



INSTITUTO
SUPERIOR
TÉCNICO

Universidade Técnica de Lisboa

Instituto Superior Técnico

Mestrado Integrado em Engenharia Aeroespacial
Ano Lectivo 2011/2012

Mecânica Estrutural

Análise Estrutural da Raiz da Asa de um UAV

Professores responsáveis:

- Professor Carlos Alberto Mota Soares
- Professor Miguel de Matos Neves

Hugo Domingues
Nº62717

Índice

Enquadramento do Projecto	3
Objectivo do Trabalho	4
Composição da estrutura em estudo	5
Função da estrutura	5
Geometria	5
Material	5
Geração da Estrutura em CAD 3D	6
Aproximações Consideradas Para Análise Estrutural.....	7
Criação das Cargas Distribuídas Aerodinâmicas.....	8
Início da Análise Estrutural em ANSYS Workbench.....	9
Propriedades dos materiais da estrutura.....	10
Importação e processamento da Geometria para ANSYS Workbench	11
Conexões entre partes e simetria.....	12
Criação da Malha	12
Importação da carga distribuída para ANSYS Workbench	14
Convergência da Malha	15
Condição fronteira da estrutura	16
Resultados	17
Análise Modal	17
Analises Estáticas.....	19
Conclusões.....	22
Bibliografia.....	23
Anexos	24

Enquadramento do Projecto

Este trabalho enquadra-se no estudo estrutural do UAV Lusitânia, a ser desenvolvido por alunos de Engenharia Aeroespacial membros da Secção Autónoma de Aeronáutica Aplicada (S3A).

O Lusitânia é um avião com aproximadamente 3.5m de envergadura projectado para voos robotizados de longa duração com o transporte de electrónica variada, incluindo câmaras fotográficas e um tablet com sistema operativo *Android*.

Para fins de projecto aeronáutico é necessário otimizar a aeronave de forma a estender o tempo de voo através da redução do peso da estrutura sem comprometer a sua robustez. É importante também compreender os modos de vibração e as deflexões dos diversos componentes para compensar as alterações do ângulo de ataque e corrigir a atitude da aeronave.

De forma a responder a estas necessidades realiza-se uma análise estrutural de elementos finitos utilizando o software de CAD 3D *SolidWorks* e o software de elementos finitos *Ansys Workbench*.

Objectivo do Trabalho

Este trabalho tem como objectivo a análise estrutural dum hub central, consistindo na raiz de uma asa, tendo em conta os acoplamentos com as outras componentes do UAV em estudo; incluindo a extremidade da asa e a fuselagem.

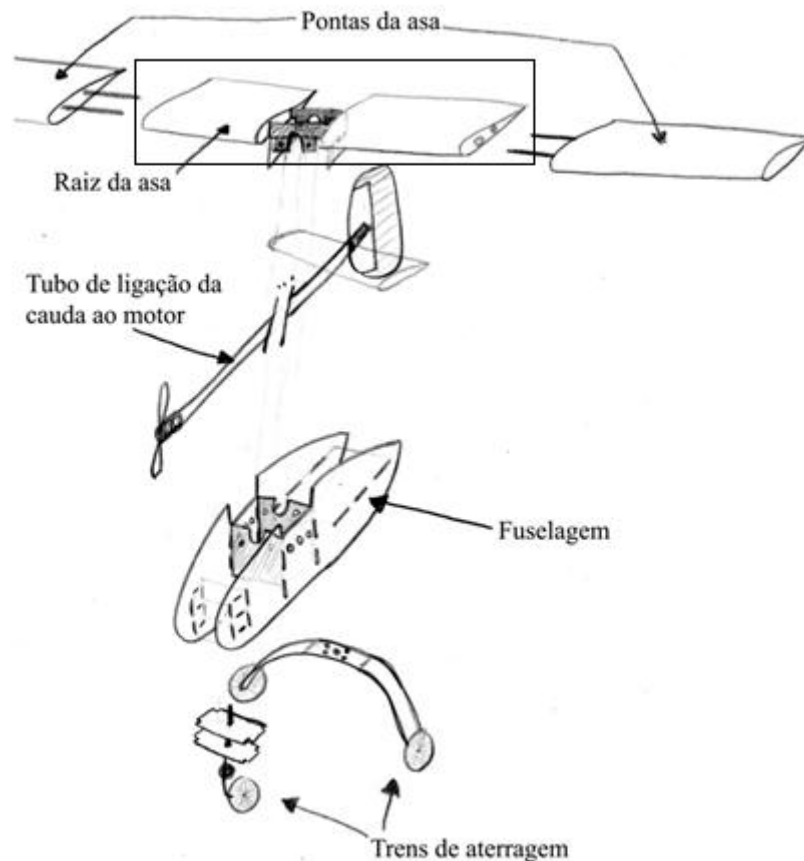


Figura 1- Esquema da aeronave

A estrutura é analisada modal e estaticamente em condição cruzeiro e em condição de *take-off*, em que se considera o ângulo de ataque máximo. Assim:

- Análise Modal
- Análise Estática com ângulo de ataque de 4°
- Análise Estática com ângulo de ataque de 9.5°

Apesar de a estrutura em estudo não ser complexa, apresenta desafios na colocação das cargas aerodinâmicas, bem como na criação de uma geometria não linear, dado ser uma asa composta por *airfoils*.

Considerando estas dificuldades previstas, optou-se pela utilização de um software de criação de CAD 3D, Solidworks, um software de análise aerodinâmica para obtenção das pressões, XFLR5, sendo que para análise estrutural se utiliza o Ansys Workbench 14.0.

Composição da estrutura em estudo

Função da estrutura

O hub central da aeronave tem como função a criação de força de sustentação para a aeronave e a transmissão da força criada na extremidade da asa para a fuselagem e consequentes componentes.

Considerando ambos os desafios, a estrutura necessita de uma geometria na sua superfície predeterminada pela análise aerodinâmica, sendo que a parte de transmissão de tensões ao longo da asa requer ser criada no interior da estrutura.

A força de sustentação, criada pela totalidade da asa pode obtida utilizando software de análise aerodinâmica. Dado ser uma força aerodinâmica, esta distribui-se ao longo da superfície da asa, segundo pressões.

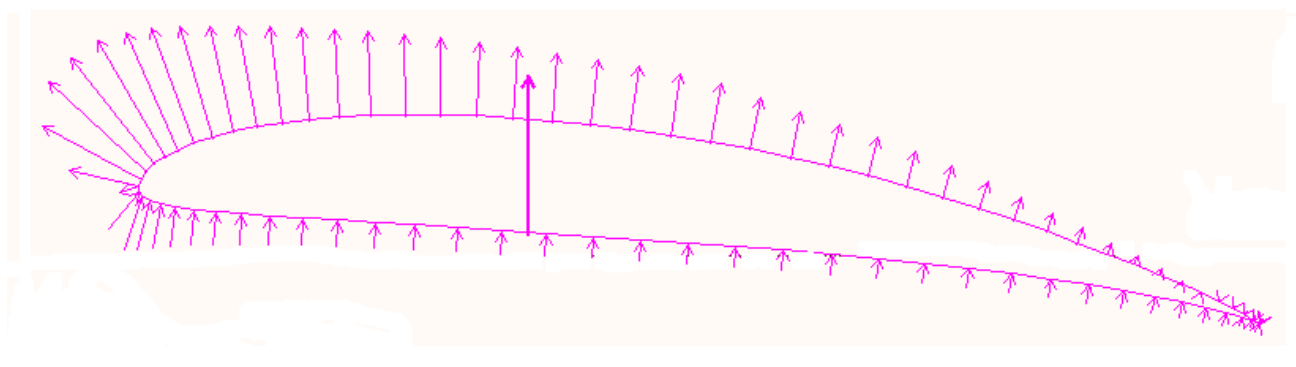


Figura 2 - Distribuição de coeficientes de pressão ao longo de um perfil

Geometria

Sendo que o UAV tem uma asa com uma envergadura considerável (3.5 m), o hub central, com 0.6m, terá que suportar grandes cargas, dado que transmite o lift causado pela extremidade da asa, com o do próprio hub, para a fuselagem e consequentes partes da aeronave.

Portanto é possível verificar que a estrutura terá um comportamento tipo viga, sendo que também sofre momentos causados pela distribuição de pressões ao longo da superfície. Portanto adequa-se a utilização de vigas ao longo da asa.

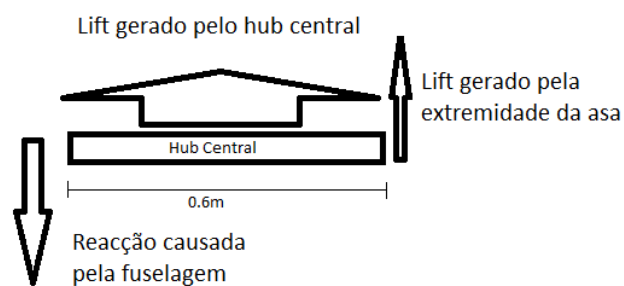


Figura 4 - Esquema de forças de metade do Hub Central

Material

Considerando a necessidade de minimizar o peso do objecto em estudo, recorreu-se à utilização de materiais compósitos. Assim, para a parte estrutural de transmissão de tensões para a fuselagem utilizam-se 2

vigas em fibra de carbono, e para a superfície do hub, que sofre a distribuição de pressões aerodinâmicas utiliza-se fibra de vidro.

Tal decisão deve-se ao facto de a fibra de carbono e fibra de vidro terem uma força específica (tensão máxima/densidade) elevadas, aquando a comparação com outros materiais utilizados em projectos deste tipo [1].

Apesar das características positivas dos materiais compósitos, estes apresentam características mecânicas que criam desafios na sua utilização, dado que são materiais ortotrópicos. Assim, é necessário atenção à orientação das fibras, bem como a sua disposição.

Geração da Estrutura em CAD 3D

O dimensionamento da estrutura é feito em SolidWorks, sendo que se constrói apenas metade do hub central devido à simetria do mesmo.

A estrutura pode ser dividida em 2 grandes partes, a cobertura com 0,6m de envergadura, com uma corda de 0,27m, em fibra de vidro com 0,5mm de espessura e as 2 vigas, cada uma criada em função da sua posição.

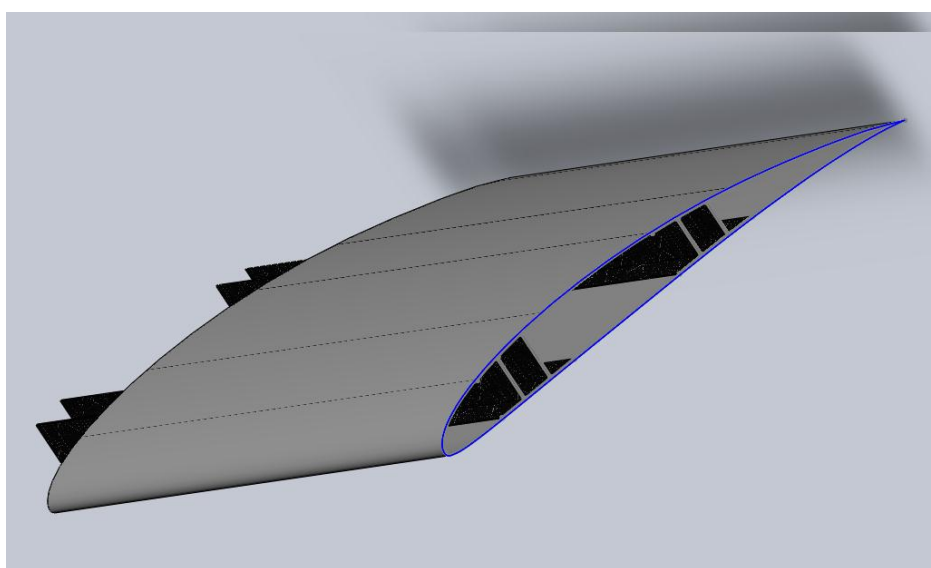


Figura 5 - CAD 3D geral do Hub Central

Cada viga é composta por duas placas verticais com 1mm de espessura, e duas placas horizontais com 0,5mm de espessura. Ambas as vigas são totalmente em fibra de carbono, com as fibras orientadas ao longo da envergadura.

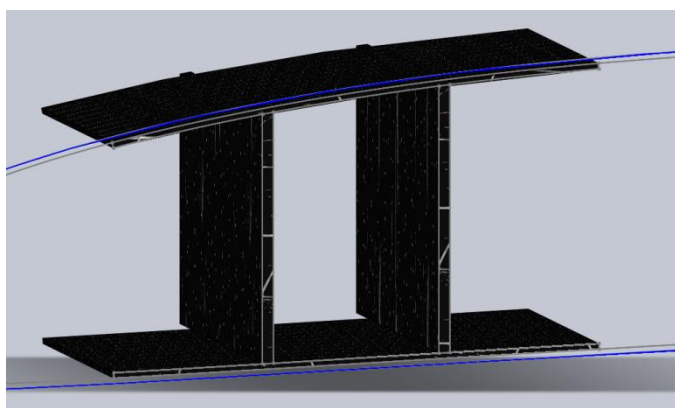


Figura 6 - CAD 3D da uma viga

Aproximações Consideradas Para Análise Estrutural

Toda a estrutura pode ser aproximada a placas dado que a placa com maior proporção entre largura e espessura, a viga vertical mais traseira, tem o valor de $17.7\text{mm}/1\text{mm}=17.7$. Um número aceitável para este tipo de aproximação.

Sabendo o tipo de elemento utilizado na estrutura, é necessário considerar os apoios da estrutura. Dado que o acoplamento à aeronave é feito utilizando a fuselagem, considera-se que os locais em que se colocam os parafusos, que ligam as placas paralelas às da fuselagem, encastradas.

Adicionalmente, devido ao facto de essas placas estarem em contacto com as da fuselagem, considera-se que o deslocamento desta na direcção normal é nulo. **NOMES IMAGENS**

Finalmente cria-se a carga que simula a sustentação criada pela aeronave. Como apresentado anteriormente, esta carga pode ser separada naquela criada pelo próprio hub, que será distribuída na cobertura, e a força criada pela extremidade da asa, que será simulada por forças impostas em áreas junto à ligação das vigas com a extremidade. **IMGEM**

Estando definidas as aproximações na geometria é necessário aplicá-las ao CAD 3D. Para isso, transforma-se as peças sólidas em planos, prontas para serem importadas para o ANSYS Workbench. O ficheiro resultante encontra-se em:

CAD3D-SolidWorks/ Importação para ANSYS/ Final_Surface_Import.sldprt

Criação das Cargas Distribuídas Aerodinâmicas

Uma parte importante do projecto é definir as cargas que a estrutura sofre com precisão, pois como a carga está disposta sobre toda a superfície causa momentos nas vigas, que não poderiam ser determinadas com outro método.

A obtenção destes valores é feita a partir de uma análise aerodinâmica da asa em estudo segundo o método de painéis 3D com equações aerodinâmicas para fluido viscoso.

Apesar de a estrutura em estudo ser parte da asa é necessário resultados para a totalidade da mesma. Assim é preciso criar a geometria total da asa, e consequente malha. Devido à incapacidade computacional disponível a malha apresenta apenas 2380 elementos, sendo que apenas cerca de um terço é utilizado como carga distribuída na estrutura, sendo o resto aplicado nas conexões com a extremidade da asa como forças.

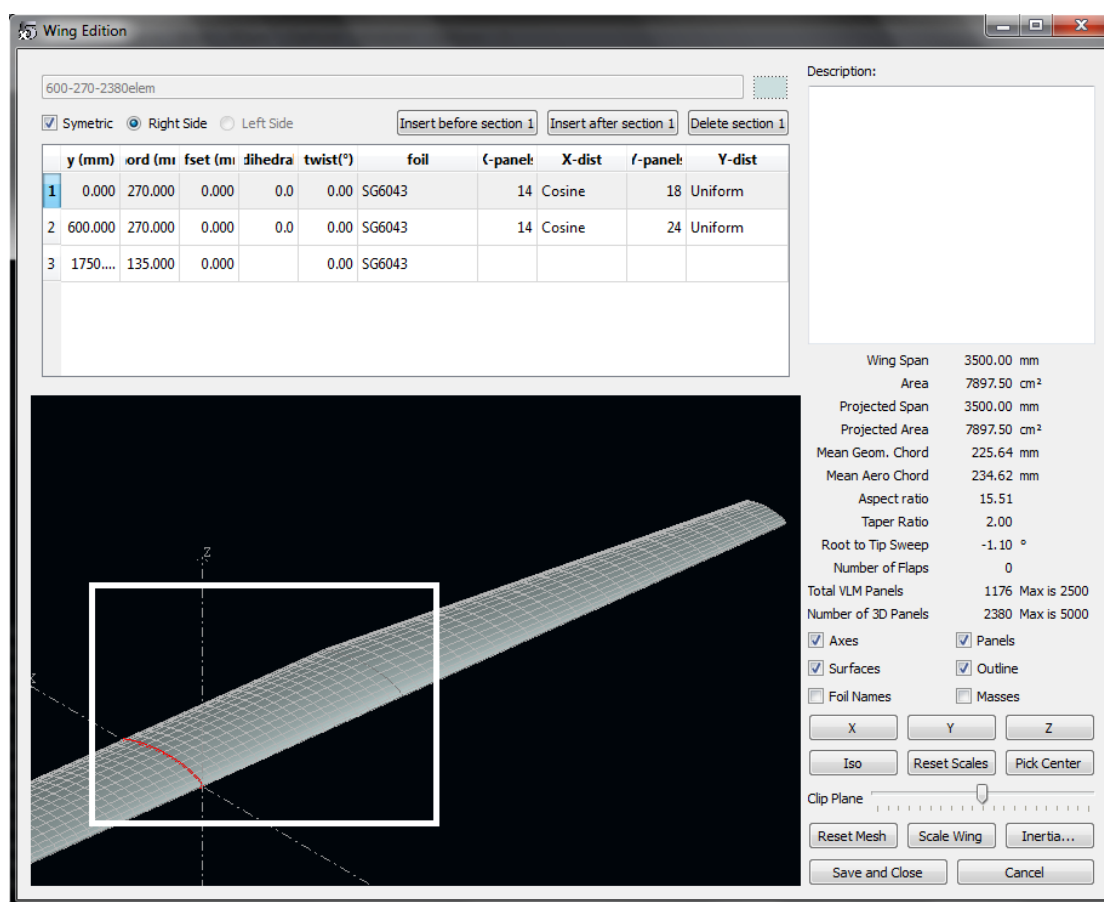


Figura 7 - Criação da malha para análise aerodinâmica

Estando definida a malha é necessário definir as condições de análise. A aeronave tem uma velocidade de cruzeiro de 12m/s, ao nível do mar, sendo que a análise estrutural será feita na situação de cruzeiro, em que o ângulo de ataque é de 4°, e numa situação de lift-off, em que a aeronave apresenta a sustentação máxima com ângulo de ataque de 9.5°.

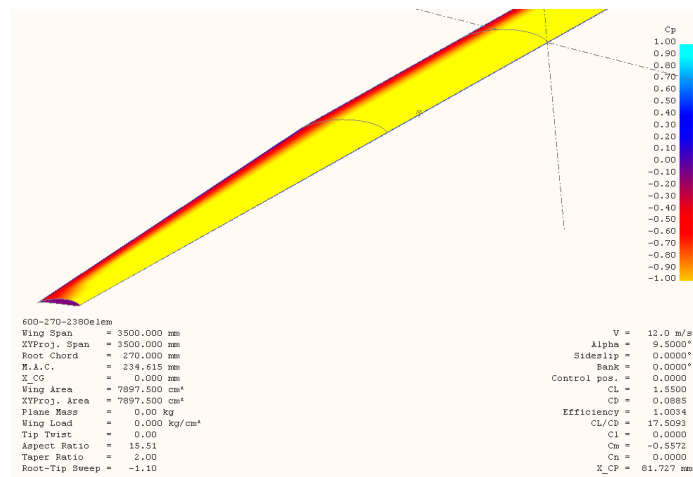


Figura 8 - Distribuição de coeficiente de pressões ao longo da asa

O resultado é uma distribuição de coeficientes de pressão ao longo da asa. Os ficheiros de output para os dois ângulos de ataque são de texto, com as coordenadas de cada elemento utilizado na análise aerodinâmica e correspondente coeficiente de pressão.

Input de cargas-XFLR5/ XFLR_output_600-270-2380elem_a=4.00_v=12.00ms.txt

Input de cargas-XFLR5/ XFLR_output_600-270-2380elem_a=9.50_v=12.00ms.txt

Estes valores necessitam de ser processados para utilização na análise estrutural. Como referido anteriormente, apenas a distribuição de pressão da parte central da asa é necessário, a restante parte da asa também é utilizada, mas como força total, que será aplicada nas vigas do hub central. Para tal é necessário converter os coeficientes de pressão em pressão utilizando a equação característica:

$$P = \frac{C_p * \rho * v^2}{2}$$

Onde:

P – pressão [Pa]

C_p – Coeficiente de Pressão

ρ – Densidade do ar, 1.225 [Kg/m³]

V – velocidade, 12 [m/s]

A conversão é realizada em Microsoft Excel, sendo que os ficheiros resultantes com pressões distribuídas são do tipo *Coma Separated Value* (.csv), com as coordenadas X, Y e Z e consequente pressão em Pa.

Input de cargas-XFLR5/ ANSYS_input_pressure_aa=4.csv

Input de cargas-XFLR5/ ANSYS_input_pressure_aa=9.5.csv

Adicionalmente, obtém-se os valores da força criada pela extremidade da asa nas vigas do hub central.

	Força Total	Viga da frente	Viga de trás
4°	38.3N	22.98N	15.32N
9.5°	57.5N	34.5N	23N

Tabela 1 - Forças realizadas pela extremidade da asa

Início da Análise Estrutural em ANSYS Workbench

O ANSYS Workbench funciona utilizando ficheiros de projecto sendo que cada ficheiro suporta várias análises. Portanto todo o trabalho de análise e consequentes resultados pode ser verificado em um único ficheiro:

Análise Estrutural-ANSYS Workbench/ Struct_Analy_Wing_Hub.wbpj

Inicialmente é necessário adicionar os 3 tipos de análises a realizar descritas nos objectivos do problema, bem como as componentes de importação de ficheiros das cargas distribuídas.

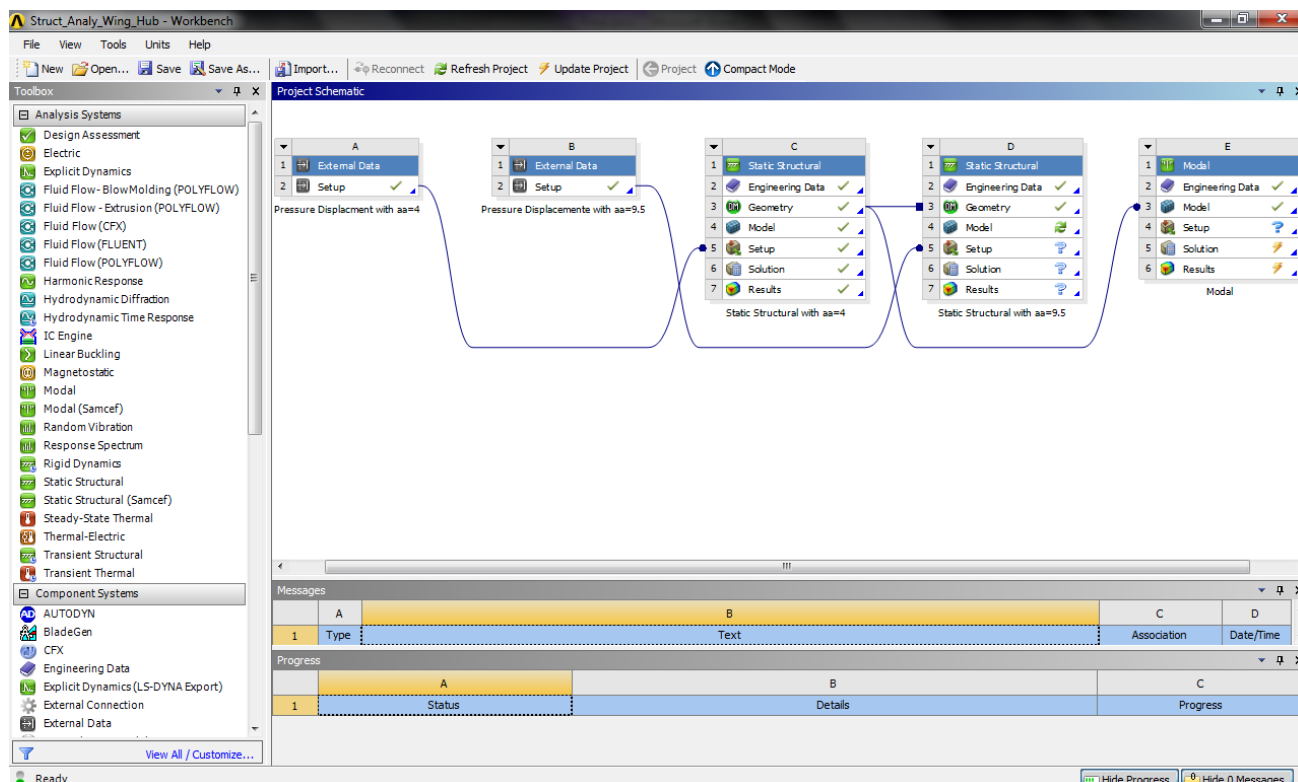


Figura 9 - Esquema de análises de ANSYS Workbench

Como é possível verificar na figura 323, seguido da criação de análises é necessário realizar conexões entre as entidades. Assim utiliza-se a geometria criada na primeira análise estrutural nas outras, e as pressões distribuídas nas análises estáticas correspondentes.

Propriedades dos materiais da estrutura

O input dos materiais no ANSYS Workbench é realizado na secção *Engineering Data*, em que se cria um ficheiro de materiais utilizados na análise. Neste caso, apenas existe fibra de vidro com 0.5mm de espessura e fibra de carbono, com 0,5mm de espessura para as vigas horizontais e com 1mm para as verticais.

Material	Módulo de Young, E [GPa]	Densidade, ρ [kg/m ³]	Tensão de cedência, σ_{ced} [MPa]	Coefficiente de Poisson, ν	Módulo de corte, GXY [GPa]	Módulo de corte, GXZ [GPa]	Módulo de corte, GYZ [GPa]
Fibra de Vidro	85.5-86.9	2480-2490	4380-4590	0.22	35	45	45
Fibra de Carbono	241	1790	4280	0.1	110	83.8	83.8
Cola Epoxy	145	-	2170	-	-	-	-

Tabela 2 - Características dos materiais utilizados no hub central

Observando a tabela 34 é possível verificar as propriedades destas materiais, sendo que no plano paralelo à superfície se utiliza os valores de módulo de young das fibras, e para a direcção normal ao plano, o módulo de young da cola epoxy, tornando este material compósito ortotrópico. Ainda assim é necessário posteriormente indicar a direcção das fibras na associação da geometria ao materiais utilizando a função *Layered Section*.

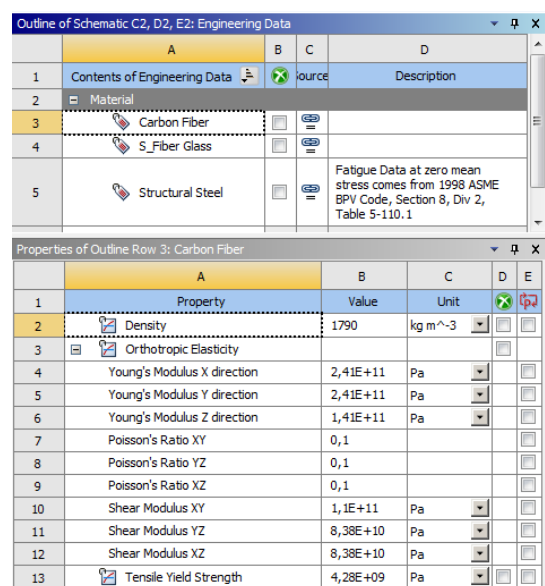


Figura 10 - Importação dos materiais para ANSYS Workbench

Importação e processamento da Geometria para ANSYS Workbench

A importação da geometria é feita utilizando a ferramenta de importação de CAD do ANSYS Workbench. Resulta assim, todas as superfícies criadas anteriormente, disponíveis no software do ANSYS, Design Modeler, para processamento.

De seguida é necessário preparar as superfícies, para poderem ser usadas na criação da malha, e consequentes condições fronteira e cargas impostas.

Para tal, é necessário dividir a superfície em faces possíveis para o ANSYS mapear. Para tal utiliza-se o Design Modeler para criar divisões das

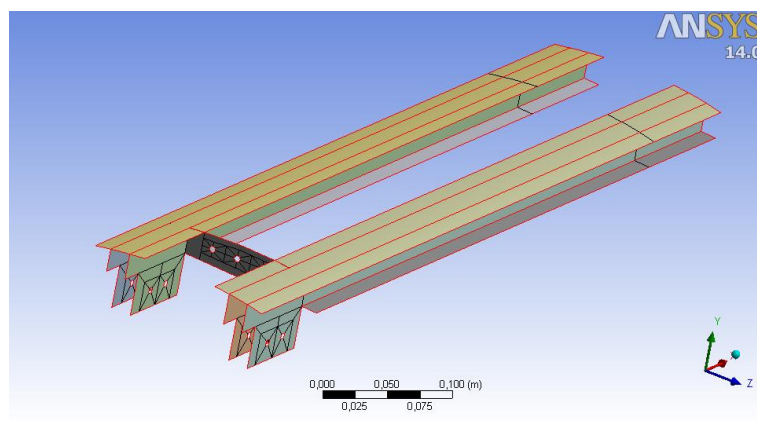


Figura 11 - Divisão das superfícies em várias faces mapeáveis

superfícies em faces mapeáveis.

Este processo é extremamente necessário para uma malha com qualidade, dado que as malhas livres apresentam elementos triangulares e elementos com *aspecto ratio* grandes.

A divisão da superfície baseou-se na transformação da malha desde os orifícios dos parafusos até as linhas rectas, utilizando malhas de expansão.

Conexões entre partes e simetria

Depois da criação da geometria é necessário definir as diferentes conexões entre as superfícies e consequentes nós da malha. Para tal utiliza-se o comando *connect*, existente no ambiente de análise estrutural.

Este comando serve para simular a cola epoxy existente entre as diversas superfícies e que transmite todas as tensões. Ao todo existem cerca de 50 conexões, sendo que algumas são entre linhas e faces de superfícies, como a ligação das vigas verticais (linha) com as horizontais (face), e outra entre faces, como as vigas horizontais (face), com a superfície da asa (face).

Devido ao facto de apenas metade da estrutura estar criada é necessário impor a simetria da mesma. Tal é feito utilizando o comando *Symmetry*, em que se selecciona as linhas de conexão das 2 partes, e se impõe o plano de simetria.

Criação da Malha

Com as divisões das superfícies realizadas no capítulo de processamento da geometria, é possível mapear toda a estrutura em estudo, pois o resultado para todas as faces criadas consiste em quadriláteros, em que algumas linhas são curvas.

Apesar de mapeadas, é necessário dimensionar a malha em função da complexidade da superfície. No caso das faces para os furos é necessário uma malha mais refinada, enquanto que para a restante viga, poupa tempo de processamento uma malha com elementos de maior dimensão.

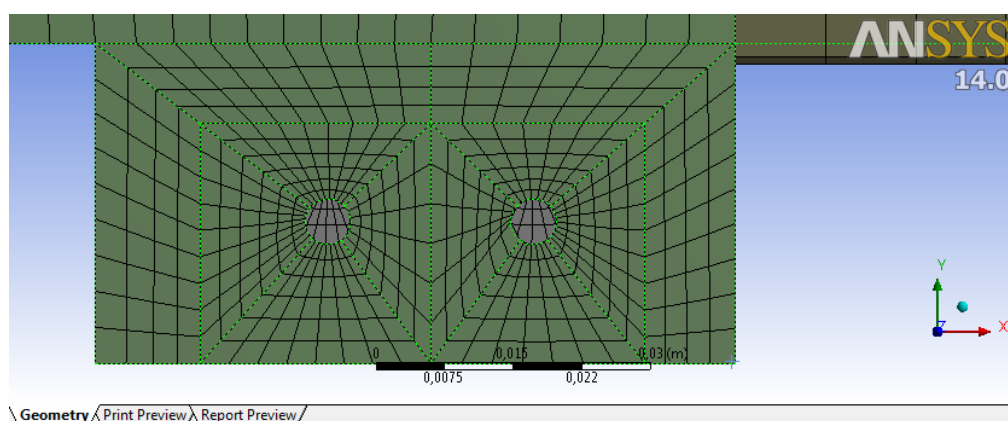


Figura 12 - Malha da conexão entre a viga e a fuselagem

Tomando partido da função de mapeamento do ANSYS, apenas é necessário impor a dimensão dos elementos na fronteira da malha. Assim, impondo apenas a dimensão nos furos, e nas paredes exteriores, toda a malha se forma, com fases de expansão.

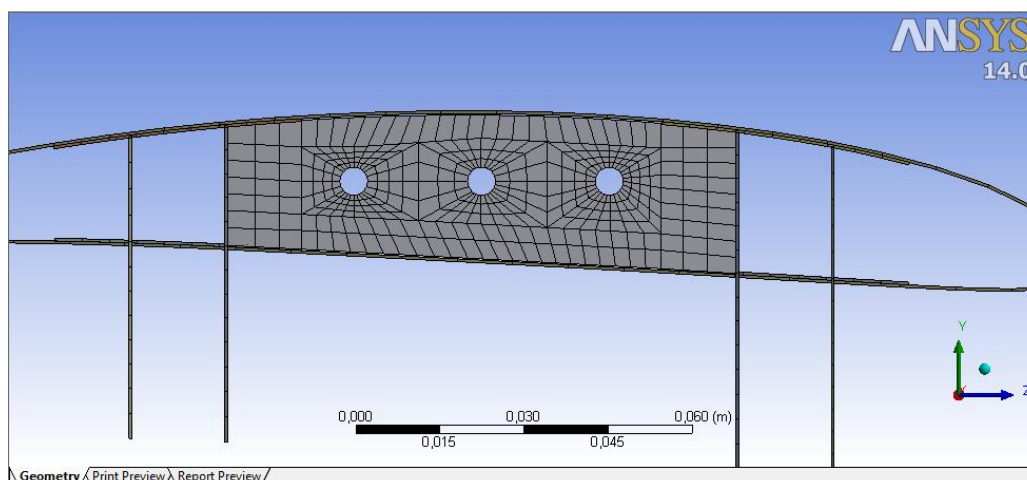


Figura 13 - Malha do perfil de conexão com a fuselagem

Adicionalmente, para a cobertura da asa, é necessário impor a dimensão dos elementos nas fronteiras, para que a dimensão da malha permaneça constante ao longo da superfície.

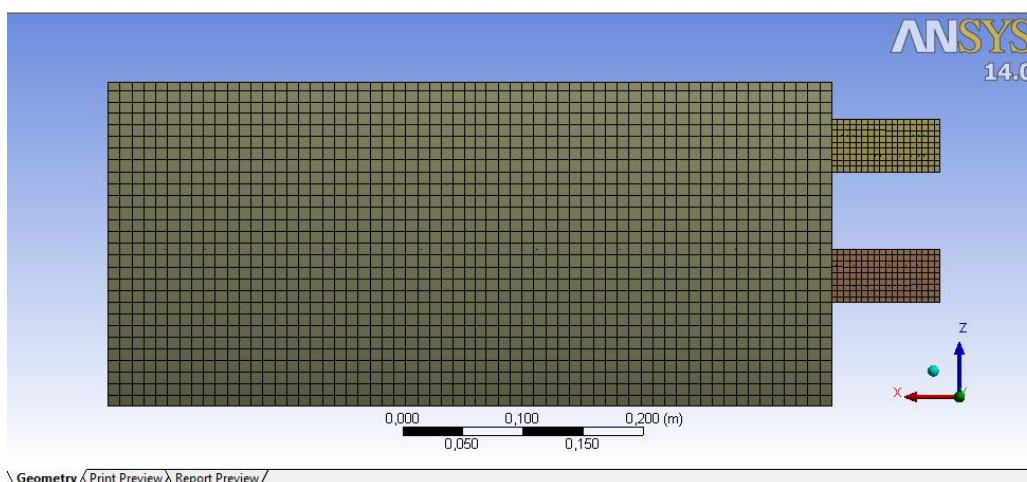


Figura 14 - Malha da superfície da asa

Na figura 15, é possível verificar todas as imposições na malha, sendo que grande parte são obrigatórias, com a exceção de algumas que têm uma margem para serem alteradas pelo programa que mapeia a malha. Finalmente, todos os elementos são quadriláteros, sem exceções.

A qualidade da malha pode ser observada nas estatísticas finais da mesma. O número total é de 13164 elementos, sendo que a qualidade média é de 94%, observável na figura 16.

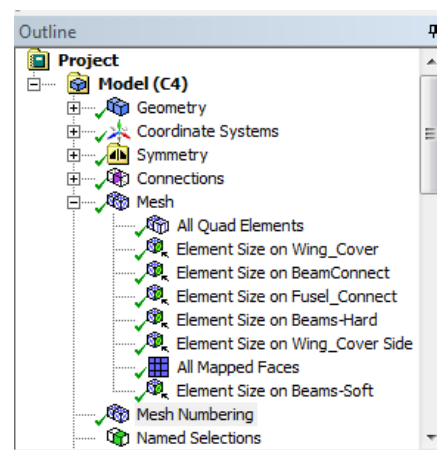


Figura 15 - Restrições criadas na malha

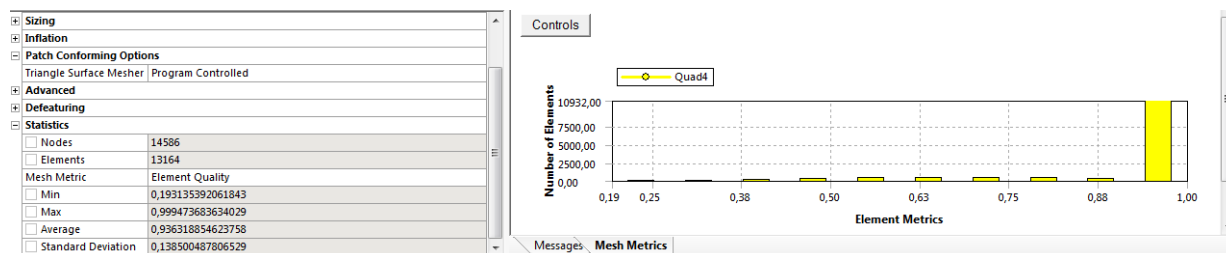


Figura 16 - Qualidade da malha

O resultado final é uma malha com elementos tipo SHELL181, TARGE170 e CONTA175, sendo os finais devidos às conexões entre superfícies.

Importação da carga distribuída para ANSYS Workbench

Seguido a criação do ficheiro de pressões é necessário associá-lo à superfície do hub central utilizando a função de importação de dados externos do Workbench.

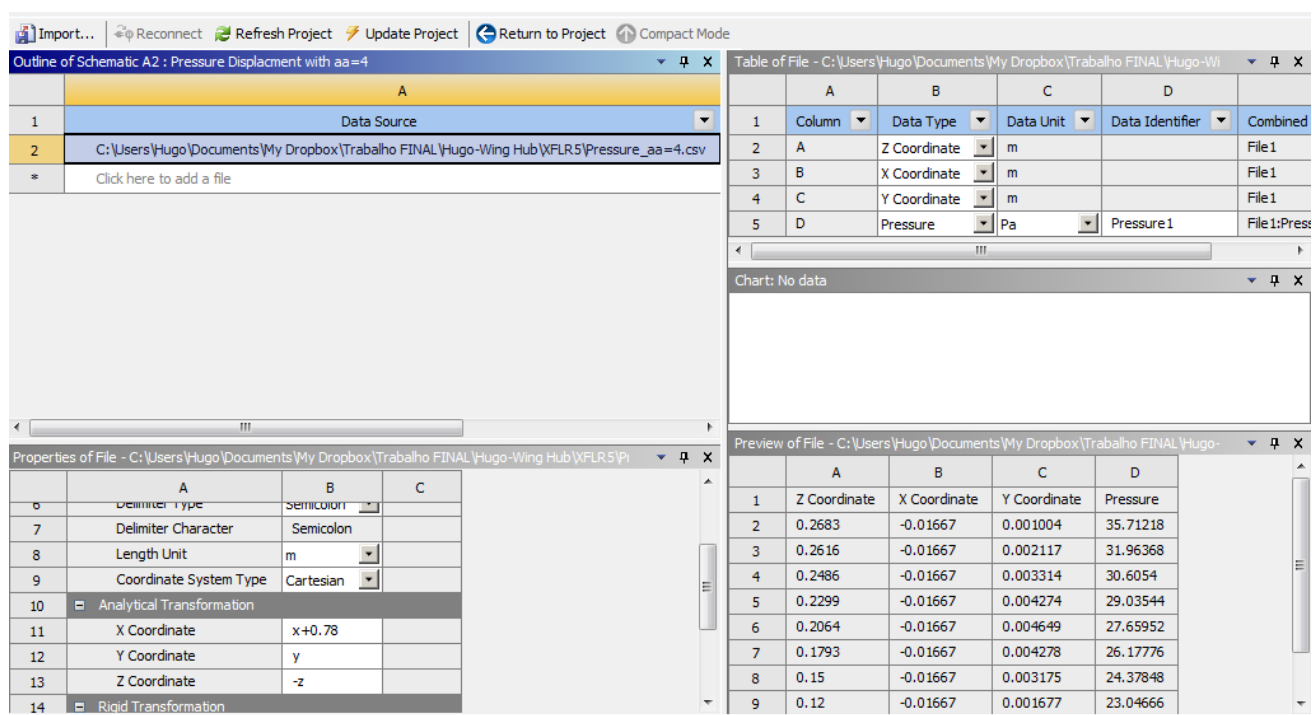


Figura 17 - Importação da tabela de distribuição de pressões

Observando a figura 17, verifica-se a utilização dos ficheiros criados anteriormente, sendo necessário associar cada coluna a uma característica física: os 3 componentes da coordenada e a pressão.

Seguidamente é necessário criar uma transformação de coordenadas, de modo a que estes pontos coincidam com a superfície existente no programa de análise estrutural do ANSYS.

Utilizando a conexão referida em *Início da Análise Estrutural em ANSYS Workbench*, procede-se à associação à superfície do hub.

Esta associação é feita segundo a triangulação dos pontos de pressão existentes em redor do nó. Assim, independentemente do refinamento da malha, é possível criar a distribuição de pressões.

O resultado está disponível na figura 18, é possível verificar alguns problemas na falta de precisão ao longo da asa, devido à falta de pontos de pressões calculados com o programa de análise aerodinâmica. Ainda assim, é uma distribuição bastante razoável, quando comparada com a figura 8 do capítulo de *Criação das Cargas Distribuídas Aerodinâmica*.

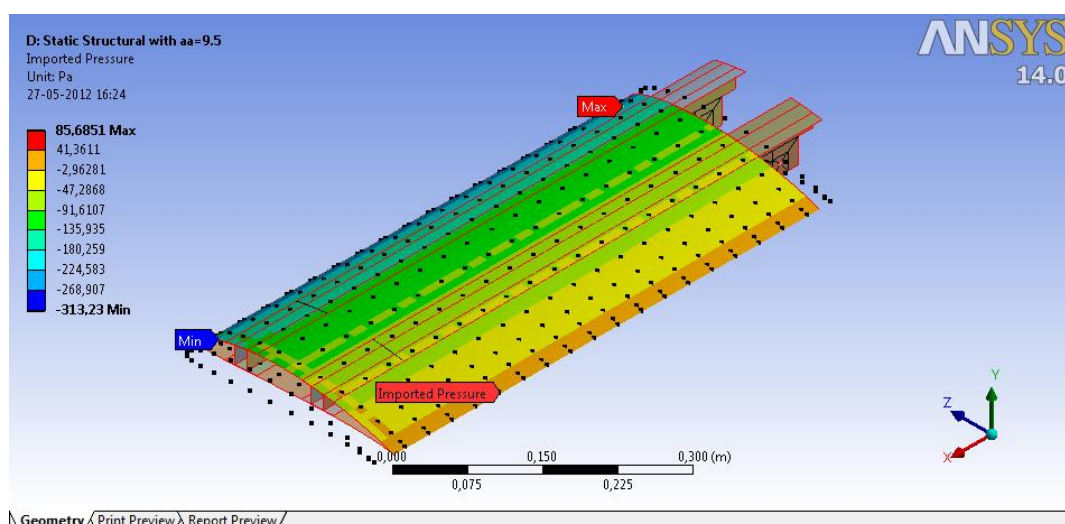


Figura 18 - Distribuição de pressões na malha em ANSYS Workbench

Convergência da Malha

Devido à elevado número de elementos necessário para criar a malha completamente mapeada, cerca de 10000 elementos, as análises realizadas necessitam de um elevado tempo de computação. Devido a tal, a criação de um processo de convergência torna-se impraticável considerando o tempo e o processador disponível.

Ainda assim, para testar a malha obtida realizou-se um único teste de convergência para a análise modal utilizando a 6ª e última frequência analisada, dado ser aquela em que se esperam desvio maiores.

O ANSYS Workbench possui uma ferramenta de convergência de resultados, que refina a malha, analisa, e compara os resultados. O tempo necessário para apenas um processo de refinamento e consequente análise é superior a uma hora com o processador especificado em anexo.

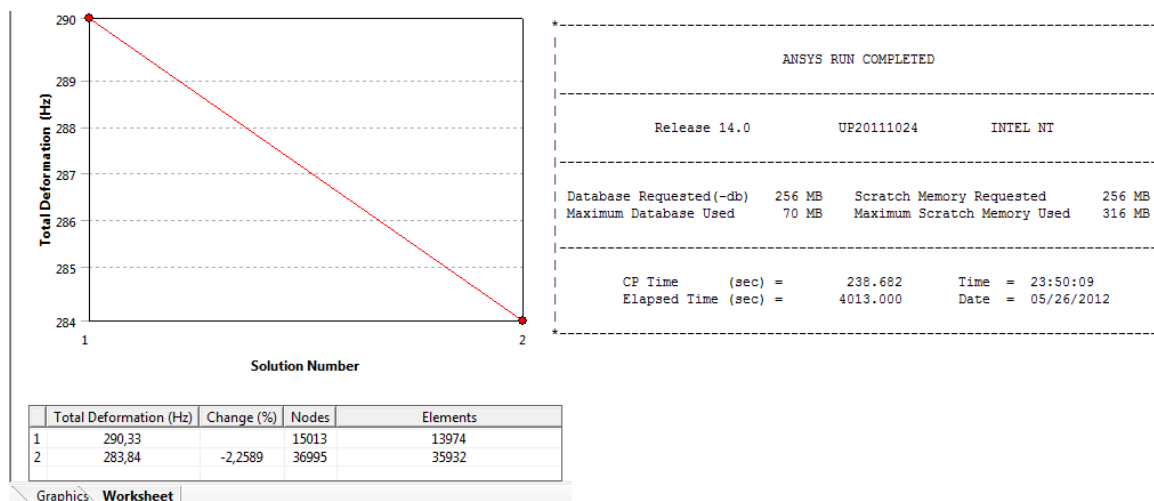


Figura 19 - Gráfico e Tabela de convergência da malha

Como é possível observar para uma malha com quase 3 vezes o número de elementos o desvio é de apenas 2.3%. Sendo assim, considera-se a malha utilizada nas restantes análises suficientemente bem definida.

Condição fronteira da estrutura

Finalmente basta criar as condições fronteira. Como referido anteriormente, o hub central está conectado com a fuselagem utilizando parafusos entre as vigas do hub e as placas da fuselagem. Para aproximar esta situação impõem-se um encastramento nos locais dos parafusos, e limita-se a deformação das placas em contacto com a fuselagem na direcção normal às mesmas.

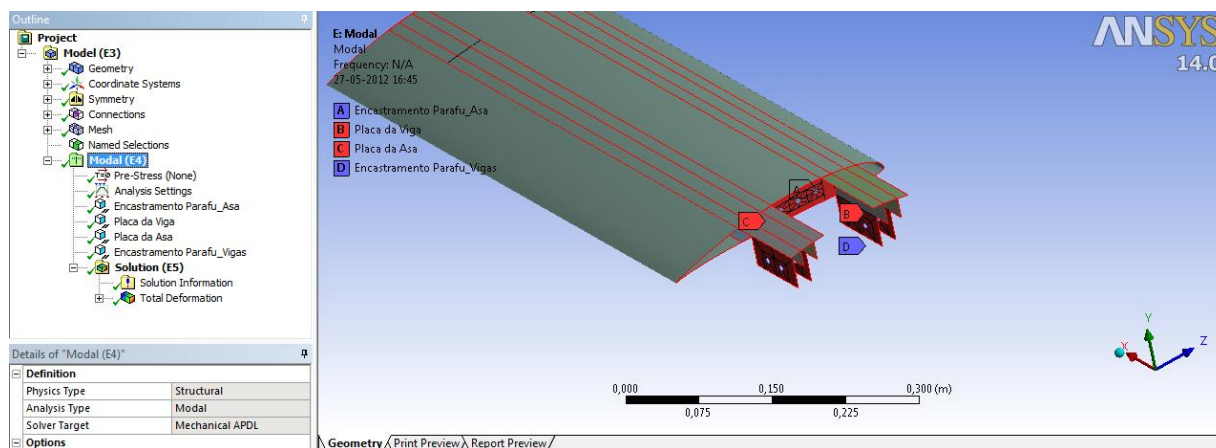
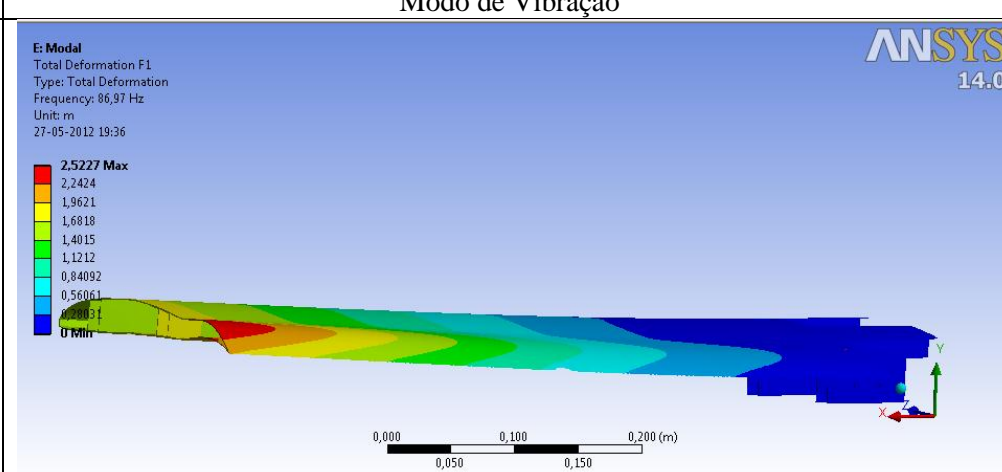
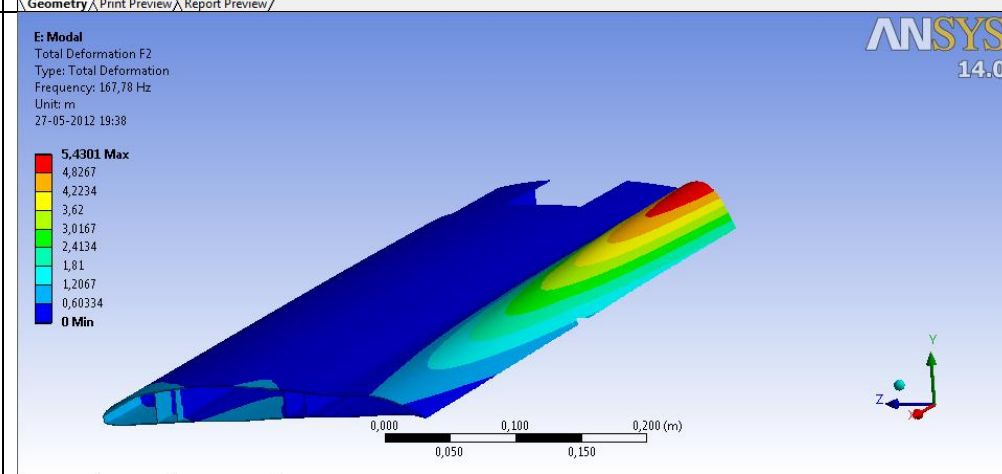
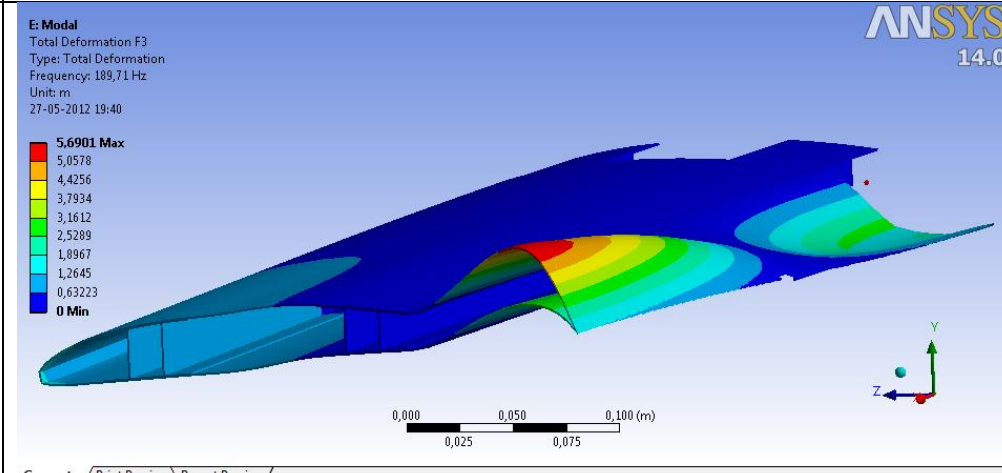


Figura 20 - Apoios na estrutura

Resultados

Análise Modal

A análise modal é feita utilizando o método de blocos de Lanczos, para as 6 primeiras frequências e consequentes modos de vibração.

#	Frequência [Hz]	Modo de Vibração
1°	86.97	 <p> E: Modal Total Deformation F1 Type: Total Deformation Frequency: 86,97 Hz Unit: m 27-05-2012 19:36 </p> <p> 2.5227 Max 2,2424 1,9621 1,6818 1,4015 1,1212 0,84092 0,56061 0,28031 0 Min </p> <p>0,000 0,050 0,100 0,150 0,200 (m)</p> <p>Geometry Print Preview Report Preview</p>
2°	167.78	 <p> E: Modal Total Deformation F2 Type: Total Deformation Frequency: 167,78 Hz Unit: m 27-05-2012 19:38 </p> <p> 5.4301 Max 4,8267 4,2234 3,62 3,0167 2,4134 1,81 1,2067 0,60334 0 Min </p> <p>0,000 0,050 0,100 0,150 0,200 (m)</p> <p>Geometry Print Preview Report Preview</p>
3°	189.71	 <p> E: Modal Total Deformation F3 Type: Total Deformation Frequency: 189,71 Hz Unit: m 27-05-2012 19:40 </p> <p> 5.6901 Max 5,0578 4,4256 3,7934 3,1612 2,5289 1,8967 1,2645 0,63223 0 Min </p> <p>0,000 0,025 0,050 0,075 0,100 (m)</p> <p>Geometry Print Preview Report Preview</p>

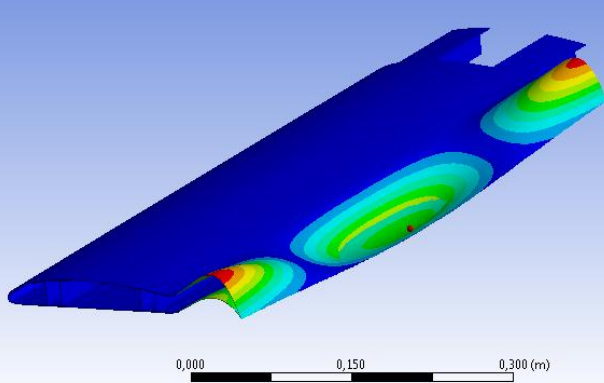
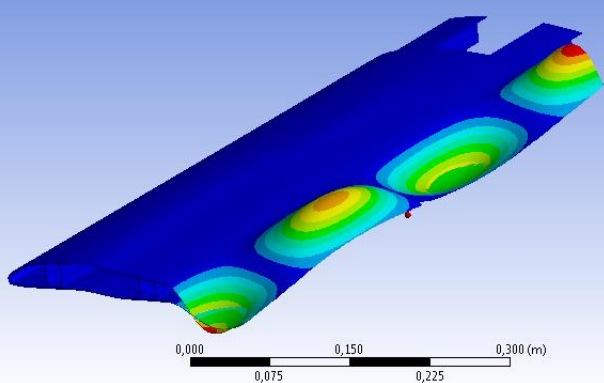
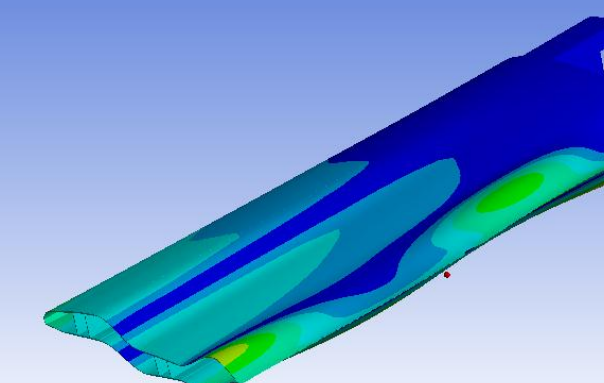
4°	218.55	<p>E: Modal Total Deformation F4 Type: Total Deformation Frequency: 218,55 Hz Unit: m 27-05-2012 19:44</p> <p>5,7469 Max 5,1083 4,4698 3,8312 3,1927 2,5542 1,9156 1,2771 0,63854 0 Min</p>  <p>0,000 0,075 0,150 0,225 0,300 (m)</p> <p>Geometry Print Preview Report Preview</p>
5°	271.98	<p>E: Modal Total Deformation F5 Type: Total Deformation Frequency: 271,98 Hz Unit: m 27-05-2012 19:54</p> <p>5,6742 Max 5,0437 4,4133 3,7828 3,1523 2,5219 1,8914 1,2609 0,63047 0 Min</p>  <p>0,000 0,075 0,150 0,225 0,300 (m)</p> <p>Geometry Print Preview Report Preview</p>
6°	283.84	<p>E: Modal Total Deformation F6 Type: Total Deformation Frequency: 283,84 Hz Unit: m 27-05-2012 19:55</p> <p>4,0718 Max 3,6194 3,167 2,7146 2,2621 1,8097 1,3573 0,90485 0,45243 0 Min</p>  <p>0,000 0,075 0,150 0,225 0,300 (m)</p> <p>Geometry Print Preview Report Preview</p>

Tabela 3 - Frequências e modos de vibração da estrutura

Como é possível observar a parte de trás da asa é menos rígida, pois está a uma maior distância das vigas. Esta sofre vibrações semelhantes às de uma placa, com os números modais a aumentar com a frequência, sendo que se verifica a placa chegar ao número 4 na 5ª frequência. Adicionalmente, na 1ª, o modo consiste no movimento em fase das vigas na direcção Y, enquanto que na 6ª frequência o movimento é desfasado.

Análises Estáticas

- Ângulo de ataque 4°

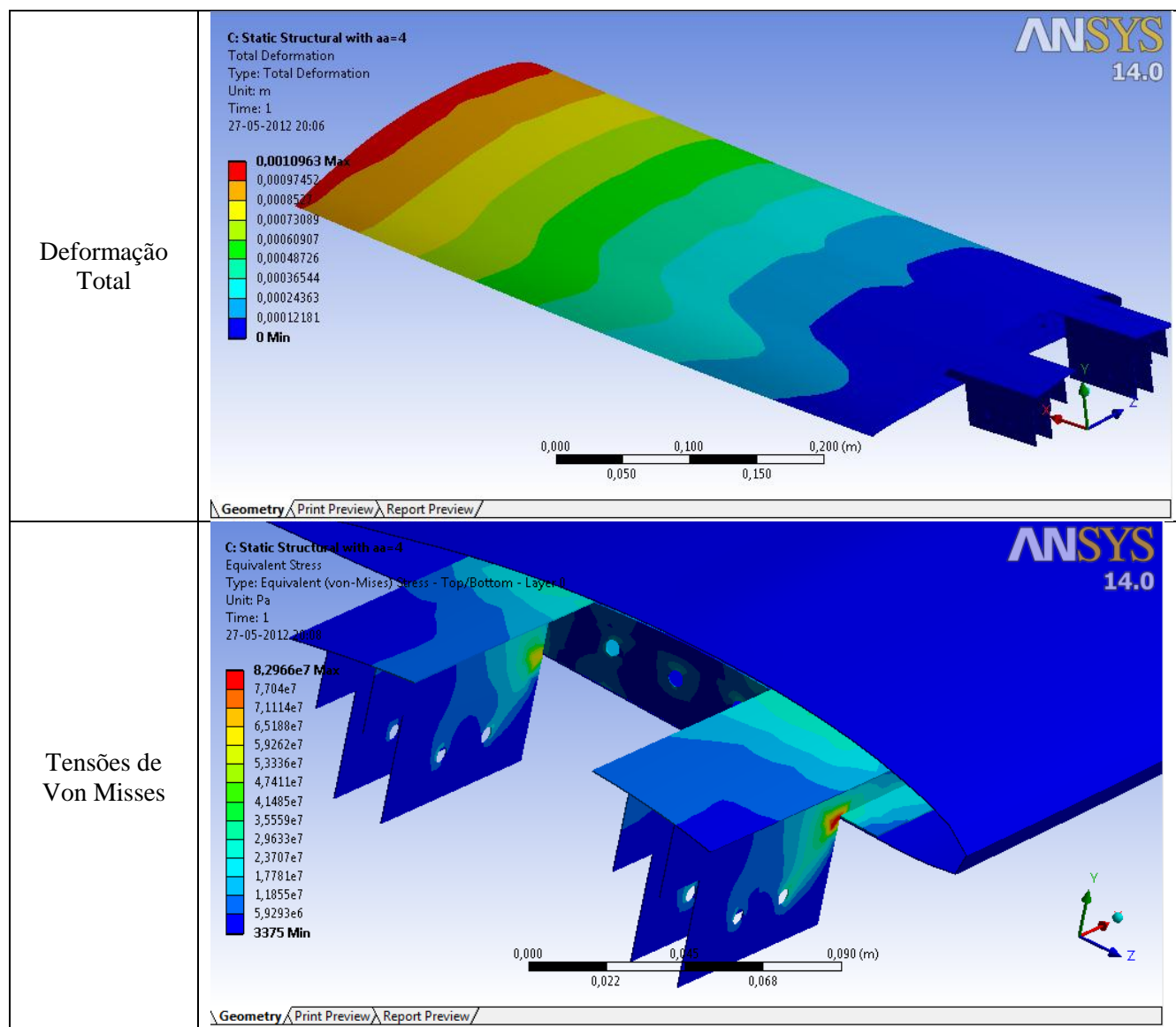


Tabela 4 - Resultados da análise estática com ângulo de ataque de 4°

Como é possível observar verifica-se a deformação da estrutura aproximada à de uma viga à flexão encastrada em um dos lados. A deformação é relativamente uniforme ao longo da envergadura, mas é possível verificar a função das vigas, em que a deformação é menor.

Este valor serve para verificar o diedro que a asa apresenta naturalmente devido à deformação. O diedro é o ângulo que a asa tem em relação à horizontal, e permite aumentar a estabilidade estática da aeronave.

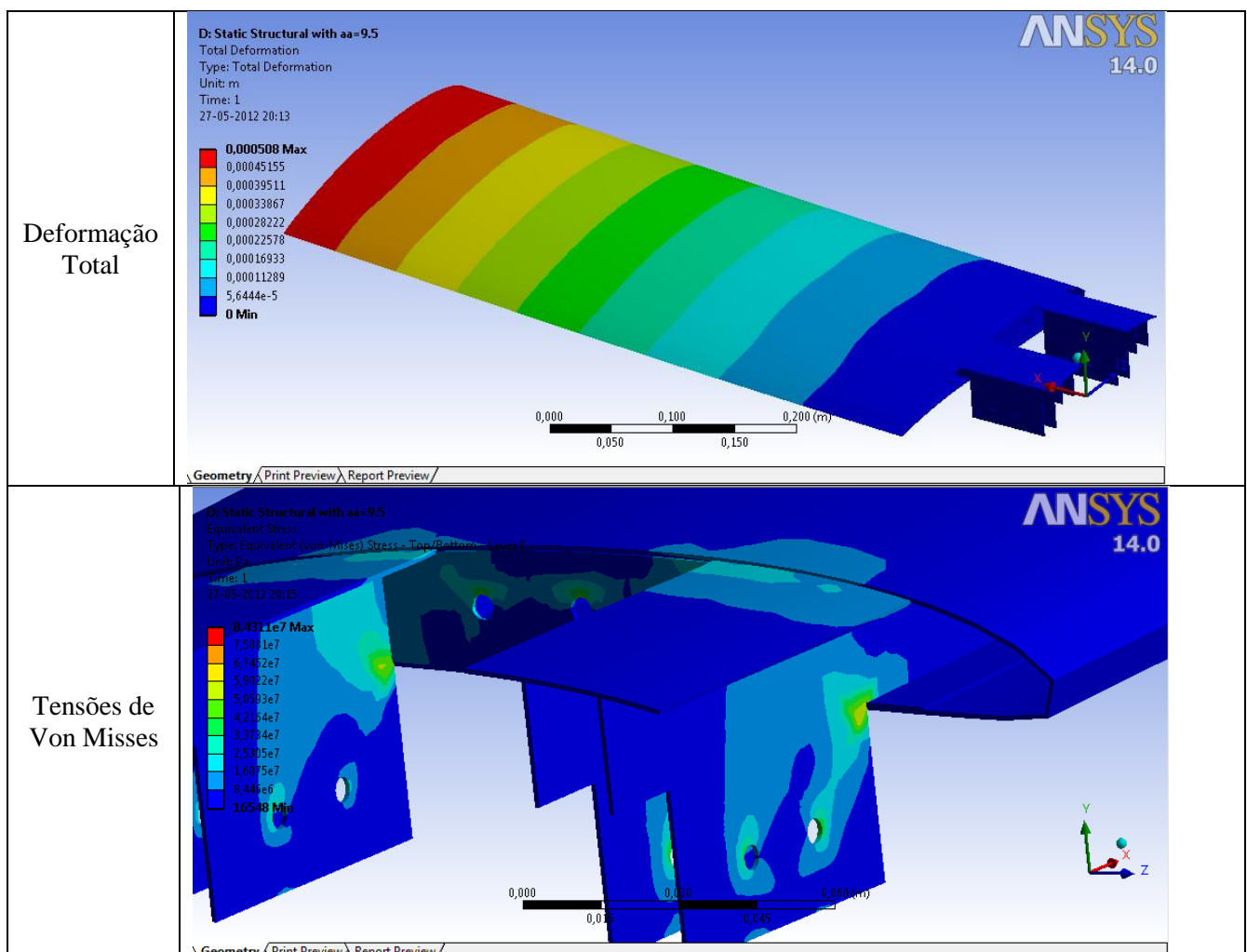
Sendo o deslocamento máximo na extremidade, cerca de 0,0011m, o ângulo é cerca de:

$$\lambda = \arctg\left(\frac{0,0011}{0,6}\right) = 0,1^\circ$$

Apesar de diminuto, este valor é apenas para o hub central, sendo que falta obter o diedro criado pela extremidade da asa.

Com as tensões de Von Misses, observa-se o máximo nas vigas verticais, com um valor de 83 MPa. Adicionalmente verifica-se a distribuição das tensões para os orifícios dos parafusos.

- **Ângulo de ataque 9.5°**



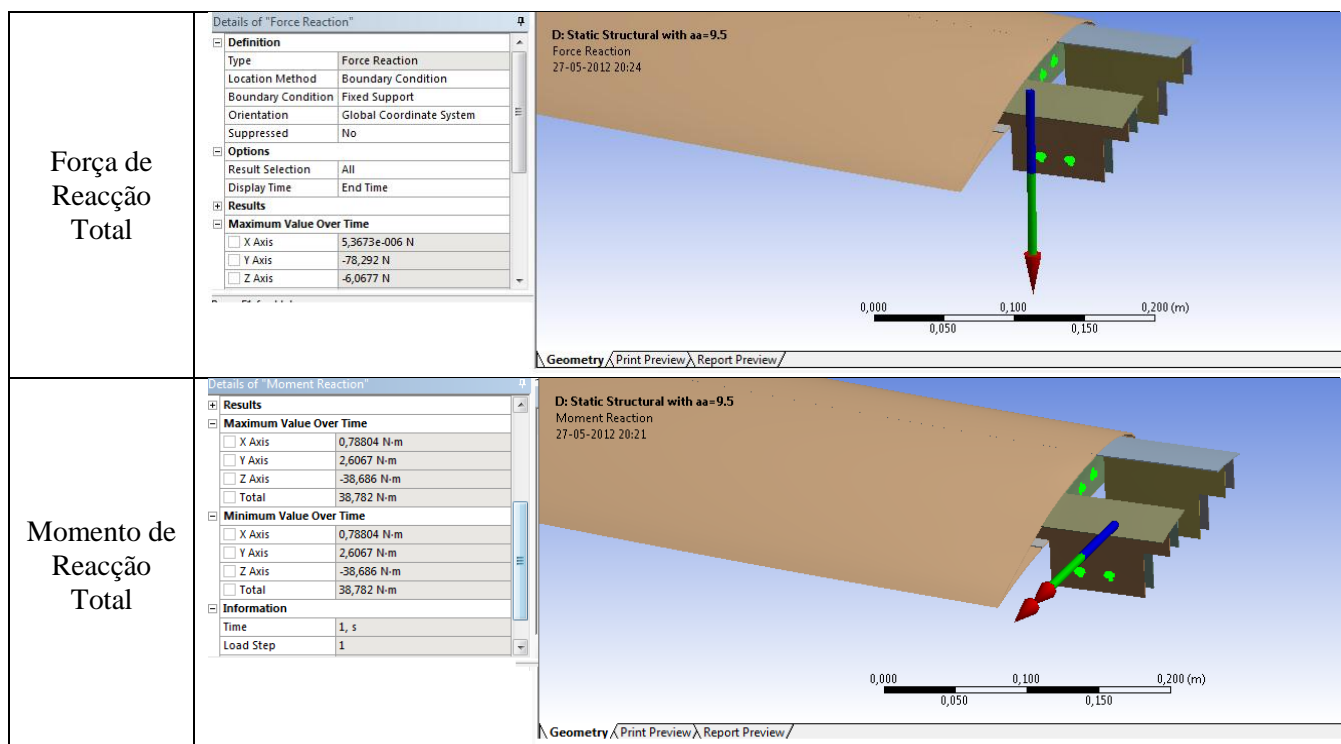


Tabela 5 - Resultados da análise estática com ângulo de ataque de 9.5°

A deformação observada é semelhante à da análise anterior apesar de ter valores superiores. O mesmo acontece com as tensões.

Tensão de cedência	Tensão Máxima de Von Mises
4280MPa	84MPa

Tabela 6 - Comparação entre tensões

Utilizando a tensão cedência da fibra de carbono, é possível relacionar com a tensão máxima verificada. Observando a tabela acima verifica-se que o material está bastante longe de deformar plasticamente.

Adicionalmente verificam-se as forças e momentos realizados pelos apoios. A sustentação criada, ou seja a força na direcção Y, é cerca de 79N.

Conclusões

Este projecto permitiu adquirir conhecimentos de ANSYS Workbench, permitindo comparar este com o Mechanical APDL. O Workbench permite a criação de geometrias complexas de uma forma mais rápida e simples com ferramentas de importação e alteração da estrutura, mantendo a qualidade de geração de malhas do Mechanical APDL. Adicionalmente apresenta um ambiente de trabalho mais intuitivo, permitindo mudanças no trabalho mais fáceis, poupando tempo de processamento.

Em relação à estrutura verifica-se que está construída para suportar as cargas impostas, sendo a primeira frequência de vibração elevada o suficiente para evitar o efeito de *flutter* durante o voo.

Ainda assim, as tensões máximas são bastante reduzidas, aquando a comparação com a tensão de cedência do material. Assim é possível otimizar a estrutura, reduzindo espessuras e diminuindo o seu peso.

Bibliografia

[1] *Specific strength* | Wikipedia: http://en.wikipedia.org/wiki/Specific_strength

[2] *S-Glass Fiber, Generic* | Matweb:
<http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=6eb41a1324834878a1524129d915ca09>

[3] *Hexcel® AS4D Carbon Fiber (12,000 Filaments)* | Matweb:
<http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=b8fce33030724e2a8a21aae774f6b09>

Anexos

Software Utilizado

ANSYS WorkBench 14.0

SolidWorks 2011

Microsoft Office 2010

Microsoft Paint

XFLR5

Computador utilizado para processamento das análises realizadas

VAIO VNG-FZ11S

Processador: Intel Core 2 DUO 1.80 GHz

Memória. 2GB DDR2

Ficheiros com tempo de computação

XFLR5:

Input de cargas-XFLR\ Final Wing.wpa

Análise Aerodinâmica 2D – 35 minutos

Análise Aerodinâmica 3D – 3 minutos

ANSYS Workbench:

Análise Estrutural-ANSYS Workbench\ Struct_Analy_Wing_Hub.wbpj

Criação da Malha – 4 minutos

Análise Estática com ângulo de ataque de 4° - 2 minutos

Análise Estática com ângulo de ataque de 9.5° - 2 minutos

Análise Modal com 6 frequências naturais – 10 minutos

Convergência da Análise Modal com 2 iterações – 66 minutos