

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

GUSTAVO HENRIQUE DA SILVA

**Análise do comportamento térmico da microestrutura de materiais compósitos durante o
processo de fabricação via prensagem por pratos quentes**

São João da Boa Vista
2025

Gustavo Henrique da Silva

Análise do comportamento térmico da microestrutura de materiais compósitos durante o processo de fabricação via prensagem por pratos quentes

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica do Campus de São João da Boa Vista, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Aeronáutica.

Orientador: Profº Dr. Murilo Sartorato

São João da Boa Vista
2025

S586a

Silva, Gustavo Henrique da

Análise do comportamento térmico da microestrutura de materiais compósitos durante o processo de fabricação via prensagem por pratos quentes / Gustavo Henrique da Silva. -- São João da Boa Vista, 2025
46 p.

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista

Orientador: Murilo Sartorato

1. Método dos elementos finitos. 2. Otimização matemática. 3. Análise térmica. I. Título.

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
FACULDADE DE ENGENHARIA - CÂMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

**ANÁLISE DO COMPORTAMENTO TÉRMICO DA MICROESTRUTURA DE
MATERIAIS COMPÓSITOS DURANTE O PROCESSO DE FABRICAÇÃO VIA
PRENSAGEM POR PRATOS QUENTES**

Aluno: Gustavo Henrique da Silva
Orientador: Prof. Dr. Murilo Sartorato

Banca Examinadora:

- Murilo Sartorato (Orientador)
- Carlos do Carmo Pagani Junior (Examinador)
- Edemar Morsch Filho (Examinador)

Os formulários de avaliação e a ata da defesa, na qual consta a aprovação do trabalho, devidamente assinados pela banca encontram-se no prontuário eletrônico do aluno.

São João da Boa Vista, 27 de novembro de 2025

Dedico este trabalho à minha família.

AGRADECIMENTOS

Aos meus pais, Julival e Silaine, cuja dedicação incansável, trabalho honesto e amor incondicional construíram cada passo do caminho que me trouxe até aqui. Foi através do esforço diário de vocês que sonhos antes distantes se tornaram possíveis.

À minha companheira, Nicole, que caminhou ao meu lado em todas as fases desta jornada. Seu amor, apoio e compreensão foram fundamentais para que eu mantivesse a força e a clareza necessárias para seguir adiante. Sou profundamente grato por cada conversa, cada acolhimento e cada gesto que transformou dias difíceis em dias possíveis.

À minha avó, Maria, que com seu cuidado, sua serenidade e seu carinho me ensinou, pelo exemplo, o verdadeiro significado de bondade e paciência. Seus conselhos e sua presença sempre foram um ponto de equilíbrio e inspiração na minha vida.

Aos meus padrinhos, Silvana e Alcebiades, pelo acolhimento constante, pelas palavras de conforto e pelos momentos de leveza que nunca faltaram. Vocês sempre estiveram disponíveis, oferecendo apoio genuíno que fez diferença nesta caminhada.

Ao meu irmão, Guilherme, com quem compartilho não apenas laços de sangue, mas também a certeza de que, em qualquer circunstância, estaremos sempre presentes um para o outro.

À minha sogra, Givanilda, por cada gesto de cuidado, atenção e carinho durante esta etapa tão significativa da minha vida acadêmica. Sua presença acolhedora e seu apoio foram essenciais e jamais serão esquecidos.

Ao meu professor e orientador, Murilo, cuja orientação dedicada e constante ampliou meu olhar, fortaleceu minha formação e despertou em mim a vontade de seguir na vida acadêmica. Obrigado por cada ensinamento e por fazer parte desta etapa tão importante da minha vida.

Aos meus bons amigos, descobertos durante esta trajetória, que me acompanharam em bons momentos e que certamente me acompanharão na vida.

A cada um de vocês, minha mais sincera gratidão. Cada conquista deste trabalho também pertence a vocês.

“Ninguém é tão grande que não possa aprender, nem tão pequeno que não possa ensinar.”

Esopo

RESUMO

O presente trabalho é focado na implementação de uma metodologia numérica para estudar o processo de fabricação de placas compósitas estruturais laminadas unidirecionais de fibra de carbono-PEEK via prensagem a quente; em particular, serão estudadas distribuições de temperatura e tensões térmicas residuais em função da espessura do compósito e das curvas de aquecimento e resfriamento para diferentes casos de distribuições não uniformes de fibras. Através de uma rotina numérica desenvolvida em Python/MATLAB® com base em trabalhos anteriores da literatura, utilizando otimização quasi-Newton com a aproximação L-BFGS-B da matriz Hessiana da distância mínima entre conjuntos de fibras gerados aleatoriamente, são gerados Elementos Representativos de Volume (RVE) com fibras distribuídas de maneira não uniforme para diferentes níveis de fração volumétrica de fibras e diferentes níveis de dispersão de não uniformidade na matriz. Esses RVE são implementados no ANSYS Workbench® por meio de automação com *script* em Python, onde são simuladas as pressões mecânicas externas aplicadas e a temperatura das placas usadas durante o processo de fabricação, necessárias para a consolidação da matriz. A partir das simulações, distribuições médias de temperatura e campos de tensões são obtidas através de várias fatias do cupom simulado para diferentes valores de pressão, curvas de temperatura e espessuras comparadas. Também são apresentados o tamanho das fatias e o número de realizações necessárias para a convergência estatística dos resultados.

PALAVRAS-CHAVE: método dos elementos finitos; otimização matemática; análise térmica.

ABSTRACT

The present work is focused on implementing a numerical methodology to study the manufacturing process of structural laminated unidirectional carbon fibre-PEEK composite plates via hot pressing; in particular, temperature distributions and residual thermal stresses will be studied as a function of composite thickness and heating and cooling curves for different cases of non-uniform fibre distributions. Through the numerical routine developed in Python/MATLAB[®] based on previous works from the literature using quasi-Newton optimization with L-BFGS-B approximation of Hessian matrix of the minimum distance between randomly generated sets of fibres, Representative Volume Elements (RVE) with non-uniform distributed fibres are generated for different levels of fibre volume fraction and the different levels of non-uniformity dispersion in the matrix. These RVE are implemented in ANSYS Workbench[®] through Python scripting automatization where the external applied mechanical pressure and temperature of the plates used during the manufacturing process necessary for matrix consolidation are simulated. From the simulations, average temperature and stress field distributions are obtained through several slices of the simulated coupon for different values of pressure, temperature curves and thicknesses are compared. The size of the slices and number of realizations needed for statistical convergence of the results are also shown.

KEYWORDS: finite element method; mathematical optimization; thermal analysis.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	– Materiais que compõem o Airbus A350.	13
Figura 2	– Materiais que compõem o Boeing 787.	13
Figura 3	– Processo de manufatura via Pratos Quentes.	14
Figura 4	– Diferentes distribuições de fibras.	15
Figura 5	– Representação esquemática dos tipos de fibra da fase dispersa e suas orientações espaciais.	17
Figura 6	– Polímero termoplástico PEEK.	18
Figura 7	– Polímero termorrígido Epóxi.	19
Figura 8	– Microestrutura de material compósito reforçado por fibra.	19
Figura 9	– Elementos de Volume Representativo típicos.	20
Figura 10	– Máquina de prensagem a quente a nível industrial.	20
Figura 11	– Gráfico ilustrativo do processo de manufatura via prensagem a quente.	21
Figura 12	– Esquema para formulação da equação do calor variacional.	22
Figura 13	– Elemento triangular genérico.	24
Figura 14	– Metodologia empregada na geração do RVE e simulações termomecânicas.	26
Figura 15	– Esquema de apoio para Equação 2.	27
Figura 16	– Rampa de temperatura prescrita empregada como condição de contorno.	29
Figura 17	– Condições de contorno no RVE.	29
Figura 18	– RVE com a definição de fatias.	30
Figura 19	– Fração volumétrica igual a 30%.	31
Figura 20	– Fração volumétrica igual a 45%.	31
Figura 21	– Fração volumétrica igual a 55%.	32
Figura 22	– Fração volumétrica igual a 65%.	32
Figura 23	– Espessura igual a 0,2 mm.	33
Figura 24	– Espessura igual a 0,4 mm.	33
Figura 25	– Espessura igual a 0,6 mm.	34
Figura 26	– Descriminação de fenômenos microestruturais reais obtidos na otimização.	35
Figura 27	– Apresentação de regiões de autoempacotamento.	36
Figura 28	– Introdução do modelo RVE ao Ansys.	36
Figura 29	– Distribuição de temperatura ao longo da espessura mostrando valor médio estatisticamente significativo.	37
Figura 30	– Distribuição de temperatura no RVE.	37
Figura 31	– Distribuição de temperatura ao longo da espessura para três diferentes frações volumétricas.	38
Figura 32	– Distribuição de temperatura ao longo do tempo para a realização de 30% de fração volumétrica.	38

Figura 33	–	Modelo no <i>software</i> ANSYS para trabalhos futuros.	40
-----------	---	---	----

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Propriedades geométricas e de material utilizadas.	30
Tabela 2 – Condição de contorno de temperatura.	30

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

BFGS	Algoritmo Broyden–Fletcher–Goldfarb–Shanno
L-BFGS-B	Algoritmo Limited-memory BFGS
FEA	<i>Finite Element Analysis</i>
MATLAB	Matrix Laboratory ®
PEEK	Poli(éter éter cetona)
PEKK	Poli(éter cetona cetona)
PPS	Sulfeto de polifenileno
RVE	Elemento de Volume Representativo

LISTA DE SÍMBOLOS

L_y	Altura do domínio do RVE
c_p	Calor específico a pressão constante
α	Dilatação térmica
$\bar{d}_{ij}$	Distância de aproximação mais próxima para i e j
d_{ij}	Distância euclidiana entre o centro de um par i - j de inclusões de fibras
q	Fluxo de calor na superfície do corpo
s	Fonte de calor volumétrica interna
N	Função de forma para elementos triangulares
δT	Função de teste representando uma pequena variação de temperatura
H	Função Heaviside
f_{ij}	Função f que quantifica a sobreposição de fibras
T	Função temperatura
L_x	Largura do domínio do RVE
K	Matriz de condutância térmica
ν	Módulo de Poisson
E	Módulo de Young
n	Número de fibras
π	O número π
∇	Operador matemático "nabla"
r	Raio
Γ	Superfície do corpo
T_∞	Temperatura ambiente
V	Volume do corpo onde ocorre a condução de calor

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO, MOTIVAÇÃO E OBJETIVOS	12
1.1	Motivação	12
1.1.1	Materiais Compósitos	12
1.1.2	Materiais Compósitos na Indústria Aeronáutica/Aeroespacial	12
1.2	Descrição do trabalho	15
1.3	Objetivos	15
1.3.1	Objetivo geral	15
1.3.2	Objetivos específicos	16
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA E REVISÃO BIBLIOGRÁFICA . . .	17
2.1	Materiais	17
2.2	Microestrutura	18
2.3	Processos térmicos	20
2.3.1	Método de manufatura por pratos quentes	20
2.3.2	Elementos Finitos para o problema térmico	21
2.3.2.1	<i>Equação de calor de Newton</i>	21
2.3.2.2	<i>Solução variacional da equação de calor</i>	21
3	METODOLOGIA	26
3.1	Algoritmo de geração de geometria não uniforme micro escala	26
3.2	Modelo em Elementos Finitos	28
3.2.1	Condições de Contorno	28
3.3	Estudo de casos e pós-processamento	28
4	RESULTADOS E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS	31
4.1	Otimização - Soluções Geométricas	31
4.2	Simulações térmicas	34
5	CONCLUSÕES	39
6	TRABALHOS FUTUROS	40
	REFERÊNCIAS	41

1 INTRODUÇÃO, MOTIVAÇÃO E OBJETIVOS

Em um cenário em que a eficiência estrutural e o uso racional de materiais definem o futuro da engenharia, compreender o comportamento térmico e microestrutural dos materiais compósitos tornou-se mais do que uma questão de pesquisa - é uma necessidade tecnológica. O domínio sobre como a temperatura se distribui e influencia as propriedades internas desses materiais durante sua fabricação representa um dos desafios centrais para o avanço de aeronaves mais leves, resistentes e sustentáveis.

1.1 MOTIVAÇÃO

1.1.1 Materiais Compósitos

Materiais compósitos estruturais laminados à base de matrizes poliméricas e fibras cerâmicas (carbono, vidro e, aramida), têm ampla aplicação nas indústrias aeroespacial e aeronáutica devido à sua combinação única de propriedades que os tornam altamente adequados para diversos componentes e estruturas. Existem várias vantagens em relação ao seu uso sobre materiais clássicos, como as ligas de alumínio: redução de massa devido à menor densidade; propriedades mecânicas específicas superiores, como rigidez, resistência e resistência residual; maior resistência à corrosão sob condições de umidade, salinidade e variações de temperatura; alta resistência à fadiga, dependendo do alinhamento das camadas; e alta flexibilidade de projeto, permitindo a moldagem e a conformação de componentes em formatos mais complexos em comparação com os materiais tradicionais. Essa versatilidade possibilita projetos inovadores que otimizam a aerodinâmica e a eficiência (JONES, 2021).

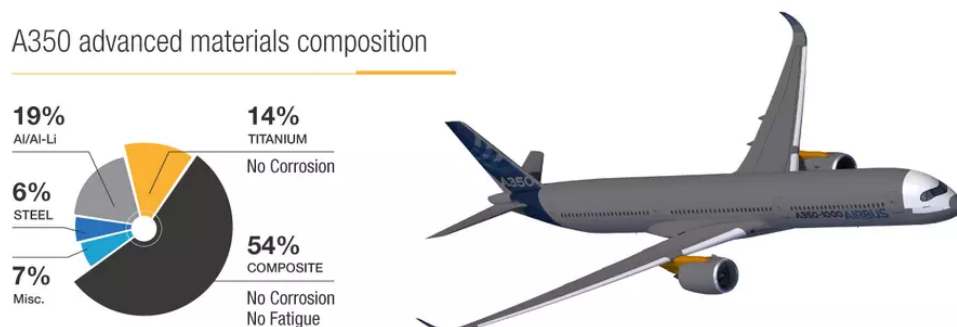
No entanto, por serem heterogêneos e anisotrópicos, os compósitos demandam processos de fabricação onde parâmetros tais como temperatura, pressão e ciclo de cura precisos devem ser muito controlados para garantir a qualidade final, tornando a fabricação mais difícil e custosa em relação a materiais convencionais. Esta complexidade, por sua vez, está intrinsecamente ligada ao custo elevado destes materiais. Apesar dos desafios, os benefícios são inegáveis, com aplicações de ponta nos setores aeroespacial e aeronáutico, como evidenciado pelos extensivos usos nos aviões Airbus A350 e Boeing 787 (CAMPBELL, 2010).

1.1.2 Materiais Compósitos na Indústria Aeronáutica/Aeroespacial

O uso dos materiais compósitos teve início na década de 1940 com o uso da fibra de vidro e restringindo-se a poucas partes que compunham a aeronave, isso porque se conhecia pouco sobre técnicas de manufatura e este material tinha um alto custo agregado. Nas decorrentes décadas, o uso das fibras de carbono se tornou mais recorrente, com o intuito de trabalhar na melhor resistência a corrosão dos componentes (MOURITZ, 2012).

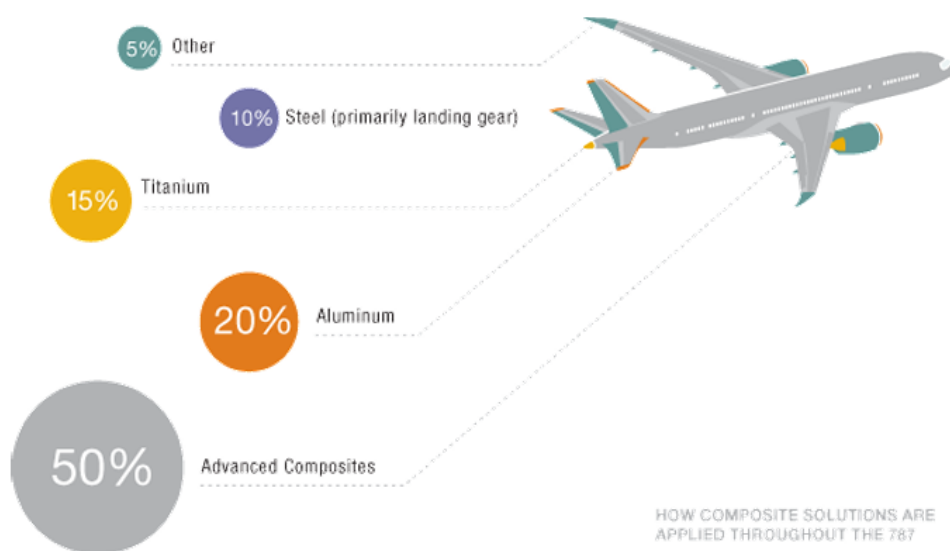
Atualmente, mais de 50% da estrutura do Airbus A350 e do Boeing 787 é composta por compósito reforçado por fibra, o que evidencia uma tendência na indústria como apresentado na Figura 1 e na Figura 2.

Figura 1 – Materiais que compõem o Airbus A350.



Fonte: Adaptado de AIRBUS (2023).

Figura 2 – Materiais que compõem o Boeing 787.



Fonte: Adaptado de Ramakrishnan (2024).

A combinação de baixa massa e altas resistências torna o uso dos materiais compósitos ideais para fabricação de componentes estruturais tais como fuselagens e asas na indústria aeronáutica e também aeroespacial (LEITE, 2015). As matrizes poliméricas desses compósitos podem ser termofixas, que se curam quimicamente ou termoplásticas, que são fundidas e re-solidificam com o processo de aquecimento (CALLISTER; RETHWISCH, 2016).

Para produzir estes materiais, métodos como Moldagem por Contato (*Hand Lay-Up*), Vácuo e autoclave com prepreg (*Vacuum/Autoclave* com prepreg), Infusão a vácuo (*Vacuum-Assisted Resin Transfer Molding* e variações) e Moldagem por Compressão (*Compression Molding*) são utilizados, este último em específico, também chamado de Prensagem por Pratos Quentes ou prensagem a quente (*hot pressing*) se destaca como uma técnica versátil e eficiente para a produção de placas de material (LIU; ZHENG; YANG, 2025; ARIKAN et al., 2022; SHEN et al., 2024; LI et al., 2022).

As etapas básicas envolvidas na prensagem a quente de um compósito laminado são as seguintes: o material compósito geralmente consiste em duas ou mais camadas de diferentes

materiais, como fibras ou tecidos, que são empilhados e impregnados com uma matriz polimérica; o compósito é então cortado no formato e tamanho desejados e colocado entre duas placas metálicas, que são aquecidas à temperaturas e pressões específicas. Essas placas são tipicamente feitas de aço ou alumínio, com seu tamanho e formato variando dependendo da aplicação. Finalmente, as placas são pressionadas juntas com uma força que varia de algumas centenas a vários milhares de libras por polegada quadrada (psi). Simultaneamente, as placas são aquecidas a uma temperatura tipicamente entre 75 °C e 200 °C, dependendo do material da matriz utilizado. A pressão e a temperatura fazem com que a matriz do compósito se una e forme um material sólido e homogêneo. Uma vez concluída a prensagem à quente, as placas são resfriadas à temperatura ambiente, potencialmente utilizando uma curva de resfriamento específica, e o material compósito é removido da prensa (JONES, 2021; REDDY, 2003; VALENTE; ROSSITTI; SAMBUCCI, 2023). Este processo permite um controle direto sobre os parâmetros termomecânicos do processo. Devido à alta viscosidade da matriz termoplástica fundida, os compósitos requerem pressões e temperaturas elevadas para impregnar totalmente as fibras (TATSUNO et al., 2018). Um exemplo desse processo pode ser encontrado na Figura 3.

Figura 3 – Processo de manufatura via Pratos Quentes.



(a) em escala laboratorial.



(b) em escala industrial.

Fonte: Adaptado de Carvalho, Martins e Garrido (2005), SAMACH (2024).

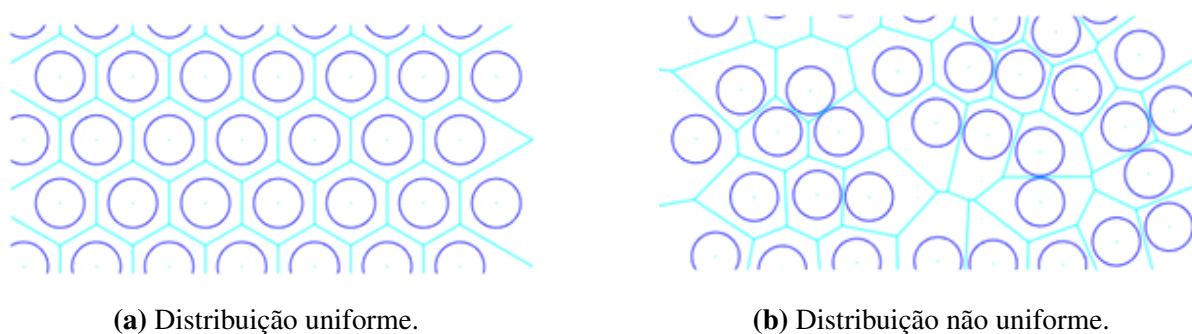
No entanto, este ciclo de aquecimento e resfriamento resulta em tensões termicamente induzidas devido à expansão térmica do material. Particularmente em laminados espessos e/ou compósitos compostos por matrizes e fibras com condutividades térmicas significativamente diferentes, a distribuição de temperatura ao longo da espessura e entre as diferentes camadas pode ser não uniforme, levando à tensões residuais durante a etapa de resfriamento que podem deformar as placas.

1.2 DESCRIÇÃO DO TRABALHO

Portanto, este estudo visa investigar o procedimento *hot pressing* sob a perspectiva da imposição de condições térmicas nas bordas superior e inferior de uma placa compósita e examinar o nível de tensão residual gerado para diferentes temperaturas no efeito de uma curva de aquecimento e resfriamento, considerando modelos homogeneizados e microestruturas de fibras distribuídas de forma não uniforme e controlando o processo através da fração volumétrica e da espessura do laminado.

Para isso, um modelo de elementos finitos é proposto em uma microescala heterogênea (fibra e matriz) com uma distribuição não uniforme de fibras, como mostrado na Figura 4, considerando um Volume Representativo do Elemento (RVE - *Representative Volume Element*). O RVE é definido como a menor porção do material heterogêneo que contém de forma estatística toda a informação microestrutural necessária para representar o comportamento mecânico e térmico global do material compósito (TALREJA; SINGH, 2012). Vários estudos utilizam a abordagem de modelos heterogêneos de microestrutura baseados no conceito de RVE. Esses resultados já foram estudados anteriormente para danos intralaminares (ASP; BERGLUND; TALREJA, 1996) e comportamento de fadiga (MARAGONI; CARRARO; QUARESIMIN, 2016; CARRARO; MARAGONI; QUARESIMIN, 2017), mas não foram aplicados ao estudo de tensões térmicas residuais como este. Este estudo insere-se no contexto de otimização e análise de processos de manufatura de compósitos avançados, contribuindo para o entendimento das variações térmicas em função da microestrutura.

Figura 4 – Diferentes distribuições de fibras.



Fonte: Adaptado de Sartorato (2021).

1.3 OBJETIVOS

1.3.1 Objetivo geral

Desenvolver e aplicar uma metodologia numérica para analisar o comportamento térmico de laminados compósitos com distribuição de fibras não uniforme reforçados com fibra de carbono durante o processo de manufatura via prensagem a quente.

1.3.2 Objetivos específicos

1. Desenvolver um algoritmo em Python para otimizar a geração de RVEs com distribuição de fibras não uniforme, controlando o processo através da fração volumétrica de fibras.
2. Implementar o modelo RVE gerado pela otimização em um *software* de Elementos Finitos e automatizar a geração da geometria, a atribuição de materiais e a aplicação de condições de contorno.
3. Simular um ciclo térmico de consolidação da matriz termoplástica para diferentes espessuras e frações volumétricas de laminado.
4. Analisar estatisticamente os campos de temperatura a fim de determinar um número necessário de realizações de RVE e um tamanho de amostragem necessário para convergência dos resultados.
5. Avaliar qual o impacto da não uniformidade na distribuição de fibras do campo de temperatura e também na geração de tensões térmicas residuais.

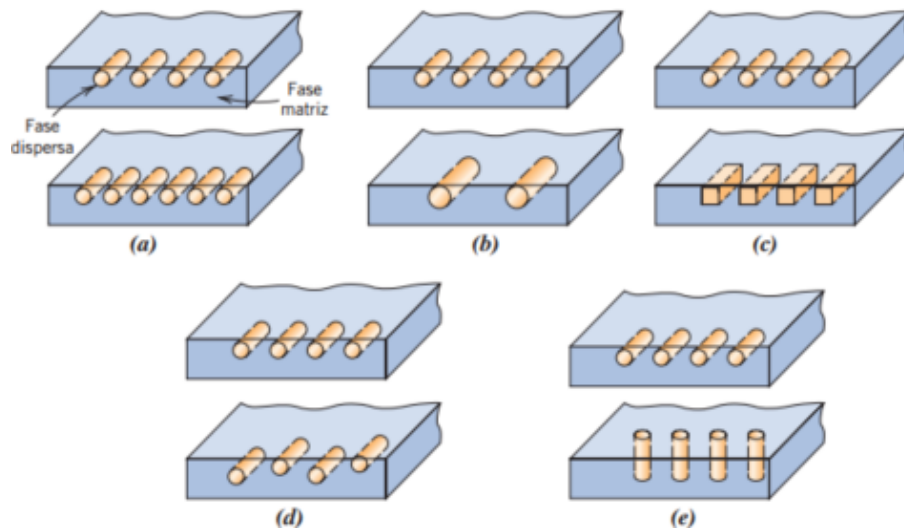
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA E REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 MATERIAIS

Materiais compósitos são materiais multifásicos, por definição, heterogêneos, que apresentam combinações de dois ou mais materiais tais como metais, cerâmicas e polímeros. Tal conceito fornece uma gama de oportunidades para a criação de novos materiais com propriedades interessantes que podem não ser atingidas por aqueles três, isto é, características mecânicas aprimoradas tais como rigidez, tenacidade e resistência às condições ambientais (CALLISTER; RETHWISCH, 2016).

São constituídos por duas fases: matriz e fase dispersa. A primeira é uma fase contínua que envolve o material da fase dispersa. As propriedades do material final são função da combinação de suas fases (CALLISTER; RETHWISCH, 2016). A Figura 5 apresenta, de maneira geral, as combinações entre as fases matriz e dispersa, bem como as orientações possíveis adotadas pelos particulados da fase dispersa que podem influenciar as propriedades finais do material compósito.

Figura 5 – Representação esquemática dos tipos de fibra da fase dispersa e suas orientações espaciais.



Fonte: Adaptado de Callister e Rethwisch (2016).

As matrizes de materiais compósitos utilizados na indústria aeronáutica são polímeros. Estes, respondem a forças mecânicas em temperaturas elevadas de acordo com a sua estrutura molecular dominante. São classificados como termoplásticos e termorrígidos. Os polímeros termoplásticos quando aquecidos, amolecem e até mesmo se liquefazem, e quando resfriados, endurecem. Este processo é então, reversível (CALLISTER; RETHWISCH, 2016). Os polímeros termoplásticos podem ser consolidados em minutos ou até segundos e alguns exemplos são o poli(éter éter cetona) (PEEK), poli(éter cetona cetona) (PEKK) e sulfeto de polifenileno (PPS) como apresentado na Figura 6 (CAMPBELL, 2010).

Os polímeros termorrígidos se tornam rígidos de maneira permanente durante sua formação e

não tornam a amolecer com o calor, sendo em geral mais duros e resistentes quando comparados aos termoplásticos. Como exemplo temos as resinas epóxis e borrachas vulcanizadas, com uma representação na Figura 7 (CALLISTER; RETHWISCH, 2016).

Figura 6 – Polímero termoplástico PEEK.



(a) PEEK comercializado em barra.



(b) PEEK comercializado granulado.



(c) Trama de fibra PEEK

Fonte: (a) adaptado de Engenharia (2024), (b) adaptado de Internacional (s.d.) e (c) adaptado de Fiber (2025).

2.2 MICROESTRUTURA

A microestrutura de um compósito define suas propriedades macroscópicas. Enquanto modelos homogeneizados simplificadores assumem uma distribuição perfeita e uniforme das fibras, a Figura 8 mostra a realidade microestrutural, caracterizada por certo grau de não uniformidade, incluindo aglomerados de fibras e vazios (BARBERO, 2018). Para estudar esses materiais heterogêneos, a mecânica dos meios contínuos recorre ao conceito de RVE, uma vez que testar as propriedades de todas as combinações possíveis de material compósito seria impossível. Um RVE é definido como o menor volume do material que contém informações suficientes para representar seu comportamento global, como mostrado na Figura 9 (TALREJA; SINGH, 2012; BARBERO, 2018). A aplicação de condições de contorno periódicas nos RVEs é uma

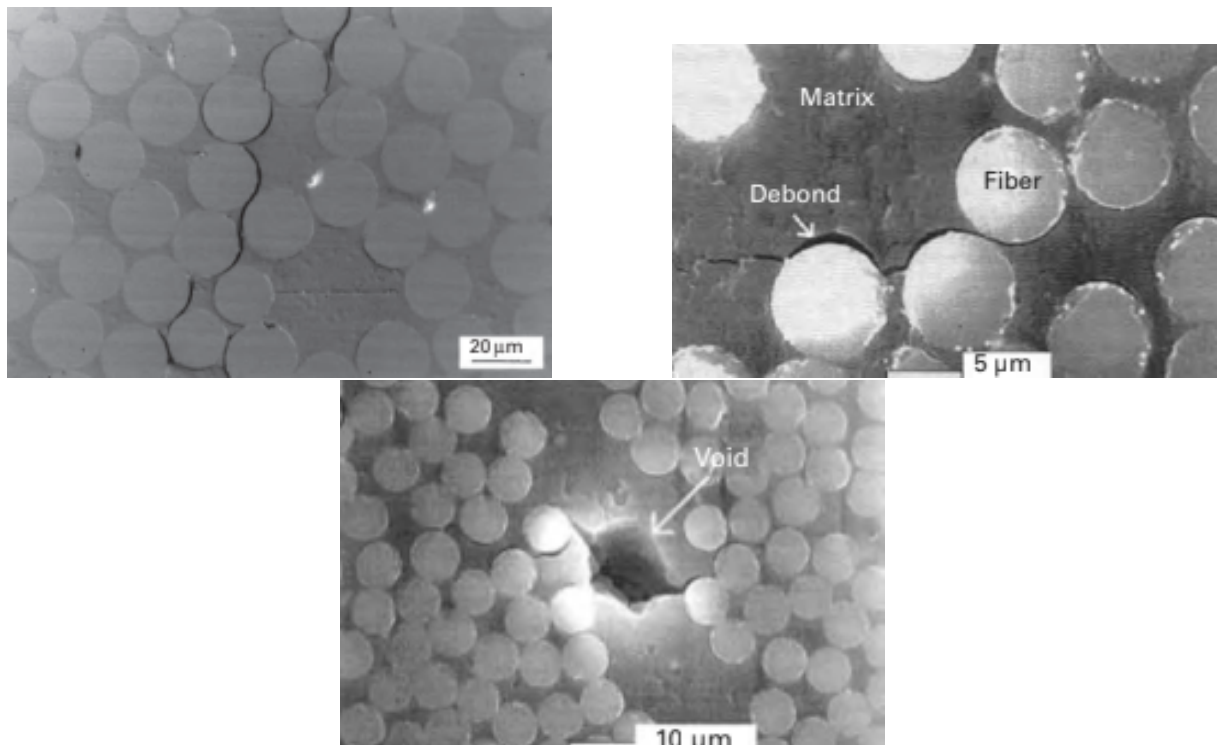
Figura 7 – Polímero termorrígido Epóxi.



Fonte: Adaptado de RETAPRENE (2025).

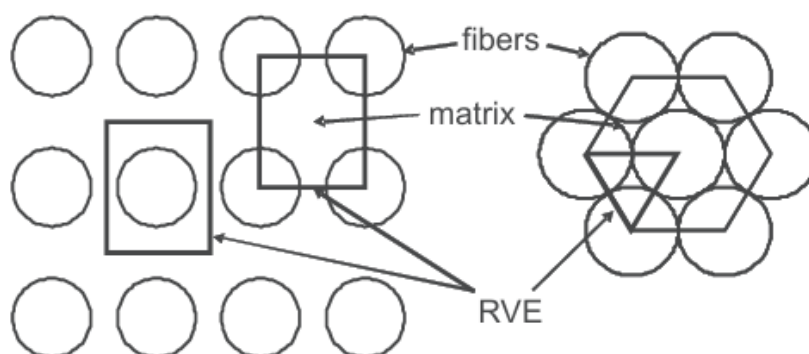
prática comum para simular um domínio infinito, embora o seu uso nem sempre seja trivial em microestruturas geradas aleatoriamente, justificando abordagens alternativas como a sua adoção.

Figura 8 – Microestrutura de material compósito reforçado por fibra.



Fonte: adaptado de (TALREJA; SINGH, 2012).

Figura 9 – Elementos de Volume Representativo típicos.



Fonte: Adaptado de (BARBERO, 2018).

2.3 PROCESSOS TÉRMICOS

2.3.1 Método de manufatura por pratos quentes

O processo de prensagem a quente se inicia na preparação do molde, onde matriz e fibra são juntados seguindo-se passos coordenados que garantem a qualidade do produto final. Com o molde pronto e ajustado para as qualidades desejadas, este é colocado na máquina de prensagem a quente (Figura 10) e o processo de prensagem a quente inicia-se seguindo estágios de controle da manufatura. O primeiro estágio se inicia com uma pressão inicial sobre o laminado que garante que haja contato dos pratos sobre todo o material e também que a transferência de calor ocorra. Ainda neste estágio, inicia-se o processo de aquecimento do material (HU et al., 2020).

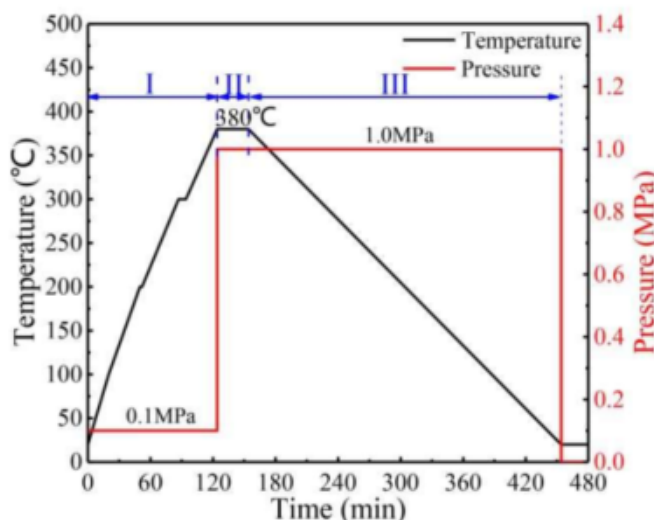
O segundo estágio se inicia quando a temperatura atinge o nível desejado para consolidação da matriz. Esta temperatura deve ser alta o suficiente para derreter a matriz polimérica, mas não muito alta de modo a degradar e perder suas propriedades. Neste estágio, a pressão é elevada e mantida constante junto à temperatura pelo tempo necessário para que a matriz adentre por entre as fibras do laminado (HU et al., 2020).

Figura 10 – Máquina de prensagem a quente a nível industrial.



Fonte: (KALLESOE, 2020).

Figura 11 – Gráfico ilustrativo do processo de manufatura via prensagem a quente.



Fonte: (HU et al., 2020).

O estágio três é seguido mantendo-se a pressão exercida para o estágio anterior, mas com um processo de resfriamento natural do compósito laminado. A pressão é mantida de forma a assegurar que o resultado final será o laminado nas características geométricas iniciais (HU et al., 2020). Um gráfico esquemático que ilustra os três estágios do processo de manufatura discutido é apresentado na Figura 11 e mostra a relação da temperatura, tempo e pressão ao longo do processo.

2.3.2 Elementos Finitos para o problema térmico

2.3.2.1 Equação de calor de Newton

A equação de calor de Newton expressa que a taxa de variação de temperatura de um corpo qualquer é proporcional à diferença entre sua temperatura e a temperatura do ambiente, com essa proporcionalidade sendo medida por um coeficiente de transferência de calor (SILVA et al., 2003).

A lei pode ser expressa como a seguir:

$$\frac{d(\Delta T)}{dt} = -k\Delta T \quad (1)$$

Supõem-se que o coeficiente de transferência de calor k seja constante, de acordo com o modelo analisado, e que o calor específico do corpo seja independente da temperatura, caracterizando simplificações práticas do problema (CHENG; FUJII, 1998).

2.3.2.2 Solução variacional da equação de calor

A Análise de Elementos Finitos (FEA) é uma técnica numérica empregada para resolver fenômenos físicos complexos, incluindo análise térmica, discretizando um domínio em elementos

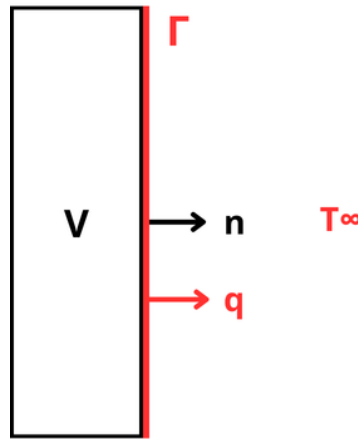
menores organizados em elementos que formam uma malha no espaço da geometria de estudo. Os fundamentos da FEA envolvem a formulação de equações governantes, normalmente por meio de formulações fracas, e a aplicação de condições de contorno.

Para análise térmica, a FEA pode modelar fenômenos de transferência de calor, como condução, convecção e radiação. As aplicações relacionadas à modelagem destes fenômenos são variadas, conforme demonstrado em várias aplicações, incluindo dissipadores de calor complexos e blocos de motores de combustão interna (RAMÍREZ-GIL et al., 2022; PATEL; KUMHAR, 2018).

No geral, a versatilidade e adaptabilidade na modelagem de fenômenos via FEA fazem dela uma ferramenta crucial na engenharia para gerenciamento, projeto e otimização térmica.

A formulação fraca da equação de calor na forma variacional empregada na FEA segue como o desenvolvimento abaixo, com a Figura 12 apresentando um esquema de apoio, onde V representa o volume do corpo, Γ , a superfície do corpo, n o vetor normal, q e fluxo de calor na superfície do corpo e T_∞ a temperatura ambiente.

Figura 12 – Esquema para formulação da equação do calor variacional.



Fonte: Elaborada pelo autor, 2025.

Pela formulação da forma forte, temos (YAO; WANG; LENG, 2021):

$$\alpha \nabla^2 T + s = 0 \quad (2)$$

Onde s representa o termo fonte, T a temperatura e α a condutividade térmica. A forma fraca pode ser formulada da seguinte forma:

$$\int_V \omega (-\alpha \nabla \cdot \nabla T) dT = \int_V \omega s dV \quad (3)$$

Sabe-se que,

$$\nabla^2 = \nabla \cdot \nabla, \quad \nabla \cdot (av) = \nabla a \cdot v + a \nabla \cdot v \quad (4)$$

$$\omega(\nabla \cdot \nabla T) = \nabla \cdot (\omega \nabla T) - \nabla \omega \cdot \nabla T \quad (5)$$

$$\alpha \int_V \nabla \omega \cdot \nabla T \, dV = \int_V \omega s \, dV + \int_V \alpha \nabla \cdot (\omega \nabla T) \, dV \quad (6)$$

Aplicando o teorema da divergência ao último termo:

$$\oint \omega \alpha \nabla T \cdot n \, d\Gamma = \oint \omega q \, d\Gamma \quad (7)$$

Chega-se a:

$$\int_V \alpha \nabla \omega \cdot \nabla T \, dV = \int_V \omega s \, dV + \oint \omega q \, d\Gamma \quad (8)$$

Pela fórmula de Galerkin, tomando $w = \delta T$ (campo variacional de temperatura):

$$\int_V \alpha \nabla \delta T \cdot \nabla T \, dV = \int_V \delta T s \, dV + \oint \delta T q \, d\Gamma \quad (9)$$

É importante notar que não existe naturalmente temperatura ou fluxo nodal prescrito para a formulação em elementos finitos, e que a equação vale independentemente das dimensões do programa.

No caso com convecção ou radiação, temos respectivamente:

$$q = h(T - T_\infty) \quad \text{e} \quad q = F(T^4 - T_\infty^4) \quad (10)$$

A Equação 9 é a forma final da representação da equação de calor variacional na sua forma fraca. A forma fraca da equação de calor é obtida ao multiplicar a equação diferencial governante do domínio por uma função de teste δT e integrar sobre o volume V .

O Teorema da Divergência é utilizado para transferir a derivada espacial para a função de teste, este passo reduz a ordem da derivada em relação à temperatura T . A relevância deste passo está na solução do problema para uma função T que não seja suave o suficiente para apresentar derivadas de segunda ordem definidas em todos os pontos do domínio (HUGHES, 1987; REDDY, 2006).

A formulação encontrada é fundamental para a resolução numérica da condução de calor, onde a geometria de interesse é dividida em elementos finitos sobre os quais a função de temperatura T é aproximada por funções base. A formulação fraca permite montar um sistema de equações lineares que, quando resolvido, pode determinar a distribuição de temperatura em cada ponto do domínio (HUGHES, 1987; REDDY, 2006).

De acordo com Das (2023), para o limite Γ da região apresentada na Figura 12, as condições de contorno podem ser tais que:

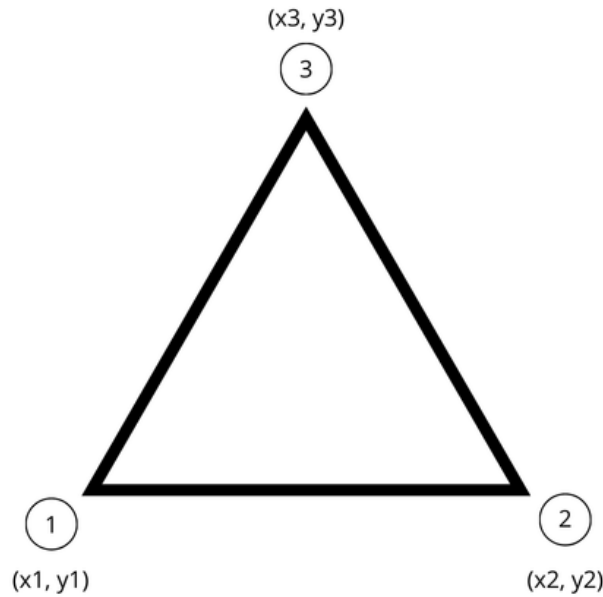
$$\begin{aligned}
T &= T(x, y), \quad \text{em } \Gamma \\
\frac{\partial T}{\partial n} &= f(x, y), \quad \text{em } \Gamma \\
-\alpha \frac{\partial T}{\partial n} &= h(T - T_\infty), \quad \text{em } \Gamma
\end{aligned} \tag{11}$$

Onde têm-se a formulação para temperatura prescrita, fluxo prescrito e convecção respectivamente.

Para a resolução do problema encontrado na Equação 9, com as condições de contorno da Equação 11, através do método de elementos finitos, é necessário que a área do problema seja dividida em um numero grande de elementos e a integral seja avaliada sobre cada elemento.

Considerando um elemento genérico triangular linear, um elemento finito 2D básico, como na Figura 13. Cada vértice do triângulo se tratando de um nó de elemento com as coordenadas nodais como indicadas na Figura.

Figura 13 – Elemento triangular genérico.



Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

A função de forma para elementos triangulares é dada por (DAS, 2023):

$$N_i = \frac{1}{J}(p_i + q_i x + r_i y) \tag{12}$$

Onde i representa o número de nós, e $J = 2 \times (\text{área do triângulo})$ e também:

$$\begin{aligned}
p_1 &= (x_2 y_3 - x_3 y_2); & q_1 &= (y_2 - y_3); & r_1 &= (x_3 - x_2) \\
p_2 &= (x_3 y_1 - x_1 y_3); & q_2 &= (y_3 - y_1); & r_2 &= (x_1 - x_3) \\
p_3 &= (x_1 y_2 - x_2 y_1); & q_3 &= (y_1 - y_2); & r_3 &= (x_2 - x_1)
\end{aligned} \tag{13}$$

Resultando em uma variável primária u :

$$u = u_1 N_1 + u_2 N_2 + u_3 N_3 \quad (14)$$

Usando a função de forma em cada termo da forma fraca (Equação 9), o resultado é uma matriz ou vetor. O primeiro termo resultará em uma matriz de rigidez para um elemento triangular onde:

$$K_{ij} = \frac{q_i q_j + r_i r_j}{4V} \quad \text{e} \quad [K] = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} & K_{13} \\ K_{21} & K_{22} & K_{23} \\ K_{31} & K_{32} & K_{33} \end{bmatrix} \quad (15)$$

Esta matriz também pode ser chamada de matriz de condutância térmica e representa a capacidade de condução de calor entre os nós do modelo. Cada termo K_{ij} quantifica a forma como a temperatura no nó j influencia o fluxo de calor no nó i , ou seja, os elementos acoplados apresentam a facilidade de transferência de calor entre diferentes partes do sistema. Os termos na diagonal K_{ii} representam a condutância local de um nó (MOHAN; TAMMA, 1994)(DECHAUMPHAI, 1982)(COBO et al., 2025).

O segundo termo da equação resulta em um vetor onde o termo de geração de calor é assumido como constante sobre o elemento finito ($s = \text{cte}$):

$$\int_V \delta T s dV = \frac{sA}{3} \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (16)$$

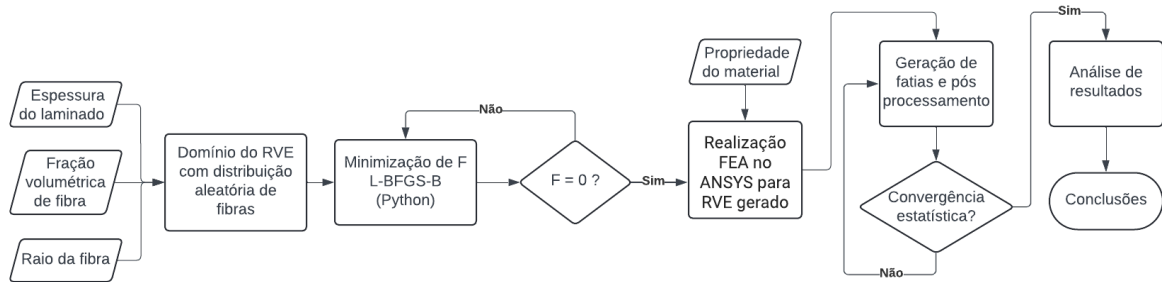
O terceiro termo trata-se de uma integração sobre os limites do problema, o que resulta em:

$$\int_{\Gamma} \delta T q d\Gamma = \frac{\alpha l}{2} \begin{bmatrix} \frac{\partial T}{\partial n} \\ \frac{\partial T}{\partial n} \\ \frac{\partial T}{\partial n} \end{bmatrix} \quad (17)$$

3 METODOLOGIA

A metodologia do trabalho pode ser resumida pelo diagrama de fluxo da Figura 14. A seguir, uma explicação mais detalhada de como a geometria em microescala é criada, como o modelo de elementos finitos é implementado, incluindo as condições de contorno e outras características do solver, quais casos de estudo foram simulados e como o pós-processamento foi realizado para a análise estatística.

Figura 14 – Metodologia empregada na geração do RVE e simulações termomecânicas.



Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

3.1 ALGORITMO DE GERAÇÃO DE GEOMETRIA NÃO UNIFORME MICRO ESCALA

A geometria das fibras distribuídas de forma não uniforme é criada utilizando o seguinte procedimento, baseado no trabalho de Nakka et al. (2022). A geometria é gerada em duas etapas: primeiro, o domínio do RVE é criado e preenchido com círculos distribuídos aleatoriamente de forma uniforme, inicialmente ignorando possíveis sobreposições; em seguida, um algoritmo de otimização é executado sobre as posições e distâncias entre cada fibra para garantir que uma distância mínima entre as fibras vizinhas seja respeitada.

O domínio do RVE é um retângulo com dimensões definidas da seguinte forma: a altura (L_y) é fixada como a espessura do laminado alvo; a largura (L_x) é determinada de modo que um número de fatias verticais do RVE possa ser criado, garantindo tanto a convergência estatística dos resultados de uma determinada realização (demonstrado nos resultados que duas fatias são suficientes) quanto que cada linha vertical cortando as fatias contenha, em média, pelo menos sete fibras, sendo três fibras vizinhas à fatia central de ambos os lados, conforme demonstrado por (ASP; BERGLUND; TALREJA, 1996).

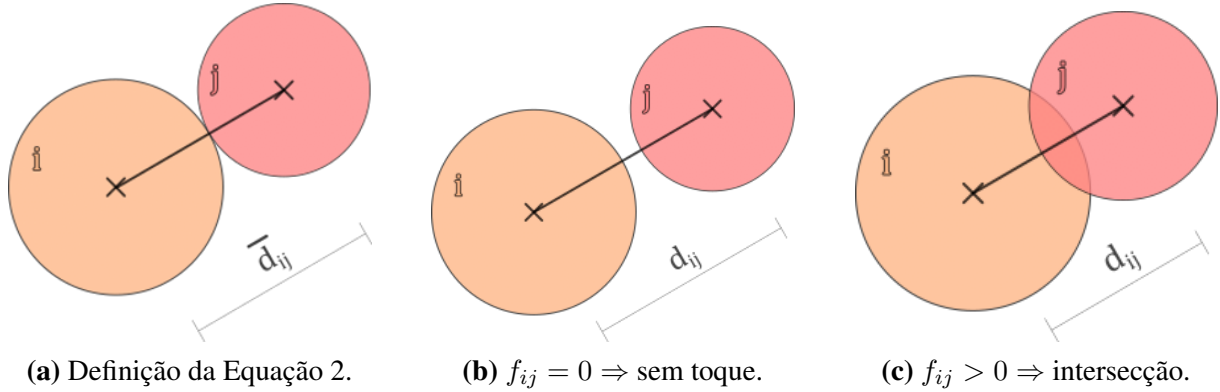
Essa configuração captura totalmente a influência de cada fibra sobre a fibra central dessa região. Esse domínio é preenchido por um número de fibras n calculado a partir do tamanho do RVE e da fração volumétrica de fibras desejada por meio da Equação 1.

$$n = \frac{L_x L_y}{\pi r^2} \quad (1)$$

Para um par aleatório de inclusões de fibra ij , sua sobreposição pode ser quantificada pela função f na Equação 2, cujo esquema de apoio encontra-se na Figura 15.

$$f_{ij} = (\bar{d}_{ij} - d_{ij})H(\bar{d}_{ij} - d_{ij}) \quad (2)$$

Figura 15 – Esquema de apoio para Equação 2.



Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

onde d_{ij} é a distância euclidiana entre o centro de um par i - j de inclusões de fibras; $\bar{d}_{ij}$ é a distância de aproximação mais próxima para i e j , que é a soma de seus respectivos raios mais a distância mínima permitida (*gap*) se ambos forem círculos; e H é a função Heaviside. f é positiva no caso de sobreposição e nula se as inclusões estiverem a pelo menos uma distância igual ao *gap* g . Então, para uma distribuição de n fibras, uma função F (Equação 3) pode avaliar o nível de sobreposição das inclusões no RVE somando a função f para cada par possível de fibras.

$$F = \sum_{i=1}^{n-1} \sum_{\substack{j=1 \\ i \neq j}}^n f_{ij} \quad (3)$$

O seguinte problema de otimização pode ser formulado na Equação 4:

$$\min F(x, y), \quad \text{dado } x_i \in [r, L_x - r], \quad y_i \in [r, L_y - r], \quad \forall i, j \in [1, n] \quad (4)$$

Foi demonstrado em Sartorato (2021) que qualquer um dos mínimos locais de F resultará em uma configuração de inclusões que não se sobrepõem e, no máximo, apenas se tocam, resultando em um RVE sem sobreposição de fibras. Os autores argumentaram que aproximações numéricas, tolerâncias e erros de ponto flutuante tornam improvável que ocorra contato entre fibras; entretanto, essa abordagem pode levar a distâncias extremamente pequenas entre fibras, o que penalizaria a geração de malhas na análise de elementos finitos e pode aumentar os custos computacionais a níveis inviáveis. Assim, é introduzido um valor de *gap* mínimo ao aumentar artificialmente o raio de cada inclusão para garantir uma distância mínima entre cada par usando $\bar{d}_{ij} = r + g$ (SILVA; SARTORATO, 2024).

O problema de otimização foi resolvido por Nakka et al. (2022) utilizando uma abordagem de Newton ao calcular analiticamente a matriz Hessiana a partir do gradiente de F . No entanto, essa

abordagem foi considerada ineficiente, pois o gradiente de F inclui termos instáveis próximos aos casos limite devido à função Heaviside. Por isso, optamos por usar uma abordagem quase-Newton, aproximando numericamente a matriz Hessiana utilizando o método BFGS (NOCEDAL; WRIGHT, 2006). Essa mudança aumentou a estabilidade do método e diminuiu o tempo computacional necessário para encontrar um mínimo adequado. Estudos adicionais mostraram que a aproximação completa não era necessária, e uma abordagem BFGS limitada, utilizando o método L-BFGS-B (BYRD et al., 1995; ZHU et al., 1997), foi suficiente para a maioria dos casos, e o ganho em alocação de memória permitiu que modelos maiores, com maior fração volumétrica de fibras e espessuras, fossem processados.

3.2 MODELO EM ELEMENTOS FINITOS

Dada uma nuvem de pontos com os centros das fibras obtidos através do algoritmo de otimização mencionado anteriormente, é construído um modelo de elementos finitos do RVE, consistindo na seção transversal bidimensional de um laminado com todas as fibras alinhadas na mesma direção. O algoritmo de otimização, em função da espessura desejada e da fração volumétrica de fibras, é executado dentro de um *script* de automatização em Python no *software* ANSYS, que cria automaticamente as partições geométricas circulares e atribuições de material para a matriz e as fibras. A malha é gerada automaticamente usando uma abordagem quad-dominante com elementos quadráticos de acoplamento termo-mecânico, com tamanho de elemento de $1\ \mu\text{m}$, refinamento da borda das fibras para 32 elementos e a captura de proximidade, o que foi considerado suficiente para garantir a convergência da malha. A temperatura inicial foi definida em $25\ ^\circ\text{C}$ em todo o RVE.

3.2.1 Condições de Contorno

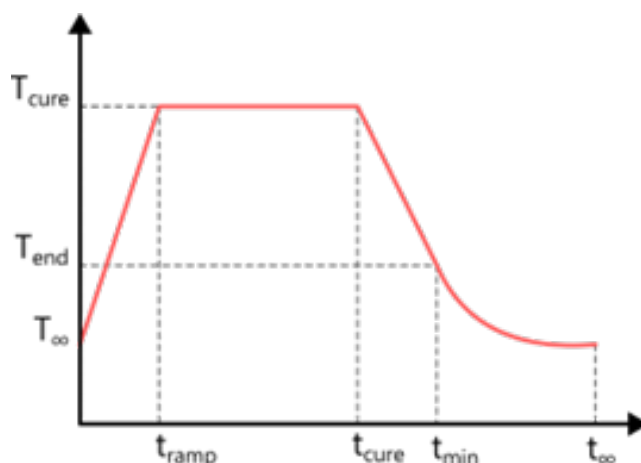
Para as condições de contorno, as bordas esquerda e direita do RVE foram deixadas livres, a temperatura nas superfícies superior e inferior foi definida como as temperaturas ideais de cura para o material escolhido, podendo ser expressas em função de t_{ramp} , t_{cure} , t_{min} , e T_{cure} conforme mostrado na Figura 16. T_∞ foi fixado em $25\ ^\circ\text{C}$. Nenhuma condição de contorno periódica foi aplicada; os resultados foram obtidos a partir de um subconjunto do modelo distante das bordas esquerda e direita, para garantir que os efeitos de borda não contaminassem os resultados. Essa abordagem tende a aumentar o custo computacional e o tamanho do RVE necessário, mas garante uma geometria estatisticamente significativa, dada a distribuição não uniforme das fibras.

Um exemplo de um RVE com as condições de contorno aplicadas pode ser visto na Figura 17.

3.3 ESTUDO DE CASOS E PÓS-PROCESSAMENTO

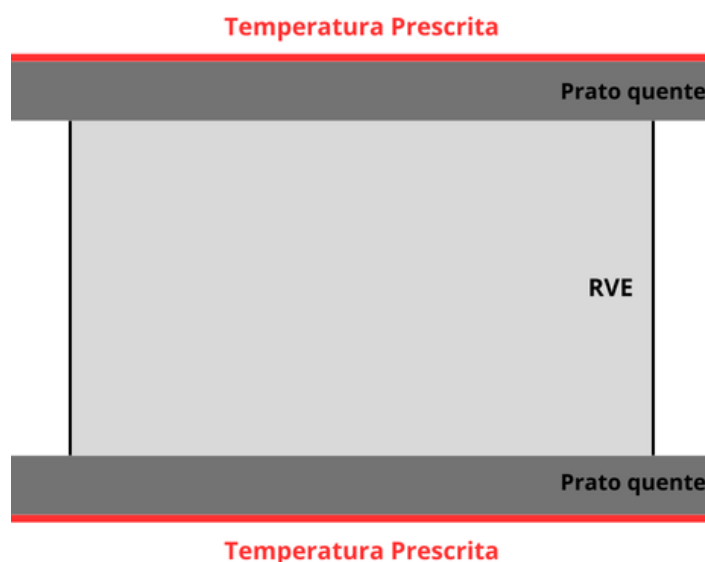
Dada a metodologia e os modelos de elementos finitos definidos nas seções anteriores, diferentes casos de estudo foram realizados para analisar a influência de diferentes parâmetros

Figura 16 – Rampa de temperatura prescrita empregada como condição de contorno.



Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

Figura 17 – Condições de contorno no RVE.



Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

do processo de fabricação nas características térmicas e mecânicas formadas na microestrutura. Os materiais para a matriz e as fibras foram escolhidos e as propriedades apresentadas na Tabela 1 foram utilizadas em todos os estudos. Em seguida, foi realizada uma análise de convergência da malha para garantir a independência dos resultados em relação aos parâmetros de simulação numérica. O passo de tempo foi definido como 5 ms para a integração temporal implícita.

Diversas realizações de diferentes RVEs, para níveis variados de espessura, fração volumétrica de fibras e rampas de temperatura, como na Tabela 2, foram analisadas utilizando a seguinte metodologia: cada realização do RVE foi cortada em fatias de comprimento igual, sendo que cada fatia continha, em média, pelo menos sete diâmetros de fibras para cada linha horizontal que a cortasse; para cada fatia, uma linha central foi usada como referência para obter a distribuição de temperatura ao longo da espessura. Um número crescente de fatias foi testado até que um valor médio estatisticamente significativo para a distribuição de temperatura ao longo dos tempos

Tabela 1 – Propriedades geométricas e de material utilizadas.

Propriedade	Matriz	Fibra
E [GPa]	4.34	230
ν [m/m]	0.38	0.25
c_p [J/kg K]	1100	777.1
α [$\mu\text{m/K}$]	46.8	-0.410
r []	N/A	0.35

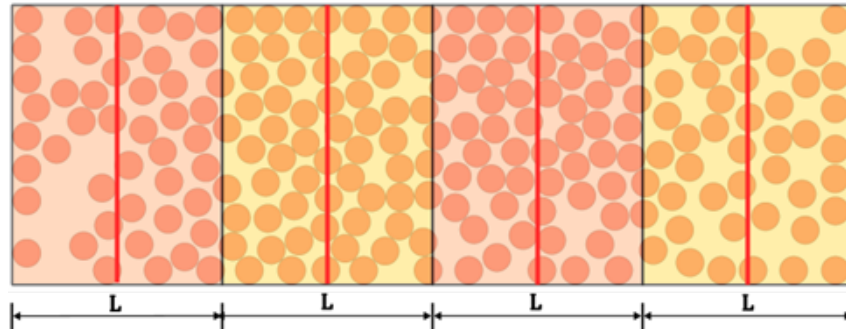
Fonte: (MATERIALS, 2003; AIKOLON, 2019; MATMATCH, 2024a; MATWEB, a; MATMATCH, 2024b; MATWEB, b).

Tabela 2 – Condição de contorno de temperatura.

Qualidade	T_{cure} [°C]	T_{end} [°C]	t_{tamp} [s]	t_{cure} [s]	t_{min} [s]
Valor	400	50	0,01	0,02	0,05

Fonte: Adaptado de Dai et al. (2011), Feuillerat et al. (2021).

de interesse fosse obtido.

Figura 18 – RVE com a definição de fatias.

Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

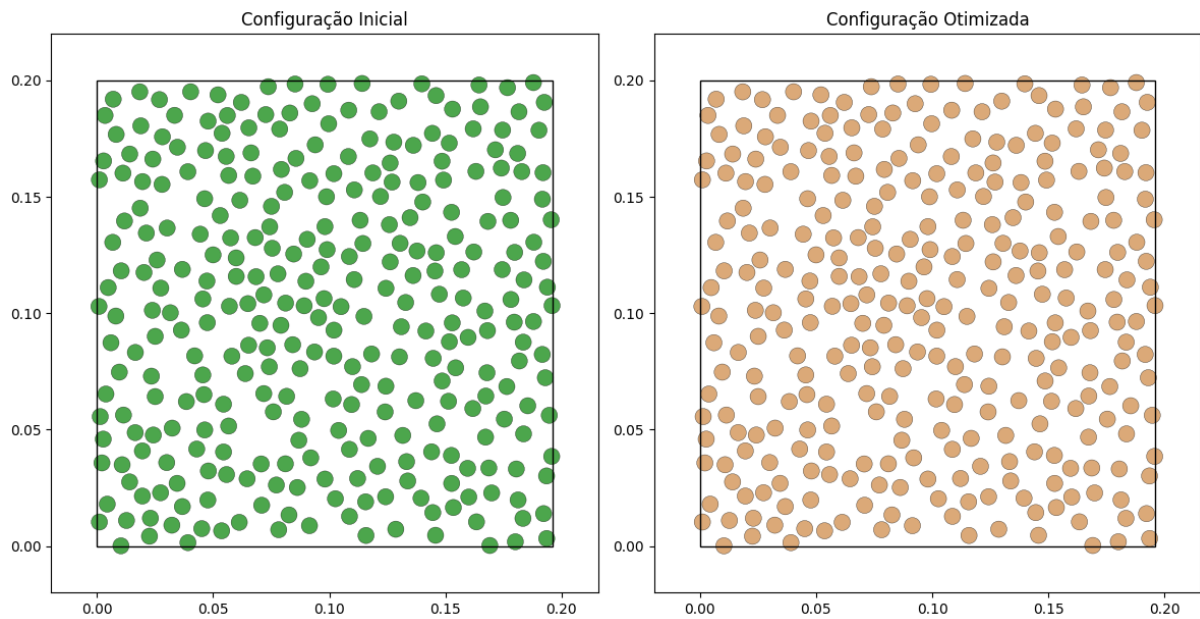
A geometria e a metodologia desse processo são descritas na Figura 18: cada um dos retângulos vermelhos e amarelos é uma "fatia", que é definida pela distância L , tomada como 7 diâmetros de fibras; dentro de cada fatia, sua linha central é usada como referência para obter a distribuição de temperatura através da espessura. Esse processo é realizado porque trabalhos anteriores da literatura mostram que a influência das fibras vizinhas sobre uma fibra de referência central permanece em uma região de cerca de 3 fibras vizinhas (SHOKRIEH; MOHAMMADI, 2010).

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

4.1 OTIMIZAÇÃO - SOLUÇÕES GEOMÉTRICAS

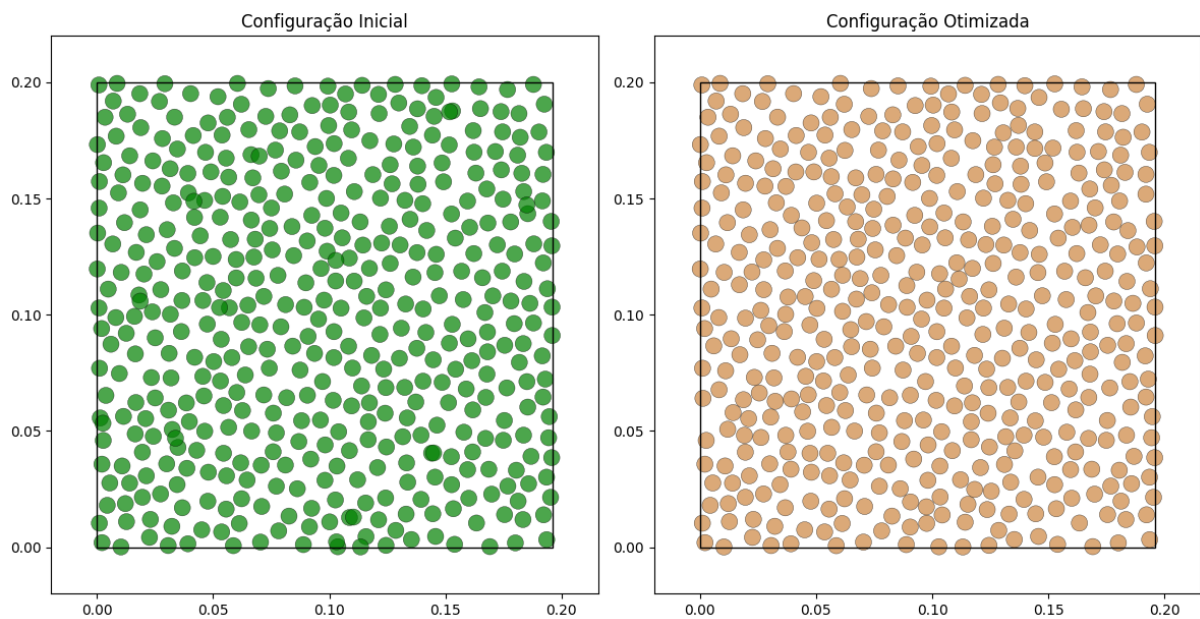
O resultado do emprego de um algoritmo de otimização em *Python* para RVEs com diferentes frações volumétricas, estão apresentados a partir da Figura 19 até a Figura 22.

Figura 19 – Fração volumétrica igual a 30%.



Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

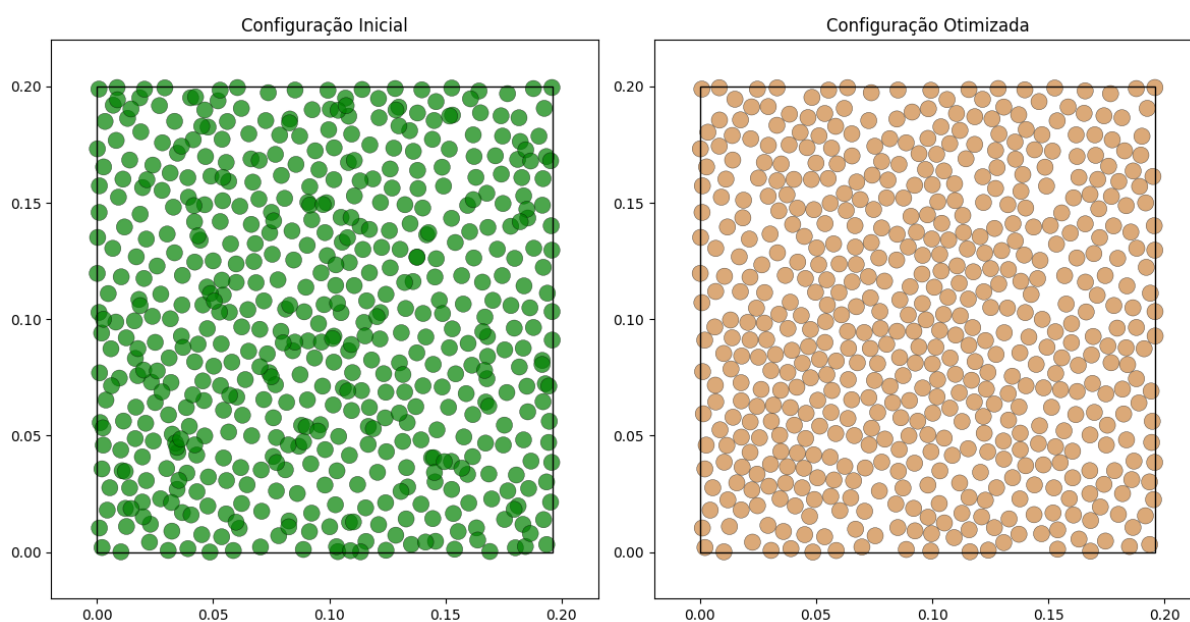
Figura 20 – Fração volumétrica igual a 45%.



Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

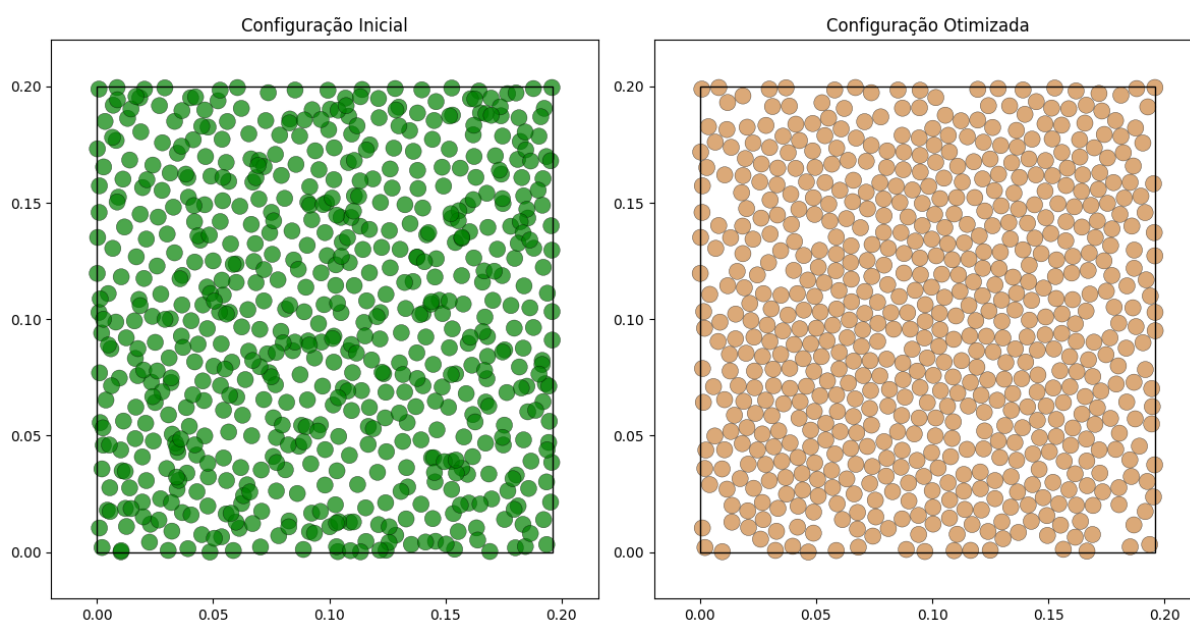
Para diferentes espessuras, os resultados são os apresentados a partir da Figura 23 até a Figura 25. Para estas simulações, a fração volumétrica foi mantida em 55%.

Figura 21 – Fração volumétrica igual a 55%.



Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

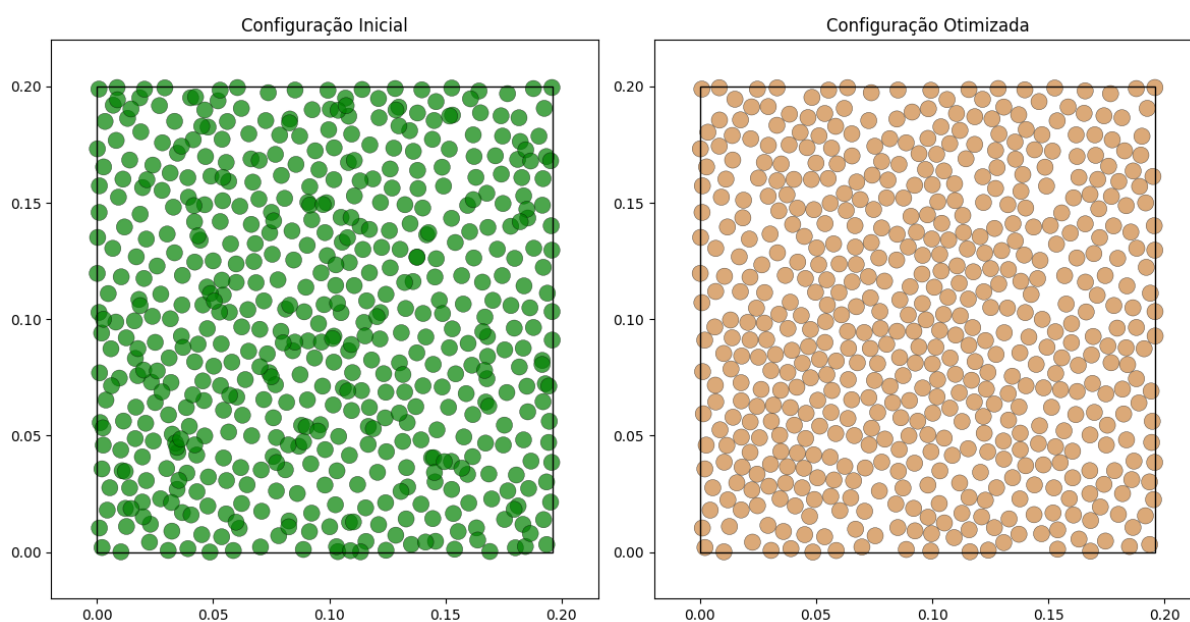
Figura 22 – Fração volumétrica igual a 65%.



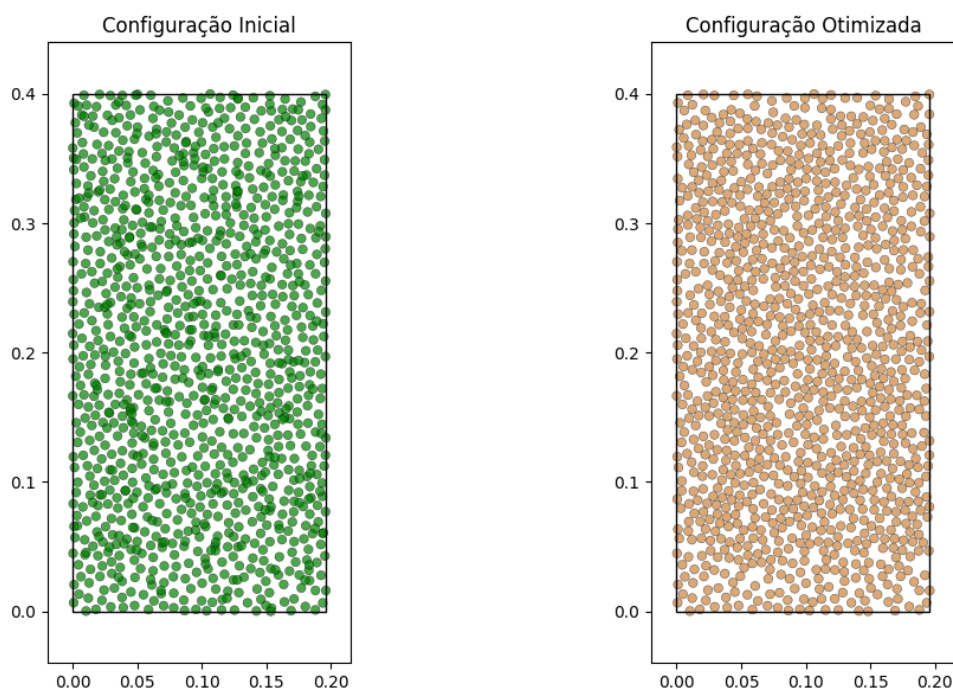
Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

Como evidenciado nos resultados da otimização, microestruturas com altas frações volumétricas de fibras — por exemplo, 65% (Figura 26) — exibem fenômenos microestruturais complexos e realistas. São observados:

- Empacotamento máximo (packing): regiões onde as fibras atingem densidade limite (verde).
- Clusterização: agrupamento ou aglomeração de fibras (azul).

Figura 23 – Espessura igual a 0,2 mm.

Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

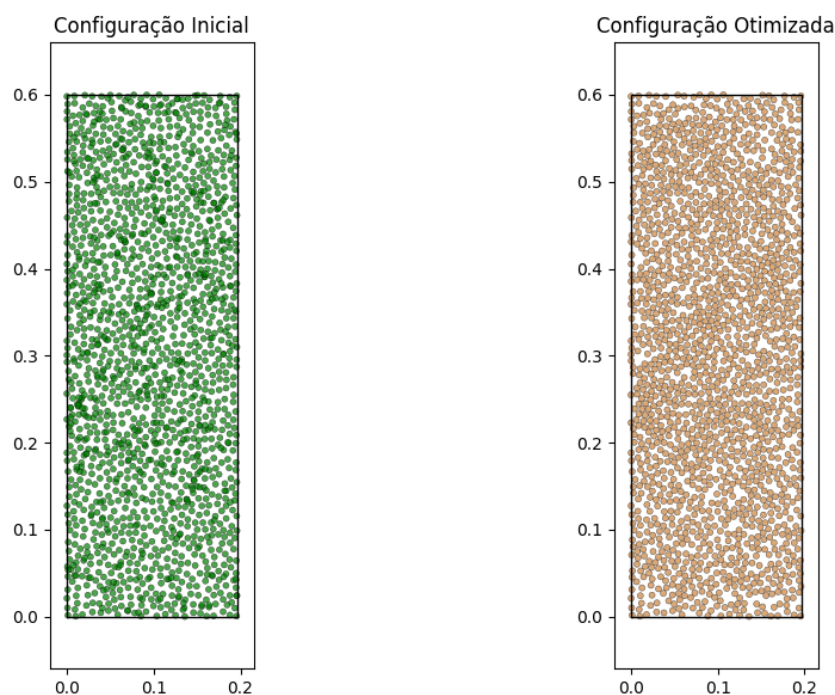
Figura 24 – Espessura igual a 0,4 mm.

Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

- Regiões de matriz: áreas com maior concentração do material da matriz (vermelho).

A ocorrência simultânea desses fenômenos é uma consequência natural das interações fibra-fibra simuladas, corroborando a eficácia do modelo.

Um aumento mais drástico na fração de fibras, para 75% (Figura 27), leva a otimização a gerar uma microestrutura dominada por regiões de autoempacotamento (ou empacotamento

Figura 25 – Espessura igual a 0,6 mm.

Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

máximo), ilustrando o limite prático de acomodação de fibras contínuas.

4.2 SIMULAÇÕES TÉRMICAS

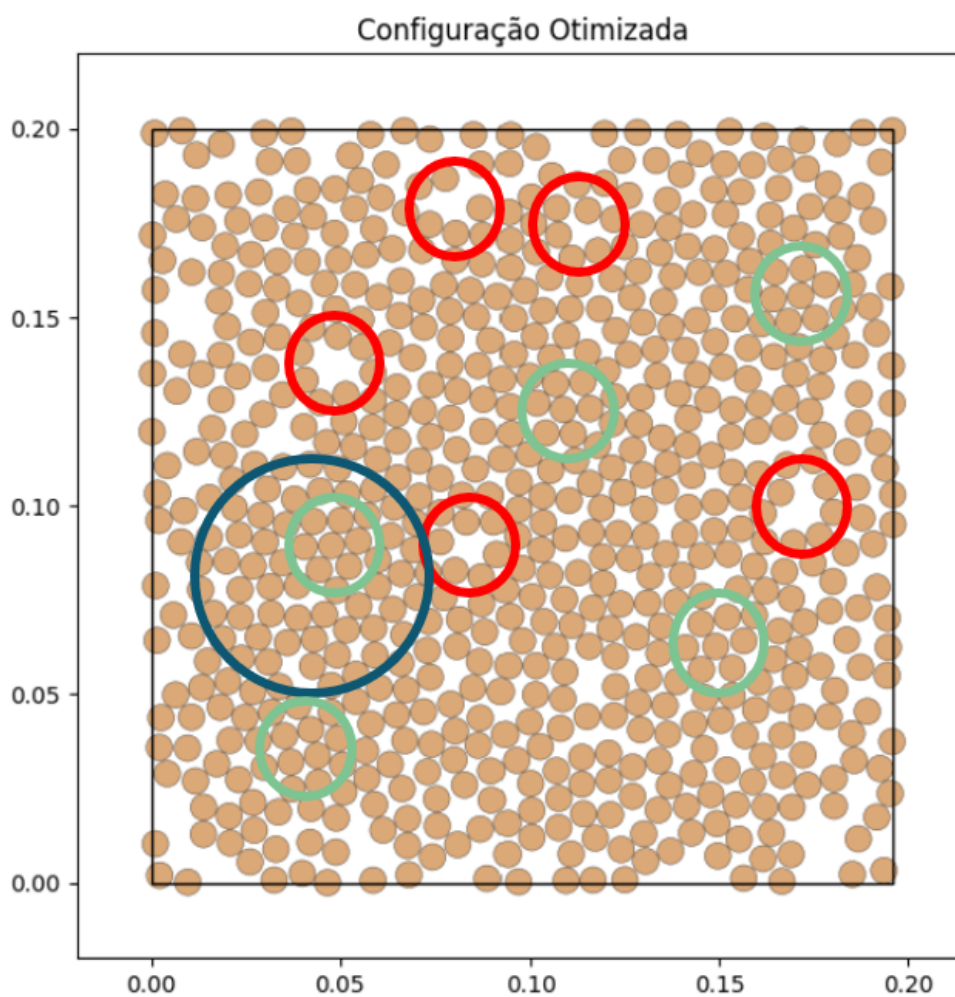
Um exemplo do RVE obtido a partir do algoritmo de otimização para cada análise é apresentado na Figura 28, assim como a respectiva malha gerada para este RVE.

Para cada modelo de RVE, o processo para obter-se a temperatura máxima é idêntico. Um estudo necessário sobre a convergência de pedaços é apresentado na Figura 29.

Um gráfico comparativo para distribuição de temperatura ao longo da espessura para diferentes frações volumétricas é apresentado na Figura 31, incluindo os resultados obtidos na Figura 30.

Devido aos resultados estatísticos da Figura 29, as simulações consideraram duas fatias da representação da fibra, pois isso é suficiente para fornecer a distribuição de temperatura ao longo da espessura sem nenhuma perturbação. A Figura 30 mostra como ocorre a distribuição em todas as seções transversais, indicando que, para algumas realizações, as distribuições de temperatura e o fluxo de calor são assimétricos, o que pode levar a diferentes níveis de cura, consolidações ou bolsões de matriz super curada devido ao aumento excessivo da temperatura ao controlar apenas as bordas, mesmo no caso de camadas finas. A Figura 31 mostra a distribuição de temperatura através da espessura para diferentes frações volumétricas de fibra em um tempo inicial especificado, o que revela uma condutividade térmica distinta e seus efeitos sobre a temperatura no meio de uma camada.

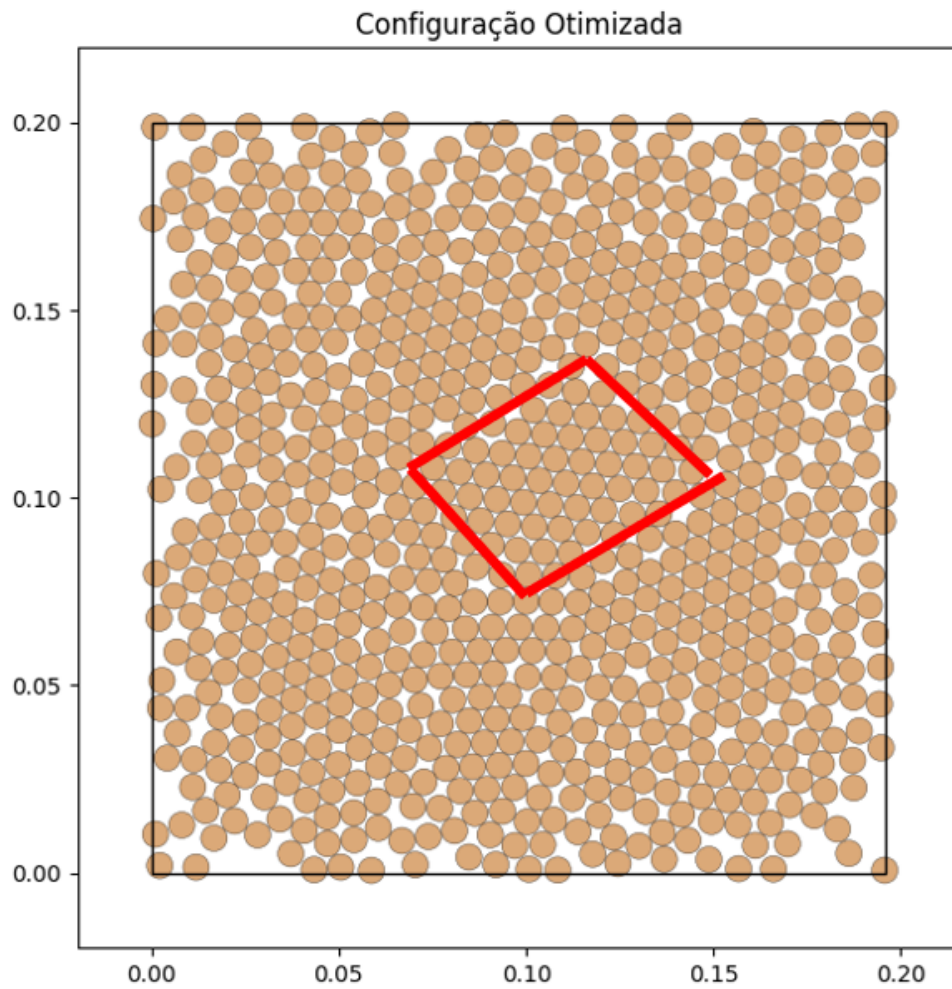
Figura 26 – Discriminação de fenômenos microestruturais reais obtidos na otimização.



Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

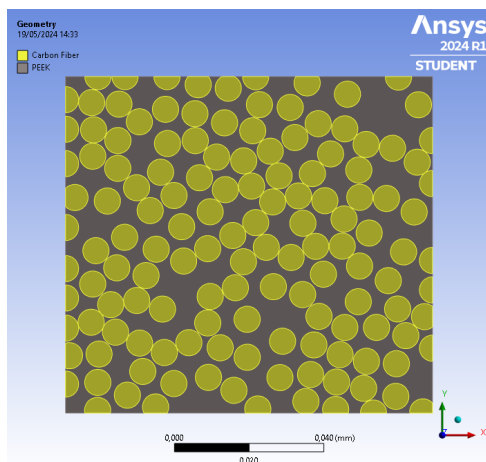
A Figura 32 apresenta uma análise quantitativa dos resultados ilustrados na Figura 30a, com o elemento representativo de volume dividido em duas seções (esquerda e direita) para analisar a distribuição de temperatura assimétrica. A análise é realizada no centro de cada seção.

Figura 27 – Apresentação de regiões de autoempacotamento.

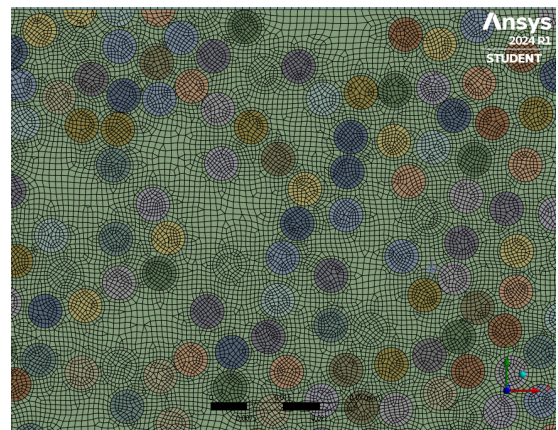


Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

Figura 28 – Introdução do modelo RVE ao Ansys.



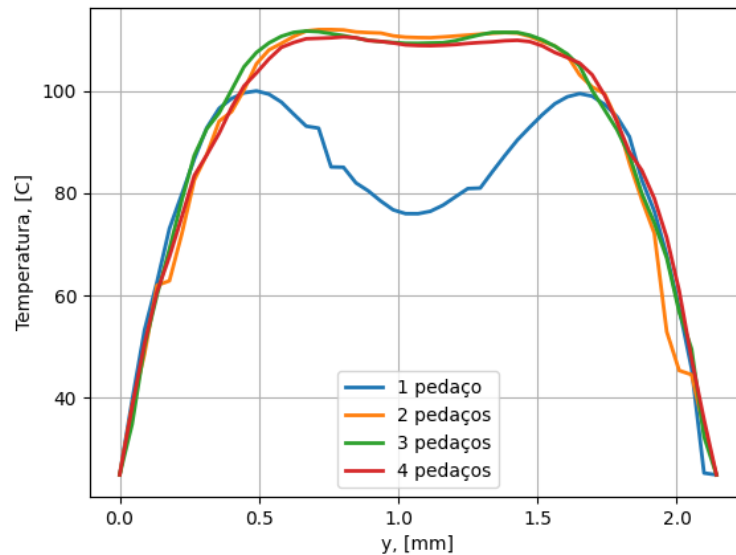
(a) Exemplo de um RVE implementado no Ansys.



(b) Exemplo de malha gerada para cada realização.

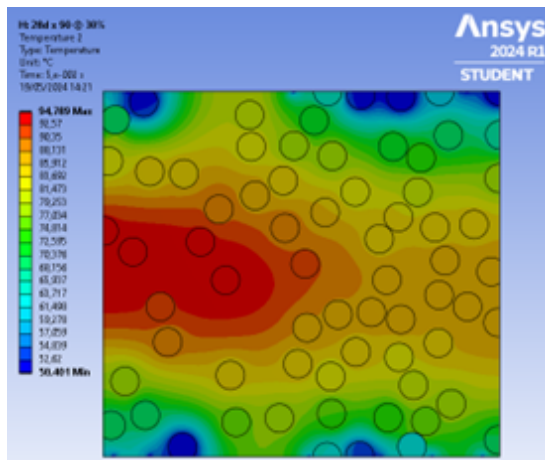
Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

Figura 29 – Distribuição de temperatura ao longo da espessura mostrando valor médio estatisticamente significativo.

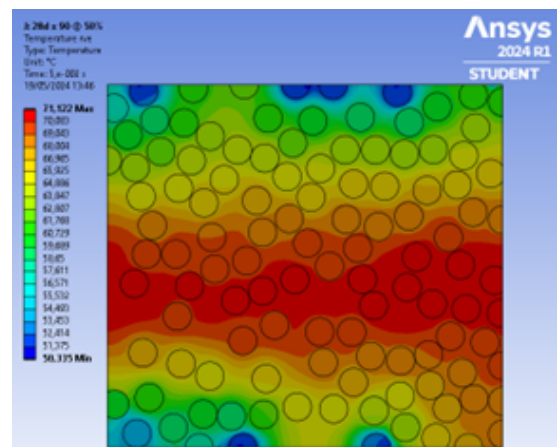


Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

Figura 30 – Distribuição de temperatura no RVE.



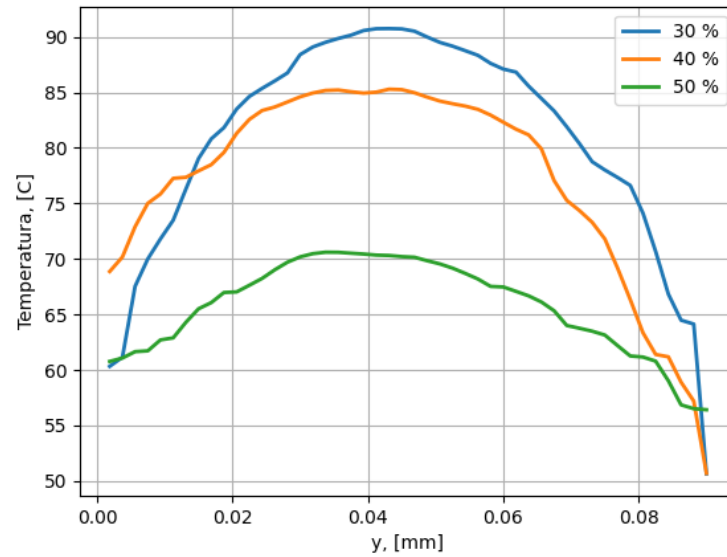
(a) para 30% de fração volumétrica



(b) para 50% de fração volumétrica

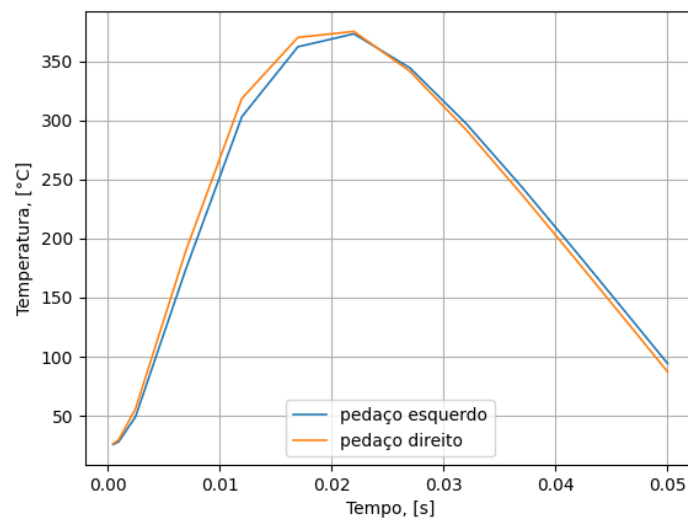
Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

Figura 31 – Distribuição de temperatura ao longo da espessura para três diferentes frações volumétricas.



Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

Figura 32 – Distribuição de temperatura ao longo do tempo para a realização de 30% de fração volumétrica.



Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

5 CONCLUSÕES

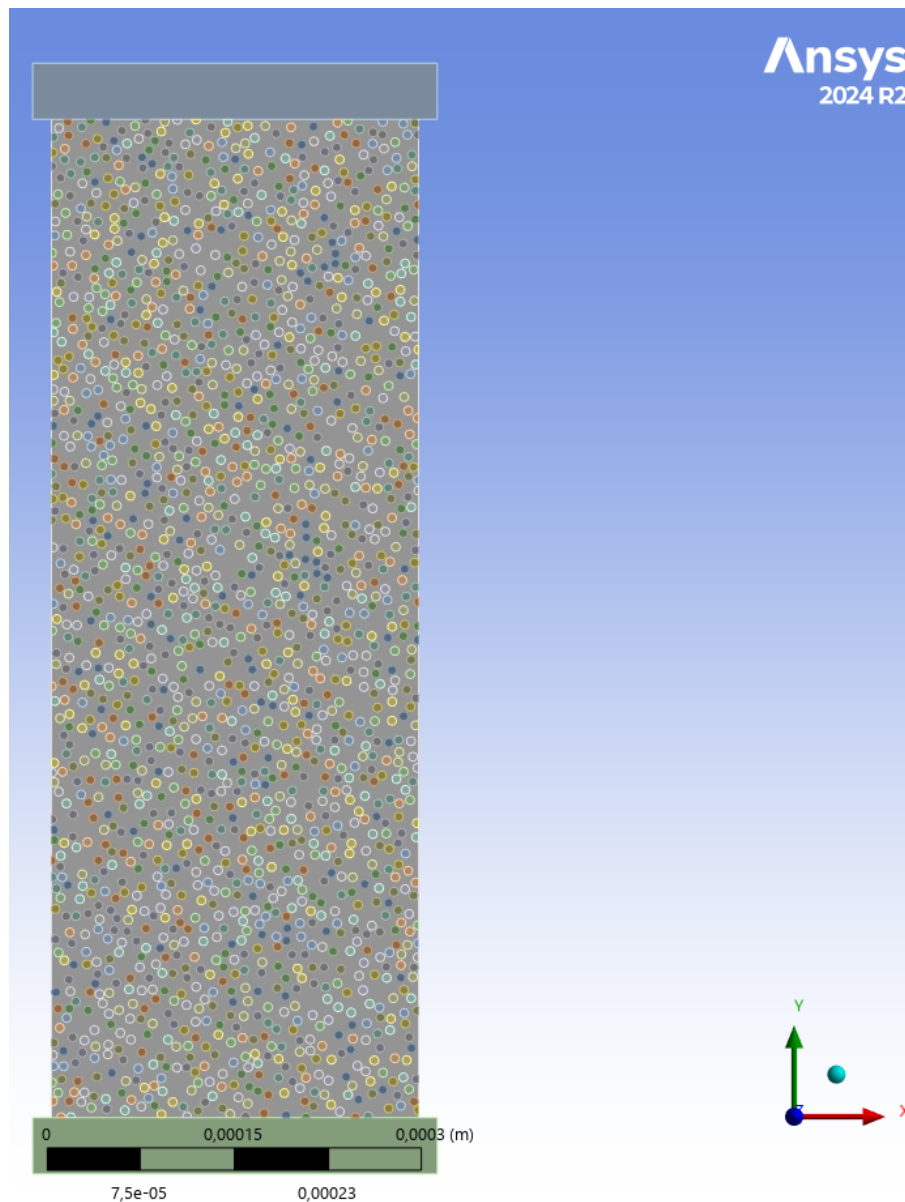
Uma metodologia para estudar numericamente o processo de fabricação de prensagem a quente para a consolidação de materiais compósitos foi apresentada, incluindo a geração e automatização de um modelo de elementos finitos considerando a distribuição não uniforme de fibras. Os resultados indicam que é possível criar diferentes realizações de microestrutura estatisticamente significativas. O processo foi utilizado com diferentes valores de fração volumétrica de fibras e uma rampa de temperatura para fibra de carbono e PEEK.

As conclusões foram de que um aumento na fração volumétrica de fibras no modelo RVE causa uma diminuição significativa na temperatura máxima obtida no centro do material compósito, o que pode ser um fator agravante para o processo de consolidação da matriz polimérica em seu processo de fabricação. A distribuição não uniforme de fibras pode criar distribuições assimétricas de temperatura que podem levar a uma cura inadequada da matriz em áreas ricas em matriz e podem resultar em defeitos. Assim, mais estudos precisam ser realizados para entender melhor esses mecanismos e correlacionar a não uniformidade, a análise do fluxo de calor e os defeitos.

6 TRABALHOS FUTUROS

Embora o objetivo proposto pelo trabalho tenha sido atingido, trabalhos futuros abrangendo um maior número de espessuras e mais realizações de forma a complementar a análise estatística está em aberto para ser estudado. Estas realizações, como mostrado na Figura 33 demandam um grande poder de processamento numérico uma vez que a malha deve ser pequena o suficiente para que possa atingir a convergência, ocasionando um número expressivo de elementos no sistema.

Figura 33 – Modelo no *software* ANSYS para trabalhos futuros.



Fonte: Elaborada pelo autor (2025).

REFERÊNCIAS

- AIKOLON. **HPMs – High-performance materiais: PEEK**. 2019. Disponível em: <<https://www.aikolon.fi/en/products/high-performance-plastics/peek>>. Acesso em: 11 mai 2024.
- AIRBUS. **A350: Less Operating Cost. More Capabilities**. 2023. Disponível em: <<https://aircraft.airbus.com/en/newsroom/case-study/2023-01-a350-less-operating-cost-more-capabilities#revenue>>. Acesso em: 15 nov 2025.
- ARIKAN, M. H. et al. A systematic characterization approach for vacuum bag only prepregs towards an accurate process design. **Materials**, MDPI AG, v. 15, n. 2, p. 451, jan. 2022. ISSN 1996-1944.
- ASP, L.; BERGLUND, L.; TALREJA, R. Prediction of matrix-initiated transverse failure in polymer composites. **Composites Science and Technology**, v. 56, n. 9, p. 1089 – 1097, 1996.
- BARBERO, E. J. **Introduction to composite materials design**. Third edition. Boca Raton: Taylor Francis, CRC Press, 2018. Includes bibliographical references. ISBN 9781315296470.
- BYRD, R. H. et al. A limited memory algorithm for bound constrained optimization. **SIAM Journal on Scientific Computing**, v. 16, n. 5, p. 1190 – 1208, 1995.
- CALLISTER, W. D.; RETHWISCH, D. G. **Ciência e engenharia de materiais: uma introdução**. 9. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2016. ISBN 978-85-216-3103-3.
- CAMPBELL, F. C. (Ed.). **Structural composite materials**. Materials Park, Ohio: ASM International, 2010. In: Knovel library. - Dateiformat Volltext: PDF. - Includes bibliographical references and index. - Print version record. ISBN 9780615030371.
- CARRARO, P.; MARAGONI, L.; QUARESIMIN, M. Prediction of the crack density evolution in multidirectional laminates under fatigue loadings. **Composites Science and Technology**, v. 145, p. 24 – 39, 2017.
- CARVALHO, L. H.; MARTINS, J. M.; GARRIDO, N. **Influência do ciclo de prensagem na qualidade do aglomerado de partículas de madeira fabricado com um teor elevado de partículas recicladas**. [S.l.: s.n.], 2005.
- CHENG, K. C.; FUJII, T. heat in history isaac newton and heat transfer. **Heat Transfer Engineering**, Informa UK Limited, v. 19, n. 4, p. 9–21, jan. 1998. ISSN 1521-0537.
- COBO, J. M. P. et al. Finite element formulation of nonlinear thermal conductivity problems with applications to nuclear fusion. In: _____. **Current Research in Thermal Conductivity**. [S.l.]: IntechOpen, 2025. ISBN 9781837697564.
- DAI, Z. et al. Effect of heat treatment on carbon fiber surface properties and fibers/epoxy interfacial adhesion. **Applied Surface Science**, v. 257, n. 20, p. 8457 – 8461, 2011.
- DAS, S. **An Introduction to Finite Element Analysis Using Matlab Tools**. 1st ed.. ed. Cham: Springer, 2023. (Synthesis Lectures on Mechanical Engineering Series). Description based on publisher supplied metadata and other sources. ISBN 9783031175404.
- DECHAUMPHAI, E. A. T. P. **Improved Finite Element Methodology for Integrated Thermal Structural Analysis**. Washington, D.C., 1982. N82-27411. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/citations/19820020790>>.

ENGENHARIA, L. P. e. **PEEK**. 2024. Disponível em: <<https://lucplasticos.com.br/produto/peek/>>. Acesso em: 15 nov 2025.

FEUILLERAT, L. et al. Effect of poly(ether ether ketone) degradation on commingled fabrics consolidation. **Composites Part A: Applied Science and Manufacturing**, v. 149, p. 106482, 2021.

FIBER, S. **PEEK**. 2025. Disponível em: <<https://swift-fiber.com/fibers/peek/>>. Acesso em: 21 nov 2025.

HU, J. et al. Fabrication and compression properties of continuous carbon fiber reinforced polyether ether ketone thermoplastic composite sandwich structures with lattice cores. **Journal of Sandwich Structures and Materials**, SAGE Publications, v. 23, n. 6, p. 2422–2442, mar. 2020. ISSN 1530-7972.

HUGHES, T. J. R. **The finite element method**: Linear static and dynamic finite element analysis. [1. dr.]. Englewood Cliffs, N.J. [u.a.]: Prentice Hall, 1987. ISBN 013317025X.

INTERNACIONAL, P. A. **PEEK Matéria Prima**. s.d. Disponível em: <<https://pt.peekchina.com/peek-materia-prima/virgem-peek-granulo-para-extrusao.html>>. Acesso em: 15 nov 2025.

JONES, R. M. **Mechanics of composite materials**. [S.l.]: CRC Press, Taylor Francis Group, 2021.

KALLESOE. **Hot press - Press line**. 2020. Disponível em: <<https://kallesoemachinery.com/press-lines/solid-wood-boards-press-lines/hot-press-press-line/>>. Acesso em: 13 nov 2024.

LEITE, V. R. L. R. Estado da arte dos materiais compósitos na indústria aeronáutica. **Revista Ciências Exatas**, v. 20, n. 2, fev. 2015. Disponível em: <<https://periodicos.unitau.br/exatas/article/view/2014>>.

LI, T. et al. Influence of processing parameters on the mechanical properties of peek plates by hot compression molding. **Materials**, MDPI AG, v. 16, n. 1, p. 36, dez. 2022. ISSN 1996-1944.

LIU, X.; ZHENG, S.; YANG, F. Airworthiness compliance methods for low-cost wet composite structures in general aviation aircraft. **Aerospace**, MDPI AG, v. 12, n. 7, p. 592, jun. 2025. ISSN 2226-4310.

MARAGONI, L.; CARRARO, P.; QUARESIMIN, M. Effect of voids on the crack formation in a [45/45/0]_s laminate under cyclic axial tension. **Composites Part A: Applied Science and Manufacturing**, v. 91, p. 493 – 500, 2016.

MATERIALS, A. **Supplier Data – Polyetheretherketone (PEEK)**. 2003. Disponível em: <<https://www.azom.com/properties.aspx?ArticleID=1882>>. Acesso em: 11 mai 2024.

MATMATCH. **PEEK Virgin**. 2024. Disponível em: <<https://matmatch.com/materials/keyu011-peek>>. Acesso em: 11 mai 2024.

MATMATCH. **T300 Carbon Fiber Sheet**. 2024. Disponível em: <<https://matmatch.com/materials/jinj0001-t300-carbon-fiber-sheet>>. Acesso em: 11 mai 2024.

MATWEB. **Mitsubishi Chemical Advanced Materials Ketron® 1000 PEEK, Extruded Unfilled Polyetherether Ketone (ASTM Product Data Sheet)**. Disponível em: <<https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=53b9159c018544a599a06726922c9b8e&ckck=1>>. Acesso em: 11 mai 2024.

MATWEB. **Toray T300 Carbon Fiber**. Disponível em: <<https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=86d0be5b80514c66b2c91e3357c57a1f>>. Acesso em: 11 mai 2024.

MOHAN, R. V.; TAMMA, K. K. Finite element/finite volume approaches with adaptive time stepping strategies for transient thermal problems. **Sadhana**, Springer Science and Business Media LLC, v. 19, n. 5, p. 765–783, out. 1994. ISSN 0973-7677.

MOURITZ, A. **Introduction to Aerospace Materials**. Burlington: Elsevier Science, 2012. (@Woodhead Publishing in materials). Description based upon print version of record. ISBN 9781855739468.

NAKKA, R. et al. A computationally efficient approach for generating rves of various inclusion/fibre shapes. **Composite Structures**, v. 291, n. 7, p. 115560, 2022.

NOCEDAL, J.; WRIGHT, S. J. **Numerical Optimization**. [S.l.]: Springer New York, 2006.

PATEL, P. K.; KUMHAR, V. **Thermal Analysis of Piston Block using Finite Element Analysis**. [S.l.]: IJRMPS, 2018.

RAMAKRISHNAN, P. N. Composite materials, metals, and ceramics used in the boeing 787-materials overview. **Journal of Research in Science and Engineering**, Century Science Publishing Co, v. 6, n. 8, p. 57–62, ago. 2024. ISSN 2415-1351.

RAMÍREZ-GIL, F. J. et al. Thermal finite element analysis of complex heat sinks using open source tools and high-performance computing. **Revista Facultad de Ingeniería Universidad de Antioquia**, Universidad de Antioquia, ago. 2022. ISSN 0120-6230.

REDDY, J. N. **Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells**. [S.l.]: CRC Press, 2003.

REDDY, J. N. **Introduction to the Finite Element Method, Third Edition**. 3rd edition.. ed. New York, N.Y.: McGraw-Hill Education, 2006. Includes bibliographical references and index. - Description based on e-Publication PDF. ISBN 0072466855.

RETAPRENE. **Guia técnico de resina epóxi: especificações para projetos de alta durabilidade**. 2025. Disponível em: <<https://www.retaprene.com.br/guia-tecnico-de-resina-epoxi/>>. Acesso em: 15 nov 2025.

SAMACH. **Hot Pressing Composite Production Line**. 2024. Disponível em: <<https://www.samach.cn/products/hot-pressing-composite-production-line>>. Acesso em: 09 out 2024.

SARTORATO, M. A numerical homogenization technique for unidirectional composites using polygonal generalized finite elements. **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications**, v. 236, n. 7, p. 1351 – 1363, 2021.

SHEN, R. et al. An enhanced vacuum-assisted resin transfer molding process and its pressure effect on resin infusion behavior and composite material performance. **Polymers**, MDPI AG, v. 16, n. 10, p. 1386, maio 2024. ISSN 2073-4360.

SHOKRIEH, M.; MOHAMMADI, A. R. G. Finite element modeling of residual thermal stresses in fiber-reinforced composites using different representative volume elements. **Lecture Notes in Engineering and Computer Science**, v. 2, 06 2010.

SILVA, G. H. da; SARTORATO, M. Micromechanical study of the behavior of unidirectional composites during hot pressing manufacturing. In: **Proceedings of the 7th Brazilian Conference on Composite Materials (Part of ISSN 2316-1337)**. [S.l.: s.n.], 2024. p. 524 – 531.

SILVA, W. P. d. et al. Medida de calor específico e lei de resfriamento de newton: um refinamento na análise dos dados experimentais. **Revista Brasileira de Ensino de Física**, FapUNIFESP (SciELO), v. 25, n. 4, p. 392–398, dez. 2003. ISSN 1806-1117.

TALREJA, R.; SINGH, C. V. **Damage and Failure of Composite Materials**. [S.l.]: Cambridge University Press, 2012. ISBN 9781139016063.

TATSUNO, D. et al. Hot press forming of thermoplastic cfrp sheets. **Procedia Manufacturing**, Elsevier BV, v. 15, p. 1730–1737, 2018. ISSN 2351-9789.

VALENTE, M.; ROSSITTI, I.; SAMBUCCI, M. Different production processes for thermoplastic composite materials: Sustainability versus mechanical properties and processes parameter. **Polymers**, MDPI AG, v. 15, n. 1, p. 242, jan. 2023. ISSN 2073-4360.

YAO, X.; WANG, Y.; LENG, J. A general finite element method: Extension of variational analysis for nonlinear heat conduction with temperature-dependent properties and boundary conditions, and its implementation as local refinement. **Computers amp; Mathematics with Applications**, Elsevier BV, v. 100, p. 11–29, out. 2021. ISSN 0898-1221.

ZHU, C. et al. Algorithm 778: L-bfgs-b: Fortran subroutines for large-scale bound-constrained optimization. **ACM Transactions on Mathematical Software**, v. 23, n. 4, p. 550 – 560, 1997.