

UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA

GUILHERME LEMES RODRIGUES

**ANÁLISE COMPARATIVA DA FORMAÇÃO DE GELO
EM UM AEROFÓLIO COM O FENSAP-ICE EM
RELAÇÃO A UM MODELO EXPERIMENTAL**

UBERLÂNDIA

2021

GUILHERME LEMES RODRIGUES

**ANÁLISE COMPARATIVA DA FORMAÇÃO DE GELO
EM UM AEROFÓLIO COM O FENSAP-ICE EM
RELAÇÃO A UM MODELO EXPERIMENTAL**

Projeto de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica da Universidade Federal de Uberlândia, como parte dos requisitos para a obtenção do título de **BACHAREL em ENGENHARIA AERONÁUTICA.**

Área de Concentração: Aerodinâmica

Orientador: Prof. Dr. Francisco José de Souza

UBERLÂNDIA

2021

**ANÁLISE COMPARATIVA DA FORMAÇÃO DE GELO
EM UM AEROFÓLIO COM O FENSAP-ICE EM
RELAÇÃO A UM MODELO EXPERIMENTAL**

Projeto de conclusão de curso **APROVADO** pelo Colegiado do Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica da Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Uberlândia.

Uberlândia, 10 de novembro de 2021.

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Francisco José de Souza
Universidade Federal de Uberlândia

Prof. Dr. Tobias Souza Morais
Universidade Federal de Uberlândia

M Sc Lucas de Souza Meira
Universidade Federal de Uberlândia

Para minha família.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, gostaria de agradecer a Deus por ter me iluminado em toda trajetória durante a graduação e por ter sido meu sustento nos momentos difíceis.

Aos meus pais, Durcelina e Gerson, por todo esforço realizado para que eu pudesse trilhar a trajetória que sempre sonhei, por acreditarem em mim e no meu potencial. Agradeço ao meu irmão Matheus, pela incentivo em todos os momentos e por ser um dos meus grandes espelhos durante a vida acadêmica.

Aos meus amigos, por todo companheirismo e amizade partilhados durante a graduação. Sem vocês essa jornada teria sido muito mais árdua.

Gostaria também de agradecer à Ana Laura, por todo incentivo, ajuda e apoio em todos os momentos.

Agradeço ao professor Francisco de Souza pela dedicação, entendimento, ajuda e conhecimento compartilhado para tornar este projeto realidade.

E por fim, gostaria de agradecer a toda banca composta pelo sim de vocês e por ter o privilégio de compartilhar um momento de troca e muito aprendizado.

“Sonhar grande e sonhar pequeno dá o mesmo trabalho.”

Jorge Paulo Lemann

Rodrigues, G. L. 2021. **Comparative analysis of ice formation in an airfoil with FENSAP-ICE against an experimental model.** Trabalho de Conclusão de Curso, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia

ABSTRACT

The main objective of the present work is the numerical analysis of ice formation in a conventional airfoil (NACA0012), and to make a comparative study of the results obtained with an experimental model implemented by NASA. The software used to perform the numerical analysis was Ansys, making use of the use of several codes belonging to FENSAP-ICE: FENSAP, DROP3D, DROP3DLANG and ICE3D. A specific objective of the project is to evaluate two different approaches to ice formation: the singleshot approach that does not use automatic meshing and the multishot approach that makes use of a powerful remeshing tool. Two cases with equal parameters varying only the temperature were evaluated. However, it was observed that giving up a roughness model applied to the analysis generates impacts and, therefore, adjustments and future work including this parameter are suggested.

KEYWORDS: *aerodynamics, numerical simulation, ice, airfoil, experimental analysis, visualization.*

Rodrigues, G. L. 2021. **Análise comparativa da formação de gelo em um aerofólio com o FENSAP-ICE em relação a um modelo experimental** . Trabalho de Conclusão de Curso, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia.

RESUMO

O presente trabalho tem como principal objetivo a análise numérica da formação de gelo em um aerofólio convencional (NACA0012), e fazer um estudo comparativo dos resultados obtidos com um modelo experimental implementado pela NASA. O software utilizado para realização das análises numéricas foi o Ansys, usando vários códigos pertencentes ao FENSAP-ICE: FENSAP, DROP3D, DROP3DLANG e ICE3D. Um objetivo específico do projeto é avaliar duas abordagens diferentes de formação de gelo: a abordagem *singleshot* que não utiliza deslocamento automático de malha e a abordagem *multishot* que lança mão de uma poderosa ferramenta de *remeshing*. Foram avaliados dois casos com parâmetros iguais variando somente a temperatura. Entretanto, observou-se que abrir mão de um modelo de rugosidade aplicado à análise gera impactos e, sendo assim, é sugerido ajustes e trabalhos futuros incluindo esse parâmetro.

PALAVRAS CHAVE: aerodinâmica, simulação numérica, gelo, aerofólio, análise experimental, visualização.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Formação de gelo em túnel.....	16
Figura 2 - Superfícies sujeitas à formação de gelo.....	16
Figura 3 - Formação de gelo em voo.....	17
Figura 4 - Trajetória das gotículas, eficiência da coleta local e limites de impingimento inferior e superior.....	20
Figura 5 - Tipos de gelo.....	21
Figura 6 - Balanço de massa para determinação da taxa de acúmulo de gelo.....	28
Figura 7 - Balanço de energia para determinação da taxa de acúmulo de gelo.....	29
Figura 8 - Nomenclaturas do aerofólio.....	31
Figura 9 - Perfil NACA 0012.....	31
Figura 10 - Visão geral e visão estruturada da malha C estruturada NACA 0012.....	32
Figura 11 - Vista da interface inicial do FENSAP-ICE.....	33
Figura 12 - Vista do túnel de vento IRT.....	34
Figura 13 - Aerofólio NACA 0012 utilizado no ensaio.....	35
Figura 14 - Comparação da eficiência da coleta com diferentes ângulos de ataque...37	
Figura 15 - Eficiência da coleta para cálculo monodisperso.....	37
Figura 16 - Distribuição Langmuir-D.....	38
Figura 17 - Eficiência da coleta para distribuição Langmuir-D (caso 1).....	39
Figura 18 - Comparação da eficiência de coleta dos dois modelos (caso 1).....	39
Figura 19 - Aerofólio NACA 0012 com crosta de gelo formada pós simulação numérica.....	41
Figura 20 - Resultado do balanço de massa.....	41
Figura 21 - Formas de gelo obtidas para o aerofólio NACA 0012 para o caso 1.....	42
Figura 22 - Eficiência da coleta para o caso monodisperso (caso 2).....	44
Figura 23 - Eficiência da coleta para distribuição Langmuir-D (caso 2).....	44
Figura 24 - Aerofólio com a previsão da formação de gelo para os casos <i>singleshot</i> e <i>multishot</i>	45
Figura 25 - Formas de gelo obtidas para o aerofólio NACA 0012 para o caso 2.....	46

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Comparação dos códigos de simulação de formação de gelo.....	25
---	----

Lista de Abreviaturas e Siglas

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
AOA	Angle of attack
IRT	Icing Research Tunnel
LWC	Liquid Water Content
MED	Mean Effective Droplet Diameter
MVD	Mean Volumetric Droplets
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
RANS	Reynolds-Average Navier-Stokes Equation
RBHA	Requisito Brasileiro de Homologação Aeronáutica
VC	Volume de Controle

Lista de Símbolos

β	Eficiência da coleta local
C_{b2}	Constante do modelo de Spalart e Allmaras
C_p	Coefficiente de pressão
G_v	Produção de viscosidade turbulenta
$h_{i,sur}$	Entalpia da massa de gelo que se forma no volume de controle
$h_{v,sur}$	Entalpia do vapor de água que deixa o volume de controle através da evaporação
$h_{w,sur(i-1)}$	Entalpia de água escoando para dentro do volume de controle
$h_{w,T}$	Entalpia de estagnação da água líquida incidente
k	Energia cinética turbulenta
\dot{m}	Vazão mássico
\dot{m}_i	Vazão de massa de água que congela no volume de controle analisado
$\dot{m}_{r_{in}}$	Vazão de massa de <i>runback water</i> proveniente do volume de controle anterior
\dot{m}_e	Vazão de massa que evapora e deixa o volume de controle
$\dot{m}_{r_{out}}$	Vazão de massa de <i>runback water</i> proveniente do volume de controle anterior
η_f	Fração de congelamento
ρ	Densidade do fluido
q_c	Fluxo de calor devido à convecção
q_k	Fluxo de calor devido à condução na parte inferior do V.C
$S_{\tilde{v}}$	Termo fonte do modelo Spalart e Allmaras
T_T	Temperatura total do ar
T_{sur}	Temperatura da superfície
T_∞	Temperatura do fluido
V_∞	Velocidade do escoamento
$\tilde{\nu}$	Viscosidade turbulenta cinemática
Y_v	Termo de destruição da viscosidade turbulenta

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO.....	15
1.1 Certificação e Operação.....	17
1.2 Conceitos Gerais.....	18
1.2.1 Diâmetro Mediano Volumétrico (MVD).....	18
1.2.2 Conteúdo de Água Líquida.....	19
1.2.3 Fração de Congelamento.....	19
1.2.4 Eficiência da coleta local.....	19
1.3 Tipos de Gelo.....	20
1.4 Objetivos.....	22
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	23
2.1 Referências Básicas.....	23
2.2 Simulação de Formação de Gelo.....	24
3 MODELO MATEMÁTICO.....	26
3.1 Método de Solução do Campo de Escoamento.....	26
3.2 Balanço Termodinâmico e Taxa de Acumulação de Gelo.....	27
4 METODOLOGIA.....	30
4.1 Código de Simulação.....	30
4.1.1 Geometria do Aerofólio.....	30
4.1.2 Malha.....	32
4.1.3 Método de Solução do Programa.....	32
4.2 Modelo Experimental.....	33
4.3 Estudo de Caso.....	35
5 RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	36
5.1 Caso 1.....	36

5.1.1 Eficiência da Coleta.....	36
5.1.2 Formação de Gelo.....	40
5.1 Caso 2.....	43
5.2.1 Eficiência da Coleta.....	43
5.2.2 Formação de Gelo.....	45
6 CONCLUSÃO.....	48
7 TRABALHOS FUTUROS.....	49
REFERÊNCIAS.....	50

1 INTRODUÇÃO

A formação de gelo nas superfícies de uma aeronave é um fenômeno que tem grande impacto no voo e, em condições favoráveis para a ocorrência do mesmo, as autoridades reguladoras classificam como uma condição de alto risco para a operação. Quando uma aeronave é introduzida em uma região na qual há uma pré-disposição de formação de gelo, diversos equipamentos e subpartes da aeronave podem ser afetados pelo congelamento, como, por exemplo: entrada de ar dos motores, sensores, para-brisas, antenas, asas e empenagens.

No caso de formação de gelo nas asas e empenagens, gera problemas devido às alterações das superfícies aerodinâmicas que, conseqüentemente, reduzem o coeficiente de sustentação, aumentam o arrasto e elevam o peso da aeronave. Quanto à formação de gelo na entrada de ar do motor, pode ocorrer do gelo ser ingerido pelo motor e gerar falha catastrófica no motor, visto que, pode ocasionar danos no compressor, alterar o escoamento e causar degradação de desempenho. As antenas, para-brisas e sensores quando sujeitos a acúmulos de gelo podem afetar a comunicação, a visibilidade e a coleta de informações relevantes para o voo, respectivamente.

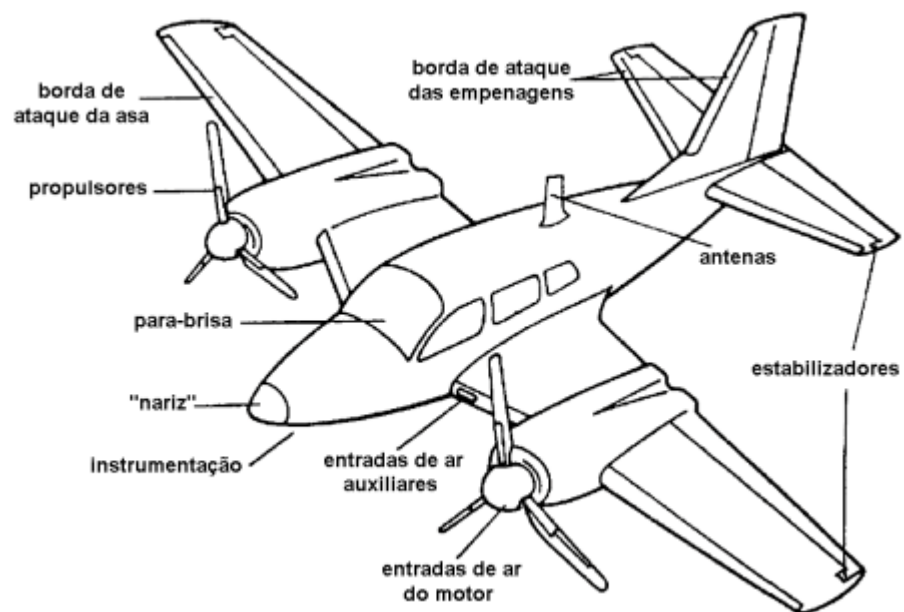
De acordo com a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), nos mapas de previsão meteorológicas e nas mensagens operacionais, a formação de gelo pode ser dividida em três faixas: formação leve, formação moderada e formação forte. No geral, a formação leve não afeta a operação a aeronave, visto que, a própria evaporação compensa a acumulação. Na formação moderada, a acumulação fica entre 1 e 5 mm/min. Nessa faixa de acumulação podem ocorrer formação que comprometa a operação da aeronave. Além dessa faixa, também existe a faixa forte, na qual a acumulação fica compreendida entre 5 e 10 mm/min. Nela, a formação é quase instantânea, pois cria uma camada densa de gelo sobre a aeronave.

Figura 1 – Formação de gelo em túnel



Fonte: (NASA., 2009)

Figura 2 – Superfícies sujeitas à formação de gelo



Fonte: (HEINRICH et al., 1991)

Com a aeronave em voo, a formação de gelo se dá pelo impacto das gotículas de água sub-resfriadas das nuvens, que estão em uma condição metaestável, com as superfícies da aeronave. A quantidade de gelo formado e a taxa de congelamento dependem diretamente das condições atmosféricas como, por exemplo, quantidade de gotas, tamanho das gotas e temperatura, da forma da superfície e das condições de voo, tais como ângulo de ataque e velocidade da aeronave.

Figura 3 – Formação de gelo em voo



Fonte: (PASSOS, 2009)

1.1 Certificação e Operação

Para realizar a certificação e poder operar uma aeronave em território brasileiro é preciso cumprir uma série de requisitos exigidos pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) descritos no Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica (RBHA) Parte 25. Assim que uma aeronave prova o cumprimento de todos os requisitos, o órgão regulador julga a aeronave como aeronavegável.

O envelope de operação da aeronave é baseado na regulamentação de três grandes aspectos: 1) temperatura ambiente, 2) diâmetro efetivo médio (MED) e 3) conteúdo de água líquida (LWC).

A regulamentação define que a aeronave opere de maneira segura tanto no envelope de Máximo Intermitente quanto no envelope de Máximo Contínuo. A condição de Máximo Intermitente ilustra condições de nuvens menores e em altas

altitudes, já a condição de Máximo Intermitente representa nuvens maiores e com baixa altitude. As nuvens pertencentes à condição de Máximo Intermitente impõem condições bem graves de formação de gelo, superando as condições impostas pela condição de Máximo Contínuo, visto que, têm maior LWC e MED, além de apresentarem temperaturas mais baixas.

Algumas condições de formação de gelo são extremamente difíceis para realização de ensaios experimentais devido limitações operacionais do túnel, mas, são requisitos dentro do envelope operacional definido pelo órgão regulador. Uma solução para essas lacunas é a utilização das simulações numéricas que são aceitas pelas autoridades de homologação.

Além de servir como análise complementar de formação de gelo, as simulações numéricas também são amplamente utilizadas para auxílio do ensaio experimental, como, por exemplo, o molde de gelo simulado. Dessa maneira, é possível fazer diversas análises como estabelecer limitações operacionais e variação dos parâmetros aerodinâmicos.

1.2 Conceitos Gerais

No estudo da formação de gelo sobre a superfície de um aerofólio é utilizada uma série de terminologias que são de extrema importância para a compreensão das teorias e conceitos abordados a seguir.

1.2.1 Diâmetro Mediano Volumétrico (MVD)

O MVD é definido como mediana da distribuição de diâmetros de gotículas pertencente a uma nuvem. Estatisticamente, a mediana tem menos impacto de valores extremos de uma amostragem do que, por exemplo, a média ponderada dos diâmetros das gotas presentes na amostra.

Importante salientar que para um mesmo aerofólio e mesmo escoamento, o fato da possibilidade da existência de gotículas com diferentes diâmetros implica numa alteração de efeito na trajetória das gotículas, visto que, gotas com diâmetro maior têm uma probabilidade maior de atingirem a superfície do aerofólio, elevando a

eficiência da coleta. Dessa maneira, é de suma importância o estudo do MVD pois gera impacto direto na quantidade de água que colide no bordo de ataque.

As autoridades reguladoras levam em consideração o diâmetro mediano volumétrico (MVD) como representação para o diâmetro médio efetivo (MED) que é descrito nos regulamentos da ANAC.

1.2.2 Conteúdo de Água Líquida (LWC)

A definição do conteúdo de água líquida é a massa líquida de água contida em uma unidade de volume da nuvem. O LWC distingue os cristais de gelo já formados com as gotas sub-resfriadas que estão em estado líquido, sendo, somente as gotas levadas em consideração no LWC.

1.2.3 Fração de Congelamento (η_f)

A fração de congelamento é definida matematicamente como o quociente do fluxo de massa de água líquida que congela no volume de controle analisado pela soma do fluxo de massa de água líquida incidente com o fluxo de massa de *runback water*, que é proveniente do volume de controle anterior. Na equação 1 é possível visualizar a formulação matemática descrita anteriormente:

$$\eta_f = \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_{rin} + \dot{m}_e} \quad (1)$$

Quando η_f é igual 1, significa que o fluxo de massa de *runback water* é nulo, isto é, toda a vazão de massa de água incidente congela instantaneamente no volume de controle.

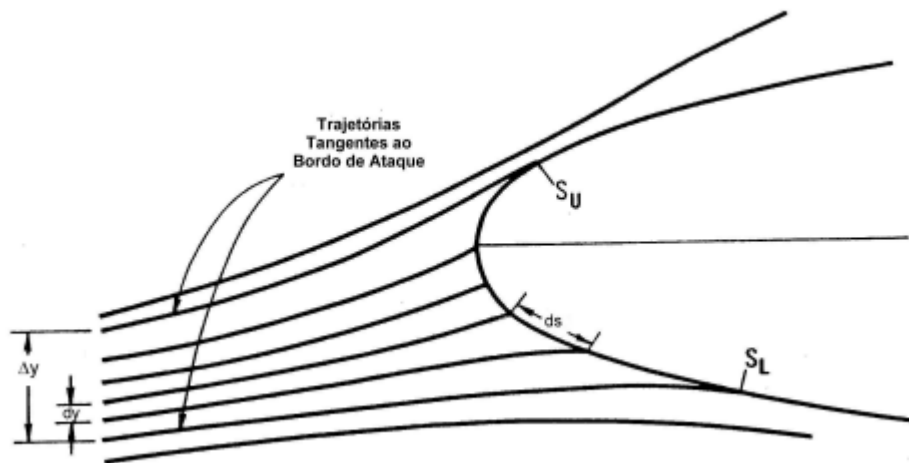
1.2.4 Eficiência da Coleta Local (β)

As gotículas sub-resfriadas seguem uma trajetória que pode ou não colidir com a superfície do aerofólio. São definidas duas variáveis para analisar o parâmetro da eficiência da coleta local: o limite superior da superfície impingida (S_u) e o limite inferior da superfície impingida (S_l).

O parâmetro β é calculado como razão entre as distâncias das trajetórias entre as partículas da corrente e as distâncias entre os pontos que recebem colisão de gotículas no perfil. Os resultados adquiridos para o campo de velocidade ao redor do perfil são utilizados para integrar a trajetória das gotas e calcular a eficiência da coleta sobre o perfil.

$$\beta = \frac{dy}{ds} \quad (2)$$

Figura 4 – Trajetória das gotículas, eficiência de coleta local e limites de impingimento inferior e superior



Fonte: (SILVA, 2002)

Sendo assim, a vazão mássica de água que atinge o perfil é calculada como:

$$\dot{m} = \beta V_{\infty} (LWC) \quad (3)$$

1.3 Tipos de Gelo

Quando uma gotícula se encontra em uma condição de sub-resfriamento metaestável, pequenas perturbações térmicas ou mecânicas podem gerar o processo de congelamento, o que é o caso da colisão das gotículas com a superfície da aeronave. Segundo Mason (1971), a concentração de cristais tem acréscimo com a redução da temperatura.

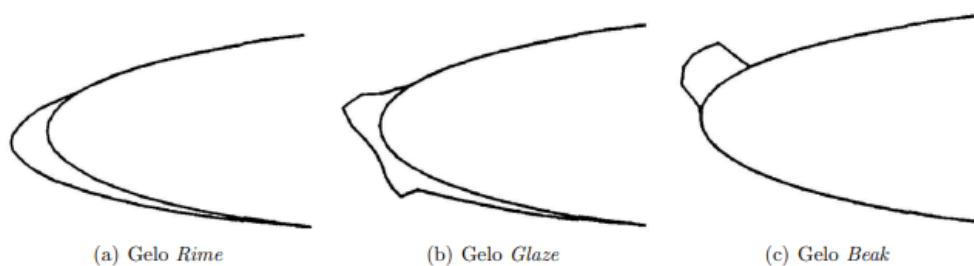
Existem três tipos de gelo, o gelo do tipo “*rime*”, o gelo do tipo “*glaze*” e o gelo misto, que é uma mistura dos dois primeiros casos. Considerando que o objeto de estudo deste trabalho é a formação de gelo em aerofólios 2D, todas considerações descritas sobre os tipos de gelo são baseadas na vazão mássica de água líquida incidindo sobre um aerofólio.

Quando a fração de congelamento (η_f) é igual a 1, que ocorre em baixas temperaturas ou baixo LWC, é formado o *rime ice*. Essa formação gera o congelamento instantâneo das gotículas na colisão das mesmas com a superfície da aeronave. Nesse tipo de gelo o fluxo mássico de *runback water* é nulo, o que corrobora a asserção de que todo o fluxo mássico de água líquida incidente é transformado em gelo. O *rime ice* tem aparência porosa, opaca e uma cor branca, além disso, tem uma densidade inferior à densidade do *glaze ice*, isso se dá pela existência de ar aprisionado na estrutura do *rime ice*.

O *glaze ice* é gerado quando a fração de congelamento tem valor entre 0 e 1. Nesse caso, uma parcela do fluxo de água líquida incidente não congela no volume de controle considerado, sendo assim, parte da água permanece no estado líquido e escorre até que ocorra o congelamento em uma porção da superfície subsequente ao volume de controle inicial. Tal característica implica em um gelo com cor transparente e com formação de estruturas complexas como chifres de gelo (“*ice horns*”) para o caso 2D e cauda de lagosta (“*lobster tail*”) para o caso 3D. As estruturas citadas anteriormente causam drásticas quedas no coeficiente de sustentação e grande acréscimo da força de arrasto na aeronave.

O último formato de gelo é o misto ou gelo *beak*, nesse caso a formação engloba tanto o *rime ice* quanto o *glaze ice*. Uma parcela do fluxo mássico de água incidente congela instantaneamente ao ter contato com a superfície do aerofólio.

Figura 5 – Tipos de Gelo



Fonte: (GENT; DART; CANSDALE, 2000)

1.4 Objetivos

O objetivo desse projeto é desenvolver um estudo comparativo entre um modelo experimental e uma simulação numérica de formação de gelo em um aerofólio NACA0012.

A simulação, assim como o experimento, fornece uma perspectiva de como o fluxo de massa de água líquida forma o gelo na superfície do aerofólio, ilustrando formato, cor e posição.

Após ter uma base de dados de variáveis pertinentes à análise de formação de gelo, a ideia é comparar as possíveis dispersões entre essas variáveis, em especial o formato. Após isso, buscar aspectos embarcados no modelo numérico que fazem com que haja diferença com o experimento e avaliar o quão confiável o modelo numérico pode ser para os casos simulados.

A validação do modelo numérico é de extrema importância, dado que, em casos em que o modelo experimental não consegue atingir as condições necessárias para realizar o experimento, o modelo numérico pode ser levado em consideração e é válido para homologação.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

A formação de gelo em aeronaves é um fenômeno que desperta a atenção dos fabricantes e da comunidade científica desde meados dos anos 40. Muitos testes em voo e estudos teóricos foram realizados desde essa época e possibilitaram o desenvolvimento dos primeiros sistemas de proteção. As análises iniciais focavam no cálculo de trajetórias das gotas e no crescimento de gelo, mas, até então estavam limitadas a objetos de geometria simples como cilindros e esferas. Com o avanço da teoria por volta dos anos 70 começaram ser desenvolvidas análises para outros formatos geométricos, incluindo os aerofólios.

2.1 Referências Básicas

Carrol e McAvoy (1929) publicaram no *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA) um programa para avaliação da formação de gelo em aeronaves. Foram observados acúmulo de gelo em algumas partes da aeronave VE-7, incluindo a asa. Outro aspecto notado no estudo foi que a degradação aerodinâmica provida pelo gelo gera um impacto negativo maior que o peso adicional que o gelo acrescenta.

Na década de 40, o NACA desenvolveu o *Icing Research Tunnel* (IRT) em Ohio. Esse túnel teve dois grandes objetivos: avaliar a mudança de características de desempenho do aerofólio devido à presença de gelo acumulado e funcionar como bancada de teste para sistemas anti-gelo e degelo.

Messinger (1953) criou o procedimento de cálculo da temperatura da superfície em um cilindro rotativo com superfície adiabática e em equilíbrio termodinâmico com o escoamento de ar. Um parâmetro que foi fruto desse trabalho e se tornou indispensável para análises de formação de gelo é a fração de congelamento. Diversos softwares utilizam a base de cálculo desenvolvida pelo autor, inclusive o software utilizado para simulação nesse trabalho.

O modelo matemático de nuvens de gotículas sub-resfriadas na atmosfera foi implementado por Langmuir (1961). Logo em seguida, agregou-se o primeiro cálculo de trajetória das partículas e da eficiência de coleta, cujo autores foram Langmuir e Blodgett (1961). Esse modelo desenvolvido por Langmuir e Blodgett desconsidera a atuação de forças gravitacionais no cálculo da trajetória das partículas, dessa

maneira, só é levado em consideração a força de arrasto. É importante entender cada aspecto levado em consideração no desenvolvimento do modelo, visto que, muitos softwares utilizam esses modelos como base de simulação, assim sendo, haverá casos em que essas considerações poderão impactar no resultado da simulação, apresentando divergência em relação ao modelo experimental.

2.2 Simulação de Formação de Gelo

Com o desenvolvimento dos estudos teóricos e experimentais, surgiu a necessidade da criação de programas computacionais para estudar casos em que há a inviabilidade do ensaio experimental, além de permitir a redução de custos. Dessa maneira, diversos autores iniciaram desenvolvimento de códigos para simulação da formação do gelo. Dentre esses, quatro códigos que utilizam diferentes abordagens de modelos matemáticos são amplamente utilizados em softwares de simulação, sendo eles: TRAJICE, LEWICE, ONERA e FENSAP-ICE.

O código TRAJICE foi implementado por Gent (1990) e mostra uma previsão de gelo bidimensional em aerofólios. O escoamento potencial completo é solucionado pelo programa ao redor do aerofólio e, utilizando a rotina criada por Collyer e Lock (1979), considera na simulação os efeitos viscosos da camada limite. O modelo termodinâmico embarcado no programa é oriundo do desenvolvimento realizado por Messinger (1953) e o cálculo da trajetória das partículas segue o modelo de Langmuir e Blodgett (1961).

Macarthur, Keller e Luers (1982), Ruff e Berkowitz (1990), Wright (1995, 1999) desenvolveram o código LEWICE. Nesse modelo é utilizado o método dos painéis para solucionar o escoamento potencial ao redor do aerofólio bidimensional. No cálculo da trajetória das gotículas de água é considerado a força de arrasto e a gravidade no cálculo da quantidade de movimento. Além disso, o balanço termodinâmico aplicado no aerofólio é similar ao implementado por Messinger (1953). O coeficiente de transferência de calor convectivo é calculado pelo código conforme procedimento de Makkonnen (1985).

O código ONERA foi criado por Guffond e Brunet (1988). O código soluciona o escoamento potencial completo, isoentrópico e compressível, sobre o aerofólio utilizando o método de elementos finitos proposto por Bredif (1983,1985). O equilíbrio

termodinâmico na superfície do aerofólio e o cálculo da trajetória das partículas seguem o mesmo modelo aplicado no código TRAJICE.

Beaugendre, Morency e Habashi (2003) desenvolveram o programa FENSAP-ICE, que utiliza soluções por diferenças finitas a fim de encontrar soluções mais assertivas da transferência de calor e do escoamento. O programa embarca a solução de Navier-Stokes tridimensional. Quanto ao balanço termodinâmico o modelo aplicado pelo programa é o de Messinger (1953).

Tabela 1 – Comparação dos códigos de simulação de formação de gelo

Código	LEWICE	ONERA	TRAJICE	FENSAP-ICE
Dimensão	2D e 3D	2D e 3D	2D	3D
Aerodinâmica	Método dos Painéis	Navier-Stokes	Método dos Painéis	Navier-Stokes
Trajétoria das partículas	Langrangeano	Langrangeano	Langrangeano	Euleriano
Camada Limite	Método Integral	Método Integral	Método Integral	Método Integral
Modelo Termodinâmico	Messinger	Messinger	Messinger	Messinger

Fonte: Autor

3 MODELO MATEMÁTICO

3.1 Método de Solução do Campo de Escoamento

Dois métodos são amplamente levados em consideração para simulador o campo de escoamento em torno de um perfil: o Método dos Painéis e o Método das Equações de Navier-Stokes.

O método dos painéis se baseia em calcular o escoamento potencial ao redor do perfil. O método calcula o escoamento incompressível, irrotacional e invíscido. Tal método utiliza a solução da Equação de Laplace no escoamento com essas características.

O método das equações de Navier-Stokes calcula o escoamento em torno do perfil com base na aplicação da Segunda Lei de Newton. Após a aplicação da lei, obtém-se um sistema de equações diferenciais parciais de segunda ordem e não-lineares.

Em ambos métodos, os resultados obtidos para o escoamento são usados para definir a taxa de transferência de calor por convecção com relação ao processo de congelamento e determinação da trajetória das gotículas de água.

O método das equações de Navier-Stokes é utilizado como fundamento de modelo matemático no programa FENSAP-ICE, sendo assim, por utilizar esse programa como objeto de estudo, será detalhado abaixo o equacionamento do método.

As equações diferenciais parciais não-lineares são aplicáveis para descrição do movimento de um fluido newtoniano, isto é, a tensão de cisalhamento (τ) é proporcional à taxa de deformação gerada pelo cisalhamento.

As equações de conservação de massa, quantidade de movimento linear e energia térmica para o escoamento bidimensional em regime laminar de um fluido newtoniano e compressível, utilizando coordenadas cartesianas, são definidas como:

$$\nabla \cdot (\rho V) = \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} \quad (4)$$

$$\left(u \frac{\partial \rho u}{\partial x} + v \frac{\partial \rho u}{\partial y} \right) = -\frac{\partial P}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \nabla \cdot V \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] \quad (5)$$

$$\left(u \frac{\partial \rho v}{\partial x} + v \frac{\partial \rho v}{\partial y} \right) = -\frac{\partial P}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(2 \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \nabla \cdot V \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] \quad (6)$$

$$C_p \left(u \frac{\partial \rho T}{\partial x} + v \frac{\partial \rho T}{\partial y} \right) = \frac{\partial}{\partial y} \left[k \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[k \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right) \right] \quad (7)$$

O escoamento é solucionado transformando o domínio real contínuo em um conjunto de pontos discretos, que formam os nós da malha computacional. Nesse procedimento, o conjunto de equações diferenciais parciais é aproximado por um conjunto de equações algébricas, que são solucionados por métodos numéricos.

A discretização das equações de Navier-Stokes pode ser realizada por meio do método de volumes finitos no qual é realizado um balanço de massa, quantidade de movimento linear e energia térmica na fronteira do volume em torno do volume finito em torno de cada nó da malha.

Um método que vem sendo extremamente utilizado no processo de formação de gelo é o método de elementos finitos. Nele, a discretização das equações é feita reduzindo o resíduo da equação diferencial no elemento que tem como vértice os nós da malha.

Uma grande vantagem do programa FENSAP-ICE sobre boa parte dos outros códigos é que os códigos que levam em consideração o cálculo do escoamento potencial não têm capacidade de prever o coeficiente de transferência de calor durante o processo em que o gelo é acumulado. Sendo assim, esse coeficiente precisa ser parametrizado através de soluções empíricas. Já no caso das equações de Navier-Stokes, o campo de temperatura em torno do perfil com acúmulo de gelo é definido como solução da equação de conservação de energia térmica.

3.2 Balanço Termodinâmico e Taxa de Acumulação de Gelo

Considerando que já foram determinados a trajetória das gotículas de água e o campo de escoamento ao redor do perfil, o passo seguinte é o cálculo da taxa de acumulação de gelo. Os programas computacionais simulam a formação de gelo por meio de um balanço de massa e energia. Algumas aproximações são levadas em consideração:

- A taxa de transferência de calor por condução no interior do gelo pode ser desconsiderada devido à baixa condutividade térmica;

- Aerofólio adiabático;
- A taxa de transferência de calor por radiação é desprezível.

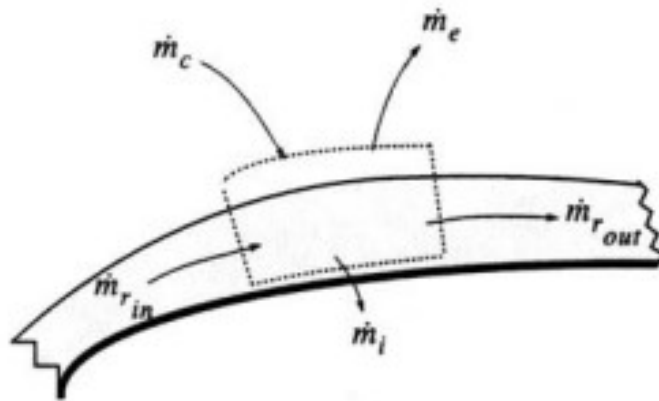
Para o balanço de massa, é utilizada seguinte expressão:

$$\dot{m}_c + \dot{m}_{r_{in}} - \dot{m}_e - \dot{m}_{r_{out}} = \dot{m}_i \quad (8)$$

Onde,

- \dot{m}_c representa o fluxo de massa de água líquida incidente;
- $\dot{m}_{r_{in}}$ representa o fluxo de massa de *runback water* proveniente do volume de controle anterior;
- \dot{m}_e representa o fluxo de massa que evapora e deixa o volume de controle;
- $\dot{m}_{r_{out}}$ representa o fluxo de massa de *runback water* que adentra o volume de controle seguinte;
- \dot{m}_i representa o fluxo de água que congela no volume de controle analisado.

Figura 6 – Balanço de massa para determinação da taxa de acumulação de gelo



Fonte: (Zamparoli; de Andrade, ITA)

No balanço de energia, são considerados os seguintes fluxos de calor latente e/ou sensível:

- Taxa de energia das partículas que incidem no perfil;
- Resfriamento do gelo;
- Transferência de calor por convecção;

- Taxa de evaporação e sublimação;
- Energia cinética das gotículas;
- Entrada e saída de energia da água escoada (*runback water*);
- Calor latente liberado durante congelamento da água incidente;

$$\begin{aligned} \dot{m}_c h_{W,T} + \dot{m}_{r_{in}} h_{W,sur(i-1)} = \dot{m}_e h_{V,sur} + \dot{m}_{r_{out}} h_{W,sur} + \dot{m}_i h_{i,sur} \\ + q_c \Delta S + q_k \Delta S \end{aligned} \quad (9)$$

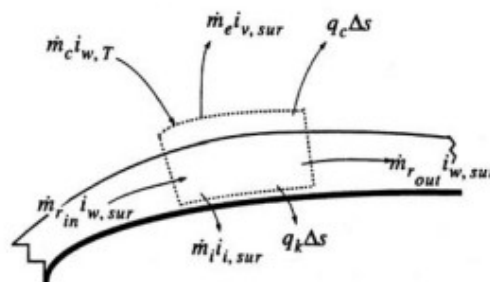
Onde,

- $h_{W,T}$ representa a entalpia de estagnação da água líquida incidente;
- $h_{W,sur(i-1)}$ representa a entalpia de água escoando para dentro do volume de controle.
- $h_{V,sur}$ representa a entalpia do vapor de água que deixa o volume de controle através da evaporação;
- $h_{W,sur}$ representa a entalpia da água escoada que sai para o próximo volume de controle;
- $h_{i,sur}$ representa a entalpia da massa de gelo que se forma no volume de controle;
- q_c representa o fluxo de calor devido à convecção;
- q_k representa o fluxo de calor devido à condução na parte inferior do volume de controle;
- ΔS representa o comprimento da superfície do volume de controle.

A transferência de calor por convecção é definida como:

$$q_c = h_c(T_{sur} - T_\infty) \quad (10)$$

Figura 7 – Balanço de energia para determinação da taxa de acumulação de gelo



Fonte: (Zamparoli; de Andrade, ITA)

4 METODOLOGIA

4.1 Código de Simulação

A ferramenta numérica FENSAP será utilizada para prever formas de gelo em um aerofólio 2D, o NACA0012. O motivo da escolha do aerofólio está relacionado com a ampla utilização dele no mercado e também pela existência de uma sólida base de dados de ensaios experimentais de formação de gelo.

O FENSAP-ICE é um código de simulação de gelo de alto desenvolvimento, suportando tanto simulações de gelo 2D quanto 3D. O programa consiste em módulos que têm como objetivo resolver os seguintes processos: o campo de fluxo é solucionado utilizando o Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS), o impingimento de gotas e cristais de gelo são simulados baseado no método Euleriano, o crescimento do gelo é obtido solucionando as equações diferenciais parciais. Ademais, o FENSAP-ICE possui um mecanismo de malha com deslocamento automático que adapta a malha à geometria congelada.

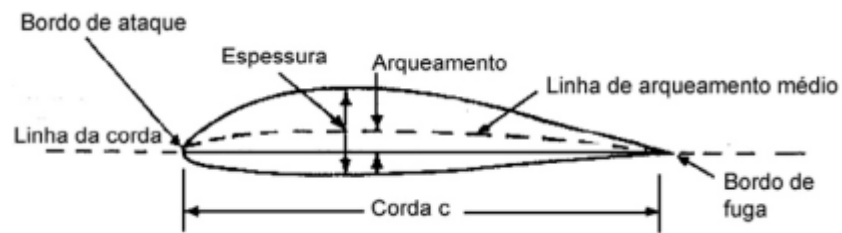
4.1.1 Geometria do Aerofólio

Existe uma gama de aerofólios inseridos no mercado aeronáutico e em estudos teóricos dispostos na literatura. Dentre esses, há um grande número de séries e tipos, os quais devem ser escolhidos baseado na aplicação em que se deseja utilizar. Uma das séries de perfis de maior utilização no mercado e em projetos acadêmicos é a série NACA de 4 dígitos. Para caracterização do perfil, são observadas três informações:

- Dígito 1: curvatura máxima em percentual em relação ao comprimento da corda;
- Dígito 2: percentual da posição do ponto de máxima curvatura em relação ao comprimento da corda;
- Dígitos 3-4: Espessura máxima do aerofólio em porcentagem do comprimento da corda;

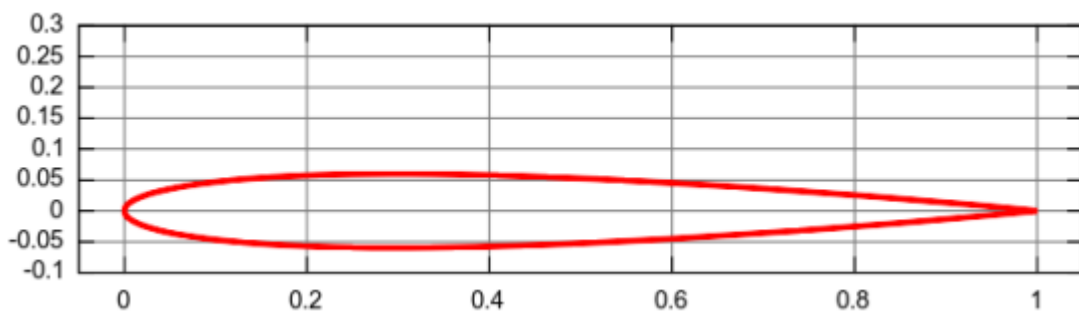
O aerofólio selecionado para objeto de estudo é o NACA 0012, por ser um perfil simétrico os dois primeiros dígitos são variáveis que não são aplicáveis nesse caso, dessa maneira, são representados por algarismos zero e devido ao fato de ter espessura de 12% do comprimento da corda, os dígitos 3 e 4 são 1 e 2, respectivamente.

Figura 8 – Nomenclaturas do aerofólio



Fonte: Adaptado de Anderson (2010)

Figura 9 – Perfil NACA 0012



Fonte: *Airfoil Investigation Database* (2011)

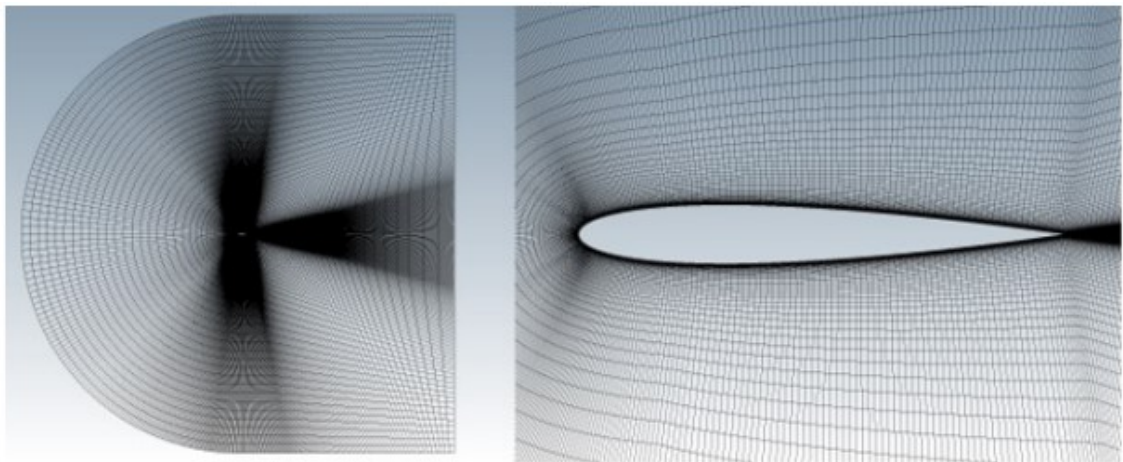
Na figura 8 são ilustradas as variáveis que definem um aerofólio. É pertinente avaliar que para o aerofólio adotado nesse estudo não há arqueamento, o que, conseqüentemente, exclui a existência da linha de arqueamento médio, característica que define a condição de simetria de um aerofólio.

Analisando a figura 9, é possível visualizar a forma geométrica do aerofólio. A fonte da imagem é uma base de dados em que é possível exportar as coordenadas e utilizá-las para análises, o que foi realizado nesse presente trabalho.

4.1.2 Malha

A malha utilizada no projeto contém 114700 nós e 46810 volumes hexaédricos. O comprimento da corda é de 0,5334 metros e a profundidade dos elementos ao longo do vão (direção Z) é de 0,1 metros. O espaçamento da malha pode ser considerado médio, tal que a altura inicial da célula é de 0,0000025 cordas e a razão de expansão é de 1,14 na direção normal para manter o número de nós baixo.

Figura 10 – Visão geral e visão aproximada da malha C estruturada NACA 0012



Fonte: Autor

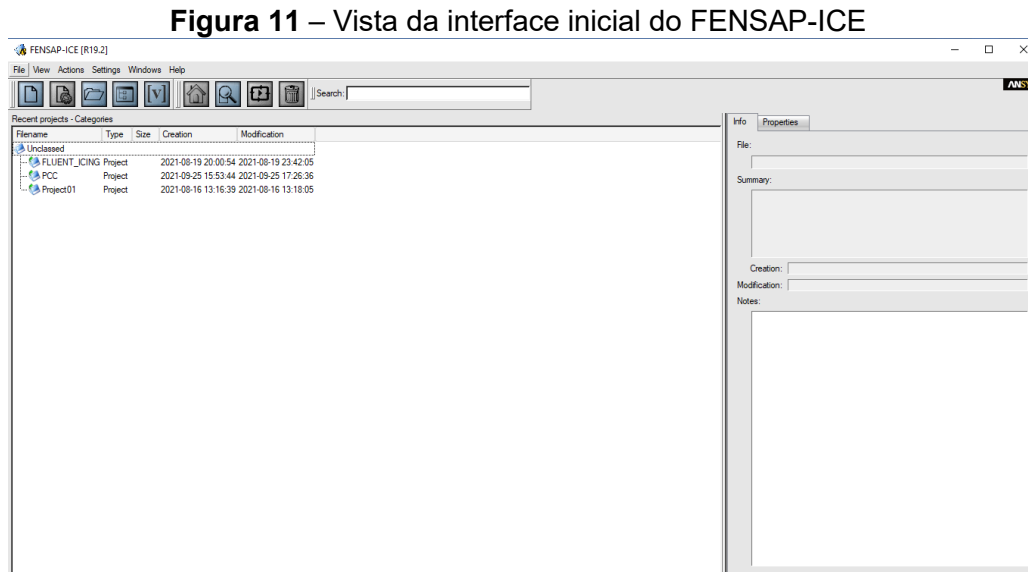
4.1.3 Método de solução do programa

O programa soluciona as equações de Navier-Stokes, por levar em consideração um escoamento viscoso. Quanto à turbulência, é utilizado o modelo Spalart-Allmaras com turbulência de fluxo livre baixa, ou seja, utiliza uma razão de viscosidade parasita/laminar muito baixa, em torno de 10^{-5} . A rugosidade do aerofólio não é levada em consideração nesse caso, pois o modelo utilizado é um aerofólio limpo.

Spalart e Allmaras (1992) desenvolveram um modelo que utiliza uma equação de transporte para viscosidade turbulenta cinemática, com a ideia de reduzir o custo computacional em análises computacionais de problemas aerodinâmicos. A equação de transporte é:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\tilde{v}u_i) = G_v + \frac{1}{\partial_v} \left\{ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \rho\tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right] + C_{b2}\rho \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right) \right\} - Y_v S_{\tilde{v}} \quad (11)$$

Tal que \tilde{v} é a viscosidade turbulenta cinemática, G_v é a produção de viscosidade turbulenta, Y_v é a destruição da viscosidade turbulenta, $S_{\tilde{v}}$ é um termo fonte para o modelo e C_{b2} é uma constante para o modelo.



Fonte: Autor

4.2 Modelo Experimental

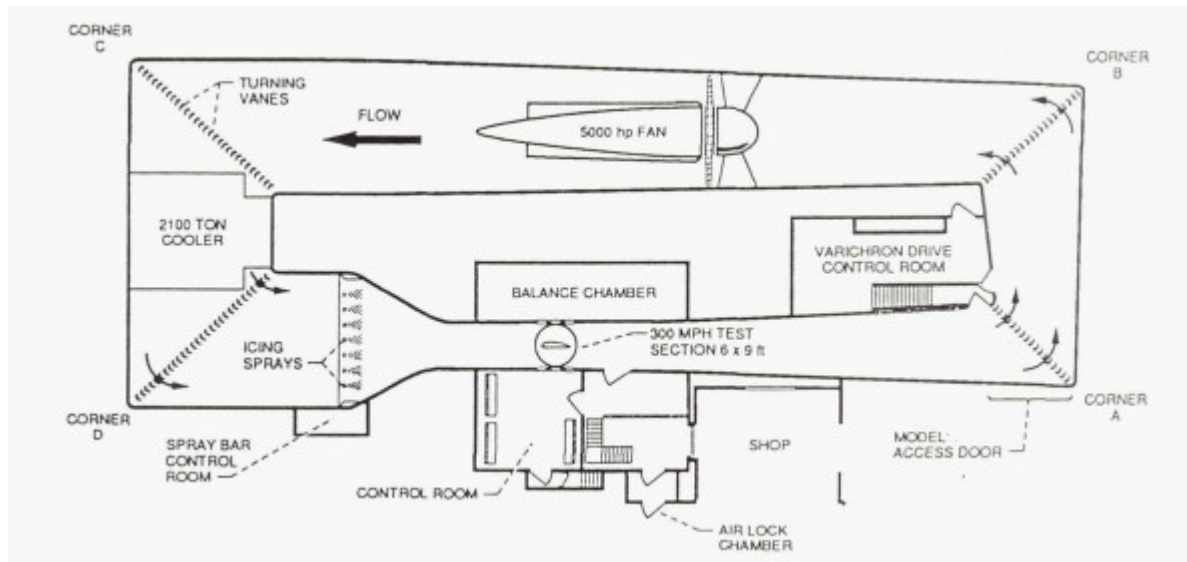
O modelo experimental levado em consideração foi desenvolvido por Shin e Bond (1992) no *Icing Research Tunnel* (IRT) no *Lewis Research Center* da NASA em Ohio para avaliar as formas de gelo obtidas na faixa de temperatura de -26°C a -2°C . O trabalho é denominado “*Experimental and Computacional Ice Shape and Resulting Drag Increase for a NACA 0012 Airfoil*” e para acessá-lo é preciso buscar o código 105743 nos memorando técnicos da NASA.

O trabalho teve como objetivo documentar as formas de gelo obtidas experimentalmente para um faixa de temperatura, usar uma ferramenta numérica para comparar o experimento com uma das abordagens teóricas e avaliar a degradação de parâmetros aerodinâmicos com inclusão das formas de gelo.

Na figura 12 é possível observar o *layout* do túnel utilizado. Esse é um túnel de vento refrigerado com circuito fechado. O ambiente de teste tem 6 pés de altura, 9 pés de largura e 6 pés de comprimento. Um *fan* fornece velocidades de até 300 mph na

seção de teste. Além disso, ele tem a capacidade de refrigerar 21000 toneladas de fluido controlando-o sua temperatura entre -40°F e 30°F .

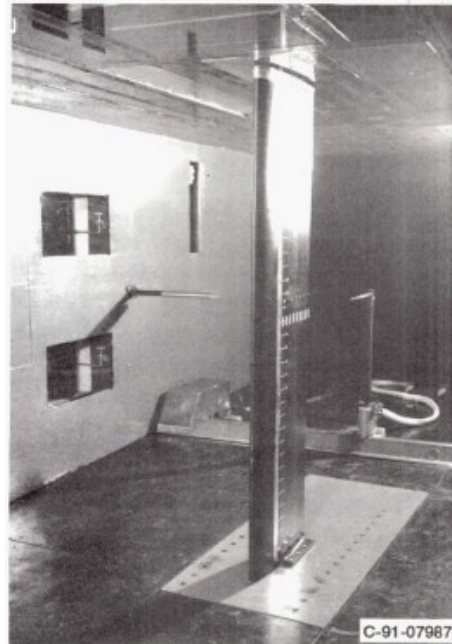
Figura 12 – Vista do Túnel de Vento IRT



Fonte: (Shin; Bond, 1992)

O modelo de testes tinha 1,83 metros de extensão e 0,5334 metros de corda. Uma característica do material do aerofólio é que o mesmo passou por um revestimento de fibra de vidro. O modelo foi montado numa posição vertical e centralizado na seção de testes. Para toda as simulações executadas utilizou-se um ângulo de ataque de 4° .

Figura 13 – Aerofólio NACA 0012 utilizado no ensaio



Fonte: (Shin; Bond, 1992)

4.3 Estudo de Caso

Dentre os diversos casos realizados no experimento foram selecionados 2 casos para realizar o estudo comparativo do modelo experimental com a simulação realizada no FENSAP-ICE:

- Caso 1: $T_T = -26\text{ °C}$, $AOA = 4^\circ$, $V_\infty = 150\text{ mph}$, $LWC = 1\text{ g/m}^3$, $MVD = 20\text{ }\mu\text{m}$,
Tempo de Acreção: 6 min.
- Caso 2: $T_T = -17\text{ °C}$, $AOA = 4^\circ$, $V_\infty = 150\text{ mph}$, $LWC = 1\text{ g/m}^3$, $MVD = 20\text{ }\mu\text{m}$,
Tempo de Acreção: 6 min.

Após realizar a simulação e obter a forma do gelo em torno do aerofólio nos dois casos, os gráficos de forma de gelo serão sobrepostos e comparados com o arquivo obtido no ensaio experimental. Assim, é possível avaliar a qualidade do programa de simulação para estes casos, qual tipo de gelo é formado em cada situação e as possíveis dispersões.

5 RESULTADO E DISCUSSÕES

Nesse capítulo são apresentados os resultados em duas diferentes seções. Na primeira, são apresentados e discutidos os resultados do primeiro caso e na segunda é realizado o mesmo para o segundo caso. Os parâmetros definidos para cada caso estão descritos na seção 4.3

5.1 Caso 1

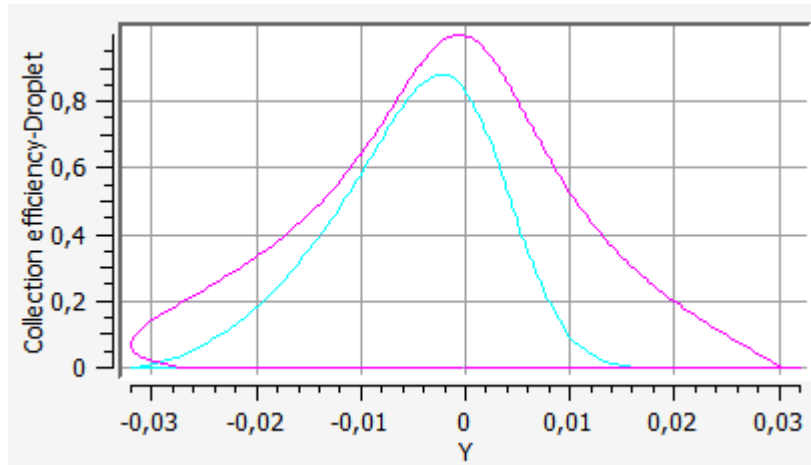
5.1.1 Eficiência da Coleta

A primeira análise realizada foi acerca da eficiência de coleta. A eficiência de coleta é um parâmetro de suma importância na formação de gelo, visto que, é a variável que indica o quanto do fluxo que impinge no aerofólio. Foram simuladas duas condições: com cálculo monodisperso e com a distribuição Langmuir-D. Para ambos casos é utilizado o DROP3D que é o pacote da ANSYS que fornece solução de impacto das gotículas.

Um fator de extrema relevância e que altera significativamente o perfil de eficiência da coleta é o ângulo de ataque. Considerando que durante uma operação de uma aeronave há diversas partes do envelope de voo em que a operação é orientada sob a utilização do ângulo formado entre a corda do aerofólio e a direção do seu movimento relativo ao ar, é importante entender e avaliar o impacto que um ângulo de ataque pode produzir na questão da eficiência da coleta.

Com a utilização de ângulo de ataque em um perfil, existe a tendência que a cauda direita da curva sofra uma redução, visto que, o escoamento passa a ter mais linhas de correntes deslocando no sentido do intradorso do perfil. Na figura 14 é possível observar esse fenômeno, a curva de cor rosa representa a eficiência de coleta para um perfil NACA 0012 com ângulo de ataque nulo e a curva de cor azul representa a eficiência de coleta para um perfil NACA 0012 com ângulo de ataque de 4°.

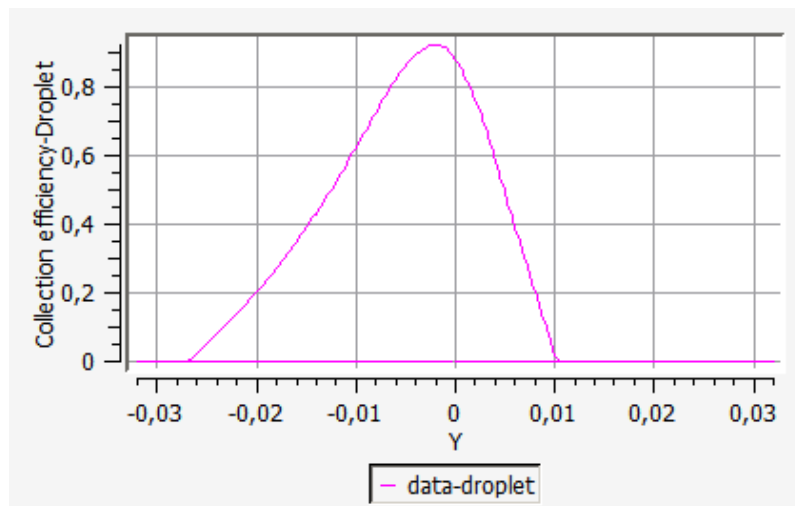
Figura 14 – Comparação da eficiência de coleta com diferentes ângulos de ataque



Fonte: Autor

Para o cálculo monodisperso é levado em consideração que o tamanho de uma única gota representa a nuvem que uma aeronave esteja cruzando, isto é, toda as gotas presentes na nuvem têm o diâmetro igual. O conteúdo de água líquida (LWD) e o diâmetro da gota foram inseridos no software, assim, pela característica do cálculo monodisperso, o diâmetro introduzido de 20 μm representa o MVD para toda a nuvem, isto é, todas as gotículas pertencentes às correntes de fluxo tem o diâmetro de 20 μm .

Figura 15 – Eficiência da coleta para cálculo monodisperso



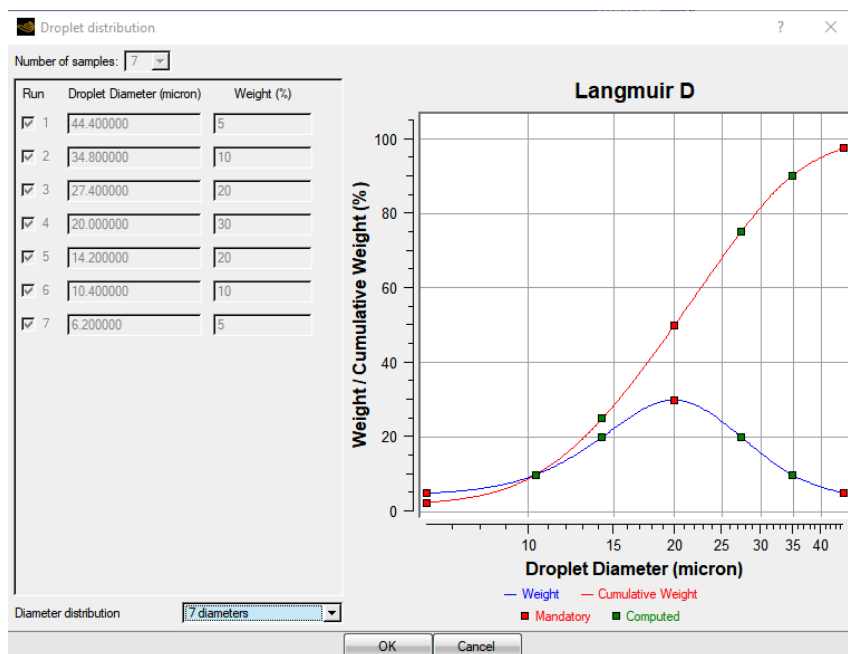
Fonte: Autor

Existem diversas distribuições de tamanho de gotas presente nas nuvens que foram publicados na literatura. Langmuir foi um dos grandes contribuintes para esses

estudos, inclusive, seus estudos foram utilizados pela NACA para definição dos MVDs, que é utilizado para certificação de gelo de aeronaves. A distribuição Langmuir-D sugere que os diâmetros não ultrapassem 50 μm , o que enquadra no caso analisado.

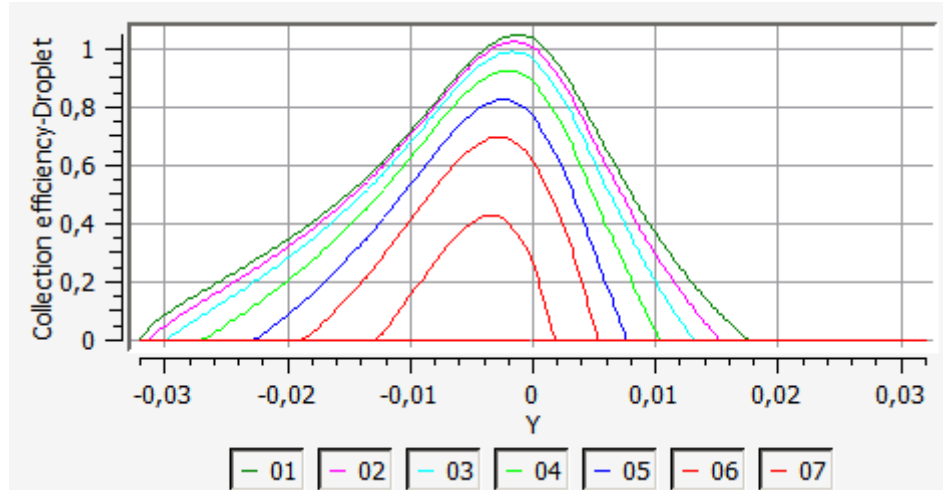
Na distribuição Langmuir-D são definidos sete diâmetros menores que 50 μm e cada um desses diâmetros têm um peso na distribuição. O diâmetro com maior peso na distribuição é o de 20 μm , justamente o diâmetro utilizado no experimento. Dessa maneira, será avaliado a seguir se o modelo de Langmuir-D é um modelo representativo para o caso.

Figura 16 – Distribuição Langmuir-D



Fonte: Autor

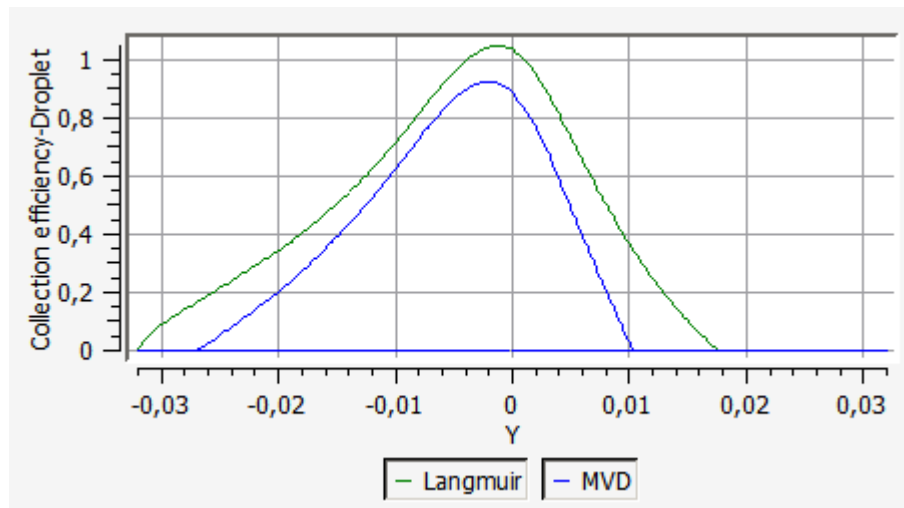
Figura 17 – Eficiência da coleta para distribuição Langmuir-D (caso 1)



Fonte: Autor

Com os gráficos da eficiência de coleta tanto para o cálculo monodisperso quanto para a distribuição Langmuir-D, foi possível comparar os dois modelos. Para o modelo ilustrado na figura 18, tomou-se a curva com maior peso na distribuição.

Figura 18 – Comparação da eficiência de coleta dos dois modelos (caso 1)



Fonte: Autor

Ao comparar os dois gráficos observa-se uma eficiência de coleta maior no caso monodisperso, isso porque 35% das gotículas da distribuição tem diâmetro menor que $15\ \mu\text{m}$, o que gera uma alta probabilidade dessas gotas não colidirem com a superfície do aerofólio. Todavia, a dispersão entre os dois modelos é relativamente

baixa, e o fato de na natureza existirem nuvens com gotas de diferentes tamanhos sugerem que o modelo de Langmuir-D seja bem representativo.

5.1.2 Formação de gelo

Inicialmente, utilizou-se o pacote ICE3D para calcular o acúmulo de gelo nas condições definidas na seção 4.3. Visto que, todos esses pacotes, FENSAP, DROP3DLANG e ICE3D são todos pertencente ao FENSAP-ICE da Ansys, todas as condições impostas tanto no modelo inicial quanto o modelo de distribuição de gotas são carregadas no pacote de acreção de gelo. A distribuição de gotas adotada nessa simulação foi a Langmuir-D.

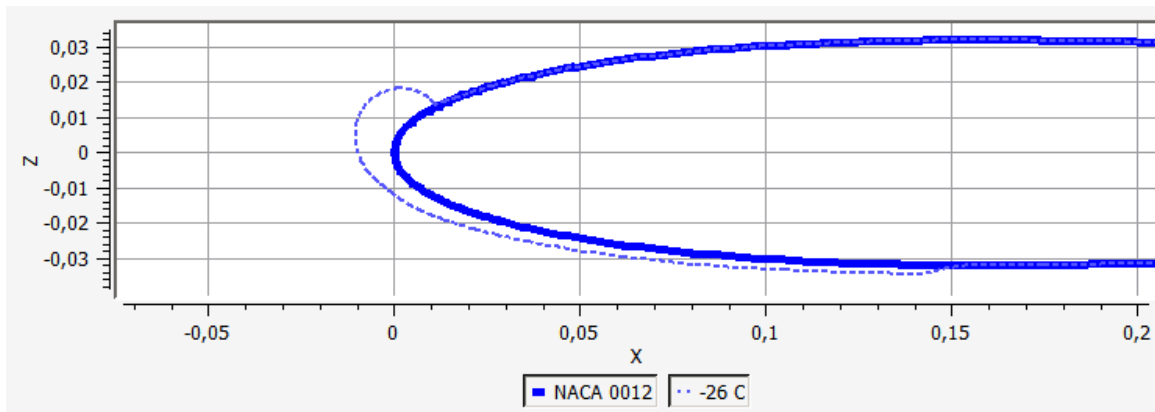
O ICE3D é um código com precisão de tempo explícito em que a estabilidade da solução depende muito do valor do intervalo de tempo. Sendo assim, o tempo total de acúmulo de gelo seguiu o mesmo tempo do ensaio experimental e o passo de tempo foi calculado automaticamente pelo código por ter uma ferramenta que calcula o intervalo de tempo estável ideal para cada iteração.

Além dos gráficos em que é possível ver o gelo acrescido na superfície do aerofólio, esse código também mostra detalhadamente o resultado do balanço de massa.

A primeira análise a ser feita com o término da simulação é qual o tipo de gelo formado na simulação. Para fazer essa avaliação foram avaliados três parâmetros: a) a temperatura total do ar utilizada na simulação; b) o formato do gelo e c) o balanço de massa. Baseado em revisões bibliográficas é possível notar um padrão de faixas de temperatura que mostram se o gelo formado vai ser do tipo *rime*, misto ou *glaze*. Entretanto, não é somente a temperatura que define como será a formação do gelo, existem outras diversas variáveis que impactam nisso, como, por exemplo: velocidade do escoamento, conteúdo de água líquida, ângulo de ataque, diâmetro das gotículas e tempo de acreção de gelo. Sendo assim, embora a temperatura indique uma tendência, ela sozinha não é suficiente para definir o tipo de gelo.

Dessa maneira, avaliou-se o formato do gelo e conforme a figura 19 é notável a ausência de “chifres de gelo”, o que indica que muito provavelmente que o gelo formado não é do tipo *glaze*. O último fator a ser verificado é o resultado do balanço de massa. De acordo com a figura 20, é possível observar que o fluxo de massa de *runback water* é nulo, o que confirma que o tipo de gelo formado é *rime*.

Figura 19 – Aerofólio NACA 0012 com crosta de gelo formada pós simulação numérica



Fonte: Autor

Figura 20 – Resultado do balanço de massa

glaze advanced icing model	
mass of water impinging	(kg) = 0.797560E-01
mass of final water film	(kg) = 0.982707E-04
mass of ice	(kg) = 0.773379E-01
mass of vapor	(kg) = 0.231982E-02
mass of clipped film	(kg) = 0.000000E+00
mass of shed film	(kg) = 0.000000E+00
mass of exit film	(kg) = 0.000000E+00
mass of inlet film	(kg) = 0.000000E+00
mass flux conservation	(kg) = 0.911986E-20
mass balance	(kg) = -.291155E-12

Fonte: Autor

À medida que o gelo cresce, o perfil geométrico do aerofólio contaminado é alterado e muda o transporte das gotas de água e ar em torno do aerofólio. Sendo assim, é amplamente recomendável que seja utilizada uma abordagem *multishot* quase estável para calcular formas de gelo precisas e reais. Nesse modelo, o tempo total de acumulação de gelo é particionado em intervalos menores de estado estacionário ou *shot*, tal que, o ar, as gotas e o gelo são calculados em uma grade fixa. Ao término de cada *shot*, a nova malha é produzida para contar a deposição de gelo adicional obtida durante esse *shot* e é utilizada como a próxima grade fixa para o próximo *shot*.

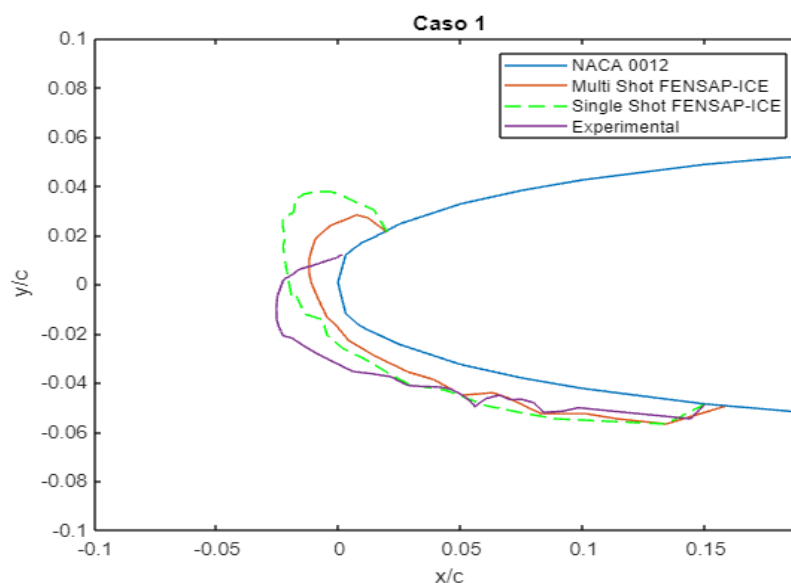
Na versão do FENSAP-ICE, as análises *multishot* são realizadas utilizando do deslocamento de malha automático, onde a superfície de gelo gerada pelo ICE3D é utilizada para deslocar as paredes contaminadas e, sequencialmente, a malha de volume em torno das paredes. Nesse processo o número de nós é mantido constante. Conforme a forma do gelo cresce, a área total coberta pela malha da parede limite também é acrescida, o que altera a proporção e o tamanho dos elementos próximos ao gelo. Assim, é necessário que a malha seja fina o suficiente para que não tenha um espaçamento de grade inferior ao ideal.

Para essa análise foram configurados 3 tiros de intervalos de tempo iguais. O tempo de simulação segue o utilizado nas análises anteriores e a cada 1/3 do tempo de simulação é realizada o processo de *remeshing*,

Um aspecto importante utilizado nesse trabalho é a ausência de modelo de rugosidade na análise. A ideia é avaliar se para estes casos abordados nesse projeto a falta do modelo de rugosidade impacta na forma do gelo e, se mesmo com esse impacto, ainda gere resultados representativos para esse caso.

Na figura 21, foram consolidadas as formas de gelo obtidas no modelo experimental, na simulação sem deslocamento de malha automático e na simulação com 3 tiros utilizando o deslocamento de malha automático.

Figura 21 – Formas de gelo obtidas para o aerofólio NACA 0012 para o caso 1



Fonte: Autor

Na figura 21, é possível notar que na parte mais avançada do intradorso do aerofólio todas as curvas têm um comportamento parecido e as formas de gelo,

especialmente do experimental e da simulação *multishot*, são praticamente idênticas. Entretanto, com exceção dessa porção, as formas de gelo obtidas nas simulações apresentam uma dispersão de forma em relação à forma gerada no experimento.

Um aspecto importante de ser analisado na figura 21 são as diferenças de formato entre a simulação sem deslocamento automático de malha e a simulação com deslocamento automático de malha. É notório que a simulação com múltiplos tiros (com deslocamento automático de malha), apresenta dispersão de forma menor em relação ao modelo experimental, o que sugere que utilizar a abordagem com múltiplos tiros gera resultados que ilustram melhor o modelo real.

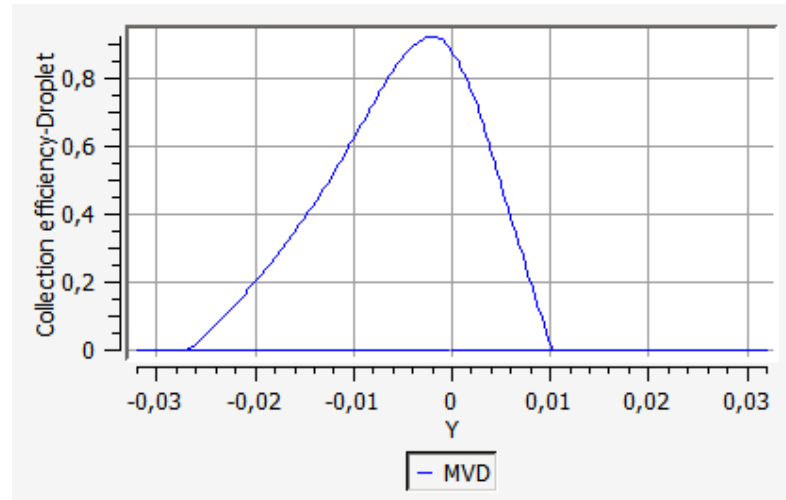
5.2 Caso 2

5.2.1 Eficiência da Coleta

Assim como no caso 1, o primeiro fator a ser analisado é o fato da eficiência da coleta devido à sua extrema relevância no desenvolvimento da formação de gelo. Nesse caso também foram abordados dois modelos: o de cálculo monodisperso e a distribuição Langmuir-D. Em ambos modelos foi utilizado o código DROP3D, que faz parte do FENSAP-ICE e agrega a solução do impingimento das gotas.

No cálculo do monodisperso, o diâmetro de uma gota é tomado como base para todas as gotículas que fazem parte daquela nuvem. O conteúdo de água líquida (LWD) e o diâmetro da gotícula foram definidos conforme o padrão utilizado no caso 2, vide seção 4.3.

Figura 22 – Eficiência da coleta para o caso monodisperso (caso 2)



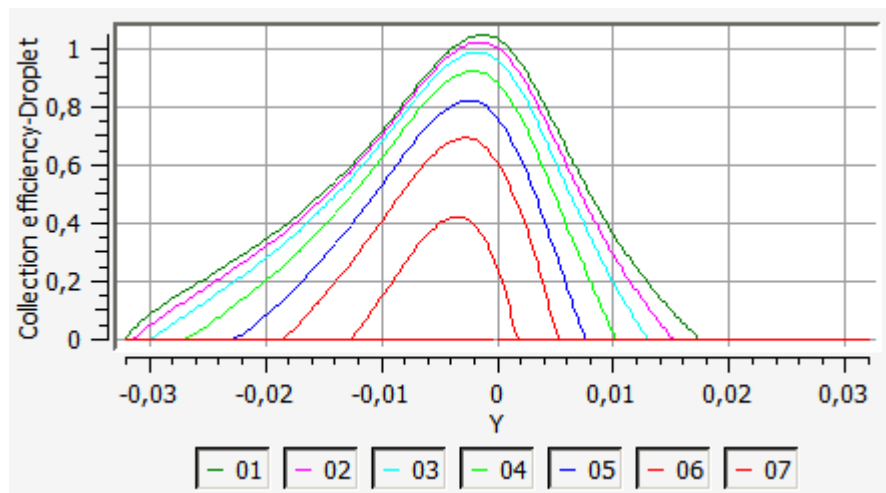
Fonte: Autor

Na figura 22, é possível visualizar o resultado da eficiência da coleta processado pelo código considerando que todas gotículas têm diâmetro de 20 μm . Para efeito comparativo e também qualitativo, foi executada a simulação por meio de uma outra abordagem: a distribuição de Langmuir-D.

Na distribuição Langmuir-D foi definida uma amostra com 7 tamanhos de gotas, sendo eles 44.4, 34.8, 27.4, 20, 14.2, 10.4 e 6.2, todos valores com unidades de μm e com pesos de 5%, 10%, 20%, 30%, 20%, 10% e 5%, respectivamente.

Com esse tipo de amostra e com esses pesos relacionados, os resultados da distribuição são apresentados num conjunto de 7 curvas, conforme disposto na figura 23.

Figura 23 – Eficiência da coleta para distribuição Langmuir-D (caso 2)



Fonte: Autor

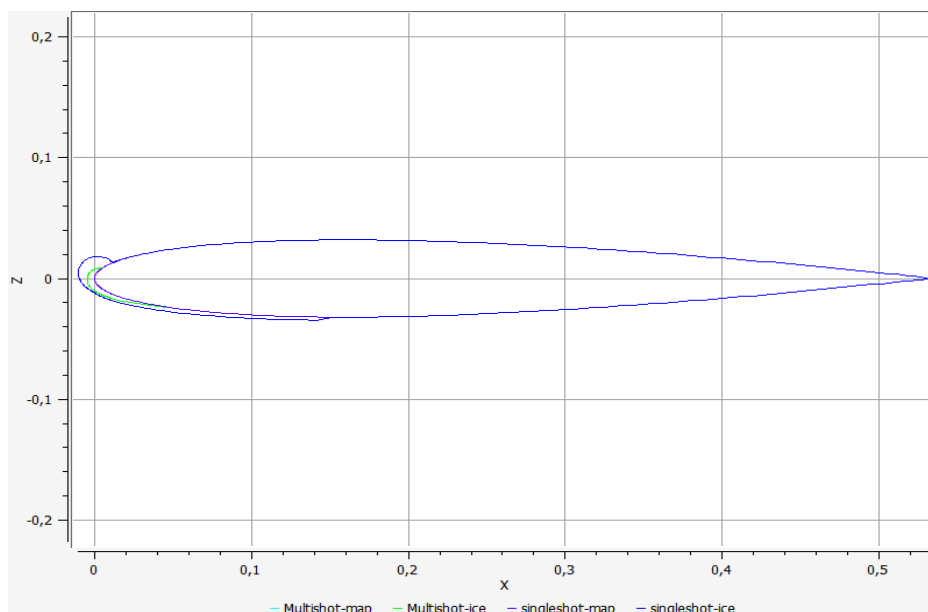
Assim como no caso 1, seção 5.1.1, aqui também foi considerada a curva com maior peso na distribuição para comparar com a curva obtida para o caso de cálculo monodisperso. Ambas curvas apresentam dispersão muito pequena, o que valida a utilização das duas abordagens na análise. A abordagem da eficiência de coleta considerada para as análises subsequentes tem como consideração a distribuição de Langmuir-D.

5.2.2 Formação de Gelo

Após a definição do prosseguimento da análise com a abordagem da distribuição Langmuir-D, utilizou-se a mesma metodologia implementada no caso interior, vide seção 5.1.2. Para gerar a visualização geométrica do aerofólio com acúmulo de gelo é preciso utilizar em conjunto os códigos FENSAP, DROP3DLANG e ICE3D.

Anteriormente, mostramos que para as condições definidas no caso 1, a abordagem com múltiplos tiros e deslocamento automático de malha gera resultados mais próximos do experimental do que a abordagem sem o deslocamento automático de malha com vários tiros. Sendo assim, para este caso também foi realizada para as duas situações, conforme gráfico da figura 24.

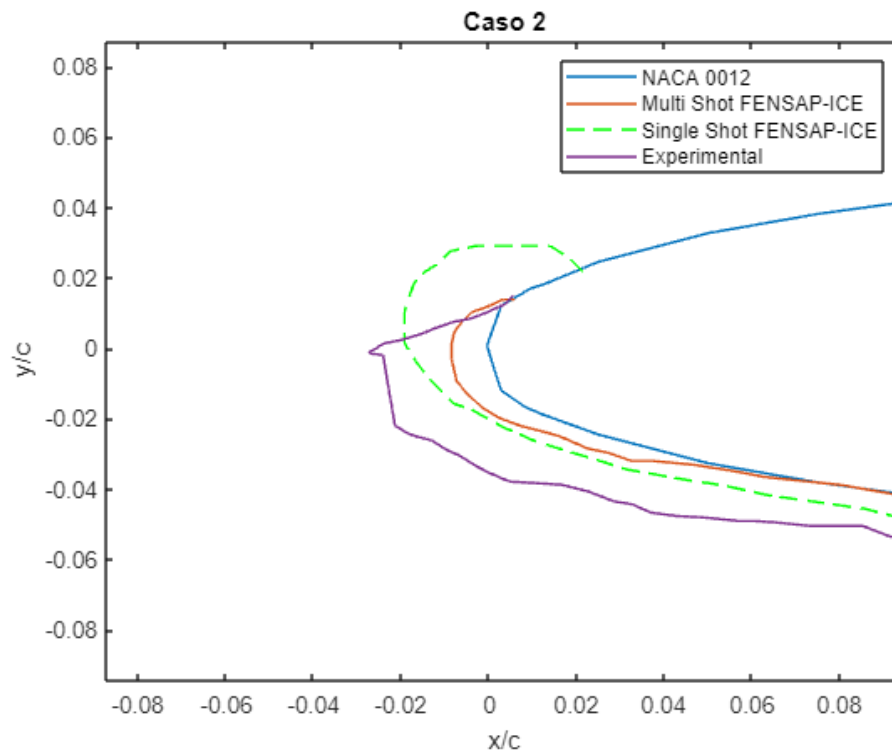
Figura 24 – Aerofólio com a previsão da formação de gelo para os casos *singleshot* e *multishot*



Fonte: Autor

Na figura 24 é possível observar que há uma diferença considerável entre as duas previsões de formação de gelo. Assim sendo, as duas previsões de formas de gelo foram combinadas em um mesmo gráfico juntamente com o resultado experimental obtido por Shin e Bond (1992) no ensaio realizado no IRT (*Icing Research Tunnel*) para as mesmas condições.

Figura 25 – Formas de gelo obtidas para o aerofólio NACA 0012 para o caso 2



Fonte: Autor

Ao analisar as figuras 21 e 25 é perceptível a diferença nas formas de gelo obtidas para ambos o caso. Tal diferença corrobora a hipótese que a temperatura é um fator que influencia muito na formação de gelo, visto que todas as outras variáveis foram usadas com valores iguais para os dois casos.

Assim como no primeiro caso, no segundo caso também ocorre uma diferença considerável dos modelos simulados numericamente com o modelo experimental. Neste caso, a análise que utilizou da abordagem de múltiplos tiros também utilizou 3 tiros de espaçamento de intervalo iguais e a forma de gelo obtida nas primeiras camadas é bem próximo do modelo experimental. À medida que as camadas de gelo são depositadas sobre as outras já formadas começam a ter uma diferença de formato em relação ao experimento.

Assim como no caso 1, no caso 2 também não se aplicou nenhum modelo de rugosidade. O objetivo era analisar as diferenças que porventura poderiam surgir com a ausência da inserção desse modelo na análise. De fato, a ausência de um modelo de rugosidade aplicado ao código faz com que o modelo numérico não seja muito bem representativo para o caso real.

Essa diferença se dá porque para número de Reynolds (Re) maior que 600, o que é a situação dos dois casos analisados, visto que ambos têm número de Reynolds na ordem de 10^6 , o coeficiente de transferência de calor por convecção depende da rugosidade local.

6 CONCLUSÃO

A avaliação feita nesse trabalho transmitiu conhecimento dos principais códigos de simulação de gelo utilizados no mercado e a peculiaridade de cada um. O código FENSAP-ICE foi o código escolhido para o desenvolvimento do trabalho devido a sua robustez e a presença de muitas ferramentas de simulações, que garantem que a simulação seja representativa do modelo físico.

Um aspecto abundantemente abordado no texto é a questão da eficiência da coleta. Foram consideradas duas abordagens em que uma considera toda a amostra com o mesmo diâmetro e outra propõe um modelo estatístico de distribuição dos diâmetros das gotas. O modelo Langmuir-D que usa o modelo estatístico apresentou uma pequena diferença em relação ao modelo que uniformiza o diâmetro para toda amostra, entretanto, é sabido que na natureza não existe nuvem com gotas de diâmetro padronizado, assim sendo, o modelo Langmuir-D acaba sendo mais representativo frente ao modelo real.

Quanto à formação de gelo utilizando a simulação numérica, observou-se que a simulação com *multishot*, que utiliza a robusta ferramenta de deslocamento de malha automático do FENSAP-ICE, gera resultados mais alinhados com o modelo experimental tomado como referência do que o modelo sem o deslocamento automático. Sendo assim, é amplamente recomendado que tal abordagem seja utilizada em simulações numéricas.

Por fim, observou-se que a ausência da aplicação de modelo de rugosidade impacta na previsão do gelo fornecida pela simulação numérica. Sendo assim, é imprescindível que algum modelo de rugosidade seja acoplado ao código para efetuar simulações de formação de gelo.

7 TRABALHOS FUTUROS

Para trabalhos futuros, é sugerido a utilização de um aerofólio áspero ao invés de um aerofólio limpo e avaliar a diferença para os dois casos.

Outra proposta seria o estudo de um modelo de rugosidade que aplicado à solução gera resultados mais satisfatórios do que os obtidos nessa presente análise.

REFERÊNCIAS

- ANAC. Formação de gelo. Gov.br, 2021. Disponível em: <https://www.gov.br/anac/pt-br/assuntos/seguranca-operacional/meteorologia-aeronautica/condicoes-meteorologicas-adversas-para-o-voo/formacao-de-gelo>. Acesso em 20 de ago. De 2021.
- ALIAGA, C. N.; AUBÉ M.S.; BARUZZI, G. S., HABASHI W. G. **FENSAP-ICE-Unsteady: Unfield In-Flight Icing Simulation Methodology for Aircraft, Rotorcraft, and Jet Engines**. Journal of Aircraft. Vol.48, 1, January-February 2011.
- ANDERSON, Jogn D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 5. Ed. McGraw-Holl, 2010.
- GENT, R. TRAJICE2 – **A combined Water Droplet Trajectory and Ice Accretion Prediction Program for Airfoils**. Farnborough: Royal Aerospace Establishment, 1990. (Technical Report, 90054)
- GENT, R. W.; DART, N. O.; CANSDALE, J. **Aircraft icing**. *Phil. Trans. Royal Society London A*, n. 358, p. 2873-2911, 2000.
- HANN, R.; **UAV Icing: Comparison of Lewice and FENSAP-ICE for Ice Accretion and Perfomance Degradation**. Norwegian University of Science and Technology (NTNU), Tromdhein, 7037, Norway.
- HEINRICH, A. et al. Aircraft icing handbook. Atlantic City, NJ: Federal Aviation Administration, U.S. Department of Transportation, 1991. v.2. (FAA Technical Center Report, DOT/FAA/CT-88/8-2).
- LANGMUIR, I. **Supercooled water droplets in rising of cold saturated air**. IN: SUITS, C. G.; H. E. (Ed.). *The Collect Works os Irving Langmuir. The atmospheric Phenomena*. New York: Pregamon Press Reprints, 1961, (10). P. 349-93. (Report n. RL-224, December 1944 – July 1945).
- LANGMUIR, I.; BLODGETT, K. B. **A mathematical investigation of water droplets trajectories**. In: SUITS, C. G.; WAY, H. E. (Ed.). *The Collect Works os Irving Langmuir. The atmospheric Phenomena*. New York: Pregamon Press Reprints, 1961, (10). P. 349-93. (Report n. RL-224, December 1944 – July 1945).

MESSINGER, B. L. **Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of air speed.** *Journal of Aeronautical sciences*, v.20, n. 1, 1953.

SILVA, G. A. L. **Modelagem e simulação da operação de sistema antigelo eletrotérmico de um aerofólio.** Dissertação (Mestrado) – Escola Politécnica da Universidade Federal de São Paulo, São Paulo, SP, Brazil, April 2002.

SHIN J.; BOND T. H.; **Experimental and Computational Ice Shapes and Resulting Drag Increase for a NACA 0012 Airfoil.** NASA Technical Memorandum 105743. Lewis Research Center. Cleveland, Ohio.

Spalart, P., & Allmaras, S., 1992. **A one-equation turbulence model for aerodynamic flows.** In 30th aerospace sciences meeting and exhibit, p. 439

SPALDING, D. B. **Heat transfer from surfaces of non-uniform temperature.** *Journal of fluid Mechanics*, n.4, p. 22-32, 1958.

STEFANINI, L; M. et al. **Convective heat transfer effects in airfoil icing.** In: 19TH INTERNATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING. *Proceedings of COBEM 2007*. Rio de Janeiro: Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, 2007.

STEFANINI, L; M. et al. **Boundary-layers integral analysis – airfoil icing.** In: AEROSPACE SCIENCES MEETING AND EXHIBIT, 46th, 2008, Reno. AIAA Paper 2008-0474. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.

WRIGHT, W.; GENT, R.; GUFFOND, D. DRA/NASA/ONERA **Collaboration on Icing Research Part II – Prediction of Airfoil Ice Accretion.** Cleveland. National Aeronautics and Space Administration, 1997. 50 p. (Contractor Report, 202349).

ZAPAROLI, C. R et al, Notas de Aula de **Sistemas de Controle Ambientais I e II**, matéria de Pós Graduação/ITA ME-701 e ME-702, E. L.. Andrade, 2004.