

UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA DE
ESTRUTURAS

AVALIAÇÃO DO AUMENTO NA MASSA DE BORDOS
DE ATAQUE DA ASA DE AVIÕES COMERCIAIS
PROJETADOS PARA RESISTIR AO IMPACTO COM
AERONAVES REMOTAMENTE PILOTADAS

Tomaz de Paula Drumond

Belo Horizonte

2020

**AVALIAÇÃO DO AUMENTO NA MASSA DE BORDOS
DE ATAQUE DA ASA DE AVIÕES COMERCIAIS
PROJETADOS PARA RESISTIR AO IMPACTO COM
AERONAVES REMOTAMENTE PILOTADAS**

Tomaz de Paula Drumond

Tomaz de Paula Drumond

**AVALIAÇÃO DO AUMENTO NA MASSA DE BORDOS
DE ATAQUE DA ASA DE AVIÕES COMERCIAIS
PROJETADOS PARA RESISTIR AO IMPACTO COM
AERONAVES REMOTAMENTE PILOTADAS**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-graduação em Engenharia de Estruturas da Universidade Federal de Minas Gerais, como requisito parcial à obtenção do título de Mestre em Engenharia de Estruturas.

Área de concentração: Estruturas

Linha de pesquisa: Mecânica dos Sólidos e das Estruturas

Orientador: Marcelo Greco

Belo Horizonte
Escola de Engenharia da UFMG
2020

D795a

Drumond, Tomaz de Paula.

Avaliação do aumento na massa de bordos de ataque da asa de aviões comerciais projetados para resistir ao impacto com aeronaves remotamente pilotadas [recurso eletrônico] / Tomaz de Paula Drumond. - 2020.

1 recurso online (iii, 111 f. : il., color.) : pdf.

Orientador: Marcelo Greco.

Dissertação (mestrado) - Universidade Federal de Minas Gerais, Escola de Engenharia.

Bibliografia: f. 105-111.

Exigências do sistema: Adobe Acrobat Reader.

1. Engenharia de estruturas - Teses. 2. Aeronave não tripulada - Teses. 3. Método dos elementos finitos - Teses. I. Greco, Marcelo. II. Universidade Federal de Minas Gerais. Escola de Engenharia. III Título.

CDU: 624(043)

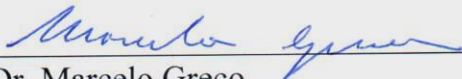
UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS
ESCOLA DE ENGENHARIA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA DE ESTRUTURAS

**"AVALIAÇÃO DO AUMENTO NA MASSA DE BORDOS DE
ATAQUE DA ASA DE AVIÕES COMERCIAIS PROJETADOS PARA
RESISTIR AO IMPACTO COM AERONAVES REMOTAMENTE
PILOTADAS"**

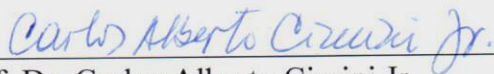
Tomaz de Paula Drumond

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia de Estruturas da Escola de Engenharia da Universidade Federal de Minas Gerais, como parte dos requisitos necessários à obtenção do título de "Mestre em Engenharia de Estruturas".


Comissão Examinadora:



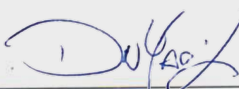
Prof. Dr. Marcelo Greco
DEES-UFMG (Orientador)



Prof. Dr. Carlos Alberto Cimini Jr.
DEES - UFMG



Prof. Dr. Eduardo Bauzer Medeiros
DEMEC-UFMG



Prof. Dr. Daniel Nelson Maciel
UFRN

Belo Horizonte, 06 de março de 2020

AGRADECIMENTOS

Ao Professor Marcelo Greco pela orientação, por ter aceitado a minha ideia de pesquisa e pela prontidão em esclarecer as dúvidas de forma sempre rápida e atenciosa;

Ao Professor Carlos Cimini e aos órgãos FUNDEP, Fapemig e CNPq por ajudarem a financiar as participações nos Congressos durante o Mestrado;

Aos professores do Departamento de Estruturas que contribuíram para o meu aprendizado;

Às secretárias do Departamento de Estruturas que contribuem para o Programa de Pós-Graduação;

À Embraer, que me concedeu o tempo necessário para cursar as aulas e o suporte necessário para fazer a pesquisa;

Aos meus colegas de trabalho, com quem aprendo todos os dias;

À minha família: minha mãe, Cecília, pelo carinho e amor incondicional; ao meu pai, Marcos, pelo exemplo, por extrair o melhor de mim e por sempre incentivar a pesquisa. À minha irmã Júnia e sua família, que sempre estiveram presentes para levantar o meu astral; e ao meu irmão Pedro, pelo companheirismo e por me ajudar a conciliar momentos de estudo e momentos de lazer;

À Clarissa, pelo apoio, paciência e amor, sempre me incentivando a valorizar as conquistas alcançadas;

A todos membros da família e amigos, que contribuíram de alguma forma.

RESUMO

O número de Aeronaves Remotamente Pilotadas (RPA - *Remotely Piloted Aircraft*), popularmente conhecidas como drones, operando nos céus de centros urbanos tem aumentado significativamente, o que representa um aumento no risco de impacto entre este tipo de veículo e uma aeronave tripulada, seja este evento intencional ou não. De forma a melhor compreender os fenômenos envolvidos em um impacto entre a RPA e a asa de um avião comercial, o presente trabalho busca reproduzir o evento através de simulações numéricas e compará-lo a situações que envolvam impacto de pássaro, considerando os requisitos existentes atualmente. Inicialmente, são feitas simulações para validar o modelo numérico de um pássaro com dimensões conforme estipula o requisito RBAC 25.571 (e). Uma vez validado o modelo do pássaro, ele é utilizado para fazer o dimensionamento inicial do bordo de ataque da asa de uma aeronave comercial. Posteriormente, faz-se a validação de modelos numéricos dos componentes mais rígidos de uma RPA, para que, uma vez conectados, eles possam representar o drone completo em simulações de impacto. O bordo de ataque da asa inicialmente dimensionado com o pássaro é então submetido ao impacto com o modelo completo da RPA, de forma a comparar cenários envolvendo tanto o pequeno veículo aéreo quanto o animal. Os resultados mostram que o impacto com a RPA é mais crítico devido ao fato de sua estrutura ser formada por componentes mais duros e rígidos, os quais induzem esforços mais concentrados e de maior magnitude. De forma a continuar garantindo a segurança de voo após um impacto com a RPA em estudo, são avaliados reforços na estrutura do bordo de ataque da asa. Ao final, constata-se que as propostas em que foram posicionados reforços na longarina e a proposta de uma estrutura adicional atrás do revestimento foram capazes de garantir a continuidade do voo após o impacto, embora tenham representado um aumento de 13% e 10% na massa da asa da aeronave, respectivamente.

Palavras-chave: Drone, RPA, Impacto de Pássaro, Simulações de Impacto, Elementos Finitos

ABSTRACT

During last years, the number of Unmanned Aircraft Systems (UAS), popular known as drones, operating in the sky of urban centers has quite increased, which represents an increase in the risk of an airborne impact, intentionally or not, between these vehicles and manned aircrafts. In a way to better understand the impact between an UAS and a commercial aircraft wing phenomena, the present work reproduces the event by means of numerical simulation and compare it with situations involving bird impact considering the current requirements. Initially, simulations are performed to validate the numerical model of a bird with dimensions as stipulated on requirement RBAC 25.571(e). Once the bird model is validated, it is used to perform the initial dimensioning of a wing fixed leading edge in a commercial aircraft. Posteriorly, it is performed the numerical models validation of the UAS most stiffened components, so they could be connected and represent the complete drone in an impact simulation. The wing fixed leading edge initially designed with the bird strike is subjected then to an impact with the UAS complete model in order to compare both scenarios involving the small aerial vehicle and animal. Results confirms that the UAS impact is more critical due to its structure that is composed by harder and more stiffened materials, which induces higher and more concentrated loads in the impacted structure. In order to grant the flight safety after an impact with the UAS evaluated, reinforcements are assessed in the wing fixed leading edge structure. Finally, it is found that reinforcements positioned in the spar and the use of an additional structure placed behind the skin are capable to grant the flight safety after impact, although both proposals induce a mass increase in the wing structure of 13% and 10%, respectively.

Keywords: Drone, UAS, Bird Strike, Impact Simulations, Finite Elements

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS	VI
LISTA DE TABELAS	IX
LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS	X
LISTA DE SÍMBOLOS	XI
1 INTRODUÇÃO.....	1
2 OBJETIVOS.....	7
3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	8
3.1 DEFINIÇÃO DE IMPACTO	8
3.2 MODELAGEM DE IMPACTO.....	10
3.2.1 Abordagem Lagrangiana	10
3.2.2 Abordagem Arbitrária Lagrangiana-Euleriana (ALE)	12
3.2.3 Abordagem SPH.....	12
3.3 MODELAGEM DE CONTATO	17
3.3.1 Abordagem Lagrangiana	17
3.3.2 Abordagem Euleriana e ALE	19
3.3.3 Abordagem SPH.....	20
3.4 MATERIAIS E CRITÉRIOS DE FALHA	21
3.4.1 Modelo de Material Johnson-Cook	22
3.4.2 Modelo de Falha Johnson-Cook baseado em deformações.....	23
3.4.3 Comparação entre modelos constitutivos	24
3.5 IMPACTO DE PÁSSARO	26
3.5.1 Geometrias de Pássaro.....	29
3.5.2 Equações de Estado	30
3.6 IMPACTO DE RPA	31
3.7 RESULTADOS EXPERIMENTAIS.....	34
4 METODOLOGIA.....	37
4.1 MODELO EXPLÍCITO E SOLUÇÃO 700 DO MSC NASTRAN.....	37

4.2	MODELO DO PÁSSARO	40
4.3	MODELO DA RPA	42
4.4	MODELO DO BORDO DE ATAQUE.....	46
4.5	FLUXO DE TRABALHO.....	49
5	SIMULAÇÕES COM IMPACTO DE PÁSSARO	52
5.1	VALIDAÇÃO DO MODELO EF PARA O PÁSSARO	52
5.2	IMPACTO DE PÁSSARO NO BORDO DE ATAQUE	57
6	SIMULAÇÕES COM IMPACTO DE RPA	61
6.1	VALIDAÇÃO DO MODELO EF PARA A RPA	61
6.2	IMPACTO DE RPA NO BORDO DE ATAQUE.....	71
6.2.1	Posicionamento da RPA	72
6.2.2	Comparação Impacto de Pássaro x Impacto de RPA	74
6.2.3	Reforços no revestimento do bordo de ataque	79
6.2.4	Reforços na longarina.....	84
6.2.5	Adição de estrutura no bordo de ataque da asa	89
6.3	AVALIAÇÃO DAS CURVAS DE ENERGIA	92
7	DISCUSSÃO DOS RESULTADOS	97
7.1	VALIDAÇÃO DO MODELO DOS OBJETOS IMPACTANTES.....	97
7.2	IMPACTOS NO BORDO DE ATAQUE FIXO DA ASA	98
8	CONCLUSÕES	102
9	RECOMENDAÇÕES.....	104
	REFERÊNCIAS	105

LISTA DE FIGURAS

Figura 1-1: Resíduos de RPA na Fuselagem de Aeronave na Argentina. Retirados de Austral (2020) e JIAAC (2019).....	3
Figura 3-1: Histórico de Deformação para um Impacto. Adaptado de Goldsmith (2001).....	9
Figura 3-2: Modos de Deformação <i>Hourglass</i> . Adaptado de Hedayati e Sadighi (2016).....	11
Figura 3-3: Vizinhança da Partícula SPH. Retirado de Nizampatnam (2007)	13
Figura 3-4: Material Bilinear. Retirado de Olivares <i>et al.</i> (2017a)	24
Figura 3-5: Comparação de Danos e Falhas de Modelos Constitutivos em um Bordo de Ataque Impactado por RPA. Retirado de Olivares <i>et al.</i> (2017a).....	25
Figura 3-6: Diagrama Esquemático do <i>Setup</i> de um Ensaio de Impacto de Pássaro: (1) Entrada de Ar; (2) Compressor; (3) Tanque de Gás; (4) Válvula de Emergência; (5) Dispositivo para Saída de Ar; (6) Projétil; (7) Canhão; (8) Batente Separador; (9) Câmera de Alta-Velocidade; (10) Medidor de Velocidade; (11) Alvo. Retirado de Hedayati e Sadighi (2016)	34
Figura 3-7: Componentes de RPA Utilizados em Testes Balísticos – Bateria (à Esquerda), Motor (Centro) e Câmera (à Direita). Retirado de Olivares <i>et al.</i> (2017a)	35
Figura 3-8: Estrutura para Realização do Ensaio Balístico com Componentes de RPAs. Retirado de Olivares <i>et al.</i> (2017a)	36
Figura 3-9: (a) Foguete Usado no Ensaio de Impacto com RPA; (b) RPA Suspenso por 8 Hastes de KEVLAR; (c) Strain Gauges Posicionados no Bordo de Ataque; (d) Teste Preliminar no Para-Brisa com uma RPA de 0,3 kg. Retirado de Meng <i>et al.</i> (2019)	36
Figura 4-1: Método <i>Leap-Frog</i> . Retirado de MSC (2013).....	39
Figura 4-2: Diagrama com o Fluxo de Funcionamento da Solução 700 do MSC Nastran. Adaptado de MSC (2013).....	40
Figura 4-3: Modelo SPH do Pássaro.	41
Figura 4-4: DJI Phantom 3 Standard. Retirado de DJI (2020)	42
Figura 4-5: Modelo EF - DJI Phantom 3 Standard.....	43
Figura 4-6: Modelos Constitutivos e EF Utilizados no Modelo da RPA.	45
Figura 4-7: Fator Aplicado ao Modelo de Brooks <i>et al.</i> (2018).....	46
Figura 4-8: Modelo EF do Bordo de Ataque da Asa.....	47
Figura 4-9: Modelos Constitutivos e EF Utilizados no Modelo do Bordo de Ataque da Asa.	48

Figura 5-1: Validação do Modelo SPH.	52
Figura 5-2: Resultados de Simulação – Ângulo 90° e Velocidade 100 m/s.....	53
Figura 5-3: Resultados de Simulação – Ângulo 90° e Velocidade 200 m/s.....	53
Figura 5-4: Resultados de Simulação – Ângulo 90° e Velocidade 300 m/s.....	54
Figura 5-5: Resultados de Simulação – Ângulo 45° e Velocidade 100 m/s.....	54
Figura 5-6: Resultados de Simulação – Ângulo 45° e Velocidade 200 m/s.....	54
Figura 5-7: Resultados de Simulação – Ângulo 45° e Velocidade 300 m/s.....	55
Figura 5-8: Resultados de Simulação – Ângulo 25° e Velocidade 100 m/s.....	55
Figura 5-9: Resultados de Simulação – Ângulo 25° e Velocidade 200 m/s.....	55
Figura 5-10: Resultados de Simulação – Ângulo 25° e Velocidade 300 m/s.....	56
Figura 5-11: Espessura de Componentes do Bordo de Ataque.	58
Figura 5-12: Simulação de Impacto de Pássaro – Revestimento com 2,0 mm.	58
Figura 5-13: Simulação de Impacto de Pássaro – Revestimento com 2,5 mm.	59
Figura 5-14: Simulação de Impacto de Pássaro – Revestimento com 3,0 mm.	59
Figura 6-1: Tamanhos de Malha Considerados para a Placa de Alumínio.	62
Figura 6-2: Bateria – Alumínio 1,60 mm.	63
Figura 6-3: Bateria – Alumínio 6,35 mm.	64
Figura 6-4: Bateria – Alumínio 3,18 mm.	65
Figura 6-5: Motor – Alumínio 1,60 mm.....	66
Figura 6-6: Motor – Alumínio 6,35 mm.....	67
Figura 6-7: Câmera – Alumínio 1,60 mm.	68
Figura 6-8: Comparativo da Máxima Força de Contato.....	69
Figura 6-9: Comparativo do Máximo Deslocamento.	69
Figura 6-10: Posição da RPA.	72
Figura 6-11: Impacto da RPA com Variação do Ângulo de Rotação.	73
Figura 6-12: Ruptura no Revestimento com a RPA a 0,0° (Medidas em mm).	73
Figura 6-13: Energia de Impacto na Longarina para as Diferentes Simulações.	74
Figura 6-14: Impacto de Pássaro x Impacto de RPA.....	75
Figura 6-15: Força de Contato Pássaro x RPA.....	76
Figura 6-16: Impulso Pássaro x RPA.	76
Figura 6-17: Energias Internas das Simulações de Impacto Pássaro x RPA.....	77

Figura 6-18: Energias Cinéticas das Simulações de Impacto Pássaro x RPA.....	77
Figura 6-19: Cinemática dos Impactos de Pássaro e de RPA.....	78
Figura 6-20: Impacto de RPA com Revestimento de 5.0 mm.....	79
Figura 6-21: Painel Sanduiche Utilizado para Reforçar o Revestimento.....	81
Figura 6-22: Modelagem da Colmeia com Elementos de Mola.....	82
Figura 6-23: Resultado da Simulação com Colmeia Modelada com Elementos de Mola.	83
Figura 6-24: Resultado da Simulação com Colmeia Modelada com Propriedade PCOMP. ...	83
Figura 6-25: Impacto de RPA Diretamente na Longarina.....	84
Figura 6-26: Simulação da RPA Impactando uma Longarina com 7,0 mm.....	85
Figura 6-27: Simulação da RPA Impactando uma Longarina com 9,0 mm.....	85
Figura 6-28: Simulação da RPA Impactando uma Longarina com 12,0 mm.....	86
Figura 6-29: Proposta de Longarina com Espinhas na Parte Traseira.....	87
Figura 6-30: Simulação da RPA Impactando a Longarina Reforçada com Espinhas.	88
Figura 6-31: Reforço Triangular no Bordo de Ataque Fixo da Asa.....	90
Figura 6-32: Resultado da Simulação com a Adição do Reforço Triangular.....	91
Figura 6-33: Detalhamento dos Danos no Revestimento e no Reforçador (Medidas em mm).	91
Figura 6-34: Deformação Excessiva no Elemento de Barra.....	93
Figura 6-35: Curvas de Energia.....	94

LISTA DE TABELAS

Tabela 1-1: Sistema de Risco de Colisões no Ar – FAA (2001- 31 Julho de 2016). Adaptado de Sharma (2016)	4
Tabela 1-2: Relatório da FAA Relacionado à Visualização de RPAs - Quantidade de Eventos Categorizados por Ano e Tipo de Evento. Adaptado de Sharma (2016)	4
Tabela 1-3: Parágrafos do RBAC 25 (2014) e RBAC 33 (2009) sobre Impacto de Pássaro.	5
Tabela 4-1: Propriedades dos Materiais nos Motores da RPA.....	44
Tabela 4-2: Propriedades Mecânicas da Bateria. Adaptado de Sahraei <i>et al.</i> (2014).....	44
Tabela 4-3: Propriedades do Policarbonato. Adaptado de Meng <i>et al.</i> (2019)	45
Tabela 4-4: Propriedades dos Materiais do Bordo de Ataque Fixo da Asa.....	48
Tabela 4-5: Critérios para Qualidade de Malha.....	49
Tabela 5-1: Comparativo de Resultados Obtidos nas Simulações e Valores Teóricos.	56
Tabela 6-1: Matriz de Ensaio dos Componentes. Adaptado de Olivares <i>et al.</i> (2017a).....	61
Tabela 6-2: Propriedades da Colmeia de Liga de Alumínio 5052. Adaptado de Guida <i>et al.</i> (2013)	82
Tabela 6-3: Propriedades do Alumínio 7075-T6. Adaptado de MMPDS-09 (2014)	90
Tabela 7-1: Resultados dos Reforços Propostos no Bordo de Ataque da Asa.	99

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ALE – Abordagem Arbitrária Lagrangiana-Euleriana

ANAC – Agência Nacional de Aviação Civil

ASME – *American Society of Mechanical Engineering*

AUVSI – *Association for Unmanned Vehicles Systems International*

EASA – *European Aviation Safety Agency*

FAA – *Federal Aviation Administration*

EF – Elementos Finitos

MEF – Método dos Elementos Finitos

RBAC – Regulamento Brasileiro de Aviação Civil

RPA – Aeronaves Remotamente Pilotadas (*Remotely Piloted Aircraft System*)

SPH – *Smoothed Particle Hydrodynamics*

V&V – Verificação e Validação

LISTA DE SÍMBOLOS

A, B, C, n e m' – constantes do material obtidas através de ensaios

\vec{a} – vetor de aceleração

C' – matriz de amortecimento

C_v – constante de calor específico de volume

C_s – constante de cisalhamento

c – velocidade de propagação de ondas longitudinais no material

c_0 – velocidade do som em um material

c_1 - c_6 – coeficientes da equação polinomial

D – Dano

D_1 - D_5 – parâmetros de falha do modelo Johnson-Cook obtidos experimentalmente

\vec{d} – vetor de deslocamento

E – módulo de Young ou módulo de elasticidade longitudinal do material isotrópico

E_T – módulo tangente

E_{int} – energia interna

F_s – força aplicada durante a fase de estagnação

\vec{F} – vetor de força

\vec{F}_{ext_n} – vetor de cargas externas

\vec{F}_f – vetor de força de Coulomb

\vec{F}_{int_n} – vetor de cargas internas

\vec{F}_n – vetor de força normal

\vec{F}_{res_n} – vetor de cargas residuais

$f(\vec{x})$ – função utilizada para descrever uma propriedade genérica de uma partícula *SPH*

$f^h(\vec{x})$ – função de aproximação característica da partícula *SPH*

h – comprimento característico de *kernel*

I – momento de inércia em relação ao eixo de rotação do corpo

K – matriz de rigidez

K_{slave} e K_{master} – módulos de rigidez dos grupos *slave* e *master*

k_p – fator para cálculo da Pressão de Estagnação

k – constante experimental na Equação de Estado polinomial

L – comprimento do pássaro

L_{eff} – comprimento efetivo durante um impacto em superfície inclinada
 l_{min} – menor dimensão de um elemento
 \mathbf{M} – matriz de massa
 m – massa
 m_p – massa do pássaro
 m_k – massa da partícula k
 \vec{P} – vetor de impulso
 P_B – perímetro da área de um objeto projetada em uma superfície de impacto
 P_H – pressão de choque inicial ou pressão de Hugoniot
 P_p – pressão dentro do fluido utilizado para representar um pássaro
 P_s – pressão de estagnação
 PS – penalidade na rigidez
 r – braço de alavanca
 s – espessura do alvo impactado
 T – temperatura
 T^* – temperatura adimensional
 T_{melt} – temperatura de fusão do material
 T_{room} – temperatura ambiente
 t_D – tempo que indica a duração de um impacto
 Δt – comprimento do *passo de tempo*
 u_0 – velocidade inicial do pássaro
 u_{sp} – velocidade da onda de choque no material do pássaro
 u_{st} – velocidade da onda de choque no material da superfície impactada pelo pássaro
 V_C – velocidade de cruzeiro
 V_{50} – velocidade de impacto na qual a probabilidade de resultar em perfuração é de 50%
 \vec{v} – vetor de velocidade linear
 \vec{v}_s – velocidade relativa de deslizamento entre o material Euleriano e estrutura Lagrangiana
 W – função de interpolação *kernel*
 \vec{x} – vetor de posição de uma partícula *SPH*
Letras Gregas
 β – coeficiente de decaimento exponencial
 ϵ_f – deformação equivalente na fratura

ε_{max} – deformação máxima principal
 $\varepsilon_{ruptura}$ – deformação de ruptura
 $\overline{\varepsilon^p}$ – deformação plástica efetiva
 $\dot{\varepsilon}^*$ – taxa de deformação plástica adimensional
 $\dot{\varepsilon}^p$ – taxa de deformação plástica efetiva
 $\dot{\varepsilon}^0$ – taxa de deformação de referência
 $d\varepsilon_{ij}$ – tensor de deformação plástica incremental
 μ – coeficiente de atrito
 μ_s – coeficiente de atrito estático
 μ_k – coeficiente de atrito cinético
 ν – coeficiente de Poisson
 \mathcal{G} – função auxiliar cúbica B-spline
 θ – ângulo de inclinação da superfície ou ângulo de impacto
 ρ – massa específica
 ρ_k – densidade da partícula k
 ρ_p – massa específica do pássaro
 ρ_t – massa específica de uma superfície impactada por um pássaro
 σ_m – tensão hidrostática
 σ_y – tensão de escoamento
 σ^* – razão entre a pressão e a tensão efetiva
 $\vec{\sigma}$ – tensor de tensão
 $\bar{\sigma}$ – tensão efetiva
 $\vec{\omega}$ – vetor de velocidade angular
 ψ – variação na densidade durante o impacto
 ϕ – diâmetro do pássaro

1 INTRODUÇÃO

Durante os últimos anos, a quantidade de Aeronaves Remotamente Pilotadas (RPA - *Remotely Piloted Aircraft*), popularmente conhecidas como drones, operadas em todo o mundo aumentou significativamente. A *Association for Unmanned Vehicles Systems International* (AUVSI) prevê que o mercado de RPAs deve atingir a marca de 4,7 milhões de unidades vendidas em 2020 no mundo (Jenkins e Vasigh, 2013). Segundo estimativas da *Federal Aviation Administration* (FAA), só nos Estados Unidos, a venda de RPAs comerciais e de uso particular deve ir de US\$2.5 milhões em 2016 para US\$7.0 milhões em 2020 (Sharma, 2016). Junto com este aumento no número de RPAs operando no espaço aéreo, surgiu a necessidade de se regulamentar estes veículos não-tripulados remotamente operados. Países como Austrália, Canadá, EUA, França, Japão, Reino Unido, estabeleceram normas que visam regulamentar a operação das RPAs. No Brasil, por exemplo, foram criados o Regulamento Brasileiro de Aviação Civil Especial nº 94/2017 (RBAC-E nº 94/2017) pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC); o ICA 100-400 – Sistemas de Aeronaves Remotamente Pilotadas e o Acesso ao Espaço Aéreo Brasileiro, pelo Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA); e a Cartilha de Homologação de RPAs, estabelecida pela Agência Nacional de Telecomunicações (ANATEL).

Embora estejam sendo criadas estas regulamentações, não são raros os registros do descumprimento destas normas, seja por desconhecimento das mesmas ou pela intenção de provocar algum acidente. Wallace *et al.* (2018), por exemplo, fizeram um estudo em que são contabilizadas a operação de RPAs em uma determinada região dos EUA por treze dias. Com o auxílio de mapas e registros de voo de aeronaves tripuladas, os autores constataram que dos 190 voos de RPAs registrados, pelo menos 20% deles excediam o limite de altitude máxima estabelecido em mapas da FAA para a operação deste tipo de veículo. Para dois dos registros feitos detectou-se ainda a operação da RPA a menos de 1 km do voo de uma aeronave tripulada na mesma altitude.

Em um outro estudo feito por Wallace *et al.* (2019) revelou a capacidade de pilotos de aviões detectarem visualmente a presença de RPAs em um cenário de aproximação por instrumentos

para pouso. Os resultados mostraram que os participantes foram capazes de identificar os veículos em apenas 30% das ocasiões, sendo a maioria delas quando a RPA estava em movimento. A distância média em que os veículos foram detectados foi de 420 m, sendo que para momentos em que a RPA estava parada a distância de detecção caía para aproximadamente 230 m. Estes valores revelam que em uma situação normal de voo, os pilotos teriam muito pouco tempo para realizar uma manobra para evitar o impacto, principalmente em aeronaves operadas em velocidades mais rápidas do que as consideradas durante o experimento.

Os estudos anteriormente citados evidenciam que o número crescente de RPAs provoca um aumento no risco de ocorrência de impacto entre este tipo de veículo e uma aeronave tripulada que esteja voando. Com o objetivo de se evitar tal tipo de ocorrência, helicópteros acionados para fazer resgates e para combater incêndios já foram impedidos de voar quando RPAs foram avistados nas proximidades da região de decolagem. Além disso, aeroportos grandes já foram temporariamente fechados quando RPAs foram identificados operando em regiões próximas, causando transtorno para um número grande de passageiros e prejuízos em larga escala para companhias aéreas.

Em novembro de 2017, o aeroporto de Congonhas em São Paulo ficou fechado por duas horas, fazendo com que 35 voos tivessem que ser desviados devido à presença de uma RPA nas proximidades do aeroporto (Folha de São Paulo, 2017). Em março de 2018, um evento similar ocorreu no aeroporto Salgado Filho em Porto Alegre, fazendo com que seis aeronaves fossem impedidas de decolar e cinco voos tivessem que ser desviados (Globo, 2018). As ocorrências não ficam restritas aos aeroportos brasileiros: Buenos Aires em 2014 (Clarín, 2014), Dubai em 2016 (BBC, 2016), Nova Déli em 2017 (The Times of India, 2017) e Newark em 2019 (CNN, 2019) também já tiveram suas atividades interrompidas devido ao sobrevoo de RPAs em seus respectivos espaços aéreos. A maior ocorrência registrada deste tipo ocorreu em dezembro de 2018 no aeroporto de Gatwick, o segundo maior do Reino Unido, o qual teve que ficar fechado por três dias devido a aparição de vários veículos não-tripulados remotamente controlados (BBC, 2018).

Além dos transtornos causados com as aeronaves ainda em solo, foram registrados também incidentes entre RPAs e aeronaves durante o voo de ambos. Em outubro de 2017, a asa de um

avião da cia Skyjet foi impactado por uma RPA quando se aproximava para pouso no Aeroporto Internacional Jean Lesage, em Quebec no Canadá (BBC, 2017). Alguns meses antes, as pás do rotor principal de um helicóptero da Força Aérea americana foram atingidas por uma RPA durante operações militares em Nova York, nos EUA (NTSB, 2017). Mais recentemente, em dezembro de 2018, um Embraer 190 da cia aérea Austral Líneas Aéreas também teve sua fuselagem impactada por uma RPA quando estava próxima ao início de sua aproximação final no Aeroparque Jorge Newbery, em Buenos Aires. Conforme detalhado em documento emitido pela *Junta de Investigación de Accidentes de Aviación Civil* (JIAAC, 2019) foram encontrados restos de fibras de carbono e material oleoso na região da aeronave impactada mostrada na Figura 1-1, materiais os quais permitiram a identificação de que o objeto impactante realmente tratava-se de uma RPA.



Figura 1-1: Resíduos de RPA na Fuselagem de Aeronave na Argentina. Retirados de Austral (2020) e JIAAC (2019)

Sharma (2016) apresenta um levantamento dos incidentes que envolveram RPAs em diferentes boletins publicados pela FAA e pela NASA. Os números mostram que a quantidade de ocorrências aumentou nos últimos anos, como indicado nas Tabela 1-1 e Tabela 1-2.

Tabela 1-1: Sistema de Risco de Colisões no Ar – FAA (2001- 31 Julho de 2016). Adaptado de Sharma (2016)

Ano	Qtde de Eventos
2001	2
2012	1
2014	9
2015	52
2016	87

Tabela 1-2: Relatório da FAA Relacionado à Visualização de RPAs - Quantidade de Eventos Categorizados por Ano e Tipo de Evento. Adaptado de Sharma (2016)

Ano	Total de Incidentes	Sistema de Violação do Espaço Aéreo	Quase colisões e Violações do Espaço Aéreo
2014	33	33	17
2015	1072	1009	493
2016	75	66	38

Os dados mais recentes publicados pelo FAA revelam ainda que entre Fevereiro de 2014 e Abril de 2018 foram reportados 6117 situações de possíveis usos não seguros de RPA. Segundo GAO (2018), o número de relatos de visualizações feitas por pilotos de aeronaves tripuladas aumentou 19% em relação ao ano anterior, sendo que alguns destes pilotos relataram ter manobrado a aeronave para evitar o impacto com a RPA. Tais manobras poderiam causar perda de controle da aeronave, expondo a situações de risco membros da tripulação e passageiros a bordo.

Embora os incidentes reportados até agora não terem resultado em nenhuma morte, o risco associado a um evento deste tipo é muito alto. As aeronaves que operam no mundo hoje não foram projetadas para resistir a um impacto deste tipo, visto que não há nenhum requisito que exija dos fabricantes de aeronaves uma comprovação da capacidade de seus produtos realizarem

um pouso em condições seguras após serem atingidos por uma RPA. Os requisitos existentes hoje, listados na Tabela 1-3, abordam apenas impactos com pássaros.

Tabela 1-3: Parágrafos do RBAC 25 (2014) e RBAC 33 (2009) sobre Impacto de Pássaro.

Parágrafo	Componente afetado	Massa do pássaro
25.571(e)	Asa	1,81 kg
25.631	Empenagem	3,628 kg
25.775	Para-brisas	1,81 kg
33.76	Motor	1,85 kg; 2,5 kg; 3,5 kg (*)

(*) conforme da área do motor

Em resposta à crescente ameaça do risco de colisão aérea entre RPAs e aeronaves tripuladas, a Agência Europeia para Segurança da Aviação emitiu um documento com a avaliação dos riscos resultantes da colisão entre RPAs de várias massas e diferentes categorias de aeronaves tripuladas (EASA, 2016). O documento foi elaborado por uma força tarefa que incluía especialistas de diferentes países, os quais levaram em conta características de projeto e requisitos operacionais. Como resultado do trabalho, três recomendações foram feitas para trabalhos futuros (EASA, 2016):

- 1) Recomenda-se o desenvolvimento de um modelo analítico para a ameaça da RPA levando em conta uma análise mais detalhada sobre a construção da RPA e uma avaliação do comportamento dinâmico da RPA e de seus componentes (em particular motores e baterias) durante o impacto. Para ganhar confiança no modelo, o método deve ser validado perante ensaios de laboratório, em particular para validar o comportamento específico dos componentes da RPA tais como baterias ou motores durante o impacto e para confirmar a previsão da fragilidade da RPA. O modelo analítico validado poderia ser utilizado em análises de impacto posteriores;
- 2) Recomenda-se uma avaliação de risco mais específica para o comportamento das baterias de lítio em impactos com estruturas e componentes rotativos, e a sua possível ingestão em turbinas. A avaliação deve, se possível, ser suportada por testes e deve endereçar os riscos de explosão, fogo e contaminação do ar;

- 3) Por último, recomenda-se que pesquisas posteriores devam ser conduzidas para estabelecer níveis de severidade para as colisões entre RPAs e aeronaves tripuladas. Análises de impacto devem ser realizadas para determinar os efeitos da ameaça das RPAs impactando componentes críticos, possivelmente se adequando a capacidades computacionais e de *software* e outras avaliações de risco particulares tais como impacto com pássaros ou destroços de pneu ou de turbina. Para ganhar confiança no modelo, o método deve ser validado com testes em componentes representativos tais como partes da aeronave, parafusos e elementos rotativos (rotores, propulsores e pás de turbinas).

Conforme será visto na Fundamentação Teórica, os primeiros trabalhos que comparam o impacto de RPA e o impacto de pássaro constataram que o impacto com o veículo aéreo de fato é mais crítico. Tendo isto em vista, no futuro, estruturas de novas aeronaves possivelmente poderão ser projetadas para resistir a impactos mais críticos do que os estabelecidos em requisitos hoje, resultando em um aumento no peso de aviões e helicópteros.

2 OBJETIVOS

Devido ao número crescente de RPAs sendo operados no espaço aéreo de diversas cidades, há um aumento no risco de impacto entre tais veículos e aeronaves que estejam voando. Com esta percepção, o presente trabalho tem como objetivo geral:

- Reproduzir o fenômeno de um impacto não-intencional de uma RPA no bordo de ataque da asa de uma aeronave comercial através de simulações numéricas.

Os objetivos específicos do trabalho são:

- Validar modelos numéricos que possam ser utilizados para representar pássaros e RPAs durante simulações de impacto, comparando resultados encontrados com modelos teóricos analíticos e dados de ensaios encontrados na literatura;
- Comparar o impacto de pássaro e o impacto de RPA em um mesmo bordo de ataque da asa de forma a constatar se o impacto envolvendo o veículo remotamente controlado é mais crítico;
- Propor reforços no bordo de ataque da asa de forma que ele resista ao impacto com uma RPA de 1,8 kg (massa similar à do pássaro que consta no requisito RBAC 25.571e) e quantificar o aumento de massa nesse bordo de ataque devido ao posicionamento dos reforços.

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

3.1 Definição de Impacto

Impacto pode ser definido como a colisão entre dois ou mais objetos deformáveis, processo no qual forças são exercidas e removidas durante um curto intervalo de tempo, provocando o surgimento de ondas de choque no ponto de contato (GOLDSMITH, 2001).

Modelos que representem o complexo processo de transferência de energia em condições de impacto muitas vezes são idealizados para que seja possível aplicar um tratamento teórico e verificar o comportamento dinâmico postulado destes corpos através de experimentos. Soluções completas são obtidas para configurações geométricas simples utilizando as leis de conservação de massa, conservação da quantidade de movimento e um balanço da energia mecânica envolvida.

A teoria clássica de impacto é baseada primeiramente na lei de impulso-quantidade de movimento de corpos rígidos que pode ser descrita de forma simples. Porém, essa formulação é incapaz de descrever tensões transientes, forças ou deformações produzidas, sendo limitada a uma especificação dos estados de velocidade inicial e terminal dos objetos e do impulso linear ou angular aplicado. A teoria falha em contabilizar deformações locais no ponto de contato e supõe que uma fração negligenciável da energia cinética do sistema é transformada em vibrações nos corpos que entram em contato durante o impacto.

As leis de impulso-quantidade de movimento linear e angular são expressas pelas seguintes equações vetoriais:

$$\Delta m\vec{v} = m\vec{v} - m\vec{v}_0 = \int_0^{t_D} \vec{F} dt \equiv \vec{P} \quad (3.1)$$

$$\Delta I\vec{\omega} = I\vec{\omega} - I\vec{\omega}_0 = \int_0^{t_D} \vec{F} r dt \quad (3.2)$$

sendo m a massa, I o momento de inércia em relação ao eixo de rotação do corpo, \vec{v} e $\vec{\omega}$ as velocidades linear e angular, \vec{P} o impulso, r o braço de alavanca, \vec{F} a força e t_D é o tempo de duração do contato. As conservações da quantidade de movimento linear e angular somadas ao longo de um corpo rígido i do sistema são escritas no formato de vetores como:

$$\sum_i m_i \vec{v}_i \equiv \sum_i \vec{N}_i = m \vec{v}_G = \text{constante} \quad (3.3)$$

$$\sum_i m_i (r_i \vec{v}_i) \equiv \sum_i \vec{M}_i = \text{constante} \quad (3.4)$$

Embora a teoria clássica de impacto não contabilize as deformações, a existência delas durante um período finito de contato é tacitamente reconhecida. O histórico da deformação é previsto como sendo consistido de dois subintervalos, como mostrado na Figura 3-1: o período de aproximação que se estende desde o instante de contato até o ponto de máxima deformação; e o período de restituição que vai do ponto de máxima deformação até o instante de separação. No caso de impactos completamente elásticos é possível traçar um eixo de simetria no ponto de máxima deformação, enquanto para casos de restauração parcial uma curva assimétrica é constatada. Em um impacto completamente plástico os corpos colidentes não se separam e não é constatado o período de restituição.

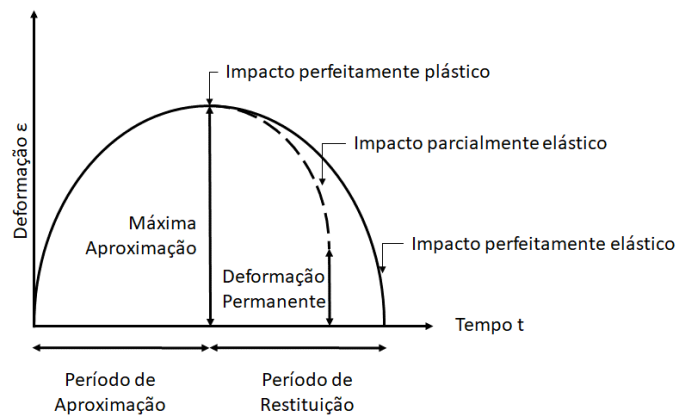


Figura 3-1: Histórico de Deformação para um Impacto. Adaptado de Goldsmith (2001)

3.2 Modelagem de Impacto

Para realizar análises de impacto utilizando métodos explícitos de Elementos Finitos (EF) diferentes abordagens são adotadas para modelar os objetos em contato: Abordagem Lagrangiana, Abordagem Euleriana ou Lagrangiana-Euleriana (ALE) e Abordagem *Smoothed Particle Hydrodynamics* (SPH) (GUIDA, 2008).

3.2.1 Abordagem Lagrangiana

A abordagem Lagrangiana é amplamente utilizada para representar o comportamento de estruturas sólidas submetidas a impacto. Ela consiste em discretizar partes sólidas em pacotes de elementos finitos (EF). O método utiliza coordenadas do material como referência, ou seja, os nós da malha ficam associados às partículas do material. Este modelo permite acompanhar a deformação do material e o rompimento do objeto em partes menores. Porém, como os nós do modelo EF estão associados ao material, caso uma deformação muito grande seja constatada, alguns elementos podem ficar bastante distorcidos (HEDAYATI e SADIGHI, 2016).

Para a obtenção de resultados precisos, o *passo de tempo* (Δt) da análise deve ser inferior ao tempo que uma onda de choque leva para atravessar a menor dimensão de um elemento (l_{\min}), como indica a equação 3.5. Usualmente, adota-se um valor de *passo de tempo* inicial no mínimo dez vezes inferior ao *passo de tempo* crítico, de forma que seja possível descrever a propagação de onda dentro de um elemento em diferentes momentos.

$$\Delta t \leq \frac{l_{\min}}{c} \quad (3.5)$$

Sendo c a velocidade de propagação de ondas longitudinais no material calculada como:

$$c = \sqrt{\frac{E}{\rho}} \quad (3.6)$$

Sendo E o módulo de Young ou módulo de elasticidade do material isotrópico e ρ sua massa específica.

Se o tamanho de l_{\min} diminui à medida que o elemento vai se distorcendo, o tamanho do *passo de tempo* Δt também diminui. Com isso, o tempo exigido para a solução do problema aumenta.

Uma alternativa para evitar que as grandes distorções afetem o resultado final da análise é fazer com que elementos sejam excluídos do modelo à medida que atinjam um determinado nível de distorção. Tal recurso deve ser utilizado com cuidado, pois um número grande de elementos excluídos pode fazer com que parcelas grandes do material impactante e do material impactado sejam desconsideradas, o que levaria a resultados irreais.

Para reduzir o tempo necessário na obtenção da solução de um modelo são utilizados elementos finitos com uma quantidade menor de pontos de integração. Ao se fazer esta abordagem deve-se verificar a possível ocorrência dos modos de deformação espúrios, como os mostrados na Figura 3-2. Neste modo de deformação, conhecido como *Hourglass* (ampulheta em inglês), a variação da energia interna de um elemento não é constatada embora ele tenha se deformado. Para evitar este tipo de fenômeno podem ser utilizados métodos que apliquem um amortecimento viscoso ou pequenas rigidezes elásticas ao modelo. Outra alternativa é a utilização de elementos com uma quantidade maior de pontos de integração ou elementos cuja formulação desacople as forças de superfície no centroide e os deslocamentos dos vértices (elementos conhecidos como elementos finitos de formulação híbrida). Usualmente, adota-se como válida uma análise cuja energia *Hourglass* não ultrapassa 10% da energia interna do total do modelo em uma simulação.

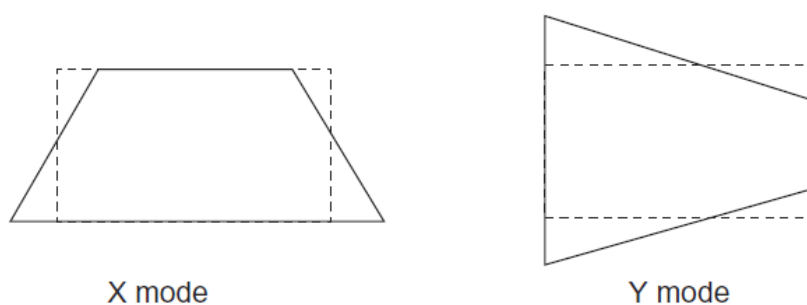


Figura 3-2: Modos de Deformação *Hourglass*. Adaptado de Hedayati e Sadighi (2016)

3.2.2 Abordagem Arbitrária Lagrangiana-Euleriana (ALE)

A abordagem Euleriana, mais utilizada para problemas envolvendo dinâmica de fluidos, consiste em discretizar o espaço em células fixas e estabelecer um sistema de coordenadas espacial fixo para expressar as coordenadas do material. Durante a análise, faz-se o acompanhamento das células da malha Euleriana que estão sendo preenchidas ou esvaziadas com o material fluido (HEDAYATI e SADIGHI, 2016). Como a malha é mantida fixa no espaço, ela não sofre nenhuma deformação.

Já a abordagem Arbitrária Lagrangiana-Euleriana (ALE) consiste na combinação das duas formulações: considera-se uma malha independente que se move com uma velocidade igual à velocidade média das partículas do fluido.

Na abordagem ALE, a localização do material impactante (também conhecido como objeto *slave* na nomenclatura do MEF) é avaliada em cada *passo de tempo*, sendo feita a comparação com a posição relativa aos nós da malha Euleriana. As interações entre o material impactante e a estrutura Lagrangiana impactada (também conhecido como objeto *master* na nomenclatura do MEF) são avaliadas fazendo o acompanhamento da distância entre o objeto impactante e o impactado. Ao ser constatado o contato, o material contido na malha Euleriana aplica um carregamento ao alvo Lagrangiano através de um algoritmo de acoplamento ALE.

Essa abordagem é muitas vezes utilizada para avaliar impacto de pássaros contra aeronaves, pois em impactos envolvendo grandes velocidades, a pressão nos órgãos do pássaro é tão grande que seu comportamento pode ser aproximado ao de um material fluido.

3.2.3 Abordagem SPH

A abordagem *Smooth Particle Hydrodynamic (SPH)* é uma formulação sem malha, utilizada para modelar as equações de movimento de um fluido a partir de um método de interpolação com pseudopartículas para calcular variáveis hidrodinâmicas características.

Devido ao fato de não utilizar malha, este método permite resolver vários problemas que são difíceis de reproduzir em outros métodos clássicos, pois são descartados problemas envolvendo

distorção de malha e grandes deslocamentos. Outra vantagem do método SPH é que devido à ausência de malha, problemas com geometria irregular podem ser facilmente resolvidos. Nesta formulação, o fluido é representado como um grupo de partículas que se movem e interagem entre si, sendo que cada uma delas representa um ponto de interpolação onde as propriedades do fluido são conhecidas. Com uma função de interpolação baseada em um *comprimento característico*, uma determinada propriedade pode ser calculada em todas as partículas (GUIDA, 2008). Para cada partícula são atribuídas uma massa e uma posição a serem utilizadas no cálculo das propriedades hidrodinâmicas e termodinâmicas do fluido naquele ponto.

Para o funcionamento correto da abordagem SPH é importante determinar quais partículas se encontram na vizinhança de uma determinada partícula k , visto que as interpolações a serem utilizadas dependem da distância entre elas. A partícula é considerada vizinha a outra quando ela está contida em um círculo (ou esfera) centrado na própria partícula k , com um raio equivalente a duas vezes o comprimento característico h , conforme mostra a Figura 3-3. Usualmente, considera-se que nessa vizinhança circular exista pelo menos uma partícula SPH com espaçamento h da partícula k (NIZAMPATNAM, 2007).

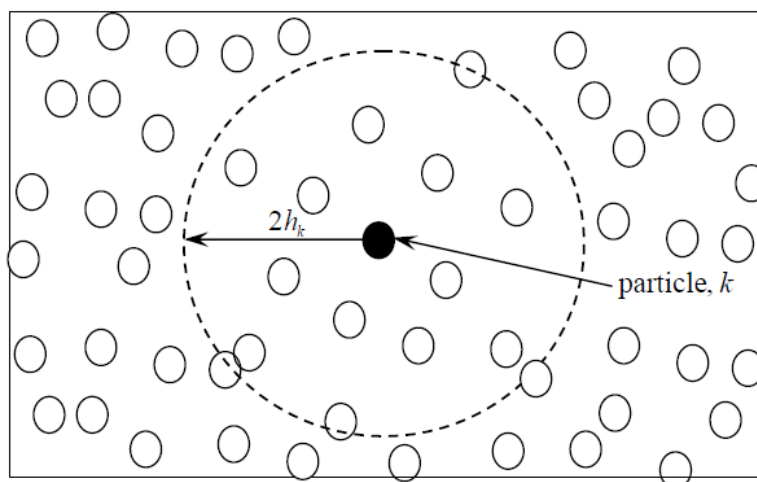


Figura 3-3: Vizinhança da Partícula SPH. Retirado de Nizampatnam (2007)

O tamanho de h pode ser considerado idêntico para todas as partículas ou variar de acordo com o número de partículas localizadas próximas umas das outras. Para que resultados satisfatórios sejam alcançados é necessário que um número suficiente de partículas seja mantido interagindo com a partícula k . Em uma análise com partículas muito dispersas, o ideal seria aumentar o comprimento característico de forma que a mudança das variáveis de um fluido possa ser considerada contínua. Já para regiões muito povoadas, uma interação entre um número grande de partículas não gera resultados mais precisos do que aqueles que usam um h menor. Em resumo, o comprimento característico pode ser considerado variável no tempo e espaço para evitar quebras numéricas causadas pela expansão do material e aumento do tempo de análise causado pela compressão do material (GUIDA, 2008).

Na abordagem SPH, o tamanho das partículas deve ser suficientemente grande para incluir uma quantidade de moléculas em que as propriedades do fluido possam ser consideradas uniformes, mas pequeno o suficiente para representar a mudança macroscópica gradual das propriedades do fluido.

Conforme mencionado anteriormente, cada partícula k tem uma massa m_k associada a ela. No método SPH, a integral interpoladora para qualquer função $f(\vec{x})$ pode ser escrita como:

$$f(\vec{x}) = \int f(\vec{x}') W(\vec{x} - \vec{x}', h) d\vec{x}' \quad (3.7)$$

Em que \vec{x} é o vetor de posição 3D, $d\vec{x}'$ o volume, h o comprimento característico e W a função de interpolação de *kernel* utilizada para atribuir o peso de cada partícula na interação.

A função de interpolação de *kernel* W é similar a uma função peso que deve satisfazer as seguintes condições:

$$\int W(\vec{x} - \vec{x}', h) d\vec{x}' = 1 \quad (3.8)$$

$$\lim_{h \rightarrow 0} W(\vec{x} - \vec{x}', h) = \delta(\vec{x} - \vec{x}') \quad (3.9)$$

Para computações numéricas, a aproximação *kernel* discreta para uma função $f(\vec{x})$ pode ser escrita como:

$$f^h(\vec{x}) = \sum_{k=1}^N m_k \frac{f_k}{\rho_k} W(\vec{x} - \vec{x}_k, h) \quad (3.10)$$

Em que \vec{x}_k é o centroide da partícula k , m_k sua massa, ρ_k sua densidade e N o número de partículas que estão contidas no comprimento característico.

O gradiente espacial ∇f é obtido de:

$$\nabla f(\vec{x}) = \sum_{k=1}^N m_k \frac{f_k}{\rho_k} \nabla W(\vec{x} - \vec{x}_k, h) \quad (3.11)$$

A seguinte forma de ∇f é proposta com o objetivo de melhorar a precisão do método, obtida a partir da regra de diferenciação:

$$\nabla f(\vec{x}) = \frac{1}{\rho} (\nabla(\rho f) - f \nabla \rho) \quad (3.12)$$

Similarmente, o divergente da velocidade $\nabla \cdot \vec{v}$ pode ser escrito como:

$$\nabla \cdot \vec{v} = \frac{1}{\rho} (\nabla \cdot (\rho \vec{v}) - \vec{v} \cdot \nabla \rho) \quad (3.13)$$

A aproximação discreta de *kernel* para $\nabla \cdot \vec{v}$ pode ser escrita como:

$$(\nabla \cdot \vec{v})_i = \frac{1}{\rho_i} \sum_{k=1}^N (\vec{v}_k - \vec{v}_i) \cdot \nabla_i W_{ik} \quad (3.14)$$

Em que $\nabla_i W_{ik}$ se refere ao gradiente de W relacionado à partícula i .

Utilizando as definições apresentadas acima, escrevem-se as equações de conservação da mecânica do contínuo para a formulação SPH como:

Conservação de Massa

$$\frac{d\rho_i}{dt} = \sum_{k=1}^N m_k (\vec{v}_k - \vec{v}_i) W_{ik} \quad (3.15a)$$

Conservação da Quantidade de Movimento

$$\frac{d\vec{v}_i}{dt} = - \sum_{k=1}^N m_k \left(\frac{\vec{\sigma}_i}{\rho_i^2} + \frac{\vec{\sigma}_k}{\rho_k^2} \right) \nabla W_{ik} \quad (3.15b)$$

Conservação de Energia

$$\frac{dE_i}{dt} = - \sum_{k=1}^N m_k (\vec{v}_k - \vec{v}_i) \cdot \left(\frac{\vec{\sigma}_i}{\rho_i^2} \right) \cdot \nabla W_{ik} \quad (3.15c)$$

O valor da interpolação de *kernel* varia na vizinhança de uma partícula k conforme mostrado na Figura 3-3. O valor de W é máximo quando $h \rightarrow 0$ e decai rapidamente à medida que se aproxima do contorno da vizinhança. A função de interpolação de *kernel* mais utilizada é a função *B-spline* mostrada abaixo:

$$\vartheta(\alpha, h) = \frac{1}{\pi \cdot h^3} \begin{cases} 1 - \frac{3}{2} \alpha^2 + \frac{3}{4} \alpha^3, & \text{para } \alpha \leq 1 \\ \frac{1}{4} (2 - \alpha)^3, & \text{para } 1 \leq \alpha \leq 2 \\ 0, & \text{para } \alpha \geq 2 \end{cases} \quad (3.16)$$

$$\alpha = \frac{|\vec{x}_j - \vec{x}_k|}{h} \quad (3.17)$$

O comprimento característico h varia ao longo da simulação para garantir a disponibilidade de partículas suficientes na vizinhança da partícula k . O comprimento característico h é escrito como uma função de espaço e tempo, dado por:

$$\frac{dh}{dt} = \frac{1}{h} \nabla \cdot \vec{v} \quad (3.18)$$

3.3 Modelagem de Contato

Em uma análise de impacto que utilize EF, a representação da região de contato entre os objetos que colidem é de fundamental importância para que possam ser estimados de forma correta os danos e as deformações permanentes envolvidas no evento dinâmico. Com esse objetivo, diferentes algoritmos foram desenvolvidos para calcular as forças de contato e as energias de fricção (atrito) envolvidas à medida que o contato entre o impactante e o impactado ocorre. Diferentes algoritmos são utilizados de acordo com a abordagem empregada para modelar os objetos impactantes.

3.3.1 Abordagem Lagrangiana

Para que seja feita a representação do contato em modelos EF que utilizam a abordagem Lagrangiana, diferentes algoritmos já foram propostos. Alguns deles são baseados em procedimentos locais, nos quais é necessário definir primeiro dois grupos de nós (ou de elementos): um *slave*, geralmente definido na malha mais refinada; e outro *master*, definido na malha mais grosseira. Uma vez definidos os grupos, cálculos com base na posição relativa entre os nós de cada grupo são realizados para verificar a ocorrência de penetração entre as malhas. Caso seja identificado o contato, multiplicadores de Lagrange, métodos de penalidade ou técnicas de projeção são utilizadas para impor restrições ou aplicar forças no modelo.

No método da penalidade, a extensão da penetração do grupo *slave* no grupo *master* é determinado por uma rigidez de penalidade, a qual equivale a rigidez de uma mola hipotética que conecta as duas superfícies e evita a penetração entre elas (HEDAYATI e SADIGHI, 2016). As rigidezes de penalidade nos segmentos *slave* e *master* podem ser obtidas utilizando a relação:

$$K_{slave}PS_{slave} = K_{master}PS_{master} \quad (3.19)$$

Sendo K_{slave} e K_{master} os módulos de rigidez dos grupos *slave* e *master*, respectivamente, e PS_{slave} e PS_{master} as penalidades na rigidez de cada segmento.

No algoritmo nó-superfície, os nós do grupo *slave* são avaliados para não ultrapassar a superfície definida no segmento *master*. Já no algoritmo superfície-superfície, como em MSC (2013), o nó da superfície *slave* mais próximo da superfície *master* é determinado por meio do cálculo da distância normal entre cada um dos nós *slave* e o segmento da superfície *master* em cada *passo de tempo*. Caso o nó mais próximo ultrapasse um determinado limite, ele é reposicionado para coincidir com a superfície *master* e é impedido de avançar para o outro lado.

Belytscho e Neal (1989) propõem um algoritmo em que os elementos da análise são representados como círculos ou esferas conhecidos como *pinballs*. O raio destes *pinballs*, que estão posicionados no centroide de cada elemento das malhas *master* e *slave*, é calculado de forma que o volume da esfera fique igual ao volume do elemento que o *pinball* representa. No algoritmo proposto, o contato é constatado se algum *pinball slave* intercepta um *pinball master*. De forma a reduzir o tempo de processamento, o domínio da região *master* é dividido em subdomínios conhecidos como células, dentro das quais a ocorrência de contato é avaliada. O contato é identificado caso a distância entre os centroides de um *pinball slave* e de um *pinball master* seja menor do que a soma dos raios de ambos. Uma vez identificada a ocorrência do contato, a extensão de penetração entre as esferas é mensurada e o método das penalidades é empregado para calcular as forças de contato.

Greco *et al.* (2004) propõem um algoritmo baseado na teoria do potencial para identificação do contato em modelos EF: são estabelecidos elementos de contorno virtuais que coincidem com os elementos da malha EF da superfície impactada. Para cada elemento virtual é criada uma integral de contorno potencial hipotética, avaliada para cada um dos nós que constam na malha EF do projétil, os quais são definidos como pontos fonte. Caso algum dos pontos fonte esteja dentro do domínio virtual (que coincide com a superfície do alvo), a equação integral potencial resulta em 1, indicando assim a ocorrência do contato. Se o ponto estiver fora do domínio, o resultado da integral é 0 e constata-se que não há contato entre os corpos. Porém, caso seja detectado que o ponto fonte esteja exatamente sobre o contorno da região virtual, a solução da equação fica sendo um valor entre 0 e 1 (dependendo da geometria), requerendo assim a adoção de um tratamento adicional.

3.3.2 Abordagem Euleriana e ALE

O contato entre uma estrutura Lagrangiana e um projétil modelado com a abordagem Euleriana (ou com a abordagem ALE) pode ser reproduzido por meio de um algoritmo de acoplamento. Nesse tipo de contato, determina-se uma superfície em torno da estrutura Lagrangiana onde será estabelecida a interface entre fluido e estrutura. Essa superfície de acoplamento é utilizada para transferir as forças entre os dois domínios de solução, atuando como uma barreira ao fluxo do material na malha Euleriana ao mesmo tempo em que se deforma ao receber a pressão exercida pelos elementos Eulerianos, provocando assim a deformação dos elementos Lagrangianos. O acoplamento acontece da seguinte forma:

- A massa nos elementos Eulerianos exercem os carregamentos de pressão nos elementos Lagrangianos associados com a superfície de acoplamento. Esses carregamentos constituem um grupo adicional de condições de contorno para o *solver* de EF, resultando em novas acelerações e velocidades dos nós da estrutura. Da deformação plástica atualizada ou da tensão atualizada nos elementos de casca, são determinados quais elementos falham e a movimentação dos nós da estrutura Lagrangiana considerando as novas velocidades;
- Os movimentos dos nós da estrutura Lagrangiana fazem com que a malha Euleriana tenha um novo contorno efetivo. Com isso, o volume de massa em cada elemento Euleriano também varia, bem como a densidade e, conseqüentemente, a pressão em cada elemento.

Na região de interface entre fluido e estrutura, o algoritmo de acoplamento permite também representar a força de fricção que surge devido ao deslizamento entre os corpos em contato. Ela é aplicada tangente à superfície de acoplamento, oposta ao movimento relativo na superfície, sendo calculada de acordo com a lei de fricção de Coulomb:

$$\vec{F}_f = -\mu \cdot \vec{F}_n \cdot \frac{\vec{v}_s}{|\vec{v}_s|} \quad (3.20)$$

O coeficiente de atrito μ calculado por:

$$\mu = \mu_k + (\mu_s - \mu_k) \cdot e^{-\beta v_s} \quad (3.21)$$

Sendo μ_s o coeficiente de atrito estático, μ_k o coeficiente de atrito cinético, β o coeficiente de decaimento exponencial e v_s a velocidade relativa de deslizamento entre o material Euleriano e estrutura Lagrangiana.

3.3.3 Abordagem SPH

Em análises nas quais a abordagem SPH é utilizada para modelar um dos corpos envolvidos no impacto (ou parte dele), dois algoritmos diferentes podem ser necessários para representar o contato entre as estruturas: um para tratar a interface entre as partículas SPH e uma superfície modelada com a abordagem Lagrangiana, e outro algoritmo para representar o contato que pode ocorrer entre as partículas SPH.

Para identificar a ocorrência de contato entre partículas SPH e a malha EF, diferentes algoritmos foram propostos. Alguns deles utilizam uma abordagem similar ao conceito *master-slave* já citado anteriormente, sendo que a superfície *slave* fica definida pelas partículas no contorno do corpo modelado com SPH. Campbell *et al.* (2000) propõem um algoritmo diferente, similar ao algoritmo *pinball* de Belytschko e Neal (1989), o qual elimina a necessidade de se definir essa região de contorno. Neste caso, a distância entre cada partícula SPH e a superfície alvo é avaliada em cada *passo de tempo*. Caso o valor constatado seja inferior a $\frac{1}{2} h$, o contato é ativado e uma força de penalidade restauradora é aplicada tanto nas partículas SPH, quanto nos nós da superfície impactada. A direção das forças aplicadas é sempre normal à superfície de contato. De Vuyst *et al.* (2005) propõem um outro algoritmo baseado na definição de potenciais de contato, o qual não requer a definição de informações geométricas, tais como normais de superfície ou áreas de contato.

Para contatos envolvendo exclusivamente partículas SPH, uma abordagem a ser utilizada é feita partícula a partícula, baseada na rigidez de penalidade. Inicialmente, as distâncias entre as partículas são calculadas com o objetivo de se evitar que elas interceptem umas às outras. Caso o valor encontrado seja menor que a soma dos raios das partículas, uma força restauradora de contato passa a ser aplicada ao longo de uma linha hipotética que conecta o centro de ambas. Vignjevic *et al.* (2006) propõem um algoritmo de contato alternativo, no qual potenciais de

contato são definidos para todas as partículas do contorno. As forças a serem aplicadas nas partículas em contato são então definidas como gradientes do campo potencial, simplificando assim o cálculo da direção delas.

3.4 Materiais e Critérios de Falha

Nos *softwares* empregados para executar as análises de Elementos Finitos, diversos modelos constitutivos são utilizados para descrever o comportamento dos materiais envolvidos na análise. Esses modelos tentam contabilizar a existência de não-linearidade do material, a influência da taxa de deformação, a natureza do carregamento, os estados de tensão e de deformação, a existência de isotropia, entre outros fatores que influenciam o comportamento do material. Quanto mais complexo o modelo, maior a quantidade de parâmetros de entrada a serem inseridos e maior o número de ensaios necessários para obtenção dos parâmetros de cada material.

Associado a um modelo constitutivo utilizado no modelo EF também é possível atribuir um critério de falha para um determinado material. Por exemplo, caso as deformações constatadas em um elemento venham a superar um determinado limite estipulado no modelo constitutivo, o elemento deformado pode ser removido da análise. Assim, nos *passos de tempo* seguintes da simulação será reproduzido o comportamento da estrutura após ela sofrer uma ruptura. Tal prática é comum em modelos numéricos utilizados para análises de impacto, embora recomenda-se que durante a análise a massa dos elementos deletados somadas não supere 5% da massa original o modelo.

Para modelos envolvendo grandes deformações e altas taxas de deformação, como em uma simulação de impacto, recomenda-se o uso de um modelo constitutivo que considere esses fatores na representação do comportamento do material. Um destes modelos é proposto por Johnson e Cook (1983) e encontra-se descrito a seguir.

3.4.1 Modelo de Material Johnson-Cook

No modelo constitutivo de Johnson-Cook, a tensão equivalente de von Mises é definida como:

$$\sigma = [A + B(\bar{\varepsilon}^p)^n][1 + C \ln(\dot{\varepsilon}^*)][1 - (T^*)^{m'}] \quad (3.22)$$

Sendo $\bar{\varepsilon}^p$ a deformação plástica efetiva, $\dot{\varepsilon}^*$ a taxa de deformação plástica adimensional, T^* a temperatura adimensional e A , B , C , n e m' constantes do material obtidas através de ensaios.

A temperatura adimensional é calculada como:

$$T^* = \frac{T - T_{room}}{T_{melt} - T_{room}} \quad (3.23)$$

Sendo T a temperatura que aumenta durante a deformação plástica, T_{room} a temperatura ambiente e T_{melt} a temperatura de fusão do material. Condições adiabáticas são supostas, tais que todo o trabalho interno plástico é convertido em mudança de temperatura, ou seja:

$$\Delta T = \frac{\bar{\sigma} \bar{\varepsilon}^p}{\rho C_v} \quad (3.24)$$

Sendo $\bar{\sigma}$ a tensão efetiva, $\bar{\varepsilon}^p$ a deformação plástica efetiva, ρ a massa específica e C_v a constante de calor específico de volume. A deformação plástica efetiva é definida como:

$$\bar{\varepsilon}^p = \int_0^t d\bar{\varepsilon}^p \quad (3.25)$$

Sendo que a deformação plástica incremental é determinada pelo tensor de deformação plástica incremental $d\varepsilon_{ij}$, tal que:

$$d\bar{\varepsilon}^p = \sqrt{\frac{3}{2} \varepsilon_{ij} \varepsilon_{ij}} \quad (3.26)$$

A tensão efetiva é definida por:

$$\bar{\sigma} = \sqrt{\frac{3}{2} \sigma_{ij} \sigma_{ij}} \quad (3.27)$$

A taxa de deformação plástica adimensional $\dot{\epsilon}^*$ é a razão entre a taxa de deformação plástica efetiva $\dot{\epsilon}^p$ e a taxa de deformação de referência $\dot{\epsilon}^0$ (usualmente 1.0), ou seja:

$$\dot{\epsilon}^* = \frac{\dot{\epsilon}^p}{\dot{\epsilon}^0} \quad (3.28)$$

3.4.2 Modelo de Falha Johnson-Cook baseado em deformações

O modelo de falha de Johnson-Cook é proposto para contemplar o efeito relativo a diferentes parâmetros, como deformação, taxa de deformação, temperatura e pressão. O acúmulo de falhas não degrada diretamente a superfície de escoamento. O modelo define a deformação na fratura como (JOHNSON e COOK, 1985):

$$\epsilon_f = [D_1 + D_2 \exp(D_3 \sigma^*) | 1 + D_4 \ln(\dot{\epsilon}^*) | 1 + D_5 T^*] \quad (3.29)$$

Sendo σ^* é a razão entre a tensão hidrostática σ_m e a tensão efetiva $\bar{\sigma}$:

$$\sigma^* = \frac{\sigma_m}{\bar{\sigma}} \quad (3.30)$$

O modelo propõe que se contabilize o dano acumulado à medida que a deformação vai ocorrendo ao longo da análise. A fratura ocorre quando o parâmetro de dano D excede 1.0. A evolução do dano D em um elemento é dada pelo acúmulo incremental de deformação plástica efetiva dividida pela deformação equivalente na fratura:

$$D = \sum \frac{\Delta \bar{\epsilon}^p}{\epsilon_f} \quad (3.31)$$

Durante o cálculo, as tensões no elemento são zeradas e permanecem iguais a zero quando o critério de fratura é selecionado para um elemento específico (KAY, 2003).

O primeiro termo entre parênteses no modelo de fratura de Johnson-Cook representa a constatação de que a deformação para fratura diminui quando a tensão hidrostática aumenta. O segundo termo entre parênteses na expressão de deformação para falha representa o efeito da taxa de deformação na ductilidade do material, enquanto o terceiro termo entre parênteses representa o efeito da temperatura.

A dependência da deformação de falha no estado de tensão hidrostática, como:

$$\varepsilon_f = [D_1 + D_2 \exp(D_3 \sigma^*)]. D^* \quad (3.32)$$

Em que D^* é constante.

3.4.3 Comparação entre modelos constitutivos

Olivares *et al.* (2017a) fazem um estudo de sensibilidade de modelos constitutivos de material para representar o Alumínio 2024-T3 Clad, utilizado com frequência no revestimento do bordo de ataque de asas e de estabilizadores de aeronaves. No referido estudo são comparados três modelos: o primeiro com o comportamento elastoplástico sendo representado por uma curva bilinear, que considera o módulo de Young e o módulo tangente (Figura 3-4); e outros dois baseados no modelo de material Johnson-Cook, para o qual Kay (2003) gera um extenso número de dados.

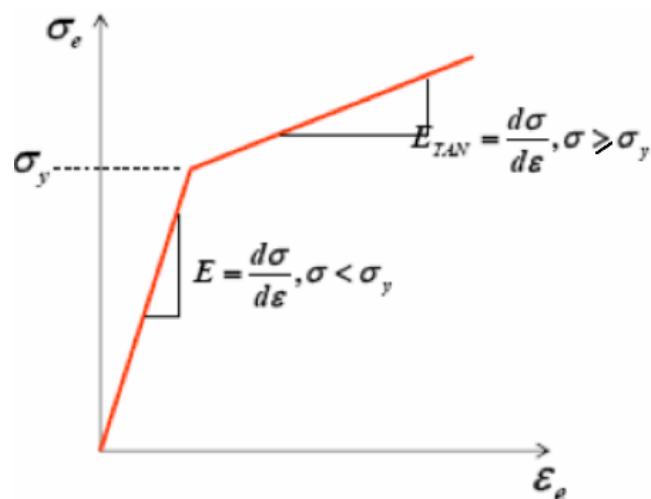


Figura 3-4: Material Bilinear. Retirado de Olivares *et al.* (2017a)

Os danos e modos de falha constatados no modelo EF de Olivares *et al.* (2017a) são reproduzidos na Figura 3-5. Como o modelo constitutivo de Johnson-Cook foi validado através de ensaios com componentes e estruturas aeronáuticas por Kay (2003), ele é utilizado como referência durante o estudo de sensibilidade. O modelo EF com o material Johnson-Cook tabulado (o segundo da esquerda para direita) apresentou características de dano similares com os resultados do modelo que utiliza o modelo de Johnson-Cook direto (o primeiro da esquerda para direita). Por outro lado, os resultados do modelo que utilizou o material bilinear (o terceiro da esquerda para direita) indicaram um extenso dano no bordo de ataque, sendo inclusive constatada a ocorrência de ruptura no revestimento.

Após o estudo de sensibilidade apresentado, Olivares *et al.* (2017a) selecionam o modelo de Johnson-Cook para representar o revestimento do bordo de ataque da asa em simulações de impacto, visto que o modelo constitutivo citado representa melhor o comportamento do material submetido a grandes taxas de deformação. Esse mesmo modelo constitutivo não é utilizado para os materiais das demais estruturas da asa devido à escassez de dados disponíveis para atribuir aos parâmetros do modelo de Johnson-Cook.

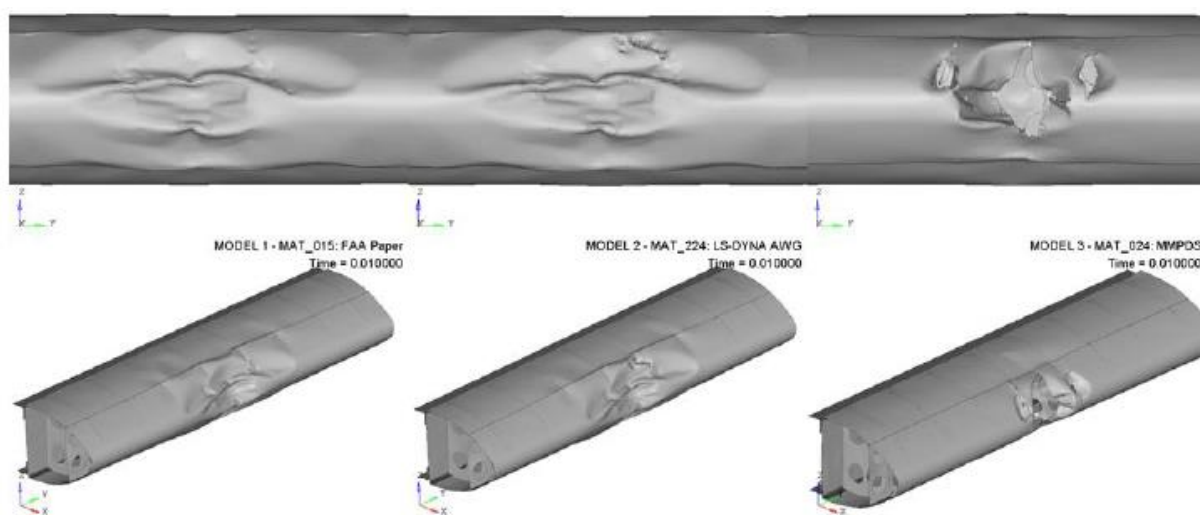


Figura 3-5: Comparação de Danos e Falhas de Modelos Constitutivos em um Bordo de Ataque Impactado por RPA. Retirado de Olivares *et al.* (2017a)

3.5 Impacto de Pássaro

No impacto idealizado de um pássaro contra uma estrutura rígida com grandes velocidades, as tensões internas do pássaro superam bastante o limite de ruptura do material dos tecidos. Por esta razão, a teoria hidrodinâmica pode ser aplicada para descrever o impacto como sugere Wilbeck (1978). Nesta teoria, a resposta do impacto é determinada pelo comprimento do pássaro e pela sua velocidade inicial, não pela resistência do material. O processo de impacto é dividido em três fases, de acordo com as pressões envolvidas (WILBECK, 1978):

- Fase inicial de impacto, em que a pressão é definida como pressão de choque;
- Fase de decaimento de pressão após o instante inicial de impacto;
- Fase de estagnação da pressão na superfície impactada.

Na fase inicial, quando o pássaro se choca contra a superfície, uma onda de choque é formada com as partículas da região frontal sendo instantaneamente levadas ao repouso e desenvolvendo um complexo campo de tensões com alto gradiente de pressão. A pressão de choque inicial, ou pressão de Hugoniot, em um impacto contra uma superfície rígida fica sendo calculada por:

$$P_H = \rho_p u_{sp} u_0 \quad (3.33)$$

Sendo ρ_p a massa específica do pássaro, u_{sp} a velocidade da onda de choque no material do pássaro e u_0 a velocidade inicial do pássaro.

Segundo Wilbeck (1978), para velocidades de impacto baixas (ou subsônicas), a velocidade da onda de choque u_{sp} pode ser aproximada pela velocidade da onda isentrópica no material, c_0 . Assim, para baixas velocidades de impacto, a pressão de Hugoniot pode ser escrita como:

$$P_H = \rho_p c_0 u_0 \quad (3.34)$$

Embora esta relação seja adequada para impactos em baixas velocidades, os resultados obtidos para impactos em grandes velocidades são significativamente diferentes do que as pressões que

ocorrem de fato. Wilbeck (1978) propõe equações para calcular mais precisamente o valor de u_{sp} tanto em ensaios que utilizaram pássaros, como em ensaios de impacto nos quais foram avaliados materiais alternativos para representar o animal. Estas relações são baseadas na relação linear de Hugoniot proposta para água por Heyman (1968), em que c_0 é a velocidade do som normal na água (1483m/s):

$$u_{sp} = c_0 + 2 * u_0 \quad (3.35)$$

Para impactos oblíquos, ou seja, situações em que o pássaro impacta uma superfície em um ângulo θ formado entre a normal da superfície e o vetor de velocidade do pássaro, a pressão de Hugoniot fica sendo calculada pela componente da velocidade inicial normal à superfície. Neste caso, a velocidade da onda de choque u_{sp}^* também fica sendo calculada com a componente da velocidade normal à superfície.

$$P_H = \rho_p u_{sp}^* (u_0 \text{ sen}\theta) \quad (3.36)$$

$$u_{sp}^* = c_0 + 2 * (u_0 \text{ sen}\theta) \quad (3.37)$$

Para impactos envolvendo superfícies flexíveis, Wilbeck e Barber (1978) propõem que a pressão de Hugoniot seja corrigida por uma relação entre as densidades e as velocidades da onda de choque nos materiais do pássaro e da superfície flexível impactada:

$$P_H = \rho_p u_{sp} u_0 \left(\frac{\rho_t u_{st}}{\rho_p u_{sp} + \rho_t u_{st}} \right) \quad (3.38)$$

Sendo ρ_p a massa específica do pássaro, ρ_t a massa específica da superfície impactada, u_{sp} a velocidade da onda de choque no pássaro e u_{st} a velocidade da onda de choque na superfície impactada. Nas equações anteriores, a pressão inicial calculada não depende do comprimento ou da seção transversal do pássaro.

Após a fase inicial de impacto, com duração na ordem de décimos de milissegundos, ocorre o decaimento da pressão. Devido à propagação da onda na direção das superfícies laterais livres,

o carregamento de pressão da onda de choque decresce ao longo do tempo e à medida que se distancia do centro da região de impacto.

Na última fase do processo de impacto, conhecida como fase da estagnação, considera-se que uma pressão aproximadamente constante é aplicada na superfície impactada até o término do contato. A pressão de estagnação P_s , que independe do formato do pássaro, pode ser calculada pela equação:

$$P_s = k_p \rho_p u_0^2 \quad (3.39)$$

Sendo $k_p=1/2$ para um fluido incompressível. Conforme mostram estudos experimentais, a pressão de estagnação pode ser considerada como sendo de 10% a 30% da pressão de Hugoniot no centro da região de impacto (GUIDA, 2008).

O impulso aplicado à superfície impactada pelo pássaro pode ser calculado pela variação da quantidade de movimento do sistema, como indica a equação a seguir:

$$\int_0^{t_D} F_s dt = \int_{u_0}^u m_p du \quad (3.40)$$

Em que F_s é a força aplicada durante a fase de estagnação e m_p é a massa do pássaro. Considerando que a força aplicada durante essa fase é praticamente constante e que qualquer pequena variação pode ser desprezada, chega-se a:

$$F_s \cdot t_D = m_p (u - u_0) \quad (3.41)$$

Em que t_D é a duração do impacto, a qual pode ser estimada como o tempo em que o pássaro com velocidade inicial u_0 leva para percorrer a distância L , correspondente ao comprimento do próprio pássaro:

$$t_D = \frac{L}{u_0} \quad (3.42)$$

Em impactos contra superfícies inclinadas, a distância percorrida pelo pássaro desde o momento em que ele toca a superfície até o fim do impacto é calculada por:

$$L_{eff} = L + \phi \cdot \tan \theta \quad (3.43)$$

Em que θ é o ângulo de inclinação da superfície e ϕ é o diâmetro do pássaro.

Considerando que após o impacto a velocidade do pássaro é zero ($u = 0$), como sugere Wilbeck (1978), a força média aplicada pelo pássaro durante a fase de estagnação durante o impacto contra superfícies inclinadas pode ser calculada como:

$$F_{avg} = \frac{m_p \cdot u_0^2 \cdot \sin \theta}{L + \phi \cdot (\tan \theta)^{-1}} \quad (3.44)$$

3.5.1 Geometrias de Pássaro

Para análises de impacto de pássaro utilizando o MEF, diferentes geometrias simplificadas são utilizadas para representar o pássaro tendo em vista a complexidade e variedade de tamanhos dos animais que existem. Entre os formatos mais comumente utilizados destacam-se o cilindro com extremidades esféricas, o cilindro com extremidades retas e o formato elipsoide. Hedayati e Ziaei-Rad (2013) apresentam um estudo no qual é mostrado os resultados constatados com o cilindro de extremidades esféricas mais próximos com os obtidos experimentalmente em Wilbeck (1978). O'Connor (2002) propõe uma série de equações com base na massa do pássaro (m_p) para determinar a massa específica e as dimensões destas geometrias a serem utilizadas:

Massa específica (kg/m³)

$$\rho_p = 959 - 63 \cdot \log_{10}(m_p) \quad (3.45)$$

Diâmetro (m)

$$\phi = 0,0804 * m_p^{0,335} \quad (3.46)$$

Cilindro com Extremidades Esféricas (m)

$$L = 4 * \left(\frac{m_p}{\pi \cdot \rho_p \cdot \phi^2} + \frac{\phi}{12} \right) \quad (3.47)$$

Cilindro com Extremidades Planas (m)

$$L = 4 * \left(\frac{m_p}{\pi \cdot \rho_p \cdot \phi^2} \right) \quad (3.48)$$

Elipsoide (m)

$$L = 6 * \left(\frac{m_p}{\pi \cdot \rho_p \cdot \phi^2} \right) \quad (3.49)$$

3.5.2 Equações de Estado

Para descrever o comportamento do material do pássaro, diferentes Equações de Estado foram propostas, tais como relações lineares, polinomiais, tabulações e fórmulas de Mie-Grüneisen. Segundo Hedayati e Sadighi (2016), dentre estas propostas a relação polinomial de 3º grau descrita pela equação abaixo é a Equação de Estado mais comumente utilizada para pássaros modelados como fluido. Este polinômio corresponde ao modelo constitutivo hidrodinâmico, isotrópico e não-viscoso, em que c_1 - c_6 são coeficientes da equação polinomial, E_{int} é a energia interna e ψ é variação na massa específica durante o impacto.

$$P_p = c_1\psi + c_2\psi^2 + c_3\psi^3 + (c_4 + c_5\psi + c_6\psi^2)E_{int} \quad (3.50)$$

Os coeficientes do polinômio são obtidos pelo cálculo das Equações 3.51-3.54, baseadas na massa específica do pássaro ρ_p , na velocidade do som no meio c_0 e na constante experimental k , que segundo Ugrčić (2012) poderia ser considerada como $k = 2$ para água.

$$c_1 = \rho_p c_0^2 \quad (3.51)$$

$$c_2 = (2k - 1)c_1 \quad (3.52)$$

$$c_3 = (k - 1)(3k - 1)c_1 \quad (3.53)$$

$$c_4 = c_5 = c_6 = 0 \quad (3.54)$$

3.6 Impacto de RPA

Segundo consta no Regulamento Brasileiro da Aviação Civil Especial nº94 (RBAC-E N° 94, 2017), as RPAs estão divididas em três classes, de acordo com o peso máximo de decolagem, no qual deve ser considerado os pesos da bateria ou combustível do equipamento e de carga eventualmente transportada:

- Classe 1 – Peso máximo de decolagem maior que 150 kg;
- Classe 2 – Peso máximo de decolagem maior que 25 kg e até 150 kg;
- Classe 3 – Peso máximo de decolagem até 25 kg.

A Classe 3 ainda é dividida em Aeromodelos ou RPAs com peso máximo de decolagem de até 250 g (os quais não precisam ser cadastrados junto a ANAC) e RPAs com peso máximo de decolagem maior que 250 g e até 25 kg. Segundo levantamento feito em Schroeder *et al.* (2017), o peso da maior parte das RPAs de uso recreativo está entre 250 g a 8 kg, estando portanto incluídos em sua maioria na classe 3.

A maioria dos trabalhos encontrados na literatura recente associa o aumento no número de RPAs sendo operadas a um maior risco de eventos de colisão e abordam as dificuldades na inclusão desses pequenos veículos no controle do tráfego aéreo. Muitos desses trabalhos utilizam modelos para tentar avaliar a possibilidade e a probabilidade do impacto ocorrer. Porém, apenas alguns poucos trabalhos analisam especificamente o evento do impacto, com avaliação da extensão dos danos causados em aeronaves tripuladas e a validade dos requisitos de dimensionamento existentes hoje.

Para verificar o dano potencial causado por um impacto de RPA, a Autoridade de Segurança da Aviação Civil Australiana (CAS AUTHORITY, 2013) estimou velocidades de impacto críticas a partir das quais componentes da RPA podem penetrar o interior de uma aeronave. As estimativas são feitas tendo como base a equação de penetração estabelecida pela FAA para predição do limite de balística V_{50} (velocidade na qual existe uma probabilidade de 50% de penetração). A equação de penetração, baseada na energia necessária para provocar um furo em uma placa de metal, é dada por:

$$V_{50} = \sqrt{\frac{2 \cdot P_B \cdot C_s \cdot s^2}{m \cdot \cos^2 \theta}} \quad (3.55)$$

Sendo m a massa do projétil, θ o ângulo de impacto, C_s uma constante de cisalhamento determinada empiricamente, P_B o perímetro da área do projétil projetada na superfície de impacto e s a espessura do alvo impactado.

Em um outro estudo publicado (DEPARTMENT FOR TRANSPORT *et al.*, 2016) são realizadas simulações utilizando modelos EF para impactos de RPAs em rotores de cauda e para-brisas de helicópteros e aviões. Os resultados mostram que os danos constatados foram bastante severos, embora fossem significativamente diferentes dependendo da construção e geometria da RPA. Neste mesmo estudo é feita também a comparação de impactos de pássaros com massa equivalente à das RPAs, as quais se mostraram mais danosas por serem compostas por componentes metálicos duros.

Song *et al.* (2017) investigam a extensão de danos potenciais causados pela ingestão de RPAs em sistemas de propulsão. Neste trabalho são realizadas simulações cujos resultados são comparados com dados numéricos para ingestão de pássaros com o objetivo de estabelecer paralelos e investigar a aplicabilidade dos regulamentos de ingestão de pássaro existentes em cenários de ingestão de RPA. Como resultado, os modelos computacionais indicaram que, devido às massas concentradas existentes na RPA (baterias internas e outros componentes), um maior dano é constatado nas pás da turbina quando o pequeno veículo aéreo é ingerido.

Como continuação ao projeto de Song *et al.* (2017), Schroeder *et al.* (2017) realizam um estudo paramétrico utilizando modelos numéricos de RPA para investigar sistemas de pás de turbina projetadas com polímeros reforçados com fibras de carbono e pás de titânio. Através das análises, o nível de risco imposto pelas diferentes classes de RPA às turbinas de aeronaves comerciais é determinado de forma quantitativa. Os resultados mostram que embora uma RPA utilizada com fins recreativos (massa de 1,43 kg) cause danos às pás de uma turbina, ela pode não representar uma ameaça significativa devido ao fato de não causarem uma falha catastrófica. Entretanto, uma RPA profissional com massa de 7,0 kg pode deformar

permanentemente os dois tipos de pás projetadas, podendo inclusive causar um cenário de despalletamento da turbina.

Olivares *et al.* (2017b) apresentam resultados de uma série de análises de impacto realizadas através de simulações numéricas envolvendo diferentes tipos de RPAs e aeronaves de transporte comercial e executiva. Durante a pesquisa são realizados ensaios experimentais para correta caracterização dos materiais da RPA e validação de cenários de impacto envolvendo partes isoladas dos veículos aéreos não-tripulados. São realizadas também comparações entre a severidade dos danos impostos a uma aeronave devido a impactos com pássaros e impactos com RPAs de massa similares. Os resultados mostram que as RPAs podem infligir vários tipos de danos às diferentes estruturas das aeronaves analisadas. Foi constatado que os danos provocados no impacto com os veículos remotamente controlados eram iguais ou superiores aos danos impostos pelo impacto com pássaros devido a maior rigidez estrutural dos componentes que compõem os veículos.

Meng *et al.* (2019) realizam um ensaio experimental do impacto de uma RPA real na seção do estabilizador horizontal de uma aeronave comercial para investigar a resposta dinâmica da estrutura primária. O resultado do ensaio mostra que no impacto da RPA de 3,4 kg a uma velocidade de cruzeiro, destroços podem penetrar o revestimento do bordo de ataque do estabilizador horizontal. Diferentes simulações são feitas com o objetivo de selecionar os parâmetros iniciais do ensaio, bem como para atestar se os resultados obtidos via modelos numéricos são compatíveis com os constatados durante o ensaio. Uma vez que os pesquisadores atestam a validade dos modelos numéricos, eles realizam simulações de impacto no bordo de ataque do estabilizador envolvendo tanto RPAs, quanto pássaros. Constata-se que o impacto com a RPA de 3,4 kg provoca danos mais severos do que o impacto com um pássaro de 3,6 kg.

Lu *et al.* (2020) realizam um estudo relacionado à segurança de uma aeronave após ela ser atingida em seu para-brisa por diferentes modelos de RPA. São realizadas simulações com cinco tipos diferentes de RPA em diferentes condições de voo. Os resultados das simulações são comparados com os resultados obtidos em ensaios *full-scale* com o para-brisas de uma aeronave, realizados para atestar a validade e a representatividade dos modelos. O trabalho mostra que a configuração, o material, o peso, a velocidade e a altitude das RPAs influenciam

significativamente no dano infligido ao para-brisas. RPAs com massa similares às massas de pássaros previstas em requisitos também foram analisadas com o objetivo de verificar se os requisitos atuais poderiam ser aplicados para cobrir uma situação de impacto envolvendo a RPA. Os resultados mostraram que os danos infligidos em um impacto com uma RPA de massa de 1,36 kg foram significativamente maiores do que os causados pelo impacto com um pássaro de massa ligeiramente maior.

3.7 Resultados Experimentais

Com o objetivo de avaliar a criticidade das ocorrências de impacto em estruturas de aeronaves, um procedimento amplamente utilizado é a realização de ensaios nos quais pássaros, gelatinas ou quaisquer outro projétil são disparados contra um corpo de prova, simulando assim a ocorrência do impacto em altas velocidades. Para a realização destes ensaios, o objeto é disparado utilizando um canhão de ar comprimido, posicionado em frente ao corpo de prova, o qual está devidamente instrumentado com *strain-gages*, transdutores, células de carga, entre outros dispositivos para aquisição de dados. Leitores são estrategicamente posicionados ao longo da trajetória do projétil de forma a aferir a velocidade de impacto e câmeras são utilizadas para registrar imagens em diferentes fases do ensaio, como mostra a Figura 3-6.

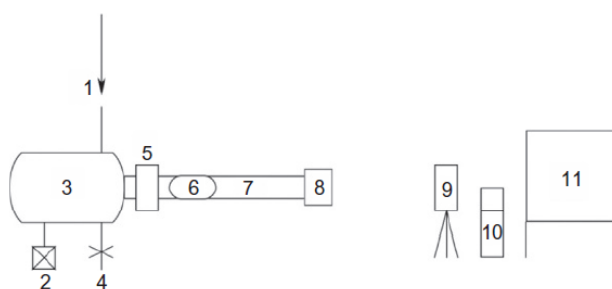


Figura 3-6: Diagrama Esquemático do Setup de um Ensaio de Impacto de Pássaro: (1) Entrada de Ar; (2) Compressor; (3) Tanque de Gás; (4) Válvula de Emergência; (5) Dispositivo para Saída de Ar; (6) Projétil; (7) Canhão; (8) Batente Separador; (9) Câmera de Alta-Velocidade; (10) Medidor de Velocidade; (11) Alvo. Retirado de Hedayati e Sadighi (2016)

Diferentes estudos foram publicados com ensaios para desvendar a dinâmica envolvendo o impacto de pássaros. Wilbeck e Barber (1978) obtiveram dados de pressão para duas massas de pássaros (aproximadamente 70 e 125 g) em velocidades variando de 60 a 350 m/s registrando os dados obtidos com sensores de pressão na placa alvo localizada no eixo da trajetória a distâncias de 1,27 cm, 2,54 cm e 3,81 cm. Em Wilbeck (1978) são testados outros materiais tais como carne de vaca, borracha RTV, gelatina e neoprene para serem utilizados como substitutos de pássaros no ensaio. Liu *et al.* (2014) realizam diferentes testes experimentais utilizando pássaros de 1,8 kg, os quais são disparados a velocidades de 70, 120 e 170 m/s contra superfícies planas de alumínio com espessuras de 10,0 mm e 14,0 mm, e superfícies de aço com espessuras de 4,5 mm e 8,0 mm. Os ensaios são então reproduzidos em modelos explícitos de elementos finitos, os quais foram validados com os resultados obtidos de deslocamentos e deformações nas placas, e forças de reação registradas nas fixações da placa durante os experimentos.

Olivares *et al.* (2017a) realizam testes balísticos com os componentes mais representativos de uma RPA (bateria, motor e câmera) mostrados na Figura 3-7. Os componentes são testados contra painéis de alumínio de espessuras 1,6 mm, 3,17 mm e 6,35 mm, com velocidades de 51,4 m/s e 128,6 m/s. Através da correlação dos dados adquiridos com os resultados de simulações numéricas realizadas, validou-se modelos EF para cada um dos componentes da RPA, que posteriormente foram agrupados para a construção do modelo numérico completo do veículo aéreo.



Figura 3-7: Componentes de RPA Utilizados em Testes Balísticos – Bateria (à Esquerda), Motor (Centro) e Câmera (à Direita). Retirado de Olivares *et al.* (2017a)

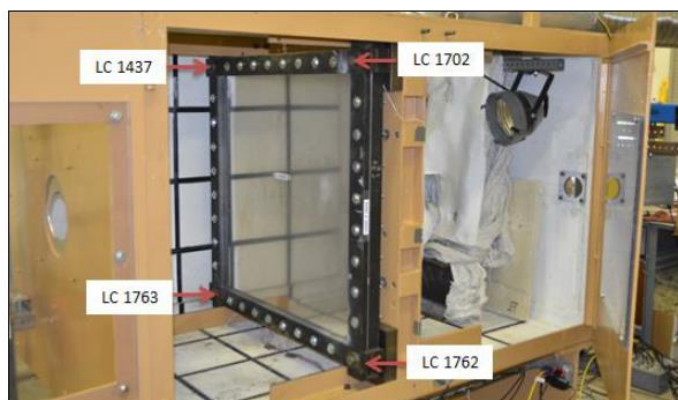


Figura 3-8: Estrutura para Realização do Ensaio Balístico com Componentes de RPAs. Retirado de Olivares *et al.* (2017a)

Meng *et al.* (2019) e Lu *et al.* (2020) empregam uma abordagem diferente para ensaiar o impacto da RPA contra o para-brisas e o bordo de ataque de um estabilizador horizontal. Ao invés de realizar o disparo de projeteis com um canhão de ar comprimido, os componentes da aeronave foram impulsionados em cima de um trilho por um foguete para colidir com uma RPA posicionado a frente dos objetos de estudo (Figura 3-9). Os componentes da aeronave foram devidamente instrumentados para a realização dos ensaios e os dados obtidos também são correlacionados com modelos de elementos finitos.

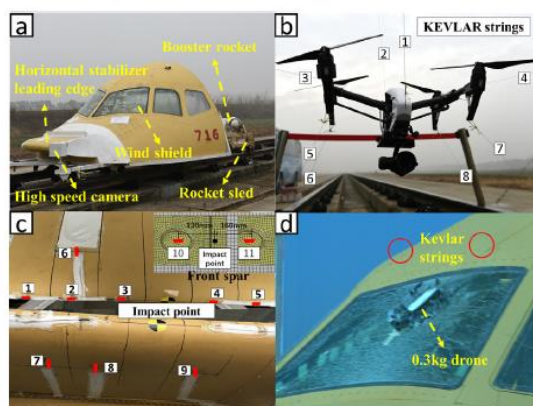


Figura 3-9: (a) Foguete Usado no Ensaio de Impacto com RPA; (b) RPA Suspenso por 8 Hastes de KEVLAR; (c) Strain Gauges Posicionados no Bordo de Ataque; (d) Teste Preliminar no Para-Brisa com uma RPA de 0,3 kg. Retirado de Meng *et al.* (2019)

4 METODOLOGIA

Para a realização do presente trabalho, diferentes simulações numéricas de impacto são realizadas por meio de modelos explícitos de Elementos Finitos (EF) utilizando a Solução 700 do software MSC Nastran. Todas as malhas de EF, atribuição de propriedades e materiais, bem como a inclusão dos parâmetros aplicáveis ao modelo são feitas por meio do software HYPERMESH da Altair.

Em documento emitido pela *American Society of Mechanical Engineers* (ASME, 2006) é destacada a importância de se verificar o funcionamento correto de um modelo EF, bem como atestar a sua validade por meio de ensaios experimentais. No referido documento são propostas diretrizes do processo de Verificação e Validação (V&V) para avaliar a capacidade de um modelo de representar efetivamente um evento físico, bem como determinar as incertezas associadas a ele. Para sistemas mais complexos é proposto ainda que o processo de V&V seja feito primeiramente para cada um de seus respectivos subsistemas e componentes, identificando e descrevendo fenômenos físicos associados a eles que devem ser simulados com precisão. Recomenda-se que sejam obtidos dados experimentais para cada um dos componentes e subsistemas. O processo de V&V chega ao fim com a concordância aceitável entre previsões do modelo e resultados experimentais depois de contabilizadas as incertezas em ambos, permitindo a aplicação do modelo para o uso proposto. Esta abordagem é utilizada no presente trabalho para atestar a validade dos modelos EF utilizados para representar o objetos impactantes: pássaro e RPA.

A descrição da Solução 700 do MSC Nastran e dos modelos EF utilizados para representar o pássaro, a RPA e o bordo de ataque fixo da asa, bem como o fluxo de trabalho adotado encontram-se detalhados a seguir.

4.1 Modelo Explícito e Solução 700 do MSC Nastran

O modelo explícito foi selecionado para realizar as análises com EF no presente trabalho devido à necessidade de se identificar na estrutura os efeitos da propagação da onda de choque proveniente do processo de impacto, o qual requer a utilização de *passos de tempo* menores na

simulação. Além disso, simulações que envolvem não-linearidades geométrica e de material, além de algoritmos de contato como os necessários nos modelos utilizados aqui, são mais estáveis e fornecem resultados mais precisos quando empregados *passos de tempo* menores.

Segundo consta no guia do usuário para a utilização do software MSC Nastran (MSC, 2013), recomenda-se a utilização da Solução 700 para análises envolvendo componentes estruturais que sofrem grandes e repentinas deformações como ocorre em eventos de impacto. A seguir é feita uma breve descrição das bases da solução técnica empregada pelo software, obtidas em MSC (2013).

A equação de movimento utilizada para descrever o comportamento de uma estrutura é dada por:

$$\mathbf{M}\vec{a}_n + \mathbf{C}'\vec{v}_n + \mathbf{K}\vec{d}_n = \vec{F}^{ext}_n \quad (4.1)$$

Em que \mathbf{M} é a matriz de massa da estrutura, \vec{a}_n é o vetor de aceleração no *passo de tempo* n , \mathbf{C}' é a matriz de amortecimento da estrutura, \vec{v}_n é o vetor de velocidade no *passo de tempo* n , \mathbf{K} é a matriz de rigidez, \vec{d}_n é o vetor de deslocamento no *passo de tempo* n , e \vec{F}^{ext}_n é o vetor de cargas externas aplicadas.

A equação acima pode ser reescrita como:

$$\mathbf{M}\vec{a}_n = \vec{F}^{ext}_n - \vec{F}^{int}_n \quad (4.2)$$

Em que \vec{F}^{int}_n é o vetor de cargas internas (por exemplo forças gerada pelos elementos e forças *hourglass*) calculado pela equação abaixo:

$$\vec{F}^{int}_n = \mathbf{C}'\vec{v}_n + \mathbf{K}\vec{d}_n \quad (4.3)$$

A aceleração pode ser encontrada invertendo-se a matriz de massa e multiplicando-a pelo vetor de força residual.

$$\vec{a}_n = \mathbf{M}^{-1} \vec{F}^{res}_n \quad (4.4)$$

Na solução 700 do MSC Nastran, como em qualquer outro código de EF explícito, a matriz de massa é agrupada, o que resulta em uma matriz de massa diagonalizada. Uma vez que \mathbf{M} é diagonal, ela pode ser facilmente invertida. A matriz de equações fica sendo composta por uma série de equações independentes que podem ser escritas para cada grau de liberdade:

$$a_{ni} = F_n^{res} / M_i \quad (4.5)$$

No software em questão, o método *Leap-Frog* é utilizado para avançar no tempo. As posições, forças e acelerações são definidas em um instante de tempo n , enquanto as velocidades são definidas para um instante $n + 1/2$. A Figura 4-1 apresenta uma representação gráfica do método *Leap-Frog*.

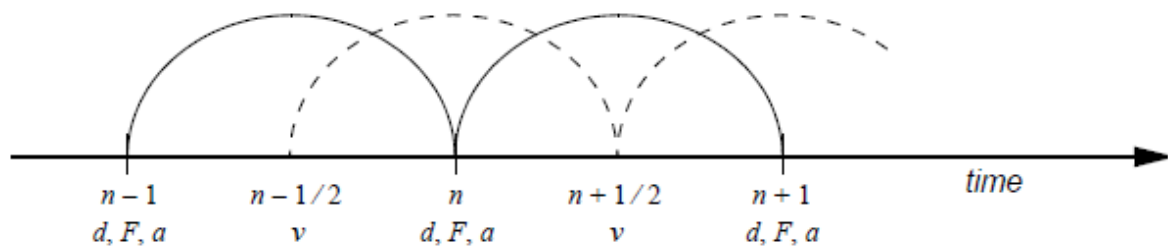


Figura 4-1: Método *Leap-Frog*. Retirado de MSC (2013)

$$\vec{v}_{n+1/2} = \vec{v}_{n-1/2} + \vec{a}_n (\Delta t_{n+1/2} + \Delta t_{n-1/2}) / 2 \quad (4.6)$$

$$\vec{d}_{n+1} = \vec{d}_n + \vec{v}_{n+1/2} \cdot \Delta t_{n+1/2} \quad (4.7)$$

O resultado do método *Leap-Frog* é uma aproximação para diferenças centrais para a aceleração, com uma precisão de segundo grau para Δt .

Métodos explícitos com matrizes de massa agrupadas não requerem decomposições ou soluções de matriz. Ao invés disso, o *loop* é calculado para cada *passo de tempo* como mostrado no diagrama a seguir:

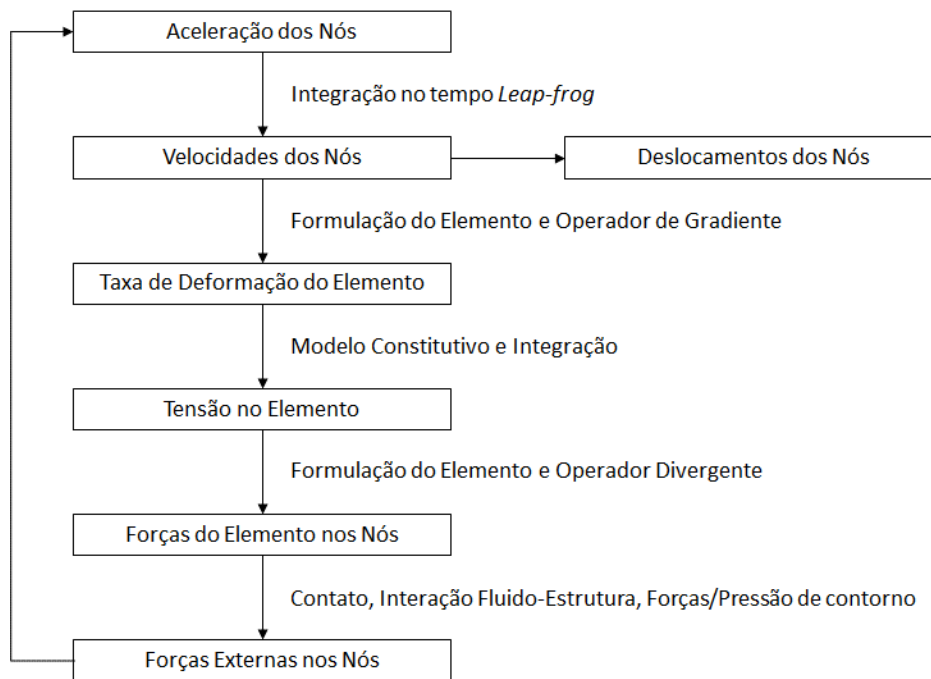


Figura 4-2: Diagrama com o Fluxo de Funcionamento da Solução 700 do MSC Nastran. Adaptado de MSC (2013)

4.2 Modelo do Pássaro

O modelo do pássaro utilizado nas simulações tem uma massa de 1,81 kg, conforme estipula o requisito RBAC 25.571 (e), tendo como referência um avião que se desloca à velocidade de cruzeiro V_C (RBAC 25, 2014):

“(e) Avaliação de tolerância ao dano (fonte discreta). O avião deve ser capaz de completar com sucesso um voo no qual seja provável que ocorra um dano estrutural como resultado de—

(1) Um impacto com um pássaro de 1,81 kg quando a velocidade relativa entre o avião e o pássaro ao longo da trajetória de voo do avião é igual à V_C ao nível do mar ou $0,85 V_C$ a 2438 m, aquele que for mais crítico; (...)”

A abordagem *Smoothed Particle Hydrodynamics* (SPH) capaz de lidar melhor com grandes deformações é empregada na construção da malha EF do modelo do pássaro, o qual é representado por um cilindro com extremidades semiesféricas como mostrado na Figura 4-3.

A massa específica e as dimensões do modelo são calculadas pelas fórmulas de O’Connor (2002):

$$\rho_p = 959 - 63 \log_{10}(m_p) = 959 - 63 \log_{10}(1,81 \text{ kg}) = 942,8 \text{ kg/m}^3$$

$$\phi = 0,0804 * (m_p)^{0,335} = 0,0804 * (1,81 \text{ kg})^{0,335} = 0,0981 \text{ m}$$

$$L = 4 * \left(\frac{m_p}{\pi \cdot \rho_p \cdot \phi^2} + \frac{\phi}{12} \right) = 4 * \left(\frac{1,81}{\pi \cdot 942,8 \cdot (0,0981)^2} + \frac{0,0981}{12} \right) = 0,287 \text{ m}$$

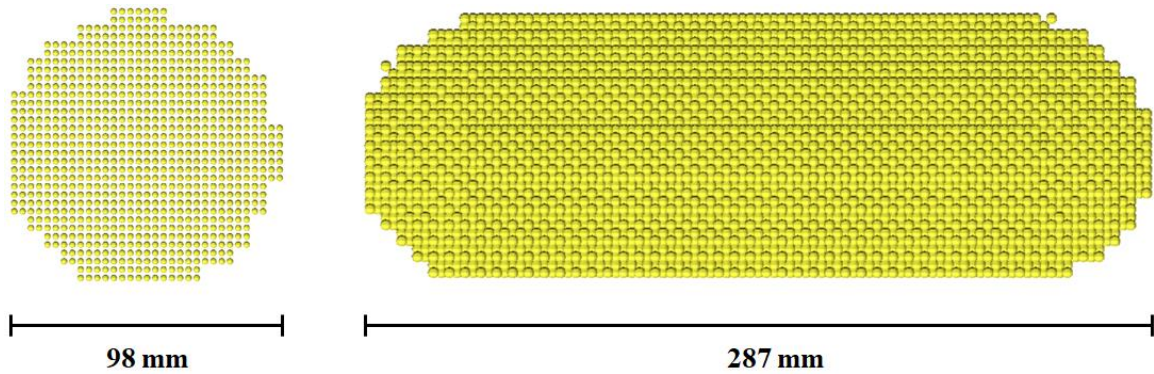


Figura 4-3: Modelo SPH do Pássaro.

Para representar o material do pássaro no software MSC NASTRAN utiliza-se o cartão MATD009, ao qual pode ser atribuído uma Equação de Estado. A Equação de Estado empregada corresponde ao modelo constitutivo hidrodinâmico, isotrópico e não-viscoso representado por um polinômio de 3º grau, cujos coeficientes são calculados com a massa específica do pássaro, a velocidade do som na água ($c_0 = 1483 \text{ m/s}$) e o valor de k igual a 2.

$$P_p = c_1 \psi + c_2 \psi^2 + c_3 \psi^3 + (c_4 + c_5 \psi + c_6 \psi^2) E_{int}$$

$$c_1 = \rho_p c_0^2 = 942,8 * (1483)^2 = 2073,1 \text{ MPa}$$

$$c_2 = (2k - 1)c_1 = (2 * 2 - 1) * 2073,1 = 6219,4 \text{ MPa}$$

$$c_3 = (k - 1)(3k - 1)c_1 = (2 - 1) * (3 * 2 - 1) * 2073,1 = 10365,7 \text{ MPa}$$

$$c_4 = c_5 = c_6 = 0$$

4.3 Modelo da RPA

Para as simulações de impacto envolvendo a RPA realizadas no presente trabalho, seleccionou-se uma geometria do tipo quadróptero, similar ao modelo DJI Phantom 3 Standard mostrado na Figura 4-4. Este modelo específico foi seleccionado pois as RPAs da família DJI Phantom são as mais comuns encontradas no mercado conforme levantamento feito por Cairns *et al.* (2016). Como as referidas RPAs pesam aproximadamente 1,2 kg, a massa de seus componentes é aumentada proporcionalmente de forma que a massa total do veículo fique igual a de um pássaro de 1,8 kg. Desta forma, as energias cinéticas envolvidas nos impactos analisados no presente trabalho podem ser consideradas similares.



Figura 4-4: DJI Phantom 3 Standard. Retirado de DJI (2020)

Para representação dos pequenos veículos aéreos em um modelo EF, elementos sólidos hexaédricos e pentaédricos, reduzidos com somente um ponto de integração, são utilizados para representar os componentes mais rígidos como câmera, motores e bateria. Tais estruturas são conectadas através de elementos de barra 1D que simulam a carcaça da RPA e o suporte da câmera, complementando assim o modelo. A Figura 4-5 mostra uma superposição da geometria original da RPA com o modelo EF, o qual fica sendo composto por 26381 elementos distribuídos na seguinte forma:

- 17584 elementos para os motores;
- 3456 elementos para a bateria;

- 5225 elementos para a câmera;
- 116 elementos para os componentes que simulam a carcaça e o suporte da câmera.

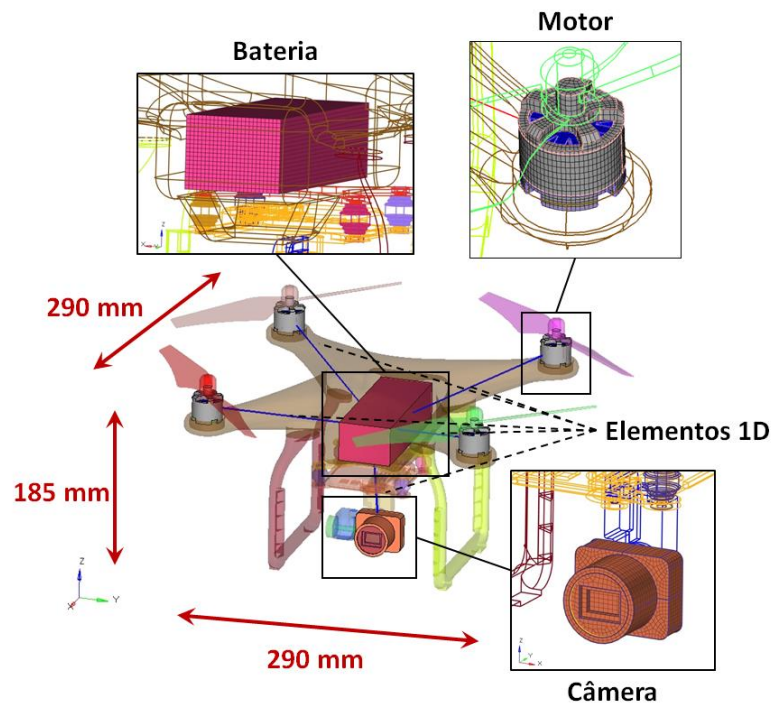


Figura 4-5: Modelo EF - DJI Phantom 3 Standard.

Embora cada componente citado da RPA tenha uma estrutura interna composta por peças de diferentes materiais, todos elas são considerados como entidades homogêneas para simplificar o modelo de simulação.

Motores

Tipicamente, os motores da RPA são compostos por um rotor feito em liga de alumínio, com um estator feito em aço laminado envolto por fios de cobre. Para simplificação do modelo, os fios de cobre não são representados.

A liga de alumínio selecionada para representar o rotor foi a A520.0-F, a qual, segundo Olivares *et al.* (2017a), é a mais utilizada neste tipo de aplicação. Já para o estator foi considerado o aço AISI 4130. Para representar o comportamento de ambos os materiais metálicos adota-se um

comportamento de material elastoplástico bilinear, que leva em consideração o módulo de Young e o módulo tangente do material. Na simulação de impacto, o elemento finito é removido do modelo quando a deformação calculada nele ultrapassa a deformação de ruptura do material elastoplástico.

As propriedades de cada um dos materiais do motor da RPA encontram-se descritas na Tabela 4-1.

Tabela 4-1: Propriedades dos Materiais nos Motores da RPA.

	ρ [kg/m ³]	E [GPa]	ν	σ_y [MPa]	E_t [MPa]	$\epsilon_{ruptura}$
A520.0-F *	2600	66	0,33	170	1164	0,14
AISI 4130 **	7850	200	0,32	483	1174	0,12

* Dados obtidos em MakeItFrom.com (2019).

** Dados obtidos em MMPDS (2014).

Câmara

Para o modelo da câmara da RPA, considera-se uma grande simplificação em relação a sua geometria. Todas as suas estruturas internas foram representadas como um material homogêneo. Da mesma forma que para os rotores no motor, considera-se que a câmara é composta por uma liga de alumínio A520.0-F com comportamento elastoplástico bilinear.

Bateria

O estudo de Sahraei *et al.* (2014) indica que o comportamento das baterias de íons de lítio das RPAs é melhor representado como uma espuma esmagável com porosidade de 60% em suas partículas ativas e furos preenchidos com eletrólitos. São realizados diferentes ensaios para obtenção de valores para as propriedades do material, os quais encontram-se descritos na Tabela 4-2. Estes mesmos valores são utilizados na representação da bateria da RPA no modelo EF.

Tabela 4-2: Propriedades Mecânicas da Bateria. Adaptado de Sahraei *et al.* (2014)

Tensão de Compressão [MPa]	ρ [kg/m ³]	E [GPa]	ν	ϵ_{max}
$\sigma = 276 \epsilon^{1.8}$	1750	500	0,01	0,16

Material plástico

A carcaça da RPA e a estrutura que conecta a câmera ao corpo da RPA são basicamente feitas com material policarbonato. Para os elementos que representam tais estruturas responsáveis por conectar os componentes mais rígidos da RPA, optou-se por utilizar um material com modelo elastoplástico, para o qual se supõe uma plasticidade ideal. Os parâmetros utilizados nas simulações encontram-se na Tabela 4-3 e foram retiradas de Meng *et al.* (2019).

Tabela 4-3: Propriedades do Policarbonato. Adaptado de Meng *et al.* (2019)

ρ [kg/m ³]	E [GPa]	ν	σ_y [MPa]	$\epsilon_{ruptura}$
1180	2,35	0,3	62	0,2

A Figura 4-6 apresenta um resumo dos tipos de elementos finitos utilizados para representar cada uma das estruturas da RPA, bem como os materiais e modelos constitutivos associados a eles.

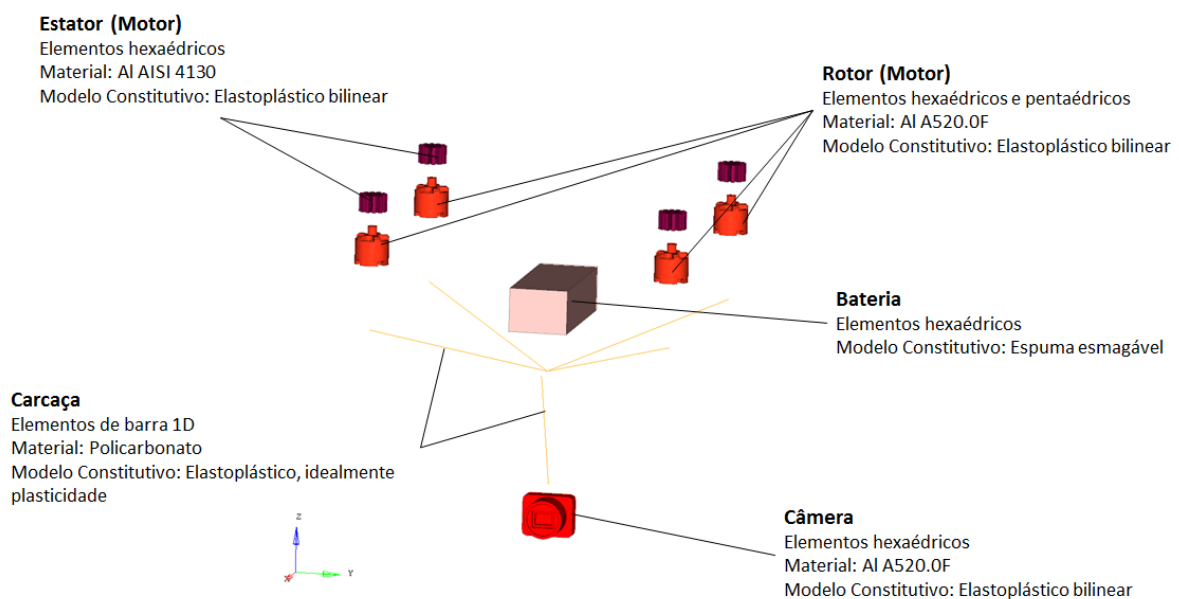


Figura 4-6: Modelos Constitutivos e EF Utilizados no Modelo da RPA.

4.4 Modelo do Bordo de Ataque

A geometria original do bordo de ataque da asa analisado no presente trabalho foi extraída do modelo uCRM-9 disponibilizado em Brooks *et al.* (2018), utilizado como um banco de dados comum para análises aeroestruturais e projetos otimizados de asas flexíveis para aviões transônicos. Porém, a geometria original foi alterada de forma a incluir a presença das nervuras do bordo de ataque da asa. Além disso, as dimensões originais são reduzidas proporcionalmente utilizando o fator mostrado na Figura 4-7, com o objetivo de que o bordo de ataque aqui analisado tenha dimensões similares a de modelos de aeronave com maior número operações no mercado aeronáutico atual, como em Olivares *et al.* (2017a). Posteriormente, uma parte do bordo de ataque da asa é extraída do resto do avião de forma a reduzir o tempo necessário para criação da malha EF e o custo computacional para a resolução da análise.

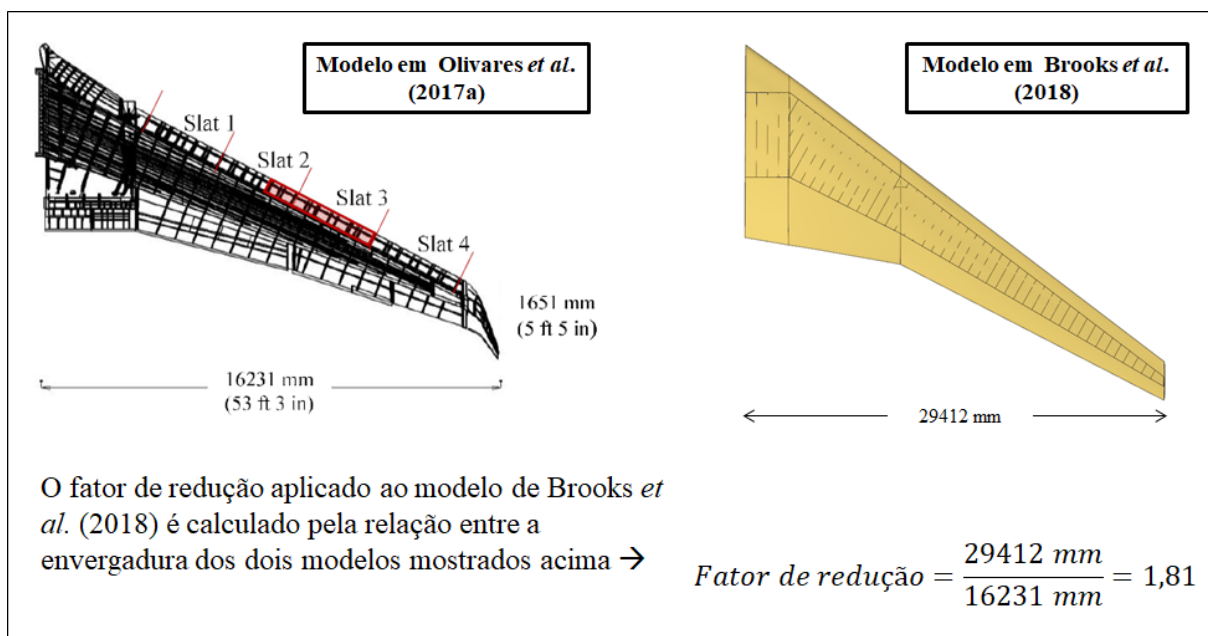


Figura 4-7: Fator Aplicado ao Modelo de Brooks *et al.* (2018).

O modelo EF do bordo de ataque da asa utilizado é mostrado na Figura 4-8, sendo ele composto pelas seguintes estruturas:

- Revestimento em Alumínio 2024-T3 Clad;
- Nervuras do Bordo de Ataque Fixo feitas em Alumínio 7050-T7451;

- Longarina feita em Alumínio 7050-T7451;
- Nervuras do Caixaão da Asa, feitas em Alumínio 7050-T7451 (apesar de não fazerem parte do bordo de ataque da asa, estas nervuras constam no modelo EF para representar as condições de contorno da estrutura).

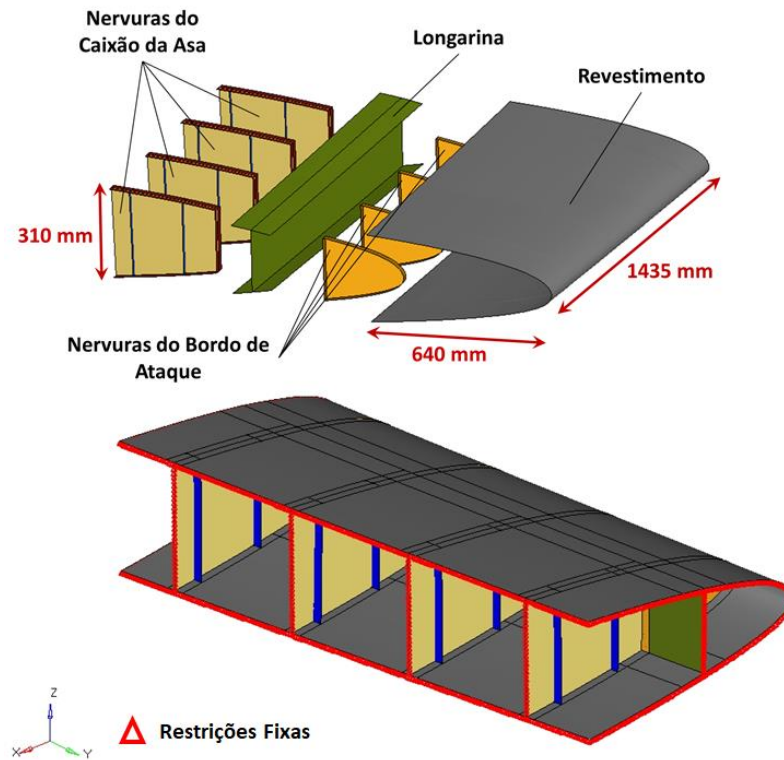


Figura 4-8: Modelo EF do Bordo de Ataque da Asa.

Neste modelo, todos os componentes são representados com elementos Lagrangianos quadrilaterais, com quatro nós definidos, formulação de Key-Hoff e três pontos de integração ao longo da espessura. As interfaces entre as peças são feitas por meio de nós coincidentes, enquanto as extremidades do revestimento e das nervuras do caixaão da asa são engastadas como condições de contorno. O modelo EF completo do bordo de ataque da asa é composto por 68537 elementos, distribuídos da seguinte forma:

- 38367 elementos no Revestimento;
- 14210 elementos na Longarina;
- 10728 elementos nas Nervuras do Caixaão da Asa;
- 5232 elementos nas Nervuras do Bordo de Ataque.

Os modelos constitutivos adotados para os materiais são o de *Johnson-Cook baseado em deformações* para o revestimento e o modelo bilinear para as demais estruturas. Os parâmetros necessários para a representação dos materiais encontram-se descritos na Tabela 4-4.

Tabela 4-4: Propriedades dos Materiais do Bordo de Ataque Fixo da Asa.

Al 2024-T3 Clad*	A	B	C	m'	n	
	[MPa]	[MPa]				
	369,0	684,0	0,0083	1,7	0,73	
	D ₁	D ₂	D ₃	D ₄	D ₅	
	0,112	0,123	1,500	0,007	0,0	
Al 7050-T7451**	ρ	E	ν	σ_y	E _t	$\epsilon_{ruptura}$
	[kg/m ³]	[GPa]		[MPa]	[MPa]	
	2770	71	0,33	462	663	0,10

* Obtido em Kay (2003).

** Obtido em MMPDS-09 (2014).

A Figura 4-9 apresenta um resumo dos tipos de elementos finitos utilizados para representar cada uma das estruturas do bordo de ataque fixo da asa, bem como os materiais e modelos constitutivos associados a eles.

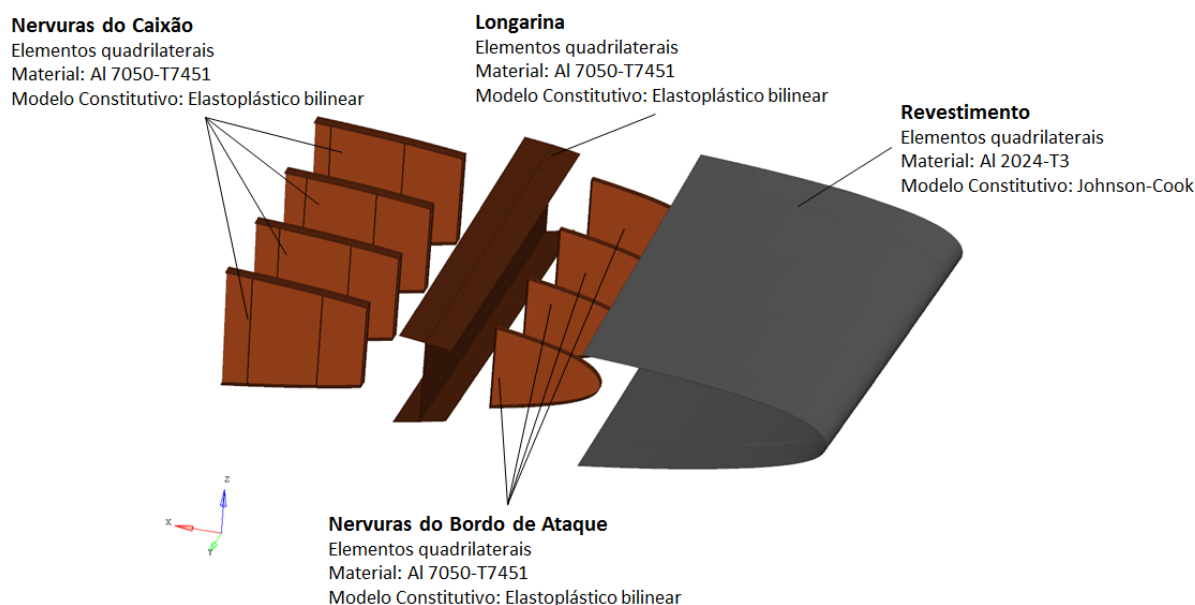


Figura 4-9: Modelos Constitutivos e EF Utilizados no Modelo do Bordo de Ataque da Asa.

Para que as simulações numéricas tenham uma convergência mais rápida e produzam resultados mais precisos, faz-se necessário que as malhas EF utilizadas obedeçam alguns critérios de

qualidade. Gokhale *et al.* (2008) e Olivares *et al.* (2017a) propõem alguns destes critérios, os quais foram adotados durante a construção da malha do modelo do bordo de ataque da asa utilizadas neste trabalho. A Tabela 4-5 mostra alguns destes critérios.

Tabela 4-5: Critérios para Qualidade de Malha.

	Mínimo	Máximo
Ângulo de Empenamento	-	10°
Razão de Aspecto	-	5
Inclinação	-	45°
Jacobiano	0,6	-
Distorção	0,6	-
Stretch	0,2	-
Ângulo dos elementos Quadrilaterais	45°	135°
Ângulo do elemento Triangulares	20°	120°
Afunilamento	-	0,5
Tamanho de Elemento	5 mm	8 mm

4.5 Fluxo de Trabalho

A primeira parte do trabalho tem como foco situações envolvendo o impacto de pássaro. Inicialmente são realizadas simulações para validar o modelo numérico proposto para representar o pássaro. Uma superfície rígida é impactada utilizando o modelo numérico proposto de forma a obter resultados que possam ser comparados com o modelo teórico analítico de Wilbeck (1978), o qual foi validado através de ensaios. Após observada correlação entre os resultados das simulações e os calculados utilizando o modelo teórico, considera-se o modelo do pássaro validado para que possam ser feitas as simulações de impacto na estrutura da aeronave.

Uma vez validado o modelo do pássaro, faz-se o primeiro dimensionamento do bordo de ataque da asa em que são realizadas simulações com o modelo do pássaro impactando a estrutura do avião. Como resultado, a estrutura deformada revela se algum dos componentes sofre ruptura ou não devido ao impacto. A ruptura do material é constatada quando a deformação efetiva em um dos elementos supera a deformação de ruptura do material atribuído ao elemento, o qual é

removido da malha EF. Resultados com a deformada da estrutura, bem como *plots* de deformação plástica efetiva são avaliados.

A deformação plástica efetiva é um dos dados de saída fornecidos pelo *software* e ela é utilizada como parâmetro para indicar quão próximo uma estrutura ficou de sofrer ruptura. A deformação plástica efetiva corresponde a um valor escalar calculado como uma função acumulativa da componente plástica do tensor de taxa de deformação.

Caso a ruptura de algum material seja constatada, novas simulações são feitas aumentando-se a espessura do componente que falhou até que todas as peças do bordo de ataque da asa consigam resistir ao impacto com o pássaro. Uma vez que nenhum dos componentes apresenta ruptura, o bordo de ataque da asa é considerado dimensionado.

Na segunda parte do trabalho, o foco passa para as simulações envolvendo o impacto das RPAs. Para validação do modelo EF do veículo não tripulado são feitas simulações de impacto utilizando os seus componentes mais rígidos de forma separada. Nestas simulações cada um dos componentes é projetado contra placas planas de alumínio e os resultados constatados são comparados com os resultados experimentais obtidos em Olivares *et al.* (2017a). Uma vez que é possível constatar uma correlação entre os dados obtidos nas simulações com os dados dos resultados experimentais, os modelos EF dos componentes da RPA são considerados validados. Para que o modelo completo da RPA seja construído, os componentes são devidamente posicionados e conectados entre si através de elementos de barra.

A primeira simulação envolvendo o modelo completo da RPA é feita contra o bordo de ataque da asa dimensionado na primeira parte do trabalho com o impacto de pássaro. Com o resultado desta simulação faz-se a comparação entre os impacto envolvendo os diferente objetos tendo como referência a mesma estrutura impactada. Parâmetros tais como a extensão do dano no bordo de ataque, ocorrência ou não de ruptura e o comportamento das força de contato e do impulso ao longo da análise são avaliados.

Posteriormente, analisa-se a viabilidade de se empregar reforços na estrutura do bordo de ataque para que ela resista ao impacto com as RPAs. Este novo dimensionamento segue critérios similares aos utilizados no dimensionamento para o impacto de pássaro.

O principal risco do impacto envolvendo os pequenos veículos aéreos com a asa da aeronave é que a longarina seja danificada provocando vazamento de combustível. Caso este combustível entre em contato com as baterias de lítio da RPA existe a possibilidade de ignição que tornaria o evento catastrófico. Para evitar tal ocorrência, caso as simulações revelem a ruptura de algum dos componentes do bordo de ataque da asa que ofereça risco a segurança de voo, uma nova simulação é realizada com a estrutura reforçada por um aumento de espessura ou pela adição de elementos estruturais. As seguintes alterações na estrutura são analisadas:

- Reforço no revestimento do bordo de ataque;
- Reforço da longarina;
- Adição de estruturas no bordo de ataque.

Uma vez constatado que o bordo de ataque da asa é capaz de resistir ao impacto com a RPA sem que a longarina sofra ruptura, considera-se a estrutura dimensionada.

Ao final do trabalho é feito um levantamento da massa dos modelos de bordo de ataque da asa dimensionados para resistir ao impacto de pássaro e ao impacto com a RPA. A diferença de massa detectada entre os bordos de ataque com os dois dimensionamentos corresponde ao incremento de massa devido aos reforços na estrutura. A solução estrutural que confere o menor peso ao bordo de ataque da asa é considerada a mais eficiente.

5 SIMULAÇÕES COM IMPACTO DE PÁSSARO

Neste capítulo são apresentadas as simulações realizadas envolvendo impactos de pássaro. Primeiro, simulações de impacto de pássaro contra superfícies rígidas são realizadas com o objetivo de confrontar os resultados numéricos com dados calculados pelo modelo teórico validado por ensaios em Wilbeck (1978). Uma vez constatado que os resultados obtidos nas simulações realizadas estão próximos aos calculados com o modelo teórico, considera-se que o modelo do pássaro está validado para que ele possa ser utilizado em simulações de impacto contra o modelo EF do bordo de ataque fixo da asa. A partir destas simulações, a estrutura da aeronave pode então ser dimensionada para resistir ao impacto de pássaro.

5.1 Validação do Modelo EF para o Pássaro

Para validação do modelo EF do pássaro são realizadas simulações de impacto contra uma superfície rígida de aço com dimensões 762 x 762 mm, conforme mostrado na Figura 5-1.

Em cada uma das rodadas é empregada uma velocidade de impacto e um ângulo de inclinação em que o pássaro atinge a superfície. Ao total, são consideradas três velocidades diferentes (100 m/s, 200 m/s e 300 m/s) e três ângulos de impacto diferentes (25°, 45° e 90°), levando a um total de nove simulações.

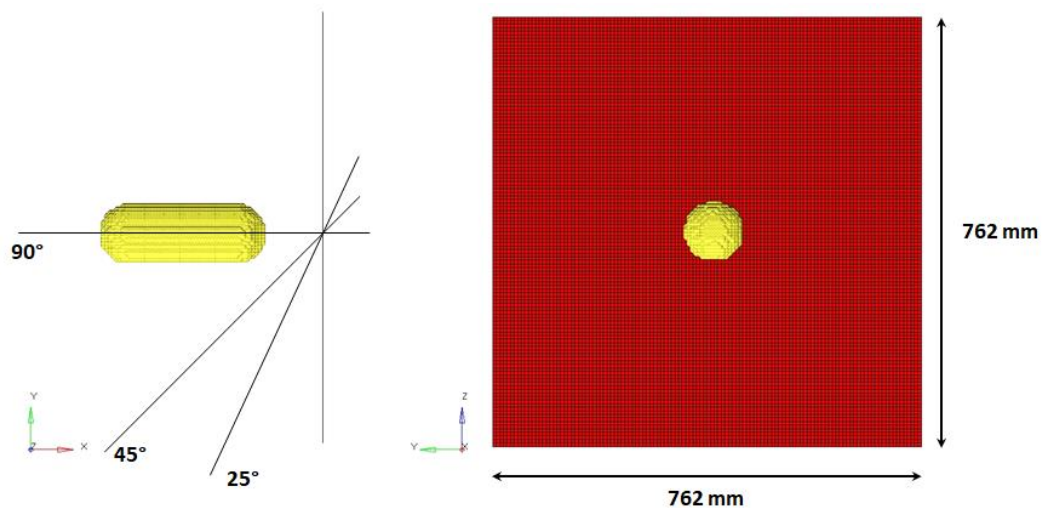


Figura 5-1: Validação do Modelo SPH.

Os resultados obtidos durante as simulações de impacto são comparados com valores calculados para a pressão de Hugoniot, pressão de estagnação e força de impacto utilizando as Equações 3.36, 3.39 e 3.44.

As Figura 5-2 - Figura 5-10 mostram os resultados obtidos durante as simulações e a pressão registrada no superfície rígida ao longo de cada impacto.

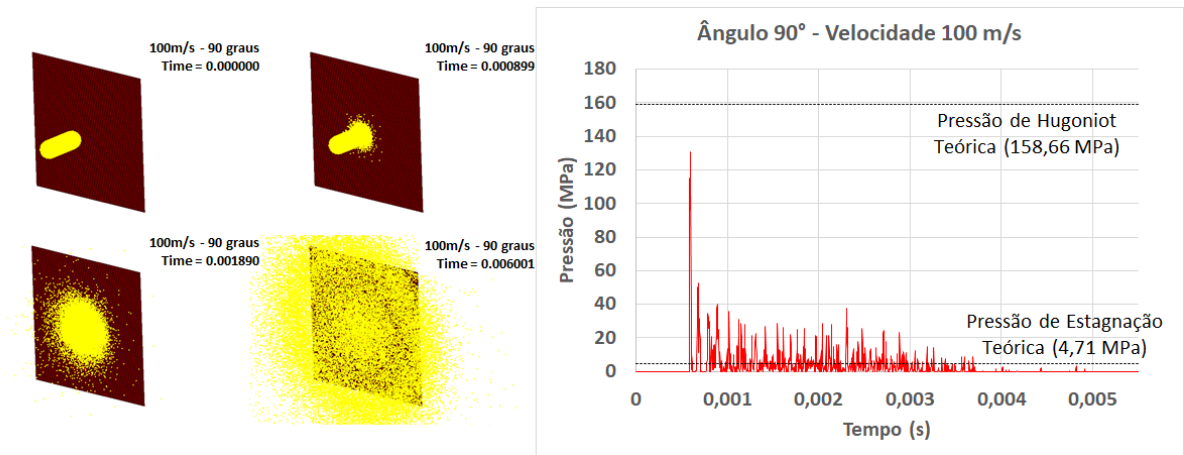


Figura 5-2: Resultados de Simulação – Ângulo 90° e Velocidade 100 m/s.

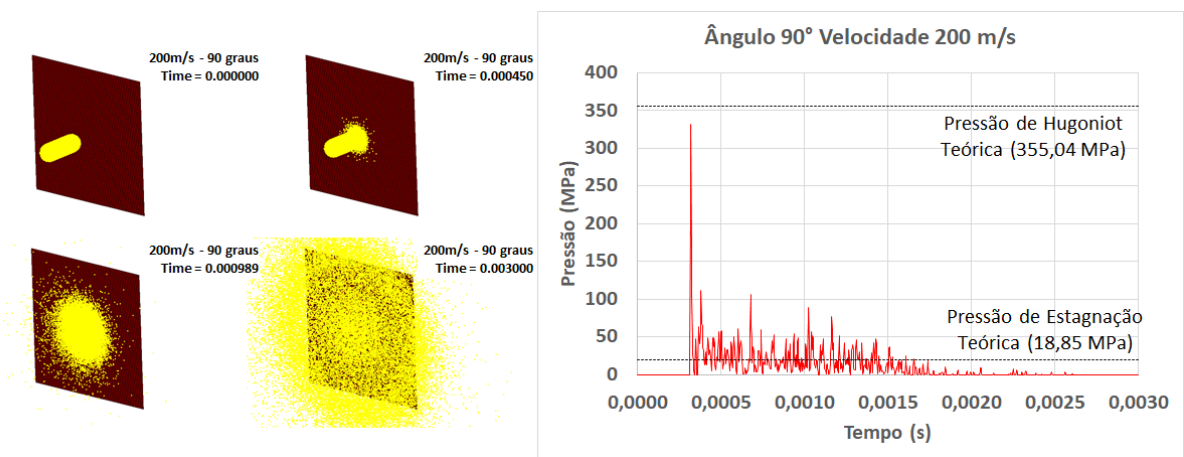


Figura 5-3: Resultados de Simulação – Ângulo 90° e Velocidade 200 m/s.

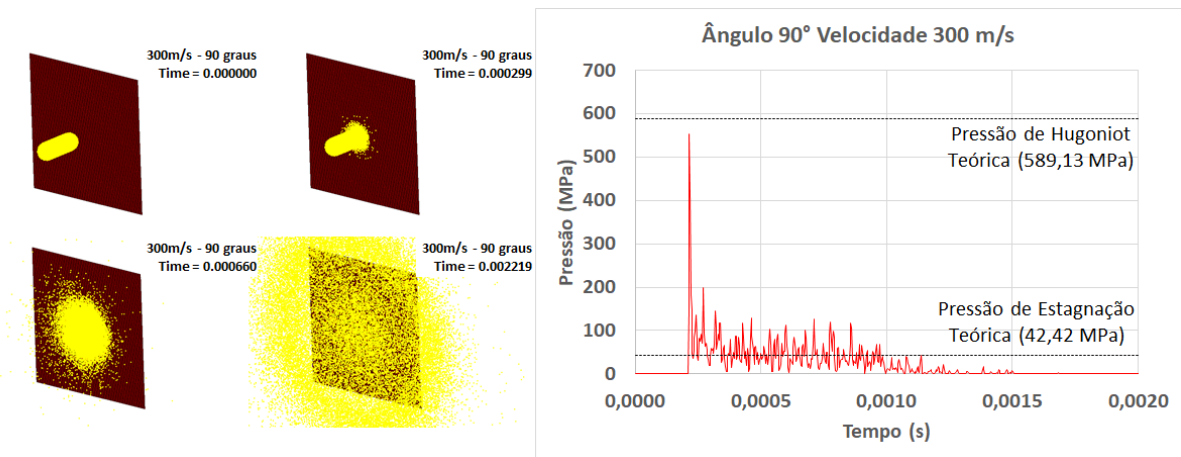


Figura 5-4: Resultados de Simulação – Ângulo 90° e Velocidade 300 m/s.

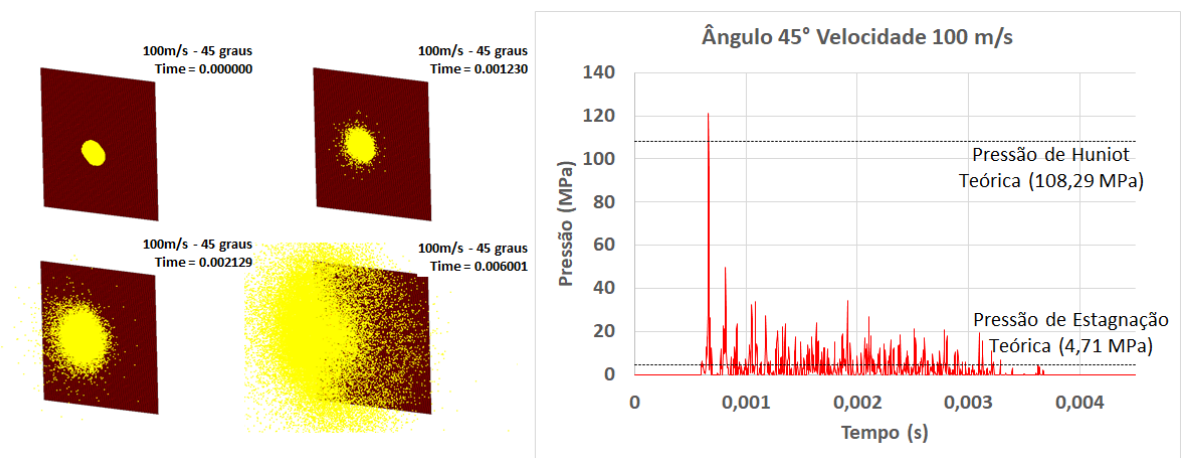


Figura 5-5: Resultados de Simulação – Ângulo 45° e Velocidade 100 m/s.

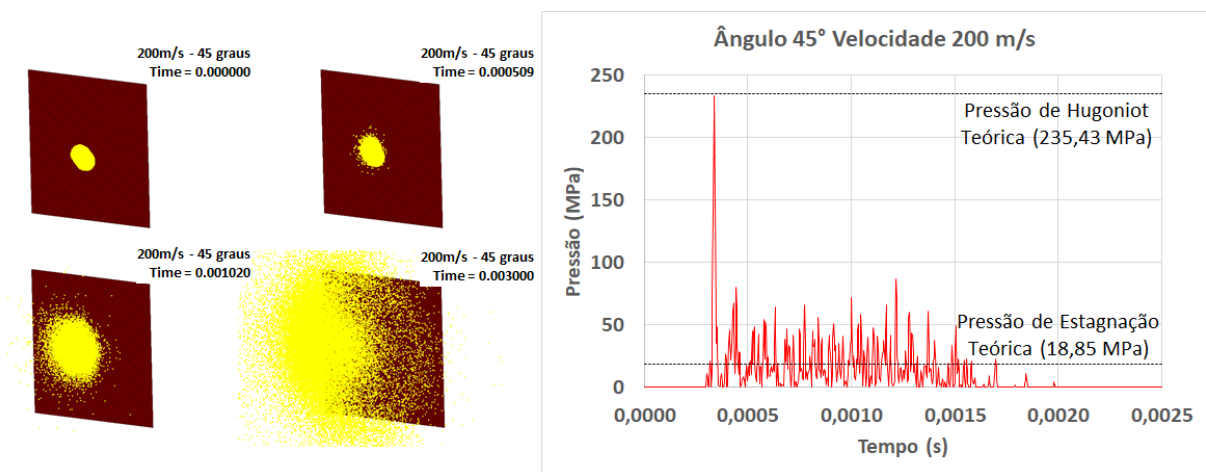


Figura 5-6: Resultados de Simulação – Ângulo 45° e Velocidade 200 m/s.

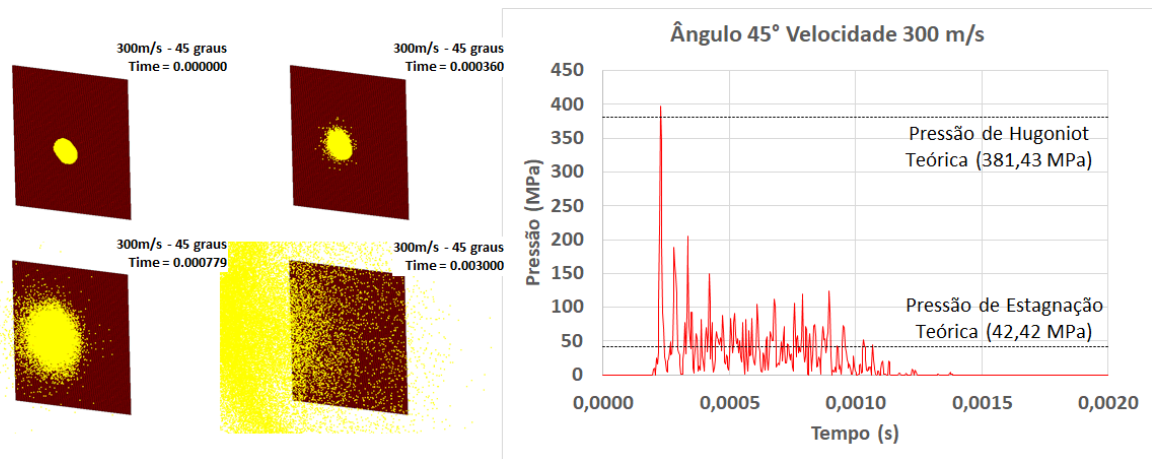


Figura 5-7: Resultados de Simulação – Ângulo 45° e Velocidade 300 m/s.

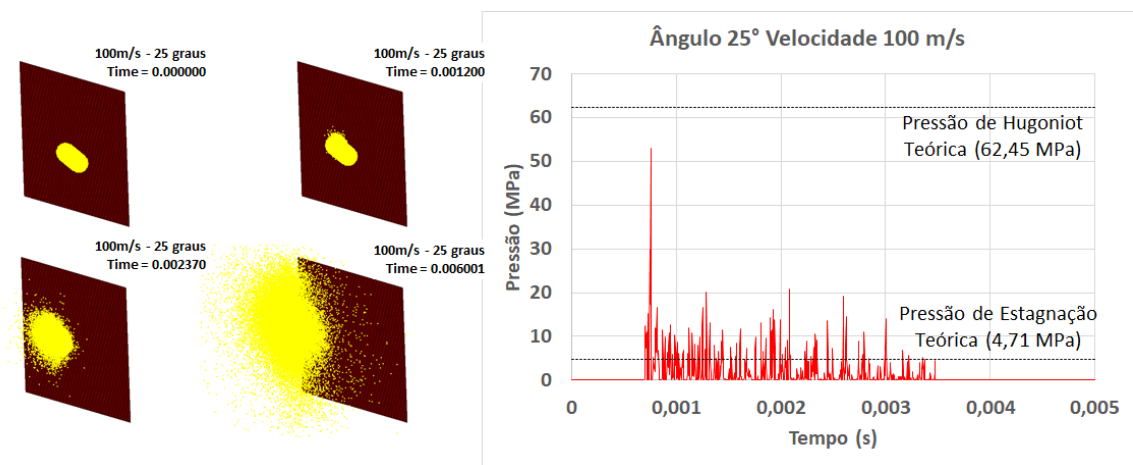


Figura 5-8: Resultados de Simulação – Ângulo 25° e Velocidade 100 m/s.

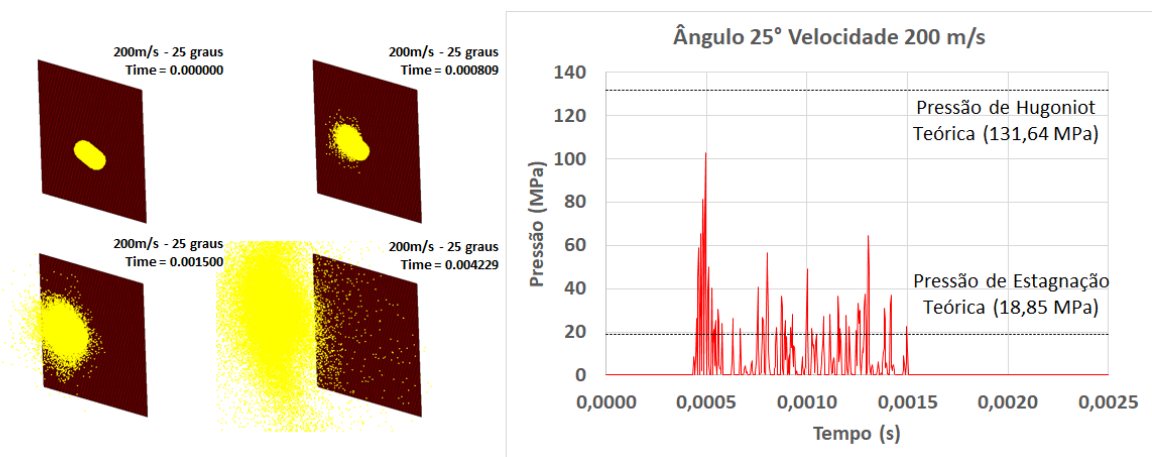


Figura 5-9: Resultados de Simulação – Ângulo 25° e Velocidade 200 m/s.

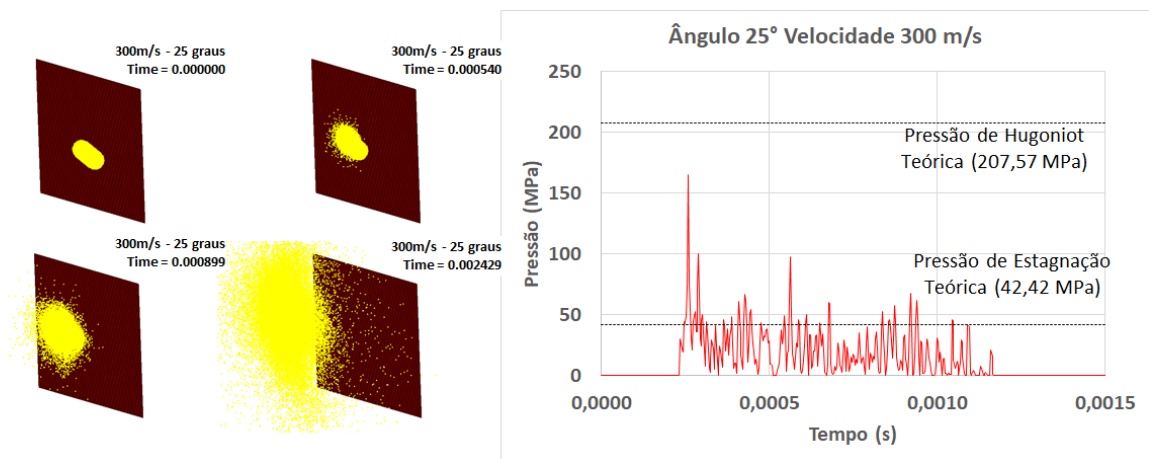


Figura 5-10: Resultados de Simulação – Ângulo 25° e Velocidade 300 m/s.

A Tabela 5-1 apresenta um resumo comparativo entre os dados constatados com o modelo EF e os valores obtidos com as Equações 3.36, 3.39 e 3.44.

Tabela 5-1: Comparativo de Resultados Obtidos nas Simulações e Valores Teóricos.

Ângulo de Impacto	Velocidade de Impacto (m/s)	Pressão de Hugoniot (MPa)		Pressão de Estagnação (MPa)		Força de Impacto (N)	
		Eq. 3.36	Simulação	Eq. 3.39	Simulação	Eq. 3.44	Simulação
25°	100	62,45	53,10	4,71	(-)	15411	38673
	200	131,64	102,84	18,85	(-)	61644	143091
	300	207,57	165,22	42,42	(-)	138700	302551
45°	100	108,29	121,14	4,71	(-)	33305	67282
	200	235,43	233,87	18,85	(-)	133220	238417
	300	381,43	397,69	42,42	(-)	299746	532227
90°	100	158,66	130,53	4,71	(-)	63207	113758
	200	355,04	331,44	18,85	(-)	252827	421963
	300	589,13	553,09	42,42	(-)	568860	867738

Os resultados mostram que os valores de Pressão de Hugoniot da simulação ficaram próximos aos do modelo teórico calculado com a Equação 3.36. Wilbeck (1978) havia constatado que os resultados obtidos com o modelo teórico ficaram acima dos encontrados durante o ensaio, como de fato ocorreu em algumas das simulações. Na Figura 5-2 a Figura 5-10 é possível identificar que os valores calculados para Pressão de Estagnação estão coerentes com os históricos de

pressões constatados durante as simulações. No caso da Força de Impacto, os valores da simulação são maiores do que os aqueles calculados com a Equação 3.44.

Tais constatações revelam que o modelo SPH proposto durante a validação resulta em valores de pressão coerentes e valores de força na superfície impactada maior do que aqueles estimados com um modelo teórico analítico validado por ensaio, levando a um resultado mais crítico do que de fato ocorre. Por este motivo, o modelo SPH proposto foi considerado validado.

5.2 Impacto de Pássaro no Bordo de Ataque

Uma vez validado o modelo EF para o pássaro na seção anterior, simulações de impacto de pássaro em um bordo de ataque são realizadas com objetivo de se obter uma configuração de asa que atendesse o requisito RBAC 25.571 (e). Para estas simulações, considera-se que o pássaro atinge a estrutura da aeronave em um ângulo de 90° (mais crítico, como indicam os resultados da seção anterior) e em um ponto central equidistante de duas nervuras do bordo de ataque, uma vez que este seria o ponto menos reforçado da estrutura e onde a flecha induzida pela força do impacto causaria a maior deformação no revestimento.

Durante as simulações, considera-se que a velocidade em que o impacto de pássaro ocorre é de 127,0 m/s, a mesma que ocorreria em um impacto com a RPA. Esta consideração é feita com o objetivo de se analisar impactos com energias cinéticas similares permitindo comparar a influência dos objetos impactantes nas mesmas condições.

A Figura 5-11 mostra as espessuras consideradas para cada estrutura do bordo de ataque na primeira simulação.

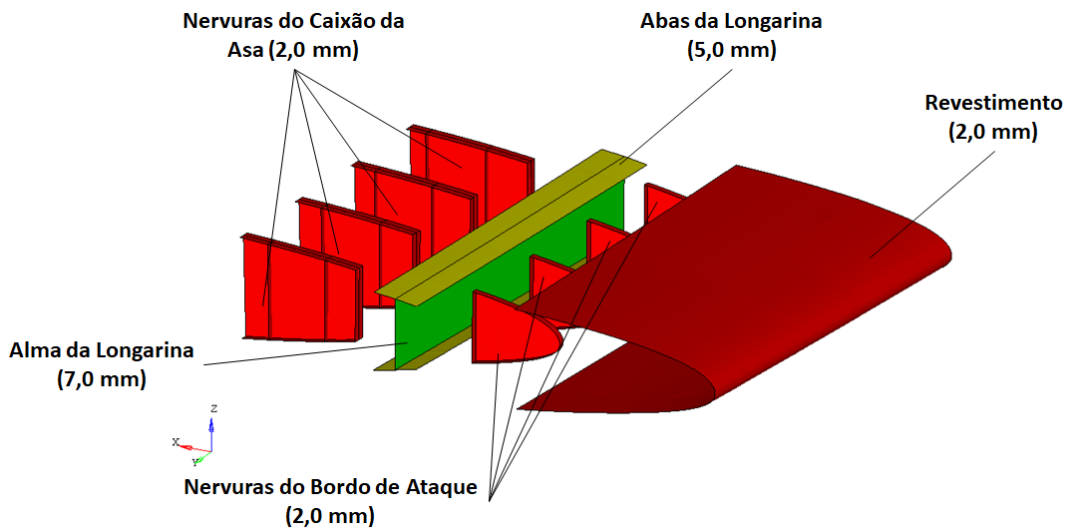


Figura 5-11: Espessura de Componentes do Bordo de Ataque.

Na simulação que utiliza a primeira configuração proposta para o bordo de ataque, o pássaro rompe o revestimento de 2,0 mm, como mostra a Figura 5-12. Uma vez rompido o revestimento, a longarina dianteira da aeronave fica exposta e poderia ser atingida por detritos. Caso estes detritos venham a romper a longarina, um vazamento de combustível poderia ocorrer durante o voo caracterizando uma situação de risco para o avião realizar o pouso. Assim sendo, com o objetivo de aumentar a resistência da estrutura e fazer com que o revestimento não sofra rompimento após o impacto, uma nova simulação é feita considerando uma espessura de 2,5 mm. Os resultados são mostrados na Figura 5-13.

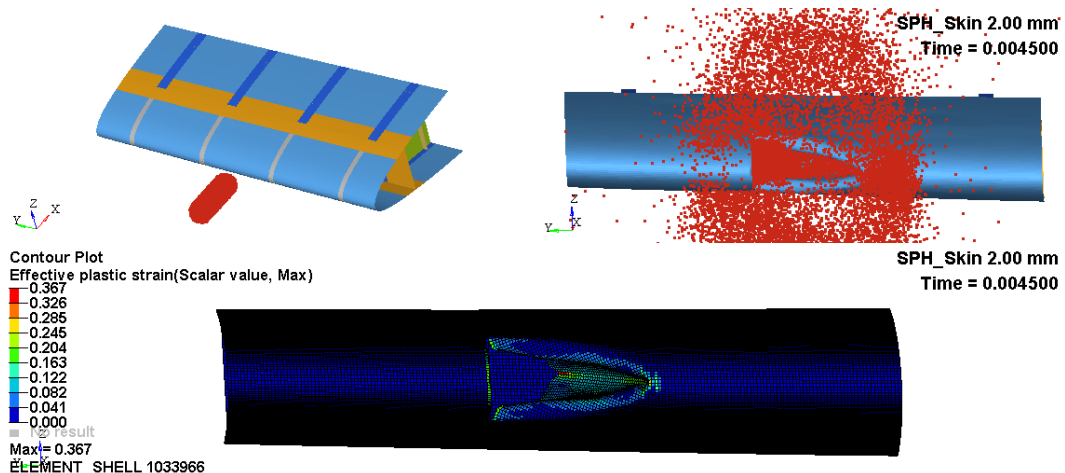


Figura 5-12: Simulação de Impacto de Pássaro – Revestimento com 2,0 mm.

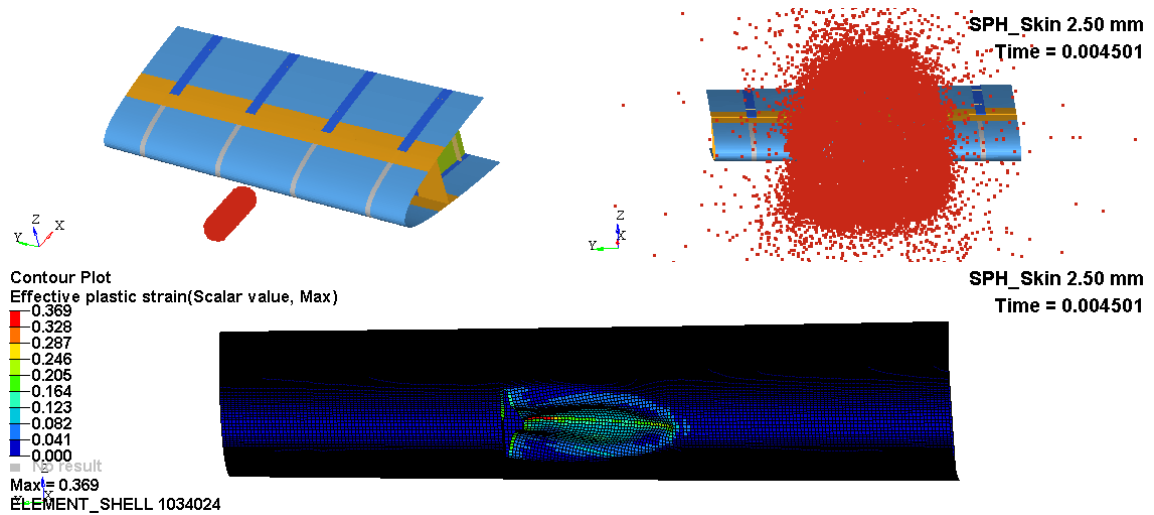


Figura 5-13: Simulação de Impacto de Pássaro – Revestimento com 2,5 mm.

Na segunda simulação, com a espessura de 2,5 mm para o revestimento, a ruptura da estrutura ocorre novamente. Uma terceira configuração então é testada considerando uma espessura de 3,0 mm para o revestimento. Os resultados são mostrados na Figura 5-14.

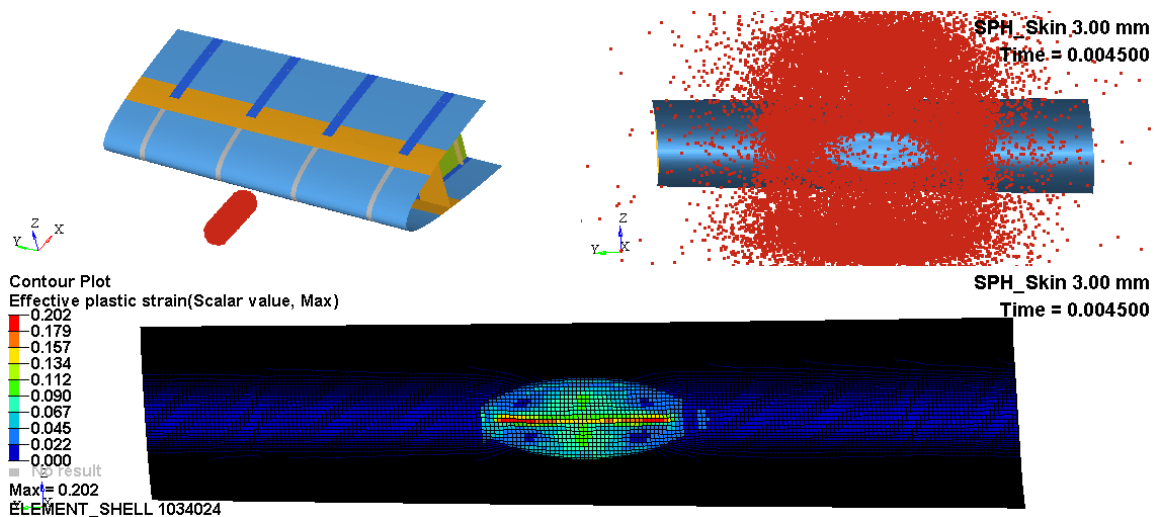


Figura 5-14: Simulação de Impacto de Pássaro – Revestimento com 3,0 mm.

Nesta última simulação, identifica-se uma deformação plástica efetiva de 20,2% no revestimento do bordo de ataque, como mostra a Figura 5-14. Uma vez que os demais componentes da asa não apresentaram ruptura durante esta última análise, foi considerado que o bordo de ataque com o revestimento com a espessura de 3,0 mm seria capaz de resistir ao impacto com um pássaro de 1,8 kg e atenderia ao requisito RBAC 25.571 (e).

6 SIMULAÇÕES COM IMPACTO DE RPA

Neste capítulo são apresentadas as simulações realizadas envolvendo impactos utilizando RPA. Primeiro, simulações de impacto envolvendo componentes isolados da RPA são realizadas com o objetivo de confrontar os resultados numéricos com dados obtidos em ensaios encontrados na literatura. Uma vez que é possível estabelecer uma correlação entre os resultados obtidos nas simulações realizadas no presente trabalho e os resultados dos ensaios, considera-se que o modelo dos componentes da RPA podem ser agrupados para representar o modelo completo da RPA. São feitas então simulações de impacto utilizando o modelo dos pequenos veículos aéreos contra o modelo EF do bordo de ataque fixo da asa. A partir destas simulações é feita uma comparação entre impactos envolvendo pássaros e RPAs, além de serem avaliadas propostas de reforços na estrutura da aeronave para que ela possa resistir ao impacto com a RPA.

6.1 Validação do Modelo EF para a RPA

Para validação de um modelo de RPA que possa ser utilizado na simulação de impacto contra o bordo de ataque, são realizadas simulações de impacto dos componentes mais rígidos da RPA (câmera, motores e bateria) contra placas planas de alumínio. Os resultados numéricos obtidos são avaliados e os modelos dos componentes são ajustados até que os valores obtidos nas simulações fiquem próximos aos registrados em ensaios balísticos realizados em Olivares *et al.* (2017a). A Tabela 6-1 mostra as configurações ensaiadas com os testes balísticos realizados em Olivares *et al.* (2017a) e os resultados obtidos durante o ensaio.

Tabela 6-1: Matriz de Ensaio dos Componentes. Adaptado de Olivares *et al.* (2017a)

Componente	Chapa	Espessura (mm)	Velocidade de impacto (m/s)	Massa (g)	Energia de Impacto (J)	Houve Penetração no Painel?	Carga de Pico (N)	Máxima Deflexão (mm)
Bateria	Alumínio 2024-T3	1,60	127,7	343,1	2798,1	Não	92483	47,8
Bateria	Alumínio 2024-T3	6,35	131,7	350,0	3035,1	Não	123892	19,6
Bateria	Alumínio 2024-T3	3,18	49,7	344,1	424,7	Não	48170	14,5
Motor	Alumínio 2024-T3	1,60	128,3	50,7	417,7	Sim	16160	n/a
Motor	Alumínio 2024-T3	6,35	136,2	51,0	473,2	Não	58703	7,9
Câmera	Alumínio 2024-T3	1,60	129,2	52,6	439,1	Não	31142	18,5

A *American Society of Mechanical Engineers* (ASME) sugere em seu guia para verificação e validação de um modelo computacional (ASME, 2006) que uma análise de sensibilidade seja feita para investigar a influência de determinados parâmetros de entrada nos resultados de uma simulação. Com este objetivo, durante a validação dos modelos da RPA, diferentes tamanhos de malha são utilizados para modelar a placa de alumínio a ser atingida pelos componentes do veículo remotamente controlado. A Figura 6-1 mostra o tamanho dos elementos considerados nas malhas.

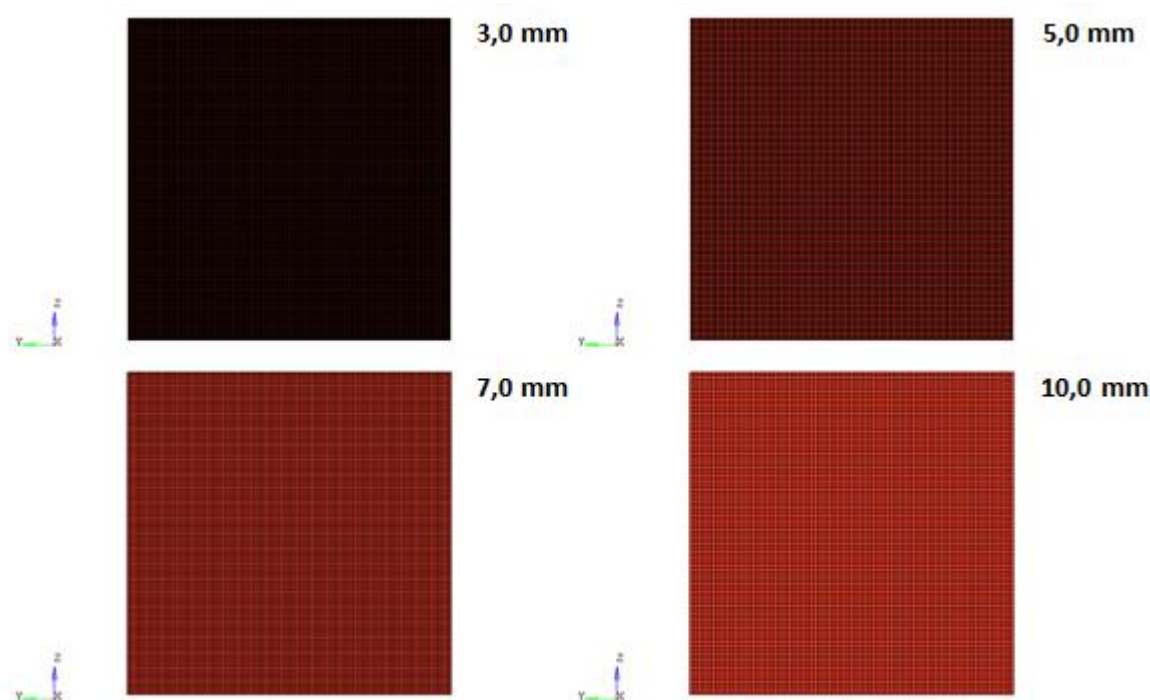


Figura 6-1: Tamanhos de Malha Considerados para a Placa de Alumínio.

Os resultados obtidos com as simulações para os diferentes tamanhos de malha são comparados com os valores obtidos no ensaio balístico mostrados na Tabela 6-1. Dentre os fatores avaliados destacam-se a ocorrência ou não de penetração na placa de alumínio, o valor máximo de carga infligido pelo impacto do componente da RPA e a máxima deflexão registrada na placa.

As Figura 6-2 a Figura 6-7 mostram os resultados obtidos durante as simulações e a força registrada na placa de alumínio ao longo de cada impacto.

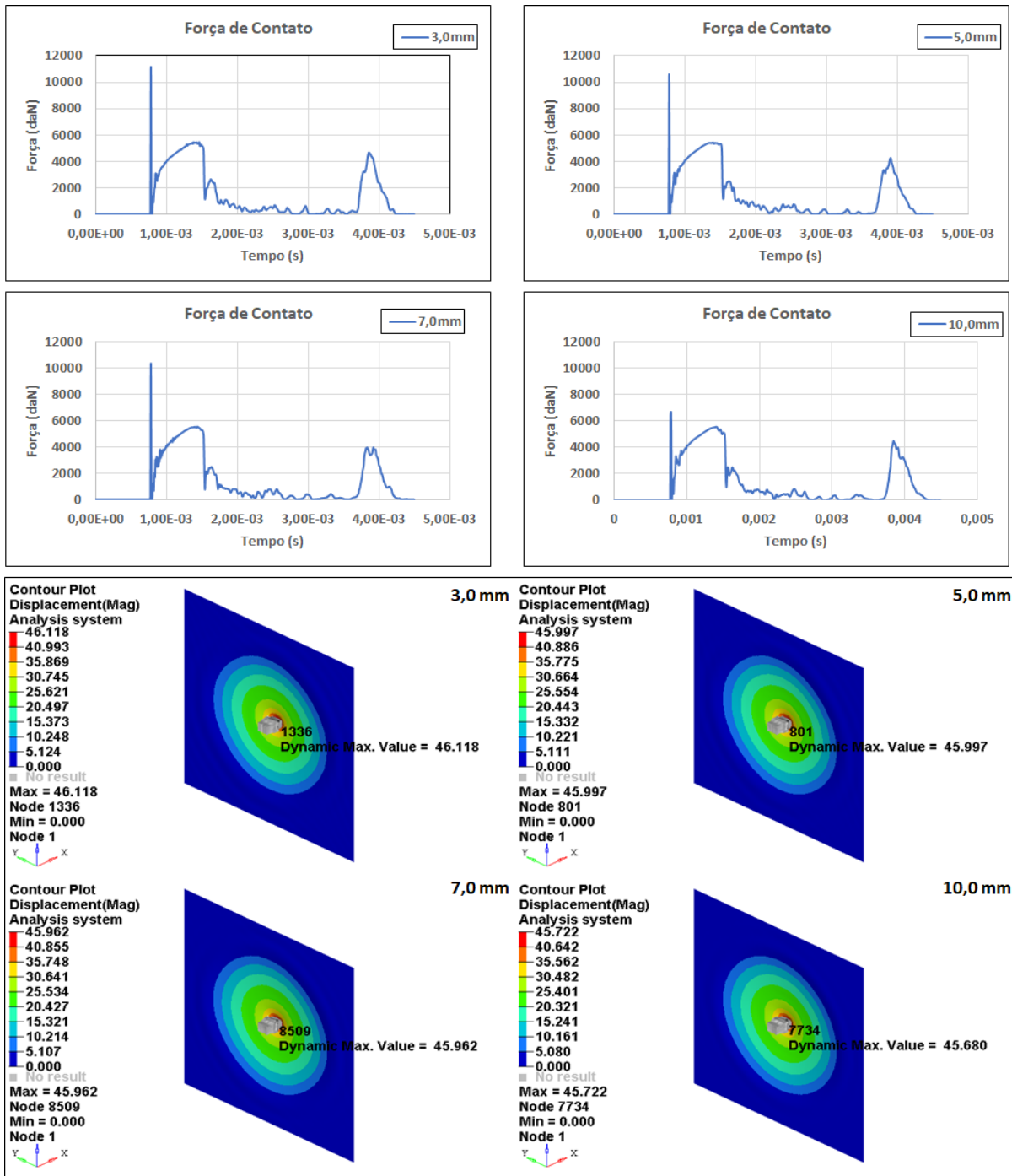


Figura 6-2: Bateria – Alumínio 1,60 mm.

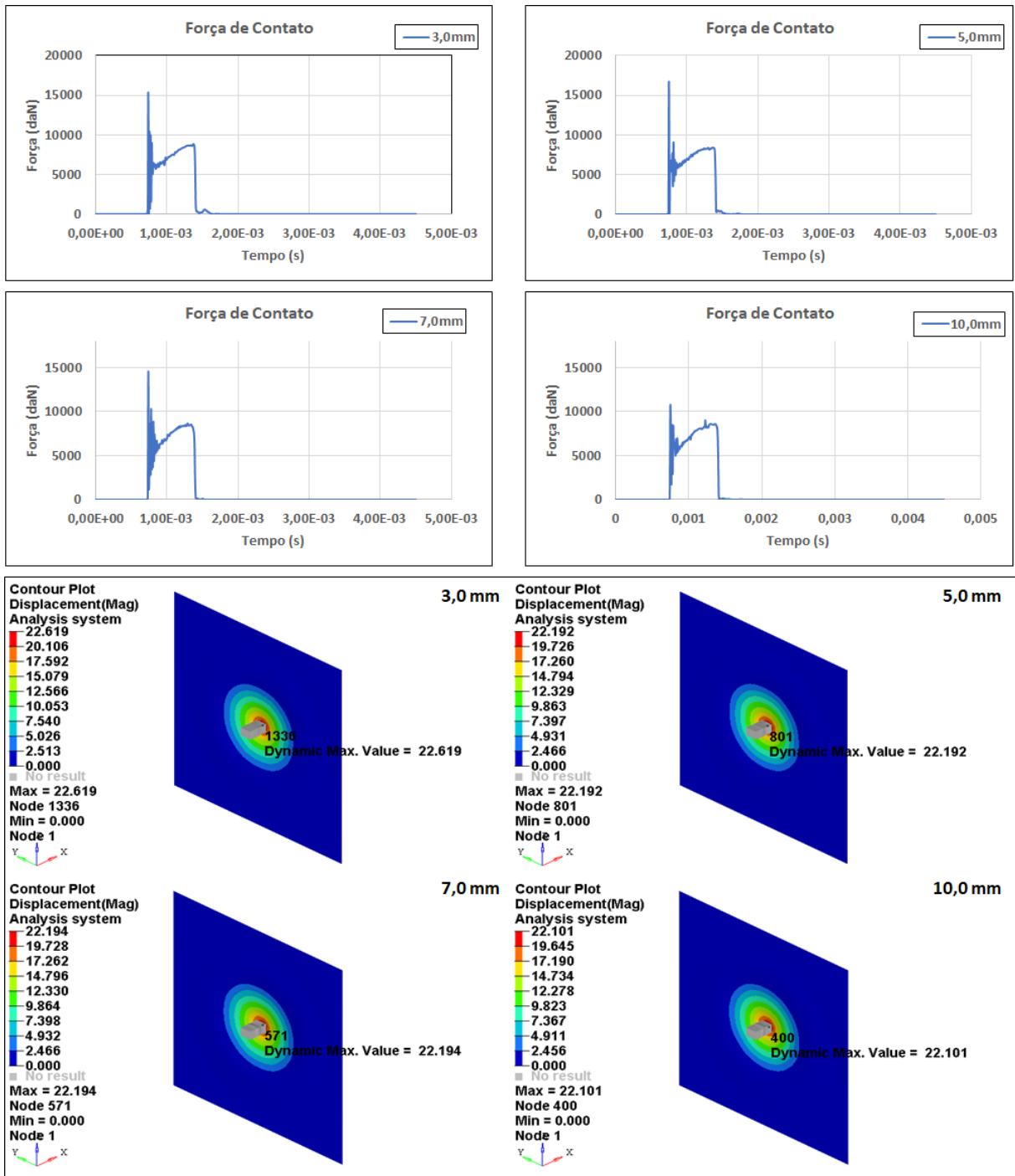


Figura 6-3: Bateria – Alumínio 6,35 mm.

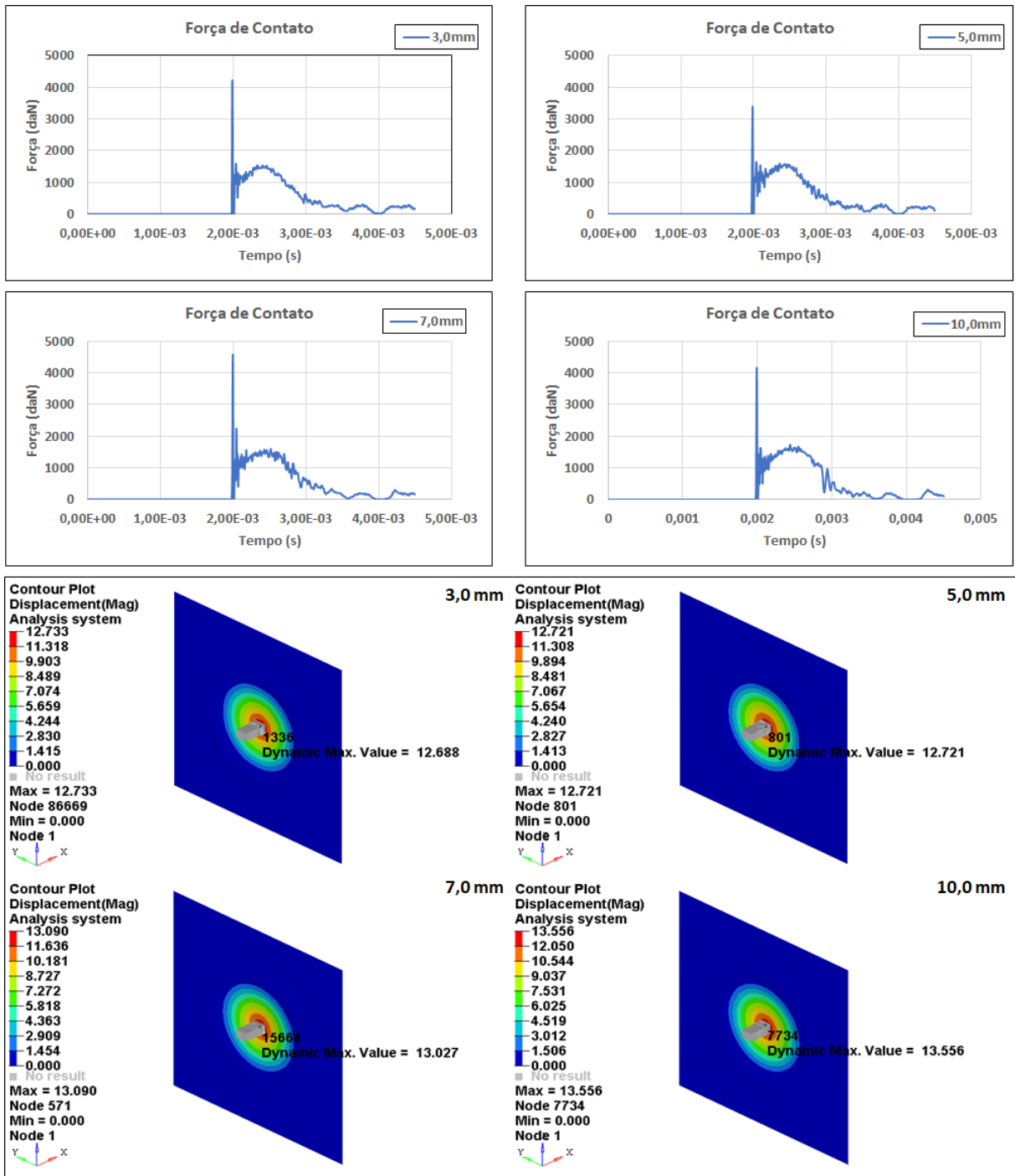


Figura 6-4: Bateria – Alumínio 3,18 mm.

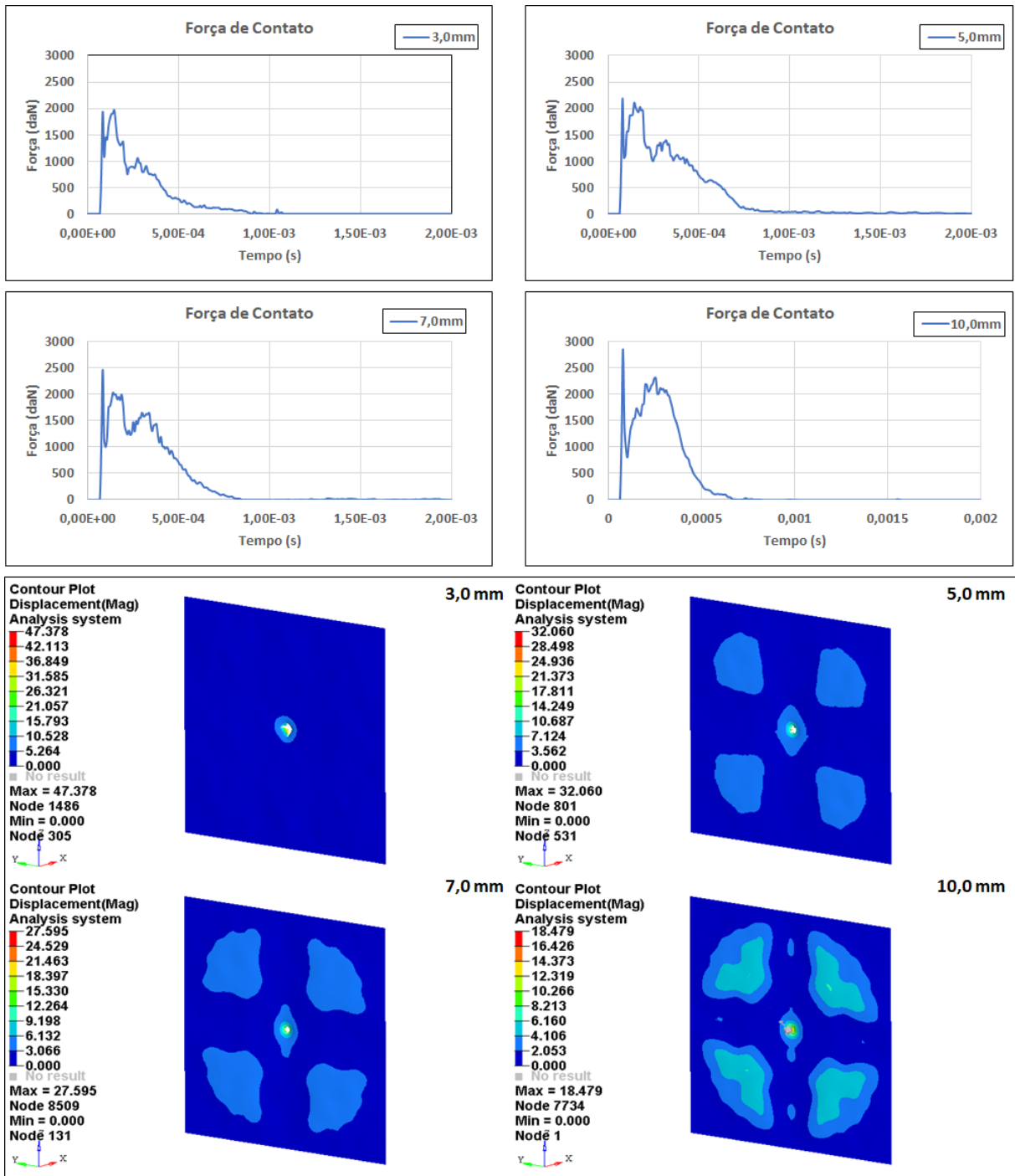


Figura 6-5: Motor – Alumínio 1,60 mm.

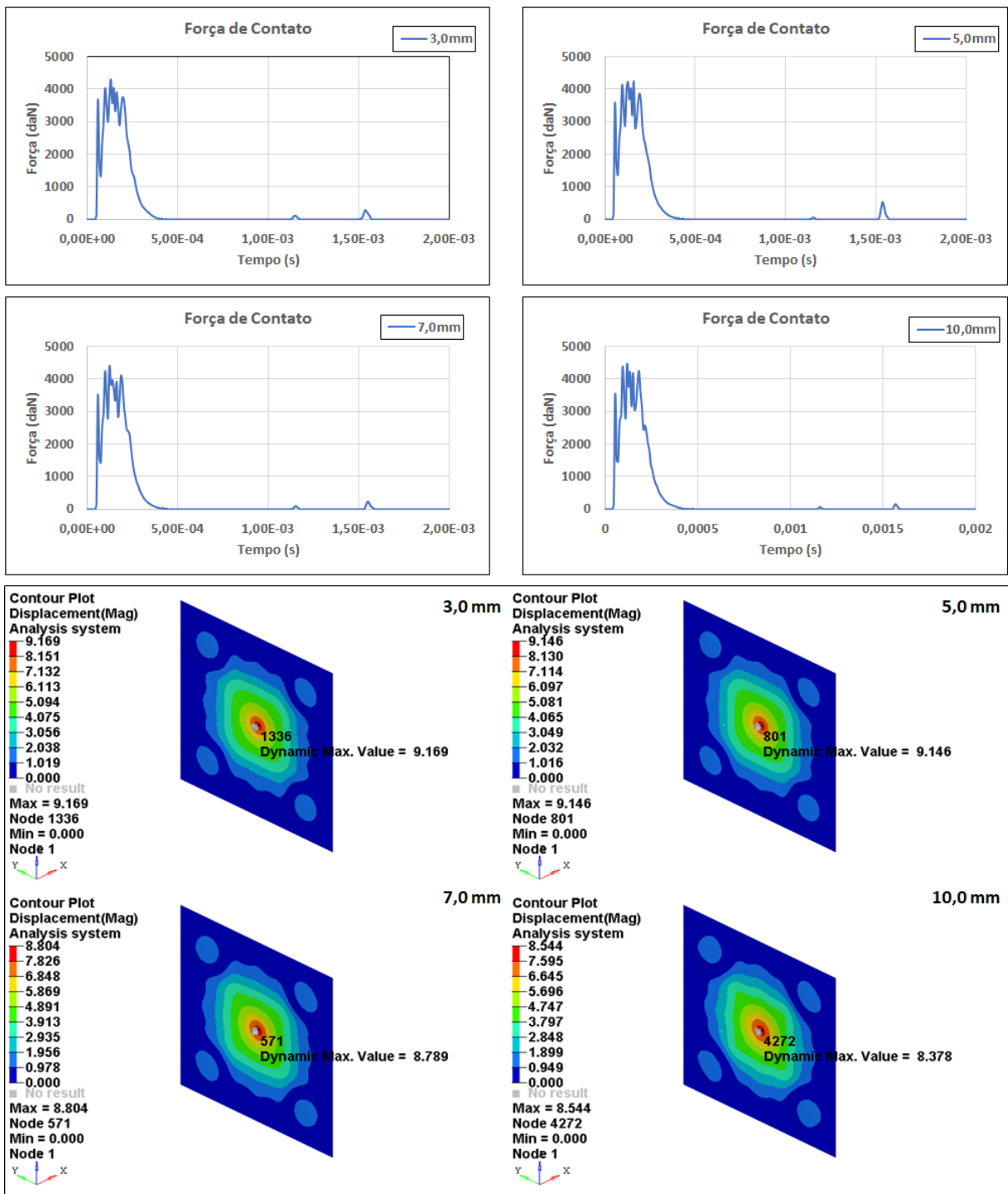


Figura 6-6: Motor – Alumínio 6,35 mm.

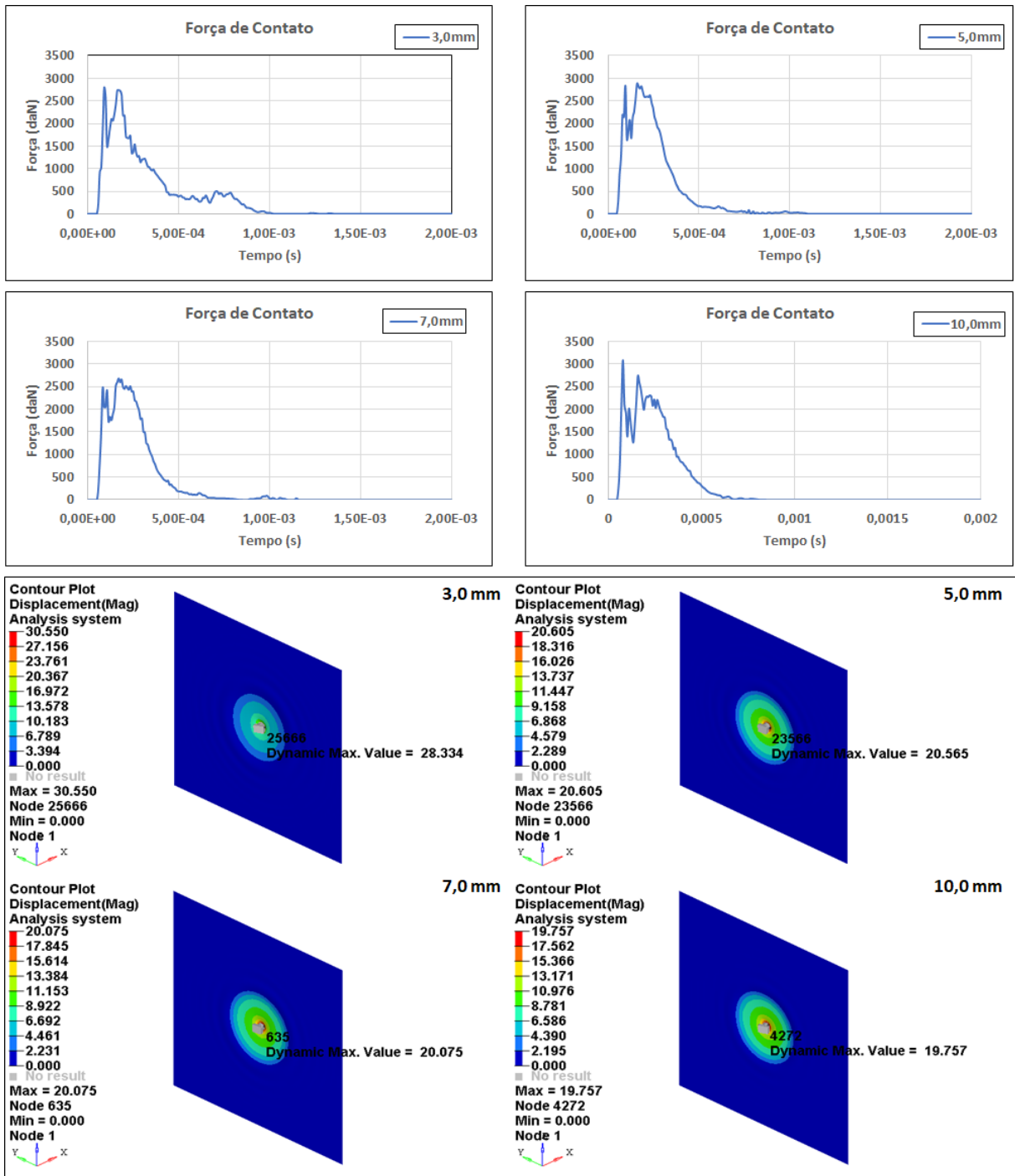


Figura 6-7: Câmera – Alumínio 1,60 mm.

A Figura 6-8 e a Figura 6-9 apresentam os gráficos com os comparativos dos resultados das simulações e do ensaios balísticos.

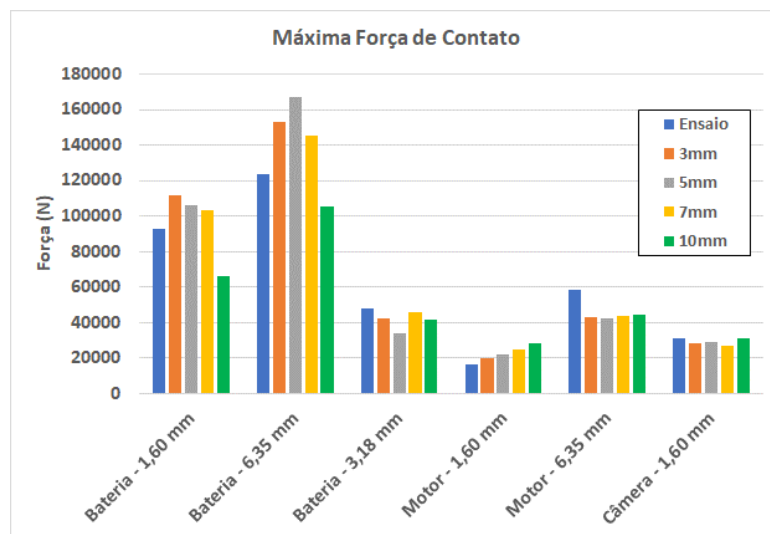


Figura 6-8: Comparativo da Máxima Força de Contato.

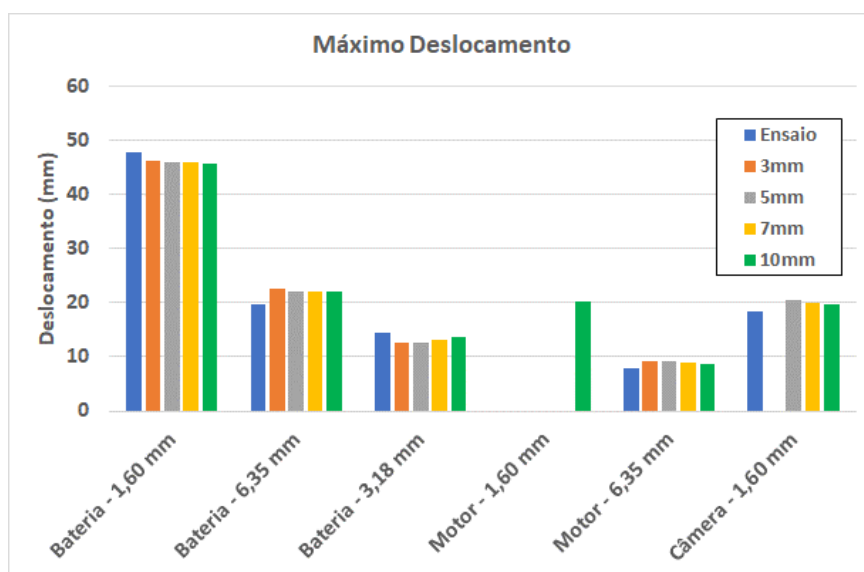


Figura 6-9: Comparativo do Máximo Deslocamento.

Os resultados apresentados na Figura 6-8 mostram que a máxima Força de Contato registrada durante as simulações varia bastante com a utilização de malhas de diferentes tamanhos. Em quase todas as configurações a malha com elementos de 10,0 mm registrou um pico de carga inferior ao registrado durante o ensaio, exceção feita para a simulação em que o motor impacta

a chapa de alumínio com 1,60 mm de espessura. Por este motivo, a utilização da malha de 10,0 mm foi descartada para as análises subsequentes.

Para os demais tamanhos de elemento identifica-se que dependendo da configuração ensaiada, ou todas as malhas resultaram em um pico de carga maior do que o registrado no ensaio ou todas apresentam um pico de carga inferior ao computado no teste balístico. Como esperado, as simulações com a malha de elementos com 7,0 mm foram solucionadas em um tempo sensivelmente inferior que as demais, resultando em valores de carga mais próximos aos do ensaio em 4 das 6 configurações ensaiadas.

A Figura 6-9 mostra que o máximo deslocamento constatado na placa de alumínio não varia tanto com o tamanho da malha como ocorre quando a comparação é feita com pico de força identificado. O maior erro identificado mais uma vez ocorre na simulação com a malha de elementos de 10,0 mm que foi incapaz de identificar a penetração do motor na placa de alumínio com espessura de 1,60 mm, reforçando a inviabilidade da utilização deste tamanho de malha para as simulações desenvolvidas no trabalho.

Considerando que a malha de 7,0 mm apresentou valor máximo de carga mais próximo do registrado no ensaio para quatro das seis configurações analisadas e valor máximo de deflexão mais próximo ao do teste balístico em três das seis configurações consideradas, considera-se que este tamanho de elemento é suficiente para descrever o comportamento da estrutura da aeronave quando impactada pela RPA. As simulações com a malha de elementos com 7,0 mm também foram capazes de reproduzir a penetração do motor na chapa de 1,60 mm, além de serem as que levaram menos tempo para serem finalizadas, sendo este mais um motivo para a sua utilização. Um estudo dedicado para a sensibilidade da malha temporal não foi feito, pois o *passo de tempo* (Δt) utilizado nas análises foi o maior valor possível permitido, calculado a partir do comprimento do menor elemento da malha EF.

As discrepâncias constatadas entre as simulações e os resultados obtidos nos testes em Olivares *et al.* (2017a) podem ter ocorrido por diferentes motivos. Possivelmente, as condições de contorno diferentes entre o modelo EF e *setup* do teste balístico podem ter influenciado no resultado: enquanto os nós das extremidades da placa foram engastados durante as simulações,

no ensaio a placa de alumínio foi presa sendo parafusada e “sanduichada” por duas estruturas de aço. Além disso, simplificações feitas no modelo da bateria (que não considera o invólucro de plástico utilizada durante o ensaio) e da câmera (cuja geometria interna foi considerada homogênea) podem ter induzido resultados diferentes aos constatados em Olivares *et al.* (2017a). Ainda assim, considerou-se que as simulações apresentaram uma correlação razoável com os dados experimentais, permitindo a utilização do modelo dos componentes no modelo da RPA completo.

6.2 Impacto de RPA no Bordo de Ataque

Uma vez validado o modelo EF para a RPA na seção anterior, simulações com o impacto de RPA em um bordo de ataque são realizadas com o objetivo de comparar a severidade deste tipo de ocorrência com o impacto de pássaro utilizado atualmente para o dimensionamento das aeronaves. A hipótese considerada é a de que os danos causados pelos pequenos veículos aéreos são maiores do que os infligidos pelo impacto com os animais devido a maior rigidez dos componentes da RPA.

Segundo consta na especificação do quadricóptero DJI Phantom 3 Standard (DJI, 2020), a massa da RPA selecionada é de 1,2 kg. Este valor é inferior a massa de 1,8 kg para o pássaro utilizado nas simulações de impacto do capítulo 5. Com o objetivo de comparar objetos de massas similares e, conseqüentemente, considerar energias cinéticas equivalentes nos impactos simulados, as massas dos componentes da RPA no modelo EF completo são multiplicadas por 1,5 de forma que a massa do modelo do veículo seja de 1,8 kg.

Assim como nas simulações com o pássaro, a velocidade de impacto considerada para as simulações do impacto com RPA é de 127,0 m/s (250 nós). Este valor é calculado a partir da diferença entre a máxima velocidade que as RPAs mais modernas do tipo quadricóptero podem atingir (20 m/s) e a máxima velocidade que o parágrafo 5-3-8-j.2(a) da *Aeronautical Information Manual* (2017) estabelece para a fase de *holding* em um voo abaixo de 6000 pés, ou seja, 200 KIAS que equivale aproximadamente a velocidade verdadeira 208 nós ou 107,0 m/s.

6.2.1 Posicionamento da RPA

As primeiras simulações de impacto de RPA realizadas no presente trabalho visam identificar qual a orientação do veículo causaria um dano maior na estrutura do bordo de ataque. São selecionadas cinco posições diferentes, nas quais a orientação do veículo varia de 0° a 90° , conforme mostra a Figura 6-10. Todas as simulações consideram que a RPA impacta o revestimento em uma região central entre duas nervuras do bordo de ataque. Meng *et al.* (2019) e Olivares *et al.* (2018a) mostraram que nesta posição o revestimento absorve a maior parte da energia do impacto, fazendo com que as chances da RPA perfurar a estrutura e possivelmente atingir a longarina dianteira sejam maiores. Os mesmos estudos indicam que quando o impacto ocorre em cima da nervura do bordo de ataque a possibilidade de penetração é menor, ou seja, ela é menos crítica.

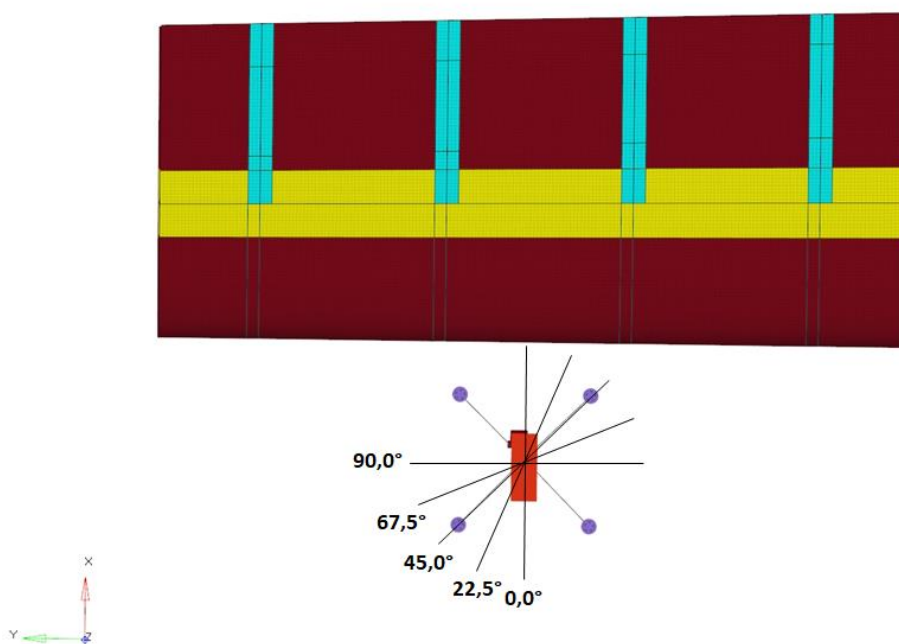


Figura 6-10: Posição da RPA.

A Figura 6-11 mostra os resultados do impacto da RPA no bordo de ataque para cada uma das cinco orientações indicadas. É possível identificar na figura que a simulação com a RPA a $0,0^\circ$ provoca uma ruptura maior no revestimento que chega a aproximadamente 126 mm, como mostrado mais detalhadamente na Figura 6-12. Este é um indicativo de que o impacto com a posição da RPA a $0,0^\circ$ é o mais crítico.

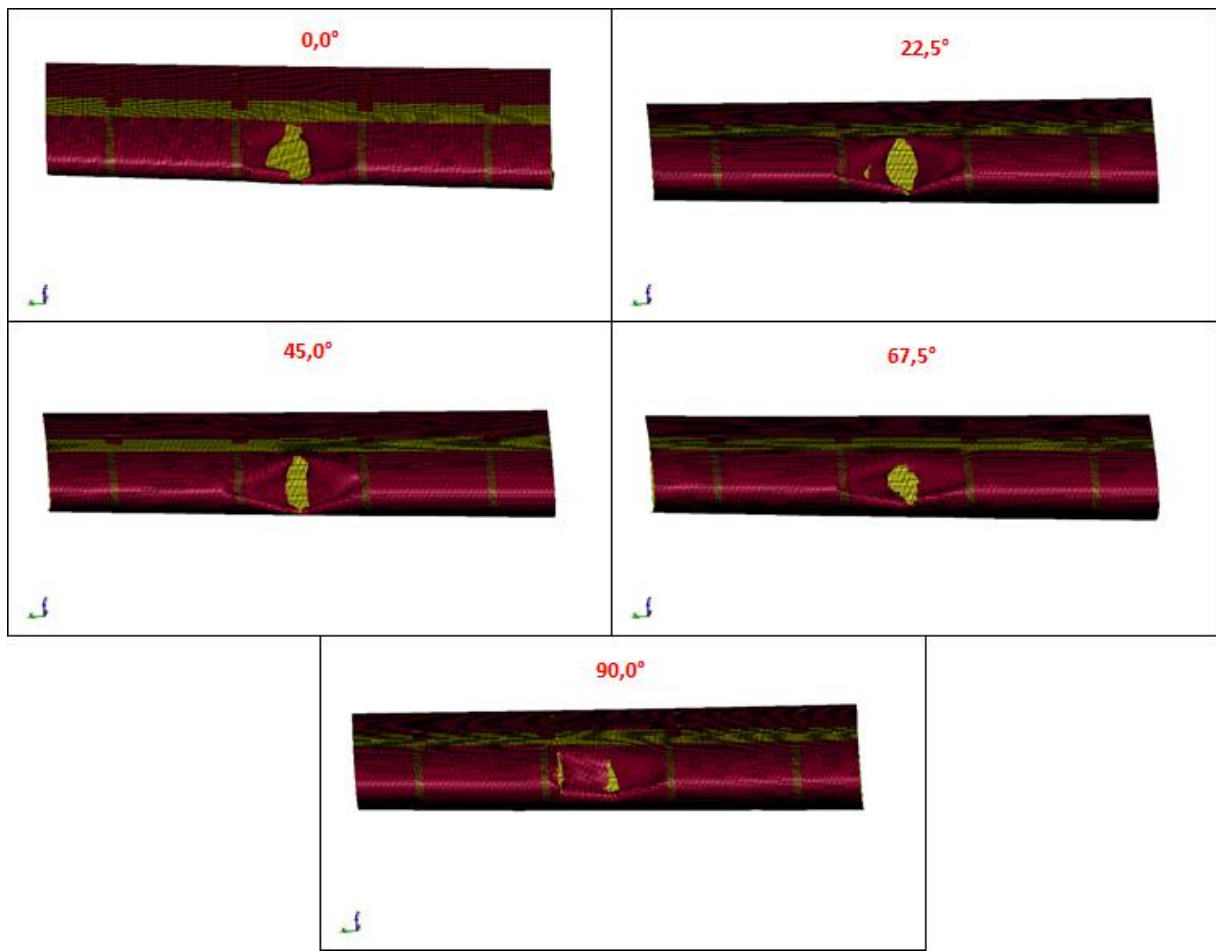


Figura 6-11: Impacto da RPA com Variação do Ângulo de Rotação.

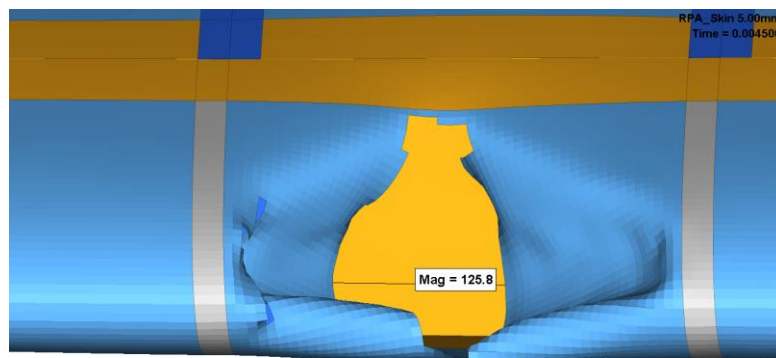


Figura 6-12: Ruptura no Revestimento com a RPA a 0,0° (Medidas em mm).

Outra constatação que indica a maior criticidade do impacto da RPA na posição de 0,0° é a energia de impacto absorvida pela longarina durante a simulação, conforme mostra a Figura 6-13. O pico de energia é maior para a simulação citada principalmente devido à exposição da longarina aos destroços da RPA após a maior ruptura detectada no revestimento.

Por ser a condição mais crítica, a posição da RPA a 0,0° é selecionada para continuar sendo empregada nas simulações subsequentes do trabalho.

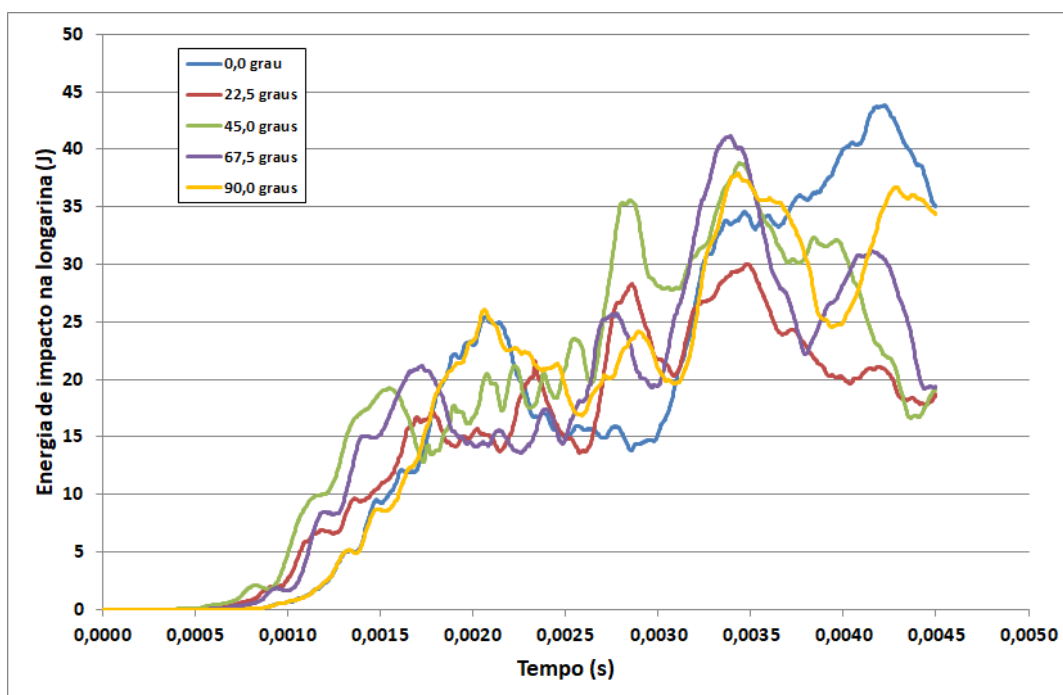


Figura 6-13: Energia de Impacto na Longarina para as Diferentes Simulações.

6.2.2 Comparação Impacto de Pássaro x Impacto de RPA

Na seção 5.2 foram apresentadas as análises de impacto de pássaro no bordo de ataque e constatou-se que na configuração que utiliza um revestimento com 3,0 mm de espessura não ocorre ruptura em nenhum dos componentes da aeronave. Na seção 6.2.1, este mesmo modelo EF do bordo ataque foi utilizado em simulações de impacto envolvendo a RPA e para todas as

posições avaliadas detectou-se ruptura no revestimento conforme mostra a Figura 6-11. Esta constatação evidencia um cenário crítico uma vez que a ruptura do revestimento expõe a longarina da asa aos destroços da RPA.

A Figura 6-14 mostra a deformação plástica efetiva (com os mesmos valores de escala, à esquerda) para as simulações de impacto de pássaro e RPA, bem como o destaque da região deformada (à direita) em ambas as simulações. Enquanto o pássaro provocou um amassamento em uma região extensa do revestimento, a RPA foi capaz de perfurar a estrutura, provocando rupturas em diferentes locais.

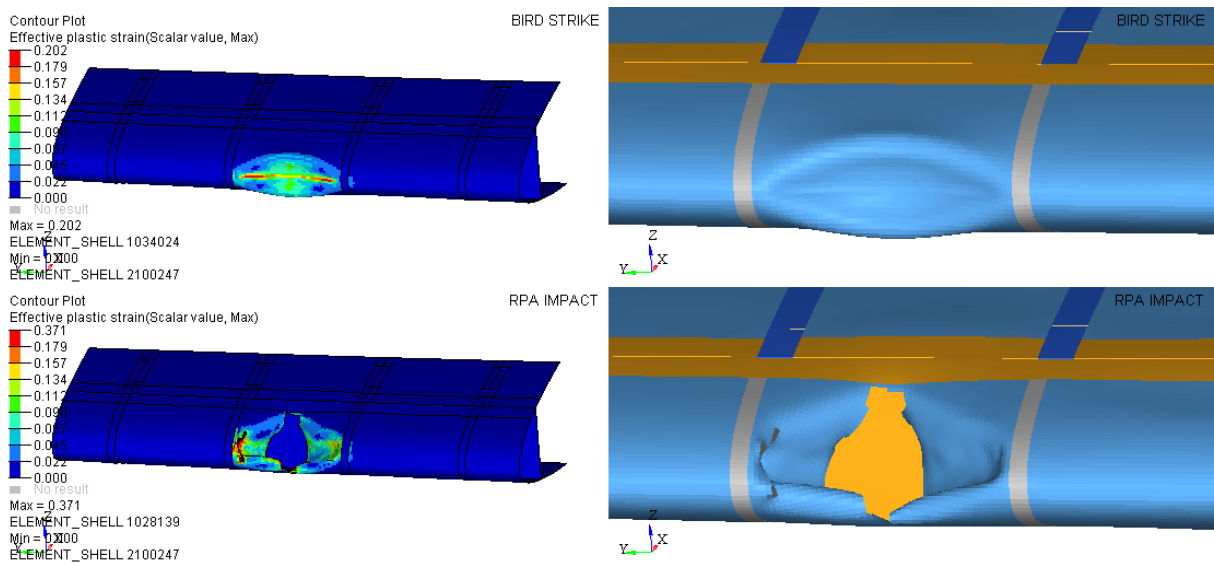


Figura 6-14: Impacto de Pássaro x Impacto de RPA.

Apesar da maior criticidade do impacto envolvendo a RPA, a força de contato constatada durante a simulação e o impulso gerado não são necessariamente maiores neste caso, conforme mostram Figura 6-15 e Figura 6-16. Conforme é possível constatar nas curvas de força de contato, para a simulação com a RPA são detectados dois picos de curta duração, os quais correspondem ao impacto dos motores e da bateria, respectivamente. Já na simulação envolvendo o pássaro é constatada uma força de contato que ocorre durante um período de tempo maior, proveniente da distribuição do contato com a deformação excessiva do modelo do pássaro.

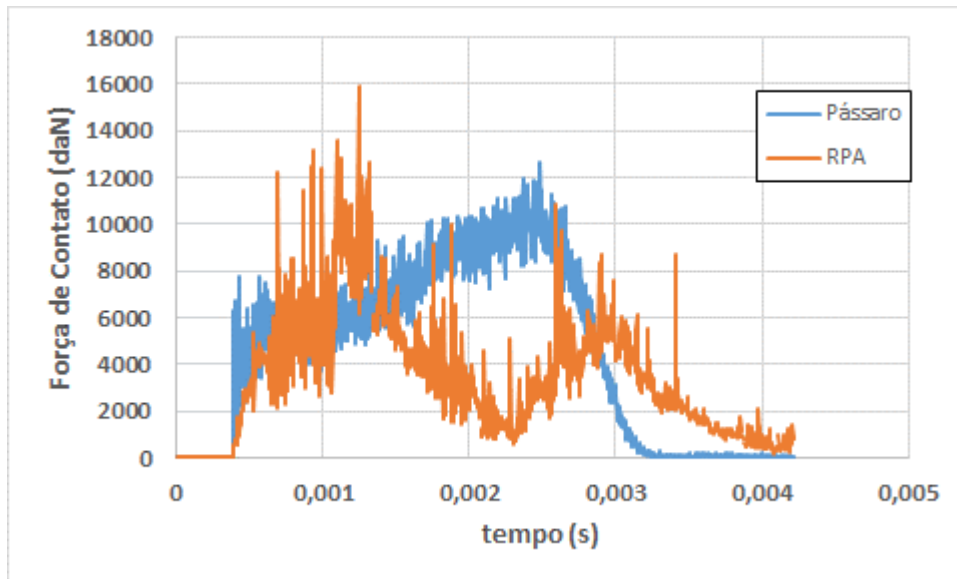


Figura 6-15: Força de Contato Pássaro x RPA.

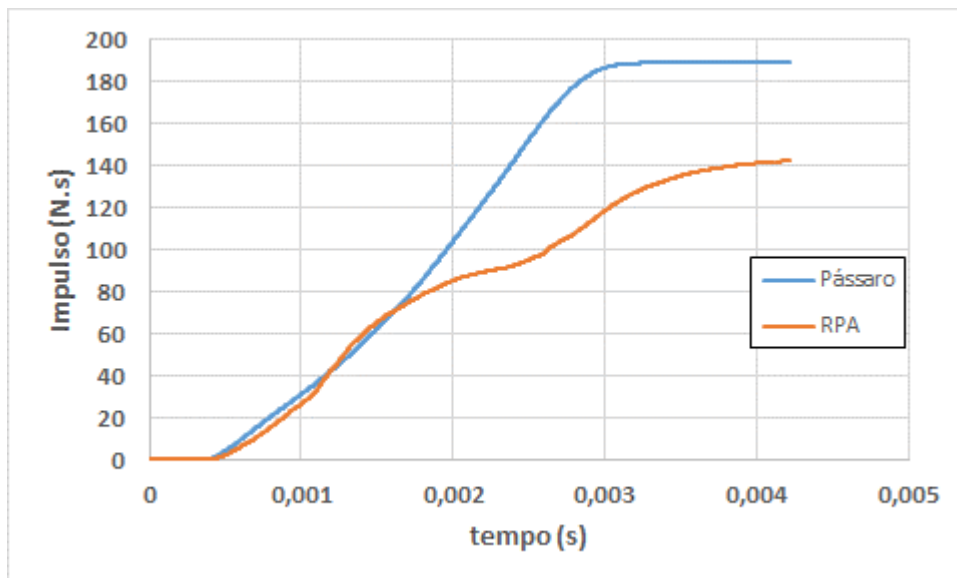


Figura 6-16: Impulso Pássaro x RPA.

A Figura 6-17 e a Figura 6-18 mostram os históricos de energia interna e cinética, respectivamente, durante as simulações de impacto em questão. O aumento das energias internas tanto do bordo de ataque da asa quanto do projétil são significativamente maiores durante a simulação envolvendo a RPA (em azul) devido à deformação dos elementos Lagrangianos. Enquanto na simulação envolvendo o impacto de pássaro a energia interna do

bordo chega próximo a 3000 J, no impacto de RPA a energia fica aproximadamente em 6000 J, revelando que nesta simulação a estrutura da aeronave se deforma mais. Já na simulação com o impacto de pássaro, a deformação do projétil é representada pela dispersão das partículas SPH que são refletidas quando atingem o revestimento do bordo de ataque. Ao serem refletidas, as partículas conservam grande parte da sua energia cinética, diferente do que ocorre com os elementos Lagrangianos da RPA.

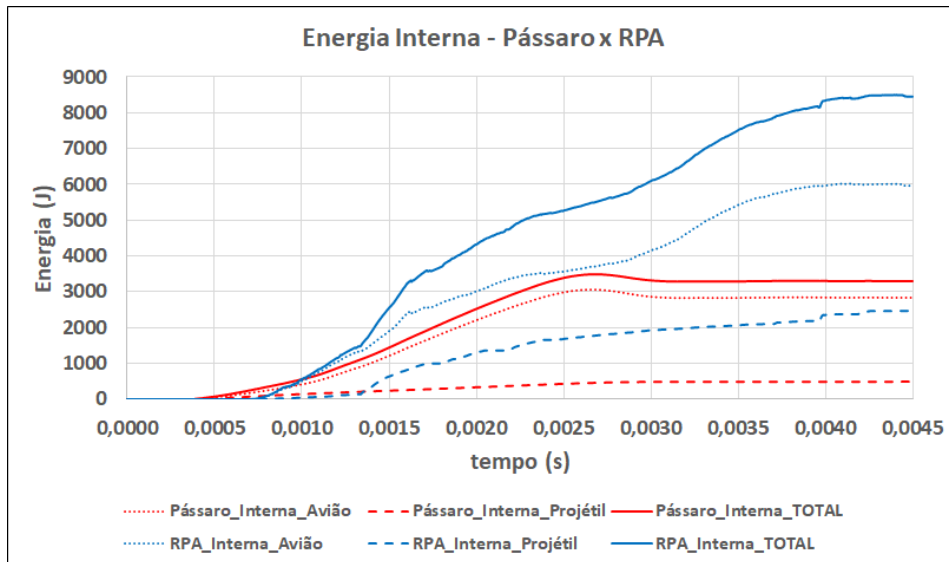


Figura 6-17: Energias Internas das Simulações de Impacto Pássaro x RPA.

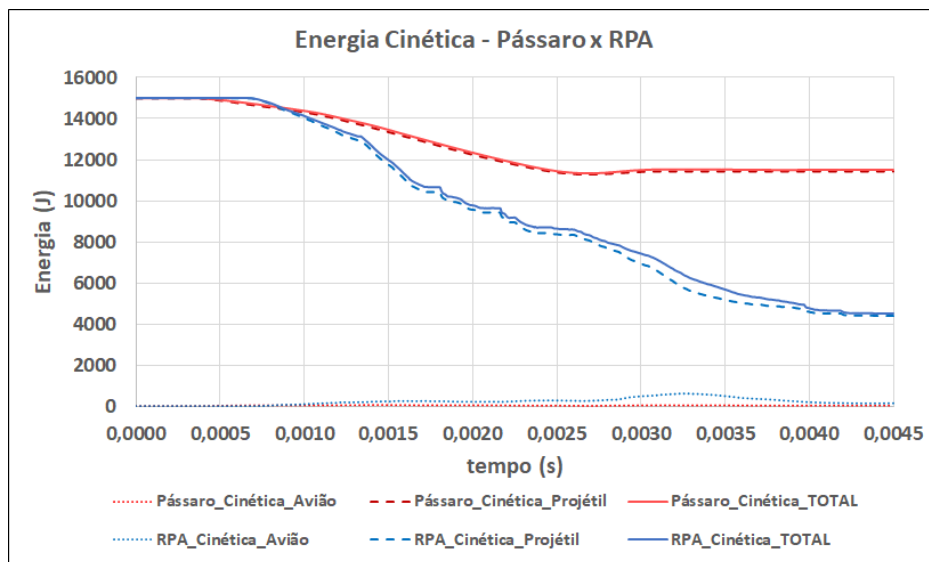


Figura 6-18: Energias Cinéticas das Simulações de Impacto Pássaro x RPA.

Os fatores que ajudam a compreender os danos maiores causados pelo pequeno veículo estão associados aos materiais dos objetos impactantes e a forma como eles foram modelados. Nas simulações, os componentes da RPA foram modelados com elementos sólidos aos quais são atribuídos diferentes materiais, todos eles mais duros e rígidos do que os que constituem um pássaro. Ao atingirem o bordo de ataque, os componentes da RPA infligem ao revestimento cargas locais concentradas que induzem uma deformação local maior e conseqüentemente levam a ruptura do material. O animal por sua vez é modelado como um material único e homogêneo com características de um fluido que se “espalha” ao impactar a aeronave, aumentando a área de contato, reduzindo consideravelmente a pressão aplicada no revestimento. As cinemáticas mostradas na Figura 6-19 ajudam a visualizar isto.

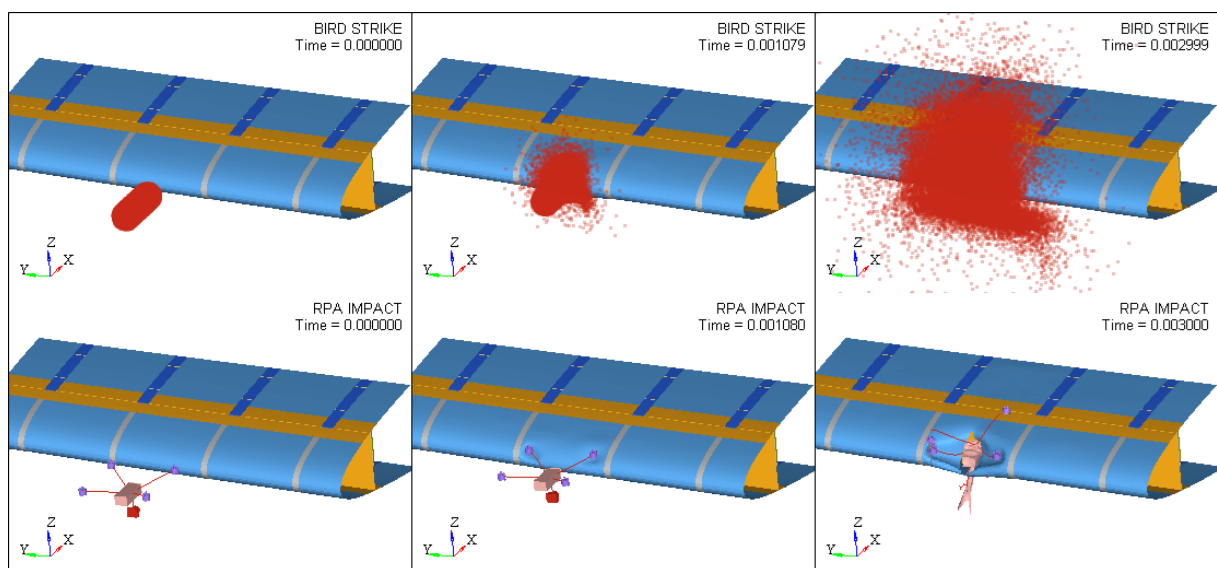


Figura 6-19: Cinemática dos Impactos de Pássaro e de RPA.

6.2.3 Reforços no revestimento do bordo de ataque

Uma vez que as simulações com a RPA mostraram que o bordo de ataque não seria capaz de resistir ao impacto, inclusive provocando o risco de uma situação catastrófica, faz-se necessário avaliar como a aeronave poderia ser reforçada de modo a suportar os esforços gerados durante um possível impacto com um pequeno veículo aéreo.

Aumento de espessura

Como primeira tentativa de reforçar a estrutura, opta-se por aumentar a espessura do revestimento em alumínio de maneira similar ao que já havia sido feito na seção 5.2. A espessura que inicialmente era de 3,0 mm é aumentada para 5,0 mm, o que acarreta em um aumento de 33% na massa da estrutura do bordo de ataque da asa. O novo valor de espessura é selecionado com o objetivo de se averiguar a efetividade do aumento de espessura do revestimento, ainda que em termos práticos um valor tão alto de espessura possa implicar em outras complicações, tais como o excesso de peso e dificuldade na conformação de uma chapa tão espessa. O resultado da simulação com o revestimento de 5,0 mm é mostrado na Figura 6-20.

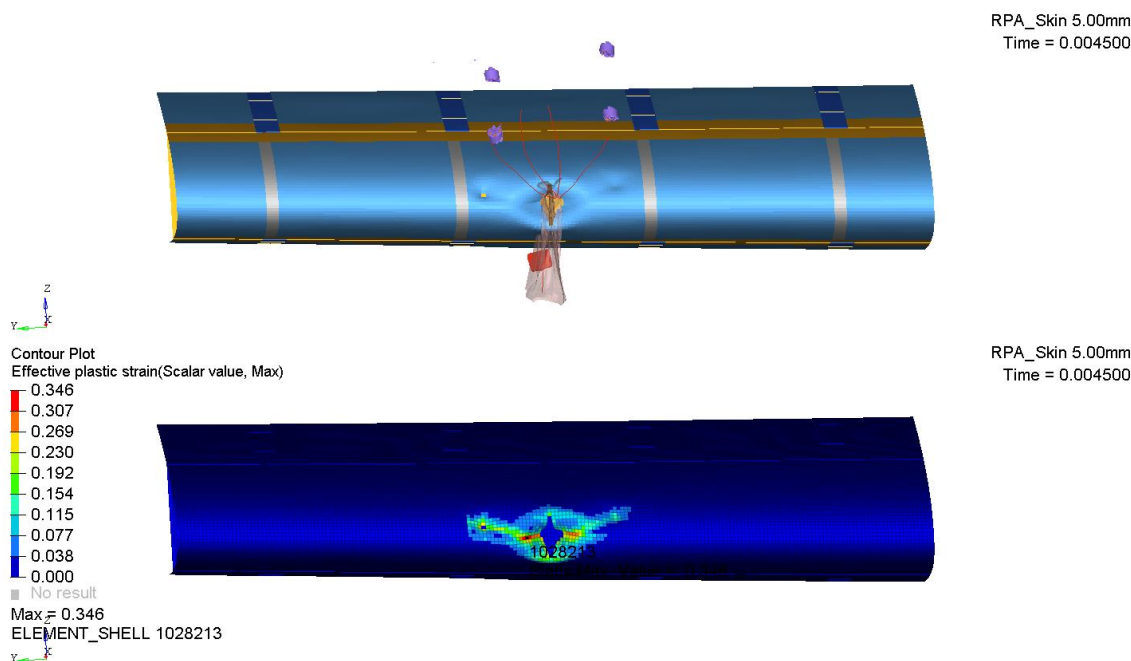


Figura 6-20: Impacto de RPA com Revestimento de 5.0 mm.

Como é possível constatar na Figura 6-20, a área em que ocorre a ruptura no revestimento com espessura de 5,0 mm diminui bastante em relação ao revestimento de 3,0 mm. Enquanto na configuração original era constatado um dano de aproximadamente 126 mm (Figura 6-12), na estrutura reforçada a extensão do dano caiu para 46 mm. Porém, apesar da relativa redução da área de ruptura no revestimento, ele continuou sofrendo ruptura, deixando a estrutura da longarina exposta aos destroços da RPA e configurando uma situação insegura.

Como a utilização de uma espessura de 5,0 mm já resultaria em problemas com o processo de fabricação do revestimento e aumentaria bastante o peso na estrutura do avião, chegou-se à conclusão que o aumento de espessura não seria efetivo para tornar o bordo de ataque da asa resistente ao impacto da RPA. Assim sendo, outras alternativas foram analisadas.

Utilização de colmeia metálica

Outra forma de reforçar o revestimento do bordo de ataque é adicionar uma colmeia metálica à estrutura interna do componente de forma a torná-lo mais rígido para reduzir a deformação infligida pela RPA. A proposta seria fazer um revestimento com uma colmeia metálica ensanduichada por duas chapas de alumínio. Este painel sanduíche absorveria a energia do impacto tanto por meio de deformações locais na colmeia, quanto por deformações das chapas de alumínio que sofrem flexão. O aumento na massa da estrutura original do bordo de ataque seria de aproximadamente 11%.

Guida *et al.* (2013) fizeram um extenso estudo sobre a utilização de colmeias metálicas em bordos de ataque com o objetivo de deixá-lo resistente ao impacto de pássaro com uma menor adição de peso. Uma das configurações analisadas no trabalho supracitado é utilizada aqui para se avaliar a efetividade da colmeia em simulações envolvendo impacto de RPA. A configuração consiste em uma chapa de Alumínio 2024-T3 Clad com espessura de 1,4 mm do lado exposto ao escoamento de ar, uma colmeia de Alumínio 5052 com altura de 6,35 mm e outra chapa de Alumínio 2024-T3 Clad com espessura de 0,4 mm, mais interna à estrutura. Esta configuração é mostrada mais detalhadamente na Figura 6-21.

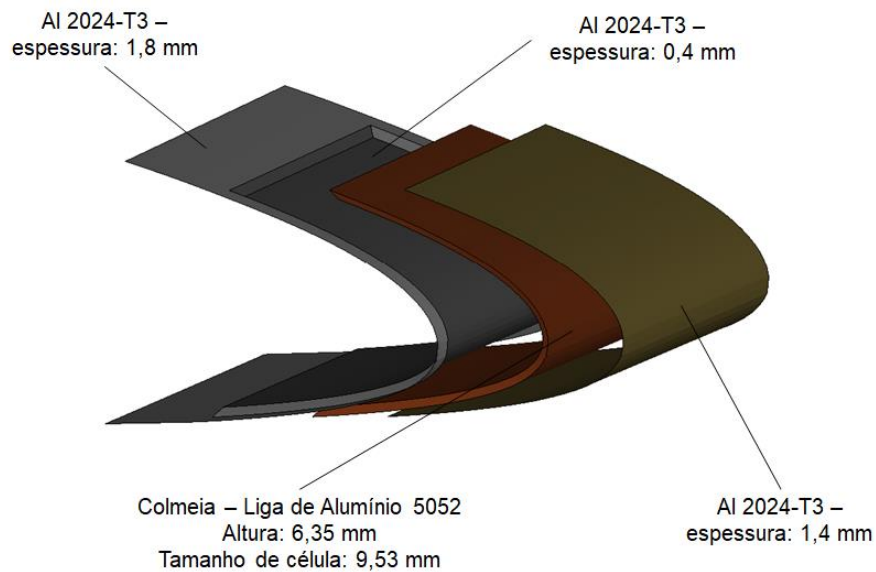


Figura 6-21: Painel Sanduíche Utilizado para Reforçar o Revestimento.

Com o objetivo de simplificar a modelagem e reduzir o tempo gasto para a solução do modelo, o reforço com painel sanduíche foi aplicado somente à baía do bordo de ataque impactada pela RPA. Duas abordagens diferentes foram utilizadas para representar a colmeia: na primeira delas as chapas de alumínio são modeladas com elementos de casca, enquanto a colmeia é representada com elementos de mola que conectam as chapas de alumínio, como mostrado na Figura 6-22. Aos elementos de mola são atribuídas rigidezes calculadas com base nas propriedades da colmeia obtidas em Guida *et al.* (2013) e apresentadas na Tabela 6-2.

Nesta primeira abordagem, o critério de ruptura é desligado da análise, de forma que os elementos de casca não sejam deletados quando atingem um valor máximo de deformação. Tal recurso é utilizado pois mesmo que uma das camadas de alumínio venha a se romper, a estrutura ainda possui uma resistência residual devido a presença da colmeia. Caso os elementos que representam as camadas de alumínio fossem deletados, os elementos de mola ficariam soltos no espaço, levando a erros na simulação.

Tabela 6-2: Propriedades da Colmeia de Liga de Alumínio 5052. Adaptado de Guida *et al.* (2013)

Módulo de Compressão [GPa]	h [mm]	Max Cisalhamento τ_L [MPa]	Max Cisalhamento τ_w [MPa]	G13 [MPa]	G23 [MPa]
56	6,35	0,8	1,0	90	220

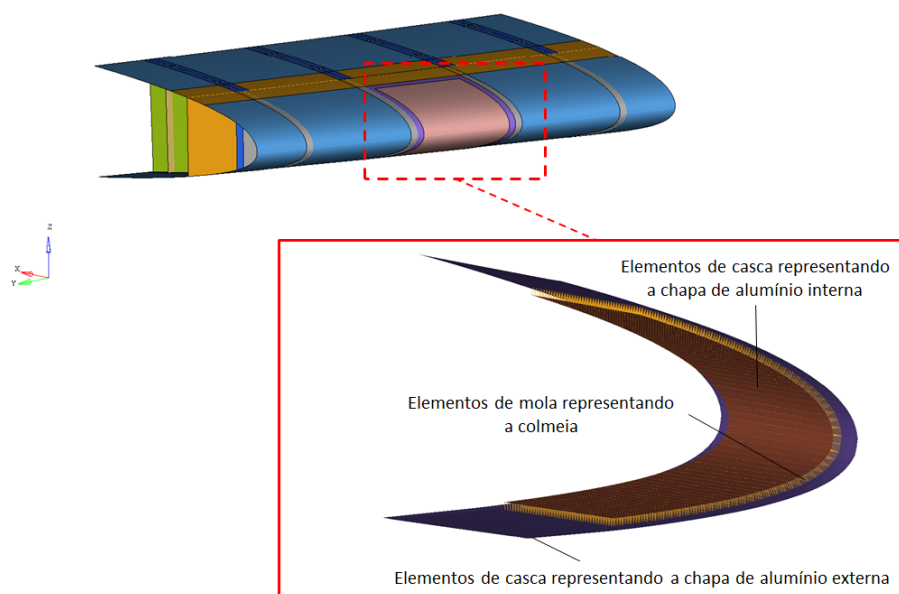


Figura 6-22: Modelagem da Colmeia com Elementos de Mola.

A segunda abordagem utilizada para representar o reforço com a colmeia consiste em utilizar apenas uma camada com elementos de casca aos quais são atribuídas uma propriedade que confere uma rigidez equivalente à do painel sanduíche como um todo (chapa de alumínio externa + colmeia + chapa de alumínio interna). Esta rigidez equivalente é calculada automaticamente pelo *software* a partir dos dados de entrada para cada uma das “camadas”. No software MSC NASTRAN utilizado, esta propriedade é denominada PCOMP.

As Figura 6-23 e Figura 6-24 mostram os resultados das simulações considerando o reforço da colmeia. Como indica a região destacada em vermelho na Figura 6-23 e o extenso número de

elementos deletados na Figura 6-24, o painel sanduíche não foi efetivo para reforçar o bordo de ataque o suficiente para que ele resista ao impacto com a RPA.

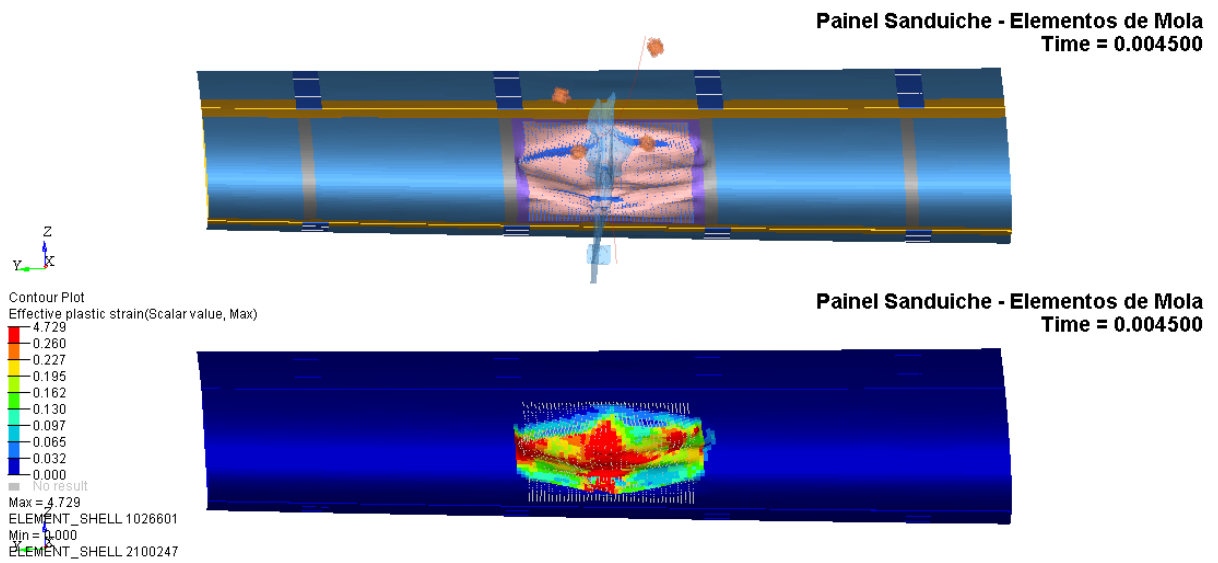


Figura 6-23: Resultado da Simulação com Colmeia Modelada com Elementos de Mola.

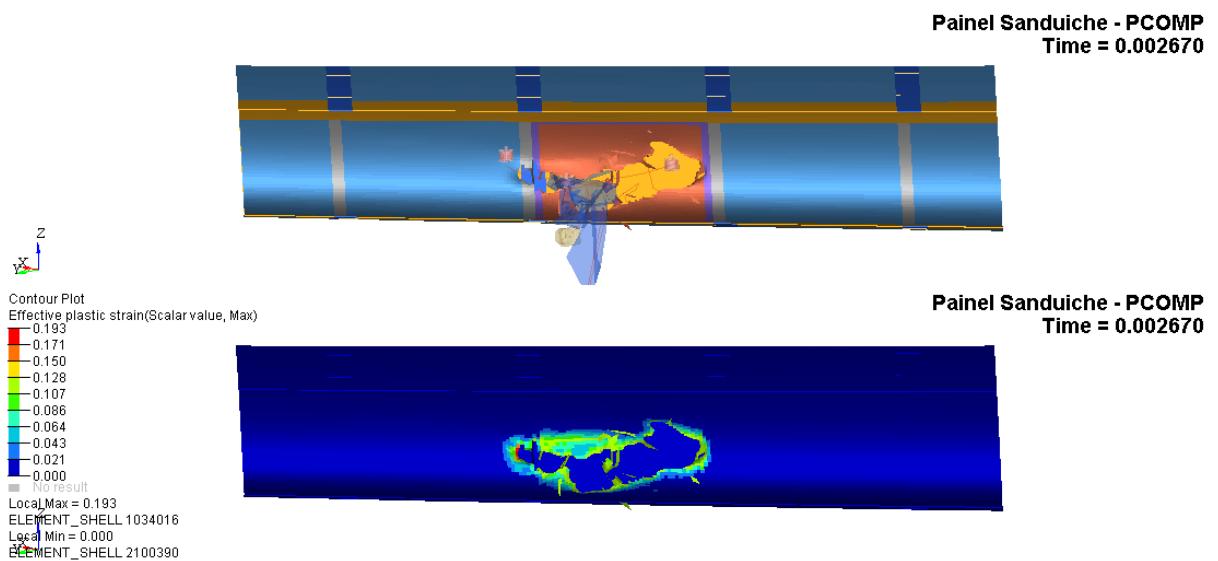


Figura 6-24: Resultado da Simulação com Colmeia Modelada com Propriedade PCOMP.

6.2.4 Reforços na longarina

Conforme mostrado nos itens anteriores, os reforços propostos a serem aplicados no revestimento não se mostraram efetivos para impedir que a RPA atingisse a longarina do bordo de ataque. Para que a RPA não perfure a longarina e impedir um vazamento de combustível da asa com possível ignição devido ao contato com as baterias de lítio, pode-se fazer o dimensionamento da longarina para que ela resista ao impacto com os destroços da RPA.

Neste tipo de dimensionamento, uma abordagem conservadora é proposta na qual considera-se que a RPA impacta diretamente a longarina, descartando assim a energia dissipada pelo revestimento. Com esta finalidade, os elementos que representam o revestimento do bordo de ataque são removidos do modelo EF e as simulações são realizadas com a RPA atingindo a alma da longarina, conforme mostra a Figura 6-25.

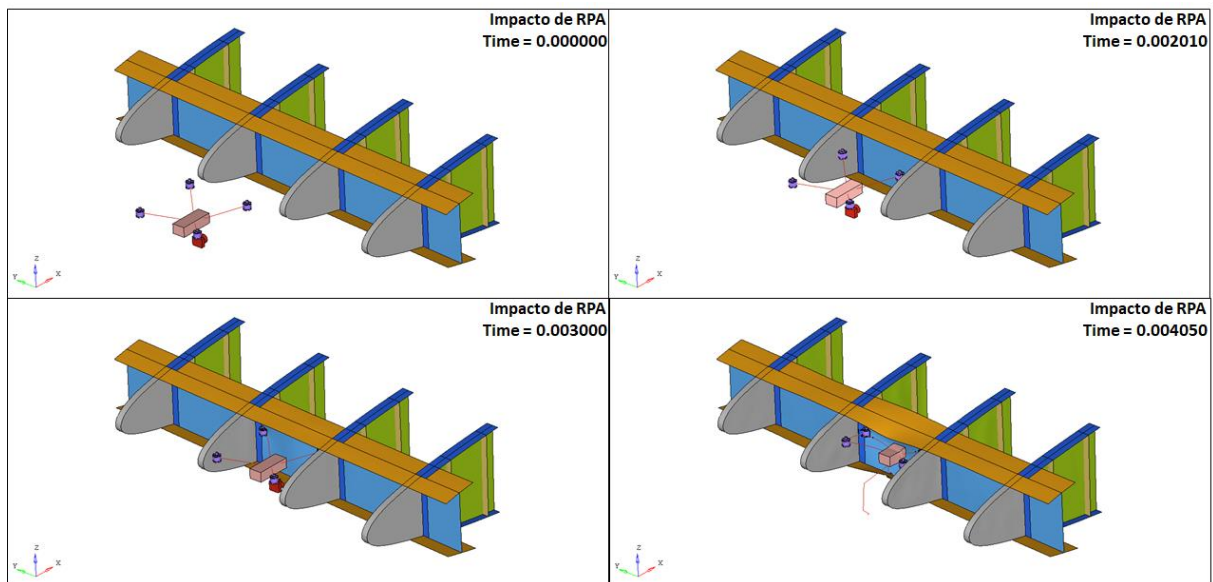


Figura 6-25: Impacto de RPA Diretamente na Longarina.

A primeira proposta de reforço da longarina consiste em aumentar a espessura da alma até que a simulação mostre que nenhuma parte da estrutura sofre ruptura após o impacto, ou seja, nenhum dos elementos do bordo de ataque é deletado da análise. No modelo considerado até então a alma da longarina tinha uma espessura de 7,0 mm, conforme mostra a Figura 5-11. A primeira simulação é feita para constatar se de fato haveria ruptura da longarina quando impactada diretamente pela RPA. Os resultados desta simulação são apresentados na Figura

6-26, na qual se detecta a perfuração a longarina. A ruptura é detectada em duas regiões diferentes: uma menor na região impactada pelo motor dianteiro esquerdo e outra maior na região impactada pela bateria.

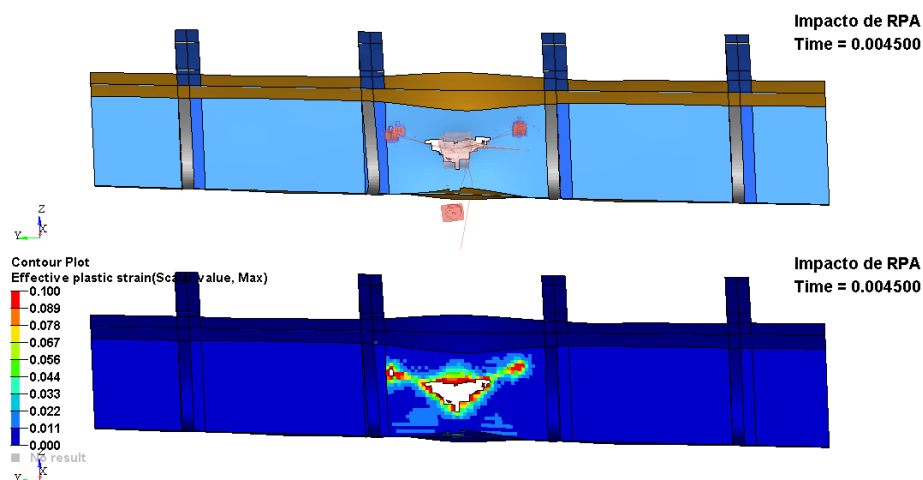


Figura 6-26: Simulação da RPA Impactando uma Longarina com 7,0 mm.

Sendo constatado então que a longarina não conseguiria suportar um impacto direto com a RPA, propõe-se um aumento de espessura da alma para 9,0 mm. Uma nova simulação é feita e os resultados são apresentados na Figura 6-27. Conforme pode ser observado, na região atingida pela bateria um número considerável de elementos foram novamente deletados, indicando assim a falha do material. Por outro lado, a ruptura na região impactada pelo motor direito não ocorre mais.

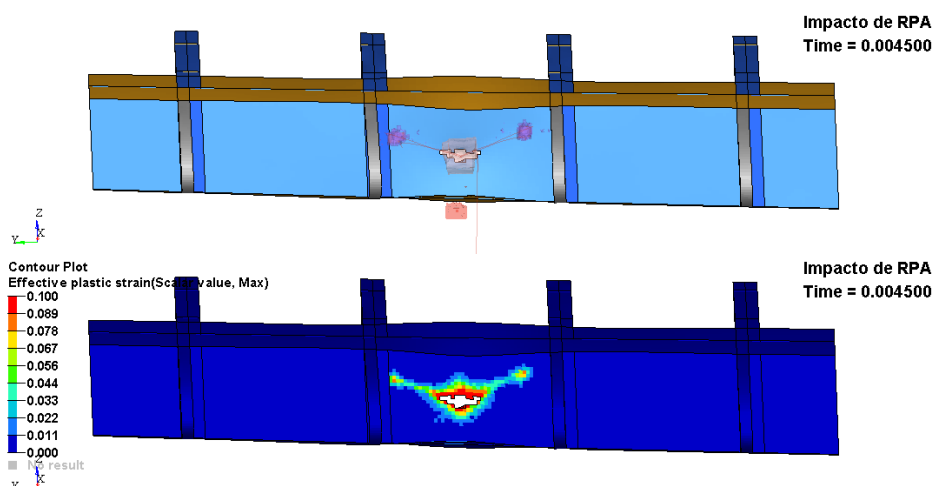


Figura 6-27: Simulação da RPA Impactando uma Longarina com 9,0 mm.

Para que a região da longarina impactada pela bateria da RPA não sofra ruptura, uma nova espessura para a alma da longarina é avaliada, desta vez com 12,0 mm. Os resultados desta terceira simulação são mostrados na Figura 6-28, na qual não se verifica a ocorrência de ruptura em toda a região da alma da longarina. Conforme mostra a região vermelha no centro da figura, alguns elementos apresentaram deformações plásticas efetivas próximas ao valor de 10.0% considerado como a deformação de ruptura para o Alumínio 7050-T7451 da longarina. Ainda que os valores de deformação máxima e de limite de ruptura estejam muito próximos, a abordagem de considerar o impacto da RPA ocorrendo diretamente na longarina é significativamente conservadora, permitindo assim supor que a aeronave com um bordo de ataque de asa nesta configuração estaria segura para continuar o voo mesmo depois de impactada. O aumento na massa para a proposta da longarina com 12,0 mm de espessura equivaleria a 13% da massa do bordo de ataque da asa original.

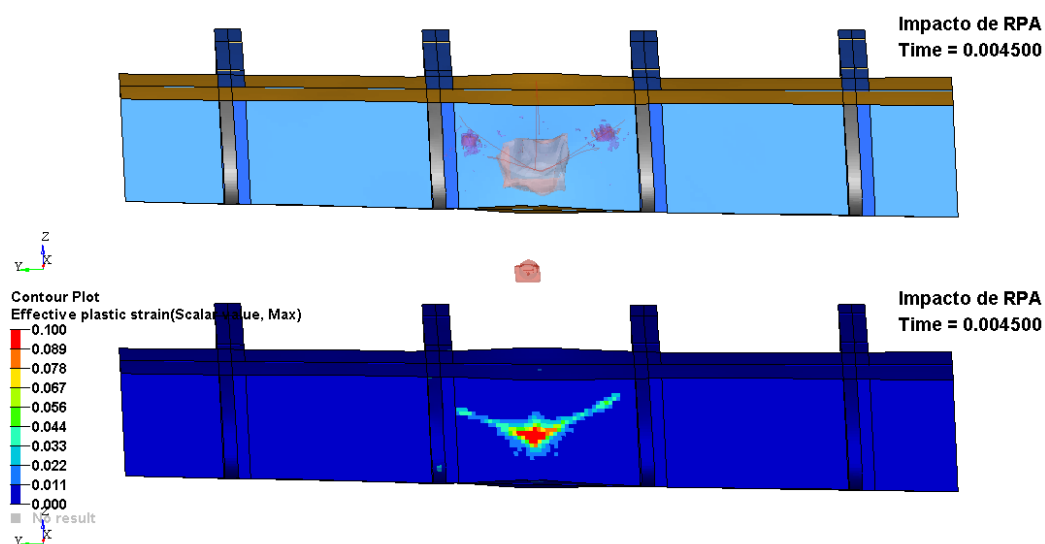


Figura 6-28: Simulação da RPA Impactando uma Longarina com 12,0 mm.

Uma alternativa para reforçar a longarina ao invés de aumentar a espessura da alma da longarina seria posicionar espinhas na região traseira da estrutura de forma que elas segurassem a deflexão da longarina quando impactada pela RPA. Para avaliar a efetividade desta nova proposta são posicionadas 6 (seis) espinhas horizontais e 6 (seis) espinhas verticais, igualmente espaçadas, todas com uma altura de 29,5 mm e espessura 4,0 mm. A espessura da alma da longarina foi mantida com 7,0 mm, da mesma forma que na configuração inicial. A Figura 6-29 mostra a

nova configuração proposta, a qual resultaria em um aumento de 13% na massa do bordo de ataque.

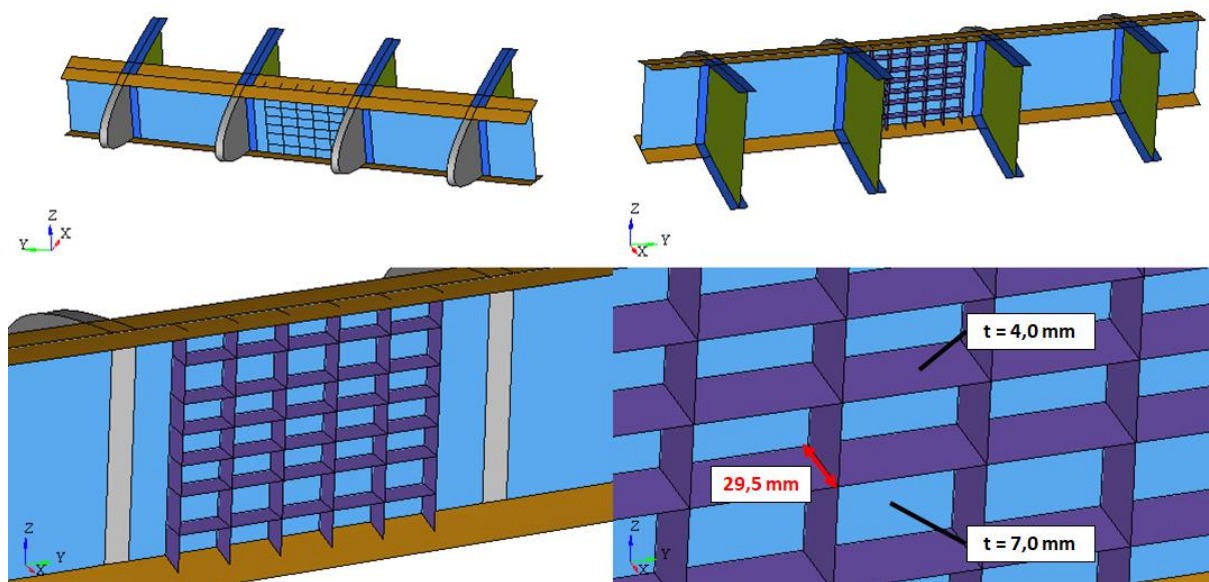


Figura 6-29: Proposta de Longarina com Espinhas na Parte Traseira.

A Figura 6-30 mostra os resultados obtidos na simulação com a nova proposta de longarina reforçada com espinhas na região traseira. Uma pequena ruptura é detectada na área onde o motor esquerdo dianteiro atinge a estrutura, justamente onde não haviam sido posicionadas espinhas. Um pequeno aumento de espessura na alma possivelmente faria com que a ruptura não mais ocorresse. Na região tida anteriormente como mais crítica, onde a bateria incide na longarina, as espinhas se mostraram efetivas e nenhuma ruptura é detectada. Comparando com o resultado obtido com a longarina com 12,0 mm de espessura na alma, a região em que a deformação plástica efetiva mais se aproxima da deformação de ruptura do material diminuiu de tamanho. Pode-se dizer então que as espinhas de fato auxiliam em tornar o bordo de ataque resistente ao impacto com a RPA.

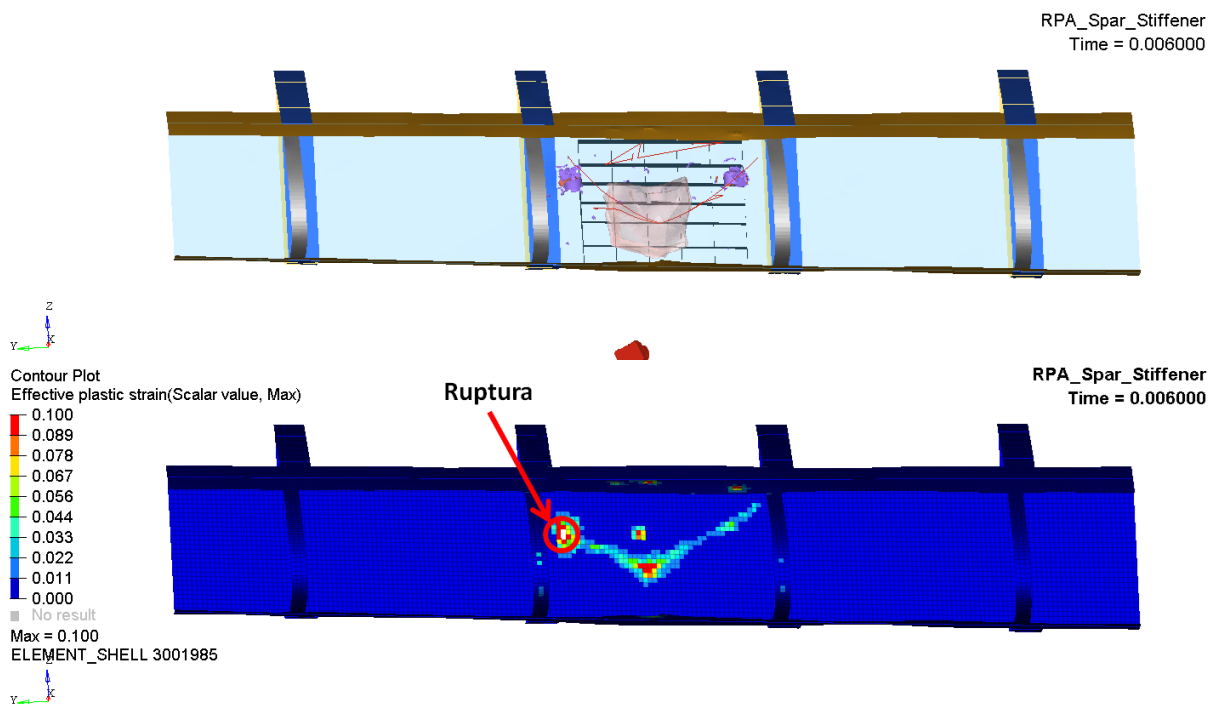


Figura 6-30: Simulação da RPA Impactando a Longarina Reforçada com Espinhas.

Uma proposta que combinasse um pequeno aumento de espessura da alma com o posicionamento das espinhas possivelmente seria a solução mais eficaz no caso do dimensionamento pelo impacto com a RPA. Porém, vale ressaltar que a longarina é uma estrutura de fundamental importância para a asa, responsável por resistir a grande parte dos esforços que ocorrem no avião, seja devido a manobras ou a procedimentos inerentes ao voo da aeronave. Em um dimensionamento deste tipo de estrutura, todos os esforços devem ser levados em consideração.

6.2.5 Adição de estrutura no bordo de ataque da asa

Uma solução alternativa para tornar o bordo de ataque da asa resistente ao impacto com a RPA pode estar na adição de estruturas que impeçam os destroços do veículo de atingir a longarina após o rompimento do revestimento.

Liu *et al.* (2017) por exemplo propuseram a utilização de uma estrutura triangular no bordo de ataque da empenagem horizontal para torná-la mais resistente ao impacto de pássaro. O reforço é fixado na longarina e o vértice do triângulo fica em contato com a parte interna do revestimento do bordo de ataque. A ideia é que o reforçador triangular parta o pássaro no momento do impacto e direcione os restos do animal para longe da região da longarina. A energia do impacto seria dissipada e o reforço ajudaria a conter a deformada do revestimento.

Meng *et al.* (2019) avaliam a utilização desta solução para tornar a empenagem horizontal resistente ao impacto com uma RPA de 3,6 kg. No trabalho citado, os autores realizam simulações numéricas e ensaios para testar a eficácia do reforçador triangular. Os resultados mostraram que destroços da RPA, inclusive partes da bateria de lítio, penetram o reforçador triangular.

Para o presente trabalho, a utilização do reforçador triangular é avaliada para tornar o bordo de ataque fixo da asa resistente ao impacto com uma RPA de 1,8 kg. Embora no estudo de Meng *et al.* (2019) o reforçador triangular tenha sofrido ruptura, uma nova proposta é feita para avaliar se a estrutura funcionaria bem contra uma RPA de menor massa. O novo reforçador triangular tem um ângulo menor no vértice em contato com o revestimento de forma a auxiliar no rompimento da RPA. Enquanto no trabalho supracitado o ângulo era de 85°, o reforçador aqui avaliado tem na região em contato com o revestimento um ângulo de 50°. A massa do novo reforçador triangular equivale a 10% da massa da estrutura original do bordo de ataque e o seu posicionamento fica como mostrado na Figura 6-31.

Para a simulação, o reforçador é modelado com elementos de casca, aos quais é atribuído um material elastoplástico bilinear com propriedades do Alumínio 7075-T6 (o mesmo que em Meng *et al.* (2019)) e 2,0 mm de espessura. A Tabela 6-3 mostra as propriedades obtidas no MMPDS-09 (2014) para o referido alumínio.

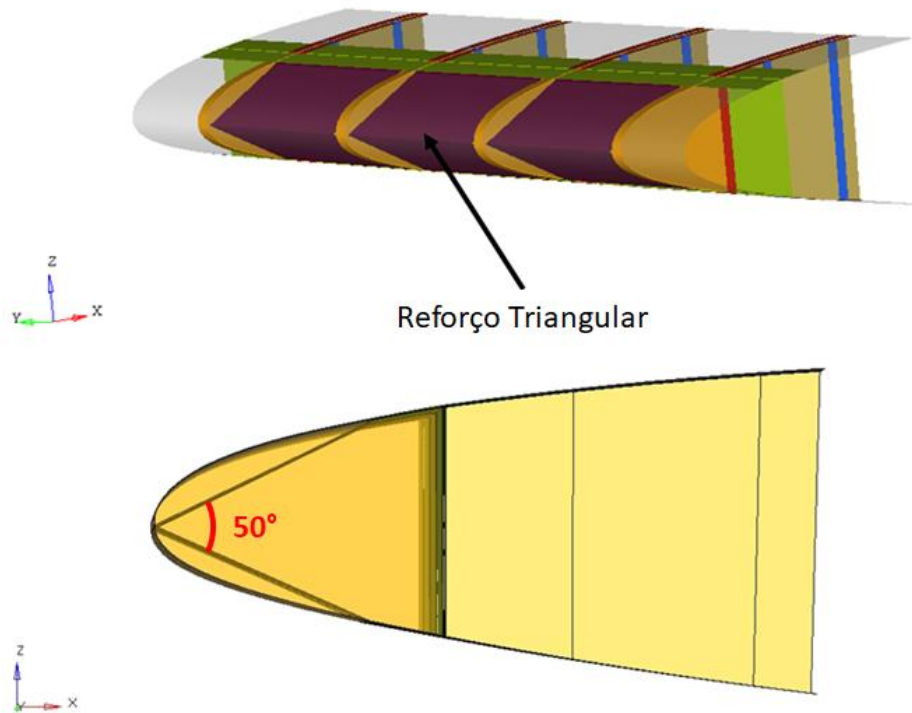


Figura 6-31: Reforço Triangular no Bordo de Ataque Fixo da Asa.

Tabela 6-3: Propriedades do Alumínio 7075-T6. Adaptado de MMPDS-09 (2014)

	ρ [kg/m ³]	E [GPa]	ν	σ_y [MPa]	E_t [MPa]	ϵ_{max}
Al 7075-T6	2800	71	0,33	462	826	0,09

Os resultados da simulação com a adição do reforçador triangular ao bordo de ataque fixo da asa são mostrados na Figura 6-32. O reforçador de fato consegue dividir os destroços da RPA, mantendo as baterias de lítio afastadas da região da longarina. Ainda que alguma ruptura tenha sido detectada tanto no revestimento, quando no próprio reforçador (como mostra Figura 6-33), o tamanho do furo é tão pequeno que nenhuma parte da RPA de fato transpassaria para a região entre reforçador e longarina.

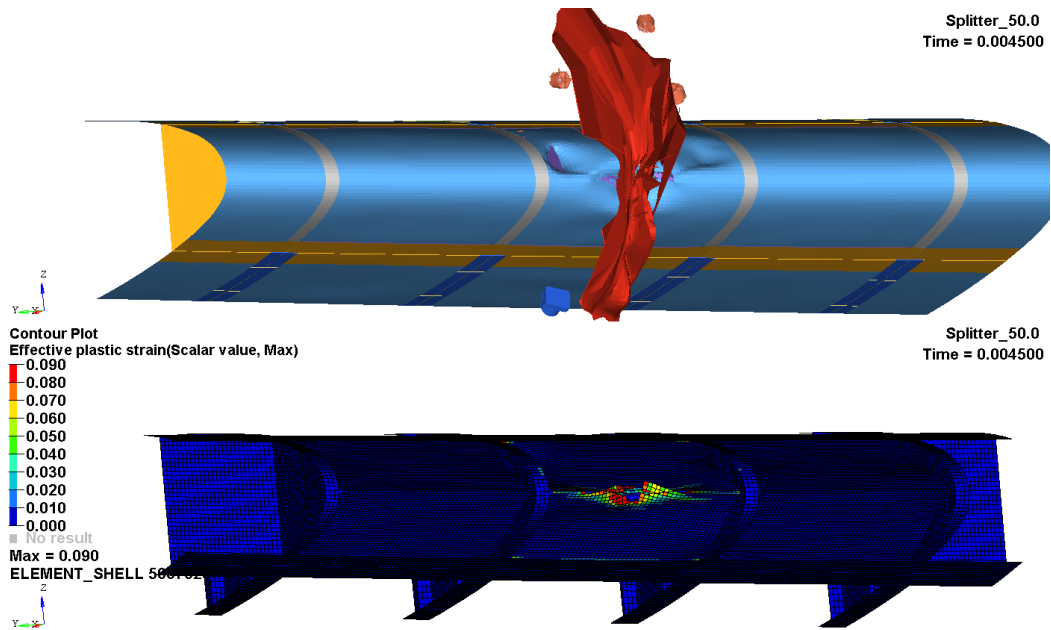


Figura 6-32: Resultado da Simulação com a Adição do Reforço Triangular.

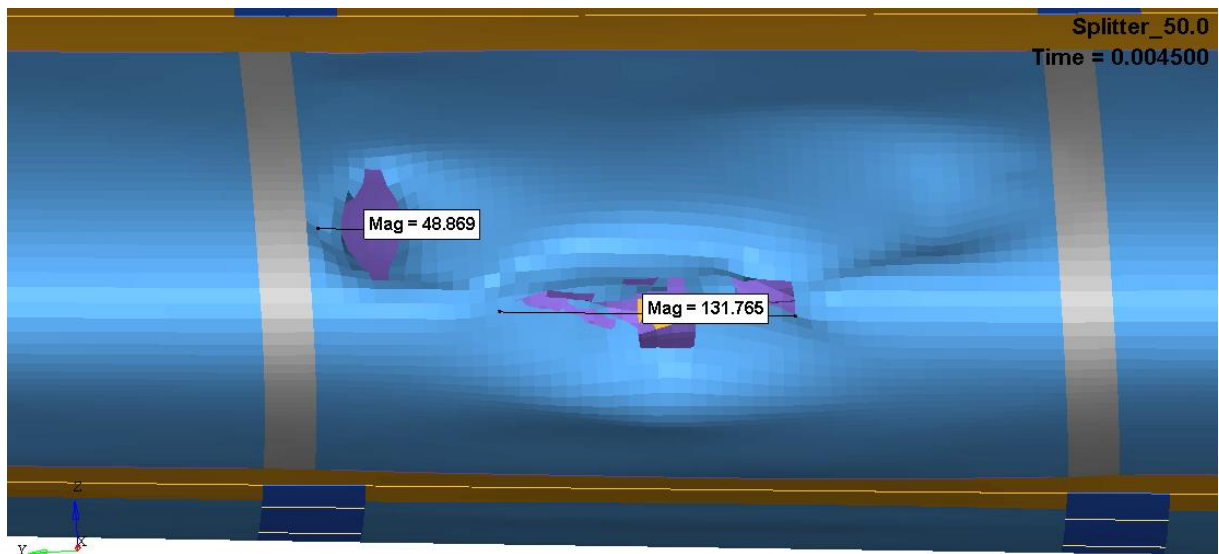


Figura 6-33: Detalhamento dos Danos no Revestimento e no Reforçador (Medidas em mm).

Conforme esperado, o resultado obtido é diferente do constatado em Meng *et al.* (2019). A energia envolvida no processo de impacto provém basicamente da energia cinética da RPA, calculada considerando a sua massa e a velocidade relativa entre a RPA e a aeronave. Como as velocidades consideradas nos dois trabalhos são similares e a massa da RPA utilizada aqui é metade da massa da RPA considerada no trabalho supracitado, pode-se concluir que a energia considerada no impacto também equivale à metade. Como a energia a ser dissipada é menor, o esperado é que os danos infligidos a aeronave na simulação do presente trabalho fossem realmente menores.

O ângulo mais fechado do reforçador também funcionou como esperado. Quanto menor o ângulo no vértice em contato com o revestimento, maior será a capacidade do reforçador em cortar a RPA e direcionar os destroços do veículo para longe da região da longarina.

Como nenhum dos destroços da RPA conseguiu penetrar a região coberta pelo reforçador triangular, pode-se afirmar que a adição desta estrutura seria um recurso plausível para fazer com que o bordo de ataque fixo da asa resista ao impacto com uma RPA de 1,8 kg.

6.3 Avaliação das Curvas de Energia

Um recurso utilizado para compreender melhor os eventos que ocorrem nas simulações de impacto propõe que sejam traçadas curvas com o histórico das energias envolvidas durante o processo. A maioria dos softwares utilizados para realizar simulações de impacto oferecem como dados de saída os resultados das energias, o que possibilita a construção destas curvas.

Para que uma simulação tenha seu resultados validados, é fundamental que o balanço de energia indicado na equação abaixo seja respeitado. A remoção de elementos após a constatação de ruptura do material ou fenômenos decorrentes de instabilidade numérica podem ser identificados através da análise destas curvas de energia.

$$E_{cinética} + E_{interna} + E_{amortecimento} + E_{Hourglass} = E_{cinética}^0 + E_{interna}^0 + W_{externo} \quad (6.1)$$

As curvas de energia obtidas durante as simulações de impacto de pássaro e de RPA no bordo de ataque da asa realizadas neste trabalho são mostradas na Figura 6-35. Nas curvas apresentadas, as linhas pontilhadas referem-se às energias associadas ao modelo do objeto impactante (pássaro ou RPA), enquanto as linhas tracejadas mostram as energias referentes à estrutura da aeronave. As curvas de linha contínua revelam o comportamento das energias do modelo completo. Durante as simulações não foram constatadas energias de amortecimento e *Hourglass*, nem a ação de nenhum trabalho externo.

Algumas das curvas tiveram que ser tratadas para eliminar a ocorrência de picos de energia associados a deformação excessiva dos elementos de barra modelados com material policarbonato de plasticidade idealizada. Tais deformações mostradas na Figura 6-34 induziram um aumento pontual espúrio nas energias cinética de contato e interna da RPA. Como este fenômeno ocorre no modelo da RPA já deformado após infligir o dano à asa do avião, julgou-se que a ocorrência dele não invalida os resultados obtidos durante as análises.

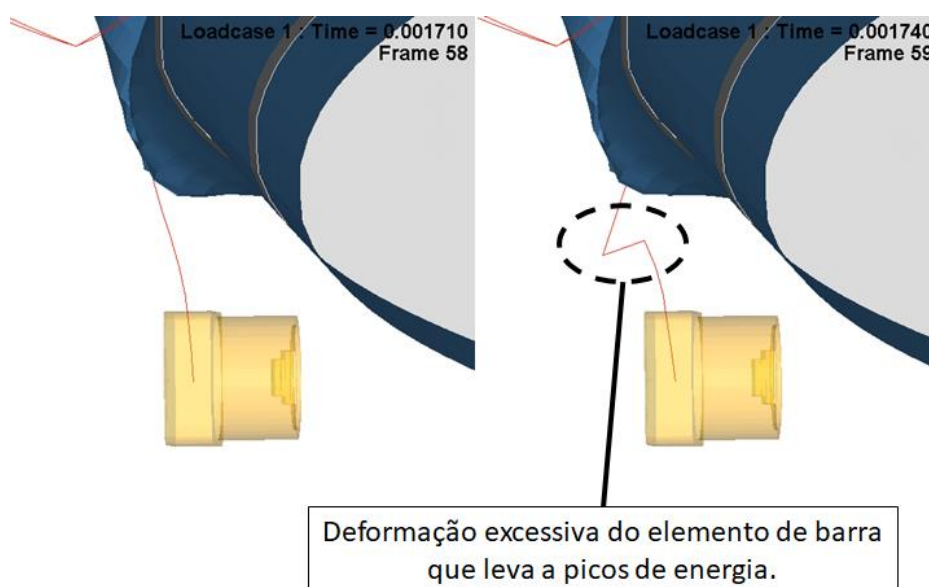


Figura 6-34: Deformação Excessiva no Elemento de Barra.

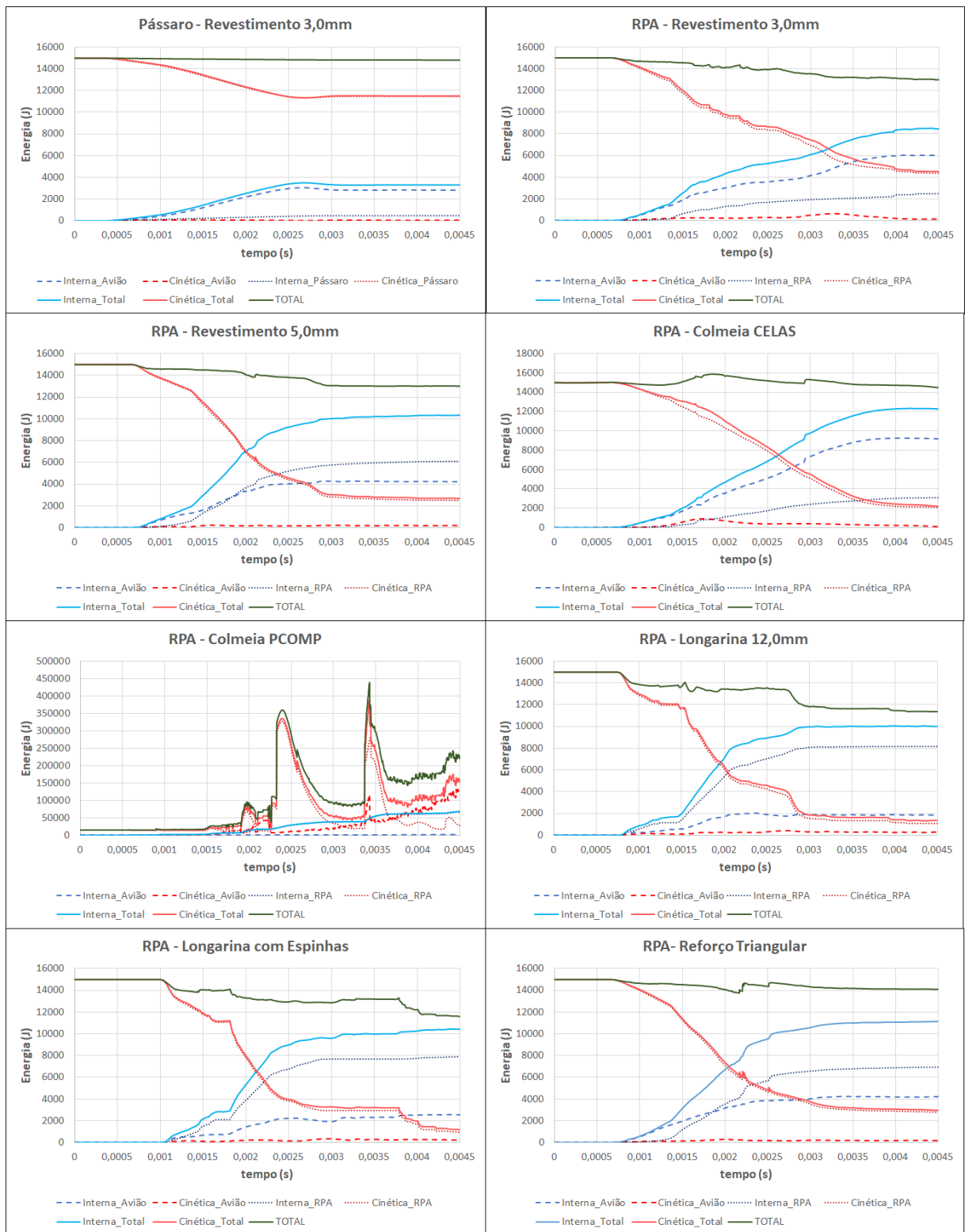


Figura 6-35: Curvas de Energia.

Para o modelo do impacto de pássaro, constata-se que não há ocorrência de “ruído” nas curvas de energia. A energia total permanece constante durante todo o tempo, pois nenhum dos elementos finitos é deletado da análise. A energia cinética do pássaro decai menos do que ocorrem nas simulações envolvendo a RPA, devido às partículas SPH serem refletidas após impactarem o bordo de ataque da asa. Já a estrutura da RPA se deforma bastante após o impacto, como revelam o aumento significativo da energia interna representada pelas curvas se linhas pontilhadas azuis.

Nas simulações envolvendo o impacto de RPA, identifica-se também uma queda da energia total do modelo. Tal ocorrência deve-se aos critérios de ruptura adotados associados aos modelos constitutivos de Johnson-Cook e elastoplástico bilinear, os quais levaram à remoção dos elementos finitos que apresentaram grandes deformações.

Nos modelos do bordo de ataque com espessuras de 3,0 mm e 5,0 mm, assim como ocorreu no modelo com o reforço triangular, a maior parte dos elementos deletados encontravam-se na estrutura da asa, a qual se deformou mais nestas simulações do que nas situações envolvendo a RPA impactando diretamente a longarina. Enquanto as energias internas da estrutura do avião ao final das simulações envolvendo a longarina atingiram valores da ordem de 2×10^3 J, nos primeiros modelos citados as energias internas finais variaram entre 4×10^3 J e 6×10^3 J.

Ainda referente aos reforços propostos na longarina, outra constatação feita é de que nestas simulações a RPA se deforma muito mais do que nas situações envolvendo o impacto no revestimento ou no reforço triangular. Tais deformações foram de tal magnitude que levaram a remoção de uma quantidade maior de elementos finitos da RPA (principalmente dos motores), resultando em mais perdas na energia total da simulação. Como o foco do presente trabalho é avaliar a estrutura o bordo de ataque da asa, considerou-se que a energia associada à remoção dos elementos da RPA já severamente deformados não invalidaram os danos identificados na estrutura do avião.

Os modelos propostos para avaliar o reforço com a colmeia metálica na região interior do revestimento apresentaram curvas de energia com comportamento mais impreciso. Para o modelo que utilizou elementos de mola (CELAS) foram constatados picos na curva de energia

cinética e aumentos repentinos na curva de energia interna do bordo de ataque da asa, associados a deformação excessiva da camada de alumínio mais externa do painel sanduíche, a qual é a primeira a entrar em contato com a RPA. As curvas desta simulação tiveram que ser suavizadas para que fossem apresentadas na Figura 6-35. Após o tratamento pôde-se constatar que a energia interna do bordo de ataque chega a 10×10^3 J, maior do que em qualquer outro resultado dos reforços analisados. Isto indica que o bordo de ataque se deformou mais nesta simulação do que na das demais propostas.

Para o modelo do painel sanduíche em que utilizou-se o PCOMP, as curvas de energia mostraram que este tipo de modelagem não é o ideal para ser utilizada nas simulações de impacto em questão. A energia interna da RPA e as energias cinéticas tanto do veículo aéreo, quanto da estrutura da asa apresentaram valores que ultrapassaram a energia total inicial do modelo. Tais ocorrências estão associadas às deformações excessivas constatadas nos elementos finitos do painel sanduíche e à ocorrência de um contato instável entre os elementos de barra da RPA e os elementos com o PCOMP no bordo de ataque. Devido ao comportamento instável das curvas de energia, considerou-se que os resultados para esta simulação não poderiam ser utilizados em um dimensionamento da estrutura.

7 DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

Neste capítulo será exposta a discussão dos resultados obtidos durante as simulações de impacto envolvendo tanto pássaros quanto RPAs.

7.1 *Validação do modelo dos objetos impactantes*

Nos capítulos 5.1 e 6.1 foram feitas as validações dos modelos EF utilizados para representar os objetos impactantes durante as simulações. O modelo do pássaro foi representado como um conjunto de esferas agrupadas em um formato cilíndrico com extremidades semiesféricas com um comportamento fluido, tal como o tecido do animal submetido a um impacto a grandes velocidades. Conforme constatado, os valores de pressão de Hugoniot, pressão de estagnação e força de impacto obtidos durante a simulação foram coerentes com os valores calculados com as equações do modelo teórico proposto por Wilbeck (1978). Sendo assim, um dimensionamento feito com o modelo de pássaro utilizado neste trabalho faria com que a estrutura resistisse a esforços similares aos que ocorrem em uma estrutura dimensionada pelo critério encontrado na literatura. Por este motivo, considerou-se válida a utilização do modelo de pássaro com a abordagem SPH e o mesmo pôde ser empregado durante o dimensionamento do primeiro bordo de ataque da asa.

A validação do modelo da RPA seguiu um processo um pouco diferente: ao invés da validação ser feita com a estrutura completa do objeto impactante, seus componentes mais rígidos tiveram que ser analisados separadamente, visto que os resultados de ensaios disponíveis na literatura tratavam de testes balísticos realizados com as partes separadas. Nas simulações realizadas, as forças de contato registradas entre os componentes da RPA e o alvo estiveram acima ou bem próxima dos valores que constam para os ensaios de Olivares *et al.* (2017a), com exceção para a simulação envolvendo o motor e a placa de alumínio de 6,35 mm. Os valores de máxima deflexão verificados na placa também ficaram próximos quando comparados o resultado das simulações com os registrados nos testes balísticos. A malha EF com elementos de 10,0 mm foi a que apresentou os resultados mais discrepantes e, por este motivo, foi descartada a utilização de elementos com este tamanho na estrutura do bordo de ataque. A malha com

elementos de 7,0 mm foi a que teve o menor custo computacional e resultou nos valores mais próximos, sendo então empregada no modelo.

Dois motivos foram levantados para explicar os resultados discrepantes entre o teste balístico e as simulações realizadas para validação: o primeiro deles está associado com as condições de contorno utilizadas, enquanto o segundo diz respeito às simplificações adotadas nos componentes da RPA. No teste balístico, a placa de alumínio se encontrava fixada com a utilização de parafusos e ensanduichada por duas peças de aço, enquanto no modelo as extremidades foram engastadas, modo que representa uma condição mais rígida de contorno. Quanto às simplificações adotadas no modelo dos componentes da RPA, no ensaio balístico a bateria se encontrava contida em uma peça plástica que não foi representada no modelo, enquanto a câmara foi adotada como uma peça homogênea, sem levar em consideração as diferentes peças de diferentes materiais contidas no seu interior.

7.2 Impactos no bordo de ataque fixo da asa

O primeiro dimensionamento do bordo de ataque da asa foi feito para o impacto de pássaro. Inicialmente, propôs-se uma estrutura com revestimento de 2,0 mm de espessura, a qual os resultados mostraram ser severamente danificada pelo pássaro. Nas simulações seguintes, aumentou-se a espessura do revestimento de forma a impedir que o impacto com o animal causasse a ruptura de alguma peça da aeronave. Este resultado foi alcançado ao se avaliar a espessura de 3,0 mm. Embora um grande amassado tenha sido constatado na estrutura, nenhum elemento foi removido da análise, pois a máxima deformação plástica efetiva encontrada de 20,2% estava abaixo da deformação de ruptura do Alumínio 2024-T3 Clad. A massa total estimada para esta configuração da estrutura do bordo de ataque fixo da asa foi de 31,6 kg.

Quando uma simulação submetendo este mesmo bordo de ataque ao impacto com a RPA de 1,8 kg foi feita, verificou-se que um dano severo seria infligido à estrutura do revestimento sendo detectada uma ruptura com 125,8 mm de comprimento. Um dano desta magnitude faria com que os destroços da RPA atingissem a longarina frontal da asa, a qual se danificada severamente poderia resultar em vazamento de combustível e possível ignição devido ao contato com as baterias de lítio do veículo aéreo.

A constatação de que o impacto com a RPA de 1,8 kg causaria um dano tão severo a um bordo de ataque inicialmente dimensionado para resistir ao impacto com um pássaro de mesma massa revela a maior criticidade da ocorrência envolvendo o pequeno veículo aéreo. Segundo Wilbeck (1978), durante um impacto a grandes velocidades, o corpo do pássaro se comporta basicamente com um fluido, sendo a densidade um dos principais parâmetros que influem na extensão dos danos causados. Por outro lado, a RPA apresenta uma constituição bem diferente, com estrutura muito mais rígida, geometria diferente, materiais mais densos e duros, além de massas concentradas capazes de infligir danos maiores a uma estrutura impactada.

De forma a garantir que “o avião seja capaz de completar com sucesso um voo no qual seja provável que ocorra um dano estrutural como resultado de impacto” com uma RPA, avaliou-se a efetividade de alguns reforços propostos a serem implementados na estrutura do bordo de ataque da asa de uma aeronave comercial. O resumo dos resultados obtidos, bem como o acréscimo de massa proveniente de cada uma das soluções propostas, encontram-se na Tabela 7-1.

Tabela 7-1: Resultados dos Reforços Propostos no Bordo de Ataque da Asa.

Estrutura do bordo de ataque da asa analisada	Massa (kg)	Acréscimo de massa em relação a configuração original (kg)	Sofreu alguma ruptura quando impactada pela RPA?	A solução poderia ser aplicada?
Configuração original - Projetada para resistir ao impacto de pássaro	31,6	-	Sim	Não
Proposta do revestimento com 5,0 mm de espessura	42,0	10,4	Sim	Não
Proposta do revestimento reforçado com adição de colmeia metálica	35,0	3,4	Sim	Não
Proposta da longarina com 12,0 mm de espessura de alma	35,8	4,2	Não	Sim
Proposta da longarina com 7,0 mm de espessura na alma e espinhas de 26,5 x 4,0 mm	35,6	4,0	Sim	Não*
Proposta da adição de reforço triangular entre o revestimento e a longarina	34,7	3,1	Sim	Sim

* Poderia ser aplicada desde que associada com aumento de espessura na alma da longarina.

O primeiro reforço avaliado foi o aumento de espessura do revestimento. Além de gerar um acréscimo muito grande de massa à asa da aeronave (10,4 kg), a solução se mostrou ineficaz para conter os danos causados pelo impacto com a RPA. Da mesma forma que ocorreu no bordo de ataque original, o revestimento sofreu uma ruptura extensa, expondo a longarina frontal ao impacto com os destroços da RPA.

O segundo reforço avaliado foi a utilização de uma colmeia metálica para reforçar a estrutura interna do revestimento. Este tipo de reforço geralmente é utilizado como um recurso para aumentar a inércia de estruturas sem que haja um acréscimo muito grande de massa. Ainda que esta proposta tenha sido uma das que menos acrescentou peso à estrutura do bordo, como mostra a Tabela 7-1, ela também se mostrou ineficaz para conter a RPA. Os tipos de modelagem utilizados neste trabalho talvez não tenham sido capazes de representar as falhas locais que ocorrem no interior da colmeia de forma ideal e, por isso, sugere-se a utilização de outros tipos de modelagem para melhor avaliação da proposta. Além disso, associado a utilização de colmeias, Guida (2008) propõe a utilização de painéis laminados com fibra de carbono e lâminas metálicas para reforçar uma estrutura exposta ao impacto de pássaros. A utilização de materiais alternativos também poderia ser avaliada para o impacto com RPA.

Tendo em vista a ineficiência de se reforçar exclusivamente o revestimento, optou-se por avaliar a efetividade de se projetar uma longarina que resistisse ao impacto com os destroços da RPA. Para isso foram feitas simulações com o veículo completo impactando diretamente a longarina frontal da asa, sendo avaliados reforços na forma de aumento de espessura da alma e posicionamento de espinhas na região traseira da peça. A simulação que representou a alma da longarina com uma espessura de 12,0 mm foi a primeira em que não se constatou ruptura nas peças da aeronave após o impacto com a RPA, revelando assim a eficácia da solução.

Quanto ao modelo que simulou a utilização de espinhas na região traseira da longarina, apesar de ter sido constatada menor deformação plástica na região do reforço, foi identificada uma pequena ruptura na região onde não foi possível a adição das espinhas. Caso um aumento de espessura fosse feito localmente, a proposta em questão também poderia ser utilizada.

As duas propostas de reforço na longarina acrescentariam massas de 4,2 e 4,0 kg à estrutura da asa, como mostra a Tabela 7-1. Estes valores equivalem a um acréscimo de aproximadamente 13% em relação ao peso da estrutural original. Apesar de ser um aumento elevado, tendo em vista que o peso é uma característica de fundamental importância na operação de um avião, tais propostas ainda poderiam ser otimizadas. Os critérios adotados durante as análises foram conservadores pois não consideram a energia dissipada pelo revestimento antes que a RPA atinja a longarina. Além disso, a própria longarina é dimensionada para suportar outras cargas durante o voo, as quais poderiam levar a dimensionamentos similares para a estrutura.

A última proposta a ser avaliada foi a utilização de um reforço triangular que seria fixado nas abas da longarina e cujo vértice estaria em contato com o revestimento. A função da nova estrutura seria segurar a deformada do revestimento e partir a RPA, direcionando seus destroços para uma região afastada da longarina. Este reforço feito com uma chapa de alumínio 7075-T6 com 2,0 mm de espessura adicionaria a estrutura do bordo uma massa de 3,1 kg (10% da massa da configuração original), a menor entre as propostas analisadas no presente trabalho. Os resultados da simulação mostraram que de fato o reforço ajuda a segurar a deformada do revestimento, fazendo com que duas rupturas localizadas ocorressem no revestimento, ambas com tamanho sensivelmente menor do que a observada no modelo sem a adição do reforço. A simulação mostrou também a ocorrência de ruptura em parte do reforçador triangular. Todavia, o dano constatado não seria suficiente para permitir que os destroços da RPA atingissem a longarina e, por este motivo, considerou-se que a solução que sugere a adição do reforço triangular poderia ser adotada.

8 CONCLUSÕES

Durante o trabalho, foram feitas diferentes simulações numéricas para reproduzir situações em que ocorrem o impacto com pássaros e com RPAs. Inicialmente, o modelo do pássaro foi validado com modelo teórico da literatura, enquanto o modelo da RPA foi validado com resultados publicados para testes balísticos realizados com diferentes componentes do veículo aéreo. Os resultados dos modelos numéricos para ambos os objetos impactantes apresentaram boa correlação com os dados teóricos e experimentais, o que permitiu a utilização deles nas análises de impacto no bordo de ataque fixo da asa.

Quando comparadas as simulações de impacto de pássaro e impacto com a RPA em um mesmo bordo de ataque fixo da asa, considerando energias cinéticas equivalentes, verifica-se que o dano infligido à aeronave pelo veículo aéreo é maior do que causado pelo impacto com o animal. Enquanto o pássaro causou extensa área com deformação plástica na região do revestimento, a RPA foi capaz de atravessar a estrutura e atingir a longarina, oferecendo riscos à segurança de voo. A principal causa levantada para a diferença dos danos causados foi a geometria e a propriedade dos materiais que constituem os objetos impactantes: os componentes da RPA são mais rígidos e mais duros que os tecidos que compõe o corpo do pássaro, que por sua vez se comportam como um fluido quando o impacto ocorre a grandes velocidades.

Tendo em vista o número crescente de RPAs sendo operados em todo o mundo e a maior criticidade constatada para um impacto envolvendo um equipamento deste tipo e uma aeronave, possivelmente no futuro novos projetos poderão considerar este tipo de evento durante seu dimensionamento.

Os reforços propostos para o revestimento durante o trabalho não foram suficientes para fazer com que o bordo de ataque da asa resistisse ao impacto com a RPA. A proposta que sugere a utilização de colmeias metálicas na região interna da estrutura poderia ser analisada mais detalhadamente, caso uma modelagem que representasse melhor os fenômenos de falha da colmeia fosse empregada.

Os demais reforços propostos, como o aumento da espessura da alma da longarina, a adição de espinhas na parte traseira da longarina e a adição da peça triangular, mostraram-se promissoras para que a segurança de voo da aeronave não seja afetada após ser impactada pelo veículo aéreo de menor porte. Pelo resultado constatado nas simulações, a utilização destes reforços com alguns ajustes faria com que a longarina da asa não sofresse ruptura após o impacto e, conseqüentemente, não fosse provocado um vazamento de combustível.

A utilização dos reforços propostos poderia fazer com que o bordo de ataque de uma asa projetada para suportar o impacto com a RPA ficasse aproximadamente 10% mais pesada do que o bordo de ataque de uma asa projetada para suportar um impacto de pássaro. Um aumento de massa desta magnitude poderia representar uma perda de eficiência significativa para a aeronave.

9 RECOMENDAÇÕES

Durante a realização deste trabalho, constatou-se que poucos estudos foram feitos analisando os efeitos do impacto de RPAs em aeronaves, embora a possibilidade de ocorrência deste tipo de evento nos espaços aéreos aumente cada vez mais com a expansão da utilização deste equipamento. Sendo assim, as seguintes recomendações são feitas para trabalhos futuros:

- Avaliação do impacto da RPA em outras partes da aeronave, tais como para-brisas, fuselagem, empenagens horizontal e vertical e motores;
- Avaliação do impacto envolvendo outros tipos de RPA tais como os modelos de asa fixa, modelos que utilizam uma quantidade maior de motores (hexacópteros e octocópteros) ou de maior porte;
- Viabilidade da utilização de materiais alternativos como fibras de carbono, *kevlar* ou materiais híbridos para fazer um bordo de ataque da asa mais leve resistente ao impacto com a RPA;
- Avaliação de melhorias na representação da RPA em modelos EF, principalmente dos componentes que não foram modelados mais detalhadamente.

REFERÊNCIAS

AERONAUTICAL INFORMATION MANUAL. Official Guideline to Basic Flight Information and ATC Procedures. Federal Aviation Administration, 2017. Disponível em: https://www.faa.gov/air_traffic/publications/media/aim_basic_dtd_10-12-17.pdf

ASME – THE AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS. Guide for Verification and Validation in Computational Solid Mechanics. *ASME V&V 10-2016*, 2016.

AUSTRAL – Nuestra historia, 2020. Disponível em <http://www.austral.com.ar/austral.asp?idioma=po>

BBC – Dubai airport grounds flights due to ‘drone activity’, 2016. Disponível em <https://www.bbc.com/news/world-middle-east-37493404>

BBC – Drone collides with commercial aeroplane in Canada, 2017. Disponível em <https://www.bbc.com/news/technology-41635518>

BBC – Gatwick drone arrest couple feel ‘completely violated’, 2018. Disponível em <https://www.bbc.com/news/uk-england-46675612>

BELYTSCHO, T.; NEAL, M. O. The vectorized pinball contact impact routine. *Transactions on the 10th international conference on structural mechanics in reactor technology*, Volume B, p. 161-166, 1989.

BROOKS, T. R.; KENWAY, G. K. W.; MARTINS, J. R. R. A. Benchmark Aerostructural Models for the Study of Transonic Aircraft Wings. *AIAA Journal*, Volume 56, Issue 7, p. 2840-2855, 2018. Disponível em <http://mdolab.engin.umich.edu/ucrm>

CAIRNS, D. S.; JOHNSON, G.; EDENS, M.; ARNOLD, F. Volume I - UAS Airbone Collision Severity Evaluation – Projectile and Target Definition. Federal Aviation Administration, *Report DOT/FAA/AR-XXX/XX*, 2016. Disponível em

<http://www.assureuas.org/projects/deliverables/a3/Volume%20I%20UAS%20Airborne%20Collision%20Severity%20Projectile%20and%20Target%20Definition.pdf>

CAMPBELL, J.; VIGNJEVIC, R.; LIBERSKY, L. A contact algorithm for smoothed particle hydrodynamics. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Volume 184, Issue 1, p. 49-65, 2000.

CAS AUTHORITY, Potential damage assessment of a mid-air collision with a small UAV, *Technical Report*, 2013. Disponível em <https://www.casa.gov.au/files/potential-damage-assessment-mid-air-collision-small-rpapdf>

CLARÍN – Um hecho insólito: se inició una causa por invasión al espacio aéreo. Dos drones paralizaron el Aeroparque por 45 minutos, 2014. Disponível em https://www.clarin.com/ciudades/drones-aeroparque-detenidos_0_Bye9y_cPXx.html

CNN – Reports of drone disrupt flights at Newark Airport, 2019. Disponível em <https://edition.cnn.com/2019/01/22/us/newark-drone-sightings/index.html>

DEPARTMENT FOR TRANSPORT; MILITARY AVIATION AUTHORITY; BRITISH AIRLINE PILOTS' ASSOCIATION, Small Remotely Piloted Aircraft Systems (RPAs) - Mid-air Collision Study. *Report-16*, 2016. Disponível em https://assets.publishing.service.gov.uk/government/uploads/system/uploads/attachment_data/file/628092/small-remotely-piloted-aircraft-systems-drones-mid-air-collision-study.pdf

DE VUYST, T.; VIGNJEVIC, R.; CAMPBELL, J. C. Coupling between meshless and finite element methods. *Journal of Impact Engineering*, 31, 8, p. 1054-1064, 2005.

DJI – Phantom 3 Standard Especificações, 2020. Disponível em: <https://www.dji.com/br/phantom-3-standard> .

EASA – EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY. Drone Collision Task Force, 2016. Disponível em <https://www.easa.europa.eu/document-library/general-publications/'drone-collision'-task-force>

FOLHA DE SÃO PAULO – Drone fecha Congonhas por 2h, afeta voos e complica rotina de passageiros, 2017. Disponível em <https://www1.folha.uol.com.br/cotidiano/2017/11/1934992-drone-fecha-congonhas-por-2h-afeta-voos-e-complica-passageiros.shtml>

GAO – U.S. Government Accountability Office. *Small unmanned aircraft systems: FAA should improve its management of safety risks*, 2018. Disponível em <https://www.gao.gov/assets/700/692010.pdf>

GLOBO – Drone sobrevoa o Aeroporto de Porto Alegre e suspende operações por mais de uma hora, 2018. Disponível em <https://g1.globo.com/rs/rio-grande-do-sul/noticia/drone-sobrevoa-o-aeroporto-de-porto-alegre-e-suspende-operacoes-por-mais-de-uma-hora.ghtml>

GOKHALE, N. S.; DESHPANDE, S. S.; BEDEKAR, S. V.; THITE, A. N. *Practical Finite Element Analysis. Finite to Infinite*, 2008.

GOLDSMITH, W. *Impact: The Theory and Physical Behaviour of Colliding Solids. Dover Edition*, 2001.

GRECO, M.; CODA, H. B.; VENTURINI, W. S. Na alternative contact/impact identification algorithm for 2d structural problems. *Computational Mechanics*, 34, p. 410-422, 2004.

GUIDA, M. Study, Design and Testing of Structural Configurations for the Bird Strike Compliance of Aeronautical Components. *Doctoral Degree in Aerospace Structure Thesis*, Department of Aerospace Engineering – University of Naples “Federico II”, 2008.

GUIDA, M.; MARULO, F.; MEO, M.; RUSSO, S. Certification by Birdstrike Analysis on C27J Fullscale Ribless Composite Leading Edge. *International Journal of Impact Engineering*, 54, p. 105-113, 2013.

HEDAYATI, R.; SADIGHI, M. Bird Strike – An Experimental, Theoretical, and Numerical Investigation. *Woodhead Publishing in Mechanical Engineering*, 2016.

HEDAYATI, R.; ZIAEI-RAD, S. Effect of bird geometry and orientation on bird-target impact analysis using SPH method. *International Journal of Crashworthiness*, Volume 17, p. 445–459, 2013.

HEYMANN, F. J. On the Shock Wave Velocity and Impact Pressure in High-Speed Liquid-Solid Impact. *Transactions of the ASME (Journal of Basic Engineering)*, p.400, Series D, Vol. 90, 1968.

JENKINS D.; VASIGH B. The economic impact of unmanned aircraft systems integration in the United States, Association for Unmanned Vehicle Systems International (AUVSI). P. 1-40, 2013.

JIAAC. Colisión en vuelo con VANT. *Informe de Seguridad Operacional 80271/19*. Investigación para la Seguridad Aérea. Junta de Investigación de Accidentes de Aviación Civil, 2019. Disponível em <https://jiaac.gob.ar/files/informes/80271-19.pdf>

JOHNSON, G. R.; COOK, W. H. A Constitutive Model and Data for Metals Subjected to Large Strains, High Strain Rates and High Temperatures. *Proceedings of the Seventh International Symposium on Ballistics*, 54, 1983.

JOHNSON, G. R.; COOK, W. H. Fracture Characteristics of Three Metals Subjected to Various Strain, Strain Rates, Temperatures and Pressures. *Engineering Fracture Mechanics*, Volume 21, No 1, p. 31-48 1985.

KAY, G. Failure Modeling of Titanium 6Al-4V and Aluminum 2024-T3 With the Johnson-Cook Material Model, *Report DOT/FAA/AR-03/57*, Federal Aviation Administration, 2003.

LIU J.; LI, Y.; GAO, X. Bird Strike on a flat plate: Experiments and numerical simulations. *International Journal of Impact Engineering*, 70, p. 21-37, 2014.

LIU, J.; LI, Y.; YU, X.; TANG, Z.; GAO, X.; LV, J.; ZHANG, Z. A novel design for reinforcing the aircraft tail leading edge structure against bird strike. *International Journal of Impact Engineering*, 105, p. 89-101, 2017.

LU, X.; LIU, X., LI, Y., ZHANG, Y., ZUP, H. Simulations of airborne collisions between drones and an aircraft windshield. *Aerospace Science and Technology*, 2020.

MAKEITFROM.COM, Aluminum 520.0 (520.0-T4, Formerly 220.0, LM10, G10A, A05200) Cast Aluminum, 2019. Disponível em <https://www.makeitfrom.com/material-properties/520.0-520.0-T4-formerly-220.0-LM10-G10A-A05200-Cast-Aluminum> .

MENG, X.; SUN, Y.; YU, J.; TANG, Z.; LIU, J.; SUO, T.; LI, Y. Dynamic response of the horizontal stabilizer during UAS airborne collision. *International Journal of Impact Engineering*, 126, p.50-61, 2019.

MMPDS-09, *Metallic Material Properties Development and Standardization (MMPDS)*, Chapter 9, Ed. 7, Battelle Memorial Institute, 2014.

MSC. Explicit Nonlinear (SOL 700) User's Guide, *MSC Nastran*, 2013.

NIZAMPATNAM, L. S. Models and Methods for Bird Strike Load Predictions. *PhD Thesis*, Department of Aerospace Engineering – Wichita State University, 2007.

NTSB – NATIONAL TRANSPORTATION SAFETY BOARD. National Transportation Safety Board Aviation Incident Final Report DCA17IA202A, 2017. Disponível em <https://go.usa.gov/xnnkh>

O'CONNOR, J. The Hazard Posed to Aircraft by Birds – Attachment B. *Australian Transport Safety Bureau*, 2002. Disponível em https://www.atsb.gov.au/media/43383/Hazard_aircraft_by_birds.pdf

OLIVARES, G.; GOMEZ, L.; ZINZUWADIA, C.; ESPINOSA DE LOS MONTEROS, J.; BALDRIDGE, R. J.; ALDAG, T. UAS Airborne Collision Severity Evaluation – Volume II – Quadcopter. Federal Aviation Administration, *Report DOT/FAA/AR-XX/XX*, 2017a. Disponível em <http://www.assureuas.org/projects/deliverables/a3/Volume%20II%20-%20UAS%20Airborne%20Collision%20Severity%20Evaluation%20-%20Quadcopter.pdf>

OLIVARES, G.; LACY, T.; GOMEZ, L.; ESPINOSA DE LOS MONTEROS, J.; BALDRIDGE, R. J.; ZINZUWADIA, C.; ALDAG, T.; KOTA, K. R.; RICKS, T.; JAYAKODY, N. UAS Airborne Collision Severity Evaluation - Executive Summary – Structural Evaluation. Federal Aviation Administration, *Report DOT/FAA/AR-XX/XX*, 2017b. Disponível em <http://www.assureuas.org/projects/deliverables/a3/Volume%20I%20-%20UAS%20Airborne%20Collision%20Severity%20Evaluation%20-%20Structural%20Evaluation.pdf>

RBAC 25 – *REQUISITOS DE AERONAVIGABILIDADE: AVIÕES CATEGORIA TRANSPORTE*. ANAC, 2014. Disponível em <https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/boletim-de-pessoal/2009/16s/rbac-25-2013-22-04-2009>

RBAC 33 – *REQUISITOS DE AERONAVIGABILIDADE: MOTORES AERONÁUTICOS*. ANAC, 2009. Disponível em <https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/boletim-de-pessoal/2009/16s/rbac-33-2013-22-04-2009/view>

RBAC-E N°94 – *REQUISITOS GERAIS PARA AERONAVES NÃO TRIPULADAS DE USO CIVIL*. ANAC, 2017. Disponível em <https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/rbha-e-rbac/rbac/rbac-e-94>

SAHRAEI, E., MEIER J., WIERZBICKI, T. Characterizing and modeling mechanical properties and onset of short circuit for three types of lithium-ion pouch cells. *Journal of Power Sources*, Volume 247, p. 503–516, 2014.

SCHROEDER, K.; SONG, HORTON, B.; Y.; BAYANDOR, J. Investigation of UAS Ingestion into High-Bypass Engines, Part II: Drone Parametric Study. *58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017.

SHARMA, R. S. Investigation into Unmanned Aircraft System Incidents in the National Airspace System. *International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*, Article 2, Volume 3, Issue 4, 2016.

SONG, Y.; HORTON, B.; BAYANDOR, J. Investigation of UAS Ingestion into High-Bypass Engines, Part I: Bird vs. Drone. *58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017.

THE TIMES OF INDIA – ‘Drone-like object’ halts operations at Delhi airport for over an hour, 2017. Disponível em <https://timesofindia.indiatimes.com/city/delhi/drone-like-object-halts-operations-at-delhi-airport-for-over-an-hour/articleshow/60147120.cms>

UGRČIĆ, M. Application of the hydrodynamic theory and the finite element method in the analysis of bird strike in a flat barrier. *Scientific Technical Review*, Volume 62, Nos 3–4, p. 28–37, 2012.

VIGNJEVIC, R.; DE VUYST, T.; CAMPBELL, J. C. A Frictionless Contact Algorithm for Meshless Methods. *Computer Methods in Engineering and Science*, 13 (1), p. 31-48, 2006.

WALLACE, R. J.; KIERNAN, K. W.; HARITOS, T.; ROBBINS, J.; D’SOUZA, G. V. Evaluating Small UAS Near Midair Collision Risk Using AeroScope and ADS-B. *International journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*. Volume 5, Issue 4, Article 2, 2018.

WALLACE, R. J.; VANCE, S. M.; LOFFI, J. M.; JACOB, J.; DUNLAP, J. C.; MITCHELL, T. A.; THOMAS R.; WHYTE S. R. Clear to Land: Pilot Visual Detection of Small Unmanned Aircraft During Final Approach. *International journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*. Volume 6, Issue 5, Article 12, 2019.

WILBECK, J. S.; BARBER, J. P. Bird impact loading. *The Shock and Vibration Bulletin*, Volume 48 (Part 2), p. 115–122, 1978.

WILBECK, J. S. Impact behavior of low strength projectiles. *Technical Report AFML-TR-77-134*. Air Force Materials Lab Wright-Patterson AFB, Ohio, 1978.