

UNESP

Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá

Guaratinguetá

2002



1110000479



***"Simulação dos Efeitos da
Formação de Gelo no
Coeficiente de Arrasto
em Perfil Aerodinâmico"***

VAGNER BARBOSA CRUZ

170



**CARO LEITOR NÃO
RISQUE O LIVRO**

VAGNER BARBOSA CRUZ

**SIMULAÇÃO DOS EFEITOS
DA FORMAÇÃO DE GELO
NO COEFICIENTE DE ARRASTO
EM PERFIL AERODINÂMICO**

Dissertação apresentada à Faculdade
de Engenharia do Campus de
Guaratinguetá, Universidade
Estadual Paulista, para a obtenção
do título de Mestre em Engenharia
Mecânica na área de Transmissão e
Conversão de Energia.

Orientador: Prof. Dr. Carlos Daniel Ebinuma

479

Guaratinguetá
2002

FACULDADE DE ENGENHARIA
DE GUARATINGUETÁ
BIBLIOTECA

479



Cruz, Vagner Barbosa
C967sa Simulação dos efeitos da formação de gelo no coeficiente de
arrasto em perfil aerodinâmico / Vagner Barbosa Cruz –
Guaratinguetá : [s.n.], 2002
89f. : il.

Bibliografia: f. 79-83
Dissertação (mestrado) – Universidade Estadual Paulista,
Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2002
Orientador: Prof. Dr. Carlos Daniel Ebinuma

1.Aerodinâmica I. Título

CDU 533.6

**“SIMULAÇÃO DOS EFEITOS DA FORMAÇÃO DE GELO NO
COEFICIENTE DE ARRASTO EM PERFIS AERODINÂMICOS”**

VAGNER BARBOSA CRUZ

**ESTA DISSERTAÇÃO FOI JULGADA ADEQUADA PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE
“MESTRE EM ENGENHARIA MECÂNICA”**

**ESPECIALIDADE: ENGENHARIA MECÂNICA
ÁREA DE CONCENTRAÇÃO: TRANSMISSÃO E CONVERSÃO DE ENERGIA**

APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELO PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO



Prof. Dr. José Luz Silveira
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:



Prof. Dr. CARLOS DANIEL EBINUMA
Orientador / Unesp-Feg



Prof. Dr. LUIZ ROBERTO CARROCCI
Unesp-Feg



Prof. Dr. CARLOS ALBERTO CHAVES
UNITAU

Fevereiro de 2002

DADOS CURRICULARES

VAGNER BARBOSA CRUZ

NASCIMENTO	27.06.1972 – RIO DE JANEIRO / RJ
FILIAÇÃO	Sebastião Nelson da Cruz Maria de Lourdes Barbosa Cruz
1994/1998	Curso de Graduação em Engenharia Mecânica, na Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá da Unesp
1999/2001	Curso de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, nível de Mestrado na Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá da UNESP



Dedico este trabalho aos meus pais Sebastião Nelson da Cruz e Maria de Lourdes Barbosa Cruz, pelo incentivo e apoio durante meus estudos.



AGRADECIMENTOS

A Deus, pela minha saúde e disposição para os estudos.

Ao meu orientador, Prof. Dr. Carlos Daniel Ebinuma, pelo incentivo, dedicação e auxílio na elaboração deste trabalho.

A todos os professores do Departamento de Energia e, em especial, ao Prof. Dr. Pedro Magalhães Sobrinho, por sua grande colaboração.

Ao Prof. Dr. Fernando de Azevedo Silva, do Departamento de Mecânica, pela instrução fornecida na utilização do software.

Às funcionárias da Biblioteca do Campus de Guaratinguetá, pela boa vontade sempre demonstrada no atendimento.

A todos os colegas que, direta ou indiretamente, me auxiliaram.



Este trabalho contou com apoio da seguinte entidade:

CAPES: Fundação Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior.



**" Feliz aquele que ensina o que sabe e aprende o
que ensina."**

(Cora Coralina (1889-1985), poetisa goiana)



CRUZ, V. B. **Simulação dos efeitos da formação de gelo no coeficiente de arrasto em perfil aerodinâmico**. 2002. 90f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá.

RESUMO

Um estudo do efeito do aumento do coeficiente de arrasto devido à formação de gelo em um perfil NACA 0012 é apresentado. Utiliza-se o Método dos Elementos Finitos com o pacote comercial **ANSYS/Multiphysics University High 5.6**. Os resultados obtidos com o uso deste método são comparados com os resultados obtidos através de outros dois métodos distintos: ensaios em túnel de vento e Método dos Painéis. Malhas não estruturadas foram empregadas na solução do campo de escoamento. Todas as malhas utilizadas no trabalho foram geradas automaticamente. As componentes de velocidade, pressão e temperatura foram calculadas através das equações de conservação de massa, momento e energia, respectivamente. As formas de gelo encontradas são descritas, bem como as características e as condições através das quais elas ocorrem. Os fatores que causam a formação de gelo, as técnicas para prevenir e combater o acúmulo de gelo são descritas, assim como os efeitos provocados pela formação de gelo nas várias partes da aeronave. Neste trabalho utilizou-se a Dinâmica dos Fluidos Computacional para simular o escoamento em torno de um perfil aerodinâmico, a fim de se obter o coeficiente de arrasto aerodinâmico. A utilização de pacotes de Dinâmica dos Fluidos para análise de escoamentos de fluidos tornou-se muito comum nos últimos anos devido, principalmente, ao aumento da capacidade de processamento dos computadores, baixo custo e surgimento de uma grande quantidade de pacotes comerciais destinados à tarefa de executar análises por elementos finitos. Os resultados numéricos demonstraram que existe uma necessidade de analisar o grau de refinamento para que esta ferramenta possa ser usada eficientemente no cálculo do aumento do arrasto aerodinâmico levando-se em consideração a convergência e estabilidade da solução.

PALAVRAS-CHAVE: aerodinâmica, coeficiente de arrasto, escoamento externo, método dos Elementos Finitos, perfis aerodinâmicos.



CRUZ, V. B. **Simulation of the effects of the formation of ice in the drag coefficient in aerodynamic profile.** 2002. 90f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá.

ABSTRACT

A study of the effect of the increase of the drag coefficient due to the formation of ice in a profile NACA 0012 it is presented. The Finite Elements Method is used with the commercial package ANSYS/Multiphysics University High 5.6. The results obtained with the use of this method are compared with the results obtained through other two different methods: experimental tests in wind tunnel and the Panels Method. It was not used meshes structured in the solution of the flow field. Whole the meshes used in the work were generated automatically. The components of speed, pressure and temperature were calculated through the equations of mass conservation, moment and energy, respectively. The found forms of ice are described as well as the characteristics and the conditions through which they happen. The factors of they cause the formation of ice well with the techniques to prevent and to combat the accumulation of ice they are described, like this with the effects provoked by the formation of ice in the several parts of the airship. The use of packages of Fluid Dynamic for analysis of flows of fluid became very common in the last years, owed mainly to the increase of the capacity of processing of the computers, low cost and appearance of a great amount of commercial packages dedicated to the destined to the task to execute analyses for finite elements. The numerical results had demonstrated that a necessity exists to analyze the refinement degree so that this tool can efficiently be used in the calculation of the increase of the drag aerodynamic taking in consideration the convergence and stability of the solution.

KEYWORDS: aerodynamics, aerodynamic profiles, drag coefficient, external flow, Finite Elements Method.

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS

LISTA DE TABELAS

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

LISTA DE SÍMBOLOS

1	INTRODUÇÃO	20
1.1	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	20
1.2	FATORES DE CONGELAMENTO	22
1.3	FORMAS DE GELO	24
1.3.1	Tipos de gelo	24
1.3.1.1	Gelo Rime.....	25
1.3.1.2	Gelo Glaze	26
1.3.1.3	Gelo Misto	27
1.4	EFEITOS DO CONGELAMENTO NA AERONAVE	28
1.4.1	Efeitos aerodinâmicos	28
1.4.2	Efeitos do peso do gelo	30
1.4.3	Efeitos sobre os instrumentos	31
1.4.4	Efeitos nos sistemas de controle.....	31
1.4.5	Congelamento no motor.....	31
1.4.6	Efeitos variados	32
1.5	SEVERIDADE DA FORMAÇÃO DE GELO.....	33
1.6	MÉTODOS DE PROTEÇÃO.....	34
1.6.1	Galochas pneumáticas de degelo	34
1.6.2	Sistemas de ar quente.....	35
1.6.3	Sistemas eletrotérmicos.....	36
1.6.4	Sistemas de impulso eletromecânico	36
1.6.5	Sistemas que utilizam fluidos de proteção	37
1.7	OBJETIVOS DA DISSERTAÇÃO	38

2	ARRASTO AERODINÂMICO	39
2.1	ARRASTO TOTAL.....	39
2.2	ARRASTO DE ATRITO SUPERFICIAL.....	40
2.3	ARRASTO DE PRESSÃO	40
2.3.1	Arrasto de vórtice de fuga (arrasto induzido)	40
2.3.2	Arrasto de esteira	41
2.4	ARRASTO DO PERFIL (ARRASTO DE FORMA).....	41
2.5	MODOS DE REDUÇÃO DO ARRASTO	41
2.5.1	Redução do arrasto de atrito superficial.....	41
2.5.2	Redução do arrasto de forma	42
2.5.3	Redução do arrasto induzido.....	43
2.5.4	Redução do arrasto de esteira	45
2.6	FÓRMULA DA FORÇA DE ARRASTO	46
2.7	COEFICIENTE DE ARRASTO.....	47
2.8	COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO.....	47
2.9	INFLUÊNCIA DA VELOCIDADE NO ARRASTO TOTAL.....	48
2.10	EFICIÊNCIA AERODINÂMICA.....	49
3	METODOLOGIA	50
3.1	ETAPAS EMPREGADAS NA OBTENÇÃO DO COEFICIENTE DE ARRASTO	50
3.2	CONSTRUÇÃO DO PERFIL AERODINÂMICO	50
3.3	OBTENÇÃO DAS FORMAS GEOMÉTRICAS DO GELO	51
3.4	DESCRIÇÃO DO PROGRAMA UTILIZADO NA SIMULAÇÃO.....	51
3.5	TIPOS DE ANÁLISES ACOPLADAS	53
3.5.1	Método indireto	53
3.5.2	Método direto	53
3.6	TIPO DE ANÁLISE ACOPLADA UTILIZADA	54
3.7	CÁLCULO DO COEFICIENTE DE ARRASTO	54
3.8	ETAPAS REALIZADAS NA SOLUÇÃO ACOPLADA	59
3.8.1	Pré-processamento	60

3.8.2 Solução	60
3.8.3 Pós-processamento	60
3.9 PERFIL AERODINÂMICO COM MALHA GERADA AUTOMATICAMENTE	61
3.10 REFINAMENTO DA MALHA	62
3.11 MALHA REFINADA.....	63
3.12 MALHA EXTERNA AO PERFIL AERODINÂMICO.....	64
3.13 MALHA INTERNA AO PERFIL AERODINÂMICO.....	65
3.14 CARACTERÍSTICAS DOS ELEMENTOS UTILIZADOS NA ANÁLISE	66
3.15 MODELOS DE TURBULÊNCIAS	66
3.16 PARÂMETROS DE CONVERGÊNCIA E ESTABILIDADE USADAS NA ANÁLISE.....	66
3.17 SOLVER USADO	67
3.18 EQUACIONAMENTOS UTILIZADOS NAS ANÁLISES	67
3.19 FLUXOGRAMA DO SOFTWARE.....	68
4 RESULTADOS	70
4.1 INTRODUÇÃO	70
4.2 RESULTADOS OBTIDOS	71
4.3 ANÁLISE DOS RESULTADOS	75
5 CONCLUSÕES E SUGESTÕES	77
5.1 APRESENTAÇÃO	77
5.2 CONCLUSÕES	77
5.3 SUGESTÕES	78
REFERÊNCIAS	79
BIBLIOGRAFIA CONSULTADA.....	82
APÊNDICE A	
APÊNDICE B	
GLOSSÁRIO	

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1 – Acidentes por Ano devido a problemas com gelo	20
FIGURA 2 – Efeitos do tamanho das gotículas na localização e severidade da formação de gelo	23
FIGURA 3 – Gelo Rime	25
FIGURA 4 – Gelo Glaze.....	27
FIGURA 5 – Gelo Misto.....	27
FIGURA 6 – Áreas das aeronaves mais suscetíveis à formação de gelo	28
FIGURA 7 – Padrão de fluxo de ar sobre um aerofólio com formação de gelo glaze	29
FIGURA 8 – Efeitos da formação de gelo no coeficiente de arrasto e sustentação	29
FIGURA 9 – Efeitos da formação de gelo no coeficiente de arrasto para vários intervalos de tempo de crescimento.....	30
FIGURA 10 – Início de formação de gelo em hélices	30
FIGURA 11 – Danos em palhetas de turbina devido ao impacto de um pedaço de gelo que se despreendeu na entrada da turbina.....	32
FIGURA 12 – Início de formação de gelo no pára-brisas de um avião	33
FIGURA 13 – Galochas de degelo	35
FIGURA 14 – Sistema de Ar Quente	35
FIGURA 15 – Sistema Eletrotérmico.....	36
FIGURA 16 – Sistemas que utilizam fluidos de proteção.....	37
FIGURA 17 – Subdivisão do arrasto em corpos com e sem sustentação	39
FIGURA 18 – Tipos de riblets mais utilizadas atualmente	42
FIGURA 19 – Representação esquemática do sistema de vórtice de fuga em uma asa finita	44
FIGURA 20 – Representação da winglet em uma aeronave	45
FIGURA 21 – Configuração reta na região de fixação das asas.....	45
FIGURA 22 – Configuração estreitada na região de fixação da asa.....	46

FIGURA 23 – Aumento do coeficiente de arrasto e sustentação devido ao aumento do ângulo de ataque.....	47
FIGURA 24 – Influência da velocidade no arrasto total	48
FIGURA 25 – Eficiência aerodinâmica.....	49
FIGURA 26 – Perfil NACA 0012	50
FIGURA 27 – Formas geométricas do gelo usadas no cálculo do coeficiente de arrasto para $MVD = 20 \mu m$, $V_{\infty} = 58m/s$ e $LWC = 1,30 g/m^3$ e $\alpha = 4^{\circ}$	55
FIGURA 28 – Formas geométricas do gelo usadas no cálculo do coeficiente de arrasto para $MVD = 20 \mu m$, $V_{\infty} = 94m/s$ e $LWC = 1,05 g/m^3$ e $\alpha = 4^{\circ}$	56
FIGURA 29 – Formas geométricas do gelo usadas no cálculo do coeficiente para $T_s = -19,80^{\circ}C$, $V_{\infty} = 58m/s$ e $MVD = 20 \mu m$ e $\alpha = 4^{\circ}$	57
FIGURA 30 – Formas geométricas do gelo usadas no cálculo do coeficiente para $T_s = -9,67^{\circ}C$, $V_{\infty} = 58m/s$ e $MVD = 20 \mu m$ e $\alpha = 4^{\circ}$	58
FIGURA 31 – Malha não estruturada gerada automaticamente para o perfil NACA 0012 sem formação de gelo	61
FIGURA 32 – Malha original sobre o perfil (bordo de ataque)	62
FIGURA 33 – Malha após o refinamento.....	63
FIGURA 34 – Malha Externa ao Perfil Aerodinâmico	64
FIGURA 35 – Malha Interna ao Perfil Aerodinâmico	65
FIGURA 36 – Fluxograma de funcionamento do programa	68
FIGURA 37 – Efeito da temperatura do Ar no Coeficiente de Arrasto para $V_{\infty} = 58m/s$, $LWC = 1,3 g/m^3$, $t = 8 min.$, $MVD = 20 \mu m$ e $\alpha = 4^{\circ}$	71
FIGURA 38 – Efeito do Conteúdo de Água Líquida no Coeficiente de Arrasto para $V_{\infty} = 94 m/s$, $LWC = 1,05 g/m^3$, $t = 6,2 min.$, $MVD = 20 \mu m$ e $\alpha = 4^{\circ}$	72

FIGURA 39 – Efeito do Conteúdo de Água Líquida no Coeficiente de Arrasto para $V_{\infty} = 58$ m/s, $t = 6,2$ min., $MVD = 20$ μ m, $T_s = 253,35$ K e $\alpha = 4^{\circ}$	73
FIGURA 40 – Efeito do Conteúdo de Água Líquida no Coeficiente de Arrasto para $V_{\infty} = 58$ m/s, $t = 8$ min., $MVD = 20$ μ m, $T_s = 263,48$ K e $\alpha = 4^{\circ}$	74
FIGURA 41 – Vista esquemática do IRT	84
FIGURA 42 – Aerofólio de um jato comercial montado no IRT	87
FIGURA 43 – Aerofólio de um jato executivo montado no IRT	87
FIGURA 44 – Técnica de Traçagem do gelo	88
FIGURA 45 – Modelo instalado no IRT	88
FIGURA 46 – Montagem na seção de testes do LTPT de um modelo bidimensional feito em máquina	89
FIGURA 47 – Modelo tridimensional de gelo montado na seção de testes do LTPT	89

LISTA DE TABELAS

TABELA 1 – Efeito da temperatura do Ar no Coeficiente de Arrasto	71
TABELA 2 – Efeito da temperatura do Ar no Coeficiente de Arrasto	72
TABELA 3 – Efeito do conteúdo de água Líquida no Coeficiente de Arrasto	73
TABELA 4 – Efeito do conteúdo de água Líquida no Coeficiente de Arrasto	74

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AIAA	- American Institute of Aeronautics and Astronautics
CFD	- Computational Fluid Dynamics
FAA	- Federal Aviation Administration
FEA	- Finite Element Analysis
FEM	- Finite Element Method
FSF	- Flight Safety Foundation
IRT	- Icing Research Tunnel
LTPT	- Low Turbulence Pressure Tunnel
LWC	- Liquid Water Content
MVD	- Median Volumetric Diameter
NACA	- National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	- National Aeronautics and Space Administration
NLF	- Natural Laminar Flow
TDMA	- Tri-Diagonal Matrix Algorithm

LISTA DE SÍMBOLOS

AE	eficiência aerodinâmica	[1]
A _p	área planiforme da asa	m ²
ar	razão de aspecto	[1]
b	envergadura	m
c	corda	m
C _D	coeficiente de arrasto	[1]
C _L	coeficiente de sustentação	[1]
F _D	força de arrasto	N
LWC	conteúdo de água líquida	g/m ³
MVD	diâmetro volumétrico médio	m
t	tempo	s
T _s	temperatura estática do ar	K
V _∞	velocidade de corrente livre	m/s
V	velocidade do ar	m/s
α	ângulo de ataque	°
ρ	massa específica	kg/m ³

CAPÍTULO 1 INTRODUÇÃO

1.1 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

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. Na Figura 1 são apresentadas as estatísticas de acidentes aeronáuticos devido à formação de gelo obtidas por Kind (1998) .

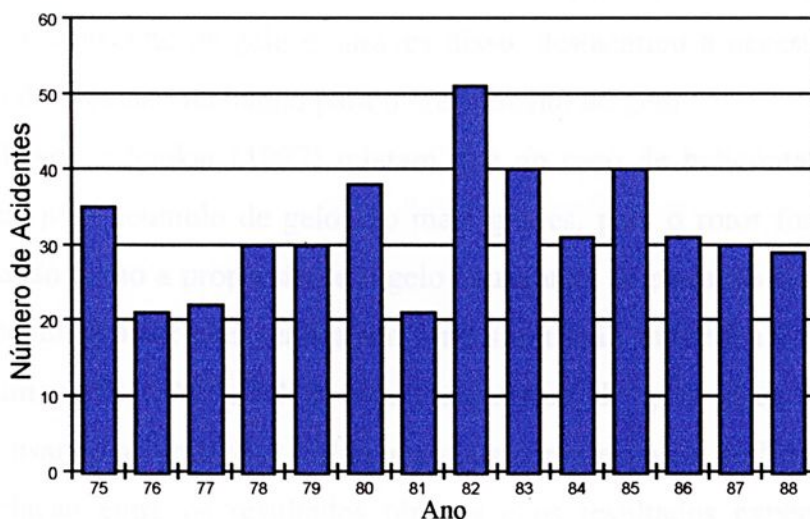


Figura 1 - Acidentes por ano devido a problemas com gelo (KIND ,1998)

Segundo Khodadoust e 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.

O crescimento de gelo sobre o bordo de ataque de asas ou pás de rotores causa uma separação prematura do escoamento, e pode afetar desfavoravelmente o desempenho aerodinâmico através da redução severa da sustentação, aumentando a resistência, e modificando as características aerodinâmicas (...) (KWON ; SANKAR, 1997).

Calay; Holdo e Mayman (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.

Kwon e Sankar (1997) relatam que no caso de helicópteros os danos causados pelo acúmulo de gelo são mais graves, pois o rotor fornece tanto a sustentação como a propulsão, e o gelo causa uma degradação significativa do desempenho global; eles realizaram uma simulação numérica do escoamento sobre um perfil NACA 0012 com crescimento de gelo glaze no bordo de ataque, usando as equações tridimensionais compressíveis de Navier - Stokes. A correlação entre os resultados obtidos e os resultados experimentais em perfis com e sem formação de gelo no bordo de ataque mostraram a capacidade da técnica computacional apresentada de prever com precisão a degradação da asa como resultado da formação de gelo no bordo de ataque.

Addy; Potapczuk e Sheldon. (1997) apresentaram os resultados dos testes de congelamento realizados no programa de Aerofólios Modernos. Dois aerofólios foram submetidos a testes de congelamento no NASA Lewis Icing Research Tunnel (IRT). Um representava o aerofólio de um jato comercial de transporte e o outro representava um jato executivo.

Potapczuk (1999) detalhou as pesquisas atuais e os planos para o futuro

no desenvolvimento de ferramentas computacionais para simulação do acréscimo de gelo, sistemas de proteção e os efeitos do gelo sobre as características dos sistemas sujeitos as condições de congelamento.

Chung e Addy (2000) efetuaram uma avaliação numérica dos efeitos do congelamento em um aerofólio de escoamento laminar natural (NLF - 0414) a fim de validar um código computacional de dinâmica dos fluidos

Bragg; Hutchison e Merret (2000) estudaram o efeito do crescimento de gelo na dinâmica de voo de uma aeronave. Um método simples foi apresentado para modificar os parâmetros de controle e estabilidade para modelar o efeito do crescimento de gelo.

1.2 FATORES DE CONGELAMENTO

Segundo MetED (2000) os fatores ambientais que afetam a formação de gelo incluem conteúdo de água líquida (**Liquid Water Content - LWC**), temperatura, e tamanho da gotícula.

As informações precisas para avaliar e prever a severidade e o tipo do congelamento geralmente não estão disponíveis; as informações devem ser deduzidas de outras fontes de dados.

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^3) ou por quilograma (g/kg) de ar. LWC é importante na determinação da quantidade de água que está disponível para congelamento, mas é muito difícil de ser quantificada pois não é habitualmente medido. Entretanto, é importante conhecer os valores tipicamente encontrados de LWC. Estes são:

· 1.7 g/m^3 podem ser encontrados em nuvens cumuliformes, mas normalmente os valores de LWC estão abaixo de 0.6 g/m^3 para todos os tipos de nuvem. Então, na maioria dos casos de formação de gelo, LWC é baixo.

Com a diminuição da temperatura, LWC diminui e torna-se mais

difícil de manter as nuvens super-resfriadas, assim elas tornam-se mais propícias de se transformar em cristais de gelo.

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 único limite "físico de frio" para formação de gelo está em -40°C , porque gotículas líquidas gelam sem presença de núcleos.

O tamanho da gotícula pode influenciar a formação de gelo, mas não é tão importante quanto LWC e temperatura a menos que as gotículas sejam maiores que as gotículas da nuvem em tamanho. Na Figura 2 observa-se o efeito do tamanho das gotículas na severidade e localização do gelo.

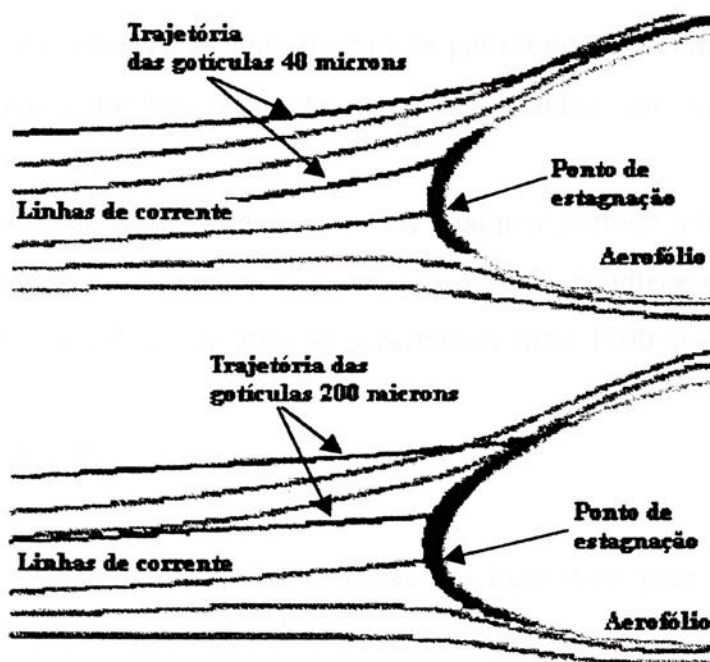


Figura 2 - Efeitos do tamanho das gotículas na localização e severidade da formação de gelo [FLIGHT SAFETY FOUNDATION (1997)]

As gotículas de nuvem geralmente têm diâmetro menor que 40 microns. Gotas maiores, incluindo chuveiro gelado (40 a 200 microns) e chuva gelada (diâmetro maior que 200 microns), chamadas gotas grandes super-resfriadas (**Supercooled Large Drops - SLD**), podem apresentar um perigo significativo de formação de gelo.

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 antigelo estarem localizados tipicamente perto das extremidades dianteiras dos aerofólios, a formação de gelo mais para trás no aerofólio torna-se mais difícil de remover.

O tamanho da gotícula atualmente não é previsto nos modelos operacionais de previsão de tempo e, talvez, nem será previsto em um futuro próximo.

Apesar dos padrões de crescimento de gelo mudarem com a mudança nos tamanhos das gotículas, os efeitos mais importantes são mudanças na LWC e na temperatura.

A formação de gelo pode acontecer a qualquer altitude onde os aviões possam 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.

1.3 FORMAS DE GELO

Embora a temperatura possa fornecer um indicativo para os tipos de formação de gelo esperados, regras baseadas em temperatura podem não ser as melhores ferramentas.

O tipo de gelo variará e dependerá do conteúdo de água líquido, tamanho das gotículas, e variáveis específicas da aeronave.

1.3.1 Tipos de gelo

As formas de gelo tipicamente encontradas são classificadas em três tipos: rime, glaze e misto, as características destas formas de gelo e as

condições através das quais elas ocorrem são dadas a seguir. Diferentes tipos de gelo apresentam diferentes riscos ao voo.

1.3.1.1 Gelo Rime

Ocorre quando pequenas gotas de água super-resfriadas colidem congelando no contato com a superfície abaixo de 0°C . É mais comum de ocorrer em nuvens com conteúdo de água líquida menor, em temperaturas baixas, onde as gotas não congeladas da nuvem tendem a ser pequenas e então congelam quase instantaneamente. Gelo Rime forma sobre os bordos de ataque e outros pontos de estagnação sem expansão na parte posterior. É o tipo de formação de gelo mais comum e é considerado como o menos sério, uma vez que ele tende a se formar próximo às extremidades dianteiras das superfícies da aeronave onde os dispositivos de degelo e antigelo estão localizados. Sua fragilidade torna-o fácil de remover.

Para aeronave sem equipamento de degelo, gelo rime pode oferecer um perigo porque sua textura dentada pode romper a integridade aerodinâmica da aeronave. O aspecto geral é mostrado na Figura 3.



Figura 3 - Gelo Rime (VARALLO, 1998)

1.3.1.2 Gelo Glaze

Consiste em uma camada transparente de gelo com uma superfície de aparência de vidro. É rígido, adere na superfície da aeronave e não pode ser removido facilmente. Se for quebrado, desprende-se em grandes pedaços que, às vezes, são de tamanho perigoso.

É formado quando gotas líquidas grandes à temperaturas não muito abaixo de 0°C são encontradas em vôo: o processo de congelamento é relativamente lento. A água escorre para trás e gela em contato com a superfície fria. Esta forma de congelamento acontece geralmente em nuvens densas onde gotas grandes de água líquida podem ser levadas para cima por correntes verticais vigorosas para níveis onde a temperatura esteja abaixo de 0°C . Mais raramente acontece quando há uma inversão de temperatura e chove, caindo de um nível onde a temperatura ambiente esteja acima de 0°C , colidindo em uma aeronave que voa a um nível onde a temperatura está abaixo de 0°C .

Um tipo específico de gelo glaze são as gotas grandes super-resfriadas (SLD), elas ocorrem em áreas de precipitação gelada quando gotas grandes super-resfriadas (maior que 40 microns) acumulam rapidamente sobre a aeronave e escorrem para trás ao longo do aerofólio.

Gelo glaze é um tipo de gelo mais perigoso porque pode romper seriamente a corrente de ar em cima do aerofólio, é de difícil visualização e de difícil remoção, caso ocorra o espalhamento do gelo em cima de uma parte da superfície do aerofólio que esteja desprotegida de equipamentos degelo ou antigelo.



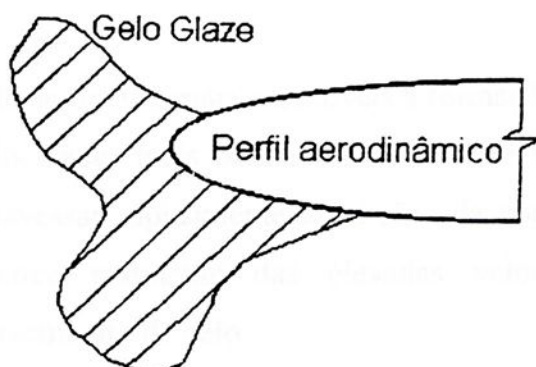


Figura 4 - Gelo Glaze (VARALLO, 1998)

1.3.1.3 Gelo Misto

Gelo rime e gelo glaze são formas extremas de crescimento de gelo experimentadas por aeronaves que voam em nuvem e chuva, mas como uma grande faixa de tamanhos de gotas podem ser encontradas nas temperaturas de 0°C a -40°C , uma grande faixa de formas de congelamento existe entre estes extremos. Estas variedades são usualmente descritas como gelo misto. Este pode esparramar-se mais em cima da superfície da aeronave e pode ser mais difícil de remover que o gelo rime.

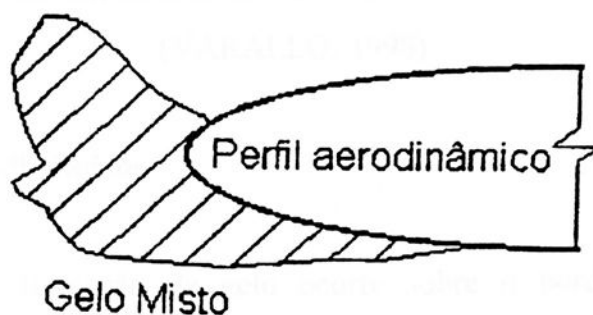


Figura 5 - Gelo Misto (VARALLO, 1998)

1.4 EFEITOS DO CONGELAMENTO NA AERONAVE

Os tipos de aeronaves mais suscetíveis à formação de gelo são aquelas que voam em velocidades mais baixas. Aeronaves de alto desempenho têm capacidade de atravessar rapidamente condições de congelamento e, com o aquecimento cinético resultante das elevadas velocidades, são menos suscetíveis ao aparecimento de gelo.

As áreas mais suscetíveis à formação de gelo estão indicadas na Figura 6.

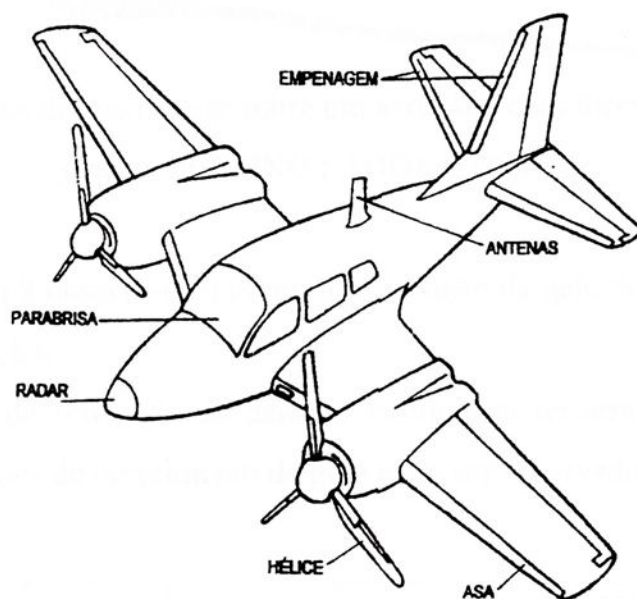


Figura 6 - Áreas das aeronaves mais suscetíveis à formação de gelo
(VARALLO, 1998)

1.4.1 Efeitos aerodinâmicos

Quando a formação de gelo ocorre sobre o bordo de ataque da superfície da aeronave o padrão de fluxo de ar é modificado em torno da parte afetada, conforme indicado na Figura 7. Isto resulta em um aumento no arrasto e diminuição na sustentação e talvez vibração na cauda. O crescimento de gelo sobre bordos de ataque à frente das superfícies de controle pode interferir no

escoamento de ar de modo que o controle pode ser seriamente afetado. A perturbação aerodinâmica resultante do acréscimo de gelo (junto com os efeitos desta massa) pode reduzir as margens de segurança.



Figura 7 - Padrão de fluxo de ar sobre um aerofólio com formação de gelo glaze (CHUNG ; ADDY , 2000)

Na Figura 8 observa-se o efeito da formação de gelo no coeficiente de arrasto e sustentação.

O efeito da formação de gelo no coeficiente de arrasto para vários intervalos de tempos de crescimento de gelo pode ser observado na Figura 9.

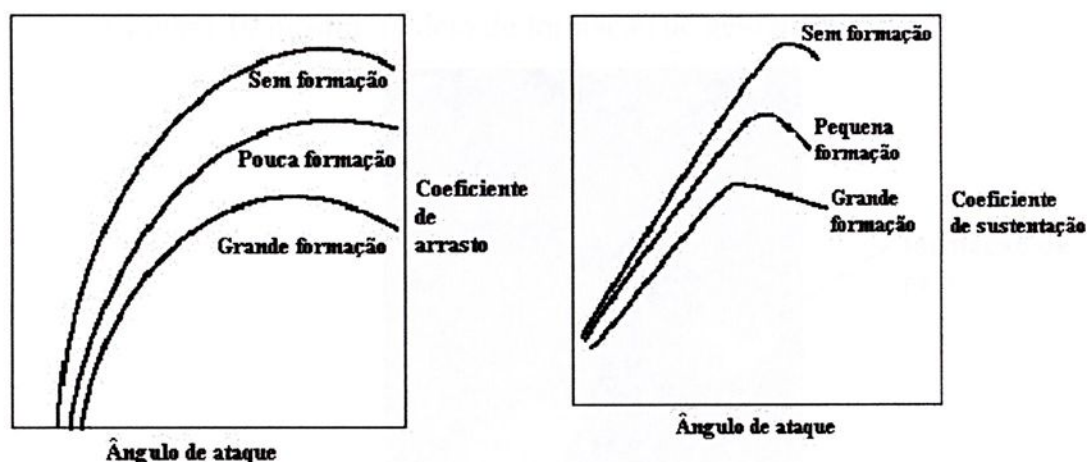


Figura 8 - Efeitos da formação de gelo no coeficiente de arrasto e sustentação (FSF, 1997)

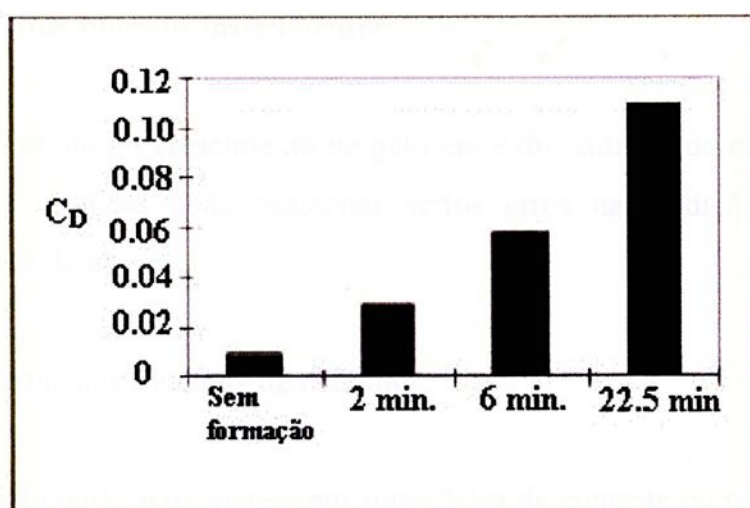


Figura 9 - Efeitos da formação de gelo no coeficiente de arrasto para vários intervalos de tempo de crescimento (CHUNG; ADDY, 2000)

1.4.2 Efeito do peso do gelo

O efeito do acúmulo de peso do gelo não é geralmente de importância primária. Uma distribuição desigual nas hélices pode causar vibrações sérias. Uma distribuição desigual de peso pode também afetar o centro de gravidade da aeronave com a conseqüente mudança nas características de dirigibilidade.

A Figura 10 mostra o início de formação de gelo na hélice.

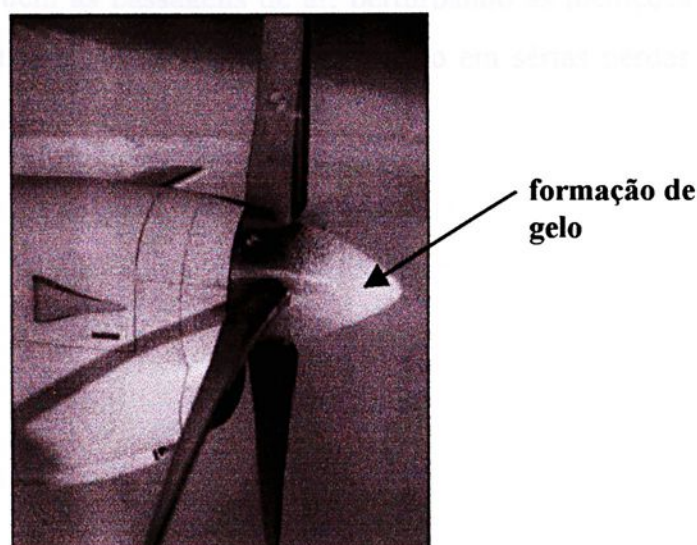


Figura 10 - Início de formação de gelo em hélices (FSF, 1996)

1.4.3 Efeitos sobre os instrumentos

O efeito do crescimento de gelo em extremidades de tubos de **pitot** ou aberturas estáticas pode ocasionar sérios erros na medição de altitude e velocidade do ar.

1.4.4 Efeitos nos sistemas de controle

Gelo pode acumular-se em superfícies de controle ou nos espaços entre eles. Em casos extremos os mecanismos de controle podem ser esmagados. **Flaps, slats** e subestruturas podem ser igualmente afetados. A drenagem inadequada pode resultar em gelo afetando dobradiças, ligações de controle ou o equilíbrio das superfícies de controle.

1.4.5 Congelamento no motor

Nos motores a jato as partes mais suscetíveis são a borda da entrada e as palhetas. Motores a pistão com carburadores podem ser mais vulneráveis devido à evaporação do combustível somado ao efeito de resfriamento. Formações de gelo obstruem as passagens de ar, perturbando as medições de combustível e podem esmagar partes móveis, resultando em sérias perdas de potência.



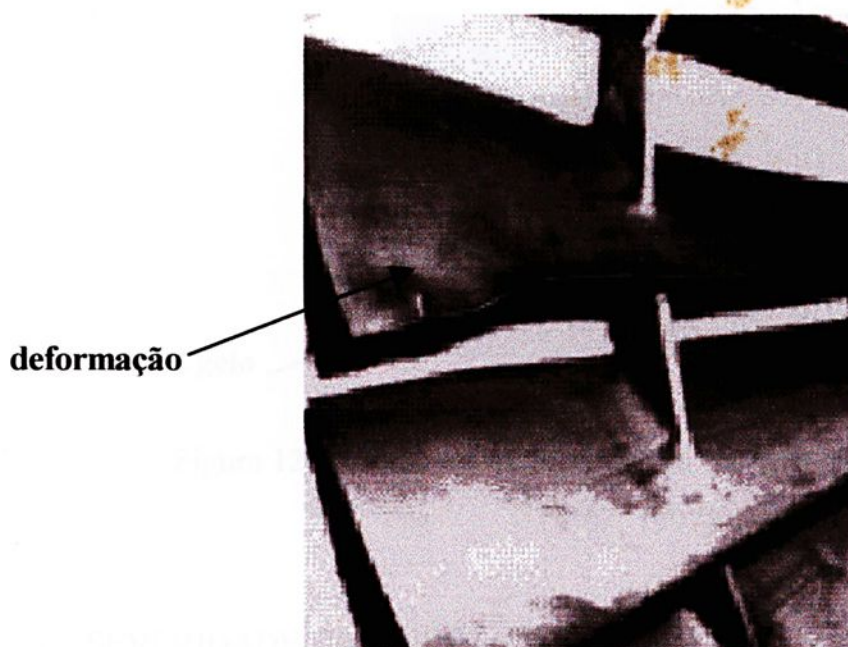


Figura 11 - Danos em palhetas de turbina devido ao impacto de um pedaço de gelo que se desprendeu na entrada da turbina (FSF, 1997)

1.4.6 Efeitos variados

Pára-brisas e **canopies** também podem ser afetados pela formação de gelo que obstrui a visibilidade. Na Figura 12 pode-se verificar o início da nucleação de gelo no pára-brisa de uma aeronave. Isto pode ocorrer em vôos com condições sujeitas à formação de gelo. Bloqueios de aberturas de ventilação ou entradas de ar podem levar a mau funcionamento de outros sistemas. Antenas de rádio e outros equipamentos também podem ser afetados. **Spray** de água ou lama acumulada durante o taxiamento ou decolagem podem congelar e interferir nas operações do **flap** e em outros mecanismos de controle.

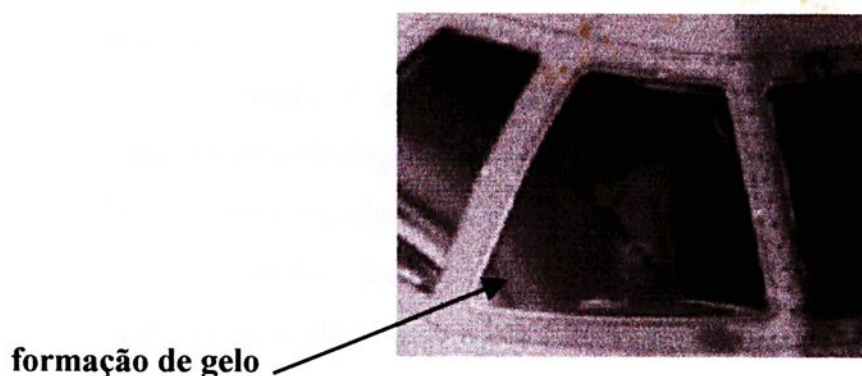


Figura 12 - Início de formação de gelo no pára-brisas de um avião
(FSF, 1997)

1.5 SEVERIDADE DA FORMAÇÃO DE GELO

Segundo Politovich e Thompson (1993) a severidade é caracterizada de acordo com a taxa de acumulação, a efetividade da disponibilidade do equipamento de degelo, e as ações que um piloto deve adotar para evitar ou combater o acúmulo de gelo.

Quatro categorias de severidade de congelamento foram desenvolvidas baseadas nestas considerações: traços, leve, moderado, e severo.

Traços: é usada quando a taxa de acumulação de gelo é ligeiramente maior que a perda devido a sublimação. Esta categoria de congelamento não é perigosa. Ações para evitar este congelamento não são necessárias, a menos que o gelo seja encontrado durante uma hora ou mais.

Leve: significa que a taxa de acúmulo de gelo pode criar um problema se a aeronave permanecer neste ambiente durante uma hora. Uso ocasional de equipamentos de degelo ou antigelo é necessário para remover ou prevenir o acúmulo. A categoria leve é o grau mais frequentemente encontrado.

Moderado: significa que a taxa de acúmulo de gelo é tão grande que até mesmo um encontro por um pequeno intervalo de tempo pode tornar-se perigoso. Nestas condições o uso de equipamentos de degelo ou antigelo é

necessário.

Severo: é sempre quando o gelo acumula tão rapidamente que equipamentos de degelo ou antigelo não podem controlar ou reduzir o perigo; é necessária uma atitude imediata por parte do piloto.

Visando facilitar o entendimento sobre congelamento foram desenvolvidos algoritmos e modelos numéricos para correlacionar valores de LWC, temperatura, e tamanho de gotículas com o tipo de formação de gelo e severidade. Estes algoritmos e modelos numéricos estão em um estágio precoce de desenvolvimento e precisam de mais testes para validação.

1.6 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 antigelo.

Hoje há no mercado 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:

1.6.1 Galochas pneumáticas de degelo

É o sistema de proteção mais popular. Ele é o método de proteção padrão desde 1930. A galocha pode ser disposta no sentido da envergadura ou no sentido da linha de corda. No sentido da corda os tubos têm menor arrasto, mas apresentam uma rede de distribuição de dutos complicada. A principal vantagem das galochas pneumáticas é a grande experiência acumulada durante várias décadas; isto fornece uma grande soma de experiências na execução de

reparos, controle de manutenção e peças sobressalentes.

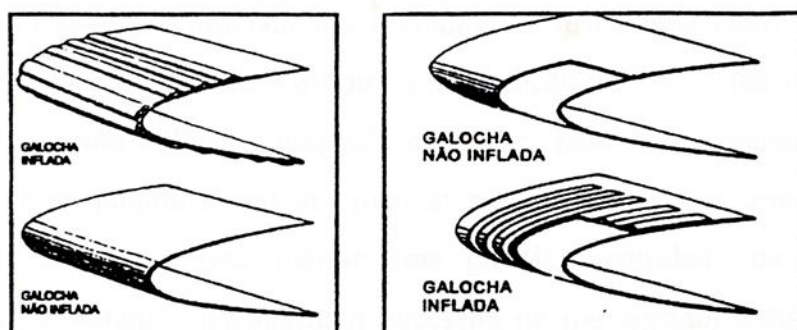


Figura 13 - Galochas de degelo (VARALLO, 1998)

1.6.2 Sistemas de ar quente

Ambos os sistemas de ar quente antigelo e degelo estão disponíveis para proteção. O sistema de ar quente usa a aplicação de calor para proteger contra a formação de gelo. A utilização destes sistemas provoca uma redução na eficiência do motor e pode provocar o deslocamento do congelamento ou recongelamento para trás das áreas aquecidas e dificultar a posterior remoção.

Estes sistemas também são usados para evitar a formação de gelo nos pára-brisas através do direcionamento do ar quente sangrado do motor sobre a superfície externa do pára-brisa da aeronave. Devido à elevada temperatura e à velocidade com que o ar atinge o vidro evita-se a formação de gelo sobre a sua superfície.

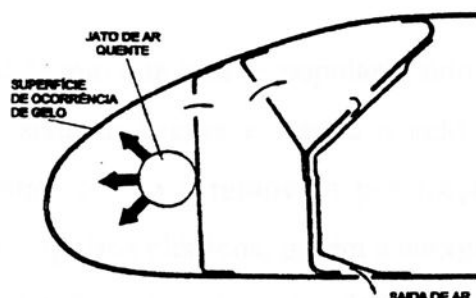


Figura 14 - Sistema de ar quente (VARALLO, 1998)

1.6.3 Sistemas eletrotérmicos

Estes sistemas utilizam um conjunto de resistência elétrica dispostas internamente nas regiões mais propícias à formação de gelo. Uma vantagem do sistema é que não utiliza ar sangrado do motor para a sua operação. Alguns sistemas de ar sangrado podem provocar perdas severas no desempenho do motor por este necessitar extrair uma grande quantidade de ar quente. Entretanto, o sistema eletrotérmico necessita de um gerador elétrico extra e seus equipamentos são pesados. Outra desvantagem é que ele provoca o deslocamento do gelo para trás das regiões protegidas, dificultando sua posterior remoção.

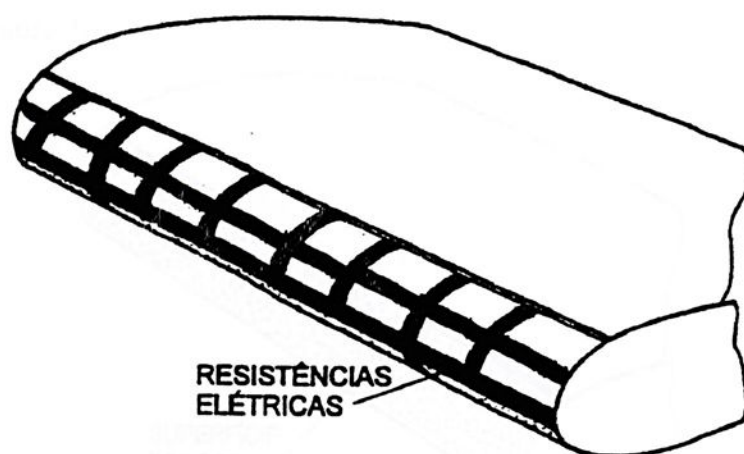


Figura 15 - Sistema eletrotérmico (VARALLO, 1998)

1.6.4 Sistemas de impulso eletromecânico

Um sistema de degelo que está se popularizando é o sistema de impulso eletromecânico. Este sistema quebra e separa o gelo da superfície que está sendo protegida e então o gelo é removido por forças aerodinâmicas. Este sistema usa pequenos impulsos elétricos, porém a energia necessária é pequena em comparação à utilizada pelos sistemas eletrotérmicos. Este sistema não provoca arrasto aerodinâmico, pois ele se localiza no interior da asa.

Entretanto, é necessário um projeto complexo para instalar este sistema.

Outra vantagem do sistema é que não ocorre o deslocamento do gelo para trás. Embora este sistema mostre promessa real na proteção à formação de gelo, o mesmo é recente e muito caro.

1.6.5 Sistemas que utilizam fluidos de proteção:

As regiões de ocorrência de gelo são feitas com material poroso, a fim de permitir a injeção de fluidos. Estes fluidos abaixam o ponto de congelamento da água provocando o derretimento do gelo e a perda de aderência do gelo com a superfície da asa. Detalhes deste sistemas podem ser vistos na Figura 16.

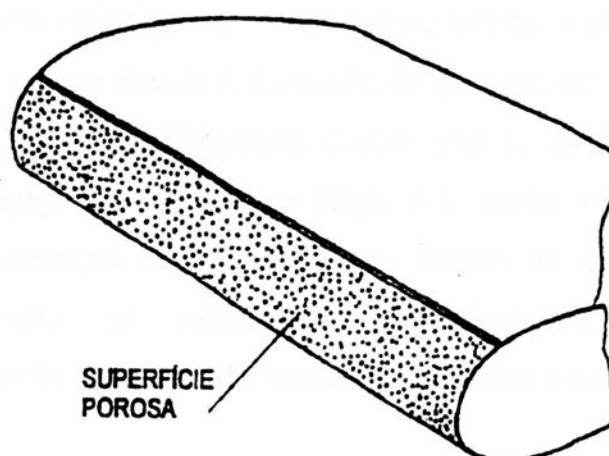


Figura 16 - Sistemas que utilizam fluidos de proteção (VARALLO, 1998)

1.7 OBJETIVOS DA DISSERTAÇÃO

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 sustentação, diminuição da visibilidade, mau funcionamento de sistemas de controle, alterações no funcionamento de alguns instrumentos, perda de potência nos motores e outros efeitos diversos.

Muitos trabalhos foram realizados para prever e evitar os efeitos da formação de gelo em aeronaves.

A redução dos danos provocados pelo gelo é objeto de estudos por parte de empresas fabricantes de aeronaves, organismos certificadores de aeronaves, e organismos de proteção ao voo e investigação de acidentes aéreos.

O presente trabalho tem como objetivo estudar o efeito do aumento do coeficiente de arrasto devido à formação de gelo em um perfil NACA 0012. Utiliza-se o Método de Elementos Finitos com o uso do pacote comercial **ANSYS/Multiphysics University High 5.6**. Serão efetuadas simulações destinadas a obtenção do coeficiente de arrasto de modo a efetuar uma comparação com os valores do coeficiente de arrasto obtidos experimentalmente em túnel de vento e os obtidos através do Método dos Painéis.

CAPÍTULO 2 ARRASTO AERODINÂMICO

O arrasto aerodinâmico é devido a componente da força que se opõe ao deslocamento da aeronave, ele atua sobre o corpo paralelamente à direção do movimento e em sentido contrário, é composto de várias parcelas. Sua redução é essencial para aumentar a eficiência das aeronaves.

2.1 ARRASTO TOTAL

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. A divisão é mostrada na Figura 17.

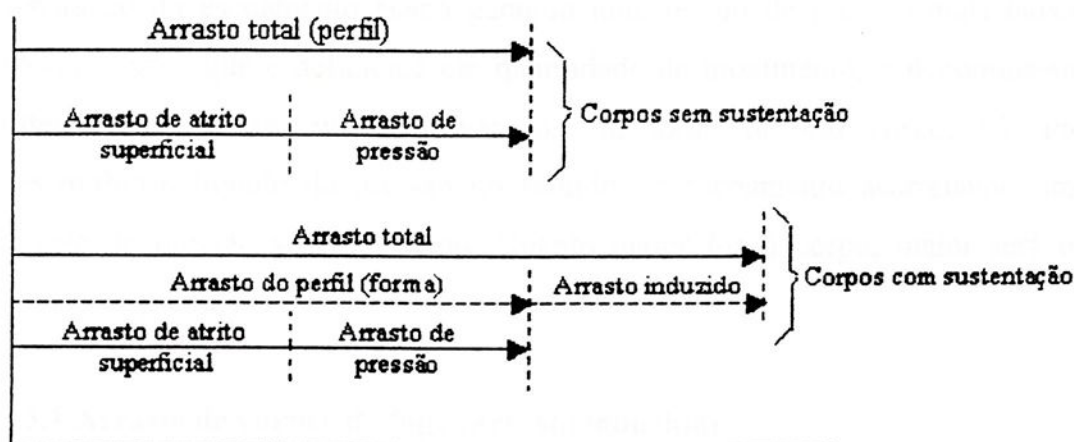


Figura 17 - Subdivisão do arrasto em corpos com e sem sustentação

(FOX ; MC DONALD, 1998)

2.2 ARRASTO DE ATRITO SUPERFICIAL

De acordo com Houghton e 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 à viscosidade. A tração em cada ponto tem uma componente agindo na direção de uma corrente não perturbada (ou na direção oposta ao vóo). 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

Ocorre quando o escoamento do ar se separa de uma superfície que está localizada dentro de uma região onde ocorre fluxo de um fluido. Esta separação do escoamento acaba gerando uma região de pressão mais baixa após o corpo, que é deficiente em quantidade de movimento, e denomina-se esteira. Para o escoamento separado, em torno de um corpo, há um desequilíbrio líquido de pressão no sentido do escoamento acarretando um arrasto de pressão sobre o corpo. Quanto maior for o corpo, maior será o arrasto de pressão.

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 à velocidade do ar.



2.3.2 Arrasto de esteira

É o arrasto associado com a formação de ondas de choque em vôos de alta velocidade. É causado pelas interações das ondas de choque sobre a aeronave e as perdas de pressão devido aos choques.

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 expostos na corrente de ar determina 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 esteira.

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

2.5.1 Redução do arrasto de atrito superficial

Pode ser obtido de duas formas: mantendo-se o escoamento laminar pelo adiamento da transição (chamado de tecnologia de escoamento laminar)



ou reduzindo-se a tensão de cisalhamento da superfície gerada pela camada limite turbulenta.

Um método efetivo para a redução da turbulência de atrito superficial que foi desenvolvido recentemente envolve modificações minúsculas nas superfícies. Elas são cobertas com filmes nervurados denominados *riblets*. Os filmes possuem diversas formas, mas consistem essencialmente de cristas e vales de formato aerodinâmico, como mostrado na Figura 18.

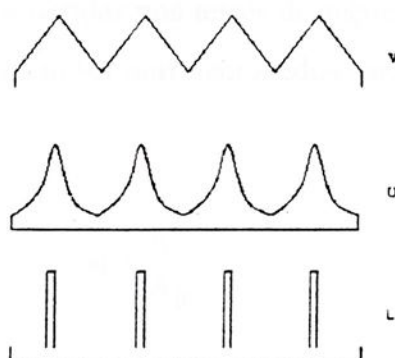


Figura 18 - Tipos de riblets mais utilizadas atualmente

Testes usando *riblets* foram realizados em voo no Airbus A 300-600 e em outras aeronaves. A redução do arrasto do atrito superficial observado foi da ordem de 5 a 8%, e o arrasto de atrito superficial contribui com 30 a 40% do arrasto total da aeronave.

2.5.2 Redução do arrasto de forma

Formas aerodinâmicas são vitais para reduzir o arrasto de forma. O arrasto de forma deve ser mantido mínimo para prevenção da separação da camada limite.

O arrasto de forma é o principal contribuinte do arrasto total de corpos rombudos como cilindros; no caso de formas aerodinâmicas, a contribuição predominante é o arrasto de atrito superficial; o arrasto de forma existente é

menor que 10% do arrasto total.

2.5.3 Redução do arrasto induzido

Segundo Fox e 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 equação (1):

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

Uma asa de envergadura infinita produz um sistema de vórtices de fuga sempre que gera sustentação, conforme mostrado na Figura 19. 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 encontrem próximos de aeronaves grandes.

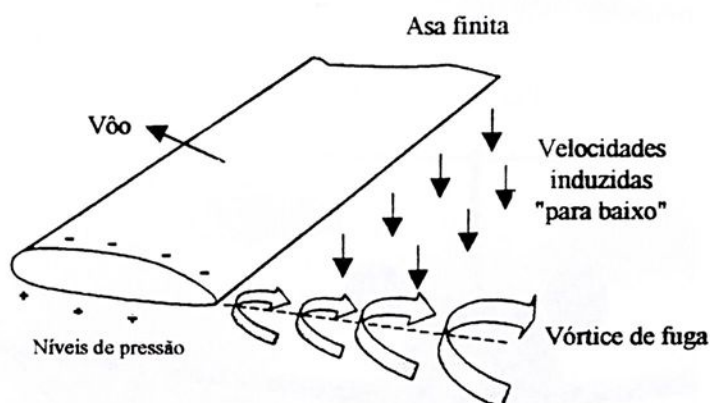


Figura 19 - Representação esquemática do sistema de vórtices de fuga de uma asa finita. (FOX ; MC DONALD, 1998)

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, como pode ser visto na Figura 20. 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.

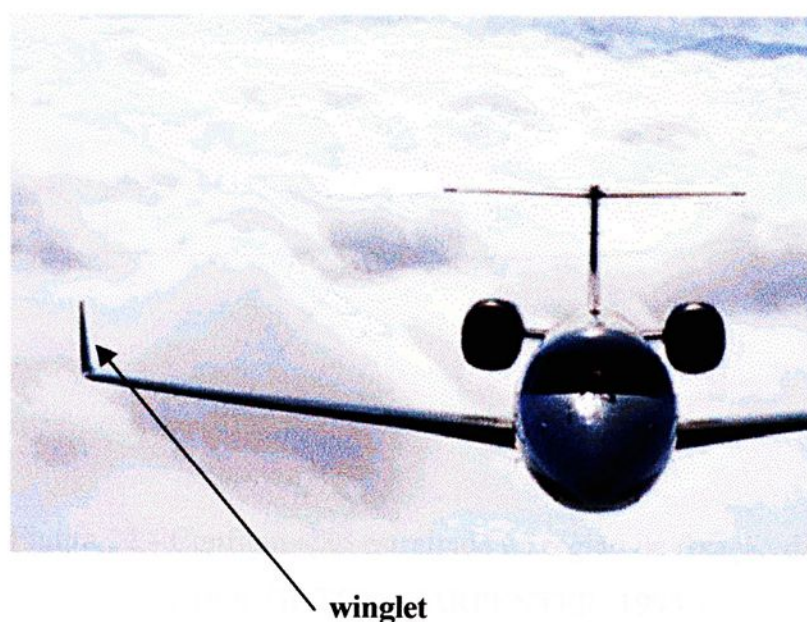


Figura 20 - Representação da *winglet* em uma aeronave

2.5.4 Redução do arrasto de esteira

Segundo Houghton e Carpenter (1993) a combinação asa-fuselagem em vãos transônicos sofre um aumento repentino no arrasto de onda, caso tenha uma configuração reta na região de fixação das asas, conforme visto na Figura 21.

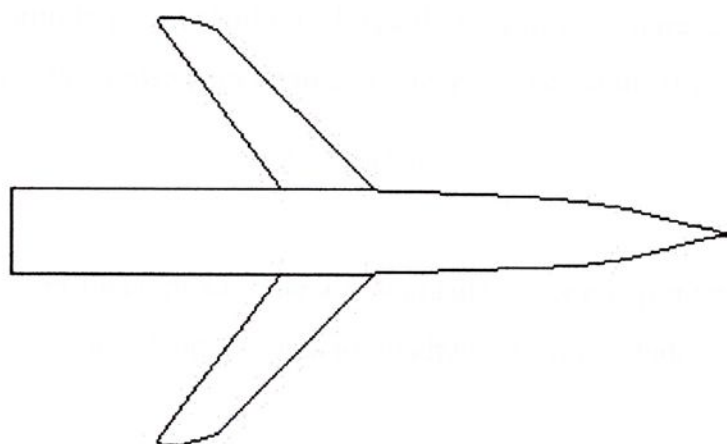


Figura 21 - Configuração reta na região de fixação das asas
(HOUGHTON; CARPENTER, 1993)

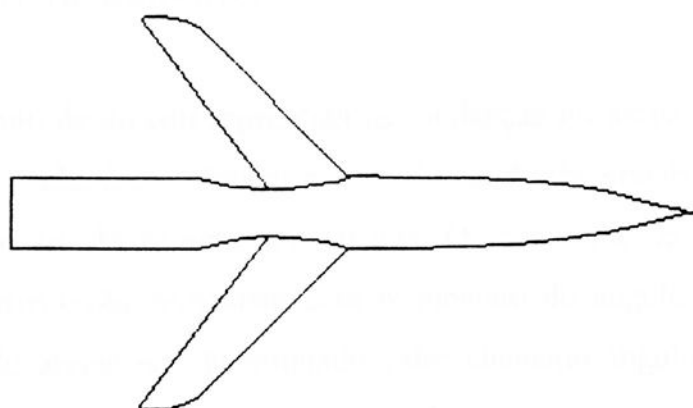


Figura 22 - Configuração estreitada na região de fixação da asa
(HOUGHTON; CARPENTER, 1993)

O aumento no arrasto pode ser consideravelmente reduzido se a fuselagem for estreitada, como mostrado na Figura 22, 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 FÓRMULA DO ARRASTO

A fórmula para cálculo da força de arrasto para uma asa finita oferece uma ferramenta valiosa para analisar relações aerodinâmicas onde:

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

Deve ser mencionado que a velocidade do ar é o principal contribuinte do arrasto, pois ele é proporcional ao quadrado da velocidade.

2.7 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, conforme pode ser visto na Figura 23. O coeficiente de arrasto também aumenta com a elevação da velocidade.

2.8 COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO

Pode ser definido com a relação entre a força de sustentação e a força devido a pressão dinâmica. Traduz a eficiência com que uma asa produz sustentação. É dado através da equação (3):

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

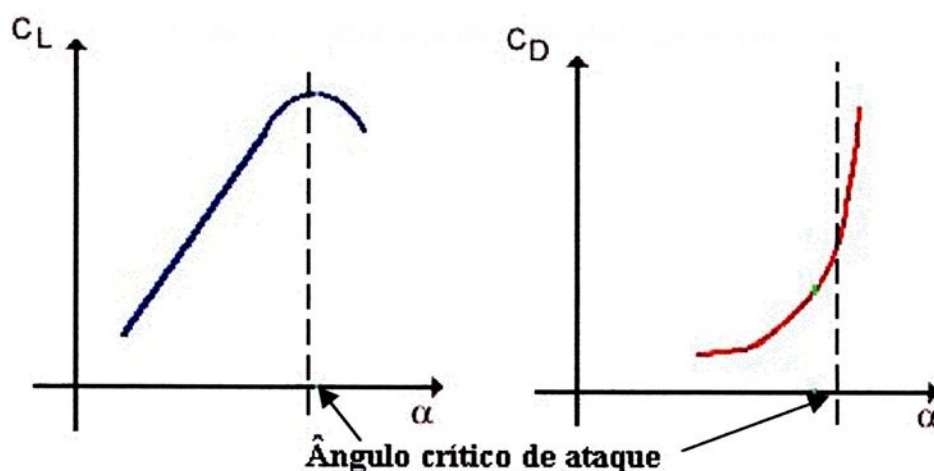


Figura 23 - Aumento do coeficiente de arrasto e sustentação devido ao aumento do ângulo de ataque (FOX ; MC DONALD, 1998)

2.9 INFLUÊNCIA DA VELOCIDADE NO ARRASTO TOTAL

A Figura 24 ilustra a influência da velocidade no arrasto total de uma aeronave, levando-se em conta o arrasto parasita, arrasto de forma, arrasto de atrito e arrasto induzido. A curva contínua representa o somatório do arrasto de atrito, arrasto de forma e arrasto parasita. O arrasto aumenta proporcionalmente ao quadrado da velocidade quando esta aumenta. A linha curva pontilhada mostra o arrasto induzido, como dito anteriormente, o arrasto induzido é inversamente proporcional à velocidade do ar. A linha traço-ponto é obtida através da soma das outras duas curvas e representa o arrasto total de uma aeronave.

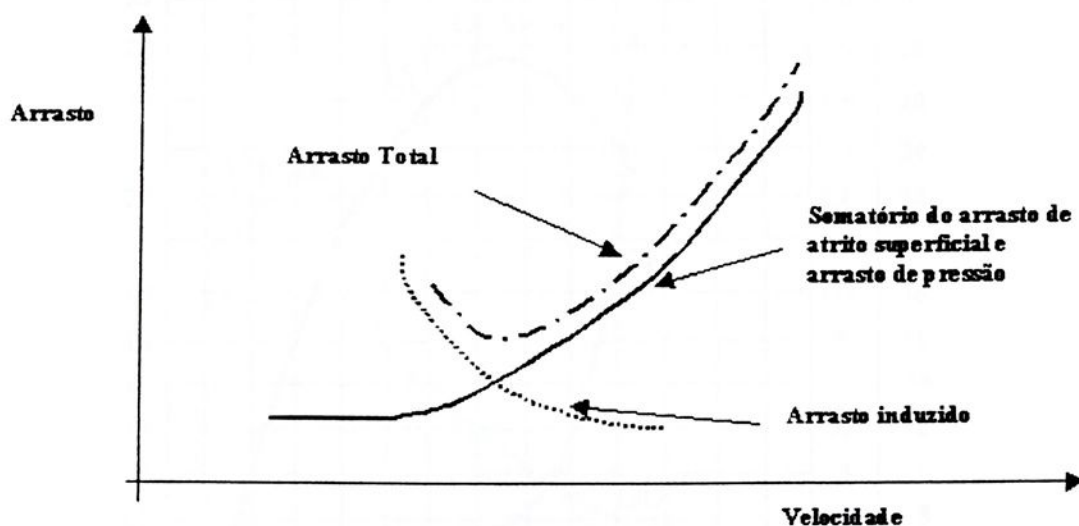


Figura 24 - Influência da velocidade no arrasto total

2.10 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:

$$AE = C_L / C_D \quad (4)$$

onde:

A curva de eficiência aerodinâmica pode ser vista na Figura 25.

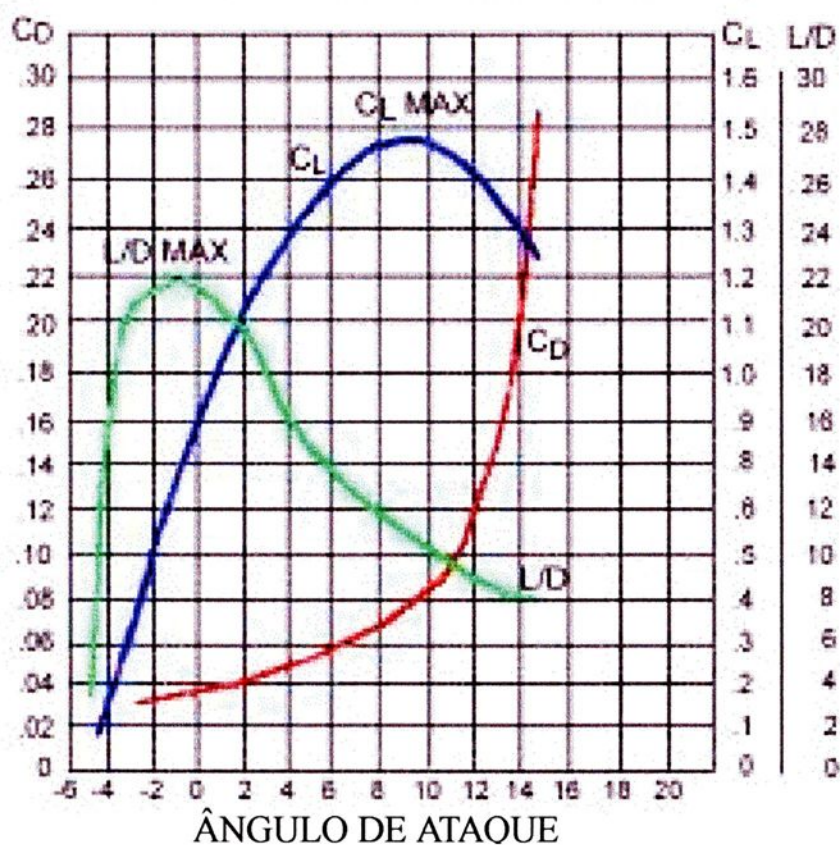


Figura 25 - Eficiência aerodinâmica

CAPÍTULO 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.

3.2 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.

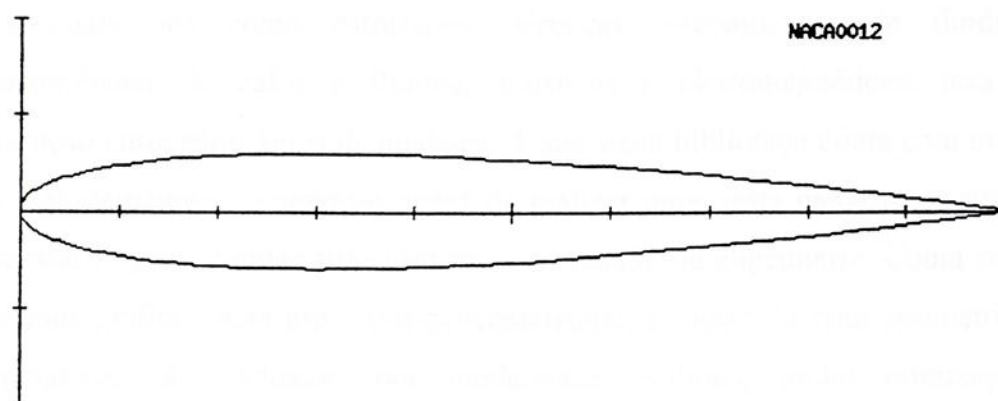


Figura 26 - Perfil NACA 0012

3.3 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 (conforme mostrado nas Figuras 27 a 30). Este procedimento foi realizado para as todas as formas geométricas de gelo.

3.4 DESCRIÇÃO DO PROGRAMA UTILIZADO NA SIMULAÇÃO

Utilizou-se o ANSYS/Multiphysics University High 5.6. Este é um software que possui aplicação geral em análise de engenharia **Computer Aided Engineering (CAE)** através do Método dos Elementos Finitos, podendo-se realizar a análise de áreas acopladas, ou seja, é um programa de análise multidisciplinar que permite ao usuário realizar, não somente análises individuais tais como estruturais, térmicas, escoamentos de fluidos, transferências de calor e fluidos, acústicas e eletromagnéticas, mas a interação entre esses tipos de análises. A sua vasta biblioteca conta com mais de 100 elementos, tornando-o capaz de realizar uma vasta gama de análises necessárias para simular situações reais do mundo da engenharia. Conta com recursos gráficos para pré e pós-processamento, é capaz de criar geometrias equivalentes às efetuadas por modeladores sólidos, inclui otimização estrutural, recursos de subestruturação, malha adaptativa e álgebra booleana.

Está disponível para as plataformas PC, **Workstations** e Supercomputadores.

Neste trabalho utilizou-se dois módulos do ANSYS, o **FLOTRAN** e o **MECHANICAL**.

O **FLOTRAN** é destinado a análise dinâmica de escoamentos de fluidos e transferências de calor utilizando o Método de Elementos Finitos.



É utilizado para determinar as características de um fluido tais como: pressão, velocidade, direção do fluxo, linhas de corrente, energia cinética, forças de arrasto, perda de carga e efeitos gerados pelo resfriamento ou aquecimento do fluido. Resolve as seguintes análises de fluidos:

- Escoamento laminar e turbulento;
- Escoamento compressível e incompressível;
- Resistência ao fluxo distribuído;
- Fluidos Newtonianos e não Newtonianos;
- Escoamento Subsônico, Transônico e Supersônico;
- Escoamento Interno ou Externo;
- Escoamento em regime permanente e transiente;
- Transferência de calor por convecção livre, forçada ou mista;
- Representação de meios porosos;
- Interação sólido-fluido;
- Simulação de propagação, absorção e reflexão de ondas de pressão em meio fluido.

Aplicações:

- fluxo de calor em componentes eletrônicos;
- dispersão de gases em ambientes;
- aerofólios em voo;
- fluxos em tubulações, dutos, válvulas e trocadores de calor;
- fluxo em bombas, compressores, turbinas e rotores;
- sistemas de ventilação;
- aerodinâmica de aeronaves e automóveis;
- análise acoplada fluido-estrutura.

O **MECHANICAL** é destinado a aplicações em engenharia para



projetos e otimização incluindo soluções estruturais, térmicas, piezoelétricas e acústicas. Este software é utilizado para determinação de deslocamentos, tensões, forças, temperaturas e distribuições de pressão.

3.5 TIPOS DE ANÁLISES ACOPLADAS

No ANSYS pode-se efetuar dois tipos de análises acopladas: através do Método Indireto ou através do Método Direto.

As análises de áreas acopladas estão disponíveis para os seguintes tipos de interação: térmico-tensão, magnético-térmico, magnético-estrutural, escoamento de fluidos-térmico, escoamento de fluidos-estrutural, escoamento de fluidos-eletromagnético, térmico-elétrico, eletromagnético, circuitos acoplados com eletromagnético e acoplamento piezoelétrico. A maior parte destas análises podem ser modeladas através dos métodos diretos ou indiretos.

3.5.1 Método indireto

Envolve duas análises, uma após a outra, cada uma de áreas diferentes. As áreas são acopladas através da aplicação dos resultados da análise de uma área como entrada de dados para a outra análise. A transferência de resultados é feita através de um comando simples do ANSYS.

3.5.2 Método direto

Nesta análise empregam-se elementos de áreas acopladas em uma análise simples. Estes elementos possuem múltiplos graus de liberdade (unindo várias áreas) para cada nó a fim de permitir comunicação contínua entre essas áreas envolvidas. Análises sequenciais não são necessárias devido

à acoplagem ser construída dentro das equações governantes através das matrizes dos elementos.

3.6 TIPO DE ANÁLISE ACOPLADA UTILIZADA

Utilizou-se o método indireto de análise. Inicialmente efetuou-se análises no ANSYS / FLOTRAN que é um módulo **Computational Fluid Dynamics (CFD)**, os resultados de coeficiente 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 (58 e 94 m/s), conteúdo de água líquida (1.0, 1.05, 1.3, 1.6 e 2.0 g/m³), tempo de formação de gelo (6,2 e 8,0 min.) e ângulo de ataque (4°).

3.7 CÁLCULO DO COEFICIENTE DE ARRASTO

Com os valores da força de arrasto obtidos na etapa anterior, obteve-se o coeficiente de arrasto pela equação (5):

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot A_p} \quad (5)$$

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



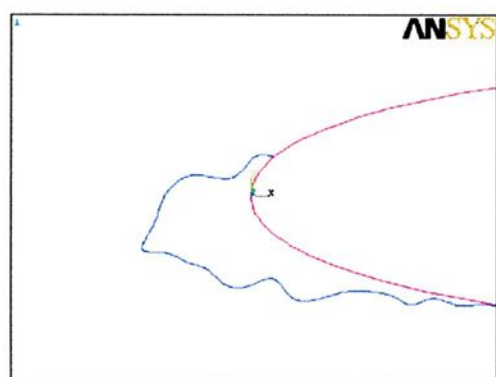
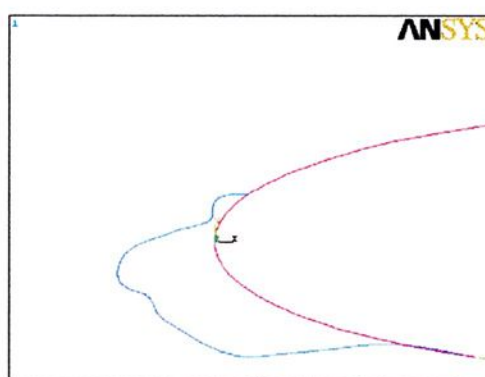
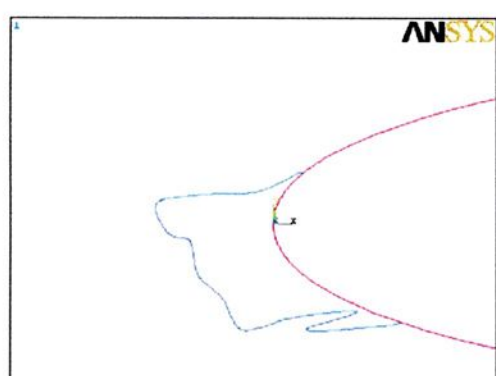
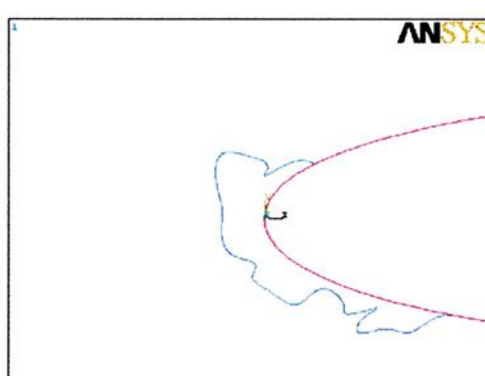
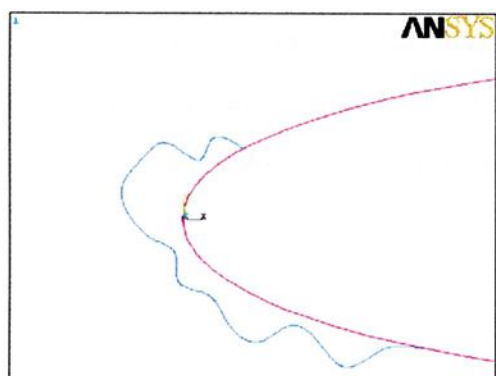
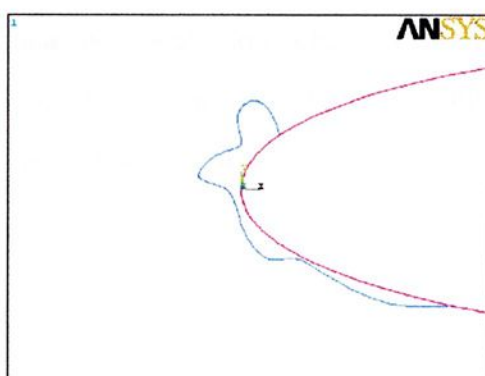
(a) $T_s = -27,8 \text{ } ^\circ\text{C}$ (b) $T_s = -19,8 \text{ } ^\circ\text{C}$ (c) $T_s = -13,9 \text{ } ^\circ\text{C}$ (d) $T_s = -6,7 \text{ } ^\circ\text{C}$ (e) $T_s = -3,9 \text{ } ^\circ\text{C}$ (f) $T_s = -2,8 \text{ } ^\circ\text{C}$

Figura 27 - Formas geométricas do gelo usadas no cálculo do coeficiente de arrasto para tamanho de gotícula ($MVD = 20 \mu\text{m}$), velocidade do ar ($V_\infty = 58 \text{ m/s}$) e conteúdo de água líquida ($LWC = 1,30 \text{ g/m}^3$) e ângulo de ataque ($\alpha = 4^\circ$).

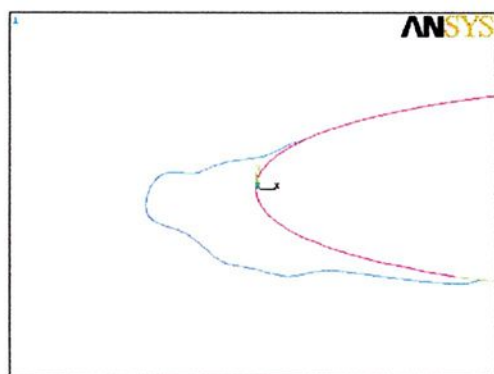
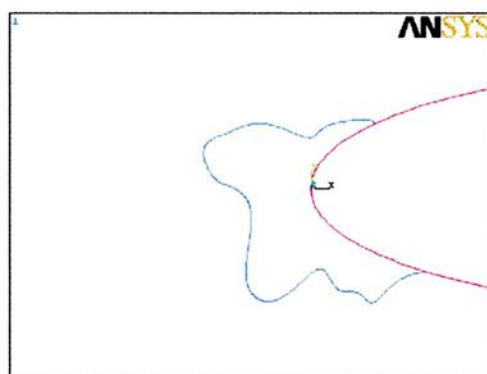
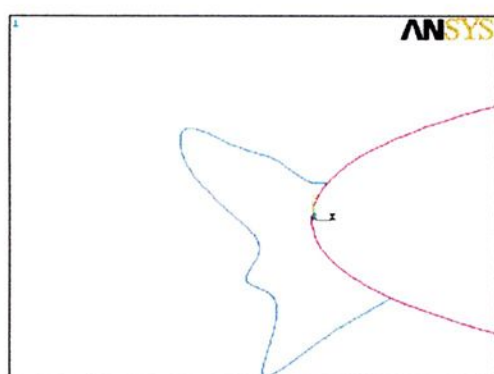
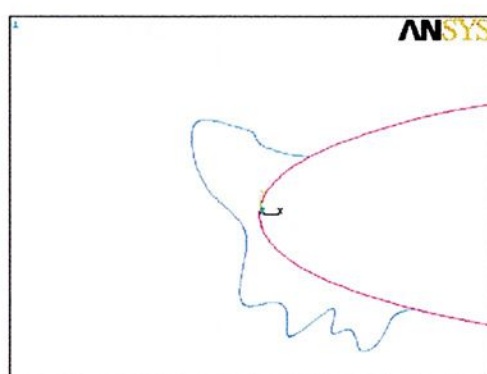
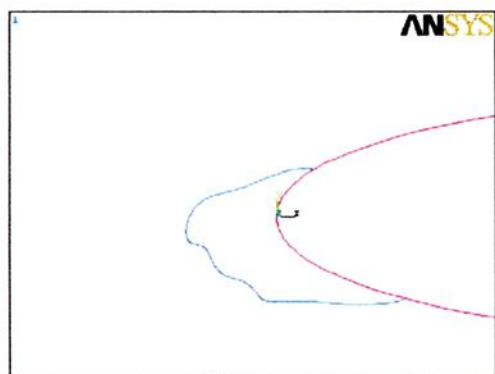
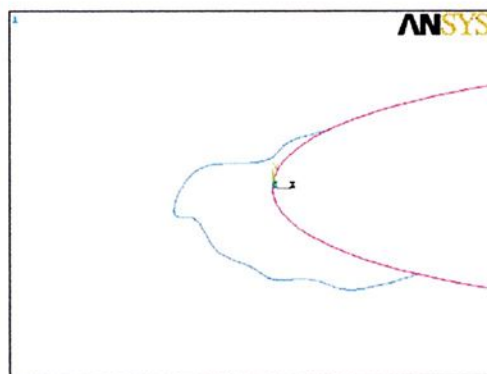
(a) $T_s = -30,5\text{ °C}$ (b) $T_s = -16,6\text{ °C}$ (c) $T_s = -12,2\text{ °C}$ (d) $T_s = -6,6\text{ °C}$

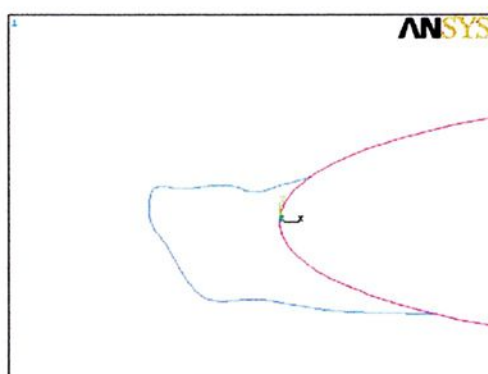
Figura 28 - Formas geométricas do gelo usadas no cálculo do coeficiente de arrasto para tamanho de gotícula ($MVD = 20\mu m$), velocidade do ar ($V_\infty = 94\text{ m/s}$), conteúdo de água líquida ($LWC = 1,05\text{ g/m}^3$) e ângulo de ataque ($\alpha = 4^\circ$).



(a) $LWC = 1,0 \text{ g/m}^3$

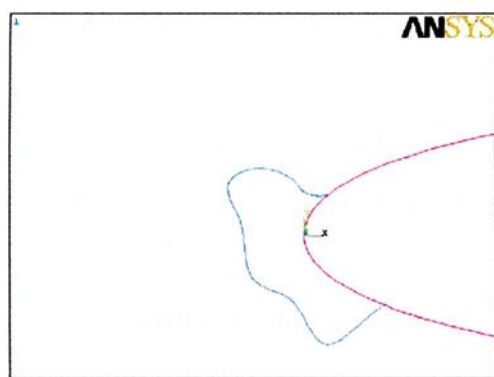


(b) $LWC = 1,3 \text{ g/m}^3$

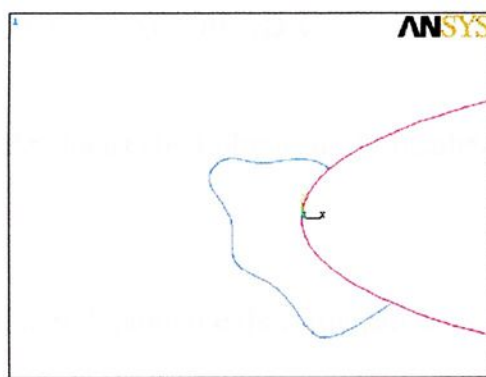


(c) $LWC = 2,0 \text{ g/m}^3$

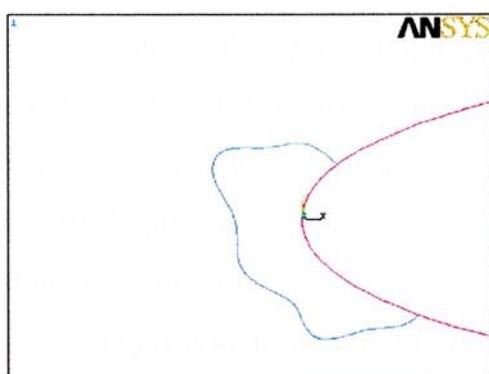
Figura 29 - Formas geométricas do gelo usadas no cálculo do coeficiente de arrasto para temperatura ($T_s = -19,80 \text{ }^\circ\text{C}$), velocidade do ar ($V_\infty = 58 \text{ m/s}$), conteúdo de água líquida ($MVD = 20 \text{ }\mu\text{m}$) e ângulo de ataque ($\alpha = 4^\circ$).



(a) $LWC = 1,0 \text{ g/m}^3$



(a) $LWC = 1,3 \text{ g/m}^3$



(a) $LWC = 1,6 \text{ g/m}^3$

Figura 30 - Formas geométricas do gelo usadas no cálculo do coeficiente de arrasto para temperatura ($T_s = -9,67 \text{ }^\circ\text{C}$), velocidade do ar ($V_\infty = 58 \text{ m/s}$), conteúdo de água líquida ($MVD = 20 \text{ }\mu\text{m}$) e ângulo de ataque ($\alpha = 4^\circ$).

3.8 ETAPAS REALIZADAS NA SOLUÇÃO ACOPLADA

Foram executadas uma série de etapas até a obtenção do resultado da força de arrasto. Estas etapas foram:

- 1 - Construção da geometria do perfil aerodinâmico e da formação de gelo;
- 2 - Fixação dos atributos;
- 3 - Geração da malha e refinamento da mesma;
- 4 - Criação do ambiente CFD e gravação dos arquivos físicos;
- 5 - Criação do ambiente estrutural e gravação dos arquivos físicos;
- 6 - Ativação do ANSYS / FLOTTRAN e execução da solução inicial;
- 7 - Ativação do esquema estendendo a solução;
- 8 - Exame das soluções de pressão;
- 9 - Ativação do ambiente estrutural;
- 10 - Leitura dos valores de pressão através do FLOTTRAN;
- 11 - Ativação do ANSYS / Mechanical para obtenção da força de arrasto;
- 12 - Exame dos resultados obtidos;
- 13 - Obtenção da área projetada da asa;
- 14 - Encerramento da análise.

Em cada uma destas etapas foram realizadas várias operações. Na solução do problema pelo FLOTTRAN, as etapas realizadas podem ser subdivididas em: pré-processamento, solução e pós-processamento.



3.8.1 Pré-processamento

- Especificação do nome dos arquivos e títulos da análise;
- Selecionando preferências;
- Definindo tipos de elementos e opções;
- Definindo as constantes reais;
- Criando o modelo;
- Definindo os nós;
- Definindo os elementos;
- Gerando a malha automaticamente;
- Refinando a malha;
- Alterando os controles de apresentação e representação gráfica.

3.8.2 Solução

- Aplicando as restrições;
- Especificando a temperatura, velocidade etc.;
- Especificando o tipo de análise e opções;
- Ajustando os controles de execução;
- Selecionando as propriedades do fluido.
- Resolvendo.

3.8.3 Pós-processamento

- Acessando o pós-processador geral e lendo os resultados;
- Listando a solução;
- Gravando os arquivos que serão usados como entrada nas etapas posteriores;
- Saindo do programa.

3.9 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. Abaixo mostra-se um exemplo de malha não estruturada gerada automaticamente para o perfil NACA 0012 sem formação de gelo

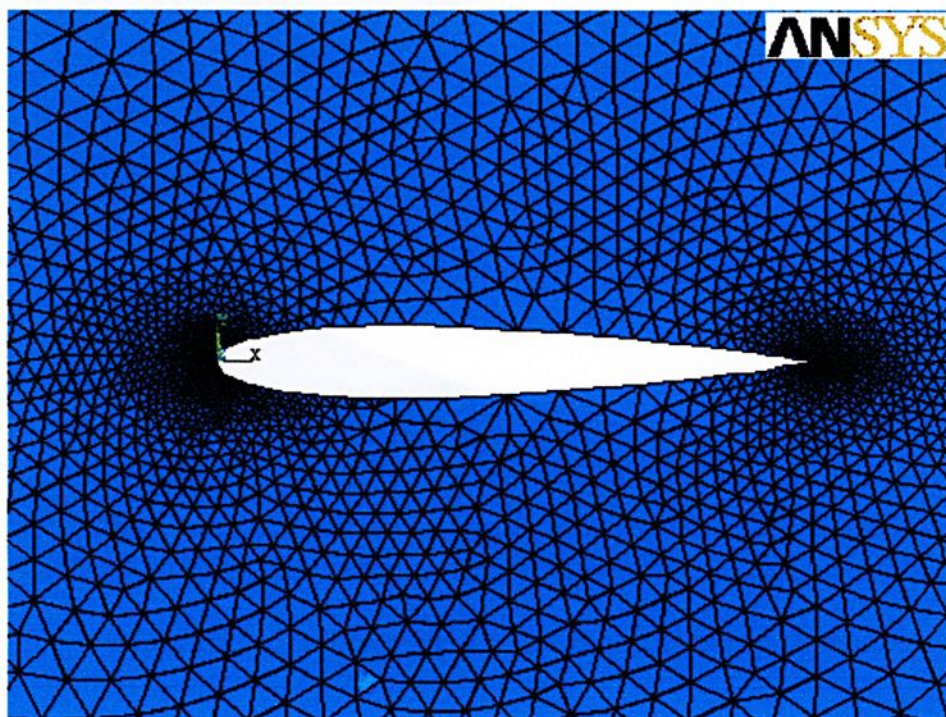


Figura 31- Malha não estruturada gerada automaticamente para o perfil NACA 0012 sem formação de gelo

3.10 REFINAMENTO DA MALHA

Com a finalidade de melhorar a precisão dos resultados obtidos, costuma-se refinar a malha para aumentar o número de nós e elementos de modo que a forma geométrica obtida se aproxime da forma obtida experimentalmente em túnel de vento.

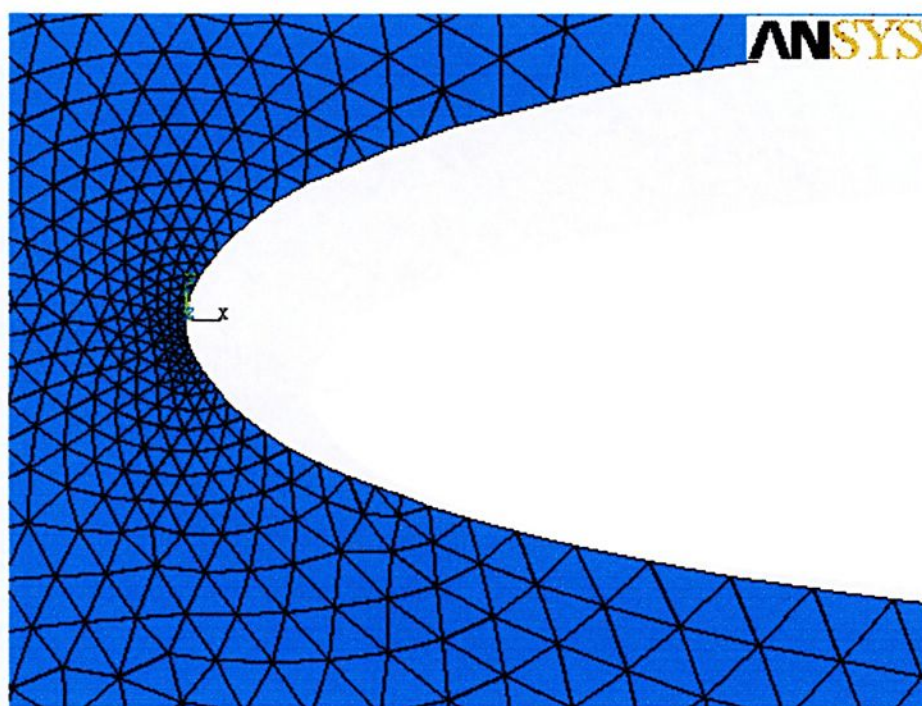


Figura 32 - Malha original sobre o perfil (bordo de ataque)

3.11 MALHA REFINADA

Após o refinamento da malha na região do bordo de ataque do perfil, obtivemos a seguinte configuração dada pela Figura 33. Ali foram adicionados 2476 nós e 4884 elementos à malha original.

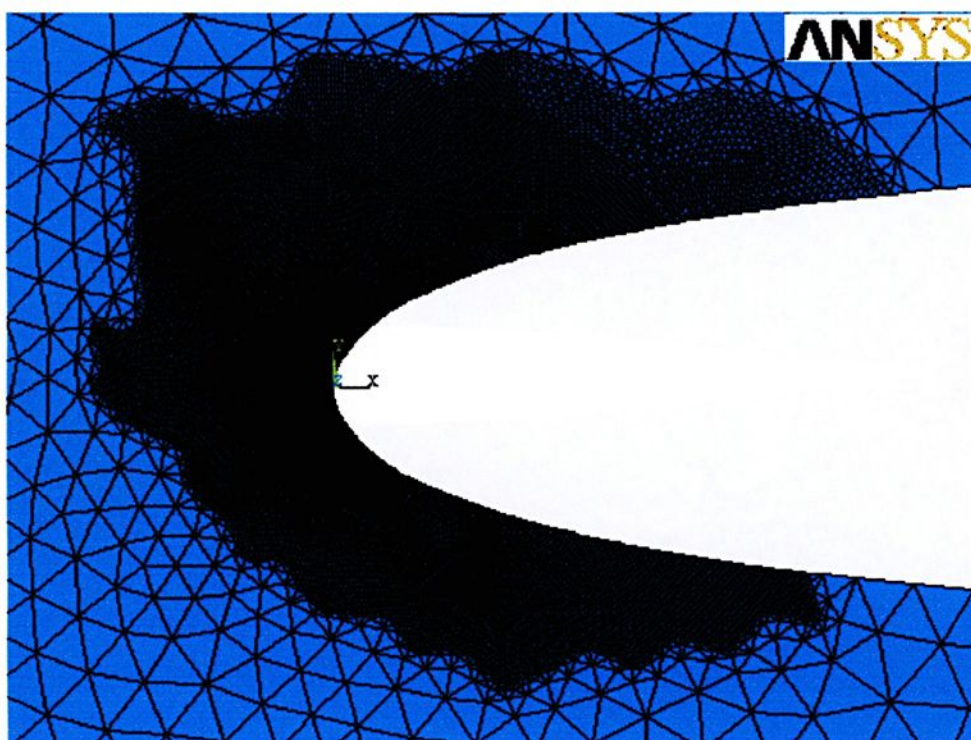


Figura 33 - Malha após o refinamento

3.12 MALHA EXTERNA AO PERFIL AERODINÂMICO

Inicialmente a malha é gerada externamente para a obtenção da distribuição de pressão em torno do perfil aerodinâmico. Esta é a primeira etapa na fase da análise acoplada e corresponde à análise efetuada no ANSYS / FLOTRAN.

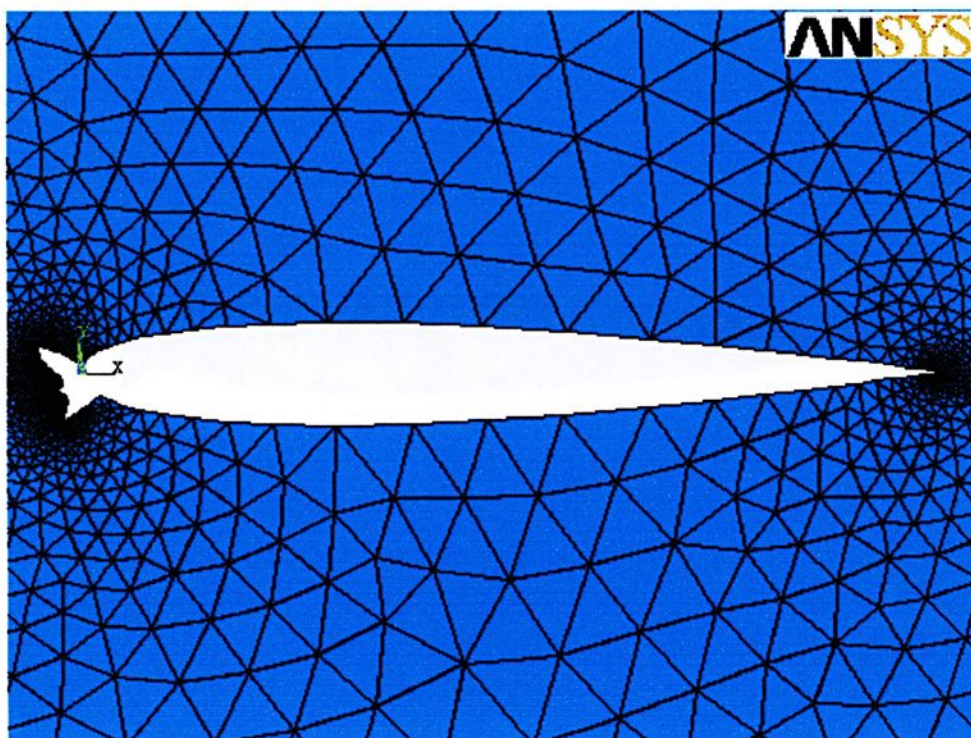


Figura 34 - Malha Externa ao Perfil Aerodinâmico

3.13 MALHA INTERNA AO PERFIL AERODINÂMICO

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 à análise efetuada no ANSYS / MECHANICAL.

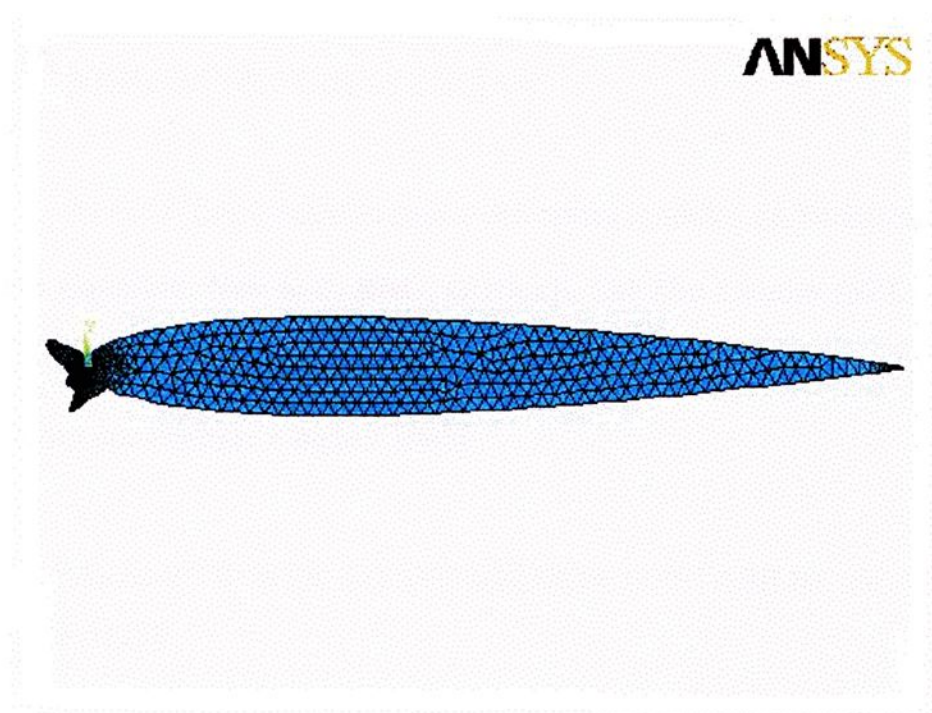


Figura 35 - Malha Interna ao Perfil Aerodinâmico

3.14 CARACTERÍSTICAS DOS ELEMENTOS UTILIZADOS NA ANÁLISE

No ANSYS/FLOTRAN foi utilizado o elemento **FLUID 142** que é tridimensional, tem formato tetraédrico e conta com 4 nós.

Na análise no ANSYS/Mechanical utilizou-se o elemento **SOLID 45**, que também é tridimensional e tem 8 nós.

3.15 MODELOS DE TURBULÊNCIAS

O FLOTRAN trabalha com 6 diferentes modelos de Turbulência: **K-ε**, **Zero Equation**, **New K-ε**, **RNG**, **Girimaji**, **Shi-Zhu-Lumley (SZL)**

Em todas as análises realizadas utilizou-se o modelo **K-ε** que é descrito por Ferziger e Péric (1997).

3.16 PARÂMETROS DE CONVERGÊNCIA E ESTABILIDADE USADOS NA ANÁLISE

O programa oferece muitas ferramentas para ajudar na convergência e estabilidade da solução, entre as quais têm-se:

Fator de relaxação: é a fração de mudança entre a solução antiga e a nova solução calculada que é adicionada à solução antiga, atribuindo o resultado para a nova iteração global. O fator de relaxação para qualquer análise deve estar compreendido entre 0.0 (resultando em não atualizar a propriedade) e 1.0 (inclusive). Nas análises realizadas adotou-se 0.5.

Relaxação inercial: hipoteticamente , quando uma solução é convergente na ausência de erros de arredondamento, a relaxação aplicada não afeta o valor do resultado. Entretanto, em situações reais, alguns erros de arredondamento

sempre ocorrem. Assim, a relaxação pode afetar a solução.

Pode-se aplicar a relaxação nas equações de momento, turbulência, pressão e temperatura. O fator de relaxação inercial é o denominador do termo adicionado, assim valores pequenos tem uma grande efeito. Valores típicos estão na faixa entre 1.0 (moderado) e $1,0 \times 10^{-7}$ (severo). Adotou-se $1,0 \times 10^{-4}$ para todas as análises.

3.17 SOLVER USADO

Na solução sequencial do algoritmo, utilizou-se o **solver Tri-Diagonal Matrix Algorithm (TDMA)**, que está disponível no **FLOTTRAN**, este utiliza uma matriz tridiagonal realizando um número de iterações que é especificado pelo usuário. Este **solver** gera resultados aproximados, entretanto mais rapidamente que outros disponíveis no **FLOTTRAN**.

3.18 EQUACIONAMENTOS UTILIZADOS NAS ANÁLISES

As componentes de velocidade, pressão e temperatura são calculadas através das equações de conservação da massa, momento e energia.

O **FLOTTRAN** resolve as equações completas de Navier-Stokes (SCHLICHTING, 1969).



3.19 FLUXOGRAMA DO SOFTWARE

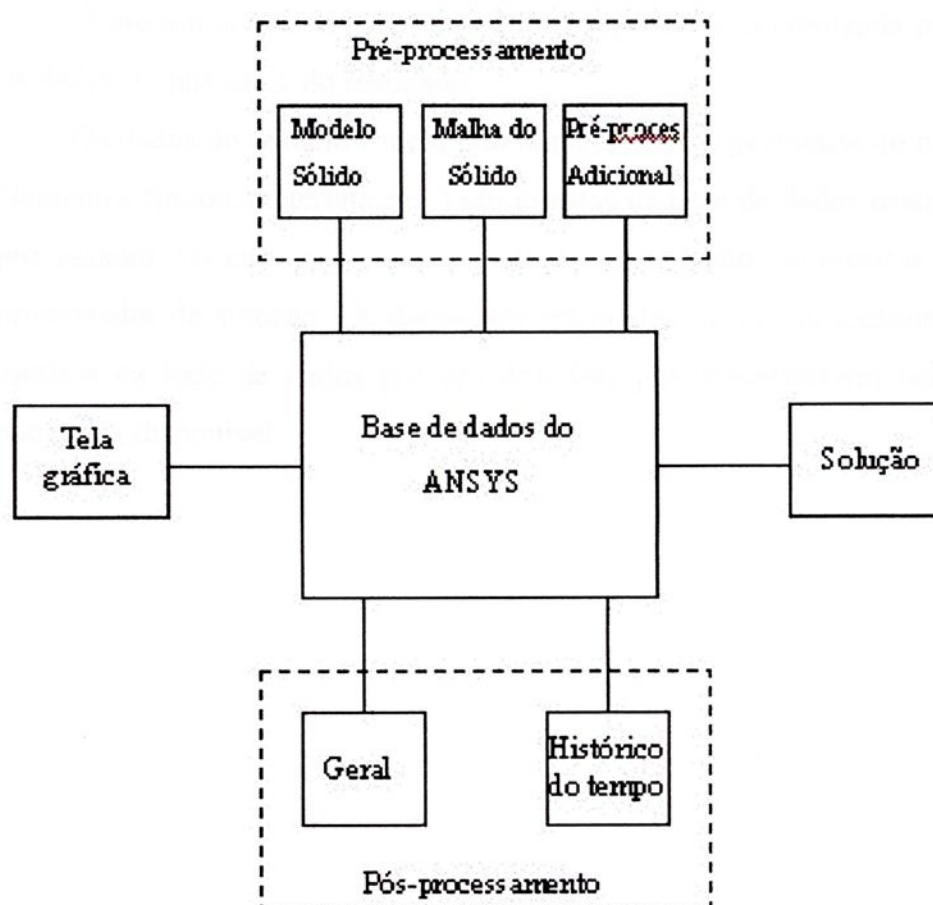


Figura 36 - Fluxograma de funcionamento do programa
(ANSYS, 1997)

Processadores

No ANSYS as funções são organizadas dentro de grupos chamados processadores. O programa conta com um pré-processador, um processador para solução, dois pós-processadores e muitos processadores auxiliares. O pré-processador permite ao usuário criar um modelo de elementos finitos e especificar as opções necessárias para uma solução subsequente. O processador de solução é usado para aplicar os carregamentos e as condições limites e, então determinar a resposta do modelo. Com o pós processador o usuário recupera e examina os resultados da solução para avaliar como o

modelo responde, e para realizar cálculos adicionais de interesse.

Base de dados

O programa usa uma base de dados separada e centralizada para todos os dados do modelo e do resultado.

Os dados do modelo (incluindo modelo sólido, geometria do modelo de elementos finitos, materiais etc.) são escritos na base de dados usando o pré-processador. Os carregamentos e resultados da solução são escritos usando o processador de solução. Os dados dos resultados do pós-processamento são escritos na base de dados por um dos dois pós-processadores enquanto o outro fica disponível.



CAPÍTULO 4 RESULTADOS

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; Shaw e Newton. (1984), e com os valores obtidos por Shin et al. (1991) através dos Método dos Painéis.



4.2 - RESULTADOS OBTIDOS

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

Temperatura Estática do Ar Ts (K)	Coeficiente de Arrasto C ₀ Método dos Painéis	Coeficiente de Arrasto C ₀ Túnel de vento	Coeficiente de Arrasto C ₀ Método dos Elementos Finitos	Diferença percentual entre C ₀ para Túnel de Vento e Método dos Elementos Finitos	Diferença percentual entre C ₀ para Túnel de Vento e Método dos Painéis
245,35	0,01279	0,01941	0,01320	31,99	34,11
253,35	0,01346	0,02161	0,01438	33,46	37,71
259,25	0,01431	0,02072	0,01425	31,23	30,94
266,45	0,05075	0,06036	0,05541	8,20	15,92
269,25	0,02873	0,02807	0,02863	-2,00	-2,35
270,35	0,02105	0,02617	0,02208	15,65	19,56

$V_{\infty}= 58 \text{ m/s}$ $LWC= 1.3 \text{ g/m}^3$ $t= 8\text{min.}$ $MVD= 20 \mu\text{m}$ $\alpha = 4^{\circ}$

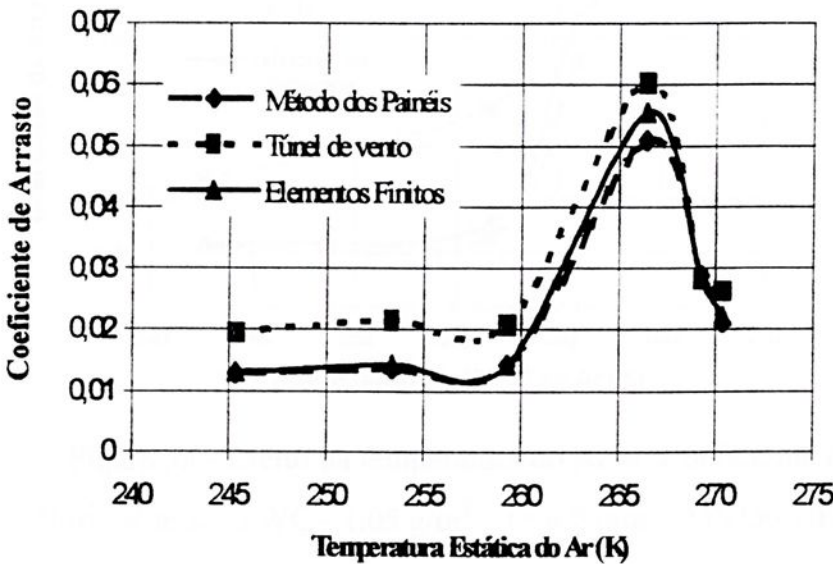


Figura 37 - Efeito da temperatura do Ar no Coeficiente de Arrasto

$V_{\infty}= 58 \text{ m/s}$ $LWC= 1.3 \text{ g/m}^3$ $t= 8\text{min.}$ $MVD= 20 \mu\text{m}$ $\alpha = 4^{\circ}$

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

Temperatura Estática do Ar Ts (K)	Coeficiente de Arrasto C ₀ Método dos Painéis	Coeficiente de Arrasto C ₀ Túnel de vento	Coeficiente de Arrasto C ₀ Método dos Elementos Finitos	Diferença percentual entre C ₀ para Túnel de Vento e Método dos Elementos Finitos	Diferença percentual entre C ₀ para Túnel de Vento e Método dos Painéis
242,65	0,01143	0,0238	0,01185	50,21	51,97
256,55	0,01300	0,0370	0,01565	57,70	64,86
260,95	0,04549	0,0606	0,05307	12,43	24,93
266,55	-	0,0756	0,07384	2,33	-

$V_{\infty}= 94 \text{ m/s}$ $LWC= 1.05 \text{ g/m}^3$ $t= 6,2 \text{ min.}$ $MVD= 20 \text{ }\mu\text{m}$ $\alpha = 4^{\circ}$

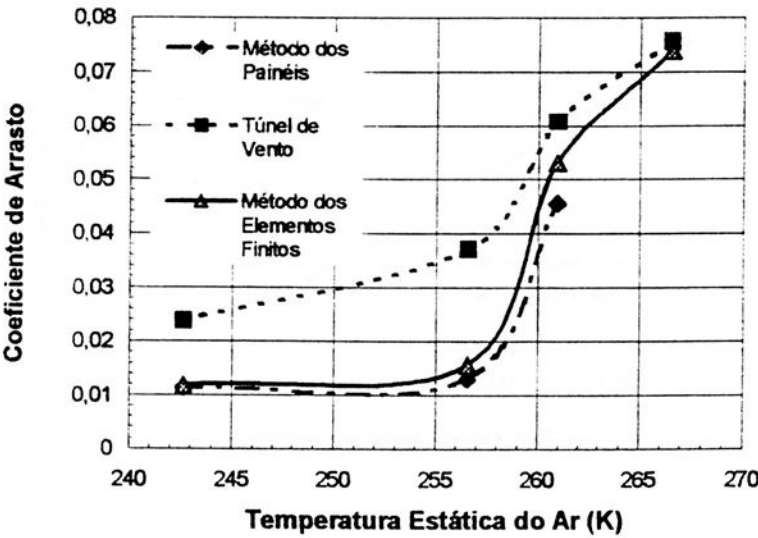


Figura 38 - Efeito da temperatura do Ar no Coeficiente de Arrasto

$V_{\infty}= 94 \text{ m/s}$ $LWC= 1.05 \text{ g/m}^3$ $t= 6,2 \text{ min.}$ $MVD= 20 \text{ }\mu\text{m}$ $\alpha = 4^{\circ}$

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

Conteúdo de Água Líquida LWC (g/m³)	Coeficiente de Arrasto C ₀ Método dos Painéis	Coeficiente de Arrasto C ₀ Túnel de vento	Coeficiente de Arrasto C ₀ Método dos Elementos Finitos	Diferença percentual entre C ₀ para Túnel de Vento e Método dos Elementos Finitos	Diferença percentual entre C ₀ para Túnel de Vento e Método dos Painéis
1,0	0,01398	0,0212	0,01385	34,67	34,06
1,3	0,01346	0,0246	0,01429	41,91	45,28
2,0	-	0,0312	0,03026	3,01	-

$V_{\infty}= 58 \text{ m/s}$ $t= 8 \text{ min.}$ $MVD= 20 \text{ }\mu\text{m}$ $T_s= 253,35 \text{ K}$ $\alpha = 4^{\circ}$

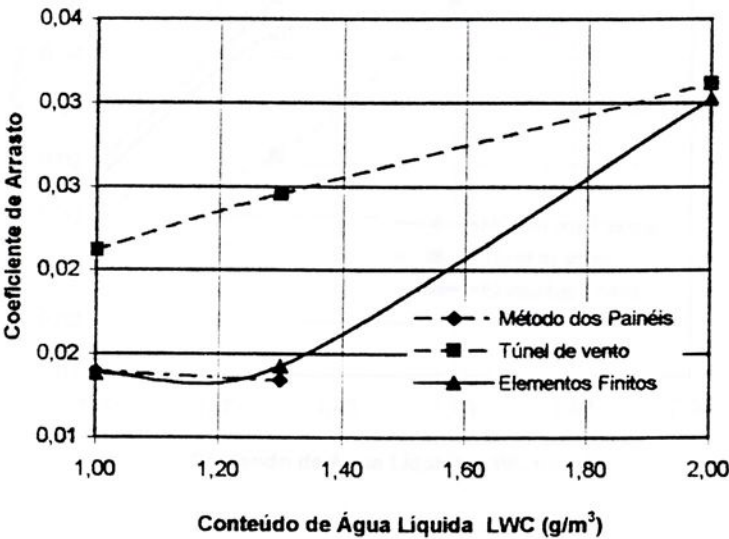


Figura 39 - Efeito do Conteúdo de Água Líquida no Coeficiente de Arrasto

$V_{\infty}= 58 \text{ m/s}$ $t= 8 \text{ min.}$ $MVD= 20 \text{ }\mu\text{m}$ $T_s= 253,35 \text{ K}$ $\alpha = 4^{\circ}$

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

Conteúdo de Água Líquida LWC (g/m³)	Coeficiente de Arrasto C ₀ Método dos Painéis	Coeficiente de Arrasto C ₀ Túnel de vento	Coeficiente de Arrasto C ₀ Método dos Elementos Finitos	Diferença percentual entre C ₀ para Túnel de Vento e Método dos Elementos Finitos	Diferença percentual entre C ₀ para Túnel de Vento e Método dos Painéis
1,0	0,02976	0,0262	0,02875	-9,73	-13,59
1,3	0,04585	0,0307	0,04235	-37,95	-49,35
1,6	-	0,0456	0,04368	4,21	-

$V_{\infty}= 58 \text{ m/s}$ $t= 8 \text{ min.}$ $MVD= 20 \text{ }\mu\text{m}$ $T_s= 263,48 \text{ K}$ $\alpha = 4^{\circ}$

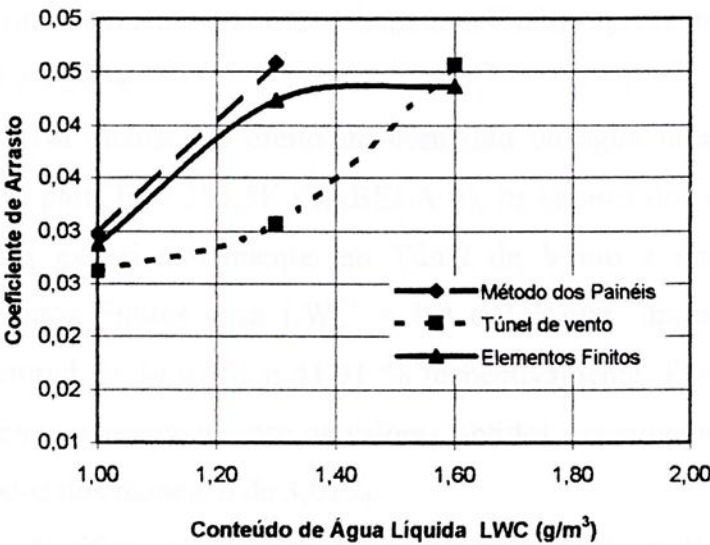


Figura 40 - Efeito do Conteúdo de Água Líquida no Coeficiente de Arrasto

$V_{\infty}= 58 \text{ m/s}$ $t= 8 \text{ min.}$ $MVD= 20 \text{ }\mu\text{m}$ $T_s= 263,48 \text{ K}$ $\alpha = 4^{\circ}$

4.3 - ANÁLISE DOS RESULTADOS

Através da Figura 37 (Efeito da temperatura do ar no coeficiente de arrasto), nota-se que os valores do coeficiente de arrasto obtidos através do Método dos Elementos Finitos estão mais próximos ao resultado experimental do que os resultados obtidos pelo Método dos Painéis.

Na Figura 38 observa-se que os valores de coeficiente de arrasto obtidos pelos Métodos dos Elementos Finitos e Método dos Painéis estão próximos uns dos outros para a faixa de temperatura estática do ar entre 242,65 K e 260 K; para a temperatura estática do ar igual a 266,55 K, a diferença percentual entre os valores do coeficiente de arrasto obtidos experimentalmente e usando Elementos Finitos apresenta o menor valor, sendo igual a 2,33%.

Na análise do efeito do conteúdo de água líquida no coeficiente de arrasto para $T_s = 253,5\text{K}$ (TABELA 3), os valores dos coeficientes de arrasto obtidos experimentalmente em Túnel de Vento e através do Método dos Elementos Finitos para $LWC = 1,0$ e $1,3 \text{ g/m}^3$ apresentam uma diferença percentual de 34,67 % e 41,91 % respectivamente. Para $LWC = 2,0 \text{ g/m}^3$, a diferença percentual entre os valores obtidos experimentalmente e através dos métodos dos painéis é de 3,01%.

Verifica-se que para $T_s = 263,48 \text{ K}$ (Tabela 4), a diferença entre os valores dos coeficientes de arrasto obtidos pelo Método dos Elementos Finitos e Túnel de Vento é pequena para $LWC = 1,0 \text{ g/m}^3$ (9,73 %). Para $LWC = 1,3 \text{ g/m}^3$ a diferença entre o Túnel de Vento e Elementos Finitos é de 37,95 %. Para $LWC = 1,6 \text{ g/m}^3$ a diferença é de 4,21 %.

De uma maneira geral os resultados obtidos utilizando-se o Método dos Elementos Finitos mostraram-se mais próximos dos resultados obtidos experimentalmente do que aqueles obtidos através dos Métodos dos Painéis.

Pode-se constatar através dos resultados obtidos (Tabelas 3 e 4) que o

coeficiente de arrasto aumenta com o aumento da temperatura estática do ar e também com o aumento do conteúdo de água líquida.

Um fator que causa uma diferença entre os valores obtidos experimentalmente e usando Elementos Finitos é o fato de que a forma geométrica do gelo usada na análise é uma aproximação da obtida nos ensaios em túnel de vento.

O aumento do número de nós e elementos poderia melhorar os resultados obtidos, desde que obedecendo-se os critérios de estabilidade e convergência existentes no **software**. Entretanto, o tempo de processamento aumenta consideravelmente e exige processadores mais rápidos, maior espaço em disco e mais memória disponível; além da utilização de uma versão profissional do **software** em vez da versão 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 o tempo de desenvolvimento, homologação, testes de um produto e os custos envolvidos.



CAPÍTULO 5 CONCLUSÕES E SUGESTÕES

5.1 - APRESENTAÇÃO

Neste capítulo são apresentadas as conclusões da simulação dos efeitos da formação de gelo no coeficiente de arrasto em um perfil NACA 0012, bem como sugestões para trabalhos futuros a partir dos resultados obtidos nesta simulação.

5.2 - CONCLUSÕES

A formação de gelo em um perfil aerodinâmico ocasiona uma série de problemas já citados anteriormente; a redução da mesma é objeto de estudos por parte de empresas fabricantes de aeronaves, organismos certificadores de aeronaves e órgãos de proteção ao voo e investigação de acidentes aéreos.

A finalidade deste trabalho foi simular os efeitos da formação de gelo no coeficiente de arrasto, utilizando um pacote comercial que trabalha com o método dos elementos finitos. Com os resultados obtidos nesta simulação, efetuou-se uma comparação com os obtidos experimentalmente em túnel de vento e os obtidos através do método dos painéis, buscando dessa forma verificar a confiabilidade dos resultados obtidos.

Verifica-se através dos resultados que os valores do coeficiente de arrasto obtidos através do método dos elementos finitos apresentaram-se mais próximos dos resultados experimentais do que aqueles obtidos através dos métodos dos painéis. Entretanto, a diferença percentual em alguns casos foi grande, demonstrando que os resultados obtidos nesta análise necessitam de refinamento para tornarem-se confiáveis.

Os resultados podem ser melhorados adotando-se algumas medidas, tais como:

- geração de malha mapeada em substituição à malha não estruturada para

obtenção de resultados mais consistentes;

- aumento no fator de relaxação para melhorar a convergência e estabilidade da solução;
- utilização de elementos hexaédricos em substituição aos tetraédricos;
- aumento da densidade da malha nas regiões próximas às formações de gelo;
- utilização de um elemento sólido mais adequado à situação analisada;
- ajustes mais rigorosos nos critérios de parada da solução.

Entretanto, todas as medidas citadas acima aumentam consideravelmente o tempo de processamento e necessitam de processadores mais velozes e maior disponibilidade de memória; outro fator limitante é o fato da versão do **software** ser destinada a pesquisas universitárias e possuir limitações nos números máximos de nós.

A instabilidade numérica é uma consequência dos solvers de **CFD** que trabalham com equações diferenciais parciais, os métodos iterativos usados podem ampliar erros acumulados através de arredondamento que dependem dos esquemas de diferenciação aplicados. O objetivo é obter erros residuais que levem a convergência da solução. Quando instabilidades numéricas da solução levam a uma divergência, a solução não é obtida, neste caso é necessário mudar o fator de relaxação e iniciar nova análise. Relatórios gráficos são utilizados para monitorar a progressão da solução e esta depende da qualidade da malha e da sofisticação dos modelos escolhidos.

5.3 - SUGESTÕES

Para trabalhos futuros sugere-se que os modelos que descrevem a formação de gelo sejam programados em uma rotina no **software** para que se possa obter diretamente o coeficiente de arrasto e forma de gelo a partir de determinados parâmetros, tais como: velocidade de escoamento do ar, conteúdo de água líquida, temperatura, tamanho da gotícula, geometria e o ângulo de ataque do perfil. E, dessa forma, comparar com os experimentais.



REFERÊNCIAS

ADDY, H. E. J.; POTAPCZUCK, M. G.; SHELDON, D. W. Modern airfoil ice accretions. In: AEROSPACE SCIENCES MEETING & EXHIBIT, 35., 1997, Reno. **Proceedings...** Reno: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997, p1-15.

BRAGG, M.B.; HUTCHISON, T.; MERRET, J. Effect of ice accretion on aircraft flight dynamics. In: AEROSPACE SCIENCES MEETING & EXHIBIT, 38., 2000, Reno. **Proceedings...** Reno: AIAA, 2000, p1-16.

CALAY, R.K.; HOLDO, A. E.; MAYMAN, P. Experimental simulation of runback ice. **Journal of Aircraft**, Reston, v.34, n.2, p. 206-212, Mar.-Apr., 1997.

CHUNG, J. J.; ADDY, H. E. J. A Numerical evaluation of icing effects on a natural flow airfoil. In: AEROSPACE SCIENCES MEETING & EXHIBIT, 38., 2000, Reno. **Proceedings...** Reno: AIAA, 2000, p1-19.

FERZIGER, J. H.; PERIC, M. **Computational methods for fluid dynamics**. 2.ed. Berlin: Springer, 1997. 364p.

FLIGHT SAFETY DIGEST. **Protection against icing: a comprehensive overview**. New York: Flight Safety Foundation, v.16, n.6/7/8/9, june.-sept., 1997. 248p. Edição especial.

FOX, R. W.; MC DONALD, A. T. **Introdução à mecânica dos fluidos**. 4.ed. Rio de Janeiro: LTC, 1998. 662p.



HOUGHTON, E. L.; CARPENTER, P. W. **Aerodynamics for engineering students**. 4.ed. New York: John Wiley & Sons, 1993. 515p.

KHODADOUST, A., BRAGG, M. B. Aerodynamics of a finite wing with simulated ice. **Journal of Aircraft**, Reston, v.32, n.1, p.137-144, Jan.-Feb., 1995.

KIND, R. J. Icing , frost and aircraft flight. **Canadian Aeronautics and Journal**, Ottawa, v.44, n.2, p.110-118, June, 1998.

KWON, O. J.; SANKAR, L. N. Numerical simulation of the flow about swept wing with leading edge ice accretions. **Computers & Fluids**, Great Britain, v.26, n.2, p. 183-192, Feb., 1997.

OLSEN, W.; SHAW, R.J.; NEWTON, J. Ice shapes and resulting drag increase for a NACA 0012 airfoil. Cleveland: NASA, NASA TM-83556, 1984.

MetED, Meteorology Education & Training. Boulder:UCAR, 2000.
Disponível em: <<http://meted.ucar.edu/icing/pcu6/summary.htm>> Acesso em: 23 ago. 2001.

POLITOVICH, M.; THOMPSON, G. Aircraft Icing. In: Second Aviation Weather Workshop, 4., 1983, Boulder. **Proceedings...** Boulder National Center for Atmospheric Research, Disponível em: <<http://www.rap.ucar.edu/staff/gthompsn/icing.html>>, Acesso em 23 ago. 2001.

POTAPCZUCK, M.G. A Review of NASA Lewis' development plans for computational simulation of aircraft icing. In: AEROSPACE SCIENCES MEETING & EXHIBIT, 37., 1999, Reno. **Proceedings...** Reno: AIAA, 1999, p1-21.

REEHORST, A. et al. . An experimental and numerical study of icing effects on the performance and controllability of a twin engine aircraft. In: In: AEROSPACE SCIENCES MEETING & EXHIBIT, 37., 1999, Reno. **Proceedings...** Reno: AIAA, 1999, p1-22.

SCHLICHTING, H., 1997. **Boundary layer theory**. 6.ed. New York: Mc Graw Hill. 1969. 747p.

SHIN, J. et al., T. Prediction on ice shapes and their effect on airfoil performance. In: AEROSPACE SCIENCE MEETING & EXHIBIT, 29., 1991, Reno. **Proceedings...** Reno: AIAA, 1991, p1-22.

VARALLO, A. T. **Análise de coleta de gotículas de água em perfis aerodinâmicos em túnel de vento**. 1998. 91f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica - Energia) - Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá.



BIBLIOGRAFIA CONSULTADA

ANSYS User's manual for revision, version 5.6 [s.l], Swanson Analysis Systems. 1999. [1CD].

DE ANGELIS, B. C. et al.. Simulations of turbulent droplet dispersion in wind tunnel icing clouds. **Journal of Aircraft**, Reston, v.34, n.2, p.213-219, Mar-Apr.,1997.

IYA, S. K.; Cook, D. E. Icing characteristics of a high altitude long endurance aircraft wing airfoil. In: AEROSPACE SCIENCE MEETING & EXHIBIT, 29., 1991, Reno. **Proceedings...** Reno: AIAA, 1991, p1-6.

MINGIONE, G.; BRANDI, V. Ice accretion prediction on multielement airfoils. **Journal of Aircraft**, Reston, v.35, n.2, p. 240-246,Mar.-Apr., 1998.

POTAPCZUK, M.G.; BIDWELL, C. S. Swept wing ice accretion modeling. In: AEROSPACE SCIENCE MEETING, 28., 1990, Reno. **Proceedings...** Reno: AIAA, 1990.,p. 1-21.

POTAPCZUK,M.G; **Computational methods in aircraft icing analysis.**, Cleveland: NASA Lewis Research Center, 1992, 212p. (OAI Short Course on Aircraft Icing).

POTAPCZUCK, M. G. et. al.. Simulation of iced wing aerodynamics. In: AGARD FLUID DYNAMICS PANEL SPECIALISTS MEETING, 68., 1991, Toulouse. **Proceedings...** Tolulose : NASA, 1991. p. 1-16.



POTAPCZUK, M.G., BIDWELL, C. S. Numerical simulation of ice growth on a MS-317 swept wing geometry. In: AEROSPACE SCIENCES MEETING, 29., 1991, Reno. **Proceedings...**Reno: AIAA, 1991. p.1-22.

SHAW, C. T. **Using computational fluid dynamics**. New York: Prentice Hall International Ltd, 1992, 251p.

SHERIF, S. A.; PASUMARTHI, N.; BARTLETT, C.S. A semi-empirical model for heat transfer and ice accretion on Aircraft wings in supercooled clouds. **Cold Regions Science and Technology**, Ottawa, v.26, n.3, p.165-179, Dec., 1997.

SMITH, G.D. **Numerical solution of partial differential equations**. London: Oxford University Press, 1975,179p.

SUNDARAM, S.; VISWANATH, P. R.; RUDRAKUMAR, S. Viscous drag reduction using riblets on NACA 0012 airfoil to moderate incidence. **AIAA Journal**, Reston ,v.34, n.4, p. 676-682, April, 1996.

Apêndice A - Túnel de vento do NASA LEWIS RESEARCH CENTER

Segundo Chung et al. (2000) o túnel de testes de congelamento **Icing Research Tunnel (IRT)** está localizado no **NASA LEWIS RESEARCH CENTER** em Cleveland, Ohio.

Possui circuito fechado, a seção de testes tem 6 ft de altura, 9 ft de largura, e 20 ft de comprimento. Está equipado para realizar testes com velocidade de escoamento do ar, variando entre 50 e 430 mph, em ambiente em que a temperatura e as gotículas de água simulam as condições naturais de de congelamento. A temperatura pode ser controlada entre -20 e +33 °F. Podem ser produzidas nuvens de modo que o diâmetro volumétrico médio das gotículas esteja entre 9.5 e 270 μm .

A Figura 41 mostra uma vista esquemática do túnel do IRT.

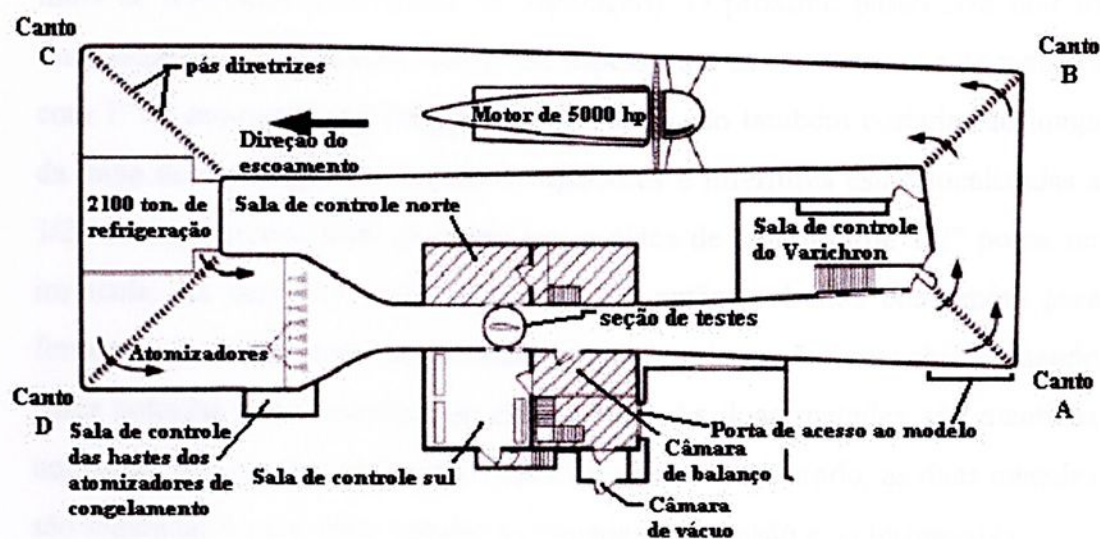


Figura 41 Vista esquemática do IRT (CHUNG et al., 2000)

Apêndice B - Etapas usadas nos ensaios dos aerofólios em túnel de vento

De acordo com Addy, Potapczuk e Sheldon (1997), primeiramente, dois modelos metálicos das seções dos aerofólios são feitos para serem usados como guias de corte para o macho padrão. Os modelos são, então montados e alinhados sobre as extremidades de cada bloco de madeira laminada. Os blocos feitos de madeira laminada são, então, cortados na direção da envergadura para produzir um macho padrão de um aerofólio bidimensional. Este padrão será usado para fabricar um molde fêmea de fibra de vidro. O molde é feito em duas metades separadas que se interceptam na linha de referência zero do aerofólio. O próximo passo será traçar a seção do aerofólio. As partes externas são feitas com revestimento de fibra de vidro e resina epóxi com 3/8" de espessura. Antes das partes externas secarem, as extremidades são preparadas e os bordos de ataque e de fuga são montadas horizontalmente na linha de referência zero (linha de separação). O próximo passo será unir as duas longarinas de madeira com 2" de espessura e as sete nervuras de madeira com 1" de espessura. As longarinas e nervuras são também cortadas ao longo da linha de separação. As nervuras superiores e inferiores estão localizadas a 1/2" da extremidade final de modo que a placa de alumínio de 1/2" possa ser instalada. As nervuras e as longarinas são, então, cobertas com epóxi para formar uma camada externa, os orifícios que surgirem são preenchidos usando sílica coloidal como material de enchimento. As duas metades são mantidas unidas até que o epóxi endureça. Antes do epóxi estar curado, as duas metades são separadas à parte para instalar as tomadas de pressão e os termopares.

Os aerofólios são montados verticalmente na seção de testes do IRT, conforme mostrado nas Figuras 42 e 43. A sua fixação é feita através de parafusos em flanges que podem ser inclinados para gerar vários ângulos de ataques distintos.

Após a fixação e a checagem de toda a instrumentação de coleta de



dados, inicia-se o ensaio.

As condições de testes são selecionados de acordo com as exigências das normas. Estas incluem: diâmetro volumétrico médio (MVD), tamanhos das gotículas de água de 15 a 40 microns e conteúdo de água líquida (LWC) de 0.3 a 0.6 g/m³, velocidade do ar, ângulo de ataque e temperatura do ar.

O aerofólio é submetido então às condições de congelamento pré-determinadas para o intervalo de tempo especificado. O ventilador do túnel é, então, induzido a parar para que a gravação dos detalhes do gelo possa ser feita. São feitas fotos do gelo e, então corta-se com auxílio de um molde de alumínio aquecido, em três posições da envergadura. Com uma caneta e um pedaço de papelão pode-se fazer um molde do perfil do gelo e obter suas medidas.

Em alguns ensaios, antes do gelo crescer, o aerofólio é girado em vários ângulos para medição do arrasto e da sustentação.

Finalmente, são feitos moldes de algumas formas de gelo para simular com razoável precisão a rugosidade e as formas de gelo, conforme mostrado na Figura 47. Estas formas artificiais de gelo podem ser instaladas sobre os aerofólios e testadas para medir o desempenho aerodinâmico em um túnel de vento para evidenciar as medidas feitas no IRT.

Na seção de testes do Low Turbulence Pressure Tunnel (LTPT) na NASA Langley, os aerofólios estão montados horizontalmente como mostrado nas Figuras 46 e 47.





Figura 42 Aerofólio de um jato comercial montado no IRT
(ADDY; POTAPCZUK; SHELDON., 1997)

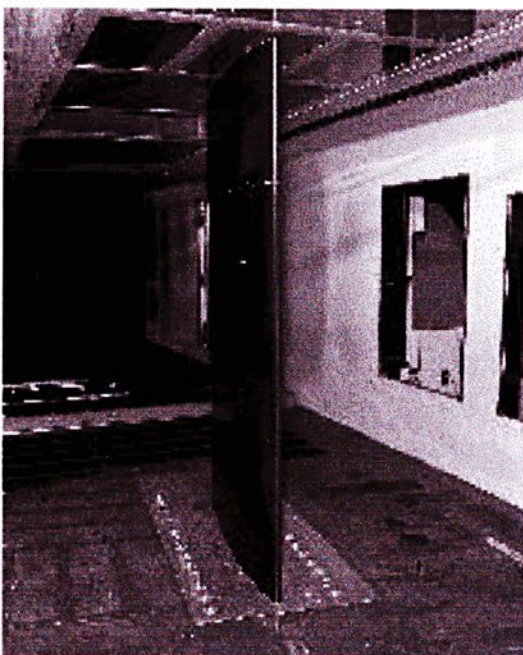


Figura 43 Aerofólio de um jato executivo montado no IRT
(ADDY; POTAPCZUK; SHELDON, 1997).



Figura 44 Técnica de Traçagem do gelo (REEHORST et al., 1999).

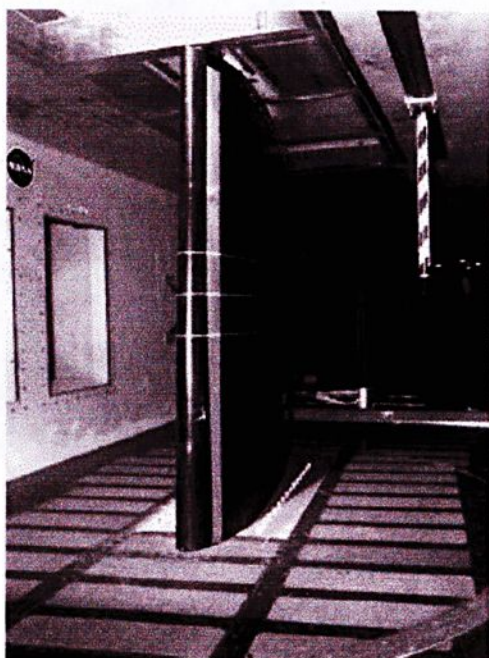


Figura 45 Modelo Instalado no IRT (REEHORST et al., 1999).

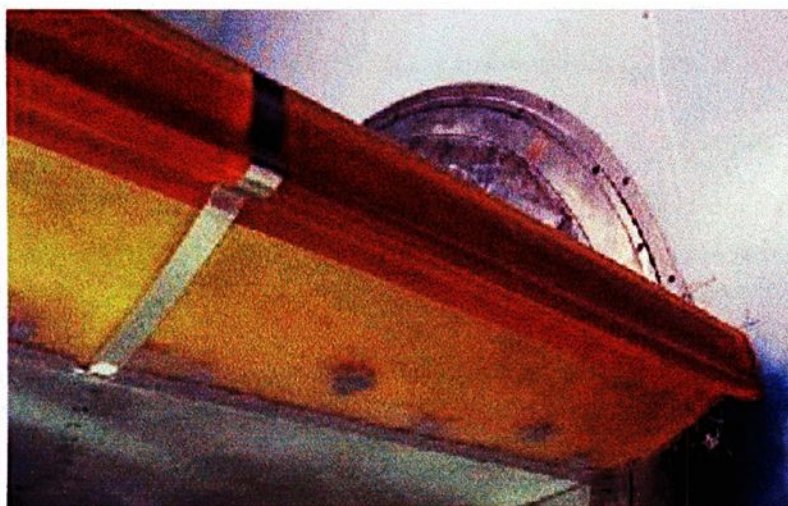


Figura 46 Montagem na seção de testes do LTPT de um modelo de aerofólio feito em máquina (CHUNG; ADDY, 2000).



Figura 47 Modelo Tridimensional de gelo montado na seção de testes do LTPT (CHUNG; ADDY, 2000).

GLOSSÁRIO

Aerofólio Cambado. É aquele que tem a linha média curva.

Aerofólio Simétrico. É aquele cuja linha média e a corda são retas e coincidem.

Ailerons. Elemento aerodinâmico móvel, localizado na parte posterior da asa, responsável pelos movimentos em torno do eixo longitudinal da aeronave.

Ângulo de ataque. É o ângulo formado entre a corda do aerofólio e o vetor velocidade da corrente livre.

Canopy. Capota transparente que serve de acesso ao interior da aeronave.

Corda. Segmento de reta que passa pela linha de espessura média entre a borda de ataque e a de fuga de um aerofólio.

Envergadura. Distância entre as duas extremidades da pontas das asas.

Flapes. Partes móveis do borda de fuga de uma asa que podem ser prolongadas durante a aterrissagem e a decolagem, a fim de aumentar a área efetiva do aerofólio.

Fuselagem. Parte da aeronave onde estão fixadas as asas e a empenagem. Aloja os tripulantes, os passageiros e as cargas.

Riblets. Filmes adesivos com ranhuras destinadas a reduzir o arrasto viscoso em aviões.

Slats. Superfícies hiper-sustentadoras, na maior parte dos casos móveis, instaladas no bordo de ataque.

Winglets. Asas curtas e de contornos aerodinâmicos montadas perpendicularmente à ponta da asa e destinadas a reduzir o arrasto induzido, além de produzir uma pequena componente de força no sentido do vôo, que reduz ainda mais o arrasto total da aeronave.

ANSYS®, o logotipo e todos os produtos mencionados neste trabalho são marcas registradas ou marcas comerciais da SAS IP Inc.



