

UNESP
Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá

ANÁLISE DE COLETA DE GOTÍC. DE
ÁGUA EM PERFIS AEROD. EM TÚNEL
DE VENTO

Guaratinguetá
1998



1110000354



"ANÁLISE DE COLETA DE GOTÍCULAS DE ÁGUA EM PERFIS
AERODINÂMICOS EM TÚNEL DE VENTO"

ALEXANDRE TESTA VARALLO

CARO LEITOR NÃO
RISQUE O LIVRO

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 PELAS PROGRAMAS DE PÓS-GRADUAÇÃO

***"Análise de Coleta de
Gotículas de Água em Perfis
Aerodinâmicos em Túnel de
Vento "***

BANCA EXAMINADORA:

ALEXANDRE TESTA VARALLO

82

Prof. Dr. MAURÍCIO ARAÚJO ZANARDI
Unesp-Faq

Prof. Dr. NELSON MANZANARES TILHO
FEI

Fevereiro de 1998

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
SÃO CARLOS
BIBLIOTECA



**"ANÁLISE DE COLETA DE GOTÍCULAS DE ÁGUA EM PERFIS
AERODINÂMICOS EM TÚNEL DE VENTO"**

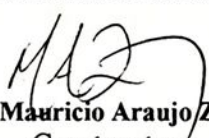
ALEXANDRE TESTA VARALLO

**CARO LEITOR NÃO
RISQUE O LIVRO**

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. Mauricio Araujo Zanardi
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:


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


Prof. Dr. MAURICIO ARAUJO ZANARDI
Unesp-Feg


Prof. Dr. NELSON MANZANARES FILHO
EFEI

Fevereiro de 1998



O que sabemos é uma gota.
O que ignoramos é um oceano.

Issac Newton
(1643-1727)



A realização deste trabalho só foi possível graças à colaboração direta ou indireta de muitas pessoas. Manifesto a minha gratidão a todas elas e de forma particular:

aos meus pais Claudio e Mariza pela paciência e apoio durante todos os momentos durante o desenvolvimento deste trabalho;

a todos os colegas do Departamento de Energia e, em especial, ao Prof. Dr. Carlos Daniel Ebinuma pela orientação durante todas as etapas deste desenvolvimento;

aos funcionários da Seção de Fluidos Dinâmicos da Embraer S.A. e, em especial, aos engenheiros Galdemir César Botura e a Otto Conde de Rezende que contribuíram com a elaboração deste trabalho

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS

LISTA DE TABELAS

LISTA DE ABREVIATURAS E SÍMBOLOS

RESUMO

ABSTRACT

1 INTRODUÇÃO.....01

1.1 Introdução.....01

1.2 Histórico do desenvolvimento.....13

1.3 Objetivos do desenvolvimento.....18

2 MODELAGEM DAS TRAJETÓRIAS DAS GOTÍCULAS E

DA CURVA DE COLETA LOCAL.....19

2.1 Introdução.....19

2.2 Análise das forças atuantes sobre as gotículas

de água.....19

2.3 Cálculo da trajetória da gotícula.....24

2.4 Determinação dos limites de impacto.....27

2.5 Determinação da curva de coleta local.....29

2.6 Desenvolvimento do programa.....31

3 RESULTADOS E COMENTÁRIOS SOBRE A VERIFICAÇÃO DA CONSISTÊNCIA DO PROGRAMA.....	35
3.1 Introdução.....	35
3.2 Resultados Obtidos.....	35
3.3 Análise dos resultados.....	51
4 ANÁLISE TEÓRICA DOS EFEITOS DA PAREDE DE UM TÚNEL SOBRE A CURVA DE COEFICIENTE DE COLETA LOCAL.....	54
4.1 Resumo.....	54
4.2 Introdução.....	54
4.3 Resultados obtidos.....	63
4.4 Comentários.....	82
5 CONCLUSÕES E SUGESTÕES.....	86
5.1 Apresentação.....	86
5.2 Conclusões.....	86
5.3 Sugestões.....	87
BIBLIOGRAFIA.....	89

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1	- Gelo Glaze.	02
Figura 1.2	- Gelo Rime.	03
Figura 1.3	- Gelo Misto.	03
Figura 1.4	- Danos causados pela formação do gelo.	06
Figura 1.5	- Áreas da aeronave que requerem proteção contra gelo	07
Figura 1.6	- Galocha de borracha	09
Figura 1.7	- Sistema que utilizam fluídos de proteção	10
Figura 1.8	- Sistema Térmico	11
Figura 1.9	- Sistema Elétrico	11
Figura 2.1	- Efeitos da força gravitacional sobre a curva de coleta local	21
Figura 2.2	- Efeitos da força gravitacional sobre a trajetória das gotículas	22
Figura 2.3	- Forças que atuam sobre a gotícula	24
Figura 2.4	- Linha inversa de escoamento	27
Figura 2.5	- Determinação dos limites de impacto	28
Figura 2.6	- Limites de impacto	29

Figura 2.7	- Determinação da curva de coeficiente de coleta local	30
Figura 2.8	- Curva de coeficiente de coleta local	31
Figura 2.9	- Fluxograma do programa computacional	34
Figura 3.1	- Resultados da verificação do programa	37
Figura 3.2	- Resultados da verificação do programa	38
Figura 3.3	- Resultados da verificação do programa	39
Figura 3.4	- Resultados da verificação do programa	40
Figura 3.5	- Resultados da verificação do programa	41
Figura 3.6	- Resultados da verificação do programa	42
Figura 3.7	- Resultados da verificação do programa	43
Figura 3.8	- Resultados da verificação do programa	44
Figura 3.9	- Resultados da verificação do programa	45

Figura 3.10	- Resultados da verificação do programa	46
Figura 3.11	- Resultados da verificação do programa	47
Figura 3.12	- Resultados da verificação do programa	48
Figura 3.13	- Resultados da verificação do programa	49
Figura 3.14	- Resultados da verificação do programa	50
Figura 4.1	- Condição quando o túnel não influencia a curva de coleta local	56
Figura 4.2	- Condição quando o túnel influencia a curva de coleta local	56
Figura 4.3	- Perfil NACA 0012	57
Figura 4.4	- Perfil NACA 65 ₂ - 015	58
Figura 4.5	- Perfil NACA 63 ₂ - 015	58
Figura 4.6	- Perfil NACA 65 - 015	59
Figura 4.7	- Perfil JOUKOWSKI	59
Figura 4.8	- Perfil MS - 0317	60
Figura 4.9	- Perfis que representam as paredes do túnel	60
Figura 4.10	- Configuração final para o caso do perfil JOUKOWSKI para $\alpha = 0^\circ$	62

Figura 4.11	- Configuração final para o caso do perfil JOUKOWSKI para $\alpha = 4^\circ$	62
Figura 4.12	- Configuração final para o caso do perfil JOUKOWSKI para $\alpha = 8^\circ$	63
Figura 4.13	- Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 0012 para $\alpha = 0^\circ$	64
Figura 4.14	- Distribuição de pressão para o perfil NACA 0012 para $\alpha = 0^\circ$	64
Figura 4.15	- Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 0012 para $\alpha = 4^\circ$	65
Figura 4.16	- Distribuição de pressão para o perfil NACA 0012 para $\alpha = 4^\circ$	65
Figura 4.17	- Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 0012 para $\alpha = 8^\circ$	66
Figura 4.18	- Distribuição de pressão para o perfil NACA 0012 para $\alpha = 8^\circ$	66
Figura 4.19	- Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 65 ₂ - 015 para $\alpha = 0^\circ$	67
Figura 4.20	- Distribuição de pressão para o perfil NACA 65 ₂ - 015 para $\alpha = 0^\circ$	67
Figura 4.21	- Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 65 ₂ - 015 para $\alpha = 4^\circ$	68

Figura 4.22	- Distribuição de pressão para o perfil NACA 65 ₂ - 015 para $\alpha = 4^\circ$	68
Figura 4.23	- Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 65 ₂ - 015 para $\alpha = 8^\circ$	69
Figura 4.24	- Distribuição de pressão para o perfil NACA 65 ₂ - 015 para $\alpha = 8^\circ$	69
Figura 4.25	- Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 63 ₂ - 015 para $\alpha = 0^\circ$	70
Figura 4.26	- Distribuição de pressão para o perfil NACA 63 ₂ - 015 para $\alpha = 0^\circ$	70
Figura 4.27	- Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 63 ₂ - 015 para $\alpha = 4^\circ$	71
Figura 4.28	- Distribuição de pressão para o perfil NACA 63 ₂ - 015 para $\alpha = 4^\circ$	71
Figura 4.29	- Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 63 ₂ - 015 para $\alpha = 8^\circ$	72
Figura 4.30	- Distribuição de pressão para o perfil NACA 63 ₂ - 015 para $\alpha = 8^\circ$	72
Figura 4.31	- Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 65 - 015 para $\alpha = 0^\circ$	73
Figura 4.32	- Distribuição de pressão para o perfil NACA 65 - 015 para $\alpha = 0^\circ$	73

Figura 4.33	- Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 65 - 015 para $\alpha = 4^\circ$	74
Figura 4.34	- Distribuição de pressão para o perfil NACA 65 - 015 para $\alpha = 4^\circ$	74
Figura 4.35	- Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 65 - 015 para $\alpha = 8^\circ$	75
Figura 4.36	- Distribuição de pressão para o perfil NACA 65 - 015 para $\alpha = 8^\circ$	75
Figura 4.37	- Cur. de coef. de coleta local para o perfil JOUKOWSKI para $\alpha = 0^\circ$	76
Figura 4.38	- Distribuição de pressão para o perfil JOUKOWSKI para $\alpha = 0^\circ$	76
Figura 4.39	- Cur. de coef. de coleta local para o perfil JOUKOWSKI para $\alpha = 4^\circ$	77
Figura 4.40	- Distribuição de pressão para o perfil JOUKOWSKI para $\alpha = 4^\circ$	77
Figura 4.41	- Cur. de coef. de coleta local para o perfil JOUKOWSKI para $\alpha = 8^\circ$	78
Figura 4.42	- Distribuição de pressão para o perfil JOUKOWSKI para $\alpha = 8^\circ$	78
Figura 4.43	- Cur. de coef. de coleta local para o perfil MS - 0317 para $\alpha = 0^\circ$	79

Figura 4.44	- Distribuição de pressão para o perfil	
	MS - 0317 para $\alpha = 0^\circ$	79
Figura 4.45	- Cur. de coef. de coleta local para o perfil	
	MS - 0317 para $\alpha = 4^\circ$	80
Figura 4.46	- Distribuição de pressão para o perfil	
	MS - 0317 para $\alpha = 4^\circ$	80
Figura 4.47	- Cur. de coef. de coleta local para o perfil	
	MS - 0317 para $\alpha = 8^\circ$	81
Figura 4.48	- Distribuição de pressão para o perfil	
	MS - 0317 para $\alpha = 8^\circ$	81

LISTA DE TABELAS

Tabela 3.1	- Verificação da consistência dos resultados do programa	52
Tabela 4.1	- Condições utilizadas na análise	61
Tabela 4.2	- Comparação dos resultados obtidos na análise dos efeitos do túnel	82

LISTA DE ABREVIATURAS E SÍMBOLOS

$\vec{a}$	- aceleração da gotícula
a_x	- aceleração da gotícula na direção do eixo x
a_y	- aceleração da gotícula na direção do eixo y
α	- ângulo de ataque do perfil aerodinâmico
A_p	- área projetada da gotícula
c	- corda do perfil aerodinâmico
C_D	- coeficiente de arrasto
C_L	- coeficiente de sustentação
dist	- distância entre a superfície do perfil aerodinâmico e a parede do túnel de vento, adimensionalizado pelo comprimento de corda do perfil.
d_s	- distância entre os pontos iniciais da trajetória
d_y	- distância entre os pontos de impacto das gotículas na superfície do perfil aerodinâmico
Delta isa	- temperatura
DG	- diâmetro da gotícula
$\vec{F}_D$	- força de arrasto
$\vec{F}_G$	- força gravitacional
$\vec{F}_L$	- força de sustentação
$\vec{g}$	- aceleração da gravidade



H	- altitude de vôo
m	- massa da gotícula
r_d	- raio da gotícula
Re	- número de Reynolds
S_l	- limite inferior de impacto de gotículas
S_u	- limite superior de impacto de gotículas
V	- velocidade do perfil aerodinâmico
$\vec{V}_a$	- velocidade do ar
$\vec{V}_d$	- velocidade da gotícula
β	- coeficiente de coleta local de gotículas de água
β_{max}	- coeficiente de coleta local máximo de gotículas de água
μ_a	- peso específico da gotícula
ρ_a	- densidade do ar

RESUMO

A formação de gelo numa aeronave pode afetar de várias maneiras suas características de voo, tais como: diminuição da capacidade de sustentação, aumento do arrasto, aumento do peso, diminuição da eficiência de alguns equipamentos, etc.

Por isso, a determinação precisa das regiões da aeronave onde pode ocorrer a formação de gelo é fundamental para o projeto de sistemas capazes de prevenir a sua formação. Para isto, é necessário o conhecimento da curva de coeficiente de coleta local de gotículas de água, que mostra a região onde ocorrerá o acúmulo de gelo.

Uma análise teórica, que considera um escoamento potencial sem efeitos viscosos e a segunda lei de Newton para o acoplamento das forças atuantes sobre a gotícula de água, foi desenvolvida e os resultados foram obtidos através de uma simulação numérica baseada no método dos painéis para a determinação da trajetória da gotícula em relação ao perfil aerodinâmico.

Para a determinação dos limites de coleta local, desenvolveu-se um modelo baseado no método de Newton-Raphson, em que, a partir da definição de duas trajetórias, obtém-se os limites de coleta local.

Uma vez definido o modelo, analisou-se os efeitos provocados pela parede de um túnel de vento sobre a curva de coeficiente de coleta local diminuindo a distância existente entre a superfície do perfil aerodinâmico e a parede do túnel.

Os resultados foram avaliados através da comparação com resultados experimentais e teóricos existentes na literatura, proporcionando uma validação do programa desenvolvido.

Palavras chaves: 1) Túnel de vento; 2) Perfis aerodinâmicos; 3) Coleta de gotículas de água; 4) Coeficiente de coleta local; 5) Distribuição de Pressão.

ABSTRACT

The act of forming ice on aircrafts can affect their flight characteristics in several ways, such as: decrease of the lift capacity, increase of weight, decrease of the efficiency of some equipment, etc.

The exact determination of the aircraft section where it can occur is fundamental for the project of systems to prevent from ice. So, it's necessary to know the water droplet local collection coefficient curve, that shows the region where the ice accumulation will be occurring.

A theoretical analysis that consider a potential flow without viscous effects and the Newton second law for the acting forces coupling on the water droplet was developed and the results was obtained by a numerical simulation based on panel method to determine the trajectory of the water droplet relative to the aerodynamic profile.

To determine the limits of local collection a model based on Newton-Rhapson method was developed, and from the definition of two trajectories we got the local collection limits.

Once the model was defined, it was analyzed the effects caused by a wind tunnel wall on the coeficient of local collection curve.

The results was evaluated through the experimental and theoretical results available in the specialized literature, providing a validation of the developed program.

Password: 1) Wind tunnel; 2) Aerodynamic profile; 3) Water collection;
4) Coeficient of local collection; 5) Distribution of pression.



Capítulo 1

Introdução

1.1 - Introdução:

Assim que o Homem começou a voar mais alto, e por um maior intervalo de tempo, um problema, à época aparentemente sem solução, deixava-o desanimado: a formação e o acúmulo de gelo nas aeronaves.

Este fenômeno acontecia todas as vezes em que uma aeronave atravessava uma massa de ar úmido cheia de vapor d'água na condição metaestável, isto é, uma condição de temperatura e pressão de vapor saturado onde, sofrendo-se uma mudança brusca de pressão na mesma temperatura ocorre sua solidificação.

As condições mais propícias para formação de gelo são encontrados entre altitudes variando de 900 a 7200 m (2700 a 21000 pés). Isto ocorre uma vez que acima de 7200 m, dificilmente haverá água líquida em quantidade apreciável e, abaixo de 900 m, devido aos ventos e poeira, dificilmente se atingirá uma condição metaestável.

No entanto, embora raro, pode-se encontrar ocorrências de gelo em outras altitudes.



O processo de condição metaestável é influenciado por um grande número de fatores, tais como: temperatura ambiente, tamanho da gotícula, presença de agentes nucleadores (ventos, poeira, etc.).

Contudo, a formação e acúmulo de gelo depende de outros fatores, como: *Condições de voo* (velocidade do perfil, ângulo de ataque e altitude do voo); *Condições do perfil* (geometria do perfil - asa, empenagem, estabilizadores, ...) e; *sistema de proteção contra a formação de gelo*.

A combinação destes fatores é que definem a forma do gelo acumulado.

Tipicamente, são identificadas três formas básicas de formação de gelo:

- *Gelo "glaze"*: trata-se da formação de gelo mais comum.

O nome "*glaze*" vem do inglês "*glass*" devido a sua aparência envidraçada. É um gelo duro, com uma rápida taxa de crescimento e possui um formato "chifrudo", modificando bastante a geometria do perfil aerodinâmico, como observado na figura 1.1;

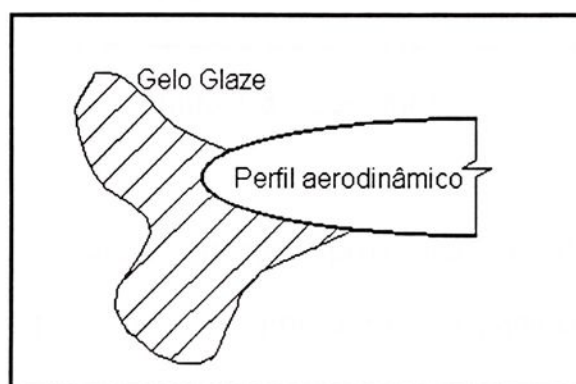


Figura 1.1 - Gelo *Glaze*

- *Gelo "rime"*: este tipo tende a acompanhar a geometria do perfil, provocando uma pequena deformação no perfil. Sua aparência leitosa é devida ao acúmulo de ar durante o processo de congelamento instantâneo, como observado na figura 1.2;

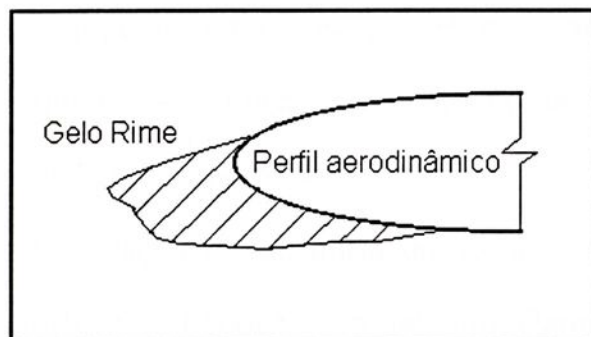


Figura 1.2 - Gelo Rime

- *Gelo misto*: corresponde a uma combinação entre o gelo glaze e o rime, como mostrado na figura 1.3.

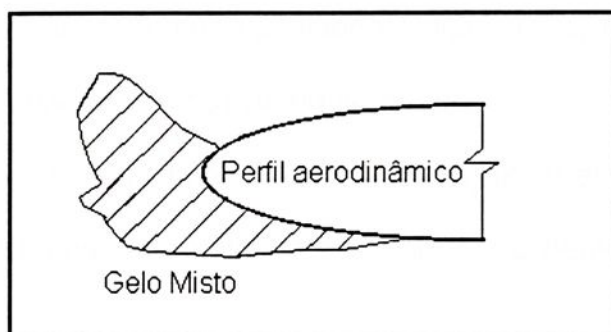


Figura 1.3 - Gelo Misto

Os danos causados pelo acúmulo de gelo sobre o funcionamento dos sistemas de uma aeronave, indicado na figura 1.4, podem ser assim resumidos:

- *Diminuição da força de sustentação*: o acúmulo de gelo sobre a superfície do perfil ocasionará o aumento do peso da aeronave e modificação na sua geometria;

- *Aumento da resistência ao avanço*: com a formação do gelo de maneira irregular atrás dos bordos de ataque e sobre as protuberâncias, aumentará a força de arrasto do perfil provocando a diminuição da velocidade da aeronave;

- *Diminuição da eficiência do sistema de propulsão*: em um sistema turbo-hélice os depósitos de gelo irregularmente distribuídos sobre as pás da hélice causarão vibrações e distorções da geometria da hélice, causando a perda de potência efetiva. Já para o caso de turbina, o acúmulo de gelo no bordo de entrada provocará uma modificação na vazão de ar absorvida, afetando não apenas à eficiência da turbina mas também a todos os sistemas conectados; além disso, pedaços de gelo podem provocar danos internos ao equipamento.

- *Diminuição da visibilidade*: o gelo formado no parabrisa impedirá parcialmente ou totalmente a visibilidade dentro da cabine de controle;

- *Perda dos comandos de vôo*: a formação do gelo na empenagem e asa da aeronave poderá provocar o travamento dos comandos de vôo (*flap*, leme, ...).

Com relação à intensidade do acúmulo de gelo, pode-se dividir em:



- *Severa*: a taxa de crescimento é tal que um sistema de proteção contra a formação de gelo não é suficiente para evitar o acúmulo;

- *Moderada*: a taxa de crescimento é tal que para um pequeno tempo de exposição, o sistema de proteção ativado é suficiente para evitar o acúmulo;

- *Leve*: com um sistema de proteção ativado consegue-se evitar totalmente a formação do gelo;

- *Traços*: a quantidade de gelo formado sobre o perfil aerodinâmico acaba não o prejudicando, isto é, a influência sobre o escoamento é desprezível.



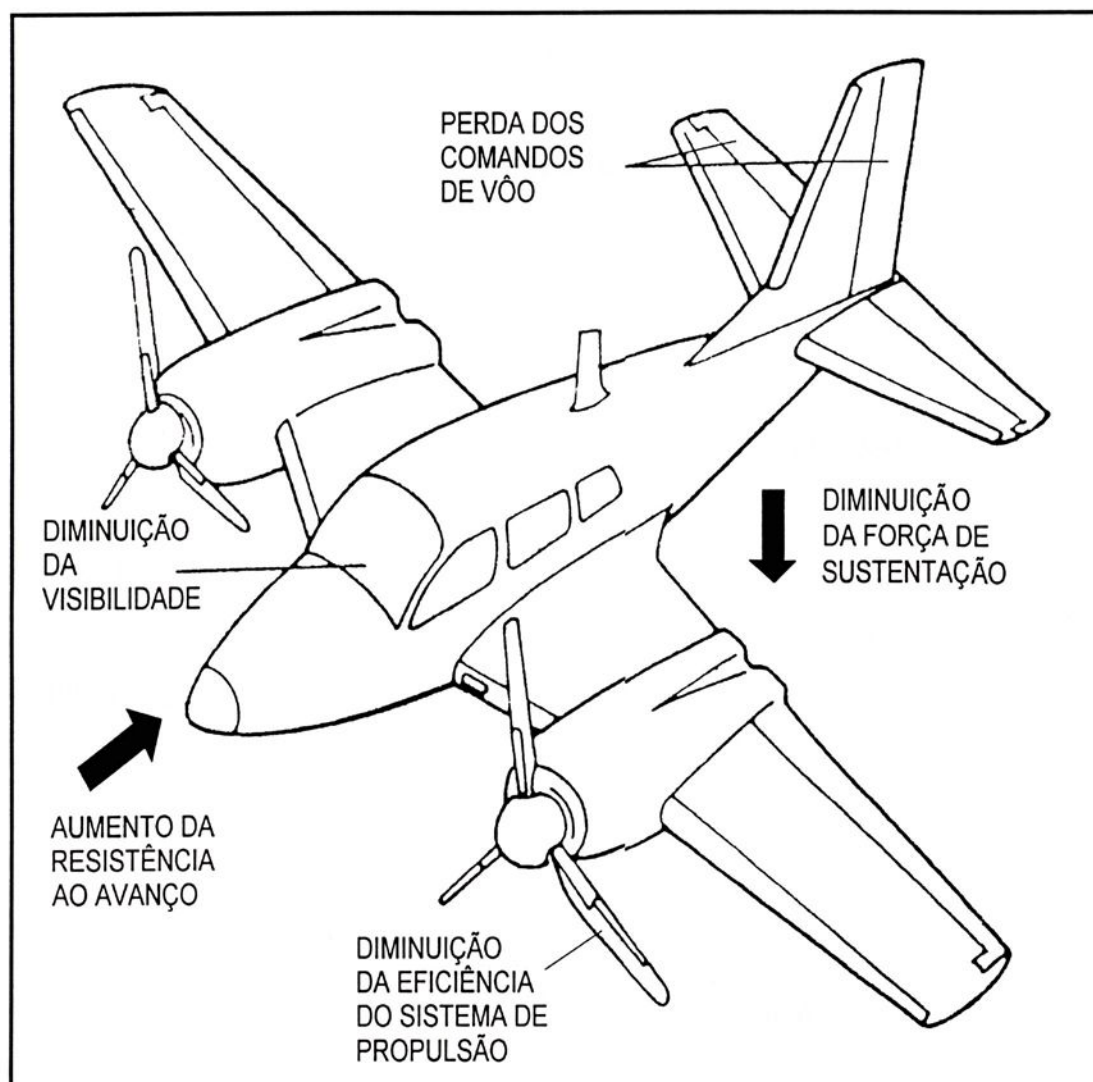


Figura 1.4 - Danos causados pela formação do gelo

As partes da aeronave sujeitas a formação de gelo são mostradas na figura 1.5.

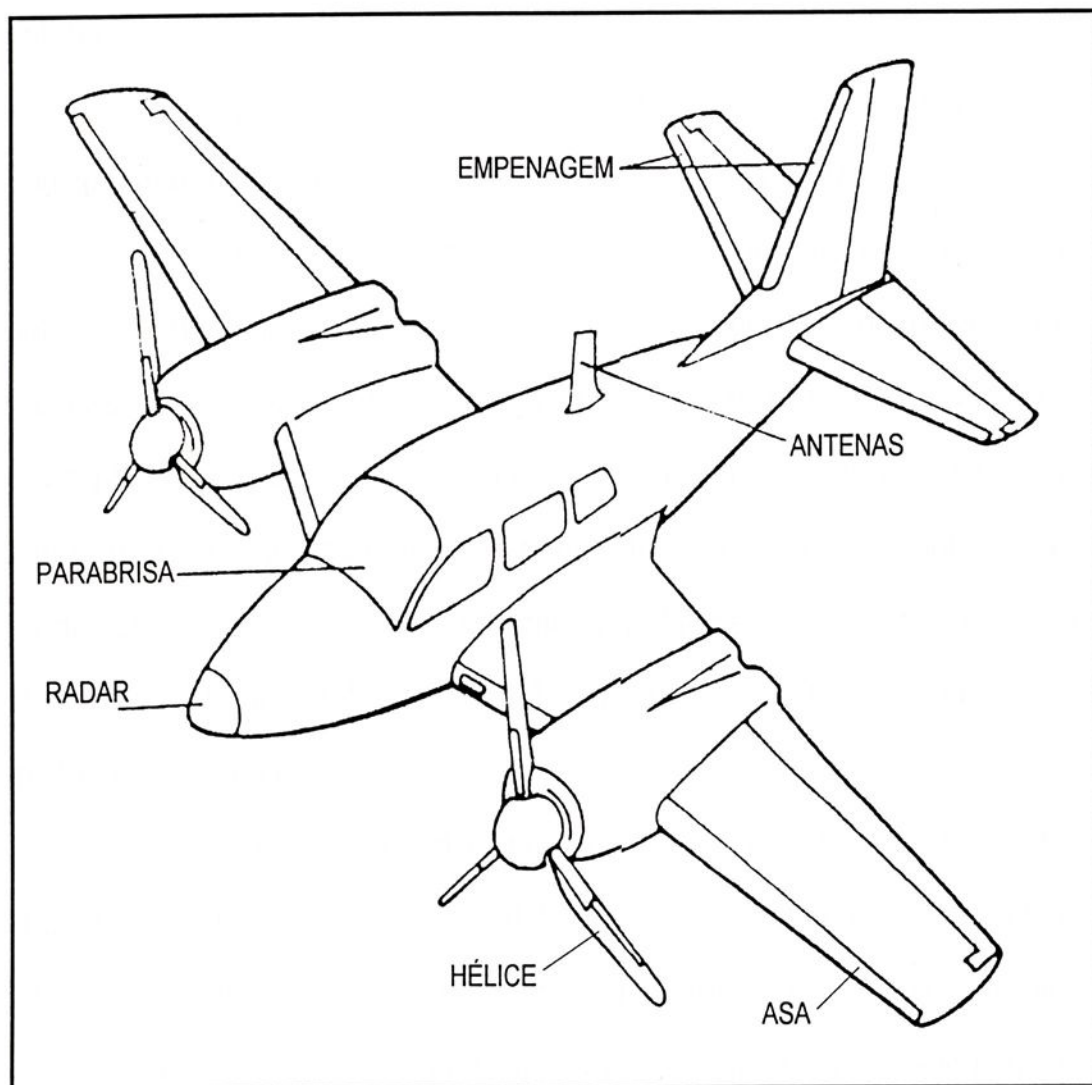


Figura 1.5 - Áreas da aeronave que requerem proteção contra gelo

Afim de resolver o problema de formação de gelo, passou-se a revestir as asas, tirantes e suportes das aeronaves, com

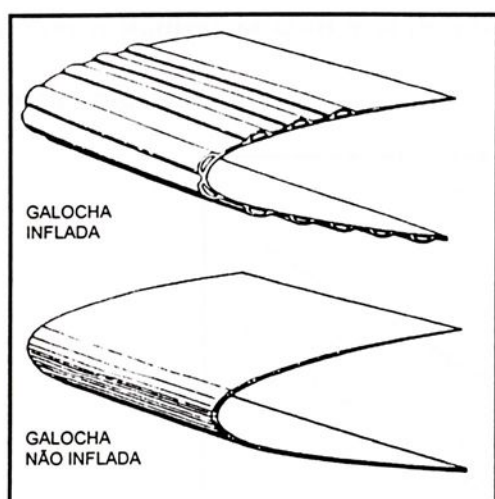
materiais polidos e escorregadios. Porém, apesar de todos os cuidados, o gelo continuou a se formar, principalmente nos bordos de ataque das asas, estabilizadores (horizontal e vertical), parabrisas, radar, hélices e antenas.

Este assunto despertou o interesse de muitos estudiosos, principalmente do químico Willian C. Geer, da *B.F. Goodrich*.

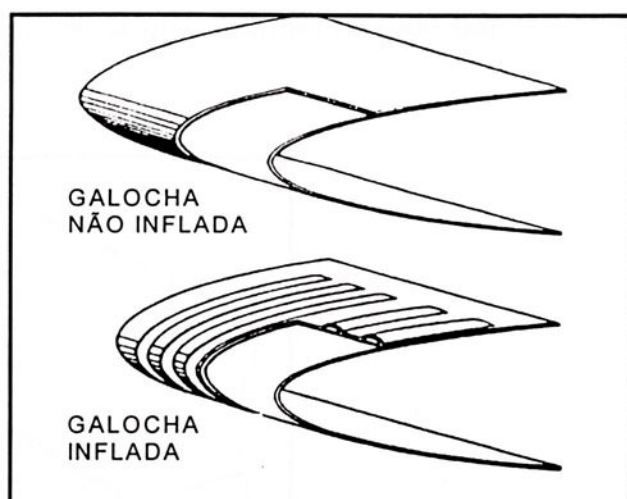
As pesquisas de Geer levaram-no à conclusão de que o gelo formado nas aeronaves em vôo teria que ser eliminado por processos mecânicos, isto é, o gelo teria que ser quebrado. Em 1930, Geer projetou uma espécie de galocha de borracha, aplicada sobre o bordo de ataque de cada uma das partes mais expostas ao problema de formação de gelo, e capaz de ser inflada pela pressão do ar a ser nela injetada, mostrado na figura 1.6 . Tal dispositivo ainda é utilizado por muitos fabricantes de aeronaves.

Com o desenvolvimento tecnológico durante os anos seguintes, fixaram-se duas metodologias freqüentemente empregadas contra a formação de gelo: uma metodologia permite que o gelo se forme sobre a superfície do perfil para depois removê-lo. A outra metodologia evita a formação do gelo sobre a superfície.





No sentido da linha da envergadura



No sentido da linha da corda

Figura 1.6 - Galocha de borracha

Os sistemas que não permitem a formação do gelo são conhecidos como sistemas anti-gelo, enquanto aqueles que visam a remoção do gelo após sua formação são conhecidos como sistemas de-gelo.

Para sistemas de-gelo tem-se:

- *Sistemas mecânicos*: correspondem ao sistema desenvolvido por Willian C. Geer.

- *Sistemas que utilizam fluidos de proteção*: mostrado na figura 1.7, as regiões de ocorrência de gelo são construídas de um material poroso que permite a passagem de um fluido. A função deste fluido é abaixar o ponto de congelamento da água que atinge o perfil. Quando o gelo está formado e se quer retirá-lo, é injetado o fluido,

baixando o ponto de congelamento da água. Então, o gelo derrete e perde a aderência com a superfície do perfil. O gelo é então retirado por forças aerodinâmicas.

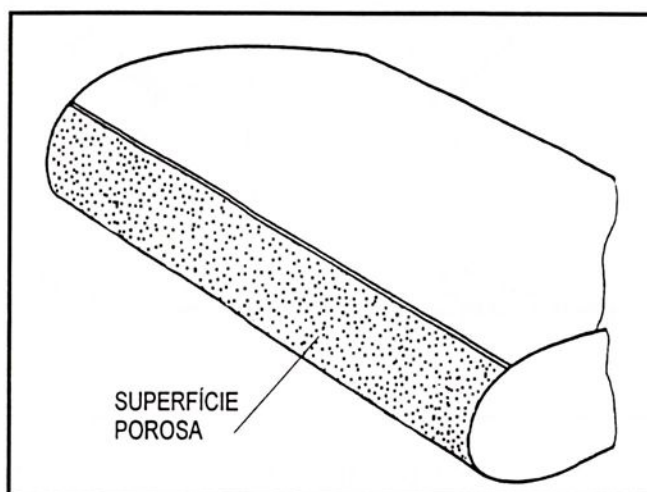


Figura 1.7 - Sistema que utilizam fluidos de proteção

Entre os sistemas de anti-gelo destacam-se:

- *Sistemas térmicos*: este sistema utiliza jatos de ar quente sangrados da turbina, e depois direcionados para a superfície a ser protegida contra a formação de gelo, como mostrado na figura 1.8. Os sistemas de anti-gelo térmico podem se dividir em dois tipos: sistema térmico que, como o próprio nome diz, fornece calor suficiente para evaporar toda a água que atinge a superfície aquecida e, sistema térmico "running wet" que fornece apenas calor para prevenir o congelamento da água que atinge a superfície do perfil.

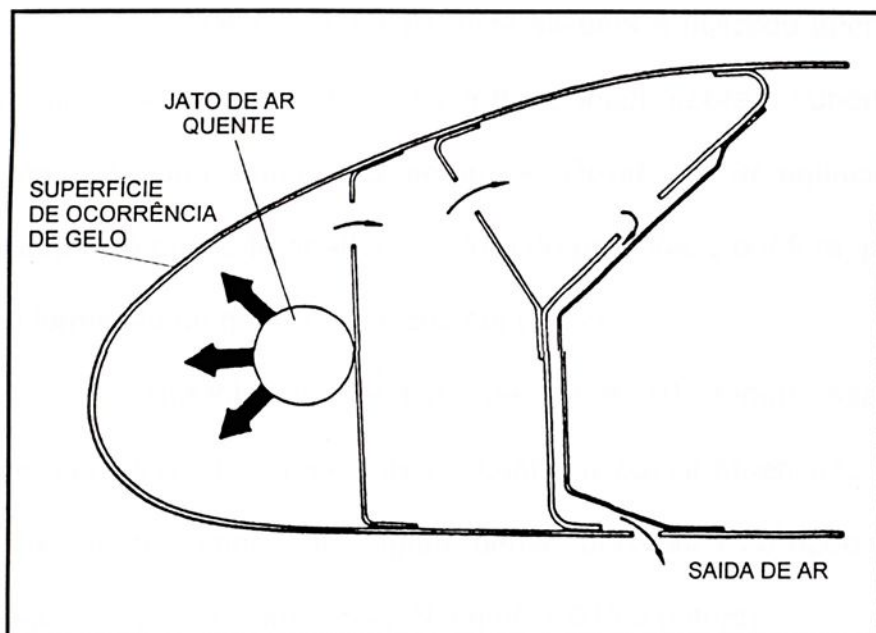


Figura 1.8 - Sistema Térmico

- *Sistemas Elétricos*: em geral são sistemas que utilizam resistências elétricas para aquecer a superfície acima da temperatura de congelamento. Estes sistemas tem utilização limitada para a proteção de pequenas áreas devido ao peso dos equipamentos necessários.

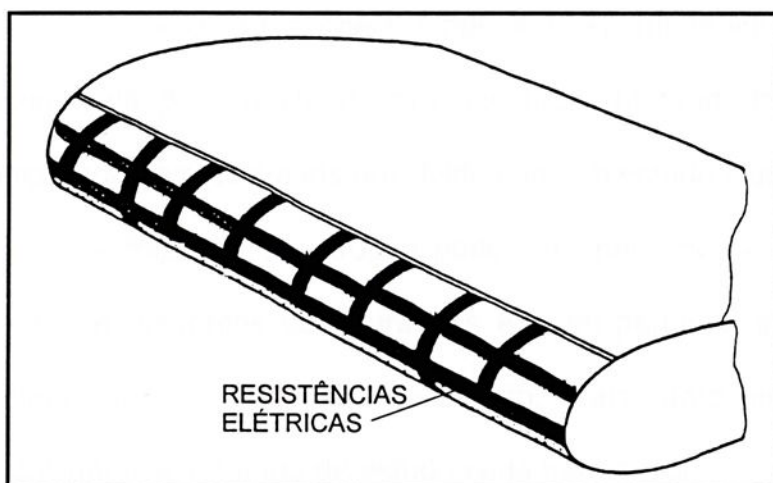


Figura 1.9 - Sistema Elétrico

- *Sistemas Jet-blast*: este sistema é utilizado apenas nos parabrisas. O ar sangrado do motor é direcionado sobre a superfície do parabrisa pelo lado externo da aeronave. Devido ao ar aquecido e à velocidade com que este ar atinge o vidro do parabrisas por fora, pode-se evitar a formação de gelo sobre a sua superfície.

Durante as décadas de 40 e 50, foram elaboradas algumas pesquisas experimentais no centro espacial americano (NASA Lewis Research Center) para alguns perfis conhecidos na época (Naca 0012, Naca 65-2-015, Joukowski, Naca 65-3-015 e outros).

Com o desenvolvimento dos computadores nas últimas décadas, observou-se o surgimento de um novo campo de pesquisa, direcionado para a simulação numérica do fenômeno de formação de gelo. As principais vantagens observadas na utilização desta nova metodologia são:

- *Baixo custo operacional*: trata-se da maior vantagem desta metodologia pois, o custo para executar um programa é muito menor comparado com os custos envolvidos em um estudo experimental;

- *Rapidez*: um projeto pode ser analisado verificando-se uma centena de diferentes configurações em um pequeno intervalo de tempo, otimizando o seu desenvolvimento. Para uma investigação experimental idêntica, o tempo de estudo seria bem maior.



1.2 - Histórico do desenvolvimento:

Inicialmente centralizou-se o desenvolvimento sobre a evolução das trajetórias das gotículas de água até resultar o choque sobre a superfície de um perfil aerodinâmico.

Langmuir e Blodgett [1] desenvolveram uma formulação matemática do cálculo das trajetórias das gotículas em 1946.

Durante as décadas de 40 e 50 uma série de cálculos foram executados sobre alguns perfis bidimensionais pelo "NASA Lewis Research Center".

Depois, Drosch e Brun [2] calcularam a trajetória das gotículas para uma superfície cilíndrica, utilizando resultados para um fluxo perpendicular ao cilindro e aplicando uma transformação para considerar o fluxo ao longo da envergadura.

Os métodos descreveram apenas a possibilidade de calcular o impacto das gotículas e a distribuição de coleta local de gotículas de água ao longo da superfície de um perfil. Tal informação poderia fornecer parâmetros necessários para o projeto de sistemas anti/de-gelo (região onde deve ser instalado e a energia necessária para evitar a formação ou destruir o gelo). Entretanto, se água escoar ao longo da superfície do perfil, certamente a localização do sistema de anti/de-gelo terá que ser modificada.



Os métodos mais conhecidos são os de Ackley e Templeton [3], Lozowski et al. [4], Hankey e Kirchner [5], Cansdale e Gent [6], Guffond [7], código Lewice (NASA) [8] e ONERA (FRANÇA) [9]. Todos estes métodos aplicam essencialmente o mesmo modelo de formação de gelo, diferenciando-se apenas no gerenciamento das condições de contorno e no cálculo do coeficiente de coleta local de gotículas de água.

Métodos mais utilizados:

Os métodos de análise de formação de gelo serão avaliados nesta seção.

Em uma simples descrição, a determinação de acúmulo de gelo consiste de quatro etapas:

- a) Cálculo do escoamento em torno do perfil.
- b) Cálculo da trajetória da gotícula.
- c) Balanço energético
- d) Determinação da geometria do gelo formado.

Em muitos códigos de acúmulos de gelo, o cálculo do escoamento em torno do perfil é feito considerando-se a hipótese de “escoamento potencial”.

Em códigos bi-dimensionais, estes métodos iniciam dividindo o perfil em pequenos segmentos ou painéis. Uma densidade dos vórtices, constante não conhecida, é distribuída ao longo de cada painel.



Pela imposição das condições de contorno conhecidas, um sistema de equações algébricas lineares pode ser formado para a determinação das densidades dos vórtices. Estas equações podem ser resolvidas e então os valores da função corrente podem ser calculados para qualquer ponto no escoamento. As componentes das velocidades para qualquer ponto podem ser calculados diferenciando-se a função corrente. O método dos painéis aproximado tem algumas vantagens. Não é necessário um cálculo de uma malha externa ao perfil aerodinâmico, evitando-se assim, criar um gerador de malha para uma geometria complicada. Isto também facilita a realimentação do cálculo do campo de escoamento para a determinação da geometria do gelo acumulado. Estes métodos são também rápidos, podendo ser executados eficientemente em computadores de pequeno porte, isto é, microcomputadores.

Os métodos que consideram o escoamento potencial apresentam também algumas desvantagens. O cálculo do fluxo não é fidedigno para grandes ângulos de ataque e, eventualmente, quando existe uma pequena camada de gelo sobre a superfície do perfil. Adicionalmente, quando a geometria do gelo resulta muito complexa para o escoamento potencial, os resultados podem tornar-se pouco confiáveis. Finalmente, na região próxima dos vértices dos painéis, a solução do fluxo tende para altos valores de velocidade erradamente, o que pode resultar na distorção das trajetórias das gotículas. Este problema tem sido evitado



pela restrição do crescimento da velocidade do escoamento próximo da superfície do perfil.

Entretanto, existem condições para os quais pode ser mais útil se ter um método de cálculo aerodinâmico alternativo.

Alguns métodos alternativos foram desenvolvidos para o cálculo do fluxo do escoamento.

Cebeci [10] aplica um método de condição de contorno iterativo, no código LEWICE, para permitir o cálculo da formação do gelo. Sua aproximação utiliza um método de cálculo para o escoamento potencial padrão para determinar a forma do gelo e então aplica-se a condição de contorno iterativa para a definição da sustentação e arrasto do perfil devido ao gelo formado. Este código baseia-se em cálculos de escoamento potencial e de camada limite, separadamente. A interação da camada limite com o campo de pressão pode influenciar o valor final dos coeficientes de sustentação e de arrasto.

Métodos baseados nas equações de Euler e Navier-Stokes foram também desenvolvidos para serem utilizados para o cálculo de formação de gelo.

Tipicamente, o campo de velocidade necessário para o cálculo do acúmulo de gelo requer somente a solução das equações de Euler. Entretanto, se as taxas de transferência de calor são desejadas para o balanço energético na determinação do acúmulo de gelo, utilizam-se as equações de Navier-Stokes e da energia.



Potapczuk [11] usou o código ARC2D para avaliar os efeitos do acúmulo de gelo e comparou os resultados com informações experimentais. Ele é geralmente incorporado no código LEWICE.

Os métodos baseados no uso de malhas para o cálculo de gelo sofrem da dificuldade em se definir a espessura do gelo formado sobre a superfície do perfil. Visando superar este problema, alguns trabalhos recentes têm utilizado um gerador de malha não estruturada para as equações de Navier-Stokes. Caruso [12] desenvolveu um gerador o qual simplifica a criação de uma nova malha para o caso em que o gelo está desenvolvido. Este código vem sendo freqüentemente modificado para ser incluído nas rotinas, do código LEWICE, que são responsáveis pelo cálculo das trajetórias das gotículas e do cálculo do acúmulo do gelo.

O método dos painéis é extremamente desenvolvido e pode ser executado rapidamente. Por outro lado, os métodos baseados em geração de malha requerem um considerável recurso computacional e tempo de execução.

Alguns métodos alternativos, baseados na solução de um escoamento potencial, tem sido recentemente usados para calcular a trajetória das gotículas. Estes métodos permitem incluir os efeitos viscosos e podem deste modo estender a faixa de velocidade. Estes baseam-se na equação do escoamento potencial discretizada através do método das diferenças finitas e geradores de malhas.



1.3 - Objetivos do desenvolvimento

O objetivo do desenvolvimento deste trabalho são de:

1) o desenvolvimento de um código para calcular as trajetórias de gotículas sobre um perfil aerodinâmico e determinar as curvas de coeficiente de coleta local, visando a utilização de computadores de pequeno porte e um pequeno período de execução;

2) análise dos efeitos provocados pela parede de um túnel sobre a curva de coeficiente de coleta local e distribuição de pressão nas regiões do intradorso e extradorso do perfil.

Para isto, o código desenvolvido baseou-se no método dos painéis, descrito anteriormente, e outros métodos clássicos como o método de Runge-Kutta de 4ª ordem e o método de Newton-Rapson.



Capítulo 2

Modelagem das trajetórias das gotículas e da curva de coleta local

2.1 - Introdução:

Apresentam-se neste capítulo os modelos utilizados para o cálculo das trajetórias das gotículas sobre um perfil aerodinâmico e a curva de coeficiente de coleta de gotículas local, juntamente com as hipóteses utilizadas no desenvolvimento do modelo.

Inicialmente serão apresentados a análise das forças atuantes sobre uma gotícula durante a sua trajetória, o modelo do cálculo da trajetória, da determinação dos limites de impacto de gotículas e da curva de coleta local.

Também, será apresentado o fluxograma do programa desenvolvido para a simulação do fenômeno em questão.

2.2 - Análise das forças atuantes sobre as gotículas de água:

Durante o desenvolvimento de um modelo capaz de representar melhor a realidade das forças atuantes sobre um gotícula de



água, foi necessário considerar algumas hipóteses em relação às possíveis forças atuantes e à geometria da gotícula.

Como as forças atuantes sobre a gotícula são diretamente relacionadas com a sua geometria, a primeira hipótese foi a determinação da melhor geometria para representar a gotícula.

Sabendo-se que a sua ordem de grandeza é o micron, utilizou-se uma geometria esférica, uma vez que, as características geométricas de uma gotícula desta grandeza aproxima-se muito de uma esfera.

Uma vez determinada a geometria a ser utilizada na representação da gotícula, passou-se então a analisar todas as forças atuantes sobre a gotícula.

As forças atuantes mais importantes na gotícula são:

- *Força gravitacional*: corresponde à força provocada pela aceleração da gravidade sobre a massa da gotícula.

$$\vec{F}_G = m * \vec{g} \quad (2.1)$$

Para alguns autores, esta força é desprezível. Porém, após uma análise dos seus efeitos, concluiu-se que a sua componente não é desprezível para as condições onde a grandeza das gotículas supera a 100 μm . Além disso, a sua contribuição aproxima os resultados experimentais e os simulados, como será observado posteriormente.



Estes efeitos podem ser observados na região correspondente aos limites de impacto, figura 2.1, e nas trajetórias das gotículas, figura 2.2, que serão definidos posteriormente.

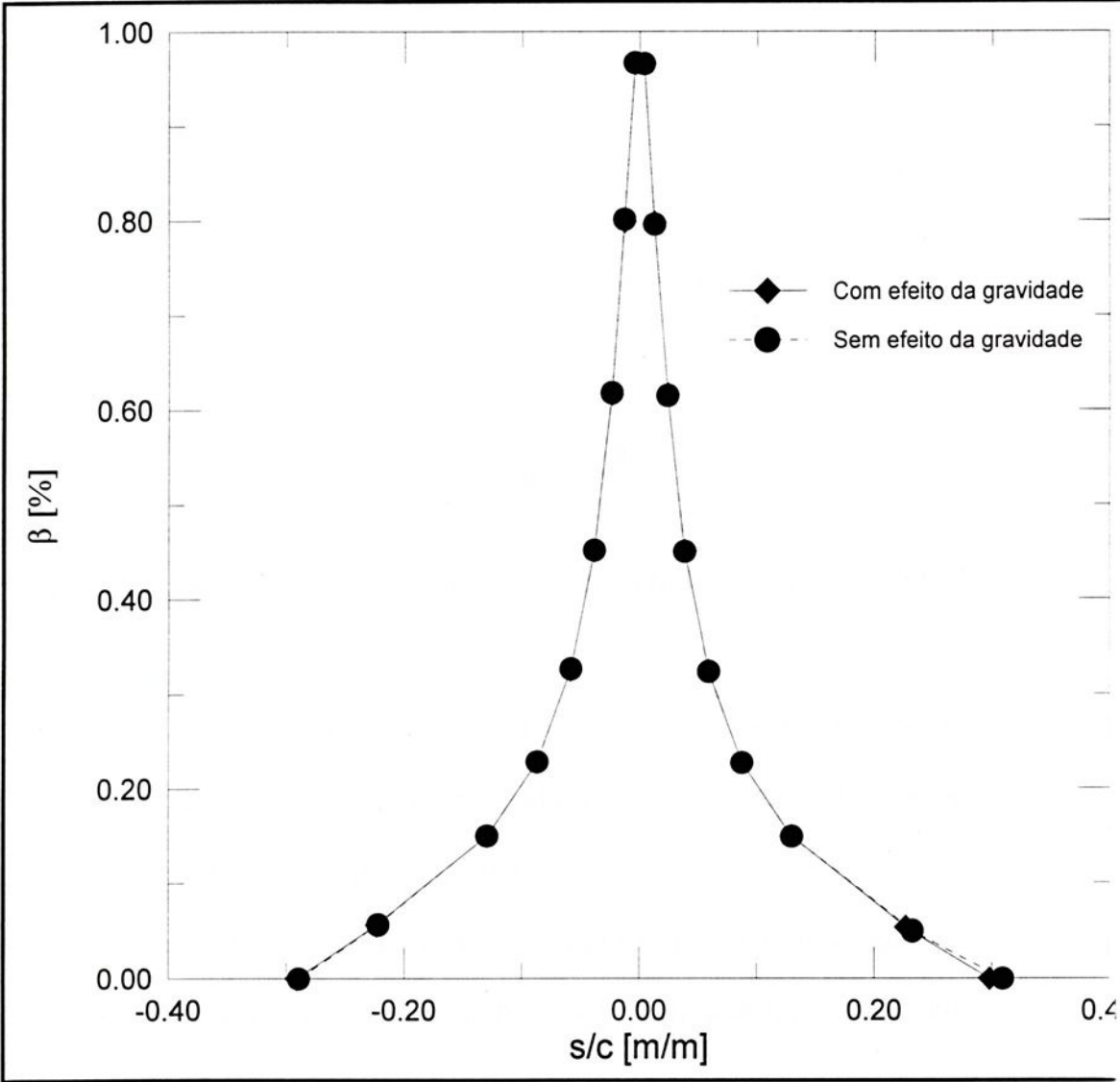


Figura 2.1 - Efeitos da força gravitacional sobre a curva de coleta local

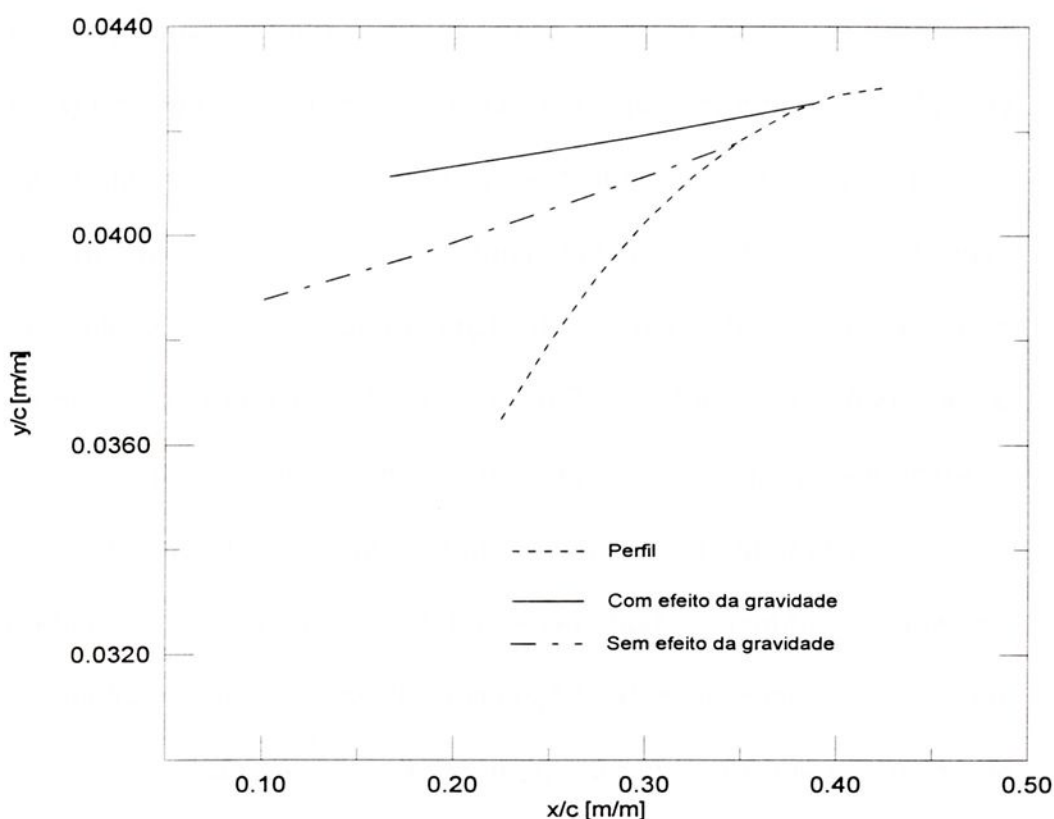


Figura 2.2 - Efeitos da força gravitacional sobre a trajetória das gotículas

Analisando as figuras 2.1 e 2.2 conclui-se que os efeitos provocados pela força gravitacional realmente não são desprezíveis, sendo, portanto, considerados neste modelo.

- **Força de sustentação**: uma vez considerada uma geometria esférica para representar a gotícula, esta componente torna-se nula, visto que a geometria adotada é simétrica.

$$\vec{F}_L = \frac{1}{2} * C_L * A_P * \rho_a * \left| \vec{V}_d - \vec{V}_a \right|^2 \quad (2.2)$$

- *Força de arrasto:* para a determinação da força de arrasto, utilizou-se a expressão de Lozowski e Oleskiw [13], que determina o coeficiente de arrasto em função da variação entre a velocidade da gotícula e do escoamento em seu contorno. Com esta variação calcula-se o número de Reynolds para a determinação dos coeficientes de arrasto local através das equações 2.4.a, 2.4.b e 2.4.c. Com a determinação do coeficiente de arrasto, utilizou-se a equação 2.3 para determinar a força de arrasto em cada ponto da trajetória da gotícula. Assim, podem-se aproximar da deformação que realmente ocorre na geometria da gotícula devido à variação existente entre as velocidade da gotícula e do escoamento quando esta se aproxima da região de perturbação provocada pelo perfil aerodinâmico.

$$\vec{F}_D = \frac{1}{2} * C_D * A_p * \rho_a * \left| \vec{V}_d - \vec{V}_a \right|^2 \quad (2.3)$$

Onde C_D corresponde ao coeficiente de arrasto [14].

$$Re < 0.01 \quad C_D = 24 / Re \quad (2.4.a)$$

$$0.01 \leq Re \leq 5 \quad C_D = 24 / Re + 2.2 \quad (2.4.b)$$

$$5 < Re < 5000 \quad C_D = 0.2924 (1 + 9.06 Re^{-0.5})^2 \quad (2.4.c)$$

$$Re = \frac{2r_d \rho_a}{\mu_a} \left| \vec{V}_d - \vec{V}_a \right| \quad (2.5)$$



Na figura 2.3 mostra-se as forças relacionadas anteriormente em uma condição em que o ângulo de ataque do perfil aerodinâmico é variável.

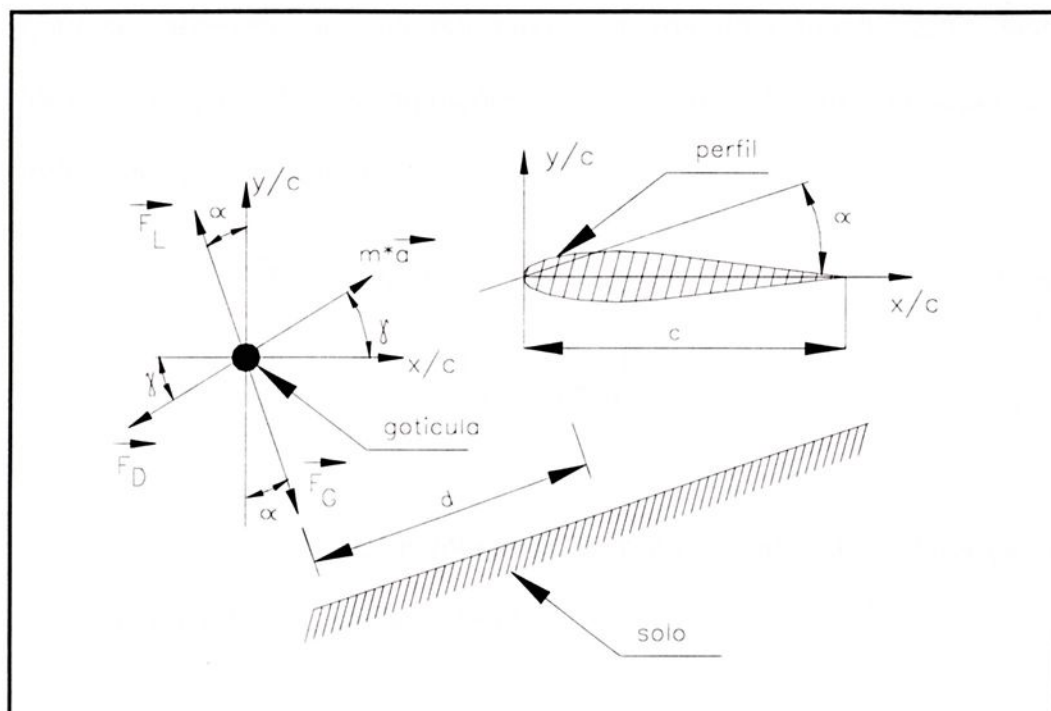


Figura 2.3 - Forças que atuam sobre a gotícula

2.3 - Cálculo da trajetória da gotícula:

Após analisar as forças atuantes sobre a gotícula, iniciou-se o modelamento para determinar a velocidade e o deslocamento da gotícula ponto a ponto na sua trajetória em relação a um perfil aerodinâmico. Assim, para relacionar cada força na determinação da velocidade da gotícula utilizou-se a segunda lei de

Newton, definida pela equação 2.6, que relaciona a somatória das forças atuantes com o produto da massa de um objeto pela sua aceleração.

Portanto, pode-se acoplar as forças atuantes sobre a gotícula, apresentada, anteriormente, através da equação 2.6. Desta forma, substituindo as equações 2.1, 2.2 e 2.3 na equação 2.6 determina-se a equação 2.7.

$$\sum \vec{F} = m * \vec{a} \quad (2.6)$$

$$\vec{F}_G + \vec{F}_D + \vec{F}_L = m * \vec{a} \quad (2.7)$$

Como apresentado no item 2.2, a força de sustentação é nula, resumindo a equação 2.7 em:

$$\vec{F}_G + \vec{F}_D = m * \vec{a} \quad (2.8)$$

Substituindo as equações 2.1 e 2.3 em 2.8, tem-se:

$$m * \vec{g} + \frac{1}{2} * C_D * A_p * \rho_a * \left| \vec{V}_d - \vec{V}_a \right|^2 = m * \vec{a} \quad (2.9)$$

Isolando a componente da aceleração,

$$\vec{a} = \frac{m * \vec{g} + \frac{1}{2} * C_D * A_p * \rho_a * \left| \vec{V}_d - \vec{V}_a \right|^2}{m} \quad (2.10)$$

Desenvolvendo-se a equação 2.10 para um sistema de coordenadas bidimensional determina-se duas componentes da aceleração da gotícula na direção dos eixos x e y conforme apresentado nas equações 2.11 e 2.12.

$$a_x = \frac{dV_x}{dt} = \frac{m * g * \sin \alpha + \frac{1}{2} * C_D * A_p * \rho_a * |V_d - V_a|_x^2}{m} \quad (2.11)$$

$$a_y = \frac{dV_y}{dt} = \frac{m * g * \cos \alpha + \frac{1}{2} * C_D * A_p * \rho_a * |V_d - V_a|_y^2}{m} \quad (2.12)$$

Uma vez determinada a aceleração da gotícula em cada ponto de sua trajetória, pode-se obter a sua velocidade e o seu deslocamento integrando-se uma e duas vezes, respectivamente.

Assim, para o cálculo da trajetória das gotículas em relação à superfície de um perfil aerodinâmico, utilizou-se o método de integração de Runge-Kutta de 4ª ordem para determinar as velocidades e o deslocamento a ser incrementado na posição atual. Desta forma, calcula-se a trajetória da gotícula ponto a ponto.



2.4 - Determinação dos limites de impacto:

Após concluído o modelo para a determinação da trajetória da gotícula, iniciou-se um novo modelo para a determinação dos limites que definem as trajetórias das gotículas que irão colidir com a superfície do perfil aerodinâmico.

Inicialmente, calcula-se uma linha de escoamento inverso em função das características geométricas do perfil, isto é, determina-se os pontos na direção do eixo y nas regiões do intradorso e extradorso.

Uma vez determinado os pontos mais extremos do perfil, deslocam-se estes pontos nas direções opostas à superfície do perfil em função do comprimento da corda.

Após algumas análises, conclui-se que a mínima distância necessária é 1% do valor da corda, conforme observado na figura 2.4

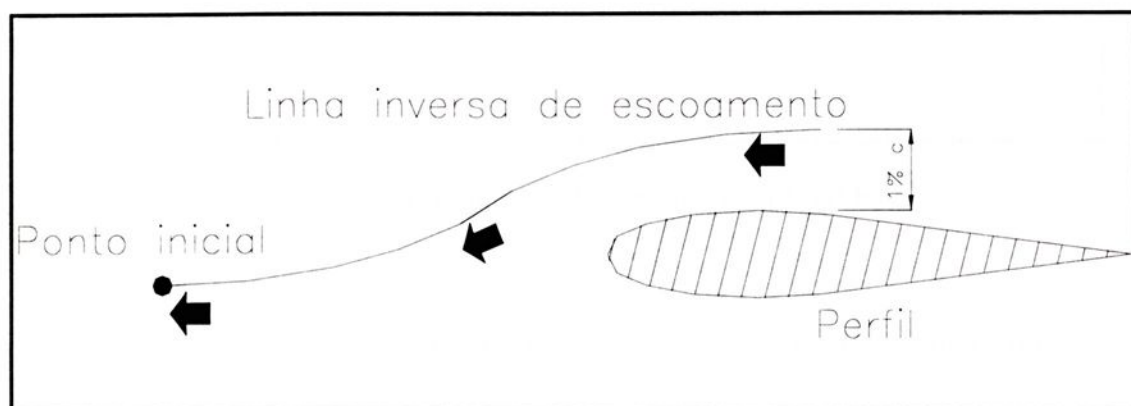


Figura 2.4 - Linha inversa de escoamento

Determinado o ponto inicial, calcula-se o linha de escoamento inverso a uma distância do bordo de ataque de 4 vezes ao comprimento da corda do perfil analisado.

Com a determinação do ponto inicial das trajetórias das gotículas, começa-se a determinar os pontos limites do impacto superior e inferior de gotícula através de uma modelo baseado no método de Newton-Rapson, isto é, calcula-se inicialmente uma trajetória de uma gotícula e analisa-se a ocorrência ou não do impacto sobre a superfície do perfil aerodinâmico. Caso não ocorra o impacto da gotícula com o perfil, calcula-se uma nova trajetória, deslocando-se o ponto inicial no eixo y na direção do perfil até a obtenção de uma trajetória que colide com o perfil, conforme observado na figura 2.5.

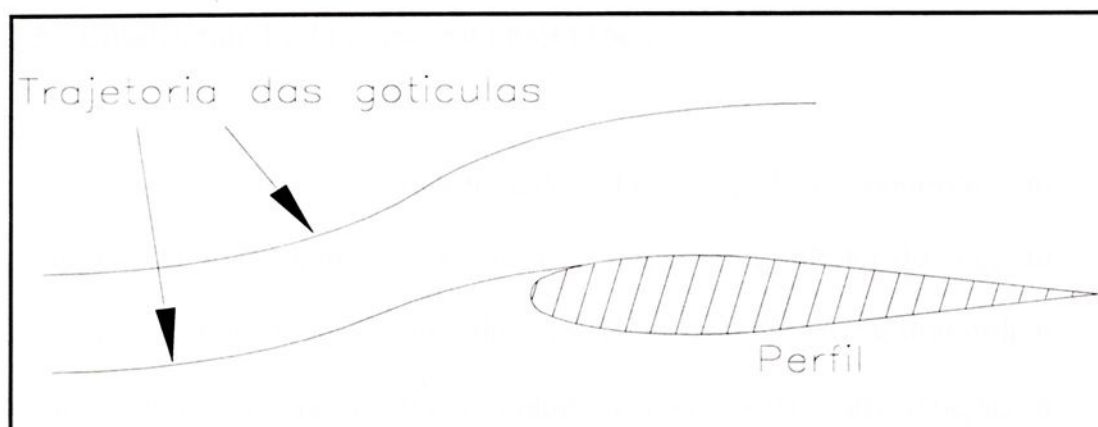


Figura 2.5 - Determinação dos limites de impacto

Uma vez determinadas duas trajetórias, uma atingindo o perfil e outra não, começa-se a calcular entre estes dois pontos outras trajetórias até determinação de uma tangente ao perfil.

Assim, determinam-se os limites superior e inferior de impacto das gotículas sobre a superfície do perfil, conforme observado na figura 2.6.

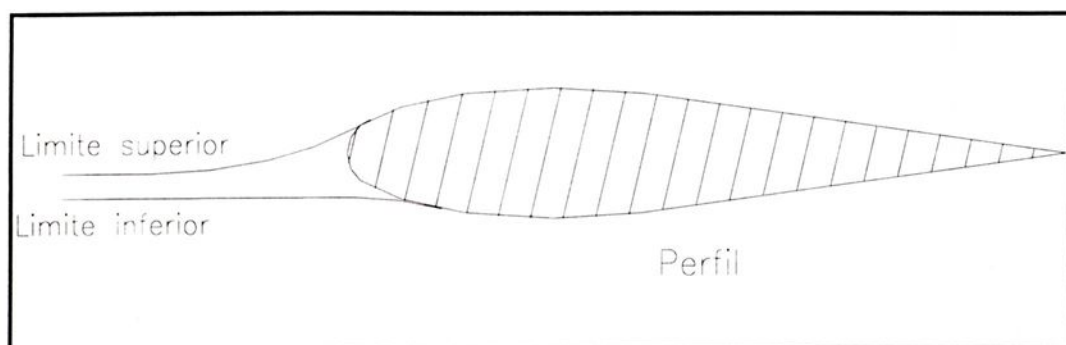


Figura 2.6 - Limites de impacto.

2.5 - Determinação da curva de coleta local:

Uma vez determinadas duas trajetórias tangentes ao perfil aerodinâmico que definem os limites superior e inferior de impacto de gotículas, calcula-se a curva de coeficiente de coleta local que define a quantidade de água que é coletada pelo perfil com relação a quantidade de água existente entre as trajetórias que definem os limites de impacto de gotículas.

Desta forma, o modelo utilizado neste cálculo baseou-se na comparação entre as distâncias existentes dos pontos iniciais das

trajetórias das gotículas com os seus respectivos pontos de impacto, conforme apresentado na figura 2.7.

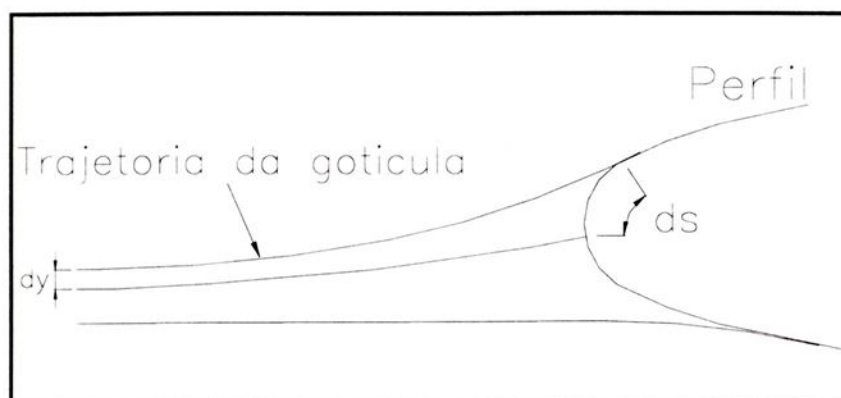


Figura 2.7 - Determinação da curva de coeficiente de coleta local

Assim, uma vez determinados estes pontos, calcula-se a curva de coeficiente de coleta local utilizando a equação 2.13 que determina a porcentagem de água captada em determinadas regiões da superfície do perfil aerodinâmico, conforme mostrado na figura 2.8.

$$\beta = \lim_{ds \rightarrow dy} \frac{dy}{ds} \leq 1 \quad (2.13)$$

onde,

ds - distância entre os pontos de impacto sobre o perfil aerodinâmico

dy - distância entre os pontos iniciais das trajetórias das gotículas

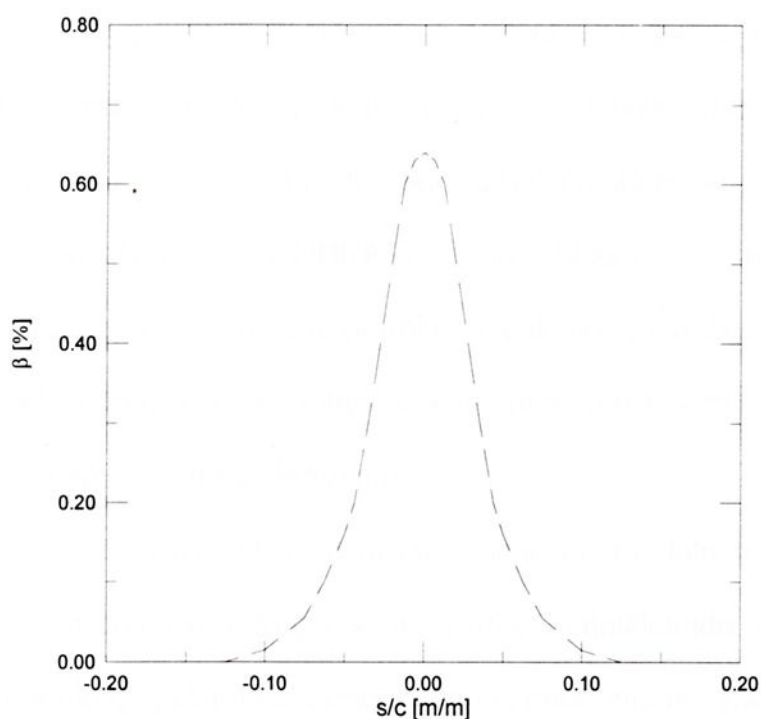


Figura 2.8 - Curva de coeficiente de coleta local

2.6 - Desenvolvimento do programa

Definidos os modelos matemáticos a serem utilizados no cálculo das forças atuantes sobre a gotícula, das trajetórias das gotículas, dos limites de impacto e da curva de coeficiente de coleta local, iniciou-se o desenvolvimento do programa computacional para a simulação do fenômeno em estudo.

Com base nos modelos matemáticos desenvolvidos, definiram-se os dados de entrada necessários para a simulação que correspondem as condições do ambiente, de voo e das características geométricas do perfil aerodinâmico.

Uma vez definidas as condições nos dados de entrada, calcula-se o campo de escoamento utilizado no cálculo das trajetórias das gotículas utilizando um modelo matemático baseado no método dos painéis, desenvolvido na EMBRAER, que calcula um escoamento potencial incompressível e que permite o cálculo do escoamento em torno de perfis composto por múltiplos elementos, por exemplo, um perfil com “slats”, “flaps” e outros elementos.

Para simplificar a programação do modelo matemático, fixou-se o sistema de referência no perfil, simplificando durante o desenvolvimento do programa computacional, denominado “EMBRICE”.

Uma vez calculado o escoamento ao redor do perfil através do método dos painéis, iniciou-se a determinação dos limites de impacto das gotículas, utilizando o modelo desenvolvido no item 2.4.

Determinados os limites de impacto, calcularam-se as trajetórias das gotículas na região entre as trajetórias das gotículas que definem os limites de impacto.

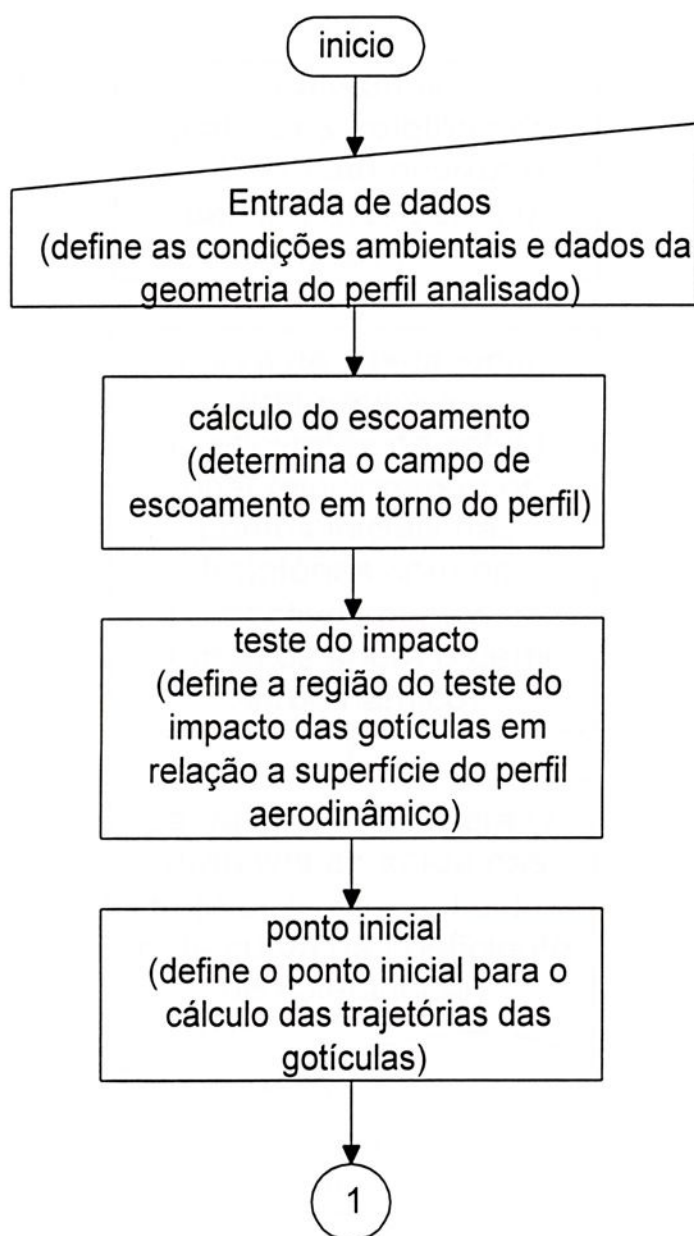
Com a determinação dos pontos de impacto das gotículas sobre a superfície do perfil aerodinâmico, determina-se a curva de coeficiente de coleta local definida no item 2.5.

Uma vez determinada as trajetórias das gotículas e a curva de coeficiente de coleta local, formam-se dois arquivos para armazenar estas informações em formato padronizado com o intuito de



facilitar a visualização dos resultados obtidos através de um programa de plotagem gráfica.

Na figura 2.9, apresenta-se o fluxograma das etapas mais importantes do programa.



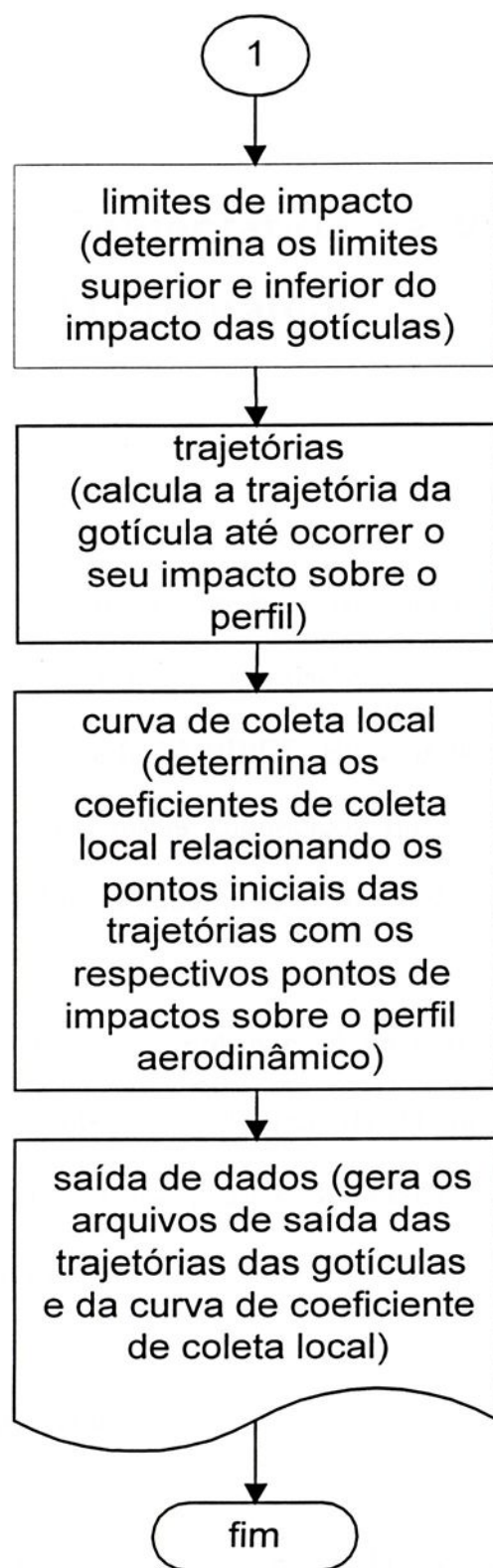


Figura 2.9 - Fluxograma do programa computacional

Capítulo 3

Resultados e Comentários da Verificação da Consistência do Programa

3.1 - Introdução

Neste capítulo, serão apresentados gráficos que terão como objetivo demonstrar a consistência do programa definido anteriormente e denominado EMBRICE. Esta verificação da consistência será feita utilizando resultados conhecidos na literatura utilizada e de resultados experimentais obtidos junto a EMBRAER - Empresa Brasileira de Aeronáutica S.A.

O critério de análise será baseado na observação dos valores dos limites superior e inferior de impacto de gotículas, do coeficiente de coleta máximo ($\beta_{\text{máx}}$) e da média do comportamento da curva de coeficiente de coleta local.

3.2 - Resultados Obtidos:

Para a verificação dos resultados obtidos pelo programa desenvolvido baseados nos modelos apresentados no capítulo anterior,



utilizaram-se alguns resultados obtidos na literatura, que apresentam variações das condições de vôo quanto à velocidade do perfil, altitude, temperatura e do diâmetro da gotícula, e também das características dos perfis com relação a geometria e ângulo de ataque.

Os resultados obtidos para a validação do programa, curva de coeficiente de coleta local, são apresentados a seguir na figuras 3.1 à 3.14.



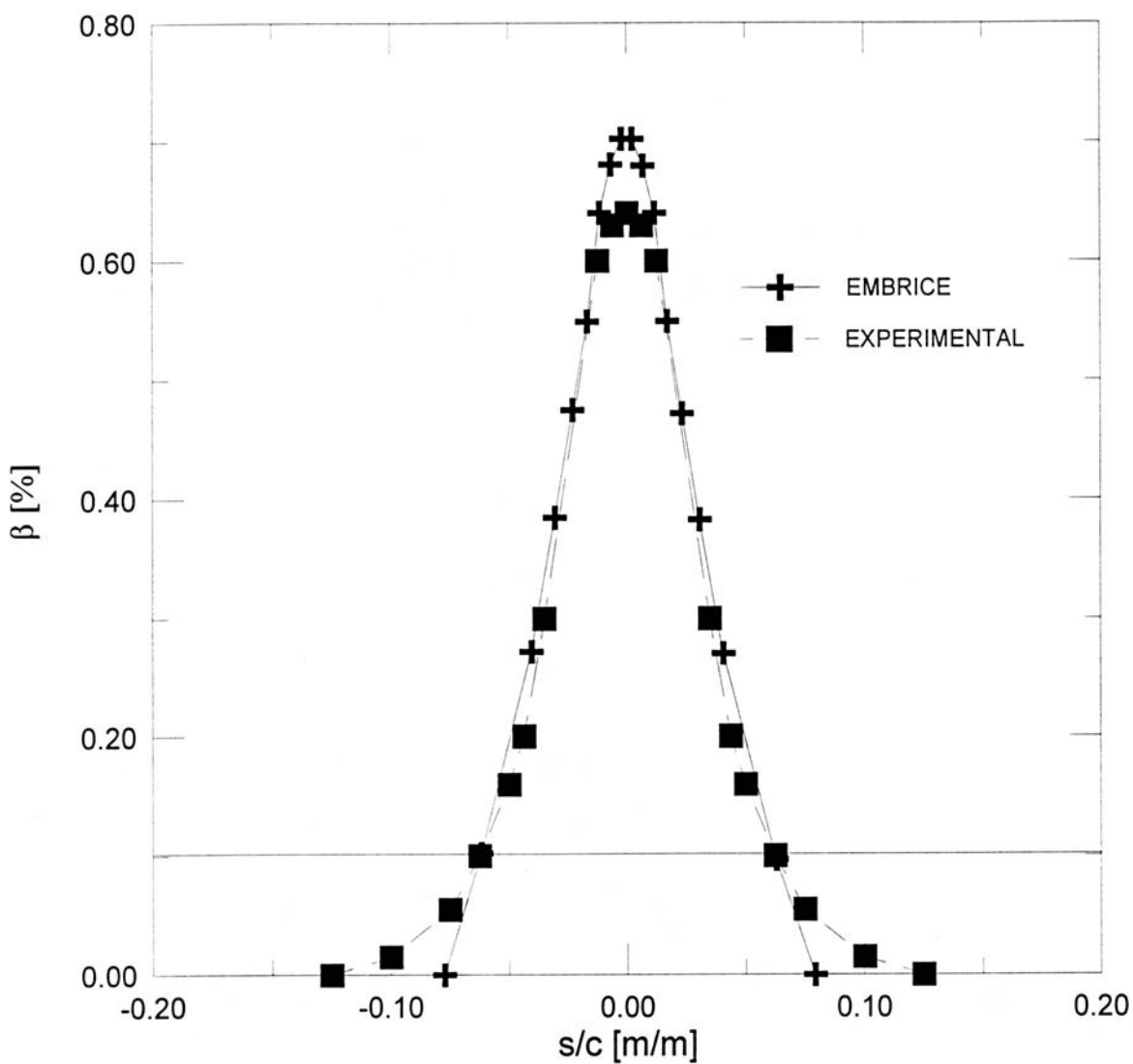


Figura 3.1 -

Perfil JOUKOWSKI

α : 0.00°

c : 0.3302 m

V : 76.7 m/s

H : 569.4 m

Δisa : -21.58 K

DG : $16.7\text{ }\mu\text{m}$

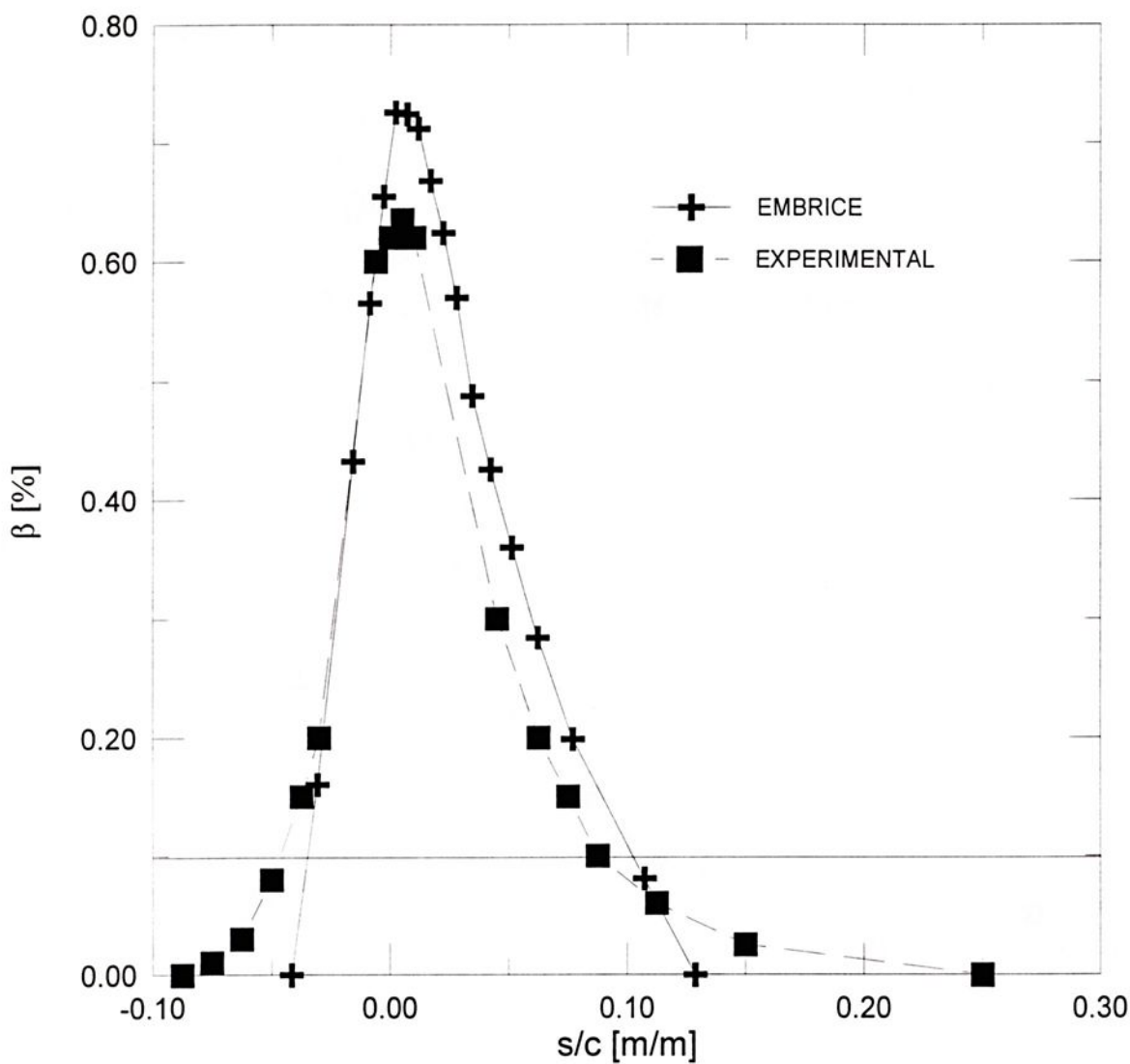


Figura 3.2 -

Perfil JOUKOWSKI

α : 4.00°

c : 0.3302 m

V : 76.7 m/s

H : 569.4 m

Δisa : -21.58 K

DG : $16.7\text{ }\mu\text{m}$

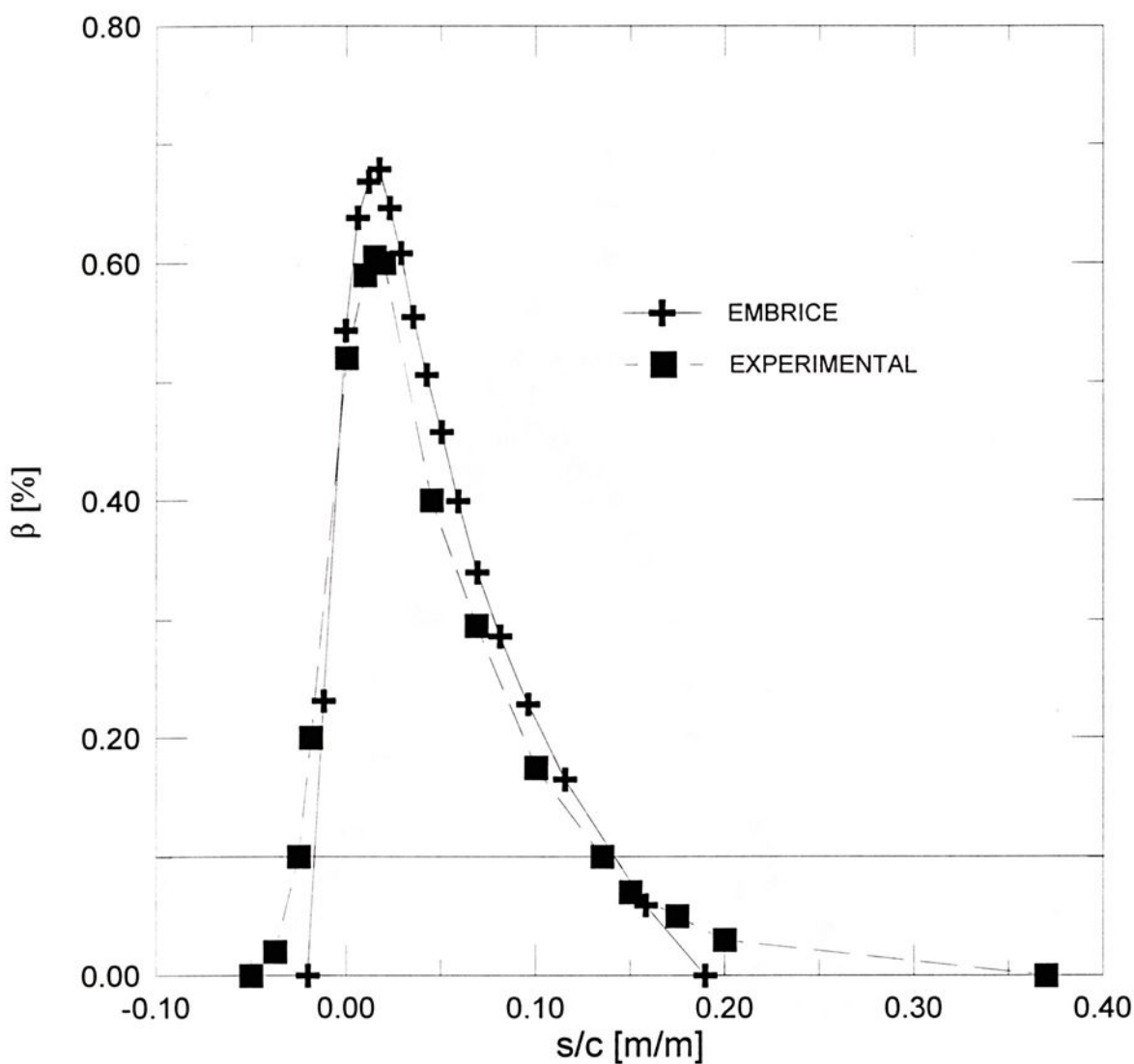


Figura 3.3 -

Perfil JOUKOWSKI

$\alpha: 8.00^\circ$

$c: 0.3302\text{ m}$

$V: 76.7\text{ m/s}$

$H: 569.4\text{ m}$

$\Delta\text{isa}: -21.58\text{ K}$

$DG: 16.7\text{ }\mu\text{m}$

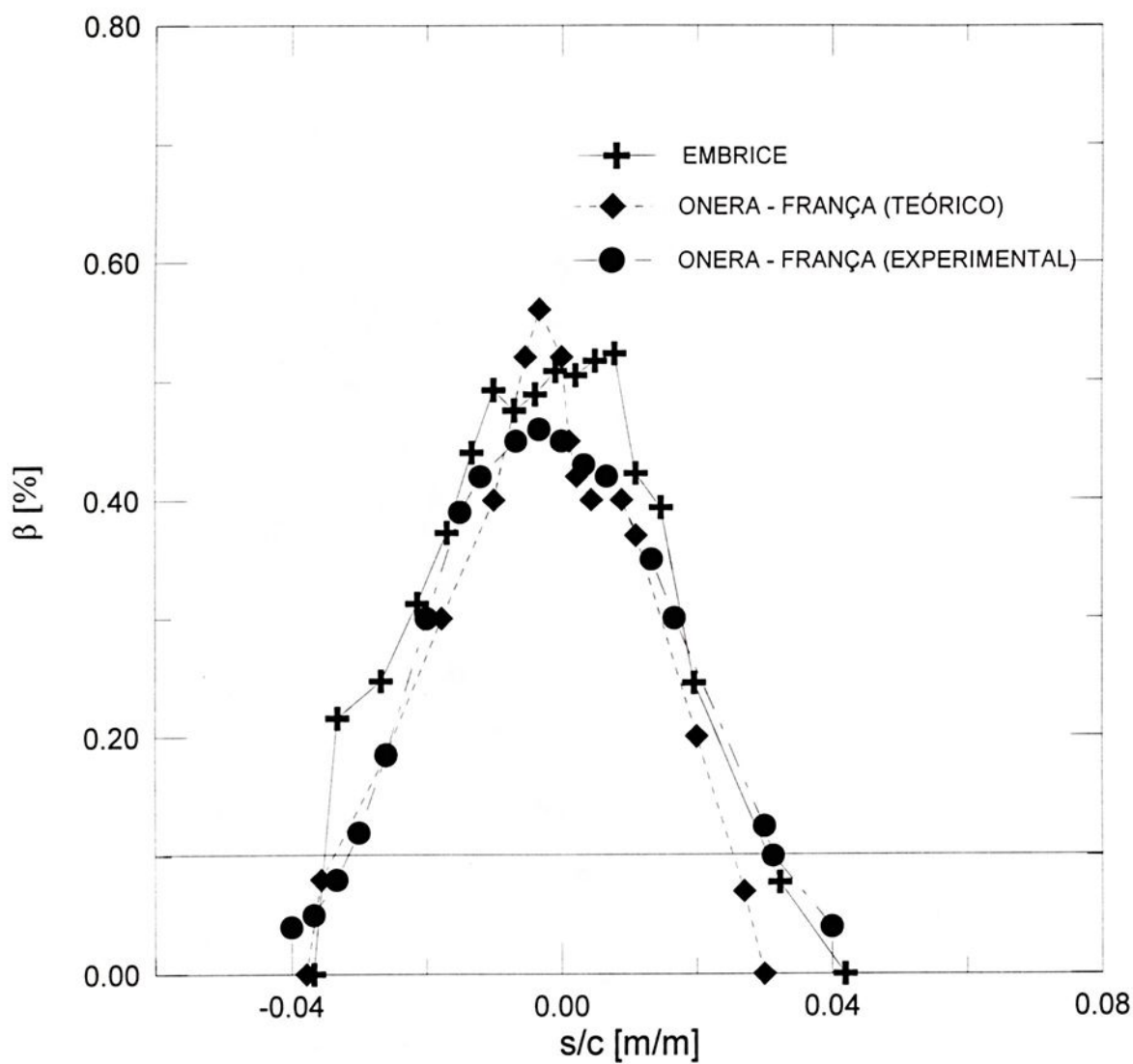


Figura 3.4 - Perfil MS 0317

α : 0.00°

c: 0.9144 m

V: 79.1 m/s

H: 600.6 m

Delta isa: -1.63 K

DG: 16.5 μ m

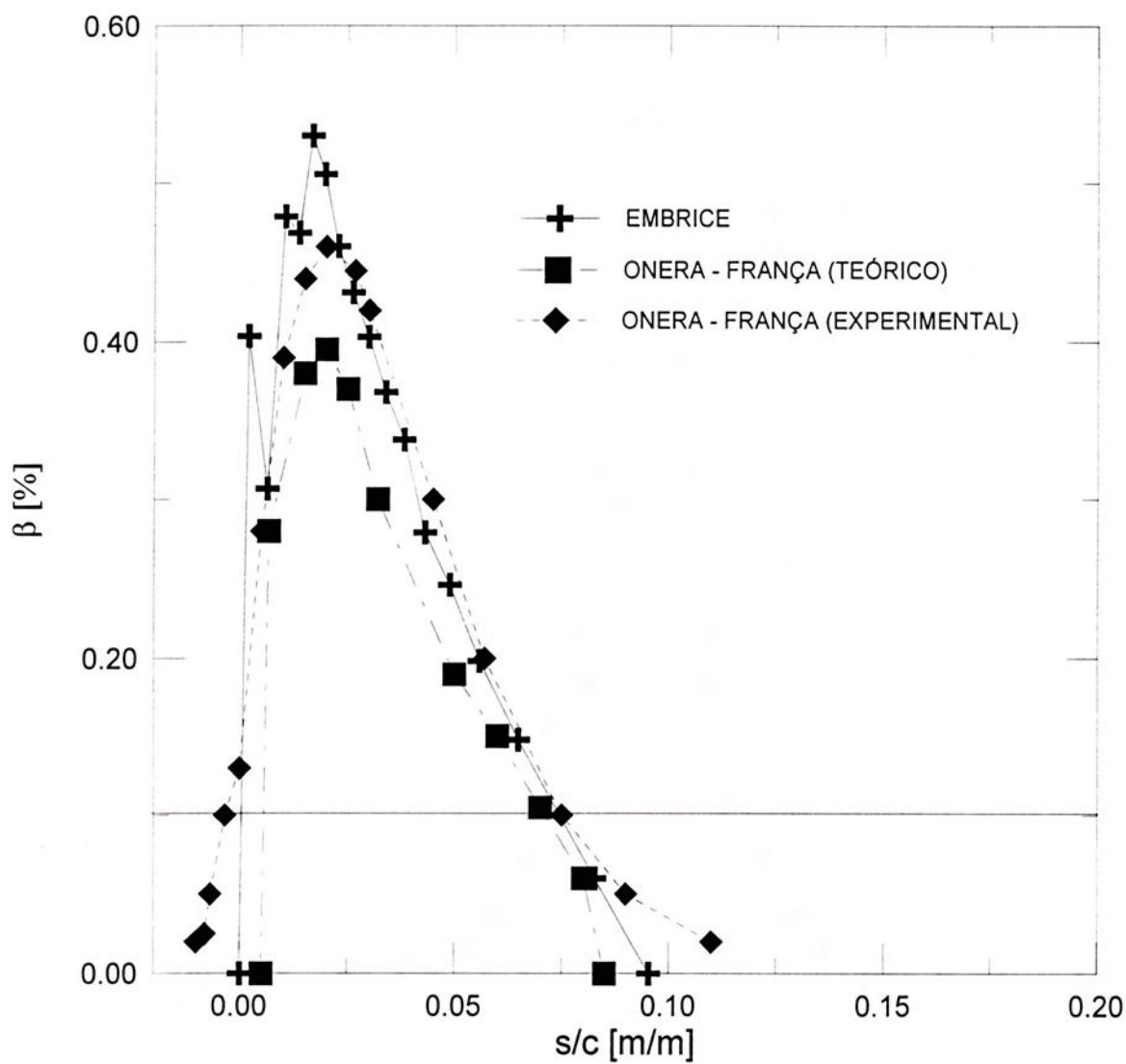


Figura 3.5 - Perfil MS 0317

α : 8.00°

c : 0.9144 m

V : 79.3 m/s

H : 660.6 m

ΔT : -0.33 K

DG : 16.5 μm

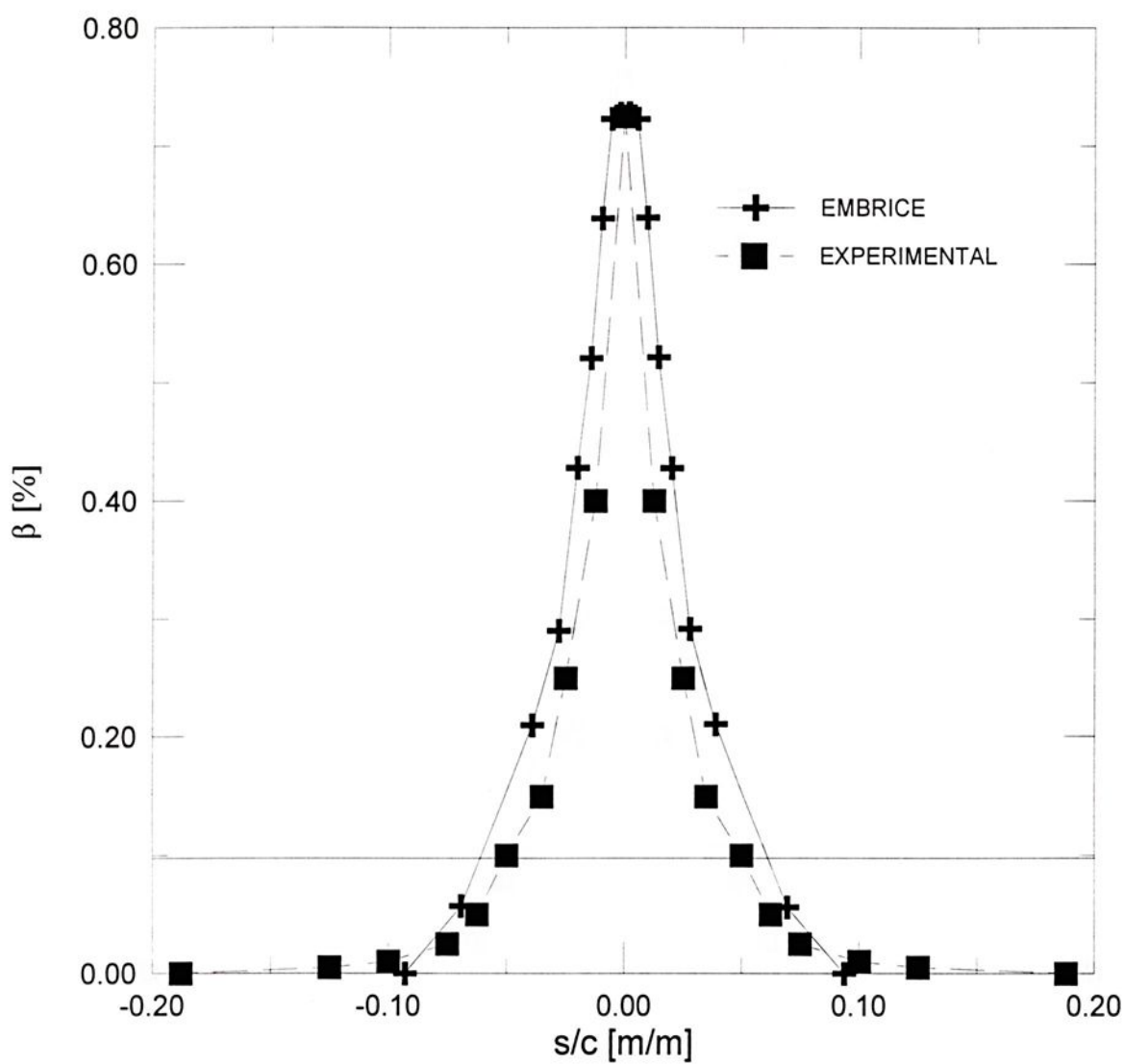


Figura 3.6 -

Perfil NACA 63₂ - 015

α : 0.00°

c : 0.3302 m

V : 75.9 m/s

H : 569.4 m

ΔT : -21.58 K

DG : 16.7 μm

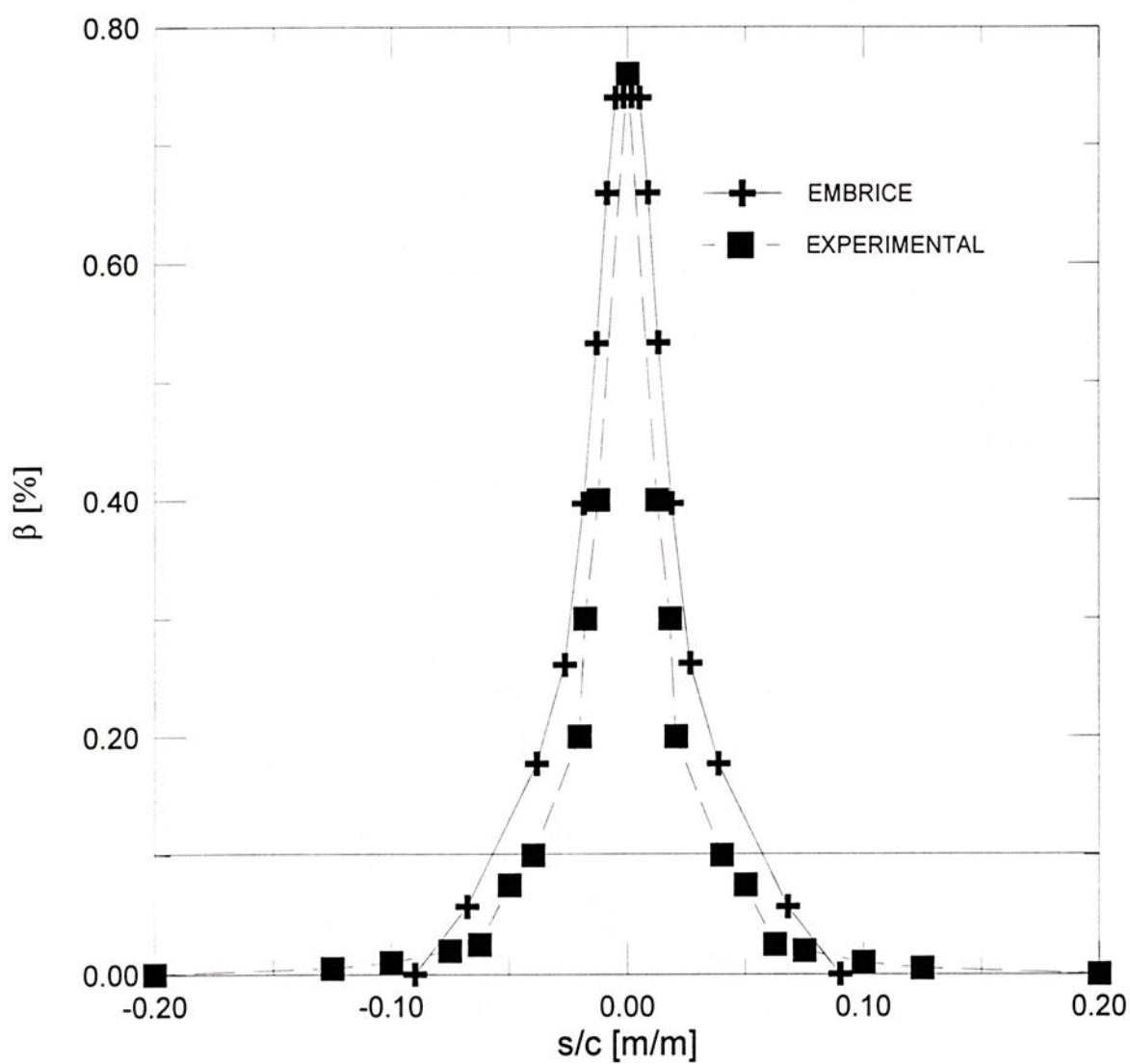


Figura 3.7 - *Perfil NACA 65₂ - 015*
 α : 0.00° c : 0.3302 m V : 75.9 m
 H : 569.4 m ΔT : -21.58 K DG : 16.7 μ m

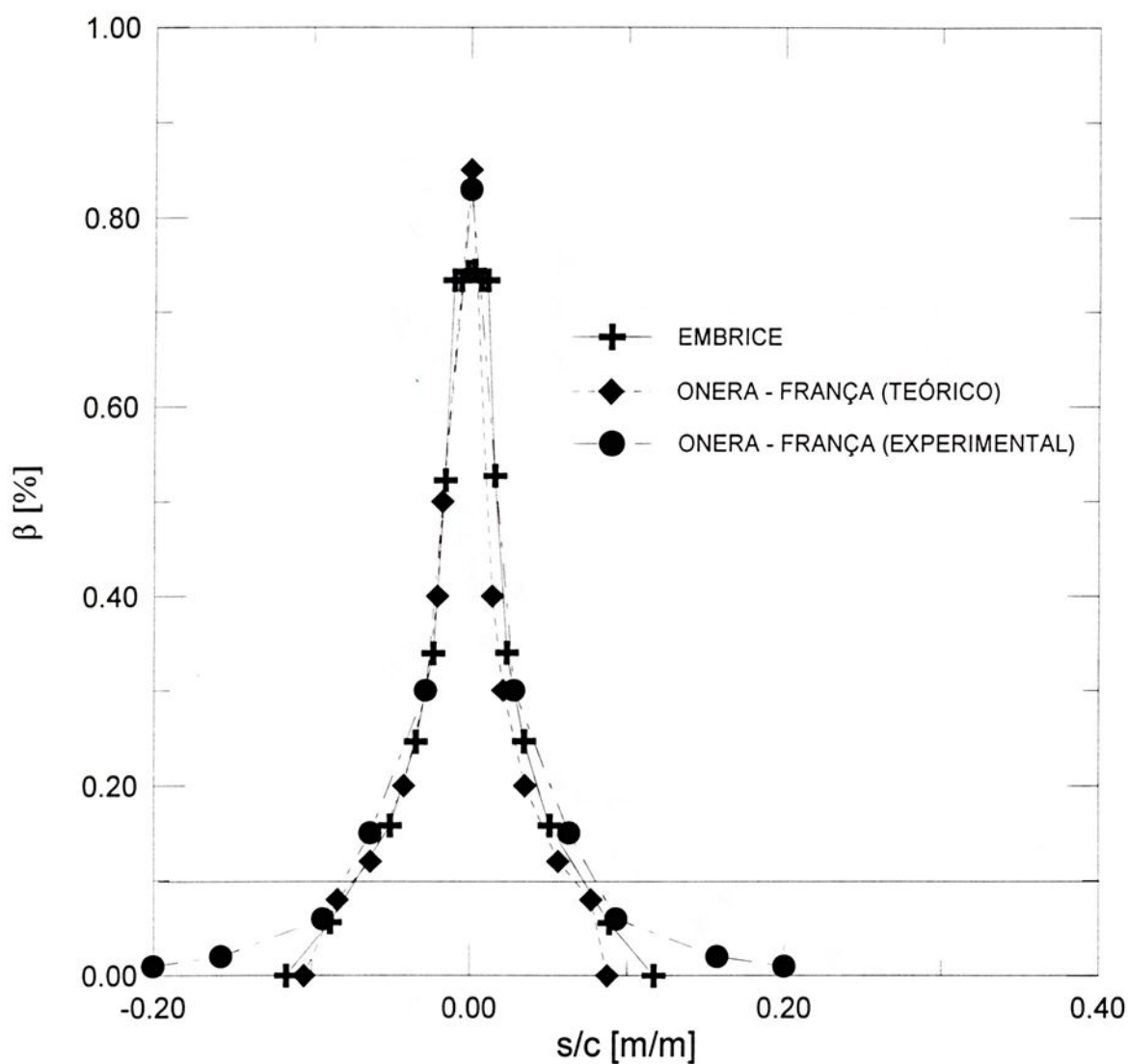


Figura 3.8 - Perfil NACA 65 - 015
 $\alpha: 0.00^\circ$ $c: 0.3302 \text{ m}$ $V: 79.5 \text{ m/s}$
 $H: 631.9 \text{ m}$ $\Delta T: -0.51 \text{ K}$ $DG: 20.4 \mu\text{m}$

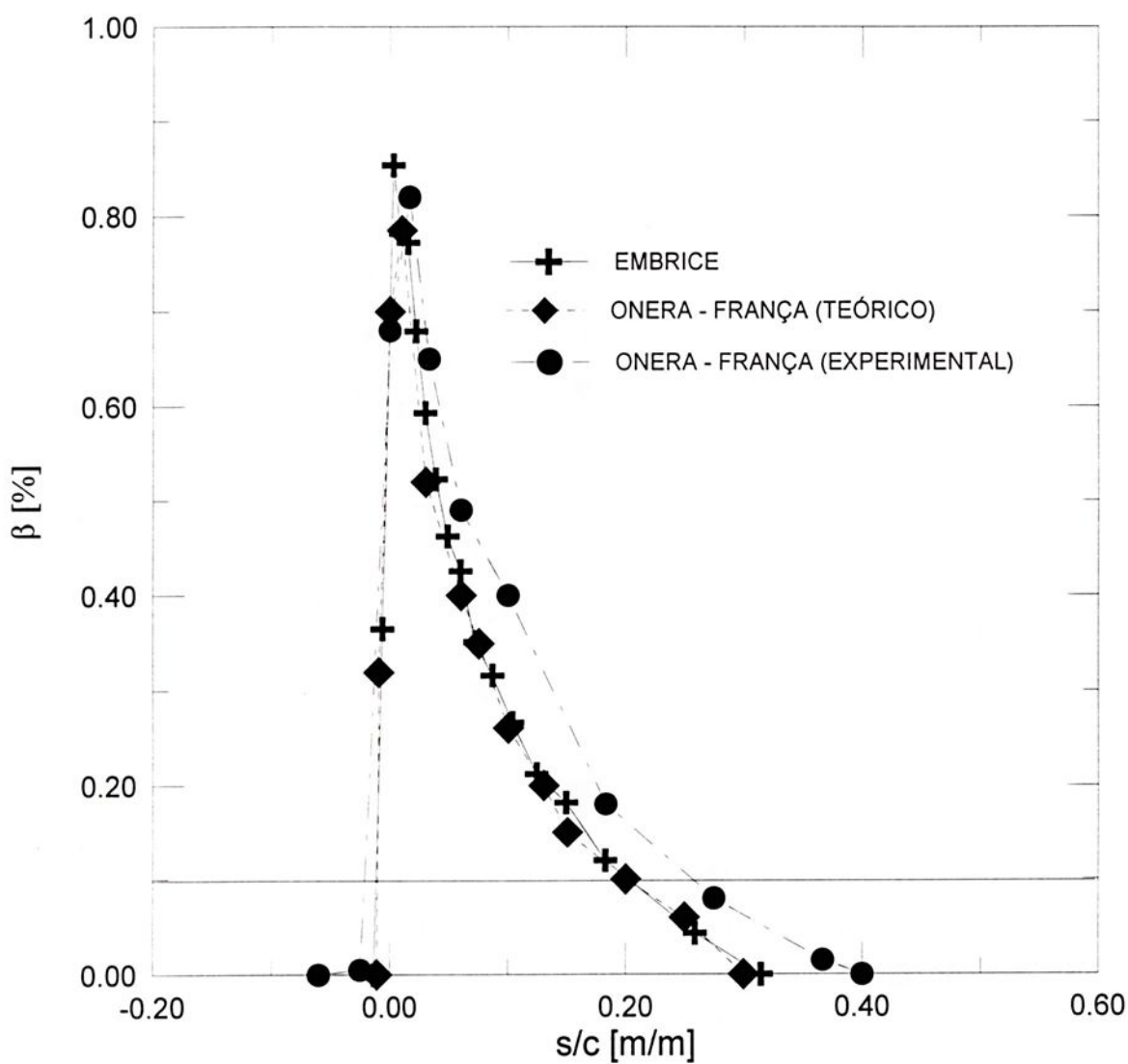


Figura 3.9 -

Perfil NACA 65 - 015

α : 8.00°

c: 0.3302 m

V: 79.9 m/s

H: 631.9 m

Delta isa: -0.51 K

DG: 20.4 μ m

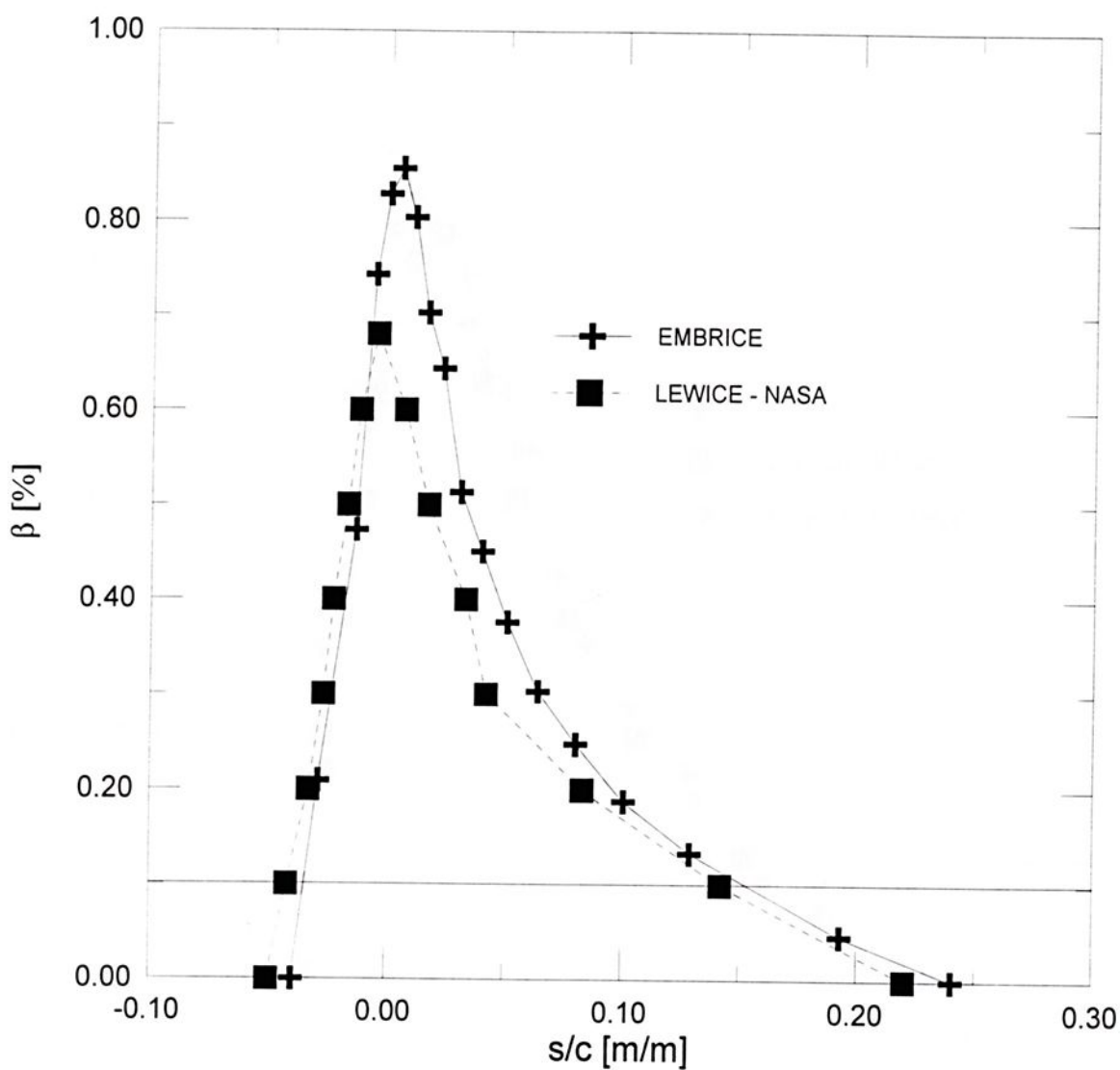


Figura 3.10 - Perfil NACA 0012

α : 4.00°

c : 0.3000 m

V : 128.4 m/s

H : 997.2 m

ΔT : -21.31 K

DG : 20 μ m

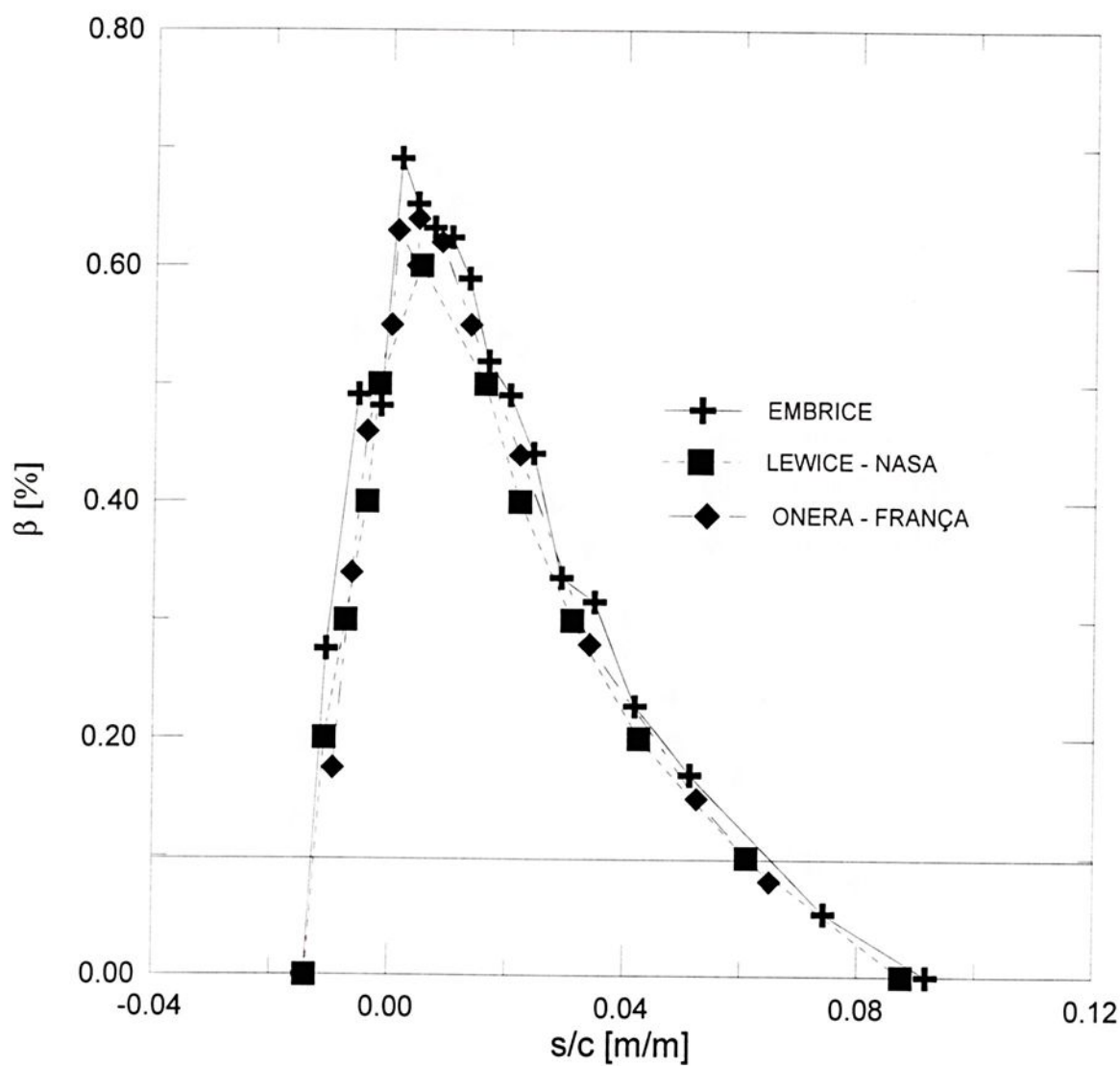


Figura 3.11 - Perfil NACA 0012

α : 4.00°

H : 4.62 m

c : 0.5334 m

ΔT : -32.75 K

V : 125.8 m/s

DG : 12 μ m

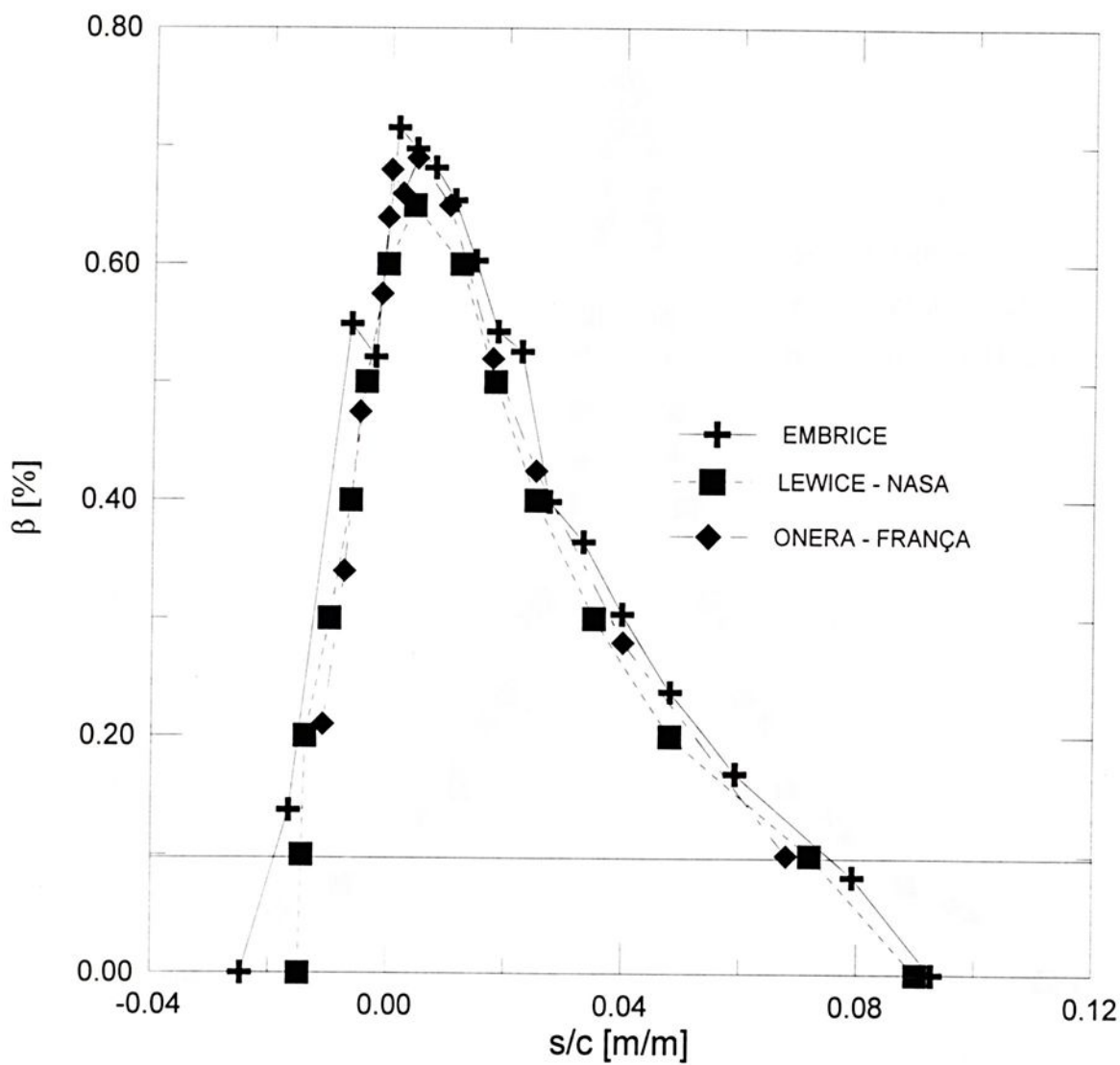


Figura 3.12 - Perfil NACA 0012

α : 4.00°

c : 0.5334 m

V : 188.7 m/s

H : 4.6 m

ΔT : -32.75 K

DG : 12 μ m

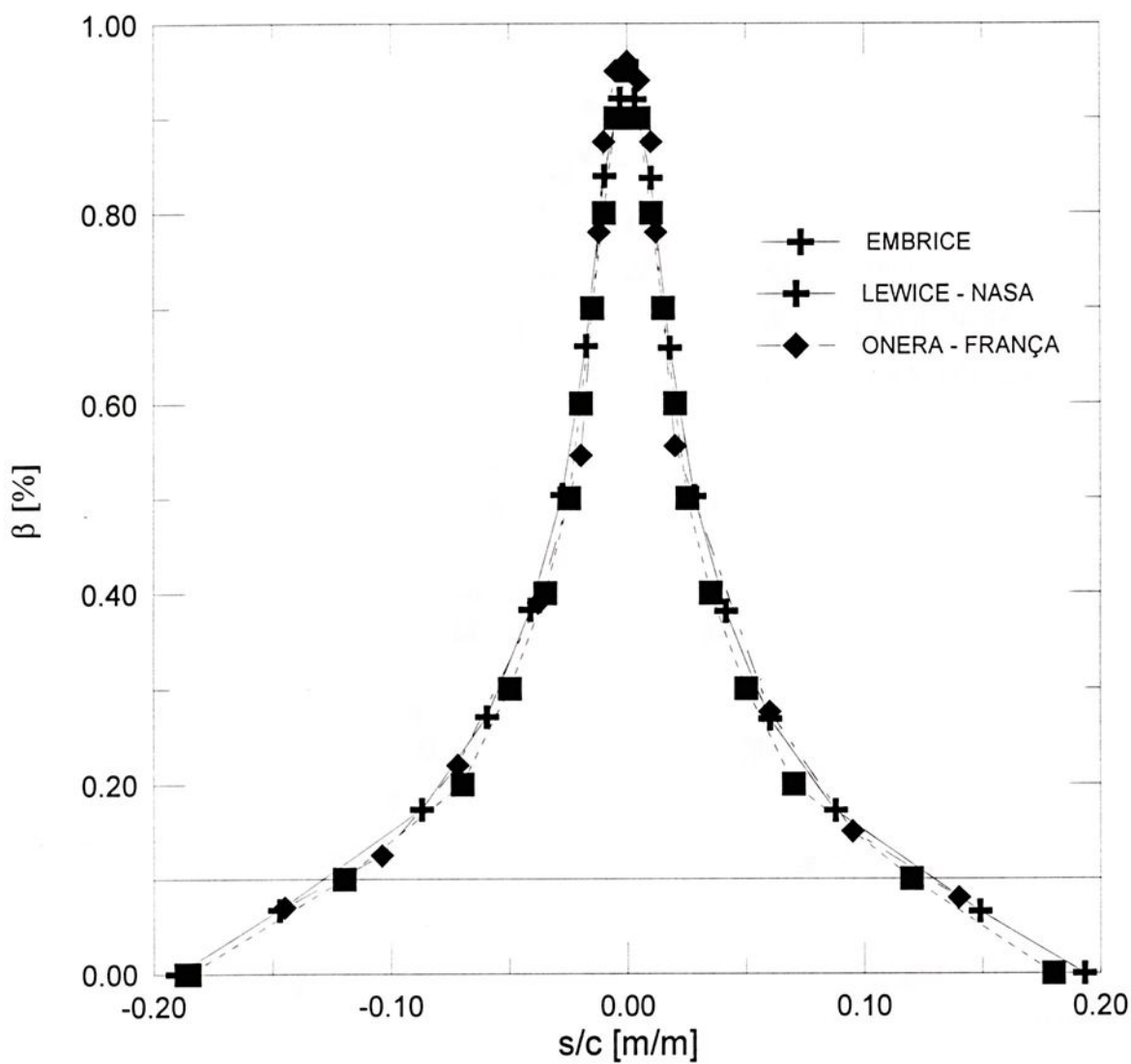


Figura 3.13 - Perfil NACA 0012

α : 0.00°

c : 0.1524 m

V : 251.6 m/s

H : 4.6 m

ΔT : -32.75 K

DG : 24 μm

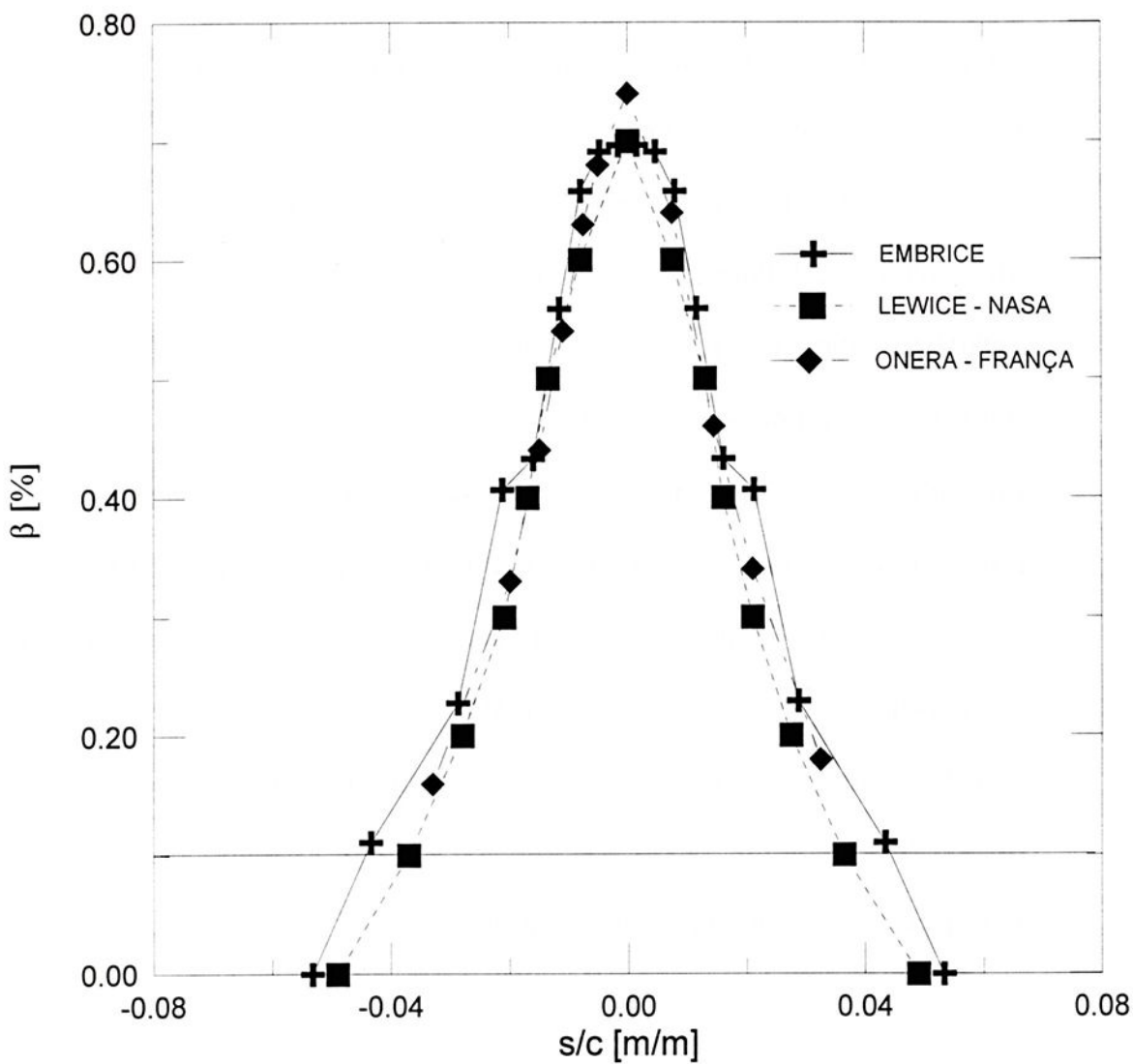


Figura 3.14 - Perfil NACA 0012

$\alpha: 0.00^\circ$
 $H: 4.6 \text{ m}$

$c: 0.5334 \text{ m}$
 $\Delta T: -32.75 \text{ K}$

$V: 251.6 \text{ m/s}$
 $DG: 12 \mu\text{m}$

3.3 - Análise dos Resultados:

Observando a comparação dos resultados, obtidos pela utilização do programa elaborado, com os resultados encontrados na literatura, podemos afirmar que demonstram bastante consistência baseando-se no critério adotado pela "BOING" descrito abaixo.

Estas diferenças podem ser diminuídas através da utilização de um critério adotado pela "BOING" que considera os limites de impacto de gotículas como sendo os valores referentes a β equivalente a 10%. Este critério basea-se principalmente nas dificuldades da determinação das trajetórias tangentes à superfície do perfil que definem os limites de impacto de gotículas. Com a utilização deste critério, a diferença obtida nos resultados apresentados neste capítulo torna-se da ordem de 5% de corda, conforme observado na tabela 3.1, que mostra as diferenças encontradas entre os valores dos limites superior e inferior de impacto de gotículas e dos valores de $\beta_{\text{máx}}$ obtidos pelo programa apresentado com os valores obtidos nas referências.

Já com relação aos valores de $\beta_{\text{máx}}$ observou-se que os resultados obtidos apresentaram-se bem conservativos, isto é, os resultados obtidos foram, em geral, em torno de 10% maiores do que os obtidos nas referências.



Fig	Origem dos Dados	Su	ΔSu	SI	ΔSI	$\beta_{\max}$	$\Delta \beta_{\max}$
1	Embrice	-0.07744	-0.048	0.07927	-0.046	0.70238	0.062
	Experimental	-0.125		0.125		0.64	
2	Embrice	-0.04159	-0.046	0.12890	-0.121	0.72583	0.091
	Experimental	-0.0875		0.25		0.635	
3	Embrice	-0.02027	-0.030	0.18981	-0.180	0.67844	0.072
	Experimental	-0.05		0.37		0.605	
4	Embrice	-0.03672	0.001	0.04194	0.012	0.49256	0.033
	Onera-Experimental	-----		-----		0.46	
	Onera-Teórico	-0.0378		0.03		0.56	
5	Embrice	0.00004	0.005	0.09537	0.010	0.52989	0.069
	Onera-Experimental	-----		-----		0.46	
	Onera-Teórico	0.005		0.085		0.395	
6	Embrice	-0.09296	-0.095	0.09375	-0.094	0.72754	0.003
	Experimental	-0.188		0.188		0.725	
7	Embrice	-0.08996	-0.110	0.09018	-0.110	0.74063	-0.019
	Experimental	-0.2		0.2		0.76	
8	Embrice	-0.11643	0.011	0.11701	0.030	0.74334	-0.087
	Onera-Experimental	-----		-----		0.83	
	Onera-Teórico	-0.105		0.0875		0.85	
9	Embrice	-0.01358	-0.064	0.31475	-0.085	0.85337	0.033
	Onera-Experimental	-0.06		0.4		0.82	
	Onera-Teórico	-0.011		0.3		0.785	
10	Embrice	-0.03955	-0.010	0.24025	0.020	0.85498	0.175
	Nasa-Lewice	-0.05		0.22		0.68	
11	Embrice	-0.01417	0.0001	0.09175	0.004	0.69077	0.091
	Nasa-Lewice	-0.014		0.0875		0.60	
	Onera-Teórico	-----		-----		0.64	
12	Embrice	-0.02475	0.001	0.09270	0.002	0.71573	0.066
	Nasa-Lewice	-0.015		0.09		0.65	
	Onera-Teórico	-----		-----		0.69	
13	Embrice	-0.19018	0.005	0.19326	0.013	0.92075	-0.029
	Nasa-Lewice	-0.185		0.18		0.95	
	Onera-Teórico	-----		-----		0.96	
14	Embrice	-0.05326	0.004	0.05329	0.004	0.69669	-0.003
	Nasa-Lewice	-0.049		0.049		0.70	
	Onera-Teórico	-----		-----		0.74	
15	Embrice	-0.03004	-0.002	0.02153	-0.027	-----	-----
	Experimental	-0.03205		0.04808		-----	
16	Embrice	-0.01502	-0.001	0.04507	-0.004	-----	-----
	Experimental	0.016026		0.04872		-----	

Tabela 3.1 - Verificação da consistência dos resultados do programa



De maneira geral, o comportamento médio das curvas de coeficiente de coleta local apresentaram-se bem conservativos, principalmente nas regiões de alta pressão e próximas ao ponto de coeficiente de coleta maior, isto é, nas regiões próximas ao ponto de estagnação.

Pode-se também constatar que, aumentando o diâmetro da gotícula, os coeficientes de coleta local começam a aumentar e os limites de impacto das gotículas a se distanciarem do ponto de estagnação, provocando um aumento na região que deverá ser protegida, correspondendo em um aumento da energia necessária para o funcionamento dos sistemas de anti/de-gelo.

Com relação à velocidade de vôo, observa-se que o seu aumento implica, principalmente, em um aumento dos coeficientes de coleta local e não nos limites de impacto das gotículas.

Com a combinação destes dois fatores leva a curva de coeficiente de coleta local a sofrer uma variação maior, pois, estes fatores ocasionam um aumento na inércia da gotícula, dificultando assim a sua capacidade de desviar para evitar o seu impacto sobre a superfície do perfil aerodinâmico.



Capítulo 4

Análise Teórica dos Efeitos da Parede de um Túnel sobre a Curva de Coeficiente de Coleta Local

4.1 - Resumo

Neste capítulo será apresentado uma análise dos efeitos que a parede de um túnel pode causar sobre a curva de coeficiente de coleta local durante o ensaio de formação de gelo.

4.2 - Introdução

Com o desenvolvimento tecnológico dos túneis de vento nas ultimas décadas e a possibilidade de controle total das condições internas (umidade, temperatura e pressão), torna-se possível simular as condições favoráveis para a formação de gelo em um perfil aerodinâmico.

Este fato foi de fundamental importância para o setor aeronáutico, pois possibilitou simular em modelo reduzidos ou em tamanho real a formação de gelo, proporcionando a obtenção de informações necessárias para o desenvolvimento dos sistemas anti/de-gelo.



Por isso, a confiabilidade das informações obtidas durante os ensaios em túnel de vento são de extrema importância para o desenvolvimento de tais sistemas, pois, a obtenção de resultados falsos resultarão em um sistema ineficaz ou super-dimensionado, penalizando os outros sistemas da aeronave.

Entre todos os fatores que possam influenciar nos resultados durante os ensaios, tem-se:

- controle ambiental: corresponde ao controle interno do ambiente do túnel de vento com relação ao controle da temperatura, da umidade e da velocidade do ar.
- instrumentos de medição: este fator é de extrema importância, pois, auxiliam no controle ambiental e na coleta dos resultados do ensaio.
- dimensões do túnel: podem também mascarar os resultados, pois, dependendo das dimensões internas do túnel podem influenciar na região de pressão em torno do modelo analisado, interferindo na curva de coleta local e na forma do gelo e, conseqüentemente no dimensionamento do sistema de anti/de-gelo. Esta interferência varia principalmente em função da distância entre as superfícies do perfil e das paredes do túnel.

Como ilustração, apresentam-se duas configurações:

- onde o efeito da parede não é observado (figura 4.1);
- onde há efeito da parede (figura 4.2).



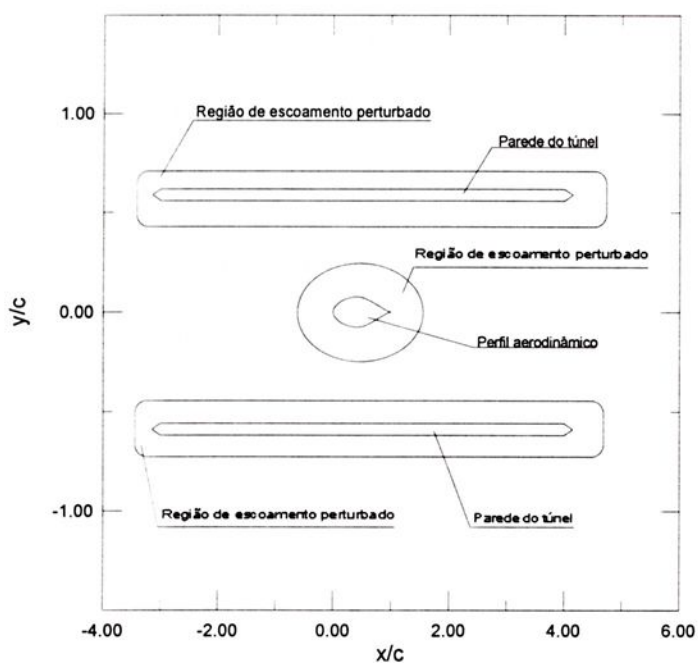


Figura 4.1 - Condição quando o túnel não influencia a curva de coleta local

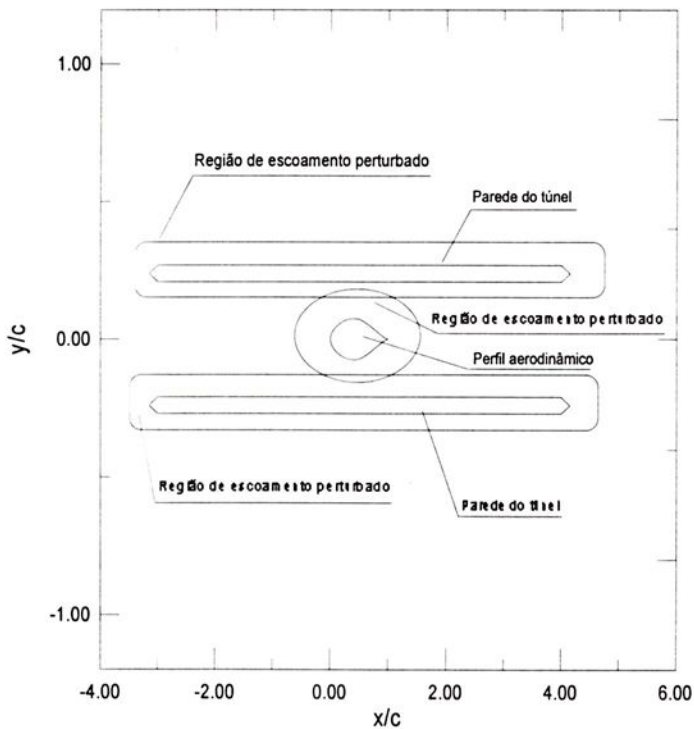


Figura 4.2 - Condição quando o túnel influencia a curva de coleta local

Para analisar a influência que a distância da parede do túnel pode exercer sobre a curva de coleta local, utilizou-se alguns perfis conhecidos, tais como: NACA0012, NACA 65₂ - 015, NACA 63₂ - 015, NACA 65 - 015, JOUKOWSKI e MS - 0317.

Este perfis podem ser observados nas figuras 4.3, 4.4, 4.5, 4.6, 4.7 e 4.8, respectivamente.

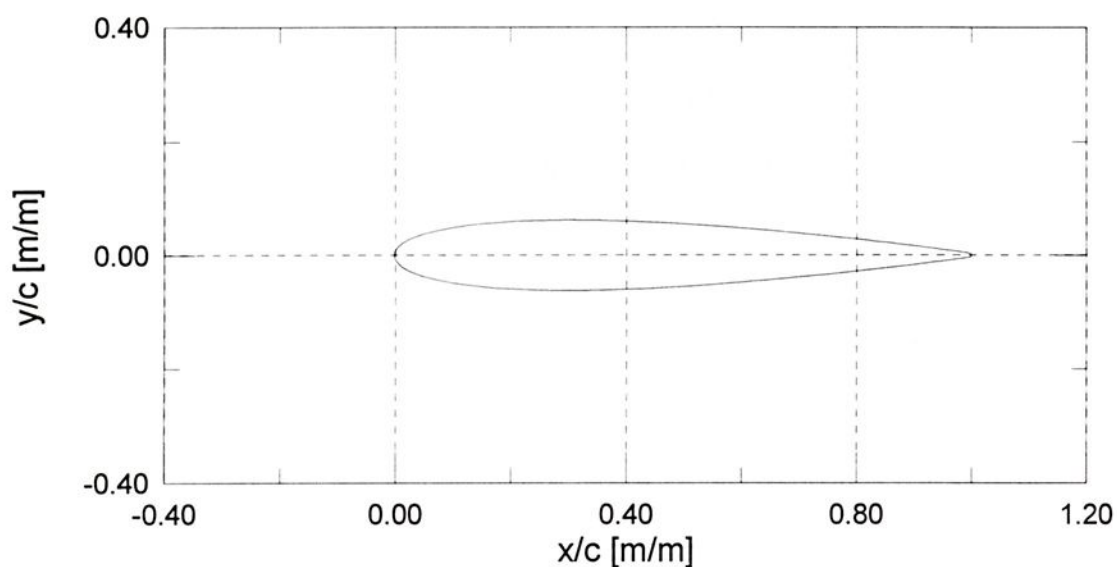


Figura 4.3 - Perfil NACA 0012

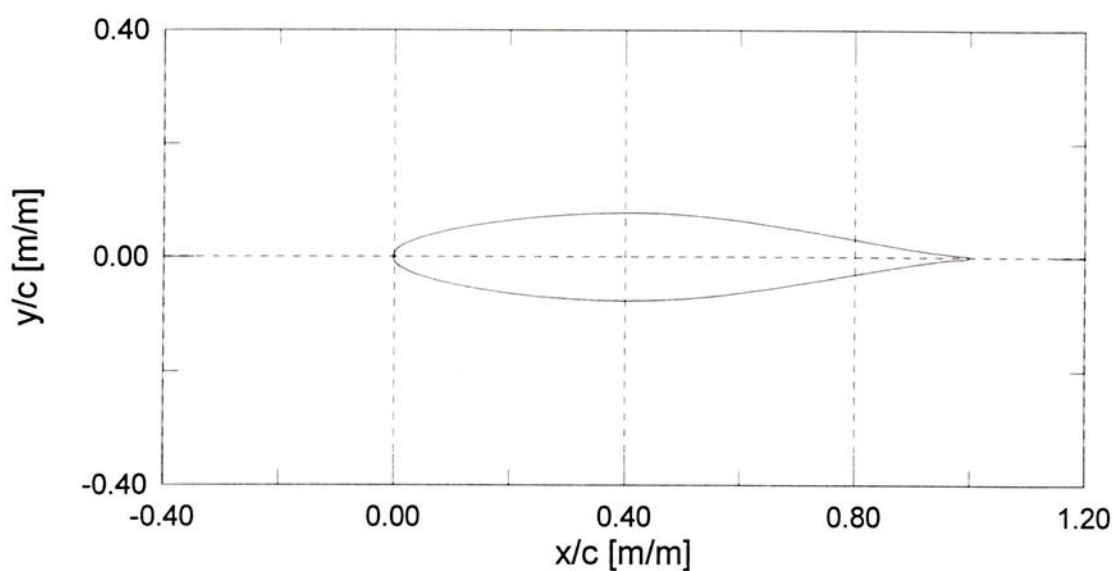


Figura 4.4 - Perfil NACA 65₂ - 015

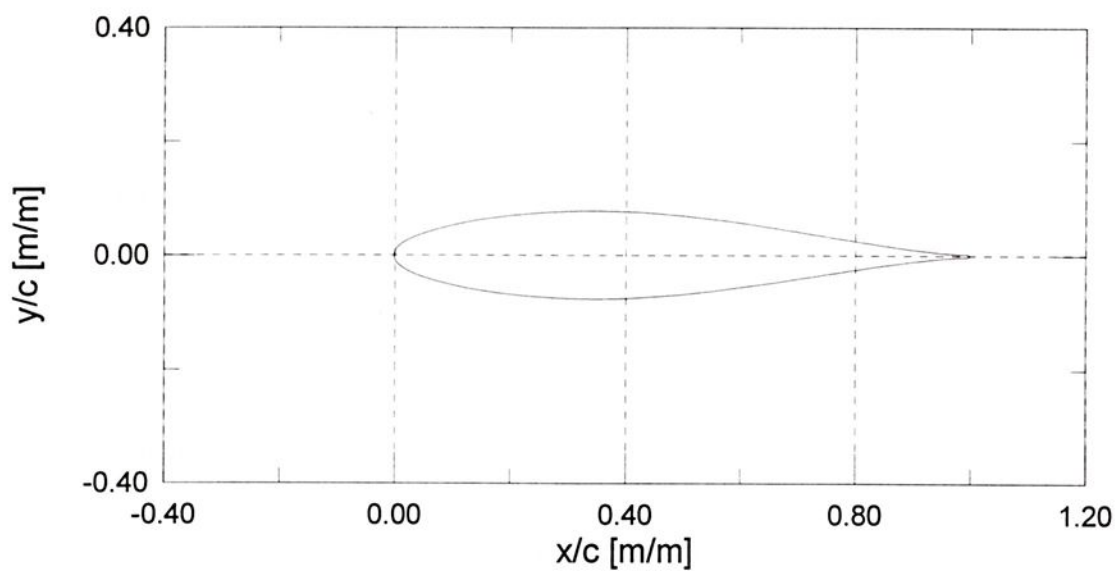


Figura 4.5 - Perfil NACA 63₂ - 015

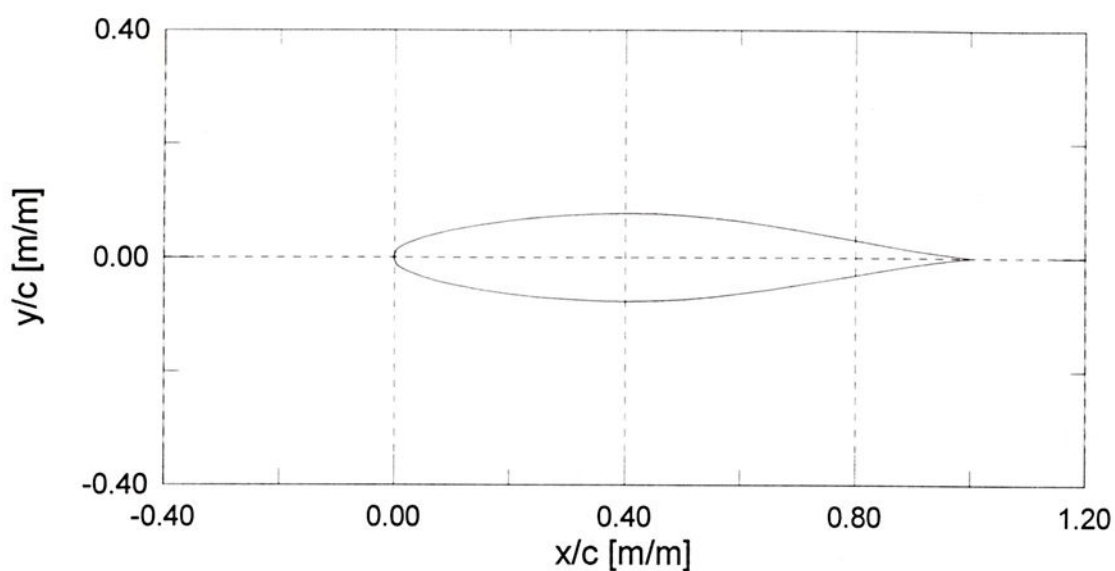


Figura 4.6 - Perfil NACA 65 - 015

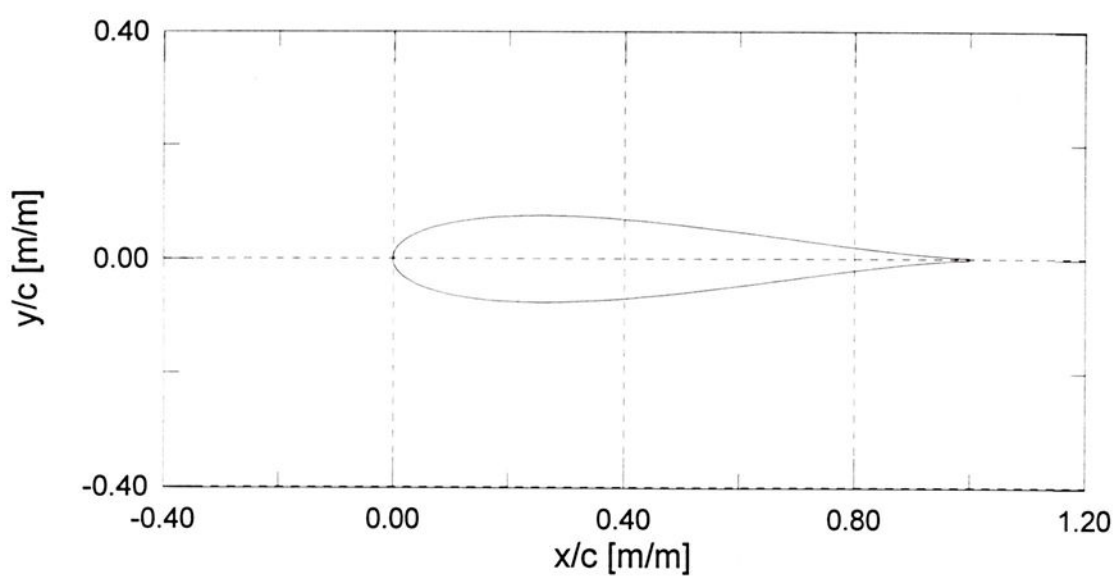


Figura 4.7 - Perfil JOUKOWSKI

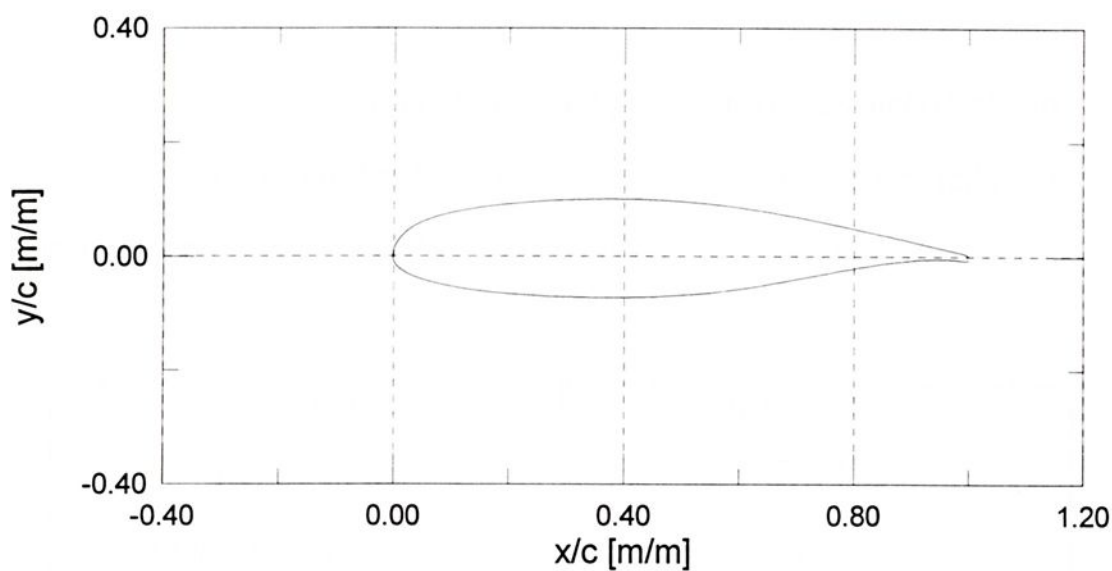


Figura 4.8 - Perfil MS - 0317

Para representar as paredes do túnel são utilizados dois perfis que representam duas placas planas, como observado na figura 4.9.

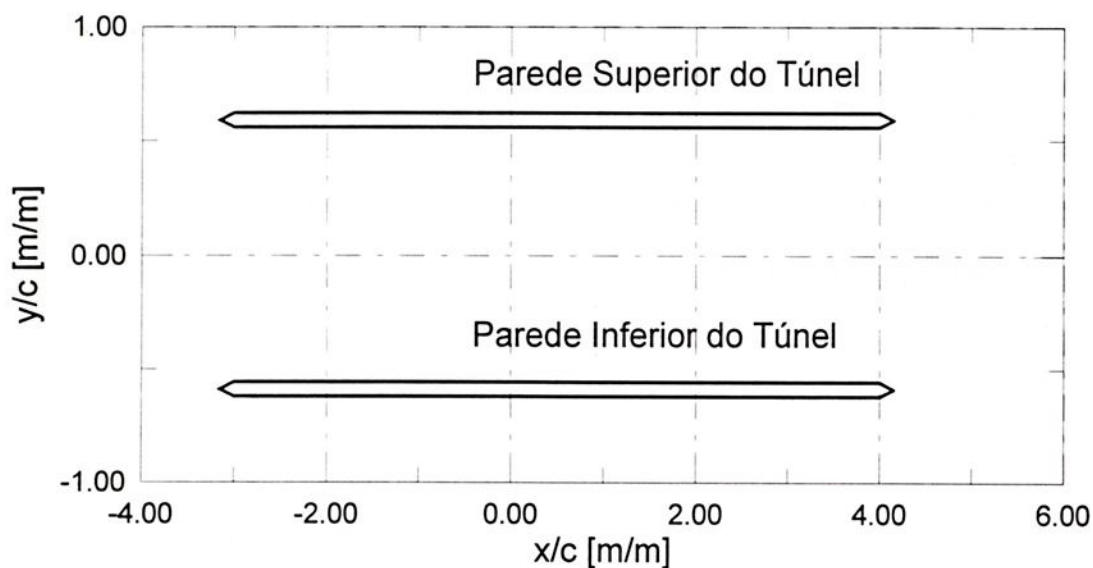


Figura 4.9 - Perfis que representam as paredes do túnel

Para facilitar a comparação entre os resultados obtidos nesta análise, foram fixadas as condições de vôo para todas as configurações. Estas condições podem ser observadas na tabela 4.1.

<i>Altitude</i>	nível do mar
<i>Temperatura</i>	-10°C
<i>Diâmetro da gotícula</i>	20 µ m
<i>Velocidade</i>	250 Knot (128.87 m/s)
<i>Ângulo de ataque</i>	0° , 4° e 8°
<i>Corda</i>	1.0 m

Tabela 4.1 - Condições utilizadas na análise

Como ilustração, nas figuras 4.10, 4.11 e 4.12 são mostradas as configurações finais dos perfis utilizados apenas para o caso do perfil JOUKOWSKI. Para os outros perfis as configurações são análogas.



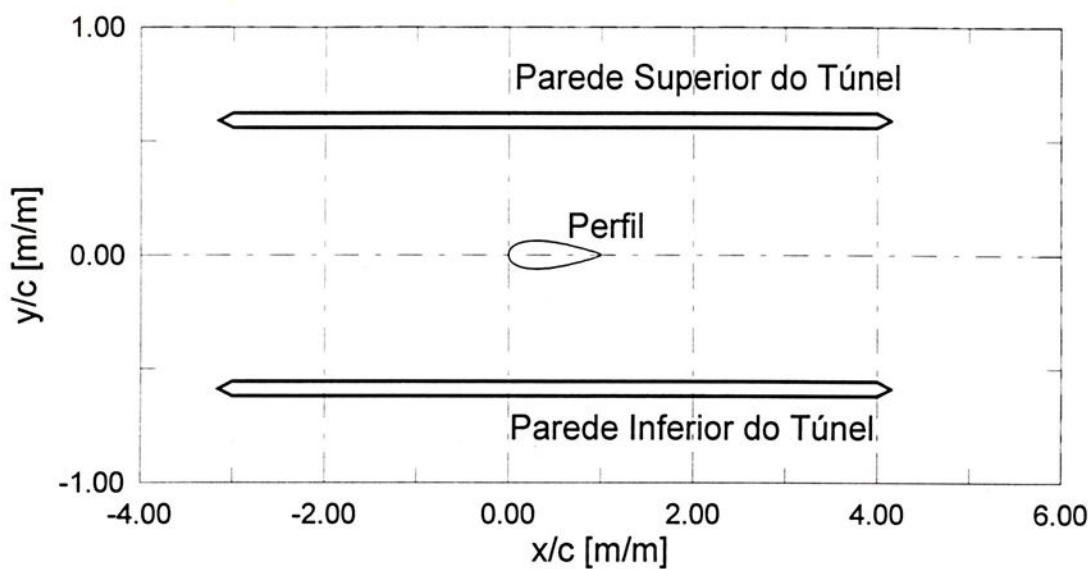


Figura 4.10- Configuração final para o caso do perfil JOUKOWSKI para $\alpha=0^\circ$

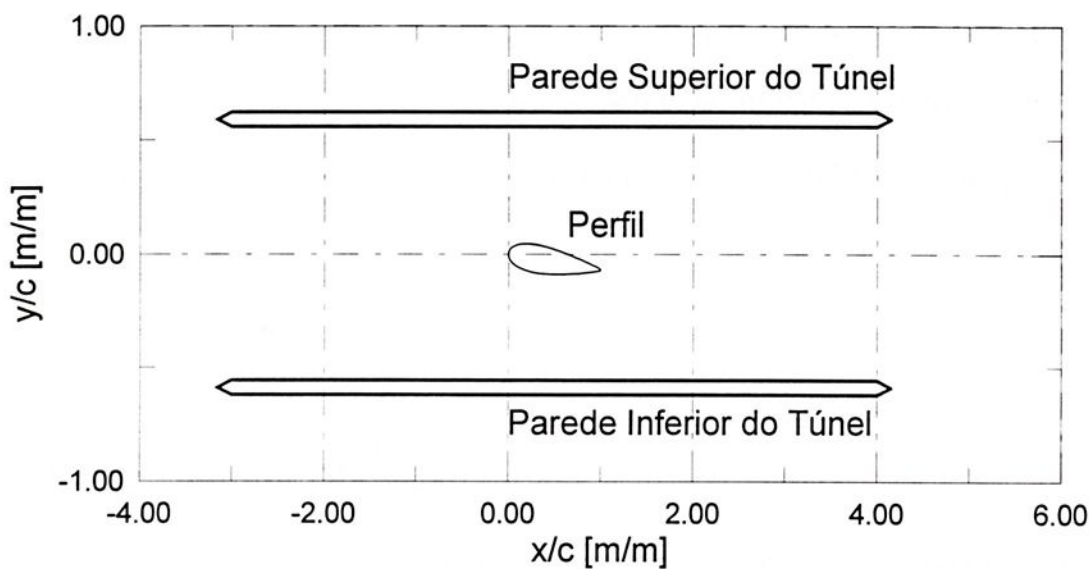


Figura 4.11- Configuração final para o caso do perfil JOUKOWSKI para $\alpha=4^\circ$

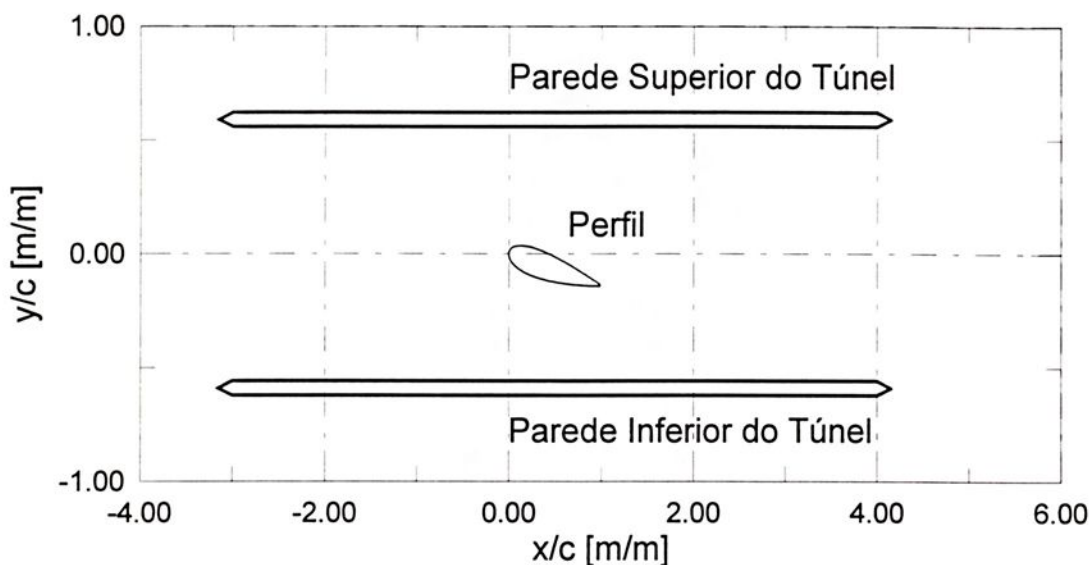


Figura 4.12- Configuração final para o caso do perfil JOUKOWSKI para $\alpha=8^\circ$

O critério utilizado de análise será baseado na observação dos valores dos limites superior e inferior de impacto de gotículas, do coeficiente de coleta máximo ($\beta_{\text{máx}}$), do comportamento geral da curva de coeficiente de coleta local e a distribuição da pressão sobre os perfil.

4.3 - Resultados Obtidos:

Os resultados obtidos, curva de coeficiente de coleta local e distribuição de pressão, são apresentados nas figuras 4.13 à 4.48.

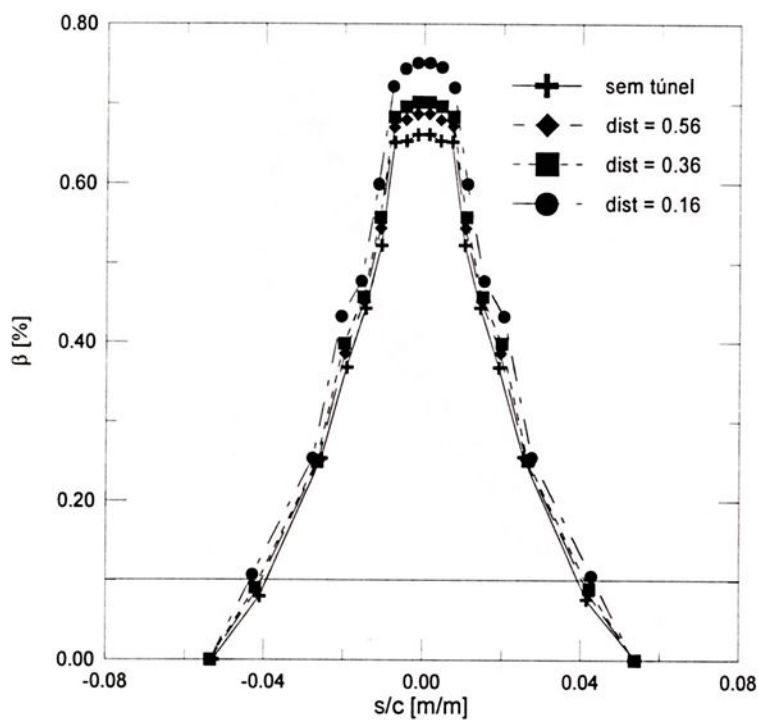
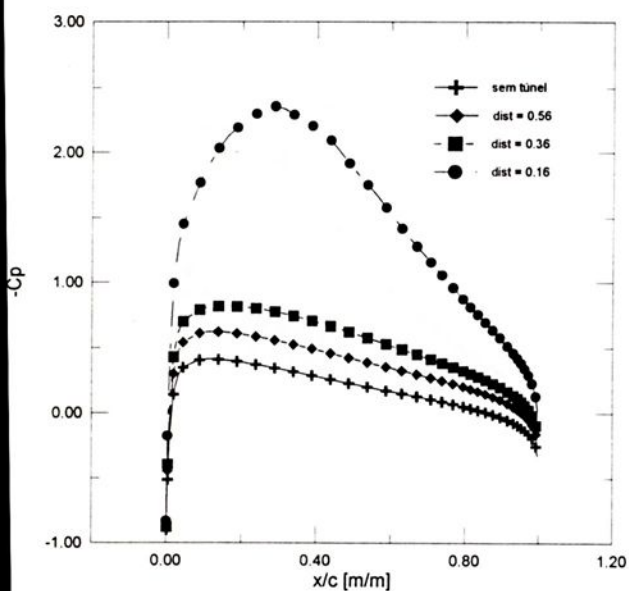
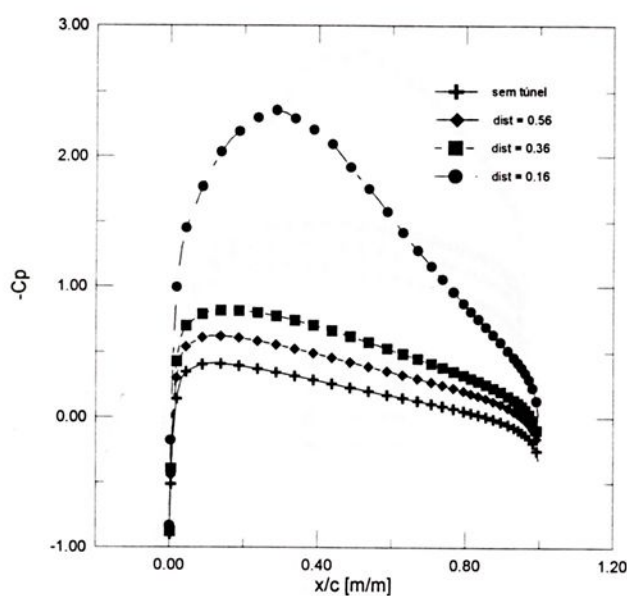


Figura 4.13 - Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 00012 para $\alpha=0^\circ$



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 4.14 - Distribuição de pressão para o perfil NACA 00012 para $\alpha=0^\circ$

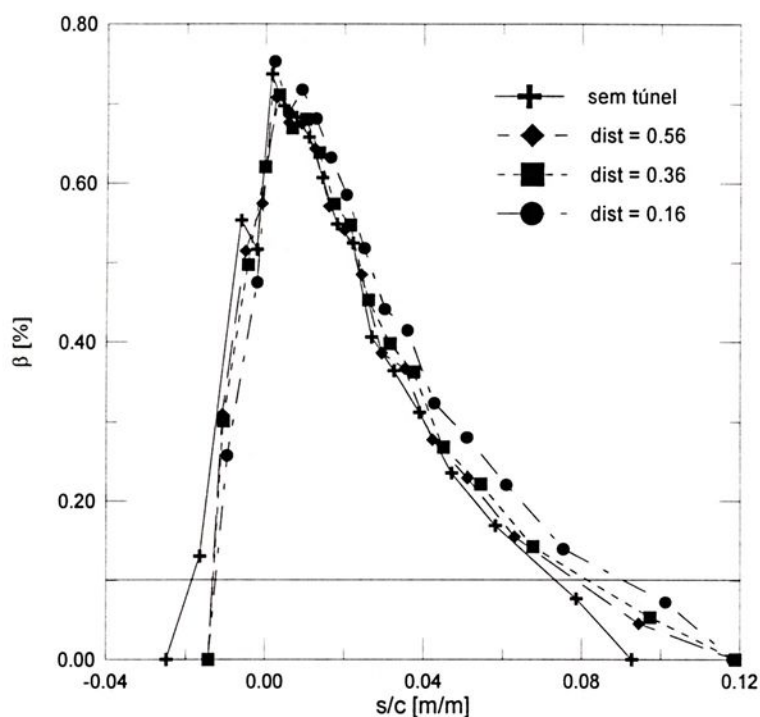
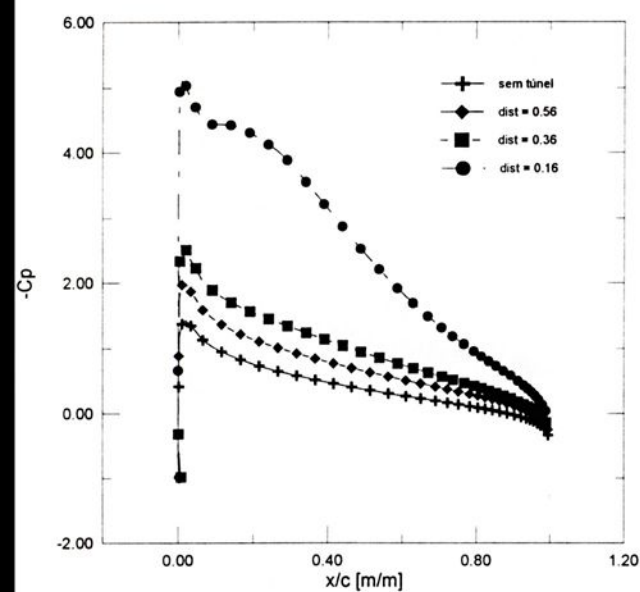
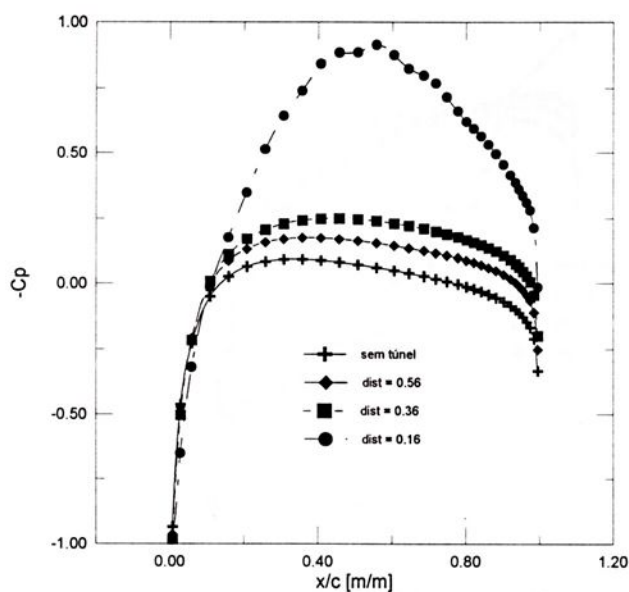


Figura 4.15-Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 00012 para $\alpha=4^\circ$



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 4.16 - Distribuição de pressão para o perfil NACA 00012 para $\alpha=4^\circ$

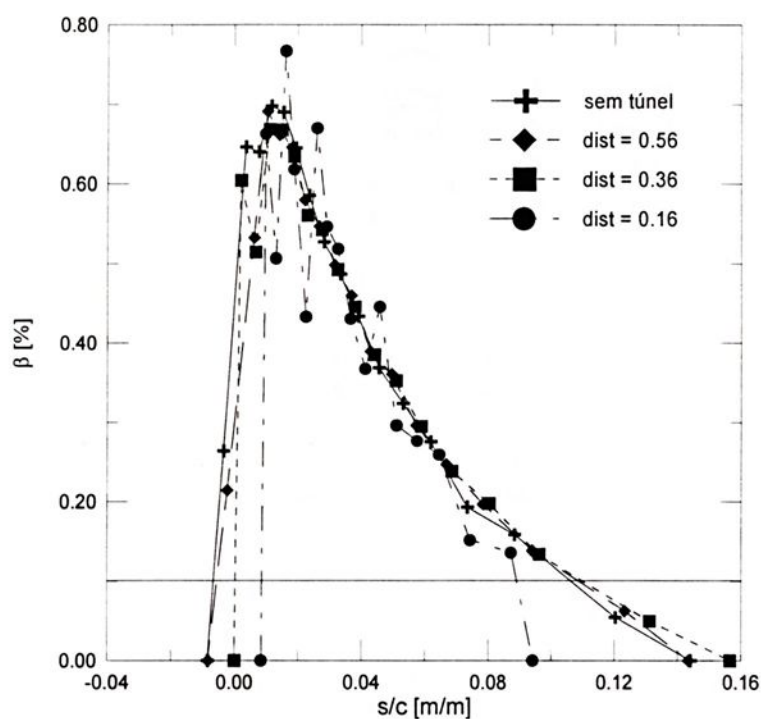
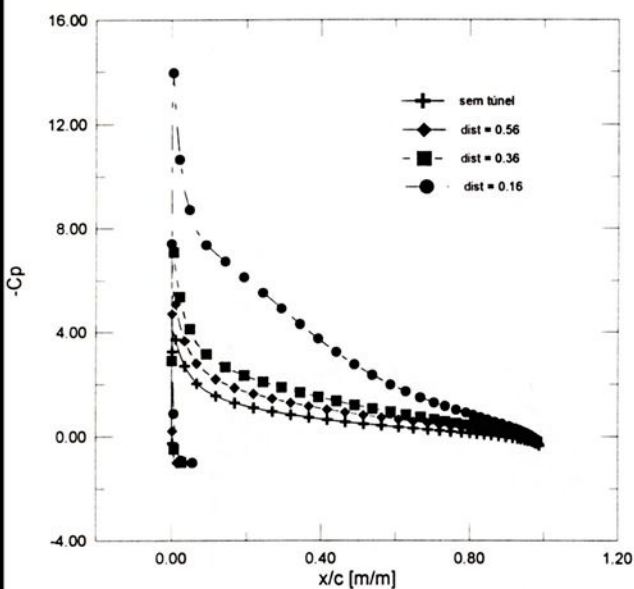
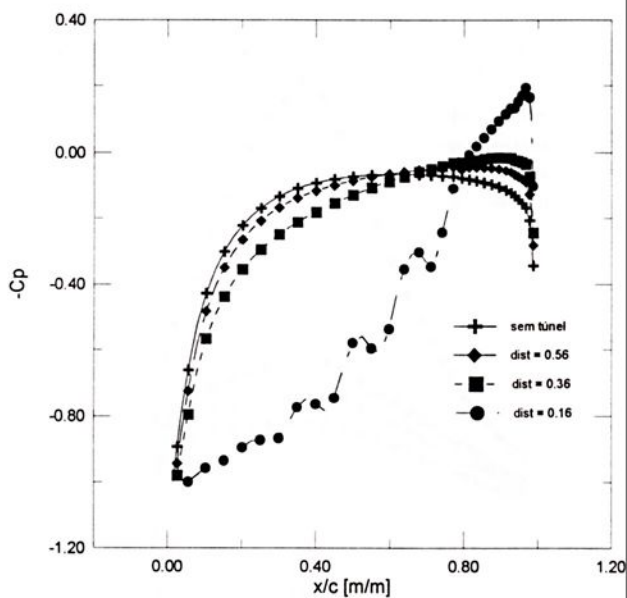


Figura 4.17 - Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 00012 para $\alpha=8^\circ$



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 4.18 - Distribuição de pressão para o perfil NACA 00012 para $\alpha=8^\circ$

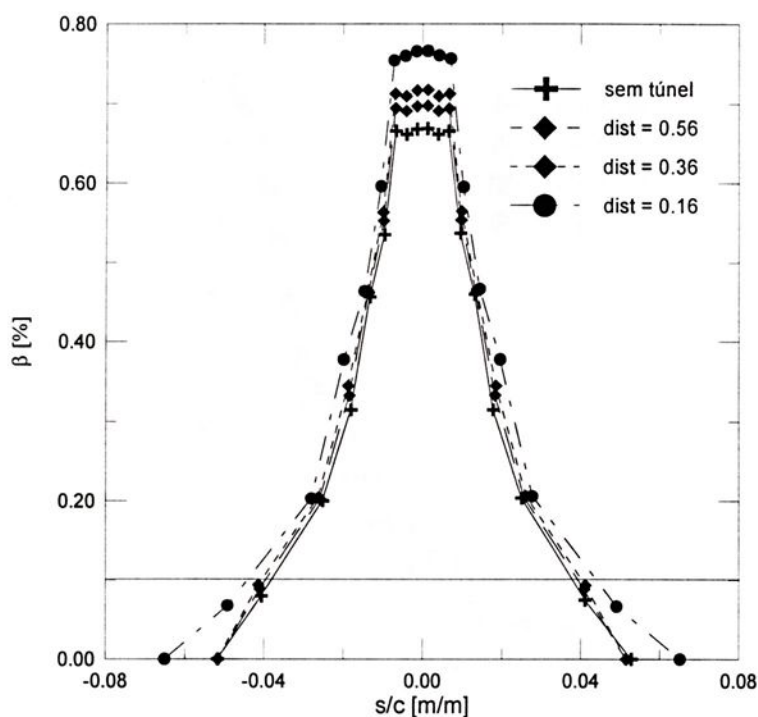
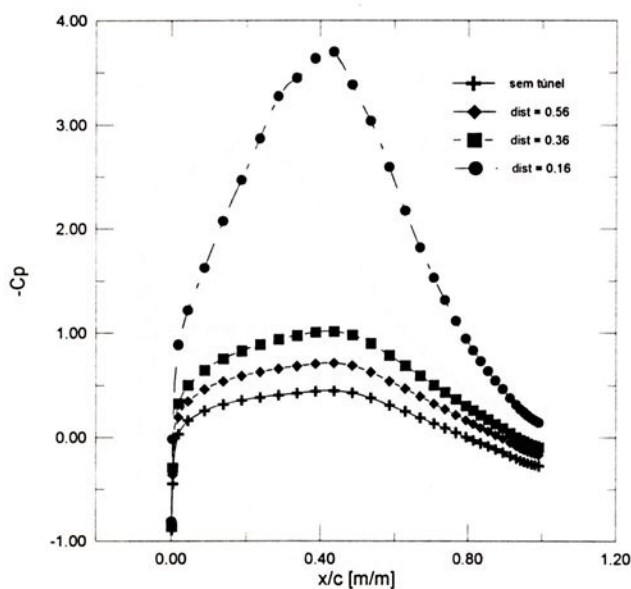
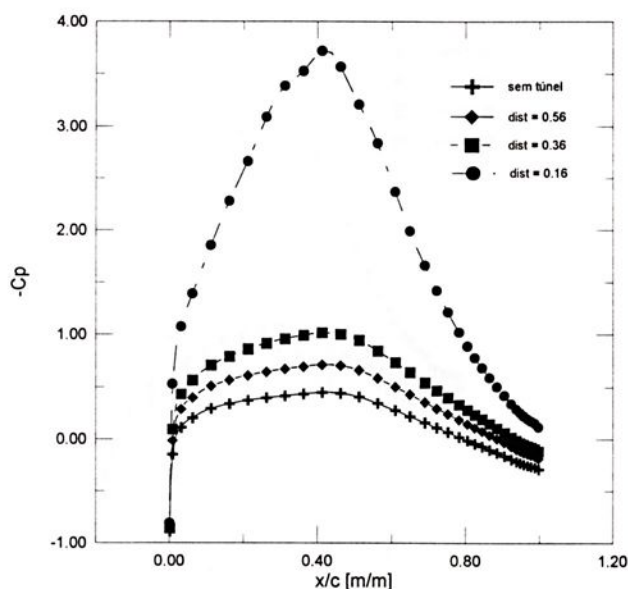


Figura 4.19 - Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 65₂-015 para $\alpha=0^\circ$



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 4.20 -Distribuição de pressão para o perfil NACA 65₂-015 para $\alpha=0^\circ$

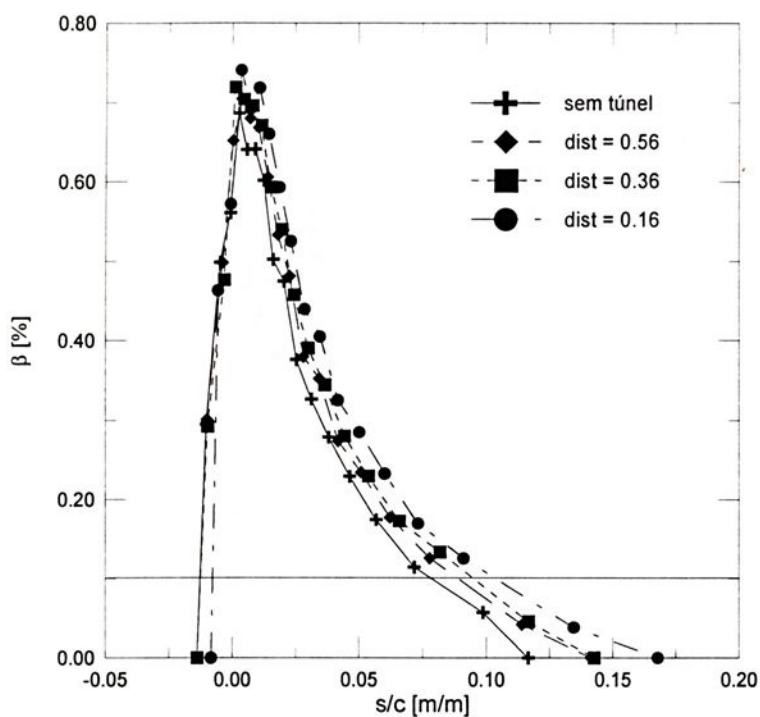
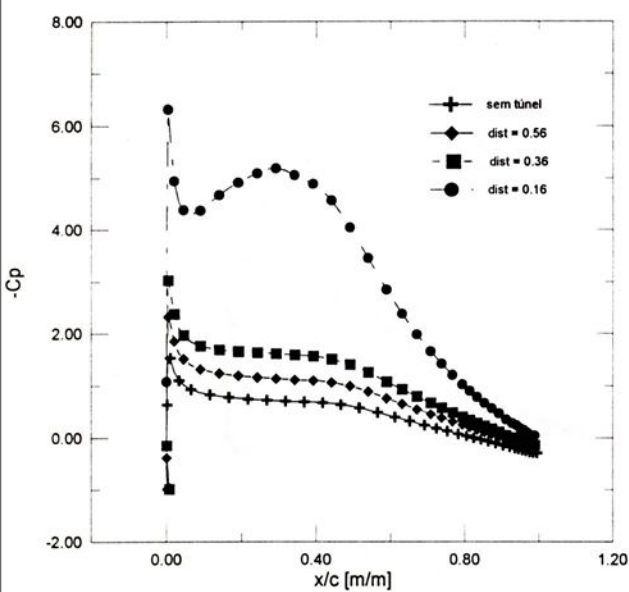
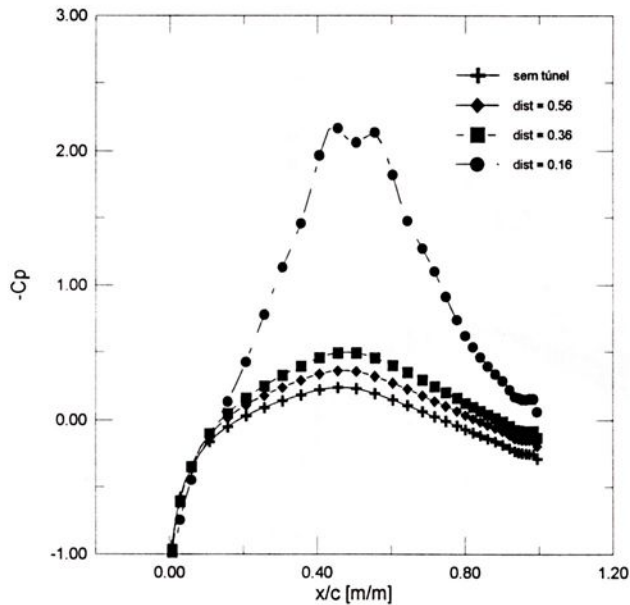


Figura 4.21 - Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 65₂-015 para $\alpha=4^\circ$



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 4.22 -Distribuição de pressão para o perfil NACA 65₂-015 para $\alpha=4^\circ$

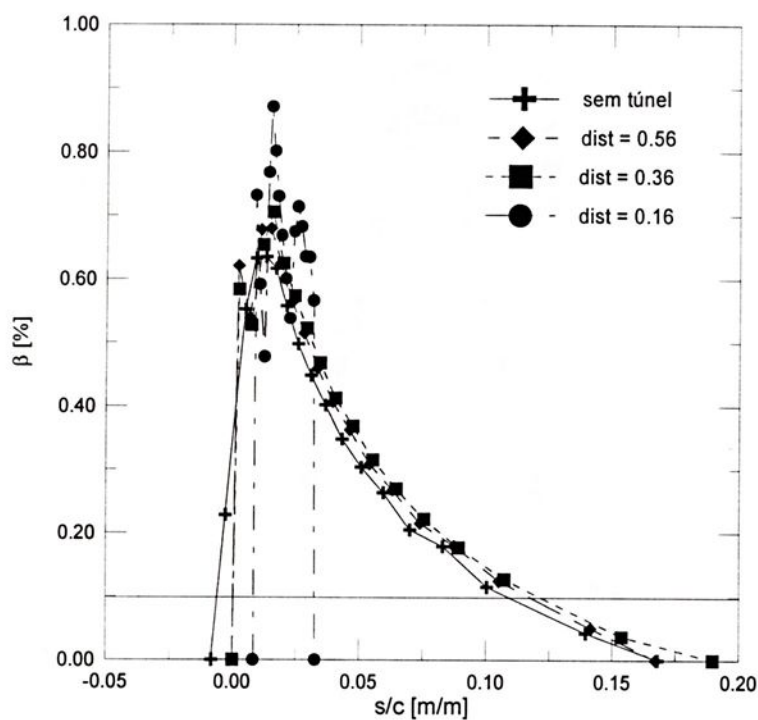
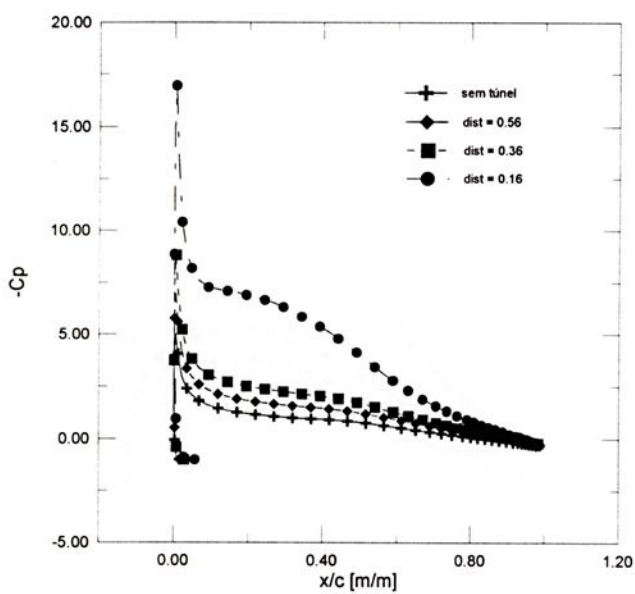
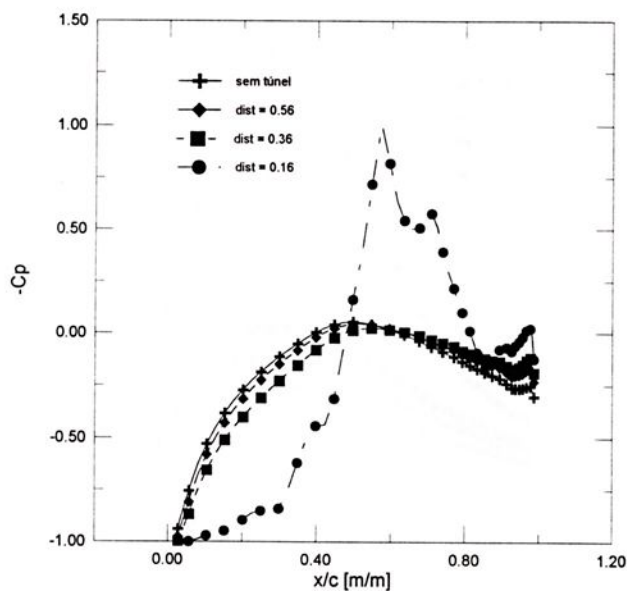


Figura 4.23 - Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 65₂-015 para $\alpha=8^\circ$



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 4.24 -Distribuição de pressão para o perfil NACA 65₂-015 para $\alpha=8^\circ$

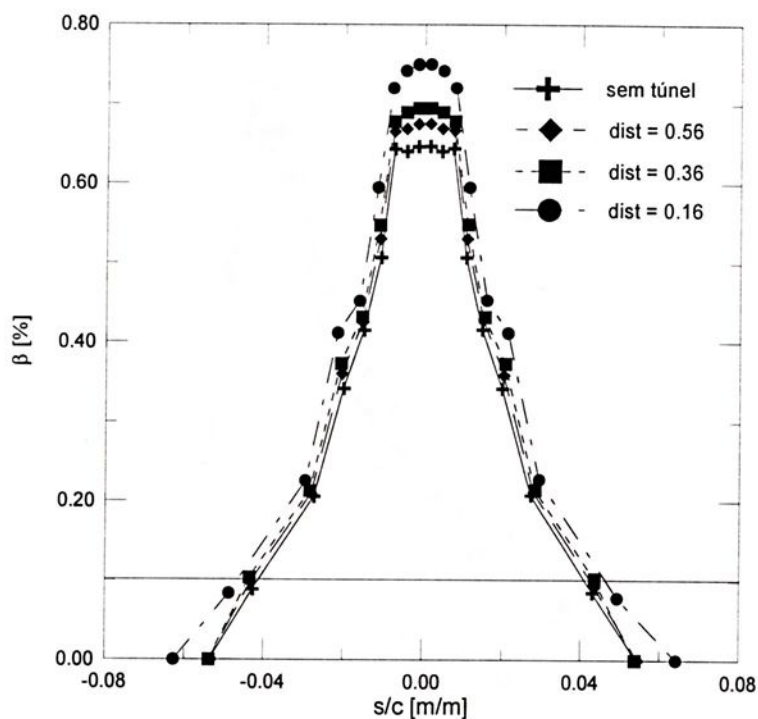
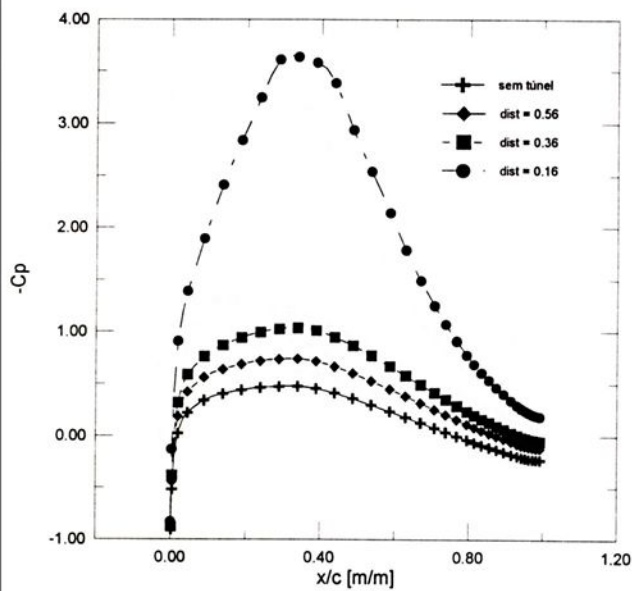
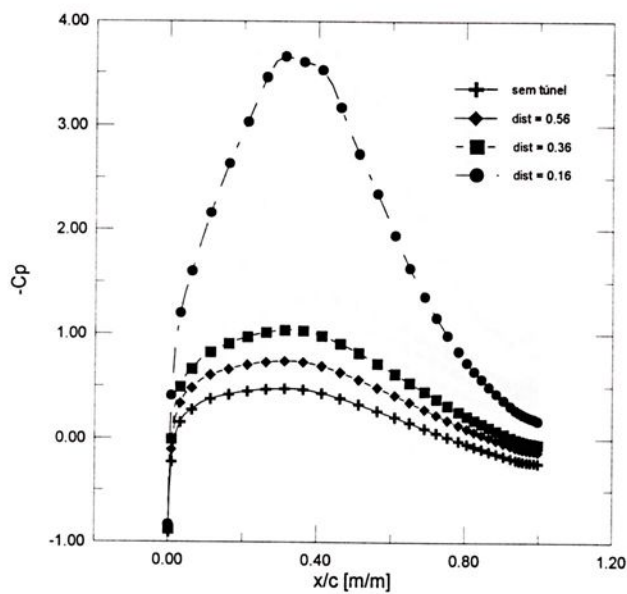


Figura 4.25 - Cur. de coef. de coleta local para perfil NACA 63₂-015 para $\alpha=0^\circ$



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 4.26 - Distribuição de pressão para o perfil NACA 63₂-015 para $\alpha=0^\circ$

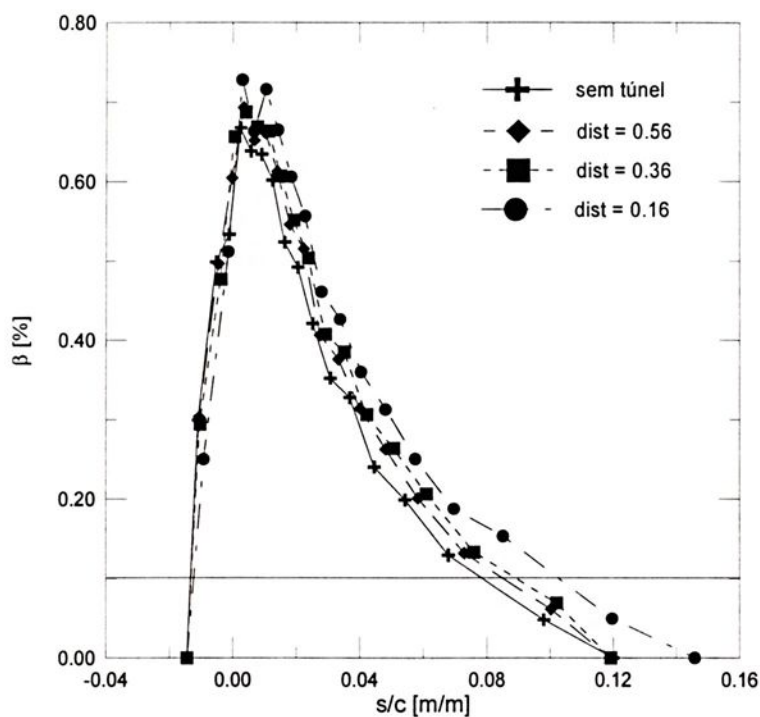
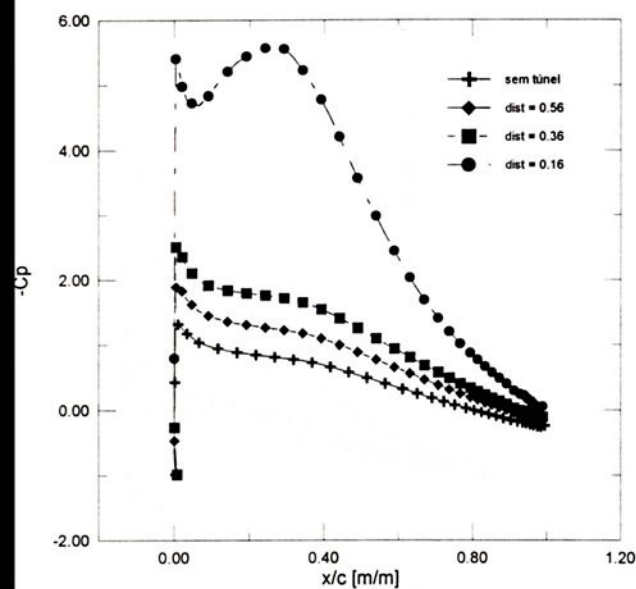
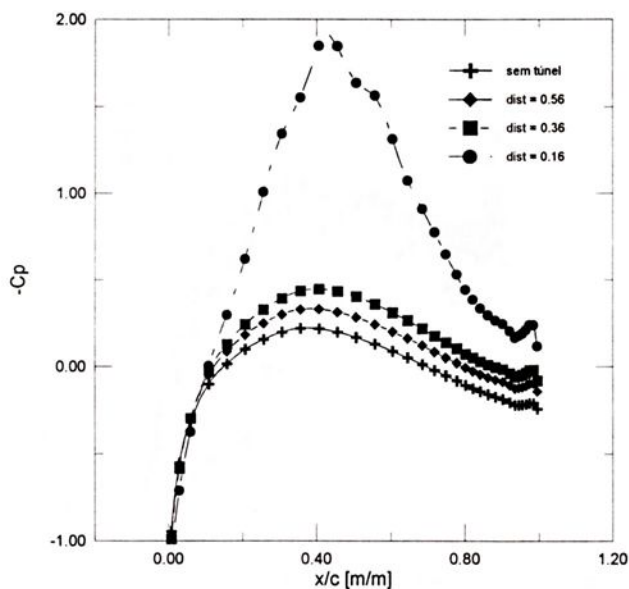


Figura 4.27 - Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 63₂-015 para $\alpha=4^\circ$



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 4.28 -Distribuição de pressão para o perfil NACA 63₂-015 para $\alpha=4^\circ$

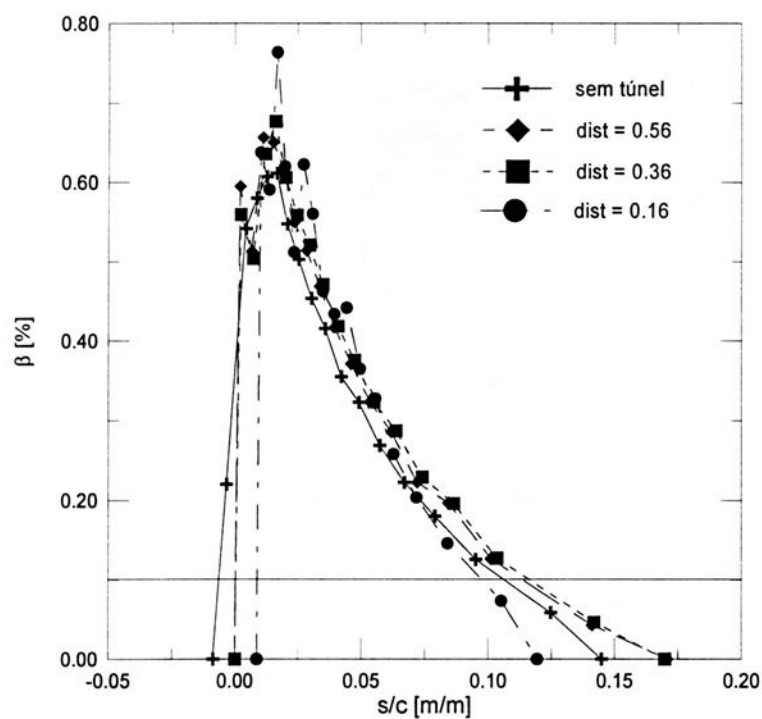
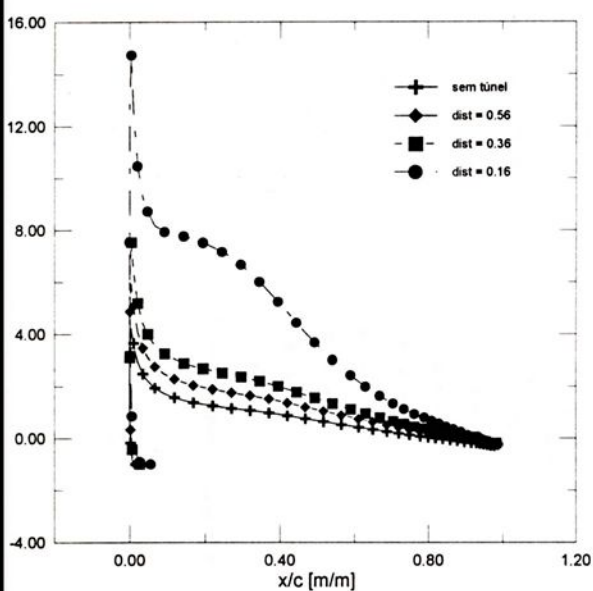
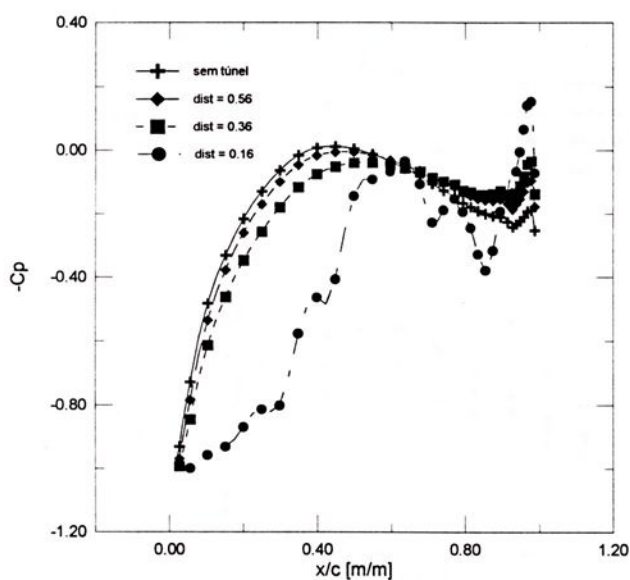


Figura 4.29 - Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 63₂-015 para $\alpha=8^\circ$



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 4.30 -Distribuição de pressão para o perfil NACA 63₂-015 para $\alpha=8^\circ$

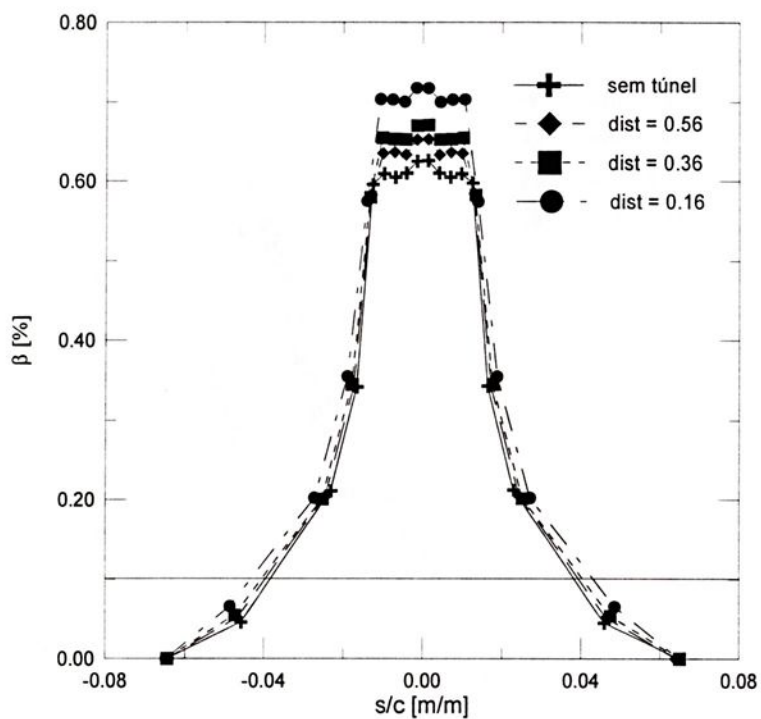
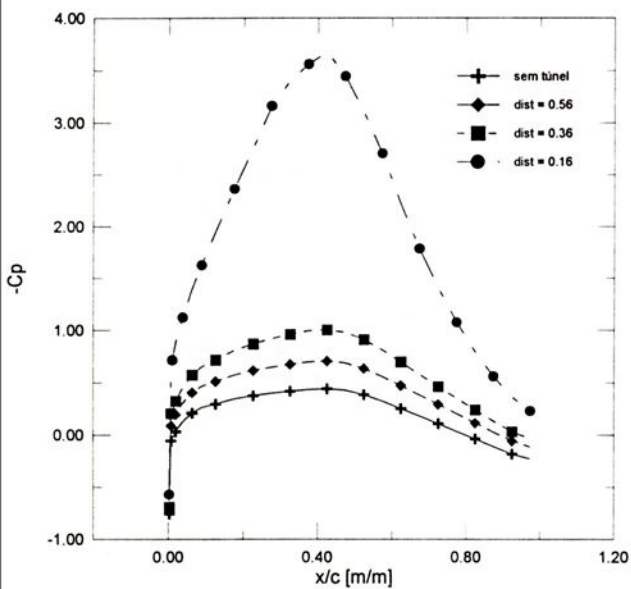
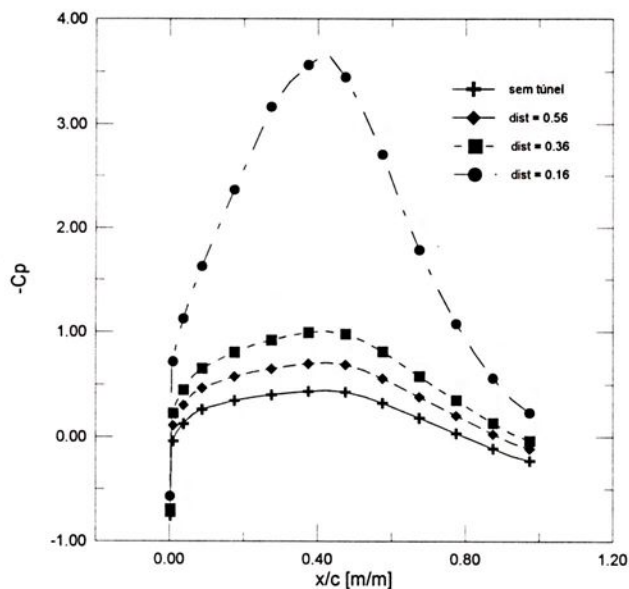


Figura 4.31 - Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 65 -015 para $\alpha=0^\circ$



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 4.32 -Distribuição de pressão para o perfil NACA 65-015 para $\alpha=0^\circ$

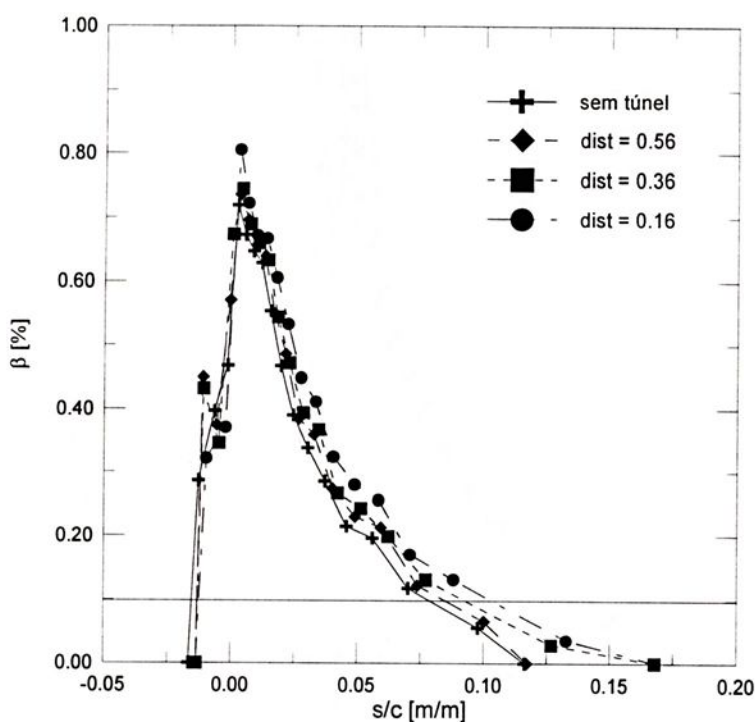
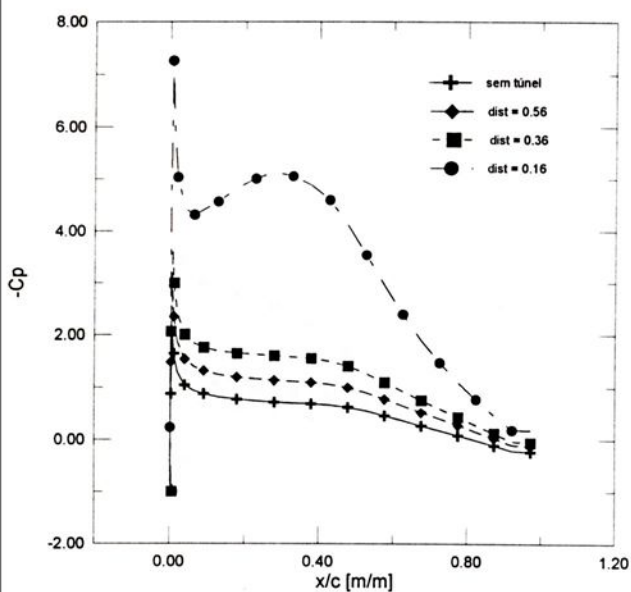
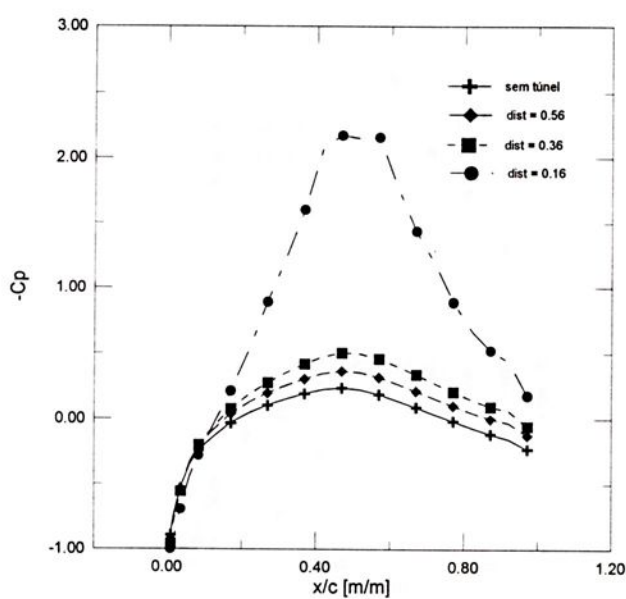


Figura 4.33 - Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 65 -015 para $\alpha=4^\circ$



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 4.34 -Distribuição de pressão para o perfil NACA 65-015 para $\alpha=4^\circ$

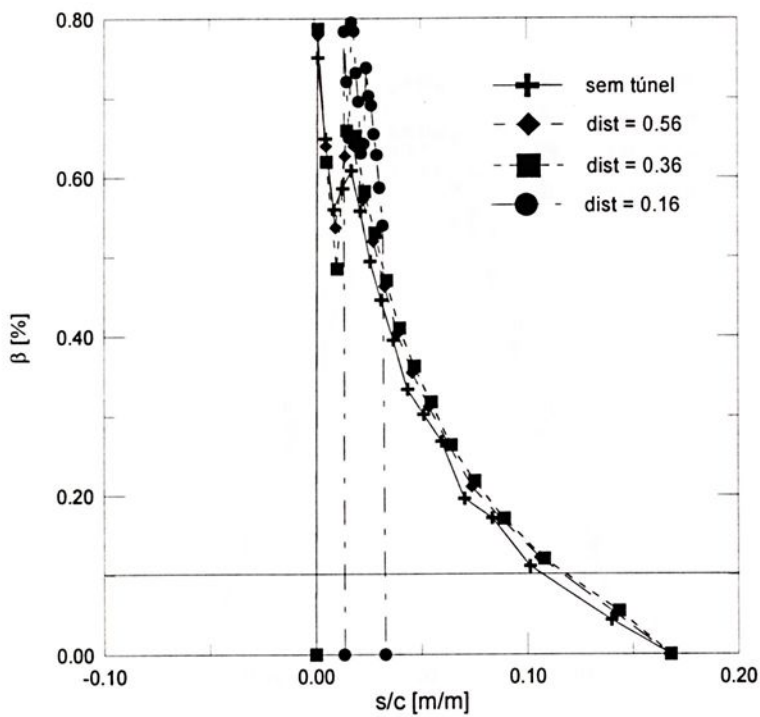
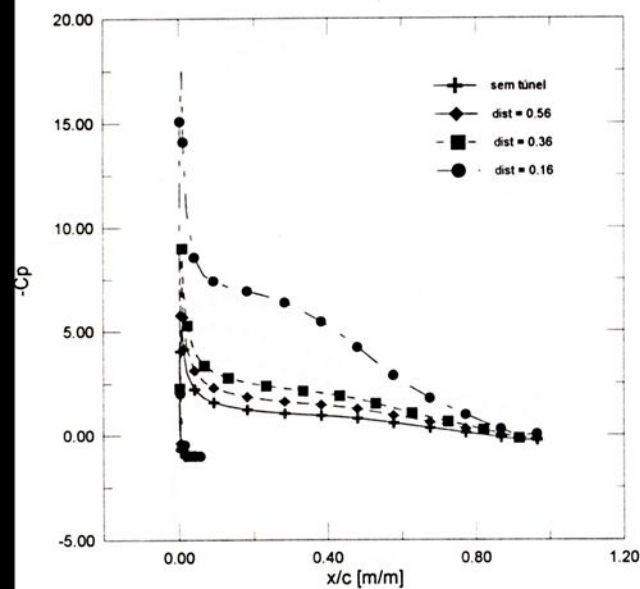
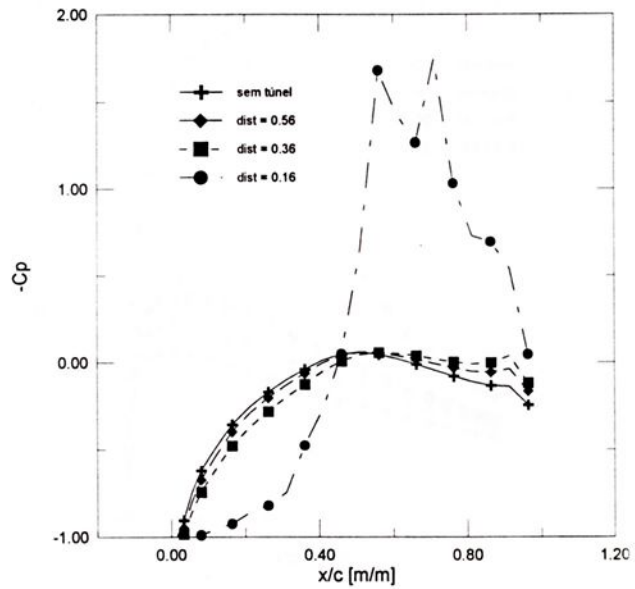


Figura 4.35 - Cur. de coef. de coleta local para o perfil NACA 65 -015 para $\alpha=8^\circ$



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 4.36 -Distribuição de pressão para o perfil NACA 65-015 para $\alpha=8^\circ$

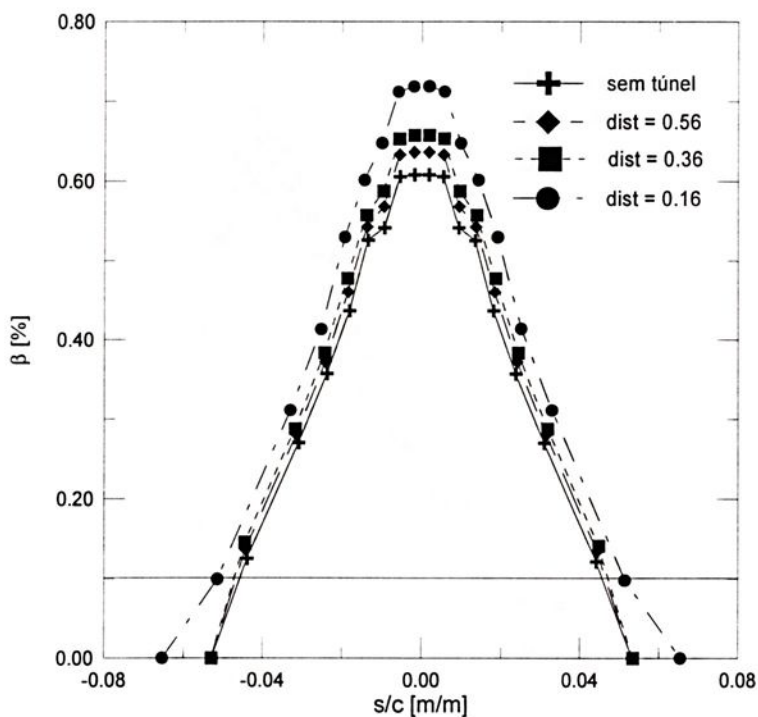
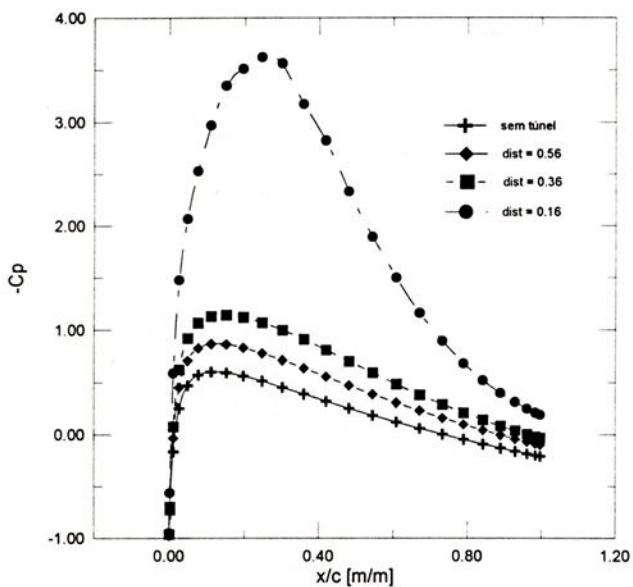
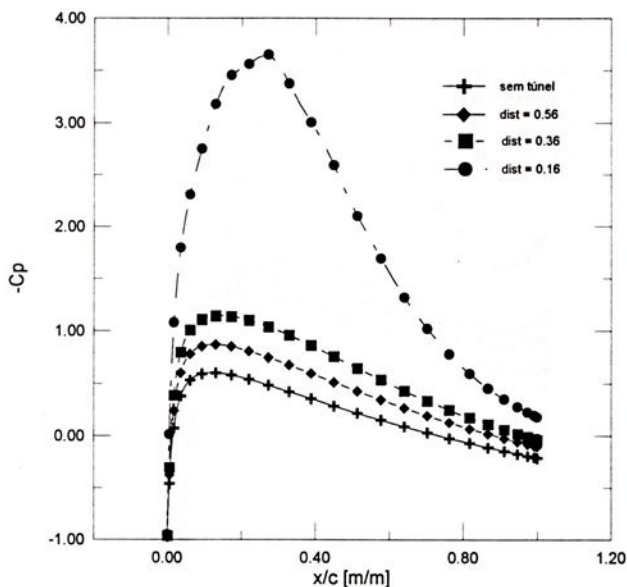


Figura 4.37 - Cur. de coef. de coleta local para o perfil JOUKOWSKI para $\alpha=0^\circ$



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 4.38 -Distribuição de pressão para o perfil JOUKOWSKI para $\alpha=0^\circ$

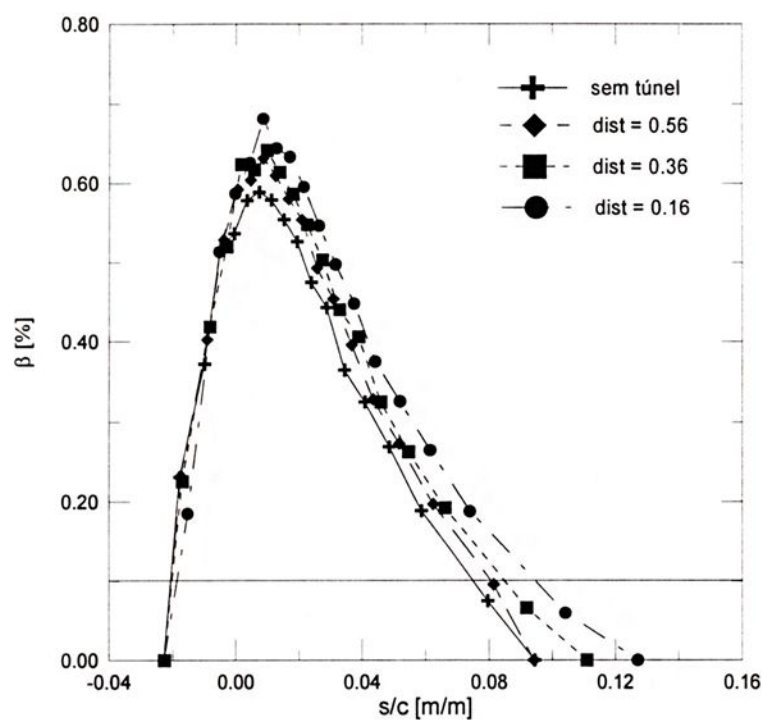
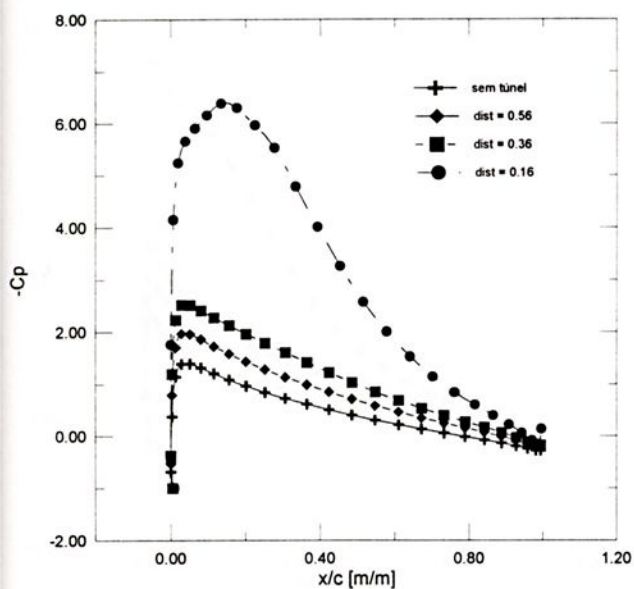
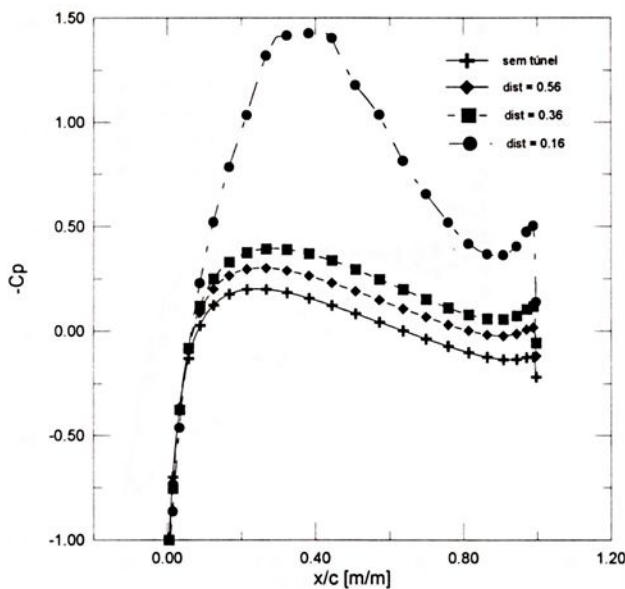


Figura 4.39 - Cur. de coef. de coleta local para o perfil JOUKOWSKI para $\alpha=4^\circ$



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 4.40 -Distribuição de pressão para o perfil JOUKOWSKI para $\alpha=4^\circ$

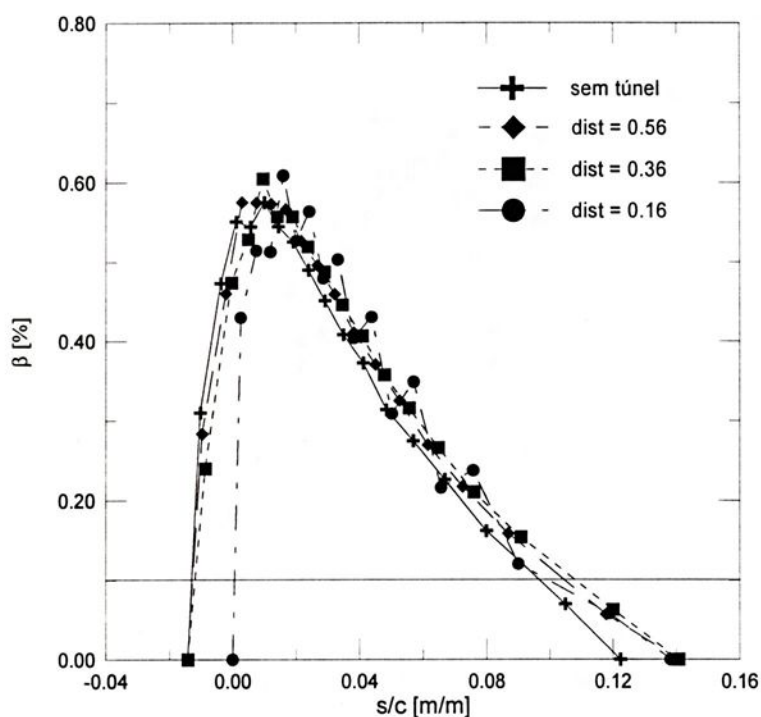
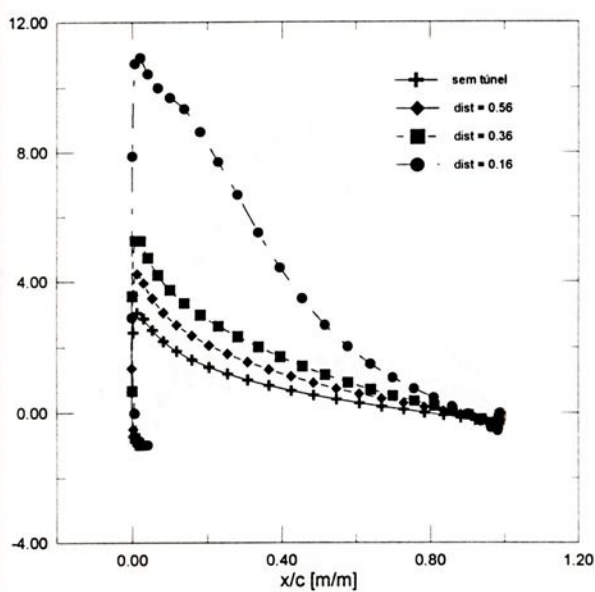
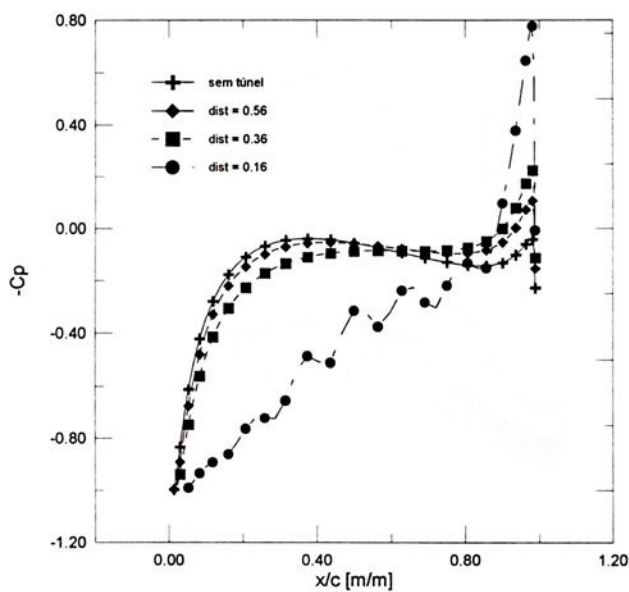


Figura 4.41 - Cur. de coef. de coleta local para o perfil JOUKOWSKI para $\alpha=8^\circ$



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 4.42 - Distribuição de pressão para o perfil JOUKOWSKI para $\alpha=8^\circ$

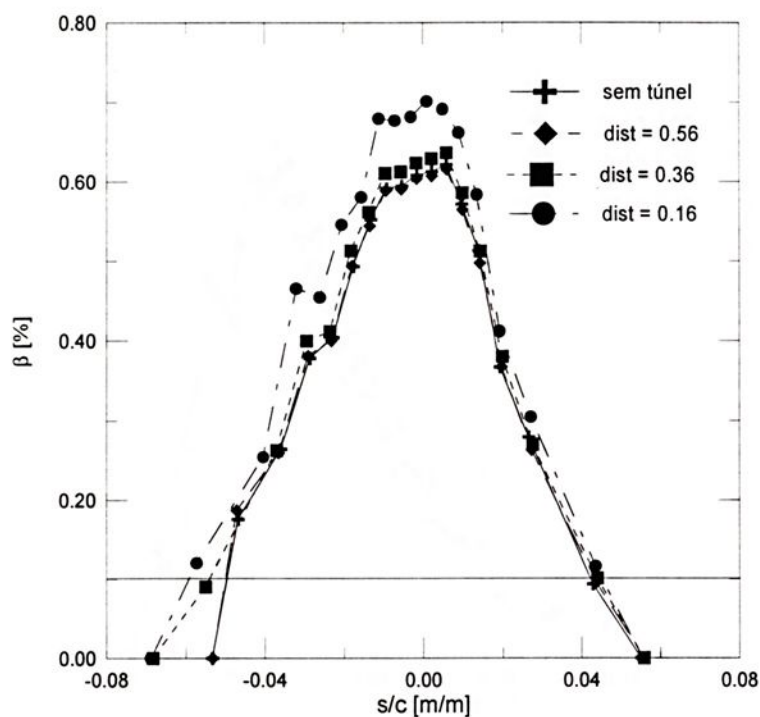
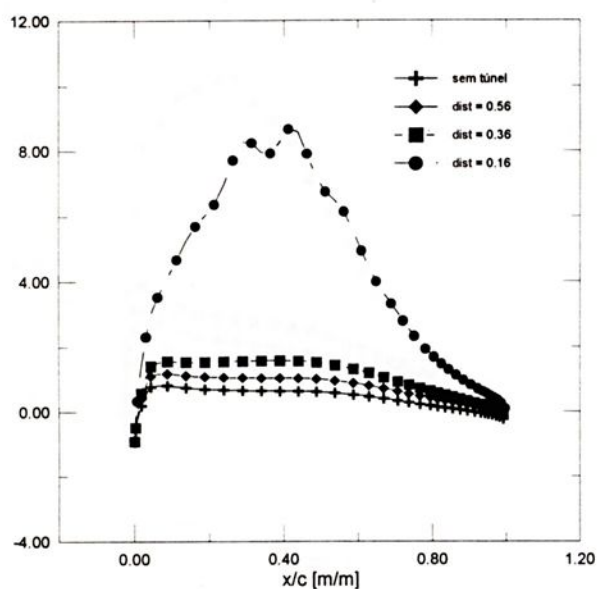
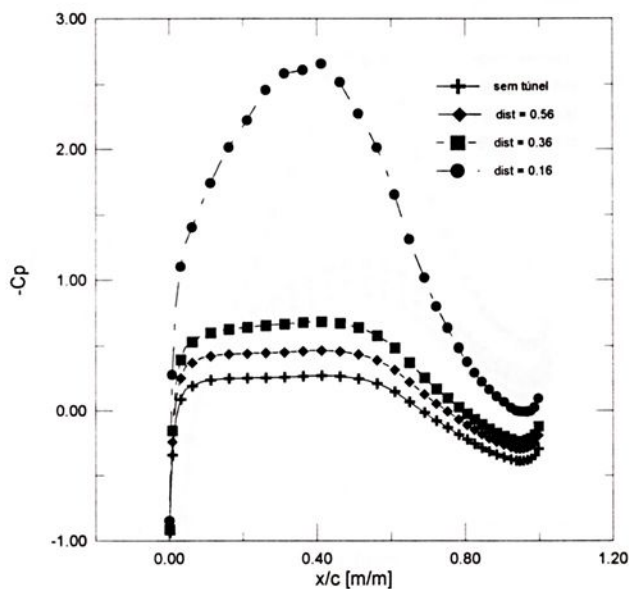


Figura 4.43 - Cur. de coef. de coleta local para o perfil MS - 0317 para $\alpha=0^\circ$



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 4.44 -Distribuição de pressão para o perfil MS - 0317 para $\alpha=0^\circ$

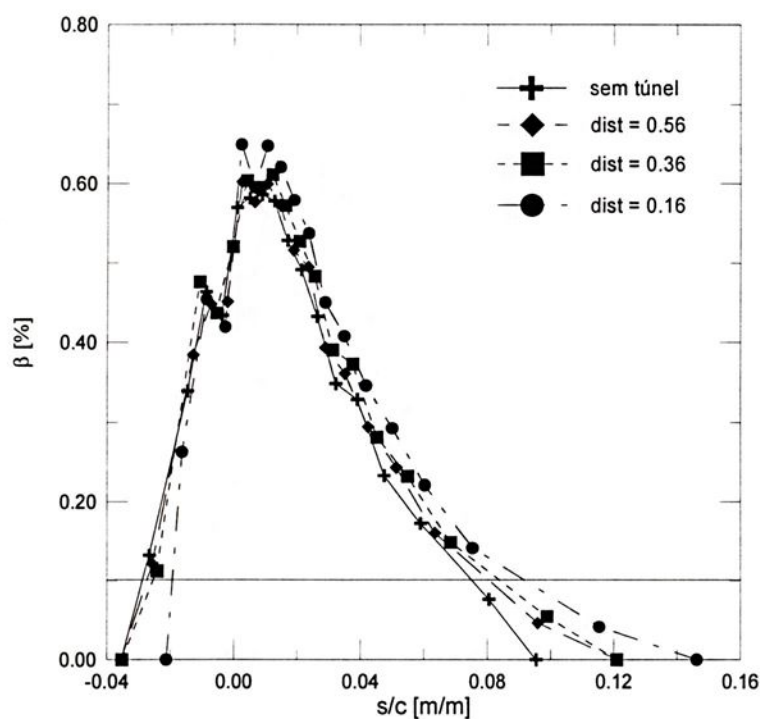
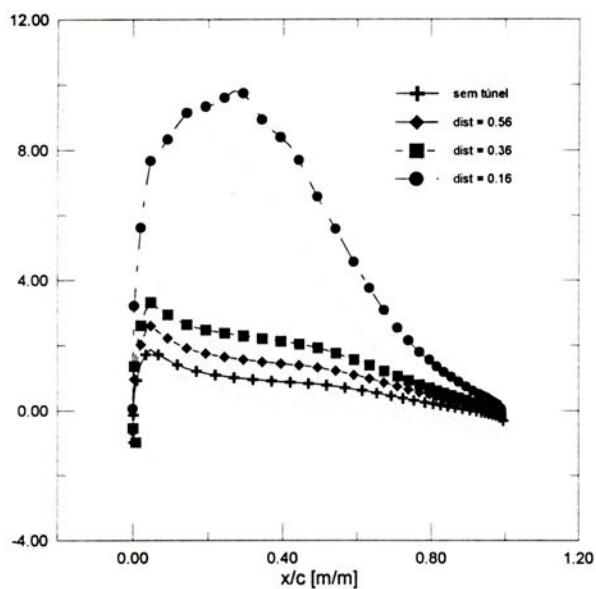
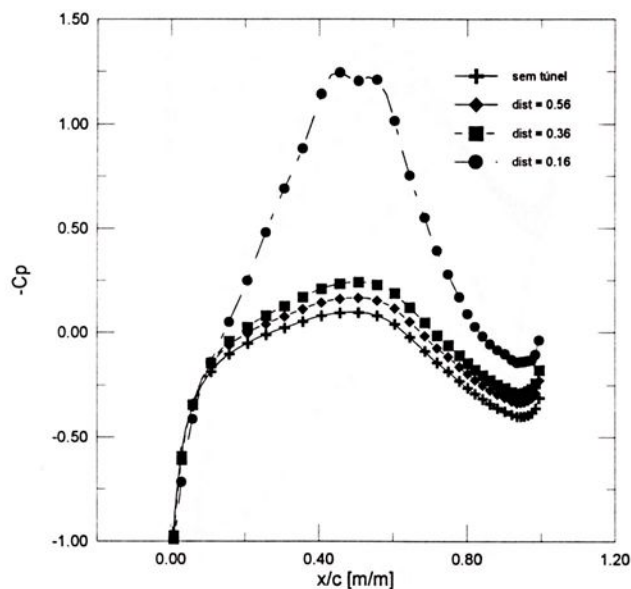


Figura 4.45 - Cur. de coef. de coleta local para o perfil MS - 0317 para $\alpha=4^\circ$



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 4.46 -Distribuição de pressão para o perfil MS - 0317 para $\alpha=4^\circ$

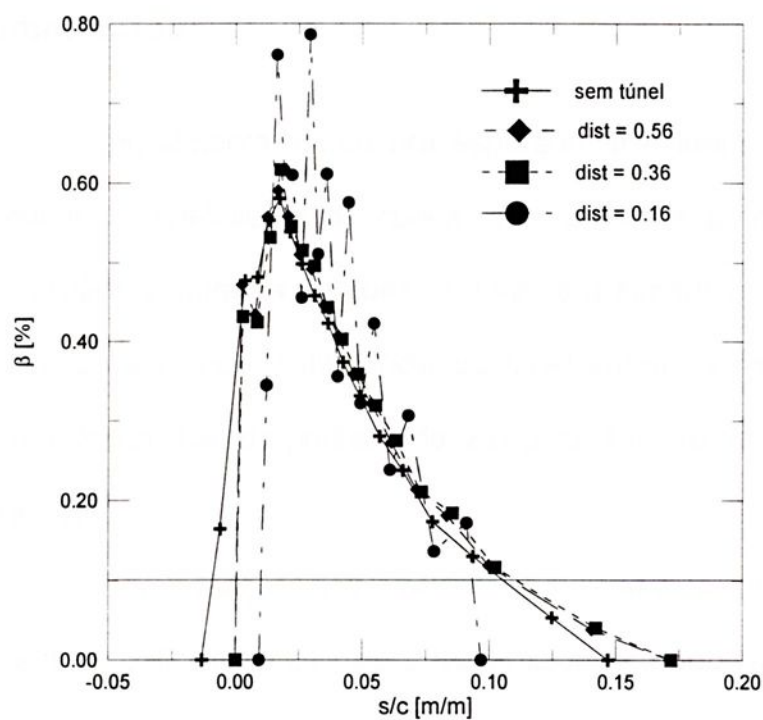
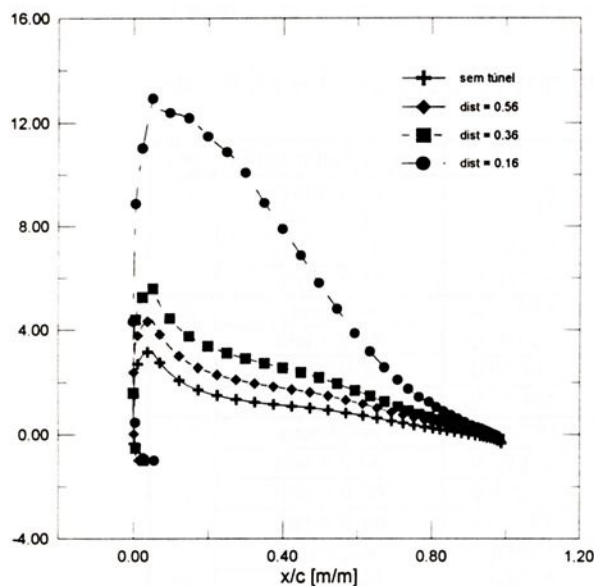
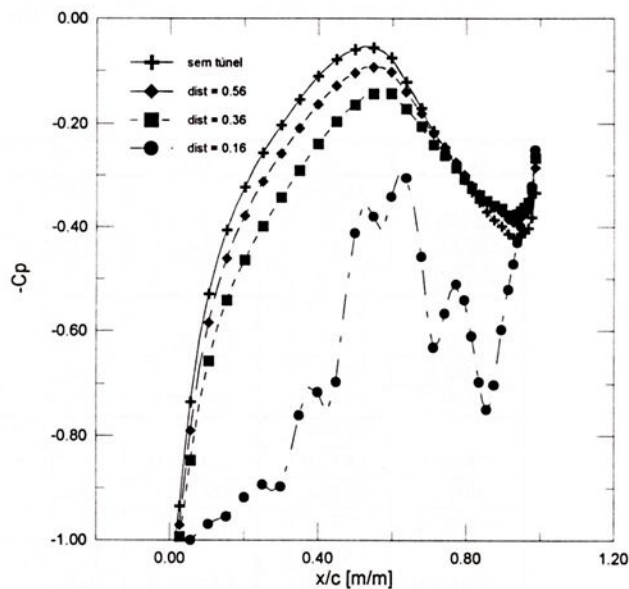


Figura 4.47 - Cur. de coef. de coleta local para o perfil MS - 0317 para $\alpha=8^\circ$



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 4.48 - Distribuição de pressão para o perfil MS - 0317 para $\alpha=8^\circ$

4.4 - Comentários:

Inicialmente, como era esperado, a influência do túnel sobre a curva de coeficiente de coleta local aumenta à medida que diminui a distância entre as paredes do túnel e a superfície dos perfis. Também, observa-se que a influência do túnel sobre os resultados é maior para a distribuição de pressão do que para a curva de coeficiente de coleta local.

Com relação aos valores dos limites de impacto de gotículas e dos coeficientes de coleta local máximo na tabela 4.2, nota-se que os efeitos são quase desprezíveis quando o ângulo de ataque é igual a 0°. Já para o caso do ângulo de ataque igual a 4° e 8°, as distâncias mínimas necessárias para que a influência seja desprezível são 0.31 e 0.26, respectivamente.

Fig	Origem dos Dados	Su	ΔSu	SI	ΔSI	β _{máx}	Δβ _{máx}
13	sem túnel	-0.04106	0.00074	0.04153	0.00045	0.66128	0.02593
	dist = 0.56	-0.04180		0.04198		0.68721	
	dist = 0.36	-0.04217		0.04222		0.70192	
	dist = 0.16	-0.04278		0.04282		0.75107	
15	sem túnel	-0.01645	-0.0218	0.07862	-0.00415	0.71374	-0.0055
	dist = 0.56	-0.01427		0.07447		0.70825	
	dist = 0.36	-0.01430		0.08445		0.71157	
	dist = 0.16	-0.01294		0.09430		0.71777	
17	sem túnel	-0.08430	-0.0012	0.10194	0.00494	0.69793	-0.0066
	dist = 0.56	-0.08310		0.10688		0.69133	
	dist = 0.36	-0.00210		0.10943		0.66860	
	dist = 0.16	0.08510		0.08733		0.76701	
19	sem túnel	-0.03962	0.00137	0.03957	0.00133	0.66877	0.02872
	dist = 0.56	-0.04099		0.04090		0.69749	
	dist = 0.36	-0.04134		0.04125		0.71738	
	dist = 0.16	-0.04525		0.04427		0.76664	

Tabela 4.2 - Comparação dos resultados obtidos na análise dos efeitos do túnel



Fig	Origem dos Dados	Su	ΔSu	SI	ΔSI	$\beta_{\max}$	$\Delta \beta_{\max}$
21	sem túnel	-0.01388		0.07177		0.68671	
	dist = 0.56	-0.01389	0.00001	0.08227	0.01050	0.70486	0.01815
	dist = 0.36	-0.01390	0.00002	0.09650	0.02473	0.71949	0.03278
	dist = 0.16	-0.00603	-0.0079	0.11797	0.04620	0.74087	0.05416
23	sem túnel	-0.0834		0.11295		0.63522	
	dist = 0.56	0.00001	-0.0834	0.12095	0.00800	0.67987	0.04465
	dist = 0.36	0.00229	-0.0811	0.12215	0.00920	0.70523	0.07001
	dist = 0.16	0.00836	-0.0750	0.03268	0.08027	0.87115	0.23593
25	sem túnel	-0.04273		0.04308		0.64700	
	dist = 0.56	-0.04325	0.00052	0.04363	0.00055	0.67497	0.02797
	dist = 0.36	-0.04354	0.00081	0.04355	0.00047	0.69506	0.04806
	dist = 0.16	-0.04864	0.00591	0.04941	0.00633	0.75077	0.10377
27	sem túnel	-0.01451		0.08070		0.66774	
	dist = 0.56	-0.01448	-0.00003	0.08340	0.00270	0.69329	0.02555
	dist = 0.36	-0.01453	-0.00002	0.08916	0.00846	0.68734	0.01960
	dist = 0.16	-0.01439	-0.00012	0.09436	0.01366	0.72774	0.06000
29	sem túnel	-0.08740		0.10521		0.61144	
	dist = 0.56	0.00001	-0.08739	0.11305	0.00784	0.65655	0.04511
	dist = 0.36	0.00003	-0.08737	0.11512	0.00991	0.67682	0.06538
	dist = 0.16	0.00877	-0.07863	0.10537	0.00016	0.76376	0.15232
31	sem túnel	-0.03860		0.03857		0.62590	
	dist = 0.56	-0.03966	0.00106	0.03964	0.00107	0.65299	0.02709
	dist = 0.36	-0.04014	0.00154	0.04012	0.00155	0.67044	0.0454
	dist = 0.16	-0.04485	0.00625	0.04496	0.00639	0.71776	0.09186
33	sem túnel	-0.01661		0.07599		0.71942	
	dist = 0.56	-0.01366	-0.00295	0.07938	0.00339	0.73567	0.01625
	dist = 0.36	-0.01365	-0.00296	0.08219	0.00620	0.74477	0.02535
	dist = 0.16	-0.01364	-0.00297	0.10809	0.03210	0.80506	0.08564
35	sem túnel	0.00001		0.10906		0.75110	
	dist = 0.56	0.00001	0.00000	0.12195	0.01289	0.77894	0.02784
	dist = 0.36	0.00001	0.00000	0.12344	0.01438	0.78757	0.03647
	dist = 0.16	0.01368	0.01367	0.03287	-0.07619	0.79508	0.04398
37	sem túnel	-0.04391		0.04420		0.60826	
	dist = 0.56	-0.04432	0.00041	0.04446	0.00025	0.63649	0.02823
	dist = 0.36	-0.04451	0.00060	0.04475	0.00055	0.65727	0.04901
	dist = 0.16	-0.05134	0.00743	0.05145	0.00725	0.71925	0.11099
39	sem túnel	-0.02274		0.07420		0.58882	
	dist = 0.56	-0.02274	0.00000	0.08147	0.00727	0.63159	0.04277
	dist = 0.36	-0.02267	-0.00007	0.09188	0.01768	0.64130	0.05248
	dist = 0.16	-0.02167	-0.00107	0.09616	0.02196	0.68098	0.09216
41	sem túnel	-0.01425		0.09494		0.57502	
	dist = 0.56	-0.01422	-0.00003	0.09786	0.00292	0.57510	0.00008
	dist = 0.36	-0.01420	-0.00005	0.10889	0.01395	0.60484	0.02982
	dist = 0.16	0.00001	-0.01424	0.10025	0.00531	0.60905	0.03403
43	sem túnel	-0.05229		0.04293		0.62157	
	dist = 0.56	-0.05324	0.00095	0.04375	0.00082	0.61586	-0.0057
	dist = 0.36	-0.05500	0.00271	0.04395	0.00102	0.63667	0.01510
	dist = 0.16	-0.05926	0.00697	0.04715	0.00422	0.70104	0.79470

Tabela 4.2 - Comparação dos resultados obtidos na análise dos efeitos do túnel (continuação)



Fig	Origem dos Dados	Su	ΔSu	SI	ΔSI	$\beta_{\text{máx}}$	$\Delta \beta_{\text{máx}}$
45	sem túnel	-0.03539		0.07748		0.58577	
	dist = 0.56	-0.03194	-0.00345	0.08062	0.00314	0.60222	0.01645
	dist = 0.36	-0.02877	-0.00662	0.08530	0.00782	0.61130	0.02553
	dist = 0.16	-0.01685	-0.01854	0.09130	0.01382	0.64923	0.06346
47	sem túnel	-0.01208		0.10365		0.58016	
	dist = 0.56	0.00000	-0.01208	0.10998	0.00633	0.59020	0.01004
	dist = 0.36	0.00001	-0.01207	0.11107	0.00742	0.61683	0.03667
	dist = 0.16	0.00950	-0.00258	0.09649	-0.00716	0.78646	0.2063

Tabela 4.2 - Comparação dos resultados obtidos na análise dos efeitos do túnel (continuação)

Porém, analisando as distribuições de pressão em função da diminuição da distância entre a superfície do perfil aerodinâmico e a parede do túnel, concluiu-se que a distância mínima necessária é superior a 50% do comprimento da corda do perfil.

Outra característica observada nos resultados obtidos é que a influência é maior na região de pressão, isto é, na região onde a pressão aerodinâmica é maior. No caso do ângulo de ataque maior que 0° a região de pressão corresponde ao intradorso e para o caso do ângulo menor que 0° a região correspondente é o extradorso.

Para os valores dos coeficientes máximos de coleta local, constata-se um aumento quando a distância diminui, para todas as condições. Acredita-se que esta característica é provocada pela influência em que o túnel sobrepõe sobre a trajetória das gotículas, dificultando assim a mudança da trajetória como ocorre em condições normais, isto é, fora do túnel ou quando a distância da parede do túnel é suficiente para não influenciar nos resultados.



Como observado no item 3.2, o diâmetro da gotícula e a sua velocidade proporcionam uma variação na inércia da gotícula, alterando assim a capacidade da gotícula de mudar a sua trajetória para se desviar da superfície do perfil aerodinâmico, principalmente quando o diâmetro torna-se maior. Assim, a distância entre a parede do túnel e a superfície do perfil aerodinâmico torna-se mais crítica devido aos efeitos provocados pela parede na capacidade da gotícula de desviar.



Capítulo 5

Conclusões e Sugestões

5.1 - Apresentação

Neste capítulo serão apresentadas as conclusões sobre o modelo desenvolvido para a simulação da coleta de água sobre a superfície de um perfil aerodinâmico e os efeitos que a parede de um túnel pode exercer sobre a curva de coeficiente de coleta local durante o ensaio de formação de gelo, como também, sugestões para desenvolvimentos futuros a partir dos resultados obtidos neste trabalho.

5.2 - Conclusões

O acúmulo de gelo em uma superfície aerodinâmica possui uma quantidade de variáveis importantes que o definem, tais como: temperatura e pressão do ambiente, tamanho da gotícula, presença de agentes nucleadores, velocidade, a geometria e o ângulo de ataque do perfil.

Este trabalho teve como objetivo abordar o desenvolvimento de um modelo capaz de simular a coleta de água sobre a superfície aerodinâmica, analisando os seguintes pontos:

- as forças atuantes sobre a gotícula de água;



- a determinação dos pontos de impacto, incluindo os limites superior e inferior;
- a curva de coeficiente de coleta local;
- e, a influência da parede de um túnel de vento sobre a curva de coeficiente de coleta local;
- a confiabilidade dos resultados a partir dos resultados obtidos através do modelo desenvolvido.

Através desses estudos, pode-se afirmar que os resultados na primeira fase deste desenvolvimento (modelo utilizado para simulação) são bastante confiáveis, sendo perfeitamente viável o seu uso para uma análise preliminar no desenvolvimento de sistemas contra a formação de gelo em aeronaves.

Com relação aos efeitos provocados pela superfície da parede do túnel de vento na curva de coeficiente de coleta local, conclui-se que estes se tornam importantes na medida em que a distância entre eles diminui e também quando o ângulo de ataque do perfil em análise começa a diferenciar de 0° .

5.3 - Sugestões

Por ser de grande interesse a determinação a geometria do gelo formado sobre a superfície de um perfil aerodinâmico e a influência da parede de um túnel de vento no gelo formado durante os ensaios, sugere-se a continuação do desenvolvimento para a



determinação da geometria do gelo utilizando o método de elementos de contorno, pois, facilitaria o desenvolvimento de um modelo do balanço geral de massa e energia ponto a ponto na região onde ocorre coleta de água.

Além disso, sugere-se a utilização do método dos painéis para a determinação do campo de velocidade inicial em torno do perfil aerodinâmico, ocasionando uma convergência mais rápida na determinação do campo de velocidade real com os efeitos viscosos.



Bibliografia

- 1 LANGMUIR, I. AND BLODGETT, K. B. "A Mathematical Investigation of Water Droplet Trajectories," Collected Work of Irving Langmuir, Pergamon Press, New York, pp 348-393
1946
- 2 DORSCH, R. G. AND BRUN R. J., "A Method for Determining Cloud-Droplet Impingement on Swept Wings," Naca TN 2931,
1953
- 3 ACKLEY, S. F. AND TEMPLETON, M. K. "Computer Modeling of Atmospheric Ice Accretion," U. S. Army Cold Regions Research and Engineering Laboratory,
CRREL Report 79-4, ADA 068582, 1979
- 4 LOZOWSKI, E. P., STALABRASS, J. R., AND HEARTY, P. F., "The Icing of a Unheated Non Rotating Cilinder in Liquid Water Droplet-Ice Crystal Clouds,"
NRC o Canada Report LTR-LT-96, 1979



- 5 HANKEY, W. L. AND KIRCHNER, R., "Ice Accretion on Wing Leading Edges," AFFDL-TM-85-FXM, 1979
- 6 CANSDALE, J. T. AND GENT, R.W., "Ice Accretion on Aerofoils in Two-Dimensional Compressible Flow - A Theoretical Model," Royal Aircraft Establishment Technical Report 82128, 1983
- 7 GUFFOND, D. P., "Icing and De-icing Test on a $\frac{1}{4}$ Scale Rotor in the ONERA S1MA Wind Tunnel," AIAA Paper 86-0480, Jan. 1986
- 8 RUFF, G.A. AND BERKOWITZ, B.M., "Users Manual for the NASA Lewis Ice Accretion Prediction Code (LEWICE)," NASA CR-185129, May 1990
- 9 GUFFOND, D., BRUNET, L., "Validation du Programme Bidimensional de Captation," Officie National D'Etudes et de Recheches Aerospatiables, ONERA-FRANÇA, 1989
- 10 CEBECI, T., CHEN, H.H., AND ALENDOROGLU, N., "Fortified LEWICE with Viscous Effects," AIAA-90-0754, 1990



11 POTAPCZUK, M.G., "Navier-Stokes Analysis of Airfoils with Leading
Edge Ice Accretions," Ph. D. Dissertation, The University
of Akron, Akron, OH, May 1989

12 CARUSO, S., "Development of an Unstructured Mesh/Navier-Stokes
Method for Aerodynamics of Aircraft with Ice Accretions,"
AIAA Paper 90-0758m 1990

13 POTAPCZUK, MARK G., "Analytical Codes,"
NASA Lewis Research Center

14 POTAPCZUK, MARK G., "Computational Methods in Aircraft Icing
Analysis," Icing and Cryogenic Technology Branch,
NASA Lewis Research Center



