DETERMINAÇÃO DAS DIMENSÕES ÓTIMAS DE UM TREM DE POUSO PARA UMA AERONAVE RÁDIO-CONTROLADA

DETERMINATION OF THE OPTIMUM SIZES FOR A LANDING GEAR OF A RADIO-CONTROLLED AIRCRAFT

Marcos Estevão Assumpção [1]
Gláucio Cardoso Laun Nacif [2]
André Luis Christoforo [3]
Túlio Hallak Panzera [4]
Cristiano Gabriel Persch [5]

Resumo

O evento SAE Aerodesign acontece anualmente em São José dos Campos desde 1999, visando à competição entre aeronaves de pequeno porte construídas por equipes de alunos de graduação em Engenharia das principais Universidades Brasileiras e do Exterior. A aeronave deve apresentar elevada eficiência estrutural e carregar o máximo possível de carga, atendendo as exigências de projeto da competição. Em se tratando dos elementos estruturais componentes da aeronave, destaca-se o trem de pouso que, além das

[1] Engenheiro Mecânico, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de São João Del-Rei, UFSJ, E-mail: meassumpcao@yahoo.com.br

[2] Engenheiro Mecânico, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de São João Del-Rei, UFSJ, E-mail: glauciolaun@yahoo.com.br

[3] Engenheiro Civil, Dr. em Engenharia de Estruturas, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de São João Del-Rei, UFSJ, E-mail: alchristoforo@ufsj.edu.br

[4] Engenheiro Mecânico, Dr. em Engenharia Mecânica, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de São João Del-Rei, UFSJ, E-mail: panzera@ufsj.edu.br

[5] Acadêmico de Engenharia Civil, Departamento de Estruturas e Construção Civil, Universidade Federal de Santa Maria, UFSM, E-mail: cristianog.persch@bol.com.br

características estruturais, este deve apresentar uma combinação adequada entre fator de amortecimento e mínima deformação sob carregamento máximo. A equipe “Trem Ki Voa” da Universidade Federal de São Del-Rei (UFSJ) desde 2004 visa aprofundar seus esforços na caracterização de seus materiais, buscando a proporção ideal de um compósito híbrido e a implementação de novas metodologias no desenvolvimento estrutural do trem de pouso. Este trabalho tem como objetivo, apresentar o desenvolvimento do projeto do novo trem de pouso juntamente com a metodologia utilizada na seleção e determinação da proporção ótima dos seus materiais constituintes. Esta metodologia é desenvolvida segundo o emprego do Método dos Elementos Finitos aliado a uma técnica de otimização determinística, mostrando-se fundamental para a obtenção de uma estrutura com desempenho mecânico desejável além de facilitar o desenvolvimento de futuros projetos.

Palavras-chave: otimização determinística, Método dos Elementos Finitos, trem de pouso, materiais compósitos.

Abstract

The SAE Aerodesign event takes place annually in Sao Jose dos Campos since 1999, aiming to competition between small aircraft built by teams of graduate students in engineering major Brazilian and foreign universities. The aircraft must have a high structural efficiency and load capacity as possible, meeting the design requirements of the competition. In terms of the structural components of the aircraft, there is the landing gear that besides the structural features, it must submit an appropriate mix between damping factor and minimal deflection under maximum load. The "Trem Ki Voa" team from the Federal University of São del-Rey (UFSJ) since 2004 seeks to enhance its efforts in the characterization of its materials, seeking the ideal ratio of a hybrid composite and implementation of new methodologies in structural development of the landing. This paper aims to present the design and the development of the new landing gear along with the methodology used to select and determine the optimal proportion of its constituent materials. This methodology is developed according to the Finite Element Method coupled with a deterministic optimization technique, shown to be fundamental to obtain a structure

with desirable mechanical performance as well as facilitate the development of future projects.

Keywords: deterministic optimization, Finite Element Method, landing gear, composite materials.

Introdução

A SAE Brasil (Sociedade de Engenheiros da Mobilidade) trouxe dos EUA em 1999 a competição SAE Aerodesign que propõe aos estudantes de engenharias, física e ciências aeronáuticas o desafio de projetar e construir um VANT (Veículo Aéreo Não Tripulado). Além disso, este evento visa propiciar o intercâmbio e a difusão de técnicas e conhecimentos na área de engenharia aeronáutica.

As equipes se dividem em três classes de projeto: regular, aberta e micro. A competição divide-se em duas etapas distintas para avaliação do projeto e do desempenho da aeronave. Dentre os principais quesitos analisados na etapa de projeto estão: aerodinâmica, estabilidade e controle, análise estrutural e desempenho. A segunda etapa consiste na competição propriamente dita, onde a aeronave é testada em sucessivas baterias, transportando cargas úteis sempre crescentes, até as condições limites de cada projeto, sendo o vôo controlado e tendo a opção de decolagem em 30,5 e 61 metros.

A equipe Trem Ki Voa da UFSJ é participante desde 2001 da classe regular sendo constituída por alunos de graduação em engenharias mecânica e elétrica. Nos anos de 2008 e 2009 a equipe esteve entre as dez melhores participantes, terminando a competição em nono lugar, entre uma média de setenta competidores nestas duas últimas edições da SAE Aerodesign.

O trem de pouso basicamente tem as funções de dissipar energia de impacto durante o pouso e de prover os meios de manobra da aeronave em solo (SILVA Jr., 2004; PAZMANY, 1986). Dentre os materiais comumente utilizados na fabricação do trem de pouso destacam-se as fibras de aramida e carbono. Nas competições anteriores, os trens de pouso foram desenvolvidos utilizando-se apenas fibras de aramida (ASSUMPÇÃO *et al.*, 2010). O emprego de fibras de aramida no trem de pouso pode contribuir para grandes deformações, podendo prejudicar a corrida de decolagem da aeronave além da mesma não

apresentar boa resistência a compressão. Um compósito híbrido tem como objetivo combinar propriedades de dois ou mais materiais, tornando possível a obtenção de um compósito que agregue as melhores propriedades de cada constituinte (CALLISTER, 2007; DANIEL e ISHAI, 1994).

Este trabalho objetiva apresentar a metodologia utilizada no desenvolvimento do trem de pouso da aeronave TKV-2010, enfatizando o emprego do Método dos Elementos Finitos (MEF) aliado a rotinas de otimização na determinação das proporções ótimas de um compósito híbrido carbono-aramida, permitindo o aperfeiçoamento deste componente estrutural por parte das equipes que venham a representar a UFSJ em eventos correlatos.

Materiais e Métodos

Buscando as proporções ótimas de um material compósito híbrido que garantissem as melhores propriedades com a menor massa, a equipe, com o auxílio do software Ansys Mechanical APDL®, desenvolveu um algoritmo na linguagem Ansys Parametric Design Lenguage (APDL), objetivando-se criar a geometria, malha, condições de contorno e extrair os resultados do modelo. O módulo de otimização do software necessita desse algoritmo para que o mesmo possa variar os parâmetros em uma análise iterativa e definindo assim as melhores dimensões. As etapas para a realização deste trabalho estão descritas nos itens a seguir.

Definição da Geometria

Na determinação da configuração da aeronave a escolha do tipo do trem de pouso é uma das premissas de projeto. A configuração triciclo fixo apresenta como vantagem grande facilidade de pouso (ASSUMPÇÃO *et al.*, 2010). A determinação da bitola do trem de pouso se deu através do ângulo de turnover (RAYMER, 1992; PAZMANY, 1986), tendo sua altura definida com base em projetos anteriores.

A fim de se entender quais são as solicitações e, posteriormente, o que se espera de um trem de pouso, faz-se necessário o estudo das cargas atuantes neste componente.

Os cálculos das cargas aplicadas são feitos para três situações diferentes de pouso: pouso em três rodas, pouso em duas rodas e pouso em uma roda (OLIVEIRA, 2000). Destas três

situações, o pouso em duas rodas é tido como uma situação normal de aterrissagem, sendo a condição mais crítica quando o mesmo ocorre apenas por uma das rodas. A norma Federal Aviation Administration FAR:1999 foi usada para a determinação do fator amplificação de carga em solo, levando em consideração a desaceleração que a aeronave sofre ao tocar a superfície no momento do pouso. O fator de Carga utilizado foi igual a 2,67, sendo este o menor valor considerado pela norma FAR. As forças atuantes no trem de pouso para aterrissagem em duas e em uma roda são apresentadas na Tabela 1.

Diante de tais cargas, o trem de pouso deve apresentar resistência suficiente para garantir a segurança da aeronave e a capacidade de não ocorrer falhas catastróficas durante o procedimento de decolagem e aterrissagem. Outra característica importante deste componente é que o mesmo deve apresentar uma relação adequada entre capacidade de absorver impacto no momento do pouso e de não fletir demasiadamente na hora da decolagem, já que deformações excessivas deste componente na corrida de decolagem podem acarretar em perdas na eficiência aerodinâmica.

Tabela 1. Cargas atuantes no Trem de Pouso.

	Pouso em duas rodas (N)	Pouso em uma roda (N)
Carga Vertical	198,05	396,1
Carga horizontal p/ traz	51,33	102,65
Carga transversal lateral	31	61,99

Caracterização dos Materiais

Os materiais compósitos vêm sendo largamente utilizados na indústria aeronáutica, dentre estes materiais destacam-se os compósitos poliméricos reforçados por fibras. A excelente combinação entre rigidez, resistência e baixo peso proporcionam a aplicabilidade destes materiais em estruturas altamente solicitadas, como é o caso do trem de pouso.

Combinar propriedades dos materiais de maneira a se obter um que tenha desempenho mecânico superior aos utilizados na sua fabricação não é novidade, entretanto, a determinação das proporções desses materiais que venham a oferecer a melhor relação

entre a resistência mecânica e baixa densidade, garantindo ainda pequenas deformações, é foco de diversos estudos envolvendo análise de estruturas em materiais compósitos. Na Figura estão relacionadas propriedades de quatro materiais, um sendo constituído apenas de resina epóxi e outros três sendo compósitos em matriz polimérica reforçados com fibras de carbono, Kevlar e carbono e Kevlar. O compósito polimérico híbrido reforçado por fibras de carbono e aramida (Kevlar) representa uma combinação entre os três outros materiais, sendo base para o presente estudo.

Com o objetivo de se verificar o desempenho mecânico de um compósito híbrido de carbono-aramida foi realizado um ensaio de flexão de três pontos segundo as recomendações da norma Britânica EN 2662:1997. Os materiais compósitos apresentados constituem-se de 40 % de resina epóxi (matriz) e 60 % de fibras de aramida bidirecional e/ou fibras de carbono unidirecional. Os compósitos foram laminados de acordo com a técnica wet-lay-up, em uma espessura de dois milímetros. Após o período de cura de sete dias em temperatura ambiente os corpos-de-prova foram cortados nas dimensões 100 mm por 10 mm, obtendo cinco amostras por condição experimental. A Figurarepresenta a relação entre tensão e deformação advinda do ensaio de flexão a três pontos em um corpo-de-prova nas respectivas condições.

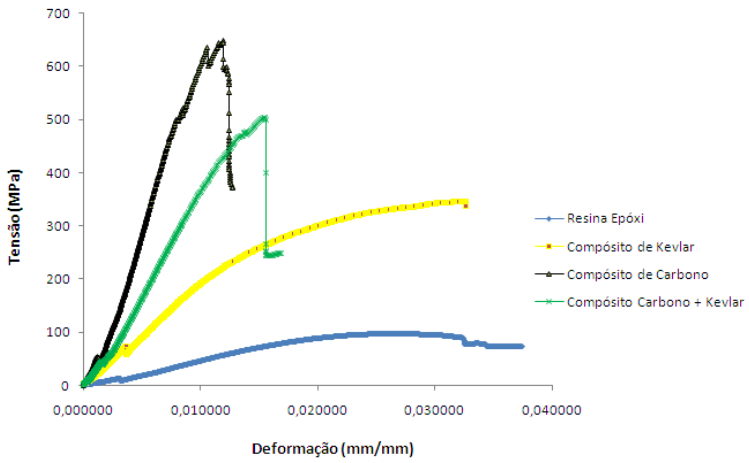

Figura 1. Comportamento tensão × deformação em compósitos e na resina epóxi.

O compósito reforçado por fibras de carbono unidirecional apresenta excelente resistência à flexão (σ=650 MPa) e baixa densidade (ρ=1340 Kg/m³), entretanto, este demonstra ser um material extremamente rígido (E=60,8 GPa) e de ruptura frágil.

Já o compósito reforçado por fibras bidirecionais de aramida tem menor resistência à flexão (σ = 340 MPa), menor densidade (ρ = 1050 Kg/m³), menor rigidez e maior ductilidade se comparado com o compósito reforçado com fibras de carbono unidirecional.

As propriedades da resina epóxi apresentadas no gráfico da Figura 1 ilustram como a matriz pode representar uma maior flexibilidade e amortecimento, sendo a matriz também responsável por envolver os reforços, garantindo seu posicionamento e orientação dos mesmos (TITA, 2007).

O compósito carbono-aramida segue as proporções que foram determinadas em relação à espessura do corpo-de-prova, sendo composto por 20% e 30% das camadas em fibra de carbono, respectivamente posicionado em baixo e em cima, sendo 50% de fibras de aramida posicionado entre as duas camadas de fibra de carbono (0,2C+0,5A+0,3C). Nesta condição é demonstrado como é possível moldar um melhor arranjo de propriedades a partir de uma combinação criteriosa de três materiais distintos. As propriedades do novo material são: σ = 502 MPa (tensão máxima na flexão), ρ = 1210 Kg/m³ (densidade) e E = 34,9 GPa (módulo de elasticidade longitudinal). As propriedades mecânicas médias obtidas para os demais materiais são apresentadas na **Erro! Fonte de referência não encontrada.**.

Tabela 2. Propriedades médias obtidas do ensaio de flexão de três pontos.

Material	Tensão máxima (MPa)	Módulo de Young (GPa)	Densidade (Kg/m³)
Aramida	151,62	8,68	1049,82
Carbono	535,76	60,76	1336,68
Resina Epóxi	96,1	4,76	1090,82

Modelamento e Condições de Contorno

As condições de contorno adotadas no modelo de elementos finitos foram idealizadas de acordo com as restrições impostas pela montagem do trem de pouso na aeronave (**Erro!**

Fonte de referência não encontrada.) com os carregamentos apresentados na Tabela 1. O trem de pouso é dimensionado para resistir à condição mais crítica, a de pouso em uma roda. Pela simetria contida na geometria do trem de pouso, optou-se por modelar apenas uma das partes, reduzindo o esforço computacional envolvido no processo de otimização.

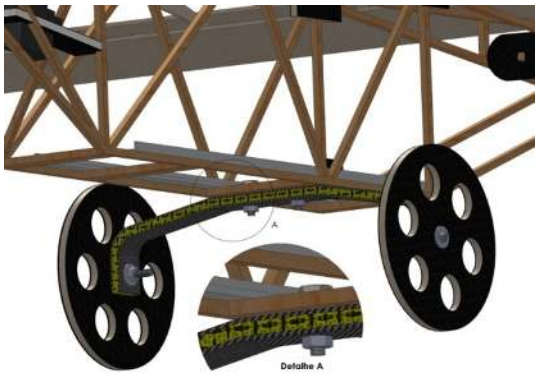

Figura 2. Fixação Trem de Pouso na Estrutura.

Para a determinação das melhores dimensões do trem de pouso foi-se utilizada uma modelagem por camadas, que consiste em dispor os materiais separadamente em laminas de espessuras determinadas formando um compósito híbrido, assim como ilustrado na Figura. Do trem de pouso construído para a aeronave da competição de 2009 (ASSUMPÇÃO *et al.*,2010), pela grande proximidade entre os valores de forças e deslocamentos (relação linear) obtidos numérico e experimentalmente, a consideração de isotropia do material compósito utilizado na simulação mostrou ser altamente satisfatória. Neste projeto, optou-se também por utilizar a hipótese simplificadora de isotropia do material, tendo como critério de falha o da Máxima e Mínima Tensão Principal.

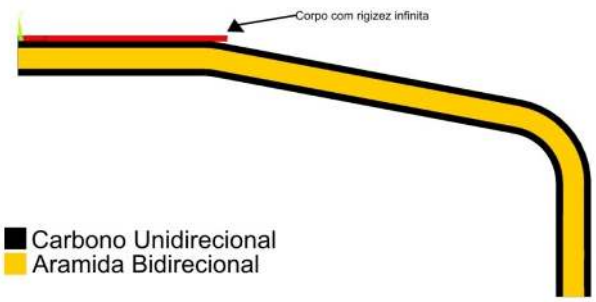

Figura 3. Modelo em camadas.

Para este trabalho não se buscou investigar a interação entre as camadas dos materiais e, como simplificação, foi-se empregado na união das mesmas o comando “colar” (Glue), onde as entidades se mantêm individualmente, porém, sendo conectadas em suas intercessões (ANSYS® 12.1), diferentemente do que ocorre no comando “adicionar” (Add), onde se dá origem a uma nova entidade. Com isso, as propriedades dos elementos, tais como material, constantes, tipo de malha entre outras, podem ser definidas separadamente para cada camada, não havendo a necessidade de gerar elementos de contato entre elas, o que resultaria em um custo computacional relativamente alto pela natureza não linear deste problema.

A melhor escolha na determinação dos apoios pode proporcionar menores deslocamentos da estrutura, garantindo deste modo uma melhor absorção de impacto da mesma (VARGAS, 2004).

Para propiciar as mesmas condições de contorno impostas, foi-se proposto um corpo rígido que pudesse representar o contato entre o trem de pouso e a estrutura, permitindo de tal modo apenas a ocorrência de esforços compressivos e cisalhantes mediante ao contato direto entre as duas superfícies adjacentes. No local onde se dá a fixação dos componentes por parafusos os graus de liberdade em translações (X,Y e Z) dos nós envolvidos são restringidos no modelo. Este critério de análise se justifica pela a alta rigidez do parafuso em relação ao material utilizado na confecção do trem de pouso. Para se validar a análise por simetria da estrutura foram definidas restrições em translação no plano de corte YZ do modelo, assim como ilustrado na **Erro! Fonte de referência não encontrada.**.

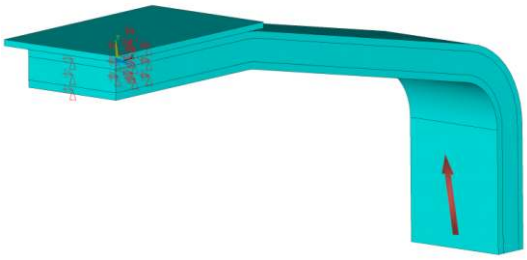

Figura 4. Condições de Contorno.

Malha e Contato

O elemento SOLID186 foi utilizado para compor a malha do modelo de elementos finitos. Este elemento possui geometria tetraédrica, com aproximação quadrática, composto por dez nós, contendo três graus de liberdade por nó (ANSYS® 12.1). A opção de malha tetraédrica foi adotada pela sua fácil adaptação a geometrias e pela boa resposta a ângulos de canto (Corner Angle), porém, como consequência, à um aumento considerável do custo computacional (WANG *et al.*, 2004). Este custo certamente é recompensado pela agilidade em se obter a malha, precisão e confiabilidade oferecida pelo elemento.

A malha utilizada tem dimensão máxima de 2 mm de aresta, possuindo refinamento com elementos de 1 mm na região de concentração de tensão, assim como ilustrado na Figura.

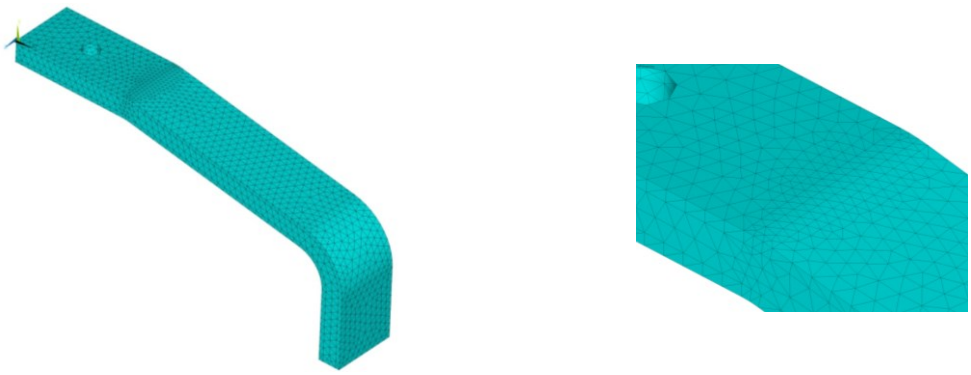

Figura 5. Malha Tetraédrica.

Na região de contato entre o modelo e o corpo infinitamente rígido foram utilizados elementos de contato superfície-para-superfície. O comportamento entre as superfícies foi

definido como “Rough”. Os elementos utilizados foram o TARGE170 como superfície alvo e o CONTA174 como superfície de contato (ANSYS® 12.1). O algoritmo definido para contato foi Augmented Lagrangian Method com detecção de contato por integração, considerando esforços normais e tangenciais.

Otimização

O método de otimização utilizado para este estudo foi o de Primeira Ordem (First Order Method), disponível no software Ansys Mechanical APDL®, sendo este um método determinístico que integra o ciclo de projeto manual em um processo interativo, utilizando informações da derivada, ou seja, gradientes das variáveis dependentes com respeito ás variáveis de projeto. Cada iteração é composta por sub-iterações que computam a inclusão de direção de busca por gradiente. Este método é computacionalmente mais exigente, contudo, apresenta bons resultados (MARINHO, 2002).

As rotinas de otimização do software empregam três tipos de parâmetros que caracterizam o processo de projeto: Variáveis de Projeto (VP), Variáveis de Estado (VE) e a Função Objetivo (FO). A **Erro! Fonte de referência não encontrada.**apresenta os respectivos parâmetros utilizados neste estudo.

Tabela 3. Descrição dos Parâmetros.

Nome	Descrição	Limite Inferior	Limite Superior	Tolerância
VARIÁVEIS DE PROJETO (VP)				
C1	Espessura da primeira camada de carbono	1 mm	3 mm	0,01
K1	Espessura da camada de Aramida	2 mm	4 mm	0,01
C2	Espessura da segunda camada de carbono	1 mm	2 mm	0,01
L1	Largura do trem de pouso	15 mm	20 mm	0,01

VARIÁVEIS DE ESTADO (VE)				
MT	Máxima tensão principal de tração	300 MPa	447 MPa	0,01
MC	Máxima tensão principal de compressão	440 MPa	447 MPa	0,01
FUNÇÃO OBJETIVO (FO)				
MASSA	Massa total do trem de pouso (gramas)	-	-	0,001e 0,00001

As variáveis de projeto (VP) determinam o espaço de projeto, são quantidades independentes dentro das faixas de restrições e variam em busca do projeto ótimo. Com base em projetos anteriores estabeleceu-se os limites superiores e inferiores.

As variáveis de estado são funções dependentes das variáveis de projeto, sendo quantidades que fixam as restrições. Os seus limites superiores foram definidos a partir do ensaio de flexão do compósito de carbono, dados pela resistência máxima à flexão dividida por um fator de segurança igual a 1,2. Na determinação dos limites inferiores, como o esforço crítico e limitante da estrutura se da acima da linha neutra, onde ocorre compressão, a variabilidade da máxima tensão principal de compressão (MC) foi restringida em um "curto" espaço, visando favorecer a convergência próxima aos valores limites. Para máxima tensão principal de tração (MT) observou-se em ensaios preliminares que seu valor era bem abaixo do limite superior, dessa forma, para não forçar um término antes da convergência devido a um número de projetos inviáveis, estabeleceu uma maior variabilidade para esse parâmetro.

A função objetivo (FO) é quem se quer minimizar sob as restrições impostas pelos limites inferiores e superiores das VP e VE. As tolerâncias definem a precisão dos resultados obtidos e também são utilizadas como critério de parada do processo iterativo, buscando avaliar a convergência para um mínimo local/global. Aqui foram dotados dois valores para a tolerância, sendo iguais a 1×10^{-3} e 1×10^{-5}.

Resultados

Para a tolerância de 0,001, a convergência foi atingida após 6 iterações. O método Primeira de Ordem apresentou rápida convergência por incluir em cada passo ou "loop" sub-

iterações (MARINHO, 2002). Para fazer com que o método varresse um maior espaço de projeto foi definido o valor de 1×10^{-5}, exigindo assim maior rigor na busca da solução ótima da função objetivo. Retornando na busca por uma melhor condição de projeto, a partir da 6ª iteração obteve-se mais 17, somando um total de 23 iterações, sendo o término dado antes da convergência pelo número permitido de seqüência de projetos inviáveis ser atingido, sendo um projeto inviável aquele que viola alguma restrição imposta. O melhor resultado para esta nova tolerância foi obtido na 15ª iteração.

Os gráficos abaixo representam à evolução das variáveis VP, VE e da função objetivo versus o numero de iterações (Figura 6).

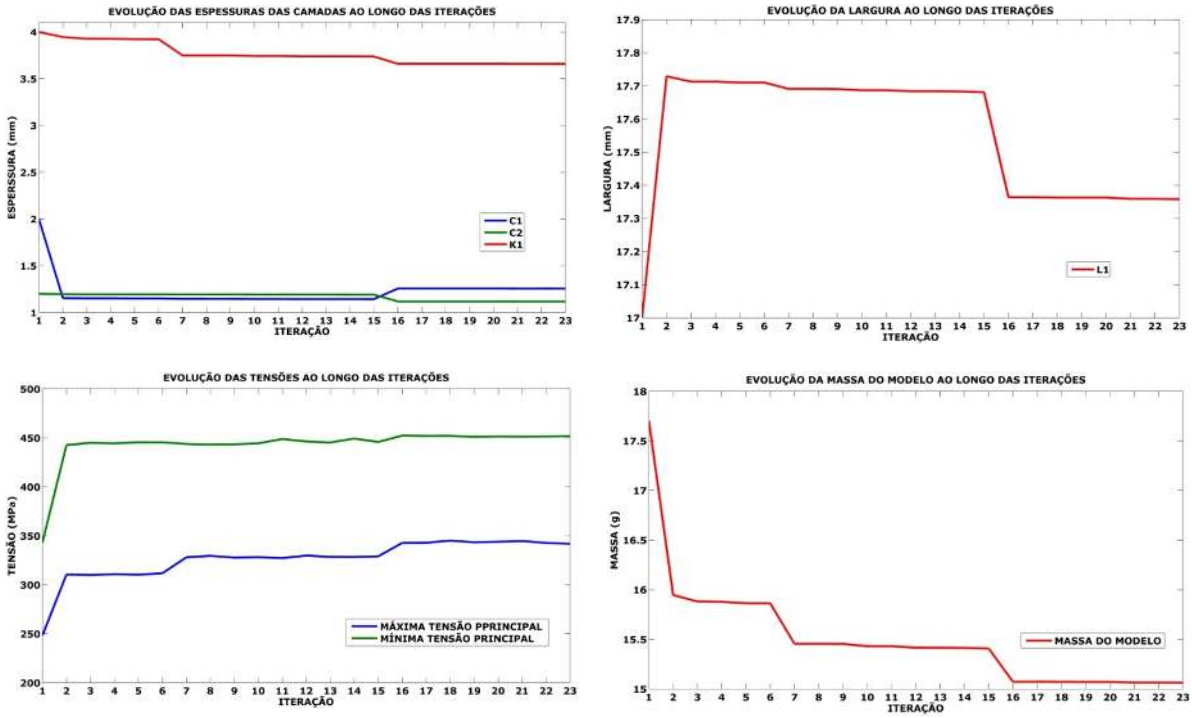

Figura 6. Evolução das VP, VE e FO.

Os gráficos demonstram que na segunda iteração a uma grande variação das VE e da FO, indicando que a otimização já busca ficar bem próxima do limite superior do parâmetro MC (447 MPa). O parâmetro L1 teve seu valor aumentado em 4%, o que representa que o mesmo contribui diretamente nos valores das tensões. Neste rearranjo a FO tem uma variabilidade de 11%. A idéia inicial foi que, devido à resistência dos materiais serem

menores à compressão, a camada superior de carbono necessitaria de uma maior seção transversal. Observa-se um comportamento interessante a respeito das proporções das camadas de carbono, sendo que, C1 na estimativa inicial foi proposta para ser maior do que C2, mas, acontece uma inversão do tamanho dessas espessuras, contrariando a hipótese inicial, revelando que uma variabilidade das tensões é mais sensível às variações de C2 do que de C1. A definição de uma nova tolerância (1×10^{-5}) fez com que o programa buscasse resultados mais precisos. Observou-se com isso que na 7ª iteração houve uma variação considerável no parâmetro K1, que refletiu diretamente na variável de estado MT, tendo uma diferença da FO em relação à estimativa inicial de 14,5%, o que representa 3,5% a menos do que o valor encontrado pela tolerância de 0,001. A partir da 15ª iteração houve uma nova inversão dos parâmetros C1 e C2, acarretando em uma extrapolação do limite superior do parâmetro MC, dando fim ao processo iterativo pelo número de projetos inviáveis obtidos na 23ª iteração. A **Erro! Fonte de referência não encontrada.** apresenta e permite comparar os resultados encontrados para as tolerâncias de 0,001 e 0,00001 com o valor da estimativa inicial e com os valores finais adotados para a construção do Trem de pouso.

Tabela 4. Comparação dos Resultados.

Parâmetros	Estimativa Inicial	6ª Iteração	Dif (%)	15ª Iteração	Dif (%)	Final	Dif (%)
C1 (mm)	2	1,152	42,40%	1,1439	42,81%	1,15	42,50%
C2 (mm)	1,2	1,1939	0,51%	1,192	0,67%	1,2	0,00%
K1 (mm)	4	3,9233	1,92%	3,7394	6,52%	3,75	6,25%
L1 (mm)	17,00	17,71	4,18%	17,681	4,01%	18	5,88%
MC (MPa)	343,35	445,41	29,72%	445,78	29,83%	446,21	29,96%
MT (MPa)	248,53	311,73	25,43%	328,4	32,14%	318,972	28,34%
Massa (g)	17,701	15,863	10,38%	15,413	12,93%	15,7542	11,00%

De acordo com as pequenas variações encontradas para a massa do trem de pouso, a tolerância de 1×10^{-5} não representou ser significativa para este projeto. Dessa forma, a tolerância de 0,001 mostrou ser a mais adequada para o projeto de otimização do trem de

pouso por exigir menor esforço computacional. Observou variações significativas nos parâmetros C1, MC, e MT finais, resultando em uma diminuição de massa de 11%.

As Figuras 7 e 8 apresentam a distribuição das tensões no componente final. A Figura 1 mostra a distribuição da mínima tensão principal, sendo o seu menor valor igual à máxima tensão de compressão sofrida pelo material, gerada pela interação do corpo rígido e o trem de pouso, de onde surgem também tensões cisalhantes.

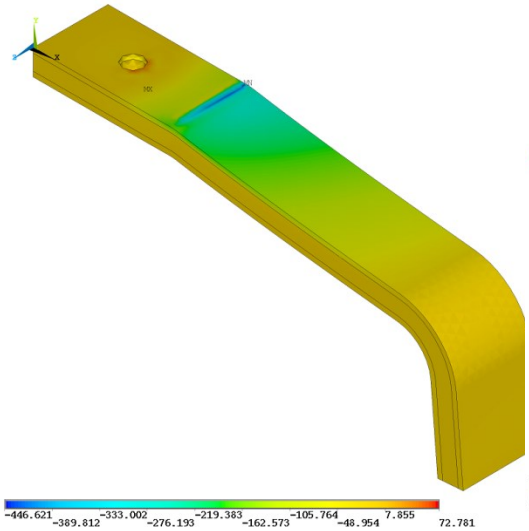

Figura 1. Distribuição da Mínima Tensão Principal (MPa).

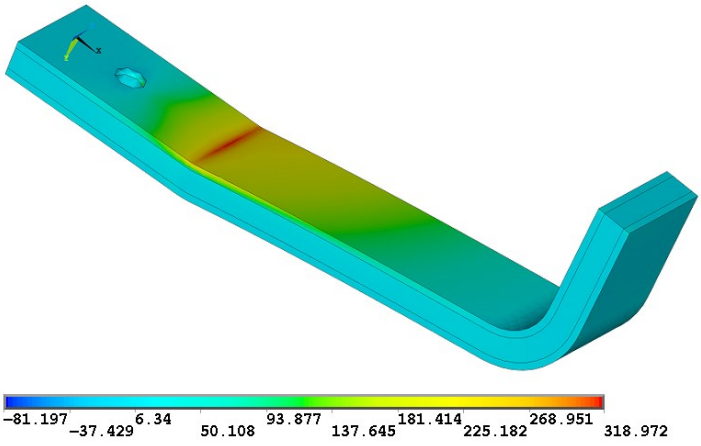

Figura 2. Distribuição da Máxima Tensão Principal (MPa).

Percebe-se ainda da figura 7 a existência de uma concentração das tensões principais de compressão causadas pela torção, sendo provocadas pelas forças atrito entre a roda e o solo. A Figura 2 apresenta a distribuição das máximas tensões principais que demonstram em seu maior valor a máxima tensão de tração sofrida pelo componente.

A Figura 3 ilustra a variação dos deslocamentos sofridos pelo trem de pouso em relação a sua altura, sendo este de 6%. Com esse deslocamento pode-se garantir uma boa estabilidade da aeronave na corrida de decolagem e uma variação desprezível no ângulo de ataque (VARGAS, 2004).

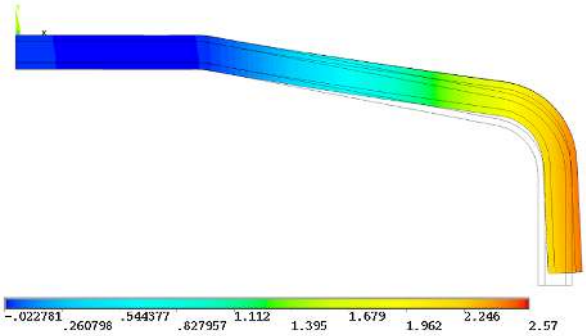

Figura 3. Deslocamento na direção Y (mm).

Conclusões

A metodologia apresentada garantiu agilidade no processo de concepção do trem de pouso, mostrando também ser de fundamental importância na determinação das proporções dos seus materiais constituintes. A eficiência da metodologia de análise é evidenciada pela redução significativa de massa do trem de pouso da aeronave de 2009 para o trem de pouso da aeronave de 2010. O trem de pouso de 2009 tinha massa igual a 118 gramas e, o de 2010, de 32 gramas, apresentando uma redução de 269%.

As restrições em deslocamentos aqui adotadas foram de fundamental importância na avaliação das tensões, não sendo recomendado outros tipos de restrições (análise sem a consideração de contato). Observou-se uma inversão dos comportamentos dos parâmetros C1 e C2, sendo C2 mais sensível às variações das menores tensões principais do que C1. Em virtude dos resultados das variáveis obtidas pela metodologia de otimização, a precisão de 0,001 mostrou ser a mais indicada, por exigir menor esforço computacional e boa precisão.

Como estimativa inicial das espessuras para estudo de futuros projetos recomenda-se as seguintes proporções em relação a uma espessura total: 18,85% para a espessura da camada de carbono unidirecional superior, 61,5% para a camada de aramida bidirecional e 19,65% para a camada de carbono unidirecional inferior.

Referências

ANSYS INC. Manual do software ANSYS® 12.1.

ASHBY, M. F.; EVANS, A. G.; GIBSON, J. W.; HTCHINSON, J.W.; WADLEY, H. N. G. **Metal Foams: a Design Guide.** Ed. Butterworth-Heinemann, 2000.

ASSUMPÇÃO, M. E.; NACIF, G. L.; PANZERA, T. H.; CHRITOFORO, A. L. **Projeto Estrutural de um Trem de Pouso para uma Aeronave Rádio-Controlada**. In: 9º Simpósio de Mecânica Computacional, São João del Rei, 2010.

BARROS, C. P. **Uma Metodologia para o Desenvolvimento de Projeto de Aeronaves Leves e Subsônicas.** Belo Horizonte. CEA-EEUFMG, 2001.

BRITISH STANDARD EN 2662, **Carbon Fiber Reinforced Plastics-Unidirectional Laminates-Flexural Test Parallel to the Fiber Direction**. British Standard Aerospace Series, 1997.

CALLISTER, W. D. Jr., **Materials Science and Engineering: an Introduction**. Ed. John Wiley & Sons, Inc., 7a Ed, 2007.

DANIEL, I. M.; ISHAI, O., **Engineering Mechanics of Composite Materials. New York: Oxford University Press,** 1994.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION**. Federal Aviation Regulations (FAR)-Part 23**, 1999.

HIBBELER, R. C., **Resistência dos Materiais**, Ed. Pearson Prentice Hall, 5a Ed., 2004.

MARINHO, I. J. P., **Projeto Ótimo de Estruturas Metálicas de Arquibancadas Reutilizáveis**. Dissertação (Mestrado). Departamento de Engenharia Civil, PUC, Rio de Janeiro, 2002.

RAYMER, D. P., **Aircraft Design: a Conceptual Aproach.** Ed. Education Series, 2ª Ed., 1992.

SILVA JR., G. A., **Simulação de Queda de Trem de Pouso com Flexibilidade Estrutural Utilizando Matlab**. São José dos Campos; ITA-CTA, 2004.

OLIVEIRA, P. H. I. A. **Introdução às Cargas nas Aeronaves.** Centro de Estudos Aeronáuticos da Escola de Engenharia da Universidade Federal de Minas Gerais. Disponível em: <www.demec.ufmg.br/cea>. Belo Horizonte, 2000.

PAZMANY, L., **Landing Gear Design for Light Aircraft**, Vol. 1, Pazmany Aircraft Corp., Box 80051, San Diego, CA 92138, 1986.

TITA, V. **Projeto e Fabricação de Estruturas em Material Compósito Polimérico**, USP, São Carlos, Apostila, 2007.

VARGAS, L. A. T.; OLIVEIRA, P. H. I. A.; RIBEIRO, R. P. **Considerações sobre a utilização do método de elementos finitos para o cálculo do trem de pouso em material composto da aeronave CEA-309 MEHARI**. In: 13 Congresso e Exposição Internacionais da Tecnologia da Mobilidade, 2004, São Paulo. SAE Proceedings, 2004.

WANG, E.; NELSON, T., RAUCH R. **Back to Elements-Tetrahedra vs. Hexahedra**, International ANSYS Conference Proceedings, Pittsburgh, 2004.

Agradecimentos

Os Autores agradecem a FAPEMIG pelo apoio financeiro, a empresas Alltec pelo fornecimento das fibras e resina e a empresa SolidMinas pelos cursos de SolidWorks.