

PRÉ-DIMENSIONAMENTO DE FUSELAGEM DE ESTRUTURA SANDUÍCHE DE FIBRA DE CARBONO COM NÚCLEO DE ESPUMA

Gennaro Romano, gennaro.romano@embraer.com.br

Embraer – Empresa Brasileira de Aeronáutica
www.embraer.com.br

Flávio Luiz de Silva Bussamra, flaviobu@ita.br

ITA - Instituto Tecnológico de Aeronáutica
Divisão de Engenharia Aeronáutica
Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias
CEP 12.228-900 – São José dos Campos – SP - Brazil

Resumo. *Este trabalho visa comparar duas concepções de fuselagens para aeronave regional de 30 passageiros. Dois conceitos foram analisados: uma fuselagem de estrutura sanduíche, fabricada segundo o conceito SOFI (Stringer Outside Frame Inside – Reforçadores externos e cavernas internas), e uma convencional, semimonocoque, de alumínio. As duas fuselagens foram pré-dimensionadas para atenderem a requisitos de tensões e estabilidade estática. Os resultados foram avaliados também com o uso de um programa de elementos finitos. Os pesos estruturais foram totalizados e comparados. A fuselagem de material composto apresentou uma diminuição de peso de 8% em comparação à fuselagem de alumínio convencional e por isto pode-se considerar como uma alternativa válida para redução de peso estrutural.*

Palavras-chave: Projeto estrutural de aeronaves, Material Compósito, Estruturas sanduíche.

1. INTRODUÇÃO

Há algumas décadas era quase impossível prever o volume de tráfego aéreo na aviação. Entretanto, atualmente, o aumento previsto é cerca de 5% a cada ano. Isto significa que nos próximos anos é possível que o volume de tráfego aéreo dobre em relação ao atual (Kolesnikov, 2003).

Em razão destes acontecimentos, o foco da pesquisa aeroespacial deve ser centrado na busca de redução das emissões de gás poluentes e de ruído. Em particular, a redução do peso das estruturas das novas aeronaves deve ser o novo alvo para indústria aeronáutica, pois poderia proporcionar uma redução de consumo de combustível e um incremento na carga paga transportável. A situação internacional, altamente competitiva, faz com que seja necessário para a indústria buscar uma considerável redução de custos em desenvolvimento, produção e manutenção para as próximas gerações de aviões. A pesquisa de novos materiais e novas tecnologias sempre foi um ponto crítico para a indústria aeronáutica porque o uso de materiais mais leves proporciona numerosas vantagens no desempenho da aeronave e nos custos de manutenção.

Em geral, uma aeronave moderna, com seu peso máximo, decola somente com 20% do seu peso em carga paga. Dos 80% restantes, aproximadamente, metade é constituído pelo peso vazio da aeronave e a outra metade é combustível. Isto mostra a importância da redução do peso estrutural, que permitiria um aumento da carga paga transportável ou, em alternativa, uma menor potência requerida, um menor consumo de combustível e menores custos operacionais.

Atualmente, o esforço para redução de peso, selecionando materiais mais leves, é tão importante quanto a redução nos custos de manutenção. Sendo assim, a seleção do material deve ser feita criteriosamente. Ainda segundo Kolesnikov, 2003, nos dias atuais os conceitos propostos para redução de custos prevêm uma redução de custos em cerca de 20%, no entanto, é considerada realista uma previsão de redução de peso de cerca de 20% com a adoção de novos materiais metálicos e novas tecnologias de fabricação.

Estes objetivos podem ser alcançados somente com constantes inovações tecnológicas e, baseado nos estudos atuais, isto seria possível explorando os avanços que a tecnologia de materiais compostos ainda tem a oferecer. Segundo este conceito, os itens mais críticos para a seleção de material deveriam ser peso, custos, resistência, desempenho em fadiga e resistência à corrosão.

O objetivo deste trabalho é a comparação entre uma fuselagem realizada com estrutura sanduíche (fibra-de-carbono com espuma sintética), utilizando o conceito SOFI (Stringer Outside Frame Inside), e uma fuselagem convencional (semimonocoque) de alumínio. Trata-se da fuselagem do UNIQUE, um avião-conceito desenvolvido por um grupo de engenheiros participantes do Programa de Especialização em Engenharia – PEE, uma parceria ITA-Embraer, durante o período de março de 2005 a julho de 2006.

O UNIQUE, Fig. 1, é uma aeronave-conceito, criada para fins didáticos e de pesquisa. Com capacidade para 30 passageiros, apresenta uma configuração aerodinâmica inovadora com três superfícies sustentadoras, em que se pretende um ganho em consumo de combustível de 4%. É equipado com um sistema *fly-by-wire*, cinco telas LCD e *side stick* para um voo mais confortável e seguro. A cabine é equipada com assentos dobráveis que combinados com o sistema IFE e janelas maiores permite um voo relaxante e confortável.

O presente trabalho foi previamente apresentado com maiores detalhes por Romano, 2007. Não serão abordados neste trabalho a manufatura nem os custos de realização da fuselagem.

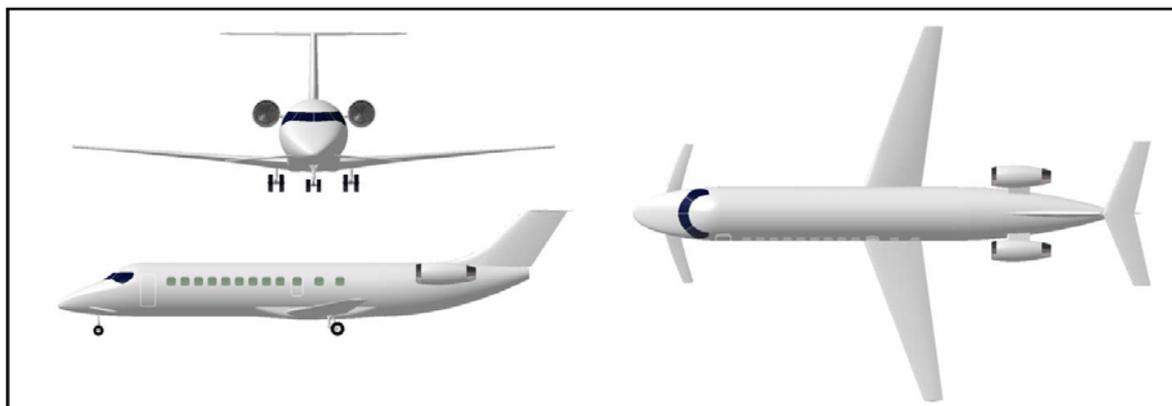


Figura 1. Três vistas do UNIQUE

2. ESTIMATIVAS DE PESOS E ESFORÇOS ATUANTES NO UNIQUE

A Tab. 1 apresenta um resumo dos pesos dos principais componentes do UNIQUE, segundo metodologia apresentada por Roskam, 2004, onde: MTOW é o peso máximo permitido com o avião carregado no começo da corrida de decolagem, MLW é o peso máximo para que a aeronave possa pousar, MZFW é o peso máximo permitido excluindo o peso do combustível no tanque, BOW é o peso básico vazio mais alguns itens operacionais e OEW é o peso da aeronave sem carga paga, mas com o combustível utilizável.

Tabela 1. Pesos de projeto do UNIQUE

Componente	Peso (kgf)	Componente	Peso (kgf)
Fuselagem	1691,4	Empenagem horizontal	104
Asa	899,1	Outros	19,1
Turbina	29,6	EOW	7359,8
Assentos	898,1	Equipamento de carga	79,8
Sistema elétrico	772,6	Tripulação	265,4
APU	539,9	Combustível e Óleo	60,7
Trem de pouso principal	76,6	BOW	7705
Trem de pouso auxiliar	450,3	Passageiros	2653,5
Itens Operacionais	111,9	Carga	408,2
Nacele	262,0	MZFW	10766,7
Controles de voo	338,5	Combustível	2008,5
Ar Cond – Anti-gelo	325,6	MTOW	12775,2
Oxigênio	32,9	Combustível Taxiamento	35,1
Instrumentos - Aniônica	246,7	MRW	12810,3
Sistema hidráulico	114,8	MLW	12136,5
Empenagem vertical	90,5		

Inicialmente, a convenção dos sinais de eixos, forças, momentos e fatores de carga foram estabelecidos para uma execução dos cálculos mais rápida e eficaz. Para avaliar as cargas de voo segundo os requisitos da FAR-25, 2007, foi construído um modelo rígido da aeronave utilizando uma abordagem segundo a segunda lei de Newton. Os dados necessários foram: massas, grandezas de inércia, geometria, diagramas V-h e V-n.

As cargas de projeto são uma combinação de cargas aerodinâmicas e inerciais resultantes das condições de manobra em voo. Cargas de voo e cargas em solo, que compreendem cargas de pouso e de reboque, são o total das cargas consideradas para a análise de cargas do UNIQUE. Foram feitas somente considerações estáticas, por simplificação dos cálculos, sem prejuízo das conclusões. As forças de arrasto também foram desconsideradas no cálculo das cargas de voo. O cálculo das cargas do UNIQUE considerou somente os movimentos longitudinais, que geram esforços de flexão e cisalhamento, mas não geram torção. Estes casos foram julgados mais críticos considerando a configuração de três superfícies. A Fig. 2 mostra um esquema simplificado de forças e momentos agindo sobre a aeronave UNIQUE e algumas informações geométricas.

Os movimentos longitudinais, de acordo requisitos da FAR-25, 2007, considerados neste trabalho foram:

- vôo nivelado, com os seguintes fatores de carga: $n_z = 1$, $n_{Z_{máx, positivo}} = 2,72$ e $n_{Z_{máx, negativo}} = -1$;
- manobras controladas;
- manobras abruptas;
- rajada vertical.

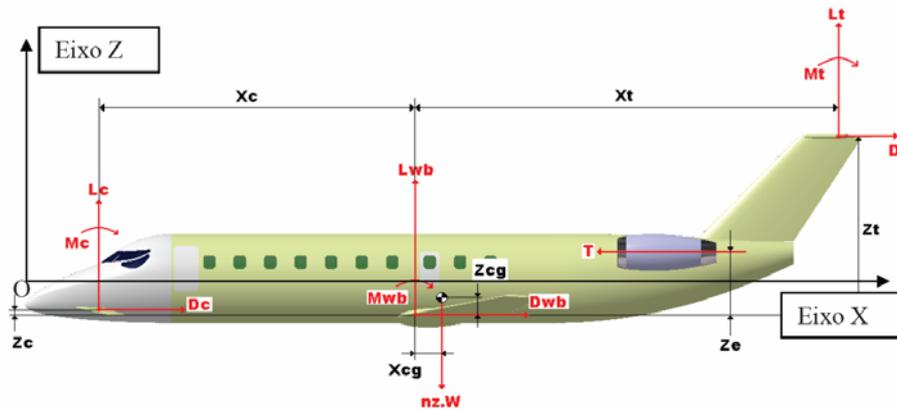


Figura 2. Sistema de coordenadas e forças agindo no UNIQUE

Como primeira simplificação, as cargas aplicadas na fuselagem podem ser aproximadas à distribuição de peso da aeronave ao longo do comprimento da fuselagem. Para obter a força cortante que atua sobre a fuselagem foi considerado o ponto médio entre as longarinas da asa. A fuselagem foi dividida em seções e a carga distribuída foi multiplicada pela distância entre o nariz da aeronave e a posição desta seção até o ponto médio especificado acima. Este cálculo permitiu a obtenção da força cortante atuando na parte dianteira da fuselagem. O mesmo cálculo foi feito para a parte traseira da fuselagem, mas neste caso foi considerada a distância entre a cauda e a posição da seção até o ponto médio entre as longarinas.

O momento fletor que age na fuselagem foi calculado através da multiplicação entre a força cortante em uma seção e a distância entre o nariz e a seção (ou entre a cauda e a seção no caso da parte traseira) e em seguida o resultado foi dividido por 2. A Fig. 3 mostra a distribuição de massa ao longo do comprimento da fuselagem considerando pesos diferentes de projeto do UNIQUE. A distribuição de massa representa somente as forças inerciais atuantes na fuselagem.

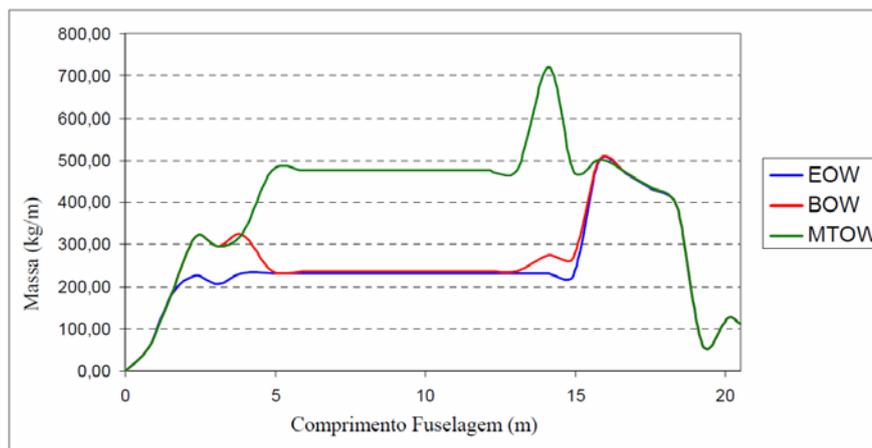


Figura 3. Distribuição de massa ao longo da fuselagem

Não obstante, existem outras forças externas a serem consideradas atuando na fuselagem, como a presença do *canard* e das empenagens horizontal e vertical. Estas forças são forças de sustentação destes componentes que resultam em um alívio de cargas na estrutura da fuselagem.

Cada caso de carregamento foi calculado através do software MATHEMATICA®. Cada caso possui uma distribuição de cargas que resultou em um envelope para a fuselagem. As Figs. 4 e 5 apresentam os envelopes finais da força cortante e do momento fletor na fuselagem, respectivamente.

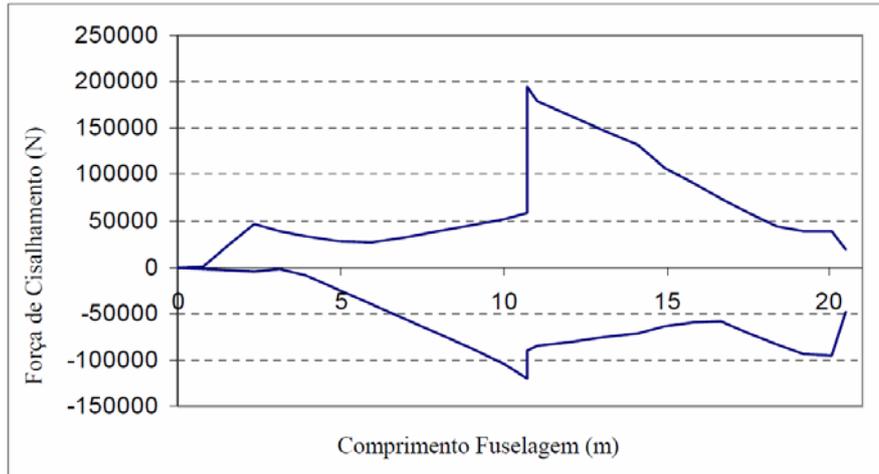


Figura 4. Envelope final da força de cisalhamento na fuselagem

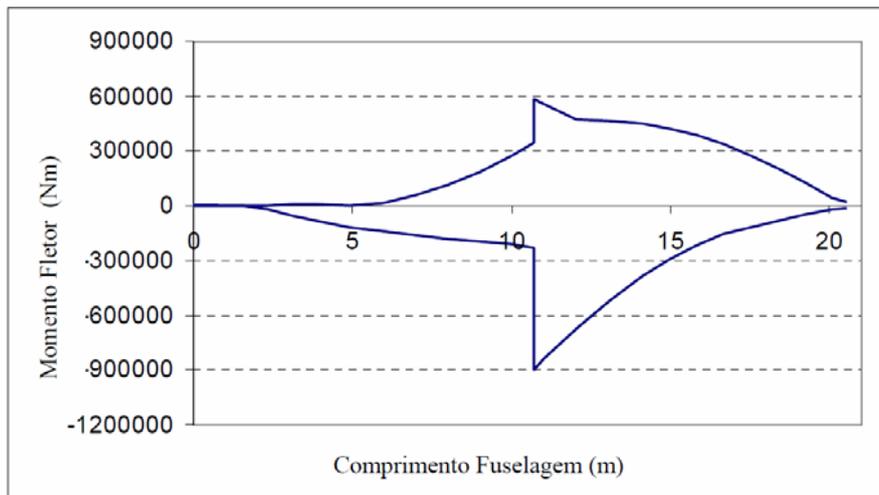


Figura 5. Envelope final do momento fletor na fuselagem

A pressurização da fuselagem foi calculada para uma altitude de cabine de 7000 ft e uma altitude operacional máxima de 41000 ft, o que conduz a um diferencial de pressão de 8,32 psi. Assumindo uma tolerância nas válvulas de 0,25 psi, isto leva a considerar uma diferença de pressão total de $\Delta P=8,55$ psi. Um fator de segurança de 1,33 é exigido pela norma FAR 25 §25.365 para aeronaves que operam em um teto abaixo de 45000 ft. Considerando que a laminação de material composto a ser usado tenha uma resistência aparente estimada em $f_{ty}=8250$ psi, a espessura mínima do revestimento deve ser (Niu, 1999b), para o raio $R=46,06in$:

$$t \geq \frac{\Delta P \cdot R \cdot 1,33}{f_{ty}} = \frac{8,55 \text{ psi} \cdot 46,06 \text{ in} \cdot 1,33}{8250} = 0,063 \text{ in} = 1,6 \text{ mm} \quad (1)$$

3. PROJETO DA FUSELAGEM DE MATERIAL COMPOSTO

Os requisitos para uma fuselagem avançada de material composto não são basicamente muito diferentes dos requisitos para uma fuselagem feita de alumínio, mas as seguintes cargas devem ser consideradas atentamente para se usufruir ao máximo as vantagens que uma estrutura em composto pode trazer (Niu, 1999b):

- forças introduzidas pelas partes conectadas à fuselagem (asas, empenagens, trem de pouso);
- componentes das forças de inércia dos equipamentos armazenados na fuselagem;
- forças de inércia da estrutura da fuselagem;
- forças aerodinâmicas que atuam em sua superfície;
- forças que são o resultado da diferença de pressão interna e externa do avião.

Ao complementar estas cargas, batidas e impactos devidos a detritos na pista devem ser considerados em fase de projeto. A fuselagem de uma aeronave é um sistema de alta complexidade e para realizar um projeto excelente, o sistema inteiro deve ser otimizado para que o uso do material composto seja vantajoso. Em fase de projeto, portanto a

análise de vantagem e desvantagem deve ser feita cuidadosamente para a escolha certa dos materiais utilizados.

Um estudo preliminar (Niu, 1999a, 1999b) mostra que as principais vantagens do uso de material composto são:

- redução em peso (até 10%);
- redução dos custos de manutenção;
- redução do número de partes e prendedores;
- boas características de tolerância a dano e fadiga;
- tolerância à corrosão;
- possibilidade de aumento da umidade de cabine (conforto dos passageiros);

e as principais desvantagens são:

- custos materiais e ferramental ainda alto;
- estrutura deve ser otimizada para se desfrutar das vantagens ao máximo;
- melhores tecnologias somente em produção em massa;
- soluções contra impacto de raios a serem testadas.

Neste trabalho será analisado um novo conceito de fuselagem de material composto baseado no conceito SOFI (Stringer Outside Frame Inside) em fase de estudo nos fabricantes de aeronaves européias (Kolesnikov, 2003). Neste conceito de estrutura, os reforçadores e as cavernas ficam de lados opostos ao revestimento interno estrutural e é prevista a utilização de um núcleo de espuma e um revestimento externo que completa a estrutura. Na Fig. 6 é ilustrado o conceito de painel SOFI.

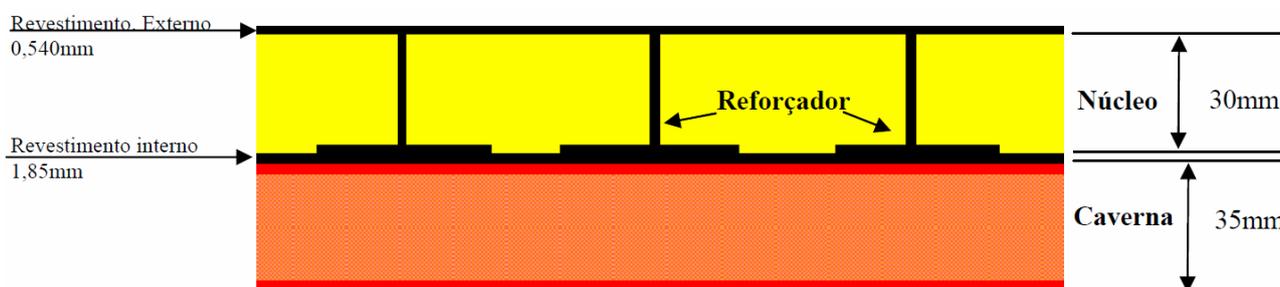


Figura 6. Conceito de painel SOFI (Stringer Outside Frame Inside)

Neste conceito de duplo revestimento com núcleo de espuma, idealmente o revestimento interno é o local de separação dos dois elementos de reforço, cavernas e reforçadores, pois estes estão localizados na parte interna, as cavernas, e na externa, os reforçadores. Na concepção desta solução estrutural, este revestimento externo teria a função de carregar por inteiro as cargas aplicadas na fuselagem. A vantagem desta solução de projeto é evitar as interseções entre reforçadores e cavernas com este arranjo estrutural acarretando uma vantagem em peso devido a não utilização de *shear clips* utilizados em fuselagens de alumínio convencionais. O material do núcleo entre revestimento interno e externo é utilizado para assegurar isolamento acústico e térmico e deve resultar em uma absorção de energia em caso de impacto de objetos externos.

Como mostrado na Fig. 6, o núcleo de Rohacell posiciona-se entre o revestimento interno e o revestimento externo. A Fig. 7 ilustra um painel reforçado SOFI e seus componentes. O revestimento externo assegura uma forma aerodinâmica adequada e atua como protetor de impacto. Esta construção permite reduzir consideravelmente os custos de manutenção, pois seria suficiente uma inspeção visual para detectar áreas danificadas e prover com o reparo. O revestimento externo poderia ser fabricado com poucas camadas de material composto e com a inserção de uma malha de cobre para evitar sofrer danos devido a impacto de raio (Kolesnikov, 2003).

A estrutura de uma fuselagem típica deve resistir às cargas externas (cargas de vôo, pressão de cabine, cargas de solo e cargas de fadiga) protegendo os ocupantes e assegurando a eles condições de conforto excelentes. Nesta visão a fuselagem do UNIQUE possui uma seção circular de 2,4 m de diâmetro externo e possui as características de uma estrutura sanduíche com um revestimento externo de fibra de carbono, um revestimento estrutural com reforçadores e cavernas em fibra de carbono enquanto o núcleo do painel é feito em material Rohacell que possui uma função estabilizadora, de proteção e de isolamento.

Neste estudo foi analisado principalmente o revestimento estrutural interno, que é projetado para resistir integralmente às cargas. Considerou-se também a função estabilizadora da espuma Rohacell. Utilizando-se formulações e dados contidos em diversos trabalhos (Boeing, 1998), (Bruhn, 1973), (Megson, 1999), (MIL-HDBK,2002), (Niu,1999a), (Niu, 1999b), (Niu, 1992), (Kuhn, 1952), foi possível obter-se as laminações para o revestimento, cavernas e reforçadores da fuselagem, conforme Fig. 8. A espessura das cavernas foi fixada em 1,85 mm conforme a espessura do revestimento e seguindo as recomendações do Niu, 1992. Seguindo os requisitos da Equipe de Interiores, que fixou a espessura máxima do painel da fuselagem em 70 mm, a altura da caverna foi fixada em 35 mm, pois a este valor tem que ser adicionado o valor da espessura do revestimento externo de 0,76 mm e do núcleo de Rohacell, fixado em 3,0 mm.

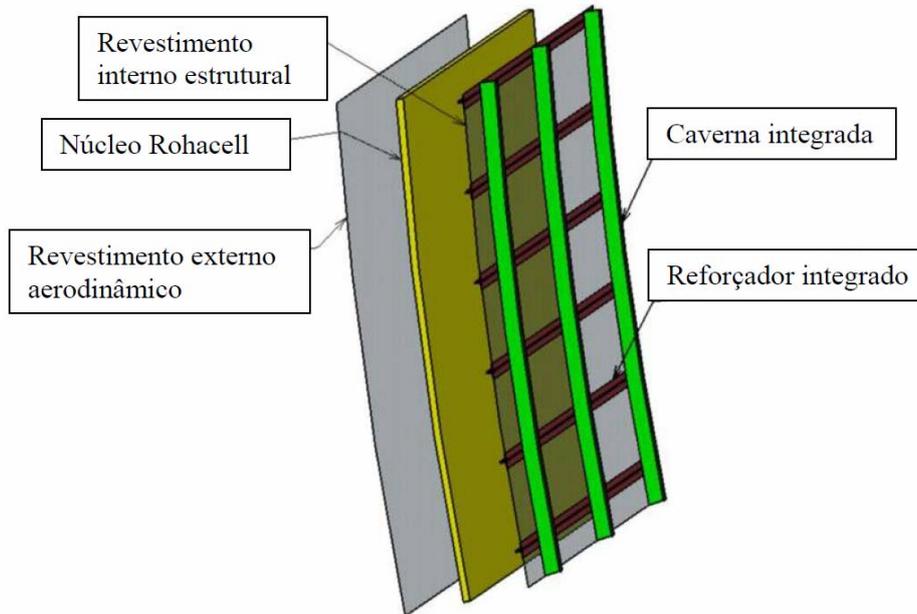


Figura 7. Arranjo do painel SOFI

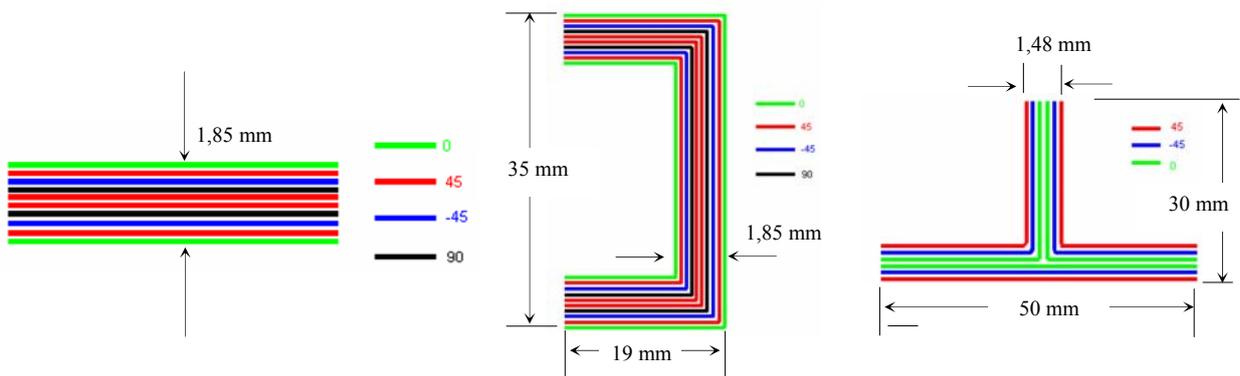


Figura 8. Dimensões e seqüência das laminações: a) Revestimento [0/45/-45/90/45]s; b) cavernas [0/45/-45/90/45]s; c) Reforçadores: [45/-45/0/0/-45/45]

As propriedades aparentes dos laminados foram utilizadas para o cálculo das tensões críticas de flambagem local e geral segundo as metodologias apresentadas por Bruhn, 1973, e Niu, 1999b. Quanto aos painéis, as tensões críticas de compressão e cisalhamento foram determinadas para painéis curvos, segundo metodologias de cálculo de estabilidade descritas no Manual Boeing, 1998.

Para determinar a disposição ótima dos reforçadores procedeu-se com um processo iterativo em que, fixada a espessura do revestimento, a variável era o espaçamento entre os elementos reforçadores. Foi utilizado o critério de projeto pelo qual não seria permitida a flambagem do painel abaixo dos 80% da carga limite, pois este critério empírico foi identificado como limite para determinar a vantagem do uso de uma fuselagem de material composto sobre uma de alumínio. O cálculo detalhado para determinar a tensão crítica de flambagem local para o reforçador em fibra de carbono/epoxy foi apresentado por Romano, 2007.

Segundo a metodologia apresentada por MIL-HDBK, 2002, é preciso conhecer as propriedades do laminado utilizado para calcular a tensão crítica de flambagem local e através de ábacos experimentais é possível determinar o valor desta tensão para os elementos que constituem a seção do reforçador. O reforçador possui uma forma em T em que dois flanges têm um comprimento de 25 mm e o terceiro tem 30 mm. Todos os flanges possuem uma borda livre. Os ábacos para material composto de fibra de carbono-epoxy são apresentados por MIL-HDBK, 2002, para flanges com borda livre ou sem borda livre em termos de parâmetros adimensionais.

Para o cálculo das tensões críticas de compressão e cisalhamento do painel utilizou-se a metodologia do manual Boeing, 1998, assumindo como propriedades do painel as propriedades aparentes do laminado de fibra de carbono/epoxy utilizado, não tendo na literatura uma metodologia específica para o estudo de laminados curvos.

A Fig. 9 apresenta a distribuição dos reforçadores numa das seções da fuselagem do UNIQUE.

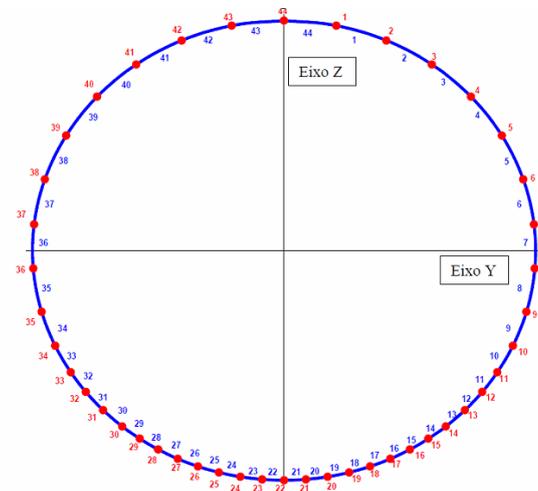


Figura 9. Distribuição de reforçadores e painéis na seção analisada

4. PROJETO DA FUSELAGEM DE ALUMÍNIO

As fuselagens de aeronaves modernas possuem uma estrutura conhecida como semi-monocoque, que leva vantagens em relação a uma estrutura monocoque (revestimento sem elementos reforçadores) que se revela instável a cisalhamento (Bruhn, 1973).

A construção semi-monocoque é caracterizada pela presença de elementos longitudinais (longarinas e reforçadores), elementos transversais (cavernas) e um revestimento externo.

As longarinas carregam a maior porção de momento da fuselagem. O revestimento da fuselagem carrega tensão de cisalhamento e cargas devido à pressurização. Reforçadores carregam cargas axiais induzidas por momentos de flexão evitando a instabilidade por compressão do revestimento, o que provocaria a flambagem do mesmo. A caverna tem a função de manter a estabilidade geral da fuselagem e de contribuir a diminuir o comprimento dos reforçadores. O primeiro passo para a análise da estrutura é conhecer os modos de falha do sistema quando é sujeito a cargas externas.

Neste tipo de estrutura podem se verificar três tipos fundamentais de falha por instabilidade:

- instabilidade do revestimento: neste caso é fundamental projetar o revestimento com a espessura adequada, pois chapas muito finas estão sujeita a flambar enquanto chapas muito grossas são ineficientes e acarretam um aumento em peso não necessário. Os reforçadores ajudam nesta função, mas algumas especificações de projeto não permitem a flambagem do revestimento abaixo de uma dada porcentagem de carga limite;
- instabilidade do painel: As cavernas dividem os reforçadores e o revestimento em painéis. Se estas cavernas forem suficientemente rígidas a falha poderá ocorrer em um painel único. Esta falha é conhecida como instabilidade de painel;
- instabilidade geral: a instabilidade geral ocorre devido a uma falha nas cavernas, com os reforçadores não contribuindo para a resistência a flambagem.

Os materiais utilizados no projeto foram: alumínio Al 2024 para os elementos de revestimento e Al 7050 para os elementos de cavernas e reforçadores. O dimensionamento foi realizado através das referências: (Bruhn, 1972), (Niu, 1999b), (Megson, 1999), e os detalhes do projeto são apresentados por Romano, 2007.

5. ANÁLISES ESTRUTURAIS POR ELEMENTOS FINITOS

Para verificar os resultados analíticos, foram construídos modelos por elementos finitos da fuselagem em estudo e, aplicadas as condições de contorno e as cargas atuantes, estudou-se a solução linear estática para avaliar o comportamento estrutural da fuselagem e a solução de flambagem para avaliar a estabilidade da estrutura.

A modelagem da estrutura da seção de fuselagem considerada é mostrada na Fig. 10, e mostra apenas os componentes principais da estrutura: revestimento, cavernas e reforçadores. Como o objetivo deste trabalho é estudar a seção mais solicitada, optou-se para bloquear os três graus de liberdade em translação T1, T2 e T3 na estação $x=10300$ mm, que é a região próxima à longarina traseira da asa. Todas as análises por Elementos Finitos foram realizadas com o software MSC/Nastran, 2006. No caso da fuselagem de material composto, o revestimento foi modelado com elementos de laminado, LAMINATE. O revestimento da fuselagem de alumínio foi modelado com

elementos de placa de 4 nós, CQUAD4. Em ambas as fuselagens, as cavernas e reforçadores foram modelados com elementos de viga, CBAR. Foi utilizado o índice de falha Tsai-Wu na análise de tensões da fuselagem de compósito, enquanto o critério de falha de Von Mises foi utilizado para a estrutura metálica. As cargas foram aplicadas ao longo das cavernas através de elementos rígidos RBE3 (linhas radiais brancas no interior das fuselagens das Figs. 10 e 11). Maiores detalhes sobre as malhas foram discutidos por Romano, 2007.

Romano, 2007, apresenta diversos resultados da análise da fuselagem por elementos finitos, dentre os quais destacam-se o primeiro modo de flambagem da fuselagem de material composto (Fig. 11) e a distribuição das tensões de Von Mises na fuselagem de alumínio (Fig. 12).

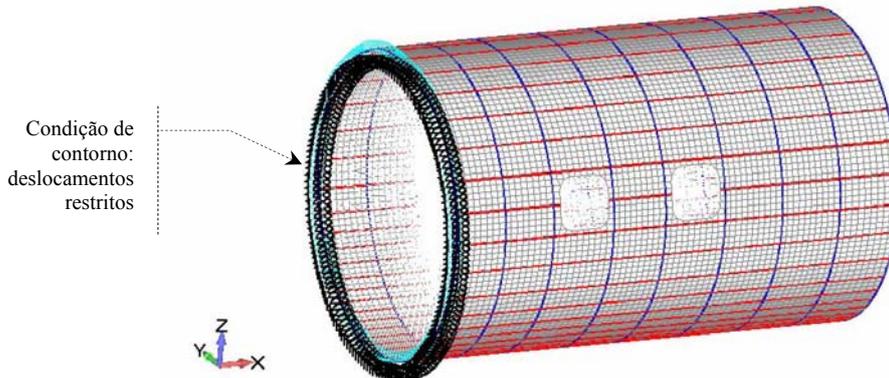


Figura 10. Malha para análise por elementos finitos e condições de contorno do FEM

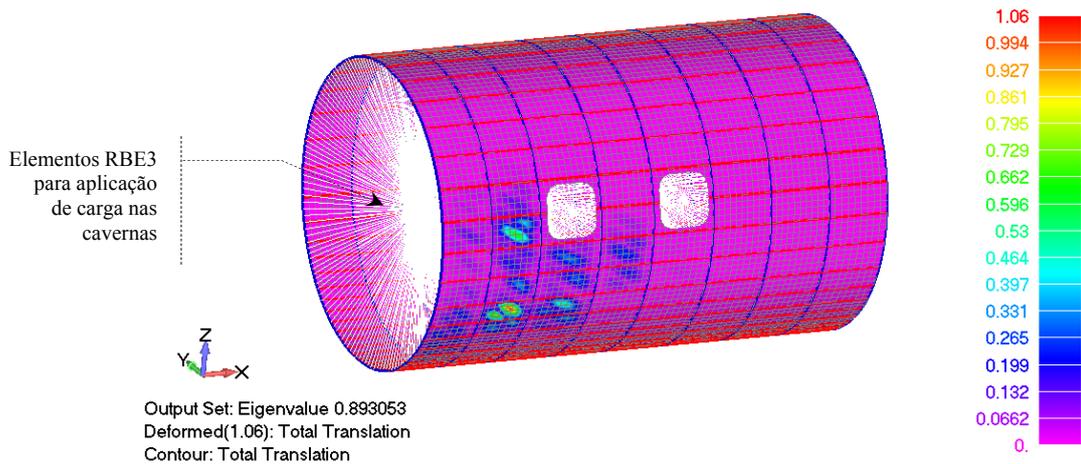


Figura 11. 1^o modo de flambagem ($\lambda = 0,89$)

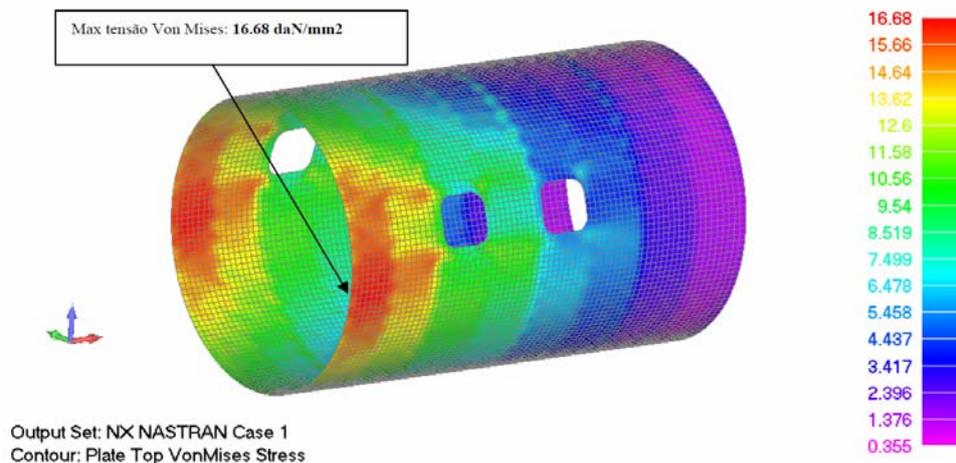


Figura 12. Distribuição das tensões de Von Mises

6. PESOS ESTRUTURAIS DAS FUSELAGENS DE COMPOSTO E ALUMÍNIO

Determinados os pré-dimensionamentos das fuselagens em composto e em alumínio, é necessário selecionar a melhor solução de fabricação, e neste sentido apresenta-se uma análise comparativa dos pesos das duas fuselagens estudadas. Para estimar o peso da fuselagem de composto calculou-se o volume do material utilizado, uma vez fixadas as dimensões, e em seguida com o valor da massa específica procedeu-se ao cálculo do peso da seção em estudo. O valor da massa específica do composto em fibra de carbono/epoxy é de $1,57 \cdot 10^{-6} \text{ kg/mm}^3$.

Da mesma maneira procedeu-se com o cálculo do peso da fuselagem de alumínio, lembrando que o valor da massa específica da liga Al 2024 é de $2,78 \cdot 10^{-6} \text{ kg/mm}^3$ enquanto da liga Al 7050 T7651 é de $2,83 \cdot 10^{-6} \text{ kg/mm}^3$. Estes resultados são mostrados nas Tabs. 2 a 4.

Tabela 2. Massas dos revestimentos

	Composto	Alumínio
Raio (mm)	1170	1170
Espessura (mm)	1,85	1,45
Comprimento Seção (mm)	3637	3637
Volume (mm ³)	49463035	38768324
Massa (kg)	78,15	109,71

Tabela 3. Massas dos reforçadores

	Composto	Alumínio
Número	44	40
Área (mm ²)	116,2	110
Comprimento (mm)	3637	3637
Volume (mm ³)	18595253,6	16002800
Massa (kg)	29,38	45,3

Tabela 4. Massas das cavernas

	Composto	Alumínio
Número	9	9
Área (mm ²)	128,2	108,9
Raio (mm)	1170	1170
Volume (mm ³)	8481961	7205035
Massa (kg)	13,32	20,4

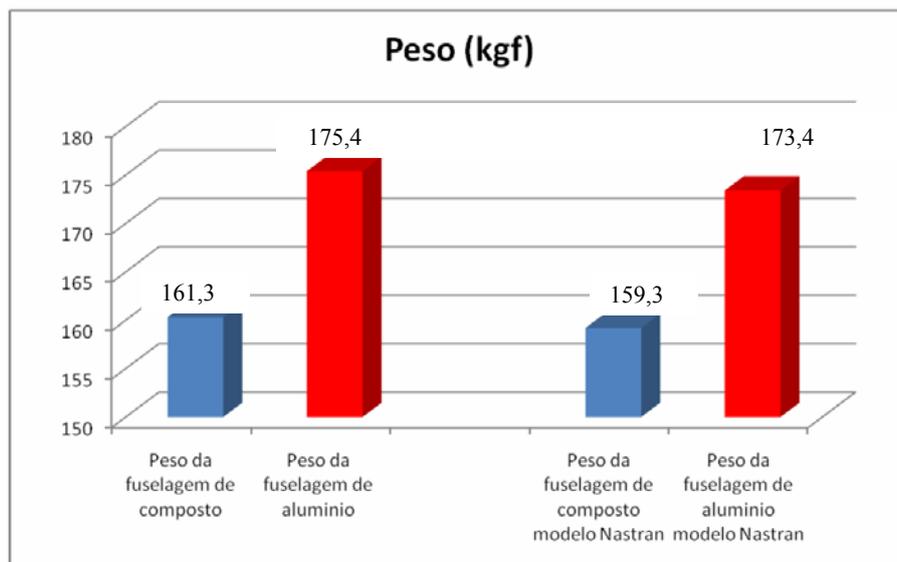


Figura 13. Análise comparativa dos pesos estruturais das fuselagens

A Fig. 13 mostra a comparação entre os pesos estruturais das duas soluções de fuselagens estudadas. Pode-se observar que a estrutura sanduíche proporcionou um peso de 8,0% abaixo da estrutura de alumínio, menor que o valor

inicialmente esperado de cerca de 10%, mas que pode levar a uma importante economia em consumo de combustível. Note-se que no peso calculado são considerados apenas os componentes estruturais principais, sendo necessário acrescentar os pesos de diversos outros componentes, tais como suportes, estrutura do piso e rebites. Este último item é considerável, pois esta estrutura de composto reduz ao mínimo o uso de rebites, podendo-se tornar ainda mais vantajosa em comparação à fuselagem de alumínio.

7. CONCLUSÃO

Este trabalho apresentou um estudo para a determinação da melhor solução a ser adotada na concepção de uma fuselagem de uma aeronave regional para 30 passageiros. Foram analisados dois conceitos: o conceito SOFI em material composto e o conceito convencional em alumínio. Os projetos e as análises foram baseados nas metodologias encontradas em literatura e pelo método de elementos finitos, com auxílio do *software* NASTRAN.

Analisando-se os principais componentes estruturais, ou seja, cavernas, reforçadores e revestimentos, a estrutura SOFI apresentou um peso 8,0% menor em relação à fuselagem de alumínio. Como já mencionado anteriormente, é evidente que a fabricação de uma fuselagem de composto representa maior complexidade e maiores custos de certificação, porém mostrou-se a competitividade deste tipo de material que proporcionaria, além de uma vantagem em peso, também uma vantagem em número de peças a serem montadas, uma diminuição no número de rebites utilizados, uma resistência à corrosão muito elevada e por fim um maior conforto de cabine para os passageiros.

Trabalhos futuros poderão obter maiores reduções de peso caso a fuselagem SOFI siga um modelo estrutural mais arrojado, que não fosse necessariamente inspirado no modelo convencional de fuselagens semi-monocoque, com cavernas e reforçadores. Naturalmente, a decisão final para a utilização deste conceito inovador caberia aos gerentes do programa dependendo dos custos associados ao desenvolvimento deste conceito, assunto não abordado neste trabalho, mas que poderia servir como mais uma sugestão para futuros desenvolvimentos.

8. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem à EMBRAER – Empresa Brasileira de Aeronáutica S/A – pelo suporte financeiro.

9. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Boeing Design manual BDM 6000Series - 6220 Compression Crippling -June, 1998, 6540 “Stability of stiffened panels January 1995” and 6550 “Buckling of curved plates and shells February” 1994. The Boeing Company.
- BRUHN, E.F., 1973, “Analysis and Design of Flight Vehicle Structures”, Cincinnati, Ohio: Tri-State Offset.
- DOT/FAA/AR-MMPDS-01, 2003, "Metallic Material Properties Development and Standardization".U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, Scientific Report.
- FAR-25, acessado aos 02/01/2007, Code of Federal Regulations, 14CFR25 – Part25 – Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. In: www.gpoaccess.gov/cfr/.
- KOLESNIKOV, B.Y., 2003, “Carbon Fiber Composite Airplane Fuselage: Concept and Analysis”, German Aerospace Center (DLR).
- KUHN, P., PETERSEN, J.P. & LEVIN, L.R., 1952, “A Summary of Diagonal Tension – Part 1 – Methods of Analysis”, NACA TN 2661.
- MEGSON, T.H.G., 1999, “Aircraft Structures for Engineering Students”, 3ed. Oxford: Butterworth Scientific.
- MIL-HDBK -17 Vol. 3F., 2002, Military Handbook, Composite Material Handbook, Polymer Matrix Composites Materials Usage, Design, and Analysis U.S. Department of Defense.
- MSC/Nastran Software Corporation, acessado aos 02/08/2006, In: www.mssoftware.com.
- NIU, Michael C.J., 1992, “Composite Airframe Structures”, 2ed. Hong Kong: Hong Kong Adaso Aadastra Engineering Center.
- NIU, Michael C.J., 1999, “Aircraft Structure Design”, 2ed. Hong Kong: Hong Kong Conmlit Press LTD.
- NIU, Michael C.J., 1999, “Airframe Stress Analysis and Sizing”, 2ed. Hong Kong: Hong Kong Conmlit Press LTD.
- Romano, Gennaro, 2007, Pré-dimensionamento e análise comparativa entre fuselagens de material composto e de alumínio de uma aeronave regional. Dissertação de Mestrado. Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, Brasil.
- Roskam, J., 2004, “Airplane design”, parts I-VIII, Roskam Aviation and Engineering Corporation.

10. NOTA DE RESPONSABILIDADE

Os autores são os únicos responsáveis pelo material incluído neste trabalho.