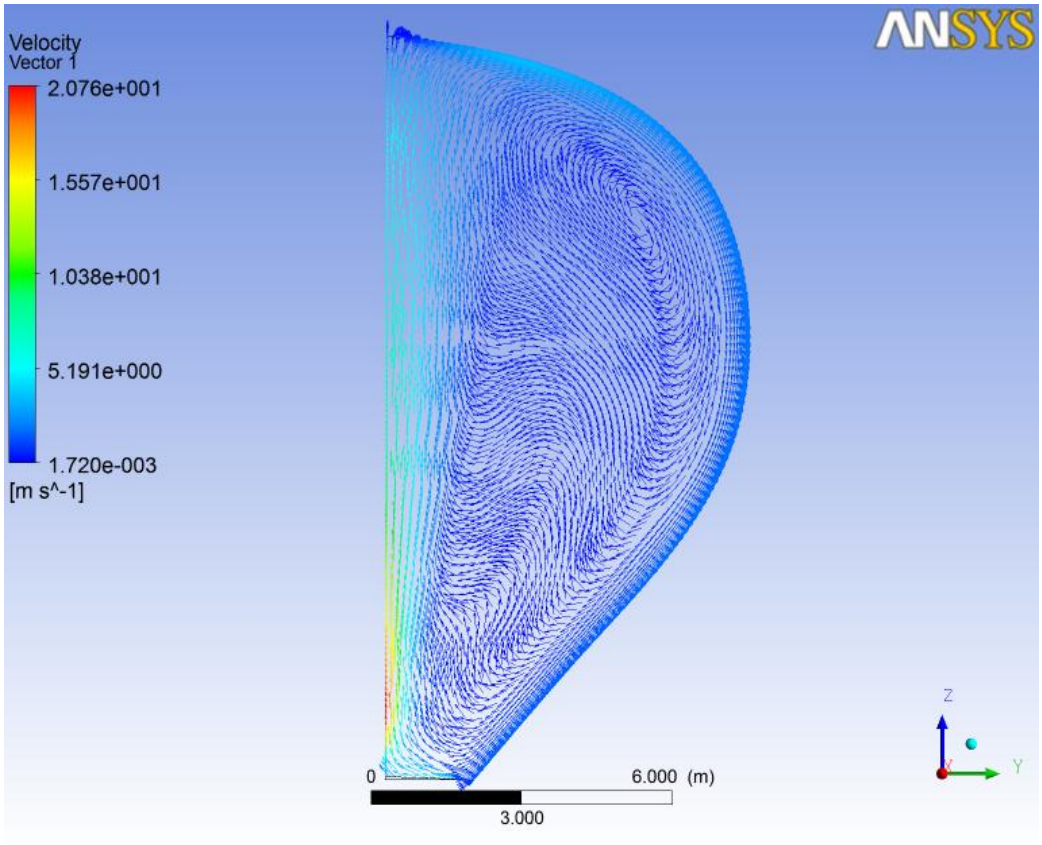

Figura 15: Líneas de corriente del aire interno del globo

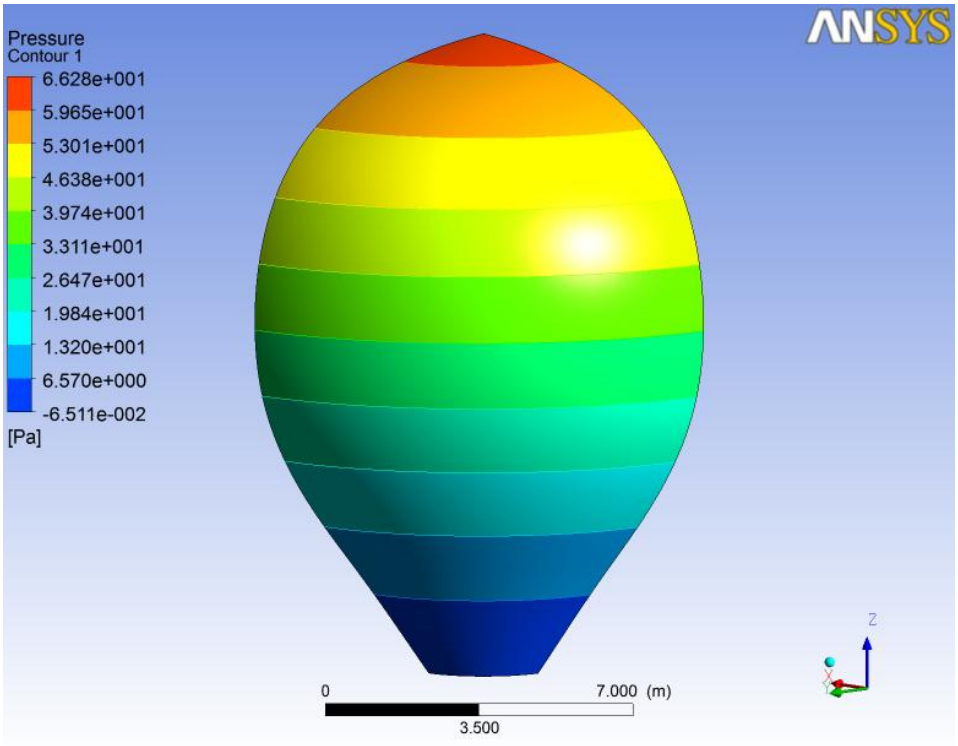

Figura 16: Gradiente de presiones interno al que está sometida la vela

Si bien el resultado del gradiente de presiones obtenido en el estudio fluidodinámico es el esperado en el sentido de que es proporcional a la altura del globo, en la *Figura 17* se puede apreciar una ligera desviación entre el gradiente obtenido con el método analítico y el obtenido mediante CFX.

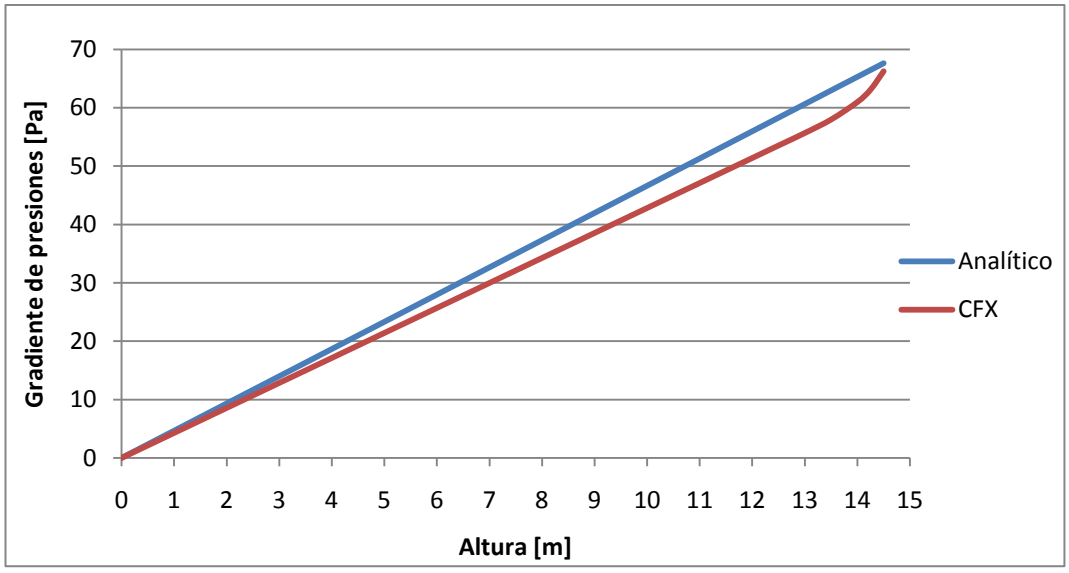

Figura 17: Gradiente de presiones interno obtenido analíticamente y con CFX

La diferencia entre ambos resultados supone que, utilizando el gradiente obtenido analíticamente, el globo estaría sometido a una presión total un 9% superior aproximadamente que si se le sometiera al gradiente obtenido en CFX. Ya que el objetivo de este proyecto es el comportamiento del globo en el caso más desfavorable, en el estudio estructural se ha sometido la vela al gradiente de presiones obtenido analíticamente por dos razones:

- Es el caso más desfavorable de los dos ya que supone un gradiente de presiones al cual está sometida la vela superior al obtenido en CFX.

- Es el modelo de presiones que se aplica para el cálculo de cargas y actuaciones en globos en *ULTRAMAGIC*, empresa líder en todo el mundo en la fabricación de globos aerostáticos.

De todos modos, es importante destacar que el estudio fluidodinámico ha servido para consolidar como valido el modelo de presiones analítico, ya que el resultado entre ambos varía muy poco numéricamente (variaciones debidas a las simplificaciones adoptadas para llevar el globo real al entorno de CFX).

8. ESTUDIO ESTRUCTURAL

8.1. OBJETIVO

El estudio estructural se ha llevado a cabo con el software ANSYS 12.1 módulo Static Structural con el fin de obtener resultados del comportamiento de la vela cuando a esta se le somete a las condiciones de contorno extremas para obtener resultados del caso más desfavorable posible. En este caso, como caso más desfavorable se ha considerado el gradiente de presiones interno obtenido analíticamente simulando el efecto que produce el aire caliente en el interior del globo que representaría el caso más extremo posible. Los resultados obtenidos principales a tener en cuenta son los siguientes:

- Deformaciones y desplazamientos en la vela.
- Tensiones producidas en los refuerzos.
- Tensión de Von Mises en la vela.

El principal objetivo del estudio estructural realizado con ANSYS Static Strucural es comprobar que para el caso más desfavorable, aplicando el gradiente de presiones interno, la vela es capaz de aguantar estructuralmente esta situación situándose las tensiones producidas por debajo de las máximas admisibles por el material del que está compuesta la vela. Así mismo, si el globo es capaz de soportar estructuralmente estas condiciones extremas, podrá realizar actuaciones en cualquier otro entorno ya que, tal y como se ha comprobado en el estudio analítico, considerando siempre que el quemador funciona al máximo de su potencial para este caso determinado, las presiones internas siempre estarán por debajo de las del caso más desfavorable.

8.2. DESARROLLO

8.2.1. MATERIALES UTILIZADOS

Se han tenido que crear los materiales con los que está hecha la vela, el Nylon 66 Ripstop y el poliéster de los refuerzos de cinta tubular, en una librería ya que ANSYS no los tiene creados por defecto dentro de su librería de materiales. Las características de estos son las siguientes:

- Nylon 66 Ripstop: ρ = 1140 kg/m^3, E = 1,93 GPa y v = 0,35.
- Poliéster: ρ = 1400 kg/m^3, E = 5 GPa y v = 0,4.

Una vez introducida la geometría en ANSYS, se le ha asignado a la vela un grosor de 0,15 mm y su vez, se han creado como elementos biga las líneas diseñadas en Solid Edge V18 como refuerzos de poliéster con la siguiente geometría (*Figura 18*):

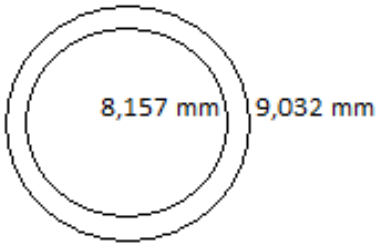

Figura 18: Forma transversal del refuerzo de de poliéster

8.2.2. MALLA

Se ha creado una malla para la vela con 17681 nodos y 17495 elementos donde el tamaño mínimo de cada elemento es de $7{,}043 \cdot 10^{-2}$ mm. Además, se ha utilizado la opción *Convergence* a la hora de calcular tensiones y deformaciones para poder refinar esta malla en las zonas donde se alcance los valores más altos para estas dos variables con una restricción a la permisión al cambio de tamaño de cada elemento de un 20%.

La convergencia de la malla se refiere al procedimiento para obtener la disminución suficiente de los elementos requeridos en un modelo para garantizar que los resultados de un análisis no son afectados por cambios en el tamaño de la malla. La solución óptima sería la malla más fina posible ya que la solución más precisa generalmente resulta de las mallas más finas. Pero se produce el problema que a medida que se disminuye el tamaño de los elementos de una malla aumenta el tiempo de cómputo. Por lo tanto el objetivo de un estudio utilizando la opción de la convergencia es buscar la solución óptima que garantiza el mejor resultado con el grueso de malla que sea posible.

En la *Figura 20* se puede observar una vista detallada de la convergencia de la malla en el resultado de la tensión de Von Mises para la obtención de un resultado óptimo.

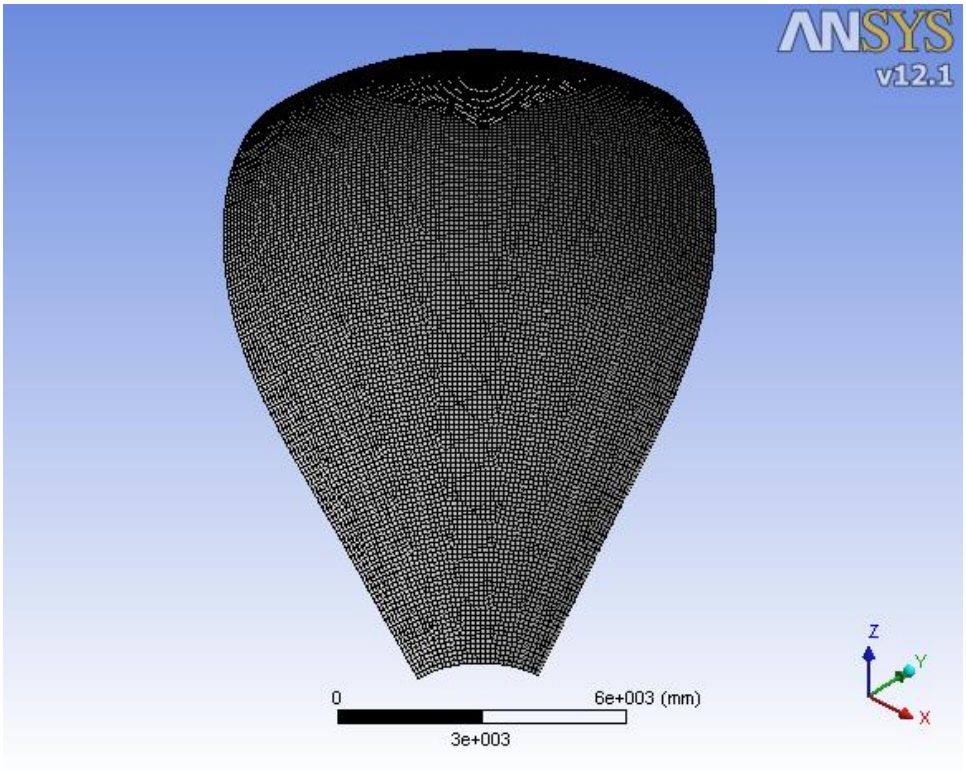

Figura 19: Vista isométrica de la superficie mallada

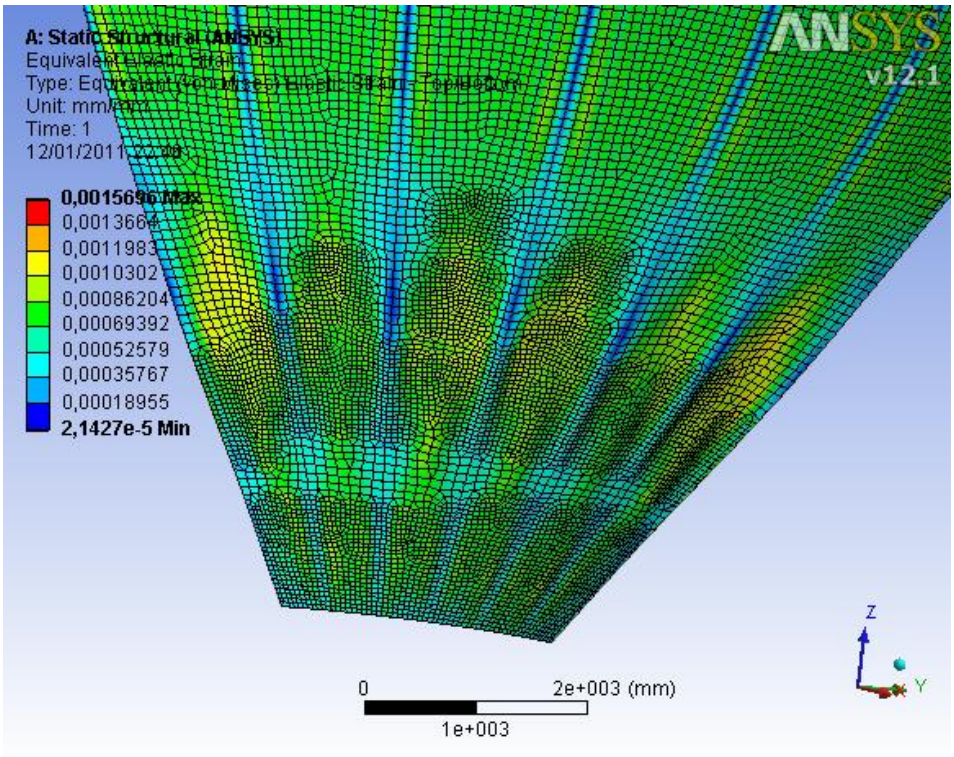

Figura 20: Superficie donde se ha aplicado la opción *Convergence*

8.2.3. CONDICIONES DE CONTORNO

Las condiciones de contorno son las siguientes:

- Aceleración de la gravedad para tener en cuenta el propio peso de la vela.
- Introducción de un soporte simple en la boca de la vela que restringe el movimiento de translación pero no la rotación.
- Simetrías en los perfiles cortados a un cuarto de la superficie total.
- Gradiente de presiones interno.

Para introducir el gradiente de presiones interno se ha utilizado la opción *Hidrostatic Pressure*, ya que el gradiente de presiones tiene una variación lineal con la altura del globo como si de una presión hidrostática se tratara, pero a la inversa. Por lo tanto dado que una presión hidrostática viene dada por la siguiente expresión:

$$P_{hidr} = \rho \cdot g \cdot h$$

Y la variación del gradiente de presiones con la altura viene dada por la función desarrollada en el apartado *3.6. Aproximación de presiones hidrostáticas a globos aerostáticos* de la *MEMORIA*:

$$P_i = (\rho_e - \rho_i) \cdot g \cdot h$$

Simplemente a la hora de introducir el gradiente de presiones en el entorno ANSYS se ha considerado una presión hidrostática en la cual g = -9,8 m/s para obtener un gradiente en dirección creciente en sentido ascendente, y una densidad:

$$\rho = (\rho_e - \rho_i) = 1{,}34 - 0{,}87 = 0{,}47\ kg/m^3$$

8.3. RESULTADOS

Las *Figura 21* y *Figura 22* muestran que los desplazamientos y las deformaciones máximas se producen en la parte inferior de la vela cercana a la boca, y en la corona del globo. El desplazamiento máximo es de 8,77 cm y se produce en la zona de la boca del globo, mientras que la deformación máxima se produce en la corona con un valor del 0,1645%. Estos desplazamientos y deformaciones tan localizados se deben a que la corona es la parte del globo expuesta a los valores más altos del gradiente de presiones producido por el aire caliente interno, mientras que la parte inferior, por una parte sufre la fuerza de estiramiento producida por la totalidad de la vela en sentido ascendente y aparte es la zona más cercana la restricción de movimientos del soporte.

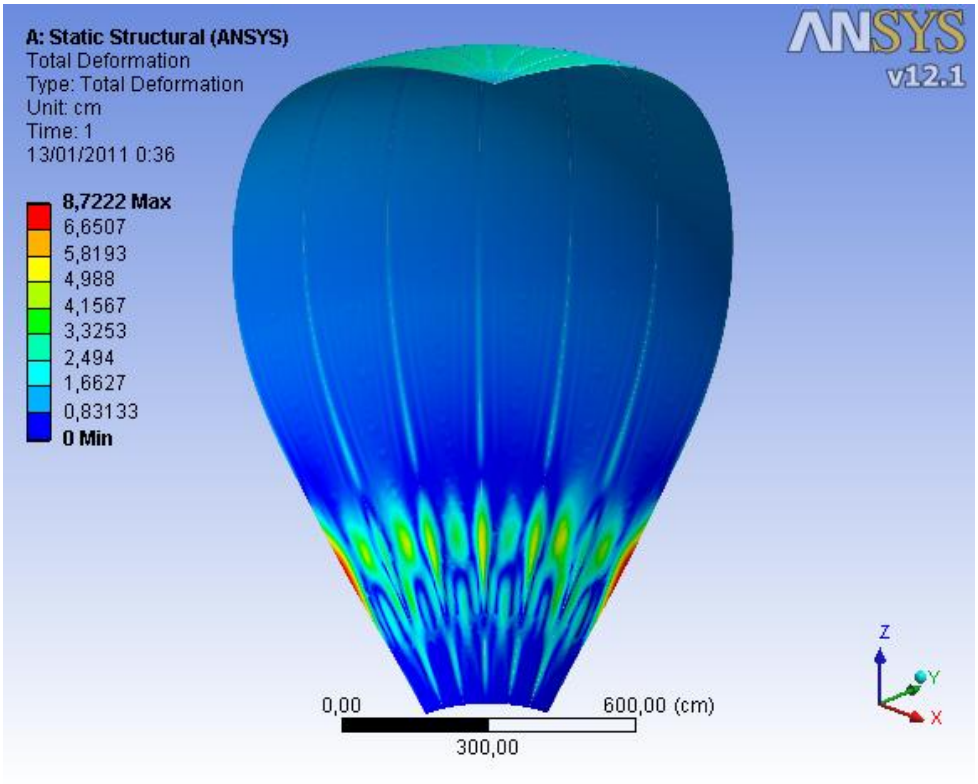

Figura 21: Desplazamientos producidos en la vela

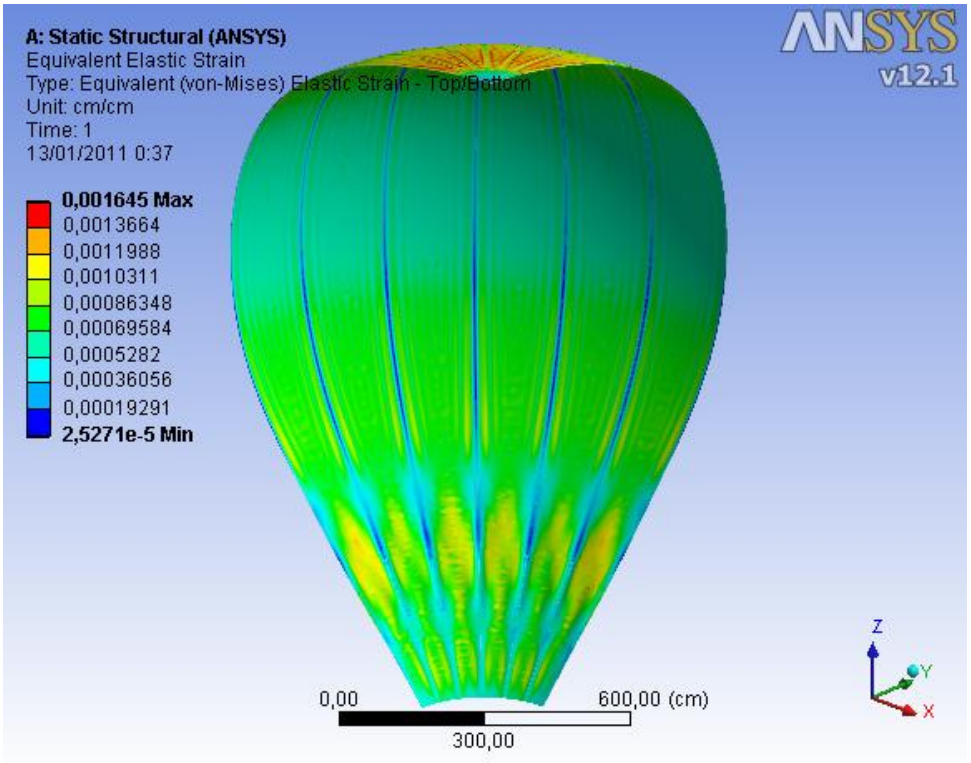

Figura 22: Deformaciones producidas en la vela

Es importante destacar, tal y como se muestra en la *Figura 21* y *Figura 22*, que para cada gajo de la vela, los valores de deformación y desplazamientos más bajos se producen en las zonas que están en contacto con los refuerzos. Esto se produce ya que los refuerzos de poliéster actúan como descargadores de tensiones, por lo que en las zonas de la vela en contacto con los refuerzos, los valores de desplazamiento y deformación son menores que en las zona media de cada gajo (zona intermedia entre dos refuerzos).

Por otro lado, es importante comentar el comportamiento de los refuerzos y de la vela en cuanto a tensiones se refiere. Para los refuerzos (*Figura 23*), las mayores tensiones se producen en la parte inferior del globo, igual que los desplazamientos máximos. La máxima tensión directa a la que se ven expuestos los refuerzos es de 2,97 MPa, por lo que teniendo en cuenta que la superdicie transversal de cada refuerzo es de 47,25 mm^2, la zona de los refuerzos expuesta a una mayor tensión, está expuesta a una fuerza de tracción de F_{trac} = 2,97 MPa x 47,25 mm^2 = 144,3 N, que en kg son unos 14,3 kg aproximadamente. Este valor está muy por debajo de la fuerza a tracción máxima que es capaz de soportar este tipo de refuerzos hechos de cinta tubular de poliéster, que rompe aproximadamente cuando se le aplica una fuerza a tracción de unos 1400 kg aproximadamente. Por lo tanto, el comportamiento estructural de los refuerzos es correcto, en ningún caso se sobrepasaría el límite elástico ni se romperían las cintas.

En cuanto a la vela, se ha adoptado el criterio de Von Mises obtener resultados en cuanto a tensiones (*Figura 24*). Los valores más altos de la tensión de Von Mises se producen en la parte de la corona del globo, igual que las deformaciones máximas. Tal y como se ha explicado, esto es debido a que esta zona es donde se aplican los valores más altos del gradiente de presiones interno. La tensión de Von Mises más alta tiene un valor de 3,29 MPa; comparando este valor con el gráfico tensión-deformación del Nylon 66 Ripstop (*Figura 8* del *ANEXO I*) se puede observar como este valor está muy lejos de sobrepasar en cualquier caso el límite elástico del material, que ronda los 500 MPa. Por lo tanto, el comportamiento estructural de la vela también sería correcto, igual que los refuerzos, por lo que el globo podría realizar actuaciones para el caso más desfavorable.

Finalmente, es importante destacar, que igual que pasa con las deformaciones y los desplazamientos, para cada gajo, el valor de las tensiones de Von Mises mínimos se localizan en la zona de contacto con los refuerzos, ya que estos actúan como descargadores de tensiones.

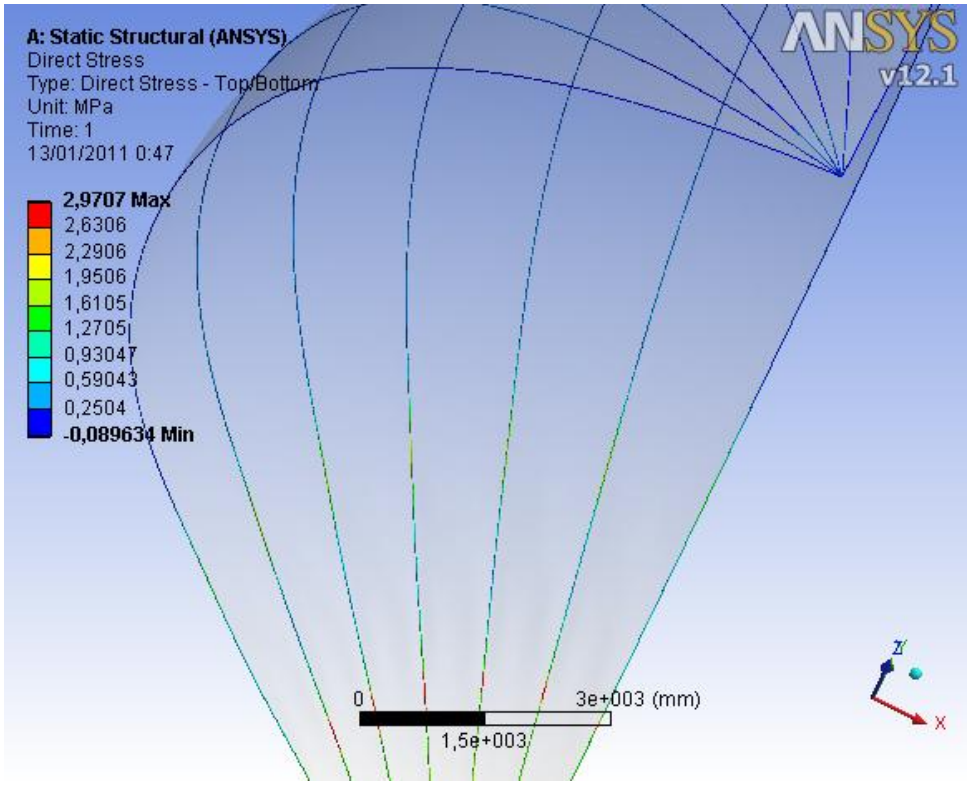

Figura 23: Vista general de las tensiones producidas en los refuerzos

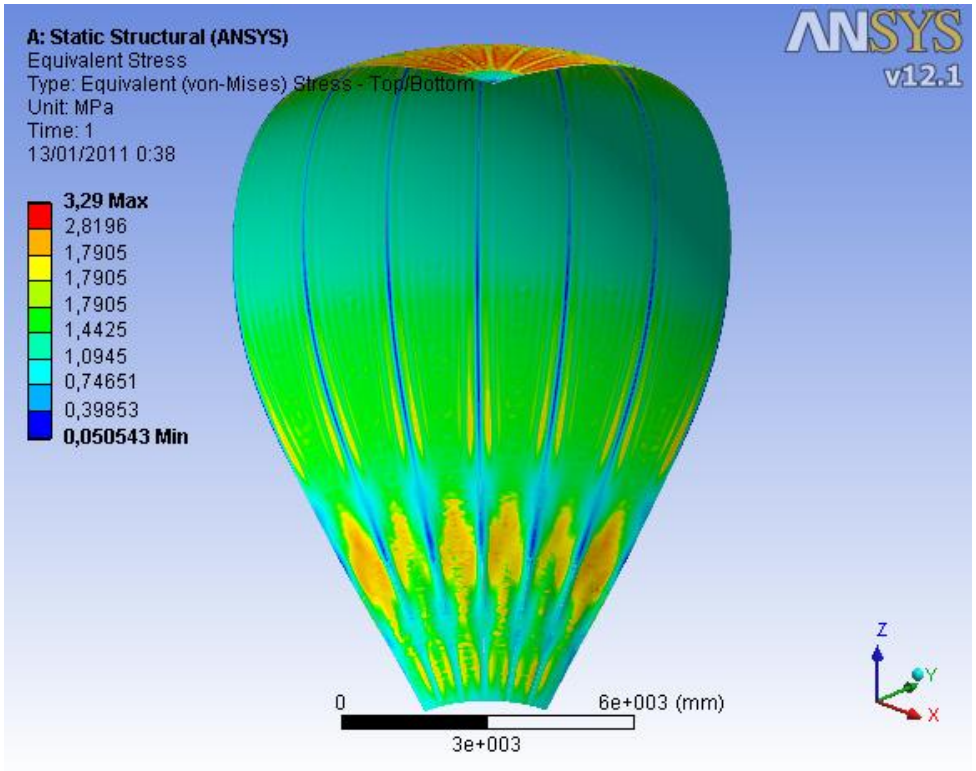

Figura 24: Tensiones de Von Mises en la vela

9. IMPACTO MEDIOAMBIENTAL

El tópico de este estudio es totalmente teórico. Esto quiere decir que hay muy pocas, si es que existe alguna, afecciones medioambientales respecto a la selección de dispositivos de hardware y software utilizado. Sin embargo, el objetivo de este proyecto es el estudio de un globo aerostático a nivel fluido-estructural. Debido a que el tipo elegido ha sido el globo aerostático de aire caliente, es importante destacar que el calor para calentar el aire del globo proviene de un quemador de gas propano, combustible que cuando quema, envía partículas a la atmósfera, aunque cabe remarcar que no son nocivas.

Es importante destacar, que el gas propano es el más limpio de todos los combustibles y su uso no favorece al aumento de la contaminación ni daña el medio ambiente. Los generadores de propano evaden colocar productos y residuos químicos peligrosos en el aire y en el agua, y están considerados como los generadores que menos daño producen al medio ambiente. El único efecto negativo, si es que se puede considerar como tal, que tiene el gas propano al quemarse es el olor azufrado que tiene el cual resulta desagradable para las personas, pero en la naturaleza pasa desapercibido.

10. CONCLUSIONES

10.1. RESUMEN

Tal y como se ha comentado en la justificación del proyecto, actualmente los cálculos de cargas y actuaciones en globos aerostáticos de aire caliente en España, se realizan con métodos analíticos utilizando un modelo aplicable a todas las velas, variando solamente los parámetros de entrada dependiendo del volumen y tamaño del globo.

Por lo tanto, la realización de este estudio para la aprobación operacional de velas de globos aerostáticos de aire caliente mediante software de elementos finitos y de cálculo fluidodinámico, resulta una herramienta útil a la hora de contrastar los resultados obtenidos con los métodos tradicionales empleados.

10.2. CONTRIBUCIONES

Las principales contribuciones de este estudio se pueden definir como las siguientes:

- Se ha definido el techo del globo aire caliente fruto de estudio en función de la carga de pago con la que se realice el vuelo.
- Se ha obtenido mediante el cálculo fluidodinámico que las velas de los globos de aire caliente están sometidas a un gradiente de presiones interno, resultado que encaja con el gradiente de presiones obtenido con el método tradicional de estudio mediante el modelo analítico.
- Se ha definido el movimiento del aire interno del globo al calentarse debido a la convección natural que se produce obteniendo las líneas de corriente, resultado que no se puede obtener mediante el modelo analítico.
- Se ha procedido a la aprobación operacional de la vela mediante un análisis de elementos finitos, al obtener unas tensiones en la estructura de la vela y de los refuerzos muy por debajo de los límites elásticos de los materiales de los que están fabricados ambos componentes.

11. FUTURAS AMPLIACIONES Y SEGUIMIENTO

En cuanto a lo que ampliación o seguimiento de este estudio se refiere de cara a futuros proyectos, se podría probar a realizar un estudio dinámico estructural en lugar del estático estructural que se ha asumido. De esta manera se podrían valorar los resultados que se obtendrían y compararlos con los obtenidos en este proyecto.

De cara a un futuro seguimiento, el estudio se debería pasar a deformaciones grandes, ya que este tipo de deformaciones serían más realistas debido a la gran envergadura del globo. En este estudio no se han utilizado deformaciones grandes ya que es complicado su estudio y se encuentra fuera del abasto de este proyecto.

Por otro lado, también se podría considerar un estudio transitorio a la hora de realizar el estudio fluidodinámico para observar el comportamiento del aire a medida que este se va calentando (desarrollo de las líneas de corriente).

Finalmente, se podría introducir el estudio realizado en los departamentos de aeronavegabilidad de las empresas de globos aerostáticos de aire caliente, como herramienta para el contraste de resultados respecto los métodos tradicionales.

12. REFERENCIAS

Salas Solanilla, Jorge. Study of trajectory determination for a crewed near-space vehicle, UPC. Enero 2010.

W. Anderson; J. Park; M. Dungan. Numerical Analysis Concepts for Ballon Analysis. AIAA-94-0511, 1994.

Keejoo Lee; Sung W. Lee. Structural of Scientific Ballons using Assumed Strain Formulation Solid Shell Finite Elements, AIAA-2005-1802. Abril 2005.

A. I. Carmona. Aerodinámica y actuaciones del avión, España. 2004.

F. P. Incropera; D. P. De Witt. Fundamentals of Heat and Mass Transfer, USA. 1996.

W.S. Slaughter. The Linearized Theory of Elasticity. Birkhauser. 2002.

Jiyuan Tu; G. H. Yeoh; C. Liu. Computational Fluid Dynamics, a Practical Approach, USA. 2008.

http://www.ultramagic.com

http://www.eballoon.org

http://www.tomasjane.com