



## SIMULAÇÃO DOS EFEITOS DA FORMAÇÃO DE GELO EM PERFIS AERODINÂMICOS

Eng. Vagner Barbosa Cruz<sup>1</sup>  
Prof. Dr. Carlos Daniel Ebinuma<sup>2</sup>

Unesp Campus de Guaratinguetá - Departamento de Energia  
Av. Dr. Ariberto Pereira da Cunha, 333, caixa postal 205 - Guaratinguetá, SP - 12.516-410  
1 e-mail: vbcruz@uol.com.br  
2 e-mail: ebinuma@feg.unesp.br

**Resumo:** *O acúmulo de gelo na superfície de uma aeronave é um problema de grande importância que pode afetar aviões e helicópteros, provocando aumento do arrasto aerodinâmico e do peso da aeronave, diminuição da visibilidade, mal funcionamento de sistemas de controle, alterações no funcionamento de alguns instrumentos, perda de potência nos motores e outros efeitos diversos. As propriedades aerodinâmicas da asa mudam em detrimento do desempenho e segurança do voo. É devido ao acúmulo de gelo no bordo de ataque da asa, o qual provoca mudança significativa na geometria da seção transversal da asa. No trabalho realizado estuda-se o efeito do aumento do coeficiente de arrasto devido à formação de gelo em um perfil NACA 0012. Utiliza-se o Método dos Elementos Finitos com o uso do pacote comercial ANSYS / Multiphysics University High 5.6, os valores obtidos são comparados com resultados experimentais e com resultados obtidos através do Método dos Painéis.*

**Palavras-chave:** *aerodinâmica, coeficiente de arrasto, escoamento externo, perfis aerodinâmicos, método dos Elementos Finitos.*

### 1. INTRODUÇÃO

Nas últimas décadas houve um aumento significativo na atividade de desenvolvimento de métodos computacionais para prever os efeitos da formação de gelo em aeronaves. Isto deve-se ao fato de que a formação de gelo é um grande causador de acidentes. Segundo Khodadoust & Bragg (1995) a formação de gelo nas superfícies de uma aeronave é um problema que já vem sendo estudado desde a década de 30, o primeiro trabalho em túnel de vento nos Estados Unidos provavelmente foi o realizado por Gulick em 1938 que testou uma asa em escala 1/16 no túnel de vento de Langley para simular a formação de gelo. Uma redução de 25% na sustentação e um aumento de 90% no arrasto foram obtidos para as condições testadas.

Calay et al. (1997) realizaram uma série de testes em túnel de vento com o perfil NACA 0012 para simular os efeitos aerodinâmicos do gelo. Os efeitos de arrasto e sustentação foram obtidos usando no túnel de vento três geometrias de gelo de forma triangular em três diferentes posições da corda. Os resultados mostraram um grande grau de sensibilidade das características aerodinâmicas de escoamento para a forma e a posição da corda no acréscimo de gelo, e através disso destacaram a necessidade de um modelo de previsão realístico para o crescimento de gelo.

## 1.1. Fatores de Congelamento

Os fatores ambientais que afetam a formação de gelo são: conteúdo de água líquida (Liquid Water Content - LWC), temperatura, e tamanho da gotícula.

O conteúdo de água líquida da nuvem (LWC) é a densidade de água líquida em uma nuvem expressa em gramas de água por metro cúbico (g/m<sup>3</sup>) ou por quilograma (g/kg) de ar.

A temperatura afeta a severidade e o tipo de formação de gelo. A maior parte da formação de gelo tende a acontecer no intervalo de temperatura entre 0° C e -20° C..

O tamanho da gotícula pode influenciar a formação de gelo, mas não é tão importante quanto LWC e temperatura. O tamanho da gotícula afeta a coleta de gotas pelas superfícies da aeronave.

Gotículas pequenas tendem a colidir no aerofólio próximo ao plano do bordo de ataque. Gotas maiores podem cruzar o bordo de ataque e colidir mais atrás.

Devido ao fato dos dispositivos de degelo e anti-gelo estarem localizados tipicamente perto das extremidades dianteiras dos aerofólios, a formação de gelo mais para trás no aerofólio torna-se mais difícil de remover.

A formação de gelo pode ocorrer em qualquer altitude à qual os aviões podem voar. A maior ocorrência de formação de gelo acontece em torno de 3000 m, com aproximadamente 50% de ocorrências entre 1500 m e 4000 m.

## 1.2. Formas de Gelo

As principais formas de gelo encontradas são:

**Gelo Rime:** rugoso, leitoso, gelo opaco formado pelo congelamento instantâneo de gotículas pequenas de água super-resfriadas.

**Gelo Glaze:** brilhoso, gelo claro ou translúcido formado pelo congelamento relativamente lento de gotículas grandes de água super-resfriadas.

**Gelo Misto:** uma mistura de gelo rime e gelo glaze.

## 1.3. Severidade da Formação de Gelo

Politovich & Thompson (1993) classificam em quatro categorias de severidade:

**Traços:** taxa de acumulação de gelo é ligeiramente maior que a perda devido a sublimação. São necessárias ações se o gelo for encontrado durante mais de uma hora.

**Leve:** taxa de acúmulo pode criar um problema caso a aeronave permaneça durante uma hora ou mais neste ambiente, é o tipo mais frequentemente encontrado. Uso ocasional de equipamentos de degelo e anti-gelo é necessário para prevenir ou remover o acúmulo.

**Moderado:** taxa de acúmulo tão grande que mesmo um encontro durante um pequeno intervalo de tempo pode tornar-se perigoso. Nestas condições o uso de equipamentos de degelo e/ou anti-gelo são necessários.

**Severo:** o gelo acumula tão rapidamente que equipamentos de degelo ou anti-gelo não podem controlar ou reduzir o perigo, é necessário uma ação imediata por parte do piloto.

## 1.4. Efeitos do Congelamento na Aeronave

A formação de gelo em aeronaves ocasiona uma série de problemas tais como:

- **Efeitos Aerodinâmicos:** aumento no arrasto e diminuição na sustentação e talvez vibração na cauda.

- **Efeito do Peso do Gelo:** alteração no centro de gravidade, aumento no consumo de combustíveis etc.

- **Efeitos Sobre os Instrumentos:** erros na medição de altitude e velocidade do ar, caso o gelo acumule em extremidades de tubos de pitot ou aberturas estáticas.

- **Efeitos Nos Sistemas de Controle:** gelo pode acumular nas superfícies de controle ou nos espaços entre elas. Em casos extremos os mecanismos de controle podem ser esmagados. Flaps, slats, tabs e subestruturas podem ser igualmente afetados.

- **Congelamento no Motor:** nos motores à jato, as partes mais suscetíveis são a borda da entrada, e as palhetas. Caso ocorra desprendimento de pedaços de gelo as palhetas da turbina podem ser afetadas se o gelo colidir contra elas.

- **Efeitos Variados:** obstrução na visibilidade e mau funcionamento de outros sistemas.

## 1.5. Métodos de Proteção

O gelo pode ser formado sobre a superfície da asa para posterior remoção, ou evita-se a formação do gelo sobre as asas.

Os sistemas que permitem a formação de gelo para posterior remoção são denominados de sistemas de degelo, e os que evitam a formação de gelo são denominados de sistemas anti-gelo.

Há no mercado hoje muitos sistemas de proteção de gelo, variando desde galochas de descongelamento até descongeladores eletrotérmicos. Entre os sistemas de proteção que são usados hoje destacam-se:

- Galochas pneumáticas de degelo;
- Sistemas de Ar Quente;
- Sistemas Eletrotérmicos;
- Sistemas de Impulso Eletromecânico;
- Sistemas que Utilizam Fluidos de Proteção.

## 2. ARRASTO AERODINÂMICO

### 2.1. Arrasto Total

É devido a componente da força que atua sobre um corpo paralelamente à direção do movimento, é composto de várias parcelas. O arrasto total sobre um aerofólio é somente parte do arrasto total sobre uma aeronave. O arrasto total de uma aeronave consiste de todos os elementos que contribuem para o arrasto.

Nos componentes do avião que não produzem sustentação é comum referir-se ao arrasto produzido por eles como arrasto parasita.

O arrasto total pode ser dividido em vários itens cada um contribuindo para o arrasto total.

### 2.2. Arrasto de Atrito Superficial

De acordo com Houghton & Carpenter (1993) este é o "arrasto originado das componentes decompostas das tensões tangenciais sobre a superfície do corpo". Para todos os pontos da superfície de um corpo em que um fluido viscoso está escoando há uma tração ao longo da superfície na direção do fluxo. Esta tração é devido diretamente a viscosidade. A tração em cada ponto tem uma componente agindo na direção de uma corrente não perturbada (ou na direção oposta ao vôo). O efeito total destas componentes, é o arrasto de atrito superficial. Em um escoamento assumido como não viscoso não existe arrasto de atrito superficial.

### 2.3. Arrasto de Pressão

Houghton & Carpenter (1993) definem com sendo o "arrasto originado das componentes decompostas da pressão normal no limite considerado abaixo." Este arrasto de pressão normal pode ser considerado como a soma de vários itens distintos, isto é:

- (i) arrasto de pressão normal da camada limite, ou arrasto de pressão da camada limite.
- (ii) arrasto de vórtice de fuga, ou arrasto de vórtice ( também chamado de arrasto induzido).
- (iii) arrasto de onda.

#### 2.3.1. Arrasto de Vórtice de Fuga (Arrasto Induzido)

O arrasto de vórtice de fuga depende da sustentação e pode existir em um escoamento assumido como não viscoso. Ele é inversamente proporcional a velocidade do ar.

#### 2.3.2. Arrasto de Onda

É o arrasto associado com a formação de ondas de choque em vôos de alta velocidade.

### 2.4. Arrasto do Perfil ( Arrasto de Forma )

O arrasto do perfil é a soma do arrasto de atrito superficial com o arrasto de pressão .

O arrasto de atrito superficial e o arrasto de pressão dependem essencialmente da viscosidade para sua formação, e não podem existir em um escoamento assumido como não viscoso.

A forma dos objetos expostas na corrente de ar determinam a magnitude do arrasto. O arrasto em torno de objetos redondos é mais suave que em torno de objetos quadrados. O fluxo de ar em torno de um aerofólio simétrico é quase ideal.

### 2.5. Modos de Redução do Arrasto

Quatro tipos principais de arrasto são encontrados na aerodinâmica: o arrasto de atrito superficial, arrasto de forma, arrasto induzido, e arrasto de onda.

Os métodos utilizados para redução de cada tipo de arrasto são descritos por Houghton & Carpenter (1993) e são dados a seguir:

- **Redução do Arrasto de Atrito Superficial:** reduzir a tensão de cisalhamento da superfície gerada pela camada limite turbulenta, manter o escoamento laminar pelo adiamento da transição ( chamado de tecnologia de escoamento laminar ) ou utilizar *riblets* (placas nervuradas constituídas de cristas e vales de formatos aerodinâmico).
- **Redução do Arrasto de Forma:** as estruturas devem ter formas aerodinâmicas para minimizar o arrasto.
- **Redução do Arrasto Induzido:** segundo Fox & Mc Donald (1998) nas asas de envergadura finita os efeitos das extremidades das asas reduzem a sustentação e aumentam o arrasto. Dessa forma, as razões sustentação/arrasto que podem ser atingidas na prática são menores que aquelas obtidas nos testes de seções de aerofólios. Os efeitos de envergadura finita podem ser correlacionados usando-se a razão de aspecto, definida na Eq. (1):

$$ar = \frac{b^2}{A_p} \quad (1)$$

onde: ar = razão de aspecto, b = envergadura, A<sub>p</sub> = área projetada

Uma asa de envergadura infinita produz um sistema de vórtices de fuga, sempre que gera sustentação. Os vórtices de fuga resultam dos vazamentos de escoamento ao redor das pontas das asas, da pressão alta, abaixo, para a pressão baixa, acima, da asa. Eles podem ser muitos fortes e persistentes, podendo apresentar riscos para aviões leves que se encontram próximos de aeronaves grandes.

Pode-se aumentar a razão de aspecto efetiva de uma asa, acrescentando-se uma placa de extremidade ou uma winglet à extremidade da asa. A placa de extremidade pode ser somente uma chapa simples ligada à asa, perpendicular à envergadura. Ela funciona bloqueando o escoamento que tende a ocorrer da região de alta pressão, abaixo da ponta da asa, para a de baixa pressão, acima da ponta, quando a asa está produzindo sustentação. Com a adição da placa de extremidade, as intensidades dos vórtices de fuga e do arrasto induzido são diminuídas.

As winglets são asas curtas, de contornos aerodinâmicos, montadas perpendicularmente à ponta da asa. Assim como a placa de extremidade, a winglet reduz as intensidades do sistema de vórtices de fuga e do arrasto induzido, além de produzir uma pequena componente de força no sentido do vôo, que reduz ainda mais o arrasto total da aeronave. O ângulo de ataque e o contorno da winglet são ajustadas para produzir resultados ótimos.

- **Redução do Arrasto de Onda:** segundo Houghton & Carpenter (1993) a combinação asa-fuselagem em vôos transônicos sofre um aumento repentino no arrasto de onda, caso a ela tenha uma configuração reta na região de fixação das asas; o aumento no arrasto pode ser consideravelmente reduzido se a fuselagem for estreitada, de modo que mantenha a área total da seção transversal da combinação asa-fuselagem. Fuselagens estreitas deste tipo já são comuns nas aeronaves projetadas para operações transônicas.

## 2.6. Coeficiente de arrasto

O coeficiente de arrasto representa as mudanças no arrasto quando o ângulo de ataque muda. É um número adimensional obtido através de ensaios em túnel de vento ou obtido matematicamente.

O coeficiente de arrasto e o coeficiente de sustentação aumentam com o aumento do ângulo de ataque, entretanto quando atinge um determinado valor chamado ângulo crítico de ataque, o coeficiente de sustentação começa a diminuir mas o coeficiente de arrasto continua a aumentar.

O coeficiente de arrasto também aumenta com a elevação da velocidade.

## 2.7. Eficiência aerodinâmica

Um desempenho aerodinâmico ótimo requer arrasto mínimo e sustentação máxima. A eficiência aerodinâmica é definida como a razão entre o coeficiente de sustentação e o de arrasto. É expresso matematicamente por:

$$AE = C_L / C_D \quad (2)$$

onde:

AE = eficiência aerodinâmica

$C_D$  = coeficiente de arrasto

$C_L$  = coeficiente de sustentação

### 3. METODOLOGIA

#### 3.1. Etapas empregadas na obtenção do coeficiente de arrasto

Para a obtenção do coeficiente de arrasto do perfil NACA 0012 com formação de gelo, utilizou-se o software ANSYS / Multiphysics University High 5.6, as etapas utilizadas estão descritas a seguir:

- **Construção do Perfil Aerodinâmico:** o perfil utilizado na análise foi o NACA 0012 com 0,53 m de corda. Este é simétrico com espessura máxima da seção correspondente a 12% do corda do perfil. A Figura 26 apresenta um esquema do perfil utilizado.
- **Obtenção das Formas Geométricas do Gelo:** primeiramente efetuou-se a medição de diversos pontos das geometrias de gelo obtidos por Shin et al. (1991) e, a partir destes valores montou-se uma tabela para construção das formas geométricas. Este procedimento foi realizado para as todas as formas geométricas de gelo.
- **Tipo de análise acoplada utilizada:** utilizou-se o método indireto de análise. Inicialmente efetuou-se análises no ANSYS / FLOTRAN que é um módulo de CFD, os resultados de distribuição de pressão obtidos foram gravados em um banco de dados que foi utilizado como entrada no ANSYS / Mechanical. Após esta segunda análise obteve-se os valores da força de arrasto nos perfis aerodinâmicos para as devidas condições de velocidade de escoamento do ar, conteúdo de água líquida, tempo de formação de gelo, ângulo de ataque e rugosidade.
- **Cálculo do Coeficiente de Arrasto:** com os valores da força de arrasto obtidos na etapa anterior, obteve-se o coeficiente de arrasto através da fórmula dada por:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A_p} \quad (3)$$

onde:

- $F_D$  = força de arrasto sobre o perfil;
- $V$  = velocidade de escoamento do ar;
- $A_p$  = área projetada da asa;
- $\rho$  = massa específica.

Substituindo na equação acima os valores da força de arrasto, velocidade do ar, área projetada e massa específica obteve-se o coeficiente de arrasto.

Esta seqüência foi efetuada para as demais forças de arrasto obtidas na etapa anterior.

• **Perfil Aerodinâmico Com Malha Gerada Automaticamente:** o programa utilizado possui uma ferramenta que gera a malha automaticamente, nesta ferramenta ajusta-se o grau de refinamento desejado e o tipo de malha a ser gerada: malha estruturada, malha não estruturada ou mista. No estudo realizado foi utilizado malha não estruturada com elementos tetraédricos.

Inicialmente a malha é gerada externamente ao perfil para a obtenção da distribuição de pressão em torno do perfil aerodinâmico. Esta é a primeira etapa na fase da análise acoplada, e corresponde a análise efetuada no ANSYS / FLOTRAN. O elemento utilizado nesta etapa foi o FLUID 142.

Na fase de obtenção da força de arrasto é gerada uma malha internamente ao perfil aerodinâmico. Esta é a segunda etapa na fase da análise acoplada, e corresponde a análise efetuada no ANSYS / Mechanical.

## 4. RESULTADOS OBTIDOS

### 4.1 - Introdução

Os valores de coeficiente de arrasto que foram obtidos através do Método dos Elementos Finitos com o uso do software ANSYS/Multiphysics University High 5.6 são apresentados e comparados com os valores obtidos experimentalmente em túnel de vento por Olsen et al. (1984), e com os valores obtidos por Shin et al. (1991) através dos Método dos Painéis.

TABELA 1 - Efeito da temperatura do Ar no Coeficiente de Arrasto

Temperatura Estática do Ar $T_s$ (k)	Coeficiente de Arrasto $C_D$ Método dos Painéis	Coeficiente de Arrasto $C_D$ Túnel de vento	Coeficiente de Arrasto $C_D$ Método dos Elementos Finitos
245,35	0,01279	0,01941	0,01320
253,35	0,01346	0,02161	0,01438
259,25	0,01431	0,02072	0,01425
266,45	0,05075	0,06036	0,05541
269,25	0,02873	0,02807	0,02863
270,35	0,02105	0,02617	0,02208

**Notas:** Velocidade (  $V_\infty = 58$  m/s)  
Tamanho da Gotícula (  $LWC = 1.3$  g/m<sup>3</sup> )  
Tempo de crescimento do gelo (  $t = 8$  min.)  
Diâmetro médio da gotícula (  $MVD = 20$   $\mu$ m )

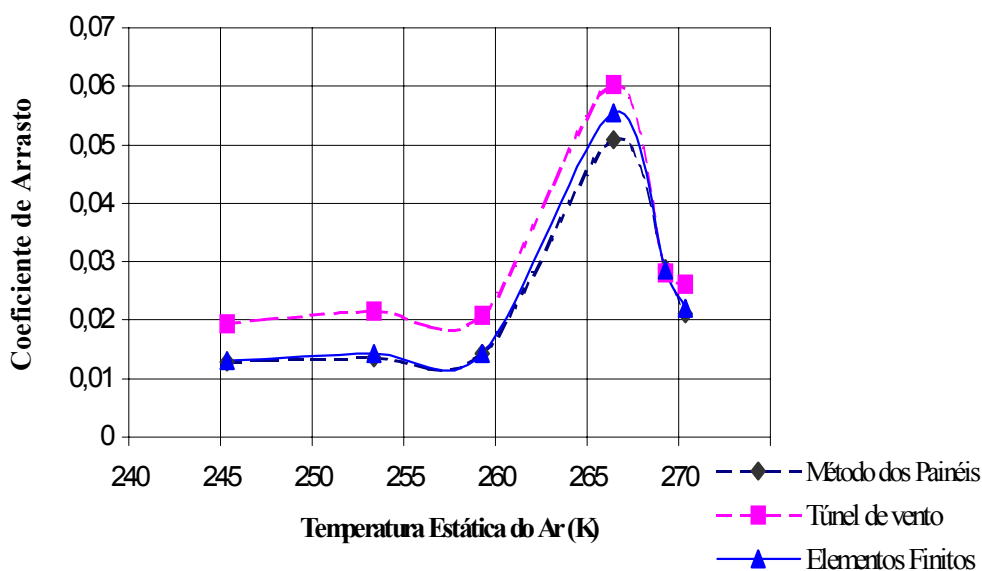


Figura 1. Efeito da temperatura do Ar no Coeficiente de Arrasto para:  
 $V_\infty = 58$  m/s  $LWC = 1.3$  g/m<sup>3</sup>  $t = 8$  min.  $MVD = 20$   $\mu$ m

TABELA 2 - Efeito da temperatura do Ar no Coeficiente de Arrasto

Temperatura Estática do Ar Ts (k)	Coeficiente de Arrasto $C_D$ Método dos Painéis	Coeficiente de Arrasto $C_D$ Túnel de vento	Coeficiente de Arrasto $C_D$ Método dos Elementos Finitos
242,65	0,01143	0,0238	0,01185
256,55	0,01300	0,0370	0,01565
260,95	0,04549	0,0606	0,05307
266,55	-	0,0756	0,07384

Notas:  $V_\infty = 94 \text{ m/s}$   $LWC = 1.05 \text{ g/m}^3$   $t = 6,2 \text{ min.}$   $MVD = 20 \text{ }\mu\text{m}$

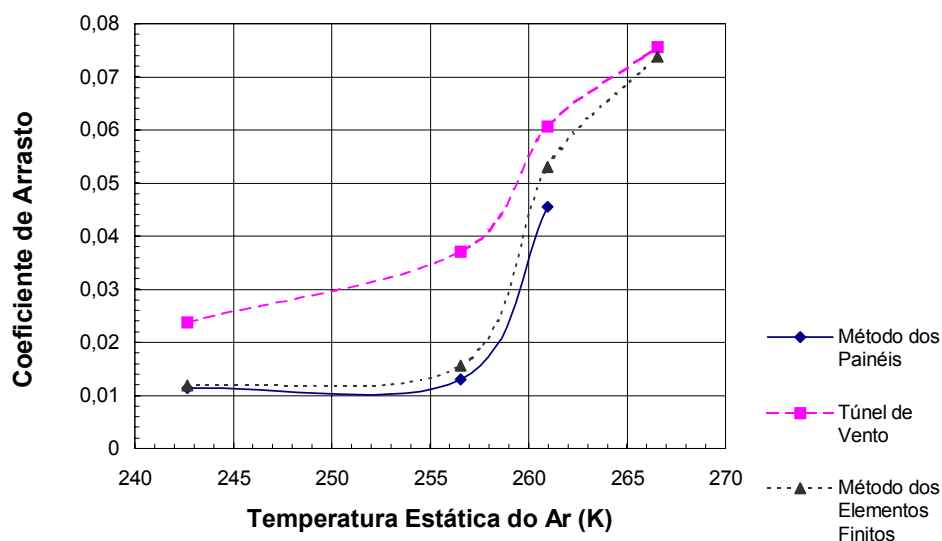


Figura 2. Efeito da temperatura do Ar no Coeficiente de Arrasto para:  $V_\infty = 94 \text{ m/s}$   $LWC = 1.05 \text{ g/m}^3$   $t = 6,2 \text{ min.}$   $MVD = 20 \text{ }\mu\text{m}$

TABELA 3 - Efeito do Conteúdo de Água Líquida no Coeficiente de Arrasto

Conteúdo de Água Líquida LWC ( $\text{g/m}^3$ )	Coeficiente de Arrasto $C_D$ Método dos Painéis	Coeficiente de Arrasto $C_D$ Túnel de vento	Coeficiente de Arrasto $C_D$ Método dos Elementos Finitos
1,0	0,01398	0,0212	0,01385
1,3	0,01346	0,0246	0,01429
2,0	-	0,0312	0,03026

Notas:  $V_\infty = 58 \text{ m/s}$   $t = 8 \text{ min.}$   $MVD = 20 \text{ }\mu\text{m}$   $T_s = 253,35 \text{ k}$



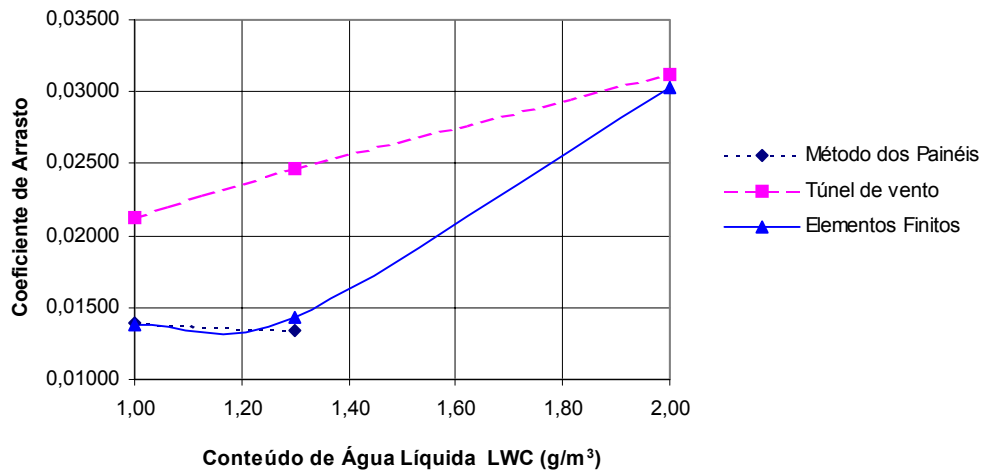


Figura 3 - Efeito do Conteúdo de Água Líquida no Coeficiente de Arrasto para:  
 $V_{\infty} = 58 \text{ m/s}$   $t = 8 \text{ min.}$   $MVD = 20 \text{ }\mu\text{m}$   $T_s = 253,35 \text{ k}$

TABELA 4 - Efeito do Conteúdo de Água Líquida no Coeficiente de Arrasto

Conteúdo de Água Líquida LWC (g/m³)	Coeficiente de Arrasto $C_D$ Método dos Painéis	Coeficiente de Arrasto $C_D$ Túnel de vento	Coeficiente de Arrasto $C_D$ Método dos Elementos Finitos
1,0	0,02976	0,0262	0,02875
1,3	0,04585	0,0307	0,04235
1,6	-	0,0456	0,04368

Notas:  $V_{\infty} = 58 \text{ m/s}$   $t = 8 \text{ min.}$   $MVD = 20 \text{ }\mu\text{m}$   $T_s = 263,48 \text{ k}$

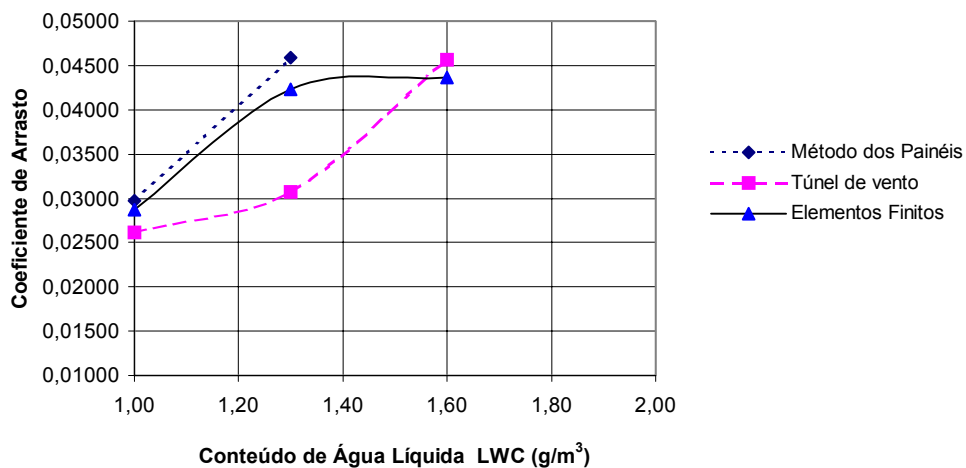


Figura 4 - Efeito do Conteúdo de Água Líquida no Coeficiente de Arrasto para:  
 $V_{\infty} = 58 \text{ m/s}$   $t = 8 \text{ min.}$   $MVD = 20 \text{ }\mu\text{m}$   $T_s = 263,48 \text{ k}$

## 5. CONCLUSÕES

Os resultados obtidos nos ensaios apresentaram valores intermediários entre os obtidos através dos métodos dos painéis e os obtidos em túnel de vento, entretanto apresentaram em algumas situações diferenças grandes em relação ao obtido experimentalmente.

Um fator que pode melhorar os resultados é aumentar a densidade da malha, modificar o tipo de elemento utilizado para gerar a malha ( modificar de tetraédrico para hexaédrico ), aumentar o número de iterações. Entretanto estas modificações aumentam consideravelmente o tempo de processamento e exige processadores mais rápidos, maior espaço em disco e mais memória disponível; outro fator limitante é o número máximo de nós permitidos devido a versão do *software* ser educacional.

A utilização de pacotes para análise dinâmica de escoamento de fluidos através dos métodos de Elementos Finitos é uma ferramenta de simulação numérica de grande eficácia e confiabilidade que permite reduzir sensivelmente os custos envolvidos, o tempo de desenvolvimento, homologação e testes de um produto

## 6. REFERÊNCIAS

- Calay, R.K., Holdo, A.E., Mayman, P., 1997, " Experimental Simulation of Runback Ice", Journal of Aircraft, Vol. 34, No. 2, pp. 206-212.
- Fox, R.W., Mc Donald, A.T., 1998, "Introdução à Mecânica dos Fluidos", Ed. LTC, Rio de Janeiro, Brazil, 662p.
- Houghton, E.L., Carpenter, P.W., 1993, " Aerodynamics For Engineering Students ", 4.ed., Ed. John Wiley & Sons, New York, 515p.
- Khodadoust, A., Bragg, M.B., 1995, " Aerodynamics of a Finite Wing with Simulated Ice", Journal of Aircraft, Vol. 32, No. 1, pp. 110-118.
- Olsen, W., Shaw, R.J., Newton, J., 1984, "Ice Shapes and the Resulting Drag Increase for a NACA 0012 Airfoil, NASA TM-83556.
- Shin, J., Berkowitz, B., Chen, H., Cebeci, T. 1991, "Prediction on Ice Shapes and Their Effect on Airfoil Performance", AIAA - 29 th Aerospace Science Meeting, Nevada, 22p.

## SIMULATION OF THE EFFECT OF THE ICING IN AIRFOILS

**Eng. Vagner Barbosa Cruz<sup>1</sup>**

**Prof. Dr. Carlos Daniel Ebinuma<sup>2</sup>**

Unesp Campus de Guaratinguetá - Departamento de Energia

Av. Dr. Ariberto Pereira da Cunha, 333, caixa postal 205 - Guaratinguetá, SP - 12.516-410

1 e-mail: vbacruz@uol.com.br

2 e-mail: ebinuma@feg.unesp.br

**Abstract.** *The accumulation of ice in the surface of an aircraft is a problem of great importance that can affect airplanes and helicopters, provoking increase of the drag coefficient and the weight of the aircraft, reduction of the visibility, badly functioning of control systems, alterations in the functioning of some instruments, loss of power in the diverse engines and other effect. The aerodynamic properties of the wing change in detriment of the performance and security of the flight. It must to the accumulation of ice in the leading edge of the wing, which provokes significant change in the geometry of the transversal section of the wing. In the carried through work the effect of the increase of the drag coefficient due to icing in a profile NACA 0012 is studied. The Finite Elements Method with the use of commercial package ANSYS / Multiphysics University High 5.6 is used, the gotten values are compared with experimental results and results gotten through the Panel Method.*

**Keywords:** *aerodynamics, drag coefficient, external flows, airfoils, Finite Elements Method.*