



Exacta

ISSN: 1678-5428

exacta@uninove.br

Universidade Nove de Julho

Brasil

Librantz, Hélio; Rambo, Carlos Renato; Henriques Librantz, André Felipe  
Efeitos do impacto dos raios nas aeronaves com estrutura composta de materiais compósitos  
Exacta, vol. 4, núm. 2, 2006, pp. 259-271  
Universidade Nove de Julho  
São Paulo, Brasil

Disponível em: <http://www.redalyc.org/articulo.oa?id=81040205>

- Como citar este artigo
- Número completo
- Mais artigos
- Home da revista no Redalyc

redalyc.org

Sistema de Informação Científica  
Rede de Revistas Científicas da América Latina, Caribe, Espanha e Portugal  
Projeto acadêmico sem fins lucrativos desenvolvido no âmbito da iniciativa Acesso Aberto

# Efeitos do impacto dos raios nas aeronaves com estrutura composta de materiais compósitos

Helio Librantz<sup>1</sup>, Carlos Renato Rambo<sup>2</sup>,  
André Felipe Henriques Librantz<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Embraer, São José dos Campos – SP [Brasil]; <sup>2</sup>Ipen, São Paulo  
– SP [Brasil]; <sup>3</sup>ENQ-UFSC, Florianópolis – SC [Brasil]  
librantz@embraer.com.br

No competitivo mundo aeronáutico, existe uma incessante busca pelas otimizações da performance, da segurança e dos custos operacionais de aeronaves. A procura por novos materiais com características mais adequadas para esses fins está levando diversos fabricantes à utilização de compósitos em substituição ao alumínio, especialmente nas estruturas primárias de aeronaves. Apesar das inúmeras vantagens em termos de peso, facilidades de fabricação, reparabilidade e fadiga desses materiais, uma desvantagem marcante é sua menor condutibilidade elétrica. Neste artigo, são apresentados os efeitos mais imediatos dessas características elétricas, em termos de danos, em caso de impacto de raios e também os efeitos provocados pela exposição dos sistemas e equipamentos embarcados aos intensos campos eletromagnéticos resultantes desse fenômeno. Os materiais compósitos de uso mais generalizado no mundo aeronáutico consistem de fibras de vidro e de carbono em matriz epóxi.

**Palavras-chave:** Aeronaves. Compósitos. Estruturas. Raios.



## 1 Introdução

Ligas de alumínio foram exaustivamente utilizadas, como material básico, no projeto de estruturas primárias de aeronaves durante grande parte do século passado, devido às suas características físicas – baixa densidade, baixo custo, maleabilidade e resistência à fadiga e corrosão. No entanto, constantes pesquisas têm sido conduzidas na busca de materiais com características que permitam otimizar os custos de fabricação, de manutenção e de operação de aeronaves, procurando identificar algum diferencial nesse mercado cada vez mais competitivo. A sobrevivência tanto da indústria quanto dos operadores, depende, fundamentalmente, desses diferenciais.

O crescente uso de polímeros reforçados com fibras de carbono no setor aeronáutico deve-se, principalmente, ao constante desafio que essa indústria tem enfrentado para obter componentes que exibam os maiores valores de resistência mecânica e de rigidez específica entre os materiais disponíveis.

A substituição do alumínio por compósitos poliméricos, por exemplo, permite uma redução de peso de 20 a 30%, além de redução do custo final de 25% na aquisição de peças estruturais. Os materiais compósitos ou conjugados são combinações de dois ou mais materiais. A maioria desses materiais consiste de um elemento de reforço disperso em uma matriz, constituída de resina colante, com o objetivo de obter características específicas e propriedades desejadas. Geralmente, os componentes não se dissolvem um no outro e podem ser identificados, fisicamente, por uma interface bem definida entre eles.

Os materiais compósitos podem ser de vários tipos e os mais comuns são os fibrosos (fibras envolvidas por uma matriz) e os particulados (partículas envolvidas por uma matriz). Existe uma infinidade de tipos de elementos de refor-

ços, bem como matrizes usadas industrialmente. Dois tipos notáveis de materiais compósitos, usados intensamente na indústria, são: fibra de vidro em matriz de epóxi e fibra de carbono em matriz de epóxi.

Mais recentemente, mesmo no setor aeroespacial, na obtenção de componentes em compósitos estruturais tem-se procurado correlacionar as propriedades dos materiais, o desempenho estrutural do componente e os diferentes processos de manufatura com a redução de custo.

Processos que favoreçam maior produtividade a menores custos e com qualidade compatível à utilização do produto estão sendo investigados. Com isso, mundialmente, os compósitos avançados têm expandido suas aplicações em outras áreas da engenharia. Exemplos de alguns desses processos são a moldagem por transferência de resina assistida a vácuo (*vacuum-assisted resin transfer molding* [Vartm]) e a moldagem por transferência de resina (*resin transfer molding* [RTM]). Além disso, têm sido realizadas numerosas modificações de processos básicos. Essas inovações têm propiciado maior utilização desses compósitos nos setores de transporte, artigos esportivos, médicos e, mais recentemente, na área da engenharia de construção. Vários polímeros de última geração estão sendo utilizados na aquisição desses compósitos, destacando-se poliamidas, poliimidas, poli “éter-éter-cetona” (Peek), poli “éter-imida” (PEI), polissulfeto de fenileno (PPS), polissulfona (PSU) entre outros, os quais atendem a requisitos de resistência mecânica e empregam processos como a moldagem por compressão a quente, a pultrusão<sup>1</sup> reativa, a injeção e o RTM.

A elevada resistência à tração suportada por microfibras (fibra de vidro, carbono, Kevlar<sup>2</sup> etc.), combinada com a ductilidade de uma matriz polimérica (resina epóxi, poliéster etc.) ou metálica (liga de alumínio, titânio etc.),

proporciona um material compósito com uma resistência à tração próxima à das fibras. Nesse caso, a matriz é reforçada pela incorporação das fibras, aumentando sua resistência mecânica. Os exemplos de materiais compósitos que despertam maior interesse para a indústria aeronáutica são:

- Os compósitos de matriz polimérica (em inglês *polymer matrix composites* [PMC]), que, atualmente, possuem o futuro mais promissor como potenciais substitutos estruturais de outros materiais em uso na indústria aeronáutica, especialmente os compósitos de matriz polimérica reforçados com fibras (em inglês *fiber reinforced polymer* [FRP]);
- Os compósitos de matriz metálica (em inglês *metal matrix composites* [MMC]), com acentuado potencial no domínio estrutural, em especial para aviões supersônicos, e também como materiais para propulsão, uma vez que foram desenvolvidos com requisitos de altas propriedades específicas e durabilidade a elevadas temperaturas, além de serem condutores elétricos nos casos em que a matriz é contínua;
- Os compósitos de matriz cerâmica (em inglês *ceramic matrix composites* [CMC]), ainda em fase de desenvolvimento, em razão da evolução lenta dessa tecnologia para aplicações aeronáuticas, mas que apresentam potencial para uso em algumas aplicações estruturais e também em propulsão, devido às excelentes propriedades refratárias das cerâmicas.

O Quadro 1 relaciona os principais compósitos dessas três matrizes.

Alguns materiais compósitos, especialmente à base de fibra de vidro, de fibra de carbono e de Kevlar, têm sido empregados em diversos projetos, em escala variável, mostrando diversas vantagens

PMC (matriz polimérica)	MMC (matriz metálica)	CMC (matriz cerâmica)
Epóxi reforçado com aramido (densidade 1,43 g/cm <sup>3</sup> )	Matriz metálica de alumínio reforçada com partículas de carbono	30% de carbeto de titânio (em inglês <i>titanium carbide</i> [TiC]) e 70% de óxido de alumínio (Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> )
Epóxi reforçado com carbono (densidade 1,53 g/cm <sup>3</sup> )	Fibras/partículas de carbono (densidade 1,75 g/cm <sup>3</sup> )	Fibras de Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> em matriz de zircônio (ZrO <sub>2</sub> )
Poliéster reforçado com fibras de vidro (densidade 1,9 g/cm <sup>3</sup> )		

**Quadro 1: Principais matrizes e seus compósitos**

Obs.: gramas por centímetro cúbico (g/cm<sup>3</sup>).

Fonte: Os autores.

quando comparados às ligas de alumínio. O crescimento da demanda de alguns desses materiais, aliado às novas técnicas de fabricação, tem apresentado tendência de redução de custos, tornando-os alternativas atraentes para o uso comercial, como material de uso mais generalizado, mesmo em estruturas primárias de aeronaves.

Entre as vantagens mais citadas, pode-se listar:

- Maior facilidade na produção de partes com formatos complexos;
- Produção em escala de estruturas complexas com menor número de peças primárias;
- Maior resistência a impactos;
- Maior resistência à fadiga;
- Maior resistência à corrosão.

Existem, no entanto, alterações consideráveis em algumas características básicas que, quando comparadas com as do alumínio e as de outros metais, podem representar desafios tecnológicos para o emprego indiscriminado, devido à falta de desenvolvimento de soluções de projeto, já amplamente dominadas para as estruturas metálicas. Uma dessas características é a menor ou mesmo a inexistência de condutividade elétrica desses materiais, como no caso dos compósitos



de fibra de carbono (baixa condutividade elétrica em comparação aos metais) e de fibra de vidro (isolante elétrico).

Em aeronaves com estruturas metálicas, especialmente de alumínio e de respectivas ligas, a boa condutividade elétrica permite que o projeto seja desenvolvido e que se beneficie, ao máximo, dessa característica, aproveitando essa estrutura como:

- Meio de retorno de corrente elétrica, reduzindo, consideravelmente, o peso de cabos elétricos;
- Meio de condução de corrente de descargas atmosféricas (raios), protegendo os sistemas internos e os ocupantes da aeronave contra danos;
- Meio de descarga de eletricidade estática, acumulada pelo atrito das superfícies da aeronave com o ar e com partículas em suspensão;
- Plano-terra de antenas de transmissão de sinais de comunicação e de navegação;
- Referência de terra para minimizar a instabilidade de sistemas eletrônicos devido a interferências eletromagnéticas;
- Blindagem contra campos eletromagnéticos externos.

Diversas pesquisas têm sido conduzidas pela indústria, órgãos homologadores, institutos de pesquisa, universidades e laboratórios, em busca de soluções tecnológicas que permitam resolver, de forma satisfatória, essas limitações, e a fim de empregar esses novos materiais, sem impactos inaceitáveis que venham a comprometer as vantagens apresentadas. Os compósitos, ainda reforçados com fibras, são largamente utilizados em aplicações estruturais e seu uso tem crescido continuamente, dada a necessidade de materiais de alto desempenho para a aviação militar, civil, veículos aeroespaciais e foguetes. A necessidade

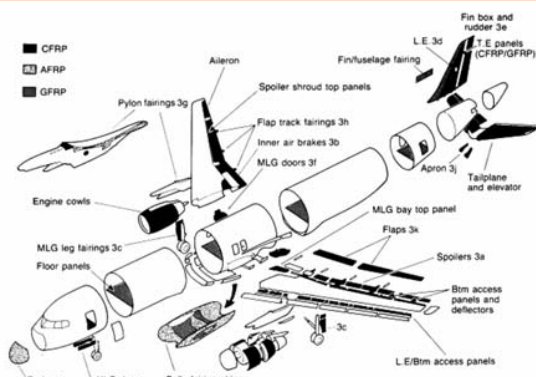
de redução de peso favorece a sua utilização e, em razão disso, tem aumentado, cada vez mais, a substituição dos componentes de metal pelos componentes compósitos.

Os compósitos com matriz epóxi e reforçados com fibras de vidro foram, inicialmente, usados para *radomes*<sup>3</sup> e para interiores de cabine em aviões, onde a sua aplicação é economicamente vantajosa em comparação com o alumínio e com as ligas. Os principais fabricantes mundiais de aviões civis têm, ao longo dos últimos anos, substituído grande parte dos seus aviões por materiais compósitos. Hoje em dia, uma grande porcentagem de compósitos é utilizada nas aeronaves, apesar de, em sua maioria, ser em superfícies que estão sujeitas a um maior esforço mecânico, como os *flaps*, *ailerons* e motores.

As Figuras 1 e 2 ilustram a distribuição dos diferentes tipos de materiais utilizados em aeronaves Airbus e Boeing, respectivamente (MIDDLETON, 1990). Nota-se que em apenas uma pequena fração das aeronaves são utilizados os seguintes materiais compósitos:

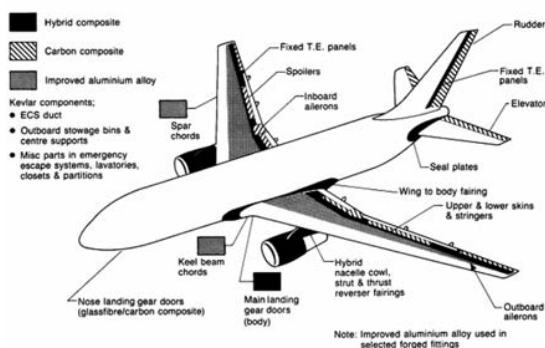
- *Carbon fiber reinforced polymer* (CFRP), ou polímero reforçado com fibras de carbono;
- *Aramid fiber reinforced polymer* (AFRP), ou polímero reforçado com fibras de aramida;
- *Glass fiber reinforced polymer* (GFRP), ou polímero reforçado com fibras de vidro.

Esses materiais são leves e apresentam excelentes propriedades mecânicas, com módulo de elasticidade que variam entre 40 gigapascal (GPa), para GFRP, e 170 GPa, para CFRP (LEUNG et al., 2003). Apesar disso, esses compósitos não possuem propriedades elétricas satisfatórias para proteção adequada contra descarga de raios, ponto que será discutido nas seções seguintes.



**Figura 1: Principais aplicações estruturais de materiais compostos em aeronave comercial Airbus 320**

Fonte: Santos (2002, p. 10).



**Figura 2: Boeing 767. Principais aplicações estruturais de materiais compostos em aeronave comercial Boeing 767**

Fonte: Santos (2002, p. 12).

## 2 Condutividade elétrica

O maior desafio tecnológico para viabilizar o emprego de materiais compostos em estruturas primárias de aeronaves talvez seja sua menor resistência ao impacto dos raios. Pode-se estabelecer, em primeiro lugar, uma separação em duas categorias de materiais compostos mais comuns em aeronaves:

- Não-condutores de eletricidade (compostos à base de fibra de vidro);
- Condutores de eletricidade (compostos à base de fibra de carbono).

### 2.1 Compósitos não-condutores

Enquanto a proteção de estruturas metálicas consiste, principalmente, na atenção a detalhes e não envolve grandes custos ou acréscimo de peso, a proteção contra raios de estruturas não-metálicas requer cuidados totalmente diversos. O projeto de proteções deve ser considerado desde o início e pode envolver custos consideráveis por implicar a adição de materiais e peso.

Compósitos não-condutores são empregados, principalmente, em estruturas secundárias, como *radomes*, pontas de asa ou de empenagens e carenagens, nas quais a rigidez média é suficiente e superfícies complexas podem ser moldadas com maior facilidade, ou onde as superfícies precisam ser transparentes para ondas de radiofrequência. Esses compostos são isolantes elétricos e, quando empregados como superfícies externas, são frequentemente perfurados pelo impacto dos raios que buscam conexão com algum objeto metálico sob a superfície. A onda de choque associada pode destruir totalmente a estrutura atingida.

A proteção desse tipo de estrutura implica a adição de metal à superfície externa para manter as correntes da descarga e, em seguida, drená-las para a estrutura primária metálica da aeronave. Há duas soluções básicas de emprego mais geral:

- Tiras metálicas estrategicamente adicionadas à superfície externa;
- Materiais condutores adicionados à superfície externa, geralmente na forma de telas metálicas, *spray* de metal ou técnicas similares.

### 2.2 Compósitos condutores

Compósitos condutores consistem, geralmente, de resinas reforçadas com fibras de carbono. Essas resinas são, em sua maioria, isolantes, formando um conjunto com baixa capacidade de condução de correntes elétricas.



O impacto dos raios pode causar danos à superfície de compósitos de fibra de carbono (CFC), incluindo a pirólise da resina e fratura dos laminados, devido à onda de choque da descarga. Esses efeitos ocorrem no ponto de impacto ou em regiões circundantes, em razão, principalmente, do pico inicial de corrente da descarga. A extensão do dano depende do tipo e da espessura da superfície de CFC, da espessura de pinturas e acabamentos e da intensidade da descarga.

Com o crescente avanço científico e tecnológico na área de materiais avançados, novas técnicas de processamento de materiais têm sido desenvolvidas e aplicadas diretamente na fabricação de peças de alto desempenho. Técnicas de *near net-shaping* de materiais podem resultar em compósitos com excelentes propriedades, a um custo relativamente baixo, se comparado às técnicas convencionais existentes.

Prototipagem rápida é uma técnica que se encontra em expansão e pode servir de base para a produção de peças com geometrias complexas. O termo prototipagem rápida (em inglês *rapid prototyping* [RP]) refere-se a uma classe de técnicas que permitem a fabricação de objetos tridimensionais (3D), a partir de fontes de dados gerados por sistemas de desenho auxiliado por computador (em inglês *computer aided design* [CAD]). Esses métodos agregam e ligam materiais, camada a camada, de forma que constituam o objeto desejado. Eles oferecem, em muitas aplicações, vantagens em relação aos processos de fabricação convencionais, tais como fresamento ou torneamento (TRAVITZKY, 2003; STOLOFF, 1980; ROSLER; BAKER, 2000; ASTHANA, 1997). Tais métodos permitem aos projetistas criar rapidamente protótipos físicos a partir de seus projetos, em vez de figuras bidimensionais (2D).

Pequenos componentes de aeronaves comerciais que necessitem de determinadas propriedades elétricas (condutoras ou isolantes) para a mini-

mização de efeitos de raios podem ser projetados e fabricados por técnicas de RP. Em alguns casos, após a fabricação de um pré-formado monofásico 3D, há a necessidade de pós-processamento para a produção de um material compósito.

Compósitos com matriz metálica, reforçados com partículas cerâmicas, são candidatos potenciais em aplicações aeroespaciais. Durante a última década, diversas rotas de processamento foram desenvolvidas, visando à redução de custos de produção de MMCs (TRAVITZKY, 2003; STOLOFF, 1990; ASTHANA, 1997). MMCs de alto ponto de fusão, com microestruturas controladas e com vasta gama de composições, podem ser produzidos por meio de compactação e conformação de pós-processamento (STOLOFF, 1990). Apesar das inúmeras vantagens do pós-processamento, o uso extensivo desse processo é limitado pelo alto custo e baixa velocidade de consolidação/conformação (por exemplo, prensagem e extrusão a quente) e usinagem.

Alternativamente, processos de infiltração e conformação, via metais, no estado líquido oferecem a possibilidade de produção de compósitos densos de alta temperatura, com formas complexas e *near net-shaping* (RAMBO et al., 2005; ASTHANA, 1997). O tempo de processamento ainda pode ser reduzido, se a fase cerâmica for formada *in situ* por meio de uma reação química entre o metal líquido infiltrante e o sólido poroso infiltrado (matriz).

Diversas técnicas de processamento baseadas na produção *in situ* de MMCs emergiram nos últimos anos, resultando na síntese reativa de fases cerâmicas estáveis, interpenetrantes e com microestrutura fina, distribuídas em matrizes metálicas (ARPON et al., 2003; CLAUSSEN, 1999; FAHRENHOLTZ; EWSUK; LOEHMAN, 1998; TRAVITZKY, 2003; WAGNER et al., 1999).

Compósitos que apresentem propriedades mecânicas, voltadas a aplicações estruturais, e

ainda uma boa condutividade elétrica podem ser utilizados nos extremos das aeronaves, nos locais de entrada/saída de corrente proveniente de raios. Essas partes podem apresentar uma densidade um pouco superior à da fuselagem (Figuras 1 e 2), sem comprometer o desempenho da aeronave. Adicionalmente, pequenas peças externas também poderiam ser substituídas por materiais com melhores propriedades elétricas que possibilitariam melhor desempenho durante o voo em regiões de descarga elétrica.

Ademais, polianilina em matriz de resina epoxídica mostrou-se ser bom candidato para compósitos condutores de eletricidade. No entanto, testes mecânicos demonstraram que, em alguns casos, a resistência mecânica dos materiais diminuiu (AMARAL et al., 2001).

## 2.3 Efeitos diretos dos raios

O tipo de laminados sólidos em CFC, de uso mais freqüente em partes de aeronaves, é composto de espessuras de duas (0,5 milímetros [mm]/0,02 polegadas [pol]) a 20 camadas (10 mm/0,4 pol). Qualquer um desses laminados pode conduzir, seguramente, correntes de raio, a partir do ponto de impacto. Tomando esses fatos em consideração, os objetivos de projeto para uma proteção segura de uma estrutura são:

- Prevenir danos acentuados (como perfuração, quebra) no ponto de impacto nas zonas 1A, 2A, 1B e 2B (SOCIETY OF AUTOMOBILE ENGINEERS, 2005c);
- Projetar caminhos adequados de corrente elétrica entre partes da estrutura, evitando dano em junções. A principal preocupação está no uso de estruturas de CFC em tanques de combustível, nas quais não se pode permitir a formação de arco ou faísca que possa inflamar o combustível;

- Coordenar, com outros requisitos elétricos, a proteção de estruturas em CFC contra os efeitos diretos de raios, como proteção contra interferência eletromagnética (em inglês *electromagnetic interference* [EMI]), aterramento de sistemas elétricos e o projeto de proteção contra efeitos indiretos de raios.

A real necessidade de proteção de estruturas em CFC depende da função da parte da aeronave e das conseqüências do dano. Os requisitos aeronáuticos aplicáveis especificam que a proteção deve ser aplicada a partes da aeronave cuja falha possa representar risco para a segurança.

As partes de aeronave em CFC que normalmente requerem algum tipo de proteção são:

- Seções pressurizadas de fuselagem;
- *Nacelles*<sup>4</sup> e *pilones*<sup>5</sup> de motor;
- Superfícies de comando de vôo;
- Dispositivos de bordo de ataque de asa;
- Compartimentos aviônicos ou elétricos;
- Pontas de asa ou empenagem;
- Superfícies de tanque de combustível.

As técnicas de proteção mais empregadas proporcionam os seguintes benefícios:

- Geração de um caminho alternativo de corrente com condutividade elétrica melhor que as camadas de CFC;
- Dispersão do arco da descarga sobre uma grande área, em múltiplos pontos de conexão em vez de um ponto único, de modo que minimize o dano localizado.

## 2.4 Efeitos indiretos dos raios

A circulação de altas intensidades de corrente elétrica pela estrutura de uma aeronave cria intensos campos magnéticos variáveis que induzem tensões e correntes em cabos elétricos, tubos dos



sistemas hidráulicos, pneumáticos ou de combustível, em cabos de comando ou mesmo em partes metálicas internas. Os efeitos dessas correntes induzidas, especialmente em sistemas elétricos e eletrônicos, são identificados como efeitos indiretos de raios, e podem manifestar-se pelo desarme de disjuntores em razão do mau funcionamento de computadores, ou mesmo pela queima de circuitos de entrada ou de saída de equipamentos eletrônicos.

Pesquisas desenvolvidas por instituições como a Federal Aviation Agency (FAA), a National Aeronautics and Space Administration (Nasa), a Força Aérea dos Estados Unidos, Boeing, Society of Automobile Engineers (SAE) e por laboratórios nos Estados Unidos e na Europa, nas últimas décadas (FISHER; PERALA; PLUMER, 1990), permitiram o estabelecimento de métodos e técnicas de proteção e de testes bastante eficazes quando aplicados em aeronaves com estruturas metálicas. A boa condutividade das ligas de alumínio é amplamente explorada na otimização dessas proteções.

O emprego de materiais compósitos em estruturas de aeronaves, devido à sua menor condutividade elétrica, representa um fator relevante, que requer uma profunda revisão dos métodos e processos de proteção contra os efeitos indiretos de raios. A maior permeabilidade a campos eletromagnéticos, associada à maior resistência a correntes elétricas dessas estruturas, representa um fator bastante significativo de amplificação das tensões e correntes, induzidas em componentes elétricos e eletrônicos embarcados.

Novas técnicas e proteções mais eficientes que as comumente empregadas para estruturas metálicas precisam ser desenvolvidas e testadas para viabilizar o desenvolvimento de projetos suficientemente seguros de aeronaves com estruturas em compósito.

## 2.5 Mecanismos básicos de acoplamento

Em geral, uma aeronave metálica é vista como uma gaiola de Faraday. De certa forma, isso é verdade, pois o ambiente eletromagnético interno, durante um evento de raio, não é tão agressivo quanto o externo. Há, na verdade, alguns mecanismos importantes pelos quais a energia elétrica se acopla ao interior da aeronave. Os mecanismos básicos de acoplamento são: resistivo, campos magnéticos, campos elétricos.

A Figura 3 ilustra esses três métodos básicos de acoplamento.

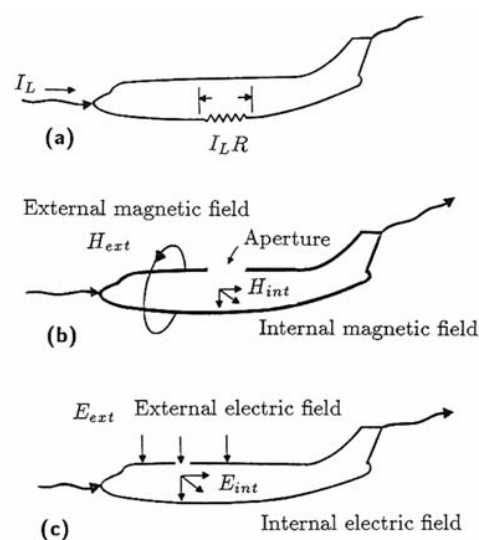


Fig. 8.4 Coupling mechanisms.

- (a) Resistive
- (b) Magnetic fields
- (c) Electric fields

### Figura 3: Mecanismos Básicos de Acoplamento

Fonte: Fisher, Peralá e Plumer (1990, p. 227).

Dados adicionais sobre esses mecanismos básicos de acoplamento são apresentados por Librantz e Librantz (2006).

Basicamente, o efeito resistivo é função da resistividade da estrutura *versus* a intensidade da corrente elétrica da descarga ( $V = IR$ ), circulando pela estrutura da aeronave.

Ao se considerar que, em uma aeronave metálica, os valores típicos de resistência CC (corrente contínua) são da ordem de 2,5 miliohms ( $m\Omega$ ), para uma corrente de raio de 200 quiloampere (kA), haveria uma tensão máxima, de extremo a extremo, da ordem de 500 volts (V). Numa aeronave com estrutura de CFC, os valores típicos de resistência CC podem ser da ordem de 60  $m\Omega$ . Para a mesma descarga de 200 kA, a tensão gerada na estrutura, de extremo a extremo, seria da ordem de 12.000 V. Dependendo da configuração e aterramento dos circuitos e cabos elétricos internos, esses valores de tensão podem surgir entre equipamentos ou entre equipamentos e estrutura, causando danos consideráveis aos sistemas embarcados.

Os efeitos de campos magnéticos serão mais severos em aeronaves com estruturas em compósito do que em aeronaves de metal. Estruturas de materiais não-condutores, como fibra de vidro e Kevlar, não apresentam atenuação dos campos magnéticos externos, o que não ocorre com as estruturas de CFC, que demonstram alguma atenuação, mas não tanto quanto as estruturas de metal. Os campos magnéticos não serão apenas mais intensos, mas atingirão o pico mais rapidamente que em aeronaves de metal, como consequência natural da alta resistência elétrica de materiais de CFC. Uma das causas de os campos magnéticos serem mais intensos é o fato de que uma parte significativa da intensidade de corrente do raio circula por objetos metálicos internos da aeronave, diferente do que se verifica em relação às aeronaves com estrutura metálica.

Em decorrência desses exemplos e de os demais efeitos indiretos serem agravados pelo uso de materiais compósitos em estruturas de aeronaves, quando comparados aos efeitos em metálicas, novas técnicas e proteções mais eficientes que as habitualmente empregadas para estruturas metá-

licas precisam ser aplicadas e testadas para viabilizar o desenvolvimento de projetos de aeronaves com estruturas de compósito, suficientemente seguros (SOCIETY OF AUTOMOBILE ENGINEERS, 2005a; 2005b; 2005d).

## 2.6 Outros efeitos

Como citado, além dos efeitos diretos e indiretos de raios, existem outros aspectos que requerem o desenvolvimento de técnicas alternativas de solução de projeto, devido à substituição do alumínio por materiais compósitos em estruturas primárias de aeronaves. Os mais relevantes exigem a utilização da estrutura como:

- Retorno de corrente elétrica;
- Plano-terra de antenas dos sistemas de comunicação e de navegação;
- Blindagem dos equipamentos eletrônicos contra os efeitos de campos externos de radiofrequência.

### 2.6.1 Retorno de corrente

As aeronaves metálicas têm suas estruturas desenvolvidas para prover uma boa condutividade elétrica em toda a extensão do veículo, a fim de minimizar o emprego de fiação de retorno de corrente elétrica dos equipamentos embarcados. Esse recurso de projeto permite obter uma redução de peso considerável, pois os cabos de cobre eliminados representam uma expressiva parcela do peso total de uma aeronave.

Mesmo os CFCs apresentam condutividade elétrica inapropriada para a sua utilização como caminho de retorno de corrente. Já as estruturas de CFC apresentam resistividade elétrica mil vezes superior à de estruturas equivalentes em alumínio.

O Quadro 2 apresenta os valores de resistividade elétrica e as características físicas típicas de alguns metais e laminados de CFC.



	Al	Cu	Ti	Aço ino.	CFC
R ( $\Omega \cdot \text{cm}$ )	$2,8 \cdot 10^{-6}$	$1,72 \cdot 10^{-6}$	$42 \cdot 10^{-6}$	$72 \cdot 10^{-6}$	$6 \cdot 10^{-3}$
$\lambda$ ( $1/^\circ\text{C}$ )	0,0043	0,0034	0,0035	0,001	-
Coefficiente térmico ( $1/^\circ\text{C}$ )	$0,25 \cdot 10^{-4}$	$0,164 \cdot 10^{-4}$	$0,085 \cdot 10^{-4}$	$0,120 \cdot 10^{-4}$	$0,125 \cdot 10^{-4}$
$\rho$ ( $\text{g/cm}^3$ )	2,70	8,89	4,51	7,90	1,55
Ponto de fusão ( $^\circ\text{C}$ )	660	1084	1670	1150	160

#### Quadro 2: Propriedades físicas e elétricas de diferentes materiais usados em estruturas de aeronaves

Obs.: R = resistividade elétrica a  $25^\circ\text{C}$ ;  $\lambda$  = coeficiente de temperatura de resistência;  $\rho$  = densidade.

Fonte: Marcus Materials Company (1998).

É importante notar que os valores de resistividade elétrica de materiais à base de compósitos laminados de fibra de carbono são duas mil vezes maiores que os valores de materiais metálicos à base de alumínio. Esse é o fator determinante para os efeitos indiretos mais pronunciados de acoplamento resistivo, devido a descargas de raio, conforme descrito no item 2.5 quando se comparam estruturas de CFC com estruturas metálicas de alumínio.

#### 2.6.2 Plano-terra de antenas

As antenas de sistemas de comunicação e de navegação desenvolvidas para uso aeronáutico utilizam a superfície metálica sobre a qual estão usualmente montadas, como plano-terra para garantir a performance esperada e requerida, especialmente em relação à qualidade de sinal e alcance de transmissão ou de recepção de sinal. A substituição do plano-terra metálico por uma superfície de material não-condutor, como fibra de vidro, ou mesmo de baixa condutividade, como CFC, requer estudos de avaliação e desenvolvimento de soluções referentes à condutividade do plano-terra ou de adaptações no projeto de antenas mais adequadas a essa condição de operação.

#### 2.6.3 Permeabilidade a campos eletromagnéticos

As superfícies metálicas de ligas de alumínio representam uma barreira considerável para

a penetração de campos eletromagnéticos. Medições da função transferência em aeronaves com estrutura e revestimento à base de alumínio têm demonstrado níveis de atenuação de campos de radiofrequência (em inglês *radiated field* [RF]) consideráveis, variando mais expressivamente em razão de aberturas (pára-brisas e janelas) ou outras discontinuidades elétricas da estrutura.

Superfícies de materiais como o CFC, apesar de sua condutividade elétrica, apresentam níveis de atenuação dos campos externos consideravelmente inferiores quando comparados aos obtidos de superfícies equivalentes compostas de materiais metálicos. Além disso, em baixas frequências, como no caso de descargas elétricas de raios, a resistividade elétrica do material constitui um fator relevante no efeito de tensões e correntes de efeitos indiretos induzidas em cablagens elétricas internas.

Por essas razões, o emprego de CFC em estruturas e revestimentos de aeronaves precisa ser revisto quanto ao impacto sobre o projeto de sistemas e equipamentos eletroeletrônicos embarcados. As proteções contra campos de rádio de alta intensidade (em inglês *high intensity radiated field* [Hirf]) e contra os efeitos indiretos de raios (em inglês *indirect effects of lightning* [IEL]) precisam considerar um ambiente mais agressivo que o costumeiramente medido em aeronaves metálicas.

Diversos estudos têm sido dedicados às propriedades eletrodinâmicas de compósitos metal-dielétricos, em particular à influência da micro-

estrutura na permissividade e permeabilidade magnéticas efetivas (MAKHNOVSKIY; PANINA, 2003; SARYCHEV; SHALAEV, 2000). Microfios ferromagnéticos têm sido utilizados como partículas de inclusão em matrizes dielétricas. Nesse caso, o comprimento dos microfios e a permissividade da matriz dielétrica determinam a faixa de frequência de operação.

### 3 Recomendações

Cabe salientar que um compromisso entre a densidade final do material compósito e suas propriedades elétricas e estruturais deve ser cuidadosamente avaliado durante o projeto de partes e peças de aeronaves, a fim de estabelecer parâmetros de segurança de acordo com as normas vigentes e garantir tanto o melhor desempenho a respeito dos efeitos dos raios quanto o custo-benefício de fabricação e operação.

### 4 Considerações finais

Apesar do extenso conhecimento já existente sobre práticas de proteção de estruturas metálicas de aeronaves contra os efeitos de raios, a substituição delas por estruturas de materiais compósitos requer o desenvolvimento e a maturação de novas técnicas de proteção. A identificação dos efeitos secundários dessa substituição e o estudo de técnicas de proteção também devem ser adequadamente considerados para viabilizar o aproveitamento integral das vantagens inerentes ao emprego desses novos materiais, de forma extensiva, em futuros projetos de aeronaves.

Apesar de alguns fabricantes já dominarem algumas dessas técnicas, elas ainda não são de domínio de toda a comunidade aeronáutica. Cabe salientar que o crescente uso de polímeros refor-

çados com fibras de carbono no setor aeronáutico deve-se, principalmente, ao constante desafio que essa indústria necessita enfrentar para obter componentes que exibam os maiores valores de resistência mecânica e de rigidez específica entre os materiais disponíveis.

Destarte, a maior demanda na utilização dos compósitos estruturais tem estimulado muitos estudos para atingir, com êxito, os desafios da aquisição de componentes com funções múltiplas, atendendo aos requisitos de utilização, tais como menor peso, maior desempenho mecânico, transparência à radiação, resistência à erosão e menos vulnerabilidade aos efeitos primários e secundários dos impactos dos raios.

#### Effects of the lightning impact on aircraft with structures formed by composite materials

In the competitive aeronautical world there is a continuous search for aircraft performance, safety and operational costs optimization. The search for new materials with more adequate characteristics for these purposes is inducing several manufacturers to use composite materials in replacement of aluminum in aircraft primary structures. Despite the great number of advantages in terms of weight, manufacturing improvements, reparability and fatigue characteristics of these materials, a main disadvantage is its lower electrical conductivity. In this article, focus is given to the more immediate effects of these electrical characteristics in terms of damage in case of lightning impact and also to the effects due to the exposition of the installed systems and equipment to the intense electromagnetic fields resultant of this impact.

**Key words:** Aircraft. Composites. Lightning. Structures.

### Notas

- 1 N. Ed.: é um método de fabricação contínuo, mecanizado, para produtos de seção uniforme (como vergalhões, vigas, canaletas e tubos), em resina poliéster, epóxi estervinílica



- ou fenólica reforçada com fibras de vidro, de performance superior aos materiais convencionais.
- 2 N. Ed.: marca registrada de fibra resistente a altas temperaturas desenvolvida pela Dupont. Esse material é comumente usado na fabricação de coletes à prova de balas, pneumáticos, cabos e fibra ótica etc.
  - 3 Carenagem protetora de antenas, permeável à radiofrequência.
  - 4 Termo que vem do francês antigo. Em português: nacela. Trata-se de espaço, dentro de um avião, reservado para alojar qualquer conjunto.
  - 5 Termo que vem do francês antigo. Trata-se de estrutura de sustentação dos motores.

## Referências

AMARAL, P. et al. Estudo das propriedades de compósitos de polianilina e resina epoxídica. *Polímeros: Ciência e Tecnologia*, v. 11, n. 3, p. 149-157, 2001.

ARPON, R. et al. Interfacial reactions in Al/TiC particulate composites produced by pressure infiltration. *Materials Science & Technology*, v. 19, n. 9, p. 1.225-1.230, 2003.

ASTHANA, R. Cast metal-matrix composites. II. Process fundamentals. *Journal of Materials Synthesis and Processing*, v. 5, n. 5, p. 339-361, 1997.

CLAUSSEN, N. Processing of advanced ceramic composites: Issues of Producibility, affordability, reliability, and tailorability. *British Ceramic Transactions*, v. 98, n. 5, p. 256-257, 1999.

FAHRENHOLTZ, W. G.; EWSUK K. G.; LOEHMAN, R. E. Kinetics of ceramic-metal composite formation by reactive metal penetration. *Journal of the American Ceramic Society*, v. 81, n. 10, p. 2.533-2.541, 1998.

FISHER, F. A.; PERALA, R. A.; PLUMER, J. A. *Lightning Protection of Aircraft*. 1. ed. Pittsfield: Lightning Technologies, 1990.

LEUNG, H. Y. et al. Fibre reinforced polymer materials for prestressed concrete structures. *Structural Survey*, v. 21, n. 2, p. 95-101, 2003.

LIBRANTZ, H.; LIBRANTZ, A. F. L. Descargas elétricas atmosféricas e suas interações com aeronaves. *Exacta*, São Paulo, v. 4, n. 2, p. 247-258, jul./dez. 2006.

MAKHNOVSKIY, D. P.; PANINA, L. V. Field dependent permittivity of composite materials containing ferromagnetic wires. *Journal of Applied Physics*, v. 93, n. 7, p. 4.120-4.129, 2003.

MARCUS MATERIALS COMPANY. Properties of various material. *Site Marcus Materials Company*: 1998. Disponível em: <[http://www.mcelwee.net/html/properties\\_of\\_various\\_material.html](http://www.mcelwee.net/html/properties_of_various_material.html)>. Acesso em: 20 jul. 2006.

MIDDLETON, D. H. *Composite materials in aircraft structures*. 1. ed. Harlow: Longman Scientific & Technical, 1990.

RAMBO, C. R. et al. Synthesis of TiC/Ti-Cu composites by pressureless reactive infiltration of TiCu alloy into carbon preforms fabricated by 3D-printing. *Materials Letters*, v. 59, n. 8-9, p. 1.028-1.031, 2005.

ROSLER, J.; BAKER, M. A theoretical concept for the design of high-temperature materials by dual-scale particle strengthening. *Acta Materialia*, v. 48, n. 13, p. 3.553-3.567, 2000.

SANTOS, H. J. S. *Evolução do uso de materiais compósitos na indústria aeronáutica: análise logística*. 1. ed. Covilhã: Ubi, 2007. Disponível em: <<http://www.dem.ubi.pt/~humberto/Investiga/pdf/aula.pdf>>. Acesso em: 25 jul. 2006.

SARYCHEV, A. K.; SHALAEV, V. M. Electromagnetic field fluctuations and optical nonlinearities in metal-dielectric composites. *Physics Reports*, v. 335, n. 6, p. 275-371, 2000.

SOCIETY OF AUTOMOBILE ENGINEERS. Aircraft lightning environment and related test waveforms. *SAE Aerospace Recommended Practices*, n. 5.412, rev. A, 2005a.

SOCIETY OF AUTOMOBILE ENGINEERS. Aircraft lightning test methods. *SAE Aerospace Recommended Practices*, n. 5.416, 2005b.

SOCIETY OF AUTOMOBILE ENGINEERS. Aircraft lightning zoning. *SAE Aerospace Recommended Practices*, n. 5.414, rev. A, 2005c.

SOCIETY OF AUTOMOBILE ENGINEERS. Certification of aircraft electrical/electronic systems against the indirect effects of lightning. *SAE Aerospace Recommended Practices*, n. 5.413, rev. A, 2005d.

STOLOFF, N. S. *Metals handbook*. 10. ed. Materials Park: ASM International, 1990. v. 1.

*Exacta*, São Paulo, v. 4, n. 2, p. 259-271, jul./dez. 2006.

STOLOFF, N. S. *Metals handbook*. 9. ed. Materials Park: ASM International, 1980. v. 3.

TRAVITZKY, N. et al. Rapid synthesis of Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> reinforced Fe-Cr-Ni composites. *Materials Science & Engineering A*, v. 344, n. 1, p. 245-252, 2003.

TRAVITZKY, N.; GOTMAN, I.; CLAUSSEN, N. Alumina-Ti aluminide interpenetrating composites: microstructure and mechanical properties. *Materials Letters*, v. 57, n. 22, p. 3.422-3.426, 2003.

WAGNER, F. et al. Interpenetrating Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>-TiAl<sub>3</sub> alloys produced by reactive infiltration. *Journal of the European Ceramic Society*, v. 19, n. 13-14, p. 2.449-2.453, 1999.

Recebido em 10 out. 2006 / aprovado em 9 nov. 2006

**Para referenciar este texto**

LIBRANTZ, H.; RAMBO, C. R.; LIBRANTZ, A. F. H. Efeitos do impacto dos raios nas aeronaves com estrutura composta de materiais compósitos. *Exacta*, São Paulo, v. 4, n. 2, p. 259-271, jul./dez. 2006.