GUILHERME ARAÚJO LIMA DA SILVA

MODELAGEM E SIMULAÇÃO DA OPERAÇÃO DE SISTEMA ANTIGELO
ELETROTÉRMICO DE UM AEROFÓLIO

Dissertação apresentada à Escola Politécnica
da Universidade de São Paulo para obtenção
de Título de Mestre em Engenharia.

São Paulo

2002

GUILHERME ARAÚJO LIMA DA SILVA

MODELAGEM E SIMULAÇÃO DA OPERAÇÃO DE SISTEMA ANTIGELO
ELETROTÉRMICO DE UM AEROFÓLIO

Dissertação apresentada à Escola Politécnica
da Universidade de São Paulo para obtenção
de Título de Mestre em Engenharia.

Área de Concentração:
Engenharia Mecânica

Orientador:
Prof. Livre Docente
Otávio de Mattos Silveiras

São Paulo

2002

FICHA CATALOGRÁFICA

Silva, Guilherme Araújo Lima da
Modelagem e simulação da operação de sistema antigelo
eletrotérmico de um aerofólio. São Paulo, 2002.
263 p.

Dissertação (Mestrado) – Escola Politécnica da Universidade
de São Paulo. Departamento de Engenharia Mecânica.

1. Aeronaves – Sistema antigelo 2. Simulação térmica
3. Calor – Transmissão I. Universidade de São Paulo.
Escola Politécnica. Departamento de Engenharia Mecânica II. t.

Aos meus pais Valdir e Norma que
incentivaram, apoiaram e que, sobretudo,
foram meus professores.

AGRADECIMENTOS

Ao amigo e orientador Prof. Dr. Otávio de Mattos Silves pela orientação sensata e objetiva, pelas perguntas certeiras nas diversas discussões técnicas e pela paciência durante os momentos mais difíceis. E, finalmente, por mostrar que o ensino e a pesquisa podem ser feitos com humanidade.

Ao amigo Prof. Dr. Euryale Jorge de Godoy Jesus Zerbini pelo apoio ao longo do programa de mestrado, pelas sugestões proveitosas feitas durante a hora do cafezinho, e por estimular-me a entender os fenômenos físicos com o objetivo de aperfeiçoar a prática da boa Engenharia.

À Empresa Brasileira de Aeronáutica, EMBRAER, representada pelo seu Gerente de Sistemas Ambientais e Engenharia de Interiores, Eng. Acir Luiz de Almeida Padilha Jr., e pelo seu Líder de Engenharia de Sistemas Ambientais, Eng. Eduardo Corrêa Borges, pela oportunidade de estudar um assunto de interesse da empresa e pelo apoio que possibilitou a conclusão do mestrado em paralelo com minhas obrigações como engenheiro de sistemas.

Ao amigo Prof. Dr. Marcos de Mattos Pimenta pela disposição em discutir abertamente sobre os mais variados temas e contribuir para o avanço deste trabalho principalmente na área de transição laminar-turbulenta.

RESUMO

No presente trabalho foi implementado um modelo matemático para simular o sistema antigelo eletrotérmico de um aerofólio. Por meio do programa **ONERA2D** (GUFFOND e BRUNET, 1988) simulou-se o escoamento potencial completo com velocidade 44,7 m/s (100 mph) e 89,4 m/s (200 mph) em torno de um aerofólio perfil NACA0012 de corda 0,914 m (3 pés) com ângulo de ataque de 0 °, e calculou-se a eficiência de coleta local de gotículas de água com diâmetro mediano volumétrico de 20 µm. Foram simuladas quatro condições de teste com diferentes distribuições de fluxo de calor nos aquecedores elétricos do sistema antigelo. O modelo previu a distribuição de temperaturas na superfície sólida do aerofólio e no filme de água líquida, e as distribuições de fluxo de água líquida sobre a superfície do aerofólio (“*runback water*”) e de coeficiente de transferência de calor por convecção de calor entre a superfície do aerofólio e o escoamento gasoso. Os resultados da simulação obtidos com o modelo foram comparados com os resultados experimentais de AL-KHALIL et al. (1997) e os resultados numéricos dos programas **LEWICE/ANTICE** (AL-KHALIL et al. 1997) e **CANICE** (MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU, 1999a, 1999b). Para as regiões molhadas pelo filme de água líquida, obteve-se um desvio máximo de temperatura de 2,6°C entre os resultados do presente modelo e o resultados experimentais de AL-KHALIL et al. (1997). Para as regiões secas, onde não existe o filme de água líquida sobre a superfície do aerofólio, obteve-se um desvio de máximo de temperatura de 8 °C. As previsões para distribuição de vazão de “*runback*”, posição do término do filme de água líquida foram comparadas com os resultados do programa **LEWICE/ANTICE**. O modelo desenvolvido simula com adequada aproximação os efeitos da transferência de calor e de massa por convecção entre a superfície não-isotérmica do aerofólio ou do filme de água líquida e o escoamento gasoso, bem como os efeitos da transição entre o escoamento laminar e o turbulento na camada limite dinâmica e térmica e ainda a influência do escoamento do filme de água líquida sobre o desempenho do sistema de antigelo do aerofólio.

ABSTRACT

An electro-thermal anti-ice system was simulated with a mathematical model developed in the present work. A 44.7 m/s (100 mph) and 89.4 m/s (200 mph) full potential flow around a 0.914 m (3 ft) chord NACA0012 airfoil with 0° angle of attack and the local water catch efficiency of 20 µm median volumetric diameter droplets impingement were calculated by the numerical code **ONERA2D** (GUFFOND e BRUNET, 1988). Four test conditions were simulated with four different heat flux distributions of the anti-ice system according to the experimental work developed by AL-KHALIL et al. (1997). The model predicted distributions of solid surface and liquid water film temperatures, runback water flow and convection heat transfer coefficient between airfoil or water surface and gaseous flow. The simulated results obtained by the mathematical model developed were compared to experimental results of AL-KHALIL et al. (1997) and the results predicted by the numerical codes **LEWICE/ANTICE** (AL-KHALIL et al., 1997) and **CANICE** (MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU, 1999a, 1999b). For the regions wetted by the water film, the present model provided 2.6 °C maximum temperature deviations between the predicted results and experimental data. For the dry regions, where there is no liquid water on the airfoil surface, an 8 °C maximum temperature deviation was obtained. The runback flow and water film ending point position were compared to **LEWICE/ANTICE** numerical results. The developed model predicts adequately the convection heat and mass transfer effects between the non-isothermal airfoil or liquid water film surface and the gaseous flow, as well the effects of laminar to turbulent flow transition within dynamic and thermal boundary layer and the influence of the liquid water film flow on the anti-ice system performance.

SUMÁRIO

CAPÍTULO 1	INTRODUÇÃO	1
1.1	PROTEÇÃO CONTRA A FORMAÇÃO DE GELO	8
1.2	SISTEMAS ANTIGELO DE AR QUENTE.....	11
1.3	OPERAÇÃO E CERTIFICAÇÃO.....	14
1.4	CONCEITOS GERAIS	17
1.4.1	<i>Conteúdo de Água Líquida (LWC - Liquid Water Content)</i>	17
1.4.2	<i>Diâmetro Mediano Volumétrico (MVD - Median Volumetric Diameter)</i>	17
1.4.3	<i>Eficiência de Coleta Local (β)</i>	19
1.4.4	<i>Fração de Congelamento (n_f)</i>	22
1.4.5	<i>Tipos de Gelo</i>	23
1.4.6	<i>Crescimento do gelo</i>	24
1.4.7	<i>“Runback”</i>	25
1.5	OBJETIVO.....	26
CAPÍTULO 2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	28
2.1	REFERÊNCIAS BÁSICAS	28
2.2	SIMULAÇÃO NUMÉRICA DA FORMAÇÃO DE GELO E DE DESEMPENHO DE SISTEMAS DE ANTIGELO PARA AERONAVES.....	35
2.2.1	<i>Introdução</i>	35
2.2.2	<i>Programas de Simulação Numérica</i>	37
2.3	TABELA COMPARATIVA DOS PROGRAMAS DE SIMULAÇÃO NUMÉRICA	53
2.4	MODELOS MATEMÁTICOS	55
CAPÍTULO 3	FORMULAÇÃO DO MODELO MATEMÁTICO	62
3.1	APLICAÇÃO DAS EQUAÇÕES FUNDAMENTAIS	62
3.1.1	<i>Primeira Lei da Termodinâmica Aplicada à Superfície Sólida do Aerofólio</i>	62
3.1.2	<i>Primeira Lei da Termodinâmica Aplicada ao Escoamento de Água Líquida sobre o Aerofólio</i>	63
3.1.3	<i>Conservação da Massa de Água Líquida</i>	65
3.1.4	<i>Conservação da Quantidade de Movimento Aplicada ao Escoamento de Água Líquida sobre o Aerofólio</i>	65

3.2	ESCOLHA DO CASO-PADRÃO	67
3.2.1	<i>Caso-padrão para Sistema Antigelo</i>	67
3.3	DESCRIÇÃO DO PRÉ-PROCESSAMENTO NUMÉRICO	71
3.3.1	<i>Malha</i>	72
3.3.2	<i>Solução do Escoamento</i>	73
3.3.3	<i>Trajatória e Impingimento das Gotículas</i>	75
CAPÍTULO 4 DESCRIÇÃO DO MODELO MATEMÁTICO		80
4.1	INTRODUÇÃO	80
4.2	MODELO PARA A SUPERFÍCIE SÓLIDA DO AEROFÓLIO	82
4.3	MODELO PARA O FILME DE ÁGUA SOBRE O AEROFÓLIO	85
4.4	CAMADA LIMITE DO ESCOAMENTO GASOSO	95
4.4.1	<i>Camada Limite Laminar</i>	98
4.4.2	<i>Camada Limite Turbulenta</i>	101
4.4.3	<i>Transição Laminar-Turbulenta</i>	105
CAPÍTULO 5 IMPLEMENTAÇÃO DO MODELO MATEMÁTICO		109
5.1	MÉTODOS NUMÉRICOS	109
5.1.1	<i>Superfície do Aerofólio e Filme de Água Líquida</i>	109
5.1.2	<i>Camada Limite do Escoamento Gasoso</i>	111
5.1.3	<i>Transferência de Calor e Massa</i>	112
5.2	CONVERGÊNCIA NUMÉRICA	114
5.2.1	<i>Relaxação</i>	114
5.2.2	<i>Critério de Convergência</i>	115
5.3	ESTRUTURA DO PROGRAMA	119
5.3.1	<i>Fluxograma do Programa Principal</i>	121
CAPÍTULO 6 RESULTADOS E DISCUSSÃO		125
6.1	INTRODUÇÃO	125
6.2	SIMULAÇÃO NUMÉRICA DA CONVECÇÃO DE CALOR ENTRE A SUPERFÍCIE DO AEROFÓLIO AQUECIDO E O ESCOAMENTO DE AR	126
6.2.1	<i>Escoamento Laminar</i>	129
6.2.2	<i>Escoamento Turbulento</i>	132
6.3	SIMULAÇÃO NUMÉRICA DE UM SISTEMA DE ANTIGELO ELETROTÉRMICO	

DE UM AEROFÓLIO	135
6.3.1 <i>Caso Evaporativo 22A</i>	141
6.3.2 <i>Caso Evaporativo 35A</i>	147
6.3.3 <i>Caso Parcialmente Evaporativo 67A</i>	150
6.3.4 <i>Caso Molhado 22B</i>	154
6.4 DISCUSSÃO DOS RESULTADOS	157
CAPÍTULO 7 CONCLUSÃO E RECOMENDAÇÕES PARA	
TRABALHOS POSTERIORES	172
7.1 CONCLUSÕES	172
7.2 RECOMENDAÇÕES PARA TRABALHOS POSTERIORES	177
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	179
APÊNDICE I	1
APÊNDICE II	1
PROGRAMA DE SIMULAÇÃO NUMÉRICA DE UM SISTEMA DE	
ANTIGELO DE UM AEROFÓLIO	2
1. PROGRAMA <i>CONVERTOR</i>	3
2. PROGRAMA PRINCIPAL	6
3. ROTINAS GRÁFICAS	9

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1(a): Geometria bidimensional da formação de gelo num aerofólio (ONERA, 2002).	1
Figura 1.1(b): Coeficiente de sustentação, C_L , em função do ângulo de ataque, α , de um perfil NACA63A415 sem formação de gelo (limpo) e com vários tipos de formação de gelo (THE FLUID DYNAMICS PANEL, 1997).....	2
Figura 1.2: Regiões e equipamentos de uma aeronave sujeitos a formação de gelo (HEINRICH et al., 1991).	3
Figura 1.3: Processos naturais primários de formação de nuvens (KOHLMAN e SAND, 1999).....	6
Figura 1.4: Vista em corte de um aerofólio com sistema de antigelo de ar quente.	9
Figura 1.5: Mecanismo de um Sistema de Degelo Pneumático - “ <i>Boot System</i> ” (HEINRICH et al. 1991).	10
Figura 1.6: Jatos impingentes de ar quente descarregados pelo tubo <i>piccolo</i> do Sistema de Antigelo de um aerofólio.	11
Figura 1.7: Trajetórias das gotículas, definição da eficiência de coleta local, β , e dos limites de impingimento superior S_U e inferior S_L	20
Figura 1.8: Definição de eficiência de coleta local $\beta(s)$	21
Figura 1.9: Fluxograma da simulação do sistema antigelo.....	27
Figura 3.1: Primeira Lei da Termodinâmica aplicada à superfície sólida do aerofólio	63
Figura 3.2: Primeira Lei da Termodinâmica aplicada à água acumulada sobre o aerofólio	64
Figura 3.3: Geometria do perfil NACA0012, onde x/c e y/c são as distâncias nos eixos x e y normalizadas pela corda c do perfil.....	68

Figura 3.4: Seção transversal do bordo de ataque do aerofólio NACA0012 e as regiões aquecidas pelo sistema antigelo eletrotérmico (A,B,C,D,E,F,G).....	70
Figura 3.5: Malha tipo “C” gerada pelo <i>ONERA2D</i> para o perfil NACA0012	72
Figura 3.6: Ampliação da malha gerada pelo <i>ONERA2D</i> para o perfil NACA0012.....	73
Figura 3.7: Coeficiente de Pressão C_p para escoamento com $M_\infty=0,4$ e $\alpha=0^\circ$ em torno de aerofólio com perfil NACA0012	75
Figura 3.8: Trajetórias das gotículas de água de $MVD=12\ \mu m$ sobre um aerofólio perfil NACA0012 com $\alpha=0^\circ$ e $M_\infty=0,8$ calculada com <i>ONERA2D</i> no presente trabalho.	76
Figura 3.9: Coeficiente de coleta local sobre um aerofólio perfil NACA0012 com $\alpha=0^\circ$ e $M_\infty=0,8$ e gotículas de água de $MVD=12\ \mu m$	77
Figura 3.10: Trajetórias das gotículas de água de $MVD=12\ \mu m$ sobre um aerofólio perfil NACA0012 com $\alpha=4^\circ$ e $M_\infty=0,6$ calculada com <i>ONERA2D</i> no presente trabalho.....	78
Figura 3.11: Coeficiente de coleta local sobre um aerofólio perfil NACA0012 com $\alpha=4^\circ$ e $M_\infty=0,6$ e gotículas de água de $MVD=12\ \mu m$	79
Figura 4.1: Domínios (I, II, III, IV, V) e sistema de coordenadas utilizadas no modelo matemático.	80
Figura 4.3: Elemento de volume finito onde o filme líquido termina.....	90
Figura 4.4: Conservação de massa aplicada ao filme de água líquida na vizinhança do ponto de estagnação	92
Figura 4.5: Modelagem matemática do filme água líquida (domínio IV)	93
Figura 4.6: Principais grandezas utilizadas nas equações de camada limite dinâmica na forma integral.....	96
Figura 5.1: Ampliação da malha utilizada na resolução do escoamento em torno do perfil NACA0012 pelo <i>ONERA2D</i>	110

Figura 5.2: Fluxograma básico do cálculo da transferência de calor e massa por convecção em torno do aerofólio	113
Figura 5.3: Estrutura do programa do modelo matemático para simulação do sistema antigelo de um aerofólio.....	120
Figura 5.4(a): Diagrama de blocos do Programa Principal (1ª Parte).	121
Figura 5.4(b): Diagrama de blocos do Programa Principal (2ª Parte).	122
Figura 5.4(c): Diagrama de blocos do Programa Principal (3ª Parte).....	123
Figura 5.4(d): Diagrama de blocos do Programa Principal (4ª Parte).	124
Figura 6.1: Distribuição de Coeficiente de Pressão C_p – Caso 1 – Escoamento Laminar – perfil NACA652016.	129
Figura 6.2: Distribuição de Coeficiente de Transferência de Calor por Convecção h_∞ – Caso 1 – Escoamento Laminar – perfil NACA652016.....	130
Figura 6.3: Distribuição de Fluxo de Calor de Aquecimento utilizado na simulação do Caso 1 – Escoamento Laminar – perfil NACA652016.	131
Figura 6.4: Distribuição de Temperaturas de Superfície - Caso 1 – Escoamento Laminar – perfil NACA652016.	131
Figura 6.5: Distribuição de Coeficiente de Pressão C_p – Caso 2 – Escoamento Turbulento – perfil NACA652016.....	133
Figura 6.6: Distribuição de Coeficiente de Transferência de Calor por Convecção h_∞ – Caso 2 – Escoamento Turbulento – perfil NACA652016.....	133
Figura 6.7: Distribuição de Fluxo de Calor de Aquecimento utilizado na simulação do Caso 2 – Escoamento Turbulento – perfil NACA652016....	134
Figura 6.8: Distribuição de Temperaturas de Superfície - Caso 2 – Escoamento Turbulento – perfil NACA652016.	134
Figura 6.9: Coeficiente de Pressão C_p – Caso 22A – perfil NACA0012.....	139
Figura 6.10: Coeficiente de coleta local $\beta(s)$ – Caso 22A – perfil NACA0012.....	139
Figura 6.11: Coeficiente de Pressão C_p – Caso 67A – perfil NACA0012.....	140

Figura 6.12: Coeficiente de coleta local $\beta(s)$ – Caso 67A – perfil NACA0012.....	140
Figura 6.13: Distribuição de Coeficientes de Convecção h_∞ e global U_∞ em torno do Aerofólio – Caso 22A – perfil NACA0012.	141
Figura 6.14: Distribuição de Fluxo de <i>Runback</i> e Impingido sobre o Aerofólio – Caso 22A – perfil NACA0012.	142
Figura 6.15: Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio – Caso 22A – perfil NACA0012 – Comparação com LEWICE/ANTICE	143
Figura 6.16: Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio – Caso 22A – perfil NACA0012 – Comparação com CANICE A/B	144
Figura 6.17: Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio – Caso 22A – perfil NACA0012 – Comparação com CANICE FD	144
Figura 6.18: Distribuição de Coeficientes de Convecção h_∞ e Global U_∞ em torno do Aerofólio – Caso 35A – perfil NACA0012.	147
Figura 6.19: Distribuição de Fluxo de <i>Runback</i> e Impingido sobre o Aerofólio – Caso 35A – perfil NACA0012.	148
Figura 6.20: Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio – Caso 35A – perfil NACA0012 – Comparação com LEWICE/ANTICE	148
Figura 6.21: Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio – Caso 35A – perfil NACA0012 – Comparação com CANICE A	149
Figura 6.22: Distribuição de Coeficientes de Convecção h_∞ e Global U_∞ em torno do Aerofólio – Caso 67A – perfil NACA0012.	151
Figura 6.23: Distribuição de Fluxo de <i>Runback</i> e Impingido sobre o Aerofólio – Caso 67A – perfil NACA0012.	151
Figura 6.24: Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio – Caso 67A – perfil NACA0012 – Comparação com LEWICE/ANTICE	152
Figura 6.25: Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio – Caso 67A – perfil NACA0012 – Comparação com CANICE	152

Figura 6.26: Distribuição de Coeficientes de Convecção h_{∞} e Global U_{∞} em torno do Aerofólio – Caso 22B – perfil NACA0012.....	155
Figura 6.27: Distribuição de Fluxo de <i>Runback</i> e Impingido sobre o Aerofólio – Caso 22B – perfil NACA0012.	155
Figura 6.28: Distribuição de Temperaturas T_p – Caso 22B – perfil NACA0012.....	156
Figura 6.29: Distribuição de Temperaturas T_p - Caso 22A – perfil NACA0012 – Previsão de Transição por ABU-GHANNAM e SHAW (1980).	163
Figura 6.30: Distribuição de Temperaturas T_p – Caso 35A– perfil NACA0012 – Previsão de Transição por ABU-GHANNAM e SHAW (1980).	163
Figura 6.31: Coeficiente de convecção h_{∞} e coeficiente global U_{∞} – Caso 22B– perfil NACA0012 – Avaliação da variação dos parâmetros da região de transição.....	166
Figura 6.32: Distribuição de Temperaturas T_p – Caso 22B– perfil NACA0012 – Avaliação da variação dos parâmetros da região de transição.	167
Figura 6.33: Distribuição de coeficiente de convecção h_{∞} e coeficiente global U_{∞} - Caso 22B – perfil NACA0012 – Previsão de Transição por ABU-GHANNAM e SHAW (1980).....	169
Figura 6.34: Distribuição de <i>runback</i> - Caso 22B – perfil NACA0012 – Previsão de Transição por ABU-GHANNAM e SHAW (1980).....	169
Figura 6.35: Distribuição de Temperaturas T_p - Caso 22B – perfil NACA0012 – Previsão de Transição por ABU-GHANNAM e SHAW (1980).	170

LISTA DE TABELAS

TABELA 2.1- PROGRAMAS DE SIMULAÇÃO NUMÉRICA MAIS UTILIZADOS PELA INDÚSTRIA E SEUS MÓDULOS.....	54
TABELA 2.2 – REVISÃO DOS MODELOS MATEMÁTICOS DA LITERATURA.....	56
TABELA 6.1 - CONDIÇÕES DE TESTE	127
TABELA 6.2 - COMPARTIMENTOS AQUECIDOS DO PERFIL NACA65 ₂ 016....	127
TABELA 6.3 - CONFIGURAÇÃO DOS AQUECEDORES ELÉTRICOS	135
TABELA 6.4 - CONDIÇÕES DE TESTE DO SISTEMA ANTIGELO	137
TABELA 6.5 - FLUXO DE CALOR DOS AQUECEDORES	138
TABELA6.6 - DESVIOS OBTIDOS PARA CASO 22A	145
TABELA6.6 - DESVIOS OBTIDOS PARA CASO 35A	149
TABELA6.7 - DESVIOS OBTIDOS PARA CASO 67A	153
TABELA6.7 – DESVIOS OBTIDOS PARA CASO 22B.....	156
TABELA 6.8 – TRANSIÇÃO LAMINAR-TUBULENTA – CASOS 22A, 35A	160

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AC-9C	SAE Aircraft Icing Subcommittee
AGARD	Advisory Group for Aerospace Research and Development
CFD	Computational Fluid Dynamics
CIRA	Centro Italiano Richerche Aerospaziali
CRREL	Cold Regions Research and Engineering Laboratory
CTA	Centro Técnico Aeroespacial da Aeronáutica
DERA	Defense and Evalatuation Reasearch Agency
EMBRAER	Empresa Brasileira de Aeronáutica
EUA	Estados Unidos da América
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulation
FFA	Flygtekniska Försökösanstalten
GRC	Glenn Research Center
INRIA	Institute National Recherche en Informatique et Automatique
IRT	Icing Research Tunnel
LWC	Liquid Water Content
MED	Mean Efective Diameter
MOAS	Method of Assumed States
MVD	Median Volumetric Diameter
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NATO	North Atlantic Treaty Organization
ONERA	Office National D'etudes et de Recherches Aérospatiales
OTAN	Organização do Tratado do Atlântico Norte
RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
SAE	Society of Automotive Engineers
US Army	Exército dos EUA
US Navy	Marinha dos EUA
VTT	Valtion Teknillinen Tutkimuskeskus

LISTA DE SÍMBOLOS

A_{∞}	área entre duas trajetórias ao longe do aerofólio [m ²]
A_g	área da seção transversal da gotícula [m ²]
A_{imp}	área entre duas trajetórias no aerofólio [m ²]
B_m	força motriz para transferência de massa
b_m	parâmetro de insuflamento
c	corda do aerofólio [m]
C_D	coeficiente de arrasto
C_f	coeficiente de atrito entre o escoamento gasoso e a superfície sólida do aerofólio
$C_{f,p}$	coeficiente de atrito entre o filme de água líquida e a superfície sólida do aerofólio
C_L	coeficiente de sustentação
C_P	coeficiente de pressão
$c_{p,agua}$	calor específico da água [J/(kg·K)]
$c_{p,ar}$	calor específico do ar [J/(kg·K)]
$D_{agua,ar}$	difusividade de massa entre a água e o ar [m ² /s ²]
$D_{gotícula}$	diâmetro de gotícula para cálculo de trajetória [μm]
d_i	diâmetro de gotícula medido numa amostra [μm]
D_m	diâmetro médio [μm]
D_{mv}	diâmetro médio volumétrico [μm]
$E^{i,j}$	desvio relativo desvio relativo entre a transferência de calor convectivo da iteração anterior, $\dot{Q}_{conv}^{j-1,i}$, e a da iteração atual, $\dot{Q}_{conv}^{j,i}$ na iteração local j e na célula i .
F	fator de molhabilidade da superfície do aerofólio
G_{∞}	fluxo de massa do escoamento gasoso [kg/(s·m ²)]
g_m	coeficiente de transferência de massa por convecção entre a camada limite do escoamento gasoso e a superfície do filme de água líquida [kg/(s·m ²)]
H^m	desvio relativo do fluxo de calor por condução através da estagnação $i=i_e$ entre duas iterações globais m e $m-1$

h_{∞}^*	coeficiente de transferência de calor por convecção entre o escoamento gasoso e a superfície sólida do aerofólio modificado devido ao efeito da evaporação [W/(K·m ²)]
h_{∞}	coeficiente de transferência de calor por convecção entre o escoamento gasoso e a superfície sólida do aerofólio [W/(K·m ²)]
h_{entra}	entalpia da água que entra no volume finito [kg/s]
h_f	coeficiente de transferência de calor por convecção entre o filme de água líquida e a superfície sólida do aerofólio [W/(K·m ²)]
h_{ls}	entalpia específica de solidificação [J/kg]
h_{lv}	entalpia específica de vaporização [J/kg]
h_s	diferença de entalpia específica entre uma posição y na camada limite e o escoamento gasoso [J/kg]
$h_{s,0}$	diferença de entalpia específica entre o fluxo de evaporação na superfície do aerofólio e o escoamento gasoso [J/kg]
h_{sai}	entalpia específica da água que sai do volume finito [kg/s]
h_{total}	entalpia específica total da gotícula [J/kg]
k_{agua}	condutibilidade da água líquida [W/(m·K)]
k_{ar}	condutibilidade do ar na camada limite [W/(m·K)]
k_p	condutibilidade do material da parede do aerofólio [W/(m·K)]
k_s	altura de rugosidade média [m]
Le	número de Lewis
LWC	conteúdo de água líquida [g/m ³]
$\dot{m}_{imp}''$	fluxo de água impingente [kg/(s·m ²)]
$\dot{m}_{imp}$	vazão de água impingida [kg/s]
$\dot{m}_{gelo}$	taxa inicial de acúmulo de gelo [kg/s]
$\dot{m}_{\infty}$	vazão de água entre duas trajetórias ao longe [kg/s]
$\dot{m}_{entra}$	vazão de água de entrada [kg/s]
$\dot{m}_{evap}$	vazão de água evaporada [kg/s]

$\dot{m}_{evap}''$	fluxo de água evaporada [kg/(s·m ²)]
$\dot{m}_{sai}$	vazão de água de saída[kg/s]
M_{∞}	número de Mach calculado com V_{∞}
m_{H_2O}	fração mássica de água na mistura gasosa
M_{local}	número de Mach na borda da camada limite
MVD	diâmetro mediano volumétrico [μm]
n_f	fração de congelamento
Nu	número de Nusselt
Nu_δ	número de Nusselt baseado na espessura do filme de água líquida
P_{∞}	pressão estática ao longe no escoamento não perturbado pela presença do aerofólio, $y \gg \delta$ [Pa]
p_{∞}	pressão estática na borda da camada limite dinâmica, $y = \delta$ [Pa]
P_{mist}	pressão total da mistura gasosa [Pa]
Pr	número de Prandtl
P_{vap}	pressão parcial do vapor d'água [Pa]
$\dot{q}_{cond}''^{i,m}$	fluxo de calor por condução na iteração global m que passa pelo ponto de estagnação
$Q_{antigelo}''$	fluxo de calor dos aquecedores elétricos do sistema antigelo do aerofólio [W/m ²]
q_0''	fluxo de calor na superfície do aerofólio [W/m ²]
$\dot{Q}_{perdido}$	taxa de transferência de calor da superfície sólida do aerofólio para o escoamento gasoso [W]
$\dot{q}_{antigelo}$	taxa de transferência de calor do sistema antigelo [W]
$\dot{q}_s, \dot{q}_{s+ds}$	taxa de transferência de calor por condução na superfície sólida do aerofólio [W]
$\dot{q}_{água}$	taxa de transferência de calor por convecção da água para o escoamento gasoso [W]
$\dot{q}_{molhado}$	taxa de transferência de calor por convecção da superfície sólida do aerofólio para a água [W]

$\dot{q}_{sec\ o}$	taxa de transferência de calor por convecção da superfície sólida do aerofólio para o escoamento gasoso [W]
$\dot{Q}_{conv}^{j,i}$	taxa de transferência de calor por convecção na iteração local j e no elemento de volume finito i [W].
R	raio de curvatura da superfície [m]
Re_{k_s}	número de Reynolds baseado na altura da rugosidade k_s
Re_{Δ_2}	número de Reynolds baseado na espessura de entalpia Δ_2
Re_{δ_2}	número de Reynolds baseado na espessura de quantidade de movimento δ_2
$Re_{s_{tr}}$	número de Reynolds baseado na posição da transição abrupta s_{tr} entre o regime laminar e o turbulento
Re_{s_m}	número de Reynolds baseado na posição média s_m da região de transição entre o regime laminar e o turbulento
$Re_{\bar{\sigma}}, Re_{2\cdot\bar{\sigma}}$	número de Reynolds baseado no desvio padrão $\bar{\sigma}$ da região de transição entre o regime laminar e o turbulento
Re_R	número de Reynolds baseado na velocidade relativa entre a gotícula e o escoamento ao longe V_R
R_t	resistência térmica entre a superfície [(m ² ·K)/W]
R_x	fator de relaxação
s	coordenada curvilínea na superfície do aerofólio [m]
s,y	coordenadas na superfície do aerofólio
s_e	posição do ponto de estagnação [m]
s_g	deslocamento da gotícula [m]
S_L	limite inferior de impingimento [m]
s_m	posição média da região de transição entre o escoamento laminar e o turbulento
St	número de Stanton
St_{lam}	número de Stanton do escoamento no regime laminar
s_{tr}	posição da transição abrupta entre o escoamento laminar e o turbulento

St_{turb}	número de Stanton do escoamento no regime turbulento
S_U	limite superior de impingimento [m]
$t\bar{T}_{agua}$	temperatura média na espessura do filme de água líquida [K]
t	tempo [s]
T_∞	temperatura do escoamento ao longe [K]
T_{agua}	temperatura do filme de água líquida [K]
T_{entra}	temperatura do filme de água líquida que entra no elemento de volume finito [K]
$T_{f,agua}$	temperatura média para cálculo das propriedades termodinâmicas da água líquida [K]
$T_{f,ar}$	temperatura média para cálculo das propriedades termodinâmicas do ar na camada limite [K]
$T_{interface}$	temperatura da superfície de interface com a camada limite do escoamento gasoso [K]
T_p	temperatura da superfície sólida do aerofólio (parede) [K]
T_{rec}	temperatura de recuperação [K]
T_{ref}	temperatura de referência para cálculo da entalpia [K]
T_{sai}	temperatura do filme de água líquida que sai do elemento de volume finito [K]
T_{tot}	temperatura total do escoamento ao longe [K]
Tu	nível de turbulência do escoamento ao longe [%]
u	velocidade do escoamento na camada limite [m/s]
U_∞	coeficiente de transferência de calor do aerofólio para o escoamento gasoso [W/(m ² ·K)]
u_∞	velocidade do escoamento na borda da camada limite [m/s]
u_{gota}	velocidade da gotícula [m/s]
v	velocidade no filme de água líquida [m/s]
$\forall$	volume [m ³]
$\forall$	volume de água de todas as gotículas de diâmetro d_i [m ³]
V_∞	velocidade ao longe do aerofólio [m/s]
v_0	velocidade do fluxo de evaporação [m/s]

V_l	velocidade do filme de água líquida na superfície de interface com escoamento gasoso [m/s]
V_m	velocidade média na espessura do filme de água líquida [m/s]
V_R	velocidade relativa entre a gotícula e o escoamento num ponto
We	número de Weber
X, Y	coordenadas ortogonais com origem no bordo de ataque do aerofólio

Símbolos Gregos

α	ângulo de ataque entre o aerofólio e o escoamento [°]
β	coeficiente de coleta local
δ_l	espessura de deslocamento [m]
δ_2	espessura de quantidade de movimento [m]
δ_4	espessura de cisalhamento [m]
δ_f	espessura do filme de água líquida [m]
Δ_2	espessura de entalpia [m]
Δ_4	espessura de condução [m]
Δs^*	distância do início do elemento até o ponto que o filme de água líquida desapareceu [m]
Δs	comprimento do elemento de volume finito [m]
ΔT	diferença entre a temperatura da superfície de interface $T_{interface}$ e a temperatura de recuperação T_{rec}
φ	campo potencial do escoamento
λ	parâmetro do gradiente de pressão
μ_{ar}	viscosidade dinâmica do ar [kg/(m·s)]
μ_{agua}	viscosidade dinâmica da água líquida [kg/(m·s)]
ν_{ar}	viscosidade cinemática do ar [m ² /s]
ν_{agua}	viscosidade cinemática da água líquida [m ² /s]
ρ	massa específica do ar na camada limite [kg/m ³]
ρ_{ar}	massa específica do ar [kg/m ³]
ρ_{agua}	massa específica da água líquida [kg/m ³]

ρ_0	massa específica do vapor d'água [kg/m ³]
σ	tensão superficial [Pa]
$\bar{\sigma}$	desvio padrão da região de transição entre o escoamento laminar e o turbulento
ξ	função probabilidade do escoamento ser turbulento
τ_0	tensão de cisalhamento causada pelo escoamento de ar na superfície sólida do aerofólio [Pa]
$\tau_{o,p}$	tensão de cisalhamento causada pelo escoamento do filme de água líquida na superfície sólida do aerofólio [Pa]
ω_i	umidade absoluta no local i

Capítulo 1

INTRODUÇÃO

A formação de gelo em superfícies aerodinâmicas de aeronaves civis é uma das maiores causas de acidentes aeronáuticos devido a condições atmosféricas adversas. A presença do gelo na superfície de uma asa, por exemplo, pode gerar uma degradação significativa do desempenho aerodinâmico. Um exemplo de formação de gelo é apresentado na Fig. 1.1(a).

Figura 1.1(a): Geometria bidimensional da formação de gelo num aerofólio (ONERA¹, 2002).

Na Fig.1.1(b) é apresentado um exemplo de degradação do desempenho aerodinâmico de um aerofólio causada por formação de gelo.

¹ ONERA (Office National D'etudes et de Recherches Aérospatiales) Chatillon Cedex, França. Apresenta atividades desenvolvidas na área de formação de gelo em aeronaves e helicópteros. Disponível em: <<http://www.onera.fr/dmph-en/givrage/index.html>>. Acesso em: 29 jan. 2002.

Figura 1.1(b): Coeficiente de sustentação, C_L , em função do ângulo de ataque, α , de um perfil NACA63A415 sem formação de gelo (limpo) e com vários tipos de formação de gelo (THE FLUID DYNAMICS PANEL, 1997).

Nas asas e empenagens a presença do gelo diminui a sustentação, aumenta o peso, o arrasto e a mínima velocidade de estol, podendo também afetar a manobrabilidade e controlabilidade da aeronave.

Outros equipamentos e sistemas também (ver Fig. 1.2) estão sujeitos à formação de gelo como partes de motores, antenas, sondas, sensores e pára-brisas, pois ficam expostos às condições ambientais externas.

Figura 1.2: Regiões e equipamentos de uma aeronave sujeitos a formação de gelo (HEINRICH et al., 1991).

A formação de gelo ocorre quando uma aeronave passa através de uma nuvem formada por gotículas de água sub-resfriada em equilíbrio metaestável numa temperatura abaixo do seu ponto de solidificação. O sub-resfriamento é atingido durante a formação e ascensão da nuvem na atmosfera podendo ser influenciado por fatores dinâmicos do movimento da nuvem, como turbulência e vórtices, fatores atmosféricos e fatores topográficos. Como a gotícula está num equilíbrio metaestável, qualquer perturbação de natureza térmica, mecânica ou química pode causar o início do processo de congelamento. Devido a essa sensibilidade às perturbações, não é possível definir com precisão em que temperatura se formarão os núcleos de gelo no interior da gotícula de água. Todavia, pode-se definir uma probabilidade para o crescimento de cristais de gelo conhecendo-se o diâmetro das gotículas, a taxa de resfriamento e a concentração de contaminantes. Este fato foi

constatado por MASON (1971) pela demonstração que a concentração de cristais de gelo em nuvens aumenta com a altitude à medida que a temperatura diminui, resultando numa concentração significativamente alta em temperaturas abaixo de -30°C . Abaixo de -40°C a presença de água líquida é inexistente e toda a água presente está na forma de cristais de gelo.

Para um mesmo diâmetro de gotícula e taxa de resfriamento, a probabilidade de existência de água líquida decai exponencialmente a partir de 0°C para as temperaturas menores, sendo muito pequena (praticamente nula) em -40°C . Modelos teóricos, validados por observações experimentais (KUHNS e MASON, 1968), mostram que quanto menor o diâmetro da gotícula ou maior a taxa de resfriamento das gotas, maior a probabilidade de congelamento de gotículas de água líquida sub-resfriada em temperaturas menores do que 0°C . Ou seja, numa determinada temperatura abaixo de 0°C , a probabilidade de existência de água líquida pode variar dependendo do tamanho das gotículas e do fluxo de calor retirado das gotículas².

Contaminantes podem iniciar e intensificar o processo de nucleação de cristais de gelo, aumentando a probabilidade de congelamento em temperaturas mais elevadas, porém alguns contaminantes químicos podem atuar de forma contrária e diminuir a temperatura de congelamento das gotículas.

KUHNS e MASON (1968) estabeleceram que os casos de sub-resfriamento homogêneo de gotículas de água, ou seja, resfriamento sem a presença de contaminantes, de outras fases, de partículas estranhas, e sem contato entre as gotículas e sólidos, a temperatura limite abaixo da qual a água permanece líquida

² Segundo KUHNS e MASON (1968), a probabilidade de não congelamento, $(1-P)$, à temperatura T_s menor do que temperatura de saturação T_{SAT} para a pressão local, de uma gotícula de água de volume V , submetida à uma taxa de resfriamento dT/dt , é:

$$\ln(1-P) = -\frac{V}{\frac{dT}{dt}} \int_{T_s}^{T_{SAT}} J(T_s) dT_s \quad e \quad J(T_s) \cong \frac{nkT_s}{h} \exp\left[-(U + \Delta G)/kT_s\right]$$

Onde $J(T_s)$ é a taxa de nucleação de gelo por volume e por tempo em função da temperatura T_s , k é a constante de Boltzmann, h é a constante de Planck, U é a energia de ativação para a difusão de uma molécula no líquido, e ΔG é o trabalho para a formação de um núcleo de gelo.

somente por períodos de tempos muito curtos (menores que um segundo) é de -0°C . Uma discussão detalhada sobre estes conceitos e processos é apresentada por MASON (1971).

Resumidamente uma nuvem pode se formar pela ação da convecção natural, da topografia, da convergência de correntes de ar causada por gradiente de pressão, e pelo encontro de frentes de ar frio com uma de ar quente. Na Fig. 1.3 são exemplificados os processos primários de formação de nuvens na natureza e a escala de distância associadas a cada um dos fenômenos. As nuvens com condições de formação de gelo, ou seja, que têm gotículas de água sub-resfriada, são formadas basicamente pela convecção e pela ação da topografia.

Durante a ascensão da nuvem, a água contida no ar no estado líquido ou vapor pode passar por processos tais como: formação de núcleos de condensado; aglutinação, crescimento e precipitação das gotículas; resfriamento devido às condições climáticas locais (dentro da nuvem) de temperatura e pressão; e formação de núcleos gelo e crescimento de cristais de gelo. Dependendo das condições atmosféricas, concentração de contaminantes, grau de sub-resfriamento ou da dinâmica interna da nuvem (correntes de ar, vórtices, turbulência) podem ser geradas condições necessárias para a existência de gotículas de água sub-resfriada. Perturbações atmosféricas podem ocorrer a qualquer instante, deslocando a água do estado metaestável possibilitando a formação dos primeiros núcleos de gelo. As nuvens formadas somente por gotículas de água líquida não sub-resfriadas ou de cristais de gelo não são críticas para a segurança de vôo, pois não causam formação de gelo nas superfícies aerodinâmicas, não degradando o desempenho da aeronave significativamente.

Sabe-se que, além das condições internas e externas à nuvem, o terreno tem um papel fundamental na formação das nuvens de gotículas sub-resfriadas. É muito mais provável encontrar nuvens com condições para a formação de gelo em regiões de terrenos acidentados devido a ocorrência de correntes ascendentes intensas, como pode ser visto na condição (b) mostrada na Fig. 1.3.

Os pilotos de aeronaves civis mudam suas rotas e evitam o voo em determinadas regiões problemáticas, já conhecidas pelas tripulações e controladores de voo, para prevenir a operação sob condições de gelo. Por outro lado, os pilotos de testes, meteorologistas e engenheiros de voo envolvidos com processo de certificação de aeronaves, procuram voar sobre regiões frias, durante o inverno e com terreno montanhoso para justamente aumentar as chances de encontrar condições favoráveis à formação de gelo.

Figura 1.3: Processos naturais primários de formação de nuvens (KOHLMAN e SAND³, 1999).

³ KOHLMAN, D. L.; SAND, W. (The University of Kansas, Overland Park, Kansas, EUA) **Aircraft icing: meteorology, protective systems, instrumentation and certification**. (Curso ministrado na empresa EMBRAER S.A., São José dos Campos, 1999).

A formação de gelo pode ocorrer também no solo, o que requer procedimentos adicionais para a operação de aeronaves na fase do pré-vôo e decolagem. Sob condições climáticas adversas, especificadas na regulamentação, os vôos devem ser cancelados. A precipitação de neve, granizo, chuva e chuvisco congelante podem causar acúmulo de gelo em áreas não protegidas da aeronave, como o dorso superior da asa e a fuselagem. Além de causar degradação aerodinâmica, estes blocos de gelo podem se desprender e ir para a entrada de ar dos motores, o que acarreta perda de empuxo e até danos catastróficos aos propulsores. Dependendo dos danos ocorridos e da conseqüente diminuição do empuxo, o desempenho de decolagem é prejudicado colocando em risco a tripulação e seus passageiros.

A regulamentação define o envelope operacional especificando condições meteorológicas seguras para decolagem e os procedimentos obrigatórios e recomendados para determinada aeronave. Uma descrição completa sobre operação no solo em condições de gelo pode ser encontrada em HEINRICH et al. (1999).

O conhecimento das condições atmosféricas em uma rota pode servir para que os pilotos e controladores de tráfego aéreo diminuam ao máximo a exposição da aeronave às condições de gelo. Para isso, é preciso fornecer às tripulações informações precisas sobre o tipo de nuvem, gotícula e potencial de acúmulo de gelo na sua rota. Paralelamente, é preciso intensificar a comunicação entre tripulações e controladores de vôo, que centralizam as informações sobre condições de gelo, para que as regiões críticas sejam identificadas. Muitos destes procedimentos e sistemas já estão implementados e fazem parte da rotina do planejamento de vôo e operação das aeronaves em países que apresentam inverno rigoroso.

1.1 Proteção contra a Formação de Gelo

A definição das áreas a serem protegidas (ver Fig. 1.2) é uma das etapas mais importantes do projeto de um sistema de proteção contra formação de gelo, pois além de ter implicações com segurança, tem impacto direto no desempenho dos motores e consumo de combustível. De um modo geral, o tipo de sistema de proteção contra-gelo depende diretamente do impingimento das gotículas e da severidade do acúmulo de gelo em relação ao desempenho da aeronave e operacionalidade dos sistemas.

Há dois tipos básicos de proteção contra gelo:

- A) **Sistemas de Antigelo:** previnem a formação de gelo. Operam continuamente e garantem a não formação de gelo nas superfícies protegidas;
- B) **Sistemas de Degelo:** removem o gelo acumulado na superfície. Atuam depois da formação de uma certa quantidade de gelo, operando ciclicamente para remover a camada de gelo da superfície protegida ciclicamente;

Considerando a variedade de sistemas e o objetivo deste trabalho, serão citados apenas os tipos de sistemas mais utilizados para a proteção de asas e empenagens.

- A) Os Sistemas de Antigelo podem ser:

- A1) **Térmicos de Ar Quente:** estes sistemas transferem calor à superfície protegida utilizando ar quente sangrado dos compressores dos motores. O tipo mais comum utiliza jatos ar quente impingentes e é o tipo mais utilizado em asas, empenagens e entrada de ar de motores dos aviões civis de médio e grande porte, a Fig. 1.4 apresenta sua instalação no interior de um aerofólio;

- A2) **Eletrotérmicos:** estes sistemas utilizam aquecimento por resistências elétricas, geralmente são instalados em sondas, radomes (capô de radares), estruturas, hélices, e também em entradas de motores e bordos de ataque de alguns aviões de médio ou pequeno porte.

B) Os Sistemas de Degelo podem ser:

B1) **Expulsão Pneumática:** estes sistemas removem o gelo mecanicamente através da deformação de uma camada de material elástico (“*pneumatic boots*”) que cobre o bordo de ataque; o sistema permite a formação de uma camada fina de gelo e atua ciclicamente quebrando o gelo acumulado por deformação da superfície de material elástico devido ao insuflamento de ar comprimido (ver Fig. 1.5); o sistema é utilizado em aviões comerciais do tipo turbo-hélice.

B2) **Eletrotérmicos:** estes sistemas transferem calor à superfície protegida utilizando resistências elétricas distribuídas ao longo da área protegida. O sistema opera ciclicamente, admitindo a formação de uma camada fina de gelo. Quando acionado derrete ou faz com que o gelo desprenda da superfície. O sistema é instalado em sondas, estruturas e em bordos de ataque alguns aviões de pequeno porte.

Figura 1.4: Vista em corte de um aerofólio com sistema de antigelo de ar quente.

Figura 1.5: Mecanismo de um Sistema de Degelo Pneumático - "*Boot System*" (HEINRICH et al. 1991).

1.2 Sistemas Antigelo de Ar Quente

Os sistemas de antigelo de ar quente são os mais utilizados para a proteção de asas e estabilizadores horizontais em aeronaves de médio e grande porte. Quando há detecção de condições potenciais de formação de gelo o sistema de antigelo de ar quente é acionado automaticamente. Para prevenir a degradação aerodinâmica do perfil, um detector de gelo aciona o sistema antes que o gelo se acumule nas superfícies protegidas.

Figura 1.6: Jatos impingentes de ar quente descarregados pelo tubo *piccolo* do Sistema de Antigelo de um aerofólio.

O ar quente proveniente do motor é distribuído por tubos instalados no interior do bordo de ataque da asa, das empenagens ou do bordo de ataque do alojamento dos motores (“*nacelle lips*”). Nesses tubos com orifícios, chamados de tubos “*piccolo*”, há uma ou mais fileiras de orifícios para garantir uma distribuição apropriada e uma eficiente proteção contra a formação de gelo.

O tubo *piccolo* é (ver Fig. 1.6) montado no interior de um compartimento existente entre a estrutura da asa e a superfície côncava interior do bordo de ataque, que pelo seu formato é denominado compartimento “D”.

A transferência de calor por convecção dos jatos de ar quente que impingem (ver Fig. 1.6) na superfície interna do bordo de ataque é mais intensa no seu foco (região central de impacto do jato) e perde intensidade com o aumento da distância do foco.

GARDON e COPENPOUE (1963), FLORSCHUETZ et al. (1980) fizeram medições experimentais do decaimento (em relação a região central de impacto do jato) do coeficiente de transferência de calor por convecção de jatos de ar quente sobre superfícies planas.

BUCHLIN et al. (1994) mediram as temperaturas num bordo de ataque sob efeito de jatos de ar quente impingindo na superfície da asa por meio de termografia infravermelha.

JUSIONIS (1970) desenvolveu correlações semi-empíricas para o número de Nusselt Nu de jatos de ar quente impingindo na superfície interna do bordo de ataque de um aerofólio.

Atualmente ferramentas computacionais (*CFD* - “*Computational Fluid Dynamics*”) são utilizadas por vários fabricantes e pesquisadores para a resolução do escoamento no interior do compartimento “D” e impingimento dos jatos de ar quente na superfície interna do aerofólio. Na literatura pesquisada não foram encontrados simuladores que resolvam o escoamento de ar na região interna (convecção forçada no compartimento “D”) e o escoamento externo sobre o aerofólio de forma acoplada.

Nos programas pesquisados a simulação dos sistemas de antigelo de ar quente é feita de forma iterativa por meio de dois subprogramas que resolvem o escoamento interno dos jatos de ar quente no compartimento “D” e o escoamento externo sobre a superfície do aerofólio. CROCE et al. (1998) desenvolveram uma simulação considerando a região externa do escoamento gasoso acoplada com a região interna do bordo de ataque do aerofólio, porém não validaram os resultados produzidos com dados experimentais. SAEED, MORENCY e PARASCHIVOIU (2000) desenvolveram uma simulação utilizando dois programas de forma iterativa para simular numericamente um sistema antigelo de ar quente. Utilizaram o *NSC2KE* (MOHAMMADI, 1994) para simular o impingimento dos jatos de ar

quente na superfície interna do bordo de ataque de um aerofólio; e o **CANICE** (MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU, 1999b) para simular termicamente o sistema antigelo a partir do fluxo de calor obtido previamente pelo programa **NSC2KE**.

Devido à sua importância comercial, informações sobre projetos de tubos *piccolo* e compartimento “D” não são divulgadas pelos fabricantes aeronáuticos. Com exceção do artigo de JUSIONIS (1970), a literatura aberta encontrada sobre jatos impingentes de sistemas antigelo é rara ou não aborda o assunto com profundidade.

1.3 Operação e Certificação

Em muitos países, a regulamentação dos limites operacionais de aeronaves civis sob condições de formação de gelo é definida com base na Regulamentação Federal de Aviação (FAR PART 25) da *FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION* (FAA) dos EUA.

A certificação de uma aeronave no Brasil é obtida demonstrando o cumprimento dos requisitos exigidos no Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica (RBHA) PARTE 25 junto ao *CENTRO TÉCNICO AEROESPACIAL* da Aeronáutica (CTA). Se uma determinada aeronave atende aos requisitos de homologação, ela é considerada segura pela autoridade legal e está apta a operar naquele país.

As autoridades homologadoras oferecem guias, manuais, circulares sobre a interpretação da regulamentação e meios aceitos para comprovação dos requisitos de homologação, porém não oferecem de forma taxativa como deve ser feita a demonstração do cumprimento dos requisitos.

O envelope de operação é definido na regulamentação por meio de três parâmetros principais: a) conteúdo de água líquida (*LWC - Liquid Water Content*); b) diâmetro efetivo médio (*MED - Mean Effective Diameter*); c) temperatura ambiente.

O regulamento estabelece dois tipos de envelope que cobrem estatisticamente quase todas as condições operacionais possíveis. Estes envelopes operacionais foram desenvolvidos com base em estudos teóricos e ensaios em voo realizados nas décadas de 40 e 50 pela extinta agência estadunidense *NACA (NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS)*.

Segundo regulamento de homologação, a aeronave deverá operar seguramente nos envelopes (limites operacionais) de Máximo Contínuo e de Máximo Intermitente, que são definidos no Apêndice C do FAR PART 25 e são apresentados no Apêndice I do presente texto.

A condição de gelo Contínuo Máximo representa nuvens mais extensas, mais perto do solo (até aproximadamente 26 000 pés ou 7925 m) e menos críticas quanto a taxa de acúmulo de gelo. O maior tempo de exposição a essa condição depende da extensão máxima da nuvem e da velocidade mínima da aeronave (naquela altitude e regime de voo). A condição de Intermitente Máximo representa nuvens mais curtas e que podem estar localizadas em maiores altitudes (até aproximadamente 31000 pés ou 9449 m). As nuvens de Intermitente Máximo proporcionam condições mais severas de formação de gelo do que as nuvens de Contínuo Máximo (porque têm temperaturas baixas até $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$, maior *MED* e maior *LWC*), entretanto, são mais curtas em extensão, o que proporciona um tempo menor de exposição. Dependendo da velocidade de voo, a exposição à condição de Intermitente Máximo pode durar somente alguns minutos.

Para demonstrar o cumprimento dos requisitos de certificação e garantir a segurança da aeronave durante operações em condições de formação de gelo, deve ser realizada uma extensa campanha de ensaios em voo e em túneis de gelo (túneis de vento que simulam as condições de formação de gelo). Alguns túneis de gelo são descritos por HEINRICH ET AL. (1991), KIND et al. (1998) e CHINTAMANI, DELCARPIO e LANGMEYER (1996).

O fabricante deve definir limites operacionais e procedimentos de emergência em casos de falha. Para simular os casos de falha do sistema são realizados testes em voo com formas de gelo artificiais (gelo simulado) fixadas ao bordo de ataque.

Devido à baixa probabilidade de ocorrência de algumas condições de formação de gelo serem encontradas na atmosfera ou devido às limitações operacionais dos túneis, a campanha de testes geralmente não é suficiente para representar todas as condições definidas pelo envelope operacional estabelecidas na regulamentação. Uma ferramenta de simulação numérica é um dos meios aceitos pelas autoridades de homologação para extrapolação das condições nos limites do envelope operacional.

Outra função importante da simulação numérica é a previsão da forma do gelo em situações de falha do sistema de proteção contra gelo. A partir dos contornos

geométricos da forma do gelo (“*shape outline*”) definidos por simulação numérica é possível moldar peças (gelo simulado) para que sejam fixadas no bordo de ataque dos aerofólios reais. Com isso, pode-se analisar a degradação aerodinâmica durante um voo real com o gelo simulado fixado às asas, e estabelecer limitações operacionais e procedimentos de emergência para aquela aeronave. A rugosidade e o formato destas peças são definidos com base nas observações realizadas nos ensaios de túnel de gelo.

As diretrizes para a simulação numérica de formas de gelo e sua validação são apresentadas no *FAA Aircraft Icing Handbook* organizado por HEINRICH et al. (1991).

1.4 Conceitos Gerais

O estudo das condições que ocorrem no processo de formação de gelo sobre a superfície de um aerofólio envolve um conjunto de conceitos que serão apresentados nesta seção.

1.4.1 Conteúdo de Água Líquida (*LWC - Liquid Water Content*)

O conteúdo de água líquida numa nuvem, *LWC*, é definido como a concentração em massa de água líquida por volume de nuvem. O *LWC* determina a vazão máxima de água que pode impingir numa determinada área:

$$\dot{m}_{\infty} = LWC \cdot \vec{V}_{\infty} \cdot 1 \cdot d\vec{y} \quad (1.1)$$

Onde $\dot{m}_{\infty}$ é a vazão de massa de água que atravessa uma área $1 \cdot dy$ entre duas linhas de corrente normal a velocidade V_{∞} .

1.4.2 Diâmetro Mediano Volumétrico (*MVD - Median Volumetric Diameter*)

Para um mesmo escoamento e mesmo aerofólio, a trajetória de uma gotícula depende do seu diâmetro. As gotinhas maiores têm maior probabilidade de atingir a superfície do aerofólio, aumentando o que se denomina eficiência de coleta. Já as gotículas menores tendem a seguir as linhas de corrente, pois as forças de arrasto são maiores do que as de inércia. Assim a definição de um diâmetro de gotícula de uma nuvem é um parâmetro importante para a análise das condições de formação de gelo, pois afeta diretamente a quantidade de água que impinge o bordo de ataque.

Em termos estatísticos, o *MVD* é a mediana da distribuição de diâmetros de gotículas de uma nuvem. Por definição a mediana é menos sensível a valores extremos de uma amostragem do que a média ponderada pela frequência dos diâmetros da amostra. Isto faz com que os diâmetros extremos (os menores e os

maiores) sejam considerados pelo seu volume (ou massa) e não pela sua frequência, por isso o diâmetro mediano volumétrico (*MVD*) é adequado para o cálculo das trajetórias de gotículas e eficiência de coleta.

LANGMUIR (1961a) foi o primeiro a medir o espectro de gotículas de nuvens e a sugerir a definição de um parâmetro geométrico médio das gotículas, o *MVD*, para o cálculo da eficiência de colisão para toda a distribuição de tamanhos de gotículas. Dada a distribuição dos diâmetros das gotículas, o *MVD* é o diâmetro para o qual a soma do volume das gotículas de água é menor do que 50% do volume total de água da amostra.

FINSTAD, LOZOWSKI, MAKONEN (1988) compararam o *MVD* com duas outras definições de diâmetros médios:

$$1) \text{ o diâmetro médio volumétrico, } D_{mv} = \left(\frac{6 \text{ } \forall}{\pi N} \right)^{\frac{1}{3}}; \quad (1.2)$$

$$2) \text{ o diâmetro médio, } D_m = \frac{\sum_{i=1}^N n_i d_i}{N}; \quad (1.3)$$

Onde N é número de gotículas da amostra, n_i é o número de gotículas de um diâmetro d_i numa amostra de N elementos, e $\forall$ é o volume total de água da amostra.

Os autores concluíram que o *MVD* é a melhor aproximação para que um único tamanho de gota represente a eficiência de coleta de uma distribuição inteira. Todavia, concluíram que a eficiência de coleta calculada com o *MVD* tem desvios significativos em relação à eficiência de coleta calculada com todos os diâmetros da distribuição. Os autores verificaram que a eficiência de coleta por meio do *MVD* é uma aproximação de primeira ordem. Para melhorar a avaliação da eficiência de coleta, os autores sugerem aproximações de segunda, terceira e quarta ordem, avaliando a eficiência de coleta por meio de dois, três ou quatro diâmetros.

As autoridades homologadoras aceitam o diâmetro mediano volumétrico (*MVD*) como representação válida para o diâmetro médio efetivo (*MED*) definido nos regulamentos, como mostrados nos gráficos do Apêndice I. O *MED* é resultado das medições feitas durante os vôos experimentais que definiram o envelope de

condição de gelo do Apêndice C do FAR PART 25. Nas medições experimentais foi utilizado o método dos cilindros rotativos (LANGMUIR e BLODGETT, 1961a), que a partir da massa de gelo formada numa sonda, composta por cilindros de vários diâmetros com eficiência de coleta conhecida, e de uma distribuição de diâmetros de gotícula da nuvem, determina o *LWC* e o *MED* por meio de tentativa e erro. O *MVD* é calculado diretamente por meio da distribuição de diâmetros e o *MED* foi calculado por meio de medições de formações de gelo.

A avaliação da eficiência de coleta local por meio do *MVD* pode apresentar grandes desvios se a distribuição envolver uma concentração significativa de gotículas sub-resfriadas de grande diâmetro (*SLD* - *Supercooled Large Droplets*), pois o *MVD* deixa de representar com precisão a eficiência de coleta de todo o espectro de diâmetro de gotículas. As *SLD* são as gotículas de diâmetros que variam de 30 a 250 μm .

1.4.3 Eficiência de Coleta Local (β)

Para calcular a massa total de água que impinge no aerofólio é necessário saber a eficiência de coleta local na superfície, definido como $\beta(s)$.

A eficiência de coleta local numa determinada distância s na superfície do aerofólio é $\beta(s)$, sendo que $\beta(S_U) \rightarrow 0$ no limite superior e $\beta(S_L) \rightarrow 0$ limite inferior de impingimento, onde a trajetória das gotículas tangenciam a superfície do aerofólio, como mostrado na Fig. 1.7.

Da definição de *LWC* temos que:

$$d\dot{m}_\infty = LWC \cdot V_\infty \cdot 1 \cdot dy \quad (1.5)$$

Definindo:

$$d\dot{m}_{imp} = \dot{m}_{imp}'' \cdot 1 \cdot ds \quad (1.6)$$

Onde $d\dot{m}_{imp}$ é vazão de massa água entre duas trajetórias que impinge no aerofólio, $\dot{m}_{imp}''$ é o fluxo de massa água impingido no aerofólio, $1 \cdot ds$ é a área da superfície do aerofólio, e $1 \cdot dy$ é a área ao longe entre duas trajetórias.

Figura 1.7: Trajetórias das gotículas, definição da eficiência de coleta local, β , e dos limites de impingimento superior S_U e inferior S_L

Aplicando a Equação da Continuidade entre duas trajetórias de gotículas:

$$d\dot{m}_\infty = d\dot{m}_{imp}$$

$$\dot{m}_{imp}'' = V_\infty \cdot LWC \cdot \beta \quad (1.7)$$

$$\beta = \left(\frac{dy}{ds} \right) \quad (1.8)$$

Ou seja, a eficiência de coleta local é a razão das áreas definidas no escoamento ao longe e na superfície do bordo de ataque entre duas trajetórias de gotículas. A Fig. 1.8 apresenta esta definição graficamente, no qual s/c é a distância na superfície do aerofólio normalizada pela corda do aerofólio.

Para calcular a eficiência de coleta local, o programa **ONERA2D** admite que o *MVD* representa a distribuição de gotículas de água da nuvem e calcula as trajetórias das gotículas de um determinado *MVD*. Entretanto, outras aproximações mais precisas para o cálculo de $\beta(s)$ podem ser adotadas, por exemplo, o simulador **LEWICE** (WRIGHT, 1995) calcula a eficiência de coleta local no ponto s a partir da distribuição de diâmetros de gotículas incidentes no ponto e da eficiência de coleta para cada diâmetro naquele local. Tal eficiência de coleta é calculada por:

$$\beta(s) = \frac{1}{V} \sum_1^m v_i \cdot \beta_i(s) \quad (1.4)$$

Onde V é volume de água total da amostra, m é total de diâmetros d_i medidos, v_i é o volume de água de todas as gotículas de diâmetro d_i , e β_i é a eficiência de coleta local para o diâmetro d_i .

Figura 1.8: Definição de eficiência de coleta local $\beta(s)$

Muitos simuladores numéricos calculam o impingimento *lagrangiano* de gotículas, ou seja, resolvem primeiro o escoamento sobre o aerofólio e depois calculam as trajetórias das gotículas com o campo de velocidades. A trajetória de cada gotícula é resolvida separadamente de um ponto de partida ao longe até o ponto de impacto na superfície do bordo de ataque. Neste cálculo considera-se a equação da quantidade de movimento com ação do peso e arrasto na partícula. No entanto um modelo que admite somente a ação da força de arrasto aerodinâmico sobre a partícula

foi desenvolvido em 1945 por LANGMUIR e BLODGETT (1961b) e é ainda muito utilizado.

OLESKIW e LOZOWSKI (1983) desenvolveram um programa para calcular as trajetórias de gotículas e a formação de gelo, onde são considerados o arrasto aerodinâmico, peso da gotícula e o regime transitório na equação de quantidade de movimento da gotícula.

BOURGAULT et al. (1997) desenvolveram e validaram um modelo euleriano tridimensional para cálculo de trajetórias que impingem na fuselagem dianteira de uma aeronave. Nesta abordagem o movimento de um conjunto de gotículas é determinado como uma certa fração de massa de água em cada ponto da malha computacional, eliminando a necessidade do cálculo da eficiência de coleta na superfície e fornecendo diretamente quais regiões do corpo têm impacto de água na superfície.

Maiores informações sobre simulações numéricas de trajetórias de gotículas tridimensionais foram apresentadas por GUFFOND e HENRY (1993) e MINGIONE et al. (1999). Uma revisão de modelos matemáticos para cálculo de trajetória de gotículas é apresentada em KIND et al. (1998), LOZOWSKI e GATES (1991) e SOO (1967).

1.4.4 Fração de Congelamento (n_f)

A formação de gelo em voo ocorre quando uma aeronave passa por uma nuvem de gotículas de água sub-resfriada. Após o impacto a massa de água pode congelar parcialmente ou totalmente. Uma fração da entalpia de solidificação é liberada pela fração de água que congela, tendendo a aquecer a massa de água líquida restante e o gelo formado. O ganho de energia interna devido a liberação da entalpia de solidificação é contrabalançado pela transferência de calor e massa por convecção (perda) para o ambiente.

A relação entre a massa de água que congela sobre a superfície em um determinado ponto e a massa total de água líquida presente no mesmo ponto é dada pela fração de congelamento n_f .

Sob temperaturas baixas e baixo LWC , a temperatura do gelo acumulado permanece abaixo de $0\text{ }^{\circ}\text{C}$. Isso faz com que as gotas congelem completamente no momento do impacto. Por outro lado, com um alto LWC ou temperaturas das gotículas próximas à $0\text{ }^{\circ}\text{C}$, a temperatura de equilíbrio no bordo será próxima de $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ e somente uma parte da água líquida irá congelar após o impacto, e a fração de congelamento n_f é menor do que um ($n_f < 1$). A água líquida restante tenderá a escorrer a jusante (“*runback*”) devido à ação do arrasto causado pelo escoamento externo do ar à superfície do líquido. Logo a água pode vir a congelar em pontos posteriores da superfície, onde a eficiência de coleta é menor e a perda de calor por convecção pode ser maior se o escoamento for turbulento.

O LWC de uma nuvem tem um papel importante na determinação da fração de congelamento e consequentemente da forma final do gelo, massa específica e rugosidade. Com alto LWC (mais água líquida impingindo na superfície), a transferência de calor e massa por convecção pode ser insuficiente para remover a entalpia de solidificação da massa de água de um determinado volume de controle. Nesse caso, admitindo-se condições de saturação (sem sub-resfriamento), somente uma fração da água líquida congela e a temperatura média do volume de controle fica em torno da temperatura de solidificação e $n_f < 1$. Já com um baixo LWC , a entalpia de solidificação da massa de água líquida do volume de controle pode ser transferida por convecção para o escoamento gasoso, o que resulta em $n_f = 1$ e temperaturas de gelo abaixo do ponto de solidificação da água. Nesse caso, a convecção é suficiente para transferir calor do volume de controle, causar a mudança de fase e ainda diminuir sua temperatura.

1.4.5 Tipos de Gelo

O gelo do tipo “*rime*” se forma quando $n_f = 1$ (baixas temperaturas ou baixo LWC). Esse tipo de formação é resultado do congelamento instantâneo das gotículas no ponto de impacto. A temperatura de equilíbrio do gelo permanece abaixo do ponto de solidificação e a forma do gelo depende exclusivamente do ponto de impacto e da trajetória das gotículas. De forma geral, o gelo acumulado é rugoso ou

granular, tem um formato bastante simples, aparência opaca e leitosa devido a inclusões de pequenas bolhas de ar.

Quando $n_f < 1$ começam a prevalecer as condições de formação de gelo do tipo “*glaze*”, que tem formas mais complexas do que o “*rime*”, pois a formação do gelo sofre o efeito da presença de água líquida na região de impacto de gotas. A água escorre para partes posteriores da superfície e tende a congelar em algum lugar a jusante do seu ponto de impingimento. Como resultado ocorre a formação de geometrias complexas conhecidas como chifres de gelo (“*ice horns*”) e rabos de lagosta (“*lobster tails*”). O gelo “*glaze*” é geralmente transparente e liso, tendo poucas bolhas de ar em seu interior. As formações que podem ter características de gelo “*rime*” e “*glaze*” são chamadas de mistas (“*mixed*”).

VARGAS e RESTHOTKO (2000) desenvolveram um estudo experimental sobre a influência do LWC e da temperatura em asas enflechadas (“*swept wings*”) nas formações de gelo “*glaze*”.

HANSMAN et al. (apud KIND et al., 1998) observaram formações de protuberâncias em forma de penas (“*feathers*”) sob condições de gelo misto. Durante seu crescimento, há o aparecimento de pequenas protuberâncias que localmente intensificam a transferência de calor por convecção e a eficiência de coleta simultaneamente. Nesse ponto com $n_f = 1$, as protuberâncias formadas são de gelo “*rime*”, apesar da sua vizinhança ser dominada por gelo “*glaze*”. Dependendo da taxa local de transferência de calor por convecção, pode haver formações complexas de tipos de gelo e de formas.

1.4.6 Crescimento do gelo

O crescimento do gelo pode ser classificado como molhado (“*wet growth*”) ou seco (“*dry growth*”) dependendo da existência de água líquida durante o congelamento. O primeiro é bem mais complexo e pode resultar em formações do tipo “*glaze*” ou mistas, e o segundo resulta em formações de gelo “*rime*”.

1.4.7 “Runback”

Durante o processo de crescimento molhado, admite-se que gelo é formado na região de impacto das gotas e que a água líquida restante escorre devido às tensões de cisalhamento aplicadas pelo escoamento do ar na superfície da lâmina de água. Este filme escoa movido pelo cisalhamento e se quebra quando as forças de inércia se sobrepõem às forças de tensão superficiais. Esta razão é representada adimensionalmente pelo número de Weber, $We = \frac{\rho_{ar} \cdot u_{\infty} \cdot L}{\sigma}$. Quando o filme se quebra, podem ser formados pequenos filetes de água (“rivulets”), que continuam seu curso até seu congelamento ou evaporação total.

Quando acontece a formação dos filetes há dois efeitos imediatos:

- 1) a razão entre a área na interface líquido/ar e o volume de água no filete aumenta em relação a um filme contínuo de água, resultando num maior fluxo de convecção de calor e massa para o escoamento de ar externo;
- 2) a rugosidade da superfície aumenta, pois os filetes atuam como protuberâncias, intensificando a transferência de calor e massa para o escoamento de ar externo;

1.5 Objetivo

O objetivo do presente trabalho é desenvolver um simulador numérico para prever parâmetros operacionais de um sistema de antigelo eletrotérmico num aerofólio de perfil NACA0012.

A simulação do sistema antigelo fornecerá resultados para: A) distribuição de temperaturas na superfície do aerofólio; B) distribuição de temperaturas no filme de água líquida que escoar sobre a superfície do aerofólio; C) distribuição de coeficiente de transferência de calor por convecção; D) distribuição de vazão de água líquida escoando sobre a superfície do aerofólio; E) previsão da localização do início do congelamento; F) previsão da localização do desaparecimento do filme de água líquida (fronteira entre a superfície molhada e a seca).

Para validação dos resultados numéricos do modelo matemático foram escolhidos dados experimentais de AL-KHALIL et al. (1997), obtidos em testes em várias condições no túnel de gelo do centro de pesquisa *GLENN RESEARCH CENTER* da NASA, Cleveland, Ohio, EUA. Os resultados numéricos do presente trabalho também serão comparados aos resultados dos programas *LEWICE/ANTICE* (AL-KHALIL et al., 1997) e *CANICE* (MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU, 1999a, 1999b) para as mesmas condições de teste.

As condições de voo (ângulo de ataque α , número de Mach M_∞) e as condições atmosféricas (temperatura do escoamento ao longe, *LWC*, *MVD*) utilizadas na simulação serão pré-processadas pelo programa *ONERA2D* (GUFFOND e BRUNET, 1988) que determinará o campo de velocidades e o coeficiente de pressão do escoamento potencial em torno do aerofólio e a eficiência de coleta local no bordo de ataque do aerofólio.

A Fig. 1.9 mostra um fluxograma simplificado do simulador para sistemas antigelo desenvolvido neste trabalho.

Figura 1.9: Fluxograma da simulação do sistema antigelo

Capítulo 2

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

São poucos os trabalhos na literatura aberta que apresentam modelos matemáticos e simulações numéricas da operação de sistemas de proteção contra a formação de gelo em partes externas de aeronaves. A maior parte dos trabalhos encontrados é sobre previsão da forma do gelo acumulado em aerofólios não protegidos. Geralmente estes trabalhos fazem referência a documentos históricos feitos no final da Segunda Guerra Mundial e no período pós-guerra, com destaque para os relatórios técnicos da extinta agência governamental estadunidense *NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS (NACA)*, e a publicações de trabalhos de alguns institutos e universidades estadunidenses e européias. Mais raro de encontrar são artigos publicados por fabricantes de aeronaves comerciais ou de propulsores (turbinas e hélices) contendo informações sobre desenvolvimentos na área de simulação numérica de sistemas de proteção contra a formação de gelo. Esta ausência deve-se, principalmente, ao fato de que este assunto é tecnologicamente estratégico para empresas e governos, pois pode fornecer vantagem competitiva no mercado internacional a quem detiver seu domínio.

O objetivo deste capítulo é de apresentar os principais trabalhos na modelagem matemática e simulação numérica de sistemas de proteção contra gelo em aerofólios. Serão discutidos artigos de revisão, modelos matemáticos e simuladores numéricos.

2.1 Referências Básicas

Da literatura pesquisada pode-se destacar alguns dos primeiros trabalhos sobre sistemas de antigelo de aeronaves desenvolvidos pelos pesquisadores da

agência estadunidense *NACA* nas décadas de 40 e 50. FRICK e MCCOLLOUGH (1942) testaram um aerofólio aquecido num túnel de vento e estabeleceram um procedimento para avaliação da transferência de calor por convecção entre a superfície do aerofólio e o escoamento externo. NEEL et al. (1947), que desenvolveram um modelo matemático para avaliação da quantidade de calor necessária para proteger termicamente uma superfície contra formação de gelo. GELDER e LEWIS (1951) compararam resultados experimentais de transferência de calor por convecção entre a superfície do aerofólio e o escoamento externo para condições de formação de gelo simuladas (testadas em túnel de gelo) e para condições naturais (testadas em voo). GRAY (1952) desenvolveu um método gráfico para resolver as equações do modelo desenvolvido por NEEL et al. (1947). Finalmente NEEL (1954) recomendou diretrizes para projeto de sistemas de proteção contra formação de gelo com base nos estudos desenvolvidos até aquela data.

A modelagem matemática de nuvens de gotículas sub-resfriadas na atmosfera foi desenvolvida no ano de 1943 por LANGMUIR e BLODGETT (1961a), e o procedimento de cálculo das trajetórias das gotículas e da eficiência de coleta local foi desenvolvido em 1944 por LANGMUIR e BLODGETT (1961b).

Os primeiros desenvolvimentos na área de previsão de formação de gelo em aerofólios foram publicados nos primeiros anos da década de 50. LUDLAM (1951) foi um dos primeiros a medir o efeito da entalpia de solidificação na formação de gelo sobre cilindros rotativos. TRIBUS (1951) incluiu os efeitos da entalpia de solidificação da água na modelagem matemática de um sistema de degelo (regime transitório). MESSINGER (1953) desenvolveu um procedimento para calcular a temperatura de superfície de aerofólios em equilíbrio termodinâmico com o escoamento externo de ar considerando a superfície adiabática (sem fluxo de calor de aquecimento) e os estados termodinâmicos da água (líquido e sólido) introduzindo o conceito de fração de congelamento n_f , que foi apresentado no Cap. 1.

A partir das informações disponíveis na época sobre sistemas de proteção contra formação de gelo e sobre o processo de congelamento, SOGIN (1954) escreveu um manual de projeto de sistemas de antigelo térmico de aeronaves para o

WRIGHT AIR DEVELOPMENT CENTER da Base Wright-Patterson da Força da Aérea dos EUA, localizada em Dayton, Ohio. Devido à sua abrangência e profundidade que abordou os tópicos referentes ao projeto dos sistemas de antigelo térmico, este manual ainda é uma referência importante para a indústria aeronáutica sendo inclusive recomendado pelas autoridades de homologação de vários países. O autor desenvolveu um modelo analítico para prever a temperatura de superfície de uma região protegida contra a formação de gelo.

O artigo de THOMAS, CASONI e MACARTHUR (1996) cobre a modelagem e as técnicas utilizadas para a simulação de sistemas de antigelo. São apresentadas: a física do processo de congelamento, os tipos de gelo, os tipos de sistemas de proteção, suas características e modelos matemáticos aplicados na simulação numérica do problema. Eles apresentam modelos matemáticos para: formação e crescimento de gelo, degradação de performance aerodinâmica em superfícies com formação de gelo, sistema de antigelo ar quente, sistemas de degelo pneumático e eletrotérmico. Até a data da sua publicação em 1996 não havia ferramentas capazes de simular, com precisão e tempo computacional adequado, escoamentos sobre superfícies com grandes ângulos de ataque e sobre formações de gelo que causam perturbação ou descolamento da camada limite. Outra dificuldade descrita pelos autores é a complexidade e o efeito tridimensional das irregularidades das formas de gelo. Os programas analisados pelos autores resolvem o escoamento potencial com correções para os efeitos de compressibilidade por meio das correlações de Karman-Tsién ou Prandtl-Glauert. Os autores citam também que os códigos de resolução de escoamentos invíscidos são inadequados para prever a efeitos do descolamento da camada limite dinâmica e os efeitos da transferência de calor e massa. Segundo THOMAS, CASONI e MACARTHUR (1996), um código de escoamento potencial acoplado ao cálculo iterativo das equações da camada limite (como os implementados por CEBECI, 1989 e 1991; SHIN, 1994; PARASCHIVOU, 1994) pode fornecer resultados satisfatórios para o campo de velocidades sobre um corpo contaminado com gelo “*rime*”. A resolução do escoamento potencial para previsão de formação de gelo proporciona desvios significativos na simulação da

formação do gelo “*glaze*”, entretanto, ainda não existem alternativas mais rápidas e economicamente viáveis para esta tarefa. Os autores citam ainda os esforços de SCOTT e POTAPCZUK (apud THOMAS, CASONI e MACARTHUR, 1996) para o desenvolvimento de ferramentas que utilizem as equações de *Euler*. No entanto, afirmam que simulação da formação de gelo “*glaze*” só será satisfatória quando forem desenvolvidos códigos para a resolução das equações de *Navier-Stokes*. A simulação de sistemas de antigelo de ar quente é citada pelos autores brevemente, apontando o trabalho de AL-KHALIL et al. (1990) e AL-KHALIL (1991) como os principais desenvolvimentos disponíveis em literatura aberta.

KIND et al. (1998) fizeram uma revisão sobre a simulação experimental e numérica de formação de gelo em superfícies externas. Os autores revisam os fundamentos de testes de formação de gelo em túneis de gelo e aviões-tanque (que voam na frente dos aviões a serem testados, nebulizam gotículas de água sub-resfriadas para simular o efeito de nuvens atmosféricas). Estas rodadas experimentais são necessárias para diminuir os custos da campanha de testes em voo, e para cobrir pontos do envelope operacional que os testes com condições de formação de gelo natural (formado em voo com nuvens reais) não cobriram. Segundo os autores, os testes de túnel de gelo enfrentam problemas com a simulação de gelo “*glaze*”, pois o conhecimento atual é insuficiente para descrever ou prever os efeitos da microescala como: tensão superficial, viscosidade, “*splashing*”, “*runback*”, rugosidade e desenvolvimento dos cristais de gelo na superfície. Devido a essas incertezas relativas aos fenômenos físicos envolvidos e às hipóteses simplificadoras dos modelos matemáticos, não há regras de escala confiáveis para que os experimentos sejam feitos em escala reduzida. Os autores citam as dificuldades para o estabelecimento de semelhança entre diferentes instalações de túneis de gelo, ou entre túneis e condições naturais atmosféricas (POTAPCZUK, 1999). Segundo KIND et al. (1998), para diminuir os desvios na formação de gelo calculada os códigos precisariam incluir modelos para os efeitos dos fenômenos de microescala, incluir modelos para os efeitos de chuva e chuveiro congelante; e resolver escoamentos e trajetórias de gotículas sobre geometrias complexas tridimensionais

(incluindo formações de gelo) e aerofólios multi-corpos. Os autores revisaram a modelagem matemática implementada nos simuladores numéricos utilizados pela indústria aeroespacial em todo o mundo, citando as equações que descrevem o escoamento, a trajetória das gotículas, o impingimento das gotículas no aerofólio, a conservação da massa da água de “runback”, conservação da energia na superfície e crescimento do gelo sobre o aerofólio. Os autores mencionaram os esforços de desenvolvimento de simuladores que resolvem as equações de *Navier-Stokes* como o **FENSAP-ICE** (BOURGAULT et al., 1997), o **LEWICE/NS** (POTAPCZUK, 1993), e o **LEWICE/3D** (BIDWELL e MOHLER, 1995).

A agência estadunidense *NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION* (NASA) tornou disponível relatórios, dados experimentais e resultados de simulações (organizados por WRIGHT, 1999) para possibilitar comparações com outros dados experimentais e para a validação de códigos computacionais de previsão de formação de gelo.

WRIGHT, GENT e GUFFOND (1997) comparam os programas para previsão de formação de gelo das agências aeroespaciais governamentais da Inglaterra, França e EUA, e concluem que eles têm o mesmo grau de desvio em relação às medições. Os autores descreveram a modelagem matemática implementada nos códigos computacionais de formação de gelo em aerofólios, a saber, **TRAJICE2**, **ONERA2D**, **LEWICE** e apresentam os resultados das simulações, verificando os desvios em relação aos dados experimentais. O relatório abrange também experimentos nos túneis de gelo das agências e apresenta uma comparação cruzada entre os programas de simulação e os resultados obtidos em túneis, ou seja, compara o resultado numérico do programa de uma agência, com o resultado experimental do túnel de outra, avaliando assim, a variabilidade dos desvios obtidos em aparatos experimentais não utilizados na validação dos programas.

Também a indústria, representada pela divisão aeroespacial da *SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS* (SAE), está estabelecendo padrões para comparar formas de gelo geradas em condições naturais, em testes e previstas por simuladores

numéricos. Há dificuldades em estabelecer quais critérios utilizar para comparar formas de gelo e avaliar os desvios obtidos em testes e simulações. Segundo POTAPCZUK (1999), muitas vezes uma forma de gelo diferente de outra pode gerar a mesma degradação aerodinâmica, ou ainda pequenos desvios (como por exemplo na rugosidade ou na inclinação do chifre de gelo) entre duas formas podem ter efeitos muito distintos na performance da aeronave. Durante o *SEMINÁRIO DE COMPARAÇÃO DE FORMAS DE GELO* (“*ICE SHAPE COMPARISON WORKSHOP*”, SAE, 1999), o grupo de trabalho AC9-C da SAE resumiu os parâmetros necessários para uma comparação adequada das formas de gelo como: contornos ou formato do gelo; limites da forma do gelo (resultante dos limites de impingimento); parâmetros do chifre de gelo (ângulo, espessura, localização); seção transversal (área bidimensional da geometria); e textura superficial ou rugosidade. Segundo os participantes do seminário da SAE, a comparação das diversas formações de gelo é fundamental para analisar a severidade da degradação de performance aerodinâmica; os efeitos das formas de gelo geradas por condições diferentes; a repetibilidade e padronização dos ensaios em túnel de gelo; os efeitos da formação de gelo em entradas de motores (que determinam diretamente o potencial de dano aos motores num caso de desprendimento de gelo durante o voo); e a área a ser coberta pelo sistema de proteção contra formação de gelo. Uma das necessidades apontadas pelo sub-comitê AC-9C da SAE, é a de comparar os programas de simulação de formação de gelo sobre aerofólios entre si, pois as instalações experimentais não são padronizadas. Há diferenças entre resultados de dois túneis diferentes para o mesmo teste, e há desvios introduzidos pelo método de medição da forma do gelo acumulado. Como há dificuldades de obtenção de uma referência experimental para validação dos simuladores numéricos, a comparação cruzada entre programas e resultados experimentais diferentes, passa a ser uma necessidade. Os países pertencentes à *ORGANIZAÇÃO DO TRATADO DO ATLÂNTICO NORTE (OTAN)* formaram um grupo de trabalho para definir as condições para validar conjuntamente os seus códigos computacionais para simulação de formação de gelo em aerofólios.

WRIGHT e CHUNG (1999) estabelecem um método para comparações de formas de gelo baseado nos efeitos de degradação da performance aerodinâmica. Os autores desenvolvem correlações para determinar quais parâmetros geométricos tem maior efeito final no arrasto e sustentação, e estabelecem critérios objetivos para análise de superfícies sujeitas a acúmulo de gelo.

CHENG e SEKI (1991) oferecem uma coletânea de trabalhos sobre transferência de calor, fusão e solidificação em um amplo espectro. Apresentam conceitos físicos, soluções analíticas, e soluções numéricas para vários problemas relacionados com processos de fusão em metalurgia, e congelamento em solos, rios, navios, aviões, dutos, torres e cabos de transmissão de energia elétrica. É um livro recomendado para aqueles que estudam os mecanismos de formação de gelo proporcionando uma visão mais abrangente e multidisciplinar do assunto.

LOZOWSKI e GATES (1991) escreveram sobre o processo de acúmulo de gelo e a aplicação da simulação numérica neste fenômeno. Eles afirmam que é possível estabelecer um procedimento numérico que cubra os assuntos relacionados com formação e acúmulo de gelo em várias áreas da tecnologia como: aeronáutica (impingimento de gotículas sub-resfriadas em aerofólios) , naval (impingimento de gotículas gerada pela quebra de ondas do mar em navios e plataformas marinhas), elétrica (formação de gelo em cabos de transmissão de energia, torres de rádio-transmissoras), e meteorologia (formação de granizo em nuvens). No entanto, os autores advertem que as geometrias e condições ambientais diferentes podem requerer modificações no modelo matemático para torná-lo mais adequado a uma determinada aplicação. A formulação e validação dos modelos é realizada com experimentos de campo e laboratório.

2.2 Simulação Numérica da Formação de Gelo e de Desempenho de Sistemas de Antigelo para Aeronaves

2.2.1 Introdução

São poucos os programas para previsão de formação de gelo ou de simulação de desempenho de sistemas antigelo para aeronaves que são reconhecidos pela indústria aeroespacial e autoridades de homologação.

A complexidade do fenômeno de formação de gelo dificulta a modelagem matemática, e os desvios experimentais observados dificultam a validação dos códigos restringindo o processo de validação à verificação de resultados de um determinado simulador com resultados experimentais de um determinado túnel ou à comparação direta entre os resultados obtidos pelos programas de simulação.

Este assunto é estratégico para as empresas e governos, porque envolve segurança de voo e competitividade no mercado internacional. As agências aeroespaciais recebem altos investimentos em pesquisas e subsídios para desenvolverem seus próprios programas e capacitar o seu país tecnologicamente. Um exemplo conhecido é o código *LEWICE*, que foi desenvolvido por universidades estadunidenses e pelo centro de pesquisa *GLENN RESEARCH CENTER* da NASA. Este programa de computador é distribuído livremente dentro dos EUA, mas tem sua exportação proibida por lei.

Outros códigos também têm distribuição controlada e têm características similares de restrição à comercialização. Não há programa disponível comercialmente que seja reconhecido pela comunidade aeronáutica. Todos os simuladores encontrados nesta revisão bibliográfica pertencem a empresas ou organizações governamentais.

Os programas têm modelos matemáticos e métodos numéricos diferentes, porém estão estruturados em módulos, que geralmente são:

- 1) **MÓDULO I:** Resolução do escoamento aerodinâmico sobre o corpo de interesse (também denominado substrato).
- 2) **MÓDULO II:** Determinação do impingimento de gotículas de água sub-resfriadas na superfície do corpo em estudo, determinação da quantidade e distribuição de água resultante.
- 3) **MÓDULO III:** Análise térmica do sistema ar-água-corpo para determinação da temperatura de superfície (com ou sem sistema de proteção), do fluxo de *runback* e da taxa de congelamento.
- 4) **MÓDULO IV:** Determinação da forma do gelo resultante da acumulação no aerofólio.

A análise térmica avaliada no módulo III pode variar conforme a aplicação que se destina o programa. Se for uma simulação para uma superfície não protegida, o termo relativo ao fluxo de calor do sistema não é incluído, e o simulador calcula a temperatura de equilíbrio para superfície adiabática no módulo III e a forma geométrica do gelo no módulo IV. Se for uma simulação de um sistema de antigelo, o módulo III calcula a temperatura de superfície considerando o fluxo de calor transferido pelo sistema de antigelo para o aerofólio e o módulo IV não é executado, já que o crescimento de gelo não é permitido por definição.

Para se realizar a análise térmica de um sistema de antigelo é necessário considerar a distribuição de fluxo de calor na superfície do aerofólio. No cálculo de um sistema de antigelo de ar quente, pode-se implementar sub-rotinas próprias para a resolução do escoamento interno (dentro do compartimento interno do aerofólio onde ocorre insuflamento de ar quente, compartimento “D”) e obtenção da distribuição de coeficiente de transferência de calor por convecção dos jatos de ar quente para a superfície interna do aerofólio, que é utilizada como entrada do módulo III.

Os módulos acima são resolvidos sequencialmente de modo iterativo (I, II, III, I, II, III...). Se houver a necessidade do cálculo da forma do gelo, o módulo IV é incluído no procedimento de solução depois da execução do módulo III.

2.2.2 *Programas de Simulação Numérica*

Esta seção apresentará os principais códigos usados pela comunidade aeronáutica e suas características gerais. Duas referências bibliográficas recomendadas são KIND et. al. (1998) e WRIGHT, GENT e GUFFOND (1997), pois apresentam comparações de resultados dos programas das agências governamentais dos EUA, Inglaterra e França. Estes simuladores são os mais utilizados e reconhecidos no meio aeronáutico, porque foram desenvolvidos por centros de pesquisa conceituados, com a colaboração de autoridades homologadoras dos seus respectivos países e validados com uma grande quantidade de dados experimentais levantados em túneis de gelo próprios. Estes centros de pesquisa governamentais desenvolvem desde pesquisas básicas sobre os fenômenos físicos mais importantes até instalações experimentais com toda instrumentação necessária.

A) Programa *LEWICE*

WRIGHT (1995) desenvolveu uma versão do programa *LEWICE*, para o centro de pesquisa estadunidense *GLENN RESEARCH CENTER da NASA*, que tem três módulos principais que são:

- 1) **MÓDULO I:** resolve o escoamento bidimensional potencial sobre um aerofólio arbitrário (único ou multicorpo) através do método dos painéis (HESS e SMITH, 1967);
- 2) **MÓDULO II:** calcula a trajetória das gotículas e a eficiência de coleta local na superfície;
- 3) **MÓDULO III:** analisa a termodinâmica do escoamento pela solução das equações da Continuidade e da Primeira Lei nos volumes de controle ao longo do corpo, determina a fração de água que congela em cada volume de controle na superfície do aerofólio (MESSINGER, 1953), e obtém a geometria da superfície congelada;

No módulo I do *LEWICE*, a superfície do aerofólio bidimensional é dividida em segmentos de reta (painéis) para a solução do escoamento potencial. No módulo III, são admitidos elementos de malha coincidentes com os painéis do módulo I para

a avaliação da Primeira Lei da Termodinâmica, a partir do ponto de estagnação. É admitido que no primeiro elemento da malha só há entrada de água líquida por impingimento. A massa de água líquida escoar para o segundo elemento e assim sucessivamente até o bordo de fuga do aerofólio no intradorso e no extradorso. Os coeficientes convectivos de transferência de calor locais são calculados através das equações de camada limite na forma integral a partir da solução do escoamento potencial gerada pelo módulo I. Para programas de previsão de formação de gelo, o ponto de transição da camada limite e o coeficiente de transferência de calor turbulento dependem da rugosidade. O ponto de transição é determinado quando o número de Reynolds com base na altura média k_s dos elementos rugosos⁴ Re_{k_s} é maior que 600. O procedimento de cálculo do coeficiente de transferência de calor turbulento é descrito por RUFF e BERKOWITZ (apud WRIGHT, GENT e GUFFOND, 1997). No **LEWICE**, a formação de gelo é calculada em intervalos de tempo discretos e a cada vez que a geometria é modificada, o escoamento é resolvido e uma nova eficiência de coleta é avaliada. Com o valor atualizado da eficiência de coleta local $\beta(s)$, o programa prevê uma nova modificação da geometria devido à formação de gelo. O processo continua até que o tempo total de exposição à condição de gelo seja atingido.

Estes módulos básicos do **LEWICE** são modificados ou substituídos dependendo do uso dos resultados da simulação. Algumas das versões do **LEWICE** são: **LEWICE/THERMAL** (WRIGHT et al., 1997), para aplicações em sistemas de degelo térmico; **LEWICE/ANTICE** (AL-KHALIL et al., 1997), para aplicações em sistemas de antigelo; **LEWICE/NS** (POTAPCZUK, 1993), para previsão de degradação de performance aerodinâmica de aerofólios com formações de gelo através da resolução das equações de *Euler* para o escoamento.

⁴ $Re_{k_s} = \frac{u_{\infty} \cdot k_s}{\nu_{ar}}$, onde u_{∞} é a velocidade local na borda da camada limite, k_s é a altura média da rugosidade e ν_{ar} é a viscosidade

dinâmica avaliada nas condições locais do escoamento gasoso.

O programa **LEWICE/ANTICE** (AL-KHALIL et al., 1997) foi desenvolvido para a simulação em regime permanente de sistemas antigelo térmicos. Nesta versão do código foi implementado um modelo melhorado para o fluxo de *runback* (AL-KHALIL, 1991) em relação ao implementado no **LEWICE** básico, que considera que o filme d'água líquida pode se quebrar e escoar na forma de filetes em direção ao bordo de fuga. O fluxo de *runback* é calculado através do equilíbrio de forças com a hipótese de Escoamento de Couette ("*shear driven flow*"). A partir da vazão da massa de água líquida e do ângulo de contato, é avaliada a altura dos filetes de água líquida. Os filetes mudam a molhabilidade e a rugosidade da superfície influenciando significativamente a convecção de calor entre a superfície e o escoamento gasoso. A posição da transição do escoamento de ar entre o regime laminar e o turbulento é arbitrariamente fixada pelo usuário. AL-KHALIL (1991) e AL-KHALIL et al. (1997) não informam os procedimentos adotados para a avaliação da transferência de calor por convecção entre a superfície do aerofólio e o escoamento externo, nem mencionam se foi admitido um ponto de transição do regime laminar para o turbulento, que causa uma variação abrupta dos parâmetros da camada limite térmica laminar para a turbulenta, ou se foi admitida a existência de uma região de transição laminar-turbulenta, que proporciona uma mudança suave dos parâmetros da camada limite térmica.

O **LEWICE/ANTICE** executa os módulos I e II do **LEWICE** básico e substitui o módulo III por um modelo matemático específico para a simulação de sistemas de antigelo térmico. Esse módulo III determina a distribuição de temperaturas na superfície do aerofólio, a fração de congelamento, o fluxo de *runback* e, se for o caso, a posição onde ocorre o congelamento e a taxa de formação de gelo (gelo de "*runback*").

Os resultados do **LEWICE/ANTICE** apresentaram desvios pequenos em relação aos resultados experimentais de AL-KHALIL et al. (1997) nos casos em que a superfície do aerofólio estava molhada pelo filme de água líquida, e desvios significativos nos casos em que a água evaporou antes do final da região protegida. Os autores concluíram que o programa pode prever satisfatoriamente a transferência

de calor por convecção do escoamento de ar seco (sem gotículas de água) em torno de um aerofólio, entretanto, as previsões apresentam desvios significativos para escoamentos com gotículas de água. Segundo AL-KHALIL et al. (1997), as causas dos desvios entre os resultados da simulação e os resultados experimentais são devidos à avaliação do coeficiente de transferência de calor por convecção para o escoamento gasoso; à determinação da posição da transição do escoamento laminar para o turbulento; e aos desvios na avaliação do fluxo de evaporação da água devido a deficiências da modelagem dos mecanismos de transferência de calor e massa. Por esse motivo, os autores utilizaram um coeficiente global de transferência de calor global (que inclui os efeitos da convecção, evaporação, de impingimento e do fluxo de *runback*) obtido a partir dos dados experimentais nas simulações realizadas.

B) Programa *ONERA2D*

Outro programa de simulação estudado foi o ***ONERA2D*** (GUFFOND e BRUNET, 1988) desenvolvido pelo *OFFICE NATIONAL D'ETUDES ET DE RECHERCHES AÉROSPATIALES (ONERA)* da França. O código tem quatro módulos:

- 1) **MÓDULO I:** resolve o escoamento potencial completo (compressível e isoentrópico) de ar sobre o aerofólio numa malha do tipo “C” utilizando o método de elementos finitos desenvolvido por BREDIF (1983). O *ONERA2D*, em versões anteriores ao trabalho de GUFFOND e BRUNET (1988), resolvia o escoamento potencial através do método dos painéis com a correção de *Prandtl-Glauert* para os efeitos da compressibilidade;
- 2) **MÓDULO II:** calcula a trajetória das gotículas e a eficiência de coleta local na superfície do aerofólio. A trajetória das gotículas é determinada pelas forças de arrasto produzidas pela velocidade relativa (diferença de velocidade da gotícula de água e do escoamento de ar em torno dela);
- 3) **MÓDULO III:** calcula o coeficiente de transferência de calor sobre um corpo rugoso por meio do modelo desenvolvido por MAKKONEN (1985), que resolve as equações de camada limite na forma integral (KAYS e CRAWFORD, 1993) a partir do resultados da solução do

escoamento gerada pelo módulo I e da avaliação das trajetórias das gotículas pelo módulo II;

- 4) **MÓDULO IV**: resolve as equações da Conservação da Massa e da Primeira Lei da Termodinâmica para os volumes de controle ao longo do corpo a partir do ponto de estagnação, determina a taxa de congelamento e obtém a forma do gelo durante um tempo de exposição definido pelo usuário.

No **ONERA2D**, o escoamento da camada limite é considerado em regime turbulento quando $Re_{k_s} > 600$. Se não for definido um valor para k_s , o programa admite que a rugosidade média normalizada pela corda é igual a 0,0001.

O programa **ONERA2D** utiliza as equações de MESSINGER (1953) para determinar a fração de congelamento da água acumulada sobre a superfície do aerofólio. Começa no ponto de estagnação e resolve sucessivamente a Primeira Lei da Termodinâmica no regime permanente em cada elemento da malha sobre superfície do aerofólio. Assim obtém a temperatura de equilíbrio da superfície, a fração de congelamento e a taxa de congelamento. Admite que toda a massa de água líquida (não evaporada e não congelada) escoar na direção do escoamento para o próximo elemento. O modelo matemático utiliza um método preditor-corretor para calcular a formação do gelo. A forma do gelo é primeiro estimada para um determinado intervalo de tempo. Com a nova forma do gelo, são reavaliados o escoamento, a trajetória das gotículas, o coeficiente de coleta local e o coeficiente de transferência de calor por convecção. Com a hipótese de variação linear das variáveis entre o aerofólio limpo e o coberto com gelo, o programa reavalia a Primeira Lei da Termodinâmica (módulo IV) para obter a geometria final do gelo formado. Assim todas as simulações são realizadas em dois passos, independentemente do tempo de exposição.

A aplicação do **ONERA2D** foi estendida para incluir sistemas de proteção contra gelo (HENRY, 1992). Posteriormente GUFFOND (1997) discutiu os aspectos da simulação térmica de sistemas antigelo, analisando os mecanismos de transferência de calor e seus efeitos na temperatura de superfície do aerofólio.

HENRY (1992) aplicou as equações de Conservação da Massa, Primeira Lei da Termodinâmica à superfície sólida do aerofólio e ao filme de água líquida e adotou um conjunto de regras consistentes para o escoamento da água líquida e solidificação sobre a superfície do aerofólio. Na aplicação da Primeira Lei, o autor considerou a condução térmica na água (líquida e sólida) e na superfície do aerofólio. O autor aplicou o modelo desenvolvido por RAW e SCHNEIDER (1985) que resolve as equações implicitamente aplicando o método de entalpia para o congelamento da água na malha bidimensional. O código pode resolver o regime transitório para sistemas de degelo eletrotérmico ou o regime permanente para sistemas de antigelo. Para contabilizar o efeito do fluxo de calor de aquecimento na avaliação do coeficiente de transferência de calor entre a superfície do aerofólio e o escoamento externo, HENRI (1992) levou em consideração a influência da variação de temperatura de superfície (não-isotérmica) na avaliação das propriedades termodinâmicas utilizadas nas equações da camada limite na forma integral. Na simulação do desprendimento de gelo (“*ice shedding*”) durante a operação de um sistema de degelo, foram adotados critérios definidos com base em observações experimentais (quando a altura do gelo formado atinge um determinado valor, ocorre o desprendimento da massa de gelo). Essa extensão do programa **ONERA2D** desenvolvida por HENRI (1992) tem o mesmo objetivo do programa **LEWICE/ANTICE**, que foi desenvolvido por AL-KHALIL et al. (1997) para estender a aplicação do **LEWICE** básico à simulação de sistemas antigelo. O autor concluiu que a simulação apresentou desvios aceitáveis em relação aos resultados experimentais e que o efeito do fluxo de calor de aquecimento na avaliação dos parâmetros da camada limite térmica foi mais significativo no caso de simulação do sistema de antigelo do que no caso de degelo.

C) Programa **TRAJICE2**

O programa **TRAJICE2** (GENT, 1990) para simulação de formação de gelo em aerofólios, desenvolvido pela **DEFENSE EVALUATION AND RESEARCH AGENCY (DERA)** da Inglaterra, tem uma estrutura de módulos similar ao **LEWICE**. O escoamento sobre o aerofólio é resolvido por uma subprograma desenvolvido por

COLLYER e LOCK (1979), que resolve de modo iterativo a camada limite dinâmica sobre o aerofólio e o escoamento potencial completo (GARABEDIEN e KORN, 1971). Depois da solução do escoamento, o **TRAJICE2** (GENT, 1990) resolve a trajetória de gotículas para determinar a massa de água impingente na superfície do substrato. Com esta informação, o módulo termodinâmico resolve a Primeira Lei para obter a taxa de formação de gelo e a geometria do gelo formado. São utilizadas as equações de MESSINGER (1953), porém com os termos de convecção e evaporação modificados para considerar os efeitos de compressibilidade. O aerofólio é dividido em elementos igualmente espaçados, onde o gelo “*glaze*” cresce normalmente à superfície e o gelo “*rime*” paralelamente ao escoamento. Uma diferença importante em relação aos outros programas é que o **TRAJICE2** oferece a opção de simulação em um intervalo de tempo único além de intervalos múltiplos. Quando a opção de intervalo único de tempo é feita, precisa-se fornecer um valor arbitrário de diâmetro de cilindro para que o programa calcule o coeficiente de transferência de calor convectivo por meio de correlações semi-empíricas para cilindros. Se a opção for de intervalos múltiplos de tempo, uma rotina que avalia as equações de camada limite na forma integral (similar à do **LEWICE**) é utilizada. Mesmo possuindo a alternativa de intervalos múltiplos, o que em princípio poderia fornecer resultados com menores desvios em relação aos resultados experimentais, muitas vezes o código apresenta melhores resultados em relação aos experimentos quando rodado num intervalo de tempo único.

O módulo termodinâmico do **TRAJICE2** (GENT, 1990) é uma evolução do modelo implementado por CANSDALE e GENT (1983) para formação de gelo em hélices de helicópteros (consideradas como superfícies não protegidas) integrando num programa só a previsão de trajetória de gotas e formação de gelo. CANSDALE e GENT (1983) fizeram aprimoraram o modelo de MESSINGER (1958), desenvolvendo novas expressões para o aquecimento aerodinâmico e resfriamento evaporativo que consideram efeitos de compressibilidade e incorporaram um modelo para o fluxo de *runback*. Uma das limitações do programa, citada por CANSDALE e GENT (1983), é a hipótese de resistência térmica grande para a superfície do

aerofólio, que se mostra inadequada para aerofólios com bordo de ataque feito de alumínio ou mesmo de outro metal. O programa oferece ao usuário a opção de resolver o escoamento potencial pelo método dos painéis (KENNEDY e MARSDEN, 1976), pois segundo CANSDALE e GENT (1983), esse método fornece resultados aceitáveis com um tempo de processamento muito menor do que a rotina de solução iterativa das equações de camada limite (COLLYER e LOCK, 1979), sendo uma vantagem importante quando o número de casos para a simulação é grande. Quando a superfície é lisa, o programa utiliza um coeficiente de transferência de calor para cilindros. Quando a superfície é rugosa, o programa utiliza as correlações experimentais obtidas por AACHENBACH (1977). Se o gelo for do tipo "glaze", o crescimento do gelo é calculado como normal à superfície, se for do tipo "rime", o crescimento é calculado como sendo paralelo à superfície. Como resultado o programa **TRAJICE2** fornece: temperatura de superfície (adiabática); taxa de formação de gelo, fluxo de "runback"; fração de congelamento; forma e massa final de gelo acumulado no substrato. Não foi encontrada na literatura pesquisada nenhuma publicação que apresentasse a simulação de sistemas de antigelo por meio do **TRAJICE2** ou de alguma versão modificada deste.

D) Programa do CRREL

O programa de LOZOWSKI e OLESKIW (1983), desenvolvido no *LABORATÓRIO DE ENGENHARIA E PESQUISA DE REGIÕES FRIAS* do Exército dos EUA (U.S. Army *CRREL – COLD REGIONS RESEARCH AND ENGINEERING LABORATORY*), foi o único sem restrições de cópia ou utilização que foi encontrado nesta pesquisa bibliográfica. A referência citada inclui uma introdução teórica, um texto sobre a implementação e a listagem completa do programa (LOZOWSKI, OLESKIW, 1983). Esse código faz uma simulação de formação de gelo do tipo "rime" num aerofólio sem sistema de proteção. As equações diferenciais da trajetória das gotas incluem termos de empuxo, transitório devido a esteira e arrasto. Com resultados das trajetórias de gotículas são obtidas a eficiência de coleta β (s), a forma geométrica e a massa de gelo "rime" acumulada. O processo é repetido até que o tempo total de exposição seja atingido. Para simular a

formação do gelo "rime", os autores admitem que toda as gotículas congelam no momento do impacto. Os autores concluem que apesar dos resultados satisfatórios em relação aos dados experimentais, as modificações propostas (termos de empuxo e transitório) apresentaram um efeito pouco significativo em relação ao modelo simples, que considera somente o termo de arrasto (LANGMUIR e BLODGETT, 1961b).

E) Projeto I^2CE

Recentemente o *CENTRO DE PESQUISA AEROESPACIAL DA ITÁLIA*, (*CIRA - CENTRO ITALIANO RICHERCHE AEROSPAZIALI*), concentrou esforços para desenvolver programas de simulação de gelo em perfis bidimensionais (LOUCHEZ et al., 1998), em aerofólios multicorpos (MINGIONE, BRANDI, ESPOSITO, 1997) e superfícies tridimensionais (MINGIONE, BRANDI, 1999). Desde 1997 este projeto é chamado *ITALIAN ICE COMPUTATIONAL ENVIRONMENT* (I^2CE).

A implementação e a estrutura do programa de LOUCHEZ et al. (1998) é similar aos programas já analisados neste texto. Basicamente o código resolve o escoamento potencial pelo método dos painéis, utiliza as equações de LANGMUIR e BLODGETT (1961b) para determinar as trajetórias das gotículas e o coeficiente de coleta local $\beta(s)$. Avalia a Primeira Lei da Termodinâmica aplicada na superfície do aerofólio seguindo as equações de MESSINGER (1953). No programa os autores admitem a formação de gotas ("beads") na região de estagnação, e filetes ("rivulets") na região posterior, na avaliação do fluxo de *runback*. O coeficiente de transferência de calor por convecção da superfície do corpo para o escoamento externo é calculado por meio das equações de camada limite na forma integral.

F) Programa *CANICE*

TRAN, BRAHIMI, PARASCHIVOIU (1994) implementaram o programa *THERMICE* para cálculo da formação de gelo em asas de aeronaves sem sistemas de proteção na *ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL* com apoio da empresa canadense *BOMBARDIER AEROSPACE*. Esse programa calcula a temperatura de

superfície admitindo que a superfície do bordo de ataque é adiabática e tem resistência térmica muito grande. Posteriormente o núcleo do código foi aperfeiçoado e o novo programa passou a chamar-se **CANICE**, sendo que o equacionamento da Primeira Lei da Termodinâmica foi modificado para possibilitar a simulação térmica de um sistema antigelo eletrotérmico.

MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU (1999a) implementaram as equações da camada limite na forma integral no programa **CANICE**. Os autores utilizaram a analogia entre transferência de calor e de massa (Analogia de *Chilton-Colburn*) para avaliar o fluxo de água evaporada do filme líquido sobre o aerofólio. Para obter o perfil de velocidades e a espessura do filme de água líquida, foi implementada a equação da conservação de quantidade de movimento no filme de água líquida sobre o aerofólio considerando os efeitos do gradiente de pressão na direção do escoamento ($\partial p / \partial x$). Para obtenção do perfil de temperatura, a Primeira Lei da Termodinâmica foi aplicada ao filme de água líquida considerando a condução térmica na direção da espessura. Os resultados publicados pelos autores apresentaram desvios significativos em relação aos resultados experimentais e numéricos de AL-KHALIL et al. (1997) devido às dificuldades encontradas na avaliação do coeficiente de transferência de calor da superfície para o escoamento gasoso. Para estudar a influência da avaliação do coeficiente de transferência de calor por convecção nos resultados, MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU (1999a) apresentaram os resultados da simulação térmica do sistema de antigelo utilizando o coeficiente de transferência de calor obtido experimentalmente por AL-KHALIL et al. (1997) e comparando com os resultados obtidos com a resolução das equações de camada limite na forma integral com a localização arbitrária do ponto de transição entre o escoamento laminar e turbulento. Os autores concluíram que eram necessários mais estudos de como modelar a convecção de calor sobre o aerofólio e prever a posição do ponto de transição (abrupta) entre a camada limite laminar e a turbulenta.

MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU (1999b) implementaram um método de diferenças finitas para resolução do escoamento de camada limite com

modelo de turbulência “*eddy-viscosity*” (CEBECI e BRADSHAW, 1994) no programa **CANICE**. Este aperfeiçoamento do programa CANICE apresentou resultados com menores desvios em relação aos resultados experimentais do que a versão anterior de MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU (1999a). O modelo de diferenças finitas implementado utilizou funções de intermitência para descrever a região de transição laminar-turbulenta da camada limite do escoamento gasoso.

O **CANICE** foi modificado para simular numericamente sistemas de antigelo de ar quente por SAEED, MORENCY, PARASCHIVOIU (2000), que implementaram a avaliação do escoamento dos jatos de ar quente, que impingem na superfície interna do compartimento “D”, por meio da solução das equações de *Navier-Stokes* (com modelo k- ϵ de turbulência). A convecção de calor na superfície interna do compartimento “D” é calculada por meio do programa **NSC2KE** (MOHAMMADI, 1994), que a partir de uma primeira estimativa para a temperatura de superfície, avalia o fluxo de calor transferido para a superfície, que é utilizado pelo programa **CANICE** para calcular a temperatura de superfície. A partir da distribuição de temperatura de superfície, uma nova distribuição de fluxo de calor sistema antigelo é calculada pelo programa **NSC2KE**. O processo de solução continua de forma iterativa até que o fluxo de calor avaliado entre duas iterações seja aproximadamente igual. Por ser bidimensional, esse programa não avalia os efeitos do espaçamento dos jatos de ar quente e da consequente não uniformidade da temperatura de superfície do aerofólio na direção da envergadura do aerofólio.

G) Programas da *ROLLS-ROYCE*

A empresa inglesa *ROLLS-ROYCE*, fabricante de propulsores de aeronaves, e a *LOUGHBOROUGH UNIVERSITY OF TECHNOLOGY*, universidade inglesa, desenvolveram um programa para simulação térmica de um sistema de antigelo de ar quente de uma entrada de motores de aeronaves. O código foi validado com resultados experimentais do fabricante, obtidos em experimentos em túnel de gelo e campanhas de ensaios em voo. A implementação numérica foi baseada no modelo desenvolvido por WADE (1986) para avaliação da distribuição de temperaturas da superfície dos lábios da *nacelle* (bordo de ataque do alojamento da turbina), e do

fluxo de calor necessário para a proteger a superfície contra a formação de gelo. Uma malha computacional é definida na superfície do bordo de ataque da *nacelle* e o cálculo é feito a partir do ponto de estagnação, admitindo que há condução térmica na superfície sólida e que toda a água não congelada e não evaporada escoar a jusante. O escoamento gasoso, a trajetória das gotículas e a eficiência de coleta local $\beta(s)$ são obtidos com o auxílio de programas externos validados para a aplicação. De forma parecida ao programa **TRAJICE2**, o coeficiente de transferência de calor por convecção na superfície externa do bordo é determinado através de correlações semi-empíricas para escoamento de ar sobre cilindros para os regimes laminar e turbulento. Para avaliar o coeficiente de transferência de calor por convecção para o regime laminar, WADE (1986) implementou correlações semi-empíricas desenvolvidas para escoamentos sobre cilindros disponíveis na literatura aberta. O coeficiente de transferência de calor por convecção para o regime turbulento foi avaliado por meio de uma correlação desenvolvida para cilindros e que teve seu coeficiente ajustado pelo autor com base em dados experimentais. Para representar melhor o bordo de ataque da entrada do motor, WADE (1986) propôs uma expressão única para avaliar a transferência de calor por convecção do regime turbulento que seria uma combinação linear das correlações semi-empíricas para cilindros e para placa plana, de modo que no ponto mais à montante, a expressão representasse a correlação para um cilindro e no ponto mais à jusante, a correlação para uma placa plana. O autor não mencionou como foi prevista a posição da transição entre o escoamento laminar e o turbulento, no entanto admitiu que esta ocorreu num só ponto abruptamente. O coeficiente de transferência de calor por convecção entre jatos impingentes e a superfície interna do compartimento “D” foi desenvolvido pelo autor com base no trabalho experimental de GARDON e COBONPUE (1961) e em resultados experimentais próprios.

Segundo DOWNS e JAMES (1988), que continuaram o desenvolvimento do modelo desenvolvido por WADE (1986), a comparação entre os resultados simulados numericamente de temperatura de superfície e os resultados experimentais para o sistema de antigelo da entrada de ar da “*nacelle*” apresentaram desvios

aceitáveis. Os resultados numéricos de DOWNS e JAMES (1988) para temperatura de superfície apresentaram desvios em relação aos resultados experimentais de temperatura de superfície para ar seco (sem gotículas de água), superestimando o valor da temperatura principalmente em posições mais à montante do ponto de estagnação. Para casos de teste em vôo em condições naturais de formação de gelo, os resultados experimentais para a temperatura de superfície não foram publicados pelos autores. No trabalho foi mencionado que houve desvios satisfatórios entre os resultados simulados numericamente e àqueles obtidos experimentalmente para vôos com número de Mach $M_\infty < 0,3$, todavia, que a simulação subestimou significativamente a temperatura de superfície em relação aos resultados experimentais para vôos com $M_\infty > 0,4$. Os autores afirmam que é razoável considerar a hipótese de escoamento turbulento totalmente desenvolvido a partir do ponto de estagnação devido a presença das gotículas de água.

WADE (1986) e DOWNS e JAMES (1988) afirmaram que os efeitos desconsiderados no modelo implementado que precisariam ser considerados em trabalhos posteriores são: o efeito da expulsão da água líquida pelo ar da grelha de exaustão de ar quente do sistema antigelo (localizada na parte interna da entrada do motor, na região desprotegida); efeitos do ar quente da grelha de exaustão na evaporação do filme de água e temperatura do escoamento na região próxima; efeitos da entalpia de solidificação na temperatura da água da região desprotegida (não aquecida pelo ar quente); efeitos da sublimação; efeitos do desprendimento de gelo pela ação da força de arrasto do escoamento externo; efeitos da redução da área de contato entre a água líquida e a superfície do bordo, devido à formação de filetes de água ao invés de um filme; na transferência de calor; efeitos do isolamento térmico causado pelo gelo (condução no gelo); efeitos da perturbação da formação de gelo no escoamento de ar externo.

RILEY (1991) desenvolveu um trabalho para investigar os fatores que afetam o desempenho do sistema de antigelo de entradas de motores, melhorou algumas das hipóteses adotadas nos trabalhos de WADE (1986) e DOWNS, JAMES (1988).. A autora implementou um modelo bidimensional que previu o escoamento no interior

do compartimento “D”, o escoamento externo sobre a superfície da entrada de ar e os efeitos exaustão de ar quente do compartimento “D” para o escoamento gasoso externo através de uma grelha localizada a jusante da região protegida.. O programa implementado por RILEY (1991) melhorou a previsão das temperaturas de superfície na região à jusante da grelha de exaustão de ar quente, o que proporcionou o estudo de várias geometrias de grelha para otimização da eficiência do sistema de antigelo.

H) Programa *TURBICE*

O programa finlandês *TURBICE* (MAKKONEN, MARJANIEMI, PELTOLA, 1997) foi desenvolvido para simular a formação de gelo em pás de turbinas eólicas pelo CENTRO TÉCNICO DE PESQUISA DA FINLÂNDIA (*VTT – VALTION TEKILLINEN TUTKIMUSKESKUS*). Apesar da regiões montanhosas serem sítios de grande potencial eólico na Europa, é freqüente a ocorrência de nuvens com condição de formação de gelo. Os resultados da formação de gelo nos aerofólios são danosos à operação das turbinas. Esse código bidimensional determina o acúmulo e crescimento de gelo “*rime*” (crescimento seco, sem a aplicação da Primeira Lei da Termodinâmica na superfície) nas pás. Tipicamente as velocidades são menores e os ângulos de ataque são maiores do que os casos de aerofólios de aeronaves. A estrutura do programa é semelhante com o programa de LOZOWSKI e OLESKIW (1983) já citado. O *TURBICE* foi modificado (FINSTAD, MAKKONEN, 1996) para melhorar a precisão e estabilidade da determinação da solução nas condições muito especiais de operação das turbinas. Os autores mencionam planos para aperfeiçoamento do código para incluir a formação de gelo “*glaze*” (crescimento molhado). Segundo os autores, isso possibilitaria o uso do código em outras condições de formação gelo e em temperaturas próximas de 0 °C, inclusive no caso de chuva e chuveiro congelante, que são comuns em regiões de baixa altitude na Europa.

I) Programa do *FFA*

MEIJER (1987) desenvolveu um programa de simulação de formação de gelo “*rime*” no *INSTITUTO DE PESQUISA AERONÁUTICA DA SUÉCIA, (FFA -*

FLYGTEKNISKA FÖRSÖKSANSTALTEN). O autor calculou a forma do gelo, eficiência de coleta e limites de impingimento num aerofólio multi-corpo de alta sustentação com perfil NACA65215. O programa de simulação resolve o escoamento potencial e determina as trajetórias das gotículas através da resolução da equação da quantidade de movimento, admitindo que as únicas forças externas que atuam na partícula são o seu peso e o arrasto aerodinâmico. Não há a aplicação da Primeira Lei, pois o autor admite que as gotas congelam no momento do impacto (formação de gelo do tipo “*rime*”).

J) Programa de FREITAS

FREITAS⁵ implementou dois programas de simulação de sistemas de antigelo para avaliar a distribuição de temperatura e de fluxo de *runback* num aerofólio. Os programas requerem dados pré-processados como: o campo de velocidade, o campo de pressão, a eficiência de coleta local, e a distribuições de coeficiente de transferência de calor por convecção entre superfície externa do aerofólio e o escoamento gasoso e coeficiente de transferência de calor por convecção entre a superfície interna e os jatos impingentes de ar quente. Os dois programas tem função parecida com o módulo III do programa *LEWICE/ANTICE* (AL-KHALIL et al., 1997), ou seja, resolvem da Primeira Lei da Termodinâmica aplicada aos elementos de malha ao longo da superfície do aerofólio. Os programas de FREITAS determinam o fluxo de *runback* além da área protegida, todavia não prediz o congelamento da água (similar à implementação de NEEL, 1947 e SOGIN, 1954). A simulação é limitada para os casos reais de operação do sistema antigelo (sem congelamento) e somente dentro da área protegida. Alguns estudos podem não ser possíveis, como a predição do local de formação de gelo de “*runback*” e a otimização da vazão de ar quente do “piccolo”. Os resultados numéricos foram validados com testes experimentais nos sistemas de proteção contra formação de gelo da aeronave *ERJ145*, jato regional para cinquenta passageiros fabricado pela empresa

⁵ FREITAS, E. F. Programas de simulação numérica de sistema antigelo para aeronaves, DBAY e FULLICE, 1994. Comunicação Pessoal.

brasileira *EMBRAER*; e da aeronave *GLOBAL EXPRESS*, jato executivo fabricado pela empresa estadunidense *LEARJET*, subsidiária do grupo canadense *BOMBARDIER AEROSPACE*.

2.3 Tabela Comparativa dos Programas de Simulação Numérica

Na Tabela 2.1 são descritos os quatros módulos principais dos simuladores numéricos mais utilizados e aceitos pela indústria aeronáutica.

TABELA 2.1- PROGRAMAS DE SIMULAÇÃO NUMÉRICA MAIS UTILIZADOS PELA INDÚSTRIA E SEUS MÓDULOS

	MÓDULO I	MÓDULO II	MÓDULO III		MÓDULO IV
Programa (autor)	Escoamento ao Longe	Trajectoria de Gotículas de Água	Superfície Adiabática	Sistema de Proteção Contra Formação de Gelo	Formação de Gelo
LEWICE (WRIGHT, 1995) LEWICE/THERMAL (WRIGHT et al., 1997) LEWICE/ANTICE (AL-KHALIL et al., 1997)	Escoamento Potencial, Bidimensional, Método dos Painéis (HESS e SMITH, 1967)	Efeitos das Forças de Arrasto e Peso na Quantidade de Movimento das gotículas de água	Cálculo da temperatura da superfície adiabática do aerofólio. (MESSINGER, 1953).	LEWICE – Não permite a simulação. LEWICE/ANTICE – Regime Permanente, Sistema de Antigelo LEWICE/THERMAL – Regime Transitório, Sistema de Degelo	LEWICE – Previsão da forma geométrica do gelo. O crescimento de gelo é avaliado em intervalos de tempo.
ONERA2D (GUFFOND e BRUNET, 1988; HENRI, 1992)	Escoamento Potencial Completo, Bidimensional Método de Elementos Finitos (BREDIF, 1983)	Efeito da Força de Arrasto na Quantidade de Movimento das gotículas de água (LANGMUIR e BLODGETT, 1961a)	Cálculo da temperatura da superfície adiabática do aerofólio. (MESSINGER, 1953).	HENRI (1992) – Simulação em Regime Permanente e Transitório	ONERA2D – Previsão da forma geométrica do gelo. Utiliza método preditor-corretor para calcular a formação de gelo.
TRAJICE2 (GENT, 1990)	Escoamento Potencial Completo Bidimensional Calcula os efeitos viscosos da camada limite dinâmica e esteira (COLLYER e LOCK, 1979)	Efeito da Força de Arrasto na Quantidade de Movimento das gotículas de água (LANGMUIR e BLODGETT, 1961b)	Cálculo da temperatura da superfície adiabática do aerofólio. (MESSINGER, 1953).	Não permite a simulação	Previsão da forma geométrica do gelo. Crescimento de gelo pode ser calculado num único ou em múltiplos intervalos de tempo.

2.4 Modelos Matemáticos

Nesta seção são apresentados os principais modelos matemáticos implementados nos simuladores numéricos para prever a formação de gelo e a operação de sistemas de proteção contra a formação de gelo em aerofólios.

Estes modelos matemáticos, em geral, são equivalentes ao Módulo III dos simuladores revisados na seção anterior e resolvem as equações de conservação de energia, massa e quantidade de movimento em volumes finitos na superfície do corpo à partir do ponto de estagnação, para fornecer a temperatura superficial do bordo de ataque e, em alguns casos, a temperatura do filme de água, o fluxo de água de “*runback*”, a taxa de congelamento, massa total congelada e localização da frente de congelamento.

Os modelos da Tabela 2.2 estão classificados na ordem cronológica e agrupados por tipo de hipóteses, ou seja, os modelos que admitiram hipóteses similares foram colocados juntos para melhor visualização da evolução da modelagem do fenômeno.

Nesta tabela não são analisados os programas de MEIJER (1987), MAKKONEN, MARJANIEMI e PELTOLA (1997), FINSTAD e MAKKONEN (1996), LOZOWSKI e OLESKIW (1983), pois estes programas fazem a previsão de acúmulo de gelo “*rime*” e não resolvem a Primeira Lei da Termodinâmica na superfície do aerofólio.

TABELA 2.2 – REVISÃO DOS MODELOS MATEMÁTICOS DA LITERATURA

ÀUTOR DO MODELO MATEMÁTICO	OBJETIVO/RESULTADO DA IMPLEMENTAÇÃO DO MODELO	EFEITOS CONSIDERADOS NA EQUAÇÃO DA PRIMEIRA LEI DA TERMODINÂMICA	COMENTÁRIOS GERAIS
NEEL (1947) GRAY (1952)	Determinação da temperatura da superfície do aerofólio protegido contra formação de gelo	<ul style="list-style-type: none"> Entalpia de evaporação Convecção em alta velocidade entre a superfície do aerofólio e o escoamento ao longe Entalpia total das gotículas de água impingentes 	<ol style="list-style-type: none"> Não há congelamento Não há “runback” A resistência térmica da superfície do aerofólio é muito grande; Avaliação para um ponto na superfície do aerofólio. Os autores recomendam o cálculo em vários pontos para identificar o mais crítico Procedimento gráfico (GRAY, 1952) ou analítico de solução (NEEL, 1947) Correlações semi-empíricas para avaliação de transferência de calor e massa
MESSINGER (1953) TRIBUS (1951) LUDLAM (1951)	Determinação da temperatura de equilíbrio na superfície do bordo sem proteção (adiabática)	<ul style="list-style-type: none"> Entalpia de evaporação Convecção em alta velocidade entre a superfície do aerofólio e o escoamento ao longe Entalpia total das gotículas de água impingentes Entalpia de solidificação Entalpia do fluxo de <i>runback</i> 	<ol style="list-style-type: none"> Superfície do aerofólio adiabática A resistência térmica da superfície do aerofólio é muito grande ($k_p \rightarrow 0$) Correlações semi-empíricas de transferência de calor e massa Procedimento gráfico de solução e para um ponto na superfície do aerofólio Três conjuntos de equações dependendo da temperatura e do estado da água ($T < 0^\circ\text{C}$; $T = 0^\circ\text{C}$; $T > 0^\circ\text{C}$) Procedimento iterativo para a determinação do estado (sólido e líquido) e temperatura da superfície do aerofólio. (“<i>Method of Assumed States</i>” -MOAS). MESSINGER (1953) desenvolveu o conceito de fração de congelamento e o MOAS. LUDLAM (1951) e TRIBUS (1951) foram os primeiros a considerar a entalpia de solidificação no desenvolvimento de seus modelos matemáticos.

TABELA 2.2 – REVISÃO DOS MODELOS MATEMÁTICOS DA LITERATURA (CONTINUAÇÃO)

<p>CANSDALE e GENT (1983)</p> <p>GENT (1990)</p> <p>programa TRAJICE2</p>	<p>Determinação da temperatura de equilíbrio na superfície do aerofólio sem proteção (adiabática)</p> <p>Determinação da forma geométrica do gelo no aerofólio</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Entalpia de evaporação • Convecção em alta velocidade entre a superfície do aerofólio e o escoamento ao longe • Entalpia total das gotículas de água impingentes • Entalpia de solidificação • Entalpia do fluxo de <i>runback</i> 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Resolve as equações da camada limite térmica na forma integral para determinação dos parâmetros de transferência de calor por convecção 2. Coeficiente de transferência de calor por convecção (opcional): correlações semi-empíricas para escoamentos em torno de cilindros 3. Transferência de massa por convecção: Lei de Fick e analogia de Chilton-Colburn 4. Resistência térmica muito grande na superfície sólida do aerofólio ($k_p \rightarrow 0$) 5. Processo de congelamento por meio do <i>MOAS</i> (MESSINGER, 1953) 6. O programa <i>TRAJICE2</i> foi desenvolvido por GENT (1990) com base no trabalho de CANSDALE e GENT (1983).
<p>WADE (1986)</p> <p>DOWNS e JAMES (1988)</p> <p>RILEY (1991)</p> <p>programas da ROLLS-ROYCE</p>	<p>Determinação da temperatura de equilíbrio na superfície do aerofólio protegido</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Entalpia de evaporação • Convecção em alta velocidade entre a superfície do aerofólio e o escoamento ao longe • Entalpia total das gotículas de água impingentes • Entalpia de solidificação • Entalpia do fluxo de <i>runback</i> • Fluxo de calor do sistema antigelo de ar quente • Fluxo de calor por condução na superfície sólida do aerofólio 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Cálculo do coeficiente de transferência de calor por convecção: correlações semi-empíricas para escoamentos em torno de cilindros propostas por WADE (1986) 2. Transferência de massa por convecção: Lei de Fick e analogia de Chilton-Colburn 3. Congelamento pelo <i>MOAS</i> (MESSINGER, 1953) 4. O coeficiente de convecção de calor entre os jatos de ar quente e a superfície interna do aerofólio foram avaliados por meio de correlações semi-empíricas desenvolvidas por WADE (1986) 5. RILEY (1991) incluiu os efeitos da exaustão de ar quente proveniente do compartimento “D” na temperatura de superfície na região não aquecida do aerofólio

TABELA 2.2 – REVISÃO DOS MODELOS MATEMÁTICOS DA LITERATURA (CONTINUAÇÃO)

<p>MCARTHUR (1982;1983)</p> <p>WRIGHT (1995)</p> <p><i>programa LEWICE</i></p>	<p>Determinação da temperatura de equilíbrio na superfície do aerofólio sem proteção (adiabática)</p> <p>Determinação da forma geométrica do gelo no aerofólio</p> <p>Determinação do fluxo de calor necessário para proteger a superfície do aerofólio contra formação de gelo (opcional)</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Entalpia de evaporação • Convecção em alta velocidade entre a superfície do aerofólio e o escoamento externo • Entalpia total das gotículas de água impingentes • Entalpia de solidificação • Entalpia do fluxo de <i>runback</i> • Condução térmica normal ao bordo 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Resolve as equações da camada limite térmica na forma integral para determinação dos parâmetros de transferência de calor por convecção 2. Transferência de massa por convecção: Lei de Fick e analogia de Chilton-Colburn 3. Processo de congelamento por meio do <i>MOAS</i> (MESSINGER, 1953) 4. Modelo de WRIGHT (1995) implementou melhoramentos no modelo original de MCARTHUR (1982, 1983) que são: 5. Cálculo da molhabilidade da superfície, da rugosidade da superfície do gelo e do desprendimento de massa de gelo (“ice shedding”). 6. A água não escorre se as forças de inércia não forem capazes de vencer as de tensão superficial. 7. A quebra do filme de água líquida em filetes ocorre quando a força de cisalhamento supera a força de tensão superficial 8. estimativa (opcional) do fluxo de calor ou a temperatura do ar de sangria necessária para proteger a superfície do aerofólio contra a formação de gelo.
--	--	---	--

TABELA 2.2 – REVISÃO DOS MODELOS MATEMÁTICOS DA LITERATURA (CONTINUAÇÃO)

<p>TRAN, BRAHIMI e PARASCHIVOIU (1994)</p> <p>programa THERMICE</p>	<p>Determinação da temperatura de equilíbrio na superfície do aerofólio sem proteção (adiabática)</p> <p>Determinação da forma geométrica do gelo no aerofólio</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Entalpia de evaporação • Convecção em alta velocidade entre a superfície do aerofólio e o escoamento externo • Entalpia total das gotículas de água impingentes • Entalpia de solidificação • Entalpia do fluxo de <i>runback</i> 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Cálculo dos parâmetros de transferência de calor por meio das equações da camada limite térmica na forma integral 2. Transferência de massa por convecção: Lei de Fick e analogia de Chilton-Colburn 3. Resistência térmica muito grande na superfície sólida do aerofólio ($k_p \rightarrow 0$) 4. Avaliação do congelamento por meio do MOAS (MESSINGER, 1953)
<p>MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU (1999a; 1999b)</p> <p>SAEED, MORENCY e PARASCHIVOIU (2000)</p> <p>programa CANICE</p>	<p>Determinação da temperatura de equilíbrio na superfície do aerofólio aquecido pelo sistema de antigel</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Entalpia de evaporação • Convecção em alta velocidade entre a superfície do aerofólio e o escoamento externo • Convecção de calor entre o filme de água líquida e a superfície sólida do aerofólio • Entalpia total gotículas de água impingentes • Entalpia de solidificação • Entalpia do fluxo de <i>runback</i> • Condução bidimensional • Fluxo de calor do sistema antigel de ar quente integrado à solução do problema (iterativo). 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Cálculo dos parâmetros de transferência de calor por meio das equações da camada limite térmica na forma integral 2. Transferência de massa por convecção: Lei de Fick e analogia de Chilton-Colburn 3. MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU (1999b) : transferência de calor e massa por meio de diferenças finitas com viscosidade “eddy” de CEBECI e BRADSHAW (1993). 4. Primeira Lei da Termodinâmica aplicada ao filme de água e a superfície sólida do aerofólio 5. Processo de congelamento por meio do MOAS (MESSINGER, 1953) 6. Equação de Quantidade de Movimento no filme de água com efeitos do gradiente de pressão. 7. SAEED et al. integraram o cálculo do coeficiente de transferência de calor por convecção entre os jatos de ar quente e a superfície interna do compartimento “D” com a solução da temperatura da superfície sólida do aerofólio. A solução do escoamento interno dos jatos de ar quente no compartimento “D” é obtida pelo programa NSC2KE (MOHAMADI, 1994).

TABELA 2.2 – REVISÃO DOS MODELOS MATEMÁTICOS DA LITERATURA (CONTINUAÇÃO)

<p>GUFFOND e BRUNET (1988)</p> <p>Programa ONERA2D</p>	<p>Determinação de temperatura de equilíbrio na superfície do aerofólio sem aquecimento (adiabática)</p> <p>Determinação da forma geométrica do gelo no aerofólio</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Entalpia de evaporação • Convecção em alta velocidade entre a superfície do aerofólio e o escoamento externo • Entalpia total das gotículas de água impingentes • Entalpia de solidificação • Entalpia do fluxo de “runback” 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Cálculo dos parâmetros de transferência de calor por meio das equações da camada limite térmica na forma integral para superfícies cilíndricas e rugosas (MAKONNEN, 1985) 2. Transferência de massa por convecção: Lei de Fick e analogia de Chilton-Colburn 3. Resistência térmica muito grande na superfície sólida do aerofólio ($k_p \rightarrow 0$) 4. Processo de congelamento calculado por meio do <i>MOAS</i> (MESSINGER, 1953)
<p>HENRI (1992)</p>	<p>Determinação de temperatura de equilíbrio na superfície do aerofólio durante operação de sistemas antigelo (regime permanente) e degelo (regime transitório)</p> <p>Determinação da forma geométrica do gelo no aerofólio durante a operação do sistema de degelo (transitório)</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Entalpia de evaporação • Convecção em alta velocidade entre a superfície do aerofólio e o escoamento externo • Convecção de calor entre o filme de água líquida e a superfície sólida do aerofólio • Entalpia total das gotículas de água impingentes • Entalpia de solidificação • Entalpia do fluxo de <i>runback</i> • Condução térmica bidimensional na superfície sólida do aerofólio e na água (líquida e sólida) • Fluxo de calor do sistema de proteção contra formação de gelo (antigelo ou degelo) 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Cálculo dos parâmetros de transferência de calor por meio das equações da camada limite térmica na forma integral 2. Camada limite é a partir da temperatura da superfície sólida em várias iterações 3. Transferência de massa por convecção: Lei de Fick e analogia de Chilton-Colburn 4. A Primeira Lei da Termodinâmica é aplicada às 4 “fases” presentes (água líquida, água parcialmente líquida, água totalmente congelada e superfície sólida) 5. Método de diferenças finitas bidimensional para cálculo do processo de congelamento (RAW e SCHNEIDER, 1985) 6. Regime transitório e permanente 7. Foi validado com resultados experimentais para antigelo de asas e degelo de pás de helicóptero gerados no túnel de gelo do próprio <i>ONERA</i>.

TABELA 2.1 – REVISÃO DOS MODELOS MATEMÁTICOS DA LITERATURA (CONTINUAÇÃO)

<p>AL-KHALIL (1991)</p> <p><i>Modelo Básico</i></p>	<p>Determinação de temperatura de superfície do aerofólio com aquecimento do sistema antigelo</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Entalpia de evaporação • Convecção em alta velocidade entre a superfície do aerofólio e o escoamento externo • Convecção de calor entre o filme de água líquida e a superfície sólida do aerofólio • Entalpia total das gotículas de água impingentes • Entalpia de solidificação • Entalpia do fluxo de <i>runback</i> • Condução na superfície sólida do aerofólio na direção paralela ao escoamento gasoso • Fluxo de calor do sistema antigelo 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Cálculo dos parâmetros de transferência de calor por meio das equações da camada limite térmica na forma integral 2. Transferência de massa por convecção: Lei de Fick e analogia de Chilton-Colburn 3. Primeira Lei da Termodinâmica aplicada ao filme de água e à superfície sólida do aerofólio 4. Congelamento do filme água líquida quanto 0°C é atingido. 5. Rugosidade de “runback”, quebra do filme e molhabilidade da superfície de acordo com dados experimentais. 6. A água líquida escoar sobre a superfície do aerofólio na forma de um filme contínuo.
<p>AL-KHALIL (1991) AL-KHALIL et al. (1997)</p> <p><i>Modelo Aperfeiçoado</i></p> <p>programa LEWICE/ANTICE</p>	<p>Determinação de temperatura de superfície do aerofólio com aquecimento do sistema antigelo</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Entalpia de evaporação • Convecção em alta velocidade entre a superfície do aerofólio e o escoamento externo • Convecção de calor entre o filme de água líquida e a superfície sólida do aerofólio • Entalpia total das gotículas de água impingentes • Entalpia do fluxo de <i>runback</i> • Condução térmica bidimensional na superfície sólida do aerofólio e unidimensional na água líquida nas direções paralela e normal ao escoamento gasoso • Fluxo de calor do sistema antigelo 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Cálculo dos parâmetros de transferência de calor por meio das equações da camada limite térmica na forma integral 2. Transferência de massa por convecção: Lei de Fick e analogia de Chilton-Colburn 3. Primeira Lei da Termodinâmica aplicada ao filme de água e à superfície sólida do aerofólio 4. Do ponto que a água atinge 0°C até o ponto mais a jusante onde ocorre o congelamento, a água líquida transfere para o ambiente uma quantidade de calor igual à entalpia de fusão. 5. Modelo de filetes para água líquida que possibilita a avaliação da molhabilidade e da altura da rugosidade 6. Equação da Quantidade de Movimento aplicada aos filetes de água líquida 7. Desprendimento de massa de água quando $We > 500$ 8. Quebra do filme de água líquida nos limites de impingimento 9. O usuário pode entrar com a distribuição de coeficiente de transferência de calor por convecção entre a superfície interna do aerofólio e o escoamento do jato de ar quente, fluxo de calor de aquecimento ou temperatura de superfície.

Capítulo 3

FORMULAÇÃO DO MODELO MATEMÁTICO

3.1 Aplicação das Equações Fundamentais

A formulação proposta aplica as equações de Conservação de Massa, de Energia, e de Quantidade de Movimento para determinar a distribuição de temperaturas na parede do aerofólio, a existência e a distribuição do fluxo de *runback* e a posição na superfície do aerofólio onde ocorre o congelamento da água.

As gotículas de água incidentes podem molhar a superfície e escorrer para as regiões posteriores do aerofólio pela ação da força de cisalhamento do escoamento de ar sobre a superfície da água líquida acumulada. Para determinar a temperatura da superfície do aerofólio, a Primeira Lei da Termodinâmica é aplicada à água líquida e à parede do aerofólio acoplada com as equações de Conservação de Massa e Conservação de Quantidade de Movimento.

3.1.1 Primeira Lei da Termodinâmica Aplicada à Superfície Sólida do Aerofólio

A superfície sólida do aerofólio é discretizada em volumes finitos à partir do ponto estagnação até o bordo de fuga do intradorso e extradorso e a temperatura é obtida com a aplicação da Primeira Lei da Termodinâmica considerando as seguintes condições:

- 1) regime permanente
- 2) transferência de calor por convecção do escoamento externo em torno do aerofólio ($d\dot{q}_{sec o}$);

- 3) transferência de calor por convecção entre superfície sólida do aerofólio e o escoamento do filme de água líquida ($d\dot{q}_{molhado}$);
- 4) transferência de calor de aquecimento do sistema antigelo ($d\dot{q}_{anti-gelo}$);
- 5) transferência por condução térmica na superfície sólida do aerofólio ($d\dot{q}_s$ e $d\dot{q}_{s+ds}$);

Figura 3.1: Primeira Lei da Termodinâmica aplicada à superfície sólida do aerofólio

A Primeira Lei aplicada a cada elemento de volume de finito na superfície sólida do aerofólio a partir do ponto de estagnação para o bordo de fuga do intradorso e do extradorso é dada por:

$$d\dot{q}_{anti-gelo} - d\dot{q}_{molhado} - d\dot{q}_{seco} + d\dot{q}_s - d\dot{q}_{s+ds} = 0 \quad (3.1)$$

Onde ds é o comprimento do elemento de volume finito.

3.1.2 Primeira Lei da Termodinâmica Aplicada ao Escoamento de Água Líquida sobre o Aerofólio

Dependendo do conteúdo de água líquida da nuvem, da transferência de calor e de massa por convecção e da temperatura da chapa do bordo de ataque, pode haver água líquida ou gelo sobre o aerofólio.

A Primeira Lei da Termodinâmica aplicada à água acumulada em regime permanente considera os efeitos:

- 1) transferência de calor por convecção entre a superfície da água acumulada e o escoamento externo ($d\dot{q}_{\text{água}}$);
- 2) transferência de calor por convecção entre superfície sólida do aerofólio e o escoamento do filme de água líquida ($d\dot{q}_{\text{molhado}}$);
- 3) fluxo de entalpia do vapor d'água ($d\dot{m}_{\text{evap}} \cdot h_{\text{vapor}}$);
- 4) fluxo de entalpia total da água impingida ($d\dot{m}_{\text{imp}} \cdot h_{\text{total}}$);
- 5) fluxo de entalpia do elemento a montante ($d\dot{m}_s \cdot h_s$);
- 6) fluxo de entalpia para o elemento a jusante ($d\dot{m}_{s+ds} \cdot h_{s+ds}$);
- 7) entalpia de solidificação da água ($d\dot{m}_{\text{gelo}} \cdot h_{\text{ls}}$);

A formulação básica da Primeira Lei para volumes finitos discretizados na água acumulada resulta em:

$$d\dot{q}_{\text{molhado}} - d\dot{q}_{\text{seco}} - d\dot{q}_{\text{água}} - d\dot{m}_{\text{evap}} \cdot h_{\text{vapor}} + d\dot{m}_{\text{gelo}} \cdot h_{\text{ls}} - d\dot{m}_{\text{sai}} \cdot h_{\text{sai}} + d\dot{m}_{\text{entra}} \cdot h_{\text{entra}} + d\dot{m}_{\text{imp}} \cdot h_{\text{total}} = 0 \quad (3.2)$$

Figura 3.2: Primeira Lei da Termodinâmica aplicada à água acumulada sobre o aerofólio

3.1.3 Conservação da Massa de Água Líquida

A água acumulada sobre a superfície do aerofólio é discretizada em elementos de volumes finitos no regime permanente considerando:

- 1) vazão de *runback* do elemento a montante ($d\dot{m}_s$);
- 2) vazão de *runback* para o elemento a jusante ($d\dot{m}_{s+ds}$);
- 3) vazão de água evaporada para o escoamento externo ($d\dot{m}_{evap}$);
- 4) vazão de água impingida ($d\dot{m}_{imp}$);
- 5) taxa de congelamento ($d\dot{m}_{gelo}$)

A aplicação da Conservação da Massa resulta:

$$d\dot{m}_s + d\dot{m}_{imp} - d\dot{m}_{s+ds} - d\dot{m}_{evap} - d\dot{m}_{gelo} = 0 \quad (3.3)$$

3.1.4 Conservação da Quantidade de Movimento Aplicada ao Escoamento de Água Líquida sobre o Aerofólio

O escoamento da água sobre o aerofólio entre o bordo de ataque e o bordo de fuga é causado pelas tensões de cisalhamento que atuam na superfície da água exposta ao escoamento do ar externo. Quando o número de Weber **We** é igual à unidade **We**=1, as forças viscosas do escoamento se igualam às forças causadas pela tensão superficial, as gotas de água coalescem e formam um filme de água líquida. Se **We**<1, a água não escorre e permanece na forma de gotas devido a ação da tensão superficial. O filme formado pode se quebrar em filetes devido ao aumento da sua espessura da película ou do aumento da magnitude da velocidade do escoamento do ar externo. Se **We**>500, experimentos (WRIGHT, 1995) indicam que ocorre o desprendimento de água (“*water shedding*”), ou seja, as forças viscosas do escoamento são tão intensas que expulsam a água da superfície.

Portanto, a água sobre o aerofólio pode assumir a forma de gotas, filme e filetes dependendo da relação entre tensões viscosas e tensões superficiais da água líquida, que é representada por **We**.

No presente trabalho, o escoamento da água líquida sobre o aerofólio é descrito pela aplicação da equação da Conservação da Quantidade de Movimento considerando os seguintes efeitos:

- 1) tensão de cisalhamento na superfície da água exposta ao escoamento de ar

$$\text{externo} \left(\tau_s = \mu_{\text{água}} \left. \frac{\partial u_{\infty}}{\partial y} \right|_{y=0} \right);$$

- 2) quantidade de movimento das gotículas que impingem na superfície do aerofólio ($dm_{\text{imp}} \cdot u_{\text{gota}}$);

- 3) gradiente de pressão do escoamento externo $\left(\left. \frac{\partial p_{\infty}}{\partial s} \right|_{y=0} \right);$

Para a modelagem do movimento da água sobre o aerofólio, propõe-se a aproximação de Couette-Poiseuille da equação de *Navier-Stokes*, considerando que o escoamento no filme fino é viscoso e incompressível e ocorre no regime permanente.

Como a influência dos termos de inércia no caso é desprezível, a equação de *Navier-Stokes* aplicada ao filme de água líquida é dada por:

$$\frac{1}{\rho_{\text{água}}} \cdot \frac{\partial p_{\infty}}{\partial s} = \nu_{\text{água}} \cdot \frac{\partial^2 u_{\infty}}{\partial y^2} \quad (3.4)$$

3.2 Escolha do Caso-padrão

O caso-padrão para o presente estudo foi escolhido com base em dois critérios: a existência de dados experimentais confiáveis na literatura aberta, e a similaridade das condições experimentais com as condições de operação de um sistema de antigelo de uma aeronave comercial.

É importante notar que a modelagem adotada pretende prever parâmetros operacionais de um sistema antigelo eletrotérmico num aerofólio com geometria e condições de teste similares às do caso-padrão.

3.2.1 Caso-padrão para Sistema Antigelo

A geometria do aerofólio escolhida é um perfil bidimensional NACA0012 (ABBOTT, 1959), que é um perfil bidimensional muito utilizado nos experimentos aerodinâmicos em túneis de vento e principalmente em túneis de gelo.

Existem várias fontes com dados experimentais confiáveis sobre o desempenho do perfil NACA0012, uma vez que suas características geométricas e aerodinâmicas são semelhantes aos perfis dos aerofólios transônicos das aeronaves comerciais atuais.

O aerofólio NACA0012 escolhido tem 0,914 m (3 pés) de corda por 1,829 m (6 pés) de envergadura e foi testado no Túnel de Gelo Experimental (*IRT – ICING RESEARCH TUNNEL*) do Centro de Pesquisas Glenn (*GRC – GLENN RESEARCH CENTER*) da NASA em várias condições. Estes resultados foram obtidos por AL-KHALIL et al. (1997) para validar o programa *LEWICE/ANTICE*.

A definição da configuração de voo requer pelo menos dois parâmetros: a velocidade V_∞ ou número de Mach M_∞ do escoamento ao longe e o ângulo de ataque do aerofólio α . A condição atmosférica de formação de gelo é definida pelo conteúdo de água líquida LWC , pela temperatura estática T_∞ ou total T_{total} do escoamento ao longe e pelo diâmetro mediano volumétrico MVD das gotículas de água da nuvem.

Figura 3.3: Geometria do perfil NACA0012, onde x/c e y/c são as distâncias nos eixos x e y normalizadas pela corda c do perfil.

Em alguns casos de distribuições assimétricas da dimensão das gotículas de água é recomendado o uso da própria distribuição de diâmetro de gotículas ou de uma aproximação de ordem maior do que o *MVD*. A adoção de um único diâmetro de gotícula para representar a distribuição pode introduzir desvios significativos no cálculo da eficiência de coleta local $\beta(s)$. Devido a falta de informação sobre os testes realizados por AL-KHALIL et al. (1997), no presente trabalho foi admitido

que a distribuição de gotículas no túnel de gelo *IRT* da NASA é simétrica e pode ser satisfatoriamente representada pelo *MVD*.

A faixa dos parâmetros do caso-padrão escolhido dentre as condições de teste realizados por AL-KHALIL et al. (1997) são: V_{∞} entre 44,7 m/s (100 mph) ou 89,4 m/s (200 mph); $\alpha = 0^{\circ}$; T_{total} entre $-6,67^{\circ}\text{C}$ (20°F) até $-17,78^{\circ}\text{C}$ (0°F); *LWC* entre $0,55\text{ g/m}^3$ até $0,78\text{ g/m}^3$; $MVD = 20\text{ }\mu\text{m}$.

Dependendo da combinação entre T_{total} , *LWC* e *MVD*, a condição de formação de gelo pode variar de normal a severa. Apesar de AL-KHALIL et al. (1997) ter rodado testes com $\alpha = 4^{\circ}$ e $MVD = 40\text{ }\mu\text{m}$ no *IRT*, estes resultados não foram publicados e não foram usados para a validação do programa *LEWICE/ANTICE*. Segundo o autor, posteriormente o *LEWICE/ANTICE* seria validado com um conjunto de dados experimentais com condições mais abrangentes, incluindo os casos não publicados.

De acordo com envelope operacional definido no Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica (RHBA), Parte 25, Apêndice C, as condições de formação de gelo publicadas por AL-KHALIL et al. (1997) representam condições mais severas que a condição designada por Máximo Contínuo e menos severas que a condição designada por Máximo Intermitente para $MVD = 20\text{ }\mu\text{m}$ (ver definições no Apêndice I). Isso significa que os testes foram rodados para casos entre condições normais e muito severas, para tentar representar a operação de um sistema de antigelo com menor número de pontos experimentais possíveis.

O sistema de antigelo do caso-padrão adotado é do tipo eletrotérmico e tem dois conjuntos de sete resistências elétricas aquecedoras (regiões A, B, C, D, E, F, G mostradas na Fig. 3.4). Cada conjunto aquecedor tem 457,2 mm (18 pol.) de largura na direção da envergadura e 196,9 mm (7,75 pol.) de comprimento na direção do escoamento. A área total do bordo de ataque coberta pelo sistema de proteção é de 914,4 mm (3 pés) por 196,9 mm (7,75 pol.). A potência fornecida por conjunto aquecedor é determinada por um controlador digital programável através das leituras de temperatura, fluxo de calor e resistência.

Segundo AL-KHALIL et al. (1997), sistemas similares são utilizados, por exemplo, na aeronave *SAAB 340*, turboélice de transporte regional de passageiros fabricado pela empresa sueca Saab, e no caça *F-14 Tomcat* da marinha dos EUA, fabricado pela empresa norte-americana Northrop-Grumman.

Figura 3.4: Seção transversal do bordo de ataque do aerofólio NACA0012 e as regiões aquecidas pelo sistema antigelo eletrotérmico (A,B,C,D,E,F,G)

A Fig. 3.4 apresenta a configuração dos aquecedores elétricos numa seção transversal do bordo de ataque do perfil NACA0012. A zona A tem 19,05 mm (0,75 pol.), as zonas B, C, D, E tem 25,4 mm (1 pol.), e as zonas F e G tem 38,1 mm (1,5 pol.) de comprimento na direção do escoamento. No aparato experimental de AL-KHALIL et al. (1997) ocorreu um deslocamento de 4,83 mm (0,19 pol.) na direção do escoamento na posição dos aquecedores das zonas C, D e G causado pelo processo de fabricação.

O sistema de aquecimento do bordo de ataque utilizado no teste de AL-KHALIL et al. (1997) era composto por seis camadas da superfície externa para o interior do aerofólio: aço inoxidável (0,20 mm), elastômero (0,28 mm), elemento aquecedor (0,01 mm), elastômero (0,28 mm), composto de fibra de vidro e epóxi (0,89 mm), isolamento de espuma de silicone (3,43 mm).

3.3 Descrição do Pré-processamento Numérico

O modelo matemático proposto requer dados da solução do escoamento sobre o aerofólio e cálculo da trajetória das gotículas obtidos por meio do pré-processamento da geometria do aerofólio, das condições atmosféricas e da configuração de voo. Para realizar esta tarefa foi escolhido o programa **ONERA2D** de GUFFOND e BRUNET (1988), que é licenciado para uso da *Empresa Brasileira de Aeronáutica (Embraer)*, fabricante brasileiro de aeronaves civis e militares (ver Cap. 2).

O **ONERA2D** é dividido em subprogramas ou módulos, que são: **CHAMP**, que resolve o escoamento e calcula o campo potencial completo; **TRAJ**, que calcula a trajetória das gotículas e coeficiente de coleta local; **ECHAN**, que calcula a camada limite dinâmica e térmica; **CAPT**, que aplica a Primeira Lei da Termodinâmica no bordo para avaliar o crescimento de gelo no aerofólio sem sistema de proteção. Os módulos são independentes e executados em série.

O pré-processamento necessário para a simulação numérica do presente trabalho é realizado pelos módulos **CHAMP** e **TRAJ** do **ONERA2D**. Os módulos **ECHAN** e **CAPT** não são utilizados. Foi criado o programa **CONVERTOR** que converte os resultados do **ONERA2D** em arquivos de dados para o presente simulador numérico e para o programa gráfico **GNUPLLOT**. O programa gráfico **GNUPLLOT** é gratuito para uso não-comercial e pode ser obtido na rede mundial de computadores Internet (WILLIAMS e KELLLEY, 1999).

Os resultados do **ONERA2D** são considerados apropriados para a aplicação proposta pois seus resultados foram validados por GUFFOND e BRUNET (1988) para condições similares. O programa é utilizado por vários fabricantes aeronáuticos e tem seu modelo matemático e resultados numéricos reconhecidos por autoridades homologadoras de vários países. Ao longo do desenvolvimento do presente trabalho, os resultados dos módulos **CHAMP** e **TRAJ** foram verificados para algumas condições similares à do caso-padrão escolhido para a avaliação do desvio dos

resultados em relação os dados experimentais e dos limites de validade dos resultados do *ONERA2D*.

3.3.1 Malha

O programa ONERA2D utiliza uma malha do tipo “C” para resolver o escoamento de ar em torno do aerofólio. Alguns parâmetros da malha podem ser configurados diretamente nos arquivo de entrada do módulo *CHAMP*.

Figura 3.5: Malha tipo “C” gerada pelo *ONERA2D* para o perfil NACA0012

A Fig.3.5 mostra a malha tipo “C” gerada em torno do aerofólio pelo módulo *CHAMP* e desenhada com o programa *GNUPLLOT* a partir de um arquivo de dados montado pelo programa *CONVERSOR*.

O módulo *CHAMP* não considera o ângulo de ataque do aerofólio e calcula o escoamento em torno do perfil com a mesma malha computacional. Foi verificado que simulações com ângulos de ataque próximos à $\alpha = 4^\circ$ podem apresentar dificuldade de convergência e desvios significativos em relação aos dados experimentais. A Fig. 3.6 apresenta uma ampliação da malha mostrada na Fig.3.5.

Figura 3.6: Ampliação da malha gerada pelo **ONERA2D** para o perfil NACA0012.

3.3.2 Solução do Escoamento

O programa **ONERA2D** resolve o campo do escoamento potencial compressível e isentrópico em torno do aerofólio, que é denominado escoamento potencial completo.

Para o escoamento irrotacional, o campo de velocidades é dado em termos da função potencial por:

$$\vec{V} = \nabla \cdot \varphi \quad (3.5)$$

Para um escoamento em regime permanente a equação da conservação da massa é dada por:

$$\nabla \cdot (\rho_{ar} \cdot \vec{V}) = 0 \quad (3.6)$$

Substituindo a Eq. (3.5) na Eq. (3.6) define-se a equação do escoamento potencial completo como:

$$\nabla \cdot (\rho_{ar} \cdot \nabla \cdot \varphi) = 0 \quad (3.7)$$

Onde φ é a função potencial e ρ_{ar} é a densidade do ar dada por:

$$\rho_{ar} = \left[1 + \frac{\gamma+1}{2} \cdot \mathbf{M}_{\infty}^2 \cdot (1 - |\nabla \cdot \phi|^2) \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (3.8)$$

A Eq. (3.8) é resultado da aplicação da Primeira Lei da Termodinâmica no escoamento potencial partindo do escoamento ao longe até as proximidades do aerofólio com a hipótese de processo isoentrópico.

A aplicação das Eq. (3.7) e (3.8) é limitada a escoamentos sujeitos a perturbações pequenas na densidade do ar ρ_{ar} , ou seja, sem a presença de ondas de choque fortes.

Para descrever as regiões do escoamento que tenham variações significativas de ρ_{ar} , o **ONERA2D** utiliza uma função salto que define a densidade do ar ρ_{ar} na região da onda de choque, onde a aproximação de processo isoentrópico para o cálculo da densidade por meio da Eq. (3.8) não é válida.

No caso-padrão escolhido, os efeitos de compressibilidade não são significativos pois o escoamento dos testes realizados por AL-KHALIL et al. (1997) tem $\mathbf{M}_{\infty} < 0,3$.

O subprograma **CHAMP** foi desenvolvido originalmente por BREDIF (1983) e depois incluído no **ONERA2D** por GUFFOND e BRUNET (1988). A validação do solucionador do escoamento foi demonstrada por BREDIF (1985) para condições experimentais até números de Mach $\mathbf{M}_{\infty}=0,84$ e de ângulos de ataque $\alpha=0^{\circ}$ até $3,06^{\circ}$.

O campo de velocidades é obtido no centro de cada elemento da malha por meio de derivação do campo potencial. Essa tarefa é feita pelo módulo **TRAJ** (GUFFOND e BRUNET, 1988) com campo potencial calculado pelo módulo **CHAMP** (BREDIF, 1983).

A Fig. 3.7 compara os resultados numéricos do programa **ONERA2D** com os resultados experimentais obtidos por EMMONS (1948) e AMICK (1950) em testes realizados em túnel de vento utilizando um perfil NACA0012 de corda $c=0,127$ m (5 pol.) num escoamento com número de Mach $\mathbf{M}_{\infty}=0,4$ e ângulo de ataque $\alpha=0^{\circ}$.

Figura 3.7: Coeficiente de Pressão C_p para escoamento com $M_\infty=0,4$ e $\alpha=0^\circ$ em torno de aerofólio com perfil NACA0012

3.3.3 Trajetória e Impingimento das Gotículas

O módulo **TRAJ** para avaliação de trajetória de gotículas foi implementado por GUFFOND e BRUNET (1988) para receber os resultados da solução do escoamento potencial fornecidos pelo módulo **CHAMP** de BREDIF (1983).

Esse módulo implementa o cálculo das trajetórias das gotículas a partir de um referencial lagrangiano, ou seja, insere as gotículas no escoamento ao longe e integra a equação da Conservação de Quantidade de Movimento para cada uma, desde o ponto de partida até as proximidades do aerofólio. O cálculo lagrangiano acompanha a trajetória de cada gotícula até sua colisão ou não com o aerofólio.

A Fig. 3.8 apresenta as trajetórias das gotículas de água sobre um aerofólio de perfil NACA0012 de corda $c=0,533$ m numa condição de voo com $M_\infty=0,8$ e ângulo de ataque $\alpha=0^\circ$, e condição atmosférica $T_{tot}=-17,8$ °C e $MVD=12$ μm.

Figura 3.8: Trajetórias das gotículas de água de $MVD=12\ \mu\text{m}$ sobre um aerofólio perfil NACA0012 com $\alpha=0^\circ$ e $M_\infty=0,8$ calculada com ONERA2D no presente trabalho.

GUFFOND e BRUNET (1988) definem que a trajetória das gotículas pode ser descrita pela equação de Conservação de Quantidade de Movimento somente considerando somente a inércia da gotícula e a força de arrasto:

$$m_{\text{gotícula}} \frac{d^2 s_g}{dt^2} = \frac{1}{2} \rho_{ar} V_R^2 A_g C_d \quad (3.9)$$

$$C_d = C_d(\text{Re}_R) \quad \text{e} \quad \text{Re}_R = \frac{D_g \rho_{ar} V_R}{\mu_{ar}}$$

Onde V_R é a velocidade relativa entre a partícula e o escoamento, C_d o coeficiente de arrasto, A_g a seção transversal da gotícula, ρ_{ar} a densidade do ar, μ_{ar} a viscosidade dinâmica do ar, $m_{\text{gotícula}}$ a massa da gotícula, D_g o diâmetro da gotícula e s_g o deslocamento da gotícula.

Durante o cálculo das trajetórias, o módulo **TRAJ** calcula também o coeficiente de coleta local das gotículas, $\beta(s)$, verificando se as trajetórias passam longe, tangenciam ou interceptam o contorno do aerofólio.

GUFFOND e BRUNET (1988) validaram o cálculo do coeficiente de coleta local do *ONERA2D* com dados experimentais em diferentes geometrias e também compararam os resultados com os obtidos pelos programas *TRAJICE2* e *LEWICE*.

A Fig. 3.9 mostra uma comparação entre os resultados do programa *TRAJICE2* publicados por GENT (1990) e os obtidos no presente trabalho com o *ONERA2D* para a mesma configuração de voo e condição atmosférica da Fig. 3.8. Pode-se observar ainda na Fig. 3.9 que a distribuição de $\beta(s)$ é simétrica para $\alpha=0^\circ$, e que a simulação feita com o *ONERA2D* tem mais pontos do que a do *TRAJICE2* publicada por GENT (1990).

Figura 3.9: Coeficiente de coleta local sobre um aerofólio perfil NACA0012 com $\alpha=0^\circ$ e $M_\infty=0,8$ e gotículas de água de $MVD=12\ \mu\text{m}$.

Apesar das limitações encontradas na adaptação da malha e desvios na obtenção da solução de escoamentos com $\alpha > 4^\circ$, já citadas anteriormente, o coeficiente de coleta foi validado com dados experimentais em várias condições diferentes para $\alpha \leq 10^\circ$ (GUFFOND e BRUNET, 1988).

Na Fig. 3.10 estão apresentadas as trajetórias das gotículas de água sobre um aerofólio perfil NACA0012 de corda $c=0,533$ m numa condição de voo de $M_\infty=0,6$ e $\alpha=4^\circ$ e condição atmosférica com $T_{tot}=-17,8$ °C e $MVD=12$ μm .

Figura 3.10: Trajetórias das gotículas de água de $MVD=12$ μm sobre um aerofólio perfil NACA0012 com $\alpha=4^\circ$ e $M_\infty=0,6$ calculada com ONERA2D no presente trabalho.

Na Fig. 3.11 é apresentada uma comparação entre os resultados da eficiência de coleta local calculada no presente trabalho com o programa **ONERA2D** e os resultados publicados por GENT(199) obtidos com o programa **TRAJICE2** para a mesma condição da Fig. 3.10.

Figura 3.11: Coeficiente de coleta local sobre um aerofólio perfil NACA0012 com $\alpha=4^\circ$ e $M_\infty=0,6$ e gotículas de água de $MVD=12\ \mu m$

Capítulo 4

DESCRIÇÃO DO MODELO MATEMÁTICO

4.1 Introdução

O sistema de coordenadas utilizado para a descrição do modelo matemático é apresentado na Fig. 4.1 onde se destacam as diferentes regiões do escoamento de fluido e a superfície sólida do aerofólio que são objeto da modelagem.

Figura 4.1: Domínios (I, II, III, IV, V) e sistema de coordenadas utilizadas no modelo matemático.

A Fig. 4.1 mostra os domínios utilizados na modelagem matemática do problema: I) escoamento ao longe, ou escoamento potencial não perturbado pela presença do aerofólio; II) escoamento gasoso, ou da mistura ar-vapor d'água externa à camada limite; III) camada limite dinâmica ou térmica do escoamento gasoso; IV) escoamento do filme de água líquida; e, finalmente, V) a superfície sólida, ou parede do aerofólio.

Na modelagem foi utilizada a mesma discretização para os domínios em torno da superfície do aerofólio: escoamento gasoso, camada limite, filme d'água líquida e parede do aerofólio. Assim, a extensão do elemento de volume finito, definida pelas fronteiras à montante e à jusante, é a mesma para todos os domínios nas proximidades do aerofólio como mostrado na Fig. 4.1.

Foi necessário realizar uma mudança de coordenadas de uma base (X, Y) com origem no zero geométrico do perfil para a base (s, y) , onde s é a distância curvilínea sobre superfície sólida a partir do zero geométrico do perfil, e y é a distância na direção normal a partir da superfície sólida do aerofólio.

Por conveniência, as grandezas apresentadas na Fig. 4.1 serão definidas ao longo do presente capítulo.

4.2 Modelo para a Superfície Sólida do Aerofólio

Para o modelo matemático da superfície sólida do aerofólio (domínio V), admitiram-se as seguintes hipóteses:

- o regime é permanente
- o efeito da transferência de calor por radiação é desprezível;
- a resistência térmica na direção normal à superfície do aerofólio e na direção da envergadura é nula;
- a distribuição de fluxo de calor fornecido pelo sistema antigelo é conhecida;
- a superfície pode estar molhada e sujeita à transferência de calor por convecção para o filme de água, ou estar seca e sujeita à ação da convecção para o escoamento gasoso;
- as propriedades do ar são calculadas na temperatura de filme - T_f , que segundo a definição de ECKERT (1955) para escoamentos em altas velocidades é dada por:

$$T_{f,ar} = T_{interface} + 0,5 \cdot (T_{\infty} - T_{interface}) + 0,22 \cdot (T_{rec} - T_{interface}) \quad (4.1)$$

Onde $T_{f,ar}$ é a temperatura média para avaliação das propriedades do ar, T_{∞} é a temperatura do escoamento ao longe, T_{rec} é a temperatura de recuperação definida pela Eq. (4.9), $T_{interface}$ é a temperatura na interface entre os domínios III e IV, mostrado na Fig. 4.1, ou seja, $T_{interface} = T_{agua}$, no caso do filme de água não existir $T_{interface}$ é a temperatura da parede do aerofólio $T_{interface} = T_p$.

Com as hipóteses acima, a Primeira Lei da Termodinâmica dada pela Eq. (3.1) pode ser representada da seguinte forma:

- para superfície totalmente seca com $\dot{m}_{imp} = \dot{m}_{evap}$

$$\frac{d}{ds} \left(k_p \frac{dT_p}{ds} \right) - h_{\infty} \cdot (T_p - T_{rec}) + Q''_{anti-gelo} - \dot{m}_{evap} \cdot h_v + \dot{m}_{imp} \cdot h_g = 0 \quad (4.2)$$

- para superfície totalmente molhada

$$\frac{d}{ds} \left(k_p \frac{dT_p}{ds} \right) - h_f \cdot (T_p - T_{agua}) + Q''_{anti-gelo} = 0 \quad (4.3)$$

Onde k_p é a condutibilidade térmica do material da parede do aerofólio e h_f é o coeficiente de transferência de calor entre a superfície sólida do aerofólio e o filme de água líquida.

Define-se um fator de molhabilidade para representar a fração de área molhada do volume finito como:

$$F = \begin{cases} F = 1 & \Rightarrow \text{molhado} \\ 0 < F < 1 & \Rightarrow \text{parcialmente molhado} \\ F = 0 & \Rightarrow \text{seco} \end{cases} \quad (4.4)$$

Com a definição da Eq (4.4), as Eq. (4.2) e (4.3), pode-se deduzir uma equação única que abrange as três possibilidades, a saber: volume finito totalmente ou parcialmente molhado e totalmente seco. A equação única fica com a seguinte forma:

$$\frac{d}{ds} \left(k_p \frac{dT_p}{ds} \right) - F \cdot h_f \cdot (T_p - T_{agua}) + Q''_{anti-gelo} + (1 - F) \cdot [-h_\infty \cdot (T_p - T_{rec})] = 0 \quad (4.5)$$

$$T_{rec} = (1 - r) \cdot T_{local} + r \cdot T_{estag} \quad (4.6)$$

$$T_{estag} = T_\infty + \frac{V_\infty^2}{2c_{p,ar}} \quad (4.7)$$

$$T_{local} = \frac{T_{estag}}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{local}^2} \quad (4.8)$$

O fator de recuperação r é igual a $\text{Pr}^{\frac{1}{2}}$ no regime laminar e $\text{Pr}^{\frac{1}{3}}$ no regime turbulento (ECKERT, 1955).

No bordo de fuga, tanto no intradorso como no extradorso:

$$\frac{dT_p}{ds} = 0 \quad (4.9)$$

É possível definir um coeficiente global de transferência de calor entre a parede do aerofólio e o escoamento gasoso como:

$$U_{\infty} = \frac{\dot{Q}_{perdido}}{1 \cdot \Delta s \cdot \Delta T} \quad (4.10)$$

Onde:

$$\dot{Q}_{perdido} = \frac{1}{R_t} \cdot 1 \cdot \Delta s \cdot \Delta T - \dot{m}_{evap} \cdot h_{lv} + \dot{m}_{imp} \cdot h_{tot} + \dot{m}_{entra} \cdot h_{entra} - \dot{m}_{sai} \cdot h_{sai}$$

$$R_t = \begin{cases} F > 0 \Rightarrow \frac{1}{1 \cdot \Delta s \cdot h_{\infty}} + \frac{1}{1 \cdot \Delta s \cdot h_f} \\ F = 0 \Rightarrow \frac{1}{1 \cdot \Delta s \cdot h_{\infty}} \end{cases}$$

$$\Delta T = T_{rec} - T_p$$

O coeficiente global inclui os efeitos da evaporação e do impingimento além do efeito da convecção de calor. No Cap. 6 os resultados obtidos para o coeficiente global de transferência de calor são comparados com os resultados experimentais de AL-KHALIL et al. (1997).

4.3 Modelo para o Filme de Água sobre o Aerofólio

Para o modelo matemático do filme de água sobre o aerofólio (domínio IV) admitiram-se as seguintes hipóteses simplificadoras:

- o regime é permanente;
- o escoamento do filme de água é laminar e na forma de um filme contínuo sobre a superfície do aerofólio;
- o efeito térmico do congelamento da água é desprezado;
- a espessura do filme de água é muito pequena, e os efeitos da condução térmica no filme de água líquida são desprezíveis;
- a energia cinética das gotículas é transferida completamente para a água líquida sobre o aerofólio;
- a entalpia de evaporação da água é completamente transferida da água para o vapor;
- o desprendimento ("*water shedding*") de água líquida devido à ação do escoamento gasoso não ocorre;
- a quebra do filme e a conseqüente formação de filetes não ocorre;
- o filme é formado instantaneamente e não pela coalescência de gotas de água líquida;
- as ondulações na superfície da água não ocorrem;
- o efeito da evaporação sobre os parâmetros da camada limite dinâmica é desprezível;
- o coeficiente de atrito do ar sobre superfície da água líquida é igual ao coeficiente de atrito do ar sobre a superfície do aerofólio seco calculado pelo pré-processador;
- o perfil de velocidades no filme de água líquida é parabólico;

- as propriedades da água são calculadas na temperatura média de filme $T_{f,água}$, que segundo a definição de ECKERT (1955), é dada por:

$$T_{f,água} = T_p + 0,5 \cdot (T_{água} - T_p) \quad (4.11)$$

Onde $T_{f,água}$ é a temperatura média para avaliação das propriedades da água, $T_{água}$ é a temperatura do filme de água líquida e T_p é a temperatura da parede de aerofólio.

Considerando estas hipóteses, a aplicação da Primeira Lei da Termodinâmica, Eq. (3.2), no filme de água líquida resulta em:

$$\begin{aligned} & -F \cdot A \cdot h_{\infty} \cdot (T_{água} - T_{rec}) + F \cdot A \cdot h_f \cdot (T_p - T_{água}) + \dot{m}_{entra} \cdot c_{p,água} \cdot (T_{entra} - T_{ref}) + \\ & + F \cdot \dot{m}_{imp} \cdot \left[c_{p,água} \cdot (T_{gota} - T_{ref}) + \frac{u_{gota}^2}{2} \right] - \dot{m}_{sai} \cdot c_{p,água} \cdot (T_{sai} - T_{ref}) + \\ & - F \cdot \dot{m}_{evap} \cdot [h_{lv} + c_{p,água} \cdot (T_{água} - T_{ref})] = 0 \end{aligned} \quad (4.12)$$

Onde F é o fator de molhabilidade definido pela Eq. (4.4), T_{ref} é a temperatura de referência para o cálculo da entalpia e $T_{água}$ é dada por:

$$T_{água} = \frac{T_{entra} + T_{sai}}{2}$$

Obviamente a Eq. (4.12) só é resolvida se a superfície estiver molhada totalmente ou parcialmente pelo filme de água líquida, ou seja, $F > 0$.

O coeficiente de transferência de calor por convecção para o filme de água líquida h_f pode ser calculado de duas formas, a primeira considerando que o filme tem espessura pequena e o perfil de temperaturas no filme é linear, a segunda a aplicando a Analogia de Reynolds para calcular h_f .

As duas alternativas para cálculo são:

1) Para perfil linear de temperatura:

$$\dot{q}'' = -k_{água} \cdot \frac{dT}{dy} \Big|_{y=0} \approx k_{água} \cdot \frac{(T_p - \bar{T}_{água})}{\delta_f / 2}$$

$$\dot{q}'' = h_f \cdot (T_p - \bar{T}_{água})$$

$$\text{onde } \bar{T}_{\text{agua}} = \frac{1}{2} \cdot (T_p + T_{\text{agua}})$$

$$\therefore Nu_{\delta} = \frac{h_f \cdot \delta_f}{k_{\text{agua}}} = 2 \quad (4.13)$$

2) Analogia de Reynolds:

$$St = \frac{C_{f,p}}{2} \cdot Pr^{-2/3} \quad (4.14)$$

onde o número de Stanton é definido como:

$$St = \frac{h_f}{V_l \cdot \rho_{\text{agua}} \cdot c_{p,\text{agua}}} \quad (4.15)$$

Os programas de previsão de formação de gelo, como o **LEWICE** e **ONERA2D**, não calculam h_f e mesmo assim fazem previsões aceitáveis, indicando que o valor deste coeficiente é extremamente alto e que a temperatura de superfície é muito próxima da temperatura da água.

A aplicação da conservação da massa, Eq. (3.3), no filme de água sobre o aerofólio com as hipóteses feitas para o modelo resulta:

$$\dot{m}_e + \dot{m}_{\text{imp}} = \dot{m}_s + \dot{m}_{\text{evap}} \quad (4.16)$$

Segundo SPALDING (1963) o fluxo de água evaporada é avaliado por:

$$\dot{m}_{\text{evap}}'' = g_m \cdot B_m \quad (4.17)$$

sendo g_m definido como:

$$g_m = St \cdot G_{\infty} \cdot Le^{\frac{2}{3}} \cdot \frac{\ln(1 + B_m)}{B_m} \quad (4.18)$$

Onde o número de Stanton é dado por:

$$St = \frac{h_{\infty}}{G_{\infty} \cdot c_{p,ar}} \quad (4.19)$$

com $G_{\infty} = \rho_{ar} \cdot u_{\infty}$

E o número de Lewis é definido como:

$$Le = \frac{D_{\text{agua},ar} \cdot \rho_{ar} \cdot c_{p,ar}}{k_{ar}} \quad (4.20)$$

A força motriz B_m para a transferência de massa no filme d'água é avaliada pela expressão de SPALDING (1963):

$$B_m = \frac{m_{H_2O,S} - m_{H_2O,G}}{m_{H_2O,S} - 1} \quad (4.21)$$

$$m_{H_2O,i} = \frac{P_{vap,i}}{1,61 \cdot p_{mist,G} - 0,61 \cdot P_{vap,i}} \quad (4.22)$$

ou alternativamente $m_{H_2O,i} = 1 - \frac{1}{1 + \omega_i}$

Onde ω_i é a umidade absoluta, $P_{mist,G}$ é a pressão da mistura no escoamento gasoso, $P_{vap,i}$ é a pressão de vapor, e $m_{H_2O,i}$ é a fração mássica de vapor na mistura ar-vapor d'água, sendo que o subscrito i indica o local onde o parâmetro é avaliado, $i=S$ indica a interface entre a fase líquida e a mistura gasosa e $i=G$ indica o escoamento da mistura gasosa ao longe.

Figura 4.2: Modelo de transferência de massa para o filme de água

A pressão de vapor pode ser escrita como $P_{vap,i} = \phi \cdot P_{sat,i}$, onde ϕ é a umidade relativa no local indicado por i , e $P_{sat,i}$ é a pressão de saturação da água na temperatura do local i .

SPALDING (1963) admite que perto da superfície de um líquido ($i=S$) o ar está saturado por vapor ($\phi=100\%$). Na falta de informações ambientais mais

precisas, admite-se que a mistura está saturada tanto no escoamento gasoso ($i=G$) como na superfície ($i=S$).

O efeito da evaporação de água no coeficiente de transferência de calor por convecção do escoamento externo h_∞ é avaliado por:

$$b_h = \frac{\dot{m}_{evap}'' \cdot c_{p,ar}}{h_\infty} = \frac{\dot{m}_{evap}'' / G_\infty}{St} \quad (4.23)$$

$$\frac{h_\infty^*}{h_\infty} = \frac{b_h}{e^{b_h} - 1} \quad (4.24)$$

Onde b_h é o parâmetro adimensional de insuflamento que relaciona a entalpia do fluxo de evaporação com a convecção de calor numa mesma diferença de temperatura entre a superfície e o escoamento ao longe; h_∞^* é o novo coeficiente de transferência de calor por convecção para o escoamento gasoso modificado pelo efeito da evaporação, e h_∞ é o coeficiente original, ainda não modificado por este efeito.

Conhecendo o valor de $\dot{m}_{evap}''$ e uma primeira aproximação para h_∞ , pode-se avaliar o novo valor para o coeficiente h_∞^* , que será utilizado como estimativa corrigida no lugar de h_∞ nas Eq. (4.4) e (4.12).

O efeito da evaporação no desenvolvimento da camada limite dinâmica do caso-padrão, apresentado na seção 3.2 do presente trabalho, não é significativo, pois a evaporação não transfere quantidade de movimento $\dot{m}_{eva} \cdot v_0$ suficiente para alterar o valor dos parâmetros da camada limite dinâmica (δ_1 , δ_2 , δ_4). Todavia o efeito da evaporação sobre os parâmetros da camada limite térmica (Δ_2 , Δ_4) precisa ser considerado, pois a entalpia do fluxo de vapor de água $\dot{m}_{eva} \cdot h_{vapor}$ é significativa.

Caso a velocidade de insuflamento v_0 do fluxo de evaporação não for significativa para perturbar a camada limite térmica, pode-se utilizar a Eq. (4.25)

para avaliação da convecção de calor do escoamento externo nos regimes laminar e turbulento⁶.

O ponto onde a superfície do aerofólio se torna seca, ou seja, quando termina a evaporação de água é indicado por s^* . Admite-se que a velocidade média do filme de água líquida V_m e sua espessura δ_f na seção de entrada do elemento de volume finito decrescem linearmente até zero em algum ponto dentro do elemento, onde ocorre o término do filme de água líquida.

Figura 4.3: Elemento de volume finito onde o filme líquido termina

A aplicação da equação da conservação da massa neste volume finito onde o filme de água desaparece resulta em:

$$\frac{\partial \dot{m}}{\partial s} = \dot{m}_{imp}'' - \dot{m}_{evap}'' \quad (4.25)$$

A integração da Eq. (4.25) entre a seção de entrada do elemento de volume finito e o local onde o filme de água líquida desaparece fornece a extensão molhada do elemento de volume finito:

$$\Delta s^* = \frac{\dot{m}_{entrada}}{\dot{m}_{evap}'' - \dot{m}_{imp}''} \quad (4.26)$$

Onde Δs^* é a distância entre o início do elemento de volume finito e o ponto a jusante que a água evaporou totalmente, e $1 \cdot \Delta s^*$ área formada por Δs^* na direção

⁶ ZERBINI, E. J. G. J. (Escola Politécnica da Universidade de São Paulo). **Comunicação Pessoal.**

da corda e uma unidade de distância na direção da envergadura. Estas definições são mostradas graficamente na Fig. 4.3.

O fator de molhabilidade da superfície é dado por:

$$F = \frac{\Delta s^*}{\Delta s}$$

A vazão de água que impinge no aerofólio é dada por:

$$\dot{m}_{imp} = V_{\infty} \cdot \beta(s) \cdot LWC \cdot \Delta s \cdot 1$$

Onde $\beta(s)$ é a eficiência de coleta local calculada no presente trabalho pelo pré-processador **ONERA2D**, V_{∞} é a velocidade do escoamento no infinito, LWC é a massa de água líquida por unidade de volume de nuvem e $\Delta s \cdot 1$ é a área do volume finito onde as gotas impingem por unidade de distância de envergadura.

A condição inicial para a Eq. (4.16) no ponto de estagnação ($s=s_e$) é:

$$\dot{m}_{entra} \Big|_{s=s_e} = 0 \quad (4.27)$$

Ou seja, no primeiro volume finito a jusante do ponto de estagnação não há fluxo de entrada de água líquida. No presente modelo, o ponto de estagnação é localizado na fronteira entre dois elementos de volume finito, que é uma interface impermeável. A Fig. 4.4 apresenta maiores detalhes sobre a condição de contorno na região do ponto de estagnação.

Na ocorrência de congelamento despreza-se o efeito da entalpia de solidificação na equação da Primeira Lei da Termodinâmica, Eq. (4.15), porém considera-se o efeito da redução da vazão de saída de água líquida na equação da conservação da massa no filme de água. Esta hipótese é justificada para os casos simulados neste trabalho, pois a vazão de água não-evaporada é pequena e, conseqüentemente, a entalpia de fusão liberada no congelamento não é significativa se comparada com as perdas de calor para o escoamento externo. Se a entalpia de solidificação fosse considerada no cálculo de T_{agua} , o congelamento ocorreria num local mais a jusante do que o previsto pelo presente modelo, porque haveria a tendência de aquecimento do líquido nos elementos de volume finito que estão em temperaturas próximas a do congelamento da água. Esta tendência seria mais forte

quanto maior a vazão de água líquida. Portanto o modelo é conservador pois prevê o congelamento em um ponto anterior àquele onde efetivamente ocorre. A mesma abordagem foi utilizada por DOWNS e JAMES (1988) e AL-KHALIL (1991) na simulação de sistemas de antigelo de ar quente de motores de aeronaves.

Figura 4.4: Conservação de massa aplicada ao filme de água líquida na vizinhança do ponto de estagnação

Assim, quando a temperatura da superfície atinge o ponto de congelamento, impõe-se que água líquida não sai daquele elemento de volume finito. Assim, no elemento de volume finito onde a temperatura é igual ou menor que 0° C (273,15 K), a vazão de água líquida é utilizada na avaliação de uma estimativa preliminar para a taxa de acúmulo de gelo no elemento de volume finito dada por:

$$\left. \frac{\partial \dot{m}_{\text{gelo}}}{\partial t} \right|_{V_c} = \dot{m}_{\text{entra}} + \dot{m}_{\text{imp}} - \dot{m}_{\text{evap}} \quad (4.28)$$

É importante notar que a taxa de acúmulo de gelo não pode ser calculada com precisão, mesmo que os efeitos da entalpia de fusão fossem considerados, pois o modelo foi desenvolvido para regime permanente e o movimento da frente de solidificação é um fenômeno transitório. O modelo em regime permanente fornece o

local onde o filme de água líquida começa a congelar e a taxa inicial de acúmulo de gelo.

Figura 4.5: Modelagem matemática do filme água líquida (domínio IV)

A equação da conservação de quantidade de movimento aplicada ao filme de água é dada por:

$$\frac{1}{\rho_{\text{água}}} \cdot \frac{\partial p_{\infty}}{\partial s} = v_{\text{água}} \cdot \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \quad (3.4)$$

Para resolver a Eq. (3.4), admite-se que o perfil de velocidades é parabólico e pode ser representado por:

$$v(s, y) = a(s) \cdot y^2 + b(s) \cdot y + c(s) \quad (4.29)$$

Onde $v(s, y)$ é a distribuição de velocidades em função da coordenada s na superfície do aerofólio e da coordenada y na direção da espessura do filme de água, como mostrado na Fig. 4.5.

As condições de contorno do filme de água líquida são dadas por:

$$\mu_{\text{água}} \left. \frac{dv}{dy} \right|_{y=\delta_f} = \tau_0 + \dot{m}_{\text{imp}}'' \cdot u_{\text{gota}} \quad (4.30)$$

$$v(s, 0) = 0 \quad (4.31)$$

Considerando o perfil parabólico de velocidades no filme de água líquida, Eq. (4.29), e as condições de contorno definidas pelas Eq. (4.30) e (4.31), a solução da Eq. (3.4) é dada por:

$$v(s, y) = \frac{\partial p}{\partial s} \cdot \frac{y^2}{2 \cdot \mu_{\text{agua}}} + \left[\tau_0 + \dot{m}_{\text{imp}}'' \cdot u_{\text{gota}} - \delta_f(s) \cdot \frac{\partial p_{\infty}}{\partial s} \right] \cdot \frac{y}{\mu_{\text{agua}}} \quad (4.32)$$

A partir da Eq. (4.32) pode-se obter os seguintes parâmetros do filme de água líquida que escoar sobre o aerofólio:

- velocidade média do filme de água líquida:

$$V_m = \frac{1}{\delta_f \cdot 1} \cdot \int_0^{\delta_f} v(s, y) \cdot 1 \cdot dy \quad (4.33)$$

$$\therefore V_m = \frac{\delta_f}{\mu_{\text{agua}}} \cdot \left[\frac{1}{2} \cdot (\tau_0 + \dot{m}_{\text{imp}}'' \cdot u_{\text{gota}}) - \frac{1}{3} \cdot \delta_f \cdot \frac{\partial p_{\infty}}{\partial s} \right] \quad (4.34)$$

- velocidade do filme na interface líquido-mistura gasosa ($y=\delta_f$):

$$V_l = \frac{\delta_f}{\mu_{\text{agua}}} \cdot \left(\tau_0 + \dot{m}_{\text{imp}}'' \cdot u_{\text{gota}} - \frac{1}{2} \cdot \delta_f \cdot \frac{\partial p_{\infty}}{\partial s} \right) \quad (4.35)$$

- espessura do filme de água líquida:

$$\delta_f = \frac{\dot{m}_{\text{sai}}}{1 \cdot \rho_{\text{agua}} \cdot V_m} \quad (4.36)$$

- coeficiente de atrito entre o filme de água e a superfície do aerofólio ($y=0$):

$$C_{f,p} = \frac{2}{\rho_{\text{agua}} \cdot V_l^2} \cdot \frac{1}{\mu_{\text{agua}}} \cdot \left[(\tau_0 + \dot{m}_{\text{imp}}'' \cdot u_{\text{gota}}) - \delta_f \cdot \frac{\partial p_{\infty}}{\partial s} \right] \quad (4.37)$$

- tensão de cisalhamento exercida pelo filme de água líquida na superfície do aerofólio (interface líquido-parede do aerofólio, $y=0$):

$$\tau_{0,p} = \frac{1}{\mu_{\text{agua}}} \cdot \frac{\partial v(s, y)}{\partial y} \Big|_{y=0} = \frac{1}{\mu_{\text{agua}}} \cdot \left[(\tau_0 + \dot{m}_{\text{imp}}'' \cdot u_{\text{gota}}) - \delta_f \cdot \frac{\partial p_{\infty}}{\partial s} \right] \quad (4.38)$$

4.4 Camada Limite do Escoamento Gasoso

O coeficiente de atrito, C_f , e o coeficiente de transferência de calor por convecção, h_∞ , são calculados por meio das equações de camada limite dinâmica e térmica, respectivamente, na forma integral admitindo-se as seguintes hipóteses simplificadoras:

- o regime é permanente;
- escoamento gasoso não sofre influência da presença do filme de água líquida;
- o filme de água líquida é contínuo e sem ondulações;
- a superfície do aerofólio é lisa;
- o campo de velocidades $u_\infty(s)$, e o campo de pressões $p_\infty(s)$ na borda da camada limite são fornecidos pela solução do escoamento potencial calculado pelo pré-processador;
- a temperatura de superfície para a resolução da camada limite térmica é a da superfície da interface $T_{interface}$, entre o escoamento gasoso e o filme de água T_{agua} , ou a do aerofólio T_p , quando a superfície estiver seca;
- as propriedades termodinâmicas da mistura gasosa são iguais às propriedades do ar avaliadas à temperatura $T_{f,ar}$ definida pela Eq. (4. 1);

A equação da conservação da quantidade de movimento na forma integral aplicada à camada limite resulta em:

$$\begin{aligned}
 -\tau_0 = & \frac{1}{R} \cdot \frac{d}{ds} \left(R \cdot \int_0^y \rho \cdot u^2 \cdot dy \right) - \frac{u_\infty}{R} \cdot \frac{d}{ds} \left(\int_0^y \rho \cdot u \cdot dy \right) + \\
 & + \rho_0 \cdot v_0 \cdot u_\infty + \int_0^y \left(-\rho \cdot u \cdot \frac{du_\infty}{ds} \right) \cdot dy
 \end{aligned} \tag{4. 39}$$

Onde τ_0 é a tensão de cisalhamento na parede do aerofólio, $\rho_0 \cdot v_0$ é o fluxo de evaporação, $u_\infty(s)$ é a velocidade do escoamento gasoso na borda da camada limite, u

é a velocidade na camada limite dinâmica, R é o raio de curvatura da superfície do aerofólio, ρ é a densidade do fluido na camada limite.

Figura 4.6: Principais grandezas utilizadas nas equações de camada limite dinâmica na formal integral

O primeiro termo do lado direito da Eq. (4.39) é o fluxo líquido da quantidade movimento na direção s ; o segundo é o fluxo líquido da quantidade de movimento na direção y ; o terceiro é o fluxo de quantidade de movimento devido a evaporação na superfície do filme de água líquida; e finalmente o último termo é o fluxo de quantidade de movimento devido ao gradiente de pressão na direção s .

E a equação da Primeira Lei da Termodinâmica na forma integral aplicada à camada limite resulta em:

$$q_0'' = \frac{1}{R} \frac{d}{ds} \left(R \cdot \int_0^y \rho \cdot u \cdot h_s \cdot dy \right) - \rho_o \cdot v_o \cdot h_{s,0} \quad (4.40)$$

Onde q_0'' é o fluxo de calor na superfície do aerofólio, $h_{s,0}$ é diferença entre a entalpia de evaporação total na superfície e a entalpia total do escoamento gasoso, h_s é a diferença entre a entalpia total numa posição y dentro da camada limite térmica e a entalpia total do escoamento gasoso.

O primeiro termo do lado direito da Eq. (4.40) é o fluxo líquido de entalpia na direção s ; e o segundo termo é o fluxo de entalpia devido à evaporação na superfície do filme líquido de água.

Para desenvolver equações para a camada limite mais simplificadas, define-se parâmetros convenientes como: espessura de deslocamento δ_1 , e espessura de

quantidade de movimento δ_2 , espessura de entalpia Δ_2 , e espessura de condução Δ_4 . Sendo os dois primeiros parâmetros relacionados com a camada limite dinâmica e os dois últimos com a camada limite térmica.

Assim definimos,

- espessura de deslocamento:

$$\delta_1 = \int_0^\infty \left(1 - \frac{u \cdot \rho}{u_\infty \cdot \rho_\infty} \right) \cdot dy \quad (4.41)$$

- espessura de quantidade de movimento:

$$\delta_2 = \int_0^\infty \frac{\rho \cdot u}{\rho_\infty \cdot u_\infty} \left(1 - \frac{u}{u_\infty} \right) \cdot dy \quad (4.42)$$

- espessura de entalpia

$$\Delta_2 = \int_0^\infty \frac{\rho \cdot u \cdot h_s}{\rho_\infty \cdot u_\infty \cdot h_{s,0}} \cdot dy \quad (4.43)$$

- espessura de condução

$$\Delta_4 = \frac{k_{ar}}{h_\infty} \quad (4.44)$$

Com ajuda das Eq. (4.39), (4.41) e (4.42) podemos desenvolver a equação da quantidade de movimento na forma integral para a camada limite dinâmica:

$$C_f + \frac{\rho_0 \cdot v_0}{\rho_\infty \cdot u_\infty} = \frac{d\delta_2}{ds} + \delta_2 \cdot \left[\left(2 + \frac{\delta_1}{\delta_2} \right) \cdot \frac{1}{u_\infty} \cdot \frac{du_\infty}{ds} + \frac{1}{\rho_\infty} \cdot \frac{d\rho_\infty}{ds} + \frac{1}{R} \cdot \frac{dR}{ds} \right] \quad (4.45)$$

Das Eq. (4.40), (4.43) e (4.44) obtemos a equação da Primeira Lei da Termodinâmica na forma integral dada por:

$$\text{St} + \frac{\rho_0 \cdot v_0}{\rho_\infty \cdot u_\infty} = \frac{d\Delta_2}{ds} + \Delta_2 \cdot \left[\frac{1}{u_\infty} \cdot \frac{du_\infty}{ds} + \frac{1}{\rho_\infty} \cdot \frac{d\rho_\infty}{dx} + \frac{1}{R} \cdot \frac{dR}{ds} + \frac{1}{h_{s,0}} \cdot \frac{dh_{s,0}}{ds} \right] \quad (4.46)$$

4.4.1 Camada Limite Laminar

A camada limite dinâmica laminar é resolvida por meio da aproximação desenvolvida por THWAITES (apud KAYS e CRAWFORD, 1993). As principais hipóteses deste modelo são:

- regime permanente
- superfície isotérmica;
- raio de curvatura R muito grande, ou seja, superfície levemente curvada;
- efeitos da evaporação na camada limite de quantidade de movimento desprezíveis ($v_0=0$);
- escoamento incompressível;

A equação da camada limite dinâmica é dada por:

$$\frac{u_{\infty}}{v_{ar}} \cdot \frac{d\delta_2}{ds} = F(\lambda) \quad (4.47)$$

$$\lambda = \frac{\delta_2^2}{v_{ar}} \cdot \frac{du_{\infty}}{ds} \quad (4.48)$$

Se o parâmetro $\lambda=0$, a Eq. (4.47) representa o escoamento sobre uma placa plana com ângulo de ataque e gradiente de pressão nulos; se $\lambda=0.08$, a Eq. (4.47) representa o escoamento perpendicular a uma placa plana; se $\lambda < -0.082$, a Eq. (4.47) não é mais válida pois ocorre a separação da camada limite laminar.

Para simplificar a integração da Eq. (4.47), THWAITES (apud KAYS e CRAWFORD, 1993) desenvolveu uma aproximação com base em soluções exatas da Eq. (4.47) que é dada por:

$$F(\lambda) = 0,44 - 5,68 \cdot \lambda$$

Com a aproximação linear de THWAITES e a escolha de um integrando apropriado, a Eq. (4.47) é dada por:

$$d(\delta_2^2 \cdot u_{\infty}^{5,68}) = 0,44 \cdot v_{ar} \cdot u_{\infty}^{4,68} \cdot ds$$

Sabendo-se que os valores de δ_2 e u_{∞} são zero no ponto de estagnação. A espessura de quantidade de movimento é dada por:

$$\delta_2 = \frac{0,664 \cdot \nu_{ar}^{0,5}}{u_\infty^{2,84}} \cdot \left[\int_{s_e}^{s_{tr}} u_\infty^{4,68} \cdot ds \right]^{\frac{1}{2}} \quad (4.49)$$

Onde s_e é o ponto de estagnação e s_{tr} é o local da transição laminar-turbulenta abrupta. Admite-se que a transição do escoamento laminar para o turbulento ocorre num único ponto s_{tr} , ou seja, que a extensão da região de transição é nula.

CEBECI e BRADSHAW (1994) propõem que o coeficiente de atrito C_f seja calculado com auxílio do parâmetro λ por meio da seguinte expressão:

$$C_f = \frac{2 \cdot l(\lambda)}{\mathbf{Re}_{\delta_2}} \quad (4.50)$$

Onde,

$$l(\lambda) = \begin{cases} 0 < \lambda < 0,1 \Rightarrow 0,225 + 1,61 \cdot \lambda - 3,75 \cdot \lambda^2 + 5,24 \cdot \lambda^3 \\ -0,1 < \lambda < 0 \Rightarrow 0,225 + 1,472 \cdot \lambda - \frac{0,0147 \cdot \lambda}{\lambda + 0,107} \end{cases} \quad (4.51)$$

$$\mathbf{Re}_{\delta_2} = \frac{u_\infty \cdot \delta_2}{\nu_{ar}} \quad (4.52)$$

Com base nos desenvolvimentos de THWAITES (apud KAYS e CRAWFORD, 1993) para camada limite dinâmica, SMITH e SPALDING (1958) desenvolveram aproximações lineares para a solução da camada limite térmica e cálculo de seus parâmetros, como por exemplo, espessuras Δ_2 e Δ_4 .

A partir de soluções exatas e de dados experimentais SMITH e SPALDING (1958) desenvolveram a seguinte expressão para cálculo da espessura de condução:

$$\frac{u_\infty}{\nu_{ar}} \cdot \frac{d(\Delta_4)^2}{ds} = 11,68 - 2,87 \cdot \frac{\Delta_4^2}{\nu_{ar}} \cdot \frac{du_\infty}{ds} \quad (4.53)$$

Com a integração da Eq. (4.53) obtém-se:

$$\left[\frac{u_\infty^{2,87}}{\nu_{ar}} \cdot \Delta_4^2 \right]_{s_e}^{s_{tr}} = 11,68 \cdot \int_{s_e}^{s_{tr}} u_\infty^{1,87} \cdot ds \quad (4.54)$$

A partir da definição de número de **St** e que **Pr**=0,7 a Eq. (4.54) resulta:

$$\text{St} = 0,418 \cdot \frac{\mu_{ar}^{1/2} \cdot G_{\infty}^{0,435}}{\left(\int_{s_e}^{s_{tr}} G_{\infty}^{1,87} \cdot ds \right)^{1/2}} \quad (4.55)$$

$$\text{onde } G_{\infty} = \rho_{\infty} \cdot u_{\infty} \quad \text{e} \quad \text{St} = h_{\infty} / (G_{\infty} \cdot c_{p,ar}).$$

A espessura de condução no ponto de estagnação ($s \rightarrow s_e$) é avaliada por:

$$\left(\frac{\Delta_4}{c} \right)^2 \left(\frac{V_{\infty} \cdot c}{v_{ar}} \right) = 4,07 \cdot \left[\frac{d(u_{\infty}/V_{\infty})}{d(s/c)} \right]_{s-s_e}^{-1} \quad (4.56)$$

Admitindo que a analogia entre transferência de quantidade de movimento e transferência de calor pode ser variável ao longo do aerofólio, SPALDING (1958) desenvolveram a seguinte expressão para o cálculo da espessura de entalpia:

$$u_{\infty} \cdot \Delta_2 = \left[0,7 \cdot \frac{k_{ar}}{\rho_{ar} \cdot c_{p,ar}} \cdot \int_{s_e}^{s_{tr}} \left(\frac{u_{\infty}}{\delta_4} \right)^{0,5} \cdot ds \right]^{\frac{2}{3}} \quad (4.57)$$

onde,

$$\delta_4 = \frac{u_{\infty}}{\left(\frac{du_{\infty}}{dy} \right)_{y=0}}$$

$$\frac{u_{\infty}}{\delta_4} = \frac{\rho_{ar} \cdot u_{\infty}^2 \cdot C_f}{2 \cdot \mu_{ar}} \quad (4.58)$$

Apesar das expressões de camada limite laminar até este ponto só considerarem o escoamento sobre uma superfície isotérmica, o modelo avalia as propriedades termodinâmicas do ar na temperatura $T_{f,ar}$ definida pela Eq. (4. 1). Logo os valores dos parâmetros das camadas limite dinâmica e térmica vão ser perturbados pelas variações nas propriedades do ar com T_f .

Adicionalmente, foi implementada a resolução da camada limite laminar considerando a influência da variação da temperatura de superfície desenvolvida por AMBROK (1957). As hipóteses principais neste caso são:

- gradiente de pressão tem efeito desprezível;
- raio de curvatura R muito grande;

- efeito da evaporação desprezível ($v_0=0$);
- escoamento incompressível;

A Primeira Lei da Termodinâmica na forma integral na camada limite, Eq. (4.46), com as hipóteses acima resulta em:

$$\frac{d\Delta_2}{ds} + \Delta_2 \cdot \left(\frac{1}{u_\infty} \cdot \frac{du_\infty}{ds} + \frac{1}{\Delta T} \cdot \frac{d\Delta T}{ds} \right) = \text{St} = \frac{\mathbf{Nu} \cdot k_{ar}}{s \cdot G_\infty \cdot c_p} \quad (4.59)$$

Sabendo-se que o número de Nusselt $\mathbf{Nu}$ do escoamento no regime laminar sobre uma superfície levemente curvada e com gradiente de pressão nulo pode ser representado por $\mathbf{Nu}_s = 0,3 \cdot \mathbf{Re}_s^{\frac{1}{2}}$, a Eq. (4.59) resulta em:

$$\mathbf{Nu}_s = 0,3 \frac{\mathbf{Re}_s \cdot \Delta T}{\left[\int_{s_e}^{s_{tr}} \frac{u_\infty \Delta T^2}{\nu_{ar}} ds \right]^{1/2}} \quad (4.60)$$

E a espessura de entalpia Δ_2 da camada limite térmica é dada por:

$$\mathbf{Re}_{\Delta_2} \cdot \Delta T = 0,83 \cdot \left[\int_{s_e}^{s_{tr}} \frac{u_\infty \cdot \Delta T^2}{\nu_{ar}} ds \right]^{1/2} \quad (4.61)$$

onde,

$$\mathbf{Nu}_s = \frac{h_\infty \cdot s}{k_{ar}}$$

$$\mathbf{Re}_{\Delta_2} = \frac{u_\infty \cdot \Delta_2}{\nu_{ar}}$$

$$\Delta T = \left| T_{interface} - T_{rec} \right|$$

4.4.2 Camada Limite Turbulenta

KAYS e CRAWFORD (1993) desenvolveram a equação da quantidade de movimento na forma integral para a camada limite dinâmica turbulenta, Eq. (4.51), admitindo as seguintes hipóteses simplificadoras:

- regime permanente;
- $u^+ = 8.75 \cdot (y^+)^{\frac{1}{7}}$ é utilizada para toda a espessura da camada limite, e consequentemente $\delta_1/\delta_2 = 1,29$;
- efeito da formação da esteira desprezível;
- efeito do gradiente de pressão desprezível;
- raio de curvatura R da superfície muito grande;
- efeito da evaporação desprezível ($v_0=0$);
- escoamento incompressível;

A aplicação destas hipóteses na equação da Conservação da Quantidade de Movimento na forma integral para a camada limite, Eq. (4.45), resulta em:

$$C_f = \frac{d\delta_2}{ds} + 3,29 \cdot \frac{\delta_2}{u_\infty} \cdot \frac{du_\infty}{ds} \quad (4.62)$$

Com a hipótese de perfil de velocidades para a camada limite dinâmica com potência $n = 1/7$, o coeficiente de atrito C_f é dado por:

$$\frac{C_f}{2} = 0,0125 \cdot \mathbf{Re}_{\delta_2}^{-0,25} \quad (4.63)$$

Integrando a Eq. (4.62) com o auxílio da equação (4.63), a espessura de quantidade de movimento δ_2 é dada por:

$$\delta_2 = \frac{0,036 \cdot \nu_{ar}^{0,2}}{u_\infty^{3,29}} \left[\int_{s_{tr}}^s u_\infty^{3,86} ds \right]^{0,8} + \delta_{2,tr} \quad (4.64)$$

Onde s_{tr} é o ponto de transição abrupta, $\delta_{2,tr}$ é a espessura de quantidade de movimento laminar em s_{tr} . No ponto de transição abrupta admite-se que a função δ_2 seja contínua, ou seja, $\delta_{2,lam} = \delta_{2,turb}$.

KUTATELADZE E LEONT'EV (1964) compararam dados experimentais com dois perfis de velocidades na camada limite, $u^+ = C \cdot (y^+)^n$ sendo $n = 1/7$ ou $n = 1/10$. E verificaram que $n = 1/7$ aproxima satisfatoriamente o coeficiente de atrito quando $\mathbf{Re}_s < 10^7$ ou $\mathbf{Re}_{\delta_2} < 10^4$; e que $n = 1/10$ fornece menores desvios para $\mathbf{Re}$ maiores que estes valores, porém desvios maiores quando

$\mathbf{Re}_s < 3 \cdot 10^5$ ou $\mathbf{Re}_{\delta_2} < 8 \cdot 10^3$. No caso do presente trabalho o $\mathbf{Re}_s$ e $\mathbf{Re}_{\delta_2}$ típicos são da ordem de 10^6 e 10^3 respectivamente, portanto será utilizado o perfil de velocidades na camada limite dinâmica com potência $n = 1/7$.

Com coeficiente de atrito dado pela Eq. (4.66), pode-se avaliar o número de Stanton $\mathbf{St}$ turbulento por meio da Analogia de Reynolds, que é dada por:

$$\mathbf{St} = \frac{C_f}{2} \cdot \mathbf{Pr}^{-\frac{2}{3}} \quad (4.65)$$

Apesar da variação da temperatura superficial não ser considerada na Eq. (4.68), a aproximação é satisfatória nos casos que a temperatura de superfície tem variações suaves. Na Analogia de Reynolds, a variação da temperatura de superfície somente perturba a equação da camada limite térmica com a variação das propriedades termodinâmicas.

Para a resolução da camada limite térmica turbulenta considerando o efeito da variação da temperatura de superfície, KUTATELADZE E LEONT'EV (1964) admitem as seguintes hipóteses:

- regime permanente;
- gradiente de pressão tem efeito desprezível;
- perfil logarítmico de velocidades da camada limite pode ser aproximado por um perfil de potência, $u^+ = C \cdot (y^+)^n$, com $n = 1/7$, que é estendido para toda a espessura da camada limite;
- efeito da evaporação desprezível ($v_0=0$);
- superfície levemente curvada, ou, R muito grande;
- escoamento incompressível;

A Primeira Lei da Termodinâmica na forma integral para a camada limite, Eq. (4.45), com as hipóteses acima resulta em:

$$\frac{d\Delta_2}{ds} + \Delta_2 \cdot \left(\frac{1}{u_\infty} \cdot \frac{du_\infty}{ds} + \frac{1}{\Delta T} \cdot \frac{d\Delta T}{ds} \right) = \mathbf{St}$$

Com a hipótese de perfil de velocidades para a camada limite dinâmica com potência $n = 1/7$ e a aplicação da Analogia de Reynolds, o número de Stanton **St** é dado por:

$$\mathbf{St} = 0,0126 \cdot \mathbf{Pr}^{-0,75} \cdot \mathbf{Re}_{\Delta_2}^{-0,25} \quad (4.66)$$

A espessura de entalpia Δ_2 pode ser calculada por:

$$\mathbf{Re}_{\Delta_2} = \frac{1}{\Delta T} \cdot \left[0,01575 \cdot \mathbf{Pr}^{-0,75} \cdot \mathbf{Re}_{\infty} \cdot \int_{S_{tr}}^S u_G \cdot \Delta T^{1,25} \cdot dS + (\mathbf{Re}_{\Delta_2} \cdot \Delta T)_{S_{tr}}^{1,25} \right]^{0,8} \quad (4.67)$$

$$\text{com } S = \frac{s}{c}, \quad S_{tr} = \frac{s_{tr}}{c}, \quad u_G = \frac{u_{\infty}}{V_{\infty}}, \quad \mathbf{Re}_{\infty} = \frac{V_{\infty} \cdot c}{\nu_{ar}}$$

Onde S_{tr} é o ponto adimensional onde ocorre a transição abrupta, e a constante $(\mathbf{Re}_{\Delta_2} \cdot \Delta T)_{S_{tr}}^{1,25}$ é avaliada no ponto S_{tr} . Admite-se que a função Δ_2 seja contínua no ponto de transição abrupta, ou seja, $\Delta_{2,lam} = \Delta_{2,turb}$.

No presente programa de simulação, pode-se escolher a avaliação dos parâmetros camada limite térmica turbulenta por meio da Analogia de Reynolds, das correlações de KUTATELADZE E LEONT'EV (1964) ou também as correlações de AMBROK (1957). Este último também desenvolveu a Primeira Lei da Termodinâmica na forma integral para a camada limite térmica turbulenta com um conjunto de hipóteses similar ao de KUTATELADZE E LEONT'EV (1964) obtendo as seguintes expressões:

$$\mathbf{St} = 0,0125 \cdot \mathbf{Re}_{\Delta_2}^{-0,25} \cdot \mathbf{Pr}^{-0,5} \quad (4.68)$$

A espessura de entalpia Δ_2 pode ser avaliada por:

$$\mathbf{Re}_{\Delta_2} = \frac{1}{\Delta T} \left[0,0156 \cdot \mathbf{Pr}^{-0,5} \cdot \mu_{ar}^{-1} \int_{S_{tr}}^S G_{\infty} \cdot \Delta T^{1,25} ds + (\mathbf{Re}_{\Delta_2} \cdot \Delta T)_{S_{tr}}^{1,25} \right]^{0,8} \quad (4.69)$$

As constantes das Eq. (4.67) e (4.69) diferem em menos de 10% quando $\mathbf{Pr} = 0,7$. A formulação opcional da Eq. (4.69) foi implementada neste trabalho para efeito de comparação, pois foi sugerida por vários autores, como KAYS e CRAWFORD (1993), SPALDING (1963), CEBECI e BRADSHAW (1994) e WHITE (1992). As

correlações de AMBROK (1957) também foram utilizadas em aplicações para simulação de sistemas antigelo, como por exemplo no programa **CANICE** (MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU, 1999a).

4.4.3 Transição Laminar-Turbulenta

A partir de estudos de SCHUBAUER e KLEBANOFF (1955) e de dados experimentais próprios, REYNOLDS, KAYS e KLINE (1957) sugeriram que a transferência de calor na região de transição do escoamento de camada limite laminar para turbulenta pode ser definida estatisticamente por:

$$q''(s) = [1 - \xi(s)] \cdot q''_{lam}(s) + \xi(s) \cdot \overline{q''}_{turb}(s, s_{tr}) \quad (4.70)$$

Onde o fluxo de calor na região da transição $q''(s)$, é uma combinação linear dos fluxos laminar e turbulento, sendo $\xi(s)$ a probabilidade da transição ocorrer antes do ponto s , $q''_{lam}(s)$ o fluxo de calor do escoamento laminar em s , $\overline{q''}_{turb}(s, s_{tr})$ o fluxo de calor médio turbulento na posição s e com a transição abrupta no ponto s_{tr} . Veja que as expressões de camada limite turbulenta, Eq. (4.71), (4.74) e (4.76), podem ser representadas em função de s e s_{tr} .

Adimensionalizando e desenvolvendo a equação acima para vários trechos:

- para $s < s_m - 2\overline{\sigma}$

$$\text{St}(s) = \text{St}_{lam}(\text{Re}_s) \quad (4.71)$$

- para $s_m - 2\overline{\sigma} < s < s_m$

$$\text{St}(s) = [1 - \xi(s)] \cdot \text{St}_{lam}(\text{Re}_s) + \xi(s) \cdot \text{St}_{turb}(\text{Re}_s, \text{Re}_{s_m} - \text{Re}_{2\overline{\sigma}}) \quad (4.72)$$

- para $s > s_m$

$$\text{St}(s) = [1 - \xi(s)] \cdot \text{St}_{lam}(\text{Re}_s) + \xi(s) \cdot \text{St}_{turb}(\text{Re}_s, \text{Re}_{s_m}) \quad (4.73)$$

Onde s_m é a posição média onde $\xi(s)=50\%$, $\overline{\sigma}$ é o desvio padrão relativo à s_m , $s_m - 2\overline{\sigma}$ é ponto onde $\xi(s)<3\%$, e:

$$\text{Re}_s = \frac{u_\infty \cdot s}{\nu_{ar}}, \quad \text{Re}_{s_m} = \frac{u_\infty \cdot s_m}{\nu_{ar}}, \quad \text{Re}_{\overline{\sigma}} = \frac{u_\infty \cdot \overline{\sigma}}{\nu_{ar}}$$

Da mesma maneira, o coeficiente de atrito $C_f(s)$, na transição pode ser calculado substituindo $\mathbf{St}(s)$ por $C_f(s)$ nas equações acima.

A função $\xi(s)$ é avaliada por uma Função Erro:

$$\xi(\mathbf{Re}_s) = \int_{-\infty}^{\mathbf{Re}_s} \frac{1}{\mathbf{Re}_{\bar{\sigma}} \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(\mathbf{Re}_s - \mathbf{Re}_{sm})^2}{2\mathbf{Re}_{\bar{\sigma}}^2}} d\mathbf{Re}_s \quad (4.74)$$

Onde $\mathbf{Re}_{s_m}$ é o número de Reynolds baseado na posição média s_m e $\mathbf{Re}_{\bar{\sigma}}$ é baseado no desvio padrão $\bar{\sigma}$.

O modelo de REYNOLDS, KAYS e KLINE (1957) foi adotado devido à simplicidade e sua adequação para a utilização com as equações da camada limite na forma integral. No entanto, existem outros modelos de transição que poderiam ser implementados como o originalmente desenvolvido por DHAWAN e NARASIMHA (1957) e aperfeiçoado por NARASIMHA (1985), que é muito utilizado em escoamentos sobre pás de turbinas, ou o de CHEN e THYSON (1971), que é sugerido por CEBECI e BRADSHAW (1994) para implementação em modelos de diferenças finitas.

A Eq. (4.74) requer a definição do local da posição média da transição e o respectivo desvio padrão. Estes valores podem ser definidos com auxílio de dados experimentais e experiência profissional, ou por meio de critérios que fixem os pontos de início e final da região de transição.

Segundo ABU-GHANNAM e SHAW (1980), os parâmetros mais importantes que afetam a transição laminar-turbulenta são: nível de turbulência no escoamento ao longe⁷ $\mathbf{Tu}$, gradiente de pressão, $\mathbf{Re}_{\infty}$, número de Mach $\mathbf{M}_{\infty}$, irradiação acústica, rugosidade superficial, temperatura de superfície, curvatura da superfície e a história de todos os parâmetros.

⁷ O nível de turbulência do escoamento ao longe do aerofólio (I) é definido como:

$$\mathbf{Tu} = \frac{\sqrt{\frac{1}{3}(\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2})}}{U} \times 100$$

Onde u', v', w' são as flutuações da velocidade ao longe $\vec{V}_{\infty}$

Para prever o ponto inicial da região de transição de um escoamento com gradiente de pressão e com intensidade de turbulência conhecida, ABU-GHANNAM e SHAW (1980) sugerem:

$$\mathbf{Re}_{\delta_2,i} = 163 + \exp\left[G(\lambda) - \frac{G(\lambda)}{6,91} \cdot \mathbf{Tu}\right] \quad (4.75)$$

$$G(\lambda) = \begin{cases} \lambda \leq 0 \Rightarrow 6,91 + 12,75 \cdot \lambda + 63,64 \cdot \lambda^2 \\ \lambda > 0 \Rightarrow 6,91 + 2,48 \cdot \lambda - 12,27 \cdot \lambda^2 \end{cases} \quad (4.76)$$

E para o final da região de transição os autores sugerem:

$$\mathbf{Re}_{\Delta s} = 16,8 \cdot \mathbf{Re}_{s,i}^{0,8} \quad (4.77)$$

$$\mathbf{Re}_{\delta_2,f} = 540 + 183,5 \cdot (\mathbf{Re}_{\Delta s} \cdot 10^{-5} - 1,5) \cdot (1 - 1,4 \cdot \lambda) \quad (4.78)$$

Onde $\mathbf{Re}_{\Delta s} = \mathbf{Re}_{s,f} - \mathbf{Re}_{s,i}$, é o número de Reynolds baseado na extensão da região de transição do escoamento da camada limite e λ é o parâmetro de gradiente de pressão dado pela Eq. (4.52).

Existem outras correlações e modelos na literatura aberta, principalmente para aplicações em perfis aerodinâmicos de turbinas e em asas de aeronaves. Pode-se citar, para futura referência do leitor, os trabalhos de MICHEL (1951, apud CEBECI e BRADSHAW, 1994), MAYLE (1991), GOVINDARAJAN e NARASHIMA (1999, 2000), JOHNSON e ERCAN (1999), SOLOMON, WALKER e GOSTELOW (1996). Apesar de não haver um consenso, sobre como prever o início e final da região de transição, as correlações de ABU-GHANNAM e SHAW (1980) são freqüentemente utilizadas por pesquisadores da área aerodinâmica de perfis de pás turbinas e de asas de aeronaves.

Contudo, é importante mencionar que nenhum dos trabalhos pesquisados sobre transição laminar-turbulenta considerou o problema do escoamento de ar sobre a superfície da água que, por sua vez, escorre sobre a superfície do aerofólio, nem a influência da incidência de gotículas de água na camada limite. Outros aspectos não abordados pelos estudos encontrados na literatura aberta foram os efeitos que a

variação de temperatura de superfície e o fluxo de evaporação podem causar no início da transição e no seu comprimento.

Implementou-se no programa de simulação uma opção para que a localização da transição possa ser imposta pelo usuário do programa por meio da definição do ponto médio da região de transição s_m , e seu respectivo desvio padrão $\bar{\sigma}$.

Capítulo 5

IMPLEMENTAÇÃO DO MODELO MATEMÁTICO

5.1 Métodos Numéricos

5.1.1 Superfície do Aerofólio e Filme de Água Líquida

As equações de conservação (Primeira Lei da Termodinâmica, Conservação da Massa e da Quantidade de Movimento) são resolvidas para volumes finitos na superfície do aerofólio e no filme de água líquida.

Por conveniência, estes elementos de volumes finitos têm as dimensões definidas pela malha computacional gerada para a resolução do escoamento potencial completo pelo programa pré-processador **ONERA2D** (GUFFOND e BRUNET, 1988) descrito no Cap. 3 do presente texto. Na Fig. 5.1 é apresentada uma ampliação da malha, na região do bordo de ataque do perfil NACA0012, utilizada nas simulações de escoamento realizadas neste trabalho. As coordenadas (X,Y) tem origem no zero geométrico do aerofólio e são independentes da superfície do aerofólio, e na Fig.5.1 estas coordenadas estão normalizadas pela corda c .

As distribuições T_p e T_{agua} são obtidas explicitamente, a partir do ponto de estagnação ($s=s_e$) até o bordo de fuga. Onde s é a coordenada curvilínea da superfície com início no zero geométrico do perfil $s=0$.

Figura 5.1: Ampliação da malha utilizada na resolução do escoamento em torno do perfil NACA0012 pelo *ONERA2D*.

Como as equações a serem resolvidas são parabólicas, ou seja, os valores das propriedades termodinâmicas a jusante dependem somente dos valores das propriedades à montante de cada volume finito, foi implementado um método iterativo de solução. Inicialmente admite-se uma distribuição de T_p , T_{agua} , e h_∞ . As novas estimativas para as temperaturas de cada elemento de volume finito da parede do aerofólio T_p e do filme de água T_{agua} são avaliadas por meio das Eq. (4.5) e (4.12). Estas estimativas são utilizadas na nova avaliação de h_∞ e na próxima iteração para a reavaliação de T_p e T_{agua} . A primeira estimativa para as distribuições de T_p , T_{agua} , e h_∞ é feita com base numa distribuição da temperatura da superfície sem considerar os efeitos da condução térmica ($k_p \approx 0$) e sem a presença de gotículas impingentes ($\dot{m}_{imp}''$). Por sua vez, a distribuição T_{seco} também é obtida iterativamente, e na sua primeira iteração admite-se uma estimativa de T_p , T_{agua} , e h_∞ baseadas em T_∞ .

Os valores de k_p e da espessura Δy da região aquecida e não aquecida são fornecidos por meio de um arquivo de dados de entrada. A condutibilidade

equivalente é avaliada como a média geométrica da condutibilidade de dois elementos de volumes finito vizinhos.

Para facilitar a solução das equações de conservação da massa e de quantidade de movimento para o filme de água, foi adotada a estratégia de solução no sentido do escoamento de água sobre a superfície do aerofólio partindo-se do ponto de estagnação ($s=s_e$). Neste local a vazão de "runback" que entra no volume finito é nula e a vazão de saída é determinada somente pela diferença entre a vazão em massa das gotículas que impingem sobre a superfície do aerofólio e a vazão da água evaporada. Como as equações do presente modelo são parabólicas, partindo-se da condição inicial no ponto de estagnação pode-se calcular todos os parâmetros do filme de água dos elementos de volumes finitos a jusante como: a vazão de runback $\dot{m}_{sai}$, velocidade média do filme V_m , espessura do filme de água δ_f , coeficiente de transferência de calor por convecção do filme para o aerofólio h_f . Os parâmetros do filme $\dot{m}_{sai}$, V_m , e δ_f são calculados respectivamente pelas Eq. (4.16), (4.34), (4.36) e, dependendo da opção escolhida o h_f pode ser calculado pelas Eq. (4.13) ou (4.14).

O cálculo de V_m , V_l e δ_f requer a avaliação da derivada parcial da pressão do escoamento externo $\partial p_\infty / \partial s$ em cada elemento de volume finito no sentido do escoamento externo. Esta avaliação é feita por diferenças finitas centradas, com um erro da ordem de $O(\Delta s^2)$.

Assim, o sistema formado pelas equações de conservação aplicadas nos elementos de volumes finitos na parede do aerofólio e no filme de água é resolvido ao longo do aerofólio no sentido do escoamento externo e do filme de água. Começando no ponto de estagnação ($s=s_e$), seguindo no extradorso até o bordo de fuga, e depois da estagnação ($s=s_e$), seguindo no intradorso, até o bordo de fuga.

5.1.2 Camada Limite do Escoamento Gasoso

Antes da solução das equações do modelo matemático, uma estimativa de camada limite dinâmica e térmica é feita admitindo-se que $T_{interface}$ seja proporcional

a T_∞ . Esta primeira estimativa de h_∞ é utilizada no cálculo iterativo da distribuição T_{seco} . Depois, a partir da distribuição final T_{seco} , o cálculo de h_∞ é melhorado. A distribuição final T_{seco} e h_∞ são usadas na primeira iteração da solução das equações de conservação, como descrito na seção anterior.

De forma semelhante às equações de conservação, as equações integrais da camada limite dinâmica e térmica são parabólicas e são resolvidas a partir do ponto de estagnação do aerofólio até o bordo de fuga acompanhando o sentido do escoamento externo.

O método dos trapézios é utilizado para a avaliação das integrais com a divisão do intervalo de integração em trechos não igualmente espaçados.

Os parâmetros de camada limite dinâmica e térmica são calculados no início de cada iteração global, ou seja, a cada nova solução da distribuição de T_{seco} , T_p ou T_{agua} . Assim estes parâmetros sempre são calculados com valores da iteração anterior da temperatura da interface com o ar.

O cálculo dos parâmetros da camada limite dinâmica e térmica requer a avaliação da derivada da velocidade do escoamento na borda da camada limite $\partial u_\infty(s)/\partial s$.

5.1.3 Transferência de Calor e Massa

Para contabilizar o efeito da evaporação na espessura da camada limite de entalpia Δ_2 e conseqüentemente no coeficiente h_∞ , são realizadas iterações locais em cada volume finito para corrigir o valor do fluxo de água evaporada $\dot{m}_{evap}''$ e do coeficiente h_∞ . A correção é feita por meio de T_{agua} da iteração local anterior, que gera uma nova estimativa para as propriedades termodinâmicas do volume finito. Este efeito é descrito pelas Eq. (4.17) e (4.24). A evaporação de água aumenta Δ_2 , o que causa uma diminuição no valor de h_∞ , provocando a diminuição do coeficiente de difusão de massa g_m e conseqüentemente do fluxo de evaporação de água $\dot{m}_{evap}''$, causando finalmente uma diminuição de Δ_2 . Porém, de forma acoplada, T_{agua}

aumenta quando h_∞ diminui, causando um aumento de $\dot{m}''_{evap}$. Para cada T_{agua} e T_{rec} existe pelo menos uma solução que satisfaz o compromisso entre os mecanismos de transferência de calor e massa.

Implementou-se um laço ("loop") no programa que determina esta solução para cada volume finito. O programa só prossegue para o elemento de volume finito a jusante depois de convergir a solução no atual.

Figura 5.2: Fluxograma básico do cálculo da transferência de calor e massa por convecção em torno do aerofólio

5.2 Convergência Numérica

O objetivo da verificação da convergência é de garantir que as equações de conservação sejam respeitadas e que a solução seja encontrada com um erro numérico aceitável para a aplicação.

Para isso o programa verifica a convergência das equações de conservação em dois pontos: primeiro localmente no volume finito para garantir que o erro na avaliação da transferência de calor e massa seja menor que um valor estabelecido, e segundo globalmente, após a solução de todos os volumes finitos para garantir que o resíduo total das equações de conservação fique dentro de limites considerados aceitáveis.

5.2.1 Relaxação

Para garantir a convergência e a adequada resolução da Primeira Lei da Termodinâmica no filme de água foi necessário adotar um fator de relaxação para a temperatura da água. Este fator é definido como:

$$T_{\text{água}}^{j,i} = R_x \cdot T_{\text{água}}^{*,j,i} + (1 - R_x) \cdot T_{\text{água}}^{j-1,i} \quad (5.3)$$

Onde R_x é o fator de relaxação, $T_{\text{água}}^{j,i}$ é o valor final da temperatura da água na iteração local j e no elemento de volume finito i ; $T_{\text{água}}^{*,j,i}$ é o valor intermediário da temperatura e que acabou de ser calculado a partir de $T_{\text{água}}^{j-1,i}$, que é o valor final da temperatura da iteração anterior.

A relaxação é necessária pois existem alguns fatores causando não-linearidades nas equações de conservação como, por exemplo: a variação das propriedades com a temperatura, a convecção de calor externa acoplada com a evaporação da água, as variações de temperatura de superfície do filme de água e do aerofólio. Em princípio pode-se fornecer qualquer valor para R_x , mas a solução pode ser menos precisa e as iterações mais instáveis se o valor não for suficientemente pequeno.

5.2.2 Critério de Convergência

As iterações locais são necessárias para que as equações de convecção de calor e massa sejam resolvidas acopladamente com um erro computacional satisfatório. Desse modo o critério de convergência local, que é aplicado em cada iteração local j e em cada elemento de volume finito i , é baseado no fluxo de calor que sai do elemento por convecção e é definido como um desvio relativo:

$$E^{j,i} = \left| \frac{\dot{Q}_{conv}^{j,i} - \dot{Q}_{conv}^{j-1,i}}{\dot{Q}_{conv}^{j-1,i}} \right| < E_{\max}^{j,i} \quad (5.4)$$

Onde $E^{j,i}$ é o desvio relativo entre a transferência de calor convectivo da iteração anterior, $\dot{Q}_{conv}^{j-1,i}$, e a da iteração atual, $\dot{Q}_{conv}^{j,i}$ na iteração local j e no elemento de volume finito i .

Quando a superfície estiver totalmente ou parcialmente molhada, a transferência de calor por convecção é dada por:

$$\dot{Q}_{conv}^{j,i} = h_{\infty}^{j,i} \cdot (T_{agua}^{j,i} - T_{rec}^{j,i}) \cdot F \cdot A \quad (5.5)$$

Onde $h_{\infty}^{j,i}$ é coeficiente de transferência de calor por convecção do aerofólio para o escoamento gasoso, $T_{agua}^{j,i}$ é a temperatura da superfície do filme de água, $T_{rec}^{j,i}$ é a temperatura de recuperação e A é a área do elemento de volume finito do filme de água que está exposta ao escoamento externo na iteração local j e no elemento i .

Se a superfície estiver seca, a convecção para o escoamento externo é dada por:

$$\dot{Q}_{conv}^{j,i} = h_{\infty}^{j,i} \cdot (T_p^{j,i} - T_{rec}^{j,i}) \cdot A \quad (5.6)$$

Onde $T_p^{j,i}$ é a temperatura da superfície do aerofólio e as outras variáveis são as mesmas da Eq. (5.5).

A escolha da transferência de calor por convecção como critério de convergência para as iterações locais é adequada pois reflete o efeito dos mecanismos de transferência de calor e de massa em $T_p^{j,i}$ e $h_{\infty}^{j,i}$ e vice-versa, que é ponderado pela área do elemento exposta ao escoamento externo de ar. Outro

critério, também válido para a verificação da convergência das iterações locais, poderia ser baseado na equação de conservação da massa, como por exemplo, a vazão de água de runback ou a de evaporação. Todavia, esse critério alternativo somente seria aplicável se o filme de água existisse em toda a extensão do aerofólio. Por esta razão adotou-se a transferência de calor por convecção como referência para a verificação da convergência.

Existem duas opções para controle da convergência das iterações locais no programa. O usuário pode fornecer o desvio relativo máximo $E_{\max}^{j,i}$, e o número máximo de iterações locais ITLMAX. Quando esse valor limite é atingido, o programa estima a solução para T_{agua} como o valor médio das duas últimas iterações e prossegue para a próxima célula. Essa opção do número máximo de iterações só é útil quando é preciso ter soluções rápidas e não é necessário ter muita precisão, como, por exemplo, em rodadas preliminares de análise de sensibilidade, neste caso o programa informa o valor do erro. Se o valor de ITLMAX for muito pequeno, a precisão dos resultados poderá ser insatisfatória.

Se o critério da Eq. (5.4) for satisfeito, o programa prossegue para a próxima célula a jusante, sendo $i+1$ no extradorso e $i-1$ no intradorso. Em caso contrário, o programa realiza a próxima iteração local $j+1$ no mesmo elemento de volume finito i .

Complementarmente, um critério para as iterações globais foi implementado para garantir a convergência do cálculo da condução de calor na parede do aerofólio. Esse critério é sempre verificado assim que uma estimativa para a solução das equações de conservação é completada, isto é, quando todas as iterações locais j para todos os elementos de volumes finitos i do perímetro do aerofólio foram realizadas.

O ponto de estagnação ($s=s_e$) foi escolhido arbitrariamente para a verificação do da convergência do fluxo de calor por condução no aerofólio.

O fluxo de calor que sai de uma célula j tem que, necessariamente, entrar na célula vizinha, não podendo haver nenhum tipo de perda de fluxo, ou sumidouro, neste processo. Partindo deste princípio, define-se fluxo de calor por condução através do ponto de estagnação, que fica localizado na fronteira entre os elementos de volumes finitos $i-1$ e i , como:

$$\dot{q}_{cond}^{''i,m} = -k_p \frac{dT_p^i}{ds} \quad (5.6)$$

A Eq. (5.6) na forma de volumes finitos é representada por:

$$\dot{q}_{cond}^{''i,m} \cong -k_{pw}^j \left[\frac{T_p^i - T_p^{i-1}}{\Delta s_w^i} \right] \quad (5.7)$$

Se aplicarmos a Eq. (5.7) ao ponto de estagnação $i=i_e$, então $\dot{q}_{cond}^{''i,m}$ é o fluxo de calor na iteração global m que passa pelo ponto de estagnação, k_{pw}^j a média geométrica da condutividade do material entre os centros dos elementos de volume finito i e $i-1$ que estão à distância Δs_w^i ; e $(T_p^i - T_p^{i-1})$ a diferença de temperatura da superfície do aerofólio entre os centros dos elementos.

A cada iteração global m , é verificado se o seguinte critério é satisfeito:

$$H^m = \left| \frac{\dot{q}_{cond}^{''i,m} - \dot{q}_{cond}^{''i,m-1}}{\dot{q}_{cond}^{''i,m-1}} \right| < H_{\max}^m \quad (5.8)$$

Onde H^m é o desvio relativo do fluxo de calor por condução através da estagnação $i=i_e$ entre duas iterações globais m e $m-1$.

Quando o critério da Eq. (5.8) for satisfeito, o programa encerra os cálculos e grava os resultados. Em caso negativo, o programa realiza mais uma iteração global $m+1$ das equações de conservação, começando novamente no ponto de estagnação.

De forma análoga às iterações locais, pode-se fornecer o desvio relativo máximo para o fluxo de calor por condução através do ponto de estagnação $H_{\max}^m$, e o número máximo de iterações globais ITGMAX. Quando este valor é atingido, o programa utiliza o valor médio $T_p^i = (T_p^i + T_p^{i-1})/2$ como estimativa e prossegue para a próxima iteração. Observe que também neste caso o valor limite ITGMAX serve para acelerar o processo de cálculo, no entanto se este valor não for alto suficiente o programa poderá fornecer uma solução com menor precisão. Se o erro não for aceitável é recomendado o aumento do valor de ITGMAX e a diminuição de $H_{\max}^m$.

A conservação de massa de água é verificada ao final das iterações globais, que ocorre quando o critério dado pela Eq. (5.8) é satisfeito. O programa fornece o total de vazão de água impingida, a vazão de água evaporada e a diferença é $\dot{m}_{sai}$, ou seja, a vazão de *runback* no último elemento de volume finito.

Se a temperatura T_{agua} for inferior ou igual à temperatura de congelamento, a $\dot{m}_{sai}$ é uma estimativa inicial de taxa de formação de gelo no elemento $\dot{m}_{gelo}$.

5.3 Estrutura do programa

O programa do modelo matemático é composto de três subprogramas:

- 1) **programa conversor**, que lê os resultados do pré-processador *ONERA2D* (GUFFOND e BRUNET, 1988), e gera os arquivos de dados para o programa principal e para o pós-processador gráfico;
- 2) **programa principal**, que executa a implementação numérica e grava arquivos resultados no formato texto para o pós-processador gráfico;
- 3) **pós-processador gráfico**, que apresenta os resultados ao usuário por meio de macros escritas para o programa *GNU PLOT* (WILLIAMS e KELLEY, 1998), que foi apresentado no Cap. 3 do presente texto.

A Fig. 5.3 representa o diagrama esquemático da estrutura do programa do modelo matemático.

No Apêndice II apresenta-se as listagens dos subprogramas (conversor, principal e macros do pós-processador) que fazem parte desta implementação, e os detalhes sobre as entradas, saídas e a função de cada um.

Figura 5.3: Estrutura do programa do modelo matemático para simulação do sistema antigelo de um aerofólio.

5.3.1 Fluxograma do Programa Principal

Apresenta-se nas Fig. 5.4 (a), (b), (c), (d) o diagrama de blocos do Programa Principal, que é uma implementação do modelo matemático desenvolvido no presente trabalho.

Figura 5.4(a): Diagrama de blocos do Programa Principal (1ª Parte).

Figura 5.4(b): Diagrama de blocos do Programa Principal (2ª Parte).

Figura 5.4(c): Diagrama de blocos do Programa Principal (3ª Parte).

Figura 5.4(d): Diagrama de blocos do Programa Principal (4ª Parte).

Capítulo 6

RESULTADOS E DISCUSSÃO

6.1 Introdução

Foram escolhidos dois trabalhos experimentais para a validação dos resultados do programa de simulação numérica desenvolvido nos capítulos anteriores: o de FRICK e MCCOLLOUGH (1942), que foi utilizado para a validação do coeficiente de transferência de calor por convecção entre o aerofólio e o escoamento de ar seco; e o de AL-KHALIL et al. (1997) para validação dos resultados da simulação térmica do sistema antigelo de um aerofólio no escoamento de ar com gotículas de água.

Os dois trabalhos acima referidos foram desenvolvidos com o objetivo de validar os trabalhos analíticos e de simulação na área de sistemas antigelo de asas de aeronaves, que é exatamente o mesmo objetivo deste presente trabalho.

6.2 Simulação Numérica da Convecção de Calor entre a Superfície do Aerofólio Aquecido e o Escoamento de Ar

FRICK e MCCOLLOUGH (1942) fizeram testes em túnel de vento para determinar a transferência de calor por convecção do escoamento de ar em torno de um aerofólio aquecido com lâmpadas elétricas. Os autores mediram diferença de temperatura ΔT , coeficiente de pressão C_p em vários pontos da superfície do perfil e a potência elétrica P_e dos compartimentos aquecidos.

Os testes foram realizados com um aerofólio de perfil do tipo NACA65₂016 de 2,1336 m (7 pés) de corda por 2,1336 m (7 pés) de envergadura, com vários números de Reynolds para o escoamento ao longe $\mathbf{Re}_\infty = V_\infty \cdot c / \nu_{ar}$, e dois ângulos de ataque α . P ABBOTT (1959) apresenta em detalhes a nomenclatura, as características geométricas e de desempenho dos perfis do tipo NACA.

O interior do corpo de teste não era maciço e tinha quatro compartimentos ao longo da corda, onde foram instaladas as lâmpadas elétricas para o aquecimento. Estes compartimentos internos foram isolados termicamente nas divisórias e a superfície interna do aerofólio foi tratada para ter alta absorção de radiação térmica.

A transferência de calor entre a superfície do aerofólio com perfil NACA65₂016 e o escoamento de ar foi simulada com o presente modelo para camada limite laminar e turbulenta. A Tab. 6.1 apresenta os dados de entrada para esta simulação, dados estes baseados nas condições dos teste relatados por FRICK e MCCOLLOUGH (1942). O número de Mach M_∞ e V_∞ foram calculados com propriedades termodinâmicas do ar adotando-se uma temperatura ambiente de 273,15 K (0 °C), uma vez que esta informação não foi fornecida na publicação daqueles autores.

TABELA 6.1 - CONDIÇÕES DE TESTE

Caso	Camada Limite	Posição da Transição [s/c]	Re_{∞}	V_{∞} [m/s]	M_{∞}	Dados do Compartimento 2		
						P_e [kW]	Área [m ²]	Fluxo de Calor [W/m ²]
1	Laminar	-	1,07E+07	66,8	0,2017	1,028	1,0652	965
2	Turbulenta	0,05	1,12E+07	69,6	0,2102	4,010	1,0652	3764

FONTE: FRICK e MCCOLLOUGH (1942)

Como pode ser notado na Tab. 6.1, os autores informaram somente a potência elétrica fornecida ao segundo compartimento, que se estendia da posição s de $0,146 \cdot c$ até $0,263 \cdot c$. As áreas dos compartimentos, apresentadas na Tab. 6.2, foram calculada com os dados publicados por aqueles autores.

TABELA 6.2 - COMPARTIMENTOS AQUECIDOS DO PERFIL NACA65₂016

Compartimento	Início [s/c]	Final [s/c]	Área [m ²]
4	-0,5270	-0,3930	0,6100
3	-0,3930	-0,2630	0,5918
2	-0,2630	-0,1460	0,5326
1	-0,1460	0,1460	1,3293
2	0,1460	0,2630	0,5326
3	0,2630	0,3930	0,5918
4	0,3930	0,5270	0,6100

FONTE: FRICK e MCCOLLOUGH (1942)

O trabalho de FRICK e MCCOLLOUGH (1942) não informou o comprimento nem a potência elétrica fornecida aos outros três compartimentos do aerofólio (1,3 e 4), tendo sido necessário medir os outros compartimentos por meio de uma fotografia constante da publicação, e admitir valores para potência elétrica compatíveis com a temperatura superficial publicada.

O perfil testado no túnel de vento por FRICK e MCCOLLOUGH (1942) tinha a região dos quatro compartimentos aquecidos, definidos de acordo com a Tab. 6.2, cobertos por uma chapa de alumínio, e a parte traseira não aquecida coberta por madeira laminada.

A representação aproximada do fluxo de calor é necessária para avaliar o coeficiente de transferência de calor por convecção h_{∞} por meio das expressões de AMBROK (1957) e KUTATELADZE e LEONT'EV (1964), que consideraram a variação de temperatura de superfície do aerofólio (não-isotérmica) no desenvolvimento das equações de camada limite térmica na forma integral. Todavia a avaliação de h_{∞} por meio da Analogia de Reynolds e da expressão de SMITH e SPALDING (1958) não requer uma distribuição precisa do fluxo de calor do sistema de aquecimento, pois foram desenvolvidas com a hipótese de superfície isotérmica e somente consideram efeito da variação das propriedades do ar com a temperatura. O procedimento analítico desenvolvido por FRICK e MCCOLLOUGH (1942) para avaliação de h_{∞} admite a hipótese de superfície isotérmica. Isto poderia explicar porque os autores não publicaram ou não mediram a distribuição de fluxo de calor nos outros três compartimentos (1, 3, e 4).

Considerando as condições de teste da Tab. 6.1 e a distribuição de temperaturas medida pelos autores citados, obtiveram-se os valores aproximados de fluxo de calor para os compartimentos 1, 3 e 4. Para esta avaliação dos fluxos de calor foi seguido um procedimento que pode ser resumido por: a) adotou-se fluxo de calor para os três compartimentos; b) calculou-se as temperaturas da superfície do aerofólio; c) comparou-se os resultados experimentais com os simulados para temperatura da superfície do aerofólio T_p ; d) ajustou-se os valores o fluxo de calor; e) repetiu-se o processo até que T_p calculado se aproximasse dos dados experimentais, resultando a distribuição final de h_{∞} e de fluxo de calor para os três compartimentos (1,3 e 4).

Este procedimento possibilitou o cálculo de uma distribuição aproximada de fluxo de calor de aquecimento e do h_{∞} por meio das equações não-isotérmicas, que consideram as variações da temperatura de superfície.

Iterativamente verificou-se também que a distribuição de h_{∞} obtida pelas expressões isotérmicas não variava significativamente, mesmo se fosse imposta uma variação significativa de fluxo de calor nos compartimentos 1, 3 e 4.

6.2.1 Escoamento Laminar

Os resultados da simulação numérica para o Caso 1 – Escoamento Laminar são apresentados a seguir e comparados com os resultados experimentais de FRICK e MCCOLLOUGH (1942).

Para que o escoamento fosse predominantemente laminar e representasse as condições de teste do Caso 1, impôs-se que a transição laminar-turbulenta ocorresse na posição $s/c=0,95$, ou seja, que ela ocorresse fora da região aquecida do aerofólio. A distribuição de C_p , apresentado na Fig. 6.1, é resultado da resolução do escoamento em torno do aerofólio pelo programa *ONERA2D*.

Figura 6.1: Distribuição de Coeficiente de Pressão C_p – Caso 1 – Escoamento Laminar – perfil NACA652016.

Foi calculada a distribuição de h_∞ (Fig. 6.2) por meio das expressões desenvolvidas por SMITH-SPALDING (1958) e por AMBROK (1957).

Figura 6.2: Distribuição de Coeficiente de Transferência de Calor por Convecção h_{∞} – Caso 1 – Escoamento Laminar – perfil NACA65₂016.

Admitiu-se que o fluxo de calor de aquecimento fosse constante em cada compartimento para a simulação do Caso 1 – Laminar (Fig. 6.3); entretanto, sabe-se que o fluxo de calor de aquecimento por radiação térmica (lâmpadas, paredes internas do compartimentos e outros pontos quentes) não é uniforme devido, por exemplo, à curvatura da superfície do aerofólio e aos fatores de forma associados às várias fontes, e que a parcela do fluxo de calor de aquecimento por convecção natural não é constante na área do compartimento devido, por exemplo, ao campo de velocidades no interior do compartimento não ser uniforme. Outros efeitos também precisariam ser considerados numa análise mais detalhada, como a condução térmica entre compartimentos ou as perdas de calor por radiação para o túnel de vento.

Figura 6.3: Distribuição de Fluxo de Calor de Aquecimento utilizado na simulação do Caso 1 – Escoamento Laminar – perfil NACA65₂016.

Figura 6.4: Distribuição de Temperaturas de Superfície - Caso 1 – Escoamento Laminar – perfil NACA65₂016.

6.2.2 *Escoamento Turbulento*

Os resultados da simulação numérica para o Caso 2 – Escoamento Turbulento são apresentados a seguir e comparados com os resultados experimentais de FRICK e MCCOLLOUGH (1942).

Para que o escoamento representasse as condições de teste do caso 2, impôs-se que o ponto médio s_m da transição laminar-turbulenta ocorresse na posição $s_m/c=0,05$ com desvio padrão $\bar{\sigma}/c=0,01$. FRICK e MCCOLLOUGH (1942) forçaram a transição ocorrer na posição $s/c=0,05$ durante o teste; no entanto a publicação não esclarece qual foi o método utilizado para forçar a transição do escoamento. Na Fig. 6.6, os resultados experimentais referem-se ao compartimento 2, uma vez que aqueles autores não apresentaram resultados para os demais compartimentos.

A distribuição de C_p , apresentada na Fig. 6.5, é resultado da resolução do escoamento em torno do aerofólio pelo programa **ONERA2D**. Foi calculada a distribuição de h_∞ (Fig. 6.6) por meio da *Analogia de Reynolds* e das expressões de camada limite integral desenvolvidas por KUTATELADZE e LEONTE'EV (1964).

Também foi utilizada a expressão de AMBROK (1957) para avaliação de h_∞ turbulento, porém os resultados não foram incluídos na Fig. 6.6, pois estavam muito próximos dos obtidos por meio das equações de KUTATELADZE e LEONTE'EV (1964).

As Fig. 6.7 e 6.8 apresentam respectivamente o fluxo de calor de aquecimento utilizado na simulação do Caso 2 e o resultados para as temperaturas de superfície.

Figura 6.5: Distribuição de Coeficiente de Pressão C_p – Caso 2 – Escoamento Turbulento – perfil NACA65₂016.

Figura 6.6: Distribuição de Coeficiente de Transferência de Calor por Convecção h_{∞} – Caso 2 – Escoamento Turbulento – perfil NACA65₂016.

Figura 6.7: Distribuição de Fluxo de Calor de Aquecimento utilizado na simulação do Caso 2 – Escoamento Turbulento – perfil NACA65₂016.

Figura 6.8: Distribuição de Temperaturas de Superfície - Caso 2 – Escoamento Turbulento – perfil NACA652016.

6.3 Simulação Numérica de um Sistema de Antigelo Eletrotérmico de um Aerofólio

AL KHALIL et al. (1997) realizaram testes no túnel de gelo do *GLENN RESEARCH CENTER* da *NASA*, localizado em Cleveland, Ohio, EUA, para validação do programa *ANTICE/LEWICE*, que os mesmos autores desenvolveram. Maiores detalhes sobre este conjunto de testes são apresentados na seção 3.2 do presente texto. Os autores apresentaram as medições de trinta corridas de testes experimentais e validaram os resultados de simulações numéricas em oito condições. Destes resultados, escolheram-se quatro casos representativos, e compatíveis com os objetivos do presente trabalho e que tivessem sido simulados numericamente pelos autores.

MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU (1999a, 1999b) também validaram o simulador *CANICE* com os dados experimentais e resultados numéricos de AL-KHALIL et al. (1997) para três casos.

TABELA 6.3 - CONFIGURAÇÃO DOS AQUECEDORES ELÉTRICOS

Região	s/c	
	início	fim
F	-0,1024	-0,0607
D	-0,0607	-0,0329
B	-0,0329	-0,0051
A	-0,0051	0,0157
C	0,0157	0,0435
E	0,0435	0,0713
G	0,0713	0,1129

FONTE: AL-KHALIL et al. (1997)

O perfil utilizado por AL-KHALIL et al. (1997) nos testes de túnel de gelo na *NASA* foi um NACA0012, com 0,9144 m (36 pol.) de corda e 1,8288 m (6 pés) de

envergadura. O bordo de ataque removível, que continha os aquecedores, tinha uma extensão de 0,254 m (10 pol.) e o corpo traseiro (“*afterbody*”) de madeira tinha uma extensão de 0,6604 m (26 pol.).

A Tab. 6.3 apresenta a localização dos aquecedores elétricos instalados no bordo de ataque do corpo de teste. O bordo de ataque do aerofólio foi dividido em regiões de aquecimento que vão do intradorso ao extradorso. Os seus limites são apresentados em coordenada absoluta s e normalizada pela corda s/c em relação à origem geométrica do perfil ($s=0$ é o primeiro ponto do bordo de ataque).

Foram escolhidos para comparação, os seguintes casos experimentais de AL-KHALIL et al. (1997): 22A, 35A, 67A, que foram definidos como evaporativos pelos autores, e o 22B que é um caso definido como molhado (“*running wet*”). A diferença entre estes casos é que nos casos evaporativos, o filme de água desaparece dentro da região aquecida, e nos molhados, o filme de água continua além da região aquecida. Apesar da denominação evaporativo dada para o caso 67A, os resultados experimentais indicam que este caso é, na realidade, parcialmente evaporativo, pois o filme desaparece antes do final da área aquecida no extradorso, mas o filme congela assim que escorre à jusante da região protegida no intradorso.

A Tab. 6.4 apresenta as condições experimentais para os testes realizados no túnel de gelo para cada caso. O presente modelo requer o conhecimento das informações de temperatura estática do escoamento ao longe T_∞ , número de Mach do escoamento ao longe M_∞ , ângulo de ataque α , diâmetro mediano volumétrico MVD , conteúdo de água líquida LWC e também o ponto de transição abrupta s_{tr}/c entre o escoamento laminar e o turbulento que foi estimado por AL-KHALIL et al. (1997).

TABELA 6.4 - CONDIÇÕES DE TESTE DO SISTEMA ANTIGELO

	Casos			
	22A	22B	35A	67A
V_{∞} [m/s]	44,69	44,69	44,69	89,39
T_{tot} [K]	266,5	266,5	255,4	255,4
T_{∞} [K]	265,5	265,5	254,4	251,4
M_{∞}	0,1368	0,1368	0,1398	0,2812
α	0°	0°	0°	0°
LWC [g/m ³]	0,78	0,78	0,78	0,55
MVD [μm]	20	20	20	20
s_{tr}/c^*	0,0556	0,0347	0,0556	0,0556

FONTE: AL-KHALIL et al. (1997)

NOTA: (*) Posição estimada pelos autores do ponto de transição do regime laminar para o turbulento.

No trabalho de AL-KHALIL et al. (1997), a estimativa do ponto de transição foi feita por meio da análise das medições experimentais do coeficiente de transferência de calor global U_{∞} ao invés de se basear em medição de instrumentação específica, ou ainda nos resultados experimentais do coeficiente de transferência de calor por convecção h_{∞} . Os autores não informam qual seria a estimativa para o comprimento da região de transição laminar-turbulenta obtida durante os testes. O coeficiente de transferência de calor global para o escoamento externo U_{∞} foi publicado por AL-KHALIL et al. (1997) apenas para os casos 22A e 22B. Por outro lado, MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU (1999a, 1999b) publicaram somente a validação de seus resultados numéricos para os casos 22A, 35A e 67A. Assim, apropriadamente, escolheu-se para a validação do presente modelo os casos 22A, 22B, 35A e 67A.

A Tab. 6.5 apresenta o fluxo de calor fornecido pelos aquecedores elétricos nas corridas experimentais de AL-KHALIL et al. (1997).

TABELA 6.5 - FLUXO DE CALOR DOS AQUECEDORES

	Casos			
	22A	22B	35A	67A
Região	[W/m ²]	[W/m ²]	[W/m ²]	[W/m ²]
F	9920	2635	12090	20150
D	10230	2945	11780	21700
B	32550	4030	34100	32550
A	46500	4805	46500	43400
C	18600	2945	23250	26350
E	6975	3410	6665	18600
G	10230	2325	12710	18600

FONTE: AL-KHALIL et al. (1997)

As Fig. 6.9 e 6.10 apresentam os resultados para o coeficiente de pressão C_p e para o coeficiente de coleta local $\beta(s)$ para o caso 22A obtidos por meio pré-processador *ONERA2D*. Os resultados dos casos 35A e 67A podem ser representados também pelas Fig. 6.9 e 6.10, pois a condição de voo é praticamente a mesma do caso 22A (aproximadamente o mesmo número de Mach M_∞ e mesmo ângulo de ataque).

Nas Fig. 6.11 e 6.12 são apresentados os resultados das distribuições de C_p e de $\beta(s)$ para o caso de teste 67A avaliadas por meio do *ONERA2D*. AL-KHALIL et al. (1997) não publicaram a distribuição de C_p avaliada com o programa *LEWICE/ANTICE* nem medidas experimentais.

Nas Fig. 6.10 e 6.12, pode-se notar que a curva de $\beta(s)$ prevista pelo *ONERA2D* baseada no diâmetro mediano volumétrico *MVD*, não tem um decaimento suave como a prevista pelo *LEWICE/ANTICE*, que é baseada numa distribuição de gotículas de água.

Figura 6.9: Coeficiente de Pressão C_p – Caso 22A – perfil NACA0012.

Figura 6.10: Coeficiente de coleta local $\beta(s)$ – Caso 22A – perfil NACA0012.

Figura 6.11: Coeficiente de Pressão C_p – Caso 67A – perfil NACA0012.

Figura 6.12: Coeficiente de coleta local $\beta(s)$ – Caso 67A – perfil NACA0012.

6.3.1 Caso Evaporativo 22A

O caso 22A foi simulado admitindo-se que a transição ocorresse na posição $s_m/c=0,08$ e com um desvio padrão $\bar{\sigma}/c=0,04$. Estes valores foram encontrados através de uma análise de sensibilidade dos resultados para a distribuição de U_∞ mostrada na Fig. 6.13. O filme de água líquida desapareceu na posição $s/c=0,0284$ no extradorso e em $s/c=-0,0284$ no intradorso. AL-KHALIL et al. (1997) estimaram que o ponto de transição abrupta se localiza na posição $s_{tr}/c=0,0556$, conforme apresentado na Tab. 6.4, por meio da análise dos dados experimentais, porém aqueles autores não publicaram nenhum resultado numérico para demonstrar a validade desta estimativa.

Figura 6.13: Distribuição de Coeficientes de Convecção h_∞ e global U_∞ em torno do Aerofólio – Caso 22A – perfil NACA0012.

Devido à falta de informação sobre as características geométricas do corpo traseiro de madeira e da sua interface com o aquecedor elétrico, foi admitido que sua

espessura seria de 20 mm e que cobrisse toda a região não aquecida. Esta hipótese foi estendida para os outros casos simulados.

Os modelos matemáticos utilizados no presente simulador foram: AMBROK (1957) para coeficiente de transferência de calor por convecção h_∞ do escoamento gasoso laminar em torno do aerofólio; KUTATELADZE e LEONT'EV (1964) para o coeficiente de transferência de calor por convecção h_∞ do escoamento gasoso turbulento em torno do aerofólio; SPALDING (1958) para a espessura de entalpia Δ_2 ; REYNOLDS, KAYS e KLINE(1957) para a região de transição, e a Analogia de Reynolds para o coeficiente de transferência de calor por convecção h_f do filme de água líquida sobre o aerofólio. Como estes modelos forneceram resultados com os menores desvios em relação aos dados experimentais, eles foram utilizados em todas as simulações dos casos seguintes (35A, 67A, 22B).

Figura 6.14: Distribuição de Fluxo de *Runback* e Impingido sobre o Aerofólio – Caso 22A – perfil NACA0012.

A Fig. 6.14 apresenta a comparação dos resultados para fluxo de água líquida, ou “*runback*”, avaliado com o presente modelo e os resultados numéricos de AL-KHALIL et al. (1997) avaliados com o programa **LEWICE/ANTICE**. AL-

KHALIL et al. (1997) não mediram nenhum parâmetro do filme de água líquida durante os testes experimentais.

Os resultados do presente modelo para a distribuição de temperatura da superfície sólida T_p são mostrados nas Fig. 6.15 e comparados aos resultados experimentais e numéricos de AL-KHALIL et al. (1997).

Na Fig. 6.16 e 6.17, é apresentada a comparação dos resultados do presente modelo com os resultados de MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU (1999a, 1999b), que simularam o caso 22A com os programas: *CANICE A*, que utiliza a distribuição de h_∞ experimental, *CANICE B*, que utiliza h_∞ avaliado por meio do método integral da camada limite, e *CANICE FD*, que avalia a camada limite térmica por meio de diferenças finitas.

Figura 6.15: Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio – Caso 22A – perfil NACA0012 – Comparação com *LEWICE/ANTICE*.

Figura 6.16: Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio – Caso 22A – perfil NACA0012 – Comparação com *CANICE A/B*.

Figura 6.17: Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio – Caso 22A – perfil NACA0012 – Comparação com *CANICE FD*.

Na Tab. 6.6 são apresentados os resultados da simulação obtidos com o presente modelo e os desvios em relação aos dados experimentais, que foram publicados por AL-KHALIL et al. (1997) para o caso 22A.

Para possibilitar a comparação adequada com os resultados experimentais para temperatura das regiões de aquecimento T_{exp} (Tab. 6.6) foi calculada a temperatura média de cada região de aquecimento T_{reg} e seu desvio em relação aos dados experimentais $\Delta T_{reg} = T_{reg} - T_{exp}$. A temperatura do ponto médio de cada região de aquecimento T_{int} foi obtida por meio de interpolação dos resultados numéricos nos dois elementos de volume finito vizinhos ao ponto médio. O desvio de T_{int} , em relação aos resultados experimentais apresentado na Tab. 6.6 é definido como: $\Delta T_{int} = T_{int} - T_{exp}$.

TABELA 6.6 - DESVIOS OBTIDOS PARA CASO 22A

Região	s/c	T_{exp} [°C]	T_{reg} [°C]	ΔT_{reg} [°C]	T_{int} [°C]	ΔT_{int} [°C]
F	-0,0815	69,4	69,9	0,4	67,7	-1,7
D	-0,0468	71,1	77,3	6,1	77,3	6,2
B	-0,0190	63,9	49,3	-14,6	45,4	-18,5
A	0,0053	47,2	48,0	0,8	49,4	2,2
C	0,0296	65,6	58,9	-6,7	48,7	-16,8
E	0,0574	72,2	64,1	-8,1	60,9	-11,3
G	0,0921	68,9	60,8	-8,1	61,4	-7,5

MILLER et al. (1997) desenvolveram o aparato experimental e estabeleceram as condições de teste para o túnel de gelo que gerou os resultados para a validação do *LEWICE/ANTICE* por AL-KHALIL et al. (1997). No trabalho de MILLER et al. (1997) foram avaliadas as incertezas experimentais associadas à medição de temperatura da superfície sólida do aerofólio T_p . Para um fluxo de calor de aquecimento elétrico de 7,7 kW, a incerteza na temperatura medida pelo termopar seria de $\pm 0,9$ °C; para 15,5 kW seria de $\pm 1,6$ °C; e para 23,3 kW seria de $\pm 2,4$ °C. Segundo os autores, a principal fonte de incerteza na medição de T_p foi atribuída à

precisão da posição do termopar, que está localizado no ponto médio de cada região de aquecimento, debaixo de uma proteção anti-abrasiva de aço inox e de aproximadamente 0,2 mm de espessura. Podem-se encontrar mais informações sobre o experimento e a configuração do corpo de teste na seção 3.2 do presente texto. Apesar de reconhecer que a incerteza na localização do sensor depende da posição na direção da corda e da envergadura, os autores avaliaram somente a incerteza na direção normal à superfície do aerofólio, ou seja, através da espessura do aquecedor elétrico, pois estavam particularmente interessados na simulação do funcionamento do sistema elétrico de aquecimento. No entanto a precisão da localização dos termopares na direção da corda do aerofólio é muito importante para a validação dos resultados do presente trabalho. Por meio de uma análise simples pode-se concluir que desvios significativos na medição da temperatura podem ser obtidos com pequenos desvios de posição do sensor. Por exemplo, se a imprecisão da localização do termopar no meio de uma região de aquecimento de 25,4 mm (1 pol) for de ± 4 mm, ou seja, em coordenada normalizada $s/c = \pm 0,5\%$, a variação de temperatura poderia ser de até ± 4 °C, para o caso 22A apresentados na Tab. 6.6. Como o termopar foi instalado na superfície inferior da chapa de aço inox que protege os aquecedores elétricos, a condução térmica nesta chapa tende a homogeneizar a medida de temperatura, o que resulta numa medida de temperatura média em torno do sensor ao invés de uma medida pontual e mais precisa, como seria requerida para a validação de um programa de simulação. Esta incerteza também não foi analisada por MILLER et al. (1997).

6.3.2 Caso Evaporativo 35A

O caso 35A foi simulado admitindo-se que o ponto médio da região de transição ocorreu na posição $s_m/c=0,082$ e com um desvio padrão $\bar{\sigma}/c=0,02$. Estes parâmetros da região de transição foram encontrados por meio de uma análise de sensibilidade dos resultados de T_p , que são apresentados na Fig. 6.19. O filme de água líquida desapareceu na posição $s/c=0,0347$ no extradorso e em $s/c=-0,0362$ no intradorso (Fig. 6.19). Como no caso 22A, AL-KHALIL et al. (1997) estimaram que a transição abrupta ocorreria em $s_{tr}/c=0,0556$, como apresentado na Tab. 6.4, porém não demonstraram a validade dessa estimativa com resultados numéricos de simulação ou medições experimentais.

Figura 6.18: Distribuição de Coeficientes de Convecção h_∞ e Global U_∞ em torno do Aerofólio – Caso 35A – perfil NACA0012.

Figura 6.19: Distribuição de Fluxo de *Runback* e Impingido sobre o Aerofólio – Caso 35A – perfil NACA0012.

Figura 6.20: Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio – Caso 35A – perfil NACA0012 – Comparação com *LEWICE/ANTICE*.

Figura 6.21: Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio – Caso 35A – perfil NACA0012 – Comparação com *CANICE A*.

TABELA6.6 - DESVIOS OBTIDOS PARA CASO 35A

Região	s/c	T_{exp} [°C]	T_{reg} [°C]	ΔT_{reg} [°C]	T_{int} [°C]	ΔT_{int} [°C]
F	-0,0815	65,6	77,8	12,3	69,8	4,2
D	-0,0468	67,8	78,2	10,4	82,2	14,5
B	-0,0190	62,2	43,6	-18,6	43,7	-18,6
A	0,0053	44,4	43,8	-0,6	44,4	-0,1
C	0,0296	66,1	50,6	-15,5	40,8	-25,3
E	0,0574	69,4	64,3	-5,1	60,5	-8,9
G	0,0921	65,0	61,3	-3,7	58,8	-6,2

6.3.3 Caso Parcialmente Evaporativo 67A

O caso 67A foi simulado admitindo-se que a transição ocorre na posição $s_m/c=0,14$ e com um desvio padrão $\bar{\sigma}/c=0,035$. Estes valores foram encontrados por meio de uma análise de sensibilidade dos resultados de T_p , que são mostrados na Fig. 6.24. Como nos casos 22A e 35A, AL-KHALIL et al. (1997) estimaram que a transição abrupta ocorreria em $s_{tr}/c=0,0556$, como apresentado na Tab. 6.4, porém não demonstraram a validade dessa estimativa com resultados numéricos de simulação ou com medições experimentais. Os resultados da simulação para o coeficiente de calor por convecção h_∞ e para o coeficiente global de transferência de calor U_∞ para o escoamento gasoso são mostrados na Fig. 6.22.

Houve congelamento na posição $s/c=0,1268$ no extradorso com uma taxa de congelamento inicial estimada de $0,442 \mu\text{g}/(\text{s.m})$, e em $s/c=-0,1108$ no intradorso com uma taxa de $0,779 \mu\text{g}/(\text{m.s})$. Estes valores são pequenos se comparados ao fluxo total de água impingida no aerofólio $\sum \dot{m}_{imp}=1,0 \text{ g}/(\text{s.m})$. A Fig. 6.23 apresenta os resultados para o fluxo de runback sobre o aerofólio comparados aos resultados numéricos de AL-KHALIL et al.(1997) avaliados com o programa **LEWICE/ANTICE**.

A localização pontos onde o filme de água líquida congelou no intradorso ($s/c=-0,1108$) e no extradorso ($s/c=0,1268$) está apresentada nas Fig. 6.24 e 6.25 juntamente com os resultados de distribuição de temperaturas de superfície.

Figura 6.22: Distribuição de Coeficientes de Convecção h_∞ e Global U_∞ em torno do Aerofólio – Caso 67A – perfil NACA0012.

Figura 6.23: Distribuição de Fluxo de Runback e Impingido sobre o Aerofólio – Caso 67A – perfil NACA0012.

Figura 6.24: Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio – Caso 67A – perfil NACA0012 – Comparação com *LEWICE/ANTICE*.

Figura 6.25: Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio – Caso 67A – perfil NACA0012 – Comparação com *CANICE*.

TABELA6.7 - DESVIOS OBTIDOS PARA CASO 67A

Região	<i>s/c</i>	T_{exp} [°C]	T_{reg} [°C]	ΔT_{reg} [°C]	T_{int} [°C]	ΔT_{int} [°C]
F	-0,0815	34,4	37,5	3,0	36,3	1,8
D	-0,0468	37,8	38,1	0,3	37,9	0,2
B	-0,0190	36,1	33,7	-2,4	33,5	-2,6
A	0,0053	32,8	33,3	0,5	33,6	0,8
C	0,0296	37,2	35,9	-1,3	35,5	-1,8
E	0,0574	38,3	37,2	-1,1	37,3	-1,1
G	0,0921	35,0	35,4	0,4	34,5	-0,5

6.3.4 Caso Molhado 22B

O caso 22B foi simulado admitindo-se que a transição ocorresse na posição $s_m/c=0,08$ e com um desvio padrão $\bar{\sigma}/c=0,04$. Estes valores são os mesmos do caso 22A, que tem as mesmas condições de teste exceto a distribuição para a potência elétrica dos aquecedores.

Apesar de AL-KHALIL ter informado a distribuição de U_∞ para o caso 22B, não foi possível reproduzir os resultados experimentais, mesmo com a variação dos parâmetros da região de transição s_m/c e $\bar{\sigma}/c$. A distribuição de temperaturas T_p (Fig. 6.28) não foi utilizada para encontrar os parâmetros da região de transição como feito nos casos 35A e 67A. Isso ocorre porque o presente modelo tem aplicação limitada em temperaturas próximas de 0 °C, devido a não consideração da entalpia de solidificação no processo de congelamento.

AL-KHALIL et al. (1997) estimaram que a transição abrupta ocorreria em $s_{tr}/c=0,0347$, como apresentado na Tab. 6.4, porém não demonstraram a validade dessa estimativa com resultados numéricos de simulação ou medições experimentais.

Houve congelamento na posição $s/c=0,1108$ no extradorso com uma taxa de congelamento inicial estimada de 0,201 g/(s.m), e em $s/c=-0,1108$ no intradorso com uma taxa de 0,205 g/(s.m). Estes valores são significativos se comparados ao fluxo total de água impingida no aerofólio $\sum \dot{m}_{imp}=0,502$ g/(s.m). A localização do término do filme de água líquida está apresentada na Fig. 6.28.

Figura 6.26: Distribuição de Coeficientes de Convecção h_∞ e Global U_∞ em torno do Aerofólio – Caso 22B – perfil NACA0012.

Figura 6.27: Distribuição de Fluxo de Runback e Impingido sobre o Aerofólio – Caso 22B – perfil NACA0012.

Figura 6.28: Distribuição de Temperaturas T_p – Caso 22B – perfil NACA0012.

TABELA6.7 – DESVIOS OBTIDOS PARA CASO 22B

Região	s/c	T_{exp} [°C]	T_{reg} [°C]	ΔT_{reg} [°C]	T_{int} [°C]	ΔT_{int} [°C]
F	-0,0815	4,4	3,9	-0,6	3,3	-1,2
D	-0,0468	4,4	5,8	1,4	5,8	1,4
B	-0,0190	4,4	5,1	0,7	5,0	0,5
A	0,0053	3,3	4,4	1,1	4,5	1,2
C	0,0296	4,4	4,8	0,3	4,6	0,2
E	0,0574	3,9	6,5	2,6	6,8	3,0
G	0,0921	3,3	2,4	-0,9	1,6	-1,7

6.4 Discussão dos Resultados

O modelo de convecção de calor entre a superfície do aerofólio aquecido e o escoamento de ar foi validado por meio dos resultados experimentais de FRICK e MCCOLLOUGH (1942) e os resultados foram apresentados na seção 6.2.

A Fig. 6.2 mostra que o presente modelo avaliou satisfatoriamente a distribuição do coeficiente de transferência de calor por convecção h_∞ para o escoamento laminar em torno do aerofólio NACA65₂016. As diferenças observadas entre a avaliação de h_∞ por meio das correlações SMITH e SPALDING (1958) e de AMBROK (1957) são pequenas e devem-se a influência da temperatura de superfície do aerofólio. A expressão de AMBROK (1957) não é restrita a superfícies isotérmicas como a de SMITH e SPALDING (1958). As diferenças entre as expressões é mais importante quando há uma variação grande do fluxo de calor dos aquecedores, como por exemplo, no final da região aquecida.

Nas Fig. 6.6 são apresentados os resultados para h_∞ turbulento avaliados por meio de Analogia de Reynolds e das expressões desenvolvidas por KUTATELADZE e LEONTE'EV (1964). Novamente verifica-se que as expressões quando comparadas entre si apresentam um desvio maior quando há uma grande variação de fluxo de calor do sistema de aquecimento. A Fig. 6.6 mostra que a Analogia de Reynolds superestima a distribuição de h_∞ , enquanto a expressão de KUTATELADZE e LEONTE'EV (1964) subestima a distribuição de h_∞ . Quando a Analogia de Reynolds é utilizada, a transição laminar-turbulenta de h_∞ tende a ser menos suave e apresentar um pico.

O valor de h_∞ na região sem aquecimento não é tão significativo quanto na região aquecida, pois sem aquecimento a temperatura da superfície tende a atingir o equilíbrio com o escoamento gasoso. Assim T_p tende à temperatura adiabática de recuperação, T_{rec} , e a diferença de temperatura, $\Delta T = T_p - T_{rec}$, tende a zero.

Para a simulação numérica de um sistema de antigelo eletrotérmico de um aerofólio, utilizaram-se as correlações de AMBROK (1957) para a camada limite térmica e as dadas por KUTATELADZE e LEONT'EV (1964) para a turbulenta. Em ambas as correlações a superfície não é considerada isotérmica. Esta decisão se deveu ao fato de que a distribuição de h_{∞} pode variar significativamente quando há diferenças de fluxo de calor de aquecimento ou de temperatura da superfície do aerofólio. SOGIN (1954), apesar de não dispor de expressões analíticas nem existirem recursos computacionais na sua época, foi um dos primeiros a verificar experimentalmente que os efeitos da variação de h_{∞} eram significativos e a recomendar que estes efeitos fossem considerados no projeto de sistemas antigelo.

Na avaliação do coeficiente de coleta local $\beta(s)$ para simular os casos experimentais de AL-KHALIL et al. (1997) (Fig. 6.10 e 6.12) verificou-se uma diferença entre a avaliação feita com o **ONERA2D** e aquela feita pelo programa **LEWICE/ANTICE** na região de limite de impingimento. A curva do **LEWICE/ANTICE** tem transição mais suave pois foi baseada numa distribuição de diâmetros de gotículas enquanto o pré-processador **ONERA2D** se baseia em *MVD*. A consequência desta diferença é que a quantidade de água líquida impingida total é menor para o presente modelo, o que resultará num fluxo de *runback* e comprimento da área molhada menores e, consequentemente, em temperaturas maiores na superfície do aerofólio nas regiões onde o filme de água líquida desaparece.

Para o caso evaporativo 22A, a distribuição de U_{∞} calculada pelo presente modelo concordou com os poucos dados experimentais disponíveis, como mostra a Fig. 6.13. O fluxo de *runback* indicado na Fig. 6.14 apresenta diferenças em relação aos resultados avaliados com o **LEWICE/ANTICE**, pois a distribuição de $\beta(s)$ é diferente (veja Fig. 6.8) e porque o presente modelo avalia o fluxo de evaporação de água pelas expressões desenvolvidas por SPALDING (1962) com correção de h_{∞} . O programa **LEWICE/ANTICE** utiliza a Lei de Fick com a Analogia de Chilton-Colburn sem correção de h_{∞} . A Fig. 6.15 mostra que a temperatura da superfície sólida é mais alta do que a calculada pelo **LEWICE/ANTICE** e tem um desvio

pequeno em relação aos dados experimentais na região molhada pelo filme de água líquida. Como a distribuição de T_p avaliada com o presente modelo é mais alta na região do filme de água líquida, a tendência é que haja maior fluxo de evaporação e, por consequência, um menor fluxo de *runback*. Ainda na Fig. 6.15 podemos observar que o presente modelo apresentou picos de temperatura maiores do que os calculados pelo **LEWICE/ANTICE**, que ser podem atribuídos à discretização mais grosseira do presente modelo ou ao fato que filme desapareceu em um ponto mais a montante, como pode ser visto na Fig. 6.14 .

AL-KHALIL et al. (1997) mencionou que foi utilizada a distribuição de h_∞ . experimental para a região laminar, todavia, não há nenhuma referência em relação à região de transição e à turbulenta.

Adicionalmente, os resultados para T_p do presente modelo foram comparados com os resultados numéricos do programa **CANICE** (MORENCY, TEZOK e PARASCHIVIOU, 1999a, 1999b) para o caso 22A, como pode ser visto nas Fig. 6.16 e 6.17. Esses autores testaram três versões do programa, que são: **CANICE A**, que utilizou as distribuições de $\beta(s)$ e de U_∞ fornecidas por AL-KHALIL et al. (1997) em conjunto com o método integral para a avaliação dos parâmetros de camada limite (Fig. 6.16); **CANICE B**, que utilizou a distribuição de $\beta(s)$ fornecida por AL-KHALIL et al. (1997) e o método integral para a avaliação dos parâmetros de camada limite com transição abrupta (Fig. 6.17); e **CANICE FD** que utilizou a distribuição de $\beta(s)$ fornecida por AL-KHALIL et al. (1997) e um método de diferenças finitas para o cálculo dos parâmetros da camada limite, que continha um modelo de intermitência para a região de transição laminar-turbulenta. Como pode ser verificado na Fig. 6.16, o presente modelo apresentou resultados muito próximos aos resultados obtidos com o **CANICE A**, enquanto o **CANICE B** apresentou grandes desvios em relação aos dados experimentais e aos resultados do presente modelo. Os resultados do **CANICE B** mostrados na Fig. 6.16, demonstram que a transição abrupta é inadequada para prever a transição laminar-turbulenta de h_∞ . Comparando os resultados do presente modelo com os do **CANICE FD** na Fig. 6.17, pode-se notar que os programas apresentaram praticamente o mesmo desvio em

relação aos dados experimentais, com exceção de um ponto no extradorso do aerofólio. As diferenças na forma das curvas de temperatura de superfície podem ser atribuídas à distribuição de $\beta(s)$ utilizada pelo presente modelo, pois o **CANICE FD** considerou a mesma curva publicada por AL-KHALIL et al. (1997), e a discretização mais fina da malha utilizada no cálculo de diferenças finitas do **CANICE FD**. Um dos pontos comuns entre o presente modelo e o **CANICE FD** é que ambos adotam modelos para a região de transição laminar-turbulenta.

Para o caso de teste 35A, a Fig. 6.18 só apresenta resultados do presente modelo porque AL-KHALIL et al. (1997) não forneceram a distribuição de U_∞ . As Fig. 6.19, 6.20 e 6.21 apresentam as desvios semelhantes aos do caso 22A, que já foram discutidos anteriormente.

Nota-se que o ponto médio da transição s_m/c é praticamente o mesmo para os casos 22A e 35A (diferença de 0,002), no entanto, o desvio padrão da região de transição $\bar{\sigma}/c$ para o caso 35A é metade do valor para o 22A. O início da transição $s_i/c = s_m/c - 2 \cdot \bar{\sigma}/c$, segundo as previsões do presente modelo, ocorre na posição $s_i/c=0$ para o caso 22A e $s_i/c=0,042$ para o 35A. A região de transição tem um comprimento de $\Delta s/c = 4 \cdot \bar{\sigma}/c = 0,16$ para o 22A e $\Delta s/c = 0,08$ para o 35A.

As diferenças entre as condições de teste do 35A para o 22A são: a temperatura do escoamento ao longe T_∞ e a distribuição de fluxo de calor de aquecimento, como apresentado nas Tab. 6.4 e 6.5.

TABELA 6.8 – TRANSIÇÃO LAMINAR-TUBULENTA – CASOS 22A, 35A

Caso de Teste	22A	35A
Re_{δ_2} na posição s_i	18	167
Re_{δ_2} na posição s_m	272	275
Re_{Δ_2} na posição s_i	38	316
Re_{Δ_2} na posição s_m	478	472

A partir dos resultados de temperatura de superfície do aerofólio e de coeficiente global de transferência de calor, foram determinados os parâmetros da região de transição (s_m/c , $\overline{\sigma}/c$), e consequentemente os números de Reynolds ($\mathbf{Re}_{\delta_2}$ e $\mathbf{Re}_{\Delta_2}$) avaliados na posição inicial s_i e na posição média s_m da região de transição, mostrados na Tab. 6.8.

Verifica-se pela Tab. 6.8 que o início da transição para o caso 22A ocorreu em números de Reynolds baixos ($\mathbf{Re}_{\delta_2}=18$), bem menores que para o caso 35A ($\mathbf{Re}_{\delta_2}=167$). Esse resultado sugere que deve ter ocorrido algum tipo de perturbação no caso teste 22A, causando o início da transição em posição mais a montante que no 35A. As causas da transição mais a montante podem ser devidas a perturbações geradas pelo efeito do nível de turbulência ao longe, rugosidade da superfície, variação de temperatura da superfície, fluxo de calor e massa devido à evaporação ou de algum evento externo que causou uma perturbação durante o teste do caso 22A.

Com base em medições experimentais, SOGIN (1954) concluiu que não é raro que a posição do início da transição entre o escoamento laminar e o turbulento ocorra no ponto de estagnação ou nos limites da região de impingimento de gotículas. Segundo o mesmo autor, a presença de altas velocidades, rugosidades, áreas aquecidas, evaporação, nível de turbulência no escoamento ao longe, impingimento de gotículas de água, perturbações externas e gradiente de pressão adverso causam a ocorrência da transição do escoamento laminar para o turbulento nas regiões mais a montante, ou seja, levam s_i/c a ocorrer numa posição mais próxima do ponto de estagnação.

Os resultados do presente modelo são compatíveis com as conclusões de SOGIN(1954), pois o presente modelo estimou que a posição inicial da transição laminar-turbulenta para o caso 22A ocorreu no ponto de estagnação $s_i/c=0$ (quando $\alpha=0^\circ$ o ponto de estagnação se localiza na origem geométrica do perfil $s_e=0$). O presente modelo também estimou que a posição $s_i/c = 0,042$ de início da transição laminar-turbulenta para o caso 35A ocorreu na região de limite de impingimento, que

é situada entre $s/c=0,035$ e $0,05$ segundo as estimativas dos programas **LEWICE** e **ONERA2D**.

Para prever os parâmetros da região de transição da camada limite laminar para a turbulenta (s_m/c , $\bar{\sigma}/c$) foram implementadas as correlações de ABU-GHANNAM e SHAW (1980), que possuem uma vantagem que é dispensar o processo iterativo para a avaliação dos parâmetros da região de transição à partir dos resultados de temperaturas de superfície, como foi feito para a obtenção dos resultados na seção 6.3.

As correlações de ABU-GHANNAM e SHAW (1980) apresentaram resultados com desvios significativos na região seca do aerofólio, como pode ser observado nas Fig. 6.29 e 6.30, por isso recomenda-se que sejam utilizadas somente numa primeira estimativa. Estas correlações aplicadas aos casos 22A e 35A previram o início da transição mais a jusante e com comprimento da região de transição mais curto do aqueles valores de s_m/c e $\bar{\sigma}/c$ utilizados nas simulações apresentadas na seção 6.3, que foram encontrados iterativamente à partir da comparação dos resultados de temperatura de superfície do presente modelo com os resultados experimentais de AL-KHALIL et al. (1997). Nas simulações apresentadas nas Fig. 7.1 e 7.2, admitiu-se um nível elevado de turbulência do escoamento ao longe e igual à 5%, uma vez que no túnel de gelo a turbulência foi relatada como alta (AL-KHALIL et al., 1997).

A aplicação limitada das correlações para previsão dos parâmetros da região de transição pode ser explicada porque essas somente consideram o gradiente de pressão do escoamento sobre o aerofólio e nível de turbulência do escoamento ao longe Tu , como definido no Cap. 4.

Figura 6.29: Distribuição de Temperaturas T_p - Caso 22A – perfil NACA0012 – Previsão de Transição por ABU-GHANNAM e SHAW (1980).

Figura 6.30: Distribuição de Temperaturas T_p – Caso 35A– perfil NACA0012 – Previsão de Transição por ABU-GHANNAM e SHAW (1980).

Outros efeitos que afetam a transição, porém estão presentes nos problemas de sistema antigelo, foram desconsiderados no desenvolvimento das correlações de ABU-GHANNAM e SHAW (1980), porque foram desenvolvidas para escoamento de ar seco sobre aerofólios ou pás de turbinas.

Os resultados do presente modelo para o caso parcialmente evaporativo 67A são mostrados nas Fig. 6.22, 6.23 e 6.24. Foi obtida uma concordância satisfatória do presente modelo com os resultados do *LEWICE/ANTICE* para o fluxo de *runback*, apresentado na Fig. 6.22. Novamente, precisamos considerar que o coeficiente de coleta local utilizado pelo presente modelo tem desvios em relação ao avaliado pelo *LEWICE/ANTICE* e que o modo de avaliação do fluxo de evaporação é diferente entre os dois programas. Outra explicação para diferença no fluxo de *runback* obtida por meio do presente modelo é que a distribuição de T_p é mais alta na região do filme de água líquida para o presente modelo. A Fig. 6.24 mostra que a distribuição de T_p avaliada pelo presente modelo teve menores desvios em relação aos dados experimentais e forneceu resultados mais precisos do que o *LEWICE/ANTICE*. A diferença de temperaturas T_p entre os simuladores nas vizinhanças do final da região aquecida pode ser atribuída ao efeito da entalpia de solidificação, que não é considerado no presente modelo, que é proporcional a maior quantidade de água congelada prevista por AL-KHALIL et al. (1997) por meio do *LEWICE/ANTICE*.

Segundo a avaliação do presente modelo, a transição para o caso 67A seria descrita por meio dos seguintes parâmetros: $s_m/c=0,14$ e $\bar{\sigma}/c=0,035$. Se compararmos as condições de teste do caso 67A com o do 35A, podemos notar que a distribuição de T_p não tem variações bruscas e tem um valor médio mais baixo que no caso 22A. A quantidade de água líquida impingente total para o caso 35A é maior e o aquecimento é praticamente o mesmo do caso 22A nas regiões A,B e C, como mostram as Tab. 6.4 e 6.5. Como já mencionado no Cap. 4, a previsão da posição que ocorre o congelamento pelo presente modelo é conservadora (à favor da segurança), como se pode observar na Fig. 6.23, pois o término do filme de água líquida ocorre numa posição mais a montante do que o previsto pelo *LEWICE/ANTICE*, que considera o efeito da entalpia de solidificação.

O caso de teste 22B possui todas as condições experimentais iguais às do 22A, exceto que o fluxo de calor dos aquecedores é menor, e por consequência, o fluxo de *runback* é maior. Na Fig. 6.26 pode-se notar que a distribuição de U_∞ avaliada pelo presente modelo apresentou um desvio significativo em relação aos

dados experimentais, apesar de ter sido feita uma análise de sensibilidade, variando-se os parâmetros da região de transição. Sugere-se que estes desvios possam ser atribuídos a uma diferença na avaliação de U_∞ , pois AL-KHALIL et al. (1997) não descreveu como este coeficiente foi avaliado a partir dos dados experimentais.

O fluxo de *runback* avaliado pelo presente modelo apresentou resultados satisfatórios como pode ser observado na Fig. 6.27 e, novamente, verificou-se que a previsão do ponto de congelamento é conservadora (a favor da segurança), pois ocorre mais a montante do que o previsto pelo *LEWICE/ANTICE*, que considera os efeitos da entalpia de solidificação.

Os desvios obtidos na distribuição de T_p entre o presente modelo e os dados experimentais são considerados aceitáveis, pois estão dentro da margem de incerteza das medições dos termopares. No entanto, pode-se notar na Fig. 6.28 que há um desvio mais significativo entre as previsões do *LEWICE/ANTICE* e do presente modelo nas vizinhanças do ponto onde T_p atinge o ponto de solidificação da água 0°C. Isso pode ser atribuído aos efeitos da entalpia de solidificação, que tendem a aquecer a água líquida nos elementos de volume finito que tenham temperaturas muito próximas a 0°C, porque a entalpia de solidificação liberada no congelamento de uma fração da água (proporcional à fração de congelamento n_f) aquece a fração de água líquida restante (proporcional a $1-n_f$) daquele mesmo elemento de volume finito.

O caso de teste 22B sofre influência da liberação da entalpia de solidificação e como o presente modelo não avalia este efeito, adotou-se na simulação os mesmos parâmetros da região de transição do caso 22A, ou seja, $s_m/c=0,08$ e $\bar{\sigma}/c=0,04$.

A determinação dos parâmetros da região de transição só poderiam ser previstos com melhor precisão se o presente modelo fosse capaz de avaliar adequadamente a distribuição de T_p na faixa de temperaturas do caso 22B (próximas a 0 °C), pois o presente modelo não considera os efeitos da entalpia de solidificação na Primeira Lei da Termodinâmica aplicada ao filme de água líquida.

Já que o caso de teste 22A difere do 22B somente em relação ao fluxo de calor do aquecimento e a quantidade de *runback* sobre o aerofólio, pode-se admitir

que os parâmetros da região de transição do 22A sejam uma estimativa razoável para a transição laminar-turbulenta da camada limite do caso 22B.

O efeito da variação da posição da transição na simulação do caso 22B pode ser observado comparando as Fig. 6.31 e 6.32 com as Fig. 6.26 e 6.28. As Fig. 6.31 e 6.32 apresentam os resultados do presente modelo considerando a posição da região de transição para o caso 22B sejam dadas por $s_m/c=0,05$ e $\bar{\sigma}/c=0,025$.

Os resultados para U_∞ (Fig. 6.31) apresentaram desvios um pouco menores em relação aos dados experimentais do que a simulação apresentada na Fig. 6.26, onde a posição da transição é dada por $s_m/c=0,08$ e $\bar{\sigma}/c=0,04$.

Figura 6.31: Coeficiente de convecção h_∞ e coeficiente global U_∞ – Caso 22B – perfil NACA0012 – Avaliação da variação dos parâmetros da região de transição.

Já os resultados para a temperatura da superfície sólida T_p (Fig. 6.32) melhoraram na região do filme de água líquida e pioraram, em relação à Fig. 6.26, na região onde o filme de água líquida não existe e T_p se aproxima de 0 °C.

A alteração da posição da transição não afetou o fluxo de *runback* e o ponto onde o filme de água líquida congelou no extradorso e no intradorso, o que

demonstra a insensibilidade dos resultados globais para o caso 22B em relação à posição da região de transição da camada limite laminar para a turbulenta. Em parte, essa invariância dos resultados globais pode ser atribuída a uma diferença não significativa na quantidade de energia total, mesmo que as diferenças de temperatura da parede T_p entre os valores experimentais e a presente simulação sejam significativos (da ordem de 4 °C).

Figura 6.32: Distribuição de Temperaturas T_p – Caso 22B– perfil NACA0012 – Avaliação da variação dos parâmetros da região de transição.

Pode-se notar que apesar dos coeficientes de transferência de calor avaliados pelo presente modelo, apresentados nas Fig. 6.26 e 6.31, serem diferentes, as temperaturas apresentadas nas Fig. 6.28 e 6.32 são aproximadamente as mesmas para a região molhada pelo filme de água líquida, estando ambas dentro da incerteza das medidas experimentais. Para casos com condições parecidas ao 22B, nos quais a temperatura da superfície do aerofólio está próxima do equilíbrio, isto é, $\Delta T = T_p - T_{rec}$ é pequena ou tende a zero, uma variação de h_∞ não causará uma mudança grande, em termos absolutos, no fluxo de calor de convecção. Ao mesmo tempo, o fluxo de evaporação se torna menos significativo para temperaturas perto de 0 °C, o que

aumenta ainda mais a insensibilidade dos resultados em relação ao coeficiente de convecção, pois a parcela de transferência de calor e massa será menos significativo no equacionamento da Primeira Lei da Termodinâmica. Esses fatores podem explicar porque os simuladores numéricos para previsão de formação de gelo, que foram apresentados no Cap. 2, como o *ONERA2D*, *LEWICE* e *TRAJICE*, obtêm resultados satisfatórios mesmo utilizando o modelo de transição abrupta entre a camada limite laminar e turbulenta, que gera uma variação significativa de h_∞ . Como os casos de formação de gelo apresentam temperaturas de superfície próximas do equilíbrio termodinâmico com o escoamento ao longe e em torno de 0 °C, os resultados são menos sensíveis (mais robustos) em relação a variações de h_∞ .

A insensibilidade dos resultados globais (fluxo de *runback*, comprimento do filme, posição do congelamento do filme de água líquida) à posição da transição entre o escoamento laminar e o turbulento quando o aerofólio tem grande extensão molhada (como nos casos 22B e 67A) foi observada por SOGIN(1954), que concluiu que a determinação da posição da transição não é tão importante quanto nos casos totalmente evaporativos (como nos casos 22A, 35A).

O caso 22B foi simulado utilizando as correlações de ABU-GHANNAM e SHAW (1980) para prever os parâmetros da região de transição da camada limite laminar para a turbulenta (s_m/c , $\bar{\sigma}/c$). O objetivo desta simulação era de complementar o estudo da variação da posição da transição para o caso 22B com o uso de uma correlação da literatura aberta para poder comparar com os resultados obtidos anteriormente para o mesmo caso experimental, mostrados nas Fig. 6.26, 6.28, 6.31, 6.32.

Figura 6.33: Distribuição de coeficiente de convecção h_∞ e coeficiente global U_∞ - Caso 22B – perfil NACA0012 – Previsão de Transição por ABU-GHANNAM e SHAW (1980).

Figura 6.34: Distribuição de *runback* - Caso 22B – perfil NACA0012 – Previsão de Transição por ABU-GHANNAM e SHAW (1980).

Figura 6.35: Distribuição de Temperaturas T_p - Caso 22B – perfil NACA0012 – Previsão de Transição por ABU-GHANNAM e SHAW (1980).

Os resultados do presente modelo foram verificados para a convecção, Fig. 6.33; para distribuição de *runback*, Fig. 6.34; e para a distribuição de temperaturas, Fig. 6.35, com a utilização das correlações de ABU-GHANNAM e SHAW (1980) com $Tu=5\%$. Os parâmetros previstos para a região de transição foram $s_m/c=0,0895$ e $\bar{\sigma}/c=0,0232$. O filme de água líquida congelou na mesma posição no intradorso $s/c=-0,1108$ e extradorso $s/c=0,1269$ e a taxa inicial de congelamento calculada foi de $0,202 \text{ g/(s.m)}$ no extradorso e $0,205 \text{ g/(s.m)}$ no intradorso. Nota-se que os valores da taxa de congelamento e a localização do ponto de congelamento são aproximadamente iguais àquelas anteriormente determinadas para o caso 22B, que utilizaram parâmetros da região de transição estimados de forma iterativa com base nos resultados de temperatura da parede do aerofólio.

As diferenças entre as temperaturas de superfície previstas pelo presente modelo utilizando as correlações de ABU-GHANNAM e SHAW (1980) e os resultados experimentais são menores na situação da Fig. 6.35 (caso 22B) quando comparadas com aquelas das Fig. 6.29 e 6.30 (casos 22A e 35A, respectivamente).

Apesar das temperaturas também terem sido superestimadas na Fig. 6.35, o desvio máximo em relação aos dados experimentais é da ordem de 4 °C. Comparando-se os resultados as simulações para o caso 22B, mostradas nas Fig. 6.26, 6.31 e 6.33, observam-se variações significativas de h_{∞} , porém não se verifica a mesma sensibilidade nos resultados de T_p (Fig. 6.28, 6.32 e 6.35) em relação aos parâmetros de transição, como observada nos resultados das simulações dos casos 22A, 35A e 67A.

Logo, pode-se considerar válida a hipótese de que os parâmetros de transição do caso 22A podem ser utilizados como estimativa para o caso 22B na simulação com o presente modelo, que não considera o efeito da entalpia de solidificação no equacionamento da Primeira Lei da Termodinâmica.

Capítulo 7

CONCLUSÃO E RECOMENDAÇÕES PARA TRABALHOS POSTERIORES

7.1 Conclusões

Na simulação térmica de sistemas de antigelo de um aerofólio foram considerados os efeitos do escoamento do filme líquido de água, da transferência de calor e de massa devido à evaporação, da transferência de calor por convecção para o escoamento gasoso, da transição laminar-turbulenta da camada limite dinâmica e térmica, do impingimento de gotículas de água, da condução térmica na parede do aerofólio.

O presente modelo foi implementado com sucesso e os resultados obtidos foram considerados satisfatórios, tendo sido atingidos todos os objetivos pretendidos, conforme descrito na seção 1.5.

A partir de um pré-processamento do escoamento sobre um aerofólio e avaliação do coeficiente de coleta local das gotículas de água, o presente modelo é capaz de prever parâmetros do funcionamento de um sistema antigelo de um aerofólio (temperatura de superfície, fluxo de *runback* e coeficiente de transferência de calor por convecção) nas condições definidas pelo caso-padrão com desvios aceitáveis em relação aos dados experimentais.

Implementou-se a modelagem matemática desenvolvida por MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU (1999a) para a equação de conservação de quantidade de movimento para o filme de água líquida. O coeficiente de transferência de calor

por convecção da superfície do aerofólio para o filme de água líquida h_f foi determinado por meio da Analogia de Reynolds.

Os efeitos da evaporação e da convecção de calor para o escoamento gasoso foram avaliados de forma acoplada por meio das expressões desenvolvidas por SPALDING (1962). As temperaturas da superfície sólida do aerofólio na região molhada pelo filme de água líquida apresentaram desvios pequenos em relação aos dados experimentais e melhores do que os publicados na literatura aberta (como ficou claro para o caso 67A publicado por ALKHALIL et al., 1997).

Na literatura pesquisada sobre modelagem de sistemas antigelo, a transferência de calor por convecção geralmente é modelada matematicamente por meio de expressões desenvolvidas para superfícies isotérmicas em conjunto com a Analogia de Reynolds. A única exceção encontrada foi MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU (1999a) que utilizaram a expressão de AMBROK (1957) para avaliação do número de Stanton St turbulento para uma superfície não-isotérmica, porém com transição abrupta entre o regime laminar e o turbulento. As expressões para cálculo de h_∞ sobre superfícies isotérmicas para o regime laminar (SMITH e SPALDING, 1958) e regime turbulento (obtida pela aplicação da Analogia de Reynolds) foram testadas durante o desenvolvimento do presente trabalho e apresentaram desvios significativos dos resultados com relação as medições experimentais de temperatura de superfície. Logo, no presente modelo foram implementadas expressões para avaliação de parâmetros da camada limite térmica laminar e turbulenta que consideram superfícies não-isotérmicas, como as desenvolvidas por AMBROK (1957) e KUTATELADZE e LEONT'EV (1962). Estas expressões foram utilizadas largamente em outras aplicações da engenharia térmica, porém são raramente utilizadas na área de sistemas antigelo de aerofólios.

As simulações apresentadas no presente trabalho utilizaram as expressões desenvolvidas por REYNOLDS, KAYS e KLINE (1958) para determinação da localização da região de transição. Devido à falta de informações na literatura pesquisada sobre a transição laminar-turbulenta da camada limite sobre aerofólios

sob condições de gelo, adotou-se um modelo estatístico adequado para aplicação nas equações de camada limite dinâmica e térmica na forma integral.

REYNOLDS, KAYS e KLINE (1958) recomendaram a avaliação do ponto de transição abrupta a partir da determinação de uma origem virtual do início da camada limite turbulenta, entretanto, adotou-se o procedimento desenvolvido por KUTATELADZE e LEONT'EV (1962) para a avaliação da transição abrupta para superfícies não-isotérmicas, no qual admite-se que a espessura de entalpia Δ_2 é uma função contínua no ponto de transição abrupta. Esse procedimento mostrou-se necessário para que as expressões estatísticas que descrevem a região de transição fossem utilizadas juntamente com as expressões para avaliação da camada limite térmica sobre superfícies não-isotérmicas.

SOGIN (1954) afirmou que a determinação da distribuição de h_∞ requer necessariamente o conhecimento da posição da transição laminar-turbulenta. Segundo o mesmo autor, o comprimento da região de transição é maior nos ensaios em túnel de gelo do que em vôos em condição natural de formação de gelo, e que em vôos em ar seco a transição ocorre quase abruptamente (comprimento quase nulo), enquanto em vôos em condição de formação de gelo, ocorre uma região de transição de comprimento finito.

Vários trabalhos na literatura aberta admitem a transição da camada limite laminar para turbulenta ocorrendo num ponto, ou seja, de forma abrupta, pode-se citar AL-KHALIL et al. (1997) e MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU (1999a). Esses autores concluíram por meio das suas simulações que a transição tem um papel fundamental na avaliação de parâmetros operacionais dos sistemas antigelo de aerofólios. No entanto, não informaram detalhes de como os parâmetros da região de transição foram previstos ou modelados matematicamente.

Num trabalho posterior, MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU (1999b) implementaram um modelo de diferenças finitas para camada limite que apresentou resultados satisfatórios. Estes autores concluíram que as equações da camada limite na forma integral não poderiam ser utilizadas na simulação, pois os resultados eram muito sensíveis à localização do ponto de transição abrupta.

O presente trabalho confirma o efeito fundamental da localização da transição da camada limite na avaliação da transferência de calor por convecção. Pode-se afirmar que o modelo implementado por MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU (1999b) apresentou resultados aceitáveis, não porque adotou o método de diferenças finitas, como destacado por aqueles autores, mas porque foi implementada uma modelagem adequada para a região de transição. Os autores utilizaram funções de intermitência para modelar a região de transição que realizam papel similar ao modelo estatístico implementado no presente simulador.

Foi verificado, durante o desenvolvimento do presente trabalho, que a posição da transição abrupta influencia fortemente os resultados de transferência de calor por convecção e, consequentemente, o fluxo de *runback* e a temperatura da superfície sólida. Essa dependência do ponto de transição é significativamente enfraquecida quando a região de transição é modelada adequadamente.

A previsão dos parâmetros da região de transição (ponto de início e comprimento) geralmente é feita considerando o gradiente de pressão e o nível de turbulência do escoamento ao longe Tu . As correlações mais utilizadas são: a de MICHEL (1951, apud CEBECI e BRADSHAW, 1994), desenvolvida com base em dados experimentais gerados em túneis de vento para vários aerofólios; e de ABU-GHANNAM e SHAW (1980) que considera o gradiente de pressão e nível de turbulência do escoamento ao longe Tu . As duas correlações foram desenvolvidas para escoamento de ar seco (sem gotículas) e para aerofólios sem variações grandes de temperaturas de superfície. Outros tipos de correlações foram desenvolvidas para superfícies rugosas, como por exemplo a de MAKKNONEN (1984), e são utilizadas em simuladores que prevêm a formação de gelo sobre aerofólios.

Todas essas correlações para previsão dos parâmetros da região de transição foram testadas durante o desenvolvimento deste trabalho e aquela que forneceu melhores resultados foi a de ABU-GHANNAM e SHAW (1980). Porém essa correlação apresentou resultados limitados e geralmente previu a transição em um ponto mais a jusante ou avaliou um comprimento de transição mais curto.

Logo, concluiu-se que precisam ser desenvolvidas correlações mais precisas para prever os parâmetros da transição laminar-turbulenta da camada limite em aerofólios aquecidos com escoamentos com gotículas de água. Outros fatores, que instabilizam a camada limite laminar e afetam a transição, precisam ser mais estudados, como por exemplo: a variação da temperatura da superfície, o fluxo de evaporação, o efeito das gotículas no nível de turbulência do escoamento ao longe e na camada limite, a rugosidade gerada pela presença do filme ou dos filetes de água líquida.

Enquanto novos desenvolvimentos para previsão dos parâmetros da região de transição não estiverem disponíveis na literatura aberta, recomenda-se que a estimativa dos parâmetros seja baseada na experiência profissional e em dados experimentais juntamente com um julgamento de engenharia.

7.2 Recomendações para Trabalhos Posteriores

Recomenda-se que no desenvolvimento de novos trabalhos na área de simulação térmica de sistemas de antigelo de aerofólios sejam considerados os seguintes pontos:

- melhoria da discretização do domínio;
- melhoria da modelagem do processo de congelamento da água que escoar sobre o aerofólio;
- implementação de modelo de condução bidimensional na parede do aerofólio para sistemas de antigelo eletrotérmicos, e tridimensional para sistemas de antigelo de ar quente;
- avaliação do coeficiente de coleta por meio de distribuições de gotículas;
- aprofundamento da avaliação dos efeitos do filme escoando sobre a superfície sólida na região da camada limite do escoamento gasoso;
- implementação de efeito de tensão superficial no filme de água líquida na formação de filetes, gotas, ondulações e desprendimento de massa de água;
- incorporação da condução térmica no filme de água líquida;
- incorporação do efeito do raio de curvatura e de fluxo de evaporação na avaliação dos parâmetros da camada limite;
- simulação de sistemas antigelo em aerofólios multi-corpos;
- simulação do escoamento de ar quente dentro do compartimento “D”;
- validação do modelo para escoamentos com outros ângulos de ataque, aerofólios, e para condições naturais obtidas em testes em voo e simuladas em túneis de gelo;

- obtenção de dados experimentais mais adequados com menor espaçamento entre os pontos de medida de temperatura e com avaliação da incerteza experimental adequada;
- implementação de interface para possibilitar o pré-processamento por meio de outros programas, que poderão fornecer o campo de escoamento externo (como por exemplo, os programas comerciais *FLUENT*, *CFD++*, e o programa aberto *NSC2KE* desenvolvido por MOHAMMADI, 1994) e o coeficiente de coleta local (como por exemplo o programa aberto de LOZOWSKI e OLESKIW, 1983).
- estudo mais aprofundado de métodos para a previsão dos parâmetros de transição que abranja escoamentos com gotículas, com presença de filme de água líquida, evaporação e de fluxo de calor de aquecimento;
- incorporação de outros modelos para a região de transição laminar-turbulenta da camada limite.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ABBOTT, I. H. A. **Theory of wing sections - including a summary of airfoil data by Ira H. Abbott and Albert E. von Doenhoff.** New York, Dover Publications, 1959.
- ACHENBACH, E. The effect of surface roughness on the heat transfer from a circular cylinder to the cross flow of air. **International Journal of Heat and Mass Transfer**, v. 20, p. 359-69, 1977.
- ABU-GHANNAM, B. J.; SHAW, R. Natural transition of boundary layers – the effects of turbulence, pressure gradient and flow history. **Journal Mechanical Engineering Science**, v. 22, n. 5, 1980.
- AL-KHALIL, K. M. **Numerical simulation of an aircraft anti-icing system incorporating a rivulet model for the runback water.** Toledo, 1991. 197p. Dissertation (Ph.D.) – College of Engineering, University of Toledo.
- AL-KHALIL, K. M.; POTAPCZUK, M.G. Numerical modeling of anti-icing systems and comparison to test results on a NACA0012 airfoil. **AIAA Paper**, AIAA 97-0170, 1993. Special Issue. /Apresentado ao 31. Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, 1993/
- AL-KHALIL, K. M. et al. Thermal analysis of engine inlet anti-icing systems. **Journal of Propulsion**, v.6, n. 5, p. 628-34, 1990.
- AL-KHALIL, K. M. et al. Validation of NASA thermal ice protection computer codes. Part 3 – Validation of ANTICE. **AIAA Paper**, AIAA 97-0051, 1997. Special Issue. /Apresentado ao 35. Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, 1997/
- AMBROK, G.S. Approximate solution of equations for the thermal boundary layer with variations in boundary layer structure. **Soviet Physics – Technical Physics**, n.2, p. 1979-86, 1957.
- BIDWELL, C.S.; MOHLER, S.R. Trajectory and ice accretion prediction calculations for a swept NACA0012 wing, a swept MS-317 wing, an axisymmetric inlet, and a Boeing 737-200 inlet. **AIAA Paper**, AIAA-95-0755, 1995. Special Issue. /Apresentado ao 33. Aerospace Sciences Meeting & Exhibit; Reno; 1995/

- BOURGALT, Y. et al. An Eulerian approach to supercooled droplets impingement calculations. **AIAA Paper**, AIAA-97-0176, 1997. Special Issue. /Apresentado ao 35. Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, 1997/
- BREDIF, M. A fast finite element method for transonic potential flow calculations. **AIAA Paper**, AIAA-83-16755, 1983. Special Issue. /Apresentado ao 21. Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, s.l., 1983/
- BREDIF, M. Finite element method calculation of potential flow around wings. **Lecture Notes on Physics**, v.218, p. 109-14, 1985.
- BUCHLIN, J-M et al. Infrared thermography study of a thermal anti-icing system. **Von Karman Institute Preprint**, n. 1994-54. Von Karman Institute, Rhode Saint Genese, 1994. Special Issue. /Apresentado ao 42. Eurotherm, Quantitative Infrared Thermography, Sorrento, 1994/
- CANSDALE, J.T.; GENT, R.W. **Ice Accretion on Aerofoils in Two-dimensional Compressible Flow – A Theoretical Model**. Farnborough, Royal Aircraft Establishment, 1983. (RAE Technical Report, TR 82128, 65 p.)
- CARNAHAN, B. ; LUTHER, H.A.; WILKES, J.O. **Applied Numerical Methods**. New York, John Wiley & Sons, 1969.
- CEBECI, T.; BRADSHAW, P. **Physical and computational aspects of convective heat transfer**. New York, Springer-Verlag, 1984.
- CEBECI, T. Calculation of flow over iced airfoils. **AIAA Journal**, v.27, n.7, p. 853-61, 1989.
- CEBECI, T.; CHEN, H.H.; ALEMDAROGLU, N. Fortified LEWICE with viscous effects. **Journal of Aircraft**, v.28, n.9, p. 564-71, 1991.
- CHEN, K. K.; THYSON, N. A. Extension of Emmon's spot theory to flows on blunt bodies. **AIAA Journal**, v. 9, n. 5, 1971.
- CHENG, K.C.; SEKI, N. **Freezing and Melting Heat Transfer in Engineering**. New York, Hemisphere Publishing Corporation, 1991.
- CHINTAMANI, S.; DELCARPIO, D.; LANGMEYER, G. **Development of Boeing research aerodynamic icing tunnel circuit**. Nueully Sur Seine, Advisory Group for Aerospace Research, North Atlantic Treaty Organization, sn., 1996. Special Issue. /Apresentado ao Symposium on Aerodynamics of Wind Tunnel Circuits and Their Components, Moscow, 1996/
- COLLYER, M.R.; LOCK, R.C. Prediction of viscous effects in steady transonic flow past an airfoil. **Aeronautical Quarterly**, v.30, p. 485-505, 1979.

- COOPER, W. A. et al. Effects of Icing on Performance of a Research Airplane. **Journal of Aircraft**, v.21, n. 9. p. 708-15, 1984
- CRANK, J. **Free and moving boundary problems**. Oxford, Oxford University Press, 1984.
- CROCE, G. et al. Thermal of an anti-icing device using FENSAP-ICE. **AIAA Paper**, AIAA-98-0193, 1998. Special Issue. /Apresentado ao 36. Aerospace Sciences Meeting & Exhibit; Reno; 1998/
- DHAWAN, S.; NARASIMHA, R. Some properties of boundary layer flow during the transition from laminar to turbulent motion. **Journal of Fluid Mechanics**, v. 3, p. 418-36, 1958
- DOWNS, S. J.; JAMES, E. H. Heat transfer characteristics of an aero-engine intake fitted with a hot air jet impingement anti-icing system. In: NATIONAL HEAT TRANSFER CONFERENCE, 25., Houston, 1988. **Proceedings**. Houston, ASME, 1988, v. 1, p.163-70
- ECKERT, E. R. G. Engineering Relations for Friction and Heat Transfer to Surfaces in High Velocity Flow. **Journal of the Aeronautical Sciences**, v. 22, p. 585-87, 1955.
- FINSTAD, K.J.; LOZOWSKI, E. P.; MAKKONNEN, L. On the median volume approximation for droplet collision efficiency. **Journal of Atmospheric Sciences**, v. 45, n. 24, p. 4008-12, 1988
- FINSTAD, K.J.; MAKKONNEN, L. **Improved numerical method for wind turbine icing**. Special Issue. /Apresentado ao 7. International Workshop on Atmospheric Icing Structures, June 1996, Université du Québec a Chicoutimi/.
- FRICK, C.W.; MCCULLOUGH, G.B. **A method for determining the rate of heat transfer from a wing or streamline body**. Moffet Field, National Advisory Committee for Aeronautics, 1942. (Ames Aeronautical Laboratory, NACA Report, 830, 23 p.).
- FLORSCHUETZ, L. W. et al. **A multiple jet impingement heat transfer characteristic – experimental investigation of in-line and staggered arrays with crossflow**. Tempe, Arizona State University, 1980. (Lewis Research Center, NASA Contractor Report, CR 3217, 83 p.).
- GARDON, R.; COBONPUE, J. Heat transfer between a flat plate and jets of air impinging on it. **International Developments in Heat Transfer**, ASME, 1963, NY. Special Issue. /Apresentado ao 1961-62 Heat Transfer Conference, Boulder, Colorado/

- GENT, R.W. **TRAJICE2 – A Combined Water Droplet Trajectory and Ice Accretion Prediction Program for Aerofoils**. Farnborough, Royal Aerospace Establishment, 1990. (RAE Technical Report, TR 90054, 83 p.)
- GOVINDARAJAN, R.; NARASIMHA, R. The role of residual nonturbulent disturbances on transition in two-dimensional boundary layers. *Journal of Fluids Engineering*, v. 113, 1991
- GOVINDARAJAN, R.; NARASIMHA, R. Transition delay by surface heating: a zonal analysis for axisymmetric bodies. **Journal of Fluid Mechanics**. v. 418, p. 77-100, 2000.
- GRAY, V. H. **Simple graphical solution of heat transfer and evaporation from surface heated to prevent icing**. Cleveland, National Advisory Committee for Aeronautics, 1952. (Lewis Flight Propulsion Laboratory, NACA Technical Note, TN 2799, 19).
- GUFFOND, D.; BRUNET, L. **Validation du programme bidimensionnel de captation**. Châtillon Cedex, Office National D'Études et de Recherches Aérospatiales, 1988. (ONERA Rapport Technique. RP 20/5146 SY, 52 p.).
- GUFFOND, D. **Aspects thermiques du givrage atmosphérique des aéronefs**. Chatillon Cedex, Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales, 1997 (Rapport ONERA, TAP 97-80).
- GUFFOND, D.; HENRY, R. **Comparison between 2D and 3D collection efficiency calculation**. Chatillon Cedex, Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales, 1995. (Rapport ONERA, TAP 95-122)
- HEINRICH, A. et al. Analytical Methods. Section 2, Cap 4: Test Methods and Facilities. In: HEINRICH, A. et al. **Aircraft Icing Handbook - Volume 2 of 3**. Atlantic City, Federal Aviation Administration, U.S. Department of Transportation, 1991. (FAA Technical Center Report. DOT/FAA/CT-88/8-2)
- HENRY, R. **Development of an electrothermal de-icing/anti-icing model**. Chatillon Cedex, Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales, 1992. (Rapport ONERA, TAP-92005).
- HESS, J.L.; SMITH, A.M.O. Calculation of potential flow about arbitrary bodies. **Progress in Aeronautical Sciences**, v.8, p. 1-138, 1967.
- JOHNSON, M. W.; ERCAN, A. H. A physical model for bypass transition. **International Journal of Heat, Fluid and Flow**, v. 20, p. 95-104, 1999.

- JONES, K. D. **Panel Code - On-line Tool**. Página do sítio da instituição estadunidense US Navy Naval Postgraduate School. Disponível em: <http://www.aa.nps.navy.mil/~jones/online_tools/panel/>. Acesso em: 27 set. 1999.
- JUSIONIS, V.J. Heat transfer from impinging gas jets on an enclosed concave surface. **Journal of Aircraft**, v. 7, n. 2, 197-8, 1970.
- KAYS, W. M.; CRAWFORD, M.E. **Convective heat and mass transfer**. New York, McGraw-Hill, 1993.
- KENNEDY, J.L.; MARSDEN, D.J. Potential flow velocity distributions on multi-component airfoil sections. **Canadian Aeronautics and Space Journal**, v.22, n.5, p. 243-56, 1976.
- KIND, R. J. et al. Experimental and Computational Simulation of In-Flight Icing Phenomena. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 34, p. 257-345, 1998.
- KUHNS, I.E.; MASON, B.J. The supercooling and freezing of small droplets falling in air and other gases. **Proceedings of Royal Society**, A302, p. 437-52, 1968.
- KUTATELADZE, S. S.; LEONT'EV, A. I. **Turbulent boundary layers in compressible gases**. London, Arndold Editors, 1964.
- LANGMUIR, I. Supercooled Water Droplets in Rising of Cold Saturated Air. In: SUITS, C. G.; WAY, H. E. **The Collected Works Of Irving Langmuir. The Atmospheric Phenomena**. New York, Pergamon Press Reprints, Serie 10, p.199-334, 1961a. (Report n. RL-223, October 1943 – August 1944)
- LANGMUIR, I.; BLODGETT, K. B. A Mathematical Investigation Of Water Droplets Trajectories. In: SUITS, C. G.; WAY, H. E. **The Collected Works Of Irving Langmuir. The Atmospheric Phenomena**. New York, Pergamon Press Reprints, Serie 10, p. 349-93, 1961b. (Report n. RL-224, December 1944 – July 1945)
- LOUCHEZ, P. et al. Beads and rivulets modeling in ice accretion on a wing. **AIAA Paper**, AIAA-98-0489, 1998. Special Issue. /Apresentado ao 36. Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, 1998/.
- LOZOWSKI, E.P.; GATES, E.M. On the Modeling of Ice Accretion. In: CHENG, K.C.; SEKI, N. **Freezing and Melting Heat Transfer in Engineering**. New York, Hemisphere Publishing Corporation, 1991, Cap. 19, p.615-60.
- LOZOWSKI, E.P; OLESKIW, M.M. **Computer Modeling of Time-dependent Rime Icing in the Atmosphere**. CRREL Report 83-2. U.S. Army Cold Regions Research & Laboratory, 1983.

- LUDLAM, F.H. The heat economy of a rimed cylinder. **Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society**, v.77, n.1, p. 663-6, 1951.
- MACARTHUR, C.D.; KELLER, J.L.; LUERS, J.K. Mathematical modeling of airfoil ice accretion on airfoils. **AIAA Paper**, AIAA-82-36042, 1982. Special Issue. /Apresentado ao 20. Aerospace Sciences Meeting, Orlando, 1982/
- MACARTHUR, C.D. Numerical simulation of airfoil ice accretion. **AIAA Paper**, AIAA-83-36042, 1983. Special Issue. /Apresentado ao 21. Aerospace Sciences Meeting, s.l., 1983/
- MAKKONNEN, L. Heat Transfer and icing of a rough cylinder. **Cold Regions and Technology**, 1985, v. 10, p. 105-16.
- MAKKONNEN, L., MARJANIEMI, M.; PELTOLA, E. **Calculation of ice accretion on wind turbine blades**. Special Issue /Apresentado sn. European Wind Energy Conference, October 1997, Dublin Castle, Ireland/
- MARTIN, H. Heat and mass transfer between impinging gas jets and solid surfaces. In: HARNETT, J.P.; IRVINE Jr, T.F. **Advances in heat transfer**. New York, Academic Press, 1977, V.13, Cap. 2, p.1-60.
- MASON, B.J. **The Physics of the Clouds**. 2 ed. London, Oxford University Press, 1971.
- MAYLE, R. E. The role of laminar-turbulent transition in gas turbine engines. **Journal of Turbomachinery**, v. 113, p. 509-37, 1991.
- MEIJER, S. **Computation of rime ice accretion on airfoils**. Stockholm, Flygtekniska Försöksanstalten, 1987. (The Aeronautical Research Institute of Sweden, FFA Technical Note, TN-1987-08, 16 p.)
- 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.
- MILLER, D. et al. Validation of NASA Thermal Ice Protection Computer Codes. Part 1 – Program Overview. **AIAA Paper**, AIAA-97-0049, 1997. Special Issue. /Apresentado ao 35. Aerospace Sciences Meeting & Exhibit; Reno; 1997/
- MINGIONE, G.; BRANDI, V.; ESPOSITO, B. Ice accretion prediction on multi-element airfoil. **AIAA Paper**, AIAA-97-0177, 1997. Special Issue. /Apresentado ao 35. Aerospace Sciences Meeting & Exhibit; Reno; 1997/
- MINGIONE, G.; BRANDI, V.; SAPORITI, A. A 3D ice accretion simulation code. **AIAA Paper**, AIAA-99-0247, 1999. Special Issue. /Apresentado ao 37. Aerospace Sciences Meeting & Exhibit; Reno; 1999/

- MOHAMMADI, B. **Fluid dynamic computation with NSC2KE – An user guide – Release 1.0.** Le Chesnay Cedex, Institut de Recherche en Informatique et en Automatique, 1994. (INRIA Rapport Technique, RT-0164, 1994, 70 p.)
- MORENCY, F.; TEZOK, F.; PARASCHIVOIU, I. Heat and Mass transfer in the case of an anti-icing system modelisation. **AIAA Paper**, AIAA-99-0623, 1999a. Special Issue. /Apresentado ao 37. Aerospace Sciences Meeting & Exhibit; Reno; 1999/
- MORENCY, F.; TEZOK, F.; PARASCHIVOIU, I. Anti-icing system simulation using CANICE. **Journal of Aircraft**, v.36, n.6, 1999b.
- NARASIMHA, R. The laminar-turbulent transition zone in the boundary layer. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 22, p. 29-80, 1985.
- NEEL, C. B.; BERGRUN, N. R.; JUKOFF, D.; SCHLAFF, B. A. **The calculation of the heat required for wing thermal ice prevention in specified icing conditions.** Moffet Field, National Advisory Committee for Aeronautics, 1947. (Ames Aeronautical Laboratory, NACA Technical Note, TN 1472, 106 p.).
- POTAPCZUK, M. G.; AL-KHALIL, K. M.; VELASQUEZ, M. T. Ice accretion on supercritical and multi-element airfoils. **AIAA Paper**. AIAA- 95-0754, 1995. Special Issue. /Apresentado ao 33. Aerospace Sciences Meeting & Exhibit; Reno; 1995/
- POTAPCZUK, M.G. Ice Shape Comparison Criteria. /Apresentado ao SAE Ice Shape Comparison Workshop, Seattle, 1999/
- POBANZ, B.M.; MARWITZ, J.D.; POLITOVICH, M.K. Conditions associated with large-drop regions. **Journal Applied Meteorology**, v. 33, p. 1366 , 1994.
- RILEY, S. J. **Investigation relating factors influencing the effectiveness of an aero-engine intake thermal anti-icing system.** Loughborough, 1991. 350p. Dissertation (PhD) - Loughborough University of Technology.
- RAW, M.J.; SCHNEIDER, G.E. A new implicit solution procedure for multidimensional finite-difference modeling of the Stefan problem. **Numerical Heat Transfer**, v.8, p. 559-71, 1985.
- REYNOLDS, W. C.; KAYS, W. M.; KLINE, S. J. **Effect of the location on heat transfer in the turbulent incompressible boundary layer. Final Report – Part IV.** Stanford, Stanford University, Department of Mechanical Engineering, 1957. (Report prepared for Natinal Advisory Committee for Aeronautics, Contract Naw-6494, 1957, 32 p.)

- SAEED, F.; MORENCY, F.; PARASCHIVOIU, I. Numerical simulation of a hot air anti-icing system. **AIAA Paper**, AIAA-2000-0630, 2000. Special Issue. /Apresentado ao 38. Aerospace Sciences Meeting & Exhibit; Reno; 2000/
- SAND, W. R. et al. Icing conditions encountered by a research aircraft. **Journal of Climate and Applied Meteorology**, v. 23, n. 10, 1984.
- SCHNEIDER, G. E.; ZEDAN, M. A modified strongly implicit procedure for the numerical solution of field problems. **Numerical Heat Transfer**, v.4, p. 1-19, 1981.
- SCHUBAUER, G. B.; KLEBANOFF, P. S. **Contributions on the mechanics of boundary-layer transition**. Whashington, National Advisory Committee for Aeronautics, 1955. (National Bureau of Standards, NACA Report, 1289, 11 p.).
- SHIN, J. et al. Prediction of ice shapes and their effect on airfoil drag. **Journal of Aircraft**, v.31, n.2, p. 263-70, 1994.
- SOGIN, H. H.. **A design manual for thermal anti-icing systems**. Chicago, Illinois Institute of Technology, 1954 (Wright Air Development Center Technical Report, WADC 54-313, Illinois, 1954)
- SOLOMON, W. J.; WALKER, G. J.; GOSTELOW, J. P. Transition length prediction for flows with rapidly changing pressure gradients. **Journal of Turbomachinery**, v. 118, p. 744-51, 1996.
- SPALDING, D. B. Heat Transfer from surfaces of non-uniform temperature. **Journal of Fluid Mechanics**, v. 4, p. 22-32, 1958.
- SPALDING, D. B. A standard formulation of the steady convective mass transfer problem. **International Journal of Heat and Mass Transfer**, v. 1, p. 192-207, 1960.
- SPALDING, D. B. **Convective mass transfer, an introduction**. New York, McGraw-Hill, 1963.
- SPALDING, D. B.; CHI, S. W. Mass transfer through laminar boundary layers – 4. Class I methods for predicting mass-transfer rates. **International Journal of Heat and Mass Transfer**, v. 6, p. 363-385, 1963.
- SPALDING, D. B.; SMITH, A. G. Heat transfer in a laminar boundary layer with constant fluid properties and constant wall temperature. **Journal of the Royal Aeronautical Society**, v. 62, p.60-4, 1958.
- THOMAS, S. K.; CASSONI, R.P; MACARTHUR, C.D.; Aircraft anti-icing and de-icing techniques and modeling. **Journal of Aircraft**, v. 33, n. 5; p.841-85; 1996.

- THE FLUID DYNAMICS PANEL, WORKING GROUP 20, Rhode-Saint-Genèse, Bélgica, 1997. **Ice Accretion Simulation**. Brussels: North Atlantic Treaty Organization, 1997. (Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD-AR-344, p. 187).
- TESTER, J.W.; MODELL, M. **Thermodynamics and Its Applications**. 3. ed. New Jersey, Prentice Hall PTR, 1997. (Prentice Hall International Series in the Physical and Chemical Engineering Series)
- TRAN, P.; BRAHIMI, M.T.; PARASCHIVOIU, I. Ice Accretion on aircraft wings with thermodynamic effects. **Jornal of Aircraft**, v.32, n.2, p. 444-6, 1994.
- TRIBUS, M. Intermittent heating for aircraft ice protection with application to propellers and jet engines. **Transactions of ASME**. V. 73, N. 8, p. 1117- 30, 1951.
- VARGAS, M.; RESHOTKO, E. LWC and Temperature Effects on Ice Accretion Formation on Swept Wings at Glaze Ice Conditions. **AIAA Paper**, AIAA-2000-0483, 2000. Special Issue. /Apresentado ao 38. Aerospace Sciences Meeting & Exhibit; Reno; 2000/
- WADE, S. J. **Modelling of the performance of a thermal anti-icing system for use on aero-engine intakes**. Loughborough, 1986. 237p. Thesis (MSc) - Loughborough University of Technology.
- WHITE, F. M. **Viscous Fluid Flow**. 2 ed., New York, McGraw-Hill, 1991.
- WILLIAMS, T.; KELLEY, C. **Gnuplot – an interactive plotting program**. Guia do Usuário On-line. Disponível em: <<ftp://ftp.dartmouth.edu/pub/gnuplot>>. Acesso em: 10 set. 1999.
- WRIGHT, W.B. **Simulation of two-dimensional icing, de-icing and anti-icing phenomena**. Toledo, 1991. 124p. Dissertation (Ph.D.) – College of Engineering, University of Toledo.
- WRIGHT, W. B; AL-KHALIL, K. **Validation of NASA thermal ice protection computer codes Part 2 - LEWICE/Thermal**. NASA Contractor Report, sn., 1995
- WRIGHT, W.B.; GENT, R.W.; GUFFOND, D. **DRA/NASA/ONERA Collaboration on Icing Research Part II - Prediction of Airfoil Ice Accretion**. Cleveland, National Aeronautics and Space Administration, 1997. (Lewis Research Center, NASA Contractor Report, CR-202349, May 1997)
- WRIGHT, W.B.; CHUNG, J. **Correlation Between Geometric Similarity of Ice Shapes and the Resulting Aerodynamic Performance Degradation-A**

Preliminary Investigation Using WIND. Cleveland, National Aeronautics and Space Administration, 1999. (Glenn Research Center, NASA Contractor Report, CR-209417, Dec. 1999)

WRIGHT. W.B.; RUTKOWSKI, A. **Validation results for LEWICE 2.0.** Cleveland, National Aeronautics and Space Administration, 1999. (Lewis Research Center, NASA Contractor Report, CR 208690, 1999, 680 p.)

APÊNDICE I

DATA RELATED TO ICING CERTIFICATION
REQUIREMENTS. EXCERPTS FROM FAR PART 25.

Continuous maximum icing. The maximum continuous intensity of atmospheric icing conditions (continuous maximum icing) is defined by the variables of the cloud liquid water content, the mean effective diameter of the cloud droplets, the ambient air temperature, and the interrelationship of these three variables as shown in Figure 1 of this Appendix. The limiting icing envelope in terms of altitude and temperature is given in Figure 2 of this Appendix. The interrelationship of cloud liquid water content with drop diameter and altitude is determined from Figures 1 and 2. The cloud liquid water content for continuous maximum icing conditions of a horizontal extent, other than 17.4 nautical miles, is determined by the value of liquid water content of Figure 1, multiplied by the appropriate factor from Figure 3 of this Appendix.

Intermittent maximum icing. The intermittent maximum intensity of atmospheric icing conditions (intermittent maximum icing) is defined by the variables of the cloud liquid water content, the mean effective diameter of the cloud droplets, the ambient air temperature, and the interrelationship of these three variables as shown in Figure 4 of this Appendix. The limiting icing envelope in terms of altitude and temperature is given in Figure 5 of this Appendix. The interrelationship of cloud liquid water content with drop diameter and altitude is determined from Figures 4 and 5. The cloud liquid water content for intermittent maximum icing conditions of a horizontal extent, other than 2.6 nautical miles, is determined by the value of cloud liquid water content of Figure 4 multiplied by the appropriate factor in Figure 6 of this Appendix.

APÊNDICE II

PROGRAMA DE SIMULAÇÃO NUMÉRICA DE UM SISTEMA DE ANTIGELO DE UM AEROFÓLIO

O programa de simulação de sistema antigelo de aerofólios desenvolvido no presente trabalho tem três módulos:

1. **PROGRAMA CONVERSOR:** lê os dados dos arquivos gerados pelo programa pré-processador **ONERA2D** (GUFFOND e BRUNET, 1988), processa as informações e grava em formato a ser lido pelo programa principal;
2. **PROGRAMA PRINCIPAL:** que lê os dados de entrada preparados pelo Conversor e os dados adicionais de entrada que não foram gerados pelo pré-processador; soluciona as equações do presente modelo matemático e grava os resultados em arquivos de saída;
3. **MACROS GRÁFICAS:** que lê os resultados gravados pelo Programa Principal e apresenta na forma gráfica por meio do programa gráfico **GNU PLOT** (WILLIAMS e KELLEY, 1998) descrito na seção 3.3.

As funções, entradas requeridas e saídas fornecidas de cada um desses módulos serão apresentados a seguir, assim como as listagens em linguagem **FORTRAN** e as macros do **GNU PLOT**.

1. Programa *CONVERSOR*

1.1 ENTRADAS:

- Arquivos de dados gerados pelo *ONERA2D*:

- <BETA>: eficiência de coleta média do centro das células, coordenadas s/c do centro das células solidária à superfície do aerofólio, temperatura total da gotícula, componentes V_x e V_y da velocidade de impacto da gotícula, coordenadas s/c solidária a superfície das faces das células;
- <MAIL>: coordenadas (X,Y) da malha em torno do aerofólio;
- <RTRAJ.ROT>: coordenadas (X,Y) das trajetórias das gotículas lançadas no escoamento para cálculo da eficiência de coleta;
- <PAROIE>: matriz de dimensões da malha, M_∞ , ângulo de ataque α , densidade ρ_{ar} e C_p na superfície do aerofólio resultantes da solução do escoamento potencial completo, coordenadas (x,y) dos centros das células onde os valores foram calculados;
- <DTRAJ.DAT>: parâmetros de entrada do ONERA2D como M_∞ , α , T_∞ , P_∞ . Os outros parâmetros não são utilizados;
- <POTEN>: campo do potencial, ρ_{ar} e M_{local} em todo o domínio da malha em torno do aerofólio;

1.2 SAÍDAS:

- Arquivos gerados pelo programa **CONVERSOR**:

- <BETA2>: mesmas informações de <BETA> num formato apropriado para traçar gráficos no programa **GNUPLLOT** e com mudança de coordenadas para que s/c seja o centro das células em relação ao zero geométrico do aerofólio;
- <BETA3>: s/c do centro das células em relação ao zero geométrico do aerofólio e à estagnação; grava s/c da face das células em relação ao zero geométrico e estagnação; grava beta médio do centro das células e resultante da velocidade de impacto das gotículas;
- <MALHA>: as coordenadas de toda a malha no formato para traçar gráficos no **GNUPLLOT**;
- <MALHABORDO>: coordenadas na malha perto do bordo de ataque do aerofólio no formato **GNUPLLOT**;
- <TRAJETO>: grava trajetórias lidas do arquivo <RTRAJ.ROT> no formato texto aceito pelo **GNUPLLOT**;
- <CP>: grava C_p , ρ_{ar} e coordenadas (X,Y) do aerofólio no formato do programa gráfico **GNUPLLOT**;
- <CONDLOCAL>: dimensões da matriz, coordenadas (X,Y) do centro das células, M_∞ e u_∞ na superfície do aerofólio;
- <DISTANCIALINHAS>: parâmetros geométricos das primeiras linhas da malha próxima a superfície como, por exemplo, a distância da superfície até uma determinada linha da malha ou o centro das células próximas ao bordo de ataque;
- <VELOCLONGE>: posição (X,Y) do centro da célula, componentes da velocidade do escoamento e velocidade resultante projetada paralela à superfície em todo o campo do escoamento, distância da superfície até o centro da célula;

- <MACHLONGE>: posição (X,Y) do centro da célula e M relativo ao centro desta célula em todo o campo do escoamento;
- <POTENCIAL>: posição (X,Y) e potencial completo φ no formato GNUPLOT;

1.3 FUNÇÃO: o programa **CONVERSOR** lê os arquivos listados em 1.1, processa as informações e as grava no formato requerido pelo programa **GNUPLOT** para traçar gráficos e pelo programa principal para a realização dos cálculos. Este programa foi implementado separadamente para poder ser revisado mais facilmente, e poder ler dados de outros pré-processadores diferentes do **ONERA2D**.

2. Programa Principal

2.1 ENTRADAS:

- Arquivos de dados do **ONERA2D**:
 - <DTRAJ.DAT>: parâmetros de entrada do ONERA2D como M_∞ , α , T_∞ , P_∞ . Os outros parâmetros não são utilizados;
- Arquivos de dados do programa Conversor:
 - <BETA3>: s/c do centro das células em relação ao zero geométrico do aerofólio e à estagnação; s/c da face das células em relação ao zero geométrico e estagnação; beta médio do centro das células e resultante da velocidade de impacto das gotículas;
 - <CONDLOCAL>: dimensões da matriz, coordenadas (X,Y) do centro das células, M_∞ e u_∞ na superfície do aerofólio;
 - <CP>: grava C_p , ρ_∞ e coordenadas (X,Y) do aerofólio no formato do programa gráfico **GNU PLOT**;
- Arquivos de dados de entrada do Programa Principal:
 - <CONFIG_ANTIGELO.DAT>: define número de aquecedores, coordenadas s/c do início e final de cada aquecedor elétrico, começando no intradorso até o extradorso;
 - <Q_ANTIGELO.DAT>: número de aquecedores, fluxo de calor para cada aquecedor elétrico definido em <CONFIG_ANTIGELO.DAT>;
 - <ENTRADA.DAT>: opção para gravar arquivo com as iterações locais, número de iterações para solução das equações para o aerofólio seco e sem condução; relaxação; critério de convergência para máximo desvio relativo do fluxo de calor; número máximo de iterações locais e globais; escolha do modelo de camada limite laminar, turbulenta, tipo de transição e critério

de transição; parâmetros: turbulência do escoamento livre, altura de rugosidade, início e final da transição abrupta no intradorso e extradorso, posição média da transição e seu desvio padrão;

2.2 SAÍDAS:

- <QAI>: distribuição do fluxo de calor do antigelado dado pelo usuário no formato do programa **GNUPLOT**;
- <QAI2>: distribuição médio do fluxo de calor do antigelado calculado nas coordenadas do aerofólio, também no formato do programa **GNUPLOT**;
- <TWALL_FILME>: distribuição de temperaturas no aerofólio no escoamento em ar seco e sem condução na parede; coeficiente de transferência de calor por convecção, fluxo de calor do sistema antigelado; coordenada *s/c* do centro dos elementos em relação ao zero geométrico do aerofólio; dados gravados no formato **GNUPLOT**;
- <TWALL_FILME_COND>: coordenada *s/c* do centro dos elementos em relação ao zero geométrico do aerofólio; distribuição de temperaturas no aerofólio no escoamento com gotas e com condução na parede; fluxo de saída de *runback*; fluxo incidente de água, fluxo de massa evaporada; espessura do filme de água; coeficiente de transferência de calor do filme para a superfície do aerofólio; temperatura da superfície de interface com o ar (água ou parede); dados gravados no formato **GNUPLOT**;
- <CP_DPDX>: coordenada *s/c* do centro dos elementos em relação ao zero geométrico do aerofólio; gradiente de pressão $\partial P/\partial s$; C_p ; C_f ao longo da superfície do aerofólio; dados gravados no formato **GNUPLOT**;

- <CONVERGE_EVAP.LOG>: arquivo de registro das iterações locais realizadas durante a última iteração global. Só é gravado quando requerido pelo usuário;
- <HCONV>: coordenada *s/c* do centro dos elementos em relação ao ponto de estagnação; coeficiente de transferência de calor corrigido pelo efeito da evaporação, coeficiente global de troca de calor; dados gravados no formato **GNUPLLOT**;

2.3 FUNÇÃO: Soluciona o modelo matemático apresentado no Cap. 4 utilizando a implementação descrita no Cap. 5 deste trabalho. É o núcleo, ou solucionador (“*solver*”) do simulador numérico do sistema antigelo.

3. Rotinas Gráficas

3.1 ENTRADAS: todos os arquivos de dados gravados no formato GNUPLOT citados nos itens anteriores;

3.2 SAÍDAS: gráficos de barras e linhas dos resultados obtidos;

3.3 FUNÇÃO:

- <onera.gnu>: macro dedicada a traçar gráficos das saídas do programa **CONVERSOR**, que foram apresentados no Cap. 3 deste texto na seção que tratou do pré-processador;
- <evap22a.gnu>, <evap22b.gnu>, <evap35a.gnu>, <evap67a.gnu>: macros para traçar gráficos dos resultados para os casos 22A, 22B, 35A, 67A de AL-KHALIL et al. (1997).
- <naca830.gnu>: macro para traçar gráficos dos resultados para os casos de FRICK e MCCULLOUGH (1942).