



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Departamento de Engenharia Aeronáutica

Redução das forças de impacto de aeronaves em aterragens forçadas recorrendo a espumas expansíveis

Dmytro Vasyanovych

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Mestrado Integrado em Engenharia Aeronáutica
(Ciclo de estudos integrado)

Orientador: Prof. Doutor Pedro Vieira Gamboa

Covilhã, Junho de 2014

Dedicatória

Dedico o trabalho a toda gente que morreu em acidentes aéreos.

Agradecimentos

Foi o apoio e incentivo de muitos, que fez com que este projecto ultrapassasse as fronteiras da minha imaginação. A todos gostaria de exprimir a minha gratidão e reconhecimento pela ajuda prestada, nomeadamente:

Ao Professor Doutor Pedro Vieira Gamboa pela orientação, pela disponibilidade e compreensão neste meio ano de árduo trabalho.

A minha família, pelo apoio e motivação constante, e incentivo de não desistir e permanecer no caminho de estudo até ao final.

A minha namorada Carolina Padrão, pelas todas as vezes que me parava quando eu ia jogar ou procrastinar e dizia-me para fazer algo de útil e por me ajudar com o português fluente na escrita da tese.

A Mr. David Jack Kenny, da AOPA Foundation Air Safety Institute pelos contactos internacionais disponibilizados.

A National Transportation Safety Board: NTSB pelos dados sobre acidentes aéreos que envolviam destruição dos aviões ligeiros do modelo Cessna 172.

A Mohammad Sharaf por ensinar como desenvolver modelo virtual da aeronave Cessna 172.

A todos envolvidos na criação de internet, Super - ferramenta de armazenar conhecimento humano.

Prefácio

Estudos internacionais referem que cerca de um terço (entre 10 a 40%) da população adulta tem medo de viajar de avião. E, diz a voz popular com a sua ancestral sabedoria, “se Deus quisesse que o homem voasse, tinha-lhe dado asas”. [0]

Ter medo de voar não é irracional. A improbabilidade absurda de os Homo sapiens, enlatados num tubo metálico propulsionado por hidrocarbonetos, com velocidades e altitudes para além de tudo que a evolução preparou os para compreender. Isto é irracional, ter medo é normal.

Hoje em dia existem múltiplas tecnologias para gerir as diferentes etapas de voo de uma aeronave. Uma vez que chegam a altas altitudes, as aeronaves requerem trabalho e vigilância constante por pilotos altamente qualificados requerida por todos estes sistemas e tecnologias, para o voo ser um sucesso.

Mesmo assim imprevistos acontecem e os veículos voadores caem em direcção a terra, com nenhuma possibilidade de contrariar o destino fatal para os pilotos, passageiros e para a própria aeronave.

Nos últimos segundos, única coisa que falta é rezar para acontecer um milagre, os que não acreditam em Deus, por alguma razão, também rezam.

Resumo

“Método de redução dos danos nos aviões no momento de impacto”

Neste documento será exposto uma ideia, com a qual será possível reduzir os danos sofridos pelas aeronaves e seu conteúdo durante os acidentes com impacto previsto ou não previsto. Com uma forte componente de simulações num ambiente virtual (ANSYS), será possível validar e testar a utilidade da invenção e a existência de aplicação viável e funcional.

É uma ideia inovadora que usa materiais que obtêm a forma necessária e predefinida num espaço de tempo curto a partir de um estado inicial de tamanho reduzido. A forma obtida por expansão do material vai permitir a possibilidade de formar uma almofada externa superficial para reduzir os efeitos de impacto durante o acidente de um avião, ou outro tipo de veículo.

Desta forma a invenção será útil para minimizar o dano estrutural nos aviões (veículos) aumentando o tempo do impacto e reduzindo a força de choque sofrida pela estrutura, consequentemente produzindo uma diminuição das forças de carga sofrida pelos passageiros e potencialmente diferenciar o limite entre a vida e a morte. Este conceito poderá ser aplicado em aviões, helicópteros, barcos, carros, satélites, todo o tipo de veículos de alta ou baixa velocidade.

Palavras-chave

Materiais auto formáveis, redução de impacto, protecção de queda, choque de avião, testes virtuais de queda de aeronaves, espumas plásticas, força de impacto, Cessna 172...

Abstract

“Method to reduce damage on planes at moment of impact“

This document will describe an idea, with which you can reduce damage suffered by the aircraft and its contents during accidents with an expected or an unforeseen forced impact. With a strong testing component in a virtual environment (ANSYS), it will be possible to validate and test usefulness of the invention and existence of viable and functional application.

It is an innovative idea that uses materials that obtains its volume in a short period of time from an initial reduced in size state. The volume obtained by expanded material will permit a possibility to form an external surface cushion to reduce effects of an impact during a plane or any other vehicle crash.

The invention will be useful to minimize structural damage to the aircraft (vehicle) by increasing the duration of impact time and reducing the shock force to the structure, consequently produce reduction of the load force experienced by passengers and potentially draw a line between live and death. The concept can be applied in airplanes, helicopters, ships, cars, satellites and all kinds of high and low speed vehicle.

Keywords

Self-formable materials, impact reduction, impact protection, plane crash, virtual aircraft drop test, plastic foams, shock strength, Cessna 172...

Índice

Conteúdo

Dedicatória	3
Agradecimentos	5
Prefácio	7
Resumo	9
Palavras-chave	9
Abstract	11
Keywords.....	11
Índice	13
Lista de Figuras	15
Lista de Acrónimos	19
Capítulo 1	21
Introdução.....	21
Modelo de Protecção	22
Capítulo 2.....	26
Modelo de Simulação	26
Modelação da Aeronave virtual	26
Modelação do impacto	30
Material e métodos	31
Espumas poliméricas.....	32
Modelo de aeronave	35
Modelo de RFTV	44
Capítulo 3.....	47
Discussão dos resultados obtidos	47
Conclusões	53
Anexos.....	55
Figuras	55
Forças Máximas Tabelas e Gráficos.....	59
Article	64
Bibliografia	68

Lista de Figuras

Imagem 1	Almofadas protectoras médias	23
Imagem 2	Almofada protectoras grandes	24
Imagem 3	Almofadas protectoras menores	24
Imagem 4	Concordância de modelo com esquema de avião Cessna 172s	26
Imagem 5	Concordância de modelo com esquema de avião Cessna 172s por cima	27
Imagem 6	Modelo de malha, avião Cessna 172s cavernas	28
Imagem 7	Modelo de malha, avião Cessna 172s cauda	28
Imagem 8	Modelo de malha, avião Cessna 172s cabine	29
Imagem 9	Modelo de malha, avião Cessna 172s nariz	29
Imagem 10	Modelo de avião ligeiro escolhido para testes virtuais	36
Imagem 11	Desenho Cessna usado na criação de modelo virtual	37
Imagem 12	Desenho Cessna, versão 1 criado em CATIA V5.20	37
Imagem 13	Desenho Cessna, versão 1.1 criado em CATIA V5.20	38
Imagem 14	Desenho Cessna, versão 1.1 modelado	38
Imagem 15	Outros modelos não aceites pela simulação	39
Imagem 16	Cessna fuselagem 1.1	39
Imagem 17	Cessna fuselagem 1.2	40
Imagem 18	Cessna primeira simulação	40
Imagem 19	Cessna fuselagem 2.0	41
Imagem 20	Cessna fuselagem 2.0	41
Imagem 21	Cessna fuselagem 2.1	42
Imagem 22	Cessna fuselagem 2.2	42
Imagem 23	Cessna fuselagem 2.2	42
Imagem 24	Cessna fuselagem 2.5 ANSYS aceitou o modelo	43
Imagem 25	Modelo para impacto em ambiente simulador de impactos ANSYS	43
Imagem 26	Modelo preparado para simular impacto em ANSYS	43
Imagem 27	Molde de espaço protector para Cessna	44
Imagem 28	Molde de espaço protector com Cessna fuselagem	44
Imagem 29	Molde de espaço protector editado para impacto	45
Imagem 30	Modelo para impacto em ambiente simulador de impactos ANSYS	45
Imagem 31	Modelo preparado para simular impacto em ANSYS	45
Imagem 32	Comparação entre Forças de Impacto de avião a 100m/s com e sem protecção	47
Imagem 33	Comparação entre Forças de Impacto de avião a 50m/s com e sem protecção	48
Imagem 34	Forças de Impacto de avião 100m/s comparação MPa	50
Imagem 35	Forças de Impacto de avião num movimento vertical com 100m/s parte cima, molde escondido MPa	50
Imagem 36	Forças de Impacto de avião num movimento vertical com 50m/s parte cima MPa	51
Imagem 37	Forças de Impacto de avião num movimento vertical com 50m/s parte cima, molde escondido MPa	51
Imagem 38	Deformação sofrida pela fuselagem com 111m/s tempo curto	55
Imagem 39	Impacto de avião num movimento vertical com 111m/s tempo curto	55
Imagem 40	Tensão sofrida pela fuselagem com 111m/s tempo curto	56
Imagem 41	Deformação sofrida pela fuselagem com 111m/s	56
Imagem 42	Impacto de avião num movimento vertical com 111m/s	56
Imagem 43	Tensão sofrida pela fuselagem com 111m/s	57
Imagem 44	Deformação sofrida pela fuselagem e molde protector com 111m/s curta	57
Imagem 45	Tensão sofrida pela fuselagem e molde protector com 111m/s curta	57
Imagem 46	Tensão sofrida pela fuselagem com molde escondido 111m/s curta	58

Lista de Tabelas

Tabelas

Tabela 1 Acidentes aéreos por ano pela ASN [1]	21
Tabela 2 Propriedades e características mecânicas dos plásticos densidade normal. 33	
Tabela 3 Propriedades e características mecânicas dos plásticos de elevada densidade	33
Tabela 4 Propriedades e características mecânicas dos plásticos de baixa densidade	34
Tabela 5 Propriedades e características mecânicas dos plásticos específicos	35
Tabela 6 Propriedades e características mecânicas dos plásticos Epoxy	35
Tabela 7 Comparação de forças de impacto a 100m/s	48
Tabela 8 Comparação de forças de impacto a 50m/s	49
Tabela 9 Variação da velocidade da fuselagem a 50m/s sem protecção	52
Tabela 10 Deformação na estrutura de fuselagem a 50m/s sem protecção	59
Tabela 11 Sobrecarga máxima no campo elástico na estrutura de fuselagem a 50m/s sem protecção	60
Tabela 12 A força máxima exercida na estrutura de fuselagem a 50m/s sem protecção	60
Tabela 13 Deformação na estrutura de fuselagem a 50m/s com protecção	61
Tabela 14 Sobrecarga no campo elástico na estrutura de fuselagem a 50m/s com protecção	62
Tabela 15 A força máxima exercida na estrutura de fuselagem a 50m/s com protecção	63
Gráficos	
Gráfico 1 Variação da velocidade da fuselagem a 50m/s sem protecção	52
Gráfico 2 Deformação na estrutura de fuselagem a 50m/s sem protecção	59
Gráfico 3 Sobrecarga máxima no campo elástico na estrutura de fuselagem a 50m/s sem protecção	60
Gráfico 4 A tensão máxima exercida na estrutura de fuselagem a 50m/s sem protecção	61
Gráfico 5 Deformação mínima em toda a estrutura de fuselagem a 50m/s com protecção	62
Gráfico 6 Deformação máxima em toda a estrutura de fuselagem a 50m/s com protecção	62
Gráfico 7 Sobrecarga máxima no campo elástico na estrutura de fuselagem a 50m/s com protecção	63
Gráfico 8 A tensão máxima exercida na estrutura de fuselagem a 50m/s com protecção	63

Lista de Acrónimos

A	Aceleração
ASN	The Aviation Safety Network
EDA	Explicit Dynamics Analysis
UBI	Universidade da Beira Interior
MACs	Material de absorção do choque
RFTV	Recipiente flexível de tamanho variável
RTRs	Recipientes de tamanho reduzido
S	Altitude
TAP	Transportes Aéreos Portugueses
UAVes	Unmanned aircraft vehicles, veículos aéreos pilotados à distância
Vf	Velocidade final
Vi	Velocidade inicial vertical

Capítulo 1

Introdução

Para interiorizar a situação actual sobre os acidentes aéreos podemos considerar a seguinte tabela. Nesta tabela estão presentes os números de acidentes aéreos documentados, 2025 dos acidentes mencionados eram de aeronaves ultraleves, 200 das aeronaves não tripulados.

Ano	Número de acidentes comunicados
2000	1495
2001	1561
2002	1647
2003	1466
2004	1530
2005	1301
2006	1339
2007	1394
2008	2233
2009	2493
2010	2323
2011	2569
2012	3135
2013	2826
2014	1334

Tabela 1 Acidentes aéreos por ano pela ASN [1]

Existência de altas tecnologias, dos pilotos altamente treinados, da melhoria em todas partes da aeronave não é suficiente. Como podemos ver o número elevado de acidentes continua a persistir. Já que não conseguimos diminuir o número de acidentes, podemos tentar reduzir a gravidade dos mesmos.

Com as inúmeras horas de pesquisa sobre redução da intensidade dos danos nos acidentes, encontrou-se um grande número de livros que abordavam esta questão, por exemplo, “Design Manual for impact damage tolerant aircraft structure” da AGARD [2]. Durante a análise deste livro onde estão descritos os diversos modelos de alteração da estrutura da aeronave, apareceu uma ideia.

Esta ideia consiste em equipar as aeronaves com um ou vários recipientes de tamanho reduzido (RTRs), carregados com material de absorção do choque (MACs) sob alta pressão, para reduzir o volume ocupado dentro da aeronave.

Na saída do RTRs estará conectado um recipiente flexível de tamanho variável RFTV (exemplo: balão de ar) que será enchido com gás não inflamável comprimido e guardado dentro do RTRs. Logo que o gás sob pressão entra no espaço do RFTV, o MACs do RTRs será

injectado no RFTV, preenchendo rapidamente todo o espaço disponível obtendo a forma e volume total ou parcial do RFTV. Com RFTV preenchido por MACs, estará completa a fase de preparação para o impacto num acidente.

Quando o preenchimento e a expansão do MACs estiver completa, o RFTV será usado como almofada de absorção de choque entre o meio ambiente e a estrutura do veículo. Assim sendo, o conteúdo de protecção não entra em contacto directo com o meio ambiente. Não haverá inconvenientes em cair na água, pedras, árvores ou betão, evitando-se assim a contaminação do meio ambiente por MACs.

Uma das grandes vantagens deste sistema é a alteração mínima na estrutura da aeronave ou veículo onde será implementado.

Neste momento não existe nenhuma tecnologia parecida, onde seja usada a capacidade dos materiais de baixa densidade, contidos em volumes limitados como por exemplo um balão de ar, fixos ao exterior do veículo para absorver choques, nem referências sobre uso de espumas plásticas para o tal efeito. Porém existem muitas aplicações de espumas plásticas na indústria de transporte dos electrodomésticos e outra aparelhagem susceptível a dano mecânico. Existem também alguns exemplos de uso de escadas enchidas por gás, para permitir a saída dos passageiros no final não catastrófico de acidentes, uso de almofadas para absorver o encosto das camaras de descarga de passageiros, etc....

No entanto, existem diversos métodos para diminuir as forças de choque durante a aterragem. Por exemplo, diversos UAVs, devido a seu reduzido tamanho usam paraquedas simples. Também podem, em vez de usar um trem com rodas, usar um sistema de airbag enchido de gás para efectuar a aterragem. Também podem usar amortecedores de mola, mola e ar, mola e óleo. Também existem alguns com um sistema de esqui. Nas aeronaves grandes, todas as invenções reduzem-se ao uso de um trem com rodas, esquis ou flutuadores.

Existe uma invenção patenteada, que demonstra que com uso de almofada enchida por gás será possível reduzir choque nos passageiros, mas esta invenção actua dentro do veículo. [3]

Modelo de Protecção

Seguindo a evolução da ideia chegou-se a conclusão que era necessário criar uma nova definição. Assim nasceu a ideia do recipiente flexível de tamanho variável RFTV ou volume de expansão. A superfície para restringir o movimento do material de absorção de choque MACs, dando os limites e a forma desejada, será uma almofada protectora. O esquema simplificado na imagem 1 apresenta uma aeronave com almofadas de dimensão média, com 2 - 3 metros cúbicos de volume. Estas almofadas podem estar posicionadas na parte lateral da

fuselagem e também na parte inferior e superior para melhorar o efeito e amortizar melhor a queda.

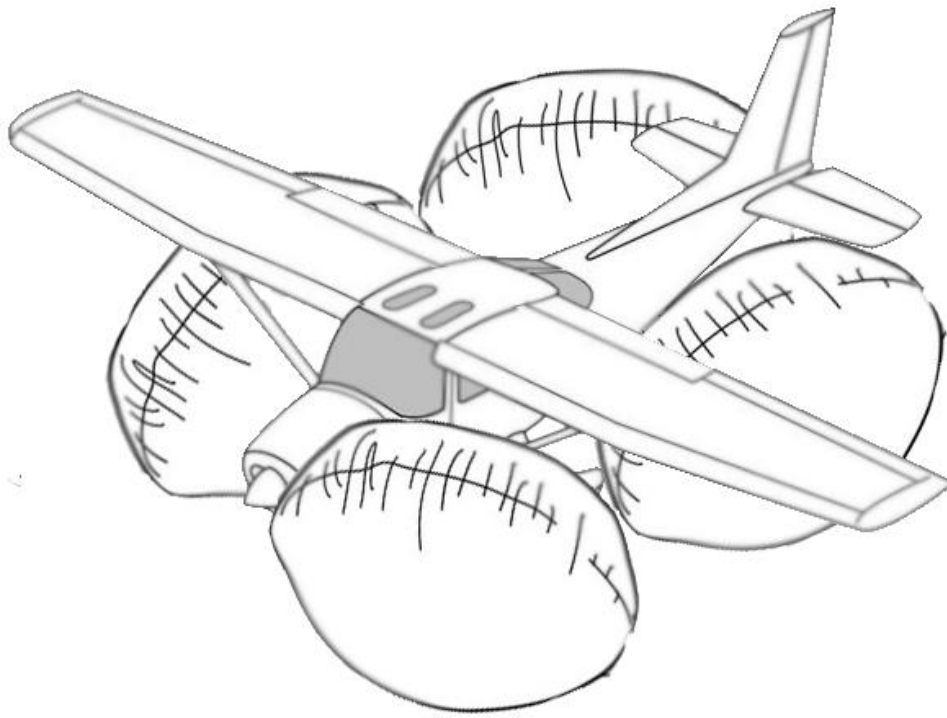


Imagem 1 Almofadas protectoras médias

O volume de expansão deve ser insuflado com o gás que será capaz de deslocar as paredes do RFTV até aos limites do mesmo. Logo de seguida o espaço do RFTV deve ser preenchido com a espuma, um material de baixa densidade e alta resistência ao impacto por deformação elástica e plástica. Já que o material fica constringido no interior do RFTV não haverá inconvenientes em relação ao contacto do material com a superfície da aeronave ou com o ambiente, evitando a dispersão do material pelo ar.

Na imagem 2 está demonstrada a possibilidade de uso de uma almofada grande que deve cobrir a fuselagem do veículo todo deixando um espaço entre a parte inferior da fuselagem e superfície exterior da almofada a uma distância não inferior a 30 centímetros.

Na imagem 3 está presente um elevado número de almofadas de protecção com tamanho inferior a 0,5 metros cúbicos. Com introdução de elevado número de almofadas, poderá ser reduzida a insuficiência no controlo sobre a expansão do material dentro de RFTV.

Depois de debater a ideia decidiu-se que uso de uma forma esférica em volta da aeronave podia criar uma melhoria, em que a componente da força de impacto seria transferida para componente de rotação, imagem 2. Também poderia haver vários volumes, de tamanho reduzido, imagem 1 e 3 Criando-se, assim, um elevado número de recipientes flexíveis

enchidos por material. Com esta alteração poderia ser aumentado a velocidade e a precisão de criação da almofada de impacto composta por múltiplos volumes expansíveis menores. Ao elaborar os esquemas apareciam ideias diversificadas de melhorar a invenção, no entanto não existia nenhum suporte para testar essas ideias, por isso prosseguiu-se para simulações numéricas.

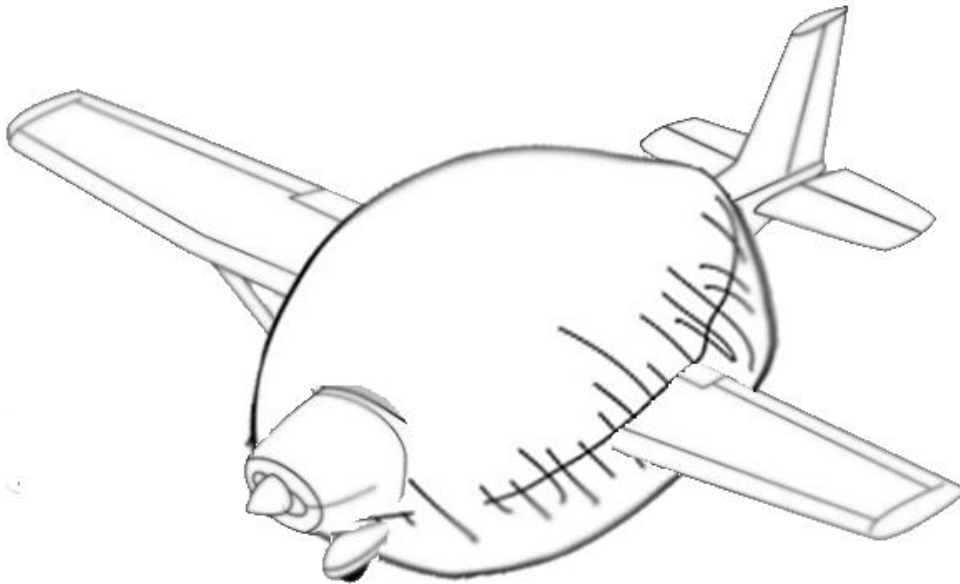


Imagem 2 Almofada protectoras grandes

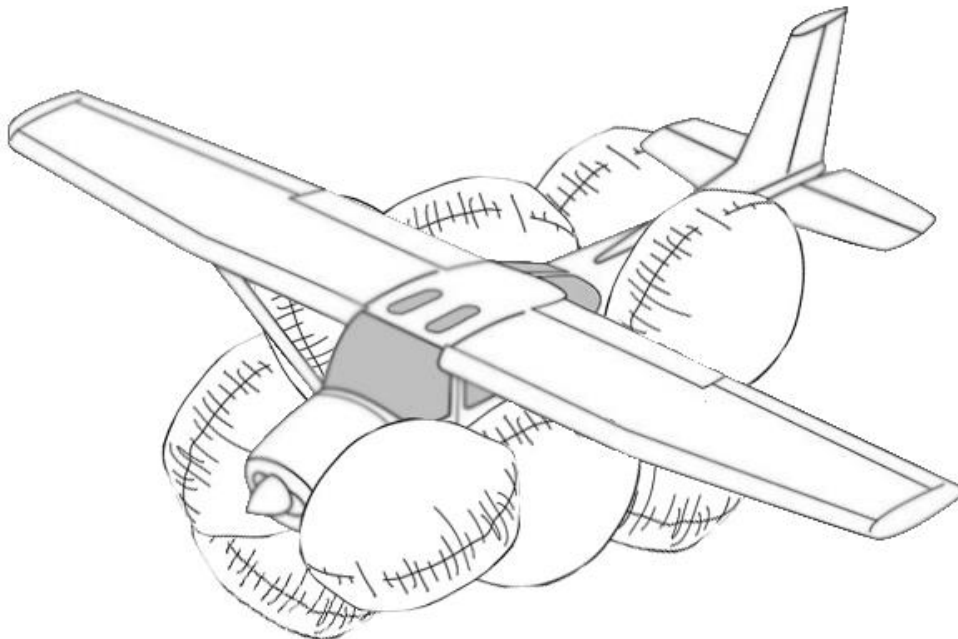


Imagem 3 Almofadas protectoras menores

Existem múltiplos programas capazes de demonstrar o movimento de gases, líquidos ou espumas dentro de volumes simples restringidos, mas nenhum, dos programas disponíveis oferecia qualidades suficientes para simular o movimento das massas dentro do volume de expansão com tamanho variável para criar a almofada de impacto. E não é necessário fazer esta simulação, já que o RFTV tem o tamanho e forma predefinida, mas flexível nas extremidades da superfície.

Capítulo 2

Modelo de Simulação

Para realizar a simulação foram definidos a geometria e os parâmetros dos materiais de forma a simular o que ocorre no último segundo de um acidente aéreo. As simulações foram efectuadas pelo programa ANSYS Mechanical.

Modelação da Aeronave virtual

Efectuaram-se testes com cinco modelações diferentes de estrutura de avião. Usou-se o esquema de construção de aeronave Cessna 172 do livro [4], também foi retirado dados sobre dimensões das espessuras e outros pormenores do livro [5] e do livro [6]. Para efectuar a modelação foi usado o programa computacional para desenho de modelos tridimensionais denominado CATIA V5R20.

Na imagem 4 esta presente a vista lateral da fuselagem, em tom de amarelo, com desenho da aeronave como exemplo de elevado nível de aproximação entre o modelo e aeronave original. As posições das cavernas estão marcadas com letras A-H, uma das cavernas tem inclinação e não é perpendicular ao plano da fuselagem.

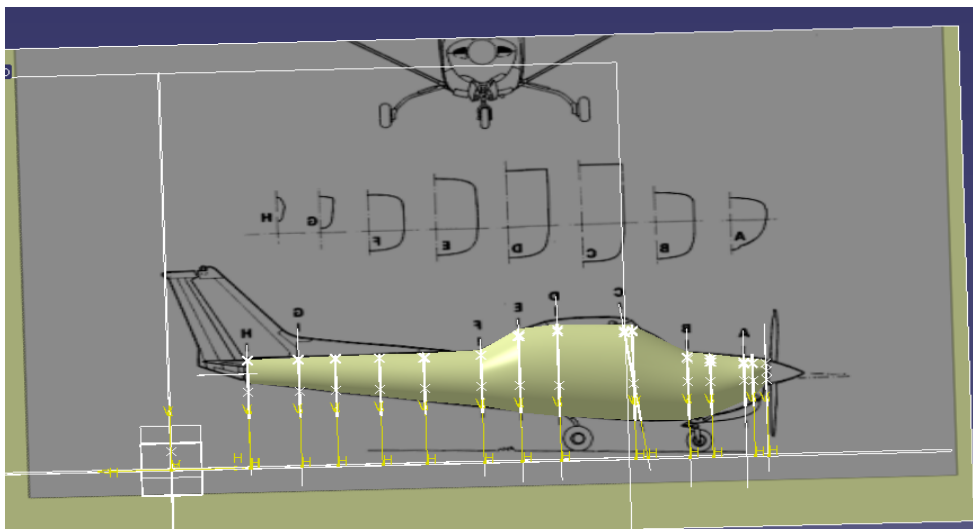


Imagem 4 Concordância de modelo com esquema de avião Cessna 172s

Na imagem 5 está presente a vista de cima sobre a aeronave modelada. Nesta vista podemos visualizar nível de aproximação ao modelo da aeronave verdadeira.

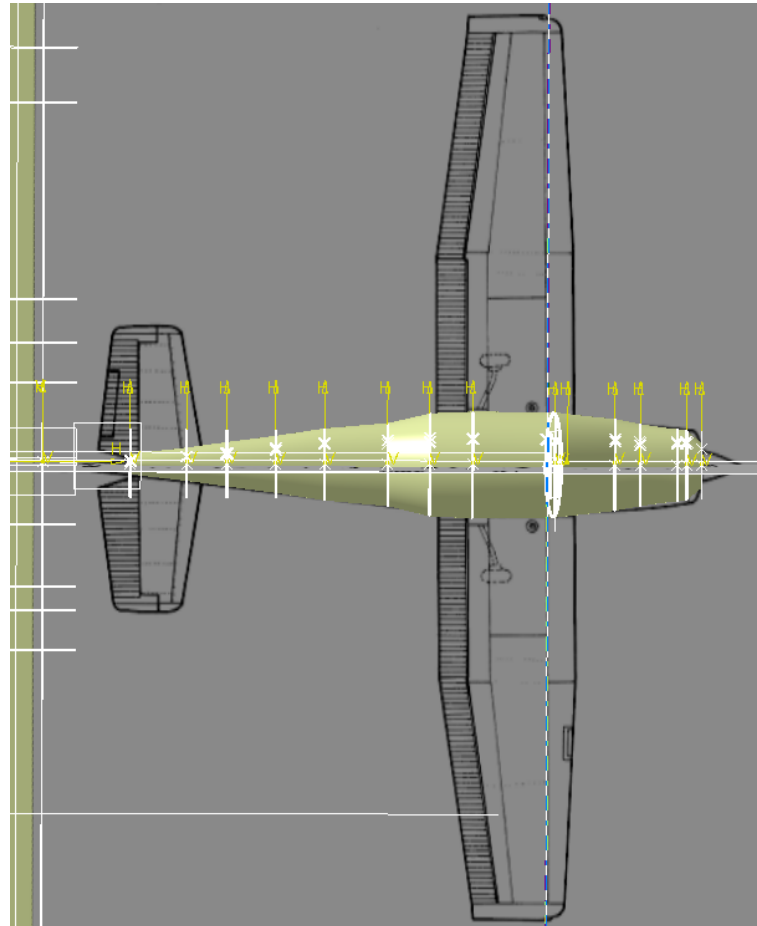


Imagem 5 Concordância de modelo com esquema de avião Cessna 172s por cima

O primeiro modelo reflectia todos os pormenores da aeronave original. A criação da malha virtual pelo ANSYS para simulação não foi possível devido ao elevado número de componentes. O segundo modelo restringia-se a partes pertencentes à estrutura da fuselagem. O terceiro modelo foi desenhado usando as formas geométricas simples, mas continha somente as cavernas e chapa de superfície e o motor. Estes modelos requeriam uma malha virtual demasiado densa e complexa para o único computador disponível conseguir resolver. O quinto modelo estava muito simplificado e permitiu ao computador realizar os cálculos sendo este o usado nos testes. Este modelo era constituído por objectos sólidos formados pelas superfícies laterais, superior e inferior de cada peça da fuselagem. As cavernas tinham a largura de 20mm, a diferença entre a circunferência superior e inferior era entre 20mm e 50mm e localizadas nas posições reais da fuselagem. No centro da parte superior de cada caverna, estão localizadas as junções das bordas das chapas de fuselagem. As chapas da superfície da fuselagem tinham 5mm de espessura, para facilitar a formação da malha tridimensional.

O último modelo que esta a ser trabalhado tem cavernas nas posições reais, com as chapas da superfície de 1.6 mm como na aeronave verdadeira. Este modelo virtual da fuselagem é feito

com maior grau de aproximação possível. A malha gerada para esta fuselagem tem o número de nós mínimo necessário para efectuar cálculos matemáticos aceites para simulação ser verídica, garantido pelo sistema de criação de malha automático integrado no ANSYS.

Nas imagen6 esta visível a posição das cavernas da aeronave e a sua orientação, depois de criação da malha.

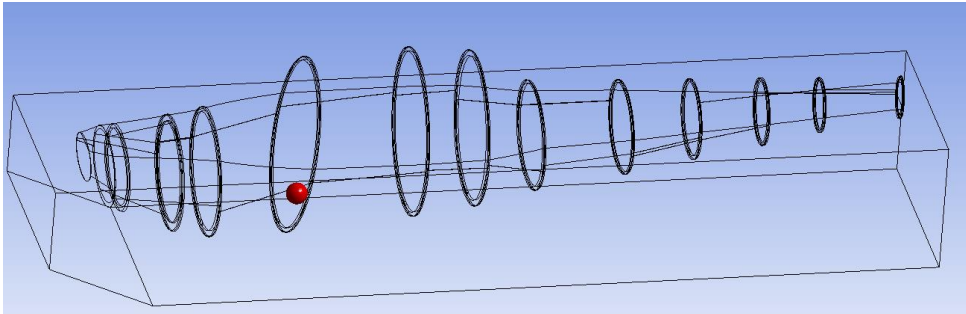


Imagem 6 Modelo de malha, avião Cessna 172s cavernas

Na imagem 7 esta visível a malha criada para a parte da cauda da fuselagem.

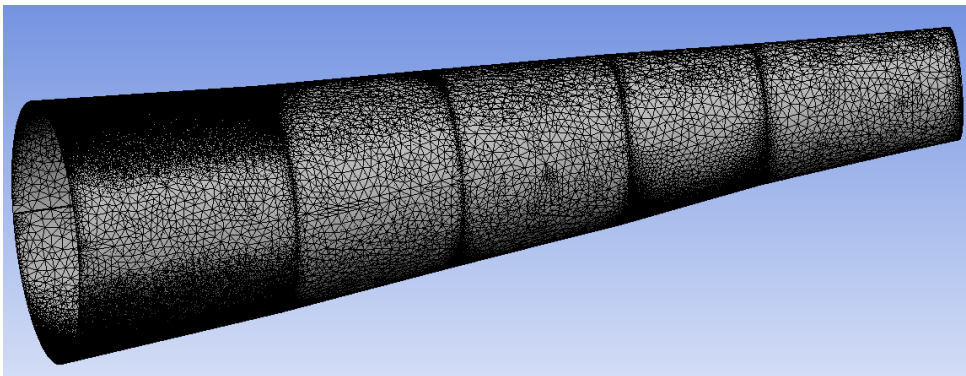


Imagem 7 Modelo de malha, avião Cessna 172s cauda

A malha da fuselagem inteira não era realizável por causa de capacidades limitadas do computador. Decidiu-se separar a fuselagem em múltiplas partes, o que originou a diferença em cores da malha. As partes eram separadas em locais onde a chapa de fuselagem da aeronave modelada é conectada à caverna. A malha da chapa da superfície tem origem na divisão da circunferência da borda que se liga a caverna. Essa circunferência está dividida em 256 segmentos, que por sua vez estão ligados por nós tetraédricos com outra borda da chapa da superfície da parte da fuselagem.

Na imagem 35 demonstra 4 peças da fuselagem juntas em malha tetraédrica. Na cada junção entre as bordas de superfície da fuselagem existe uma caverna, que estão ocultas nesta imagem, mas estão presentes nas simulações feitas.

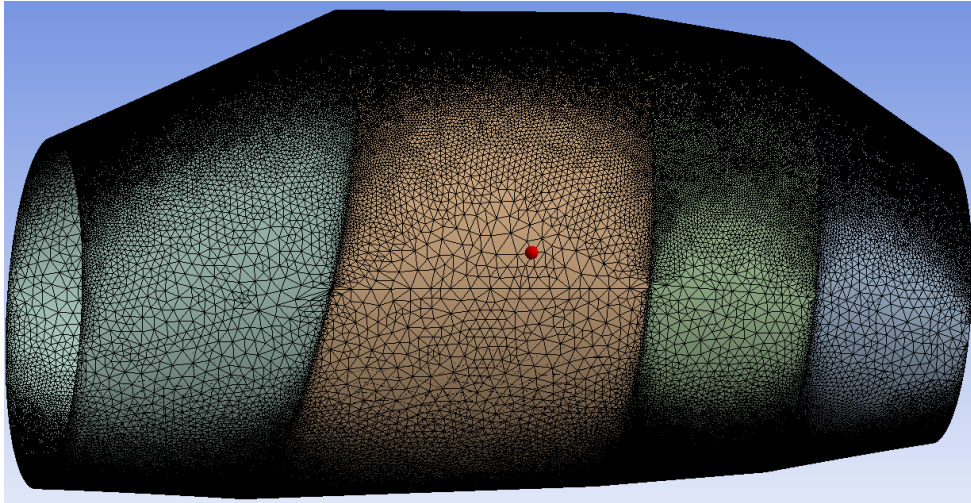


Imagem 8 Modelo de malha, avião Cessna 172s cabine

Uma malha com mais de 8 milhões de elementos e 2 milhões de nós, com rácio de transição de 0,272, com 3 níveis para pontos de integração pela espessura na casca isotrópica e com 1,2 de rácio de crescimento, foi considerada suficientemente adequada para demonstrar a realidade virtual de um impacto.

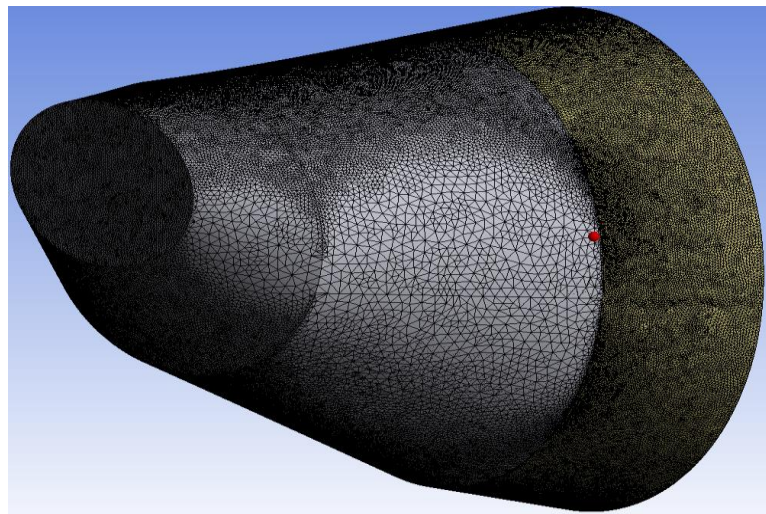


Imagem 9 Modelo de malha, avião Cessna 172s nariz

No modelo usado o motor tem peso de 256 kg, casca da superfície da fuselagem tem 80kg, cavernas tem 80kg. Por faltar o peso do trem, asas e conteúdo do interior da aeronave foi decidido que nas cavernas onde localizam-se esses componentes aplicar a força conforme o peso das mesmas. As forças dos pesos acrescentados são de 550kg. Perfazendo o total de 990kg, aproximado de peso real da aeronave durante um voo normal.

Modelação do impacto

Vários programas ofereciam capacidade de calcular as forças no momento de impacto: Beaming, LSDyna, ANSYS Mechanical. Escolhi o ANSYS pois tem imensos reconhecimentos e é um ambiente de simulações virtuais de mais elevada confiança em todo o mundo. Conseguiu-se acesso a uma cópia do programa com direitos legais na faculdade, e depois de obter sugestão de professor orientador prosseguiu-se com execução das simulações virtuais.

O ANSYS oferece um excelente ambiente de realidade virtual para a simulação de acontecimentos mecânicos. Nos cálculos efectuados usaram-se modelos não lineares. Escolheu-se efectuar os cálculos aproximados para definição de volume dos elementos, o que aumenta rapidez da simulação. Usou-se o modelo de elementos finitos denominado por “Bilinear Isotropic Hardening” para análise plástica não linear do sistema mecânico. Para simular o sistema mecânico programa necessita de definição para objectos, que podem ser flexíveis ou rígidos. Os objectos Rígidos para os cálculos no sistema são representados por um ponto que contém a inércia do objecto todo, as flutuações das forças e tensões na superfície exterior são aplicadas neste ponto também, esta definição é aplicada a placa de Betão. Os objectos Flexíveis têm todos os nós no objecto a ter parte da inércia, em conjunto formando a inércia do corpo completo.

A formulação dos elementos é feita pelo método de Belytschko-Lin-TSy, no simulador ANSYS foi escolhida a opção de correcção automática para formulação dos elementos em caso de torção. Se desactivar esta opção o balanço das forças do sistema não é alcançado o que induz o sistema mecânico em falha de convergência denominada por Newton-Raphson Residuals.

No caso de uso da superfície “Shell” a espessura é calculada nas posições dos nós da malha, para chapa. As cavernas e motor e almofada têm a formulação dos elementos tetraedros e usa integração por pressão constante, para simplificar o modelo de simulação.

Também existe definição do domínio euleriano, proposta pelo ANSYS. É usada opção de viscosidade artificial o que suaviza as discontinuidades na malha. A contagem nodal para cálculo dos elementos hexagonais que descrevem comportamento da malha para sólidos e está feita por definição do ANSYS.

A erosão nos elementos acontece logo quando tensão nos elementos supera o limite especificado pelas características do material. Mas os elementos erodidos continuam a proporcionar inercia para a veracidade da simulação. Os resultados da simulação são salvos a cada 0,0001s mas disponibilidade dos pontos para visualização varia consoante volume de alteração sofrida pela sistema simulado e é guardado automaticamente com tempos escolhidos por ANSYS.

O cálculo da simulação é efectuado pelos algoritmos de Explicit Dynamics Analysis (EDA). EDA é normalmente usada para determinar a resposta dinâmica das estruturas que sofrem propagação das ondas de choque, ou de impactos, ou as cargas variáveis que se alteram no tempo. Também se pode usar para calcular troca de momentos entre corpos em movimento e os efeitos da inercia. EDA usada para simular efeitos mecânicos altamente não lineares. Usa passo de tempo com 1 microssegundo, para manter a malha do sistema mecânico coerente e estável. A queda é simulada através de introdução de velocidade às partes da fuselagem e à almofada de absorção do impacto, acrescentando uma distância de 20mm entre o conjunto de peças de avião e placa de betão. Já que há pouco espaço para movimento livre, podemos desprezar efeito de atrito de ar e focar em parte importante, o impacto de um objecto em movimento contra a superfície maciça. [7] [8]

Material e métodos

Ao avaliar diferentes tipos de materiais que podiam ser usados, limitou-se o estudo ao uso de espumas de baixa densidade com elevado grau de expansão e rapidez de preenchimento de espaços alocados para o efeito. A escolha ficou nas espumas plásticas, devido grau de expansão mais elevado e um elevado poder de absorção de forças.

As tabelas 2, 3, 4, 5, 6 apresentam diversos materiais candidatos para MACs. Foi escolhido o material teórico experimental que pode ser produzido sem muitas dificuldades. O primeiro material escolhido tinha densidade de 5 kg/m^3 e o segundo material tinha 10 kg/m^3 no final da sua formação. Ambos os materiais tinham velocidade de expansão de $510 \text{ m}^3/\text{min}$, tinham expansão na ordem das 200-300 vezes o volume original.

As características físicas e mecânicas do MACs necessárias para produzir resultados encontrados são: Módulo de Young (módulo da elasticidade longitudinal (Young's modulus)) de 50 MPa (7000psi); coeficiente de Poisson (Poisson's ratio) de 0,18; módulo volumétrico (Bulk modulus) de 26 MPa (3700psi); módulo de corte (Shear modulus) de 21 MPa (3000psi); tensão de limite elástico (Yield Strength) de 12 MPa (1700psi); módulo de comportamento depois de quebra elástica (Tangent modulus) é de 24 MPa (3400psi). Existem artigos a descrever métodos nos quais o uso de um agente de expansão para prevenir colapso das células microscópicas da espuma formadas, retarda a ruptura das células e atrasa a perda do gás no interior das mesmas, o que produz espumas de resinas de polipropileno com expansão de ordem 190 vezes do volume inicial. [9] [10] [11] [12] [13] [14]

Algumas das espumas experimentais tem expansão na ordem das 380 vezes em comparação ao estado líquido e velocidade de expansão de $510 \text{ m}^3/\text{min}$. Por exemplo a espuma "LD-C-50" tem uma densidade de 5 kg/m^3 e as características de expansão, capacidades de absorção de

forças, temperatura de formação, semelhantes as dos materiais escolhidos, e foram consideradas de fácil manuseamento e produção.

As espumas de diversos modelos de poliestirenos e polyethanos apresentavam as velocidades de expansão ainda mais elevadas, e um tempo de formação muito rápido. Com cinco segundos a mistura do líquido começa a ficar cremosa, o que é indicativo do início da reacção isocianato. O gás gerado difunde para as bolhas de ar preformadas, expandindo-as. Não ocorre formação de novas bolhas durante a expansão da espuma, sendo o número de células final igual ao número de núcleos inicialmente formados. Com uso de materiais com características mais trabalhadas será possível obter ainda melhores coeficientes de absorção e expansão. [15-17]

No modelo de aeronave foi usado o modelo virtual da liga de alumínio não linear. Esta liga tem as seguintes características: densidade de 2770 kg/m^3 ; módulo de Young (módulo da elasticidade longitudinal) de 71 GPa; coeficiente de Poisson de 0,33; módulo volumétrico (Bulk modulus) de 69,6 GPa; módulo de corte de 26,6 GPa; tensão de cedência de 280 MPa; módulo de comportamento depois de quebra elástica com flexão devido a pressão axial (Tangent modulus) é de 500 MPa. [18]

Para o modelo da superfície do impacto usou-se Betão “Concrete NL” com as seguintes características: densidade de 2300 kg/m^3 ; módulo de Young de 30 GPa; coeficiente de Poisson de 0,18; módulo volumétrico (Bulk modulus) de 15,6 GPa, o Módulo de rigidez e módulo da torção (Shear modulus) de 12,7 GPa; módulo de rotura de 4 MPa; energia da fractura de 100 J/m^2 .

Maioria dos materiais utilizados nas simulações na biblioteca de materiais integrada no programa ANSYS está disponibilizada de modo a dinamizar o processo de simulações de diversos materiais e diminuir o tempo de cálculo das propriedades.

Espumas poliméricas

Durante a pesquisa feita sobre os diferentes tipos de espumas plásticas, que pode ser vista nas tabelas seguintes, revelou-se a elevada possibilidade de obtenção da espuma com qualidades ainda melhores em relação a espuma teórica usada em simulações virtuais. Este facto apresenta-se devido a existência de forças e tensões de quebra inferiores no material teórico do que nos materiais encontrados posteriormente. Única dificuldade seria de encontrar empresa que aceite sintetizar esse modelo de espumas plásticas, com qualidades superiores para verificar as características com testes destrutivos. As tabelas foram retiradas dos artigos e livros [20-27].

Na tabela 2 e 3 podemos visualizar diversas características de espumas expansíveis comercializadas actualmente.

Property	HDPE	LDPE	LLDPE	VLDPE	EVA	Ionomer
Density (g/cm ³)	0.94–0.97	0.91–0.94	0.90–0.94	0.86–0.90	0.92–0.94	0.93–0.96
Degree of crystallinity (% from density)	62–82	42–62	34–62	4–34	—	—
Degree of crystallinity (% from calorimetry)	55–77	30–54	22–55	0–22	10–50	20–45
Flexural modulus (psi @ 73°F)	145,000–225,000	35,000–48,000	40,000–160,000	<40,000	10,000–40,000	3,000–55,000
Tensile modulus (psi)	155,000–200,000	25,000–50,000	38,000–130,000	<38,000	7,000–29,000	<60,000
Tensile yield stress (psi)	2,600–4,500	1,300–2,800	1,100–2,800	<1,100	5,000–2,400	—
Tensile strength at break (psi)	3,200–4,500	1,200–4,500	1,900–6,500	2,500–5,000	2,200–4,000	2,500–5,400
Tensile elongation at break (%)	10–1,500	100–650	100–950	100–600	200–750	300–700
Shore hardness Type D	66–73	44–50	55–70	25–55	27–38	25–66
Izod impact strength (ft-lb/in. of notch)	0.4–4.0	No break	0.35–No break	No break	No break	7.0–No break
Melting temperature (°C)	125–132	98–115	100–125	60–100	103–110	81–96
Heat distortion temperature (°C@66 psi)	80–90	40–44	55–80	—	—	113–125
Heat of fusion (cal/g)	38–53	21–37	15–43	0–15	7–35	14–31
Thermal expansivity (10 ⁻⁶ in/in/°C)	60–110	100–220	70–150	150–270	160–200	100–170

Tabela 2 Propriedades e características mecânicas dos plásticos densidade normal

Property	Poly(ethylene terephthalate)	Polypropylene	Polystyrene	Polyurethane (thermoplastic)	PVC (unplasticized)	PVC (plasticized)
Density (g/cm ³)	1.29–1.40	0.90–0.91	1.04–1.05	1.12–1.24	1.30–1.58	1.16–1.35
Flexural modulus (psi @ 73°F)	350,000–450,000	170,000–250,000	380,000–500,000	—	300,000–500,000	—
Tensile modulus (psi)	400,000–600,000	165,000–225,000	330,000–485,000	—	350,000–600,000	—
Tensile strength at break (psi)	7,000–10,500	4,500–6,000	5,200–8,200	4,500–9,000	5,900–7,500	1,500–3,500
Tensile elongation at break (%)	30–300	100–600	1.2–3.6	60–550	40–80	200–450
Izod impact strength (ft-lb/in. of notch)	0.25–0.7	0.1–1.4	0.35–0.45	1.5–No break	0.4–22	Varies greatly
Melting temperature (°C)	212–265	160–175	74–110*	75–137	75–105*	75–105*
Heat distortion temperature (°C @66 psi)	75	107–121	68–107	46–135	57–82	—
Thermal expansivity (10 ⁻⁶ in/in/°C)	65	81–100	50–85	0.5–0.8	50–100	70–250

* Glass transition temperature.

Tabela 3 Propriedades e características mecânicas dos plásticos de elevada densidade

A tabela 4 apresenta características de espumas expansíveis, de marcas registadas.

Nas tabelas 5 e 6 podem-se visualizar as características específicas de alguns dos materiais considerados para exercer o trabalho de material de absorção de impacto.

Sample ID	Weight (g)	Caliper 0.05 psi (mm)	Density g/cc	Peak Load (g)	Max Slope (g/mm)	Slope (N/m)	Modulus E (KPa)	E (psi)	Bending Stiffness (Nm)	Basis Weight gsm
MR. CLEAN® Slices	0.13	1.93	0.009	12	7	69	1829	265	0.0011	17
2 mm thick	0.13	1.96	0.009	12	7	69	1746	253	0.0011	17
(BASOTECT® 3012)	0.13	1.93	0.009	11	6	59	1577	229	0.0009	17
	0.13	1.94	0.009	10	6	59	1544	224	0.0009	17
	0.14	2.09	0.009	13	7	69	1460	212	0.0011	18
Mean	0.13	1.97	0.009	12	7	65	1631	237	0.0010	17
Standard Deviation	0.00	0.06	0.000	1	1	5	152	22	0.0001	1
MR. CLEAN® + VIVA®	0.83	2.67	0.041	47	22	216	2185	317	0.0035	108
VIVA® side up	0.83	2.61	0.042	48	22	216	2339	339	0.0035	108
	0.84	2.73	0.040	57	25	245	2322	337	0.0039	110
	0.84	2.77	0.040	57	25	245	2223	322	0.0039	110
	0.84	2.78	0.039	60	26	255	2287	332	0.0041	110
Mean	0.84	2.71	0.040	54	24	235	2271	329	0.0038	109
Standard Deviation	0.01	0.07	0.001	6	2	18	66	10	0.0003	1
MR. CLEAN® + VIVA®	0.83	2.67	0.041	33	13	128	1291	187	0.0020	108
VIVA® side down	0.83	2.61	0.042	33	13	128	1382	200	0.0020	108
	0.84	2.73	0.040	33	13	128	1208	175	0.0020	110
	0.84	2.77	0.040	35	14	137	1245	181	0.0022	110
	0.84	2.78	0.039	35	14	137	1232	179	0.0022	110
Mean	0.84	2.71	0.040	34	13	131	1271	184	0.0021	109
Standard Deviation	0.01	0.07	0.001	1	1	5	69	10	0.0001	1
MR. CLEAN® + Spnbd.	0.35	2.04	0.022	53	30	294	6679	969	0.0047	46
Spunbond side up	0.36	2.00	0.023	55	33	324	7796	1131	0.0052	47
	0.34	1.93	0.023	43	28	275	7361	1068	0.0044	44
	0.34	2.02	0.022	50	29	284	6650	964	0.0046	44
	0.38	2.23	0.022	59	32	314	5454	791	0.0050	50
Mean	0.35	2.04	0.023	52	30	298	6788	985	0.0048	46
Standard Deviation	0.02	0.11	0.001	6	2	20	886	129	0.0003	2
MR. CLEAN® + Spnbd.	0.36	2.00	0.023	29	15	147	3544	514	0.0024	47
Spunbond side down	0.34	1.93	0.023	32	15	147	3944	572	0.0024	44
	0.34	2.02	0.022	29	14	137	3210	466	0.0022	44
	0.38	2.23	0.022	30	14	137	2386	346	0.0022	50
Mean	0.36	2.05	0.023	42	19	142	3271	474	0.0023	46
Standard Deviation	0.02	0.13	0.001	1	1	6	662	96	0.0001	2
VIVA®	0.50	0.75	0.087	2	1	10	4480	650	0.0002	65
(wire side up, as on	0.51	0.78	0.085	2	1	10	3983	578	0.0002	67
wipe)	0.49	0.76	0.084	2	1	10	4306	624	0.0002	64
	0.49	0.77	0.083	2	1	10	4140	600	0.0002	64
	0.48	0.77	0.081	2	1	10	4140	600	0.0002	63
Mean	0.49	0.77	0.084	2	1	10	4210	611	0.0002	64
Standard Deviation	0.01	0.01	0.002	0	0	0	189	27	0.0000	1
Spunbond	0.12	0.06	0.261	1	NA	NA	NA	NA	NA	16
	0.12	0.06	0.261	1	NA	NA	NA	NA	NA	16
	0.13	0.07	0.242	1	NA	NA	NA	NA	NA	17
	0.13	0.07	0.242	1	NA	NA	NA	NA	NA	17
	0.13	0.07	0.242	1	NA	NA	NA	NA	NA	17
Mean	0.13	0.07	0.250	1	NA	NA	NA	NA	NA	16
Standard Deviation	0.01	0.01	0.010	0	NA	NA	NA	NA	NA	1
BASOTECT® 2011	0.12	1.75	0.009	5	3	29	1058	153	0.0005	16
2 mm thick	0.12	1.74	0.009	5	3	29	1076	156	0.0005	16
	0.12	1.84	0.009	7	4	39	1214	176	0.0006	16
	0.14	1.78	0.010	7	4	39	1341	194	0.0006	18
	0.15	1.84	0.011	8	4	39	1214	176	0.0006	20
Mean	0.13	1.79	0.009	6	4	35	1180	171	0.0006	17
Standard Deviation	0.01	0.05	0.001	1	1	5	116	17	0.0001	2

Tabela 4 Propriedades e características mecânicas dos plásticos de baixa densidade

Filler	Viscosity at 250°C, cP	Shrinkage Linear, %	Hardness, Shore D	Density at 21°C g/cc	Tensile Strength, psi	Thermal Conductivity Btu/(hr)(ft ² x °F/in)	Thermal Expansion 25-100°C in/(in)(°C) x 10 ³	Weight Reduction Over Silica-filled compounds, %
None	13,500-19,500	0.12	80-85	1.17	8,000	2.68	8.7	26.5
Silica, 325 mesh, 100 phr	43,000-48,000	0.08	80-85	1.59	5,500	6.38	5.6	0
Phenolic spheres, 15 phr	34,000-38,500	0.14	80-84	0.86	3,300	1.91	8.2	46.0
Kunamite, 34 phr	34,000-39,000	0.06	75-80	1.01	2,900	2.47	6.7	36.5
Colfoam, 4 phr	45,000-48,000	0.17	80-85	1.01	4,050	4.15	8.6	36.5
Glass spheres, 14 phr	44,000-47,000	0.25	80-85	0.95	4,200	4.56	8.2	41.9

Electrical Properties

Filler	Dielectric constant at 25°C		Power factor at 25°C		Volume resistivity, ohm-cm			Dielectric strength at 25°C volts/mil
	1 kc	1 Mc	1 kc	1 Mc	25°C	65°C	100°C	
None	3.8	3.7	0.0035	0.015	8.7x10 ¹⁴	-	5x10 ¹¹	400-500
Silica, 325 mesh, 100 phr	3.4	3.4	0.003	0.012	1.3x10 ¹⁴	6.2x10 ¹³	-	> 350
Phenolic spheres, 15 phr	3.2	2.7	0.003	0.014	1.0x10 ¹⁴	5.3x10 ¹³	-	> 330

Tabela 5 Propriedades e características mecânicas dos plásticos específicos

Property	Epoxy resin "A"			Epoxy resins "B"			Modified wax		
	Unfilled	Filled	Strength	Unfilled	Filled	Strength retained	Unfilled	Filled	Strength retained
Density, g/cc	1.2	0.64	-	1.1	0.605	-	0.936	0.54	-
Ultimate uniaxial compressive strength, p.s.i.	21,000	12,000	56.6%	10,800	9,100	84.2%	1,230	1,235	100.3%
0.2% offset compressive yield strength, p.s.i.	16,600	10,300	62.0%	8,900	5,500	61.8%	736	1,075	146.0%
Uniaxial compressive modulus, p.s.i.	373,000	458,000	80.0%	344,000	389,000	113.0%	43,000	84,000	195.5%

* Data is obtained on experimental laboratory castings of 3M formulated resins and foams, utilizing standard 3M microbubbles.

Tabela 6 Propriedades e características mecânicas dos plásticos Epoxy

Modelo de aeronave

Decidiu-se usar a aeronave simples e com 60.000 unidades produzidas, o Cessna 172. Conseguiu-se obter dados sobre todos os acidentes que envolviam esta aeronave e que decorreram desde 2005 até 2013. Nos relatórios de acidentes consultados verificou-se o nível da destruição sofrida pela aeronave. [19] Na Imagem 10 está apresentado o modelo de avião seleccionado. A aeronave tem 8,28m de comprimento, 11m de envergadura, 2,72 m de altura, superfícies da fuselagem com espessura de 1mm até 1,6mm, com velocidade cruzeiro de 63m/s, altitude de cruzeiro é de 4000m. Dando esses dados conseguimos ver que velocidade máxima da queda de uma altitude de 500m seria

$$V_f^2 = V_i^2 + 2 \cdot a \cdot S; V_i = 0 \text{ m/s}, a = 9.98 \text{ m/s}^2, S = 500 \text{ m};$$

$$(2 \cdot 9.98 \cdot 500)^{1/2} = 99 \text{ m/s};$$

E uma queda da altitude do tecto máximo da aeronave seria

$$V_f^2 = V_i^2 + 2 \cdot a \cdot S; V_i = 0 \text{ m/s}, a = 9.98 \text{ m/s}^2, S = 4000 \text{ m};$$

$$(2 \cdot 9.98 \cdot 500)^{1/2} = 272 \text{ m/s};$$

A velocidade de 50m/s foi escolhida porque é a velocidade normal para aterragem ou a decolagem. Em consequência durante as simulações ficou escolhido usar as velocidades de 50m/s e 100m/s, no entanto existem algumas simulações com velocidades maiores.

A imagem10 apresenta a estrutura de avião em transparência para melhor visualização dos componentes existentes no interior.

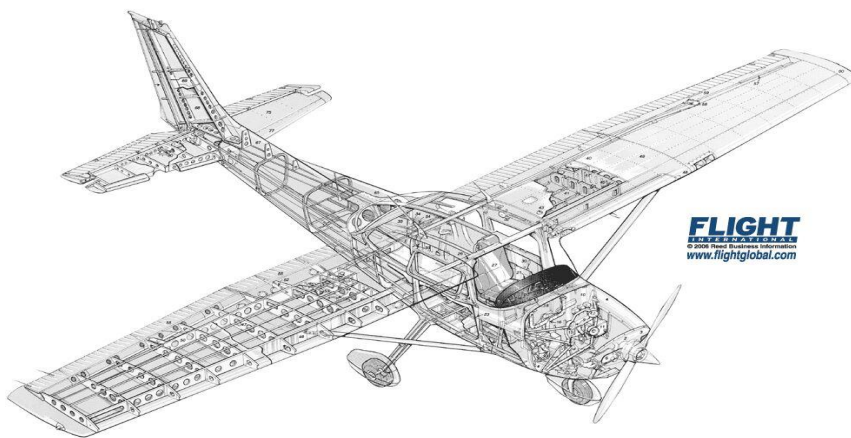


Imagem 10 Modelo de avião ligeiro escolhido para testes virtuais

Esta aeronave seria usada em ANSYS para calcular as forças no momento de impacto. Seguintes imagens mostram o modelo Cessna 172 em CATIA V5.20 criado com maior precisão possível.

Na imagem 11 está demonstrado os tamanhos externos da aeronave.

Na imagem 12 está apresentado o modelo da aeronave original com maior detalhe possível.

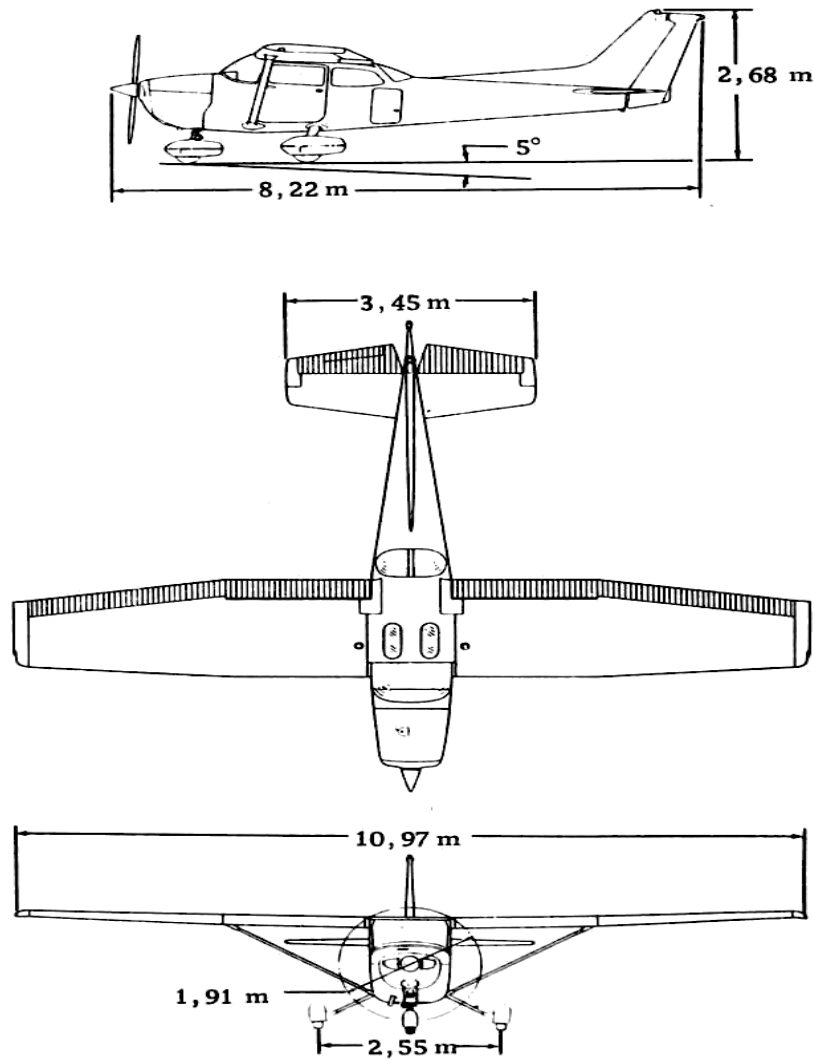


Imagem 11 Desenho Cessna usado na criação de modelo virtual

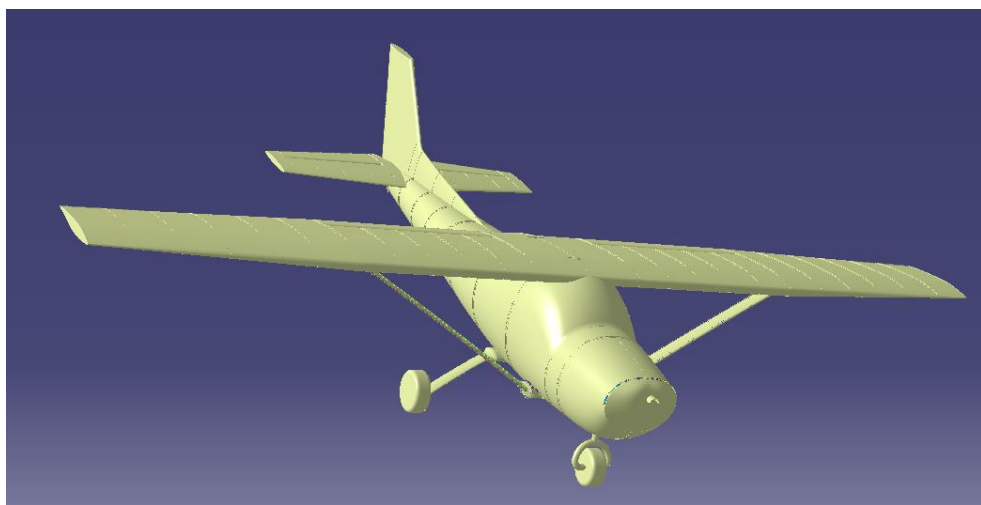


Imagem 12 Desenho Cessna, versão 1 criado em CATIA V5.20

A Imagem 13 mostra o modelo de aeronave com ligeiras alterações para melhorar a convergência das superfícies da fuselagem.

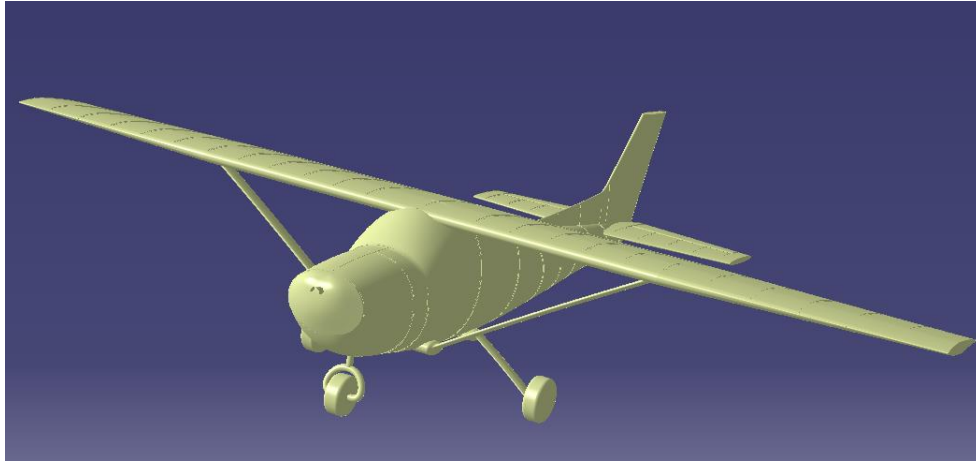


Imagem 13 Desenho Cessna, versão 1.1 criado em CATIA V5.20

Ao usar o modelo com totalidade de sistemas, apareceram diversos erros. Remover diversos componentes e retirar o conteúdo do interior da aeronave foi suficiente para obter um modelo que fosse aceite pelo simulador virtual. O ANSYS aceitou executar a primeira simulação com modelo simplificado que tinha todas as estruturas, menos as cadeiras e painéis de controlo, sistemas hidráulicos e eléctricos.

Na imagem 14 está apresentado o modelo em formato virtual aceite pelo sistema de criação de malha do ANSYS.

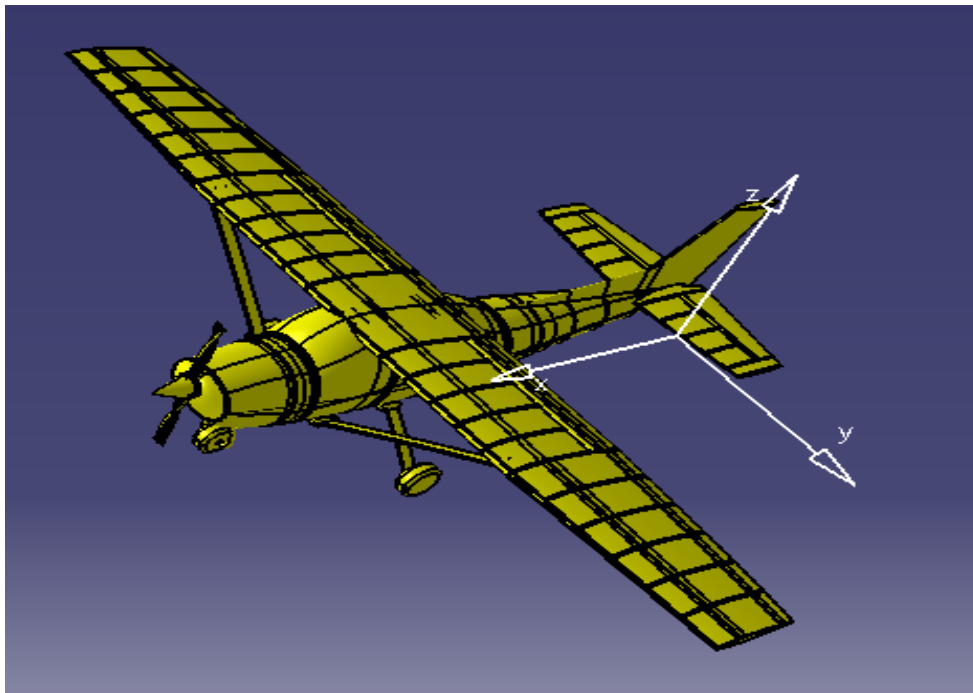


Imagem 14 Desenho Cessna, versão 1.1 modelado

Ambiente de simulação ANSYS oferece um meio de visualizar os modelos em fios de rebordo (framework) que esta demonstrado na imagem 15.

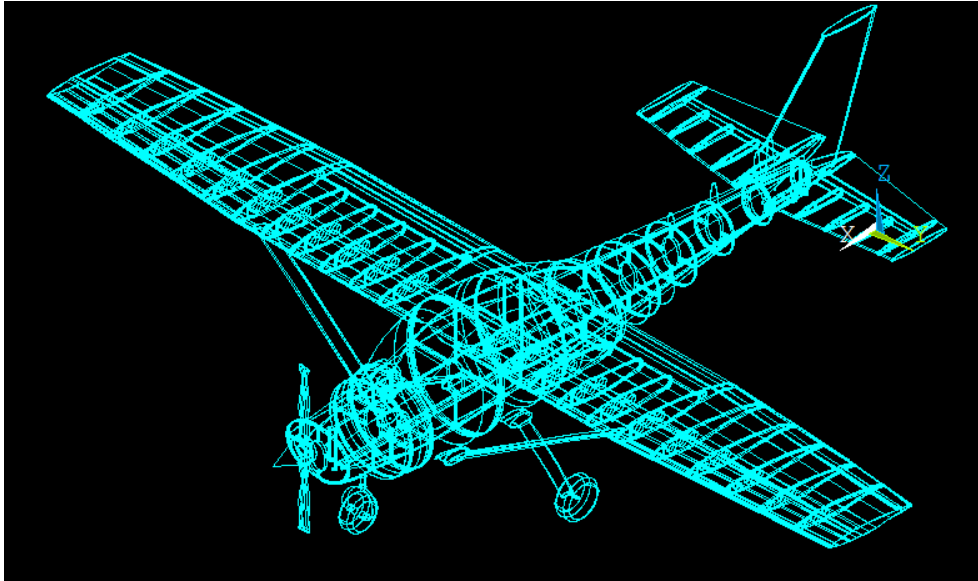


Imagem 15 Outros modelos não aceites pela simulação

Mesmo tendo aceite o modelo, a criação da malha não foi concluída com sucesso.

Depois de escolher condições para simulação, ANSYS começou execução dos cálculos para obter uma tabela com resultados das forças a cada instante de tempo. Foi requerido 1134 horas para executar o cálculo da simulação desde o contacto inicial do impacto até ao 0.003^{mo} do segundo. Era impensável esperar esta quantidade de tempo para uma única simulação, por isso cancelou-se e decidiu-se redimensionar a malha e locais de contacto das partes da fuselagem.

Foi decidido remover o máximo dos componentes de avião para diminuir a dificuldade dos cálculos. Ao usar modelo mais simplificado era necessário remover as asas e o trem de aterragem e o conteúdo do interior da fuselagem.

Na imagem 16 e na imagem 17 estão presentes as fuselagens do modelo de aeronave original para criar modelo aproximado.

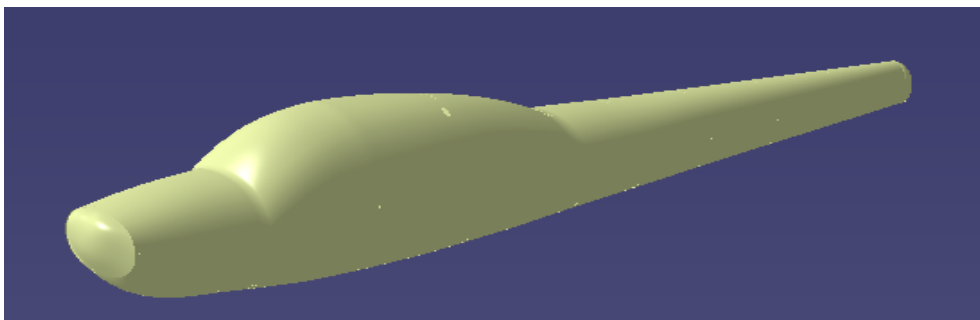


Imagem 16 Cessna fuselagem 1.1

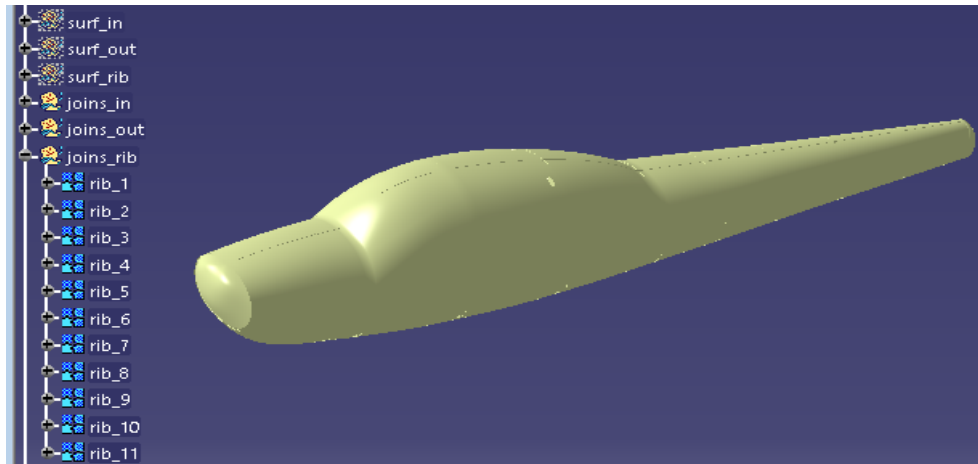


Imagem 17 Cessna fuselagem 1.2

ANSYS deu o tempo de 37 horas para executar simulação. Sem muita experiencia e não tendo nenhum exemplo de apoio, decidi seguir com esta simulação. Depois de 18 horas a simulação falhou dando o erro de excesso de erros nas forças em um dos 42.000 elementos de uma das partes da fuselagem, sem o indicar explicitamente.

No entanto consegui ter a primeira visualização do impacto a uma velocidade inferior a 50m/s, mesmo sendo incompleta que esta presente na imagem 18.

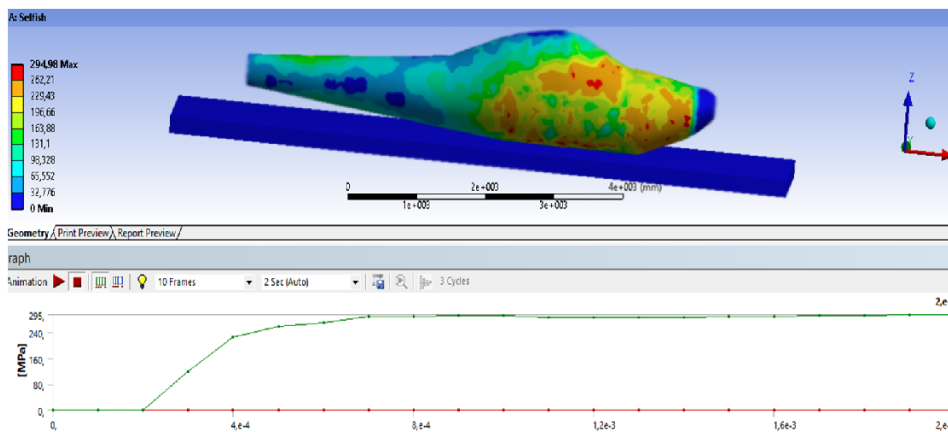


Imagem 18 Cessna primeira simulação

No desenvolvimento do modelo virtual da aeronave foram evidenciadas aproximações nos contactos entre superfícies, estas aproximações poderiam levar a aparecimento de potências falhas na criação da malha, que se manifestaram posteriormente. A solução escolhida foi refazer o modelo usando as formas geométricas simples disponíveis, com mais elevada precisão e aproximação ao modelo real.

A superfície da fuselagem de chapa de alumínio, era feita de duas partes, superfície interior e exterior, distanciadas por 5mm. As cavernas tinham 2 superfícies paralelas, frontal e traseira, distanciadas uma da outra por 20mm, motor foi criado como uma peça solida desde a superfície superior.

Na imagem 19 pode se ver a criação das superfícies para modelação da fuselagem aproximada.

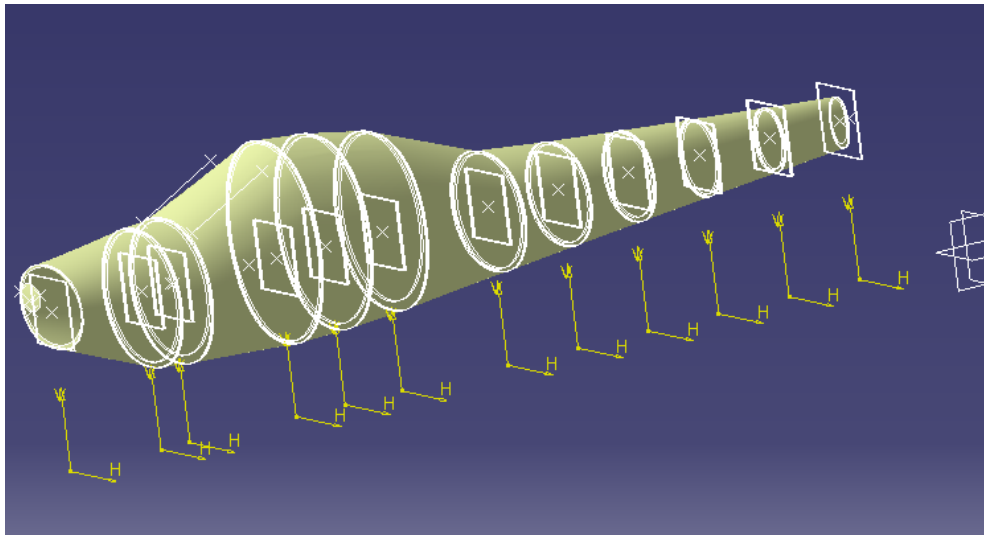


Imagem 19 Cessna fuselagem 2.0

Obtendo novo modelo, introduziu-se o problema de impacto para o ANSYS de novo. Foi requerido somente 26 horas para simular o impacto até ao 0.004 do segundo após o contacto inicial.

A Imagem 20 apresenta a sobreposição de duas fuselagens, a de original e uma aproximação.

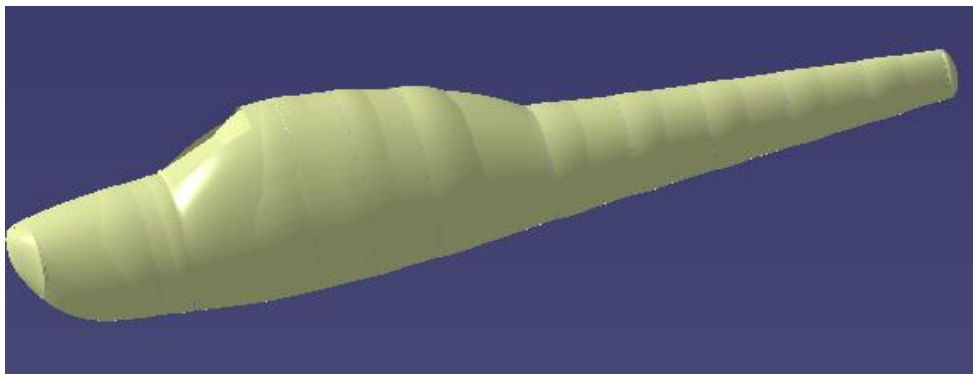


Imagem 20 Cessna fuselagem 2.0

Na imagem 21 estão visíveis zonas de diferença entre a fuselagem original e modelo da fuselagem aproximada.

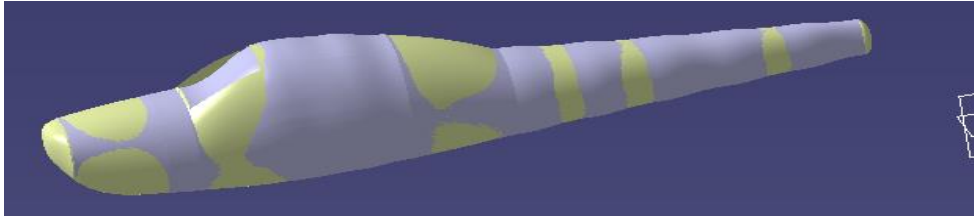


Imagem 21 Cessna fuselagem 2.1

Efectuou-se a edição do modelo simplificado até obter um grau de semelhança entre o modelo original e simplificado. Escolheu-se a forma linear de criação de superfícies, sendo a mais simples.

Na imagem 22 esta presente a visualização da criação do objecto de fuselagem para simulações virtuais de impacto.

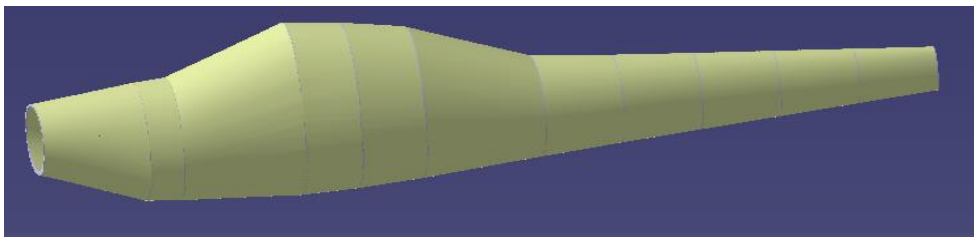


Imagem 22 Cessna fuselagem 2.2

Na imagem 23 está representada a forma solida da fuselagem

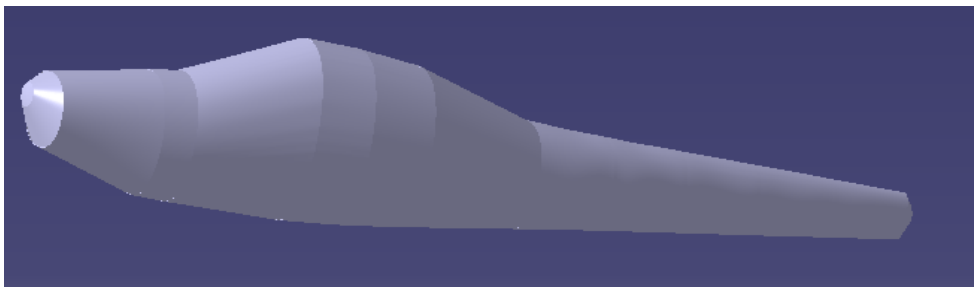


Imagem 23 Cessna fuselagem 2.2

O modelo da fuselagem solida e superfície de impacto no mesmo sistema mecânico para ANSYS estão representados na imagem 24.



Imagem 24 Cessna fuselagem 2.5 ANSYS aceitou o modelo

No ambiente de simulações ANSYS, usaram-se ferramentas integradas de simplificação dos modelos para testes, até chegar a definição das partes em formato sólido (solid) e algumas partes em formato superfície (Shell). Que esta visíveis na imagem 25.

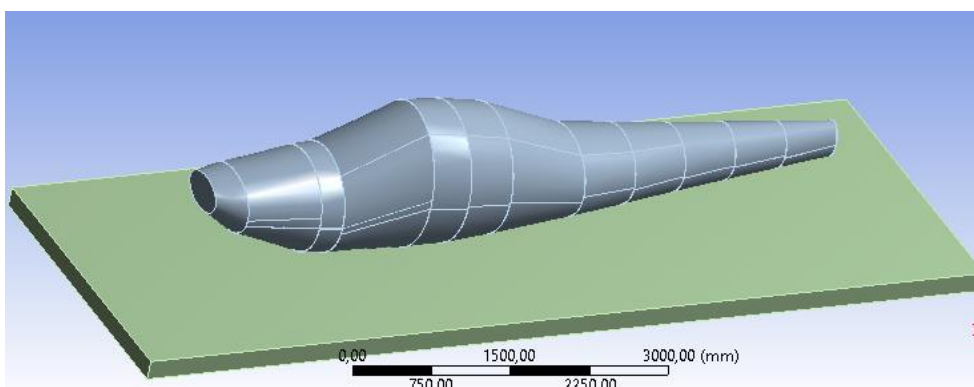


Imagem 25 Modelo para impacto em ambiente simulador de impactos ANSYS

Malha de simulação para modelo de impacto sem protecção está representada na imagem 26.

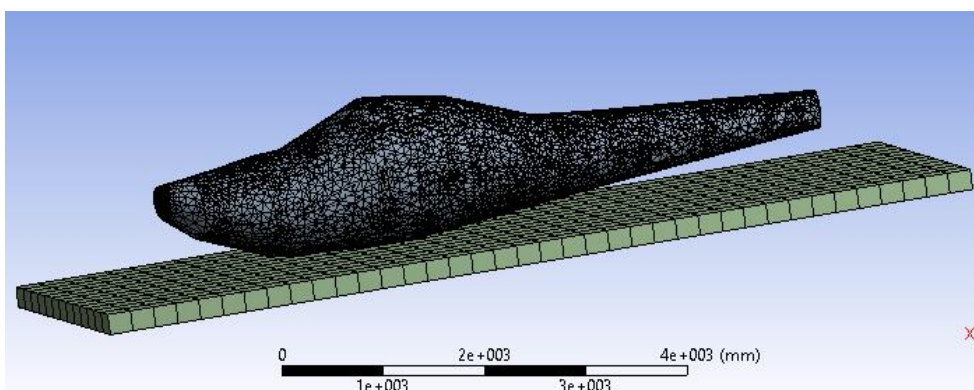


Imagem 26 Modelo preparado para simular impacto em ANSYS

A velocidade de movimento definida por 50 m/s, aceleração gravítica com $9,82 \text{ m/s}^2$, propriedades de materiais de fuselagem e superfícies de impacto foram definidas anteriormente, direcção de movimento vertical com uma componente horizontal reduzida definida por componentes x, y, z do vector. Com este sistema mecânico foram efectuados diversas simulações.

Modelo de RFTV

Durante a execução das simulações de impacto da fuselagem foi necessário criar um RFTV. Decidiu-se usar um modelo que cobre só a parte inferior da fuselagem. Fez-se esta escolha para não sobrecarregar a simulação.

Na imagem 27 está presente o desenho de volume protector desenhado de maneira a diminuir tempo da simulação. Parte de contacto da protecção com fuselagem é feita através de uma fermenta de recorte dos sólidos e exhibe forma idêntica da fuselagem.

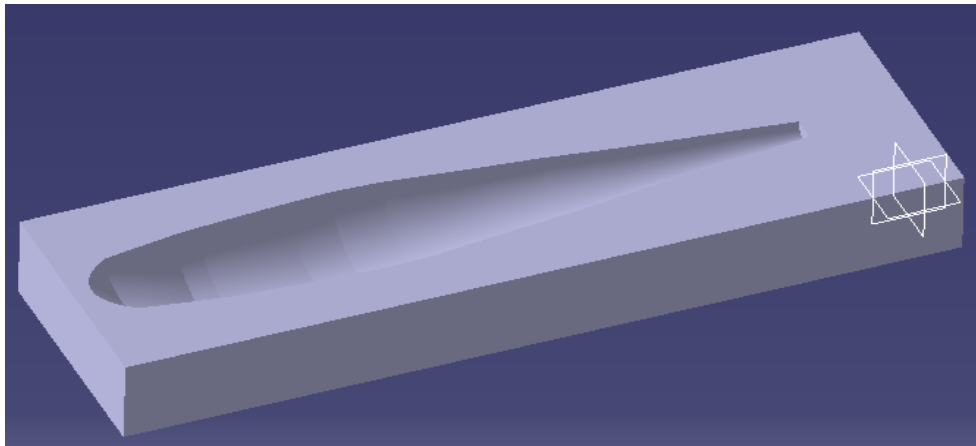


Imagem 27 Molde de espaço protector para Cessna

Na imagem 28 está demonstrado o encaixe da fuselagem no volume de protecção.

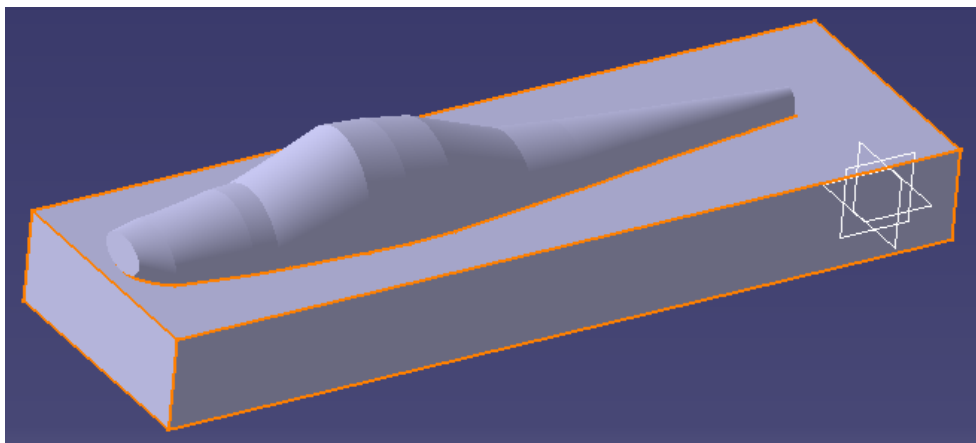


Imagem 28 Molde de espaço protector com Cessna fuselagem

Para reduzir o erro de atrito e enrolamento do volume protector por escorregamento a parte frontal foi removida parcialmente o que esta demonstrado na imagem 29.

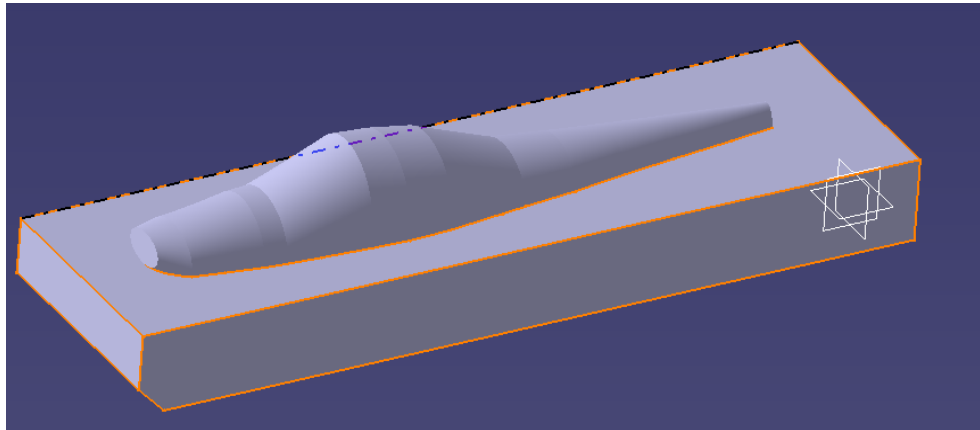


Imagem 29 Molde de espaço protector editado para impacto

Modelo de aeronave com volume de protecção e superfície de impacto, preparados para criação da malha. Na imagem 30 estão presentes três objectos de um sistema mecânico, onde a fuselagem com cavernas e motor está localizada em cima de volume de protecção em baixo destas duas partes esta a placa de impacto feita em betão com modelo não linear.

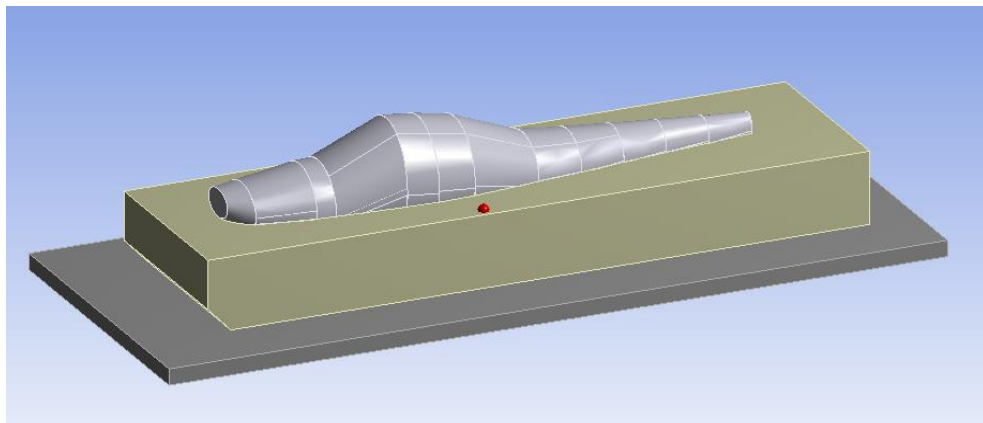


Imagem 30 Modelo para impacto em ambiente simulador de impactos ANSYS

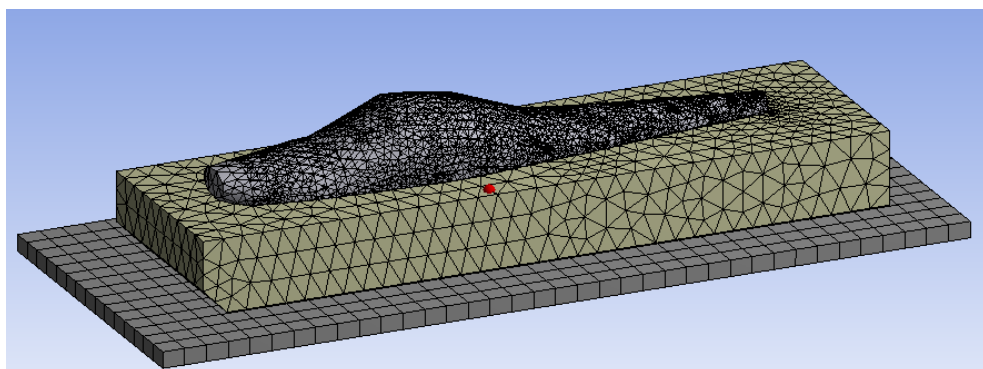


Imagem 31 Modelo preparado para simular impacto em ANSYS

O ANSYS executa criação de malha para cada objecto do sistema mecânico, imagem 31 apresenta a malha feita pelo ANSYS e o sistema está pronto para ser simulado virtualmente.

O volume do RFTV ficou com 17 m^3 e um total de 85 kg de MACs necessário. A não existência de testes físicos sobre velocidade de expansão dos MACs para interior das almofadas protectoras, será usada a velocidade de expansão das características para calcular o tempo necessário para preencher os RFTV. A velocidade da expansão $510 \text{ m}^3/\text{m}$ indicada nas características das espumas nas tabelas mencionadas anteriormente, com 17 m^3 de volume da almofada deve demorar $17/510 = 0,03$ minutos que são $0,03 \times 60 = 2$ segundos. Com a velocidade de expansão de mais baixa será necessário mais tempo. As almofadas estarão guardadas dentro da aeronave num estado compacto mas prontas a serem enchidas por gás e depois por MACs.

70 Porcento das simulações virtuais falharam em algum dos passos da simulação. Erro típico era a falha na convergência de forças do sistema. Mesmo assim criou-se uma grande base de dados sobre os impactos que foi usada para melhorar os testes que seguiam. Imagens referentes a estas simulações estão disponíveis no capítulo “Figuras” em anexo.

Capítulo 3

Discussão dos resultados obtidos

Comparando duas simulações escolhidas por mim, para impacto a 100m/s, encontramos vários indícios de vantagens de uso de protecção tipo almofada absorção de choque. As zonas de força de impacto em torno de fuselagem protegida estão submetidas a uma tensão menor.

Algumas zonas permanecem a ter elevado grau de Força de impacto. As escalas de coloração estão ligeiramente distintas devido ao facto de Fuselagem não protegida recebe uma tensão máxima de 602MPa e protegida recebe uma tensão máxima 585MPa.

A zona da tensão máxima na fuselagem protegida, esta concentrada na área do nariz, localização do motor, enquanto na fuselagem desprotegida a força máxima se apresenta em diversos pontos em torno da parte baixo do veículo.

Ao salientar com círculos vermelhos as zonas de exemplo, conseguimos visualizar as diferentes forças que estão agir sobre o mesmo espaço na fuselagem.

No caso apresentado na imagem 32 a fuselagem desprotegida no local 1 apresenta valores entre 172MPa e 387MPa, no local 2 apresenta valores entre 86MPa e 301MPa, no local 3 apresenta valores entre 129MPa e 387MPa, no local 4 apresenta valores entre 86MPa e 301MPa.

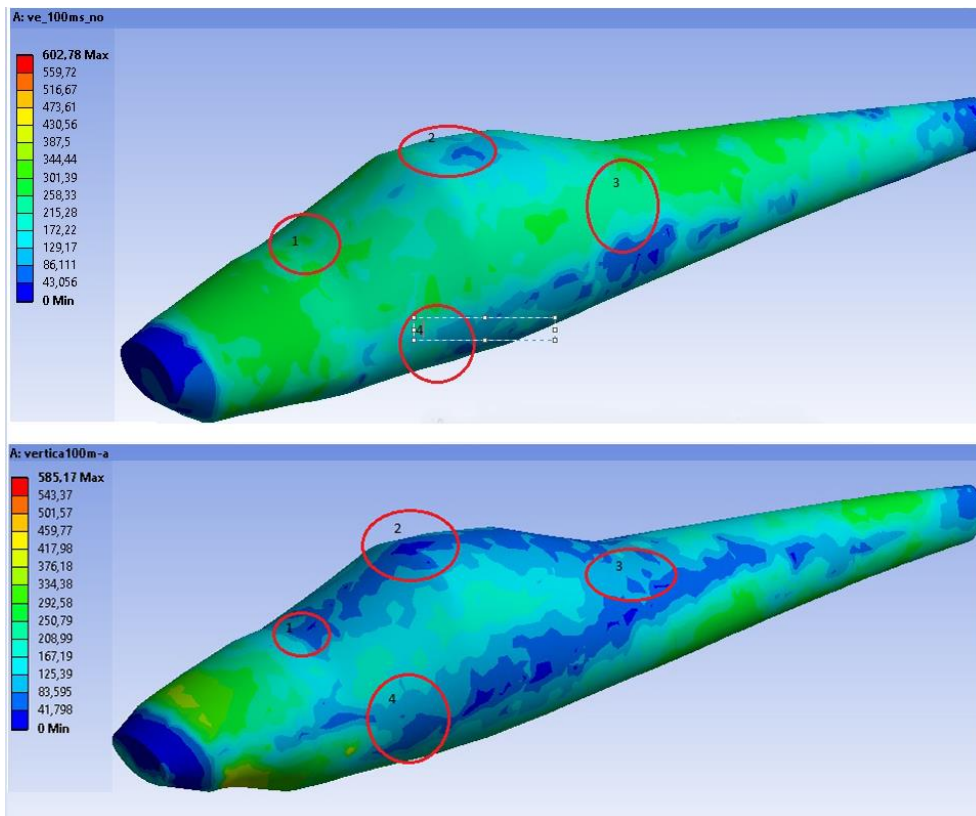


Imagem 32 Comparação entre Forças de Impacto de avião a 100m/s com e sem protecção

No caso da fuselagem protegida no local 1 apresenta valores entre 0MPa e 167MPa, no local 2 apresenta valores entre 0MPa e 83MPa, no local 3 apresenta valores entre 50MPa e 250MPa, no local 4 apresenta valores entre 41MPa e 208MPa.

As tensões observadas na imagem 32 estão resumidas na Tabela 7.

Local	Força mínima MPa			Força máxima MPa		
	Não protegida	Protegida	xN	Não protegida	Protegida	xN
1	172	41	4,2	387	167	2,3
2	86	1	86	301	83	3,6
3	129	50	2,6	387	250	1,5
4	86	41	2,1	301	208	1,4
Media	118,3	33,3	3,6	344,0	177,0	1,9

Tabela 7 Comparação de forças de impacto a 100m/s

Analisando a Tabela 7 podemos concluir que com a velocidade de 100m/s a ordem das tensões mínimas sofridas pela fuselagem protegida é em média 3,6 vezes menor do que as forças da fuselagem sem protecção. A tensão máxima é em média 1,9 vezes menor.

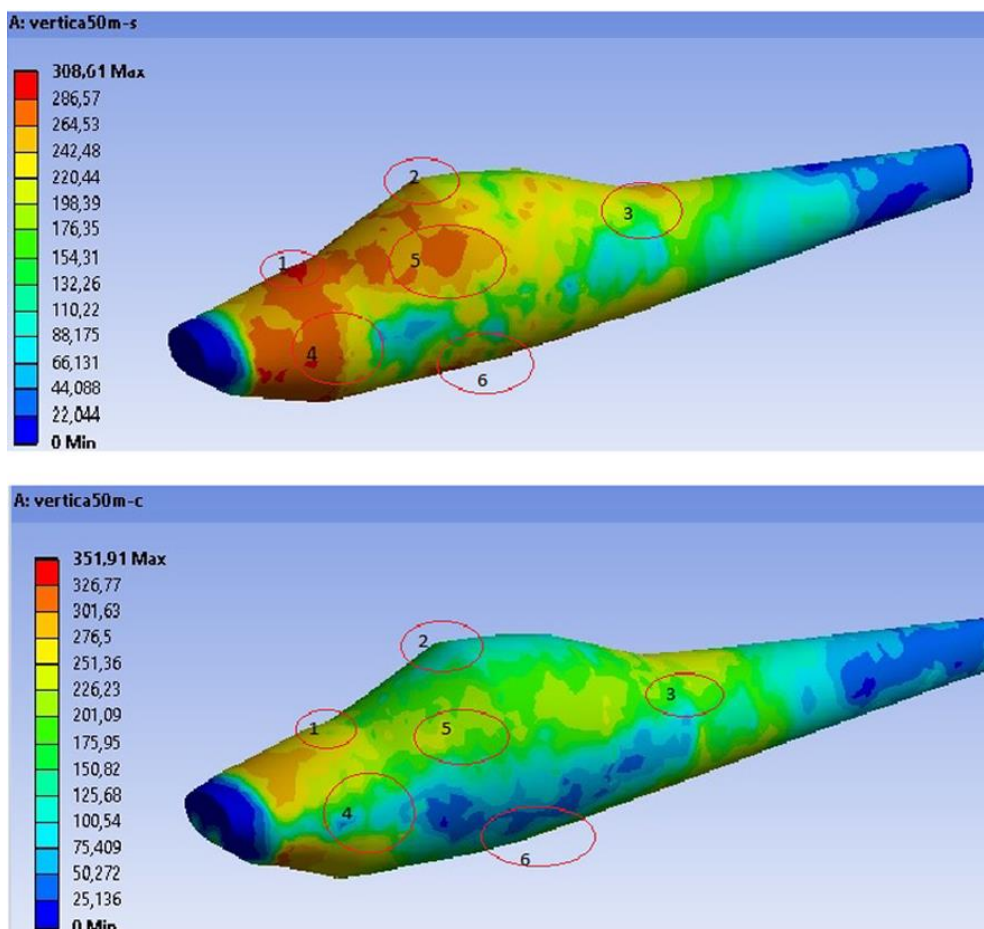


Imagem 33 Comparação entre Forças de Impacto de avião a 50m/s com e sem protecção

No caso demonstrado na imagem 33 a fuselagem desprotegida no local 1 apresenta valores entre 286MPa e 308MPa, no local 2 apresenta valores entre 190MPa e 286MPa, no local 3 apresenta valores entre 132MPa e 264MPa, no local 4 apresenta valores entre 154MPa e 308MPa, no local 5 apresenta valores entre 242MPa e 286MPa, no local 6 apresenta valores entre 198MPa e 264MPa.

No caso da fuselagem protegida, na mesma imagem, no local 1 apresenta valores entre 175MPa e 276MPa, no local 2 apresenta valores entre 75MPa e 150MPa, no local 3 apresenta valores entre 50MPa e 250MPa, no local 4 apresenta valores entre 25MPa e 200MPa, no local 5 apresenta valores entre 125MPa e 251MPa, no local 6 apresenta valores entre 25MPa e 125MPa.

As tensões observadas na imagem 33 estão resumidas na Tabela 8.

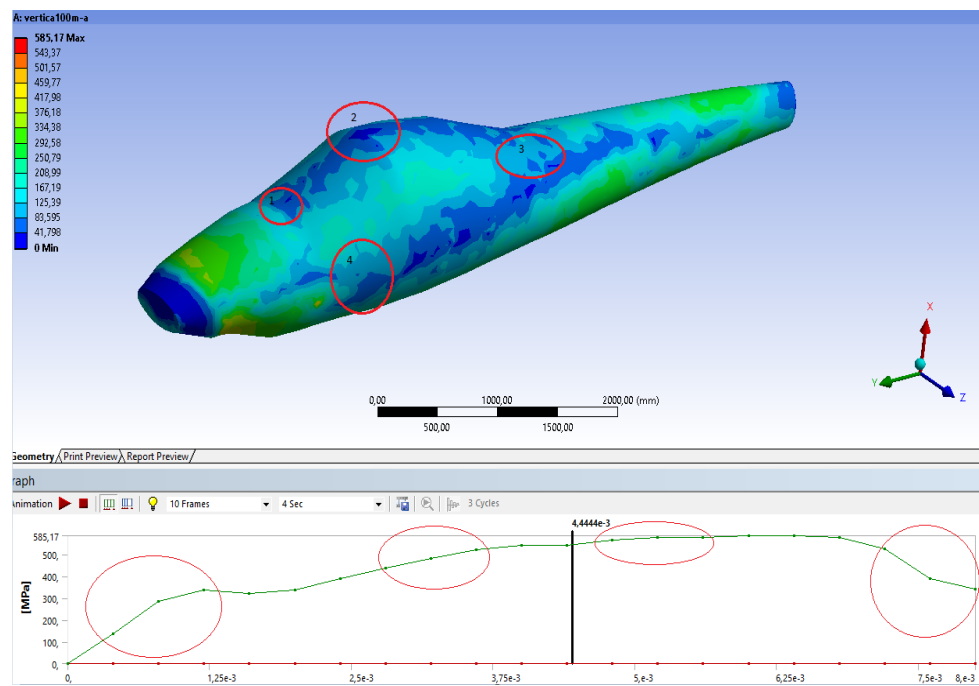
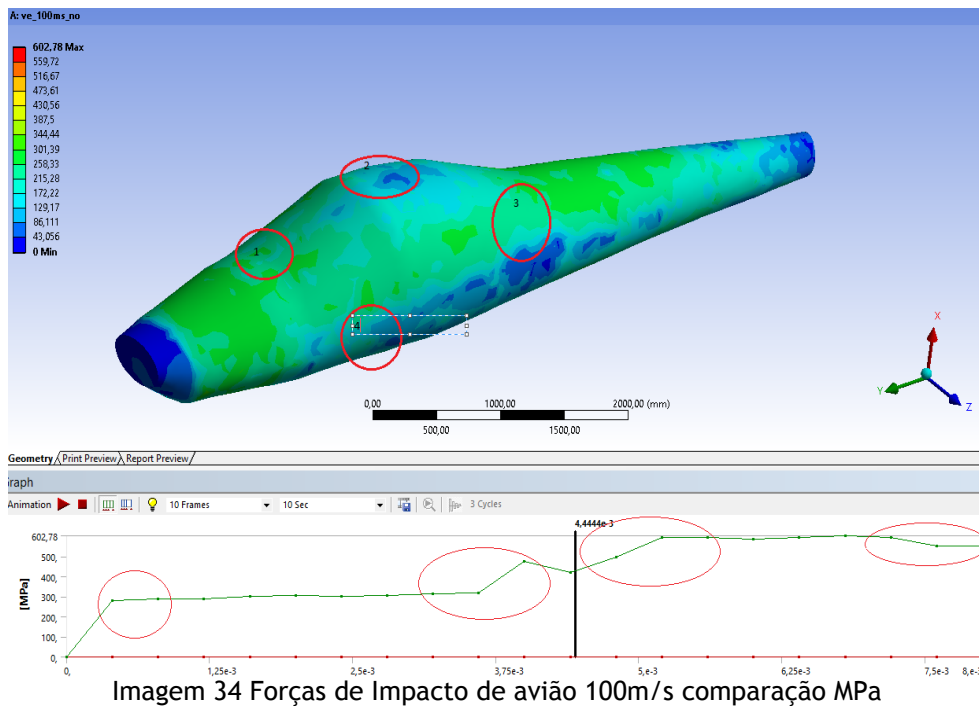
Local	Força mínima MPa			Força máxima MPa		
	Não protegida	Protegida	xN	Não protegida	Protegida	xN
1	286	175	1,6	308	276	1,1
2	190	75	2,5	286	150	1,9
3	132	50	2,6	264	251	1,1
4	154	25	6,2	308	200	1,5
5	242	125	1,9	264	251	1,1
6	198	25	7,9	264	125	2,1
Media	200,3	79,2	2,5	282,3	208,8	1,4

Tabela 8 Comparação de forças de impacto a 50m/s

Analisando a Tabela 8 conclui-se que na velocidade de 50m/s a ordem das tensões mínimas sofridas pela fuselagem protegida é em média 2,5 vezes menor do que as tensões da fuselagem sem protecção. A tensão máxima é em média 1,4 vezes menor.

De seguida apresentam-se as imagens com os gráficos de evolução da força de impacto ao longo do tempo. Nestas imagens podemos visualizar a alteração temporal da tensão máxima ao longo da fuselagem durante o período do tempo desde de o início do impacto até ao ressalto pós queda.

Com o uso de protecção consegue-se aumentar o tempo da evolução para o nível da força atingido. Deixando o crescimento de força de impacto acontecer de maneira menos brusca, o que demonstra o ponto importante de diminuir o grau de força instantânea sofrida pela fuselagem.



No caso do impacto a 100 m/s com fuselagem desprotegida, consegue-se visualizar nos gráficos que a primeira etapa do impacto é brusca e a evolução das tensões de impacto acontece de maneira muito brusca também. No caso da fuselagem protegida podemos visualizar que os picos de tensões não estão presentes e são substituídos por evoluções suaves das tensões ao longo de um tempo maior. Comparando ambas visualizações sobre evolução temporal das tensões máxima sofrida conseguimos claramente identificar os espaços nos quais o aumento de tempo foi significativo.

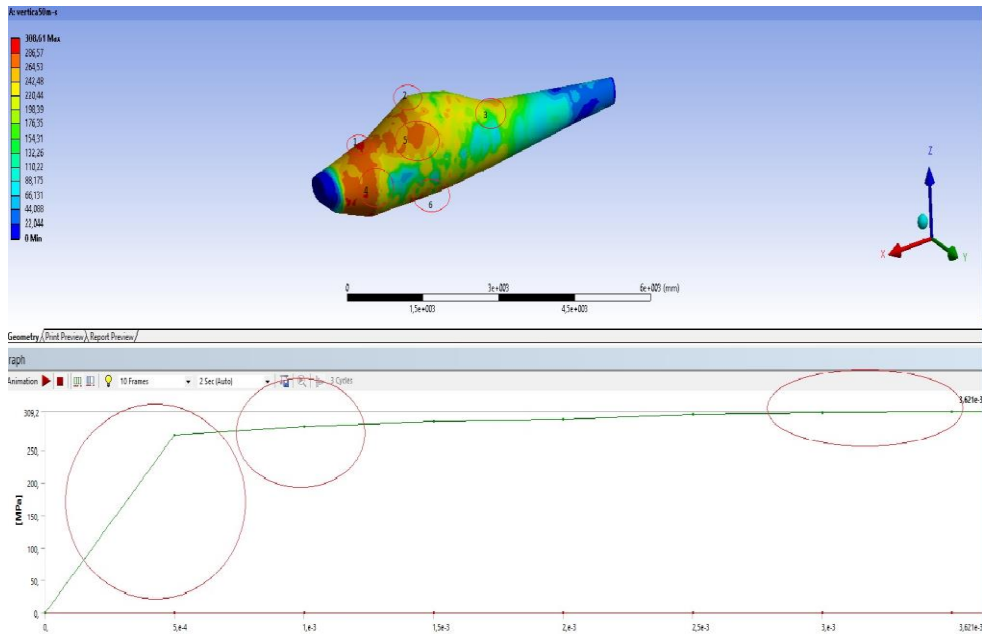


Imagem 36 Forças de Impacto de avião num movimento vertical com 50m/s parte cima MPa

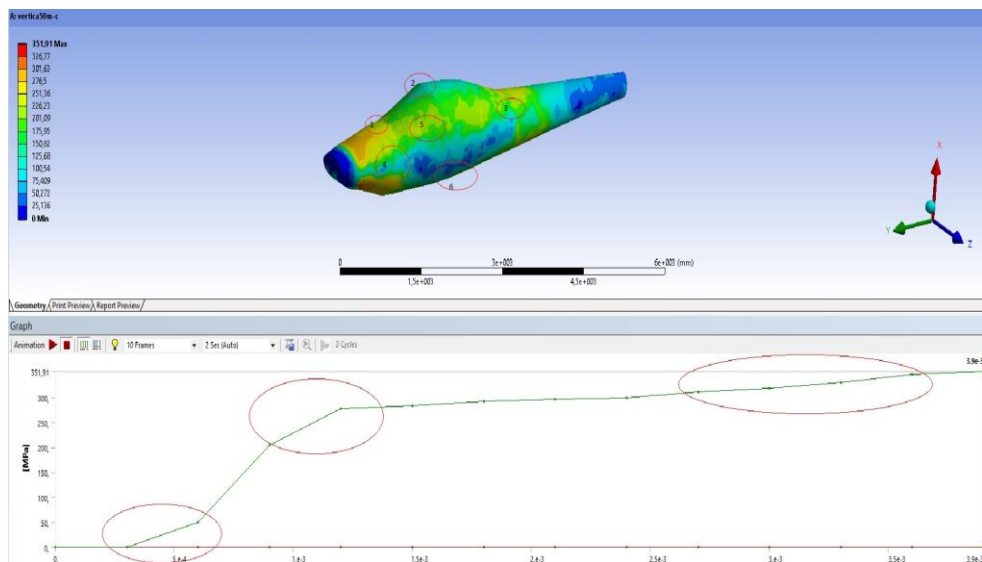


Imagem 37 Forças de Impacto de avião num movimento vertical com 50m/s parte cima, molde escondido MPa

O importante de notar é que no impacto a 50m/s o crescimento da ordem das tensões de impacto na fuselagem desprotegida acontece de uma forma muito rápida. Na fuselagem protegida o tempo necessário para chegar a mesma ordem das tensões foi muito superior, que é favorável para diminuição das forças de impacto. O crescimento gradual das tensões na queda da fuselagem com protecção indica que realmente existe uma componente de força e da tensão que é absorvida.

Também é interessante, perceber a razão de escolha para o tempo máximo da queda. Na seguinte tabela pode ser interpretado a tal escolha.

Time [s]	Velocidade ponto 1(Z) [mm/s]	Velocidade ponto 2 (Z) [mm/s]	Velocidade ponto 3 (Z) [mm/s]
1,18E-38	-50000,000	-50000,000	-50000,000
5,00E-04	-47849,000	-47038,000	-48400,000
1,00E-03	-38516,000	-35919,000	-38113,000
1,50E-03	-22566,000	-26831,000	-32882,000
2,00E-03	-22149,000	-14247,000	-23715,000
2,50E-03	0,001	-7967,200	-10439,000
3,00E-03	0,001	-601,750	-3813,700
3,50E-03	0,000	3172,500	849,590
3,62E-03	0,000	4479,100	2609,500

Tabela 9 Variação da velocidade da fuselagem a 50m/s sem protecção

O gráfico 1 apresenta um estudo alternativo do problema de verificação de conclusão do impacto, a velocidade da fuselagem em mm/s no eixo y e segundos no eixo x, podemos visualizar o crescimento da velocidade do valor negativo introduzido no início da queda, a velocidade tende para o 0m/s e depois aumenta para 4 m/s positivos. O que é um indicador da queda ser executada na plenitude.

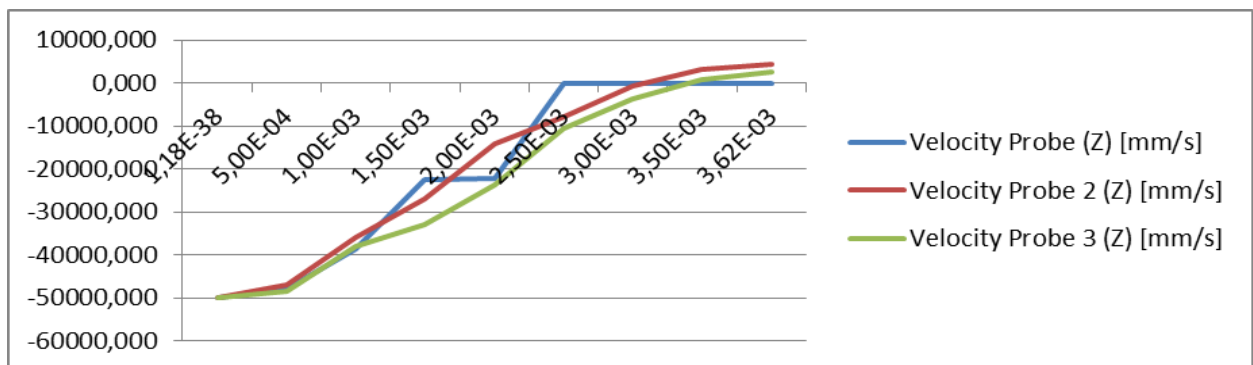


Gráfico 1 Variação da velocidade da fuselagem a 50m/s sem protecção

Conclusões

Foram efectuadas imensas pesquisas sobre existência de materiais plásticos de expansão rápida com elevada capacidade de absorção das tensões e das forças durante uma queda. Chegou-se a conclusão que produção de uma espuma plástica com características específicas não é uma tarefa difícil. A capacidade da indústria actual é suficiente para desenvolver espumas com características físicas necessárias. Tendo uma espuma com elevada expansibilidade e baixa densidade será possível implementar protótipos em diversos veículos. Reduzido tamanho no estado inactivo é uma vantagem para implementação do sistema de protecção por almofadas protectoras enchidas por espuma plástica.

Foram avaliadas e testadas num ambiente virtual ANSYS as forças e tensões sofridas pela fuselagem de um modelo de aeronave virtual que é uma aproximação da aeronave Cessna 172. As tensões sofridas pela fuselagem durante uma queda à velocidade de 100m/s rondam na ordem dos 400-600MPa, a deformação máxima sofrida pela fuselagem é de 82 cm de deslocamento da estrutura da posição no estado normal de repouso. Significa que a estrutura se deforma 82 cm do estado original e o que demonstra a violência do impacto. Com a velocidade de 50m/s as tensões estão entre 280-350MPa, deformação ronda nos 23 cm o que indica uma elevada alteração da estrutura, potencialmente fatal para desempenho mecânico após queda.

Foram avaliadas as capacidades de uma protecção alternativa que, consoante os resultados, mostra ser eficaz na tarefa de redução das forças e tensões de impacto na ordem dos 1,4 e em alguns locais da fuselagem até 5 vezes. A simulação da queda da fuselagem com protecção activada a velocidade de 100m/s demonstrou ser um sucesso em relação a redução das tensões. As forças e tensões de impacto em locais avaliados não superaram os 400MPa, o que indica uma redução da tensão máxima considerável. O nível de deformação ficou nos 59cm reduzindo 23 cm da alteração da estrutura no estado repouso, em relação a fuselagem não protegida. No caso da simulação da fuselagem com protecção, no impacto com 50 m/s observaram-se as tensões de 150MPa-300MPa o que implica a existência de uma redução considerável na força de impacto.

Um protótipo do sistema de protecção deve conter um recipiente de tamanho reduzido, para ser colocado dentro do veículo. No interior deste recipiente deve estar guardado o material de espuma expansível sob alta pressão, para efectuar uma rápida ejeção do mesmo para a almofada de protecção. A almofada de protecção deve ser enchida por gás para definir a forma da almofada e ajudar na entrada da espuma de absorção para o seu interior. Este gás pode estar contido no recipiente pequeno, tal como a espuma expansível, dentro do veículo. A superfície da fuselagem deve ser adaptada para permitir existência de saídas para que as almofadas de absorção possam ter acesso ao exterior do veículo.

Durante o desenvolvimento das simulações virtuais apareceram dificuldades em relação ao tempo necessário para execução. Uma possível opção para reduzir tempo necessário para efectuar a simulação é de construir um modelo feito em superfícies tipo "Shell" na integridade da estrutura. Reduzir ainda mais o número de detalhes e melhorar o desenho do modelo virtual da fuselagem. Os modelos de motor e cavernas foram otimizados por mim e simulações feitas só com cavernas e motor demoravam fracção do tempo requerido para simulação da fuselagem completa. Criação de uma malha menos refinada, com menos elementos, irá ajudar diminuir o tempo do cálculo da simulação ainda mais.

De acordo com os resultados das simulações efectuadas, as almofadas preenchidas por espuma expandida têm potencial para serem utilizadas na vida real, tendo a capacidade de reduzir as forças e tensões de impacto.

Assim o futuro deste projecto passa por completar o sistema descrito anteriormente, onde estas almofadas poderão estar inseridas e que possam ser activadas em momentos de perigo. É necessário e importante efectuar testes destrutivos em modelos de aeronaves reais.

Necessário mencionar que o trabalho presente resolveu a questão de motivação para desenvolver este projecto. Existência deste trabalho poderá motivar futuras pesquisas em desenvolver melhores sistemas para redução das forças de impacto aplicadas no exterior da aeronave.

Com uso do Simulador ANSYS para cálculo de forças mecânicas sobre objectos, obtivemos resultados promissores. Com o uso de materiais de baixa densidade, alto coeficiente de expansão e elevado volume a força de impacto de uma aeronave virtual modelada com base numa aeronave verídica reduz-se de 2 a 3 vezes em relação a modelo desprotegido. Estas reduções são mais visíveis nas zonas em volta da cabine do piloto de avião.

Conclui-se que projecto foi um sucesso, contudo existe uma vasta quantidade de trabalho para completar. Ao criar um protótipo para o sistema descrito, antes devera ser criado um material absorvedor com características descritas, para chegar aos resultados teóricos.

O quanto mais estudo efectuado em relação a este trabalho, mas rápido será implementado o sistema que tem potencial para salvar e proteger o que nos importa mais, as pessoas.

Anexos

Figuras

Seguem múltiplos exemplos das simulações com velocidade de impacto superior a 100m/s. Estas simulações apresentam o mesmo raciocínio de capacidade de redução existente no uso da almofada protectora de impacto. Todas imagens descrevem o comportamento do sistema durante o movimento e acontecimento da paragem brusca. Podem se ver os gráficos da evolução das tensões e deformações sofridas pelos modelos das fuselagens testadas.

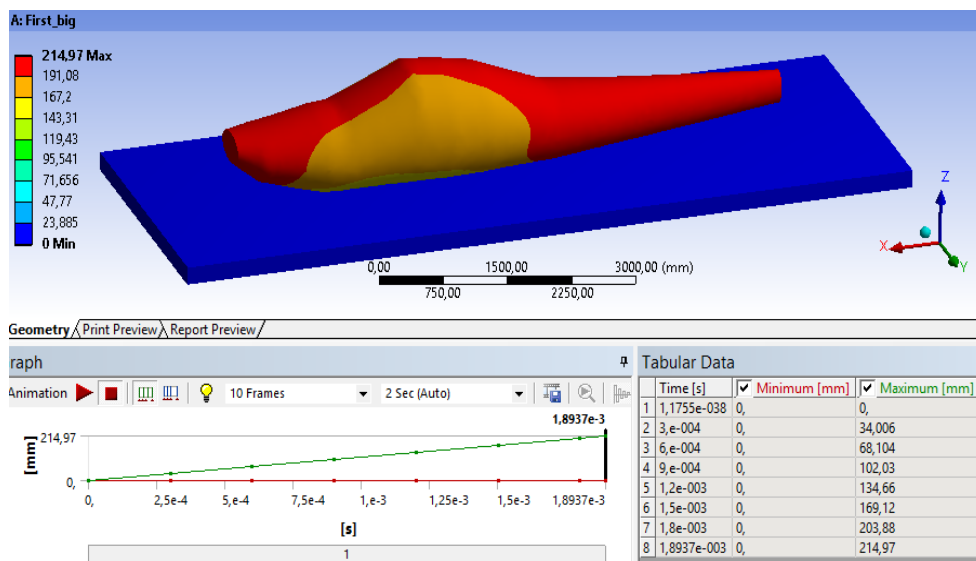


Imagem 38 Deformação sofrida pela fuselagem com 111m/s tempo curto

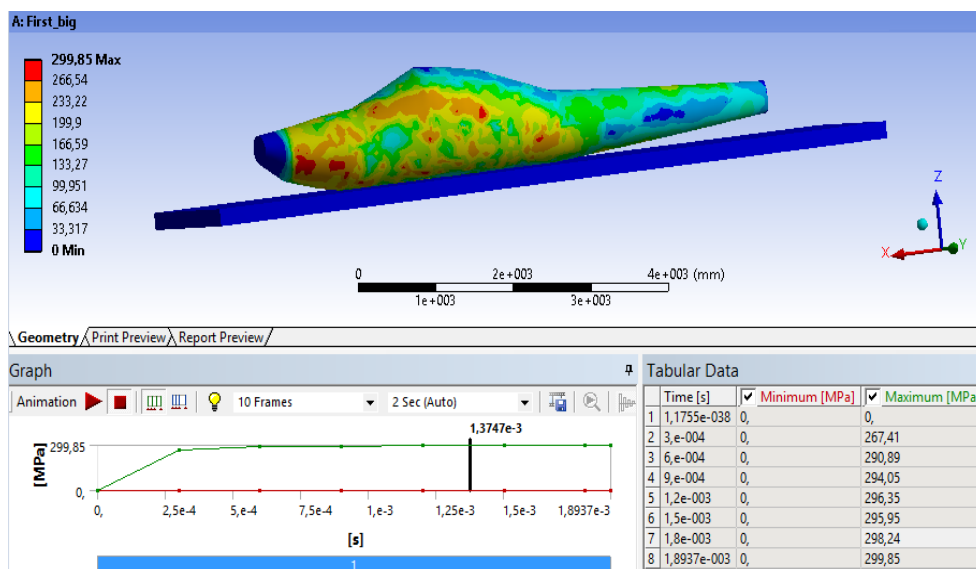


Imagem 39 Impacto de avião num movimento vertical com 111m/s tempo curto

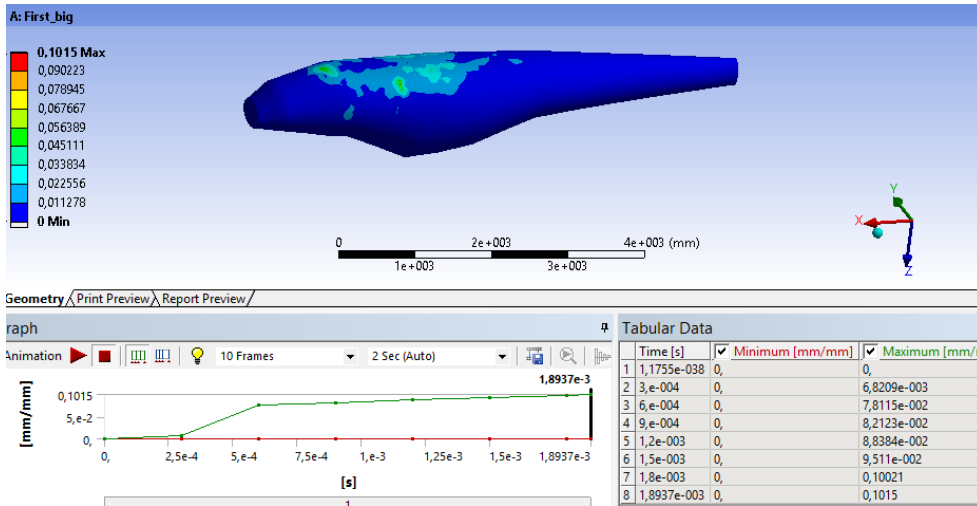


Imagem 40 Tensão sofrida pela fuselagem com 111m/s tempo curto

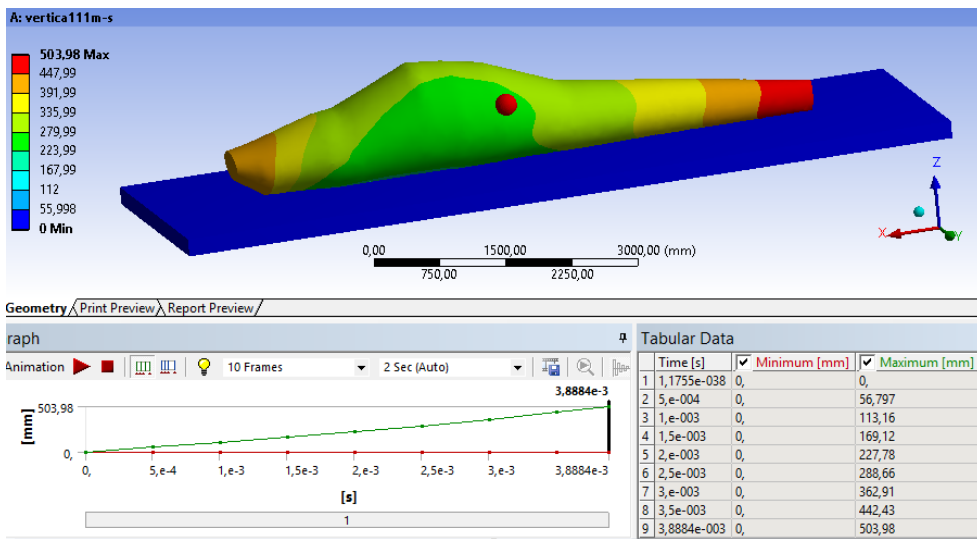


Imagem 41 Deformação sofrida pela fuselagem com 111m/s

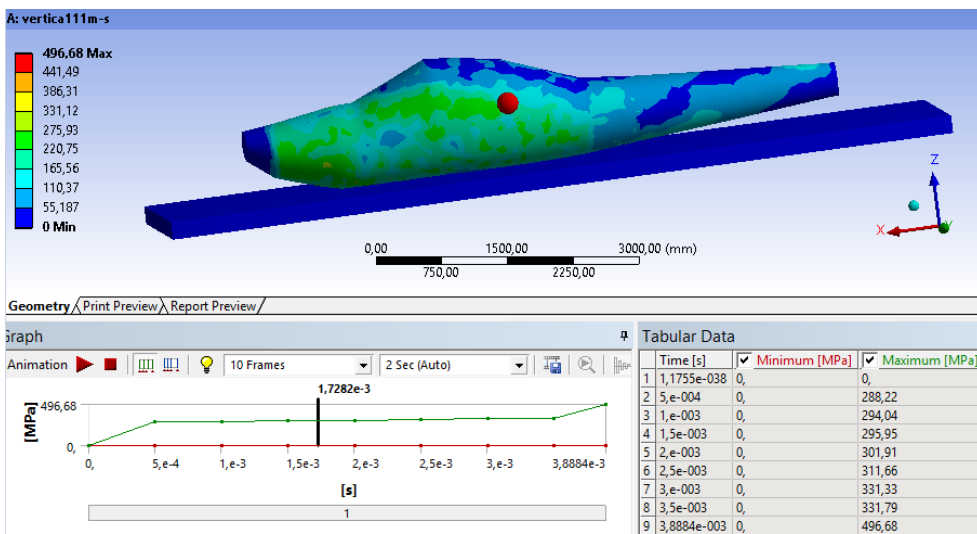


Imagem 42 Impacto de avião num movimento vertical com 111m/s

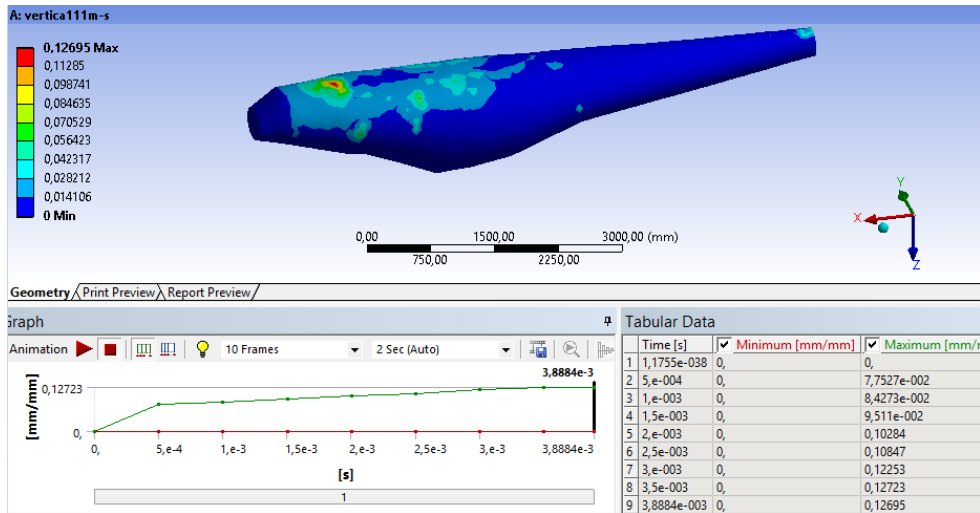


Imagem 43 Tensão sofrida pela fuselagem com 111m/s

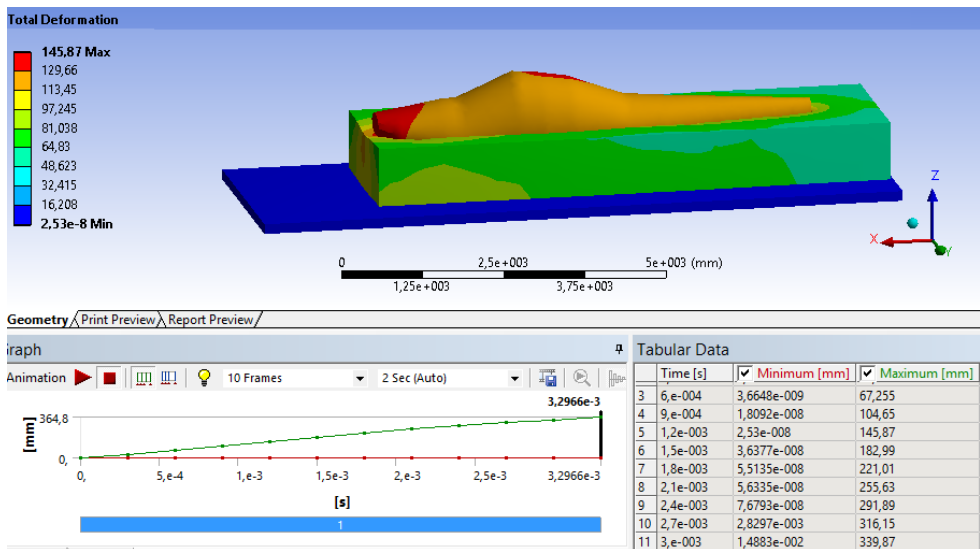


Imagem 44 Deformação sofrida pela fuselagem e molde protector com 111m/s curta

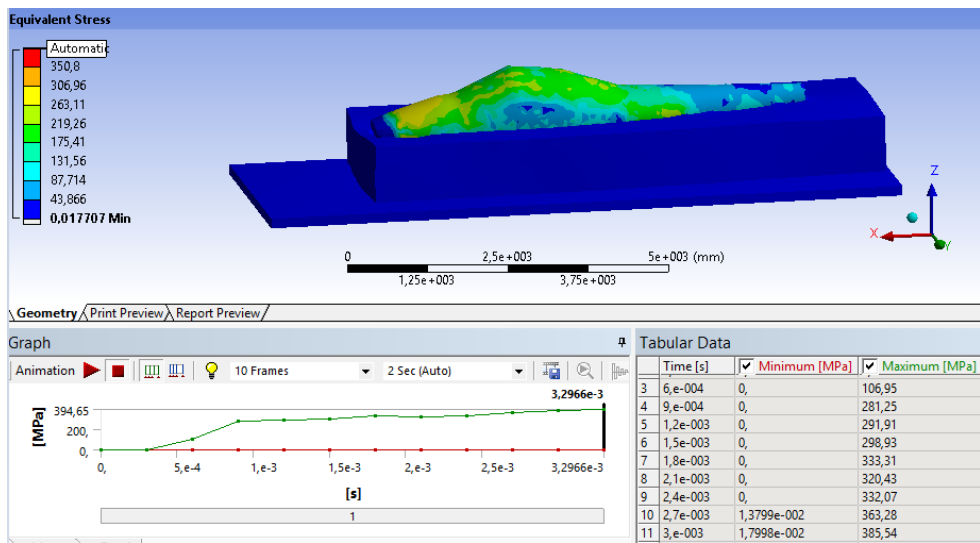


Imagem 45 Tensão sofrida pela fuselagem e molde protector com 111m/s curta

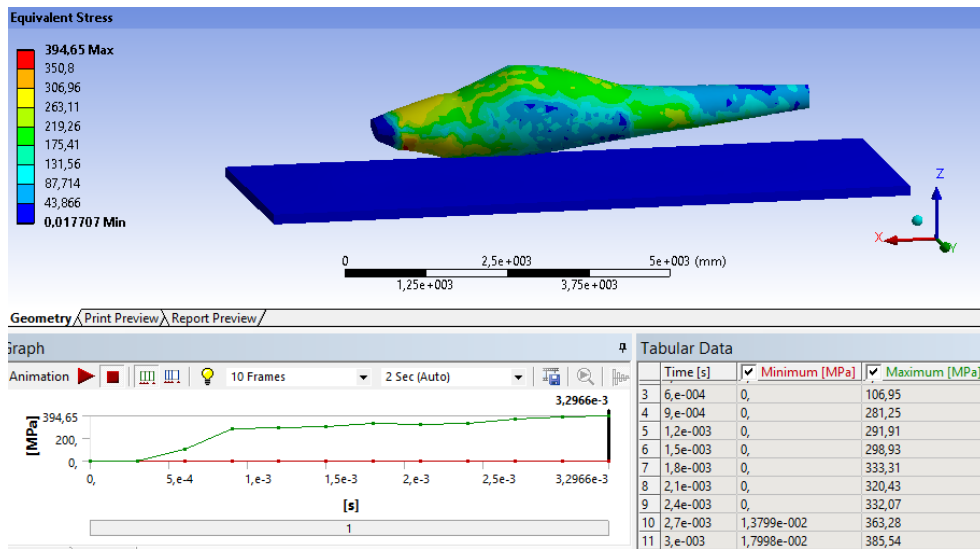


Imagem 46 Tensão sofrida pela fuselagem com molde escondido 111m/s curta

Forças Máximas Tabelas e Gráficos

Nesta parte estão descritos os valores de forças máximas, deformações máximas e velocidades máximas para qualquer sítio da fuselagem, por isso não constituem um ponto de extrema importância na criação da decisão. Era importante referir que os pontos de valores máximos, variavam no tempo de lugar para lugar sobre a fuselagem desprotegida. No caso de fuselagem protegida estavam sempre concentradas na ponta de nariz, local do motor.

Tempo [s]	Mínima [mm]	Máxima [mm]
1,1755e-038	0,	0,
5,e-004	0,	25,891
1,e-003	0,	51,835
1,5e-003	0,	77,763
2,e-003	0,	105,11
2,5e-003	0,	133,26
3,e-003	0,	172,65
3,5e-003	0,	213,11
3,6208e-003	0,	223,83

Tabela 10 Deformação na estrutura de fuselagem a 50m/s sem protecção

O gráfico 2 apresenta a variação da deformação máxima sofrida pela fuselagem em qualquer parte da mesma medida em mm eixo y e segundos no eixo x

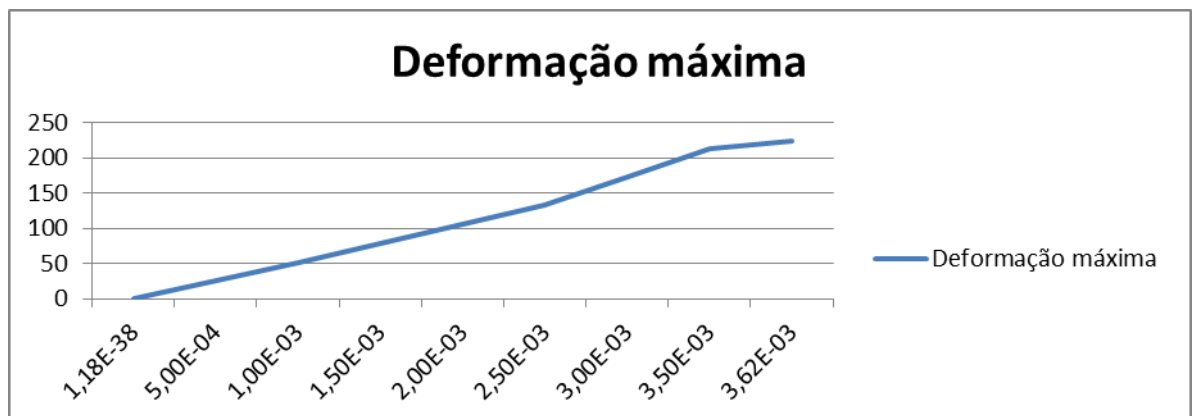


Gráfico 2 Deformação na estrutura de fuselagem a 50m/s sem protecção

Tempo [s]	Máxima [mm]
1,1755e-038	0,
5,e-004	4,8404e-003
1,e-003	3,6347e-002
1,5e-003	3,6531e-002
2,e-003	3,7657e-002
2,5e-003	3,8761e-002
3,e-003	3,9409e-002
3,5e-003	3,9456e-002
3,6208e-003	3,9515e-002

Tabela 11 Sobrecarga máxima no campo elástico na estrutura de fuselagem a 50m/s sem protecção

No gráfico 3 podem-se visualizar efeitos de sobrecarga elástica medidos em mm /mm eixo y e segundos no eixo x

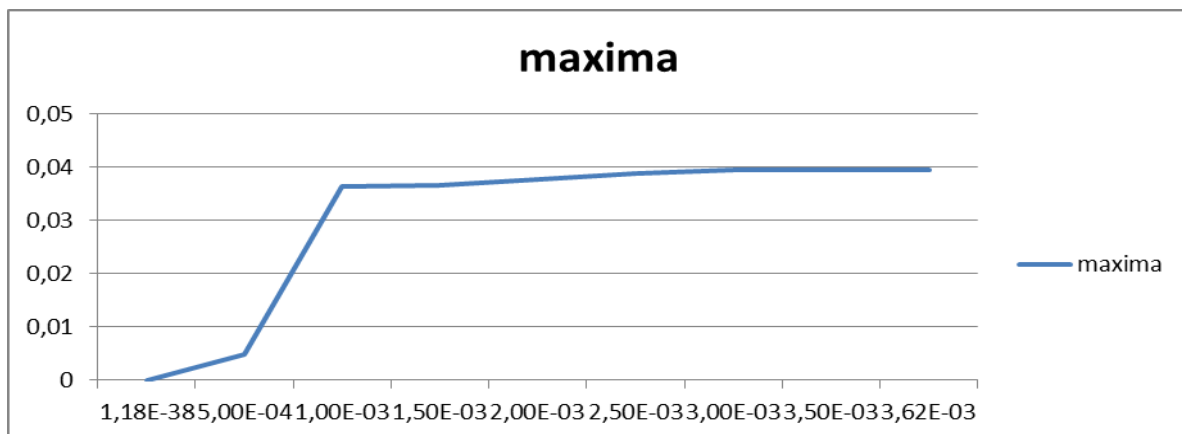


Gráfico 3 Sobrecarga máxima no campo elástico na estrutura de fuselagem a 50m/s sem protecção

Tempo [s]	Máxima [mm]
1,1755e-038	0,
5,e-004	273,37
1,e-003	287,76
1,5e-003	295,18
2,e-003	298,24
2,5e-003	305,09
3,e-003	308,37
3,5e-003	309,17
3,6208e-003	308,61

Tabela 12 A força máxima exercida na estrutura de fuselagem a 50m/s sem protecção

O gráfico 4 apresenta resultados da tensão máxima sofrida ao longo da fuselagem medida em MPa eixo y e segundos no eixo x

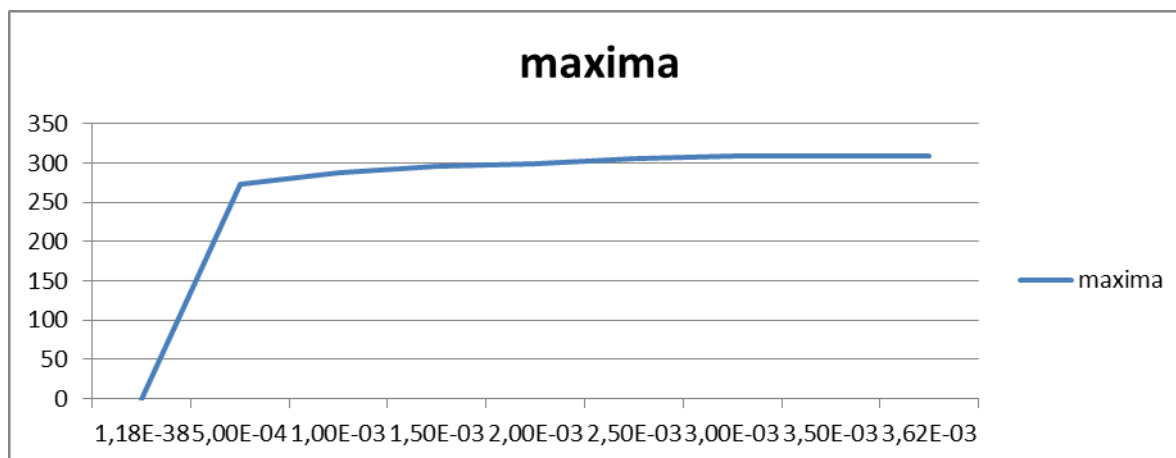


Gráfico 4 A tensão máxima exercida na estrutura de fuselagem a 50m/s sem protecção

Tempo [s]	Mínima [mm]	Máxima [mm]
1,1755e-038	0,	0,
3,e-004	0,	15,297
6,e-004	3,2063e-003	30,62
9,e-004	5,749e-002	47,668
1,2e-003	0,20347	61,233
1,5e-003	0,42827	76,622
1,8e-003	0,73138	91,742
2,1e-003	1,0914	106,04
2,4e-003	1,1008	119,44
2,7e-003	0,69404	131,92
3,e-003	0,94729	143,32
3,3e-003	2,3891	153,32
3,6e-003	2,6671	161,5
3,9e-003	2,9254	167,43

Tabela 13 Deformação na estrutura de fuselagem a 50m/s com protecção

Deformações mínimas e máximas sofridas pela fuselagem indicam a existência de deformação em qualquer parte da fuselagem sem identificar explicitamente o local. Dando informação somente sobre o nível da deformação total no sistema mecânico.

Nos gráficos 5 e 6 esta apresentada a visualização gráfica da tabela 13 onde mm no eixo y e segundos no eixo x

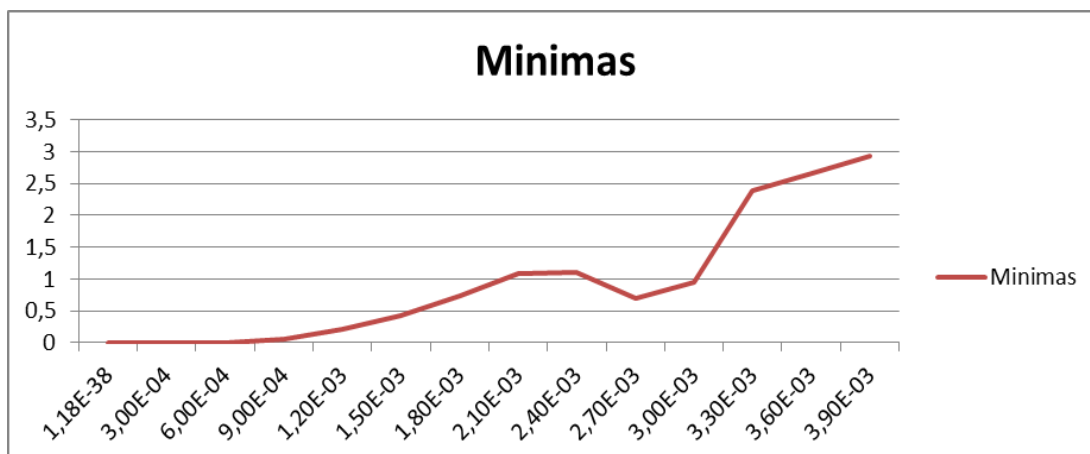


Gráfico 5 Deformação mínima em toda a estrutura de fuselagem a 50m/s com protecção

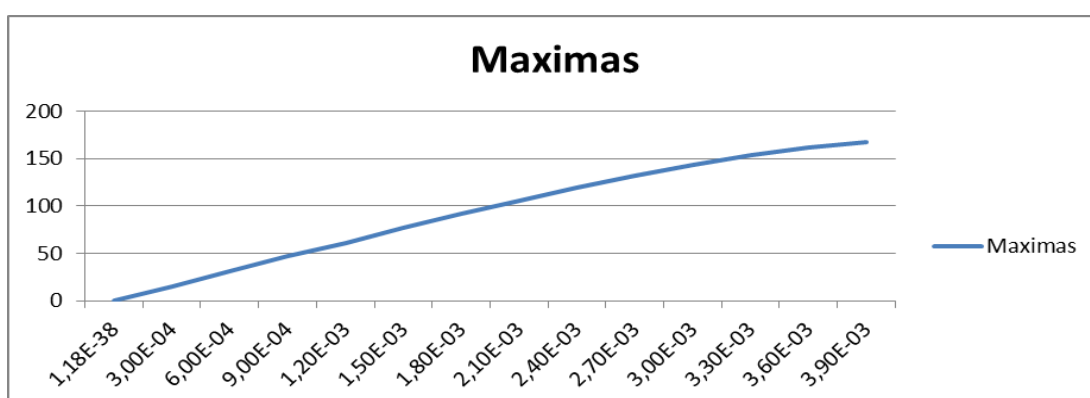


Gráfico 6 Deformação máxima em toda a estrutura de fuselagem a 50m/s com protecção

Time [s]	Máxima [mm/mm]
1,1755e-038	0,
3,e-004	0,
6,e-004	1,712e-002
9,e-004	0,1411
1,2e-003	0,2639
1,5e-003	0,26994
1,8e-003	0,17816
2,1e-003	0,15267
2,4e-003	0,16252
2,7e-003	0,21059
3,e-003	0,22527
3,3e-003	0,28867
3,6e-003	0,33141
3,9e-003	0,35742

Tabela 14 Sobrecarga no campo elástico na estrutura de fuselagem a 50m/s com protecção

Gráfico 7 apresenta alteração da carga elástica da fuselagem mm/mm no eixo y e segundos no eixo x.

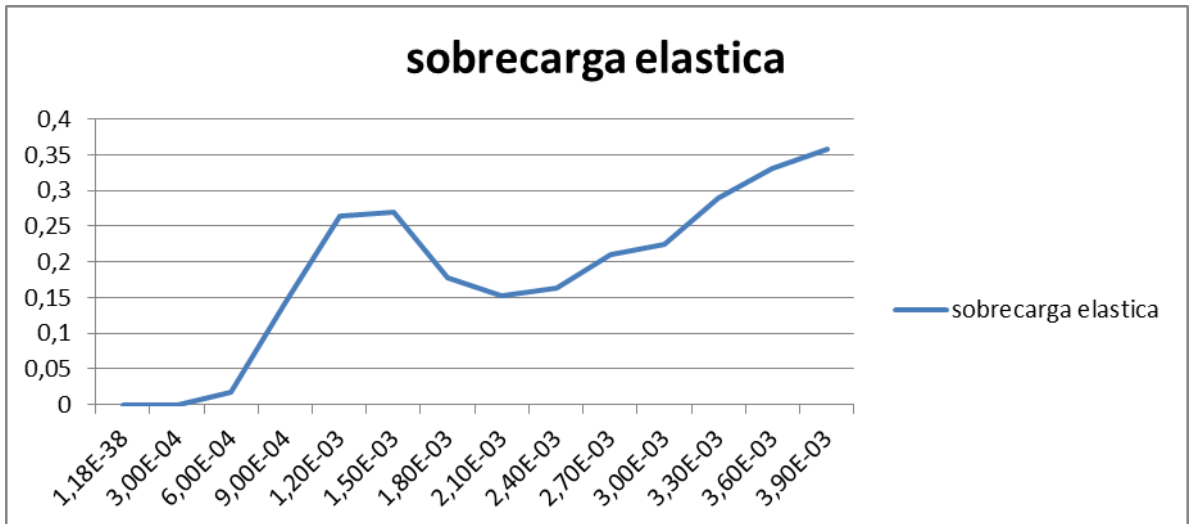


Gráfico 7 Sobrecarga máxima no campo elástico na estrutura de fuselagem a 50m/s com protecção

Time [s]	Máxima [MPa]
1,1755e-038	0,
3,e-004	0,
6,e-004	48,968
9,e-004	204,55
1,2e-003	278,09
1,5e-003	282,58
1,8e-003	292,04
2,1e-003	295,92
2,4e-003	299,37
2,7e-003	311,21
3,e-003	318,83
3,3e-003	329,64
3,6e-003	346,4
3,9e-003	351,91

Tabela 15 A força máxima exercida na estrutura de fuselagem a 50m/s com protecção

Gráfico 8 mostra a tensão máxima sofrida pela fuselagem onde MPa no eixo y e segundos no eixo x.

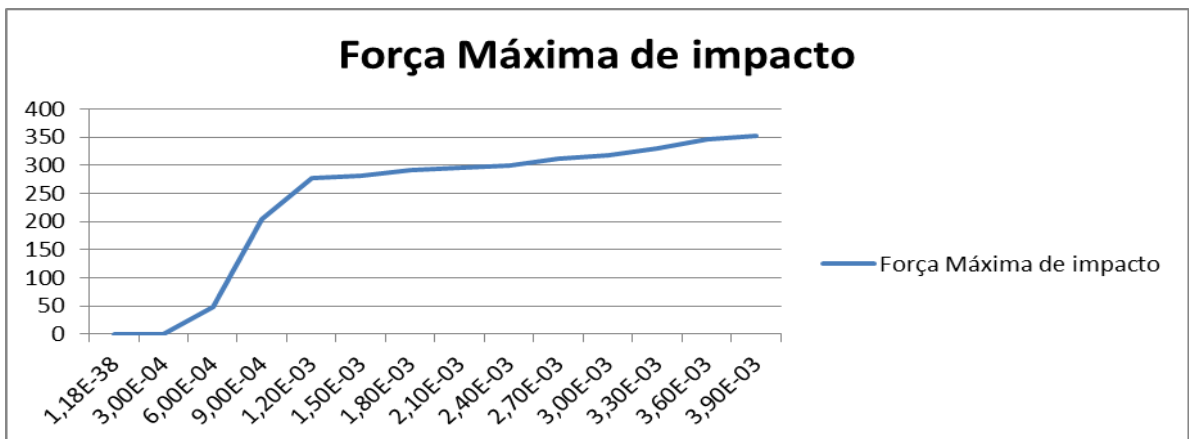


Gráfico 8 A tensão máxima exercida na estrutura de fuselagem a 50m/s com protecção

Article

Reduction of Impact forces on airplanes during forced landing by usage of expansible foams.

Motivation

A lot of airplanes fall from sky for any and no reason. When situation is dire and pilot faced with inevitable destiny there is nothing to do anymore, or there is? How about a unique safety device that can reduce impact force up to *6 times*? Inexistent you may say, inexistent indeed, but there is an idea lurking out there, a small invention that can help. I will explain. First we find a material that is light weighted and with high energy absorption ratio. Second step will be to store this material in a small package inside of airplane. Third step will be on getting out this material and putting it to use.

Abstract

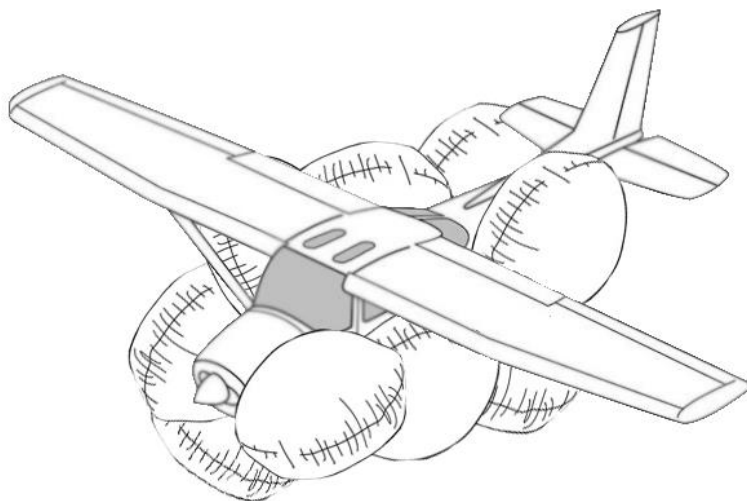
Plastic foams have a great expansion ratio, low density, lightweight properties. With correct treatment we can enhance energy absorption capacity. Many electro domestic equipment manufacture companies paid top price to obtain material that will protect their products during transportation, so issue with energy absorption during shock was solved by them.

Construction industry found that filling gaps between walls was very hard task, so they big companies, again, paid a big price and found that plastic foams occupy small space and are liquid at beginning, this condition allowed foams to infiltrate deep in gaps and after some time foam grows and expands filling the opening.

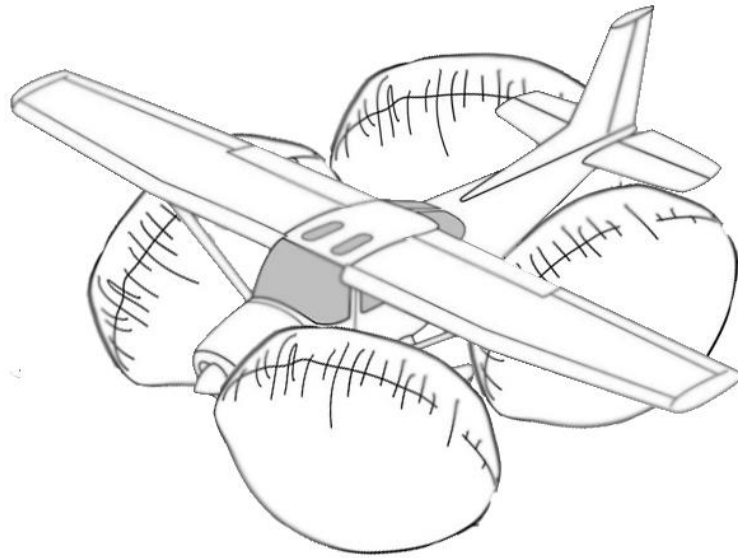
So here we are having a great material, liquid expansible plastic foams with high energy absorption properties.

When plastic foam in liquid state, it can be stored in a reduced size recipient. And recipient with capacity for 3 liters of liquid foam can expand up to 130 m³ in volume. 3 liters of liquid expansible plastic foam will have approximately same weight in liquid state as in expanded state. The most recent foams have density low as 5 kg/m³.

We will use an airbag fabric material to make a pillow. This pillow will be attached recipient with gas and absorption foam. When required it will pass through orifice made in fuselage surface to external part of airplane as on pictures 1 or 2.



1



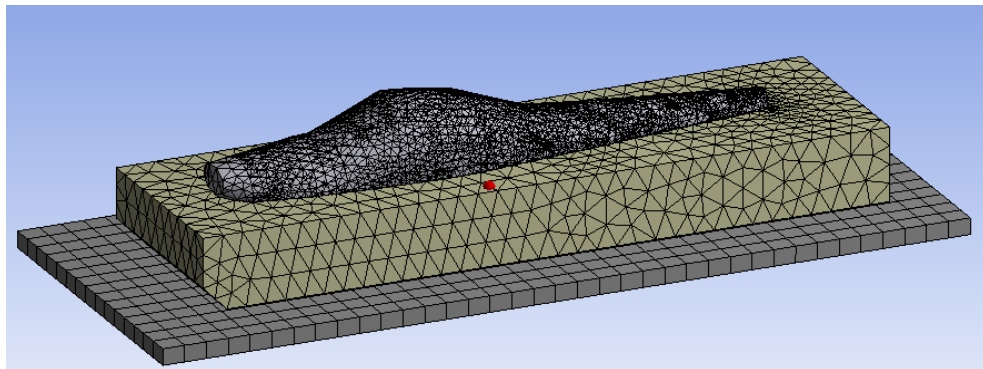
2

This pillow will be filled with non-inflammable gas to obtain stretched form and then impact absorption foam in liquid state will be injected in the pillow. Then absorption foam will expand and fill the pillow.

As pillow will become fully filled with expanded foam, protection will be ready for impact.

Introduction

Virtual simulations have been performed by ANSYS Mechanical. These simulations had a Virtual Cessna 172 airplane model, created in Catia V5R20. Model for pillow of protection is made rectangular, surface near plane are in perfect contact. Rectangular base is created for easier meshing and mathematical calculation of virtual mechanical system, shown on picture3.



3

Impact surface is a concrete floor with 10000 kg weight. Materials for plane surface and inside structure are aluminum nonlinear model alloy. Protection pillow fillet is plastic foam with high expansibility ratio, low density, and high energy absorption capacity.

The plane is in direct contact with protection pillow surface. Bottom part of pillow is at 2 centimeters from concrete floor, these conditions reduce air attrition effects and show us precision of velocity at impact point of time. There have been performed simulations with three different velocities right before impact, 111m/s and 100m/s and 50m/s. These

velocities are chosen because landing and takeoff speed are near 50 m/s and fall from 1000 meters altitude is near 100 m/s.

Results

Results from comparing simulations of crash test for airplane fuselage model with protection and without protection in locations near pilot's cabin are present in following table.

Locations were chosen between front window and motor 1, and on ceiling of pilot's cabin 2, near left side of rear window 3, near frontal door holder 4, between motor side and front door holder 5, near bottom of cabin 6.

Local	Minimum Force MPa			Maximum Force MPa		
	No protection	protected	xN	No protection	protected	xN
1	286	175	1,6	308	276	1,1
2	190	75	2,5	286	150	1,9
3	132	50	2,6	264	251	1,1
4	154	25	6,2	308	200	1,5
5	242	125	1,9	264	251	1,1
6	198	25	7,9	264	125	2,1
Media	200,3	79,2	2,5	282,3	208,8	1,4

Table 1 tension strength in different locations near cabin with impact speed of 50m/s

Local	Minimum Force MPa			Maximum Force MPa		
	No protection	protected	xN	No protection	protected	xN
1	172	41	4,2	387	167	2,3
2	86	1	86	301	83	3,6
3	129	50	2,6	387	250	1,5
4	86	41	2,1	301	208	1,4
Media	118,3	33,3	3,6	344,0	177,0	1,9

Table 1 tension strength in different locations near cabin with impact speed of 100m/s

After analyzing tables 1 and 2 I can conclude that airplane approximated model simulations with protection are clearly showing reduction of impact forces.

Conclusion

This research results are showing a possible reduction of impact forces during forced airplane crash landing. Results of simulation show that modeled virtual fuselage of airplane Cessna 172 with protection pillow filled with expansible plastic foam receives smaller forces from impact than non-protected fuselage and this point is proven by virtual simulation in a theoretical way.

Also this work presents an idea for future system development in area of reducing impact forces.

So the theoretical equipment would consist of recipient of low volume for storage of non-inflammable gas, liquid state plastic expansible foam and connected to this recipient airbag fabric pillow inside of airplane. During accident system will be put in motion by pilot and a gas from recipient will open premade closed openings in fuselage, eject pillow by compressed gas, fill pillow with gas, then fill pillow with expansible foam liquid which will immediately expand, due to present special agents in gas. After pillow is filled and foam is expanded airplane will suffer a lot less energy from impact, than it would if no protection were used.

Bibliografia

[0] TAP Portugal

[1] <http://aviation-safety.net/statistics/period/barometer.php>
Consultado em 25/05/2014

[2] Design Manual for impact damage tolerant aircraft structure AGARD Printed by Technical Editing and Reproduction Ltd Harford House, 7-9 Charlotte St, London W1P1HD

[3] patente N US5071161 A, Air bag restraint system with venting means 10 Dez 1991

[4] Cessna aircraft company comercial aircraft divison Wichita, Kansas 172,175 ilustrated parts catalogs

[5] Maintenance Manual SINGLE ENGINE MODELS 172, 182, T182, 206 AND T206 1996 And On 2 DECEMBER 1996 SESR04 REVISION4 1 JUNE 2005

[6] SKYHAWK model 172S specification and description December 2012 exhibit "A"

[7] Greszczuk, L. B. 1982. In "Impact Dynamics", edited by Greszczuk, L. B., Zukas, J. A., Nicholas, T., Swift, H. F.; Curran, D.R.

[8] Ruiz-Herrero, J.L., Rodríguez-Pérez, M.A., de Saja, J.A. 2005. Design and construction of an instrumented falling weight impact tester to characterize polymer-based foams. Polymer Testing

[9] Plastic Engineering Handbook, Society of Plastic Industry, Inc., 5th Edition 1991

[10] Kausen, R.C., and Corse, F.E. Modern Plastics, Vol.46, 1969.

[11] Lee, H. and Neville, K., Handbook of Epoxy Resins, McGraw-Hill, New York 1967

[12] Winter, A.J., Cellular Plastics, 1966

[13] Benning C.J., Plastic Foams, Vol.1 and Vol.2 Wiley-Interscience New York 1969

[14] Davids, J.W. and Johnson, R.W, Modern Plastics, Vol.45, 1967

[15] <http://www.poliuretanos.com.br/> QUÍMICA E TECNOLOGIA DOS POLIURETANOS de Walter Vilar consultado em 25/05/2014

[16] Strategies for achieving ultra-low-density polypropylene foams
Hani E. Naguib¹, Chul B. Park¹, U. Panzer² and Norbert Reichelt published 7 APR 2004

[17] Casiraghi, T. , Castiglioni, G. , Ronchetti, T. 1988. Fracture mechanics of polymers. Critical evaluation for linear elastic behaviour at high speed testing. J. Matter. Sci.

[18] General aluminum alloy. Fatigue properties de MIL-HDBK-5H.

[19] National Transportation Safety Board Washington, DC 20594, Brief of Acidents for Cessna 172 Airplane, from 09/13/2005 to 02/10/2014 Printed on : 02/25/2014

[20] Loveridge, P., Mills, N.J. 1991. The mechanism of the recovery of impacted high-density polyethylene foam. Cell. Polym.

[21] Lye, S.W., Lee, S.G., Chew, B.H. 2004. Virtual design and testing of protective packaging buffers. Computers in Industry

[23] Marsavina, L., Sadowski, T. 2008. Dynamic fracture toughness of polyurethane foam. Polymer Testing

[24] Ozturk, U. E., Anlas, G. 2009. Energy absorption calculations in multiple compressive loading of polymeric foams. Materials and Design

[25] F. D. Lu, W. M. Tao, and D. Gao, "Virtual mass method for solution of dynamic response of composite cushion packaging system," Packaging Technology and Science, vol. 26, no. 1, 2013.

[26] Zotefoams Ltda. 1992. Cushioning Packaging Guide, Croydon, U. K. Recibido: abril 19 de 2010.

[27] Handbook of polyethylene Structures Properties and applications Andrew J Peacock. 200 by Marcel Dekker