

SIMULAÇÃO TÉRMICA DE UM SISTEMA ANTIGELO DE UM AEROFÓLIO

AIRFOIL ANTI-ICE SYSTEM THERMAL SIMULATION

Guilherme Araújo Lima da Silva (1,2), Otávio de Mattos Silveiras (1)

(1) Escola Politécnica da Universidade de São Paulo
Departamento de Engenharia Mecânica

(2) Empresa Brasileira de Aeronáutica – EMBRAER S.A.

SUMÁRIO

Foi implementado um modelo matemático para simular o sistema antigelo eletrotérmico de um aerofólio e prever a distribuição de temperaturas e o fluxo de água líquida sobre a superfície do aerofólio. Os resultados obtidos foram comparados com dados experimentais e resultados numéricos de outros programas de simulação. Para as regiões molhadas pelo filme de água líquida, obteve-se um desvio máximo de temperatura da superfície sólida do aerofólio de 2,6°C entre os resultados do presente modelo e o resultados experimentais. Para as regiões secas, onde não existe o filme de água líquida, obteve-se um desvio de máximo de temperatura de 8 °C. As previsões para distribuição de vazão de “runback” e a posição do término do filme de água líquida foram comparadas com resultados de outros simuladores. O modelo simula satisfatoriamente os efeitos da convecção entre a superfície não-isotérmica do aerofólio e o escoamento gasoso; os efeitos da transição entre o escoamento laminar e o turbulento na camada limite; e a influência do escoamento da 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, which is capable to predicted temperature distributions, runback water flow. The results were compared to experimental data and the numerical results predicted by other numerical codes. For the regions wetted by the water film, the present model predicted 2.6 °C as maximum airfoil solid surface temperature compared to 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 other numerical codes results. This model predicts satisfactorily the convection heat and mass transfer effects between the non-isothermal surface and the gaseous flow, as well the effects of laminar to turbulent flow transition within boundary layer and the influence of the runback water flow on the anti-ice system performance.

INTRODUÇÃO

A formação de gelo em superfícies aerodinâmicas de aeronaves civis é uma das maiores causas de acidentes aeronáuticos devido a condições atmosféricas adversas. Por exemplo, o acúmulo de gelo na superfície de uma asa não protegida, pode gerar uma degradação significativa do desempenho aerodinâmico. Nas asas e empenagens a presença do gelo pode diminuir a sustentação, aumentar o peso, o arrasto e a mínima velocidade de estol, podendo também afetar a manobrabilidade e controlabilidade da aeronave.

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, ocorre a formação de gelo. 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.

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 e operam continuamente e garantem a não formação de gelo nas superfícies protegidas; B) **Sistemas de Degelo**: removem o gelo acumulado na superfície e 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 mais utilizados de sistemas de antigelo. 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 de 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; 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.

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).

DEFINIÇÃO 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 este trabalho pretende prever parâmetros operacionais de um sistema antigelo eletrotérmico num aerofólio com geometria e condições de teste similares às do caso-padrão.

A geometria do aerofólio escolhida é um perfil bidimensional NACA 0012, pois foram encontradas fontes de dados experimentais confiáveis que utilizaram esse aerofólio nos testes. Para maiores informações sobre perfis do tipo NACA recomenda-se a leitura de ABBOTT (1959). Mais especificamente, o aerofólio NACA 0012 escolhido tem 0,914 m (36 pol.) 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*.

Apesar de AL-KHALIL et al. (1997) ter em rodado testes com ângulos de ataque diferentes de 0°, estes resultados não foram publicados e não foram usados para a validação do programa *LEWICE/ANTICE*. Segundo os autores, posteriormente o *LEWICE/ANTICE* seria validado com um conjunto de dados experimentais com condições mais abrangentes, incluindo os casos não publicados.

O sistema de antigelo do caso-padrão é eletrotérmico e tem dois conjuntos de sete resistências elétricas aquecedoras (regiões A, B, C, D, E, F, G mostradas na Fig. 1). 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 coberto 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.

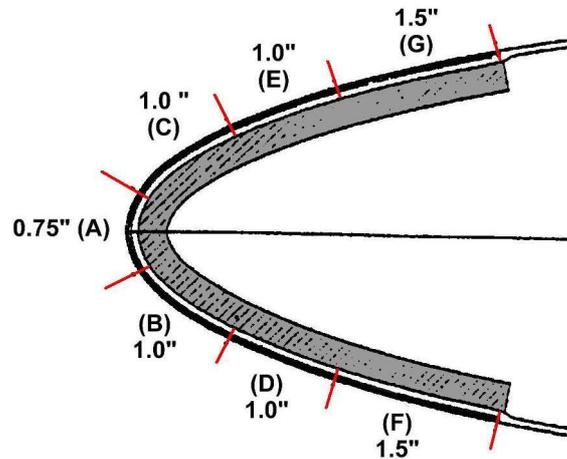


Figura 1: Seção transversal do bordo de ataque do aerofólio NACA 0012 e as regiões aquecidas pelo sistema antigelo eletrotérmico (A,B,C,D,E,F,G).

A Fig. 1 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. O sistema de aquecimento do bordo de ataque utilizado no teste de AL-KHALIL et al. (1997) era composto por seis camadas na seguinte ordem e espessuras: aço inoxidável (0,2032 mm), elastômero (0,2794 mm), elemento aquecedor (0,0127 mm), elastômero (0,2794 mm), composto de fibra de vidro e epóxi (0,889 mm), isolamento de espuma de silicone (3,429 mm).

PROGRAMA PRÉ-PROCESSADOR

O presente modelo requer dados da solução do escoamento sobre o aerofólio e cálculo da trajetória das gotículas obtidos através do pré-processamento da geometria do aerofólio, condição atmosférica e 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 S. A.*, fabricante brasileiro de aeronaves civis e militares.

Os resultados do **ONERA2D** são considerados apropriados para a aplicação proposta pois seus resultados foram validados por GUFFOND e BRUNET (1988) para condições similares. SILVA (2002) validou os resultados numéricos do **ONERA2D** para condições similares aos do caso-padrão com resultados experimentais disponíveis na literatura aberta. Pode-se dizer ainda que o uso do programa como pré-processador é adequado pois é utilizado por vários fabricantes aeronáuticos tendo resultados numéricos aceitos por autoridades homologadoras de vários países.

Para calcular o escoamento em torno do aerofólio, o programa **ONERA2D** utiliza uma malha do tipo “C” (ver Fig. 2). O campo do escoamento potencial é considerado compressível e isoentrópico e o **ONERA2D** utiliza a equação do escoamento potencial completo, que é dada por:

$$\nabla \cdot (\rho_{ar} \cdot \nabla \cdot \varphi) = 0 \quad (1)$$

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

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

A Eq. (2) 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.

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. (2) não é válida. No caso-padrão escolhido no presente trabalho, 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 solucionador do escoamento 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 $3,06^\circ$.

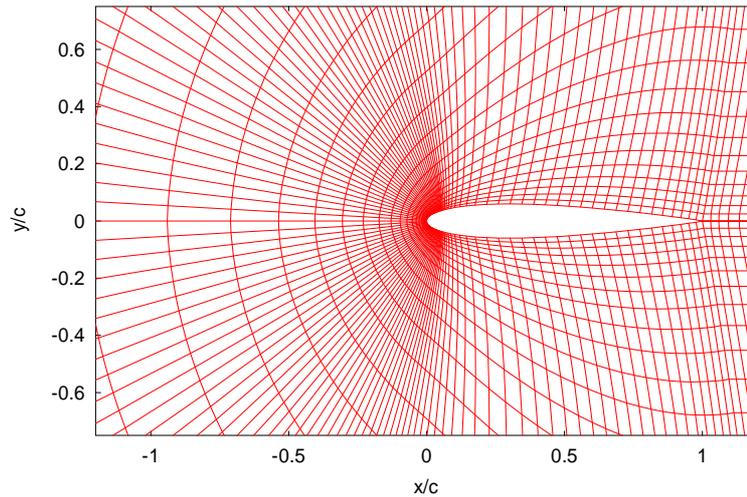


Figura 2: Ampliação da malha gerada pelo **ONERA2D** para o perfil NACA0012.

GUFFOND e BRUNET (1988) definem que a trajetória das gotículas (ver Fig. 3^a) pode ser descrita pela equação de Conservação de Quantidade de Movimento somente considerando a inércia e a força de arrasto:

$$m_{goticula} \frac{d^2 s_g}{dt^2} = \frac{1}{2} \rho_{ar} V_R^2 A_g C_d \quad (3)$$

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

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, $m_{goticula}$ a massa da gotícula, D_g o diâmetro da gotícula e s_g o deslocamento da gotícula.

A Fig. 3a apresenta as trajetórias das gotículas de água sobre um aerofólio de perfil NACA 0012 de corda $c = 0,533$ m numa condição de voo com $\mathbf{M}_\infty = 0,8$ e ângulo de ataque $\alpha = 0^\circ$, e condição atmosférica $T_{tot} = -17,8$ °C e $MVD = 12$ μm . A Fig. 3b 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 vôo e condição atmosférica da Fig. 3a.

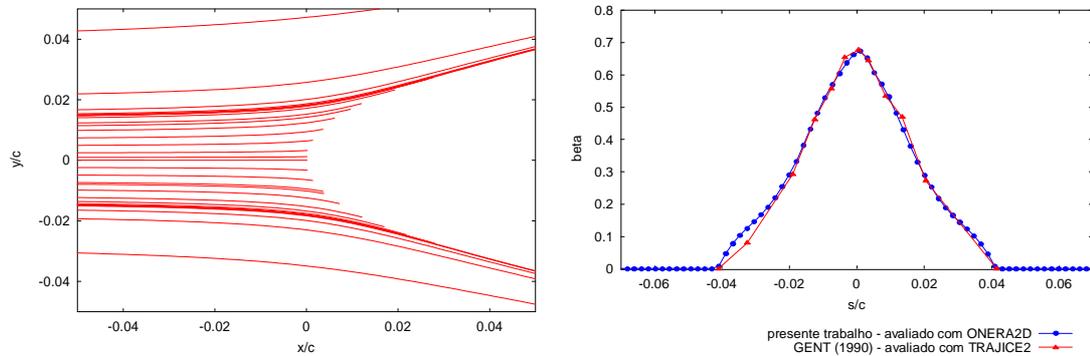


Figura 3: (a) Trajetórias das gotículas de água (b) Coeficiente de coleta local sobre um aerofólio perfil NACA 0012 com $\alpha=0^\circ$ e $M_\infty=0,8$ e gotículas de água de $MVD=12 \mu m$.

DESCRIÇÃO DO MODELO MATEMÁTICO

O sistema de coordenadas utilizado para a descrição do modelo matemático é apresentado na Fig. 4 onde se destacam as diferentes regiões do escoamento de fluido e a superfície sólida do aerofólio que são objeto da modelagem.

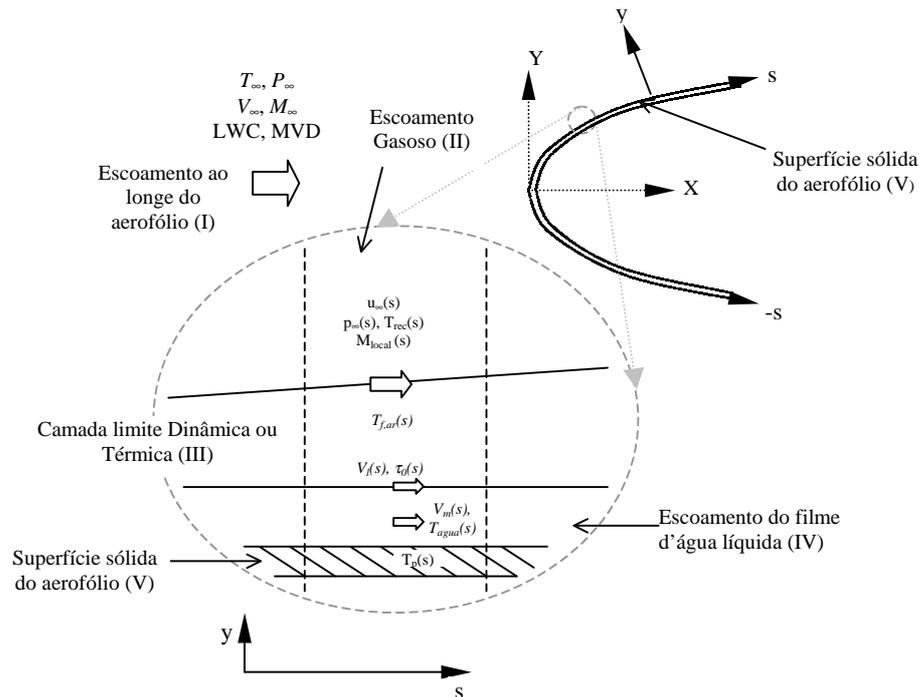


Figura 4: Domínios (I, II, III, IV, V) e sistema de coordenadas utilizadas no modelo matemático.

Os domínios utilizados na modelagem matemática do problema são: 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. Desse modo, 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.

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 fornecida 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:

$$T_{f,ar} = T_{interface} + 0,5 \cdot (T_{\infty} - T_{interface}) + 0,22 \cdot (T_{rec} - T_{interface}) \quad (4)$$

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. (7), $T_{interface}$ é a temperatura na interface entre os domínios III e IV, mostrado na Fig.4, ou seja, $T_{interface} = T_{agua}$, no caso do filme de água não existir $T_{interface}$ é a temperatura da parede do aerofólio $T_{interface} = T_p$.

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

$$F = \begin{cases} F = 1 & \Rightarrow \text{molhado} \\ 0 < F < 1 & \Rightarrow \text{parcialmente molhado} \\ F = 0 & \Rightarrow \text{seco} \end{cases} \quad (5)$$

A aplicação da Primeira Lei da Termodinâmica à superfície sólida do aerofólio e a Eq.(5) resultam numa equação única que abrange três possibilidades, a saber: volume finito totalmente ou parcialmente molhado e totalmente seco. Essa equação é dada por:

$$\frac{d}{ds} \left(k_p \frac{dT_p}{ds} \right) - F \cdot h_f \cdot (T_p - T_{agua}) + Q''_{anti-gelo} + (1 - F) \cdot [-h_{\infty} \cdot (T_p - T_{rec})] = 0 \quad (6)$$

$$T_{rec} = (1 - r) \cdot T_{local} + r \cdot T_{estag} \quad (7)$$

$$T_{estag} = T_{\infty} + \frac{V_{\infty}^2}{2c_{p,ar}} \quad \text{e} \quad T_{local} = \frac{T_{estag}}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{local}^2} \quad (8) \text{ e } (9)$$

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:

$$\frac{dT_p}{ds} = 0 \quad (10)$$

Define-se o coeficiente global de transferência de calor entre a parede do aerofólio e o escoamento gasoso como:

$$U_{\infty} = \frac{\dot{Q}_{perdido}}{1 \cdot \Delta s \cdot \Delta T} \quad (11)$$

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

$$R_t = \begin{cases} F > 0 \Rightarrow \frac{1}{1 \cdot \Delta s \cdot h_\infty} + \frac{1}{1 \cdot \Delta s \cdot h_f} \\ F = 0 \Rightarrow \frac{1}{1 \cdot \Delta s \cdot h_\infty} \end{cases} \quad \text{e} \quad \Delta T = T_{rec} - T_p$$

O coeficiente global U_∞ foi definido para permitir a comparação dos resultados do presente modelo com os resultados experimentais de AL-KHALIL et al. (1997).

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:

$$T_{f,água} = T_p + 0,5 \cdot (T_{água} - T_p) \quad (12)$$

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 ao filme de água líquida resulta em:

$$\begin{aligned} & -F \cdot A \cdot h_\infty \cdot (T_{água} - T_{rec}) + F \cdot A \cdot h_f \cdot (T_p - T_{água}) + \dot{m}_{entra} \cdot c_{p,água} \cdot (T_{entra} - T_{ref}) + \\ & + F \cdot \dot{m}_{imp} \cdot \left[c_{p,água} \cdot (T_{gota} - T_{ref}) + \frac{u_{gota}^2}{2} \right] - \dot{m}_{sai} \cdot c_{p,água} \cdot (T_{sai} - T_{ref}) + \\ & - F \cdot \dot{m}_{evap} \cdot \left[h_{lv} + c_{p,água} \cdot (T_{água} - T_{ref}) \right] = 0 \end{aligned} \quad (13)$$

Onde T_{ref} é a temperatura de referência para o cálculo da entalpia, F é o fator de molhabilidade definido pela Eq. (5) e $T_{água}$ é dada por:

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

O coeficiente de transferência de calor por convecção para o filme de água líquida h_f é calculado com a aplicação da Analogia de Reynolds no filme de água líquida (IV), que é dada por:

$$St = \frac{C_{f,p}}{2} \cdot Pr^{-2/3} \quad \text{e} \quad St = \frac{h_f}{V_l \cdot \rho_{água} \cdot c_{p,água}} \quad (14)$$

A aplicação da conservação da massa no filme de água sobre o aerofólio resulta:

$$\dot{m}_e + \dot{m}_{imp} = \dot{m}_s + \dot{m}_{evap} \quad (16)$$

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

$$\dot{m}''_{evap} = g_m \cdot B_m \quad \text{e} \quad g_m = \text{St} \cdot G_\infty \cdot \text{Le}^{\frac{2}{3}} \cdot \frac{\ln(1+B_m)}{B_m} \quad (17)$$

$$\text{St} = \frac{h_\infty}{G_\infty \cdot c_{p,ar}} \quad \text{e} \quad G_\infty = \rho_{ar} \cdot u_\infty \quad \text{e} \quad \text{Le} = \frac{D_{\acute{a}gua,ar} \cdot \rho_{ar} \cdot c_{p,ar}}{k_{ar}} \quad (18)$$

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

$$B_m = \frac{m_{H_2O,S} - m_{H_2O,G}}{m_{H_2O,S} - 1} \quad \text{e} \quad m_{H_2O,i} = \frac{P_{vap,i}}{1,61 \cdot P_{mist,G} - 0,61 \cdot P_{vap,i}} \quad (19)$$

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

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. 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 .

Para o seu modelo, 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:

$$b_h = \frac{\dot{m}''_{evap} \cdot c_{p,ar}}{h_\infty} = \frac{\dot{m}''_{evap} / G_\infty}{\text{St}} \quad \text{e} \quad \frac{h_\infty^*}{h_\infty} = \frac{b_h}{e^{b_h} - 1} \quad (20)$$

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.

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. O comprimento entre a seção de entrada do elemento de volume finito e o local onde o filme de água líquida é dado por:

$$\Delta s^* = \frac{\dot{m}_{entra}}{\dot{m}''_{evap} - \dot{m}''_{imp}} \quad (21)$$

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 da corda e uma unidade de distância na direção da envergadura.

Pode-se definir o fator de molhabilidade da superfície como:

$$F = \frac{\Delta s^*}{\Delta s} \quad (22)$$

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

$$\dot{m}_{imp} = V_{\infty} \cdot \beta(s) \cdot LWC \cdot \Delta s \cdot 1 \quad (23)$$

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 de contorno para a Eq. (16) no ponto de estagnação ($s=s_e$) é:

$$\dot{m}_{entra} \Big|_{s=s_e} = 0 \quad (24)$$

Ou seja, no primeiro volume finito a jusante do ponto de estagnação não há fluxo de entrada de água líquida.

Na ocorrência de congelamento despreza-se o efeito da entalpia de solidificação na equação da Primeira Lei da Termodinâmica, Eq. (13), 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.

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 ($273,15 \text{K}$), a vazão de água líquida não- evaporada é utilizada na avaliação de uma estimativa preliminar para a taxa de acúmulo de gelo no elemento de volume finito dada por:

$$\left. \frac{\partial \dot{m}_{gelo}}{\partial t} \right|_{vc} = \dot{m}_{entra} + \dot{m}_{imp} - \dot{m}_{evap} \quad (25)$$

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.

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

$$\frac{1}{\rho_{\text{água}}} \cdot \frac{\partial p_{\infty}}{\partial s} = v_{\text{água}} \cdot \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \quad (26)$$

Admite-se que o perfil de velocidades é parabólico e é dado por:

$$v(s, y) = a(s) \cdot y^2 + b(s) \cdot y + c(s) \quad (27)$$

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

$$\mu_{\text{agua}} \left. \frac{dv}{dy} \right|_{y=\delta_f} = \tau_0 + \dot{m}_{\text{imp}}'' \cdot u_{\text{gota}} \quad \text{e} \quad v(s,0) = 0 \quad (28)$$

Considerando o perfil parabólico de velocidades, Eq. (37), e as condições de contorno definidas pela Eq. (28), a solução da Eq. (30) é dada por:

$$v(s,y) = \frac{\partial p}{\partial s} \cdot \frac{y^2}{2 \cdot \mu_{\text{agua}}} + \left[\tau_0 + \dot{m}_{\text{imp}}'' \cdot u_{\text{gota}} - \delta_f(s) \cdot \frac{\partial p_{\infty}}{\partial s} \right] \cdot \frac{y}{\mu_{\text{agua}}} \quad (29)$$

A partir da Eq. (34) pode-se obter vários parâmetros do filme de água líquida como: velocidade média do filme de água líquida; velocidade do filme na interface líquido-mistura gasosa ($y=\delta_f$); espessura do filme de água líquida; coeficiente de atrito entre o filme de água e a superfície do aerofólio ($y=0$); tensão de cisalhamento exercida pelo filme de água líquida na superfície do aerofólio (interface líquido-parede do aerofólio, $y=0$).

CAMADA LIMITE DO ESCOAMENTO GASOSO

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 aplicação destas hipóteses à equação camada limite dinâmica laminar resulta em:

$$\frac{u_{\infty}}{v_{ar}} \cdot \frac{d\delta_2}{ds} = F(\lambda) \quad \text{e} \quad \lambda = \frac{\delta_2^2}{v_{ar}} \cdot \frac{du_{\infty}}{ds} \quad (30)$$

Para simplificar a integração da Eq. (30), THWAITES (apud KAYS e CRAWFORD, 1993) desenvolveu uma aproximação com base nas soluções exatas que é dada por $F(\lambda) = 0,44 - 5,68 \cdot \lambda$.

A partir da integração da Eq. (30), 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:

$$\delta_2 = \frac{0,664 \cdot v_{ar}^{0,5}}{u_{\infty}^{2,84}} \cdot \left[\int_{s_e}^{s_{tr}} u_{\infty}^{4,68} \cdot ds \right]^{\frac{1}{2}} \quad (31)$$

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:

$$C_f = \frac{2 \cdot l(\lambda)}{\text{Re}_{\delta_2}} \quad \text{e} \quad \text{Re}_{\delta_2} = \frac{u_{\infty} \cdot \delta_2}{v_{ar}} \quad (32)$$

$$l(\lambda) = \begin{cases} 0 < \lambda < 0,1 \Rightarrow 0,225 + 1,61 \cdot \lambda - 3,75 \cdot \lambda^2 + 5,24 \cdot \lambda^3 \\ -0,1 < \lambda < 0 \Rightarrow 0,225 + 1,472 \cdot \lambda - \frac{0,0147 \cdot \lambda}{\lambda + 0,107} \end{cases} \quad (33)$$

A equação da camada limite térmica na forma integral é dada por:

$$\frac{d\Delta_2}{ds} + \Delta_2 \cdot \left(\frac{1}{u_{\infty}} \cdot \frac{du_{\infty}}{ds} + \frac{1}{\Delta T} \cdot \frac{d\Delta T}{ds} \right) = \text{St} = \frac{\text{Nu} \cdot k_{ar}}{s \cdot G_{\infty} \cdot c_p} \quad (34)$$

AMBROK (1957) resolveu a Eq (34) admitindo: efeito desprezível do gradiente de pressão; o raio de curvatura R muito grande; o efeito da evaporação desprezível ($v_0=0$); o escoamento incompressível; o número de Nusselt \mathbf{Nu} do escoamento no regime laminar sobre uma superfície levemente curvada e com gradiente de pressão nulo dado por $\mathbf{Nu}_s = 0,3 \cdot \mathbf{Re}_s^{\frac{1}{2}}$. Assim AMBROK(1957) obteve:

$$\mathbf{Nu}_s = 0,3 \frac{\mathbf{Re}_s \cdot \Delta T}{\left[\int_{s_e}^{s_{tr}} \frac{u_\infty \Delta T^2}{v_{ar}} ds \right]^{1/2}} \quad \text{e} \quad \mathbf{Re}_{\Delta_2} \cdot \Delta T = 0,83 \cdot \left[\int_{s_e}^{s_{tr}} \frac{u_\infty \cdot \Delta T^2}{v_{ar}} ds \right]^{1/2} \quad (35)$$

$$\mathbf{Nu}_s = \frac{h_\infty \cdot s}{k_{ar}} \quad , \quad \mathbf{Re}_{\Delta_2} = \frac{u_\infty \cdot \Delta_2}{v_{ar}} \quad \text{e} \quad \Delta T = |T_{interface} - T_{rec}|$$

SMITH e SPALDING (1958) desenvolveram uma expressão para cálculo da espessura de condução no ponto de estagnação ($s \rightarrow s_e$) que é dada por:

$$\left(\frac{\Delta_4}{c} \right)^2 \left(\frac{V_\infty \cdot c}{v_{ar}} \right) = 4,07 \cdot \left[\frac{d(u_\infty/V_\infty)}{d(s/c)} \right]_{s-s_e}^{-1} \quad \text{e} \quad \Delta_4 = \frac{k_{ar}}{h_\infty} \quad (36)$$

KAYS e CRAWFORD (1993) desenvolveram a equação da quantidade de movimento na forma integral para a camada limite dinâmica turbulenta, admitindo as seguintes hipóteses simplificadoras: regime permanente; $u^+ = 8,75 \cdot (y^+)^{\frac{1}{7}}$ válida toda a espessura da camada limite, e conseqüentemente $\delta_1/\delta_2 = 1,29$; 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 resulta em:

$$C_f = \frac{d\delta_2}{ds} + 3,29 \cdot \frac{\delta_2}{u_\infty} \cdot \frac{du_\infty}{ds} \quad (37)$$

Com a hipótese de perfil de velocidades para a camada limite dinâmica com potência $n = 1/7$, temos as expressões:

$$\frac{C_f}{2} = 0,0125 \cdot \mathbf{Re}_{\delta_2}^{-0,25} \quad \text{e} \quad \delta_2 = \frac{0,036 \cdot v_{ar}^{0,2}}{u_\infty^{3,29}} \left[\int_{s_{tr}}^s u_\infty^{3,86} ds \right]^{0,8} + \delta_{2,tr} \quad (38)$$

Onde s_{tr} é o ponto de transição abrupta, δ_{2tr} 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, $\delta_{2,lam} = \delta_{2,turb}$.

Para a resolução da camada limite térmica turbulenta considerando o efeito da variação da temperatura de superfície, KUTATELADZE E LEONT'EV (1964) admitiram as seguintes hipóteses: regime permanente; efeito do gradiente de pressão desprezível; perfil de velocidades da camada limite dado por $u^+ = C \cdot (y^+)^n$ com $n = 1/7$; efeito da evaporação desprezível ($v_0=0$); superfície levemente curvada; escoamento incompressível. Assim a camada limite térmica turbulenta é descrita por:

$$\frac{d\Delta_2}{ds} + \Delta_2 \cdot \left(\frac{1}{u_\infty} \cdot \frac{du_\infty}{ds} + \frac{1}{\Delta T} \cdot \frac{d\Delta T}{ds} \right) = \mathbf{St} \quad (39)$$

A integração da Eq. (39) resulta em:

$$\mathbf{St} = 0,0126 \cdot \mathbf{Pr}^{-0,75} \cdot \mathbf{Re}_{\Delta_2}^{-0,25} \quad (40)$$

$$\mathbf{Re}_{\Delta_2} = \frac{1}{\Delta T} \cdot \left[0,01575 \cdot \mathbf{Pr}^{-0,75} \cdot \mathbf{Re}_{\infty} \cdot \int_{S_{tr}}^S u_G \cdot \Delta T^{1,25} \cdot dS + (\mathbf{Re}_{\Delta_2} \cdot \Delta T)_{S_{tr}}^{1,25} \right]^{0,8} \quad (41)$$

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

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

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:

$$q''(s) = [1 - \xi(s)] \cdot q''_{lam}(s) + \xi(s) \cdot \bar{q}''_{turb}(s, s_{tr}) \quad (42)$$

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 , $\bar{q}''_{turb}(s, s_{tr})$ o fluxo de calor médio turbulento na posição s e com a transição abrupta no ponto s_{tr} . Adimensionalizando e desenvolvendo a Eq. (42) para vários trechos:

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

$$\mathbf{St}(s) = \mathbf{St}_{lam}(\mathbf{Re}_s) \quad (43)$$

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

$$\mathbf{St}(s) = [1 - \xi(s)] \cdot \mathbf{St}_{lam}(\mathbf{Re}_s) + \xi(s) \cdot \mathbf{St}_{turb}(\mathbf{Re}_s, \mathbf{Re}_{s_m} - \mathbf{Re}_{2\bar{\sigma}}) \quad (44)$$

- para $s > s_m$

$$\mathbf{St}(s) = [1 - \xi(s)] \cdot \mathbf{St}_{lam}(\mathbf{Re}_s) + \xi(s) \cdot \mathbf{St}_{turb}(\mathbf{Re}_s, \mathbf{Re}_{s_m}) \quad (45)$$

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

$$\mathbf{Re}_s = \frac{u_{\infty} \cdot s}{V_{ar}}, \quad \mathbf{Re}_{s_m} = \frac{u_{\infty} \cdot s_m}{V_{ar}}, \quad \mathbf{Re}_{\bar{\sigma}} = \frac{u_{\infty} \cdot \bar{\sigma}}{V_{ar}}$$

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:

$$\xi(\mathbf{Re}_s) = \int_{-\infty}^{\mathbf{Re}_s} \frac{1}{\mathbf{Re}_{\bar{\sigma}} \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(\mathbf{Re}_s - \mathbf{Re}_{s_m})^2}{2\mathbf{Re}_{\bar{\sigma}}^2}} d\mathbf{Re}_s \quad (46)$$

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 $\bar{\sigma}$.

SILVA (2002) apresentou a validação dos resultados numéricos das expressões para camada limite térmica utilizadas no presente modelo. O autor comparou os resultados numéricos do coeficiente de transferência de calor por convecção para escoamentos sobre superfícies isotérmicas e não-isotérmicas com dados experimentais da literatura aberta para um aerofólio aquecido perfil NACA 652016.

ESTRUTURA DO PROGRAMA DE SIMULAÇÃO

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 rotinas escritas para o programa *GNU PLOT* (WILLIAMS e KELLEY, 1998).

RESULTADOS

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. Desses testes, quatro casos são representativos e compatíveis com os objetivos do presente trabalho. O presente modelo foi aplicado aos quatro casos escolhidos e os resultados da simulação foram comparados com os resultados experimentais e numéricos obtidos por AL-KHALIL et al. (1997). MORENCY, TEZOK e PARASCHIVOIU (1999a, 1999b) também utilizaram o trabalho de AL-KHALIL et al. (1997) para validar o simulador *CANICE*.

O perfil utilizado por AL-KHALIL et al. (1997) nos testes de túnel de gelo na *NASA* foi um *NACA 0012*, com 0,914 m (36 pol.) de corda e 1,829 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 0,66 m (26 pol.).

A Tab. I apresenta a localização dos aquecedores elétricos instalados no bordo de ataque do corpo de teste.

TABELA I - 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)

Foram escolhidos para comparação, os seguintes casos experimentais de AL-KHALIL et al. (1997): 22A, 35A, 67A e 22B. A Tab. II apresenta as condições experimentais para os testes realizados no túnel de gelo para cada caso.

TABELA II - CONDIÇÕES DE TESTE DO SISTEMA ANTIGELO

	Casos			
	22A	22B	35A	67A
T_{∞} [K]	265,5	265,5	254,4	251,4
M_{pe}	0,137	0,137	0,14	0,281
α	0°	0°	0°	0°
LWC [g/m ³]	0,78	0,78	0,78	0,55
MVD [μm]	20	20	20	20
s_H/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.

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

TABELA III - FLUXO DE CALOR DOS AQUECEDORES ELÉTRICOS

Região	Casos			
	22A [kW/m ²]	22B [kW/m ²]	35A [kW/m ²]	67A [kW/m ²]
F	9,92	2,64	12,09	20,15
D	10,23	2,95	11,78	21,70
B	32,55	4,03	34,1	32,55
A	46,50	4,81	46,50	43,40
C	18,60	2,95	23,25	26,35
E	6,98	3,41	6,67	18,60
G	10,24	2,33	12,71	18,60

FONTE: AL-KHALIL et al. (1997)

As Fig. 5a e 5b 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 22B podem ser representados também pelas Fig. 8a e 8b, pois a condição de voo é praticamente a mesma do caso 22A.

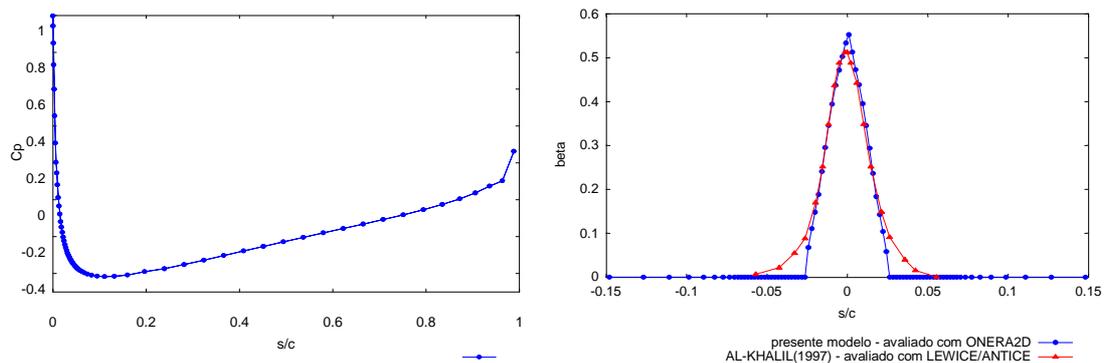


Figura 5: (a) Coeficiente de Pressão C_p (b) Coeficiente de coleta local $\beta(s)$, Caso 22A, perfil NACA0012

Nas Fig. 6a e Fig. 6b são apresentados os resultados das distribuições de C_p e de $\beta(s)$ para o caso 67A calculadas por meio do **ONERA2D**.

O caso 22A foi simulado admitindo-se a transição na posição $s_m/c=0,08$ e com um desvio padrão $\bar{\sigma}/c=0,04$. O filme de água líquida desapareceu na posição $s/c=0,0284$ no extradorso e $s/c=-0,0284$ no intradorso. AL-KHALIL et al. (1997) informaram que o ponto de transição abrupta ocorreu na posição $s_{tr}/c=0,0556$, porém aqueles autores não publicaram nenhuma demonstração ou medição experimental

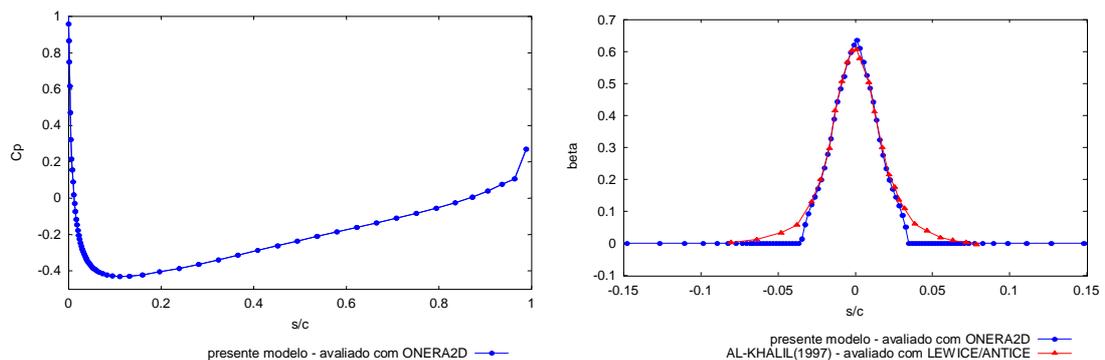


Figura 6: (a) Coeficiente de Pressão C_p (b) Coeficiente de coleta local $\beta(s)$, Caso 67A, perfil NACA0012.

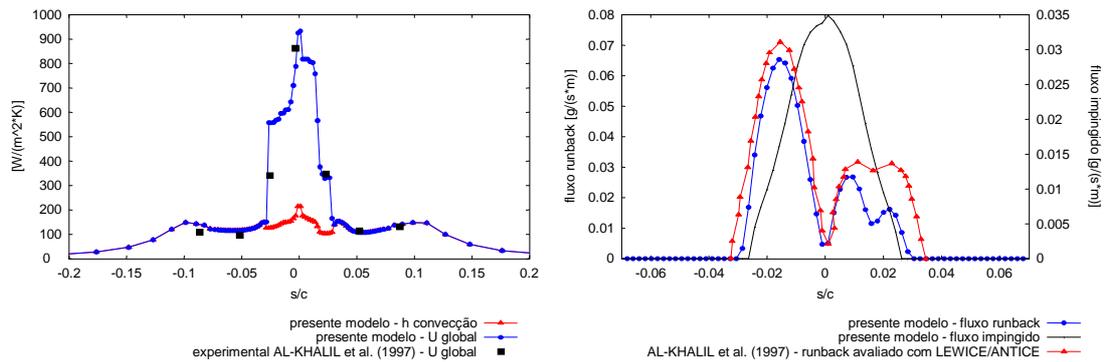


Figura 7: (a) Distribuição de h_{∞} e U_{∞} (b) Distribuição de Fluxo de Runback e Impingido sobre o Aerofólio, Caso 22A, perfil NACA0012.

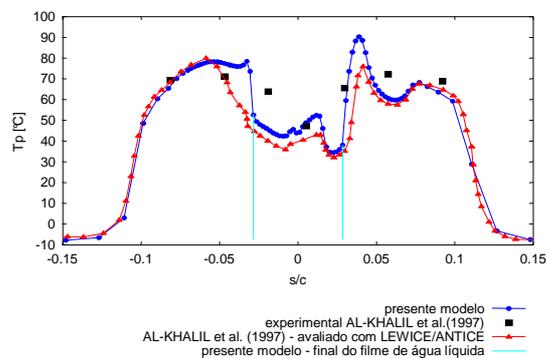


Figura 8: Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio, Caso 22A, perfil NACA0012 – Comparação com **LEWICE/ANTICE**.

A Fig. 7 apresenta a comparação dos resultados para fluxo de água líquida e U_{∞} avaliado com o presente modelo e os resultados numéricos de AL-KHALIL et al. (1997) avaliados com o programa **LEWICE/ANTICE**.

Na Fig. 8, os resultados do presente modelo para a distribuição de temperatura da superfície sólida T_p são comparados com os resultados experimentais e numéricos de AL-KHALIL et al. (1997).

Na Fig. 9, 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_{∞} calculado por meio do método integral da camada limite, e **CANICE FD**, que avalia a camada limite térmica por meio de diferenças finitas.

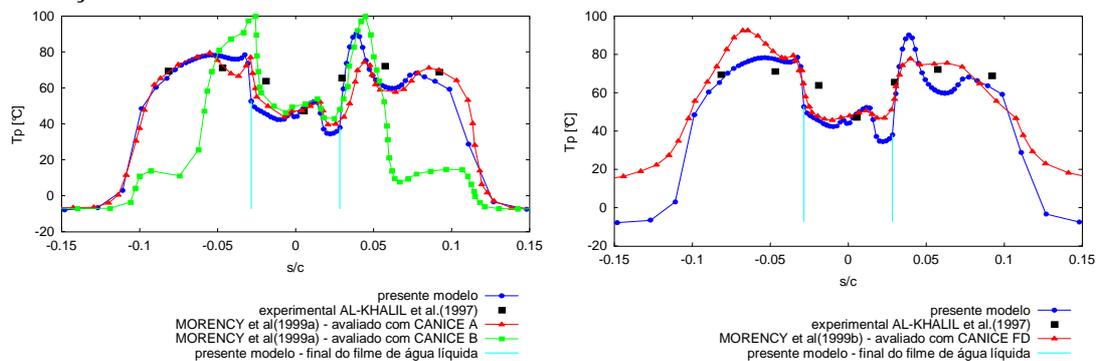


Figura 9: (a) Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio, Comparação com **CANICE A/B** (b) Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio, Caso 22A, perfil NACA0012, Comparação com **CANICE FD**.

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) foi avaliada uma incerteza experimental máxima de $\pm 2,4$ °C, no entanto, os autores não consideraram a incerteza da posição do termopar nem o efeito da condução térmica na chapa de aço de 0,2 mm.

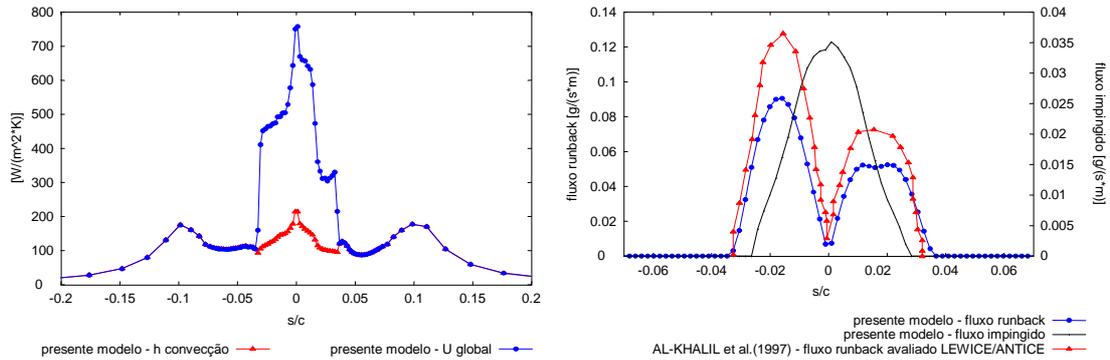


Figura 10: (a) Distribuição h_{∞} e U_{∞} (b) Distribuição de Fluxo de Runback e Impingido sobre o Aerofólio, Caso 35A, perfil NACA0012.

O caso 35A foi simulado (ver Fig. 13 e 14) com a transição na posição $s_{tr}/c=0,082$ e com um desvio padrão $\bar{\sigma}/c=0,02$. O filme de água líquida desapareceu na posição $s/c=0,0347$ no extradorso e em $s/c=-0,0362$ no intradorso. AL-KHALIL et al. (1997) estimaram que a transição abrupta ocorreria em $s_{tr}/c=0,0556$, nesse caso também não demonstraram a validade dessa estimativa nem publicaram medições experimentais.

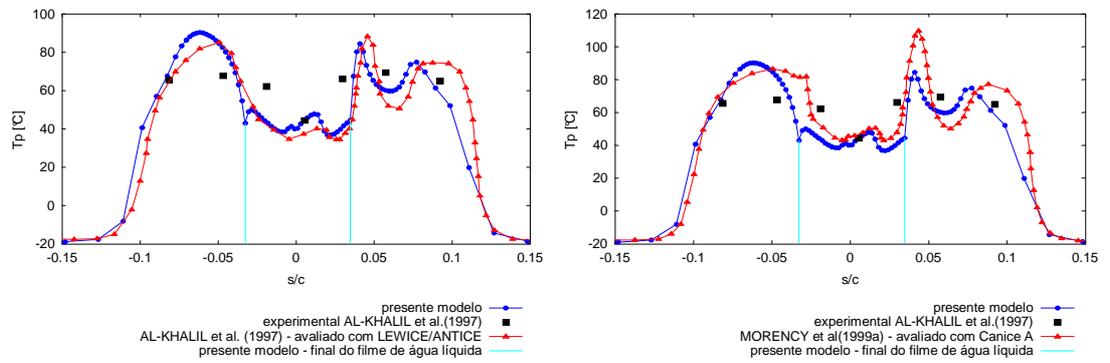


Figura 11: (a) Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio, Comparação com **LEWICE/ANTICE** (b) Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio, Caso 35A, perfil NACA0012, Comparação com **CANICE A**.

O caso 67A foi simulado (ver Fig. 12 e 13) com a transição na posição $s_{tr}/c=0,14$ e com um desvio padrão $\bar{\sigma}/c=0,035$. Como nos casos 22A e 35A, AL-KHALIL et al. (1997) fixaram que a transição abrupta ocorreria em $s_{tr}/c=0,0556$.

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 $\sum \dot{m}_{imp} = 1,0 \text{ g}/(\text{s.m})$.

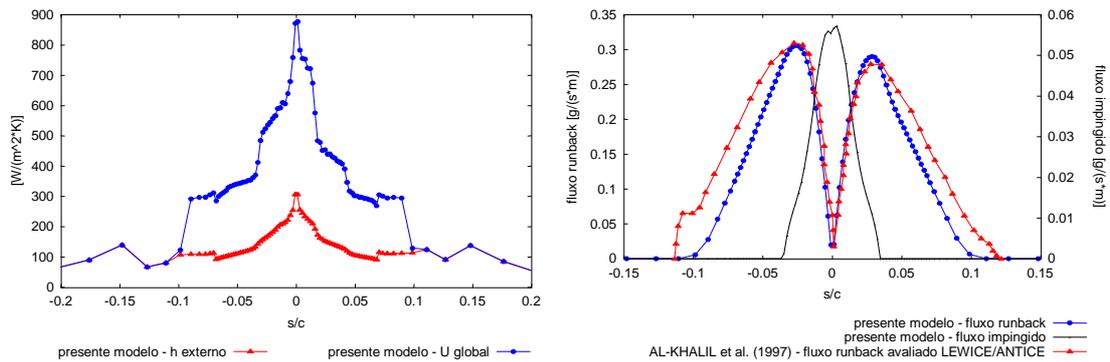


Figura 12: (a) Distribuição de h_{∞} e U_{∞} (b) Distribuição de Fluxo de Runback e Impingido sobre o Aerofólio, Caso 67A, perfil NACA0012

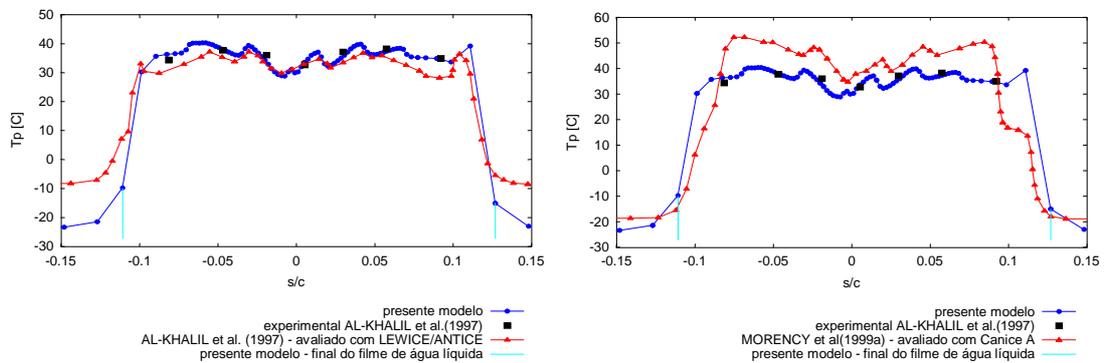


Figura 13: (a) Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio, Comparação com LEWICE/ANTICE (b) Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio, Caso 67A, perfil NACA0012, Comparação com CANICE.

O caso 22B foi simulado (ver Fig. 14 e 15) com a transição 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.

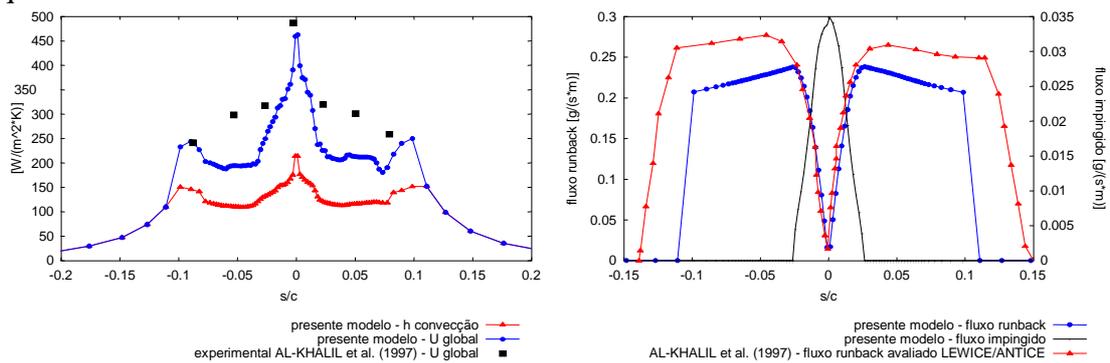


Figura 14: (a) Distribuição de h_{∞} e U_{∞} (b) Distribuição de Fluxo de Runback e Impingido sobre o Aerofólio, Caso 22B, perfil NACA0012.

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. 15) não foi utilizada para encontrar os parâmetros da região de transição como feito nos casos 35A e 67A, pois o presente modelo tem aplicação limitada em faixas de temperatura perto de $0^{\circ}C$, por não considerar a entalpia de solidificação. AL-KHALIL et al. (1997) estimaram que a transição abrupta ocorreria em $s_{tr}/c=0,0347$, sem

demonstrar a validade dessa estimativa. Houve congelamento na posição $s/c=0,1108$ no extradorso com uma taxa de congelamento inicial estimada de $0,201 \text{ g/(s.m)}$, e em $s/c=-0,1108$ no intradorso com uma taxa de $0,205 \text{ g/(s.m)}$. Estes valores são significativos se comparados ao fluxo total de água impingida no aerofólio $\sum \dot{m}_{imp} = 0,502 \text{ g/(s.m)}$.

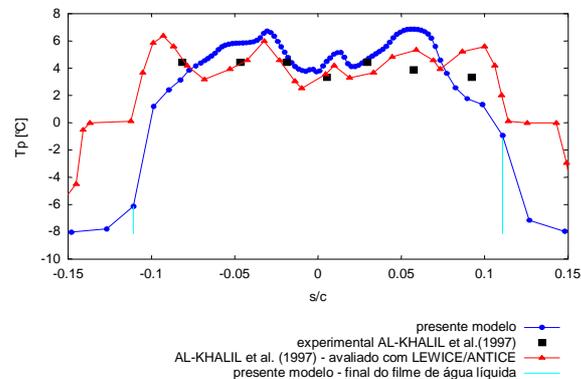


Figura 15: Distribuição de Temperaturas da Parede do Aerofólio, Caso 22B, perfil NACA0012.

CONCLUSÃO

Na modelagem e 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 modelo foi implementado com sucesso e os resultados obtidos foram considerados satisfatórios, tendo sido atingidos todos os objetivos pretendidos. A partir de um pré-processamento do escoamento em torno de um aerofólio e do coeficiente de coleta local das gotículas de água, o presente modelo é capaz de prever os efeitos da operação do 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.

AGRADECIMENTOS

Os autores são gratos ao Prof. Dr. Euryale Jorge G. J. Zerbini pelas suas inúmeras e essenciais contribuições ao longo deste trabalho; ao Prof. Dr. Marcos de Mattos Pimenta, pelas suas sugestões na área de transição laminar-turbulenta e à Empresa Brasileira de Aeronáutica – EMBRAER S.A., representada pelo Gerente de Sistemas Ambientais e Engenharia de Interiores, Eng. Acir de Almeida Padilha Jr., e pelo Líder de Sistemas Ambientais, Eng. Eduardo Corrêa Borges, pela oportunidade de estudo deste assunto e pelo apoio que possibilitou a conclusão deste trabalho.

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.
- 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.
- 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.
- 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.)
- GUFFOND, D.; BRUNET, L. **Validation du programme bidimensionnel de captation**. Châtillon Cedex, Office National D'Études et de Recherches Aéropatiales, 1988. (ONERA Rapport Technique. RP 20/5146 SY, 52 p.)
- KAYS, W. M.; CRAWFORD, M.E. **Convective heat and mass transfer**. New York, McGraw-Hill, 1993.
- KUTATELADZE, S. S.; LEONT'EV, A. I. **Turbulent boundary layers in compressible gases**. London, Arnold Editors, 1964.
- 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/
- 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.
- 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 National Advisory Committee for Aeronautics, Contract Naw-6494, 1957, 32 p.)
- SCHUBAUER, G. B.; KLEBANOFF, P. S. **Contributions on the mechanics of boundary-layer transition**. Washington, National Advisory Committee for Aeronautics, 1955. (National Bureau of Standards, NACA Report, 1289, 11 p.)
- SILVA, G. A. L. **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.
- SPALDING, D. B. **Convective mass transfer, an introduction**. New York, McGraw-Hill, 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.
- WILLIAMS, T.; KELLEY, C. **Gnuplot – an interactive plotting program**. s.l., 1998. Guia do Usuário On-line. Disponível em: <<ftp://ftp.dartmouth.edu/pub/gnuplot>>. Acesso em: 10 set. 1999.