

STEFAN GIMILIANI LEMBKE

**ESTUDO EXPERIMENTAL DE
ELEMENTOS DE PONTA DE ASA
EM AERONAVES**

Trabalho de conclusão do curso de
graduação do Departamento de
Engenharia Mecânica da Escola
Politécnica da Universidade de São
Paulo.

São Paulo

2004

STEFAN GIMILIANI LEMBKE

**ESTUDO EXPERIMENTAL DE
ELEMENTOS DE PONTA DE ASA
EM AERONAVES**

Trabalho de conclusão do curso de
graduação do Departamento de
Engenharia Mecânica da Escola
Politécnica da Universidade de São
Paulo.

Área de Concentração:
Engenharia Mecânica

Orientador:

Antônio Luís de Campos Mariani



São Paulo
2004

Aos meus pais, minha irmã e toda a minha
família por sempre me apoiarem e entenderem
minha ausência em algumas ocasiões durante
a perseguição do meu sonho.

AGRADECIMENTOS

Ao amigo e orientador Prof. Dr. Antônio Luís de Campos Mariani, por instigar em mim a difícil tarefa de executar um projeto experimental no último ano da faculdade.

Ao amigo Prof. Dr. Alberto Hernandez Neto por incentivar este projeto desde a apresentação inicial do tema.

Ao amigo Prof. Dr. Euryale Jorge Godoy de Jesus Zerbine pelas suas idéias e conhecimento passado em conversas de corredor.

Ao técnico de laboratório Douglas Silva, pelo auxílio na fabricação dos tubos das tomadas de pressão.

Ao Prof. Dr. Fábio Saltara e o aluno Alessandro A. de Lima, pelo auxílio na realização das simulações numéricas e a disponibilidade das instalações do laboratório NDF.

Aos colegas do IPT por disponibilizarem o conhecimento em ensaios em túneis de vento.

Aos colegas de todos esses anos de faculdade.

RESUMO

Este projeto estuda a influência de elementos de ponta de asa no desempenho de uma asa trapezoidal de um aeromodelo projetado para a competição SAE Aerodesign Brasil. Foram analisadas 3 configurações distintas de ponta de asa: ausência de dispositivo, presença de *endplate* e presença de *winglet*. Para simplificação da análise, escolheram-se as configurações de estol e de cruzeiro para avaliação experimental em túnel de vento. O estudo foi realizado com a obtenção da distribuição de pressões no protótipo e o cálculo das forças surgidas devido ao escoamento. As análises foram de caráter quantitativo com a medição das grandezas aerodinâmicas envolvidas (através da integração das pressões ao longo da superfície da asa) e qualitativas (através do uso de técnicas de visualização do escoamento no ensaio em túnel de vento e de simulações numéricas em CFD). Os resultados indicam que o uso do *winglet* gera um aumento significativo na razão sustentação-arrasto (L/D) em ambas as condições, e o uso de *endplate* também gera benefícios, porém em menor grau.

ABSTRACT

This project studies the influence of wingtip devices in the performance of a trapezoidal wing projected for the SAE Aerodesign Brasil competition. Three distinct configurations of wing had been analyzed: without any device, presence of endplate and presence of winglet. For simplification of the analysis, the configurations of stall and cruise flight were chosen for experimental evaluation in the wind tunnel. The study was carried through measurement of the pressure distribution in the prototype and calculation of forces due the incoming air flow. The analyses were of quantitative character with measurement of involved aerodynamic forces (through integration of the pressures along the wing surface) and qualitative (through techniques of visualization of the flow in the wind tunnel and numerical simulations in CFD). The results indicate that the use of winglet generates a significant increase in lift-to-drag (L/D) in both conditions, and the use of endplate also generates benefits, however in lesser degree.

SUMÁRIO

RESUMO

ABSTRACT

LISTA DE FIGURAS

LISTA DE TABELAS

LISTA DE SÍMBOLOS

1. INTRODUÇÃO	1
2. OBJETIVOS.....	2
3. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	3
3.1. Vórtices de ponta de asa e arrasto induzido	3
3.2. Revisão histórica	5
3.3. Elementos de ponta de asa.....	7
4. METODOLOGIA PARA DEFINIÇÃO DA GEOMETRIA DOS PROTÓTIPOS	10
4.1. Escolha do perfil.....	10
4.2. Formato da asa	11
4.3. Geometria do protótipo	13
4.4. Elementos de ponta de asa estudados.....	14
5. PROCEDIMENTOS E APARATO EXPERIMENTAL.....	18
5.1. Determinação dos ângulos de ataque a serem ensaiados.....	18
5.2. Determinação das tomadas de pressão.....	19
5.3. Seleção do medidor de pressões	20
5.4. Determinação de forças aerodinâmicas	21
5.5. Avaliação quantitativa e qualitativa dos acessórios de ponta de asa ..	23
6. FABRICAÇÃO DO PROTÓTIPO.....	24
7. DADOS E RESULTADOS EXPERIMENTAIS – ANÁLISE QUANTITATIVA	29
8. VISUALIZAÇÃO DO ESCOAMENTO – ANÁLISE QUALITATIVA	33
8.1. Análise do escoamento utilizando métodos de visualização	33
8.2. Simulação numérica.....	48
9. CONSIDERAÇÕES FINAIS	57
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	59

LISTA DE FIGURAS

Figura 1- Transição do escoamento intradorso-extradorso (ANDERSON, 1984)	3
Figura 2 - Alteração das linhas de corrente devido a existência da componente transversal de velocidade (ANDERSON, 1984).....	4
Figura 3 - Vórtices de ponta de asa (ANDERSON, 1984)	4
Figura 4 - Visualização de vórtice de ponta de asa com uso de fumaça e efeito do downwash (UNIVERSITY OF MARYLAND, 2001).....	5
Figura 5 - Geometrias de diversas pontas de asa (RAYMER,1989).....	7
Figura 6 - Geometria básica de um winglet	9
Figura 7 - Perfis Selig s1223, Eppler e423, Naca 0012	10
Figura 8- Geometria da asa sem apêndices	12
Figura 9 - Vista lateral das nervuras da raiz e da ponta da asa	12
Figura 10 - Disposição do protótipo na seção transversal do túnel de vento (modelo digital)	13
Figura 11 - Disposição do protótipo na seção transversal do túnel de vento (foto)...	13
Figura 12 - Relações geométricas do winglet apresentado por MEYER, 1986.....	14
Figura 13 - Geometria projetada do winglet	15
Figura 14 - Posicionamento do winglet na ponta da asa	15
Figura 15 - Geometria e disposição do enplate na ponta da asa	17
Figura 16 - Software Javafoil. Gráficos C_L x C_D e C_L x α para determinação dos ângulos de ataque para o perfil e423	18
Figura 17 - Linhas de iso-pressão e distribuição de C_p para perfil e423 em três condições.....	19
Figura 18 - Força aerodinâmica resultante e componentes.....	21
Figura 19 - Nomenclatura para integração da pressão	22
Figura 20 – Fabricação do protótipo: nervuras, bordo de ataque e bordo de fuga.....	25
Figura 21 – Fabricação do protótipo: posicionamento e fixação dos tubos de medida de pressão da ponta livre da asa	25
Figura 22 – Fabricação do protótipo: identificação das tomadas de pressão e posicionamento dos tubos nas seções longitudinais	26

Figura 23 – Fabricação do protótipo: visualização das tomadas de pressão mas sem acabamento final	26
Figura 24 – Fabricação do protótipo: abertura para fixação do endplate e winglet... ..	27
Figura 25 –Fabricação do protótipo: chapeamento da estrutura e parafusos de fixação na base de testes	27
Figura 26 – Fabricação do protótipo: asa chapeada com winglet chapeado, posicionados na base com doze graus de ângulo de ataque.	28
Figura 27 - Montagem final: base de testes com protótipo sem dispositivo na ponta da asa.....	28
Figura 28 - Visualização do escoamento: posicionamento dos tufts	33
Figura 29 - Visualização do escoamento: vórtice de ponta de asa (asa sem apêndice, zero graus).....	34
Figura 30 - Visualização do escoamento: transição do escoamento intradorso-extradorso (asa sem apêndice, zero graus).....	35
Figura 31 - Visualização do escoamento: vórtice de ponta de asa (asa sem apêndice, doze graus)	35
Figura 32 - Visualização do escoamento: extradorso e ponta de asa (asa sem apêndice, doze graus).....	36
Figura 33 - Visualização do escoamento: vórtice de ponta de asa (asa sem apêndice, doze graus)	36
Figura 34 - Visualização do escoamento: vórtice de ponta de asa (asa com endplate, zero graus).....	37
Figura 35 - Visualização do escoamento: vórtice na ponta do endplate (asa com endplate, zero graus)	37
Figura 36 - Visualização do escoamento: transição do escoamento no endplate (asa com endplate, doze graus).....	38
Figura 37 - Visualização do escoamento: vórtice de ponta de asa (asa com endplate, doze graus)	38
Figura 38 - Visualização do escoamento: vórtice de ponta de asa (asa com winglet, zero graus).....	39
Figura 39 - Visualização do escoamento: vórtice da ponta do winglet (asa com winglet, zero graus).....	39

Figura 40 - Visualização do escoamento: escoamento no intradorso (asa com winglet, doze graus)	40
Figura 41 - Visualização do escoamento: escoamento na transição intradorso-winglet (asa com winglet, doze graus).....	40
Figura 42 - Visualização do escoamento: vórtice de ponta de asa (asa com winglet, doze graus)	41
Figura 43 - Visualização do escoamento: vórtice da ponta do winglet (asa com winglet, doze graus)	41
Figura 44 - Visualização do escoamento com tufts: intradorso (asa sem ponta, zero graus).....	42
Figura 45 - Visualização do escoamento com tufts: vórtice de ponta de asa (asa sem ponta, zero graus)	43
Figura 46 - Visualização do escoamento com tufts (asa sem ponta, doze graus)	43
Figura 47 - Visualização do escoamento com tufts: intradorso (asa com endplate, zero graus).....	44
Figura 48 - Visualização do escoamento com tufts: vórtice de ponta de asa (asa com endplate, zero graus)	45
Figura 49 - Visualização do escoamento com tufts (asa com endplate, doze graus) ..	45
Figura 50 - Visualização do escoamento com tufts (asa com winglet, zero graus) ...	46
Figura 51 - Visualização do escoamento com tufts: vórtice da ponta do winglet (asa com winglet, zero graus).....	46
Figura 52 - Visualização do escoamento com tufts: vórtice da ponta do winglet (asa com winglet, zero graus)	47
Figura 53 - Visualização do escoamento com tufts (asa com winglet, doze graus)...	47
Figura 54 – Simulações 3D: malha com 200.000 células para simulação da asa sem apêndice.....	48
Figura 55 – Simulações 3D: contornos de pressão no intradorso	49
Figura 56 – Simulações 3D: contornos de pressão no extradorso	49
Figura 57 – Simulações 3D: vetores velocidade na transição intradorso-extradorso da ponta da asa	50
Figura 58 – Simulações 3D: corte na seção média da ponta da asa para verificação da formação do vórtice.....	50

Figura 59 – Simulações 3D: corte na seção posterior da asa mostrando intensidade do vórtice no bordo de fuga	51
Figura 60 – Simulações 3D: corte na seção adjacente ao bordo de fuga da ponta da asa mostrando direção dos vetores velocidade.....	51
Figura 61 – Simulações 3D: malha com 240.000 células para simulação da asa com endplate	52
Figura 62 – Simulações 3D: contornos de pressão na superfície do protótipo e na base de testes (plano vertical)	53
Figura 63 – Simulações 3D: contornos de pressão no bordo de ataque.....	53
Figura 64 – Simulações 3D: contornos de pressão no bordo de fuga	54
Figura 65 – Simulações 3D: contornos de pressão em planos sucessivos	54
Figura 66 – Simulações 3D: vetores velocidade num plano médio da geometria	55
Figura 67 – Simulações 3D: vetores velocidade num plano junto ao bordo de ataque: visualização da rotacionalidade do escoamento.....	55
Figura 68 – Simulações 3D: detalhe dos vetores velocidade na região inferior do endplate	56

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Dados geométricos da asa protótipo	12
Tabela 2- Dados para escolha da geometria do endplate	16
Tabela 3 - Cálculo da redução no arrasto induzido e da geometria do endplate.....	16
Tabela 4 - Determinação da resolução do manômetro de coluna de óleo.....	20
Tabela 5- Valores de pressão medidos em mm de coluna de óleo.....	29
Tabela 6 - Valores de pressão calculados para a condição de cruzeiro	30
Tabela 7 - Valores de pressão calculados para a condição de estol	31
Tabela 8 - Dados para realização dos ensaios.....	31
Tabela 9 - Comparação entre coeficientes aerodinâmicos.....	32

LISTA DE SÍMBOLOS

- A – força paralela à direção da corda
 AR – alongamento ou *aspect ratio*
 b – envergadura
 C_D – coeficiente de arrasto
 $C_{D,i}$ – coeficiente de arrasto induzido
 C_L – coeficiente de sustentação
 c_{ponta} – corda da ponta da asa
 c_{raiz} – corda da raiz da asa
 D – força de arrasto, paralela à direção do escoamento
 dS – elemento de área
 e – número de eficiência de Oswald
 g – gravidade
 h – altura do endplate
 L – força de sustentação, normal à direção do escoamento
 N – força normal à direção da corda
 p_i – pressão, de maneira geral
 q_∞ - pressão dinâmica
 Re – número de Reynolds
 S – área em geral
 V_∞ - velocidade do escoamento
 α – ângulo de ataque
 ρ – massa específica
 τ_i – cisalhamento, de maneira geral

1. INTRODUÇÃO

O estudo de elementos de ponta de asa surge como decorrência da necessidade de revisar projetos já executados, com a intenção de obter ganhos no desempenho, com custos reduzidos, quando comparado ao início de um projeto novo de uma aeronave. Além desta necessidade, para condições limite de projeto, como no caso do aeromodelo fabricado para a competição SAE Aerodesign, onde limitações de envergadura exigem o estudo de formas alternativas para melhorar a aerodinâmica. O presente estudo visa uma análise inicial dos ganhos aerodinâmicos decorrentes da utilização de dispositivos de ponta de asa numa asa projetada para um aeromodelo de competição.

A análise de três configurações de ponta de asa, ausência de dispositivo, *endplate* e *winglet*; foi realizada sob foco qualitativo com o uso de técnicas de visualização do escoamento em ensaio experimental e simulações numéricas e sob foco quantitativo com o cálculo das forças aerodinâmicas.

O trabalho apresenta aspectos conceituais sobre o estado da arte e as atividades experimentais realizadas, conforme poderá ser visto nos capítulos seguintes.

O capítulo 2 ressalta os objetivos deste projeto e, em seguida, no capítulo 3 é apresentada a fundamentação teórica dos fenômenos envolvidos, revisão histórica e descrição da geometria de diversos elementos de ponta de asa. Os capítulos seguintes apresentam a metodologia (capítulo 4), fornecendo informações quanto a definição da geometria dos protótipos estudados, e os procedimentos e aparatos experimentais (capítulo 5), com a definição das condições dos ensaios e quais serão as análises. O capítulo 6 apresenta de forma resumida os passos de fabricação dos protótipos.

Os capítulos 7 e 8 apresentam os resultados dos ensaios, sob forma de medidas de pressão na superfície do protótipo, fotos da visualização do escoamento nas diversas configurações e imagens das simulações numéricas. Ao final é retomada a discussão dos resultados e apresentadas idéias para projetos futuros.

2. OBJETIVOS

Neste projeto estudaremos uma área da mecânica dos fluidos, a aerodinâmica, com o estudo experimental de uma configuração de asa com três diferentes dispositivos de ponta. Os objetivos, então, são:

- Estudar diversas configurações de ponta de asa de uma aeronave, no caso em particular de um aeromodelo, seguindo algumas limitações de projeto determinadas pela competição SAE Aerodesign Brasil;
- Analisar a alteração no escoamento devido a presença dos dispositivos de ponta de asa. Como exemplo, temos, a diminuição ou aumento dos vórtices de ponta de asa, o atraso no descolamento da camada limite da asa, entre outros efeitos.
- Avaliar ganhos de desempenho, tanto aerodinâmica quanto de estabilidade, economia de combustível.

3. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

3.1. Vórtices de ponta de asa e arrasto induzido

Sempre que trata-se de asas finitas (tri-dimensionais) nos deparamos com uma significativa diferença em relação ao estudo bi-dimensional de perfis, o surgimento de uma componente de escoamento na direção da envergadura, que leva a existência de alguns fenômenos que serão descritos abaixo.

O mecanismo físico para a geração de sustentação na asa é a existência de pressão maior na superfície inferior e menor pressão na superfície superior. Esta diferença de pressão é que gera a sustentação e como “sub-produto” desta diferença, o escoamento na região da ponta da asa tende a contornar a ponta, indo da região de maior pressão, na parte inferior, para a região de menor pressão no topo (Figura 1).

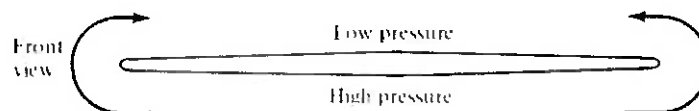


Figura 1- Transição do escoamento intradorso-extradorso (ANDERSON, 1984)

Como resultado, no topo da superfície da asa, existe uma componente de escoamento na direção da ponta para a raiz, causando um deslizamento das linhas de corrente da parte superior da asa na direção da raiz. Da mesma forma, na superfície inferior da asa, existe uma componente do escoamento na direção da raiz para a ponta, fazendo com que as linhas de corrente deslizem para a ponta. Isto mostra o caráter tri-dimensional do escoamento numa asa finita (Figura 2).

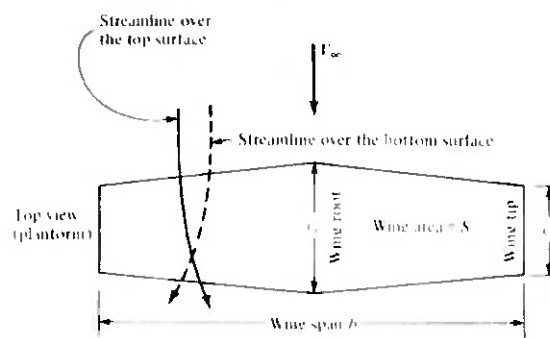


Figura 2 - Alteração das linhas de corrente devido a existência da componente transversal de velocidade (ANDERSON, 1984)

A tendência de o escoamento “vazar” na extremidade da asa gera um outro efeito importante na análise aerodinâmica. Este escoamento estabelece um movimento circulatório que caminha para fora da asa. São os chamados *vórtices de ponta de asa* (Figura 3).

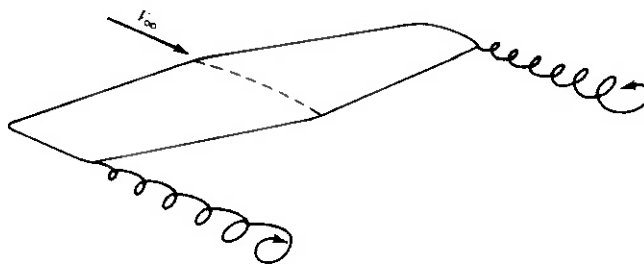


Figura 3 - Vórtices de ponta de asa (ANDERSON, 1984)

Estes vórtices geram uma componente pequena de velocidade vertical para baixo na região próxima à asa, chamada *downwash* (Figura 4). Esta componente de velocidade altera o ângulo de ataque geométrico da asa e faz com que uma parcela da componente de sustentação local esteja na direção da velocidade de escoamento. Portanto, foi criado arrasto devido à presença de *downwash* e este, é chamado de *arrasto induzido*.

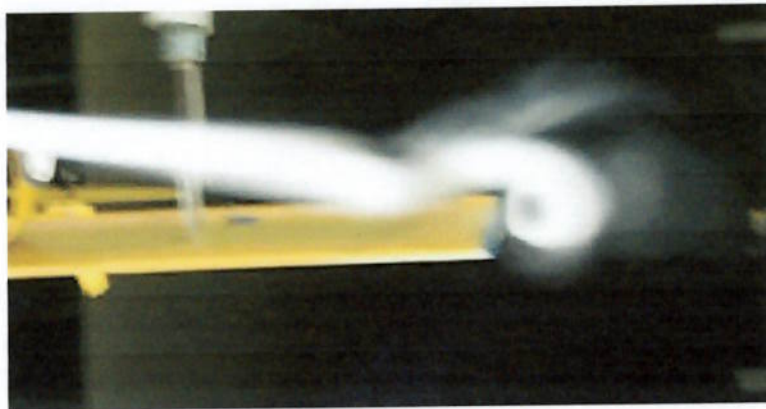


Figura 4 - Visualização de vórtice de ponta de asa com uso de fumaça e efeito do downwash (UNIVERSITY OF MARYLAND, 2001)

Os vórtices de ponta de asa possuem grande quantidade de energia cinética translacional e rotacional. Esta energia é proveniente (em última análise) do motor do avião, que é a única fonte de energia associada. Como esta energia dos vórtices não (contribui para promover o voo de uma aeronave) , ela é simplesmente perdida. Portanto, há uma parcela da energia gerada pelo motor serve apenas para vencer o arrasto induzido.

3.2. Revisão histórica

Apesar do nome *winglet* ter sido introduzido inicialmente por Whitcomb (1976), que é inventor do Whitcomb *winglet*, o conceito de utilizar superfícies verticais na ponta da asa foi originalmente sugerido bem antes. Em 1897, F.W. Lanchester patenteou a idéia de colocar placas finas na ponta da asa.

Durante a década de 1920, mostrou-se experimentalmente e analiticamente que a adição de *endplates* potencializava a redução de arrasto. Em 1924, Nagel foi o primeiro cientista a estudar o efeito de *endplates* em túnel de vento para asas com razão de aspecto de $8/3$ e $4/3$. Ele concluiu que a redução de arrasto induzido (em relação à sustentação) era maior do que o aumento do arrasto (de atrito) devido à presença do *endplate*. Ele concluiu, também, que esta redução do arrasto era maior do que o resultante quando do aumento da envergadura, pela inclusão de extensões com mesma dimensão que os *endplates*. Reid, em 1925, realizou experimentos em Langley, EUA, com asas de razão de aspecto 6. Ele verificou um aumento no

coeficiente de sustentação máximo, uma redução no coeficiente de arrasto para todos os coeficientes de sustentação maiores que 30% do valor máximo deste mesmo coeficiente de sustentação, um aumento da inclinação $dC_l/d\alpha$, e um aumento nas razões C_l/C_d para uma asa com perfil NACA 73, com um *endplate* trapezoidal na ponta da asa..

Em 1927, Hemke, calculou analiticamente o arrasto induzido para asas com *endplates*, utilizando o método das transformadas conformes para encontrar a energia cinética do escoamento transversal. Ele estimou também o aumento do arrasto (de atrito) causado pela adição de *endplates* utilizando seus cálculos e os dados experimentais de Nagel e Reid. Como resultado, ele encontrou um coeficiente de arrasto de atrito que foi então utilizado para estimar o aumento no arrasto para diversas placas planas empregadas como *endplates*. Os seus cálculos se enquadraram aos dados experimentais. Hemke descobriu que a redução de arrasto induzido aumenta com a redução da razão de aspecto e o efeito do tamanho e forma do *endplate* possui significativo efeito na quantidade de arrasto reduzido. Também determinou que *endplates* cobrindo toda a corda da ponta da asa são a escolha mais efetiva. Isto pode ser por ele ter considerado apenas o arrasto de forma adicional do *endplate*.

Flechner et al., em 1976, descobriu através de estudos que o efeito físico que levava a redução do arrasto seria a difusão vertical do vórtice de ponta de asa logo que o mesmo deixa a ponta da asa (Whitcomb, 1976). A partir desta conclusão, novos estudos a respeito de *winglets* foram iniciados, tendo como direcionamento a determinação do tamanho, forma e posicionamento do *winglet*. A maior reviravolta nestes estudos aconteceu com o uso de *winglets* em aviões comerciais, a partir de 1979. A empresa fabricante de aeronaves *Learjet* conseguiu melhorar a eficiência geral e de consumo de combustível, particularmente aumentando a carga útil e alcance das aeronaves.

A partir da década de 1980, muitos estudos computacionais começaram a ser realizados no estudo de elementos de ponta de asa, por parte das empresas fabricantes de aeronaves.

3.3. Elementos de ponta de asa

O formato das pontas de asa (Figura 5) tem dois efeitos no desempenho aerodinâmico subsônico. O formato da ponta afeta a área “molhada” do avião, mas apenas numa extensão pequena. Um efeito bem mais importante é a influência que a ponta tem sobre o espaçamento lateral dos vórtices de ponta. Isto é determinado pela facilidade com a qual o ar de maior pressão na parte inferior da asa escapa na ponta para o topo da asa.

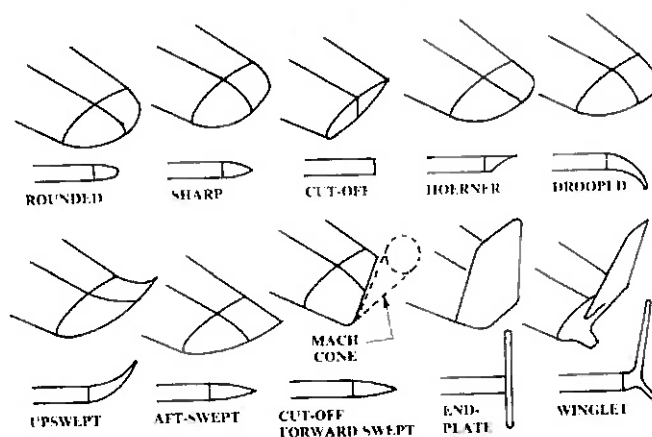


Figura 5 - Geometrias de diversas pontas de asa (RAYMER,1989)

Uma ponta suavemente arredondada (quando vista do nariz da aeronave) permite facilmente que o ar escoar suavemente pela ponta. Uma ponta de asa com canto chanfrado torna mais difícil o escoamento, apesar de reduzir o arrasto induzido. A maioria das novas pontas de asa de baixo arrasto possuem alguma forma de canto chanfrado. É fato, mesmo uma ponta reta oferece menos arrasto do que uma ponta arredondada, devido aos cantos retos onde as superfícies superior e inferior terminam.

A ponta de asa, para baixo arrasto, mais aplicada é a *Hoerner tip*. É uma ponta de asa afiada, na qual a superfície superior dá continuidade à superfície inferior da asa. A parte inferior é cortada e chanfrada aproximadamente a 30% da horizontal. A superfície inferior também pode ser côncava.

A ponta de asa “*drooped*” e “*upswept*” são similares à ponta do tipo *Hoerner* exceto que a ponta é curvada para cima ou para baixo para aumentar a envergadura

efetiva sem aumentar a envergadura atual. Este efeito é similar ao causado pelo uso de *endplates*.

O *sweep* da ponta da asa também afeta o arrasto. O vórtice de ponta de asa costuma estar localizado aproximadamente no bordo de fuga, portanto, uma ponta de asa arredondada na parte anterior, com uma grande envergadura de bordo de fuga, tende a gerar menor arrasto. Entretanto, este tipo de asa tende a aumentar a carga torsional na asa.

Uma asa pontuda, arredondada na parte posterior da extremidade é utilizada normalmente para aviões supersônicos. A ponta é cortada num ângulo igual ao ângulo do cone de mach, porque a área da asa dentro do cone de choque formado na ponta da asa irá contribuir muito fracamente com a sustentação. Também, este carregamento irá reduzir as cargas torsionais aplicadas na asa.

O arrasto induzido é causado pelo ar sob alta pressão no inferior da asa escapando pela ponta da asa até a parte superior da mesma. Um meio óbvio para prevenir isto é montar uma placa vertical na ponta da asa.

O efeito do *endplate* é conhecido desde os primórdios do voo, mas é visto raramente. A área molhada do *endplate* gera arrasto. Também, uma asa com *endplate* possui aumento efetivo em sua envergadura em apenas 20% do valor original, causado pela altura do *endplate*. Entretanto, *endplates* podem ser usados quando a envergadura é limitada.

Uma versão avançada de *endplate* que pode gerar pouco arrasto, com relação a um aumento igual de envergadura da asa é o *winglet*. Projetado por R. Whitcomb, permite uma redução ainda maior do arrasto por usar a energia disponível no vértice de ponta de asa.

O *winglet* (Figura 6) possui normalmente *camber* e é torcido para que o escoamento rotacional do vórtice na ponta da asa crie uma força de sustentação no *winglet* que tenha componentes vertical e horizontal, ajudando na performance do avião. A componente horizontal atua como um arrasto “negativo”, reduzindo o arrasto total da asa.

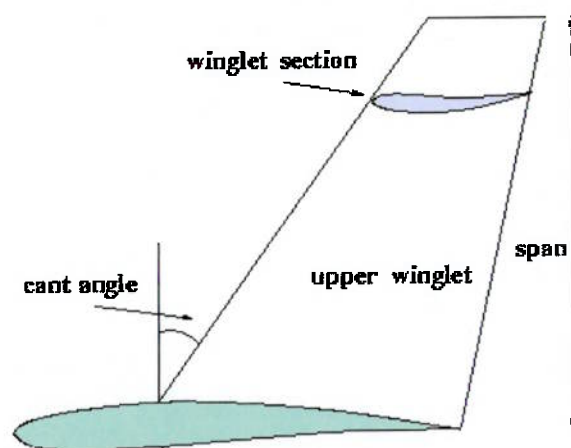


Figura 6 - Geometria básica de um winglet

Um *winglet* bem projetado pode prover um aumento efetivo da envergadura maior que o dobro da adição da altura do *winglet* a envergadura da asa. Esses elementos provêem maior benefício quando o vórtice de ponta é forte, portanto, uma asa com baixa razão de aspecto terá mais vantagem na utilização deste elemento do que uma asa com alta razão. Alguns parâmetros geométricos (*camber* e torção) também devem ser otimizados para uma velocidade de projeto, fora desta, ele trará menores benefícios.

4. METODOLOGIA PARA DEFINIÇÃO DA GEOMETRIA DOS PROTÓTIPOS

A determinação da geometria dos protótipos ocorreu em quatro etapas para que pudessem ser escolhidos os parâmetros da asa a ser ensaiada. Deve-se citar aqui uma seleção preliminar, na qual adotou-se o Túnel de Vento Didático do Departamento de Engenharia Mecânica da Escola Politécnica para a realização dos ensaios, portanto, tendo determinada a geometria da asa de forma completa, apenas um segmento da mesma foi ensaiado, devido às dimensões da seção de testes. As etapas adotadas foram as seguintes:

- a) Escolha do perfil;
- b) Escolha do formato da asa;
- c) Definição da geometria da ponta da asa;
- d) Definição da geometria dos elementos de ponta de asa estudados.

4.1. Escolha do perfil

Dentre os diversos perfis existentes, foram escolhidos inicialmente três opções: Selig s1223, Eppler e423 e Naca 0012 (Figura 7).

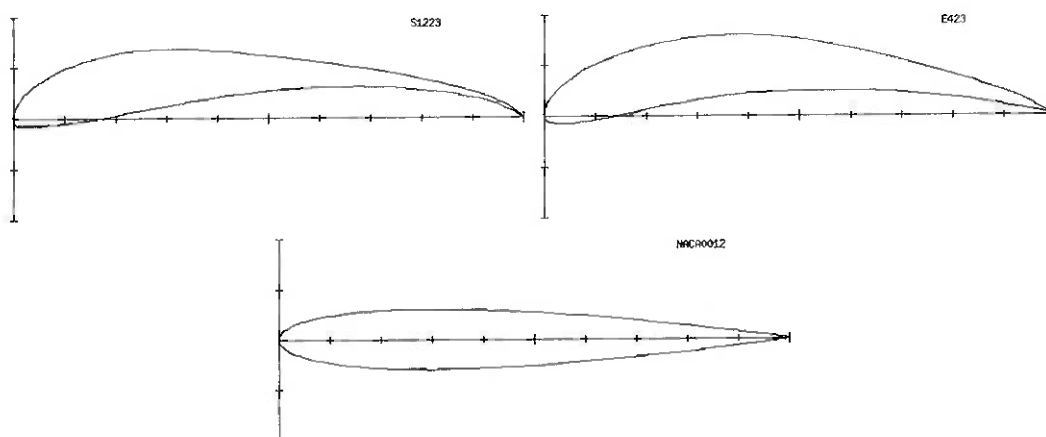


Figura 7 - Perfis Selig s1223, Eppler e423, Naca 0012

O perfil s1223 é largamente empregado na competição Aerodesign por ser um dos perfis de baixa velocidade com melhores razões entre sustentação e arrasto, porém por possuir um bordo de fuga extremamente fino, é de fabricação complicada; o perfil Eppler e423 possui também um arqueamento muito grande e características similares de sustentação/arrasto que o Selig s1223.

Por fim, o perfil Naca 0012 é um perfil simétrico, largamente estudado na literatura e, caso quiséssemos fazer uma análise dos elementos de ponta de forma a diminuir a interferência da asa neste estudo, seria o mais indicado. No Gráfico 1 abaixo temos as curvas de $C_L \times C_D$ e $C_L \times \alpha$, comparativos, entre os perfis Selig s1223 e Eppler e423.

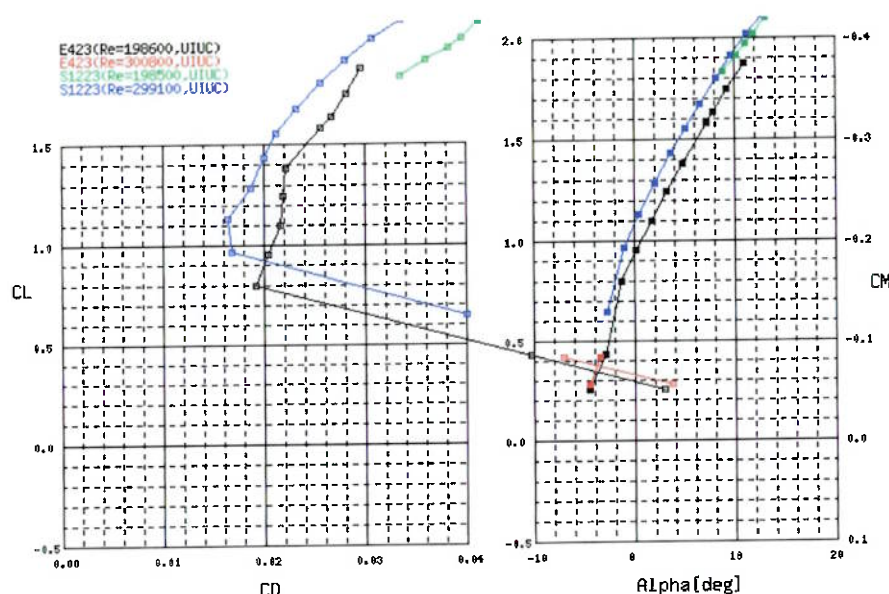


Gráfico 1 - Comparação entre perfis s1223 e e423

Utilizando alguns critérios como adequabilidade ao projeto, facilidade na construção e performance, a opção mais adequada é o perfil **Eppler e423**.

4.2. Formato da asa

Passamos em seguida à definição da geometria da asa, já tendo em mãos o perfil. Nesta etapa, atuamos da mesma forma, estudando diversas configurações de asa que

se enquadram no projeto Aerodesign. As sugestões são: asas retangular, elíptica, semi-trapezoidal e trapezoidal.

Levando em conta os seguintes critérios, adequabilidade ao projeto, pré-dimensionamento dos elementos de ponta de asa, facilidade na construção, performance, custo, resistência, chegamos na opção da construção de uma **asa trapezoidal**. Onde temos os seguintes parâmetros geométricos:

Tabela 1 - Dados geométricos da asa protótipo

envergadura (b) em m	1,60
corda raiz (c_{raiz}) em m	0,36
corda ponta (c_{ponta}) em m	0,18
área (S) em m^2	0,432
alongamento (AR)	5,93

A vista superior da geometria da asa pode ser examinada na Figura 8 abaixo e a disposição dos perfis na ponta e na raiz da asa na Figura 9.

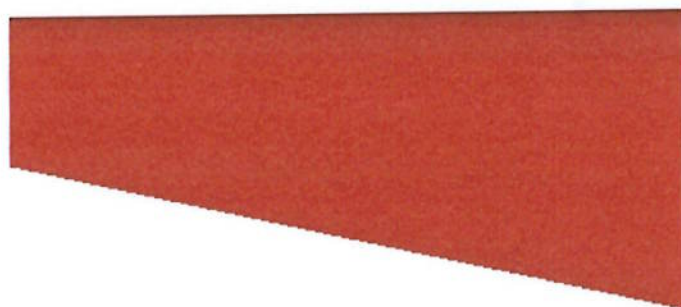


Figura 8- Geometria da asa sem apêndices

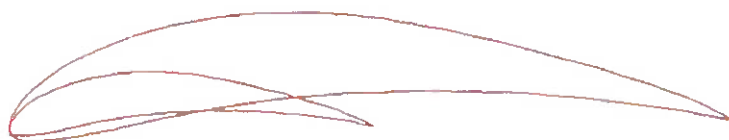


Figura 9 - Vista lateral das nervuras da raiz e da ponta da asa

4.3. Geometria do protótipo

A definição da geometria do protótipo construído se limita à geometria do túnel de vento escolhido. Com uma seção transversal de 346 x 232 mm e velocidade média (sem o uso de inversor de frequência) de 21,4 m/s, nossa geometria fica limitada a um segmento de toda a asa projetada. E, considerando, da literatura, que devemos utilizar menos de 80% da seção transversal para ensaios com a finalidade de reduzir efeitos de parede, a envergadura de nosso protótipo será de 100 mm. A Figura 10 mostra a disposição da geometria na seção transversal e a Figura 11 a disposição final.

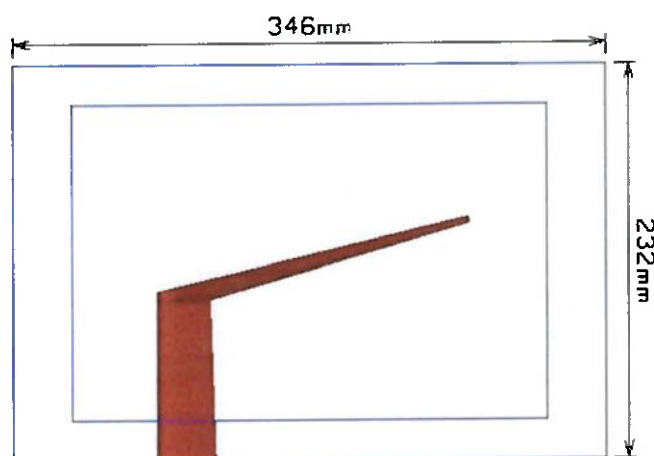


Figura 10 - Disposição do protótipo na seção transversal do túnel de vento (modelo digital)

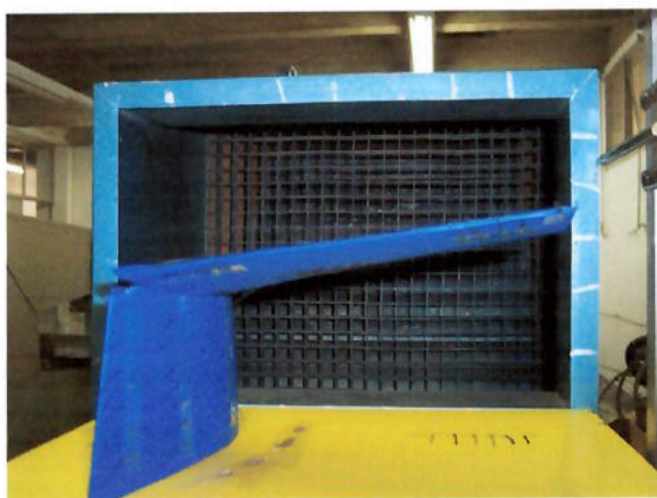


Figura 11 - Disposição do protótipo na seção transversal do túnel de vento (foto)

4.4. Elementos de ponta de asa estudados

A escolha dos elementos de ponta de asa se baseia em textos encontrados na literatura. Serão estudadas: uma configuração de *winglet*, uma configuração de *endplate* e uma configuração sem dispositivo de ponta.

A configuração de *winglet* escolhida é baseada nos estudos realizados por Richard Whitcomb na década de 1970. A NACA estudou amplamente este tipo de apêndice de asa, consolidando a geometria como a apresentada na Figura 12. Esta geometria foi retirada do texto MEYER, 1986, onde foi estudado o *winglet* para jatos comerciais.

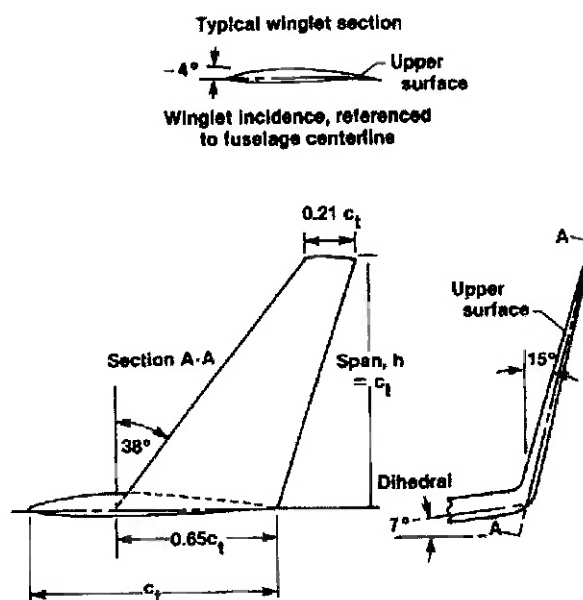


Figura 12 - Relações geométricas do winglet apresentado por MEYER, 1986

Utilizou-se, portanto, esta geometria para a determinação do nosso protótipo, com as seguintes modificações: o perfil do *winglet* foi substituído por um perfil simétrico NACA 0012 e nossa asa não possui diedro. A geometria final do nosso *winglet* é mostrada na Figura 13.

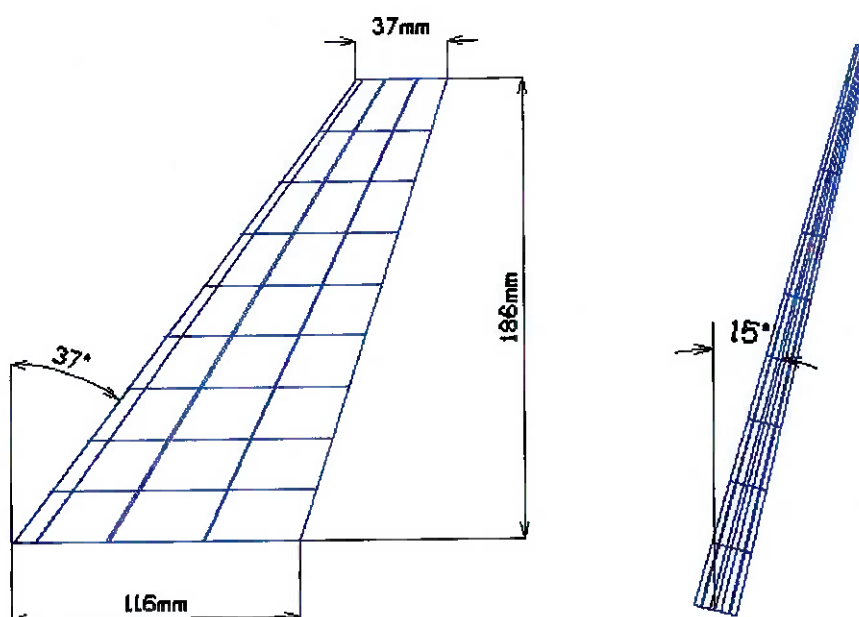


Figura 13 - Geometria projetada do winglet

A geometria do *winglet* já posicionada no protótipo da ponta de asa é apresentada na Figura 14.



Figura 14 - Posicionamento do winglet na ponta da asa

A configuração de *endplate* escolhida é baseada no equacionamento apresentado em RAYMER, 1989. A definição da geometria do *endplate* é determinada por uma relação geométrica que relaciona o alongamento da asa sem dispositivo com o aumento no alongamento provocado com a adição do *endplate*. Utilizamos a equação abaixo

$$AR_{\text{efetivo}} = A.(1 + 1,9.h/b),$$

Equação 1

para calcular o novo alongamento devido a presença do endplate.

Utilizando os parâmetros básicos definidos para nossa asa (Tabela 1), avaliando dimensões para o *endplate* e considerando como ferramenta de decisão o cálculo do arrasto induzido, definido pela equação 2, e a redução do arrasto devido ao *endplate*, conseguimos montar a Tabela 3 apresentada abaixo.

$$C_{D_{\text{induzido}}} = \frac{C_L^2}{\pi.e.AR_{\text{efetivo}}}$$

Equação 2

Tabela 2- Dados para escolha da geometria do endplate

envergadura (b) em m	1,6
corda raiz (c_{raiz}) em m	0,36
corda ponta (c_{ponta}) em m	0,18
área (S) em m^2	0,432
coef. sust. (CL)	1
e	0,8
alongamento (AR)	5,93
coef. arrasto ind. (C_{di})	0,07

Tabela 3 - Cálculo da redução no arrasto induzido e da geometria do endplate

Altura endplate em m (h)	0,04	0,08	0,12	0,16	0,20	0,24	0,28	0,32
AR_{efetivo}	6,21	6,49	6,77	7,05	7,33	7,61	7,90	8,18
aumento AR em %	4,75	9,50	14,25	19,00	23,75	28,50	33,25	38,00
arrasto induzido	0,064	0,061	0,059	0,056	0,054	0,052	0,050	0,049
diminuição arrasto (em %)	4,53	8,68	12,47	15,97	19,19	22,18	24,95	27,54

Considerando se aqui apenas a redução do arrasto induzido e não levando em conta o aumento do arrasto de forma devido a presença de uma placa plana vertical ligada ao protótipo da asa, definimos a geometria do *endplate* a ser ensaiado, com 120 mm de altura e espessura de 3 mm. A Figura 15 apresenta esta geometria.

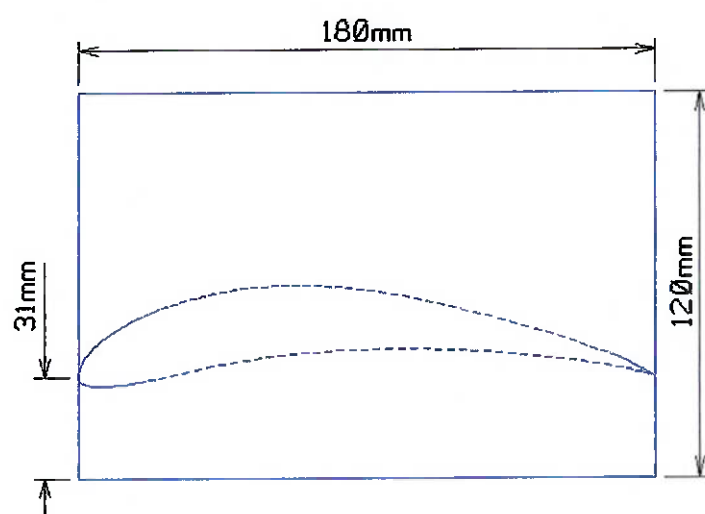


Figura 15 - Geometria e disposição do enplate na ponta da asa

5. PROCEDIMENTOS E APARATO EXPERIMENTAL

5.1. Determinação dos ângulos de ataque a serem ensaiados

A definição dos ângulos de ataque da asa levou em conta a avaliação desejada do estudo. Como a intenção era verificar os benefícios do uso de *endplate* e *winglet* na asa, decidiu-se determinar as distribuições de pressão em apenas duas condições: vôo de cruzeiro e condição de estol.

As condições foram encontradas através da análise dos gráficos de C_L x C_D e C_L x α , obtidas no software Javafoil, considerando apenas a geometria bi-dimensional do perfil Eppler e423.

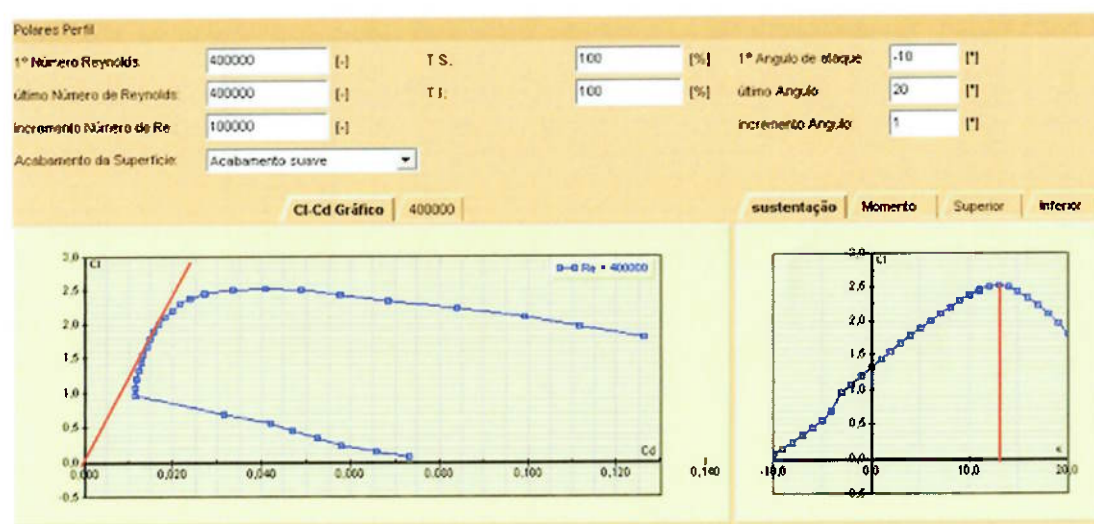


Figura 16 - Software Javafoil. Gráficos C_L x C_D e C_L x α para determinação dos ângulos de ataque para o perfil e423

A escolha dos ângulos nas duas condições foi feita da seguinte maneira. Para a condição de cruzeiro, traçamos a derivada da curva C_L x C_D , determinamos o ponto de maior eficiência e escolhemos o ângulo de 0° . Para a condição de stall, encontramos o ponto de maior C_L na curva C_L x α . O valor do ângulo encontrado é de 12° .

5.2. Determinação das tomadas de pressão

A escolha dos pontos para instalação das tomadas de pressão foi realizada também com o uso do software Javafoil e o cálculo da distribuição de pressões na asa, para os ângulos de ataque de 0° , 5° e 10° e condição de Reynolds de $1,84 \times 10^5$, que está associada a uma velocidade de 17,4 m/s. A Figura 17 abaixo apresenta as linhas de iso-pressão para as três condições.

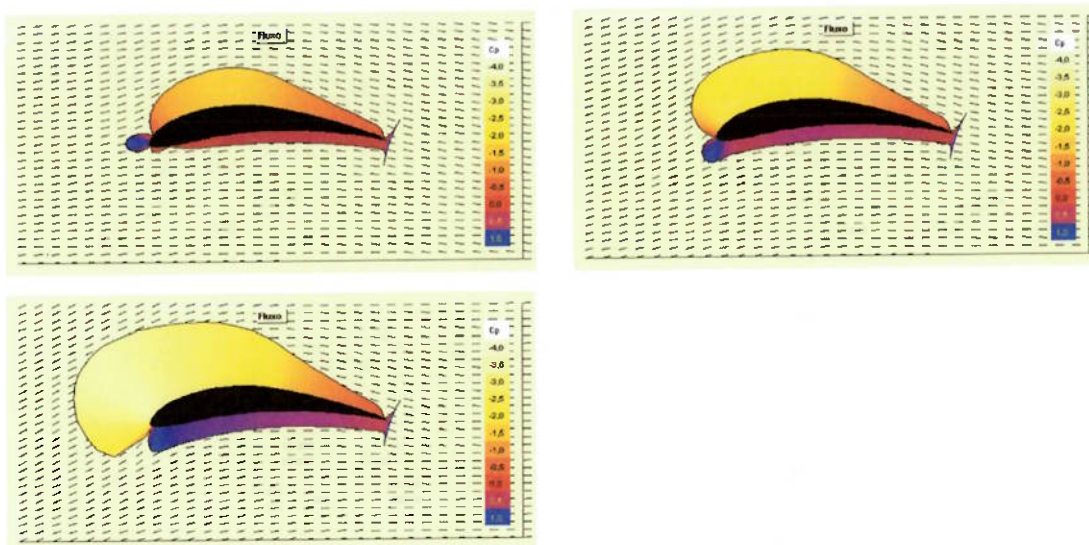


Figura 17 - Linhas de iso-pressão e distribuição de C_p para perfil e423 em três condições

Com estas informações e a geometria do protótipo já definida, foram escolhidos 36 pontos de tomada de pressão no protótipo do trecho da asa. São os seguintes:

- 3 tomadas de estagnação;
- 11 tomadas na extremidade livre da asa (ponta);
- 11 x 2 tomadas ao longo da corda do protótipo.

A posição de todas as tomadas de pressão pode ser verificada nas plantas construtivas anexas no final do trabalho.

5.3. Seleção do medidor de pressões

A obtenção dos valores de pressões pode ser feita de quatro formas distintas: medição através de múltiplos manômetros de coluna de óleo, através de medidor eletrônico de múltiplas entradas “*scanivalve*”, manômetro digital de uma entrada e sistema com múltiplos sensores de pressão. A resolução dos instrumentos é fator relevante na definição do melhor aparato. A determinação da instrumentação ocorre considerando:

- o uso do *scanivalve* é restrito ao túnel de vento do IPT e portanto foi descartado;
- a faixa de pressões para a qual o sensor múltiplo de pressão estava calibrado não se encaixava nos valores a serem determinados neste experimento;
- o uso do manômetro digital, com resolução de 0,1 Pa possibilitaria um ótimo resultado caso não houvessem oscilações muito grandes nos valores a serem medidos, portanto;
- a escolha do manômetro de múltiplas colunas inclinadas foi a mais indicada por atender a faixa de valores de pressão e oferecer resolução adequada.

O uso do manômetro de colunas inclinadas passou pela avaliação da resolução adequada através da seguinte tabela (Tabela 4), que relaciona o ângulo de inclinação da coluna, a altura manométrica e a faixa de pressões que uma leitura de 1 mm (menor divisão disponível na escala) de coluna permite obter.

Tabela 4 - Determinação da resolução do manômetro de coluna de óleo

massa espec. óleo	784,00	kg/m ³
massa espec. ar	1,10	kg/m ³
gravidade	9,80	m/s ²
menor divisão	1,00	mm

inclinação da coluna de óleo (em graus)	altura manométrica em mm de coluna de óleo	pressão em Pa
15	0,26	1,99
20	0,34	2,63
25	0,42	3,25
30	0,50	3,84
45	0,71	5,43
60	0,87	6,65

Utilizamos, portanto a inclinação de 20° que era possível fisicamente de ser obtida na instalação e que permite também a medição das pressões de estagnação, por esta estar dentro da faixa nominal.

5.4. Determinação de forças aerodinâmicas

A forma mais direta de determinação de forças neste estudo é a integração da distribuição de pressões sobre a superfície, obtendo forças de sustentação e arrasto. Sabemos, entretanto, que este cálculo resulta em forças que não representam totalmente o que ocorre. Por exemplo, aqui não temos adicionado a força de arrasto devido ao atrito viscoso e nem a parcela do arrasto induzido, que representa grande parcela do arrasto total, dependendo das condições de ângulo de ataque. Para a obtenção destes valores, é necessária a medição das forças através de instrumentação chamada balança aerodinâmica. Considerando a limitação de instrumentação disponível avaliaremos apenas as forças de sustentação e arrasto devido a distribuição de pressões. O equacionamento segue abaixo.

As forças de sustentação e arrasto são compostas por duas componentes, uma perpendicular e outra paralela, ambas relativas à corda (Figura 18). Com um ângulo de ataque, estas duas forças devem ser decompostas na direção perpendicular ao escoamento e na direção longitudinal.

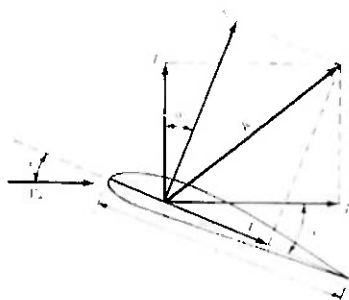


Figura 18 - Força aerodinâmica resultante e componentes

A relação entre as componentes fica:

$$L = N \cdot \cos \alpha - A \cdot \sin \alpha$$

$$D = N \cdot \sin \alpha + A \cdot \cos \alpha$$

Equação 3

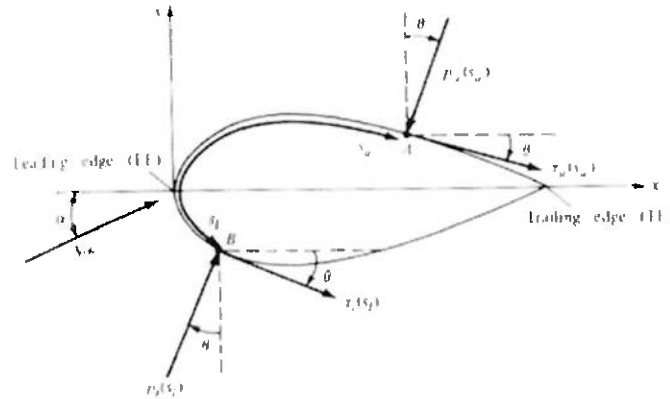


Figura 19 - Nomenclatura para integração da pressão

Examinando a Figura 19, notamos que as forças normal e tangencial atuando num elemento de área dS na superfície superior e inferior do corpo são:

$$dN'_u = -p_u \cdot dS_u \cdot \cos \theta - \tau_u \cdot dS_u \cdot \sin \theta$$

$$dA'_u = -p_u \cdot dS_u \cdot \sin \theta + \tau_u \cdot dS_u \cdot \cos \theta$$

$$dN'_l = p_l \cdot dS_l \cdot \cos \theta - \tau_l \cdot dS_l \cdot \sin \theta$$

$$dA'_l = p_l \cdot dS_l \cdot \sin \theta + \tau_l \cdot dS_l \cdot \cos \theta$$

Equação 4

Desconsiderando os termos relativos a tensão de cisalhamento e considerando os elementos de área como:

$$dS_i = \frac{c}{N_j} \cdot 0,05$$

Equação 5

onde:

N_j – representa o número de tomadas de pressão que existem na corda analisada na superfície superior ou inferior,

temos:

$$N' = - \sum_0^{12} p_u \cdot \cos \theta \cdot dS_u + \sum_0^{10} p_l \cdot \cos \theta \cdot dS_l$$

$$A' = \sum_0^{12} - p_u \cdot \sin \theta \cdot dS_u + \sum_0^{10} p_l \cdot \sin \theta \cdot dS_l$$

Equação 6

decompondo agora as componentes, obtemos os valores de L e D . Com os valores de L e D determinados, podemos calcular o C_L e C_D para este protótipo de asa, através das relações:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty \cdot S}, \text{ com } q_\infty = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty \cdot S}$$

A segunda forma de avaliar a distribuição de pressões é através do cálculo do coeficiente de pressão C_p , com a seguinte expressão:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \quad \text{Equação 7}$$

5.5. Avaliação quantitativa e qualitativa dos acessórios de ponta de asa

Com os resultados das pressões e forças, podemos passar à análise quantitativa com comparações de desempenho entre as diversas configurações de elementos de ponta de asa. A intenção é verificar como se comportam as pressões e as forças de sustentação e de arrasto.

A análise também se estende ao estudo qualitativo do experimento. A visualização de alterações no escoamento através de algumas técnicas que demonstram o seu comportamento na região próxima à superfície do modelo mostra a previsão do ângulo de estol (devido ao descolamento do escoamento), a formação dos vórtices de ponta de asa.

6. FABRICAÇÃO DO PROTÓTIPO

A construção do protótipo levou um tempo total de 4 semanas, onde podemos destacar as seguintes etapas:

- a) determinação do material a ser utilizado:
 - a. nervuras, bordo de ataque, bordo de fuga e chapeamento da superfície com madeira balsa;
 - b. tubos das tomadas de pressão de cobre e
 - c. mangueiras de pvc.
- b) corte das tubulações e dobramento;
- c) corte das mangueiras e identificação;
- d) corte das nervuras;
- e) fixação da tubulação vertical na nervura externa, número 1;
- f) fixação da tubulação na nervura número 2 e furação para passagem da tubulação da nervura número 1;
- g) montagem do esqueleto, nervuras + bordo de ataque e bordo de fuga;
- h) fixação da nervura número 3 e tubulação correspondente;
- i) fixação da nervura número 4 e furação para passagem de todas as tomadas de pressão e parafusos de fixação na base;
- j) posicionamento das 3 tomadas de estagnação no bordo de ataque;
- k) chapeamento do esqueleto da asa;
- l) construção da estrutura e chapeamento do winglet;
- m) corte do endplate;
- n) entelamento de todas as superfícies e
- o) fabricação da base de testes.

Os desenhos de manufatura dos elementos encontram-se anexas a este relatório. Abaixo seguem algumas fotos do processo de fabricação.

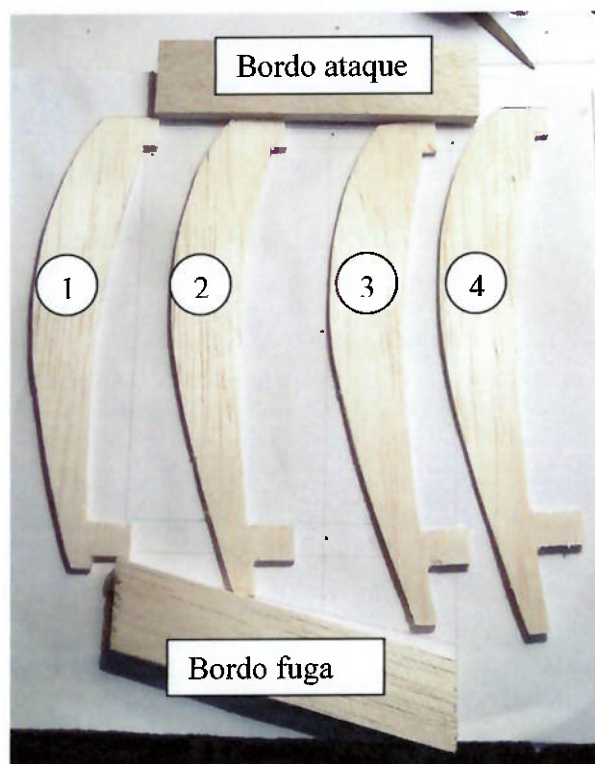


Figura 20 – Fabricação do protótipo: nervuras, bordo de ataque e bordo de fuga

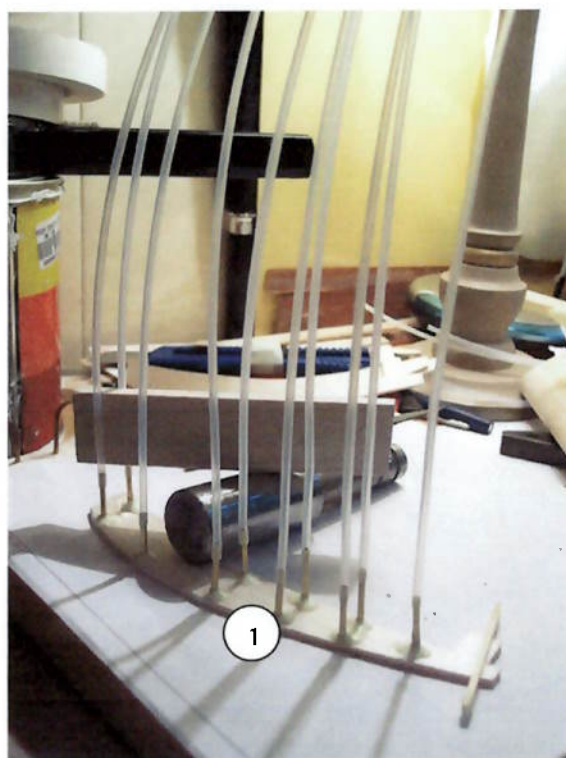


Figura 21 – Fabricação do protótipo: posicionamento e fixação dos tubos de medida de pressão da ponta livre da asa

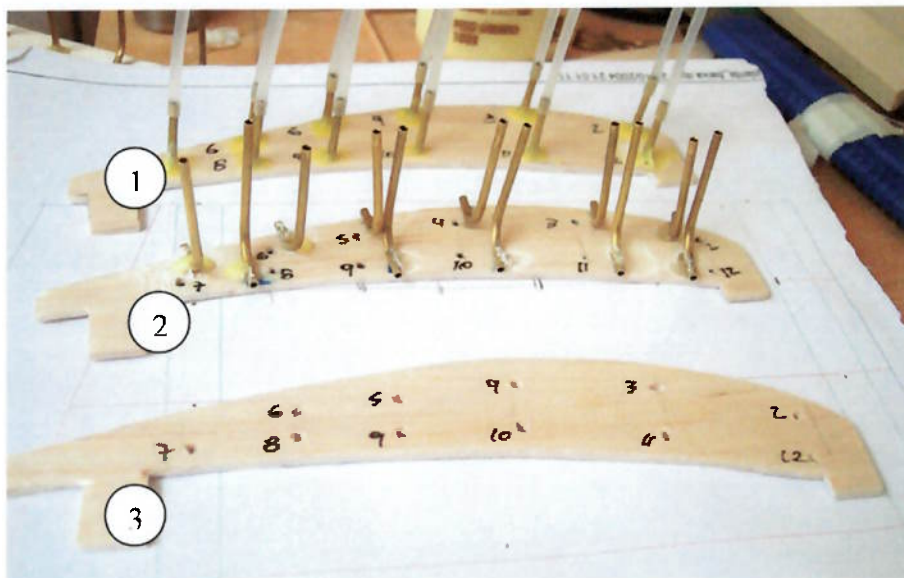


Figura 22 – Fabricação do protótipo: identificação das tomadas de pressão e posicionamento dos tubos nas seções longitudinais



Figura 23 – Fabricação do protótipo: visualização das tomadas de pressão mas sem acabamento final



Figura 24 – Fabricação do protótipo: abertura para fixação do endplate e winglet



Figura 25 –Fabricação do protótipo: chapeamento da estrutura e parafusos de fixação na base de testes

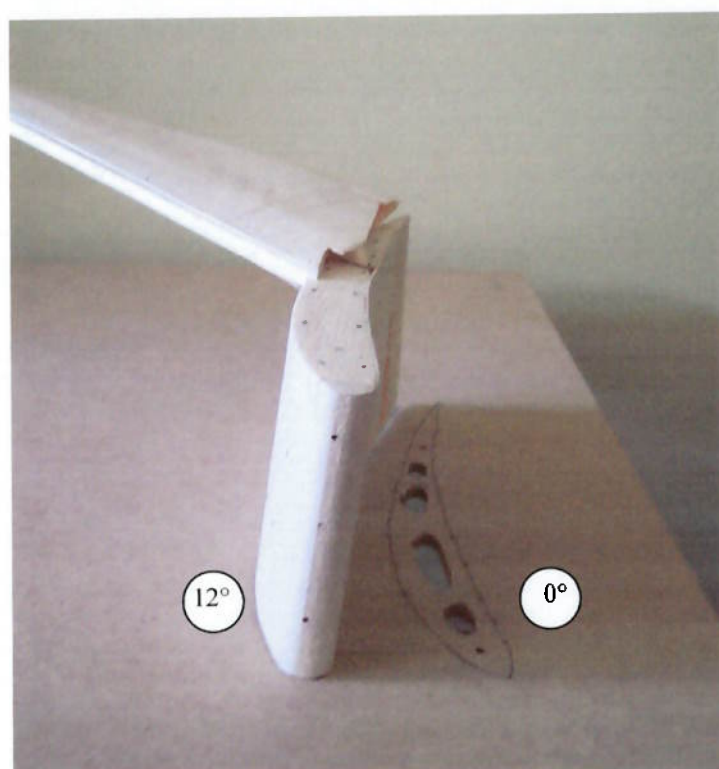


Figura 26 – Fabricação do protótipo: asa chapeada com winglet chapeado, posicionados na base com doze graus de ângulo de ataque.



Figura 27 - Montagem final: base de testes com protótipo sem dispositivo na ponta da asa

7. DADOS E RESULTADOS EXPERIMENTAIS – ANÁLISE QUANTITATIVA

A realização do ensaio experimental possibilitou a coleta dos dados de pressão necessários para o estudo quantitativo do escoamento e também a produção de resultados qualitativos apresentados na seção seguinte. A instalação do variador de frequência possibilitou fixar a velocidade de ensaio do protótipo em 17,5 m/s, avaliado através de um tubo de pitot, com uma coluna de óleo de 31 mm, inclinação de 45°, óleo com massa específica de 784 kg/m³.

Os valores medidos em colunas de óleo são apresentados na Tabela 5.

Tabela 5- Valores de pressão medidos em mm de coluna de óleo

Coluna de óleo na inclinada, ângulo de 20 graus (em mm) incerteza +/- 1 mm						
	condição de cruzeiro (0 graus)			condição de estol (12 graus)		
	sem ponta	endplate	winglet	sem ponta	endplate	winglet
1	58	58	58	49	46	48
2	-55	0	-50	12	0	-13
3	-18	0	-14	-9	0	-5
4	-13	0	7	-16	0	1
5	-7	0	0	-27	0	0
6	-2	0	0	-30	0	0
7	-3	0	0	-58	0	0
8	1	0	0	-52	0	0
9	1	0	0	-43	0	0
10	-2	0	0	-15	0	0
11	-8	0	-5	-4	0	1
12	-2	0	-1	3	0	4
13	59	59	59	31	41	44
14	-11	-8	-11	-38	-52	-40
15	-13	-16	-13	-23	-32	-24
16	-27	-35	-37	-36	-54	-47
17	-7	-10	-11	-9	-14	-14
18	-18	-27	-39	-25	-29	-49
19	-10	-15	-26	-19	-21	-33
20	11	6	12	12	15	12
21	2	-8	3	11	14	13
22	-10	-17	-8	13	17	15
23	-26	-23	-25	8	11	9
24	-28	-24	-27	2	6	4
25	60	61	60	46	40	44
26	-16	-14	-17	-43	-54	-48
27	-34	-36	-36	-56	-69	-62
28	-34	-38	-39	-45	-62	-58
29	-15	-17	19	-20	-24	-25
30	-28	-32	-39	-29	-40	-45
31	-16	-22	-29	-19	-26	-31
32	9	5	7	11	13	11
33	4	-2	4	15	16	16
34	-15	-18	-13	15	18	17
35	-22	-21	-22	8	10	9
36	-22	-20	-22	-1	2	-1

Os valores calculados das pressões para a condição de cruzeiro são apresentados na Tabela 6.

Tabela 6 - Valores de pressão calculados para a condição de cruzeiro

Condição de cruzeiro (ângulo de ataque 0 graus)										
sem ponta			com endplate			com winglet				
	Δh em mm	Δp em Pa	C_p	Δh em mm	Δp em Pa	C_p	Δh em mm	Δp em Pa	C_p	x/c
1	58	152,41	0,90	58	152,41	0,90	58	152,41	0,90	--
2	-55	-211,29	-1,25	0	0,00	0,00	-50	-192,08	-1,14	0,08
3	-18	-47,30	-0,28	0	0,00	0,00	-14	-36,79	-0,22	0,23
4	-13	-34,16	-0,20	0	0,00	0,00	7	18,39	0,11	0,39
5	-7	-18,39	-0,11	0	0,00	0,00	0	0,00	0,00	0,52
6	-2	-5,26	-0,03	0	0,00	0,00	0	0,00	0,00	0,62
7	-3	-7,88	-0,05	0	0,00	0,00	0	0,00	0,00	0,73
8	1	2,63	0,02	0	0,00	0,00	0	0,00	0,00	0,62
9	1	2,63	0,02	0	0,00	0,00	0	0,00	0,00	0,52
10	-2	-5,26	-0,03	0	0,00	0,00	0	0,00	0,00	0,40
11	-8	-21,02	-0,12	0	0,00	0,00	-5	-13,14	-0,08	0,24
12	-2	-5,26	-0,03	0	0,00	0,00	-1	-2,63	-0,02	0,08
13	59	226,65	1,35	59	226,65	1,35	59	226,65	1,35	--
14	-11	-28,91	-0,17	-8	-21,02	-0,12	-11	-28,91	-0,17	0,10
15	-13	-34,16	-0,20	-16	-42,04	-0,25	-13	-34,16	-0,20	0,19
16	-27	-70,95	-0,42	-35	-91,97	-0,55	-37	-97,23	-0,58	0,38
17	-7	-18,39	-0,11	-10	-26,28	-0,16	-11	-28,91	-0,17	0,50
18	-18	-47,30	-0,28	-27	-70,95	-0,42	-39	-102,48	-0,61	0,60
19	-10	-26,28	-0,16	-15	-39,42	-0,23	-26	-68,32	-0,41	0,71
20	11	28,91	0,17	6	15,77	0,09	12	31,53	0,19	0,63
21	2	5,26	0,03	-8	-21,02	-0,12	3	7,88	0,05	0,46
22	-10	-26,28	-0,16	-17	-44,67	-0,27	-8	-21,02	-0,12	0,35
23	-26	-68,32	-0,41	-23	-60,44	-0,36	-25	-65,70	-0,39	0,20
24	-28	-73,58	-0,44	-24	-63,07	-0,37	-27	-70,95	-0,42	0,12
25	60	157,67	0,94	61	160,30	0,95	60	157,67	0,94	--
26	-16	-42,04	-0,25	-14	-36,79	-0,22	-17	-44,67	-0,27	0,11
27	-34	-89,35	-0,53	-36	-94,60	-0,56	-36	-94,60	-0,56	0,19
28	-34	-89,35	-0,53	-38	-99,86	-0,59	-39	-102,48	-0,61	0,34
29	-15	-39,42	-0,23	-17	-44,67	-0,27	19	49,93	0,30	0,47
30	-28	-73,58	-0,44	-32	-84,09	-0,50	-39	-102,48	-0,61	0,57
31	-16	-42,04	-0,25	-22	-57,81	-0,34	-29	-76,21	-0,45	0,66
32	9	23,65	0,14	5	13,14	0,08	7	18,39	0,11	0,62
33	4	10,51	0,06	-2	-5,26	-0,03	4	10,51	0,06	0,51
34	-15	-39,42	-0,23	-18	-47,30	-0,28	-13	-34,16	-0,20	0,33
35	-22	-57,81	-0,34	-21	-55,18	-0,33	-22	-57,81	-0,34	0,20
36	-22	-57,81	-0,34	-20	-52,56	-0,31	-22	-57,81	-0,34	0,10

Os valores calculados das pressões para a condição de estol são apresentados na Tabela 7.

Tabela 7 - Valores de pressão calculados para a condição de estol

Condição de estol (ângulo de ataque 12 graus)											
sem ponta				com endplate				com winglet			
	Δh em mm	Δp em Pa	C_p	Δh em mm	Δp em Pa	C_p		Δh em mm	Δp em Pa	C_p	x/c
1	49	128,76	0,76	46	120,88	0,72		48	126,13	0,75	--
2	12	46,10	0,27	0	0,00	0,00		-13	-49,94	-0,30	0,08
3	-9	-23,65	-0,14	0	0,00	0,00		-5	-13,14	-0,08	0,23
4	-16	-42,04	-0,25	0	0,00	0,00		1	2,63	0,02	0,39
5	-27	-70,95	-0,42	0	0,00	0,00		0	0,00	0,00	0,52
6	-30	-78,83	-0,47	0	0,00	0,00		0	0,00	0,00	0,62
7	-58	-152,41	-0,90	0	0,00	0,00		0	0,00	0,00	0,73
8	-52	-136,65	-0,81	0	0,00	0,00		0	0,00	0,00	0,62
9	-43	-113,00	-0,67	0	0,00	0,00		0	0,00	0,00	0,52
10	-15	-39,42	-0,23	0	0,00	0,00		0	0,00	0,00	0,40
11	-4	-10,51	-0,06	0	0,00	0,00		1	2,63	0,02	0,24
12	3	7,88	0,05	0	0,00	0,00		4	10,51	0,06	0,08
13	31	119,09	0,71	41	157,51	0,94		44	169,03	1,00	--
14	-38	-99,86	-0,59	-52	-136,65	-0,81		-40	-105,11	-0,62	0,10
15	-23	-60,44	-0,36	-32	-84,09	-0,50		-24	-63,07	-0,37	0,19
16	-36	-94,60	-0,56	-54	-141,90	-0,84		-47	-123,51	-0,73	0,38
17	-9	-23,65	-0,14	-14	-36,79	-0,22		-14	-36,79	-0,22	0,50
18	-25	-65,70	-0,39	-29	-76,21	-0,45		-49	-128,76	-0,76	0,60
19	-19	-49,93	-0,30	-21	-55,18	-0,33		-33	-86,72	-0,51	0,71
20	12	31,53	0,19	15	39,42	0,23		12	31,53	0,19	0,63
21	11	28,91	0,17	14	36,79	0,22		13	34,16	0,20	0,46
22	13	34,16	0,20	17	44,67	0,27		15	39,42	0,23	0,35
23	8	21,02	0,12	11	28,91	0,17		9	23,65	0,14	0,20
24	2	5,26	0,03	6	15,77	0,09		4	10,51	0,06	0,12
25	46	120,88	0,72	40	105,11	0,62		44	115,62	0,69	--
26	-43	-113,00	-0,67	-54	-141,90	-0,84		-48	-126,13	-0,75	0,11
27	-56	-147,16	-0,87	-69	-181,32	-1,08		-62	-162,92	-0,97	0,19
28	-45	-118,25	-0,70	-62	-162,92	-0,97		-58	-152,41	-0,90	0,34
29	-20	-52,56	-0,31	-24	-63,07	-0,37		-25	-65,70	-0,39	0,47
30	-29	-76,21	-0,45	-40	-105,11	-0,62		-45	-118,25	-0,70	0,57
31	-19	-49,93	-0,30	-26	-68,32	-0,41		-31	-81,46	-0,48	0,66
32	11	28,91	0,17	13	34,16	0,20		11	28,91	0,17	0,62
33	15	39,42	0,23	16	42,04	0,25		16	42,04	0,25	0,51
34	15	39,42	0,23	18	47,30	0,28		17	44,67	0,27	0,33
35	8	21,02	0,12	10	26,28	0,16		9	23,65	0,14	0,20
36	-1	-2,63	-0,02	2	5,26	0,03		-1	-2,63	-0,02	0,10

Os dados para o ensaio experimental e cálculo dos demais valores são apresentados na Tabela 8.

Tabela 8 - Dados para realização dos ensaios

Dados para ensaio		unidade
massa específica óleo	784	kg/m ³
massa específica ar	1,1	kg/m ³
gravidade	9,8	m/s ²
pressão dinâmica	168,42	Pa
área da superfície	0,0187	m ²
Pitot		
altura da coluna	31	mm óleo
ângulo inclinação	45	graus
Velocidade túnel	17,50	m/s

Os resultados das avaliações dos coeficientes aerodinâmicos são apresentados na Tabela 9, comparando-se as configurações de vôo de cruzeiro e estol e os diversos dispositivos de ponta de asa.

Tabela 9 - Comparação entre coeficientes aerodinâmicos

Geometrias	Condição de vôo / ângulo de incidência					
	cruzeiro (0 graus)			stall (12 graus)		
	C_L	C_D	L/D	C_L	C_D	L/D
sem ponta	0,0599	0,0028	21,289	0,2338	0,0682	3,427
endplate	0,0660	0,0010	67,761	0,3071	0,0899	3,414
winglet	0,0887	0,0021	43,173	0,2993	0,0765	3,912

A avaliação dos resultados dos coeficientes nos mostra que a configuração de asa com *endplate* é mais indicada para a condição de vôo em cruzeiro, possuindo a maior razão L/D. Na condição de stall, a configuração mais indicada é a asa com *winglet*, proporcionando a maior razão L/D. Porém, caso a preocupação principal fosse a condição de cruzeiro, nossa escolha inicial seria o *endplate*.

8. VISUALIZAÇÃO DO ESCOAMENTO – ANÁLISE QUALITATIVA

8.1. Análise do escoamento utilizando métodos de visualização

Os resultados qualitativos da avaliação utilizando métodos de visualização do escoamento na região próxima às superfícies podem ser vistos nas figuras apresentadas a seguir. São apresentadas aqui algumas das fotos, dentre as mais de 270 fotos realizadas durante a realização da tomada de dados experimental.

A visualização do escoamento foi realizada de duas formas: posicionamento de *tufts*, pequenos filamentos de linha de 30 mm de comprimento cada, fixados com fita adesiva fina para evitar ao máximo interferência no escoamento. O posicionamento dos mesmos quando do acionamento do túnel de vento permitiu verificar regiões de descolamento do escoamento, regiões de transição do escoamento entre o extradorso e o intradorso, avaliar as direções das velocidades. Foram instalados 61 *tufts* no protótipo da asa, 48 no *endplate* e 35 no *winglet*. A Figura 28 apresenta a distribuição dos *tufts* na superfície do *endplate*, *winglet* e da *asa protótipo*.

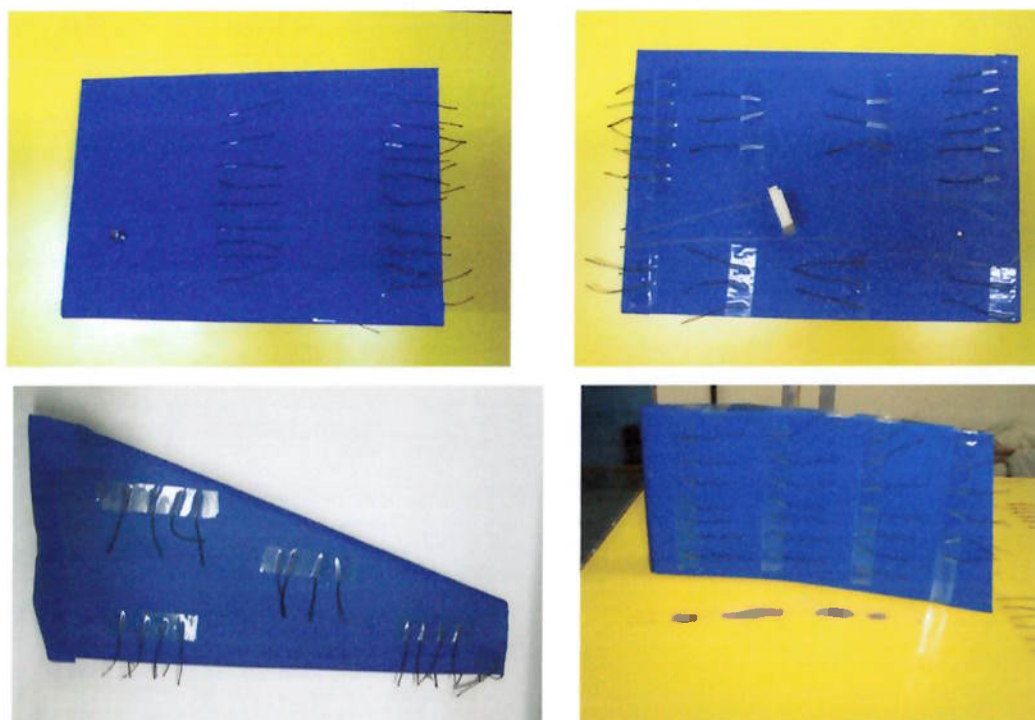


Figura 28 - Visualização do escoamento: posicionamento dos tufts

As figuras estão organizadas por velocidade de escoamento (17,5 m/s e 21,4 m/s) e, em seguida, pelo tipo de elemento de ponta estudado (sem ponta, *endplate* e *winglet*). As setas brancas indicam a amplitude da oscilação do tuft. As setas amarelas indicam a tendência do escoamento de contornar o perfil.

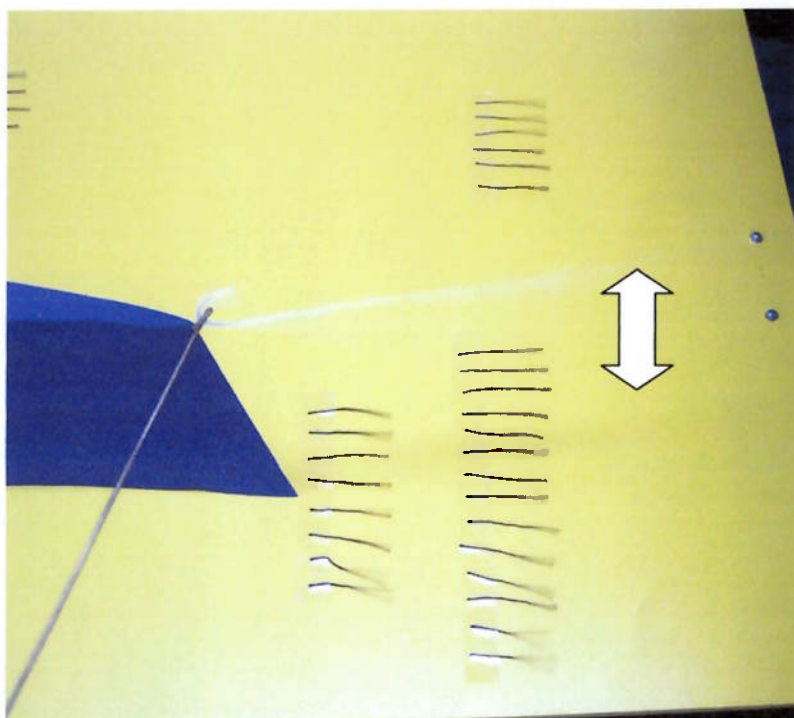


Figura 29 - Visualização do escoamento: vórtice de ponta de asa (asa sem apêndice, zero graus)

Na figura 29 verifica-se o uso do filamento de algodão para a visualização do escoamento na ponta livre da asa sem dispositivo (vórtice de ponta).

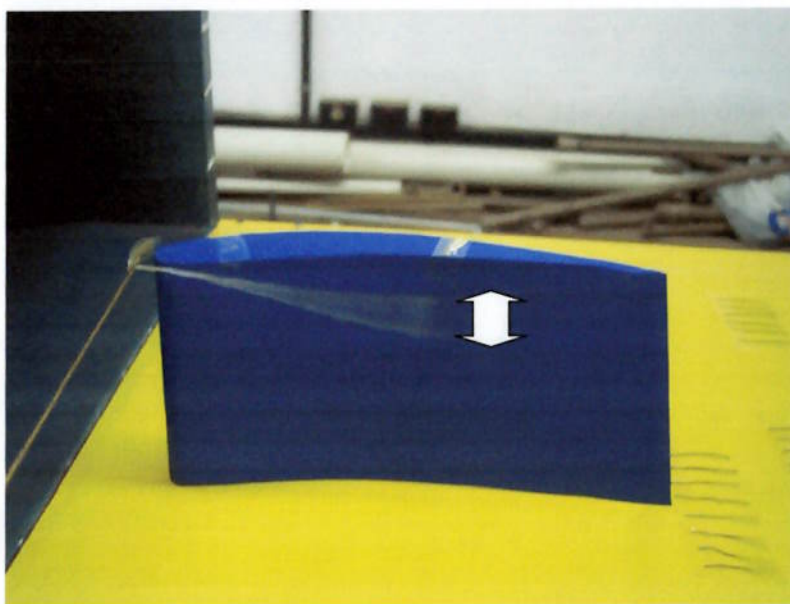


Figura 30 - Visualização do escoamento: transição do escoamento intradorso-extradorso (asa sem apêndice, zero graus)



Figura 31 - Visualização do escoamento: vórtice de ponta de asa (asa sem apêndice, doze graus)

Nas figuras 30 e 31 é possível ver a oscilação do filamento de lã, o que mostra a turbulência do escoamento na região de transição entre o intradorso e o extradorso e também o contorno do escoamento da região inferior (baixa pressão) para a região superior do perfil (alta pressão)

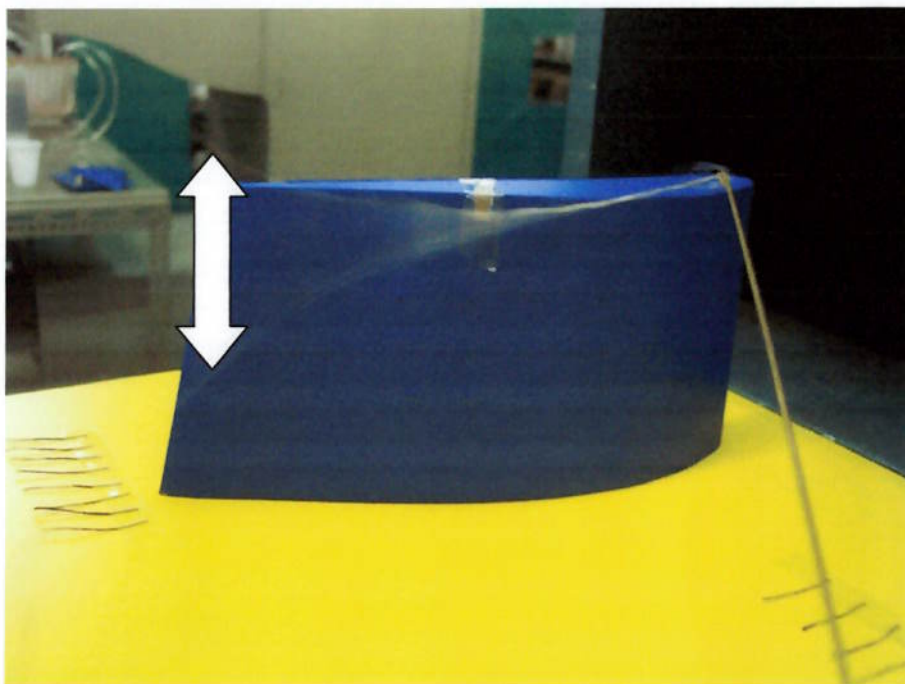


Figura 32 - Visualização do escoamento: extradorso e ponta de asa (asa sem apêndice, doze graus)

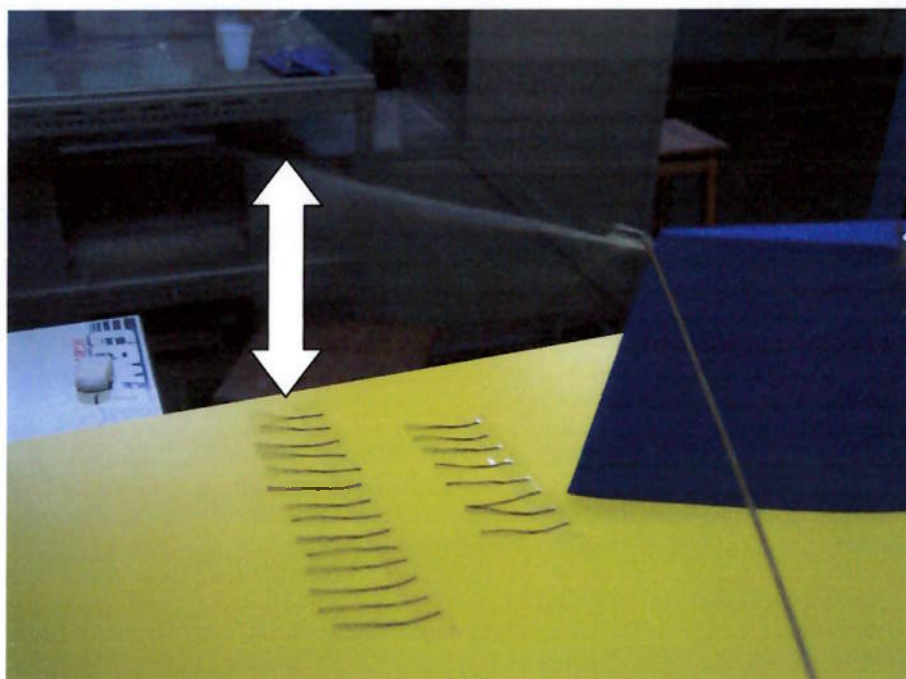


Figura 33 - Visualização do escoamento: vórtice de ponta de asa (asa sem apêndice, doze graus)

As figuras 32 e 33 mostram o escoamento no extradorso e o vértice de ponta de asa propriamente dito, nota-se alta turbulência do escoamento, devido a oscilação do filamento de lã.

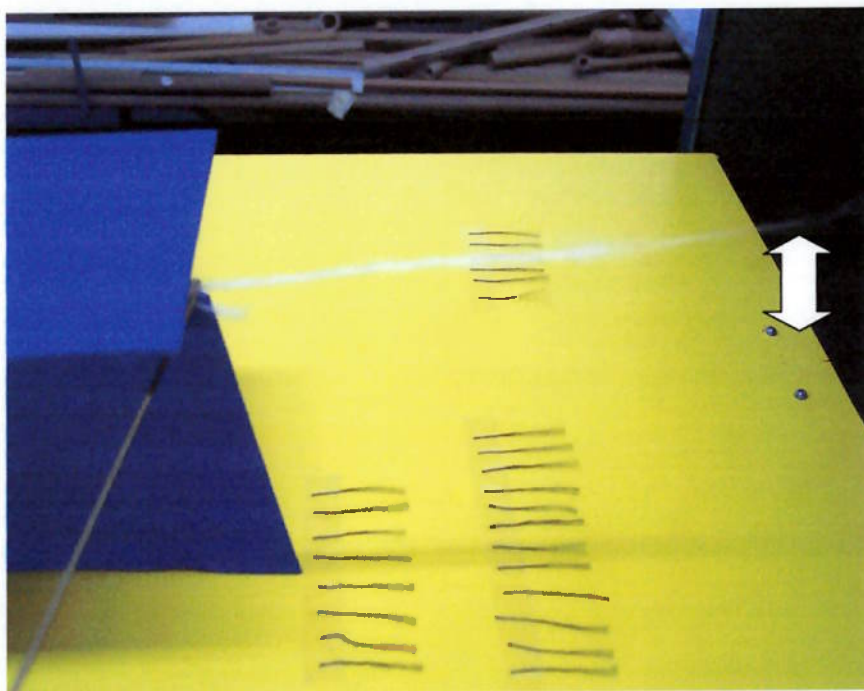


Figura 34 - Visualização do escoamento: vórtice de ponta de asa (asa com endplate, zero graus)

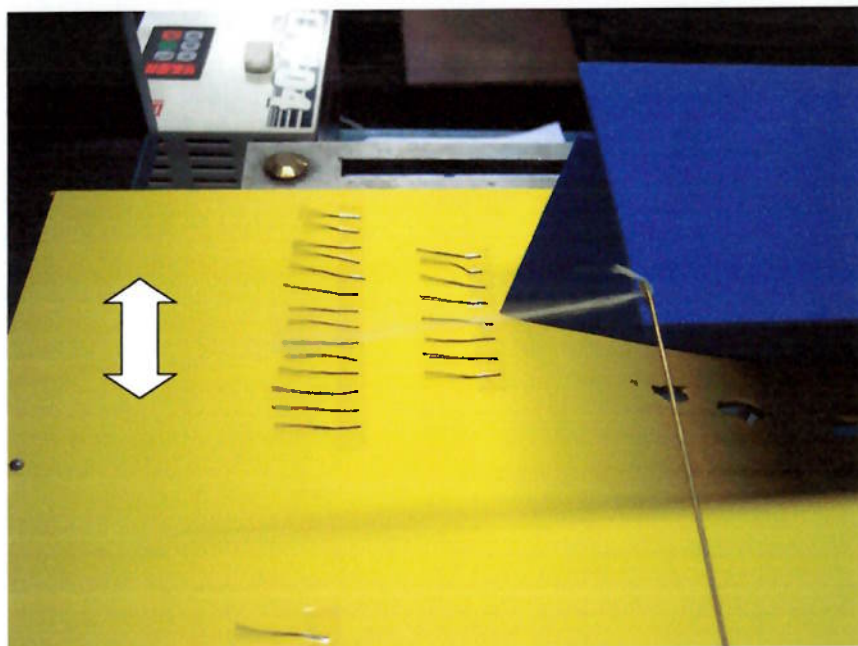


Figura 35 - Visualização do escoamento: vórtice na ponta do endplate (asa com endplate, zero graus)

Com a presença do endplate, verifica-se através das figuras 34 e 35 que o vórtice de ponta de asa tem uma amplitude bem menor quando comparado ao perfil sem dispositivo de ponta. Nota-se também, a presença de um vórtice na extremidade superior do *endplate* (figura 35) de baixa intensidade.

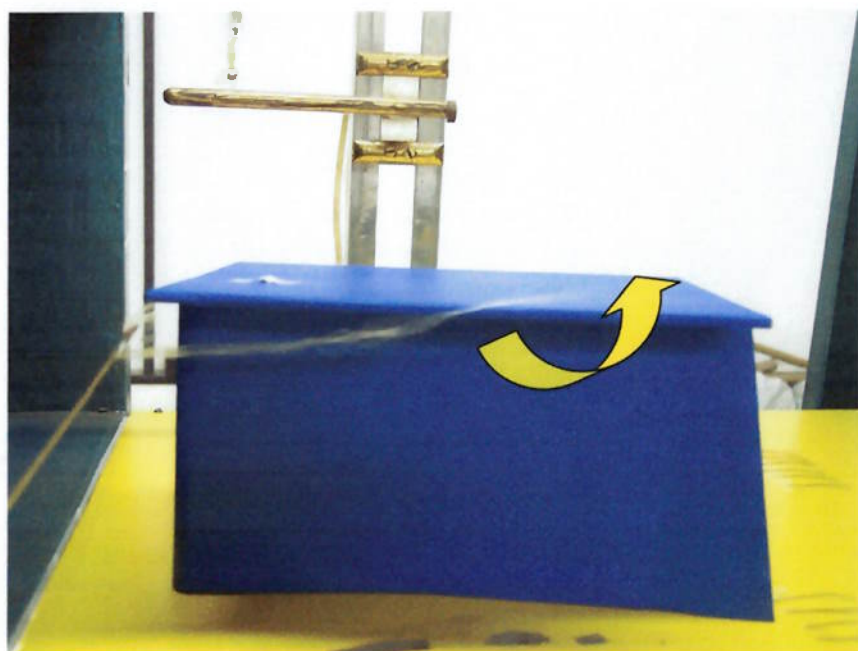


Figura 36 - Visualização do escoamento: transição do escoamento no endplate (asa com endplate, doze graus)

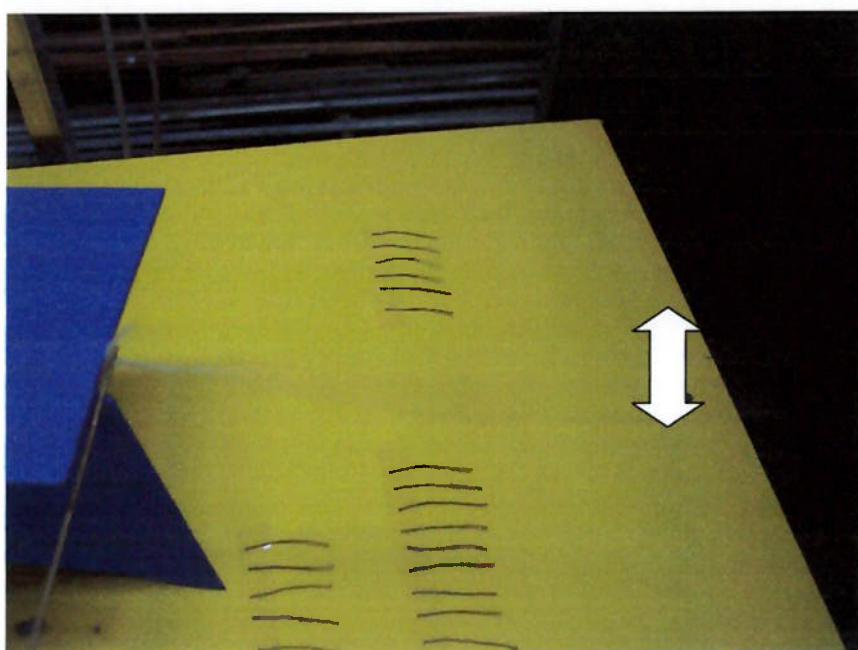


Figura 37 - Visualização do escoamento: vórtice de ponta de asa (asa com endplate, doze graus)

Na figura 36 pode ser vista a transição do escoamento do intradorso, passando pela parede externa do *endplate* e retornando ao extradorso. Essa movimentação do escoamento pode ser confirmada pela visualização do escoamento através da análise numérica. A figura 37 mostra o vórtice de ponta de asa do perfil com endplate na

condição de estol. A intensidade (amplitude) deste vórtice é maior do que o vórtice gerado na condição de cruzeiro (figura 34).

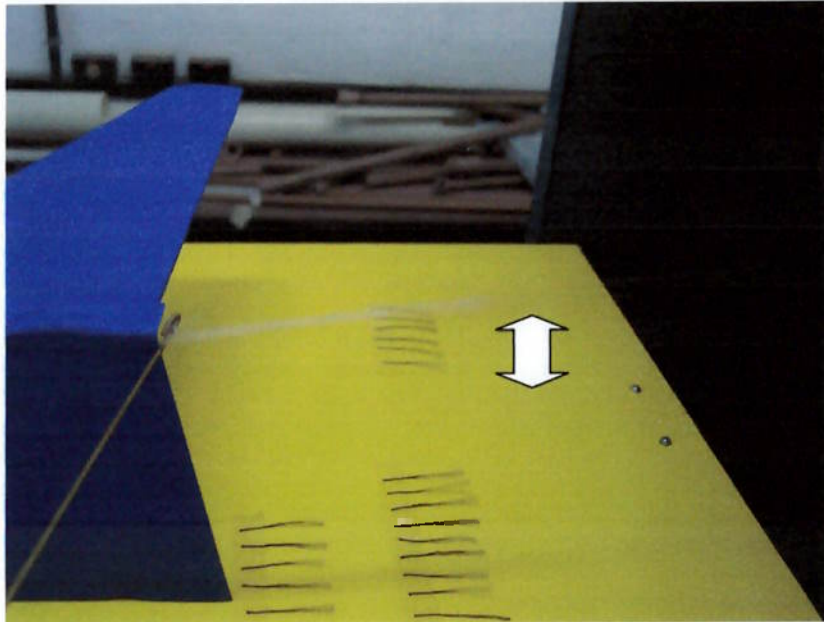


Figura 38 - Visualização do escoamento: vórtice de ponta de asa (asa com winglet, zero graus)

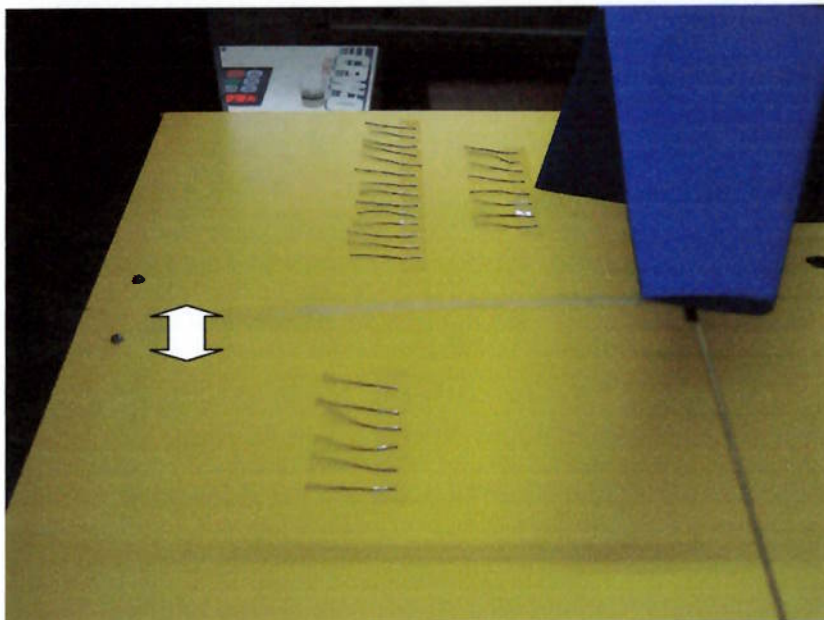


Figura 39 - Visualização do escoamento: vórtice da ponta do winglet (asa com winglet, zero graus)

Nas figuras 38 e 39 podem ser vistos os vórtices que surgem na configuração da asa com *winglet*. As intensidades dos mesmos são bem menores do que as apresentadas nas configurações de asa sem dispositivo de ponta e com *endplate*.

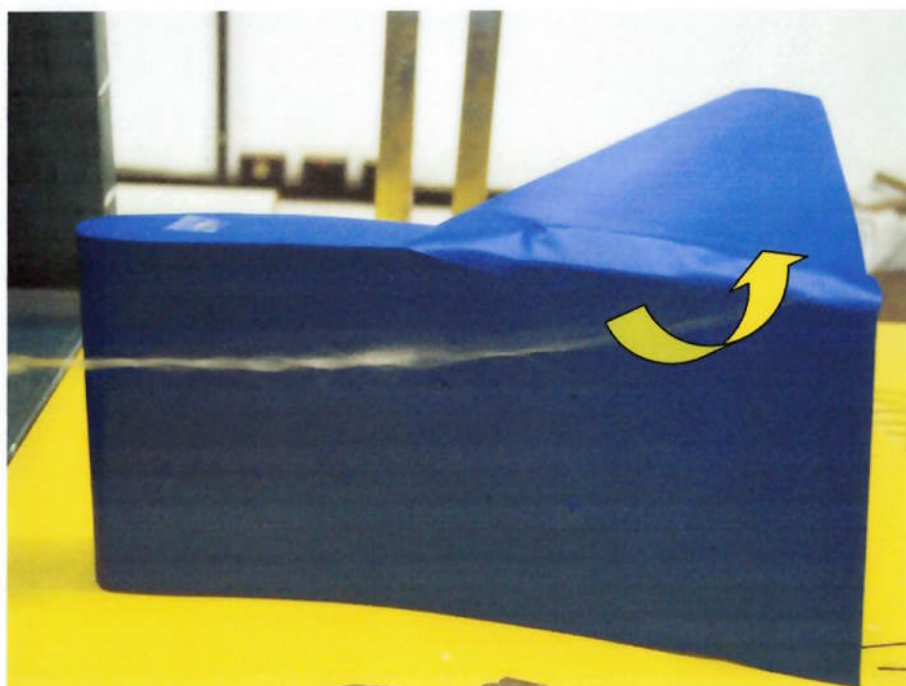


Figura 40 - Visualização do escoamento: escoamento no intradorso (asa com winglet, doze graus)



Figura 41 - Visualização do escoamento: escoamento na transição intradorso-winglet (asa com winglet, doze graus)

Nas figuras 40 e 41 pode ser visto a transição do escoamento do intradorso da asa para a superfície do *winglet*. Nesta condição, a transição do escoamento é bem

mais suave do que quando analisada uma asa sem dispositivo de ponta ou na configuração com *endplate*.

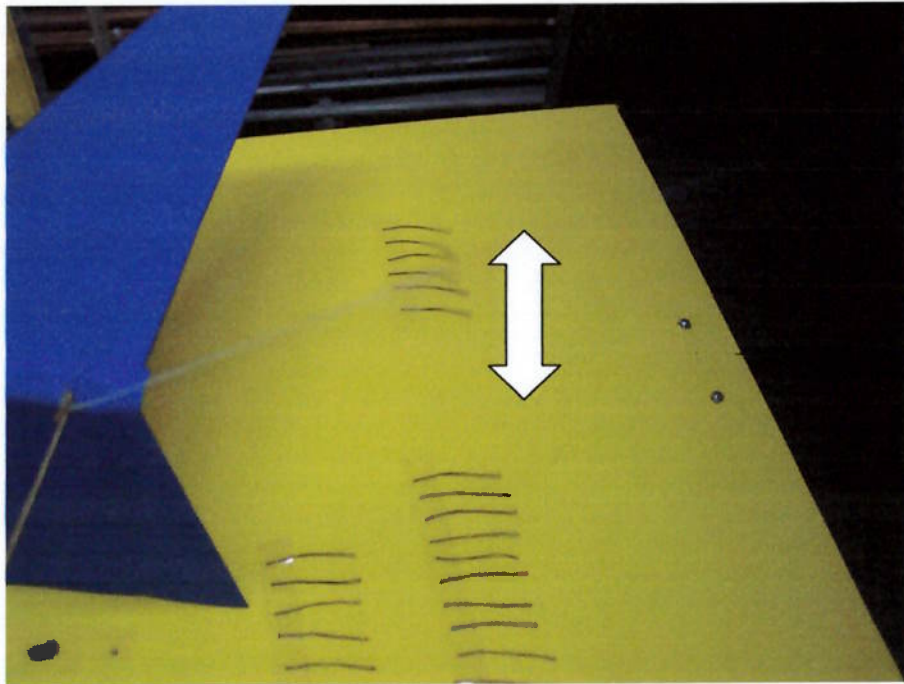


Figura 42 - Visualização do escoamento: vórtice de ponta de asa (asa com winglet, doze graus)

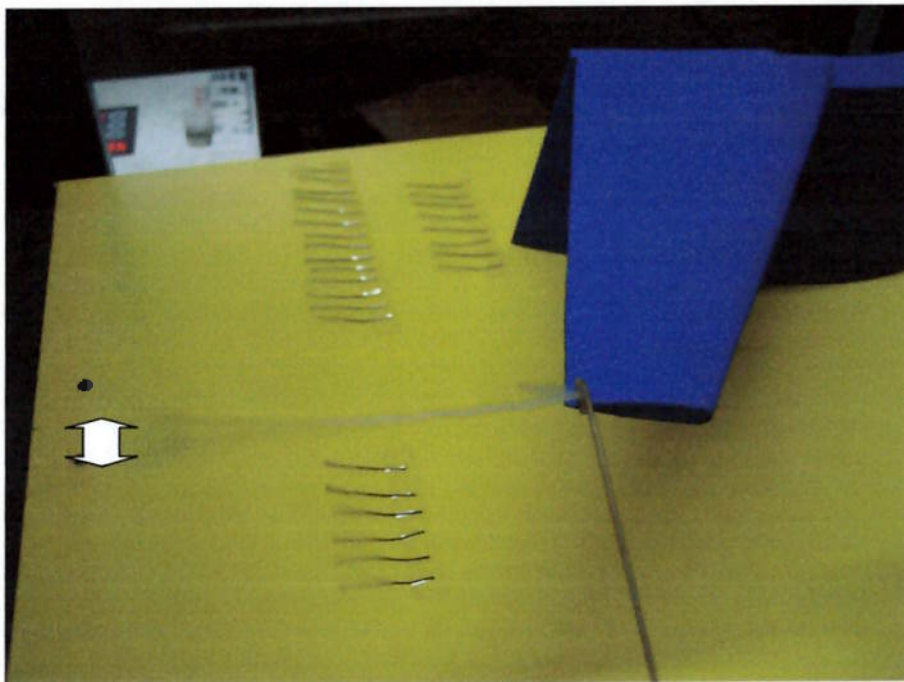


Figura 43 - Visualização do escoamento: vórtice da ponta do winglet (asa com winglet, doze graus)

A configuração de asa com *winglet* na condição de estol apresenta um vórtice de ponta de asa com grande intensidade (figura 42). Isto ocorre pela turbulência do escoamento gerada pelo descolamento da camada limite na superfície do extradorso, com diminuição da pressão quando comparada a condição de cruzeiro e aumento da transição do escoamento na extremidade livre da asa. A figura 43 apresenta o vértice da ponta do *winglet* com baixa amplitude.

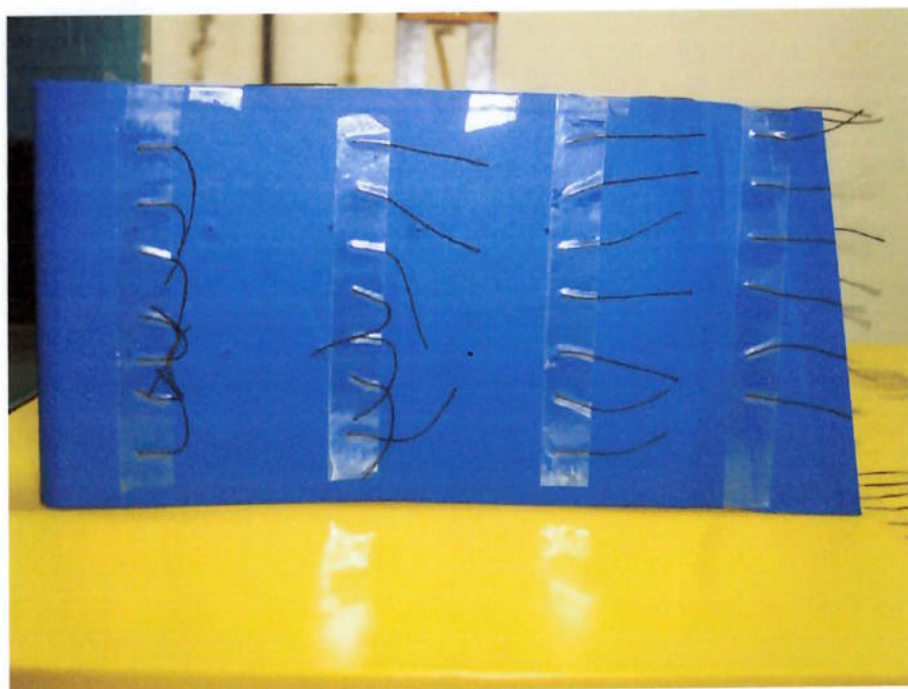


Figura 44 - Visualização do escoamento com tufts: intradorso (asa sem ponta, zero graus)

As figuras 44 e 45 apresentam a visualização do escoamento com o auxílio dos *tufts* instalados na superfície do perfil. A figura 44 permite notar a turbulência do escoamento no intradorso da asa. A figura 45 mostra a intensidade do vórtice na condição de cruzeiro da asa sem dispositivo de ponta.

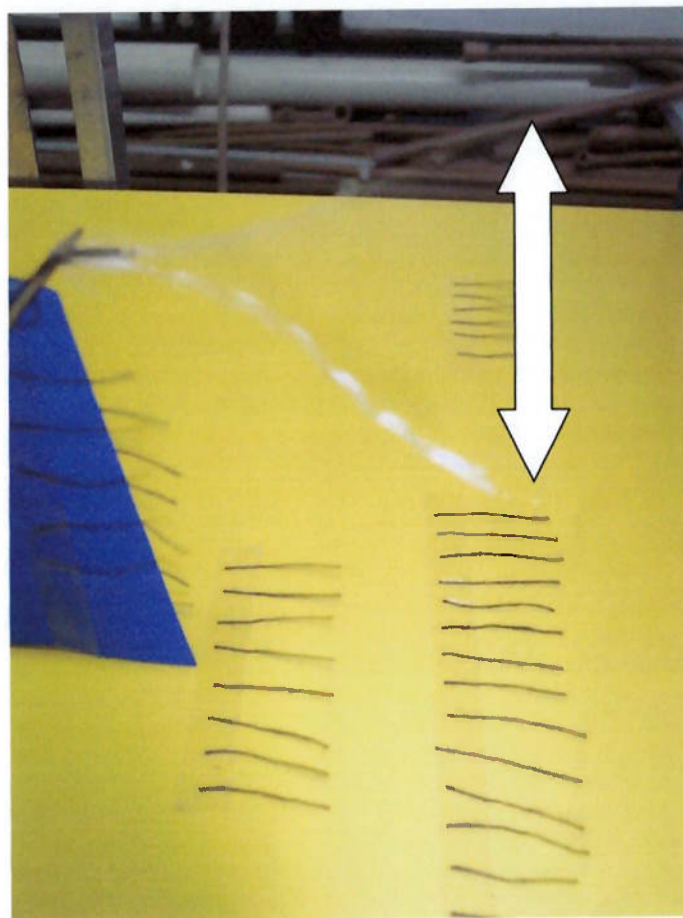


Figura 45 - Visualização do escoamento com tufts: vórtice de ponta de asa (asa sem ponta, zero graus)

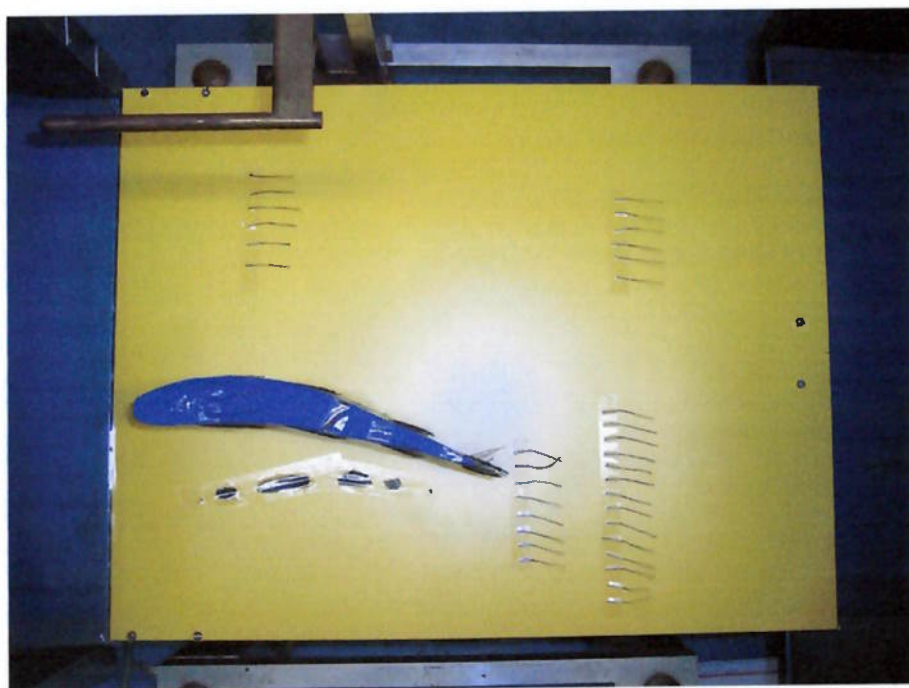


Figura 46 - Visualização do escoamento com tufts (asa sem ponta, doze graus)

A figura 46 apresenta o comportamento do escoamento na extremidade da asa e também num plano localizado a 100 mm da extremidade livre da asa. Notam-se os *tufts* enrolados na ponta posterior da asa devido ao vórtice originado. Na figura 47 verifica-se a tendência do escoamento se afastar do *endplate* e também a presença do vórtice de ponta de asa no canto superior direito da foto.



Figura 47 - Visualização do escoamento com tufts: intradorso (asa com endplate, zero graus)

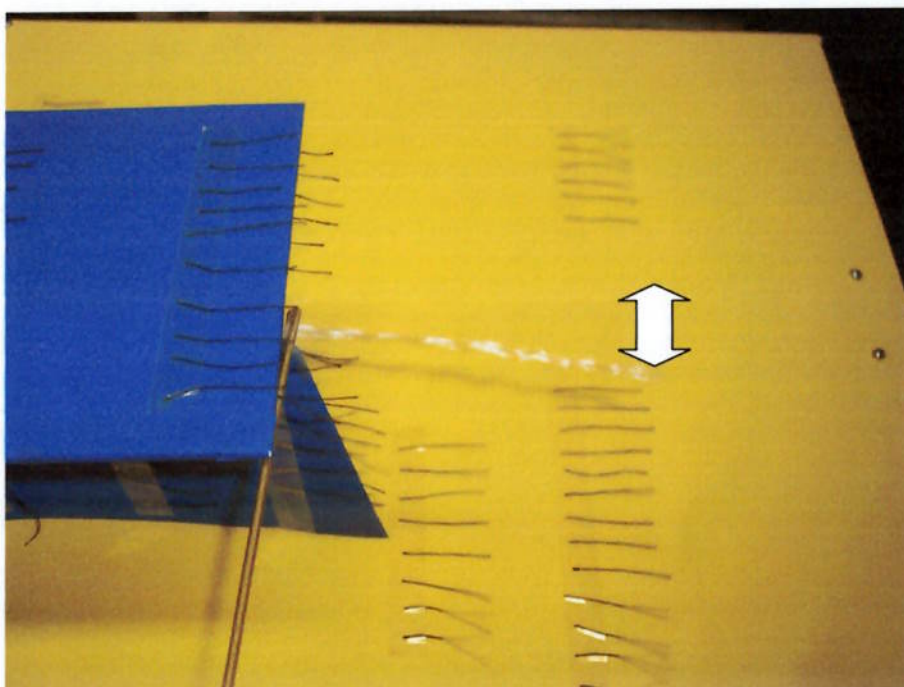


Figura 48 - Visualização do escoamento com tufts: vórtice de ponta de asa (asa com endplate, zero graus)



Figura 49 - Visualização do escoamento com tufts (asa com endplate, doze graus)

A figura 48 apresenta o vórtice de ponta de asa com o uso do filamento de algodão e sua amplitude. A figura 49 mostra o escoamento sob toda a superfície da asa com o uso de *endplate*.

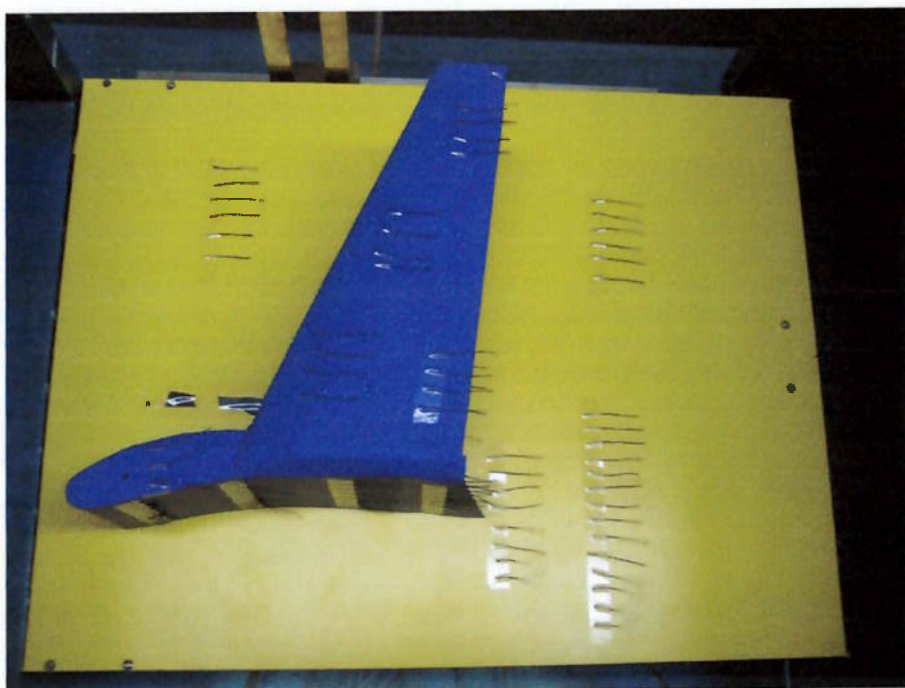


Figura 50 - Visualização do escoamento com tufts (asa com winglet, zero graus)

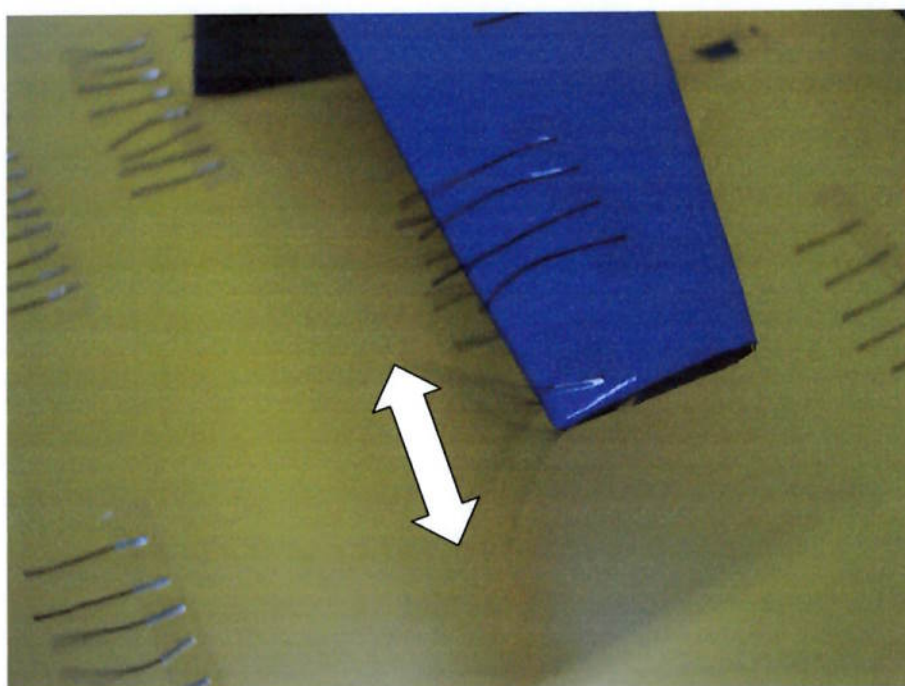


Figura 51 - Visualização do escoamento com tufts: vórtice da ponta do winglet (asa com winglet, zero graus)

A figura 50 apresenta a visualização do escoamento no protótipo com *winglet* através de *tufts* instalados ao longo da superfície. A figura 51 mostra a amplitude do vórtice de ponta de asa na extremidade do *winglet*.

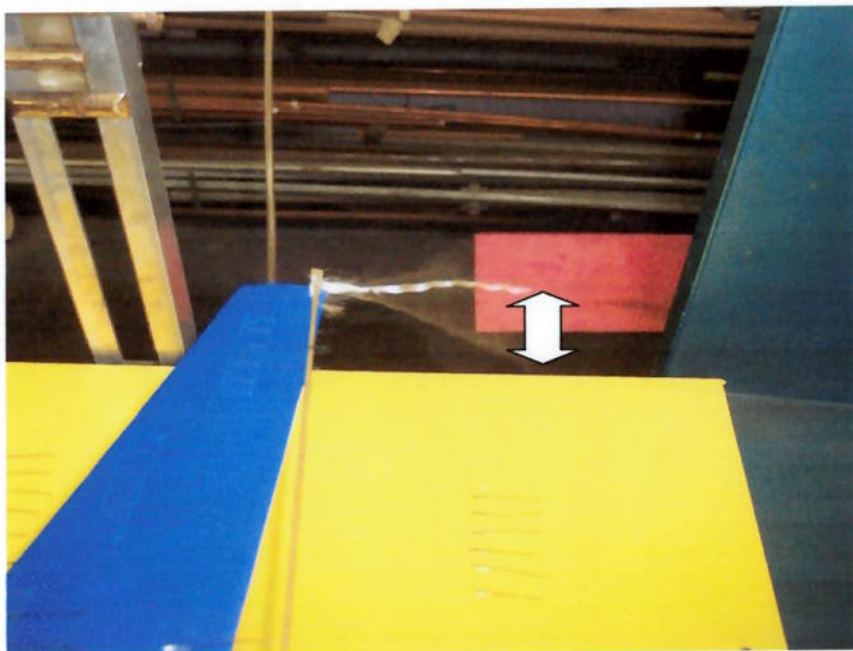


Figura 52 - Visualização do escoamento com tufts: vórtice da ponta do winglet (asa com winglet, zero graus)

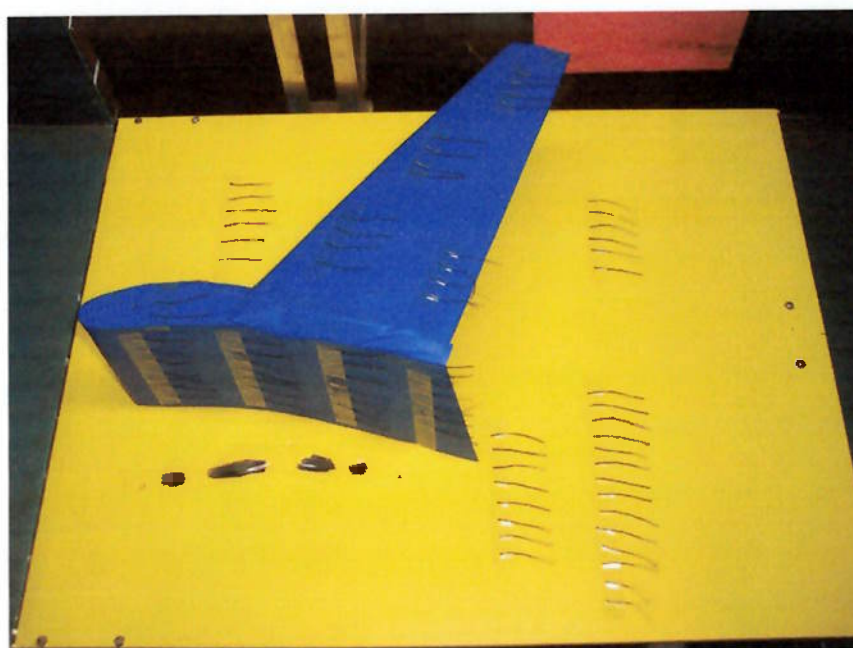


Figura 53 - Visualização do escoamento com tufts (asa com winglet, doze graus)

A figura 52 apresenta sob outro ângulo a amplitude do vórtice da ponta do *winglet* com o uso do filamento de algodão. A figura 53 mostra o protótipo da asa com *winglet* posicionado com ângulo de ataque de 12 graus (condição de estol)

8.2. Simulação numérica

Foram realizadas simulações com o software *Fluent* no Laboratório de Interação Fluido-Dinâmica, **NDF**, das geometrias tridimensionais da asa, sem dispositivos de ponta de asa e com *endplate*. O estudo da geometria com *winglet* não foi realizado devido a complexidade da mesma e do excessivo tempo computacional que seria gasto na sua resolução.

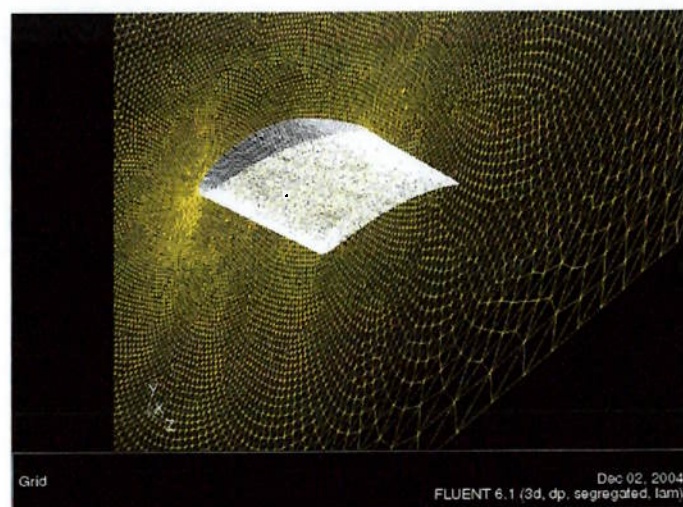


Figura 54 – Simulações 3D: malha com 200.000 células para simulação da asa sem apêndice

As condições para simulação do caso 3D da asa sem presença de dispositivo de ponta foram:

- Escoamento em regime permanente
- Fluido incompressível (gás ideal)
- Fluido – Ar ($\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ e $\mu = 1.789 \text{ e-}5 \text{ kg/m.s}$)
- Velocidade constante $v = 17 \text{ m/s}$
- Escoamento turbulento, do tipo K- ω standard
- Intensidade de turbulência de 10%
- Taxa de viscosidade turbulenta de 0,1
- Precisão de 10e^{-3} .

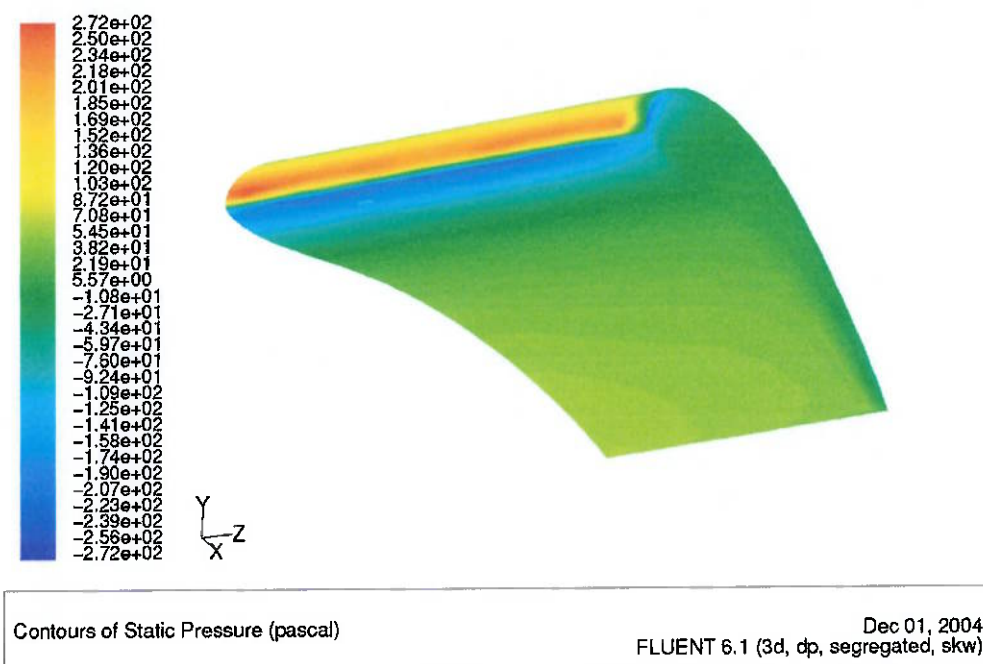


Figura 55 – Simulações 3D: contornos de pressão no intradorso

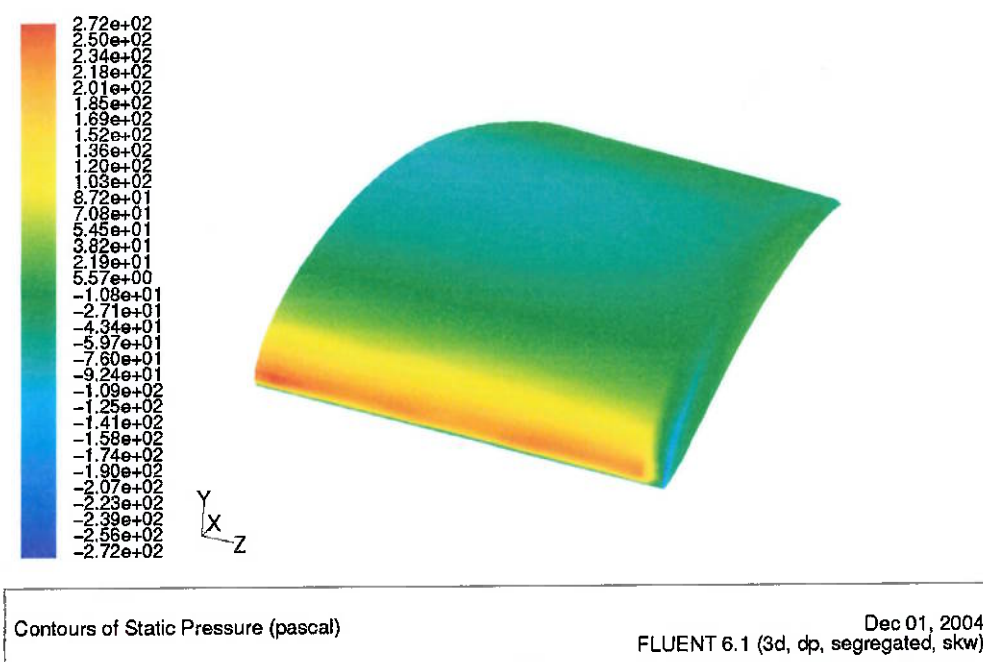


Figura 56 – Simulações 3D: contornos de pressão no extradorso

As figuras 55 e 56 apresentam os contornos de pressão no bordo de ataque do protótipo, bem como as regiões adjacentes do intradorso e extradorso. Podemos notar

também que os valores de pressão medidos com o modelo numérico são comparáveis aos medidos no ensaio experimental.

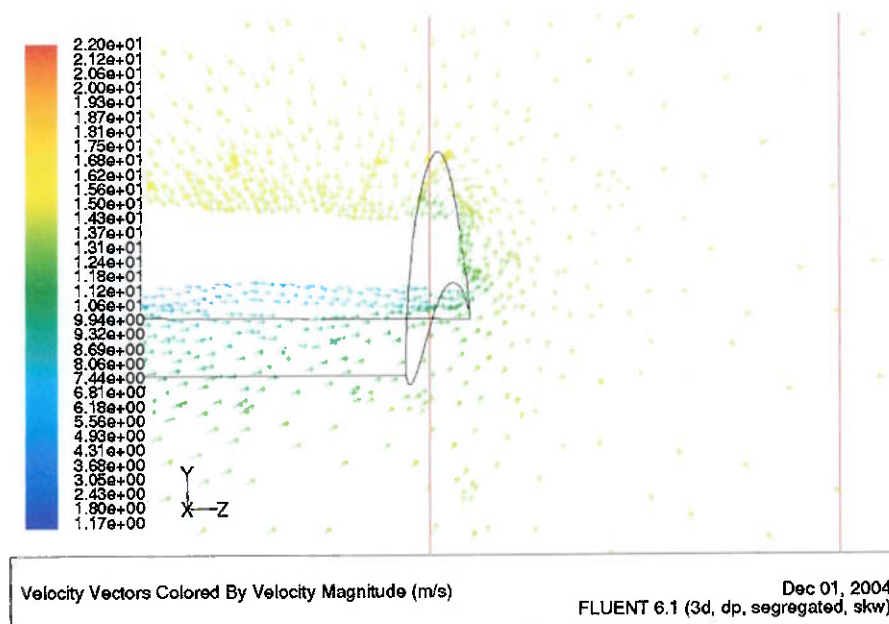


Figura 57 – Simulações 3D: vetores velocidade na transição intradorso-extradorso da ponta da asa

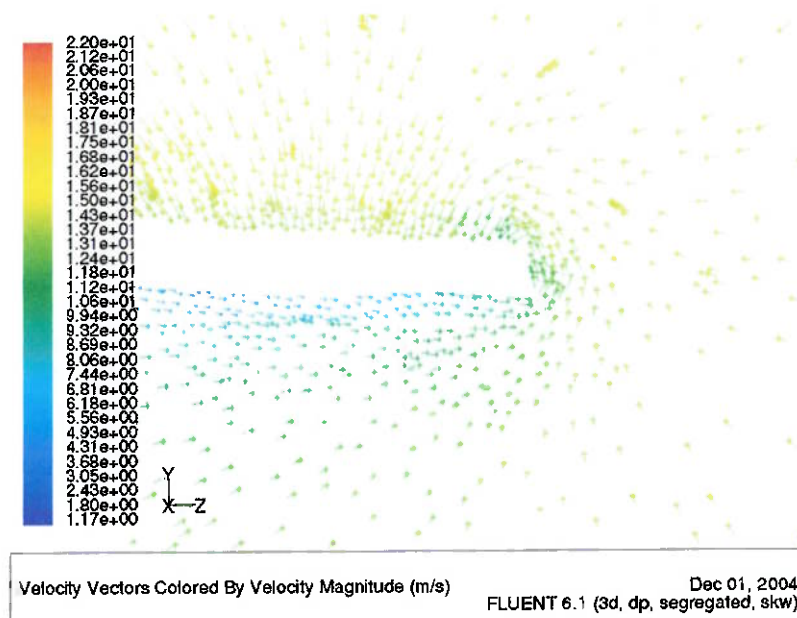


Figura 58 – Simulações 3D: corte na seção média da ponta da asa para verificação da formação do vórtice

As figuras 57 e 58 mostram os vetores velocidades em planos perpendiculares a direção do escoamento incidente. Pode-se verificar assim a movimentação do fluido e o surgimento dos vórtices de ponta de asa desde uma seção média da corda.

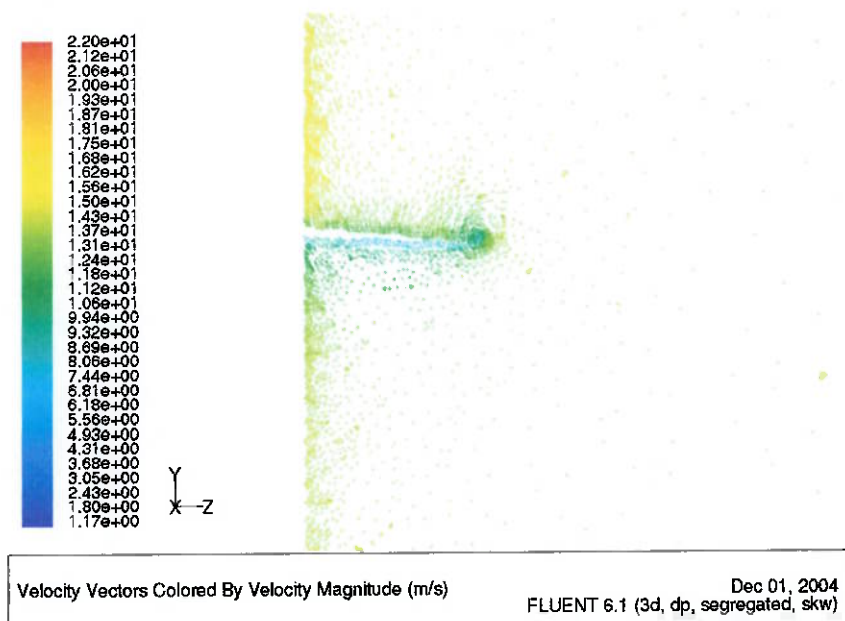


Figura 59 – Simulações 3D: corte na seção posterior da asa mostrando intensidade do vórtice no bordo de fuga

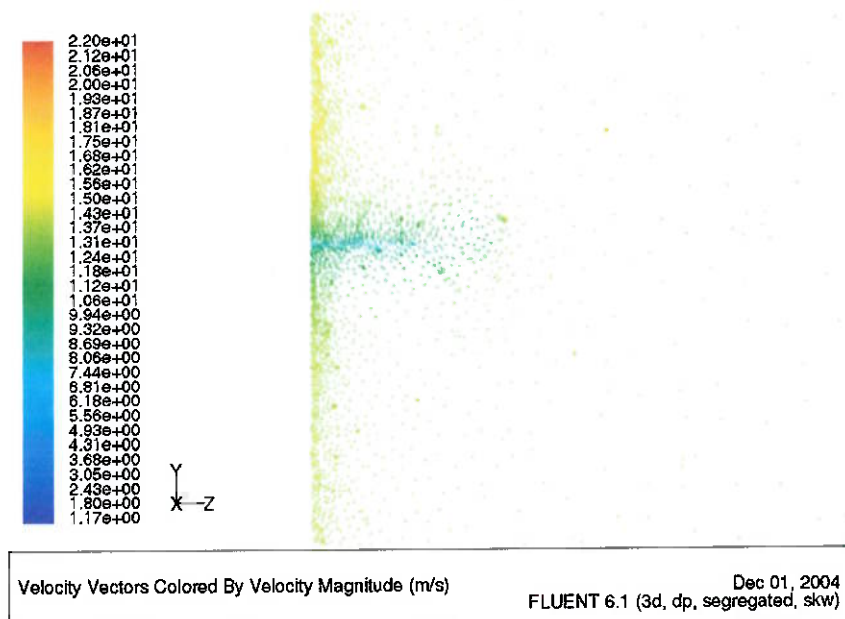
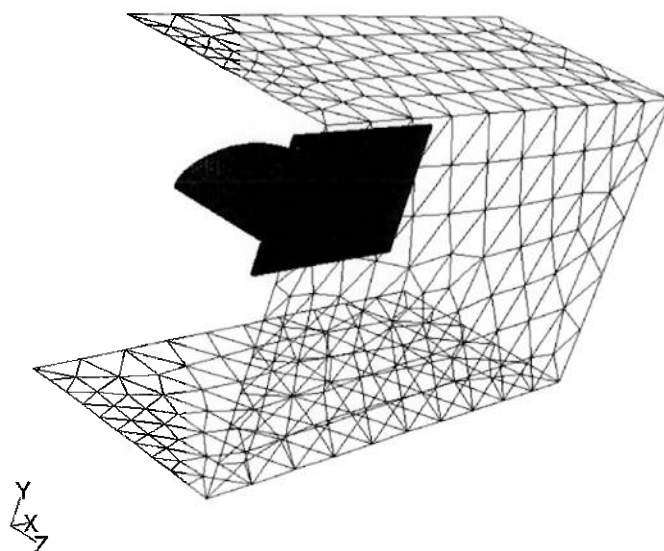


Figura 60 – Simulações 3D: corte na seção adjacente ao bordo de fuga da ponta da asa mostrando direção dos vetores velocidade

A figura 59 mostra o vórtice de ponta de asa no bordo de fuga do modelo e a figura 60 apresenta a dissipação do vórtice, através da visualização de vetores velocidade dispersos.

As condições para simulação do caso 3D da asa com presença de dispositivo de ponta, *endplate*, foram:

- Escoamento em regime permanente
- Fluido incompressível (gás ideal)
- Fluido – Ar ($\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ e $\mu = 1.789 \text{ e-}5 \text{ kg/m.s}$)
- Velocidade constante $v = 17 \text{ m/s}$
- Escoamento laminar
- Precisão de 10e^{-3} .



Grid

Dec 02, 2004
FLUENT 6.1 (3d, dp, segregated, lam)

Figura 61 – Simulações 3D: malha com 240.000 células para simulação da asa com endplate

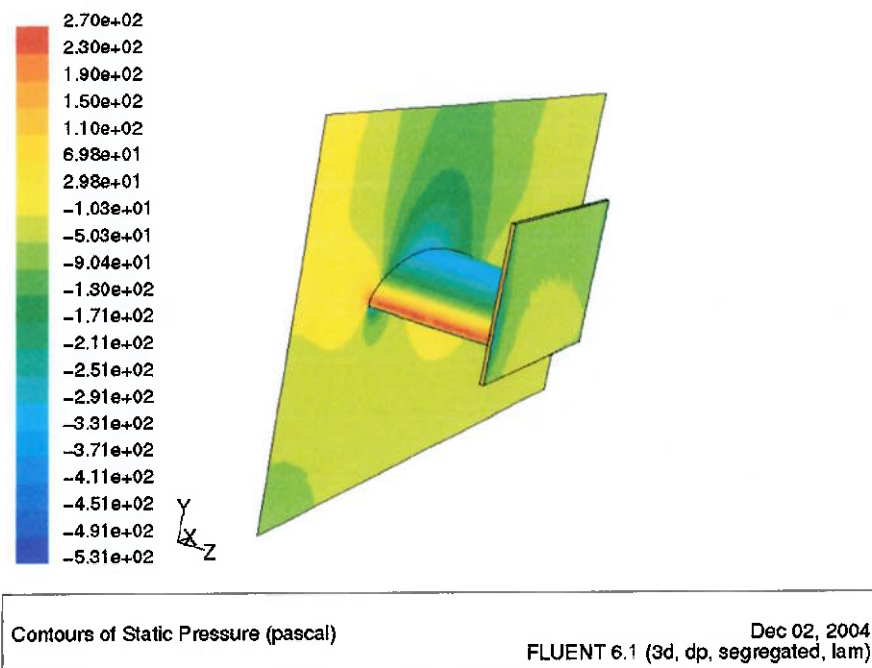


Figura 62 – Simulações 3D: contornos de pressão na superfície do protótipo e na base de testes (plano vertical)

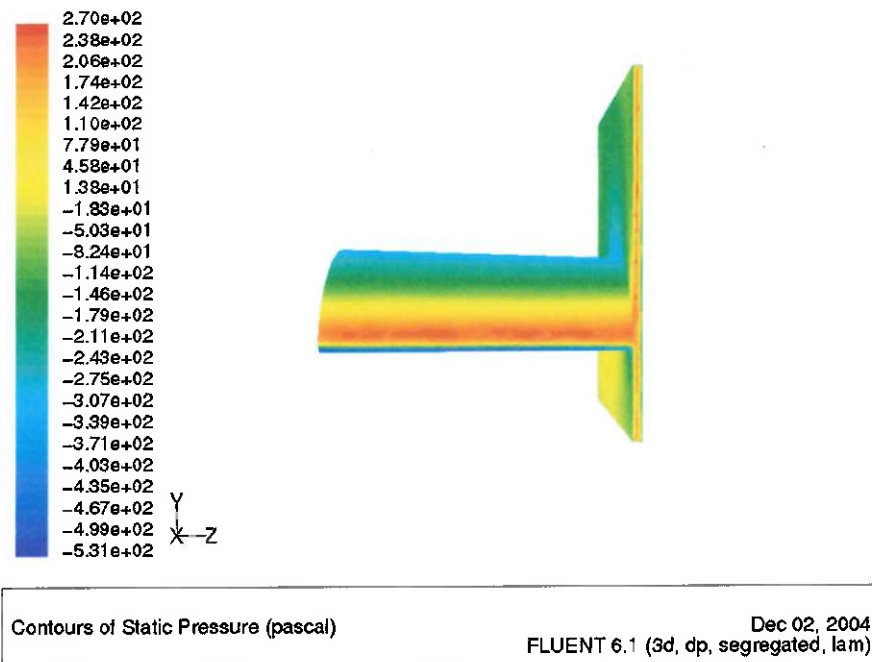


Figura 63 – Simulações 3D: contornos de pressão no bordo de ataque

As figuras 62 e 63 apresentam os contornos de pressão para a configuração com *endplate*. Nota-se o comportamento do escoamento na lateral do *endplate*.

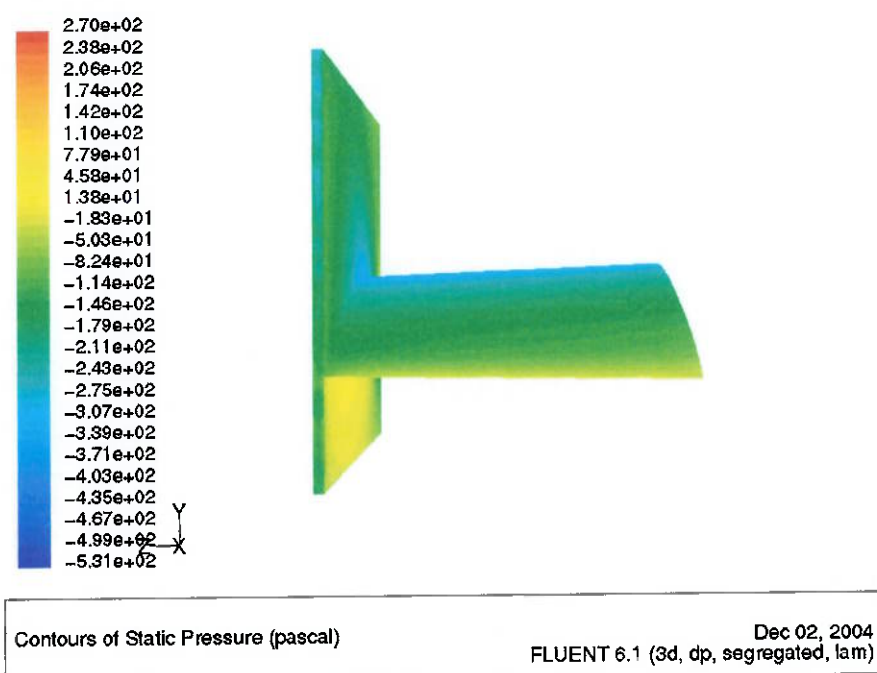


Figura 64 – Simulações 3D: contornos de pressão no bordo de fuga

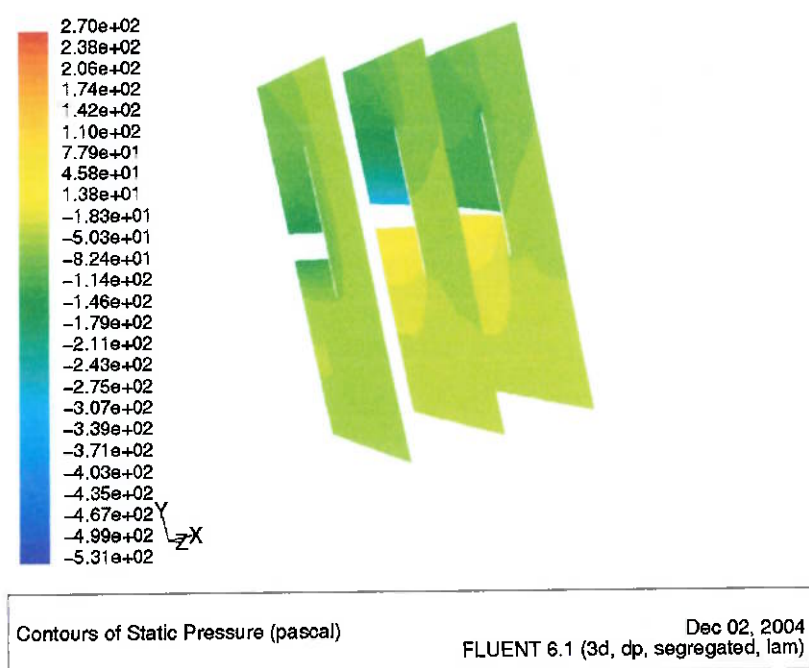


Figura 65 – Simulações 3D: contornos de pressão em planos sucessivos

As figuras 64 e 65 apresentam a distribuição de pressões sobre a superfície do modelo. A figura 65, em especial, permite visualizar o comportamento do campo de

pressões ao longo da corda do modelo, notando a redução da pressão no intradorso da asa.

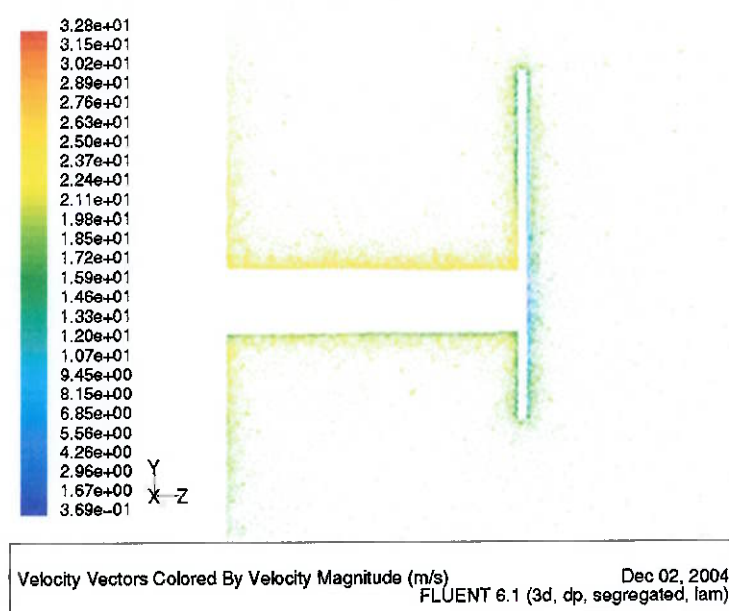


Figura 66 – Simulações 3D: vetores velocidade num plano médio da geometria

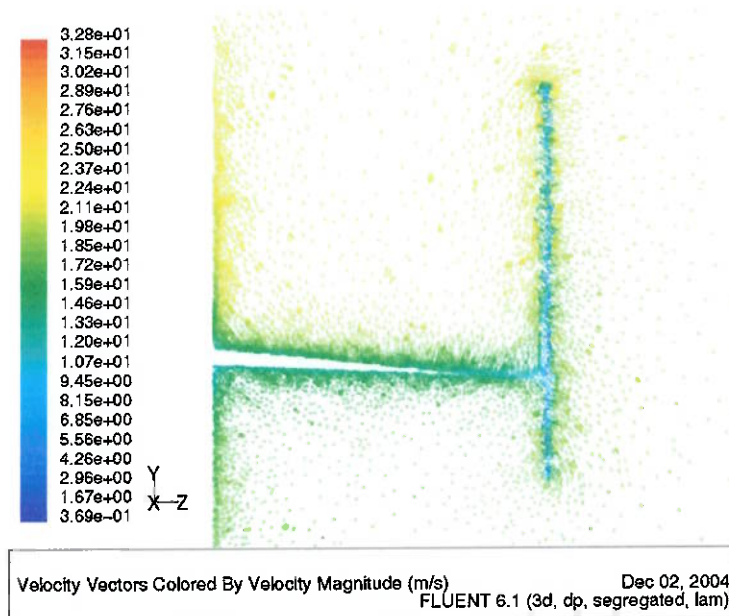


Figura 67 – Simulações 3D: vetores velocidade num plano junto ao bordo de ataque: visualização da rotacionalidade do escoamento

As figuras 66 e 68 apresentam os vetores velocidade nas imediações do modelo. Pode-se nota a direção de circulação do escoamento na direção Z, com tendência de

ir do intradorso para o extradorso. O escoamento incidente está na direção X, entrando no plano YZ. A figura 68 mostra os vetores velocidades contornando a superfície inferior do *endplate*, demonstrando a tendência do escoamento conforme figuras anteriores. Esse movimento gera um vórtice na extremidade posterior do *endplate*.

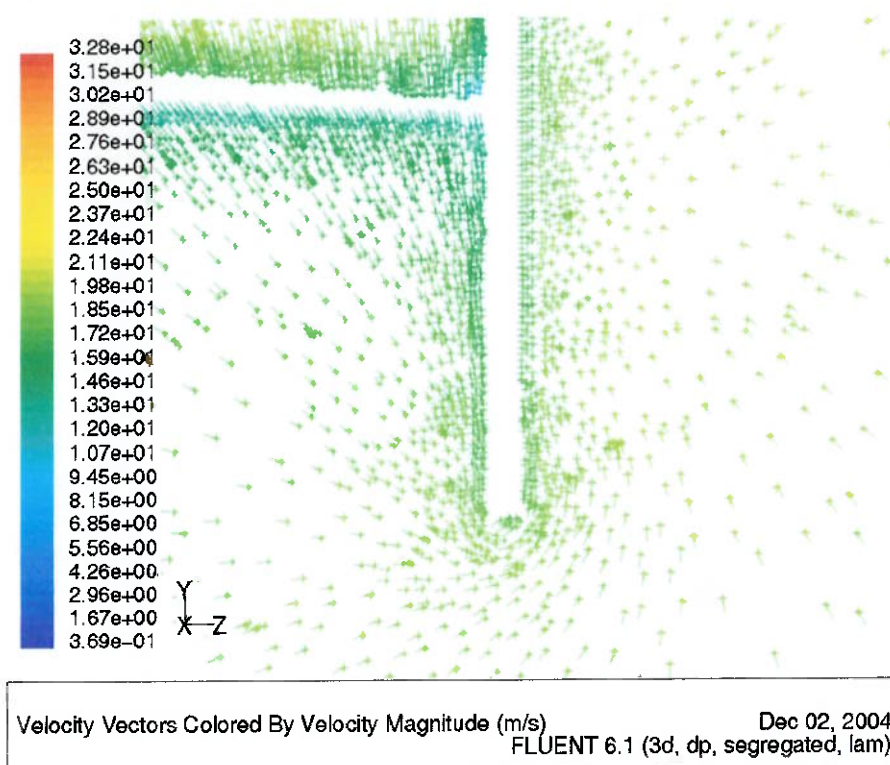


Figura 68 – Simulações 3D: detalhe dos vetores velocidade na região inferior do endplate

O estudo tri-dimensional se limitava a avaliação visual do escoamento e não ao cálculo de forças e performance aerodinâmica. Ele visava a visualização dos vórtices de ponta de asa. Ainda que simulado o escoamento em condição laminar, os resultados conseguidos foram satisfatórios. Para avaliações mais profundas seria necessário estudar ambas configurações em regime turbulento, porém transitório. O nosso caso estudado está na faixa de Reynolds onde ocorre transição entre escoamento laminar e turbulento.

9. CONSIDERAÇÕES FINAIS

O estudo realizado neste trabalho, permitiu dar os primeiros passos para o aprofundamento no projeto de dispositivos de ponta de asa para aeronaves, como, também desenvolver base para ensaios experimentais. O tema proposto é, com certeza, muito amplo. Considerando o estudo das diversas formas que existem de dispositivos e suas variações geométricas, estaríamos falando de dezenas de protótipos diferentes a serem projetados, construídos, ensaiados em túnel de vento e também numericamente. Portanto, a escolha de dois diferentes tipos, endplate e winglet (tidos como mais empregados), já permitiu o início de uma pesquisa sobre seus benefícios quando instalados em uma asa protótipo.

Junto com as análises de caráter teórico dos diversos tipos de dispositivos, foi possível determinar a geometria desses dois tipos escolhidos. Com estas geometrias foram estabelecidos procedimentos e aparato experimental para realização dos ensaios em túnel de vento. Paralelamente, modelos virtuais da asa com endplate e ausência de dispositivo foram desenhados para os ensaios numéricos.

Os resultados do ensaio experimental, que foram obtidas as distribuições de pressão sobre a superfície dos protótipos com o intuito de calcular as forças aerodinâmicas traz como conclusão que, nas condições estudadas, a asa com endplate traria maiores benefícios. O resultado contraria, de certa forma, a maioria dos estudos realizados que indicam o winglet como melhor elemento adicional.

A modelagem do experimento bem como fabricação e recursos para ensaios do protótipo aqui adotadas trouxeram os limites para a obtenção dos dados neste trabalho. Temos como exemplo a análise do protótipo em apenas dois ângulos de ataque, limitando a faixa de estudo da eficiência do dispositivo de ponta; a análise em apenas uma velocidade de escoamento, não levantando o ponto de melhor desempenho do mesmo, como por exemplo, velocidade de maior ganho sustentação-arrasto; o estudo de um segmento pequeno da envergadura da asa (melhores resultados teriam sido conseguidos com a construção de um protótipo da semi-asa por completo e ensaio num túnel de vento maior); a avaliação das forças aerodinâmicas apenas devido a distribuição de pressão (sem a consideração dos efeitos de forças viscosas) e também do momento aerodinâmico; o número de

tomadas de pressão ao longo da superfície do protótipo. Ainda assim, para uma avaliação inicial de três configurações, o estudo foi bem sucedido.

Ponto interessante do estudo foi a possibilidade de avaliar comparativamente duas formas de visualização do escoamento. Os resultados da visualização no estudo experimental e nas simulações mostrou os efeitos esperados decorrentes da geometria tri-dimensional da asa e da ocorrência dos vórtices de ponta de asa. Um passo seguinte, através da análise numérica, seria a comparação dos valores de coeficientes de sustentação e arrasto com os valores calculados com os resultados experimentais.

A execução deste projeto também dá início a perspectivas de projetos futuros. Como idéias, cito:

- avaliação de diversas geometrias de elementos de ponta de asa com simulações numéricas para uma pré-seleção de dispositivos para estudos experimentais;
- montagem de aparato experimental para uso no túnel de vento de seção transversal maior, com protótipos completos;
- estudos de estabilidade com resultados experimentais e de simulações numéricas;
- ampliação do estudo para geometrias de aeronaves além de aeromodelos.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

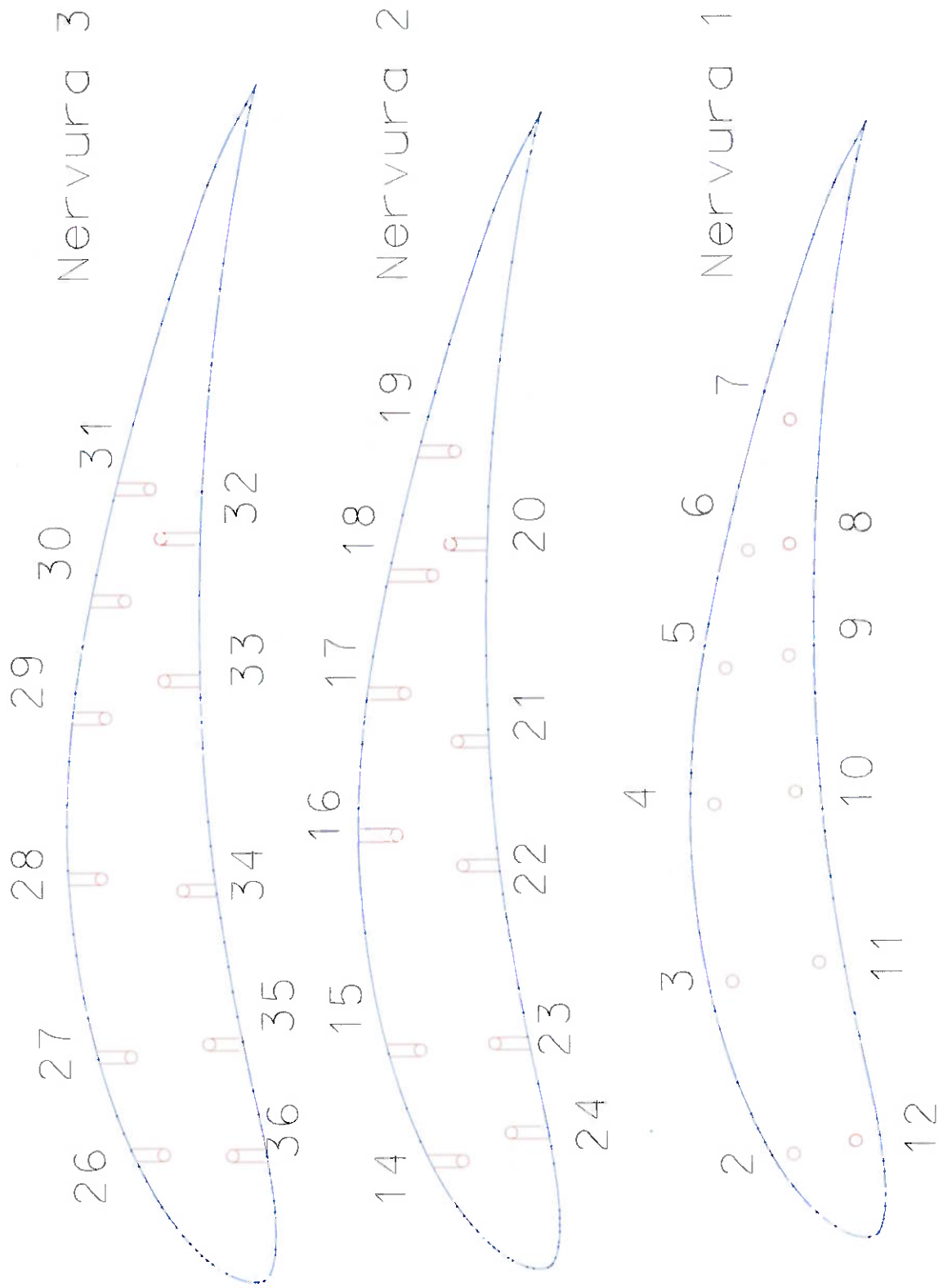
- [1] ABBOTT, I. H.; VON DOENHOFF, A. E. *Theory of Wing Sections*. Dover Publications, 1959.
- [2] ANDERSON, J. *Fundamentals of Aerodynamics*. 2° Ed. McGraw-Hill Inc., 1984.
- [3] BACON, D. L. *The distribution of lift and drag over wing tips and ailerons*. Report 161, NACA.
- [4] ESTADOS UNIDOS. University of Maryland. *SAE Aerodesign East 2001 Team #30 "Dragonfly"*. Maryland:2001.
- [5] FOX, R.; McDONALD, A. *Introdução à Mecânica dos Fluidos*. 5° Ed. LTC, 1998.
- [6] HEMKE, P. E. *Drag of Wings with End Plates*. Report 267, NACA, 1927.
- [7] KATZ, J.; PLOTKIN, A. *Low Speed Aerodynamics, from Wing Theory to Panel Methods*. McGraw-Hill, 1991.
- [8] LENNON, A. *Basics of R/C Model Aircraft Design – Practical Techniques for Building Better Models*. Model Airplane News, 1999.
- [9] MALISKA, C. R. *Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional*. Ed. LTC, 1995.
- [10] MEYER R. R.; COVELL P. F. *Effects of Winglets on a First-Generation Jet Transport Wing*. TP 2619, NASA, Set 1986.
- [11] MÖNTTINEN, J. T. *Computacional Study of the Effect of Winglets on the Performance of Micro-Aerial Vehicles*. Tese de doutorado. Arizona State University, 2004.
- [12] POPE, A.; HARPER, J. *Low Speed Wind Tunnel Testing*. John Wiley & Sons Inc., 1966.
- [13] RAUPP, E. M. *Análise da Influência de Winglets nos Coeficientes Aerodinâmicos de uma Asa, utilizando Dinâmica dos Fluidos Computacionais*. São Paulo: EPUSP, 2003 (Trabalho de Formatura).
- [14] RAYMER, D. P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. AIAA Education Series, 1989.

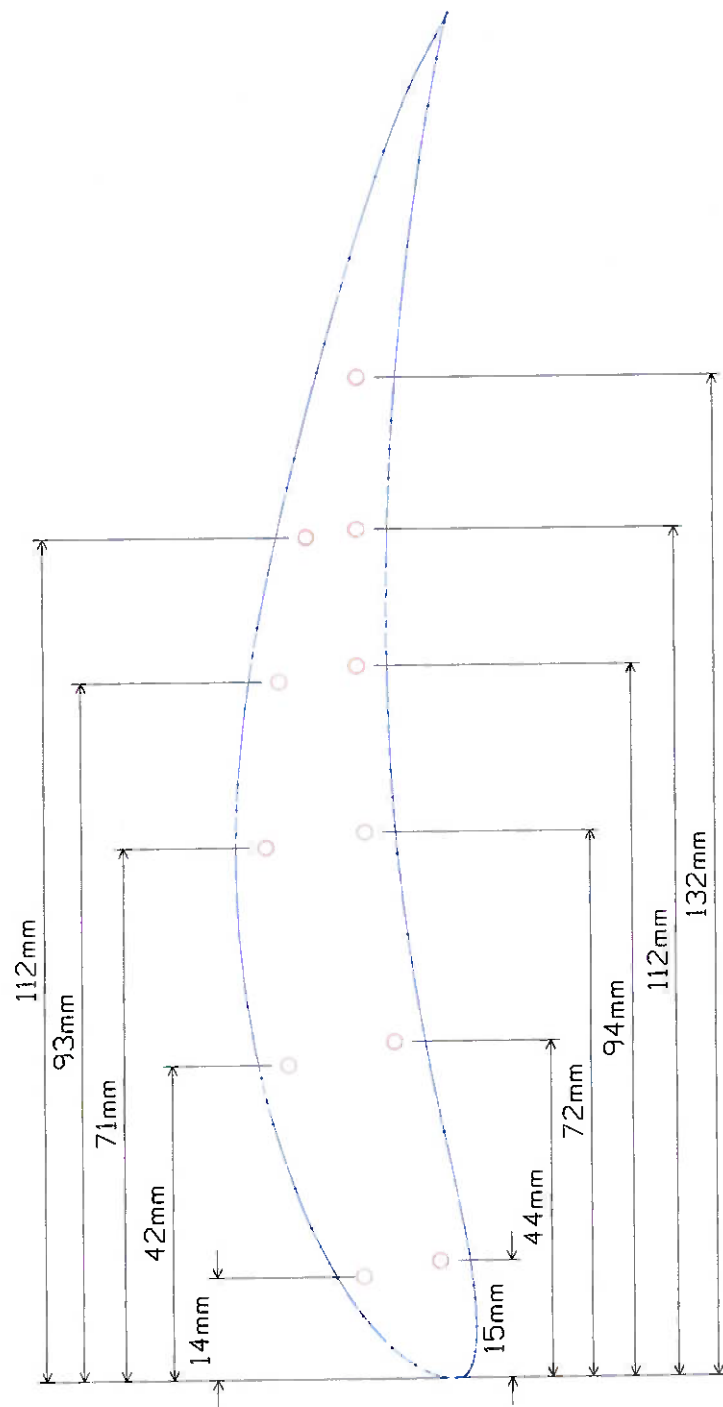
- [15] RIEBE, J. M.; WATSON, J. M. *The effect of end plates on swept wings at low speed*. TN 2229, NACA, 1950.
- [16] RILEY, D. R. *Wind-tunnel investigation and analysis of the effects of end plates on the aerodynamic characteristics of an unswept wing*. TN 2440, NACA, 1951.

ANEXO A – Plantas do protótipo e desenhos de projeto

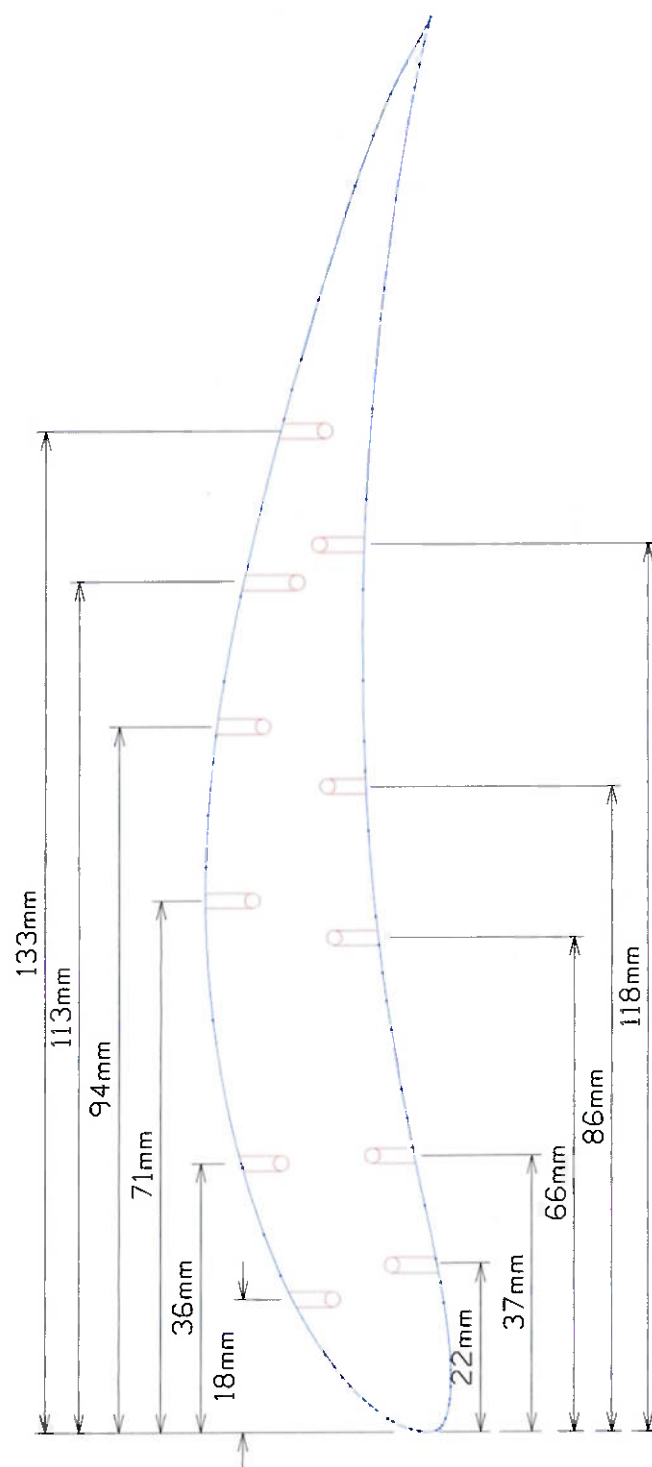
1. Numeração das tomadas de pressão
2. Posição das tomadas de pressão na nervura 1
3. Posição das tomadas de pressão na nervura 2
4. Posição das tomadas de pressão na nervura 3
5. Planta 2D do protótipo da asa
6. Geometria do endplate
7. Geometria da base de testes

Planta n.1 - Numeracao tomadas

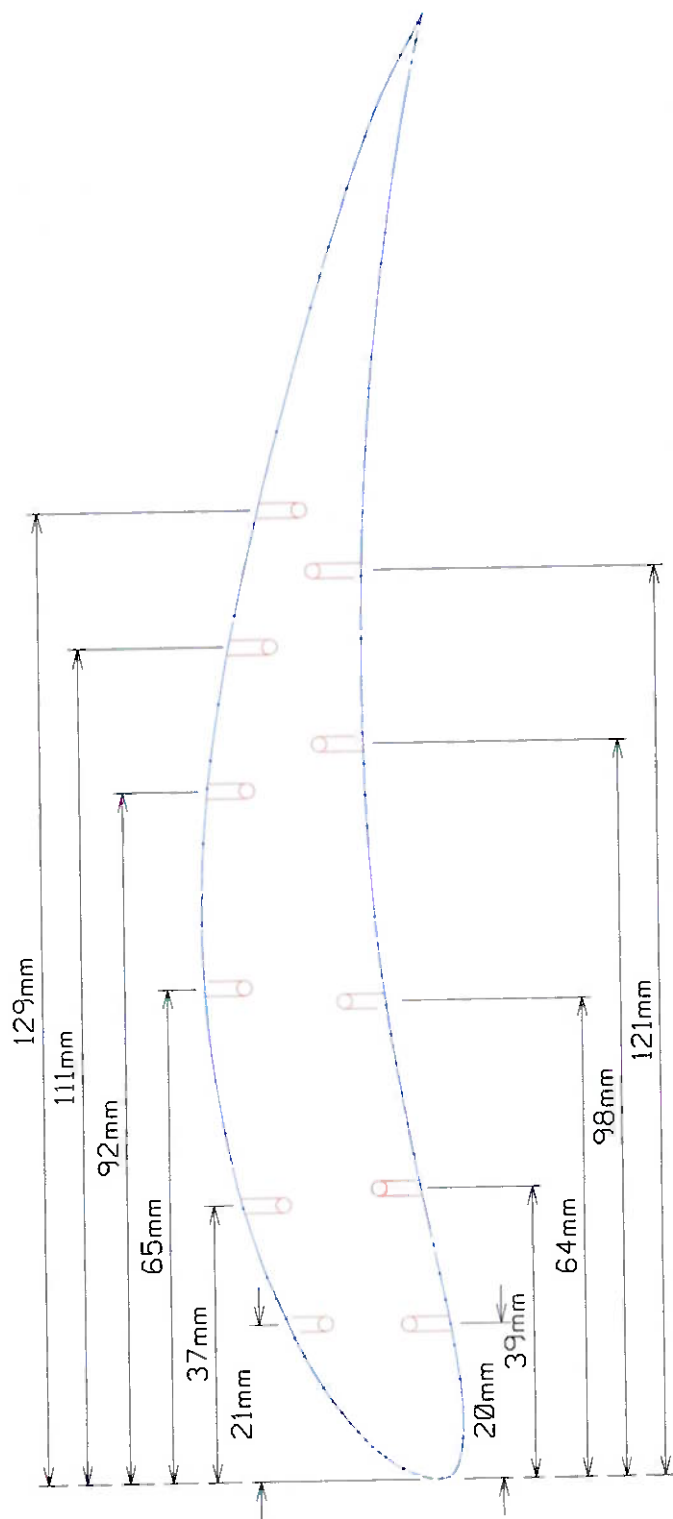




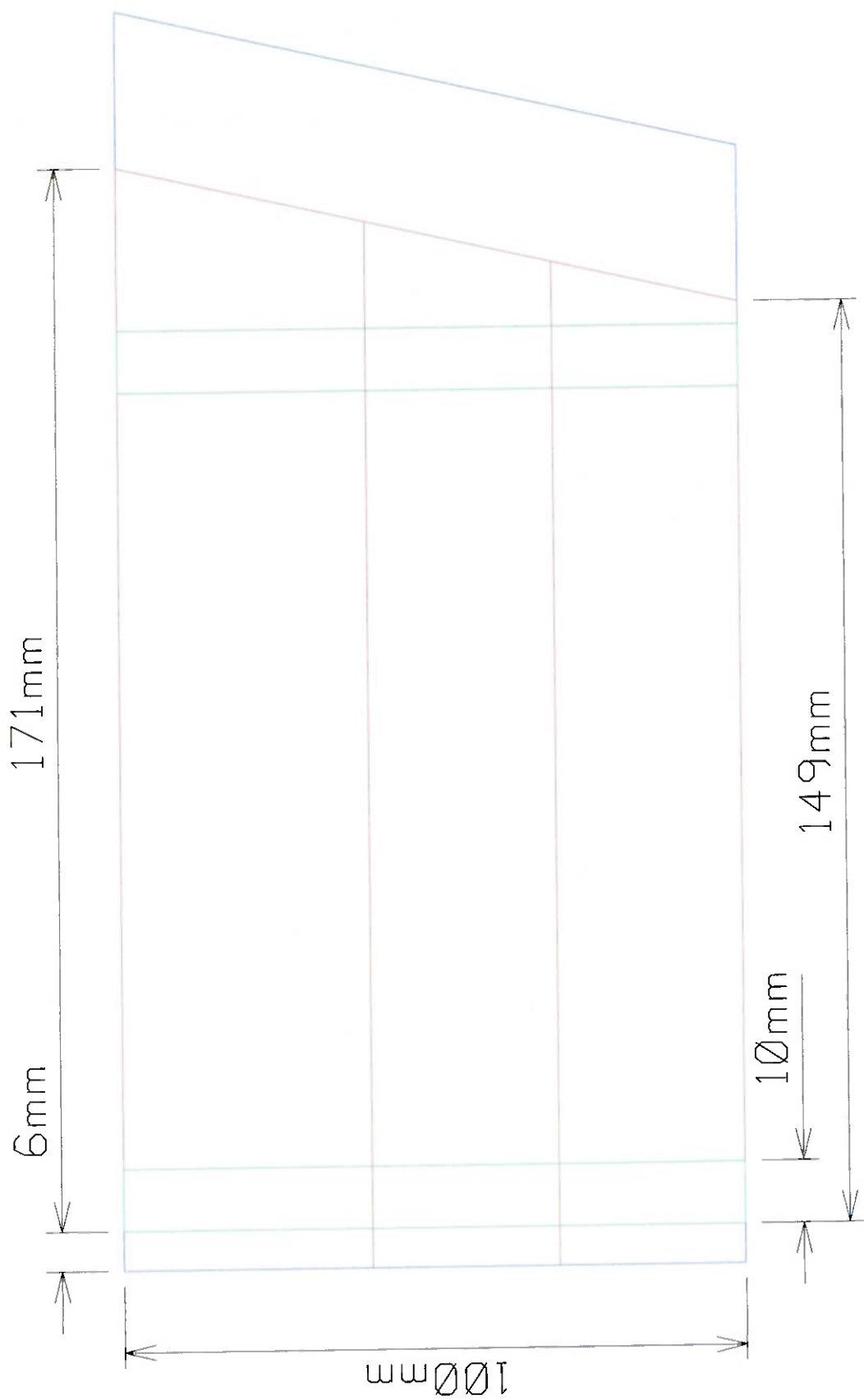
Planta n.2 - Posicoes nervura 1



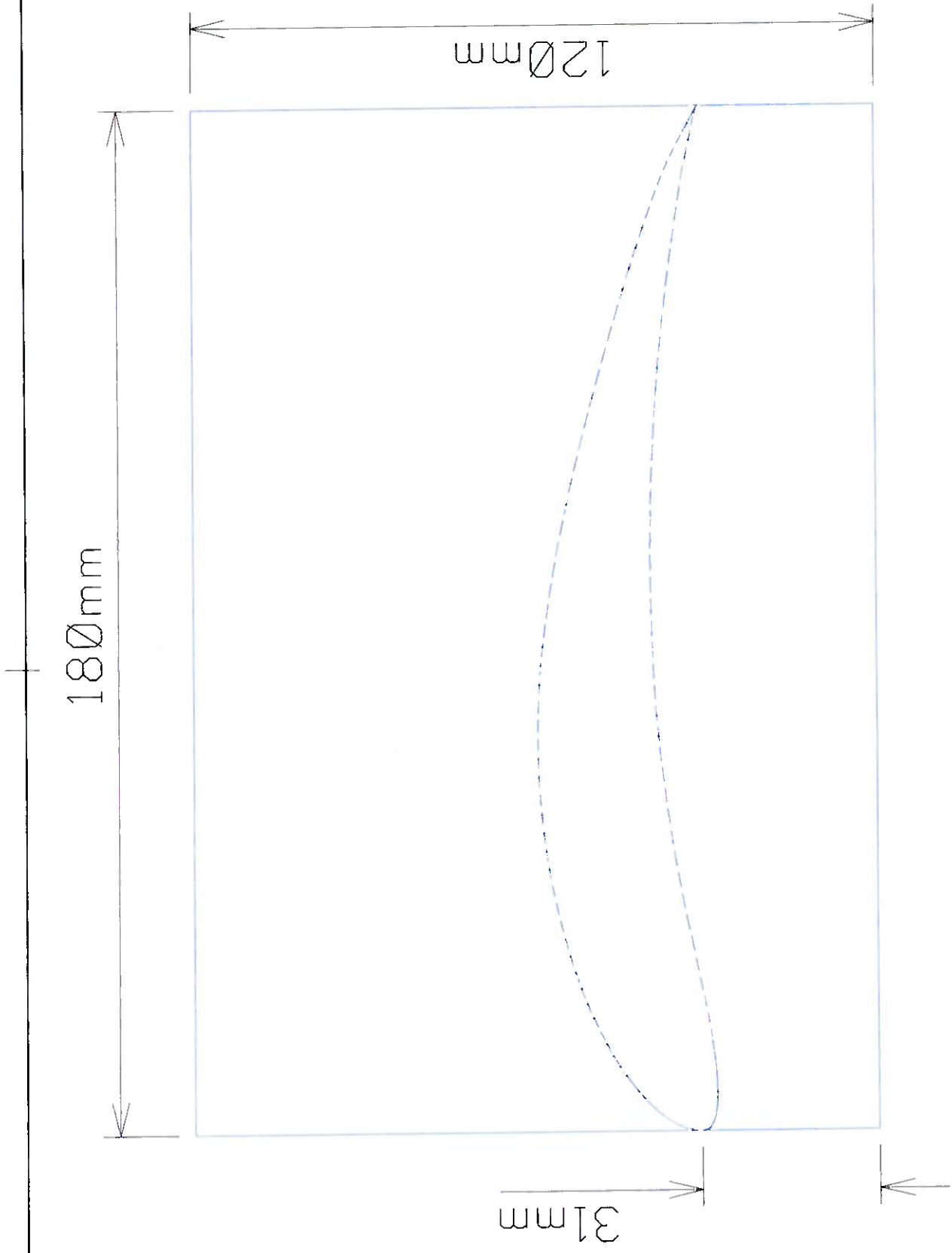
Planta n.3 - Posicoes nervura 2



Planta n.4 - Posicoes nervura 3



Planta n. 5 - Geometria 2D



Planta n. 6 - Geometria do endplate



Planta n.7 - Geometria base testes