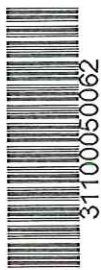


RODRIGO CRISTIAN LEMES

**ANÁLISE EXPERIMENTAL DO DESEMPENHO
AERODINÂMICO DE UMA ASA COM FLAPE,
CUJO ELEMENTO PRINCIPAL POSSUI BORDO
DE FUGA SERRILHADO**

DEDALUS - Acervo - EESC



DISSERTAÇÃO APRESENTADA À ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS DA UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO, COMO PARTE DOS REQUISITOS PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE MESTRE EM ENGENHARIA MECÂNICA.

ORIENTADOR: Prof. Dr. Fernando Martini Catalano

Serviço de Pós-Graduação EESC/USP

EXEMPLAR REVISADO

Data de entrada no Serviço...../...../.....
26 / 11 / 04

Ass.:.....
Fernando Martini Catalano



São Carlos

2004

FOLHA DE JULGAMENTO

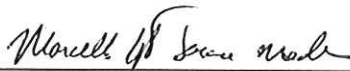
Candidato: Tecnólogo **RODRIGO CRISTIAN LEMES**

Dissertação defendida e julgada em 24-09-2004 perante a Comissão Julgadora:



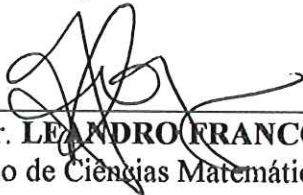
Prof. Associado **FERNANDO MARTINI CATALANO (Orientador)**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

Aprovado



Prof. Dr. **MARCELLO AUGUSTO FARACO DE MEDEIROS**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

Aprovado



Prof. Dr. **LEANDRO FRANCO DE SOUZA**
(Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação/USP)

Aprovado



Prof. Associado **JONAS DE CARVALHO**
Coordenador do Programa de Pós-Graduação
em Engenharia Mecânica



Prof. Associado **MARCIO ROBERTO SILVA CORRÊA**
Vice-Presidente da Comissão de Pós-Graduação em exercício

Dedico este trabalho a duas pessoas fundamentais na minha trajetória, sem as quais eu não teria alcançado êxito: ao meu Pai, que me ensinou o valor do trabalho, e a minha Mãe, meu esteio, meu exemplo de vida.

AGRADECIMENTOS

Ao meu anjo da guarda, que ilumina meu caminho.

Aos meus pais, por todo o amor que recebi nesta caminhada.

Ao Professor Fernando Martini Catalano, pela amizade e pela oportunidade de realização deste trabalho, pela sua orientação e assistência.

Aos meus amigos do LAE e LADINC, que estiveram presentes nesta minha caminhada e pelo constante apoio e amizade.

A Capes, pelo apoio financeiro concedido em forma de bolsa de estudo.

Aos Professores Marcello Faraco e Paulo Greco, por estarem sempre dispostos a colaborar e servirem de exemplo para o meu futuro profissional.

Aos técnicos do LAMAFE, pela grande contribuição e ajuda da construção mecânica deste trabalho.

A todos do Rotaract Club de Jardinópolis, por todos os momentos juntos na minha vida, sendo uma grande felicidade ter amigos como vocês.

Aos meus irmãos Viviane e Junior, que, mesmo distantes, estão sempre no meu pensamento.

“ Perseguir um sonho é o melhor jeito de tornar cada ano memorável ”

Santos Dumont

RESUMO

LEMES, R. C. (2004). Análise experimental do desempenho aerodinâmico de uma asa com flape, cujo elemento principal possui bordo de fuga serrilhado. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2004.

O propósito principal deste trabalho é investigar experimentalmente os efeitos aerodinâmicos de um gerador de vórtice tipo serrilhado colocado no bordo de fuga do elemento principal para aumentar a turbulência na camada limite da superfície superior do flape. Esse gerador de vórtice serrilhado consiste em triângulos no bordo de fuga do elemento principal da asa utilizado para promover uma mistura entre o escoamento de alta pressão da superfície inferior, com o escoamento na superfície superior. Essa mistura pode reduzir a separação no bordo de fuga da asa e também injetar vorticidade na camada limite do flape, atrasando a ocorrência da separação. Conseqüentemente, um aumento da sustentação pode ser produzido para um menor arrasto de pressão. Foram feitas extensivas análises experimentais no túnel de vento com diversas configurações para o ângulo de ataque no modelo e foram usadas duas configurações geométricas para o gerador de vórtice serrilhado. Medidas de forças e tomadas de pressão foram feitas para uma asa bidimensional com um único flape. Foi utilizada também anemometria a fio quente para um mapeamento da camada limite confluenta. Uma visualização do escoamento usando a técnica de sublimação foi realizada na asa-flape. Os resultados mostram que os vórtices criados e injetados na camada limite do flape atrasam a separação consideravelmente e que esses efeitos são dependentes da geometria do gerador serrilhado.

Palavras-chave: Gerador de Vórtice, Serrilhado, Alta Sustentação.

ABSTRACT

LEMES, R. C. (2004). Experimental analysis of the aerodynamic performance of a flapped wing with a saw-toothed main element trailing edge. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2004.

The main purpose of this work was the experimental investigation of the effect of a saw-tooth trailing edge of a wing main element on the aerodynamics characteristics of a single flap. The saw-tooth trailing edge consists of triangles on the trailing edge of the main element of the wing in order to promote mixing between the higher-pressure flow from the lower surface with the flow on the upper surface. This mixing may reduce wing trailing edge separation and also inject vorticity into flap boundary layer, thus delaying separation. Therefore, more lift may be produced for less pressure drag. Extensive wind tunnel experiments were made for a series of saw-tooth trailing edge geometries. Forces and chordwise pressure measurements were performed for a two-dimensional wing with a single flap, as well as hot wire anemometry mapping of the confluent boundary layer. Flow visualization in the wing-flap gap was performed using a sublimation technique. Results show that the vorticity injected into the flap boundary layer by the saw-tooth trailing edge can delay flap separation substantially and that the effect is dependent on saw-tooth geometry.

Keywords: Vortex Generators, Saw-Toothed, high-Lift.

LISTA DE FIGURAS

Figura	Descrição	Página
FIGURA 01	– RAF 9 aerofólio com 0.385 de corda de flap testado em 1912-1913. SMITH, A.M.O. (1975).....	04
FIGURA 02	– Asa testada por Handley Page para o desenvolvimento de eslates e eslates. SMITH, A.M.O. (1975).	05
FIGURA 03	– Experimento de Handley Page com oito aerofólios modificados de uma seção RAF 19. O modelo com 42° de ângulo de ataque para máxima sustentação. SMITH, A.M.O. (1975).	05
FIGURA 04	- Variação do camber do biplano Albatross. HARRIS e BRADFIELD (1920).....	06
FIGURA 05	– Esquema de controle da camada limite pelo método de sucção.	10
FIGURA 06	– Esquema de controle da camada limite pelo método de injeção de movimento.	11
FIGURA 07	– Esquema do vórtice gerado pelos geradores de vórtice convencionais...	13
FIGURA 08	– Geometria e parâmetros de alguns dos geradores de vórtices. LIN (2002).....	16
FIGURA 09	– Buccanner que dobra suas asas, com os geradores de vórtices fixados perto do bordo de ataque principal de sua asa esquerda.	17
FIGURA 10	– Um Javelin com 3 jogos dos geradores de vórtice situados ao longo de uma parcela de sua asa.	17
FIGURA 11	– Geradores de vórtices instalados no leme vertical.	18
FIGURA 12	– Geradores de vórtices na asa de um EMBRAER EMB-120.	19
FIGURA 13	– A4 com geradores de vórtices para operarem com uma maior confiabilidade devido ao curto pouso e à curta decolagem necessária nos porta-aviões.	20
FIGURA 14	– C-17 Globemaster III, aeronave de grande porte que também utiliza geradores de vórtice.	20
FIGURA 15	- Bordo de fuga serrilhado.....	21
FIGURA 16	– Chapa inferior usada para angulação do flape e fixação do modelo.	23

FIGURA 17 – Suporte e haste utilizados para a fixação do modelo na balança aerodinâmica.	24
FIGURA 18 – Esquema de montagem do modelo para acoplamento com a balança Aerodinâmica possibilitando diferentes configurações para ângulo de ataque do modelo e do flape e a passagem das mangueiras de tomadas de pressão.	25
FIGURA 19 – Desenhos do modelo de asa tipo aerofólio fixada na chapa inferior.	26
FIGURA 20 – Perfil externo e interno do elemento principal e do flape.	26
FIGURA 21 – Dimensões geométricas dos geradores de vórtice tipo serrilhado.....	27
FIGURA 22 – Modelo instalado no túnel de vento com geradores de vórtices colados no bordo de fuga do elemento principal.	28
FIGURA 23 – Vista da câmara de ensaio do túnel de vento com o modelo.	28
FIGURA 24 – Túnel de vento de circuito fechado. LAE–USP São Carlos.	29
FIGURA 25 – Foto da balança aerodinâmica utilizada sob a câmara de ensaio do túnel de vento.	30
FIGURA 26 – Aparelho de “scanivalve” para as tomadas de pressão no perfil do modelo.	31
FIGURA 27 – Manômetro de Betz ligado a “scanivalve” e “pitot” para aferição das tomadas de pressão por diferencial e velocidade do escoamento do escoamento.	31
FIGURA 28 – Posicionador de alta precisão “Dantec Measurement Technology” de três eixos.	32
FIGURA 29 – Ilustração do sistema de calibração da balança aerodinâmica.	33
FIGURA 30 – Referência angular inicial adotada.	34
FIGURA 31 – Ilustração da quarta etapa para mapeamento por sonda a fio quente.	36
FIGURA 32 – Tipo de malha de mapeamento percorrido pela sonda.	37
FIGURA 33 – Sonda a fio quente para mapeamento do escoamento criado pelo gerador de vórtice com 5% de corda do elemento principal.	37
FIGURA 34 – Modelo e sonda instalada no túnel de vento para mapeamento com e sem geradores de vórtice.	38
FIGURA 35 – Aplicação do Naftaleno dissolvido para visualização dos efeitos aerodinâmicos dos geradores de vórtices.	38

FIGURA 36 – Efeito do gerador de vórtice serrilhado sobre o coeficiente de sustentação para um ângulo de ataque do flape de 12 graus. Comparação das diferentes configurações para $Re_c = 340000$	41
FIGURA 37 – Efeito do gerador de vórtice serrilhado sobre o coeficiente de arrasto para um ângulo de ataque do flape de 12 graus. Comparação das diferentes configurações para $Re_c = 340000$	42
FIGURA 38 – C_L / C_D vs ângulo de ataque do elemento principal com um ângulo de ataque do flape em 8 graus. Comparação da eficiência com diferentes configurações para $Re_c = 350000$	43
FIGURA 39 – C_p vs. x/c com ângulo de ataque de -4 graus e angulo de ataque do flape de 4 graus. Comparação das configurações com os geradores de vórtices e sem os geradores, para $Re_c = 395000$	44
FIGURA 40 – C_p vs. x/c com angulo de ataque de -4 graus e ângulo de ataque do flape de 8 graus. Comparação das configurações com os geradores de vórtices e sem os geradores, para $Re_c = 385000$	45
FIGURA 41 – C_p vs. x/c com ângulo de ataque de -2 graus e ângulo de ataque do flape de 4 graus. Comparação das configurações com os geradores de vórtices e sem os geradores, para $Re_c = 395000$	46
FIGURA 42 – C_p vs. x/c com ângulo de ataque de -2 graus e ângulo de ataque do flape de 8 graus. Comparação das configurações com os geradores de vórtices e sem os geradores, para $Re_c = 385000$	47
FIGURA 43 – C_p vs. x/c com ângulo de ataque de 0 grau e ângulo de ataque do flape de 0 grau. Comparação das configurações com os geradores de vórtices e sem os geradores, para $Re_c = 400000$	48
FIGURA 44 – C_p vs. x/c com ângulo de ataque de 0 grau e ângulo de ataque do flape de 4 graus. Comparação das configurações com os geradores de vórtices e sem os geradores, para $Re_c = 390000$	48
FIGURA 45 – C_p vs. x/c com ângulo de ataque de 4 graus e ângulo de ataque do flape de 0 grau. Comparação das configurações com os geradores de vórtices e sem os geradores, para $Re_c = 400000$	49
FIGURA 46 – C_p vs. x/c com ângulo de ataque de 4 graus e ângulo de ataque do flape de 4 graus. Comparação das configurações com os geradores de vórtices e sem os geradores, para $Re_c = 390000$	50

FIGURA 47 – Cp vs. x/c com ângulo de ataque de 8 graus e ângulo de ataque do flape de 0 grau. Comparação das configurações com os geradores de vórtices e sem os geradores, para $Re_c = 400000$	51
FIGURA 48 – Cp vs. x/c com ângulo de ataque de 10 graus e ângulo de ataque do flape de 4 graus. Comparação das configurações com os geradores de vórtices e sem os geradores, para $Re_c = 390000$	52
FIGURA 49 – Cp vs. x/c com ângulo de ataque de 10 graus e ângulo de ataque do flape de 8 graus. Comparação das configurações com os geradores de vórtices e sem os geradores, para $Re_c = 380000$	53
FIGURA 50 – Cp vs. x/c com ângulo de ataque de 12 graus e ângulo de ataque do flape de 0 grau. Comparação das configurações com os geradores de vórtices e sem os geradores, para $Re_c = 395000$	53
FIGURA 51 – Cp vs. x/c com ângulo de ataque de 12 graus e ângulo de ataque do flape de 4 graus. Comparação das configurações com os geradores de vórtices e sem os geradores, para $Re_c = 390000$	54
FIGURA 52 – Cp vs. x/c com ângulo de ataque de 16 graus e ângulo de ataque do flape de 4 graus. Comparação das configurações com os geradores de vórtices e sem os geradores, para $Re_c = 390000$	55
FIGURA 53 – Cp vs. x/c com ângulo de ataque de 18 graus e ângulo de ataque do flape de 0 grau. Comparação das configurações com os geradores de vórtices e sem os geradores, para $Re_c = 390000$	55
FIGURA 54 – Cp vs. x/c com ângulo de ataque de 20 graus e ângulo de ataque do flape de 8 graus. Comparação das configurações com os geradores de vórtices e sem os geradores, para $Re_c = 380000$	56
FIGURA 55 – Gráfico de topo sem gerador de vórtice com $Re_c = 350000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.....	61
FIGURA 56 – Gráfico de topo para (GV3%) com $Re_c = 350000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.....	61
FIGURA 57 – Gráfico de topo para (GV5%) com $Re_c = 350000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.....	62
FIGURA 58 – Gráfico tri-dimensional sem gerador de vórtice com $Re_c = 350000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.....	63

FIGURA 59 – Gráfico tri-dimensional para (GV3%) com $Re_c = 350000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.....	63
FIGURA 60 – Gráfico tri-dimensional para (GV5%) com $Re_c = 350000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.....	64
FIGURA 61 – Comportamento da camada limite confluyente causado pela presença do serrilhado com $Re_c = 350000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.....	65
FIGURA 62 – Comportamento da camada limite confluyente causado entre os serrilhados com $Re_c = 350000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.....	65
FIGURA 63 – Visualização do efeito do gerador de vórtice na superfície superior do flape com $Re_c = 400000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.....	66
FIGURA 64 – Visualização do efeito do gerador de vórtice na superfície superior do flape com $Re_c = 400000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.....	67

LISTA DE TABELAS

Tabela	Descrição	Página
TABELA 01	– Dados Básicos do modelo.....	26
TABELA 02	– Coordenadas X,Y dos pontos superfícies do elemento principal e flape.....	34
TABELA 03	– Integração dos coeficientes de pressão para o elemento principal e flape.....	58
TABELA 04	– Integração dos coeficientes de pressão para o elemento principal e flape.....	59

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

SGV	-Aerofólio Sem Gerador de Vórtice
GV3%	- Gerador de Vórtice Tipo Serrilhado com 3% de Tamanho em Relação à Corda do Elemento Principal
GV5%	- Gerador de Vórtice Tipo Serrilhado com 5% de Tamanho em Relação à Corda do Elemento Principal
vs	- Versus
EMBRAER	- Empresa Brasileira de Aeronáutica
LAE	- Laboratório de Aerodinâmica
USP	- Universidade de São Paulo
HBM	-“ Hottinger Baldwin Messtechnik”

LISTA DE SÍMBOLOS

a	Velocidade do som, (m/s);
g	Aceleração da gravidade, = 9.81 m/s ² ;
P	Pressão estática (N/m ²);
ρ	Densidade do fluido (Kg/m ³);
U	Velocidade do escoamento (escoamento);
U_{∞}	Velocidade do escoamento livre;
Re	Número de Reynolds;
Re_c	Número de Reynolds em relação à corda;
C,c	Corda local;
S	Área superficial;
x,y,z	Coordenadas cartesianas;
H	Espessura da Placa do gerador de vórtice;
L_{gv}	Comprimento entre o centro da base e a ponta do gerador de vórtice;
L_{sgv}	Comprimento da placa utilizada para o experimento em configuração sem o gerador de vórtice;
W_{gv}	Comprimento da base do gerador de vórtice;
Δz	Distância entre as pontas dos geradores de vórtice;
B	Largura da placa que une cada gerador de vórtice;
L	Componente de força de sustentação (N);
D	Componente de força de arrasto (N);
dp/dl	Gradiente de pressão estática na câmara de ensaio do túnel de vento;
C_L/C_D	Eficiência aerodinâmica;
C_p	Coefficiente de pressão, = $(p-p_{\infty}) / (0.5 \rho U_{\infty}^2)$;

$C_{Lm\acute{a}x}$	Coeficiente de sustentação máximo;
C_L	Coeficiente de sustentação, = $L / (0.5 \rho U_{\infty}^2 S_{ref})$;
C_D	Coeficiente de arrasto, = $D / (0.5 \rho U_{\infty}^2 S_{ref})$;
C_N	Coeficiente de força normal;
C_{Np}	Coeficiente de força normal para o elemento principal;
C_{Nf}	Coeficiente de força normal para o flape;
α_{estol}	Ângulo de estol;
α	Ângulo de ataque para o elemento principal (graus);
Ω	Número de Ows;
T	Temperatura;
S	Área do modelo;
k	Fator adimensional do gradiente de magnitude para o túnel de vento;
%	Porcentagem;

SUMÁRIO

Capítulo	Página
1. INTRODUÇÃO	01
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	03
2.1 INTRODUÇÃO.....	03
2.2 ALGUMAS ETAPAS HISTÓRICAS DO DESENVOLVIMENTO DOS SISTEMAS DE ALTA SUSTENTAÇÃO.....	03
2.3 CARACTERÍSTICAS DOS SISTEMAS DE ALTA SUSTENTAÇÃO.....	06
2.4 CONTROLE DA CAMADA LIMITE.....	08
2.4.1 SUPERFÍCIE MÓVEL.....	10
2.4.2 SUCÇÃO DA CAMADA LIMITE.....	10
2.4.3 INJEÇÃO DE MOVIMENTO NA CAMADA LIMITE.....	11
2.5 GERADORES DE VÓRTICE	12
2.5.1 GERADORES DE VÓRTICE EM ASA ENFLECHADA COM VELOCIDADE TRANSÔNICA.....	16
2.5.2 GERADORES DE VÓRTICE EM SUPERFÍCIES DE CONTROLES INEFICAZES.....	18
2.5.3 GERADORES DE VÓRTICE PARA AVIÃO DE CURTA DECOLAGEM E ATERRISSAGEM.....	19
2.6 BORDO DE FUGA SERRILHADO.....	21
2.7 MOTIVAÇÃO.....	22

3. DESCRIÇÃO EXPERIMENTAL	23
3.1 MODELO USADO NO TÚNEL DE VENTO.....	23
3.2 TÚNEL DE VENTO E INSTRUMENTAÇÃO.....	29
3.3 PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL.....	32
3.3.1 CALIBRAÇÃO DA BALANÇA.....	32
3.3.2 MEDIDAS DE SUSTENTAÇÃO E ARRASTO.....	33
3.3.3 MEDIDAS DA DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÃO.....	35
3.3.4 MAPEAMENTO.....	35
3.3.5 VISUALIZAÇÃO DO ESCOAMENTO.....	38
4. RESULTADOS E DISCUSSÃO	39
4.1 INTRODUÇÃO.....	39
4.2 CORREÇÃO NO TÚNEL DE VENTO.....	40
4.3 MEDIDAS COM A BALANÇA AERODINÂMICA.....	40
4.4 RESULTADOS OBTIDOS COM TOMADAS DE PRESSÃO.....	44
4.5 MAPEAMENTO DA CAMADA LIMITE.....	60
4.6 VISUALIZAÇÃO POR SUBLIMAÇÃO.....	66
5. CONCLUSÃO	68
5.1 RECOMENDAÇÕES PARA FUTUROS TRABALHOS.....	70

6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	71
6.1 BIBLIOGRAFIA COMPLEMENTAR.....	74

APÊNDICE I

APÊNDICE II

APÊNDICE III

APÊNDICE IV

1. INTRODUÇÃO

Nas aeronaves primitivas não eram necessários sistemas de alta sustentação devido ao baixo carregamento alar exigido, sendo que a diferença de velocidade entre cruzeiro e baixa-velocidade era também pequena. Em contraste, os modernos aviões de transportes comerciais possuem carregamento muito grande da asa. Conseqüentemente, um sistema de alta sustentação é quase sempre requerido para fornecer a sustentação adicional necessária para operações à baixa velocidade. Além de fornecer alta sustentação, o sistema precisa integrar-se da melhor maneira possível à asa para performance de cruzeiro, impondo desafios ao projeto dentro do sistema de alta sustentação.

O crescente desenvolvimento e aprimoramento de aeronaves que necessitam dos sistemas de alta sustentação com multielementos para uma maior carga útil durante pousos, decolagens e vôos de cruzeiros mostraram a necessidade de se pesquisar o aumento de todas as formas na sustentação. Os testes experimentais em túneis de vento são uma das principais ferramentas para análise das características aerodinâmicas de uma aeronave. Esses testes são utilizados para validar a teoria e também para compreender comportamentos que são parcialmente desconhecidos teoricamente. Apesar dos avanços na dinâmica dos fluidos computacionais, os túneis de vento permanecem como uma ferramenta fundamental para se obter precisão nos dados aerodinâmicos de uma aeronave, como nos casos dos sistemas de alta sustentação. Em se tratando de aeronaves de transporte civil, os estudos para os aumentos da sustentação, principalmente em pousos e decolagens, estão relacionados com as eficiências aerodinâmicas produzidas pelos dispositivos de alta sustentação. Um pequeno ganho no coeficiente de sustentação sem aumentos consideráveis no arrasto tanto para decolagens como para pousos traduz-se em um aumento bastante considerável na eficiência aerodinâmica da aeronave.

Originalmente, o desenvolvimento desses sistemas de alta sustentação foi motivado por três fatores: proporcionar uma velocidade baixa de vôo, encurtar as decolagens e aterrisagens e uma redução do ângulo de ataque para uma menor velocidade de vôo.

A indústria aeronáutica vem obtendo acelerado crescimento no Brasil, e o desenvolvimento científico nesta área deve acompanhar essa corrente, permitindo a continuidade desse processo de crescimento. Com o intuito de diminuir os gastos operacionais pode-se notar uma tendência, por parte dos fabricantes de aeronaves comerciais, para o desenvolvimento de aviões cada vez maiores, que transportam mais carga e, conseqüentemente, mais passageiros. No Brasil, temos o exemplo da Embraer, que tenta a inserção no concorridíssimo mercado dos jatos de médio porte. Entretanto, considerando-se as dimensões das pistas dos aeroportos atuais, esse tipo de aeronave requer dispositivos hiper-sustentadores mais eficientes para atuarem nos processos de decolagem e aterrissagem, nos quais uma maior sustentação aerodinâmica é necessária para garantir o sucesso e a segurança dessas operações. Com essa finalidade, diversos mecanismos foram e são estudados na tentativa de proporcionar os efeitos da hiper-sustentação, gerando o mínimo arrasto possível. Um desses mecanismos estudados em particular pela sua simplicidade é o gerador de vórtice.

Geradores de vórtice têm uma história de grande sucesso na aplicação em superfícies aerodinâmicas para atrasar a separação da camada limite e aumentar a eficiência de sustentação da asa. Os geradores de vórtice servem para energizar a camada limite, atrasando a separação que, sob gradiente de pressão adverso, geralmente ocorre. O primeiro a introduzir este conceito foi TAYLOR (1947), cujo gerador de vórtice consistia de uma placa plana montada normal à superfície com um pequeno ângulo de incidência sobre o escoamento do ar.

O objetivo desse trabalho é analisar experimentalmente o desempenho aerodinâmico envolvendo geração de vórtices para controle da separação em asas. A geração de vórtices se dá através do bordo de fuga serrilhado do elemento principal de uma asa com flape eslotado.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 INTRODUÇÃO

Uma visão geral do levantamento bibliográfico para os estudos que envolvem a geração de vórtices é apresentada. Para isso, são necessários primeiramente uma ampla visão e entendimento das características dos sistemas aerodinâmicos de alta sustentação a fim de se identificar a finalidade e a complexidade desses dispositivos. Além disso, é preciso entender o processo do desenvolvimento dos sistemas de alta sustentação e seus métodos. Os princípios básicos para a aerodinâmica de alta sustentação e o controle da camada limite também são apresentados. Essas pesquisas fornecem informações necessárias para o desenvolvimento de uma nova técnica de controle da separação em asas.

2.3 ALGUMAS ETAPAS HISTÓRICAS DO DESENVOLVIMENTO DOS SISTEMAS DE ALTA SUSTENTAÇÃO.

Muitos dos princípios básicos para o desenvolvimento dos sistemas de alta sustentação foram apresentados no início das primeiras aeronaves. Os problemas conhecidos eram dois: o conceito para se desenvolver era pouco entendido e uma análise quantitativa do escoamento raramente era feita.

De acordo com SMITH (1975), já em 1904 Prandtl tinha o conceito e demonstrou o princípio da sucção para controle da camada limite.

Depois, vieram os estudos com variação do camber, onde, de acordo com WEYL (1945), a variação do camber tem sido usada desde o início das pesquisas para alta sustentação. Esse princípio de estudo com a variação do camber logo depois seria fundamental para o desenvolvimento do flape. O monoplano Leblon já tinha uma asa

com camber variável formada por uma parte ajustável do bordo de fuga, e isso pôde ser exibido nas Olimpíadas de Londres em março de 1910. O ancestral do flape pode ser visto na Figura 01, que ilustra esse modelo testado.

Segundo WEYL (1945), em 1913 a técnica do sopra para controlar a camada limite também já estava sendo estudada. Alguns autores acreditavam em um novo conceito, o “jet flap”, o qual somente seria entendido em 1950. HAGERDON e RUDEN (1953) testaram formas de “jet flap” em 1938, mas não entenderam claramente os resultados que eles obtiveram.



Figura 01 – RAF 9 aerofólio com 0.385 de corda de flap testado em 1912-1913. SMITH, A.M.O. (1975)

A idéia dos eslates e o conhecimento da eficiência dos eslotes foram descritos primeiramente por HANDLEY PAGE (1921). Numa importante palestra dada na “British Royal Aeronautical Society” em 17 de Fevereiro de 1921, HANDLEY PAGE (1921) descreveu 10 anos de trabalho no desenvolvimento de aerofólio com eslotes. O trabalho consistia não somente de asas com um simples eslate ou eslate, mas também com múltiplos eslotes. A Figura 02 mostra um desses modelos cuja esta configuração pode ser considerada relativamente moderna.

HANDLEY PAGE (1921) demonstrou que, introduzindo um eslate na frente de um perfil, todo o sistema produziria um coeficiente de sustentação máximo superior ao do perfil sozinho; ele chegou a concluir ainda que um aerofólio tendo $n+1$ elementos poderia desenvolver mais sustentação do que um tendo n elementos. A Figura 03 mostra uma asa do modelo RAF19 com diferentes aerofólios extremamente modificados, todos posicionados em ângulos para a máxima sustentação. Os aerofólios alcançaram um coeficiente de sustentação de 4,33. Esses testes foram feitos com número de Reynolds de 250.000 em uma asa com 6 polegadas de corda e 36 polegadas de envergadura.

Também ficou demonstrado que, ao contrário, a eficiência aerodinâmica (L/D) decresce, sendo esse um dos grandes inconvenientes desta configuração.

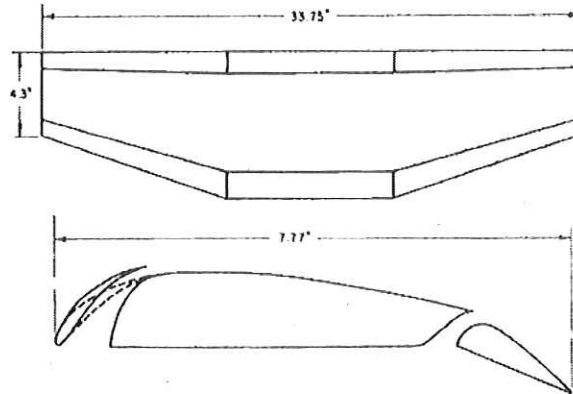


Figura 02 – Asa testada por Handley Page para o desenvolvimento de eslotes e eslates. SMITH, A.M.O. (1975)

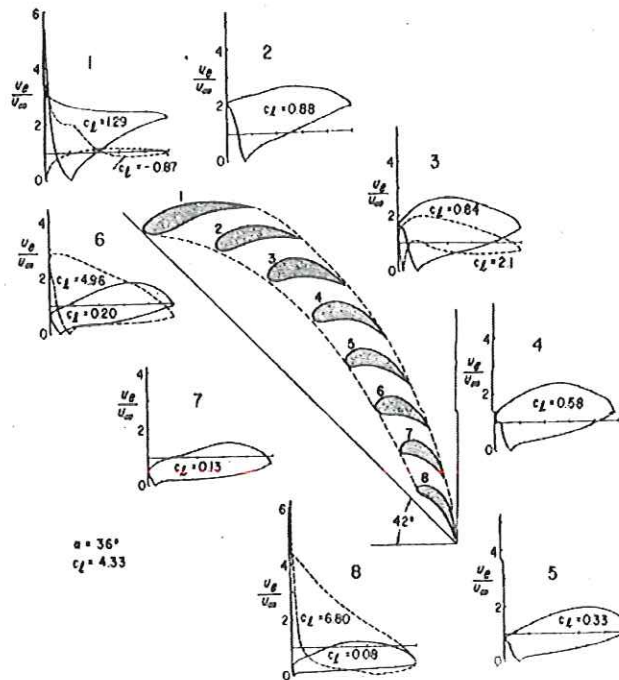


Figura 03 – Experimento de Handley Page com oito aerofólios modificados de uma seção RAF 19. O modelo com $\alpha = 42^\circ$ de ângulo de ataque para máxima sustentação. SMITH, A.M.O. (1975).

Mais adiante, os conceitos básicos dos benefícios do eslate foram apresentados por LE PAGE (1923), que investigou as forças de dois aerofólios colocados um atrás do outro.

Em 1920, HARRIS e BRADFIELD (1920) publicaram um trabalho digno de menção que se intitula “MODELO EXPERIMENTAL COM VARIAÇÃO NO CAMBER DA ASA”. Esse trabalho incluía dados experimentais e estudos com resultados significativos de performances de aviões biplanos. A Figura 04 mostra a célula biplana que foi estudada.

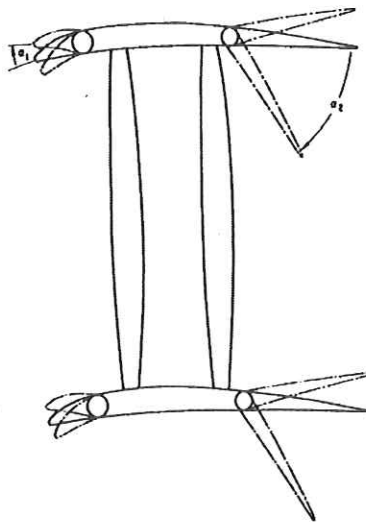


Figura 04. Variação do camber do biplano Albatross. HARRIS e BRADFIELD (1920)

Muito tem sido feito até os dias de hoje para sistemas de alta sustentação, porém esses trabalhos mencionados proporcionam uma clara idéia das etapas históricas no processo de desenvolvimento dos sistemas de alta sustentação.

2.3 CARACTERÍSTICAS DOS SISTEMAS DE ALTA SUSTENTAÇÃO

Se o avião não se desloca com suficiente rapidez, a asa não produzirá sustentação suficiente para manter o avião no ar. Entretanto, durante os pousos e decolagens, os pilotos querem voar com a menor velocidade possível. Os aviões

dispõem de partes chamados dispositivos de alta sustentação, que os provêm de suficiente sustentação para voarem em velocidades mínimas.

Os elementos ou métodos hiper sustentadores aumentam também a força de arrasto, mas esse maior arrasto gerado pelo sistema de alta sustentação é um fator desejado para a aproximação de uma aeronave em pouso. Já para a decolagem, não é interessante o arrasto produzido por esses elementos de alta sustentação. Tais equipamentos aerodinâmicos, como flape e eslate, podem ser tomados como exemplo clássico pela ampla utilização em decolagens e pousos de uma aeronave de grande porte.

Segundo RAPOSEIRO et alii (2001), à medida que as aeronaves comerciais foram aumentando a sua velocidade de cruzeiro, devido ao desenvolvimento de motores mais potentes, a carga alar aumentou, aumentando também a necessidade do uso dos dispositivos de alta sustentação para manter as velocidades de aterrissagem e decolagem dentro de limites razoáveis.

A complexidade dos dispositivos de alta sustentação atingiu um nível muito bom com o Boeing 747, que usa flapes de fenda tripla e eslate de arqueamento variável. Desde então, a tendência tem sido a de se desenvolverem dispositivos que elevem os coeficientes de sustentação. Entretanto, a simplicidade dos dispositivos necessita ser aperfeiçoada, para reduzir os custos de produção e manutenção da aeronave. Com a atual evolução das aeronaves comerciais, é estritamente necessário melhorar os atuais dispositivos de alta sustentação ou mesmo criar outros mais eficientes. RAPOSEIRO et alii (2001) conclui que a variação de 1% no coeficiente máximo de sustentação à aterrissagem, na aeronave Boeing 777, poderá valer um ganho de 1,8 toneladas de carga útil.

VANDAM (2002) publicou um trabalho que apresenta um enfoque geral dos sistemas de alta sustentação. Segundo o autor, o crescente desenvolvimento dos sistemas de alta sustentação com multi elementos para aeronaves foi focalizado na máxima sustentação requerida para satisfazer vôos de cruzeiro com um alto carregamento de carga na asa principal e principalmente para assegurar uma menor distância para a decolagem e aterrissagem de uma aeronave. Recentemente, as atenções estão voltadas para a redução da complexidade e peso desses sistemas. A implantação dos dispositivos de alta sustentação com multi elementos possui um impacto significativo no custo da aeronave, porque consome grande tempo para serem

projetados. Além disso, os atuadores e suportes são complexos e pesados e precisam de intensiva manutenção.

De acordo com RUDOLPH (1996), o sistema de alta sustentação é responsável por algo entre 6% e 11% do custo de produção da aeronave para as configurações mais complexas de um jato típico de transporte.

Outro exemplo da importância na utilização de sistemas de alta sustentação é apresentado por MEREDITH (1993), segundo o qual um aumento de 1% no coeficiente de sustentação máximo equivale a um aumento no carregamento de 22 passageiros ou 4400 libras para uma velocidade de aproximação fixa na aterrissagem de uma aeronave com grandes dimensões. Uma melhora na razão de sustentação por arrasto de 1% durante a decolagem se traduz em um aumento no carregamento de 14 passageiros ou 2800 libras para o alcance dado de uma aeronave de grande porte.

Esses exemplos demonstram que mudanças relativamente pequenas no desempenho aerodinâmico de um sistema de alta sustentação podem aumentar consideravelmente a carga útil da aeronave, explicando por que os sistemas de alta sustentação e suas características aerodinâmicas ficam à frente nas pesquisas aeroespaciais.

2.5 CONTROLE DA CAMADA LIMITE

O conceito de camada limite foi introduzido pela primeira vez por Prandtl, em 1904. Prandtl analisou o escoamento de um fluido real, ou seja, viscoso ($\mu \neq 0$), dividindo-o em duas regiões distintas: uma região próxima às fronteiras do escoamento, na qual efeitos viscosos competem em igual importância com os efeitos de inércia e são fundamentais na descrição do movimento do fluido, e outra região, longe das fronteiras do escoamento e adjacentes às regiões anteriores, onde os efeitos de inércia são predominantes, e a viscosidade é pouco influente. A viscosidade é responsável pela geração de vorticidade na região da camada limite. Isso se deve ao fato do não escorregamento do fluido nos contornos sólidos do escoamento. A vorticidade se concentra na camada limite e está sujeita tanto à difusão, por ação da viscosidade, como

à convecção, por ação das forças de inércia do escoamento. O parâmetro adimensional que relaciona efeitos de inércia e efeitos viscosos é o conhecido número de Reynolds.

O controle da camada limite é uma definição genérica para classificar todos aqueles métodos que podem ser usados para reduzir o arrasto de fricção ou pressão do ar em um corpo qualquer como, por exemplo, controlar a transição turbulenta, escoamentos turbulentos e as separações (laminar assim como a turbulenta), todos os fenômenos que ocorrem dentro da camada limite. A transição laminar-turbulenta ocorre devido à amplificação de perturbações que ocorrem no escoamento, tais como vibrações, ruídos, obstáculos físicos e o próprio escoamento turbulento. Já o descolamento da camada limite se dá por um gradiente adverso de pressão que faz com que a camada limite se separe e haja interação com o escoamento potencial. O formato de um perfil aerodinâmico e seu ângulo de ataque modifica o campo de pressão, o ponto de descolamento da camada limite e o ponto de transição laminar-turbulenta. Uma forma de se fazer o controle da camada limite é ajustando o campo de pressão. As pesquisas em escoamentos da camada limite em todas as velocidades (incluindo transição e separação) são tópicos muito extensos na aerodinâmica. Compreender a instabilidade e a estabilidade da camada limite é de fundamental importância para o desenvolvimento da tecnologia para a redução do arrasto.

O método mais óbvio para prevenir a separação da camada limite é evitar sua formação. Desde que a camada limite deve sua existência à diferença de velocidade do fluido entre a parede e o escoamento livre, é possível a eliminação da formação da camada limite pela supressão dessa diferença, ou seja, movendo a parede com velocidade do escoamento livre. O controle da camada limite por superfície móvel tem o objetivo de evitar ou, no mínimo, atrasar a separação da camada limite das superfícies onde é formada. Isso é feito de duas formas básicas: retardando o crescimento da camada limite pela minimização do movimento relativo entre a superfície e o escoamento livre e injetando quantidade de movimento na camada limite existente.

São usados alguns métodos técnicos para controle de camada limite, podendo-se inicialmente citar os métodos de redução de arrasto através do controle da camada limite. Muitos métodos para o controle da camada limite foram estudados visando desde a redução do arrasto de corpos em escoamentos livres até a melhoria dos coeficientes de sustentação de aerofólios. Métodos como sucção, injeção, promotores de turbulência, superfícies móveis e geração de vorticidade, vem sendo investigados e empregados na

prática com o mais variado grau de sucesso, sendo este último método de controle da camada limite empregado no presente trabalho. Existem muitos outros métodos dedicados ao controle da camada limite. Pode-se ainda citar a injeção de um fluido diferente (camada limite binária) e o resfriamento da parede. Alguns desses métodos são apresentados a seguir.

2.5.1 SUPERFÍCIE MÓVEL

CROCE (1998), em seu trabalho, apresenta algumas técnicas desse método. Segundo o autor, a mais simples forma de produzir uma superfície móvel é com um cilindro com rotação. Na superfície superior onde o escoamento e o cilindro movem-se na mesma direção, a separação é completamente eliminada. Já na parte inferior do cilindro, onde a direção da velocidade do escoamento é contrária à do cilindro, a separação é desenvolvida incompletamente.

2.5.2 SUCÇÃO DA CAMADA LIMITE

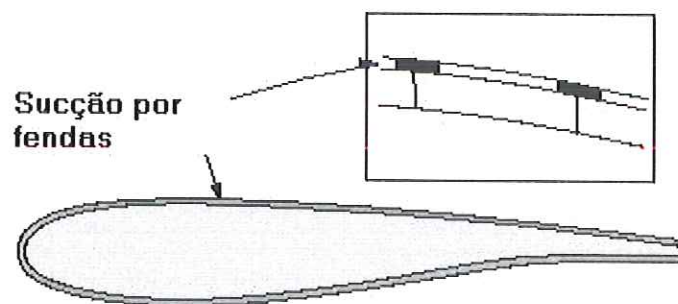


Figura 05. Esquema de controle da camada limite pelo método de sucção.

PRANDTL (1927) cita o processo de sucção da camada limite como uma maneira de atrasar a separação e, conseqüentemente, reduzir o tamanho da esteira. A sucção da camada limite é usada nas asas de um avião para evitar ou impedir a separação laminar ou turbulenta, removendo a parte do escoamento de baixa quantidade

de movimento. Dessa maneira, ocorre um aumento do escoamento laminar na camada limite. Essa técnica é usada também em alguns túneis de vento para remover a camada limite. O método consiste em operar um sistema de sucção da camada limite, conforme a Figura 05.

A técnica pôde ser, assim, eficiente em experiências de laboratório, sendo observado escoamento inteiramente laminar para números bastante elevados de Reynolds e velocidades supersônicas. Entretanto, tal técnica não é utilizada em aeronave, devido a sua alta complexidade.

2.5.3 INJEÇÃO DE MOVIMENTO NA CAMADA LIMITE

Uma forma alternativa de evitar a separação consiste em injetar quantidade de movimento no escoamento que está sendo retardado na camada limite em regiões de gradiente de pressão adverso. Isso pode ser conseguido através da descarga de fluido proveniente do interior do corpo com o auxílio de um soprador, ou também pela derivação da energia necessária diretamente do escoamento ao redor. A injeção através do eslote é o resultado de uma aceleração repentina do escoamento que ocorre entre dois elementos próximos espaçados da asa. O escoamento no eslote possui velocidade maior e promove um atraso na camada limite na asa principal. O efeito é que a separação da camada de limite fica atrasada mesmo em grandes ângulos de ataque, conforme Figura 06.

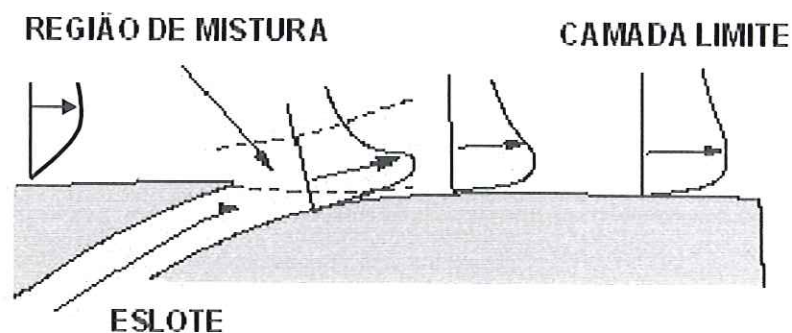


Figura 06. Esquema de controle da camada limite pelo método de injeção de movimento.

Essa técnica de injeção de quantidade de movimento descrita acima também é utilizada para o presente trabalho. Esse método de controle da camada limite pode ser tomado como um exemplo clássico pela ampla utilização em aeronaves pesadas de transportes que utilizam esses sistemas de alta sustentação principalmente para decolagens e pousos.

2.6 GERADORES DE VÓRTICE

Os vórtices são muito comuns em escoamentos aerodinâmicos. Provavelmente, os vórtices mais conhecidos são aqueles que se formam nas pontas da asa de uma aeronave em vôo. Esses vórtices não são desejáveis porque criam arrasto, conhecido como arrasto induzido que está intimamente ligado ao mecanismo físico de geração de sustentação em corpos tridimensionais, como uma asa de avião. O arrasto induzido, segundo COIMBRA (2002), é responsável por aproximadamente 30% do valor total do arrasto em vôo de cruzeiro. Na aerodinâmica moderna, muito tem sido feito para reduzir o arrasto induzido. Entretanto, vórtices similares podem ser usados para produzir efeitos benéficos para a aerodinâmica. Esses vórtices são criados utilizando-se geradores de vórtices.

Quando uma aeronave voa com um ângulo de ataque elevado, a camada limite da superfície superior da asa pode se separar, ou seja, a corrente de ar não consegue acompanhar a superfície superior da asa. Quando a sustentação produzida pela asa diminui com o ângulo, a isso chamamos de estol. Quando o escoamento se separa da asa, costumamos dizer que não há energia suficiente do escoamento para mantê-lo nesta trajetória. Como os vórtices possuem uma energia criada pela sua rotação, estes podem ser usados para aumentar a turbulência da camada limite laminar. Como a camada limite laminar possui uma maior tendência de separação do escoamento em relação à camada limite turbulenta, um aumento da turbulência nesta camada limite laminar criado pelo gerador de vórtice fará com que o escoamento tenha uma menor tendência de separação.

Primeiramente introduzido por TAYLOR (1947), o gerador de vórtice consiste de uma pequena placa plana fixada normal à superfície superior da asa. Esses geradores de vórtices são usualmente colocados na região de transição do escoamento laminar

para o turbulento e com um pequeno ângulo de incidência sobre o escoamento do ar. Por causa do atraso da separação da camada limite, esse tipo de gerador de vórtice produz um arrasto parasita considerável.

A Figura 07 mostra esse vórtice criado por um pequeno gerador de vórtice que, quando colocado com um pequeno ângulo de incidência sobre a superfície, induz o escoamento livre de alta quantidade de movimento para a região de camada limite, que é de baixa quantidade de movimento, criando, assim, o vórtice.

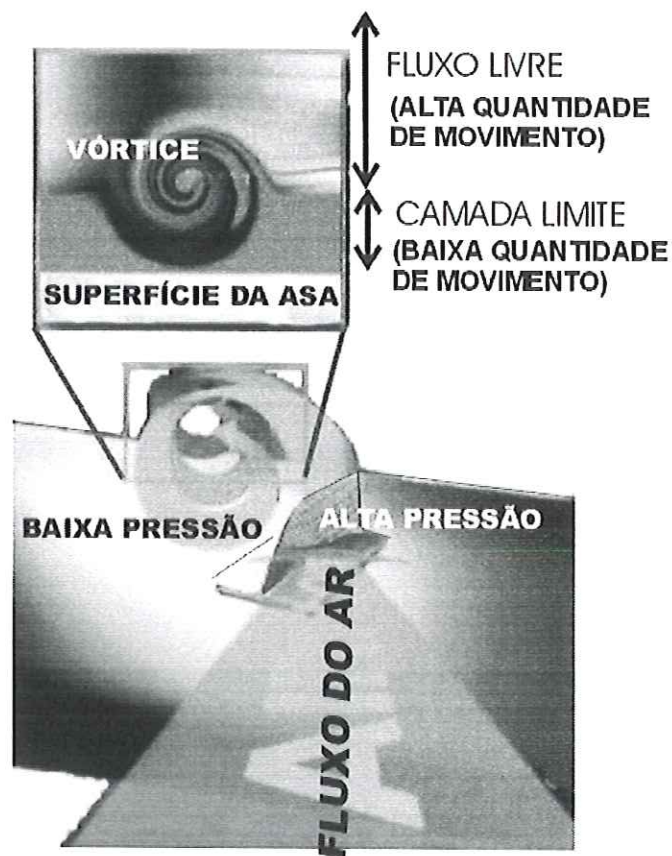


Figura 07. Esquema do vórtice gerado pelos geradores de vórtices. VORTEX GENERATORS (2004).

Segundo STORMS e JANG (1994), a geração de vórtices tem uma história de grande sucesso de aplicação em superfícies aerodinâmicas para evitar a separação da camada limite e aumentar a eficiência aerodinâmica. Os geradores de vórtice servem para energizar a camada limite, atrasando a separação geralmente encontrada sob gradiente de pressão adverso. STORMS e JANG (1994) investigaram os efeitos do

gerador de vórtice em um perfil NACA 4412 com medidas de tomadas de pressão e varredura de velocidade na esteira para determinar a sustentação, arrasto e o coeficiente do momento de arfagem para várias configurações. A utilização do gerador de vórtice atrasou a separação, aumentando o ângulo de estol de 12 para 19 graus e o coeficiente de sustentação máximo em 23%. Entretanto, a polar de arrasto é penalizada significativamente, o que é causado pelo arrasto parasita associado com o gerador de vórtice. Esses resultados reduzem a performance em vôo de cruzeiro, contrapondo os benefícios da alta sustentação obtidos pelos geradores de vórtice.

Entretanto, de acordo com LIN (1992), se os geradores de vórtices forem dispostos perto do bordo de ataque do flape, estes podem ser encobertos pelo elemento principal durante o vôo de cruzeiro sem a penalidade no arrasto. Similarmente, os geradores de vórtice podem ser colocados perto do bordo de ataque do elemento principal, onde esse gerador poderá ser coberto pelo eslate em configuração de cruzeiro.

BARRETT e FAROKHI (1996) apresentaram um novo sistema para ativar um controle de escoamento usando um gerador inteligente de vórtice em um aerofólio com perfil NACA 4415. Os aumentos do $C_{Lm\acute{a}x}$ de modernos geradores de vórtice são determinados através de testes bidimensionais em túnel de vento. BARRETT e FAROKHI (1996) usaram uma configuração otimizada de gerador de vórtice, sendo o sistema construído com um sensor de escoamento que detecta um princípio de estol e um controle de L/D. O sistema demonstrou um aumento de 14% no $C_{Lm\acute{a}x}$, um ganho de $2,7^\circ$ no α_{estol} , um salto de 42% de L/D através do estol e uma penalidade no C_D menor que 0,1%. Esses testes demonstraram que o sistema consumiu apenas 9,2W de energia, respondendo em menos de 0,8 segundos.

KERHO et al. (1993) examinaram os efeitos de várias formas de geradores de vórtice usados para controlar bolhas de separação laminar de um sistema bidimensional com um baixo número de Reynolds em um aerofólio Liebeck LA2573A. Os geradores de vórtice utilizados naquele trabalho, apesar de bem pequenos, são suficientes para contaminar completamente a camada limite laminar. O resultado mostrou que o uso dos geradores de vórtice fornece um decréscimo moderado e limitado no arrasto do aerofólio testado com baixo numero de Reynolds.

LIN, ROBINSON e McGHEE (1994) investigaram experimentalmente o controle de separação da camada limite bi-dimensional no flape com micro-geradores de vórtices. Utilizou-se uma asa de alta sustentação com três elementos e número de

Reynolds próximo ao de vôo. O trabalho descreve os resultados obtidos das medidas na subcamada limite utilizando diferentes configurações de montagem para dois tipos de geradores de vórtice com o aerofólio em configuração de pouso. As medidas incluem sustentação, arrasto, superfícies de pressão e esteira. Os resultados revelam que os micro-geradores de vórtices podem reduzir efetivamente a espessura da camada limite no flape em configuração de pouso, atrasando a separação no flape. O atraso da separação no flape pode significar um melhor desempenho do sistema de alta sustentação, reduzindo o arrasto e aumentando a sustentação e dando um ganho no ângulo de ataque na aproximação.

STORMS e ROSS (1995) analisaram em túnel de vento os resultados bidimensionais de uma asa com perfil NACA 632-215B Mod. B com um único flape de 30% de corda. O trabalho combinou o uso de geradores de vórtice no flape e uma placa similar a um Gurney flape na superfície inferior próxima ao bordo de fuga em ambos os elementos. Medidas de pressão e esteira foram usadas para determinar as performances aerodinâmicas para cada configuração. A aplicação do gerador de vórtice para o flape eliminou a histerese da curva de sustentação e reduziu a separação do escoamento para altos ângulos de deflexão do flape (> 40 graus). O coeficiente máximo de sustentação teve um ganho de 17% (3.32) com a combinação da placa similar ao Gurney flape em ambos os elementos e com o gerador de vórtice no flape.

Um importante trabalho publicado por LIN (2002) faz análise de uma investigação para controle de separação da camada limite por um método passivo usando geradores de vórtices de baixa envergadura. Esse trabalho aponta muitas aplicações para controle de separação empregando diferentes configurações de geradores de vórtices. A Figura 08 mostra os tradicionais geradores de vórtices utilizados por LIN (2002) para controle de separação na asa. Os geradores convencionais são usados para atrasar a separação e dar um ganho na sustentação da asa de uma aeronave. O aumento do desempenho aerodinâmico em aplicações que não nos aerofólios é apresentado por LIN (2002), que inclui como principais resultados a redução do ruído no interior do avião, o alívio das distorções dos escoamentos de entrada do sistema de motor e uma maior eficiência do controle de separação sobre a fuselagem de uma aeronave V-22.

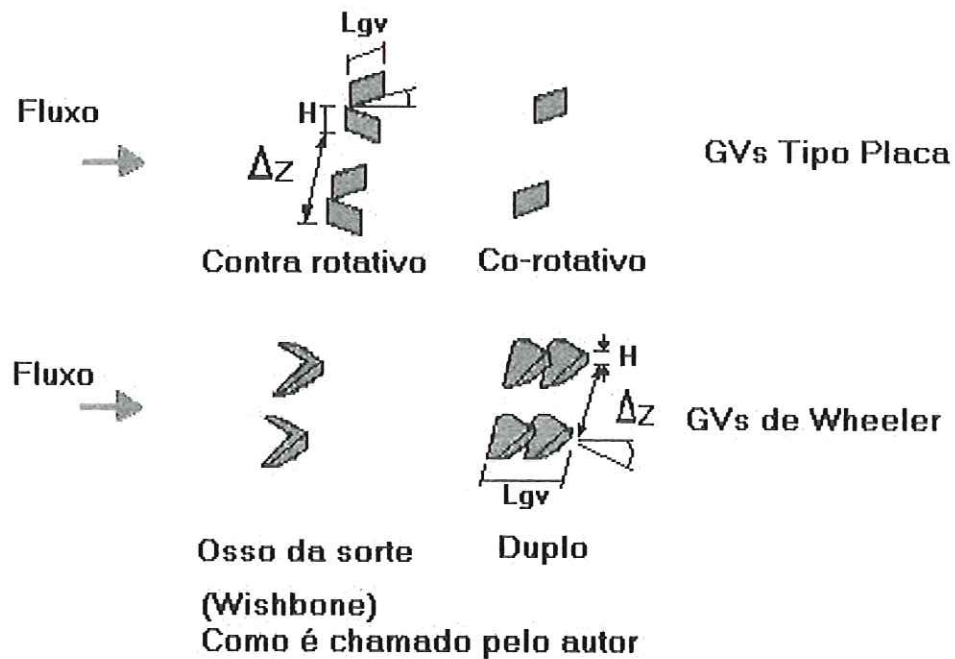


Figura 08. Geometria e parâmetros de alguns dos geradores de vórtices. LIN (2002).

Os geradores de vórtices são usados tipicamente em asas enflechadas com velocidades transônicas, em superfícies de controles ineficazes e em aviões de curta decolagem e aterrissagem.

2.6.1 GERADORES DE VÓRTICE EM ASA ENFLECHADA COM VELOCIDADE TRANSÔNICA

Muitas das primeiras asas enflechadas sofriam separação a velocidades transônicas, porque as ondas de choque formadas na asa retardam a velocidade repentinamente. O Buccaneer da Figura 09 e o Javelin da Figura 10 são bons exemplos de aviões que tiveram esse tipo de problema.



Figura 09. O Buccanner que dobra suas asas, com os geradores de vórtice fixados perto do bordo de ataque principal de sua asa esquerda. BUCCANNER (2003).

O Buccanner utiliza um jogo de geradores de vórtice ao longo de uma parcela de sua asa no bordo de ataque principal.

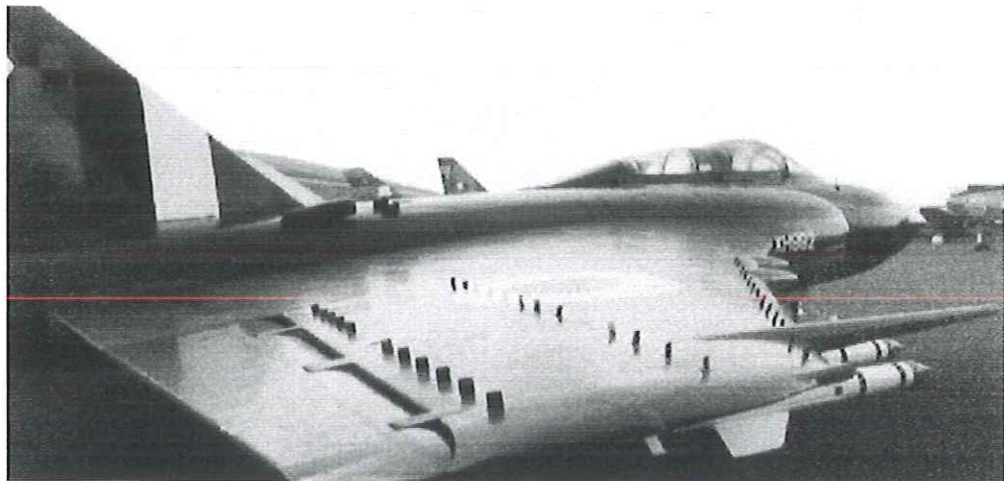


Figura 10. Um Javelin com três jogos dos geradores de vórtice situados ao longo de uma parcela de sua asa. JAVELIN (2001)

Três jogos de geradores são usados ao longo da asa do Javelin, sendo um localizado perto do bordo de ataque, um outro imediatamente antes dos ailerons e um terceiro jogo situado no meio da asa. Os geradores de vórtice em ambos os planos

servem para quebrar as ondas de choque formadas com a velocidade transônica, retardando, desse modo, os efeitos da separação. Os geradores situados próximo ao aileron da asa do Javelin ajudam também a melhorar a eficácia dessa superfície de controle em baixa velocidade ou em ângulo de ataque elevado.

2.6.2 GERADORES DE VÓRTICE EM SUPERFÍCIES DE CONTROLE.

O problema da separação se torna mais significativo onde as superfícies de controle, como aletas e ailerons, estão localizadas ao longo do bordo de fuga da asa ou empenagem. Quando há separação do escoamento na asa, a superfície de controle passa a atuar numa região de baixa velocidade, o que a torna ineficaz. Assim, não somente o avião perde a sustentação produzida pela asa quando ela entra em estol, como o piloto não pode aplicar os controles necessários para a orientação do avião. Nesse caso, os geradores de vórtice são colocados freqüentemente logo antes das superfícies de controle para criar um escoamento mais rápido do ar, criando, assim, superfícies de controle mais eficazes. As Figuras 13 e 14 apresentam geradores de vórtices colocados antes de um leme vertical de um Cessna e antes de um aileron de um EMB-120, respectivamente.

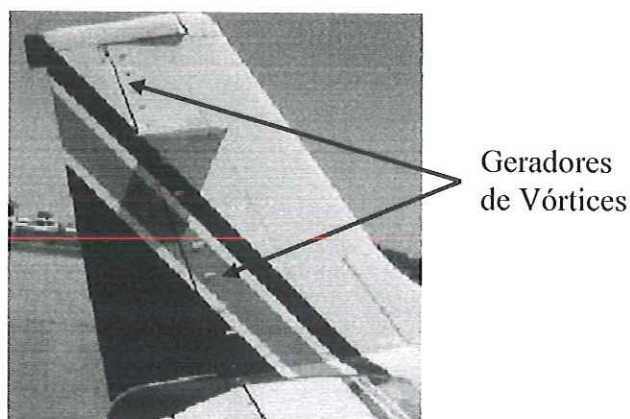


Figura 11. Geradores de vórtices instalados no leme vertical de uma aeronave. ROGERS (2002)

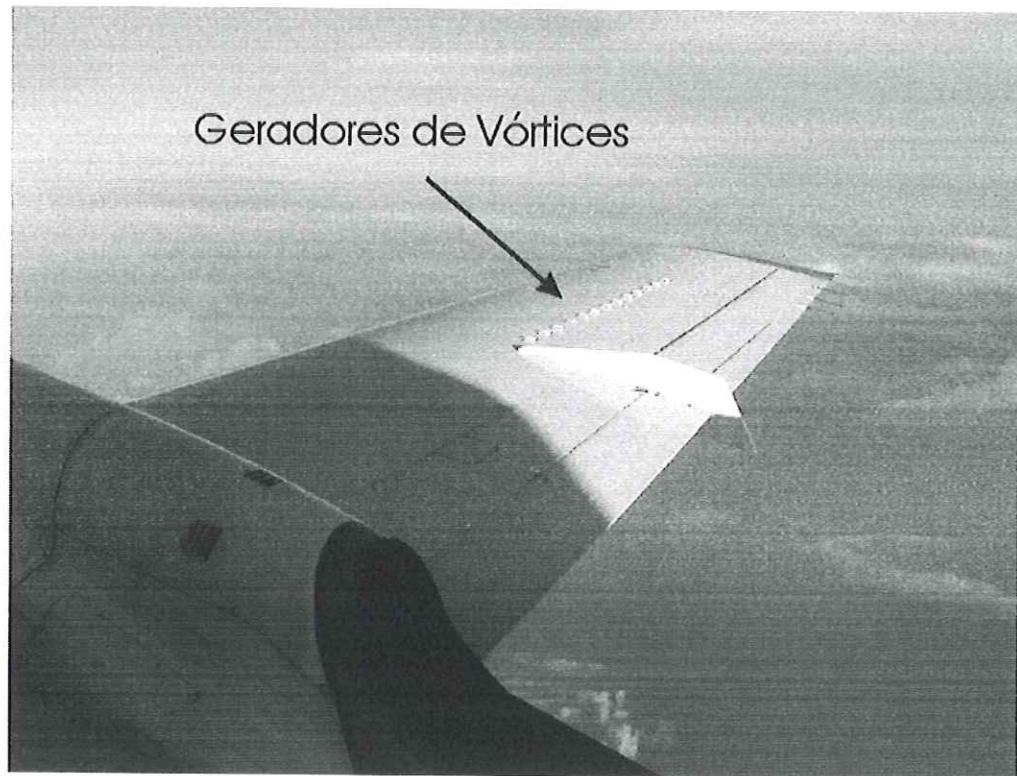


Figura 12. Geradores de vórtices na asa de um Embraer EMB-120 Brasília. PHOTOVALET. (2004)

2.6.3 GERADORES DE VÓRTICE PARA AVIÃO DE DECOLAGEM E ATERRISSAGEM CURTAS.

Devido às baixas velocidades durante a decolagem e a aterrissagem, a velocidade do escoamento sobre a asa tende a ser baixa também. Aviões como o A4 e C-17 Globemaster III usam esses geradores para criarem altas velocidades do escoamento sobre as asas e superfícies de controle, melhorando, assim, o desempenho e a controlabilidade da aeronave. O A4, por exemplo, opera em porta aviões, o que torna o pouso e a decolagem relativamente curtos, sendo necessário que a aeronave realize essa manobra com alto ângulo de ataque.

No caso do C-17, por ser um avião de grande porte, o mesmo necessita de uma grande pista para poder aterrissar e decolar. Os sistemas de alta sustentação, como os geradores de vórtices, fazem com que esse tipo de avião consiga aterrissar e decolar em pistas menores.

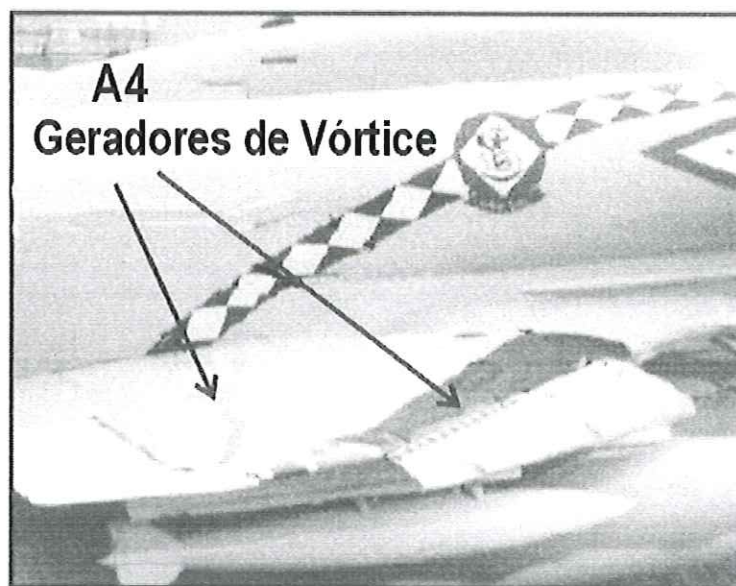


Figura 13. A4 com geradores de vórtices para operar com uma maior confiabilidade devido ao curto pouso e à curta decolagem necessários nos porta-aviões. CAFE FOUNDATION – LOCAL FLOW I (2004).



Figura 14. C-17 Globemaster III, aeronave de grande porte que também utiliza geradores de vórtice. GLOBEMASTER. (2004).

2.7 BORDO DE FUGA SERRILHADO

No presente trabalho, utilizaram-se geradores de vórtices do tipo dentes de serra no bordo de fuga do elemento principal. A idéia é que esses geradores de vórtices alterem as características da camada limite no flape de modo a contribuir para a redução da separação da camada limite e, conseqüentemente, contribuírem para o aumento do CL máximo.

A configuração de bordo de fuga serrilhado induz a formação de vórtices longitudinais. Isso ocorre devido ao fato de que, na superfície inferior do serrilhado, a pressão é maior que na parte superior. Essa diferença de pressão gera os vórtices que se misturam com o escoamento inferior e superior. A distribuição de pressão nas superfícies inferior e superior do aerofólio depende do ângulo de ataque. Sendo assim, a intensidade dos vórtices também tende a ser dependente desse parâmetro. Existem outros parâmetros que alteram a intensidade dos vórtices. Dentre eles, pode-se citar a geometria do serrilhado, o número de Reynolds do escoamento, o “gap” e o “overlap”, dentre outros. A Figura 14 mostra o bordo de fuga serrilhado para os testes experimentais desenvolvidos no presente trabalho.

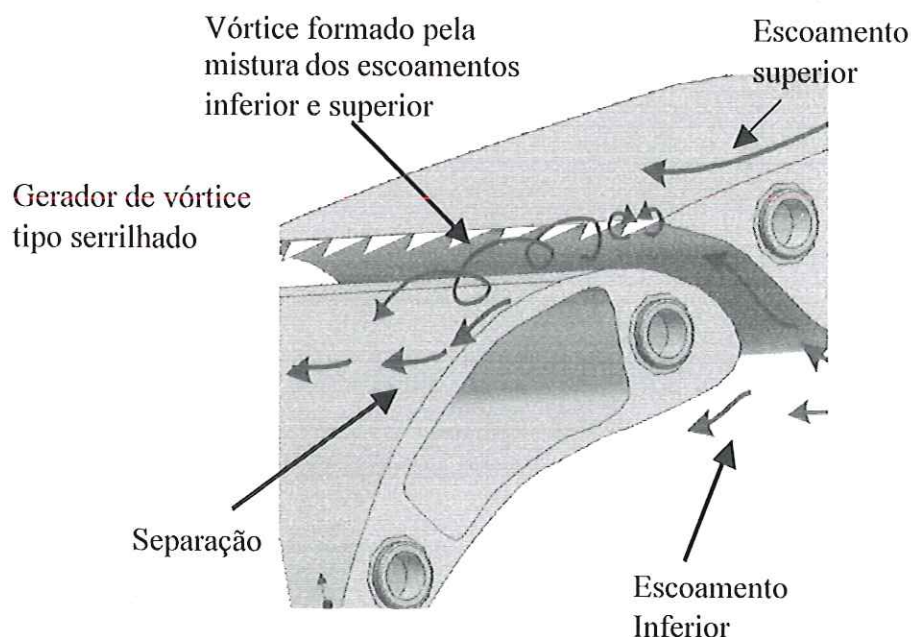


Figura 15. Bordo de fuga serrilhado

2.8 MOTIVAÇÃO.

Com o crescimento da indústria aeronáutica no Brasil impulsionado pela EMBRAER com seus jatos de médio porte, o desenvolvimento científico nessa área de alta sustentação deve acompanhar o crescimento. Como a tendência é desenvolver dispositivos de simplicidade aperfeiçoada que elevem os coeficientes de sustentação, é estritamente necessário melhorar os atuais dispositivos de alta sustentação ou mesmo criar outros mais eficientes.

Uma ampla variedade de geradores convencionais de vórtices está em uso, e um grande número de aeronaves tem empregado com sucesso esses geradores para controle de separação. Os geradores tradicionais de vórtices pecam por causarem um aumento considerável do arrasto parasita. Estes reduzem a performance do voo de cruzeiro que se contrapõe aos benefícios da alta sustentação gerada pela configuração de pouso e decolagem. Para a eliminação de tal problema, BARRETT e FAROKHI (1996) apresentaram um novo sistema para controle de separação com geradores tradicionais inteligentes de vórtices. Entretanto, maiores despesas com sensores, atuadores e outros elementos para o controle deste sistema são indispensáveis, elevando-se, assim, o custo para implantação dos geradores inteligentes.

Com base nas informações coletadas para se identificarem os conceitos, as características de alta sustentação e os trabalhos realizados para controle de separação utilizando geradores de vórtices, o presente estudo busca desenvolver um dispositivo mais eficiente de controle da separação pelo método da geração de vórtices. Este estudo leva em consideração a simplicidade, o baixo custo de implementação e as desvantagens dos tradicionais geradores de vórtices. Como resultado do presente estudo, tem-se o dispositivo serrilhado utilizado no bordo de fuga.

Para os experimentos no túnel de vento, uma asa com flape eslotado foi utilizada. Foram construídos dispositivos e usados procedimentos que garantam uma boa realização dos ensaios experimentais, como a balança aerodinâmica, tomada de pressão, mapeamento e visualização.

3. DESCRIÇÃO EXPERIMENTAL

3.1 MODELO DA ASA

O experimento foi conduzido usando um modelo de asa 2-D desenvolvido no Laboratório de Aeronaves da EESC-USP. O modelo possui dois elementos com um flape e elemento principal. Esse tipo de asa é muito interessante para pesquisas com geração de vórtices, devido ao fato de sua geometria proporcionar uma alta sustentação com grande separação da camada limite no flape.

O elemento principal e o flape foram fixados por duas chapas circulares de aço. Essa montagem dava aos experimentos uma característica bidimensional, simulando também o efeito de uma asa infinita. Porém, com a utilização das placas, nós não asseguramos escoamento bidimensional, especialmente em asas de alta sustentação semelhante a este modelo. Entretanto, no centro da asa, as medidas de tomadas de pressão apresentam escoamento tridimensional, induzido por vórtices secundários.

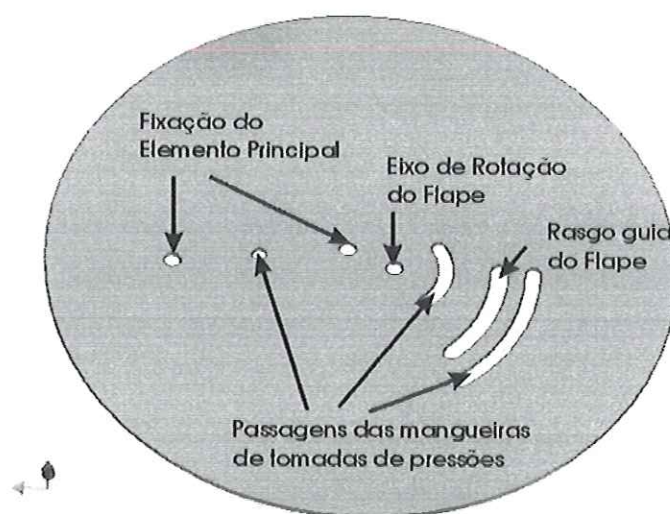


Figura 16. Chapa inferior usada para angulação do flape e fixação do modelo.

Também as análises comparativas deste trabalho assumem que qualquer efeito de vórtices secundários no centro da asa estará presente em ambas as configurações, com e sem o bordo de fuga serrilhado. As chapas com 0,5 m de diâmetro e 2,5 mm de espessura possibilitam variar o ângulo de ataque do flape com relação ao elemento principal. A Figura 16 ilustra a chapa utilizada.

A chapa superior é quase idêntica à inferior, não tendo apenas os rasgos utilizados para a passagem das mangueiras das tomadas de pressão. A chapa inferior, por sua vez, é acoplada numa balança aerodinâmica utilizando um suporte de 4 mm de espessura de chapa, tendo 161 mm de comprimento por 50 mm de altura e 100 mm de largura. O suporte foi dobrado na forma de 'u' e fixado na chapa inferior por três parafusos de cada lado. Esse suporte oferecia uma boa fixação, evitando maiores oscilações do modelo. O suporte então é fixado com seis parafusos, sendo preso em uma haste de 260 mm de comprimento que é acoplada à balança de dois componentes através de um menor diâmetro da haste, possibilitando ao conjunto todo variar o ângulo de ataque. As Figuras 19 e 20 mostram esses componentes construídos para a montagem do modelo na balança aerodinâmica.

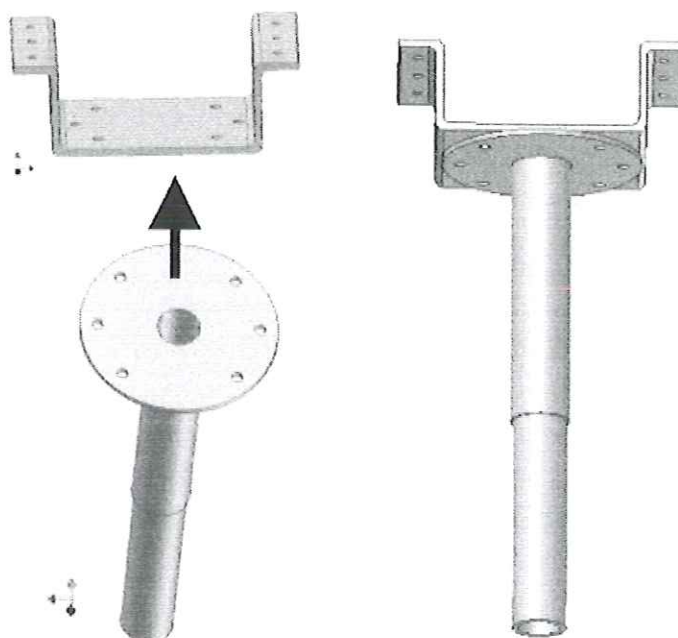


Figura 17. Suporte e haste utilizados para a fixação do modelo na balança aerodinâmica.

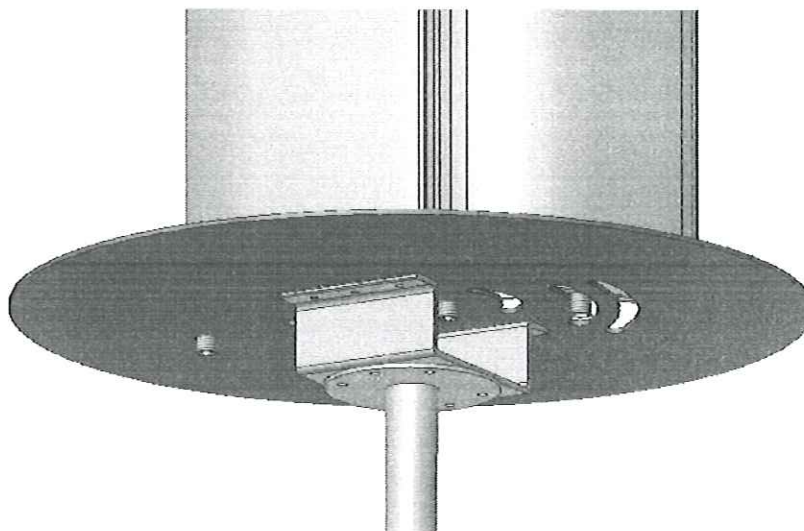


Figura 18. Esquema de montagem do modelo para acoplamento com a balança aerodinâmica possibilitando diferentes configurações para ângulo de ataque do modelo e do flape e a passagem das mangueiras de tomadas de pressão.

O elemento principal e o flape são feitos de fibra de vidro com duas longarinas de aço internamente próximas ao bordo de fuga e bordo de ataque em ambos os elementos. (ver Figura 19). Esse modelo não foi construído originalmente para ser montado em túnel de vento, nem para o propósito deste estudo. Foram feitas algumas mudanças significativas na parte estrutural para a presente proposta de pesquisa.

A maior dificuldade encontrada para adequar esse modelo aos experimentos propostos foi adicionar as mangueiras que fariam as tomadas de pressão ao longo dos perfis dos elementos. As duas longarinas de aço encontradas em cada elemento impediam a passagem das mangueiras para a superfície interna dos elementos. A solução encontrada foi serrar a camada de fibra de vidro dos bordos de ataque e bordos de fuga. Pequenos rasgos foram feitos nas longarinas de aço, apenas para a passagem das mangueiras, afim de que não se danificasse a resistência do modelo quanto a sua parte estrutural. Temia-se que o peso da chapa superior mais a força de sustentação provocada pelos efeitos aerodinâmicos partissem o modelo ao meio devido a seu grande momento. Em seguida, iniciou-se um processo artesanal para refazer esses bordos de ataque e de fuga, mantendo-se os furos necessários para a passagem das mangueiras para as tomadas de pressão. Oito buchas com rosca foram usinadas e colocadas com interferência na parte interna das longarinas. Uma cola especial foi usada para garantir uma maior firmeza dessas buchas, que, por sua vez, foram necessárias para poder fixar

os elementos nas chapas com porcas. Foram usadas mangueiras de silicone com 1,0 mm de diâmetro interno, sendo 45 tomadas de pressão em cada elemento, distribuídas ao longo do perfil, totalizando, no sistema, 90 tomadas de pressão ligadas a duas “scanivalve”. Os dados básicos do modelo são mostrados na tabela 01, e seu perfil é mostrado na Figura 20. No apêndice III, são apresentadas as tabelas com as coordenadas x e y do aerofólio.

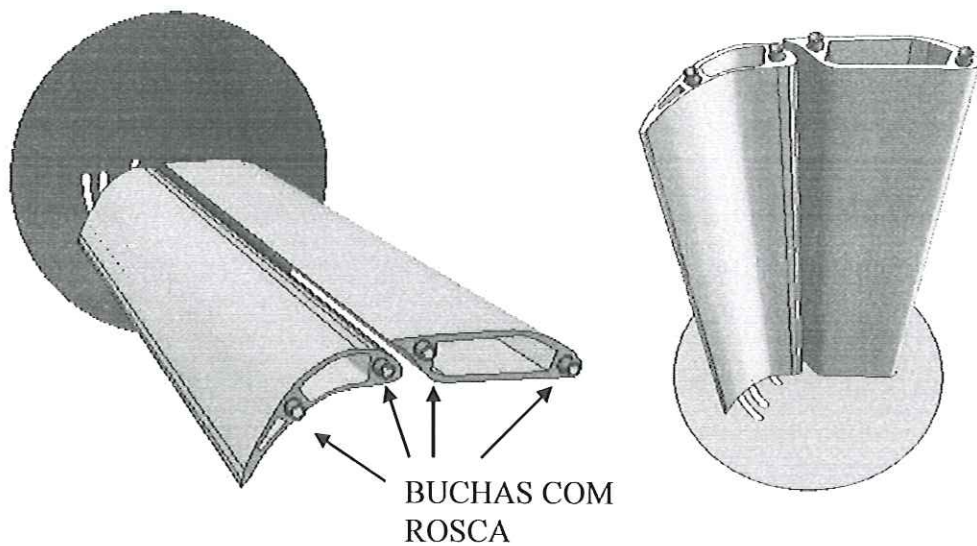


Figura 19: Desenhos do modelo fixado pelas buchas na chapa inferior.

Tabela 01: Dados Básicos do modelo.

	Elemento Principal	Flape
Área de referência	0,3992 m ²	0,3961 m ²
Envergadura	1,00 m	1,00 m
Corda	0,186 m	0,170 m

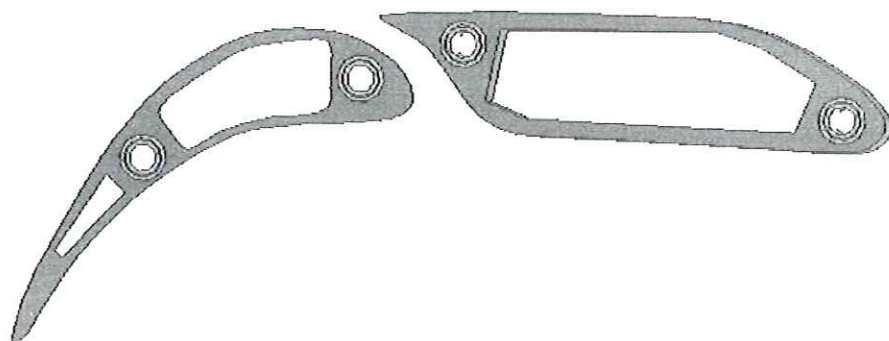
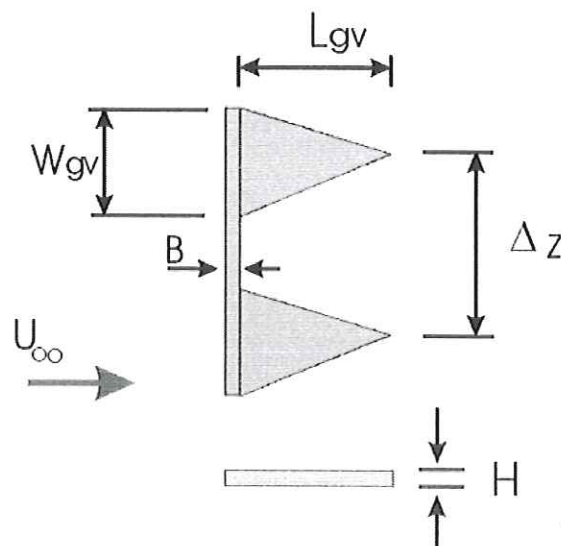


Figura 20. Perfil externo e interno do elemento principal e do flape.

O gerador de vórtice utilizado é do tipo dentes de serra montado no bordo de fuga do elemento principal. A Figura 21 mostra o tipo de gerador de vórtice utilizado neste trabalho. Os geradores de vórtices testados neste experimento possuem dentes do tipo delta do tamanho (L_{gv}) de 3% e 5% em relação à corda do elemento principal e distâncias de 7% e 10%, entre os centros (Δz) dos dentes respectivamente. O experimento, por sua vez, foi realizado com número de Reynolds entre 350000 e 400000 baseado na corda total do aerofólio, que é de 340 mm.



Gerador de Vórtice Dimensões:	H (mm)	L_{gv} (mm)	W_{gv} (mm)	Δz (mm)	B (mm)
Gerador (3%)	1.00	5.00	8.00	12.70	3.00
Gerador (5%)	1.00	9.00	9.00	18.00	3.00

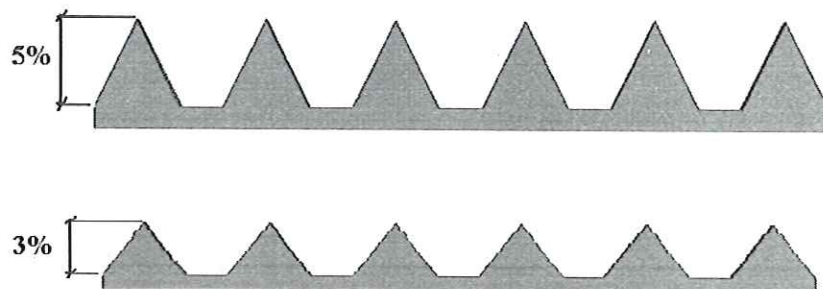


Figura 21: Dimensões geométricas dos geradores de vórtice tipo serrilhado.

As Figuras 24 e 25 mostram os geradores de vórtices colocados no bordo de destacam também as chapas circulares que dão aos experimentos uma característica quase bidimensional.

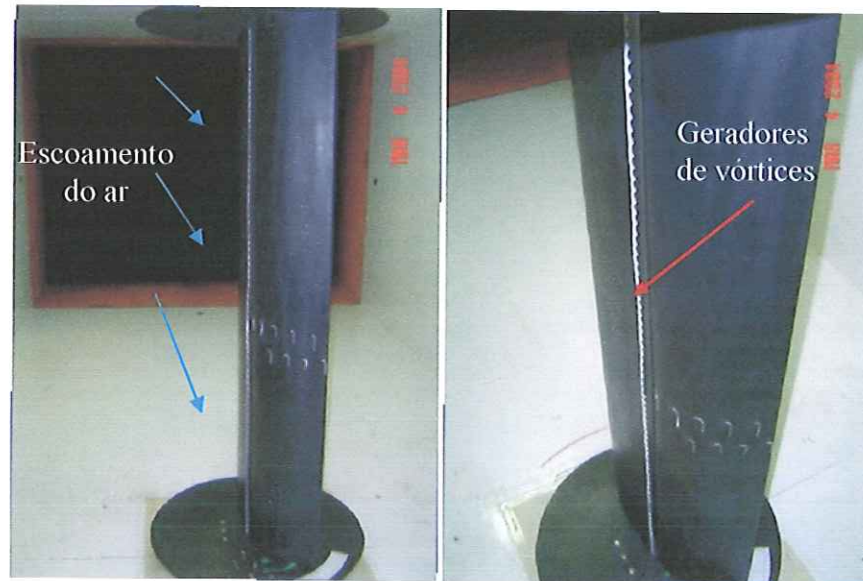


Figura 22. Modelo instalado no túnel de vento com geradores de vórtices colados no bordo de fuga do elemento principal.

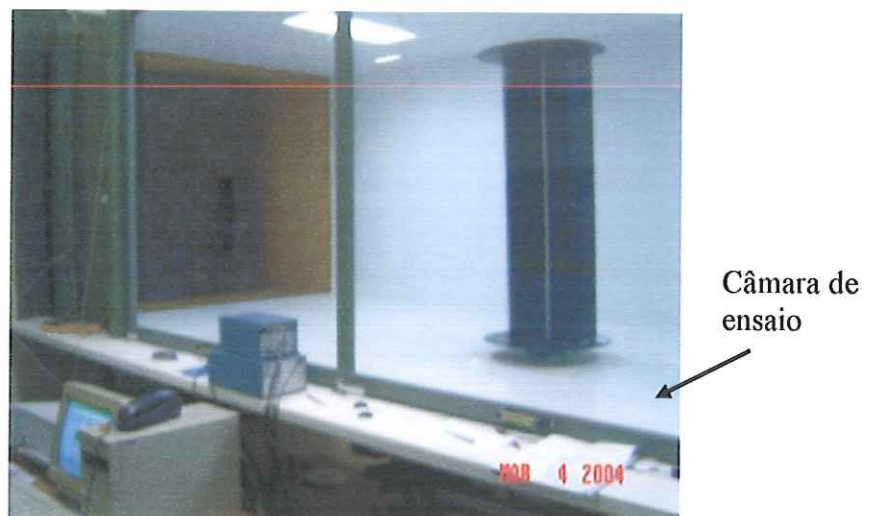


Figura 23. Vista da câmara de ensaio do túnel de vento com o modelo.

3.2 TÚNEL DE VENTO E INSTRUMENTAÇÃO

Foi utilizado o túnel de vento de 1,70m x 1,40m com velocidade máxima de 50 m/s e com uma intensidade de turbulência de 0,25%, pertencente ao Laboratório de Aerodinâmica da EESC-USP. Esse túnel de vento é do tipo circuito fechado cujo escoamento é induzido por um ventilador de 8 pás acionado por um motor elétrico de 110hp. A Figura 24 ilustra o túnel de vento utilizado.

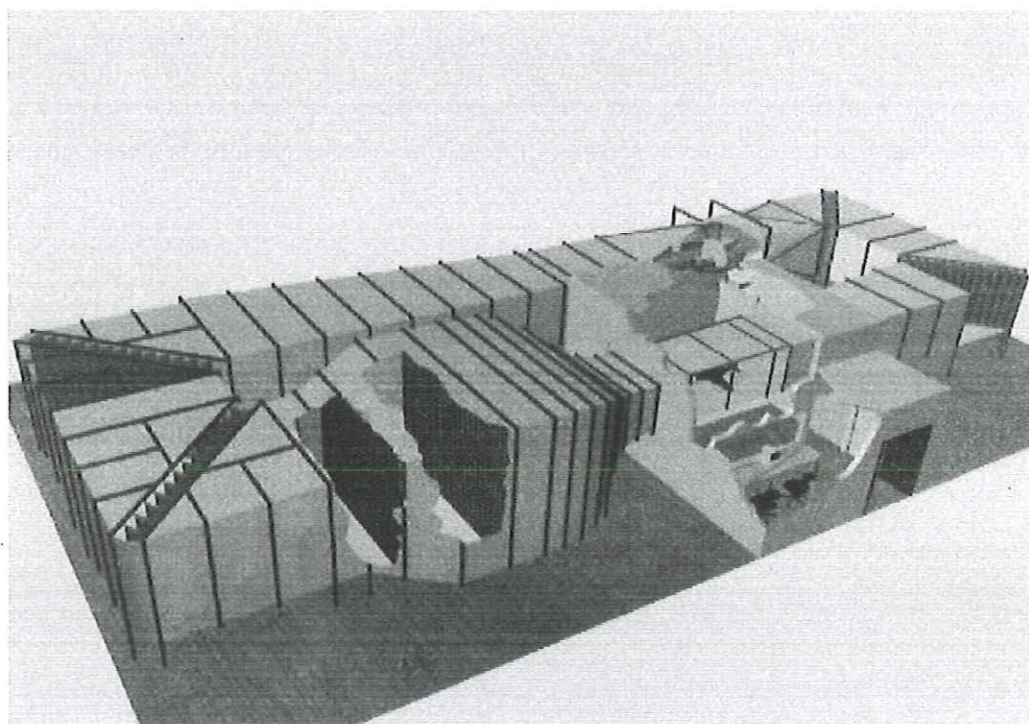


Figura 24. Túnel de vento de circuito fechado. LAE-USP São Carlos.

O modelo foi montado verticalmente na seção de ensaio do túnel de vento (ver Figuras 24 e 25), podendo variar o ângulo de ataque da asa e do flape. A pressão dinâmica do túnel de vento foi medida por um tubo de pitot estático.

A balança aerodinâmica utilizada é capaz de medir forças de sustentação e arrasto através de lâminas metálicas com extensômetros. São duas laminas, cada uma com extensômetros suficientes para formar uma “Ponte de Wheatstone”. As alterações

sentidas pelas lâminas e transmitidas aos extensômetros são transformadas em sinais elétricos da ordem de miliVolts (mV). Esses sinais são amplificados e, então, registrados em um micro-computador através de uma placa de aquisição de dados. Construída no Laboratório de Aerodinâmica da EESC-USP, a balança é feita de alumínio. A balança precisa ser ligada a um cabo aterrado para que não haja interferência nas leituras. Na Figura 25, é apresentada a balança utilizada.

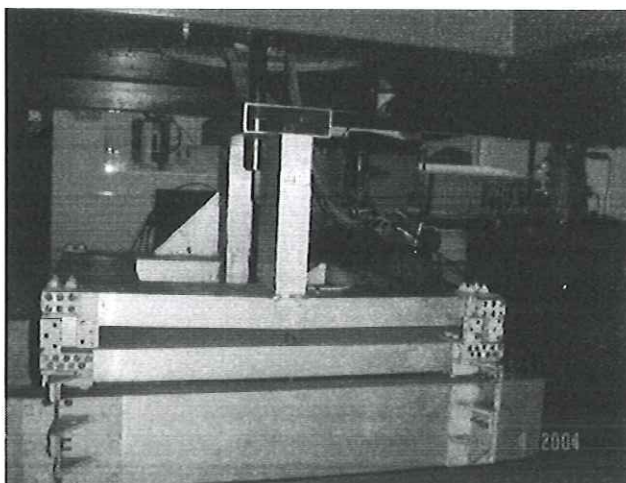


Figura 25. Balança aerodinâmica utilizada sob a câmera de ensaio do túnel de vento.

Para a aquisição dos dados coletados usou-se uma placa de aquisição da “NATIONAL INSTRUMENTS” modelo AT-M10-16X multifuncional de alta taxa de aquisição (100 KHz). Para a leitura dos extensômetros instalados na balança utilizou-se um amplificador de sinais da HBM (“Hottinger Baldwin Messtechnik”) modelo MGC, de grande precisão.

Para as medidas de pressão do elemento principal e flape, foram usados duas “scanivalve” modelo D., mostradas na Figura 26, com condicionadores de sinal modelo SCSG2/+5V/VG. Um micromanômetro tipo Betz (ver Figura 27) de 0,1 mm de H₂O de precisão foi usado na medida da pressão dinâmica.

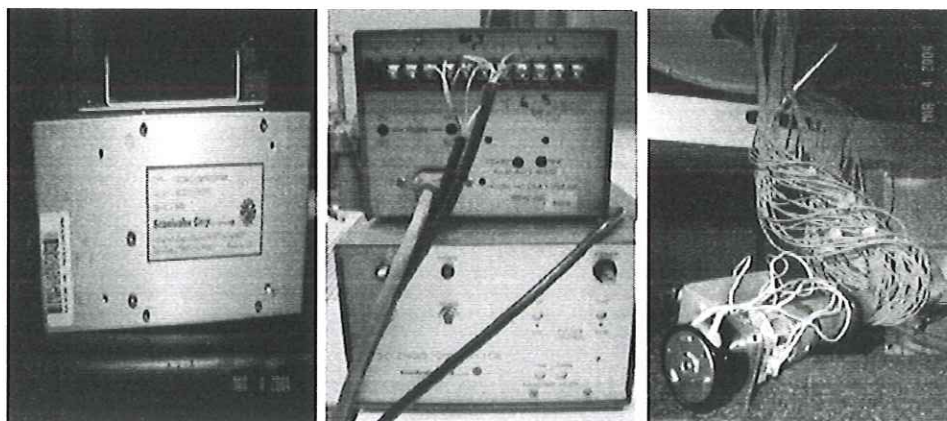


Figura 26. Aparelho de “Scanivalve” para as tomadas de pressão no perfil do modelo.

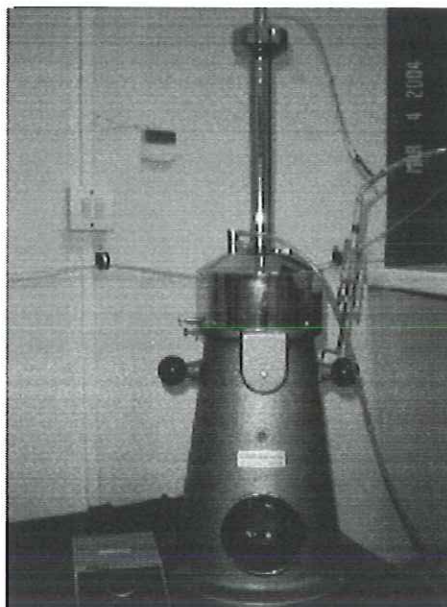


Figura 27. Manômetro de Betz ligado a “Scanivalve” e “pitot” para as medidas da velocidade do escoamento.

O mapeamento do escoamento criado pelo gerador de vórtice na superfície superior do flape foi realizado por um sistema de anemometria a fio quente, cuja sonda foi instalada em um braço mecânico fixo em um posicionador de alta precisão ($\pm 0.1\text{mm}$), sendo todos da marca “Dantec Measurement Technology”, conforme ilustrado na Figura 28.

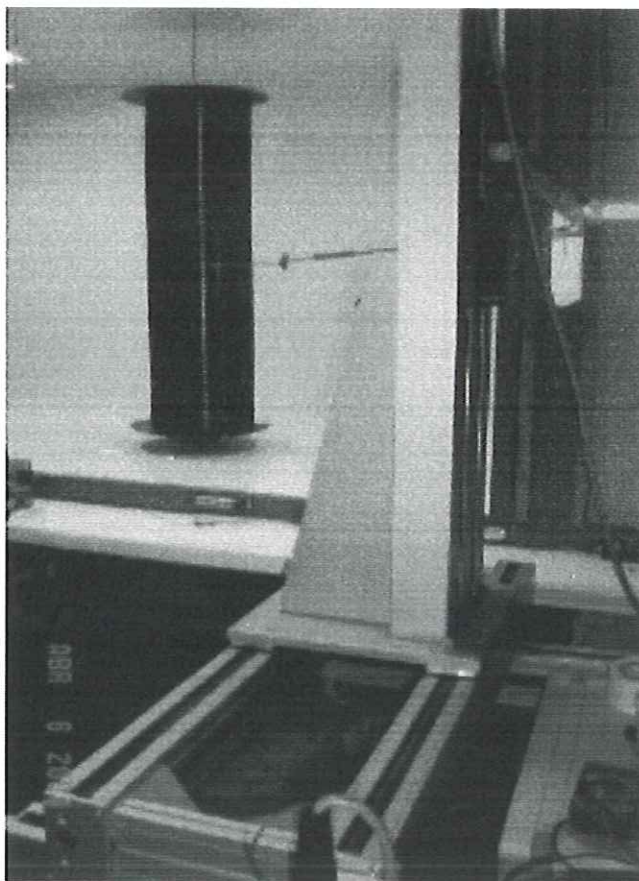


Figura 28. Posicionador de alta precisão “Dantec Measurement Technology” de três eixos.

3.3 PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL

3.3.1 CALIBRAÇÃO DA BALANÇA

O procedimento experimental consiste primeiramente em instalar o conjunto modelo no túnel de vento. Com a calibração da balança aerodinâmica, utilizam-se pesos para gerar forças nas direções das forças de arrasto e sustentação que serão captadas pelos extensômetros instalados nos componentes da balança, lidos pelo sistema de aquisição de dados. A Figura 29 demonstra este sistema montado no túnel de vento.

Feita a calibração da balança, é possível determinar o arrasto e sustentação produzida pelo modelo durante os ensaios.

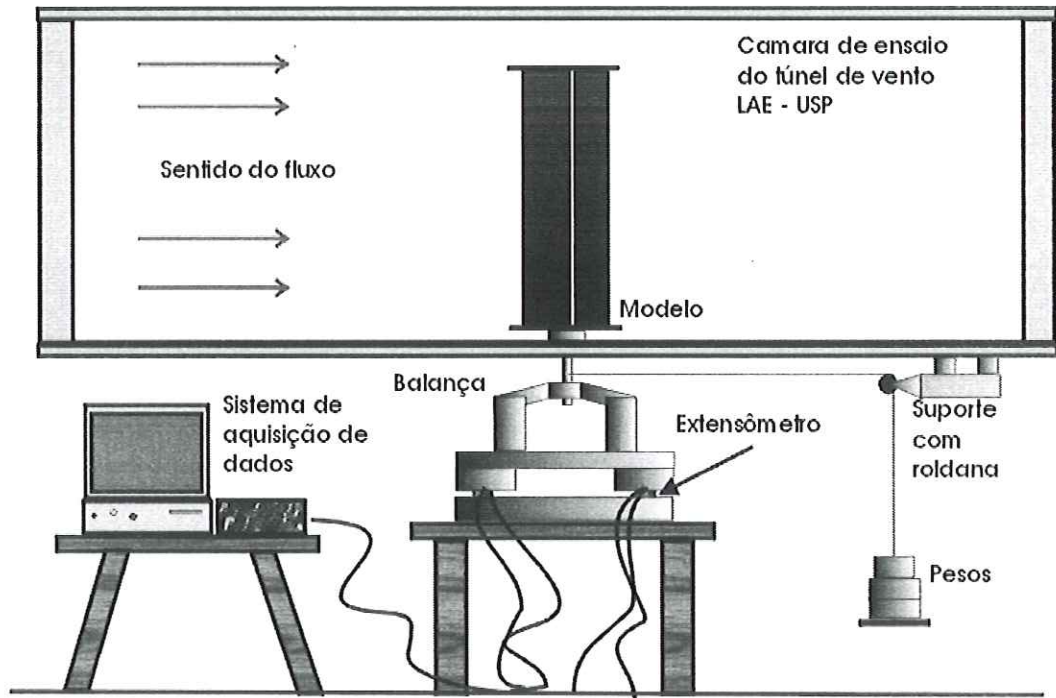


Figura 29. Ilustração do sistema de calibração da balança aerodinâmica.

3.3.2 MEDIDAS DE SUSTENTAÇÃO E ARRASTO

O segundo passo deste trabalho foi analisar os coeficientes de sustentação e arrasto do modelo, para os vários ângulos de ataque, que neste trabalho variaram de -4 até 20 graus para cada configuração do ângulo de ataque do flape. Devido ao fato de essa asa não possuir um perfil aerodinâmico básico com o flape recolhido, o ângulo de ataque zero grau do aerofólio foi determinado a partir da superfície inferior plana do elemento principal (ver Figura 30).

O ângulo de ataque zero grau do flape também foi adotado, o que corresponde a uma linha que se estendesse do bordo de ataque do elemento principal até o bordo de fuga do flape. Essa linha adotada para o ângulo de ataque zero do flape tem 12 graus com relação à referência angular inicial adotada para o aerofólio (ver Figura 30). Esse procedimento foi adotado para todos os experimentos.

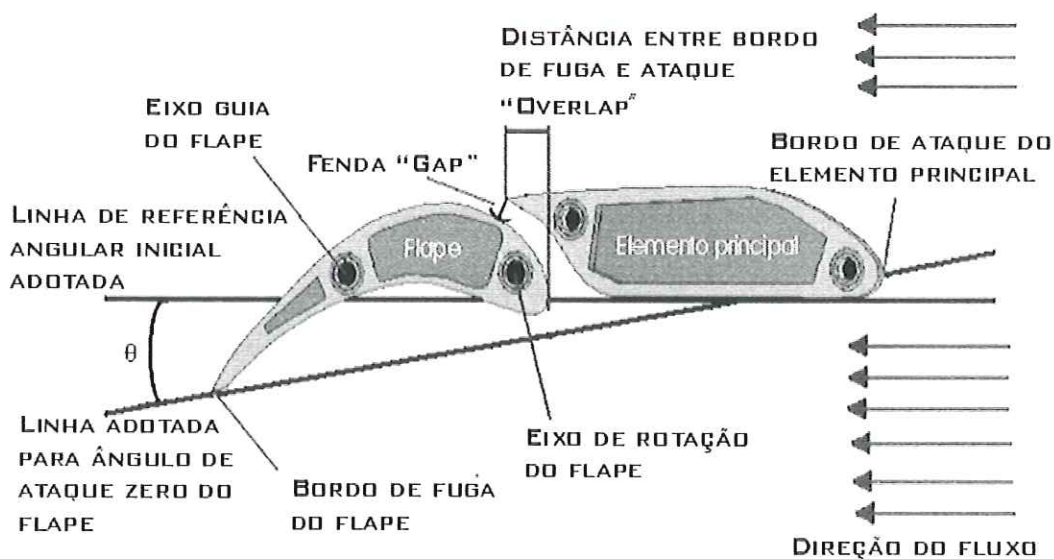


Figura 30. Referência angular inicial adotada.

Os ângulos do flape para os ensaios foram 0, 4, 8 e 12 graus a partir da linha adotada para ângulo de ataque zero do flape. Como o elemento principal é fixo e o eixo de rotação do flape tem certa distância do bordo de ataque do flape, a cada variação do ângulo de ataque do flape, a distância entre o bordo de fuga do elemento principal e o bordo de ataque do flape "overlap", e a fenda "gap" variam, conforme a Tabela 02.

Tabela 02. Variação do "gap e overlap" para os ângulos do flape.

Ângulo Flape	0	4	8	12
"Gap"	8,80mm	9,85mm	10,15mm	10,77mm
"Overlap"	12 mm	12,50mm	13 mm	13,5mm

3.3.3 MEDIDAS DA DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÃO.

Para esses testes, o aerofólio foi equipado com 90 orifícios embutidos, onde cada orifício foi individualmente conectado por tubos de silicone a uma válvula comutadora de pressão tipo “scanivalve”. Nessa etapa, foram realizadas as medidas de pressão dos elementos principal e flape, para se identificarem os pontos de separação da camada limite, entre outros resultados. Uma grande quantidade de configurações para os ângulos testados foi realizada para as medidas da distribuição de pressão. Para cada ângulo do flape (0, 4, 8 e 12 graus), o ângulo de ataque do sistema variou de -4, -2, 0, 4, 6, 8, 10, 12, 16, 18 e 20 graus. Essas configurações foram feitas para o aerofólio com os geradores de vórtices 5% (GV5%) e 3% (GV3%) em relação à corda do elemento principal e sem o gerador de vórtice (SGV), totalizando 132 configurações.

3.3.4 MAPEAMENTO

A quarta etapa consistiu em mapear e determinar as características do escoamento criado pelos geradores de vórtices. Para isso, utilizou-se uma sonda a fio quente ligada a um sistema de anemometria, que, por sua vez, foi ligado na placa de aquisição instalada no computador que controla um posicionador de alta precisão. Para esse experimento, foi necessário travar a asa no túnel de vento com uma barra ligada à chapa circular superior do modelo para que fossem eliminadas vibrações do modelo. Esse sistema de trava não limitou o movimento do flape nem impediu que o modelo testado variasse o ângulo de ataque.

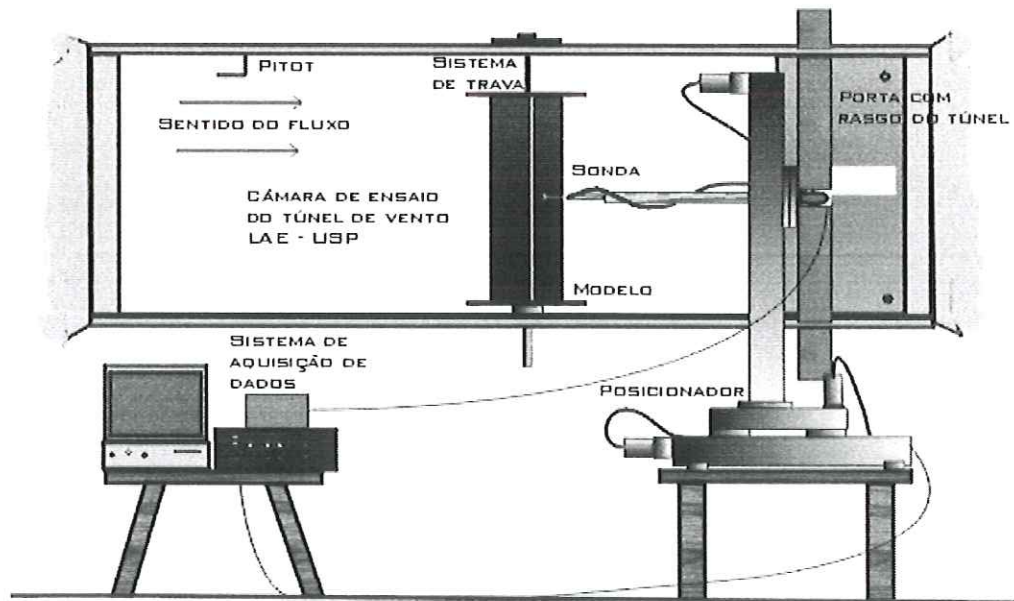


Figura 31. Ilustração da quarta etapa para mapeamento por sonda a fio quente.

O mapeamento foi conduzido em ângulos fixos, sendo o ângulo do flape 12 graus e o ângulo de ataque do modelo 10 graus. Esse procedimento permitiu um mapeamento comparativo com e sem os geradores de vórtices de 3% e 5% instalados no bordo de fuga do elemento principal. Os caminhos percorridos pela sonda a fio quente para o mapeamento do escoamento descreveram uma malha 15x31 pontos. Os quinze pontos do eixo z acompanham a envergadura do modelo. Esses quinze pontos se distanciam em 5 milímetros cada, cobrindo uma faixa 70 milímetros. Os trinta e um pontos do eixo y vão desde o escoamento aerodinâmico livre dos efeitos causados pelo gerador de vórtice até a região de camada limite da superfície superior do flape, em passo de 1 milímetro. A Figura 32 ilustra a malha de pontos que é percorrida pela sonda a fio quente para o mapeamento do escoamento aerodinâmico causado pelos geradores de vórtices. Em cada ponto desta malha foi feita uma leitura pelo sistema de anemometria. A Figura 33 mostra a sonda a fio quente utilizada para o mapeamento da camada limite confluyente, formada pela esteira do bordo de fuga do elemento principal e a camada limite da superfície superior do flape.

A Figura 34 compara o mapeamento realizado com e sem a utilização do bordo de fuga serrilhado.

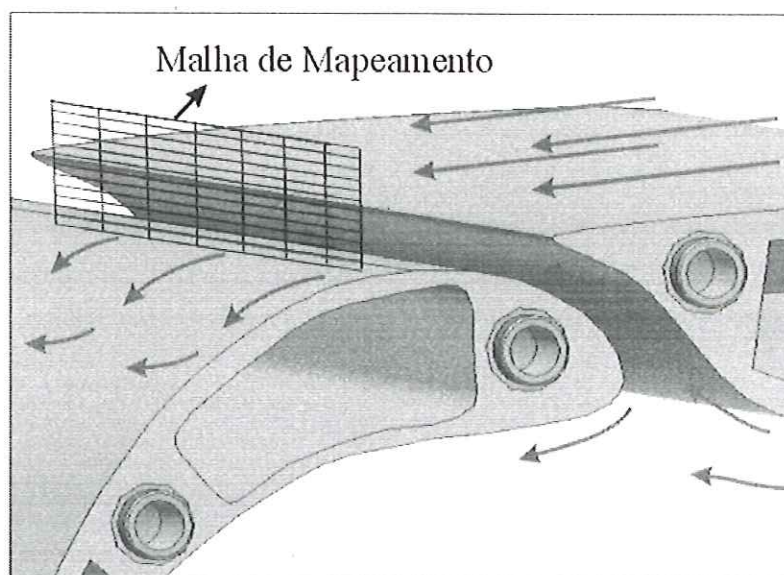


Figura 32. Tipo de malha de mapeamento percorrido pela sonda.

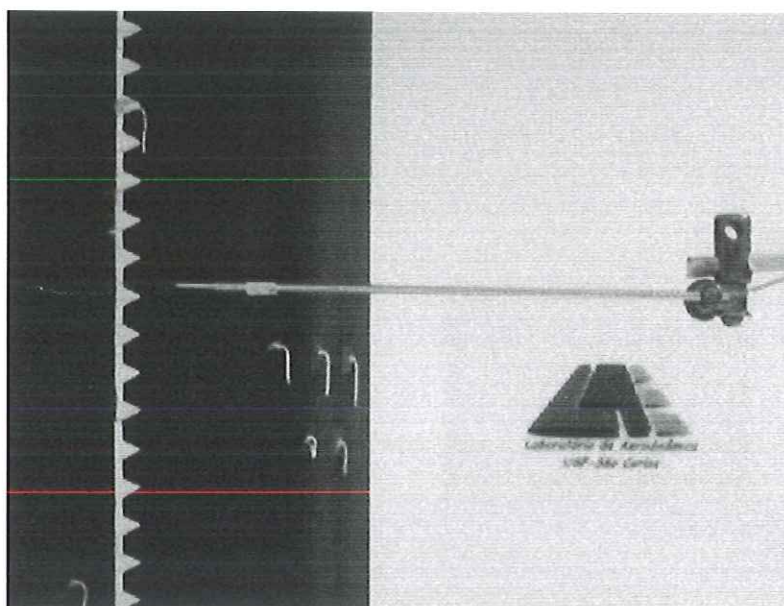


Figura 33. Sonda a fio quente para mapeamento do escoamento criado pelo gerador de vórtice.

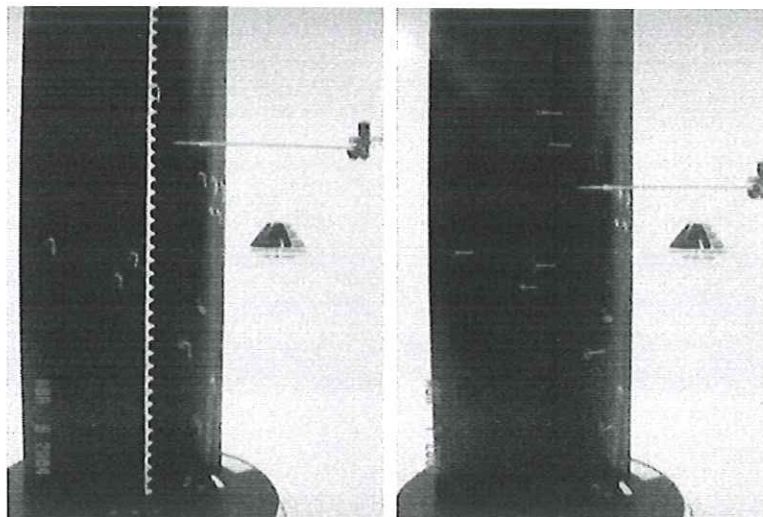


Figura 34. Modelo e sonda instalada no túnel de vento para mapeamento com e sem geradores de vórtice.

3.3.5 VISUALIZAÇÃO DO ESCOAMENTO

A quinta e última etapa realizada neste trabalho foi a visualização utilizando Naftaleno adicionado a um solvente químico. Essa mistura foi borrifada através de um revólver de pintura, que aplica uma camada de Naftaleno de forma homogênea na superfície superior do modelo. Logo em seguida, liga-se o túnel de vento, fazendo com que o Naftaleno sublime mais rapidamente nas regiões de escoamento turbulento, realçando as frentes de transição e separação. A Figura 35 mostra a aplicação desse método.

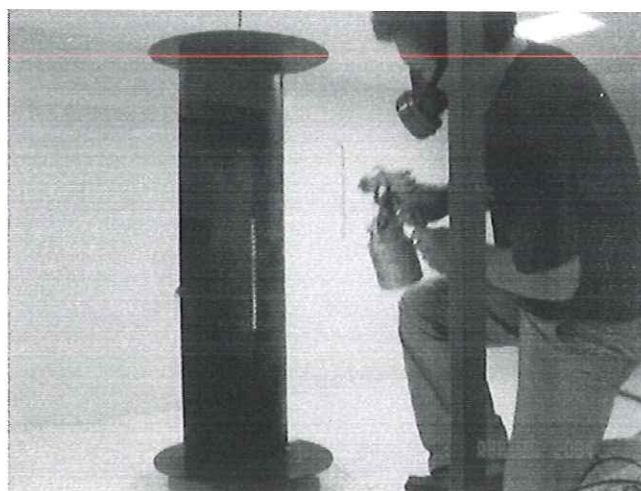


Figura 35. Aplicação do Naftaleno dissolvido para visualização dos efeitos aerodinâmicos dos geradores de vórtices.

4. RESULTADOS E DISCUSSÃO

4.1 INTRODUÇÃO

Devido à complexidade da interação escoamento-corpo, a determinação teórica das cargas aerodinâmicas (forças e momentos) é muitas vezes imprecisa. Apesar do desenvolvimento da aerodinâmica computacional, algumas configurações exigem o uso do túnel de vento para a medição das cargas em condições próximas àquelas em que o corpo será utilizado. Para os ensaios de uma aeronave em túnel, por exemplo, constrói-se um modelo geometricamente idêntico e em escala reduzida. Há, ainda, dois parâmetros, denominados número de Reynolds e número de Mach, que devem ser iguais para a situação real e do modelo. Com as condições acima respeitadas, garante-se a semelhança entre os escoamentos em uma aeronave e no seu correspondente modelo ensaiado em túnel.

Para esclarecer os resultados obtidos com a utilização dos geradores de vórtice tipo serrilhado proposto para este trabalho, o presente capítulo apresenta os resultados obtidos já com suas devidas correções (apêndice I) para os cálculos de incerteza de arrasto, sustentação e Reynolds. Os ensaios comparativos se dividem da forma como foram realizados seqüencialmente os experimentos: balança aerodinâmica, tomada de pressão, mapeamento do escoamento e visualização.

Os resultados foram trabalhados e estão apresentados de forma a permitir ao leitor uma ampla visão das características aerodinâmicas impostas pelo bordo de fuga serrilhado no modelo testado.

4.2 CORREÇÃO DO TÚNEL DE VENTO.

Os valores obtidos com a balança aerodinâmica necessitam de uma pequena correção para o arrasto, devido ao efeito causado pelas paredes do túnel de vento, diminuindo o número de Reynolds conforme o aumento do ângulo de ataque. POPE & RAE (1984) apresentam em seu livro, no capítulo 6, uma metodologia para a correção completa e de simples uso para testes bidimensionais e tridimensionais em túneis de vento. A geometria da câmara de ensaio do túnel de vento e suas paredes provocam limitações no escoamento de ar, impedindo que este se expanda ao passar pelo corpo em teste. A presença de um modelo na seção de teste reduz a área para a passagem do escoamento; esta área menor induz um aumento da velocidade do escoamento sobre o modelo. Este aumento de velocidade, que pode ser considerado como constante sobre o modelo com proporções normais, é chamado de bloqueio sólido. Para este trabalho devem ser aplicadas as correções utilizando-se o método tridimensional, devido às placas da base inferior e superior. Estas correções não foram aplicadas devido ao aspecto comparativo entre os resultados com e sem os serrilhados.

4.3 MEDIDAS COM A BALANÇA AERODINÂMICA.

O gráfico da Figura 36, C_L vs α , para flape com 12 graus e $Re_c = 340000$ mostra um aumento no C_L para todos os ângulos de ataque do elemento principal. O efeito da utilização desse gerador de vórtice serrilhado aumenta o $C_{Lm\acute{a}x}$ de 2,938 sem o gerador (SGV) para o $C_{Lm\acute{a}x}$ de 3,061 com o gerador de 5% de comprimento da corda do elemento principal (GV5%). Esse aumento é equivalente a um ganho no $C_{Lm\acute{a}x}$ de 4,02%. Isso para um ângulo de ataque em 18 graus. Para o ângulo de ataque -4 graus, o aumento do C_L é mais significativo, sendo para o (GV5%) $C_L = 1,70$ com ganho de 18,23% e para (GV3%) $C_L = 1,52$ com aumento de 8,55%. O (GV3%) apresenta um ganho real apenas para os ângulos -4 e 20 graus, os outros resultados estão dentro do erro de medida, não havendo, portanto, aumento do C_L para o (GV3%). O ângulo de estol para todas as configurações foi de 18 graus.

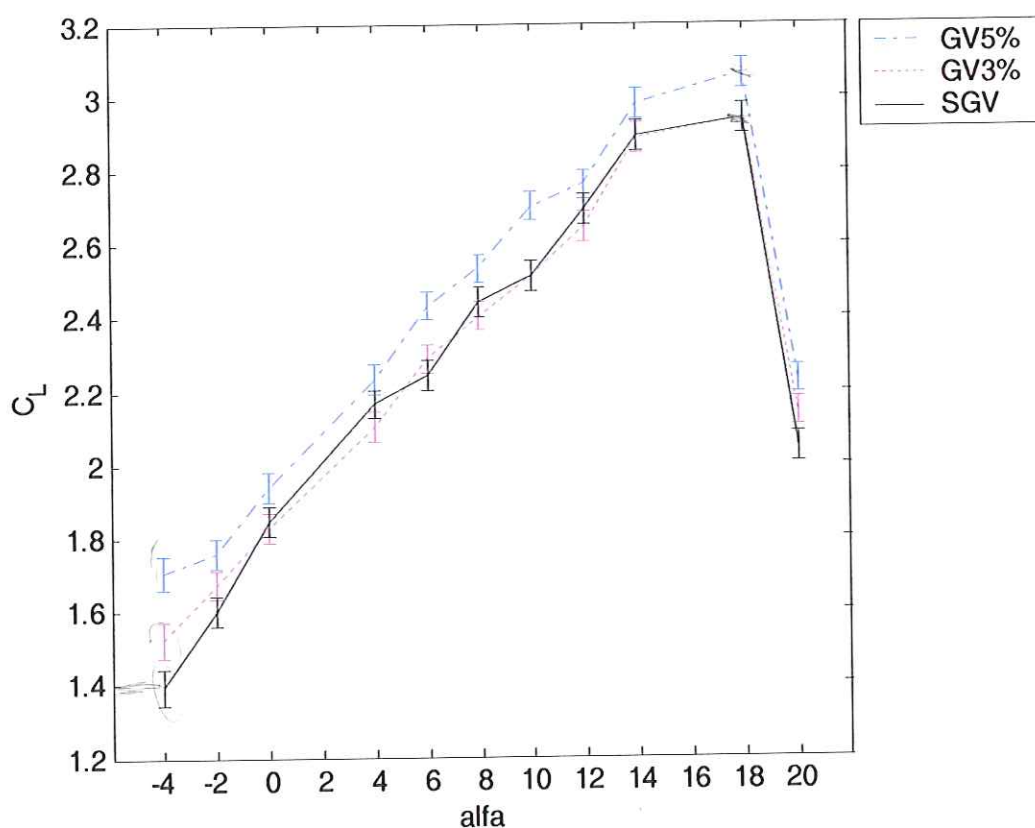


Figura 36. Efeito do gerador de vórtice serrilhado sobre o coeficiente de sustentação para um ângulo de ataque do flape de 12 graus. Comparação das diferentes configurações para $Re_c = 340000$.

O gráfico da Figura 37, C_D vs α , apresenta um menor coeficiente de arrasto para a configuração com (GV5%), (GV3%) e (SGV), respectivamente. As diferenças entre esses valores são menores para os baixos ângulos de ataque. O uso do (GV5%) só não diminui o coeficiente de arrasto no ângulo de ataque em $\alpha = -4$ por estar dentro do erro de medida. Para todos os outros ângulos de ataque, os resultados mostram uma diminuição considerável no C_D com a utilização do (GV5%). Para o (GV3%) não há uma diminuição do C_D entre os ângulos -4 e 4 por estarem dentro da medida de erro, conforme a Figura 37.

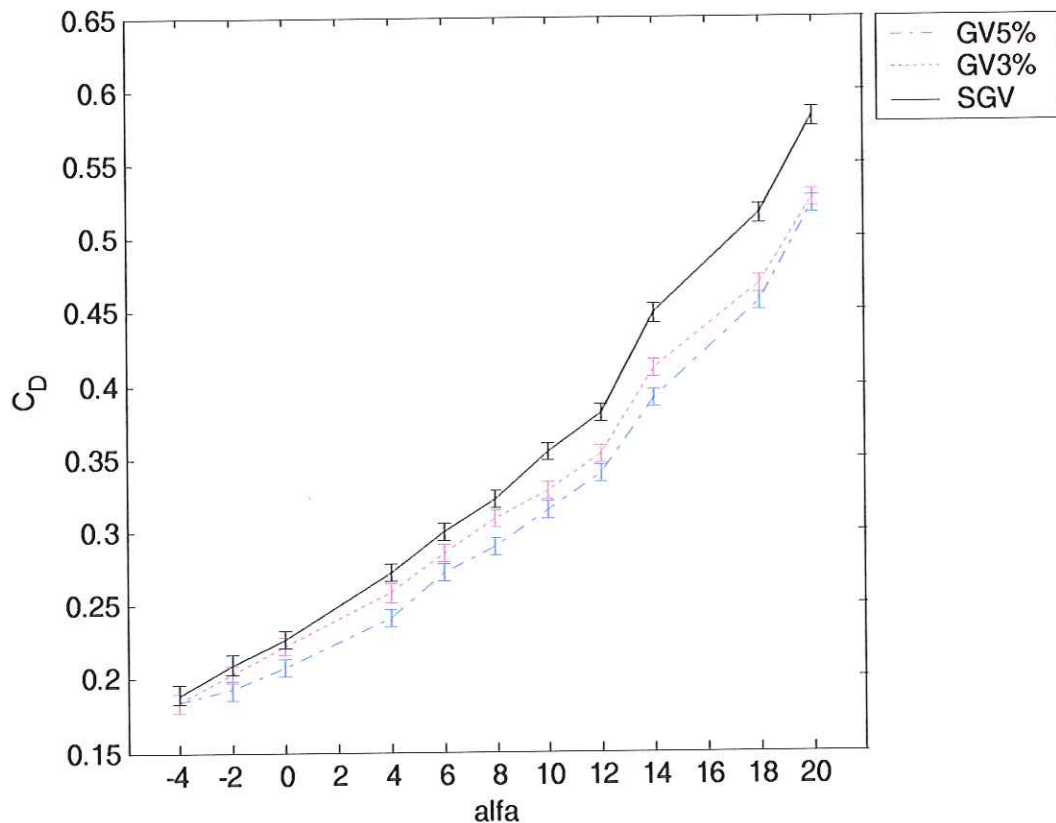


Figura 37. Figura. Efeito do gerador de vórtice serrilhado sobre o coeficiente de arrasto para um ângulo de ataque do flape de 12 graus. Comparação das diferentes configurações para $Re_c = 340000$.

Analisando os gráficos das Figuras 36 e 37, podemos observar que, com a utilização do (GV5%), há uma melhor eficiência aerodinâmica devido ao aumento do coeficiente de sustentação e uma diminuição do coeficiente de arrasto. Esses benefícios aerodinâmicos proporcionados pelos coeficientes de C_L e C_D ficam bem evidenciados no gráfico da Figura 38 (C_L / C_D vs α).

Na Figura 38, a melhor eficiência aerodinâmica para o flape com 12 graus aponta para $\alpha = 0^\circ$ do (GV5%), com um C_L / C_D de 9,36 e um ganho da máxima eficiência em 13% em comparação com o (SGV). Muito próximo a esse valor, o ângulo 4 graus possui um $C_L / C_D = 9,24$. Esses valores se caracterizam por uma melhor razão de subida.

Para o (GV3%) da Figura 38, há uma melhora na eficiência aerodinâmica apenas para o ângulo de ataque -4 . O restante das medidas encontra-se dentro dos erros de medidas.

Os resultados da Figura 38 também apontam para uma melhor eficiência aerodinâmica para os baixos ângulos de ataque e uma tendência a uma menor eficiência para os altos ângulos de ataque do aerofólio.

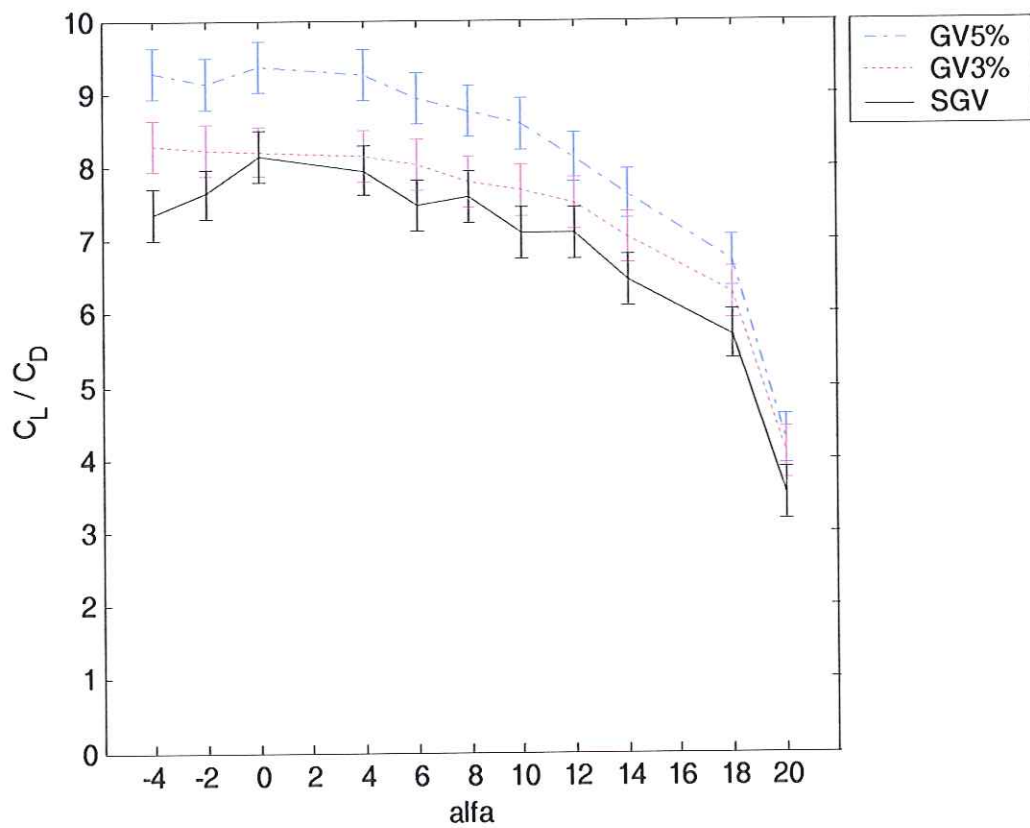


Figura 38. C_L / C_D vs ângulo de ataque do elemento principal com um ângulo de ataque do flape em 12 graus. Comparação da eficiência com diferentes configurações para $Re_c = 340000$.

4.4 RESULTADOS OBTIDOS COM TOMADAS DE PRESSÃO

A Figura 39 mostra que os resultados das tomadas de pressões na superfície superior do elemento principal para os (GV5%) e (GV3%) obtêm uma perda da sucção em relação ao (SGV). As tomadas de pressão do flape na Figura 39 não demonstram um atraso na separação da camada limite, mas obtêm-se um aumento considerável da sucção e um aumento do pico de sucção para os (GV5%) em comparação com o pico de sucção dos (GV3%) e (SGV). O aumento do pico de sucção no elemento principal e no flape pode ser explicado pelo aumento da circulação sobre o aerofólio causado pela utilização dos geradores de vórtices (GV), o que é visto nos outros gráficos de pressão apresentados mais adiante.

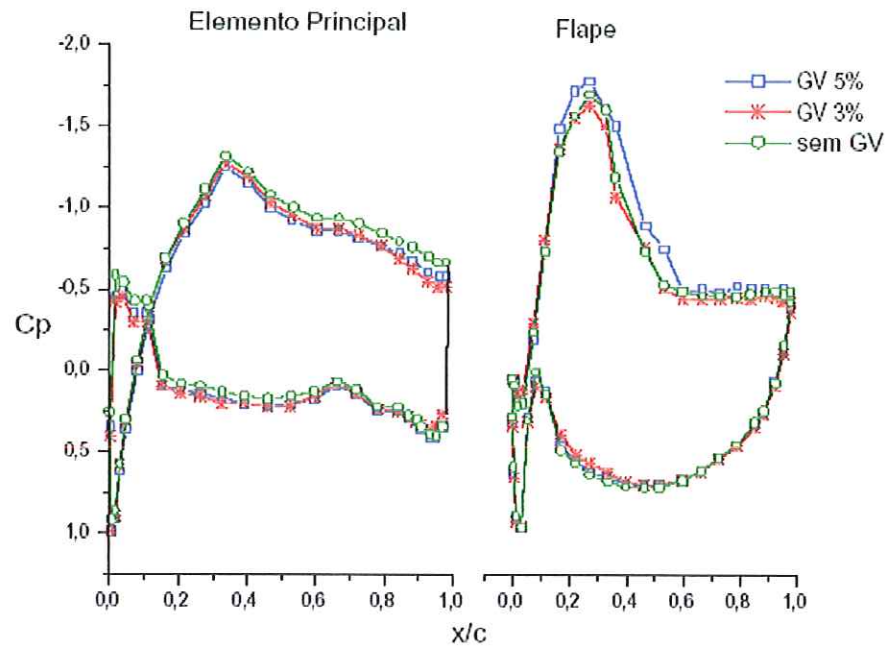


Figura 39. C_p vs. x/c com ângulo de ataque de -4 graus e ângulo de ataque do flape de 4 graus. Comparação das configurações com e sem os geradores de vórtices, para $Re_c = 395000$.

Já na Figura 40, os usos dos (GV) não alteram significativamente as distribuições de pressão ao longo do perfil do elemento principal, mas para o flape há uma maior influência dos (GV). A partir da Figura 40, podemos observar também que um pequeno aumento da velocidade de escoamento na superfície superior do bordo de fuga do elemento principal faz com que haja um maior aumento da sucção na superfície superior do flape. A distribuição de pressão do flape na Figura 40 demonstra um atraso na separação da camada limite com a utilização do (GV5%) de 10,6 % em relação ao (SGV). Essa configuração obteve um aumento considerável da sucção e do pico de sucção para com o (SGV). O pico de sucção na superfície superior do flape com a utilização do (GV5%) aumentou 16,5% em comparação ao (SGV).

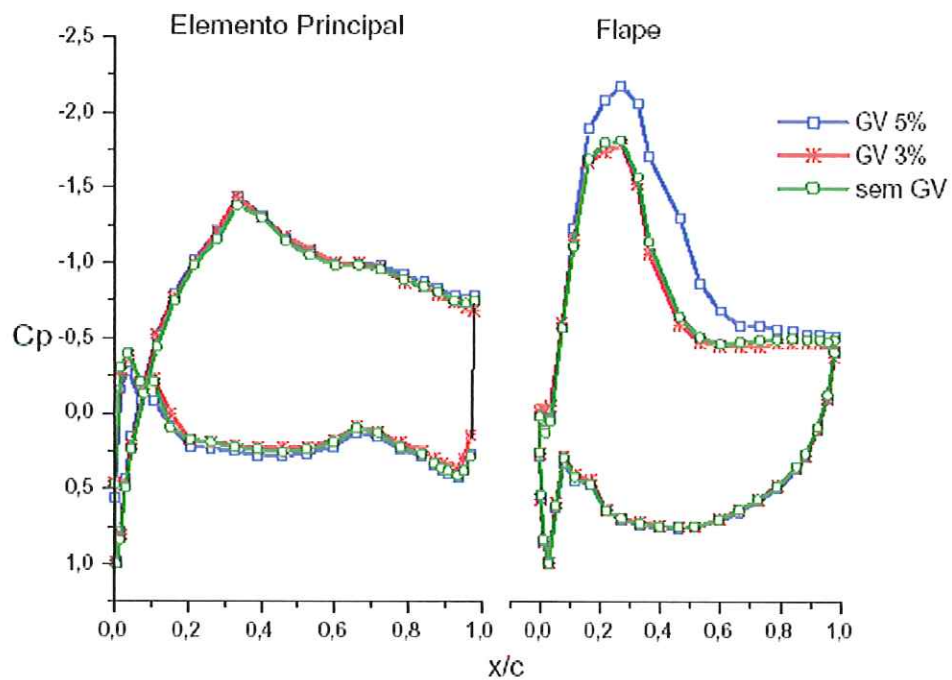


Figura 40. C_p vs. x/c com ângulo de ataque de -4 graus e ângulo de ataque do flape em 8 graus. Comparação das configurações com e sem os geradores de vórtices, para $Re_c = 385000$.

A Figura 41 para o gráfico (C_p vs x/c) apresenta resultados semelhantes aos das tomadas de pressão da Figura 39. Na superfície superior do elemento principal para os (GV5%) e (GV3%), obtêm-se uma perda da sucção em relação ao (SGV). Para as

tomadas de pressão do flape na Figura 41, há um atraso na separação da camada limite de 23,3 % com o uso dos (GV5%) em comparação com o (SGV). Os resultados também mostram um aumento considerável da sucção e do pico de sucção para com o (SGV). O pico de sucção do aerofólio com a utilização do (GV5%) aumentou 7,4 % em comparação ao (SGV).

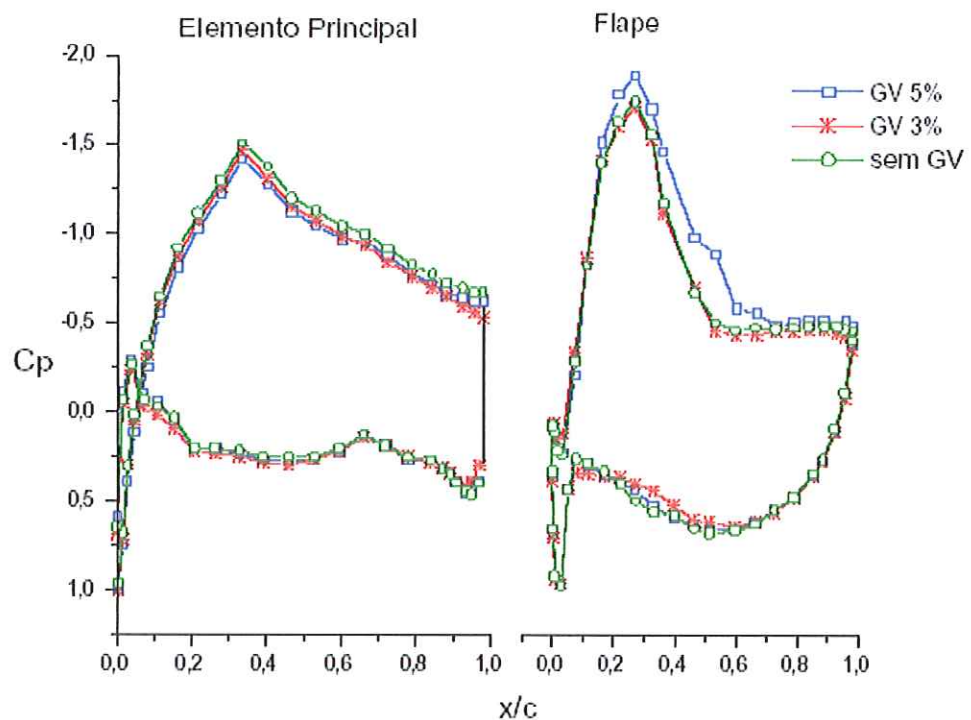


Figura 41. C_p vs. x/c com ângulo de ataque de -2 graus e ângulo de ataque do flape em 4 graus. Comparação das configurações com e sem os geradores de vórtices, para $Re_c = 395000$.

Na Figura 42, o (GV5%) teve um aumento de sucção no elemento principal em comparação com o aerofólio sem o gerador de vórtice (SGV). As tomadas de pressão do flape da Figura 42 demonstram um atraso de 16,6% na separação da camada limite com a utilização do (GV5%) e um aumento considerável do pico de sucção de 15,7% em relação ao (SGV).

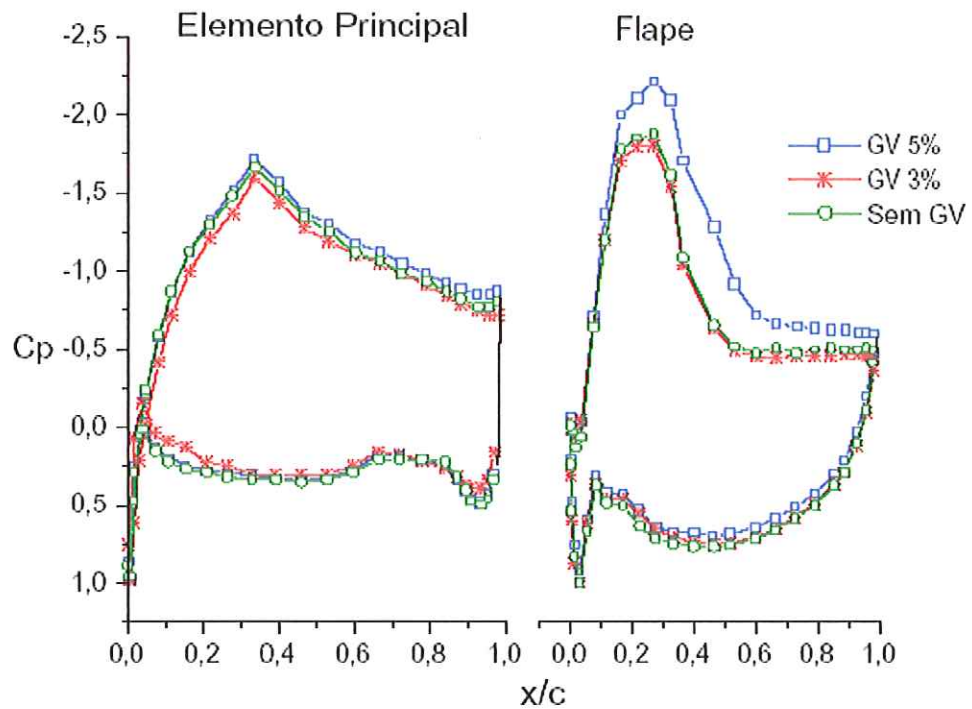


Figura 42. C_p vs. x/c com ângulo de ataque de -2 graus e ângulo de ataque do flape em 8 graus. Comparação das configurações com e sem os geradores de vórtices, para $Re_c = 385000$.

O aumento de sucção para o elemento principal e o flape foi determinado pela integração da diferença de pressão.

Para os ângulos negativos, não há aparecimento de bolha de separação nem há mudança do ponto de estagnação com o uso dos (GV) serrilhados. Os resultados das tomadas de pressão indicam que, conforme o aumento do ângulo de ataque, os pontos de estagnação caminham para uma região da superfície inferior, como era esperado.

Para as Figuras 43 e 44 com ângulo de ataque do elemento principal em 0 grau, também observamos para a distribuição de pressão do flape um aumento da sucção, aumento da separação da camada limite e aumento do pico de sucção com o uso do GV5%.

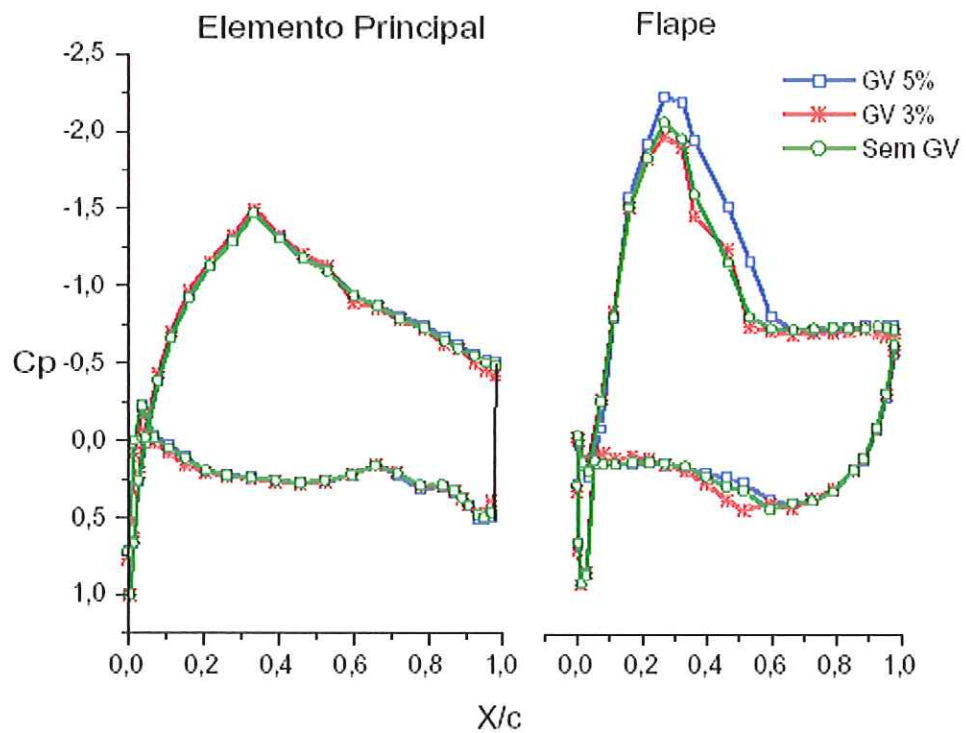


Figura 43. C_p vs. x/c com ângulo de ataque de 0 grau e ângulo de ataque do flape em 0 grau. Comparação das configurações com e sem os geradores de vórtices, para $Re_c = 400000$.

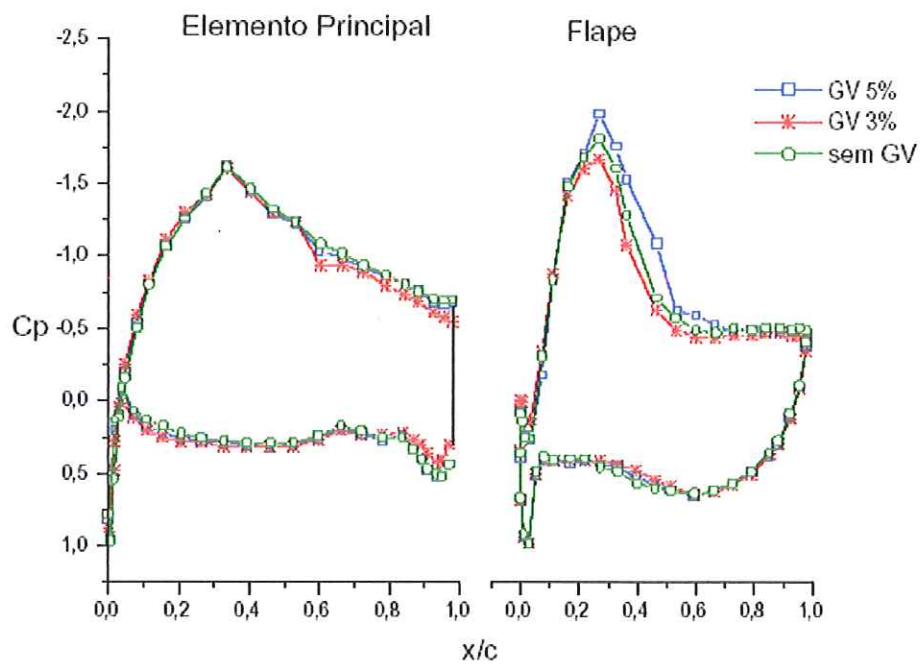


Figura 44. C_p vs. x/c com ângulo de ataque de 0 grau e ângulo de ataque do flape em 4 graus. Comparação das configurações com e sem os geradores de vórtices, para $Re_c = 390000$.

Para ângulos de ataque positivos podemos observar nas Figuras 45, 46, 47, 48, 49, 50 e 51 o aparecimento de uma bolha de separação na superfície superior do elemento principal. Essa bolha tende a diminuir conforme aumentamos o ângulo de ataque, e pode-se afirmar que o uso dos (GV5%) e o (GV3%) no bordo de fuga do elemento principal não afeta consideravelmente o tamanho da bolha.

Também nas Figuras 45, 46, 47, 48 e 49, para os ângulos positivos observamos na superfície superior do elemento principal, tanto para (SGV), (GV3%) e (GV5%), o aparecimento de separação laminar, ponto de transição e um recolamento da camada limite pela injeção de turbulência. O uso dos geradores nas suas diversas configurações não apresenta mudanças na separação laminar, nos pontos de transição nem no ponto de recolamento pela injeção de turbulência.

No gráfico da Figura 45 para ângulo de ataque do elemento principal em 4 graus e flape em 0 grau, não temos aumento da sucção no elemento principal com a utilização dos (GV5%) e (GV3%). Para os resultados do flape com o uso do (GV5%), obteve-se um atraso na separação da camada limite de 10%, mantendo-se o pico de sucção bem próximo ao (SGV).

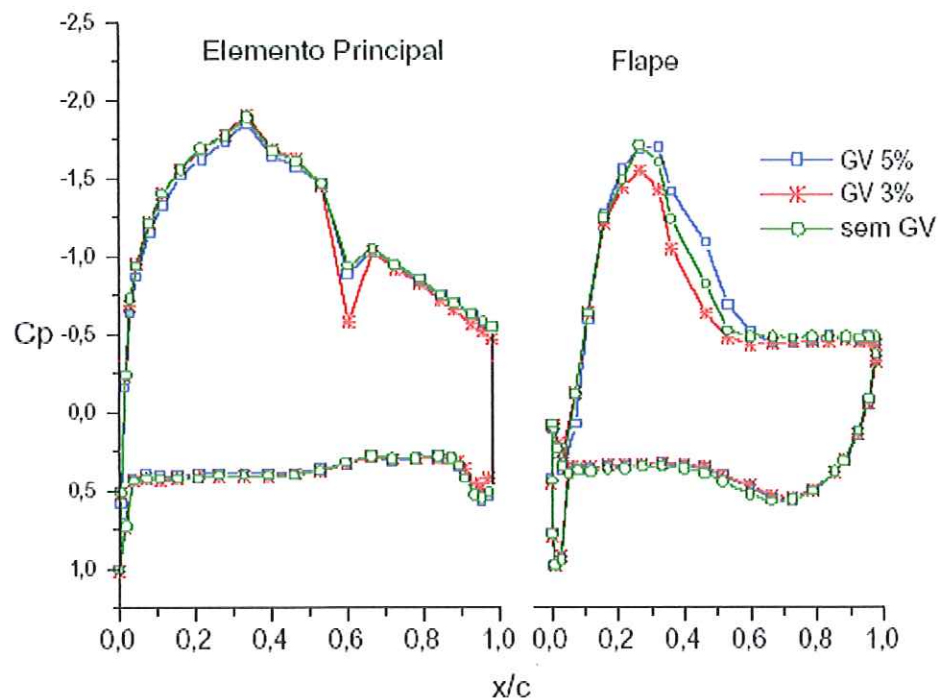


Figura 45. C_p vs. x/c com ângulo de ataque de 4 graus e ângulo de ataque do flape em 0 grau. Comparação das configurações com e sem os geradores de vórtices, para $Re_c = 400000$.

No gráfico da Figura 46 para ângulo de ataque do elemento principal em 4 graus e flape de 4 graus, podemos observar um grande aumento da sucção do gradiente de pressão favorável no elemento principal com o uso dos (GV5%) e (GV3%), sendo os maiores ganhos da sucção de pressão no elemento principal. Em oposição a esses resultados para o flape, o uso do (GV5%) não atrasou a separação da camada limite, mas causou um aumento do pico de sucção de 6% em comparação à configuração sem o gerador (SGV).

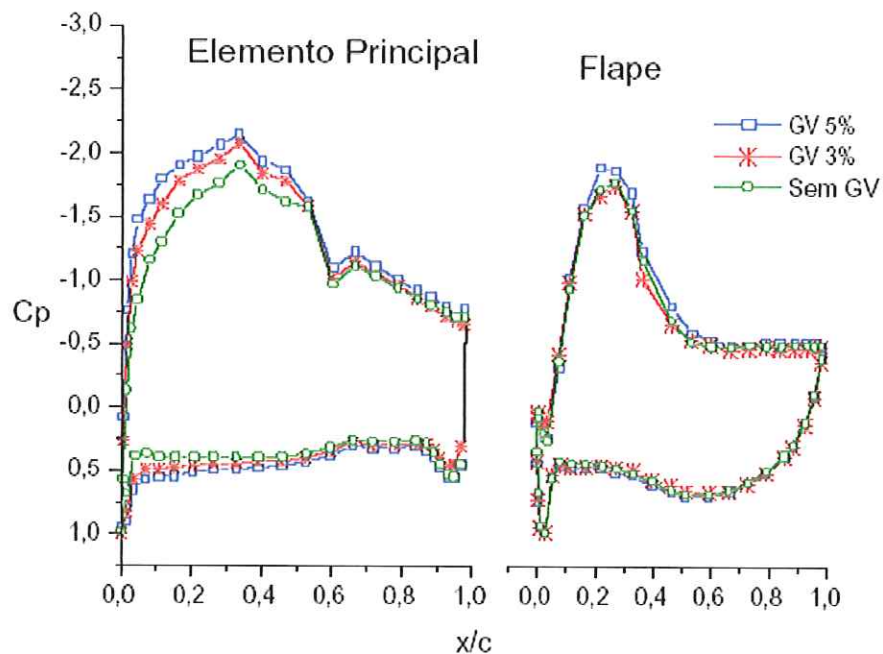


Figura 46. C_p vs. x/c com ângulo de ataque de 4 graus e ângulo de ataque do flape em 4 graus. Comparação das configurações com e sem os geradores de vórtices, para $Re_c = 390000$.

No gráfico da Figura 47, podemos observar um aumento da sucção no elemento principal com o uso dos (GV5%) e (GV3%). Esse gráfico também indica que, a partir desse ângulo de ataque, há um aumento no tamanho da bolha de separação na superfície do elemento principal. Para os resultados do flape com a utilização dos (GV5%), não é seguro afirmarmos que houve um atraso no descolamento da camada



limite. Porém, manteve-se o pico de sucção igual ao (SGV), mas com um pequeno aumento da sucção no flape.

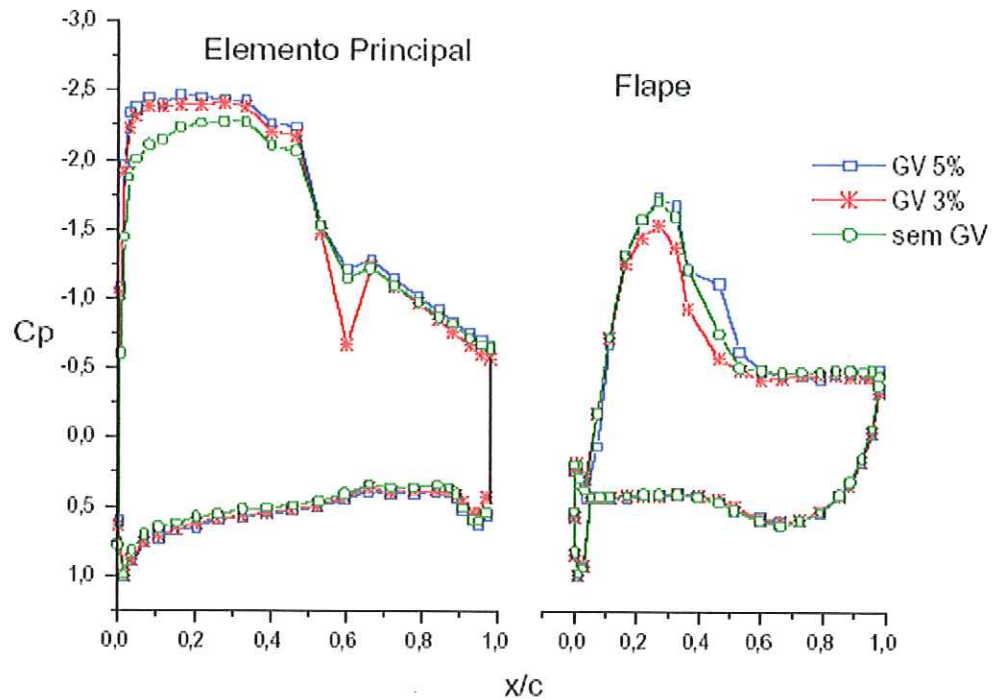


Figura 47. C_p vs. x/c com ângulo de ataque de 8 graus e ângulo de ataque do flape em 0 grau. Comparação das configurações com e sem os geradores de vórtices, para $Re_c = 400000$.

No gráfico da Figura 48, não há aumento da sucção de pressão no elemento principal com o uso dos (GV5%) e (GV3%). Em contrapartida, para o flape, o uso dos (GV5%) atrasou a separação da camada limite em 10% sem aumento do pico de sucção, mas compensado por um significativo aumento da sucção.

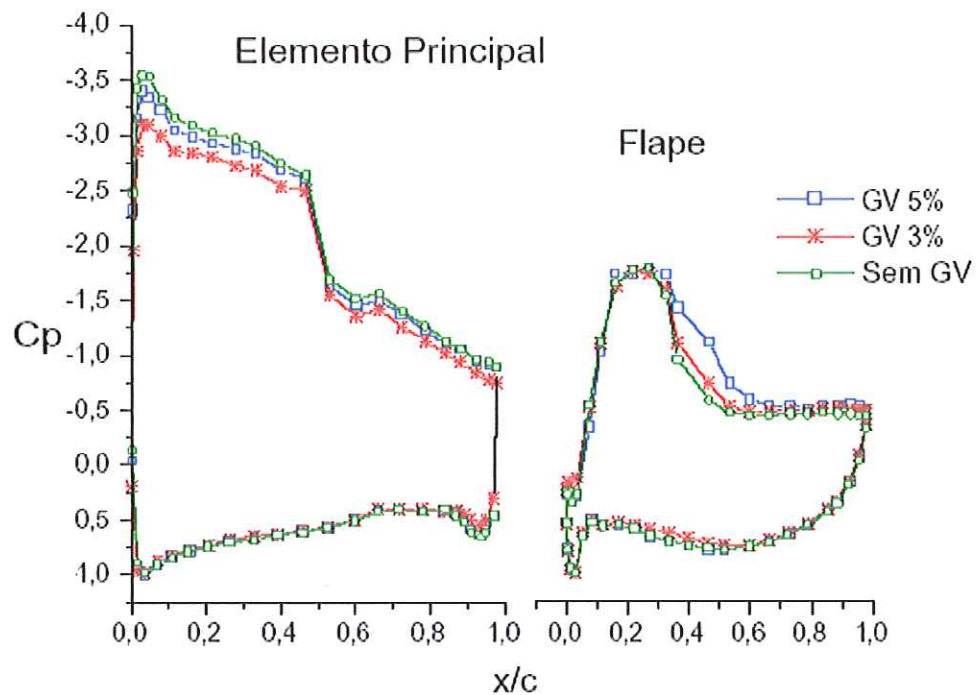


Figura 48. C_p vs. x/c com ângulo de ataque de 10 graus e ângulo de ataque do flape em 4 graus. Comparação das configurações com e sem os geradores de vórtices, para $Re_c = 390000$.

No gráfico da Figura 49, podemos observar um aumento do pico de sucção no elemento principal com o uso dos (GV5%). Para os resultados do flape, o (GV5%) obteve um atraso de aproximadamente 25% na separação da camada limite com relação à corda do flape, mantendo o pico de sucção igual ao (SGV). Entretanto, há um ganho da sucção com o uso dos (GV5%) e (GV3%).

No gráfico da Figura 50, não há aumento da sucção no elemento principal com a utilização dos (GV5%) e (GV3%). Em oposição a esses resultados do elemento principal, quanto ao flape, o uso dos (GV5%) atrasou o descolamento da camada limite em 10% com um aumento do pico de sucção e da sucção.

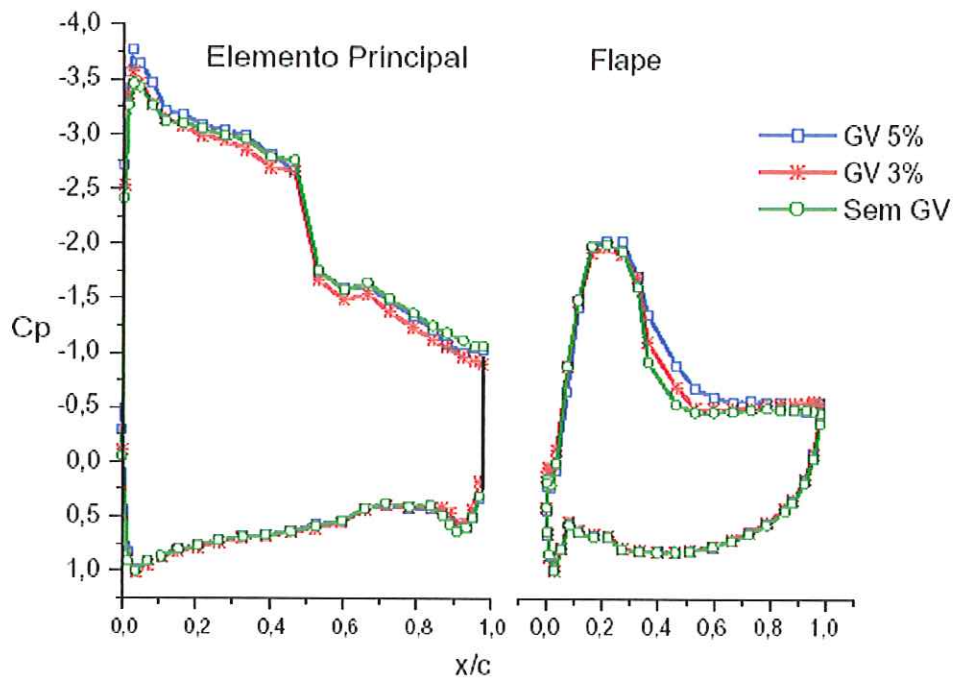


Figura 49. C_p vs. x/c com ângulo de ataque de 10 graus e ângulo de ataque do flape em 8 graus. Comparação das configurações com e sem os geradores de vórtices, para $Re_c = 380000$.

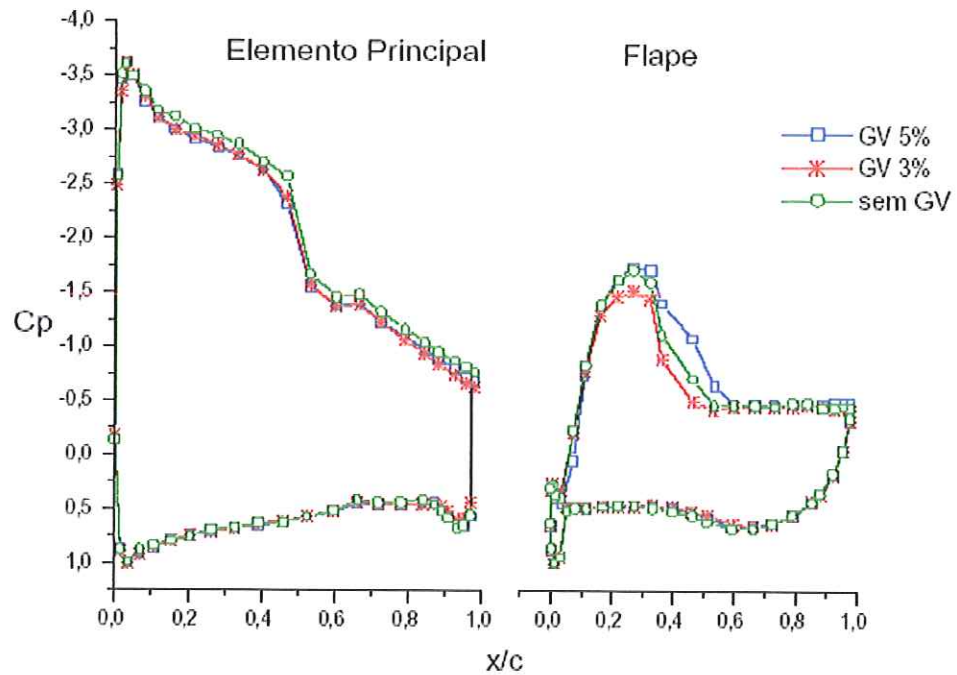


Figura 50. C_p vs. x/c com ângulo de ataque de 12 graus e ângulo de ataque do flape em 0 grau. Comparação das configurações com e sem os geradores de vórtices, para $Re_c = 395000$.

No gráfico da Figura 51 para ângulo de ataque do elemento principal em 12 principal para os (GV5%) e (GV3%). Para os resultados do flape, o (GV5%) obteve um atraso no descolamento da camada limite de 25%, com um pequeno ganho no pico de sucção e um aumento considerável da sucção para o (GV5%).

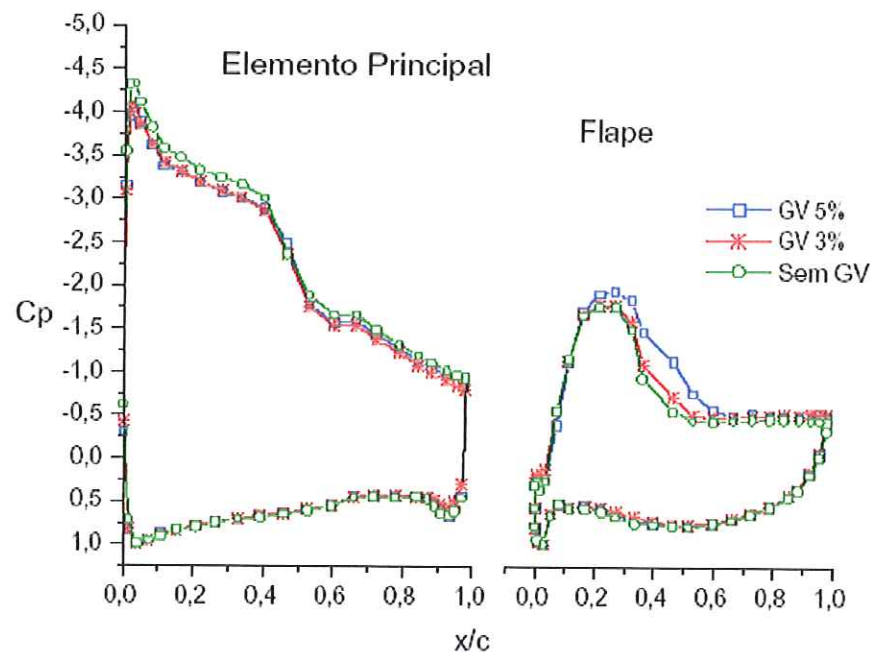


Figura 51. C_p vs. x/c com ângulo de ataque de 12 graus e ângulo de ataque do flape em 4 graus. Comparação das configurações com e sem os geradores de vórtices, para $Re_c = 390000$.

No gráfico da Figura 52, não temos aumento da sucção no elemento principal com o uso dos (GV5%) e (GV3%) e podemos dizer que o pico de sucção não se altera. Mas para o gráfico da Figura 54, há um leve aumento da sucção e do pico de sucção com a utilização dos (GV5%) e (GV3%). Para os resultados do flape nas Figuras 52, 53 e 54, o uso dos GV5% e GV3% não causa atraso no descolamento da camada limite e diminui consideravelmente o pico de sucção.

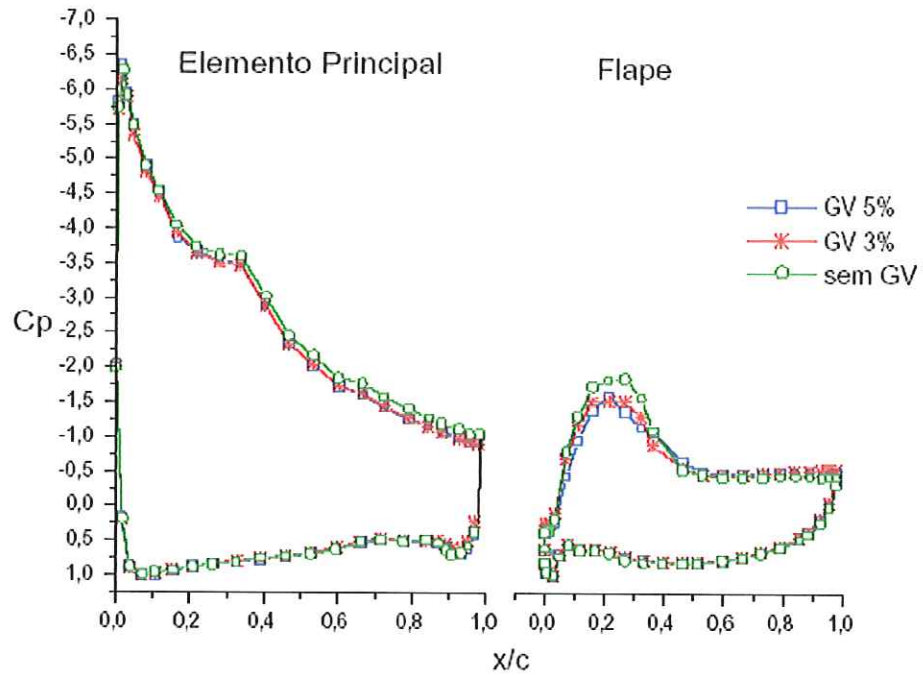


Figura 52. C_p vs. x/c com ângulo de ataque de 16 graus e ângulo de ataque do flape em 4 graus. Comparação das configurações com e sem os geradores de vórtices, para $Re_c = 390000$.

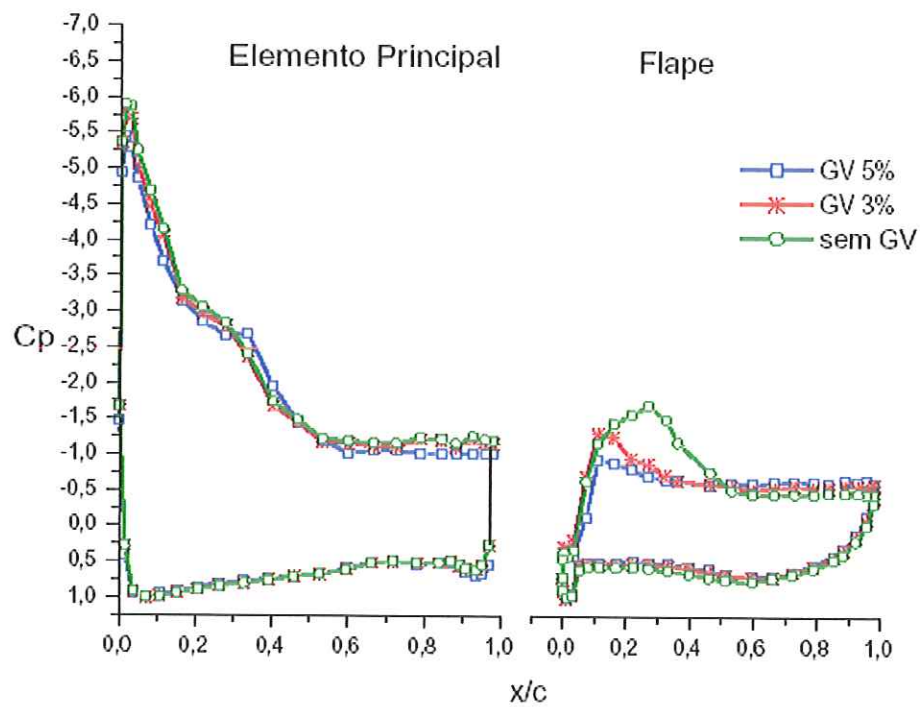


Figura 53. C_p vs. x/c com ângulo de ataque de 18 graus e ângulo de ataque do flape em 0 grau. Comparação das configurações com e sem os geradores de vórtices, para $Re_c = 390000$.

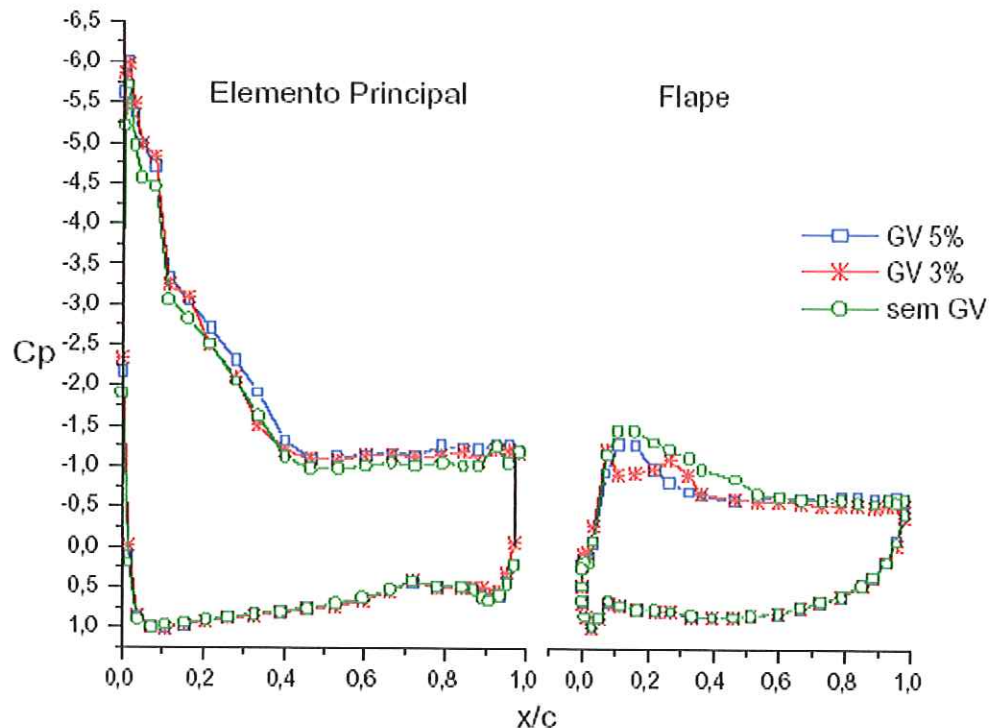


Figura 54. C_p vs. x/c com ângulo de ataque de 20 graus e ângulo de ataque do flape em 8 graus. Comparação das configurações com e sem os geradores de vórtices, para $Re_c = 380000$.

Uma importante polêmica foi levantada nesta parte do trabalho. Podemos dizer que as perdas e ganhos dos coeficientes de pressão nos elementos principais podem ser causados pelas alterações que o (GV) serrilhado impõe aos valores de “Gap” e “Overlap”. Para minimizar tais alterações com a utilização dos geradores (GV3% e GV5%) em comparação com a configuração sem o gerador (SGV), foi usada uma pequena placa no bordo de fuga do elemento principal ao longo de toda envergadura do aerofólio com a mesma espessura ($H=1\text{mm}$) dos geradores e com um ($B+L_{sgv}=5\text{mm}$) comprimento médio. Onde B é a largura do material que une cada serrilhado, e L_{sgv} é o tamanho da placa utilizada para o experimento em configuração sem o serrilhado (ver Figura 21). Entretanto, seria necessária uma placa plana média específica para cada gerador, devido às suas diferenças de geometria, o que não foi previsto para a realização do trabalho. Esse procedimento diminui o erro, sendo possível observar que as

alterações no coeficiente de pressão do elemento principal podem ter sido causadas pelo aparecimento do efeito do gerador tipo serrilhado. Para melhor comparação dos resultados, seria necessário um maior grau de liberdade para o movimento do flape, a fim de ajustar os valores de “Gap” e “Overlap” para um mesmo valor de (SVG), (GV5%) e (GV3%).

As Tabelas 03 e 04 comparam os resultados do elemento principal (C_{Lp}) e flape (C_{Lf}) para (SGV), (GV5%) e (GV3%) em suas várias configurações. Os valores obtidos para C_{Lp} e C_{Lf} são resultados da integração de pressão utilizando o método dos trapézios. Esse método não possui grande precisão nos dados, sendo que cada um dos trapézios subestima a área verdadeira em alguns segmentos e superestima em outros. Porém, os resultados foram usados apenas para comparação com e sem os geradores, ou seja, todos os resultados têm o mesmo erro adimensional.

Os resultados, das Tabelas 03 e 04, mostram claramente o aumento dos coeficientes de pressão na superfície superior do flape que se traduz em um aumento de C_L . Na maioria dos casos para (GV5%), esse aumento considerável de pressão no flape anula uma possível e pequena diminuição da sucção de pressão na superfície do elemento principal, dando ganho positivo para as somas dos coeficientes de sustentação nos dois elementos. Essas ocorrências ficam claras para $\alpha -4$ flape 8, $\alpha -2$ flape 4, $\alpha 0$ flape 4, $\alpha 4$ flape 0, $\alpha 6$ flape 4, $\alpha 8$ flape 4, $\alpha 10$ flape 4 e $\alpha 12$ flape 4. Porém, há alguns casos em que há uma diminuição do C_L do flape e um aumento do C_L do elemento principal que pode ser visto em $\alpha 4$ flape 8, $\alpha 6$ flape 8, $\alpha 20$ flape 4 e $\alpha 20$ flape 8. A Tabela 03 nos mostra também que, a partir de $\alpha 12$ flape 8, há uma grande perda do coeficiente de pressão para o flape. Já para o (GV3%), observamos o baixo rendimento dessa configuração. São raros os aumentos dos coeficientes de pressão total para a soma dos dois elementos. Quando isso ocorre, alguns deles são causados pelo aumento de pressão na superfície do elemento principal.

Os resultados obtidos até o presente momento com a utilização dos geradores de vórtices (GV) indicam um melhor rendimento com a utilização dos (GV5%). Esse melhor rendimento está numa faixa para baixos ângulos de ataque do aerofólio ($\alpha - 4$ até $\alpha 4$) e o flape em configuração de 8 graus em relação ao elemento principal.

Tabela 03. Integração dos coeficientes de pressão para o elemento principal e flape.

α	Configuração	SGV			GV5%			
		$C_{L,p}$	$C_{L,f}$	$C_{L,p} + C_{L,f}$	$C_{L,p}$	$C_{L,f}$	$C_{L,p} + C_{L,f}$	Ganho %
-4	FLAPE 0	0,561	0,230	0,792	0,518	0,266	0,784	-1
	FLAPE 4	0,702	0,244	0,946	0,587	0,330	0,917	-3
	FLAPE 8	0,680	0,249	0,930	0,678	0,473	1,151	23,7
-2	FLAPE 0	0,555	0,268	0,824	0,559	0,381	0,941	14,2
	FLAPE 4	0,708	0,267	0,976	0,634	0,392	1,027	5,2
	FLAPE 8	0,751	0,281	1,032	0,807	0,488	1,296	25
0	FLAPE 0	0,619	0,330	0,950	0,624	0,428	1,053	10,8
	FLAPE 4	0,735	0,303	1,039	0,707	0,377	1,085	4,4
	FLAPE 8	0,812	0,232	1,044	0,897	0,265	1,162	11,3
4	FLAPE 0	0,816	0,309	1,125	0,792	0,360	1,152	2,4
	FLAPE 4	0,862	0,253	1,115	0,989	0,288	1,278	14,6
	FLAPE 8	1,064	0,224	1,288	1,074	0,193	1,268	-1,5
6	FLAPE 0	0,975	0,273	1,249	0,977	0,368	1,346	7,7
	FLAPE 4	1,205	0,190	1,395	1,118	0,351	1,469	5,3
	FLAPE 8	1,265	0,197	1,462	1,339	0,123	1,463	0,1
8	FLAPE 0	1,070	0,279	1,350	1,159	0,297	1,456	7,8
	FLAPE 4	1,257	0,186	1,444	1,244	0,250	1,494	3,5
	FLAPE 8	1,488	0,203	1,692	1,380	0,251	1,631	-3,6
10	FLAPE 0	1,234	0,233	1,468	1,288	0,253	1,541	4,9
	FLAPE 4	1,539	0,156	1,695	1,475	0,292	1,768	4,3
	FLAPE 8	1,582	0,168	1,750	1,605	0,275	1,880	7,4
12	FLAPE 0	1,495	0,215	1,710	1,392	0,285	1,677	-1,9
	FLAPE 4	1,714	0,132	1,847	1,614	0,305	1,920	3,9
	FLAPE 8	2,019	0,180	2,199	1,794	0,062	1,856	-15,6
16	FLAPE 0	1,827	0,199	2,026	1,759	0,157	1,916	-5,4
	FLAPE 4	2,025	0,141	2,166	1,917	0,083	2,000	-7,6
	FLAPE 8	2,315	0,171	2,487	2,087	-0,030	2,055	-17,3
18	FLAPE 0	1,465	0,165	1,630	1,336	0,083	1,419	-13
	FLAPE 4	1,438	0,094	1,532	1,292	0,001	1,293	-15
	FLAPE 8	1,304	0,076	1,380	1,360	0,001	1,361	-1,3
20	FLAPE 0	1,099	0,106	1,206	1,053	0,053	1,106	-8,3
	FLAPE 4	1,016	0,109	1,125	1,182	-0,012	1,170	4
	FLAPE 8	1,072	0,132	1,204	1,267	0,005	1,273	5,7

Tabela 04. Integração dos coeficientes de pressão para o elemento principal e flape.

α	Configuração	SGV			GV3%			
		C_{Lp}	C_{Lf}	$C_{Lp} + C_{Lf}$	C_{Lp}	C_{Lf}	$C_{Lp} + C_{Lf}$	Ganho %
-4	FLAPE 0	0,561	0,230	0,792	0,525	0,220	0,750	-5,3
	FLAPE 4	0,702	0,244	0,946	0,600	0,235	0,836	-11
	FLAPE 8	0,680	0,249	0,930	0,718	0,232	0,950	2,1
-2	FLAPE 0	0,555	0,268	0,824	0,557	0,263	0,821	-0,3
	FLAPE 4	0,708	0,267	0,976	0,638	0,276	0,914	-6,3
	FLAPE 8	0,751	0,251	1,002	0,744	0,240	0,985	-1,7
0	FLAPE 0	0,619	0,330	0,950	0,620	0,304	0,925	-2,6
	FLAPE 4	0,735	0,303	1,039	0,691	0,257	0,948	-8,7
	FLAPE 8	0,812	0,232	1,044	0,803	0,222	1,025	-1,8
4	FLAPE 0	0,816	0,309	1,125	0,783	0,265	1,048	-6,8
	FLAPE 4	0,862	0,253	1,115	0,940	0,241	1,182	6
	FLAPE 8	1,064	0,224	1,288	1,048	0,25	1,298	0,7
6	FLAPE 0	0,975	0,273	1,249	0,897	0,243	1,141	-8,6
	FLAPE 4	1,205	1,190	1,395	1,03	0,257	1,288	-7,6
	FLAPE 8	1,265	0,197	1,462	1,267	0,263	1,530	4,6
8	FLAPE 0	1,070	0,279	1,350	1,088	0,205	1,294	-4
	FLAPE 4	1,257	0,186	1,444	1,218	0,231	1,449	0,4
	FLAPE 8	1,488	0,203	1,692	1,4	0,249	1,650	-2,4
10	FLAPE 0	1,234	0,233	1,468	1,288	0,155	1,444	-9
	FLAPE 4	1,539	0,156	1,695	1,362	0,235	1,597	-5,8
	FLAPE 8	1,582	0,168	1,750	1,509	0,233	1,742	-0,4
12	FLAPE 0	1,495	0,215	1,710	1,398	0,157	1,555	-9
	FLAPE 4	1,714	0,132	1,847	1,597	0,223	1,820	-1,4
	FLAPE 8	2,019	0,180	2,199	1,743	0,208	1,952	-11,2
16	FLAPE 0	1,827	0,199	2,026	1,832	0,099	1,932	-4,6
	FLAPE 4	2,025	0,141	2,166	1,922	0,111	2,033	-6
	FLAPE 8	2,315	0,171	2,487	2,162	0,087	2,249	-9,6
18	FLAPE 0	1,465	0,165	1,630	1,408	0,088	1,496	-8,2
	FLAPE 4	1,438	0,094	1,532	1,352	0,053	1,405	-8,2
	FLAPE 8	1,304	0,076	1,380	1,267	0,053	1,32	-4,3
20	FLAPE 0	1,099	0,106	1,206	1,05	0,087	1,193	-1
	FLAPE 4	1,016	0,109	1,125	1,188	0,045	1,239	10,1
	FLAPE 8	1,072	0,132	1,204	1,195	-0,018	1,177	-2

4.5 MAPEAMENTO DA CAMADA LIMITE.

Os mapeamentos realizados com a utilização de uma sonda a fio quente na camada limite confluyente formada pela esteira do bordo de fuga do elemento principal com a camada limite da superfície superior próximo ao bordo de ataque do flape apresentaram resultados interessantes. Comparando-se os casos com e sem os geradores serrilhados no bordo de fuga do elemento principal, através das Figuras 55 a 60, pode-se ver que essa formação de vórtice intermitente do gerador tipo serrilhado injeta turbulência e energia dentro da camada limite do flape. Também podemos observar os efeitos aerodinâmicos causados pelo modelo sem o gerador de vórtice. Esses tipos de gráficos representam o mapeamento compreendido entre a altura acima do bordo de fuga do elemento principal até a camada limite do flape, o que costumamos chamar de camada limite confluyente. Vale dizer que para o mapeamento (SGV) não foi utilizada a placa plana média descrita no procedimento experimental.

Na Figura 55, aproximadamente entre $y=9$ até $y=16$, está a região localizada acima do bordo de fuga, que vai até o início da região do “Gap”. Isso é observado devido às alterações da velocidade do fluxo que diminuem por causa da esteira formada pela camada limite do bordo de fuga da superfície superior e inferior do elemento principal. Já para a região entre $y=3$ até $y=9$, podemos dizer que o aumento de velocidade é causado pela região do “Gap” sem a interferência dessa esteira do elemento principal e sem influência da camada limite da superfície do flape. Entre $y=0$ até $y=3$, temos uma queda brusca na velocidade do fluxo, o que sinaliza o início da camada limite do flape. Essas observações também são apresentadas nas Figuras 55 a 60.

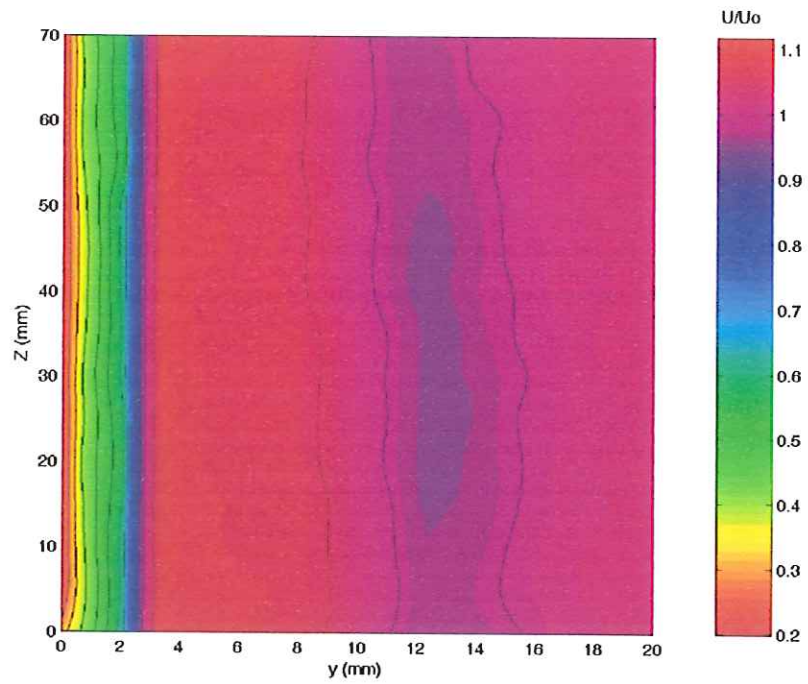


Figura 55. Gráfico de topo sem gerador de vórtice (SGV) com $Re_c = 350000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.

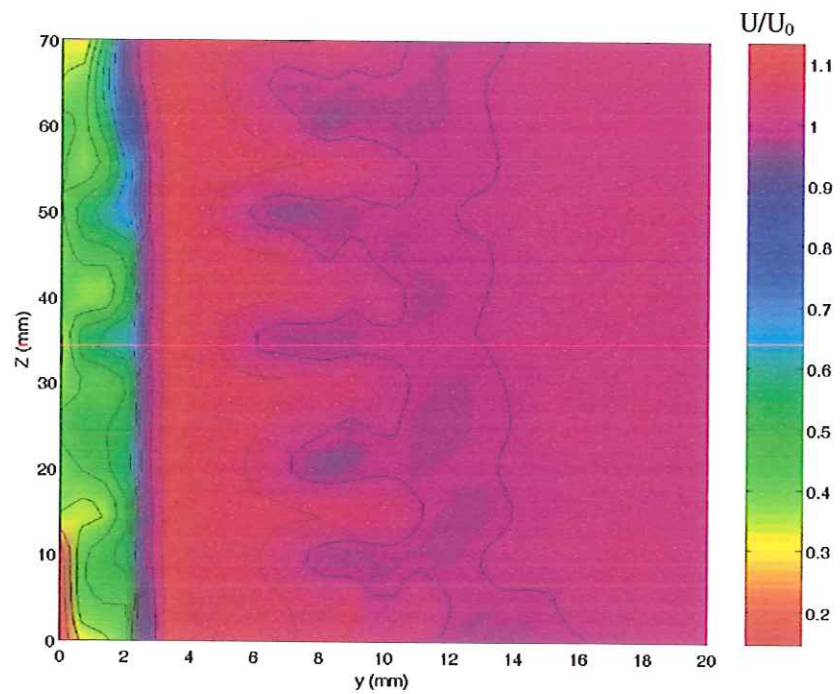


Figura 56. Gráfico de topo para (GV3%) com $Re_c = 350000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.

O gráfico da Figura 56 ilustra bem os vórtices criados pelo (GV3%). Esses

limite do flape entre $y=0$ e $y=3$ aumente a velocidade na camada limite do flape. Esse aumento de velocidade é percebido também na Figura 59. Essas Figuras indicam que o (GV3%) não causou grande eficiência, pois esses vórtices não atingiram a camada limite do flape com grande vigor, ou seja, não causou grande turbulência na camada limite.

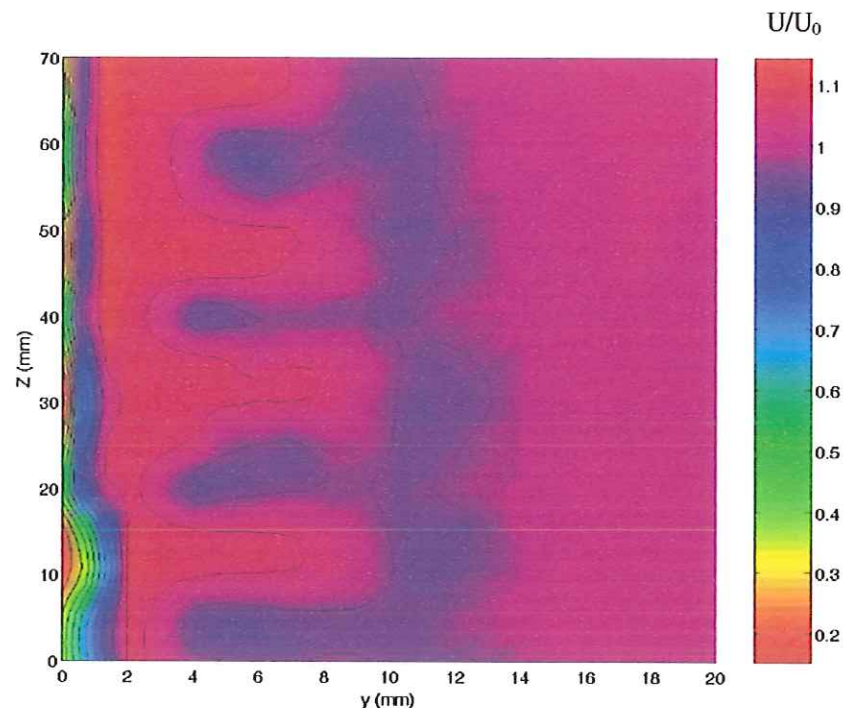


Figura 57. Gráfico de topo para (GV5%) com $Re_c = 350000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.

Para as Figuras 57 e 60 com o (GV5%), os vórtices criados são mais eficientes que o (GV3%). Isso faz com que a região da camada limite do flape, que antes era em torno da região $y=0$ e $y=3$ para (SGV) e (GV3%), diminua para aproximadamente $y=0$ até $y=1$ ou $y=2$, aumentando também a velocidade do fluxo da camada limite do flape. Essa injeção maior de movimento criada pelo (GV5%) dá ao flape um rendimento maior também percebido pelas análises anteriores com a balança aerodinâmica e as medidas de tomada de pressão.

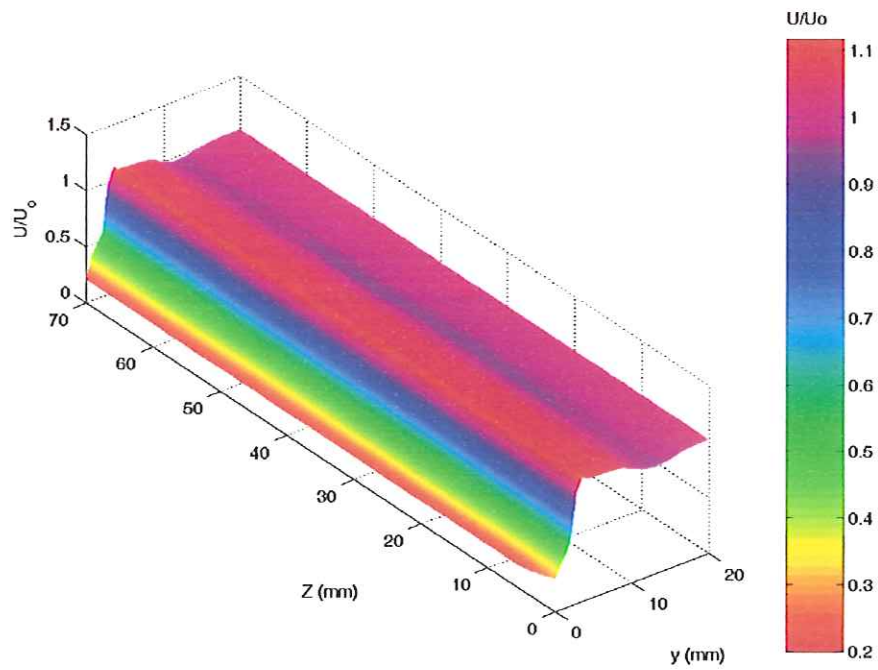


Figura 58. Gráfico tridimensional sem gerador de vórtice (SGV) com $Re_c = 350000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.

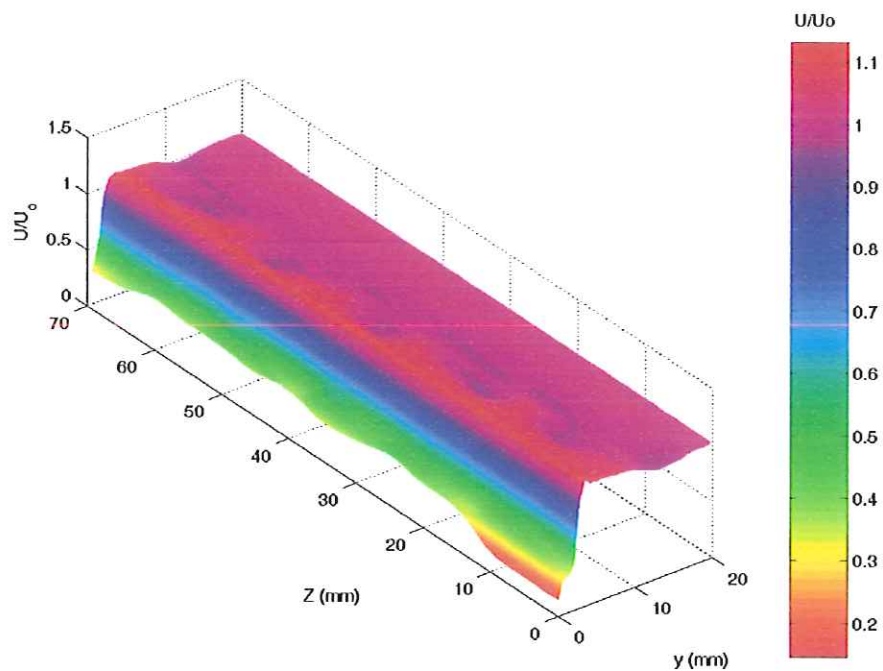


Figura 59. Gráfico tridimensional para (GV3%) com $Re_c = 350000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus..

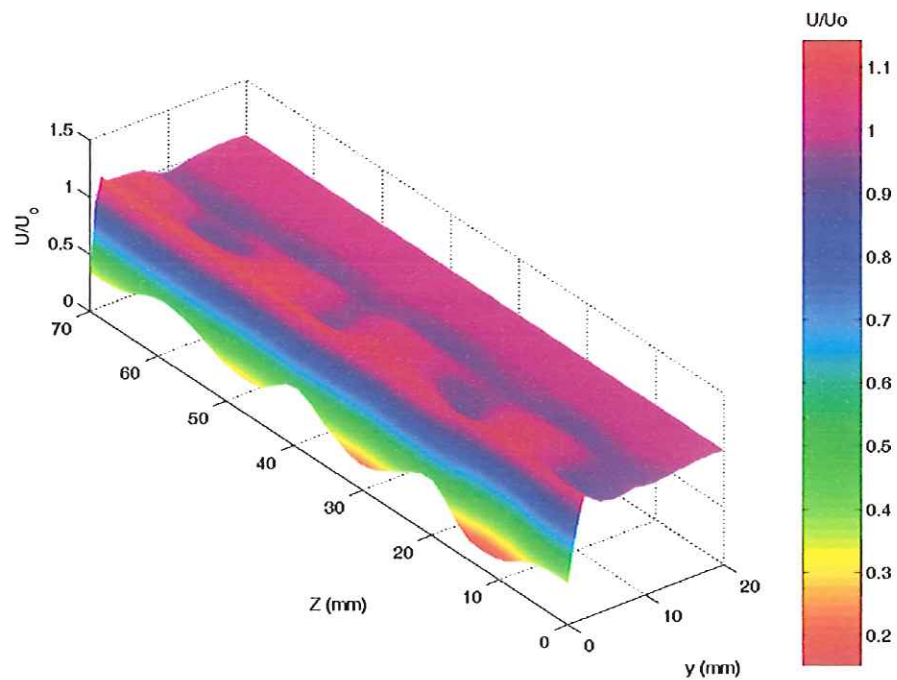


Figura 60. Gráfico tridimensional para (GV5%) com $Re_c = 350000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.

Para melhor se observar o comportamento que os serrilhados impõem ao sistema da camada limite confluyente, são apresentados os gráficos $y(\text{mm})$ vs U/U_0 das Figuras 61 e 62. O gráfico da Figura 61 mostra o comportamento da camada limite confluyente causado pela presença do serrilhado, e o gráfico da Figura 62 mostra o comportamento da camada limite confluyente gerado entre os serrilhados.

Na Figura 61, podemos notar mudanças significativas no comportamento da camada limite confluyente, o qual indica um atraso do escoamento da camada limite do flape. Podemos notar que, com a utilização do (GV5%), a esteira formada pelo bordo de fuga do elemento principal é deslocada rumo à camada limite do flape. Isso faz com que a espessura da camada limite diminua de tamanho. Essa menor espessura de camada limite indica um aumento da quantidade de movimento e um atraso da separação. O mesmo pode ser visto para o gráfico da Figura 62, porém com uma menor eficiência.

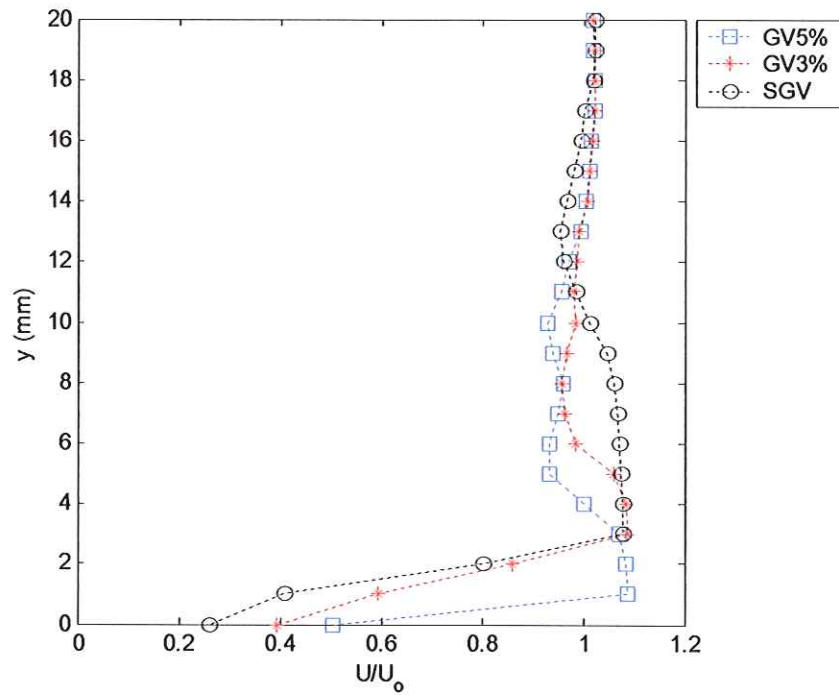


Figura 61. Comportamento da camada limite confluyente causado pela presença do serrilhado com $Re_c = 350000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.

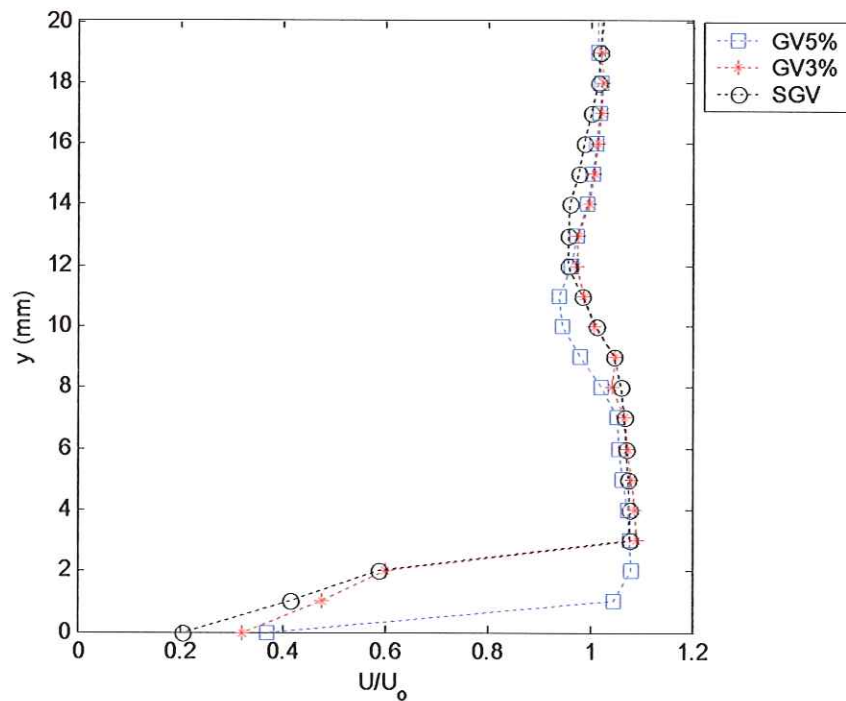


Figura 62. Comportamento da camada limite confluyente causado entre os serrilhados com $Re_c = 350000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.

4.6 VISUALIZAÇÃO POR SUBLIMAÇÃO

Para incrementar a discussão deste trabalho, resultados com o método de visualização foram usados para detectar a parte dianteira da transição com a sublimação do naftaleno sob a influência da turbulência. Essa técnica indica que o fluxo laminar é aumentado, mas esses efeitos ocorrem devido ao modelo do fluxo gerado pelo serrilhado, onde esse ponto de transição e o fluxo laminar formam um “zig-zag”. A Figura 63 mostra claramente os efeitos dos vórtices criados pelos geradores na camada limite confluyente do flape, aplicando nela um efeito ‘zig-zag’.

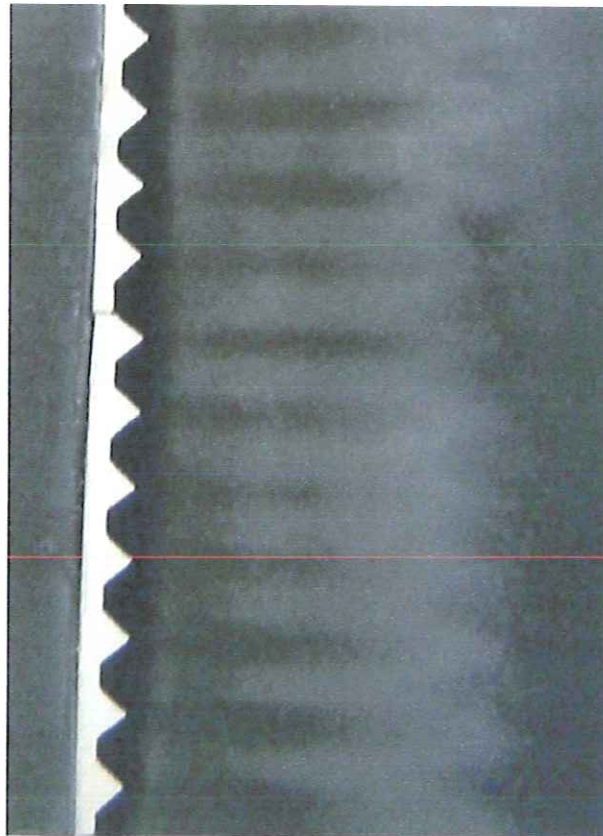


Figura 63. Visualização do efeito do gerador de vórtice (GV5%) na superfície superior do flape com $Re_c = 400000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.

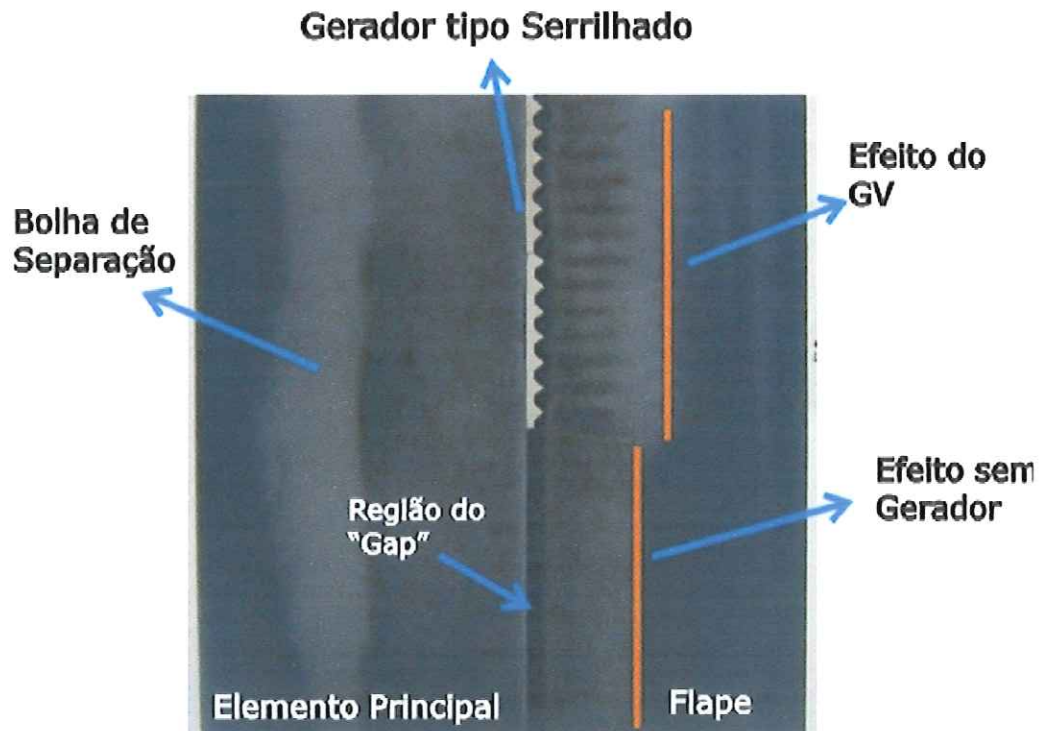


Figura 64. Visualização do efeito do gerador de vórtice (GV5%) na superfície superior do flape com $Re_c = 400000$, $\alpha = 10$ -graus e ângulo do flape em 12-graus.

A Figura 64 compara o efeito causado pelo gerador de vórtice (GV5%) com o aerofólio sem o gerador (SGV), mostrando claramente o ganho com o atraso da separação da camada limite na superfície superior do flape.

5. CONCLUSÕES

Para uma análise mais qualitativa do presente trabalho, deveria ser feita uma análise mais ampla e melhor das características aerodinâmicas do modelo, tal como uma extensa investigação para um melhor rendimento aerodinâmico através dos valores de “Gap e Overlap” para determinados ângulos de ataque com o modelo sem gerador (SGV). De posse desses resultados, seria necessária uma comparação com os melhores resultados de “Gap e Overlap” com o tipo de gerador proposto, estabelecendo-se, com isso, uma melhor comparação da eficiência do uso com e sem o gerador de vórtice serrilhado que é instalado no bordo de fuga do elemento principal.

Os resultados sugerem que as vorticidades são formadas pelo bordo de fuga serrilhado do elemento principal através da mistura entre os escoamentos de sucção de pressão com o elemento principal e a região do “gap”. Essas vorticidades são injetadas dentro da camada limite do flape, atrasando a separação. Para este modelo de asa, o (GV5%) obteve grande eficiência nos resultados apresentados, aumentando em muitos casos a sucção de pressão sobre o aerofólio, aumentando o CL_{max} e atrasando a camada limite consideravelmente, mesmo para esse tipo de flape com grande curvatura.

Os geradores de vórtices do tipo serrilhado utilizados neste trabalho foram construídos com moldes contendo 6 dentes tipo delta em cada placa para o gerador (GV5%) e com 7 dentes tipo delta para o gerador (GV3%) a fim de facilitar a montagem desses geradores ao longo de toda envergadura do aerofólio. Com isto impossibilitou-se o estudo da influência da distância dos centros entre os dentes (Δ_z). Tal estudo mostrou-se fundamental para um melhor resultado.

Como esse serrilhado é montado normal ao bordo de fuga do elemento principal, sua configuração, mostrada na Figura 21, modifica a corda do elemento principal, adicionando a essa corda um prolongamento virtual médio criado entre os espaços com os serrilhado e (Δ_z), produzindo uma alteração do “Gap e Overlap” em

comparação ao aerofólio sem o gerador (SGV). Uma grande parte dessas alterações é atribuída ao aparecimento da largura da placa que une cada serrilhado (B), sendo de grande importância a eliminação desse valor.

Os principais pontos observados na conclusão desse trabalho são citados a seguir:

- O bordo de fuga serrilhado mudou a circulação para algumas configurações, aumentando o pico de sucção do elemento principal.
- A mistura entre os escoamentos do intradorso e extradorso no bordo de fuga serrilhado induz uma pequena diminuição do gradiente de pressão na região do bordo de fuga do elemento principal. Esse efeito é dependente da geometria do serrilhado.
- Em configurações onde a variação do “gap” e “overlap” influenciam pouco (baixos α), houve um aumento da sucção e atraso da camada limite do flape com melhores resultados com a utilização do (GV5%).
- Os resultados comprovam que é possível a utilização dessa nova técnica na geração de vórtices para controle de separação. No entanto, para a generalização dos resultados será necessário um estudo de otimização de “gap” e “overlap” e da geometria do serrilhado.

Os resultados mostrados neste trabalho comprovam a utilização desse sistema de geração de vórtice, porém mais estudos se fazem necessários para um maior desenvolvimento e aplicação desse gerador de vórtice tipo serrilhado.

Para finalizar a apresentação do presente trabalho, conclui-se que sua realização permitiu avaliar os fundamentos para a aplicação dos geradores de vórtices, suas variações e suas capacidades gerais. Todos esses aspectos forneceram indicações para explicar o sucesso obtido com a utilização desse tipo de gerador serrilhado em algumas aplicações e configurações aerodinâmicas.

5.1 RECOMENDAÇÕES PARA FUTUROS TRABALHOS

Na maioria dos trabalhos, não há pretensão de se ser completo e nem tampouco definitivo. Isso se deve ao fato de que, a cada resposta encontrada, surgem muitas outras perguntas que precisam ser analisadas e compreendidas. Mesmo mantendo-se algumas variáveis constantes, o volume de configurações testadas foi grande. Porém, há muito a ser feito em uma possível continuação deste trabalho. Algumas sugestões são feitas a seguir:

a) devido às dificuldades financeiras em que vivem os laboratórios de pesquisa no Brasil, foi necessário adaptar e empregar um modelo de asa já existente nesse laboratório, sendo este modelo não convencional para as pesquisas aeronáuticas. Mas foi suficiente para testar e analisar os efeitos aerodinâmicos deste bordo de fuga serrilhado. O emprego de um modelo mais aeronáutico com dois ou três elementos, seria muito mais proveitoso para as pesquisas realizadas.

b) ensaios em túnel de vento empregando outras configurações geométricas para o gerador de vórtice tipo serrilhado discutido neste trabalho e colocar os geradores individualmente, evitando o aparecimento do valor B (largura da placa que une cada gerador de vórtice).

c) empregar esse tipo de gerador em um aerofólio com três elementos ou mais, sendo colocados no bordo de fuga do eslate e no bordo de fuga do elemento principal.

d) Relacionar as dimensões do serrilhado com a otimização do “gap” e “overlap”.

6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

RAPOSEIRO, H. A. D. M.; CAMELIER, I. A.; GAMBOA, P. V. (2001). Investigação experimental das características aerodinâmicas de um novo dispositivo de alta sustentação, Conferência Engenharia 2001 Inovação e Desenvolvimento, UBI, Covilhã, 5-6 nov.

VAN DAM, C.P. (2002). The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplane. Progress in Aerospace Sciences, v.38, p. 101-144.

RUDOLPH, P.K.C. (2002). High-lift systems on comercial subsonic airlines. NASA CR 4746, sep.

MEREDITH, P. (1993). Viscous phenomena affecting high-lift systems and suggestions for future CFD development. High-Lift System Aerodynamics, Agard CP 515, p. 19-1 – 19-8, sep.

NIU, M.C.Y. (1988). Airframe structural design. Hong Kong. Conmilit Press Ltd., p. 303- 357.

SMITH, A. M. O. Smith. (1975). High-lift aerodynamics. Journal of Aircraft, v. 12, n. 6, p. 501-531, jun.

WEYL, A.R. (1945). High-lift devices and tailles airplanes. Aircraft Engineering, p.292, oct.

HAGERDORN, H.; RUDEN, P. (1953). Wind tunnel investigation of a wing with junkers sloteted flap and the effect of blowing through the trailing edge of the main surface over the flap. Royal Aircraft Establishment. Farnborough, England, n. 442, dec.

PAGE, F.H. (1921). The Handley Page Wing. The Aeronautical Journal, p. 263, jun.

LEPAGE, W.L. (1923). Further experiments on tandem aerofoils. Aeronautical Research Council, London., R&M, n. 886, may.

HARRIS, R. G.; BRADFIELD, F. B. (1920). Model experiments with variable camber wings. Aeronautical Research Council, London, R&M, n. 677, jun.

CROCE, J.A.G. (1998). Determinação do efeito da injeção de massa na esteira de um cilindro rotativo. Dissertação (Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos. 1998.

THOMS, F.O.; NELSON, R.C.; LIU, X. (2000). Experimental investigation of the confluent boundary layer of a high-lift system. AIAA Journal, v. 38, n. 6, Jun.

STORMS, B.L.; JANG, C.S. (1994). Lift enhancement of an airfoil using a gurney flap and vortex generators. Journal of Aircraft, v. 31, n. 3, may-jun.

LIN, J.C. et.al. (1922). Separation control on hih Reynolds number multi-element airfoils. AIAA Paper 92-2636, Jun.

TAYLOR, H D. (1947). The elimination of diffuser separation by vortex generators. United Aircraft Corp, East Hartford, CT, R-4012-3.

BARRET, R.; FAROKHI, S. (1996). Subsonic aerodynamics and performance of a smart vortex generator system. Journal of Aircraft, v. 33, n. 2, mar-apr.

KERHO, M. et.al. (1993). Vortex generators used to control laminar separation bubbles. Journal of Aircraft, v. 30, n. 3, may-jun.

RAO, D. M.; KARIVA, T. T. (1988). Boundary-layer submerged vortex generators for separation control – Na exploratory study. Proceedin of the 1st National Fluid Dynamics Conference. Cincinnati –OH. AIAA. Washington, p. 839-846.

WERLE, M. J.; PATERSON, W. M. (1987). Trailing-edge Separation /stall alleviation. AIAA Journal, v. 25, n. 4, apr.

LIN, J.C.; ROBINSON, S.K.; and MCGHEE, R.J.; (1994). Separation control on high-lift airfoils via micro-vortex generators. Journal of Aircraft, v. 31, n. 6, nov-dec.

STORMS, B.L.; ROSS, J.C. (1995). Experimental study of lift-enhancing tabs on a two-element airfoil. Journal of Aircraft, v. 32, n. 5, sep-oct.

ROGERS, D. F. (2002). Vortex generators flight tests – stall effects. Disponível em: <http://www.nar-associates.com/technical-flying/vortex/Vgs_stall_wide.pdf>. Acesso em: 12 mai. 2004.

VORTEX GENERATORS, 2001. Página eletrônica. Disponível em : <<http://home1.gte.net/pjbemail/VortexGen.html>>. Acesso em : 10 mai. 2004.

BUCCANNER, 2003. Página eletrônica. Disponível em : <<http://www.waronlinebrasil.hpg.ig.com.br/avioes/buccaneer.html>>. Acesso em : 10 out. 2003.

GLOSTER JAVELIN, 2001. Página eletrônica. Disponível em : <<http://www.btinternet.com/~javelin/>>. Acesso em : 21 mai. 2004.

CAFE FOUNDATION – LOCAL FLOW I, 2004. Página eletrônica. Disponível em: <<http://cafefoundation.org/aprs/localflow1.pdf>>. Acesso em : 18 mai. 2004.

GLOBEMASTER, 2004. Página eletrônica. Disponível em : <<http://www.globemaster.de/c-17/>>. Acesso em : 15 mai. 2004.

6.1 BIBLIOGRAFIA COMPLEMENTAR

POPE, A.; RAE, W. H. (1983). Low speed wind tunnel testing. New York, John Wiley.

ANDERSON, J. D. (1991). Fundamentals of Aerodinamics. 2 ed., New York, McGraw-Hill.

HOUGHTON, E. L.; CARPENTER, P. W. (1993). Aerodynamics for engineering students. 4 ed., New York, Halsted Press.

COIMBRA, R. F. F. (2002). Um estudo experimental sobre sopros laterais a partir da ponta de asa. p. 256. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos. 2002

APÊNDICE I

Neste apêndice, são demonstrados como foram realizados os cálculos dos valores das incertezas para as forças de sustentação e arrasto, eficiência aerodinâmica e número de Reynolds.

Segundo COIMBRA (2002), a incerteza é determinada a partir da seguinte relação:

$$\delta v = \sqrt{\left(\frac{\partial f}{\partial u_1} \cdot \Delta u_1\right)^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial u_2} \cdot \Delta u_2\right)^2 + \dots + \left(\frac{\partial f}{\partial u_n} \cdot \Delta u_n\right)^2} \quad (\text{B.1})$$

onde Δu_n são considerados como erros relativos.

Nos cálculos de propagação das incertezas, utilizou-se o critério da distribuição de Gauss para um valor de desvio padrão (σ) de 95%, isto é, $\pm 2\sigma$.

1. CÁLCULO DA PROPAGAÇÃO DAS INCERTEZAS PARA O COEFICIENTE DE ARRASTO

A equação matemática que define o coeficiente de arrasto é dada por:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \cdot V^2 \cdot \rho_{AR} \cdot S_W} \quad (\text{B.2})$$

A equação (B.2) pode ser escrita:

$$C_D = \frac{D}{\rho_{AR} \cdot g \cdot h_{betz} \cdot S_W} \quad (\text{B.3})$$

Assim, tem-se que a incerteza para C_D será dada por:

$$\delta V = \sqrt{\left(\frac{\partial C_D}{\partial D} * \delta D\right)^2 + \left(\frac{\partial C_D}{\partial h_{Betz}} * \delta h_{Betz}\right)^2 + \left(\frac{\partial C_D}{\partial S_W} * \delta S_W\right)^2} \quad (B.4)$$

onde:

C_D – coeficiente de arrasto;

δD – incerteza para a força de arrasto obtida na calibração da balança;

ρ - densidade da água ($\rho = 1000 \text{kg/m}^3$);

g – aceleração da gravidade ($g = 9,81 \text{ m/s}^2$);

δh_{Betz} – incerteza do manômetro de Betz (2. $\sigma = 0,1 \text{ mmH}_2\text{O}$);

S_W – área adotada como referência (... m^2)

δS_W – incerteza para a área (o instrumento utilizado foi um paquímetro)

Os termos das derivadas são:

$$\frac{\partial C_D}{\partial D} = \frac{1}{\rho_{\text{água}} \cdot g \cdot h_{Betz} \cdot S_W}$$

$$\frac{\partial C_D}{\partial h_{Betz}} = \frac{-D}{\rho_{\text{água}} \cdot g \cdot h_{Betz}^2 \cdot S_W}$$

$$\frac{\partial C_D}{\partial S_W} = \frac{-D}{\rho_{\text{água}} \cdot g \cdot h_{Betz} \cdot S_W^2}$$

A incerteza para a área (δS_W) é obtida pela equação (B.6):

$$\delta S_W = \sqrt{\left(\frac{\partial F_F}{\partial C} * \delta C\right)^2 + \left(\frac{\partial A_F}{\partial B} * \delta B\right)^2} \quad (B.5)$$

$$\delta S_W = \sqrt{(B * \Delta C)^2 + (C * \Delta B)^2} \quad (B.6)$$

onde :

$\Delta C = 0,025$ mm - incerteza do paquímetro utilizado para a medição da corda do modelo;

$\Delta B = 0,5$ mm - incerteza da trena utilizada para a medição da envergadura do modelo.

O processo de cálculo da incerteza para a área se repete para os coeficientes de sustentação.

Para o cálculo da pressão dinâmica, a incerteza que relaciona é obtida pela seguinte relação:

$$\delta q_{\infty} = \rho_{\text{água}} \cdot g \cdot (\delta q_{\infty})_{\text{trans}} \quad (\text{B.7})$$

onde $(\delta q_{\infty})_{\text{trans}}$ é o desvio padrão obtido na calibração do transdutor de pressão dinâmica para cada ensaio.

$$\delta C_D = +/-0,0065$$

2. CÁLCULO DA PROPAGAÇÃO DAS INCERTEZAS PARA O COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO

A equação do coeficiente de sustentação é apresentada a seguir:

$$C_L = \frac{L}{\rho_{\text{água}} \cdot g \cdot h_{\text{Betz}} \cdot S_W} \quad (\text{B.8})$$

O processo para obtenção da sustentação (L) é análogo ao da força de arrasto. Assim,

$$\delta C_L = \sqrt{\left(\frac{\partial C_L}{\partial L} * \delta L\right)^2 + \left(\frac{\partial C_L}{\partial h_{Betz}} * \delta h_{Betz}\right)^2 + \left(\frac{\partial C_L}{\partial S_W} * \delta S_W\right)^2} \quad (B.9)$$

onde C_L é o coeficiente de sustentação obtido na calibração da balança.

Os termos das derivadas da equação (B.8) são:

$$\frac{\partial C_L}{\partial L} = \frac{1}{\rho_{\text{água}} \cdot g \cdot h_{\text{água}} \cdot S_W}$$

$$\frac{\partial C_L}{\partial h_{Betz}} = \frac{-L}{\rho_{\text{água}} \cdot g \cdot h_{Betz}^2 \cdot S_W}$$

$$\frac{\partial C_L}{\partial S_W} = \frac{-L}{\rho_{\text{água}} \cdot g \cdot h_{\text{água}} \cdot S_W^2}$$

Como o valor de δL é o resultado de uma equação que relaciona tensões do “strain-gage” na posição A e posição F, tem-se que:

$$-L = F_A + F_F \quad (B.10)$$

A distância entre os “strain-gages” A e F é o valor $\Delta = 0,127$ m.

Então, o valor da incerteza para o coeficiente de sustentação é obtido pela equação (B.11):

$$\delta L = \sqrt{\left(\frac{\partial L}{\partial F_A} * \delta F_A\right)^2 + \left(\frac{\partial L}{\partial F_F} * \delta F_F\right)^2} \quad (B.11)$$

Onde os termos das derivadas encontram-se a seguir:

$$\frac{\partial L}{\partial F_A} = 1$$

$$\frac{\partial L}{\partial F_F} = -1$$

Calculando o valor do δL pela equação (B.11), determina-se, então, o valor do δC_L na equação (B.9).

O valor da incerteza do coeficiente de sustentação calculado é:

$$\delta C_L = +/- 0,0408$$

3. CÁLCULO DA PROPAGAÇÃO DAS INCERTEZAS PARA A EFICIÊNCIA AERODINÂMICA.

A equação que define a incerteza para a eficiência aerodinâmica é:

$$\delta ef = \sqrt{\left(\frac{\partial ef}{\partial C_L} * \delta C_L\right)^2 + \left(\frac{\partial ef}{\partial C_D} * \delta C_D\right)^2} \quad (B.12)$$

Os termos das derivadas da equação são:

$$\frac{\partial ef}{\partial C_L} = \frac{-L}{\rho_{\text{água}} \cdot g \cdot h_{\text{Betz}} \cdot S_W}$$

$$\frac{\partial ef}{\partial C_D} = \frac{-D}{\rho_{\text{água}} \cdot g \cdot h_{\text{Betz}} \cdot S_W}$$

O valor da incerteza do coeficiente de sustentação calculado é:

$$\delta_{ef} = \pm 0,3408$$

4. DETERMINAÇÃO DAS INCERTEZAS PARA O CÁLCULO DO NÚMERO DE REYNOLDS.

A propagação das incertezas para número de Reynolds em relação à corda (Re_c) é obtida nos ensaios, pela relação:

$$Re_c = \frac{\rho_{AR} \cdot V_{\infty} \cdot c}{\mu} \quad (B.13)$$

onde:

$\mu = \text{Kg/m.s}$, é a viscosidade dinâmica para o ar;

$c = 340\text{mm}$, é o comprimento característico (corda do modelo).

Da equação de um gás perfeito tem-se que:

$$Re_c = \frac{\frac{P_{amb}}{RT} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot q}{\rho_{amb}} \cdot RT} \cdot c}{\mu} \quad (B.14)$$

Manipulando a equação acima, obtém-se a relação para o número de Reynolds:

$$\text{Re}_C = \frac{1}{\mu} \cdot \frac{\sqrt{P_{amb}}}{\sqrt{RT}} \cdot \sqrt{2q_\infty \cdot c} \quad (\text{B.15})$$

Substituindo-se os parâmetros acima, a seguinte relação se torna:

$$\text{Re}_C = 1141,77 \cdot \frac{\sqrt{P_{amb}} \cdot \sqrt{q_\infty}}{\sqrt{T}} \quad (\text{B.16})$$

A propagação das incertezas para o número de Reynolds para as configurações ensaiadas é obtida pela Expressão (B.17)

$$\delta \text{Re}_C = \sqrt{\left(\frac{\partial \text{Re}_C}{\partial P_{amb}} * \delta P_{amb} \right)^2 + \left(\frac{\partial \text{Re}_C}{\partial q_\infty} * \delta q_\infty \right)^2 + \left(\frac{\partial \text{Re}_C}{\partial T} * \delta T \right)^2} \quad (\text{B.17})$$

onde:

- δq_∞ é o desvio padrão para a pressão dinâmica obtida no procedimento de calibração;
- δP_{amb} refere-se ao intervalo de incerteza da pressão ambiente lida no barômetro do laboratório, onde o valor é 0,05 mbar = 5 Pa;
- δT_{amb} refere-se ao valor da incerteza da temperatura ambiente lida no termômetro digital.

As derivadas da equação (B.17) são apresentadas a seguir:

$$\frac{\partial \text{Re}_C}{\partial P_{amb}} = \frac{570,88 \cdot \sqrt{q_\infty}}{\sqrt{T} \cdot \sqrt{P_{amb}}}$$

$$\frac{\partial \text{Re}_C}{\partial q_\infty} = \frac{570,88 \cdot \sqrt{P_{amb}}}{\sqrt{T} \cdot \sqrt{q_\infty}}$$

$$\frac{\partial \text{Re}_C}{\partial T} = \frac{570,88 \cdot \sqrt{P_{amb}} \cdot \sqrt{q_\infty}}{\sqrt{(T)^3}}$$

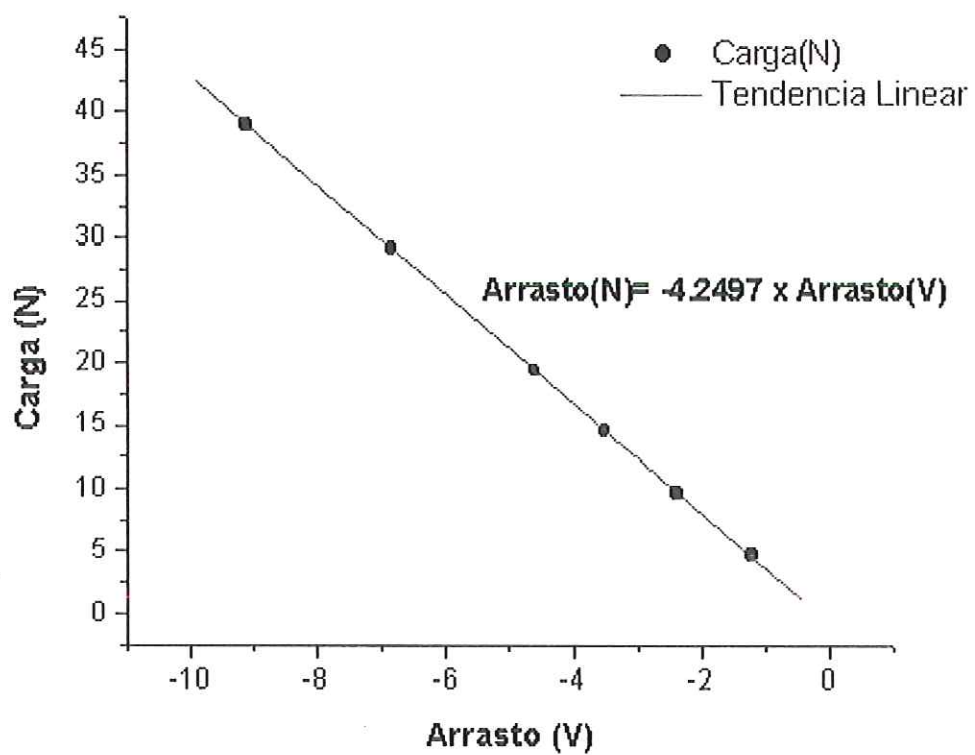
Substituindo-se as derivadas na equação, obtém-se o valor do número de Reynolds:

$$\text{Re}_C \pm \delta \text{Re}_C = 3,8 \times 10^5 \pm 410$$

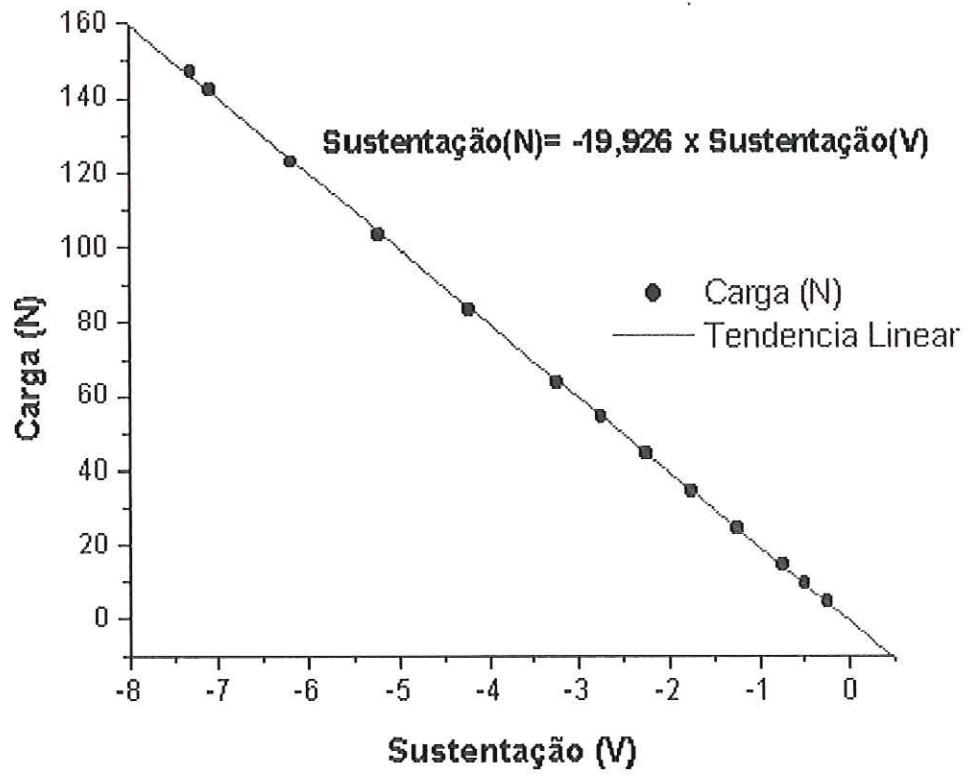
APÊNDICE II

CURVAS DE CALIBRAÇÃO DA BALANÇA AERODINÂMICA.

a) Gráfico da curva de calibração da balança para o arrasto.



b) Gráfico da curva de calibração da balança para a sustentação.



APÊNDICE III

Tabela 02. Coordenadas x, y dos pontos das superfícies do elemento principal e do flape.

ELEMENTO PRINCIPAL				FLAPE			
Superfície Superior		Superfície Inferior		Superfície Superior		Superfície Inferior	
X	Y	X	Y	X	Y	X	Y
0	0	2,1	-4,3	0	0	5	-2,5
1,1	4	4,1	-6,3	-1,6	5	10	-2
3,1	7	9,1	-8,7	-1,5	10	20	1,8
9,1	12	19,1	-10	0	16	35	8
19,1	19,1	39,1	-10,1	4,52	24	45	12,2
39,1	29	79,1	-10,5	8,2	28,9	55	15,2
49,1	32	119,1	-12,1	15	35	60	16,4
59,1	34	129,1	-12,3	25	41	65	17,6
74,1	35	135,1	-11,6	35	45	70	17,6
89,1	34,5	142,1	-9,2	45	46,9	75	17,8
119,1	33	148,1	-5,8	55	47,7	78	17,7
149,1	30	153,5	-1	60	47,9	85	17
169,1	27,8	158,1	5	70	47	95	15
183,9	25,8	164,1	13	76	46	105	12,2
		169,1	17	85	43,5	125	4,5
		175,1	20	95	39,7	145	-4,2
		179,1	22	105	34,7	162	-12
		182,6	23	120	25,2	165	-13
		184,1	24,5	135	14,6	168,3	-12,7
		183,9	25,8	155	0		
				165	-8		
				168	-11		
				168,3	-12,7		

TABELA COM AS COORDENADAS DOS PONTOS DAS TOMADAS DE PRESSÃO.

N. de tomadas de pressão	Elemento Principal		Flape	
	x/c	y/c	x/c	y/c
1	0,97957	0,012366	0,979532	0,025731
2	0,956989	0,017473	0,95614	0,039474
3	0,926344	0,025806	0,929825	0,05848
4	0,88172	0,036559	0,888889	0,081871
5	0,844086	0,04543	0,839181	0,110234
6	0,790323	0,057258	0,789474	0,138596
7	0,725806	0,073118	0,730994	0,168421
8	0,666667	0,084677	0,666667	0,202047
9	0,602151	0,098925	0,599415	0,233918
10	0,532258	0,110215	0,532164	0,255556
11	0,467742	0,122043	0,464912	0,272222
12	0,403226	0,13172	0,362573	0,278655
13	0,336022	0,134409	0,324561	0,276901
14	0,27957	0,131183	0,269006	0,269006
15	0,217742	0,12043	0,216374	0,254094
16	0,163978	0,105376	0,160819	0,231579
17	0,115591	0,084409	0,111111	0,200585
18	0,080645	0,066667	0,073099	0,169591
19	0,047312	0,048925	0,035088	0,123392
20	0,02957	0,038172	0,017544	0,089181
21	0,016129	0,025269	0,005848	0,060819
22	0,005376	0,009677	0,00117	0,030994
23	0,001075	-0,01183	0	0
24	0,016129	-0,03602	0,002924	-0,02135
25	0,037634	-0,05108	0,011696	-0,04444
26	0,070968	-0,06371	0,02924	-0,04825
27	0,107527	-0,07097	0,052632	-0,05088
28	0,153226	-0,07769	0,080117	-0,04327
29	0,206989	-0,08522	0,116959	-0,02398
30	0,263441	-0,09435	0,169591	0,007018
31	0,327957	-0,10215	0,222222	0,034211
32	0,392473	-0,11371	0,27193	0,062865
33	0,459677	-0,12366	0,333333	0,087719
34	0,526882	-0,13441	0,397661	0,106725

35	0,596774	-0,14409	0,461988	0,11462
36	0,66129	-0,15753	0,51462	0,11462
37	0,717742	-0,16129	0,596491	0,105263
38	0,77957	-0,14382	0,663743	0,091813
39	0,83871	-0,10161	0,725146	0,074269
40	0,870968	-0,06667	0,789474	0,055556
41	0,892473	-0,05027	0,853801	0,035088
42	0,908602	-0,03602	0,883041	0,026316
43	0,935484	-0,02634	0,923977	0,012865
44	0,951613	-0,02151	0,95614	0
45	0,97043	-0,01371	0,979532	-0,00585

As tomadas de pressão estão arranjadas na seqüência do bordo de fuga da superfície superior até o bordo de fuga da superfície inferior.

APÊNDICE IV

Tabela 4. Valores dos C_L para Flape 12 graus e $Re_c = 340000$.

Ângulo	C_L F12 GV5%	C_L F12 GV3%	C_L F12 sem GV
-4	1,70432	1,52227	1,3937
-2	1,75986	1,6732	1,60206
0	1,93958	1,82726	1,84758
4	2,2322	2,10153	2,16582
6	2,43325	2,28826	2,24428
8	2,53361	2,40423	2,44218
10	2,70281	2,51459	2,51125
12	2,76217	2,64836	2,69601
16	2,98124	2,88516	2,89341
18	3,06146	2,94113	2,93856
20	2,22972	2,14123	2,04583

Tabela 5. Valores dos C_D para Flape 12 graus e $Re_c = 340000$.

Ângulo	C_D F12 GV5%	C_D F12 GV3%	C_D F12 sem GV
-4	0,18364	0,18373	0,18945
-2	0,19245	0,20334	0,2099
0	0,20721	0,22244	0,2267
4	0,24143	0,25833	0,27235
6	0,27204	0,28508	0,30034
8	0,28919	0,30831	0,3218
10	0,31454	0,32805	0,3536
12	0,33988	0,35303	0,38004
16	0,39072	0,41066	0,44834
18	0,45652	0,46837	0,51563
20	0,52233	0,52608	0,58132

Tabela 6. Valores dos C_L para Flape 8 graus e $Re_c = 340000$.

Ângulo	C_L F8 GV5%	C_L F8 GV3%	C_L F8 sem GV
-4	1,38618	1,3463	1,42409
-2	1,46477	1,52046	1,52824
0	1,58024	1,65007	1,73186
4	1,91849	1,88489	2,03783
6	2,04613	2,03813	2,18709
8	2,23653	2,15108	2,42327
10	2,31206	2,25127	2,42103
12	2,51932	2,46116	2,63117
16	2,7379	2,83443	2,98607
18	2,69969	2,80464	3,01298
20	2,28602	2,3148	1,96647

Tabela 7. Valores dos C_D para Flape 8 graus e $Re_c = 340000$.

Ângulo	C_{DF8} GV5%	C_{DF8} GV3%	C_{DF8} sem GV
-4	0,16585	0,16551	0,16394
-2	0,19541	0,18437	0,17082
0	0,2036	0,20369	0,19127
4	0,25435	0,2244	0,2281
6	0,273	0,23866	0,25081
8	0,30235	0,25404	0,28502
10	0,31829	0,27648	0,28675
12	0,3567	0,306	0,32153
16	0,38754	0,3497	0,39177
18	0,45566	0,38142	0,42608
20	0,48942	0,46719	0,49981