

Predição das propriedades elásticas de compósitos termoe estruturais com reforço multidirecional

RIBEIRO, J.L.P.¹; GREGORI, M.L.¹; PARDINI, L.C.^{II}

^I CTA-IAE-ASE

Pça. Mal. Eduardo Gomes, 50, Vila das Acácias, S. J. dos Campos/SP, CEP: 12228-904

e-mail: jlpiemonte@iae.cta.br, luisa.gregori@iae.cta.br,

^{II} CTA-IAE-AMR

Pça. Mal. Eduardo Gomes, 50, Vila das Acácias, S. J. dos Campos/SP, CEP: 12228-904

e-mail: pardini@iae.cta.br

RESUMO

Os compósitos são uma classe de materiais que apresentam propriedades superlativas em relação aos materiais isotrópicos (metais, cerâmicos, polímeros), se considerarmos sua alta resistência aliada ao baixo peso. O reforço, a matriz e a interface entre ambos, definem o desempenho do componente em serviço e a temperatura de trabalho destes materiais. Particularmente, compósitos de uso a temperaturas superiores à 1000°C são denominados de compósitos termoe estruturais. Estes materiais suportam demandas termomecânicas significativas, sendo utilizados em gargantas de tubeira de foguetes, proteções térmicas reirradiativas e materiais de fricção. Via de regra, esses materiais são manufaturados mediante a utilização de preformas fibrosas, que nada mais são que um “esqueleto” de reforço que translada resistência e rigidez ao material. A utilização de preformas permite a concepção e obtenção de componentes com geometrias complexas e dimensões as mais diversas, permitindo assim uma flexibilidade no projeto do componente a ser obtido. Embora apresentem virtudes incontestáveis, o custo desses materiais ainda é proibitivo para aplicações rotineiras. Também o custo dos testes mecânicos que validem suas propriedades em relação aos materiais de uso convencional torna-se oneroso, além de demandar equipamentos especiais. O presente trabalho aborda a predição das propriedades elásticas de compósitos termoe estruturais de Carbono Reforçado com Fibras de Carbono (CRFC), com configurações de reforço tri-direcional (3D) e tetra-direcional (4D). As propriedades foram calculadas à temperatura ambiente para efeito de comparação ao grafite sintético, ainda utilizado em gargantas de tubeira de motores foguete de pequeno porte. Os cálculos de predição de propriedades elásticas foram baseados no método de homogeneização considerando a hipótese de mechas de fibras retas pela rigidez média ponderada.

Palavras chaves: Compósitos termoe estruturais, compósitos carbono/carbono, propriedades elásticas, micromecânica de materiais ortotrópicos.

Prediction of elastic properties of thermo structural composites with multidirectional reinforcement.

ABSTRACT

Composites are a class of materials which have superlative properties in relation to the isotropic materials (metals, ceramics and polymers) if one can look to a combination of high resistance and low weight. The reinforcement fibers, the matrix and the interface between them define the performance and the maximum temperature of the component in service. Composites designed to work under temperatures higher than 1000°C are called thermo-structural composites. Because of their high thermal shock resistance, these materials are used in critical applications such as kick motor nozzles, thermal protections for re-entry ablative and reradiative systems and aircraft brakes. They are usually made by using preforms, that are assembled rods forming a “skeleton” that translates rigidity and strength to the material. The use of preform technology allows an enormous variety of complex geometries and dimensions, which consequently allows flexibility in the design of the component. Although presenting incontestable advantages, the cost of these materials is still prohibitive to common industrial applications. The mechanical tests costs to validate the properties are also high and special equipments are necessary to make them practical. The present work describes the analytical methods to predict elastic properties of thermo structural composites known as Carbon Fiber Reinforced

Composites (CFRC) having tri directional (3D) and tetra directional (4D) architectures, in order to make an valuable analysis of their results. Properties were calculated at ambient temperature, and comparisons were made with the properties of graphites formerly used as a standard material for kick rocket motor nozzles. The predictions of elastic properties were based on the homogenization method, considering the hypothesis of straight fiber bundles, resulting in ponderal average elastic properties.

Keywords: Thermo structural composites, Carbon/carbon composites, Elastic properties, Orthotropic materials micromechanics.

1 INTRODUÇÃO

No setor da indústria aeronáutica e aeroespacial, os compósitos destacam-se pela nobreza das aplicações e pela engenharia aplicada para novas soluções tanto em termos de materiais como de processo, o que explica o alto valor agregado ao produto para o mercado. Neste tipo de indústria, os materiais compósitos desempenham um papel fundamental, principalmente nas questões relacionadas ao alívio de peso de aeronaves, que resulta em projeto estrutural integrado e otimizado, e na maior capacidade de carga ou alcance de vôo. Para aeronaves, o uso de compósitos sempre se concentrou na obtenção de peças com espessura delgada (poucos milímetros), concentrando seu uso em estruturas de superfícies, sejam elas internas ou externas. As propriedades fora do plano dessas estruturas eram sempre associadas à matriz. O uso de compósitos com multi-direções, agora adentrando todas as áreas da indústria aeronáutica e aeroespacial, veio levantar a necessidade de uma nova metodologia de cálculo [1, 2] que contemplasse as particularidades desse tipo de componente sólido, uma vez que o cálculo de compósitos se restringia às propriedades no plano bi-direcional de reforço (lâmina).

Um dos componentes importantes de um sistema propulsor de veículos lançadores são as gargantas de tubeira de foguete (tipicamente um bocal de Laval), conforme mostra esquematicamente a Figura 1. Nesse subsistema, os gases que resultam deste processo atingem altas temperaturas (acima de 2000°C) e são expandidos na garganta de tubeira, que tem por função propiciar o aumento da velocidade de ejeção (~2500 m/s), que é fator preponderante para obter-se o empuxo desejado. Esses componentes são basicamente reservatórios de calor, e são manufaturados em materiais refratários, resistentes ao choque térmico e ao desgaste erosivo que ocorre durante a operação do foguete. O material mais utilizado até a década de 1970 era o grafite, que atendia satisfatoriamente aos requisitos de operação e dimensões. À medida que os motores de foguete tiveram sua geometria aumentada, os grafites já não satisfaziam às especificações seja pelas limitadas propriedades, seja pela limitação no tamanho da peça. O advento dos compósitos de Carbono Reforçado com Fibras de Carbono (CFRC) veio atender aos requisitos atuais de projeto. A utilização de reforços multi-direcionais tornou necessária a utilização de metodologia de cálculos micromecânicos para estimativa das constantes elásticas desses materiais partindo das propriedades individuais dos componentes [1]. Os cálculos de predição de propriedades elásticas foram baseados no método de homogeneização, considerando a hipótese de mechas de fibras retas pela rigidez média ponderada e os resultados obtidos comparados às propriedades do grafite sintético de uso aeroespacial

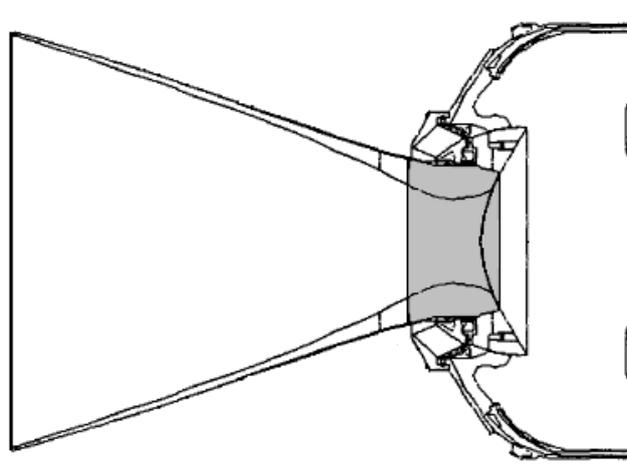


Figura 1: Representação de uma garganta de tubeira de foguete.

1.1 Escopo e Motivação do Trabalho

O trabalho visa, mediante o uso de uma ferramenta computacional, que se utiliza das propriedades individuais dos constituintes do compósito (fibra e matriz) e das características geométricas da preforma, obter as propriedades elásticas de compósitos termoestruturais formados de Carbono Reforçado com Fibras de Carbono (CRFC), usados atualmente em gargantas de tubeira de foguete do Instituto de Aeronáutica e Espaço/CTA. Evidencia-se assim, as vantagens desses materiais sobre o grafite, tanto em termos de propriedades elásticas como em possibilidades dimensionais, permitindo a obtenção de blocos de tamanho significativamente maiores que os obtidos atualmente com o grafite.

A tecnologia de fabricação de compósitos termoestruturais e gargantas de tubeiras de foguete sempre foi objeto de sigilo na literatura científica e industrial, devido aos usos sensíveis a que se destina. Atualmente, há uma quantidade considerável de artigos na literatura acadêmica disponível relativa aos processos de fabricação [3, 4]. O projeto térmico desses componentes também tem encontrado espaço na literatura, porque são materiais isolantes estudados sob a ótica da Termodinâmica Clássica, embora algumas complicações do fluxo erosivo não sejam consideradas sob essa ótica [5]. Mas poucas informações são disponíveis quando se trata da modelagem de propriedades elásticas desses materiais, que é em si outro objetivo do presente trabalho, agregando conhecimento no país à tecnologia de compósitos, que é de capital importância para o desenvolvimento do programa espacial brasileiro. Além disso, devido à imensa variedade de compósitos disponíveis e geometrias de construção de tecidos e preformas, torna-se impraticável e custoso obter a caracterização mecânica completa desses materiais utilizado-se unicamente procedimentos experimentais.

2 MÉTODO COMPUTACIONAL DA RIGIDEZ MÉDIA

A predição das constantes elásticas de materiais anisotrópicos, e particularmente os compósitos se utiliza de métodos analíticos como a Teoria Clássica de Laminação ou de métodos de Elementos Finitos [6, 7]. Um outro método utilizado na predição das propriedades elásticas de compósitos considera a natureza microscópica do mesmo, ou seja, sua microestrutura. A combinação das propriedades intrínsecas das fibras de reforço e da matriz são, então, consideradas para o cálculo. A essa metodologia de cálculo dá-se a designação de micromecânica, e embora ela apresente limitações, é fundamental no entendimento do conjunto das propriedades dos compósitos. Na Teoria Clássica de Laminação, por exemplo, o desenvolvimento de procedimentos para avaliar tensões e deformações de laminados é fundamentalmente dependente do fato de que a espessura dos compósitos é muito menor que as dimensões no plano. Valores típicos para espessura para camadas individuais podem abranger de 0,13 a 0,25 mm. Conseqüentemente, compósitos tendo 8 a 50 camadas são considerados placas finas, e, portanto, podem ser analisados com base nas simplificações usuais da teoria de placas finas.

A análise micromecânica de compósitos é baseada em sistemas simples. No caso da predição da rigidez de compósitos com fibras perfeitamente alinhadas, conforme mostra a Figura 2, com arranjo unidirecional (1-D), comportamento elástico e com adesão perfeita, se faz uso da equação da Regra das Misturas [8], equação 1. A equação resulta no módulo elástico longitudinal (E_{11}) do compósito. Os subscritos referem-se à direção principal do reforço e à direção de aplicação de tensão, respectivamente.

$$E_{11} = E_f \cdot V_f + E_m \cdot V_m \quad (1)$$

onde: E_f = módulo do reforço, V_f = volume de fibras, E_m = módulo da matriz e V_m = volume de matriz.

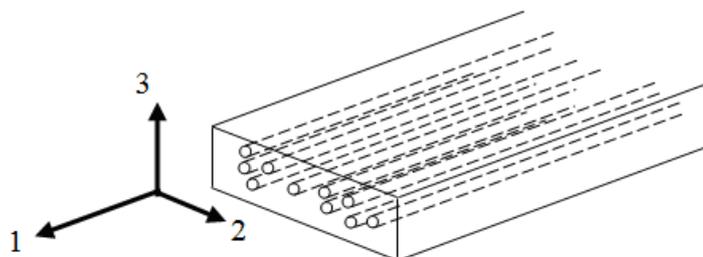


Figura 2: Representação esquemática de um compósito unidirecional (1D) e eixos correspondentes.

O módulo transversal (E_{22}) do compósito, por sua vez é definido pela equação 2. Devido às simplificações, a predição do módulo transversal não resulta em valores tão exatos quanto o módulo longitudinal (E_{11}), pela forte influência do módulo elástico da matriz, notadamente em compósitos poliméricos. Além disso, fibras de reforço nem sempre apresentam propriedades isotrópicas [8].

$$E_{22} = \frac{E_f \cdot E_m}{(V_f \cdot E_m) + (V_m \cdot E_f)} \quad (2)$$

onde E_f = módulo da fibra (reforço), E_m = módulo da matriz, V_f = volume de fibras, V_m = volume de matriz.

O módulo de cisalhamento no plano (G_{12}) de um compósito unidirecional pode ser obtido por dedução similar à utilizada para o módulo transversal (E_{22}), resultando na equação 3. Observa-se que tanto G_{12} quanto E_{22} são fortemente influenciados pelo valor do módulo da matriz (G_m)

$$G_{12} = \frac{G_f \cdot G_m}{(V_f \cdot G_m) + (V_m \cdot G_f)} \quad (3)$$

onde : G_f = módulo de cisalhamento do reforço, G_m = módulo de cisalhamento da matriz, V_f = volume de reforço, V_m = volume de matriz.

Há uma classe de materiais situada entre os materiais isotrópicos e ortotrópicos conhecida como materiais transversalmente isotrópicos, onde o compósito unidirecional constitui um exemplo típico. Nessa classe, as propriedades do material nas direções 2 e 3 (perpendiculares à direção das fibras) da Figura 2, são idênticas o que configura uma isotropia transversal ao eixo indicado pela direção 1. Dessa forma valem as identidades :

$E_{22} = E_{33}$, $\nu_{12} = \nu_{13}$, $G_{12} = G_{13}$, e mais importante :

$$G_{23} = \frac{E_{22}}{2 \cdot (1 + \nu_{23})} \quad (4)$$

onde ν_{12} , ν_{13} e ν_{23} são razões de Poisson, onde o primeiro subscrito refere-se à direção de aplicação da tensão e o segundo subscrito refere-se à direção de contração.

O procedimento numérico para análise tri-dimensional de compósitos apresentado assume as seguintes hipóteses: (i) distribuição regular de fibras na mecha (cabo) e, (ii) arranjo regular de filamentos no compósito unidirecional (referido aqui como uma vareta). Estas hipóteses permitem o estudo do problema dentro do escopo da teoria micromecânica de materiais periódicos heterogêneos e correspondem a basicamente dois níveis de homogeneização [1, 9, 10]. O primeiro nível refere-se aos filamentos que são primeiramente analisados por um modelo independente (Regra das Misturas). Cada filamento unidirecional compõe o compósito unidirecional (Figura 3a) com fração volumétrica de fibras igual à densidade de empacotamento. As propriedades mecânicas do filamento homogeneizado (Figura 3b) são então obtidas. O segundo nível refere-se ao compósito multi-direcional “fictício”, contendo os cabos de fibras (varetas) homogeneizados (Figura 3c). A distribuição regular do reforço no material nos permite extrair o volume representativo (Figura 3d) do tecido ou preforma, para avaliar a resposta do material homogeneizado (Figura 3e) em termos de quantidades macroscópicas (globais) [9, 10].

O modelo descrito refere-se ao conceito de rigidez média, denominado de “Fabric Geometry Model - FGM” [9], que se baseia na idéia de que as propriedades do compósito podem ser calculadas em função das proporções relativas das propriedades das fibras e da matriz que o compõem, em suas direções respectivas. Ou seja, o compósito é analiticamente subdividido em elementos de volume (célula unitária) compostos de fibras ou cabos impregnados com matriz. O conceito patente do modelo é que cada cabo de fibras com uma determinada fração em volume de matriz é visto como um compósito cilíndrico ou vareta unidirecional, cujas contribuições são sobrepostas vetorialmente para formar as propriedades do compósito homogeneizado. As propriedades de cada direção representativa dos cabos de fibras da célula unitária são calculadas separadamente, onde as constantes de engenharia calculadas referem-se ao sistema local de coordenadas (sistema 1-2-3), como mostrado na Figura 4.

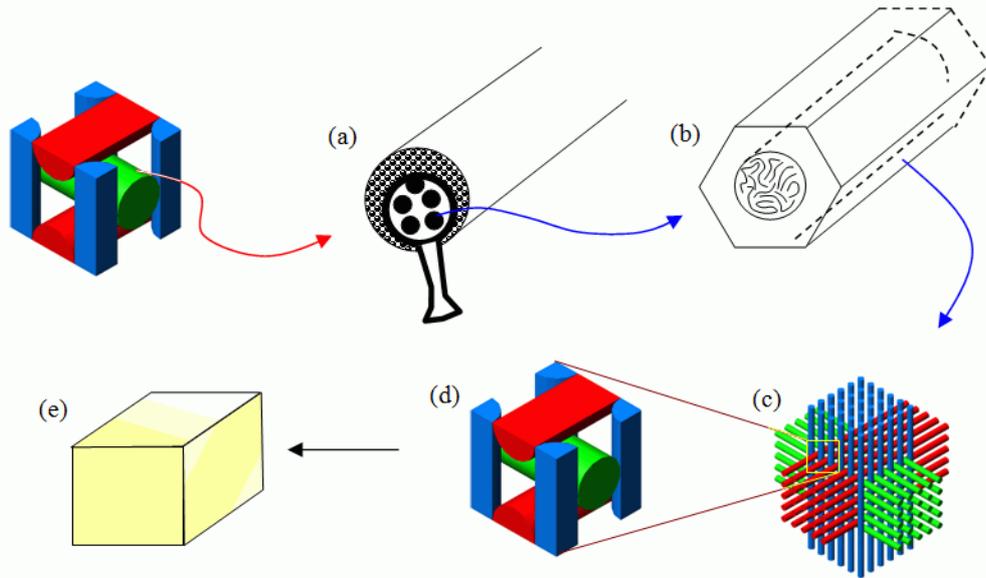


Figura 3: Modelo hierárquico constitutivo (a) modelo representativo da célula unitária; (b) unidade de elemento cilíndrico representativo das varetas; (c) unidade representativa de um filamento como reforço unidirecional ; (d) representação da preforma e célula unitária do compósito; (e) compósito homogeneizado.

A transformação de coordenadas das matrizes de rigidez (C) e flexibilidade (S) podem ser obtidas por meio de transformação de coordenadas tensão/deformação [9, 10, 11]. A equação resultante da transformação de coordenadas para a matriz de rigidez pode ser obtida como a seguir :

$$[C_{global}] = [K]T[C_{local}][K] \quad (5)$$

onde $[C_{global}]$ é a matriz de rigidez no sistema global de coordenadas (x,y,z), K é a matriz de transformação tensão/deformação, $[C_{local}]$ é a matriz de rigidez no sistema local de coordenadas (1,2,3), e T é a matriz transformada.

A transposição das constantes do sistema local para o sistema global é realizada por uma matriz de transformação composta de fatores relacionados aos co-senos diretores (ângulos θ e α , respectivamente elevação e azimute) das orientações respectivas das varetas, conforme mostra a equação 6, que refere-se à matriz transformada da equação 5.

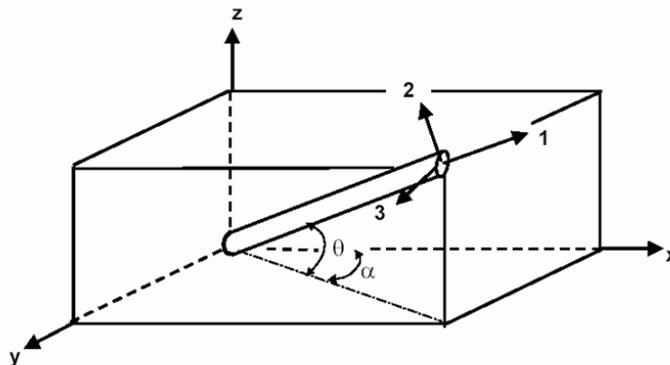


Figura 4: Sistemas local (1,2 e 3) e global (x, y e z) de coordenadas [9]

$$T_{\varepsilon} = \begin{vmatrix} l_1^2 & l_2^2 & l_3^2 & l_2 l_3 & l_1 l_3 & l_1 l_2 \\ m_1^2 & m_2^2 & m_3^2 & m_2 m_3 & m_1 m_3 & m_1 m_2 \\ n_1^2 & n_2^2 & n_3^2 & n_2 n_3 & n_1 n_3 & n_1 n_2 \\ 2m_1 n_1 & 2m_2 n_2 & 2m_3 n_3 & m_2 n_3 + m_3 n_2 & m_1 n_3 + m_3 n_1 & m_1 n_2 + m_2 n_1 \\ 2l_1 n_1 & 2l_2 n_2 & 2l_3 n_3 & l_2 n_3 + l_3 n_2 & l_1 n_3 + l_3 n_1 & l_1 n_2 + l_2 n_1 \\ 2l_1 m_1 & 2l_2 m_2 & 2l_3 m_3 & l_2 m_3 + l_3 m_2 & l_1 m_3 + l_3 m_1 & l_1 m_2 + l_2 m_1 \end{vmatrix} \quad (6)$$

onde:

$$\begin{aligned} l_1 &= \cos \theta & m_1 &= 0 & n_1 &= -\sin \theta \\ l_2 &= \sin \theta \cdot \cos \alpha & m_2 &= \sin \alpha & n_2 &= \cos \theta \cdot \cos \alpha \\ l_3 &= \sin \theta \cdot \sin \alpha & m_3 &= -\cos \alpha & n_3 &= \cos \theta \cdot \sin \alpha \end{aligned}$$

A contribuição de cada cabo de reforço (vareta) na direção do sistema global de coordenadas, é realizada pela superposição das matrizes de rigidez, ou flexibilidade, transpostas para o sistema global, conforme mostra a equação 7 [9].

$$C_{comp} = \frac{1}{V_f} \sum_{i=0}^n V f_i \cdot C_i \quad (7)$$

onde C_{comp} é a matriz de rigidez do compósito, V_f é a fração volumétrica total de fibras, $V f_i$ é a fração volumétrica relativa do i -ésimo compósito unidirecional, C_i é a matriz de rigidez do i -ésimo compósito unidirecional e n é o número de compósitos unidirecionais.

3 RESULTADOS DA RIGIDEZ MÉDIA PARA COMPÓSITOS 3D E 4D

Considerando-se que o objetivo do presente trabalho é prever as propriedades elásticas de compósitos termo-estruturais com reforço multi-direcional e compará-las às do grafite sintético, é de bom alvitre fazer menção às propriedades desse material. O grafite é obtido por uma composição de piche pirolisado e grãos de coque, em escala micrométrica, e a célula unitária do cristalito, em escala nanométrica, é hexagonal constituída de uma estrutura lamelar de planos basais empilhados, com distância interplanar de 0,3354 nm. As constantes de rigidez para a célula unitária hexagonal do grafite são $C_{11} = 10,3 \cdot 10^{11}$ Pa, $C_{12} = 2,1 \cdot 10^{11}$ Pa, $C_{13} = 9,4 \cdot 10^{10}$ Pa, $C_{33} = 4,0 \cdot 10^{10}$ Pa e $C_{44} = 2,3 \cdot 10^9$ Pa [12, 13]. O conjunto de unidades básicas estruturais que compõem o grafite estão aleatoriamente distribuídas no material em escala macro, ou seja, não ocorre alinhamento preferencial da célula unitária. Além disso, defeitos como poros e trincas, oriundos do processo de fabricação estão presentes, resultando nas propriedades mostradas na Tabela 1.

Tabela 1: Propriedades típicas de um grafite ATJ [12, 13].

Propriedades	Grafite ATJ
Massa específica (g/cm ³)	1,83
$\sigma_{tração}$ (MPa)	39
$E_{tração}$ (GPa)	11,5
$\sigma_{compressão}$ (MPa)	89
$E_{compressão}$ (GPa)	6,6
Condutividade térmica (W/K.m)	100

Para efeito de comparação pode-se também mencionar as propriedades elásticas típicas de um compósito CRFC uni-direcional (1D), mostrado esquematicamente na Figura 2, juntamente com as propriedades elásticas de um compósito CRFC bi-direcional (2D), tendo uma fração volumétrica de fibras da

ordem de 60%/volume, conforme mostra a Tabela 2 [4]. Medidas de módulo elástico obtidas por Hassan et al. [14], mostram valores de 60-65 GPa, em compósitos CRFC 2D com 48%/volume de fibras de carbono.

Tabela 2: Propriedades elásticas de compósito CRFC unidirecional (1D) e bi-direcional (2D).

	E_{11}	E_{22}	E_{33}	G_{12}	G_{23}	G_{13}	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}
Uni-direcional (1D)	140	14	14	5,7	5,5	5,7	0,19	0,19	0,25
Bi-direcional (2D)	78	78	15	5,7	5,7	5,7	0,03	0,24	0,24

Como os compósitos CRFC uni-direcionais apresentam uma fração em volume de fibras de carbono de cerca de 60%/volume é necessário mensurar as frações volumétricas de fibras nas direções correspondentes das varetas nas preformas que serão objeto de avaliação no trabalho. Inicialmente é necessário estabelecer e definir a unidade básica de repetição, ou seja, a célula unitária, de cada preforma. A Tabela 4 mostra, então, a célula unitária correspondente de cada configuração de preforma e as frações em volume de fibras nas direções correspondentes. Os valores de fração volumétrica mostrados na Tabela 4 correspondem à fração em volume de fibras de carbono calculadas tendo por base o uso de varetas de 2 mm de diâmetro, que são considerados como compósitos formados de elementos cilíndricos uni-direcionais.

As propriedades de compósitos CRFC dependem dos seguintes fatores [4]:

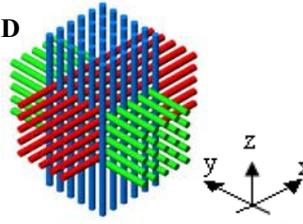
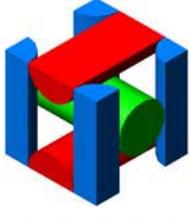
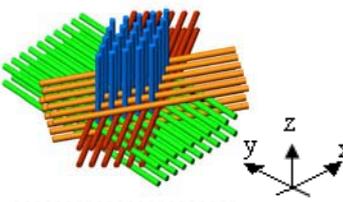
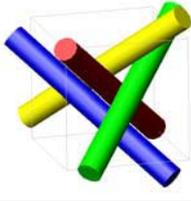
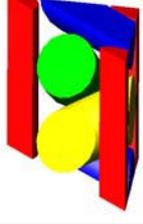
- Tipo de fibra de carbono utilizada (poliacrilonitrila, piche, rayon) ;
- Configuração da preforma (1D, 2D, 3D, 4D, n-D) ;
- Tipo de matriz precursora (piche, termorrígido, pirolítica) ;
- Tratamento térmico final (800-2500°C) ;
- Fração volumétrica de fibras e matriz ;
- Fração volumétrica de poros/micro trincas ;
- Condições de ensaio, como por exemplo, direção de avaliação de propriedades em relação ao eixo de carregamento, temperatura, taxa de deformação, volume de amostra sob ensaio, etc.
- Interface entre fibra matriz, e entre as diversas interfaces formadas pelas etapas de impregnação/pirólise.
- Tipo de ensaio realizado (tração, compressão, cisalhamento, etc)

Dessa forma, pode-se prever que uma grande variedade de materiais pode ser obtida com um espectro amplo de propriedades que atendem a diversos segmentos de uso. Considerando-se essas variáveis, pode-se prever que é bastante difícil a correlação direta das propriedades obtidas em literatura com as propriedades obtidas por predição a partir de modelos sem uma avaliação criteriosa das propriedades intrínsecas de cada material. No presente trabalho, foram consideradas as propriedades intrínsecas de fibras de carbono (derivadas de poliacrilonitrila) e de uma matriz carbonosa típica obtida a partir de piche, como parâmetros iniciais destinados ao cálculo das constantes elásticas pelo método da rigidez média [9, 10, 11]. Além disso, há uma inerente dificuldade em se obter as propriedades desses materiais na literatura visto que há restrições de toda ordem devido às aplicações sensíveis a que se destinam.

Tabela 3: Propriedades típicas da fibra de carbono e da matriz carbonos [4].

Propriedades	Fibra de carbono (ex-PAN)	Matriz carbonosa
Módulo elástico (GPa)		
Longitudinal	230	10
Transversal	20	
Módulo cisalhamento (GPa)	15	3
Poisson ν_{12}	0,2	0,18
Resistência à tração (GPa)	2,8	0,12

Tabela 4: Frações volumétricas de fibras nas direções principais das preformas 3D-ortogonal, 4D ($\pm 60^\circ/0^\circ$) e 4D vértice diagonal (trapezoidal).

Preforma	Célula unitária	Eixo	Fração volumétrica de fibras
		X	0,1178
		Y	0,1178
		Z	0,1178
		X +60	0,0785
		X -60	0,0785
		Y	0,0785
		Z	0,1020
		Diagonal 1	0,1020
		Diagonal 2	0,1020
		Diagonal 3	0,1020
		Diagonal 4	0,1020

Considerando-se a geometria da célula unitária, deve-se estabelecer direções para os co-senos diretores, como preconiza e estabelece a metodologia de cálculo pelo método da rigidez média. A partir dos co-senos diretores que correspondem às direções estabelecidas para cálculo das constantes elásticas, foi implementado um procedimento que se baseou na rotação desses eixos fundamentais na geometria da preforma para o devido mapeamento das propriedades, conforme mostra a Figura 5.

A Figura 5 mostra que os cálculos foram realizados de modo a completar uma varredura (mapeamento) de propriedades elásticas completa ao redor de um dos eixos de referência da preforma (eixo X). Para tal, as propriedades foram calculadas variando-se as direções de cálculo, pela rotação destes a cada 10° sucessivos em relação ao eixo Y, e a cada 15° sucessivos em relação ao Z, conforme mostra esquematicamente a Figura 5.

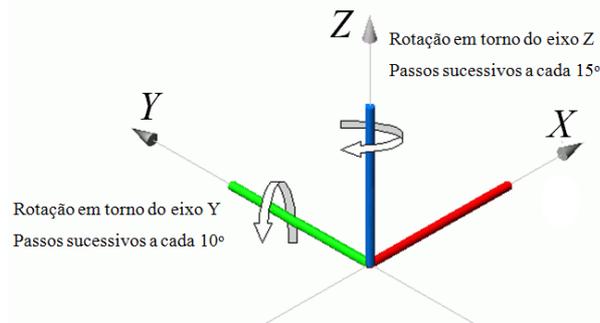


Figura 5: Representação esquemática das rotações aplicadas às preformas em relação aos eixos referentes aos co-senos diretores fundamentais.

Portanto, dada a simetria inerente à geometria das preformas, os cálculos foram realizados para os passos 0° , 15° , 30° e 45° no plano X-Y, e os resultados obtidos foram rebatidos para os demais passos de 60° , 75° e 90° subseqüentes, formando um quadrante completo. Cada rotação, ou passo, gerou um arquivo de

entrada para o aplicativo FGM, com seus co-senos diretores correspondentes. Dessa forma, foram efetuadas 40 rotações (passos) para cada preforma, perfazendo um total correspondente a 120 arquivos de entrada e 120 arquivos de saída com as propriedades elásticas obtidas em relação aos eixos do sistema global, gerando os resultados de E_x , E_y e E_z , G_{xy} , G_{yz} e G_{xz} e ν_{xy} , ν_{xz} , e ν_{yz} para as preformas 3D-ortogonal, 4D ($\pm 60^\circ/0^\circ$) e 4D piramidal. Para efeito de exemplo, a Tabela 5 mostra propriedades dos arquivos de entrada e saída para os eixos fundamentais da preforma 3D ortogonal. Com base nesses resultados foram calculados os vetores resultantes para cada uma das propriedades, visando a plotagem dos dados em gráficos que permitissem uma análise em conjunto. A necessidade de se realizar uma varredura de propriedades na geometria configuracional da preforma se prende ao fato de que nem sempre a utilização das propriedades do compósito CRFC formado com a preforma é exatamente na direção dos eixos principais. No aplicado são inseridos o módulo elástico longitudinal do reforço (E_f), o módulo elástico transversal do reforço (E_{tf}), o módulo de cisalhamento do reforço (G_f), a razão Poisson do reforço (ν_f), o módulo elástico da matriz (E_m), o módulo de cisalhamento matriz (G_m), a razão de Poisson da matriz (ν_m), a resistência a tração da matriz (σ_m), a resistência interfacial fibra/matriz ($\sigma_{inter.f}$) e a fração volumétrica relativa de fibras (V_f).

As Figuras 6, 7 e 8 mostram as propriedades referentes ao módulo elástico, módulo de cisalhamento e coeficiente de Poisson para o compósito formado com a preforma 3D-ortogonal. Pode-se verificar que o espectro de propriedades dessa preforma pode variar no máximo de 60 GPa, correspondente à direção de um dos eixos fundamentais (0° ou 90°), até 25 GPa, correspondente à 45° em relação aos dois eixos fundamentais (X-Y, por exemplo). Esses valores, são no mínimo o dobro do módulo do grafite sintético (11-12 GPa). O módulo de cisalhamento pode variar de 6 GPa à 20 GPa. Yoo et. al. [11, 16] obteve resultados similares aos calculados no presente trabalho. O resultado de módulo em cisalhamento para a preforma 3D-ortogonal é bastante proeminente tendo em vista que resultados de cisalhamento em grafites nucleares, obtidos por Taylor [15], utilizando um dispositivo de cisalhamento duplo, encontrou valores de resistência ao cisalhamento de grafites nucleares da ordem de 22-23 MPa. A razão de Poisson para o compósito formado com a preforma 3D é no mínimo igual à razão de Poisson do grafite, atingindo valores de até 0,8.

As Figuras 9, 10 e 11 mostram as propriedades referentes ao módulo elástico, módulo de cisalhamento e coeficiente de Poisson para o compósito formado com a preforma 4D ($\pm 60^\circ/0^\circ$). Pode-se observar que o módulo elástico pode variar em torno da geometria da preforma de 35 GPa à 50 GPa. Estes valores estão dentro do espectro de módulo elástico do compósito formado com a preforma 3D, e similares também aos valores obtidos por Yoo et. al. [11, 16]. Para a preforma 4D ($\pm 60^\circ/0^\circ$) o módulo de cisalhamento varia de 11,5 GPa a 16,5 GPa, valores estes também dentro da faixa de variação correspondente à preforma 3D. Entretanto, as propriedades elásticas do compósito formado com a preforma 4D ($\pm 60^\circ/0^\circ$), módulo elástico e de cisalhamento, apresentam uma variação menor denotando uma isotropia. Para essa configuração, o coeficiente de Poisson variou de 0,55 à 0,65.

As Figuras 12, 13 e 14 mostram as propriedades referentes ao módulo elástico, módulo de cisalhamento e coeficiente de Poisson para o compósito formado com a preforma 4D-Piramidal. Interessante observar que o módulo elástico na geometria do compósito formado com esta preforma pode variar de 35 GPa a 65 GPa, valores estes similares aos do compósito formado com a preforma 4D ($\pm 60^\circ/0^\circ$). O módulo de cisalhamento, por sua vez, situa-se entre 10 GPa e 20 GPa, sendo o limite superior o maior dentre as propriedades calculadas para o módulo de cisalhamento. O coeficiente de Poisson situou-se próximos aos valores encontrados para a preforma 3D-ortogonal, atingindo valores de até 0,8. Propriedades obtidas por Boury [17] em compósitos CRFC 4D-piramidal reportam um módulo elástico de ~10 GPa na direção fora do eixo de reforço, valor esse abaixo do mínimo calculado no presente trabalho. Entretanto, Tarnopol'skii [18] reporta propriedades similares às calculadas no presente trabalho.

Tabela 5: Exemplo do arquivo de entrada e saída do aplicativo FGM para a preforma 3D ortogonal.

Dados de entrada						
Número de direções		3				
		E_f	E_{tf}	G_f	ν_f	V_f
Propriedades da fibra de reforço	Direção 1	230	20	15	0.20	0.12
	Direção 2	230	20	15	0.20	0.12
	Direção3	230	20	15	0.20	0.12
		E_m	G_m	ν_m	σ_m	σ_{interf}
Propriedades da Matriz		10	3	0.18	0.12	0.024
		X	Y	Z		
Co-senos diretores	Direção 1	1	0	0		
	Direção 2	0	1	0		
	Direção 3	0	0	1		

Dados de saída					
Co-seno diretor	1.00;0.00;0.00	0.00;1.00;0.00	0.00;0.00;1.00		
Matriz transposta					
1.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	1.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	1.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	1.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	1.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	1.0000
Matriz de flexibilidade local (Slocal)					
0.0112108	-0.00209865	-0.00209865	0	0	0
-0.00209865	0.082	-0.0234537	0	0	0
-0.00209865	-0.0234537	0.082	0	0	0
0	0	0	0.237333	0	0
0	0	0	0	0.210907	0
0	0	0	0	0	0.237333
Matriz de rigidez local (Clocal)					
90.4134	3.2410	3.2410	0.0000	0.0000	0.0000
3.2410	13.3978	3.9150	0.0000	0.0000	0.0000
3.2410	3.9150	13.3978	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	4.2135	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	4.7414	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	4.2135
Co-seno diretor	0.00;-1.00;0.00	1.00;0.00;0.00	0.00;0.00;1.00		
Matriz transposta (T)					
0.0000	1.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
1.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	1.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	-1.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	-1.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	1.0000	0.0000
Matriz de flexibilidade local (Slocal)					
0.0112108	-0.00209865	-0.00209865	0	0	0
-0.00209865	0.082	-0.0234537	0	0	0
-0.00209865	-0.0234537	0.082	0	0	0
0	0	0	0.237333	0	0
0	0	0	0	0.210907	0
0	0	0	0	0	0.237333
Matriz de rigidez (Clocal)					
90.4134	3.2410	3.2410	0.0000	0.0000	0.0000
3.2410	13.3978	3.9150	0.0000	0.0000	0.0000
3.2410	3.9150	13.3978	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	4.2135	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	4.7414	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	4.2135
Co-seno diretor	0.00;0.71;-0.71	0.00;-0.71;0.71	1.00;0.00;0.00		
Matriz transposta (T)					
0.0000	0.0000	1.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.5000	0.5000	0.0000	-0.5000	0.0000	0.0000
0.5000	0.5000	0.0000	-0.5000	0.0000	-0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	-0.7071	0.7071
-1.0000	-1.0000	0.0000	1.0000	-0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.7071	-0.7071

Matriz de flexibilidade local (Slocal)					
0.0112108	-0.00209865	-0.00209865	0	0	0
-0.00209865	0.082	-0.0234537	0	0	0
-0.00209865	-0.0234537	0.082	0	0	0
0	0	0	0.237333	0	0
0	0	0	0	0.210907	0
0	0	0	0	0	0.237333

Matriz de rigidez local (Clocal)					
90.4134	3.2410	3.2410	0.0000	0.0000	0.0000
3.2410	13.3978	3.9150	0.0000	0.0000	0.0000
3.2410	3.9150	13.3978	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	4.2135	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	4.7414	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	4.2135

Resultados globais					
Matriz de rigidez do compósito (Ccomposite)					
39.0697	6.6266	3.4656	-4.4659	0.0000	-0.0000
6.6266	39.0697	3.4656	-4.4659	0.0000	-0.0000
3.4656	3.4656	39.0697	-1.0803	0.0000	-0.0000
-4.4659	-4.4659	-1.0803	7.2749	-0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	-0.0000	4.3895	-1.4045
-0.0000	-0.0000	-0.0000	0.0000	-1.4045	4.3895

Propriedades elásticas resultantes (GPa)		
Ex:35.750779	Ey:35.750779	Ez:38.518665
Gxy:6.397800	Gyz:3.940066	Gxz:3.940066
vxy:0.101953	vxz:0.064682	vyz: 0.064682

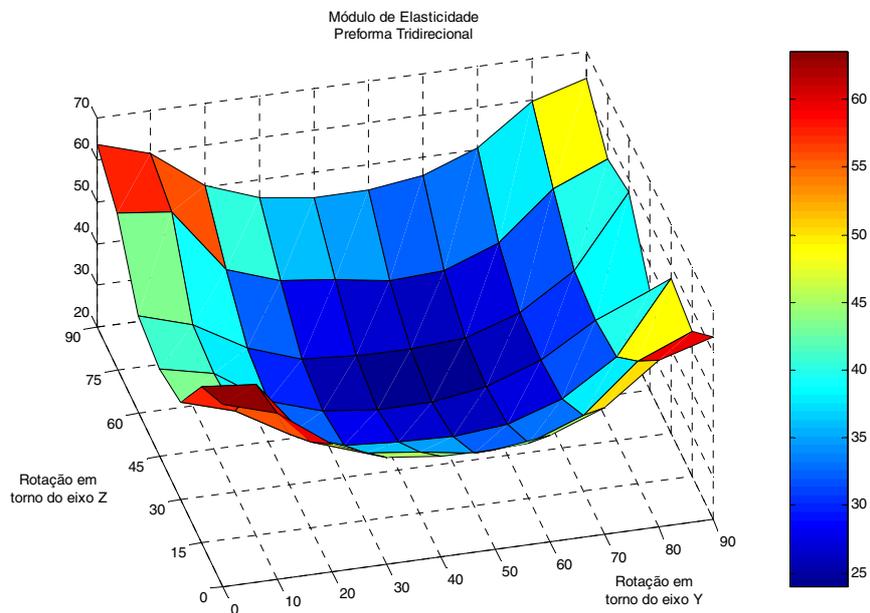


Figura 6: Mapa do módulo elástico da preforma 3D-ortogonal, referente aos ângulos de rotação dos co-senos diretores fundamentais.

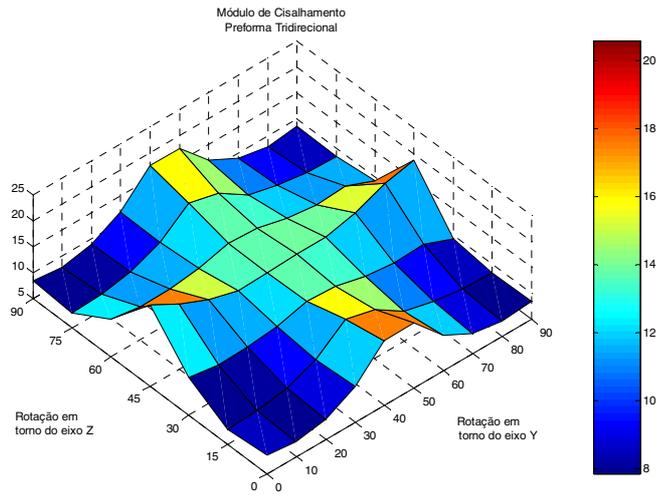


Figura 7: Mapa do módulo em cisalhamento da preforma 3D-ortogonal, referente aos ângulos de rotação dos co-senos diretores fundamentais.

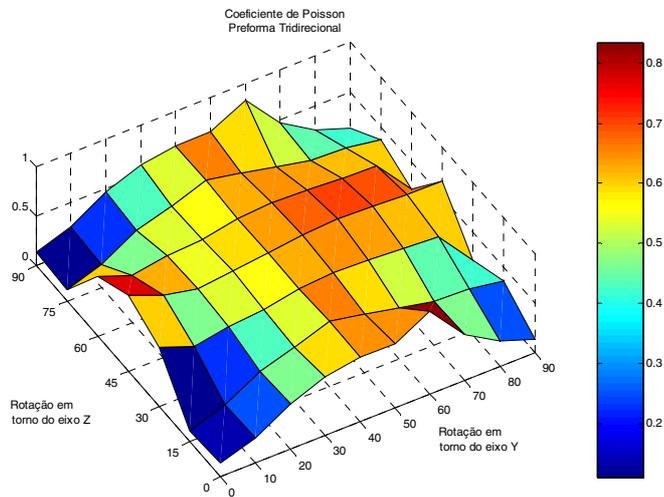


Figura 8: Mapa do coeficiente de Poisson da preforma 3D-ortogonal, referente aos ângulos de rotação dos co-senos diretores fundamentais.

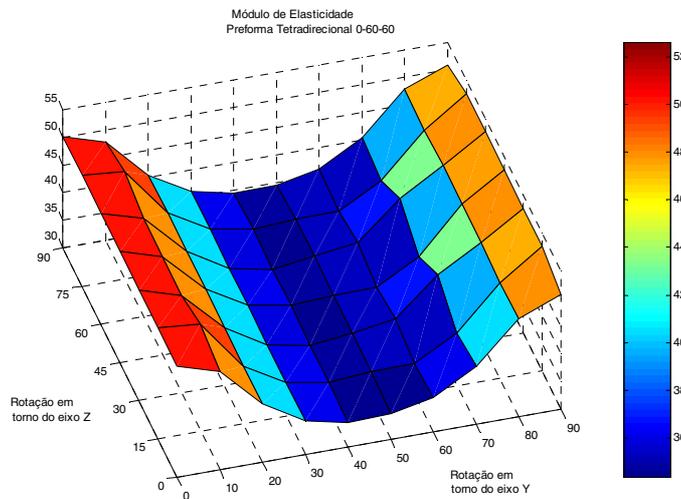


Figura 9: Mapa do módulo elástico da preforma 4D-($\pm 60^\circ/0^\circ$), referente aos ângulos de rotação dos co-senos diretores fundamentais.

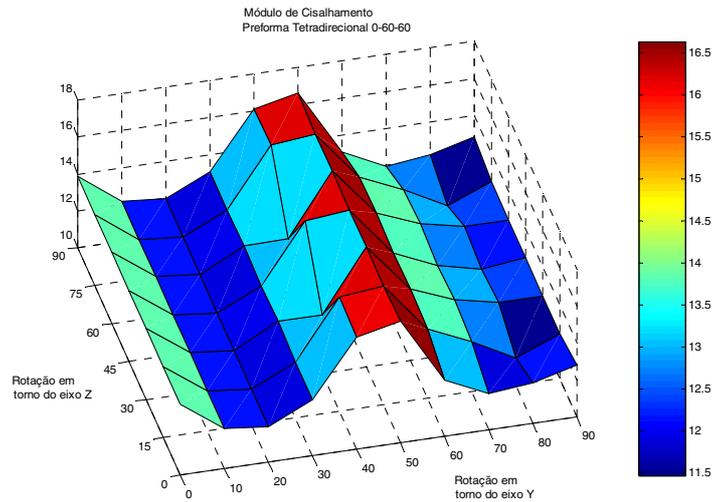


Figura 10: Mapa do módulo em cisalhamento da preforma 4D-(±60°/0°), referente aos ângulos de rotação dos co-senos diretores fundamentais.

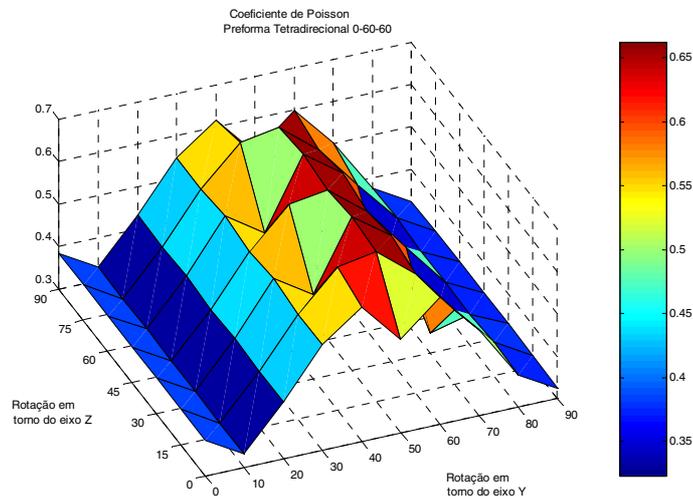


Figura 11: Mapa do coeficiente de Poisson da preforma 4D-(±60°/0°), referente aos ângulos de rotação dos co-senos diretores fundamentais.

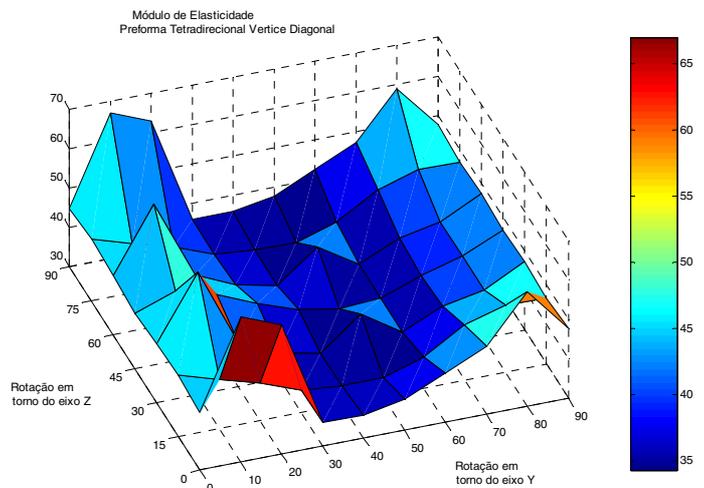


Figura 12: Mapa do módulo elástico da preforma 4D-Trapezoidal, referente aos ângulos de rotação dos co-senos diretores fundamentais.

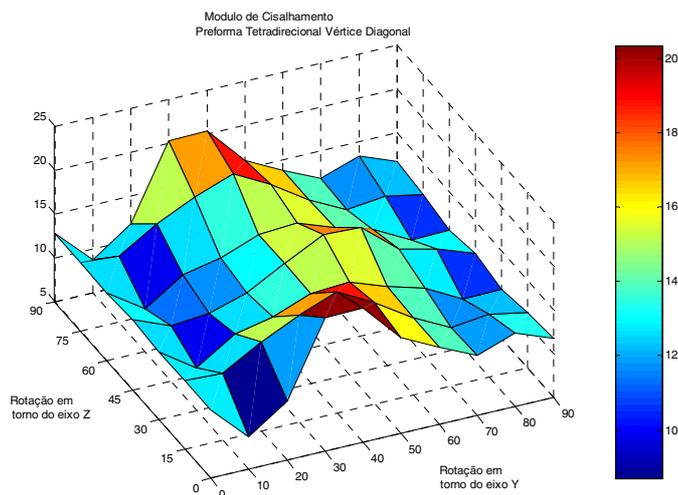


Figura 13: Mapa do módulo de cisalhamento da preforma 4D-Trapezoidal, referente aos ângulos de rotação dos co-senos diretores fundamentais.

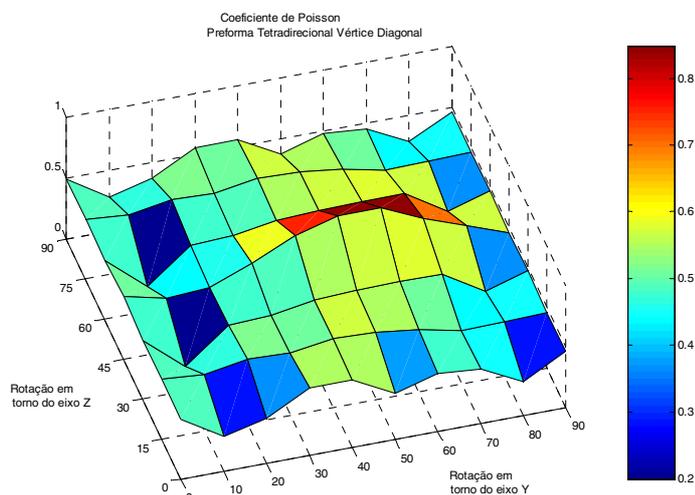


Figura 14: Mapa do coeficiente de Poisson da preforma 4D-Trapezoidal, referente aos ângulos de rotação dos co-senos diretores fundamentais.

4 CONCLUSÕES

Os resultados das propriedades elásticas preditos pelo método de micromecânica baseado na rigidez média para compósitos termoestruturais de Carbono Reforçado com Fibras de Carbono mostrou que estas propriedades são significativamente superiores àquelas do grafite ATJ. Os valores mostrados são fiéis aos cálculos executados. O menor resultado de módulo elástico para os materiais estudados é no mínimo de valor igual à mesma propriedade nesse quesito para o grafite (~11GPa). Esse fato já promove os compósitos termoestruturais de Carbono Reforçado com Fibras de Carbono ao patamar de estado-da-arte e na vanguarda dos materiais para uso em proteções térmicas de veículos lançadores e equipamentos de uso em situações extremas de tensão e temperatura.

A Tabela 6 sumariza os valores máximos e mínimos de módulo elástico (E), módulo de cisalhamento (G) e razão de Poisson (ν) para os materiais/preformas sob objeto de estudo. Pode-se verificar que o módulo elástico para o Compósito CRFC com preforma 3D mostra valores que abrangem desde ~24 MPa até ~63 MPa. Já o módulo de cisalhamento abrange valores desde ~8 GPa até ~20 GPa. O módulo elástico para um Compósito CRFC com preforma 4D (0/60/60) abrange valores desde ~34 GPa até ~52 GPa, e o módulo de cisalhamento de ~11 GPa a ~17 GPa. O módulo elástico para um Compósito CRFC com

preforma 4D vértice-diagonal mostra valores que abrangem desde ~34 GPa até ~67 GPa, e o módulo de cisalhamento abrange desde 9 GPa até 20 GPa. As preformas 4D (0/60/60) mostram isotropia no plano X-Y, embora a preforma 4D vértice-diagonal seja praticamente isotrópica no plano de corte central da confluência de direções dos reforços. Destacam-se os valores máximos de propriedades elásticas obtidas com a configuração da preforma 4D vértice diagonal indicando sua superioridade em relação às demais configurações de preformas estudadas.

O conhecimento do envelope de propriedades elásticas de materiais termoestruturais permite otimizar sua utilização em função do posicionamento de reforços, que é um conceito básico dos compósitos estruturais. Além disso, muitas destas estruturas multi-direcionais permitem que uma usinagem em posição mais favorável, otimize a operação do componente.

Tabela 6: Análise das variações de valores obtidos nos cálculos.
E = módulo elástico, G = módulo cisalhamento.

	3D ortogonal	4D 0-60-60	4D Vértice Diagonal
E máximo	63,56	52,60	67,01
E mínimo	24,02	34,38	34,27
Varição E	39,54	18,23	32,74
G máximo	20,58	16,63	20,34
G mínimo	7,85	11,47	8,70
Varição G	12,72	5,16	11,64
Coef. Poisson máximo	0,8349	0,6624	0,8484
Coef. Poisson mínimo	0,1105	0,3233	0,1993
Varição Coef. Poisson	0,7245	0,3391	0,6491

5 BIBLIOGRAFIA

- [1] YAN, C., *On homogenization and de-homogenization of composite materials*, Phd Dissertation, Drexel University, Philadelphia, 2003
- [2] GONÇALVES, A., PARDINI, L.C., “Preformas multi-direcionais para compósitos termo-estruturais”, In: *XV Congresso Brasileiro de Engenharia e Ciência dos Materiais*, Natal-RN, 2002
- [3] PARDINI, L.C., *Preformas tridirecionais (3D) e tetradirecionais (4D) para compósitos termoestruturais*, São José dos Campos: IAE/AMR, 1998, Nota técnica NT-05/AMR/98.
- [4] THOMAS, C.R., *Essentials of Carbon-Carbon Composites*, Royal Society of Chemistry, 1993.
- [5] KUO, K.K., KESWANI, S.T., “A comprehensive theoretical model for carbon-carbon composite nozzle recession”, *Composite Science and Technology*, v. 42, pp. 145-1564, 1985.
- [6] HYER, M.W., *Stress Analysis of Fiber-Reinforced Composite Materials*, WCB/MGraw-Hill, 1998.
- [7] MIL-HANDBOOK 17-3D, *Polymer Matrix Composites, Volume 3, Materials Usage, Design, and Analysis*, Department of Defense Handbook, 1997.
- [8] MATTHEWS, F.L., RAWLING, R.D., *Composite Materials: Engineering and Science*, Chapman & Hall, 1984.
- [9] PASTORE, C.M., GOWAYED, Y.A., “A self-consistent fabric geometry model: modification and application of a fabric geometry model to predict the elastic properties of textile composites”, *Journal of Composites Technology and Research*, v. 16, n. 1, pp. 32-36, jan. 1994.
- [10] GRAMOLL, K.C., FREED, A.L., WALKER, K.P., *An Overview: of Self-Consistent Methods for Fiber Reinforced Composites*, NASA-TM 103713, 2001
- [11] YOO, J.S., LEE, S.E., KIM, C.G., “Prediction of mechanical behavior of spatially reinforced composites for kick motor nozzle”, *Composite Structures*, v. 54, pp. 57-65, 2001.

- [12] BLACKMAN, L.C.F., *Modern Aspects of Graphite Tecnology*, Academic Press, London, 1970
- [13] NIGHTINGALE, R.E., *Nuclear Graphite*, Academic Press, London, 1962.
- [14] ALY-HASSAN, M.S., HATTA, H., WAKAYAMA, S., WATANABE, M., MIYAGAWA, K.,
“Comparison of 2D and 3D carbon/carbon composites with Carbon respect to damage and fracture resistance”, *Carbon*, v. 41 , pp. 1069–1078, 2003.
- [15] TAYLOR, R., BROWN, R.G., GILCHRIST, K., HALL, E., HODDS, A.T., KELLY, B.T., MORRIS, F.,
“The mechanical properties of reactor graphite”, *Carbon*, v. 13, pp. 519-531, 1967.
- [16] YOOB, J.S., CHOU, I.H., KIM, C.G., “Thermoelastic analysis of a kick motor nozzle incorporating spatially reinforced composites”, *Journal Of Spacecraft And Rockets*, v. 40, n. 1, pp. 83-91, 2001.
- [17] BOURY, D., FILIPUZZI, L., “Sepcarb materials for solid rocket booster nozzle componentes”, In: *37th AIAA/ASME/SAE/ASEE*, AIAA 01-3438, Salt Lake City-USA, 2001.
- [18] TARNOPOL'SKII, Y.M., ZHIGUN, I.G., POLYAKOV, V.A., *Spatially Reinforced Composites*, Technomic Publishing Co, USA, 1992.