

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS

BRUNO RIBEIRO BOCCATO

ANÁLISE AERODINÂMICA DE UMA AERONAVE NÃO CONVENCIONAL COM
ASAS DE ENFLECHAMENTO NEGATIVO, CANARD E INTAKE DORSAL

SÃO CARLOS
2019

BRUNO RIBEIRO BOCCATO

ANÁLISE AERODINÂMICA DE UMA AERONAVE NÃO CONVENCIONAL COM
ASAS DE ENFLECHAMENTO NEGATIVO, CANARD E INTAKE DORSAL

Dissertação apresentada à Escola de
Engenharia de São Carlos da Universidade de
São Paulo, como requisito para a obtenção do
Título de Mestre em Engenharia Mecânica
área de concentração Aeronáutica.

Orientador: Prof. Dr. Fernando Martini Catalano

ESTE EXEMPLAR TRATA-SE DA
VERSÃO CORRIGIDA. A VERSÃO
ORIGINAL ENCONTRA-SE
DISPONÍVEL JUNTO AO
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA
MECANICÂ DA EESC-USP.

SÃO CARLOS

2019

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO, POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

B664a Boccato, Bruno Ribeiro
 ANÁLISE AERODINÂMICA DE UMA AERONAVE NÃO
CONVENCIONAL COM ASAS DE ENFLECHAMENTO NEGATIVO, CANARD
E INTAKE DORSAL / Bruno Ribeiro Boccato; orientador
Fernando Martini Catalano. São Carlos, 2019.

Dissertação (Mestrado) - Programa de Pós-Graduação
em Engenharia Mecânica e Área de Concentração em
Aeronáutica -- Escola de Engenharia de São Carlos da
Universidade de São Paulo, 2019.

1. Enflechamento negativo. 2. Canard. 3. Elevado
ângulo de ataque. I. Título.

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Engenheiro **BRUNO RIBEIRO BOCCATO**.

Título da dissertação: "Análise aerodinâmica de uma aeronave não convencional com asas de enflechamento negativo, canard e intake dorsal".

Data da defesa: 12/04/2019

Comissão Julgadora:

Resultado:

Prof. Titular **Fernando Martini Catalano**
(Orientador)
(Escola de Engenharia de São Carlos/EESC)

APROVADO

Prof. Dr. **Bruno Souza Carmo**
(Escola Politécnica/EP-USP)

APROVADO

Prof. Dr. **Roberto Gil Annes da Silva**
(Instituto Tecnológico de Aeronáutica/ITA)

aprovado.

Coordenador do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica:

Prof. Associada **Carlos De Marqui Junior**

Presidente da Comissão de Pós-Graduação:

Prof. Titular **Murilo Araujo Romero**

AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer aos meus pais pelo apoio e incentivo, em especial, ao meu avô Cláudio por sempre ter me ensinado que o conhecimento é algo que sempre devemos buscar e que ninguém pode tirar de nós.

Ao Prof. Dr. Fernando Martini Catalano, por ter me orientado e ajudado nas minhas dificuldades.

Aos meus amigos de pós-graduação, em especial, Tércio, Pedro, Daniel, Laura, João, Gabriel e Natanael pela grande ajuda que me deram ao longo dos estudos.

À minha amiga Marcela Demarzo e meu amigo Victor Chaim pelo companheirismo nos momentos fáceis e difíceis.

Agradeço aos professores e funcionários da USP que me auxiliaram durante o mestrado, em especial, ao Osnan pela assistência na oficina.

Aos meus amigos Rodrigo Maturana, Fernando Madureira e Allan Demétrio, pela companhia e amizade de tantos anos.

À minha namorada Carol pelo apoio e paciência nessa jornada.

Agradeço também à Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior – Brasil (CAPES) – Código de Financiamento 001

RESUMO

BOCCATO, B. R. (2019) - ANÁLISE AERODINÂMICA DE UMA AERONAVE NÃO CONVENCIONAL COM ASAS DE ENFLECHAMENTO NEGATIVO, CANARD E INTAKE DORSAL – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2018.

Desde o início da história da aviação, a cada novo projeto de aeronave, modificações são realizadas para se obter melhorias nas características aerodinâmicas como, por exemplo, diminuição do arrasto, aumento de sustentação, melhora na manobrabilidade em elevados ângulos de ataque, entre outras. Essas modificações podem ser feitas em diversas partes de uma aeronave como, por exemplo, no perfil aerodinâmico e enflechamento da asa, nas superfícies de controle e até em novas posições da entrada de ar do motor “*intake*”. Embora os conceitos de aeronaves com asas de enflechamento negativo, Canard e *intake* dorsal não sejam novos, ainda não existe uma aeronave que apresente essas três características juntas. Portanto, o presente trabalho teve como objetivo estudar uma aeronave não convencional com essas características. Para isso, testes foram realizados no túnel de vento do Laboratório de Aerodinâmica (LAE), do Departamento de Engenharia Aeronáutica da Escola de Engenharia de São Carlos, da Universidade de São Paulo. Três estudos foram realizados para diferentes ângulos de ataque da aeronave e diferentes ângulos de incidência de três pares de Canard projetados, que foram colocados em duas posições diferentes em relação à asa. No primeiro estudo, as forças aerodinâmicas atuantes na aeronave foram medidas por meio de uma balança aerodinâmica para se obter relações entre seus coeficientes e a eficiência conforme a troca dos pares de Canard. Posteriormente, o estudo do escoamento na entrada do *intake* dorsal englobou a relação entre a velocidade local no *intake*, a velocidade do escoamento livre e a recuperação de pressão total no mesmo. Por fim, um mapeamento da vorticidade no campo da asa foi realizado para se analisar a influência do Canard no escoamento raiz da asa. O modelo estudado obteve uma maior eficiência e menor arrasto em elevados ângulos de ataque para ângulos de incidência negativos de Canard. O Canard que se destacou nos dois primeiros estudos foi utilizado no estudo de mapeamento, porém, não apresentou uma influência no escoamento da raiz da asa como desejado.

Palavras – chave: Enflechamento negativo; Canard; Elevado ângulo de ataque.

ABSTRACT

BOCCATO, B. R. (2019) – AERODYNAMIC ANALYSIS OF AN AIRCRAFT WITH FORWARD SWEPT WINGS, CANARD AND DORSAL INTAKE – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2018.

Since the beginning of aviation history, in each new aircraft design, modifications are made to obtain improvements in aerodynamic characteristics such as drag reduction, increase of lift, improvement in maneuverability at high angles of attack. These modifications can be made in different parts of an aircraft, such as, aerodynamic profile, on the control surfaces and even in new intake positions. Although the concepts of aircraft with forward swept wing, Canard and dorsal intake are not new, there is still no aircraft that presents these three characteristics together. Therefore, the present work had as objective to study an unconventional aircraft with these characteristics. Wind tunnel tests were carried out in order to analyze the aerodynamic characteristics at the Aerodynamics Laboratory of the Department of Aeronautical Engineering of EESC -USP. Three studies were carried out for different angles of attack of the aircraft and different angles of incidence of three pairs of Canard, which were placed in two different positions in relation to the wing. In the first study, the aerodynamic forces acting on the aircraft were measured by an aerodynamic balance to obtain relations between their coefficients and the efficiency according to the change of the Canard pairs. Subsequently, the study of flow at the entrance of the dorsal intake included the relation between the local velocity at the intake and the velocity of the free flow and the total pressure recovery. Finally, a mapping of vorticity in the wing field was performed to analyze the influence of Canard on the boundary layer at the root of the wing. The model studied obtained higher efficiency and lower drag at high angles of attack at negative Canard angles of incidence. The Canard that stood out in the first two studies was used in the mapping study, however, it did not present an influence on the root of the wing as desired.

Keywords: Forward swept wing, Canard, High angle of attack.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 - Configurações de enflechamento de asas	23
Figura 2 - Efeito do enflechamento no Mach crítico e no Mach de divergência.	24
Figura 3 - Junkers JU-287.	25
Figura 4 – Arrasto produzido de acordo com a espessura do aerofólio e Mach.....	26
Figura 5 - X-29.....	27
Figura 6 - Formação de estol em asa com enflechamento positivo e negativo.	28
Figura 7 - Escoamento em asa de enflechamento positivo e negativo.	29
Figura 8 - Linha de choque.	30
Figura 9 - Arrasto do perfil de asa.....	31
Figura 10 - Centro de pressão e efeito do alongamento	32
Figura 11 - Velocidades críticas em asas com enflechamento positivo e negativo.....	33
Figura 12 - Washin e washout.....	34
Figura 13 - Centro aerodinâmico e eixo elástico.....	35
Figura 14 - Carregamento ao longo da corda de uma asa com enflechamento negativo.	36
Figura 15 - 14-bis.	37
Figura 16 - <i>Gap</i> e <i>Stagger</i> em um avião.	38
Figura 17 - Diferenças na sustentação com e sem Canard.	39
Figura 18 - Influência do vórtice secundário formado no Canard.....	39
Figura 19 - Esquema de um intake.....	40
Figura 20 - Diferentes configurações de <i>intake</i>	41
Figura 21 - Relação entre coeficiente de sustentação e ângulo de ataque da aeronave.....	42
Figura 22 - Relação entre os ângulos de ataque do canard e da aeronave.....	43
Figura 23 - Montagem do experimento de Murri.....	43
Figura 24 - F-5 e X-29	44
Figura 25 - Comparação de coeficientes de sustentação entre o X-29 e o F-5	45
Figura 26 - Modelo do projeto.	48
Figura 27 - Antes e depois da reforma da asa.	49
Figura 28 – Novo modelo.....	50
Figura 29 - Os três novos Canard utilizados.	50
Figura 30 - Impressão 3D do Canard.	51
Figura 31 - Nova localização dos Canard	51
Figura 32 - Intake Dorsal	52
Figura 33 - Esquema do túnel de vento do Campus I da EESC – USP.....	53
Figura 34 - Balança aerodinâmica.....	54
Figura 35 - Projeto 3D do Rake	55
Figura 36 - Posição do Rake no <i>intake</i> dorsal.....	55
Figura 37 - Rake instalado (esquerda), conexões no rake (direita)	56
Figura 38 - Tubo de Pitot 7 furos	57
Figura 39 - Montagem do experimento de mapeamento.....	57
Figura 40 - Novo modelo no túnel de vento.....	58
Figura 41 - Dispositivo utilizado para a variação do ângulo de incidência do Canard	59
Figura 42 - Contorno utilizado para gerar a malha de pontos	62
Figura 43 – Pontos para cálculo da malha.....	63
Figura 44 - Comparação CL x α com e sem Canard para $Re = 3,08.105$	65

Figura 45 - Comparação CL x α com relação ao ângulo de incidência do Canard para $Re = 3,08.105$	66
Figura 46 - Comparação CD x CL com relação ao ângulo de incidência do Canard para $Re = 3,08.105$	67
Figura 47 - Eficiência aerodinâmica em relação ao ângulo de ataque do modelo para $Re = 3,08.105$	68
Figura 48 - Eficiência aerodinâmica em relação ao coeficiente de sustentação do modelo para $Re = 3,08.105$	68
Figura 49 - Análise de trimagem para o Canard Baseline na posição Furo Alto para $Re = 3,08.105$	69
Figura 50 - Análise de trimagem para o Canard Baseline na posição Furo Baixo para $Re = 3,08.105$	70
Figura 51 - Recuperação de pressão total x ângulo de incidência do Canard Baseline.....	71
Figura 52 - Relações de velocidades na entrada do <i>intake</i> para $\alpha = 0^\circ$	72
Figura 53 - Relações de velocidades na entrada do <i>intake</i> para $\alpha = 15^\circ$ (a) e $\alpha = 30^\circ$ (b).....	73
Figura 54 - Recuperação de pressão total x ângulo de incidência do Canard ASC.....	73
Figura 55 - Relações de velocidades na entrada do intake para $\alpha = 0^\circ$ a partir de $\delta = -15^\circ$	74
Figura 56 - Relações de velocidades na entrada do intake para $\alpha = 15^\circ$ a partir de $\delta = -25^\circ$	75
Figura 57 - Relações de velocidades na entrada do intake para $\alpha = 30^\circ$ a partir de $\delta = -25^\circ$	75
Figura 58 - Recuperação de pressão total x ângulo de incidência do Canard FSC.....	76
Figura 59 - Relações de velocidades na entrada do intake para $\alpha = 0^\circ$ a partir de $\delta = -20^\circ$	76
Figura 60 - Recuperação de pressão total para $\alpha = 0^\circ$	77
Figura 61 - Comparação entre o Canard Baseline e FSC para $\delta = -30^\circ$	78
Figura 62 - Recuperação de pressão total para $\alpha = 15^\circ$	79
Figura 63 - Relações de velocidades na entrada do intake para $\alpha = 15^\circ$ em $-10^\circ < \delta < -20^\circ$	80
Figura 64 - Recuperação de pressão total para $\alpha = 30^\circ$	81
Figura 65 - Relações de velocidades na entrada do intake para $\alpha = 30^\circ$ em $-10^\circ < \delta < -30^\circ$	81
Figura 66 - Relações de velocidades na entrada do intake para Canard Baseline.....	83
Figura 67 - Relações de velocidades na entrada do intake para Canard ASC.....	84
Figura 68 - Relações de velocidades na entrada do intake para Canard FSC.....	84
Figura 69 - Relações de velocidades na entrada do intake para Canard Baseline.....	85
Figura 70 - Relações de velocidades na entrada do intake para Canard ASC.....	86
Figura 71 - Relações de velocidades na entrada do intake para Canard FSC.....	87
Figura 72 - Mapeamento da intensidade de vorticidade para modelo em $\alpha = 10^\circ$ sem Canard.....	88
Figura 73 - Mapeamento da intensidade de vorticidade para modelo em $\alpha = 10^\circ$ com Canard em $\delta = 0^\circ$	88
Figura 74 - Mapeamento da intensidade de vorticidade para modelo em $\alpha = 10^\circ$ com Canard em $\delta = -10^\circ$	89
Figura 75 - Vista isométrica do modelo.....	90
Figura 76 - Vista frontal do modelo.....	90
Figura 77 - Duto interno ao modelo.....	93
Figura 78 - Erro para a velocidade de calibração.....	101
Figura 79 - Erro para α	102
Figura 80 - Erro para β	102
Figura 81 - Calibração da balança para a força de sustentação.....	103
Figura 82 - Calibração da balança para a força de arrasto.....	103
Figura 83 - Gráficos L/D x α para os três tipos de Canard na posição de furo baixo.....	104
Figura 84 - Gráficos L/D x α para os três tipos de Canard na posição de furo alto.....	105

Figura 85 - Linhas de corrente no modelo, $\alpha = 0^\circ$ (esquerda), $\alpha = 13^\circ$ (direita).....	107
Figura 86 – Detalhe da haste de fixação do modelo na balança.....	107
Figura 87 - Configuração com Canard BASELINE.....	108
Figura 88 - Configuração com Canard ASC	108
Figura 89 - Configuração com Canard FSC.....	109

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Medidas da asa do modelo	48
Tabela 2 - Medidas da fuselagem do modelo.....	48
Tabela 3 - Distâncias de <i>gap</i> e <i>stagger</i> dos furos de acoplamento do Canard	52

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	21
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	23
2.1. ASAS COM ENFLECHAMENTO NEGATIVO	23
2.1.1. DIVERGÊNCIA AEROELÁSTICA	32
2.2 CANARD.....	37
2.3 INTAKE DORSAL.....	40
3. MATERIAIS E MÉTODOS	47
3.1 CARACTERÍSTICAS DO MODELO.....	47
3.1.1 CANARD	50
3.1.2 INTAKE DORSAL.....	52
3.2 CARACTERÍSTICAS DO TÚNEL DE VENTO.....	53
3.2.1 INSTRUMENTOS PARA A MEDIÇÃO DAS FORÇAS AERODINÂMICAS	54
3.2.2 INSTRUMENTOS PARA A MEDIÇÃO DA PRESSÃO NO <i>INTAKE</i> DORSAL	55
3.2.3 INSTRUMENTOS PARA O MAPEAMENTO DO ESCOAMENTO NA ASA.....	56
3.3 PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL.....	58
3.3.1 FORÇAS AERODINÂMICAS.....	59
3.3.2 COMPORTAMENTO DO ESCOAMENTO NO <i>INTAKE</i> DORSAL	61
3.3.3 MAPEAMENTO DO ESCOAMENTO NO CAMPO DA ASA	62
4. RESULTADOS E DISCUSSÕES	65
4.1 FORÇAS AERODINÂMICAS.....	65
4.1.1 COMPARAÇÃO ENTRE COEFICIENTES DE SUSTENTAÇÃO.....	65
4.1.2 COMPARAÇÃO ENTRE COEFICIENTES DE ARRASTO	67
4.1.3 COMPARAÇÃO DAS EFICIÊNCIAS AERODINÂMICAS	68
4.1.4 ANÁLISE DE TRIMAGEM DO MODELO PARA O CANARD ASC.....	69
4.2 COMPORTAMENTO DO ESCOAMENTO NO <i>INTAKE</i> DORSAL.....	70
4.2.1 ANÁLISE ESPECÍFICA PARA CADA CANARD.....	70
4.2.1.1 CANARD BASELINE.....	71
4.2.1.2 CANARD ASC	73
4.2.1.3 CANARD FSC.....	76
4.2.2 ANÁLISE GERAL ENTRE OS CANARD.....	77
4.2.2.1 ANÁLISE PARA $\alpha = 0^\circ$	77
4.2.2.2 ANÁLISE PARA $\alpha = 15^\circ$	79
4.2.2.3 ANÁLISE PARA $\alpha = 30^\circ$	81

4.2.2.4 ANÁLISE PARA ELEVADOS ÂNGULOS DE ATAQUE $\alpha = 15^\circ$ E $\alpha = 30^\circ$	82
4.3 MAPEAMENTOS DO ESCOAMENTO NO CAMPO DA ASA.....	87
4.3.1 ANÁLISE DA VORTICIDADE.....	88
5. CONCLUSÕES.....	91
6. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....	93
7. REFERÊNCIAS	95
APÊNDICE A – ANÁLISE DE ERROS	101
A.1 TÚNEL DE VENTO	101
A.2 BALANÇA AERODINÂMICA.....	103
APÊNDICE B - RESULTADOS DE EFICIÊNCIA AERODINÂMICA.....	104
B.1 GRÁFICOS L/D X α PARA A POSIÇÃO DE FURO BAIXO	104
B.2 GRÁFICOS L/D X α PARA A POSIÇÃO DE FURO ALTO	105
APÊNDICE C - SIMULAÇÕES EM CFD	106
APÊNDICE D - FOTOS DA MONTAGEM EXPERIMENTAL.....	107

1. INTRODUÇÃO

Desde o início da história da aviação, a cada novo projeto de aeronave, modificações são realizadas para se obter melhorias das características estruturais, aerodinâmicas e dinâmicas de voo. Essas características como, por exemplo, diminuição do arrasto, aumento de sustentação, melhora na manobrabilidade, aumento do ângulo de estol são muito importantes ao se projetar uma aeronave para uma dada missão, pois são essas que irão definir as limitações do seu envelope de voo.

Tendo isso em vista, aeronaves não convencionais são desenvolvidas com o objetivo de se obter uma performance particular, sendo que seus potenciais benefícios e efeitos singulares otimizarão a relação custo/benefício nas próximas etapas do projeto, além de mostrar originalidade (LANGE, 1988).

Na aviação militar, diferentemente da civil, por ter um elevado nível de exigências tecnológicas na concepção de uma nova aeronave, milhares de dólares são gastos em pesquisa e desenvolvimento com o objetivo de garantir uma vantagem estratégica em uma situação de guerra (BRAVO – MOSQUERA, 2017).

Como fruto dessas pesquisas, têm-se ao longo da história alguns exemplos de aeronaves com diferentes modificações estruturais, que divergem das aeronaves convencionais, como por exemplo, o avião alemão Junkers JU-287 que foi uma das primeiras aeronaves a apresentar o conceito de asas com enflechamento negativo. Sua principal característica era seu ângulo de enflechamento de -25° , que possibilitava manobras em baixa velocidade devido ao aumento de sustentação característico desse tipo de configuração de asa e inexistência de estol de ponta de asa (WEISSHAAR, 1979).

Décadas depois, o Grumman X-29, além de apresentar asas com enflechamento negativo, possuía Canard em sua estrutura, o que proporcionava um aumento do potencial de performance da aeronave em termos de faixa de operação de velocidade, aumento de manobrabilidade e melhorias no controle da aeronave para uma operação mais segura, como por exemplo, melhor controle de estol (ANDERSON, 1985).

Aeronaves com *intake* na parte superior da fuselagem (Dorsal Intake) surgiram na década de 60, devido às pesquisas realizadas sobre novas características de projeto que poderiam ser usadas nos veículos militares da época. Isto levou a propor uma aeronave que misturasse as capacidades de interceptor e caça-bombardeiro, como é o caso da aeronave North Ameri-

can F-107 (Werrell, 2016). Atualmente, esta posição não convencional continua sendo usada em aeronaves projetadas para diversas aplicações, como veículos aéreos não tripulados (VANTs), bombardeiros pesados, demonstradores furtivos (*stealth*) de tecnologia supersônica, jatos executivos supersônicos e, no presente projeto, uma aeronave de combate.

Neste contexto, experimentos realizados por Rhoades e Surber (1979) e Williams e Hunt (1980) demonstram que a configuração dorsal intake apresenta algumas vantagens, como por exemplo, a parte inferior da fuselagem fica livre para uma maior capacidade de armamento. Além disso, a detecção da aeronave pelos radares é reduzida por meio da redução da área transversal do avião e dos efeitos de calor do intake, que acaba sendo protegido pelas superfícies aerodinâmicas.

Embora o conceito de aeronaves com asa de enflechamento negativo, canard e dorsal *intake* não seja novo, ainda não existe uma aeronave que misture essas três características. Portanto, o presente projeto teve como objetivo realizar uma análise aerodinâmica de uma aeronave não convencional de combate englobando os conceitos apresentados acima. Para o projeto, testes foram realizados no túnel de vento do Laboratório de Aerodinâmica (LAE), do Departamento de Engenharia Aeronáutica da Escola de Engenharia de São Carlos, da Universidade de São Paulo. A nova aeronave foi testada em elevados ângulos de ataque e três estudos foram realizados nessas condições. Esses estudos são resumidos a seguir:

1. Estudo do efeito do Canard nas polares da aeronave: Nesta etapa, três pares de Canard foram construídos e fixados na aeronave em duas posições verticais em relação à asa para se realizar as medições da força de sustentação, arrasto e momento de arfagem para diferentes ângulos de incidência dos Canard e diferentes ângulos de ataque da aeronave.
2. Estudo do efeito do Canard no comportamento do escoamento no *intake* dorsal: Nesta etapa, um rake foi construído e instalado na parte interna do *intake* para se estudar a variação de pressão e a relação de velocidades na entrada do mesmo. Foram utilizados também diferentes ângulos de incidência dos Canard e ângulos de ataque da aeronave.
3. Estudo da influência do Canard no campo da asa: Nesta etapa, os três pares de canard foram utilizados em duas posições diferentes e um tubo de pitot multifuros foi utilizado para fazer as medições de pressão no campo da asa. Com isto, o mapeamento e as características dos vórtices gerados foram analisados ao longo do perfil da asa.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Um novo design de aeronave surge de alguma exigência ou necessidade da área (civil ou militar) na qual se deseja aperfeiçoar alguma característica como: autonomia, manobrabilidade, velocidade de *estol*, limite estrutural, entre outras. Esse novo design deve sempre ser relacionado com as especificações da aviação civil ou militar (RAYMER,1992).

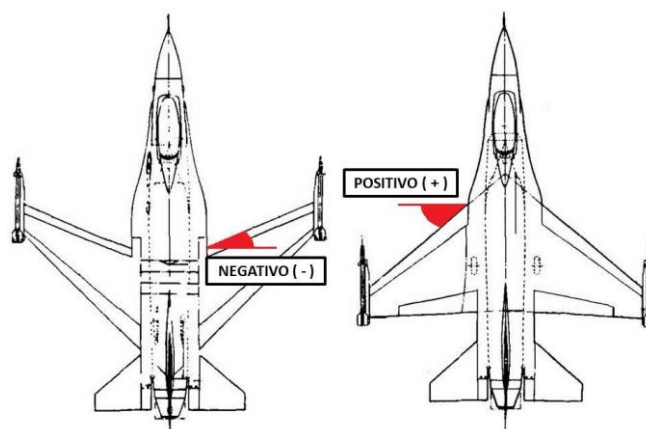
Aeronaves não convencionais são desenvolvidas com o objetivo de se obter uma performance particular, sendo que seus potenciais benefícios e efeitos singulares devem ser estudados para validar seu potencial e passar para a próxima etapa de design (LANGE, 1988).

Na aviação militar, a performance particular da aeronave desenvolvida pode estabelecer uma enorme vantagem tecnológica e estratégica.

2.1. ASAS COM ENFLECHAMENTO NEGATIVO

A Figura 1 apresenta asas com diferentes enflechamentos, uma com enflechamento positivo e outra com negativo. Com o intuito de definir se o enflechamento é positivo ou negativo, é necessário observar o ângulo formado entre o bordo de ataque e a linha perpendicular à fuselagem do avião. O enflechamento positivo ocorre quando o ângulo está abaixo da linha perpendicular, já o negativo, o oposto.

Figura 1 - Configurações de enflechamento de asas

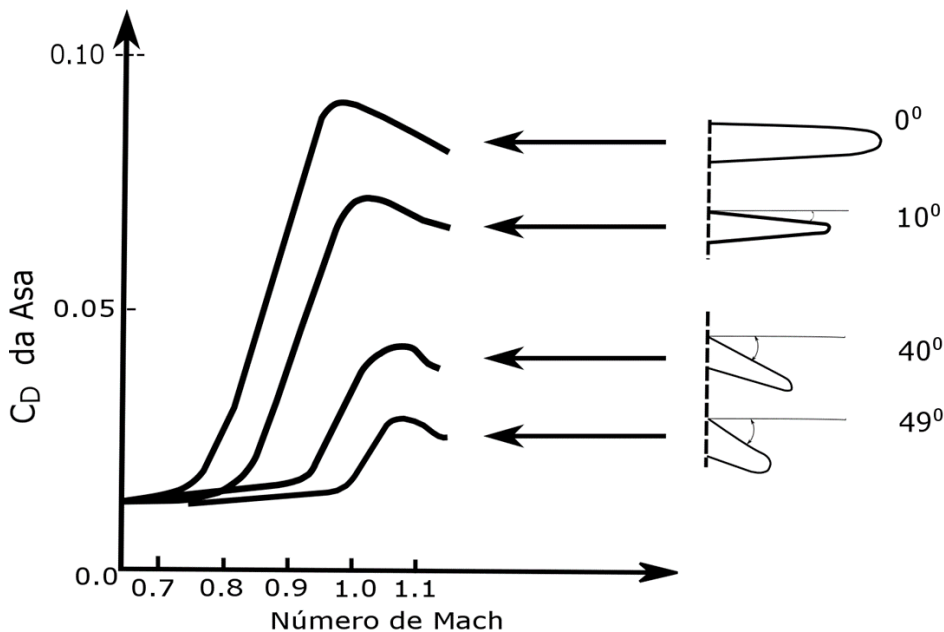


Fonte: Adaptado de Miller e Hadley (1983).

Existem diversos modelos de asas com diferentes tipos de enflechamentos que foram testados ao longo da história da aviação com o objetivo de aperfeiçoar a aerodinâmica e melhorar o desempenho das aeronaves em voo transônico e supersônico.

O enflechamento da asa é uma característica importante, pois ao se alterar a angulação do bordo de ataque da asa em relação à fuselagem da aeronave há uma mudança no comportamento dos efeitos promovidos por escoamentos transônicos e supersônicos, principalmente no número de Mach crítico e o de divergência do arrasto. Para escoamentos subsônicos, por simplificação, tem-se que o perfil aerodinâmico só leva em consideração a componente de velocidade normal ao bordo de ataque, por esse motivo, asa com enflechamento apresenta um aumento no número de Mach crítico (M_{cr}) ou o número de Mach de voo em que surgem regiões com $M=1$ na asa, e, conseqüentemente o número de Mach de divergência do arrasto (número de Mach de voo a partir do qual o arrasto de onda cresce) como ilustrado na **Figura 2**. (RAYMER,1992) (ANDERSON, 2012).

Figura 2 - Efeito do enflechamento no Mach crítico e no Mach de divergência.



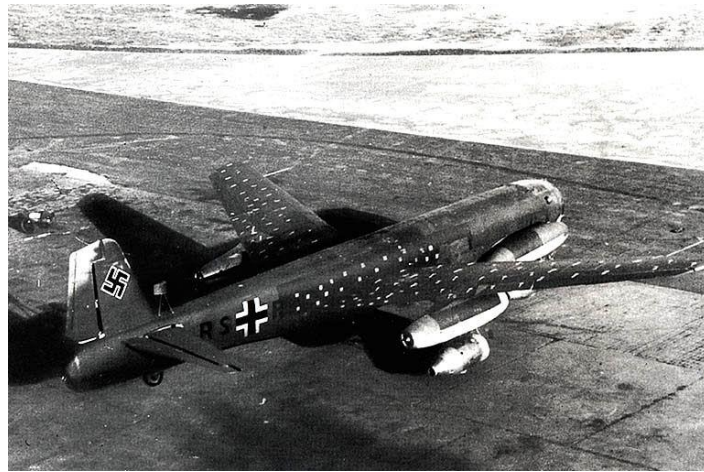
Fonte : Adaptado de Anderson (2012).

Os estudos de aviões de asas com enflechamento negativo começaram no início do século XX. Nos anos 30, Knight e Noyes (1932) estudaram aviões de alto desempenho e observaram que, para asas com enflechamento negativo de 20°, o ângulo de ataque de estol era maior do que para asas com 20° de enflechamento positivo. Além disso, esse tipo de asa apre-

sentava redução de efeitos de compressibilidade em velocidades transônicas e maior sustentação em baixas velocidades, mostrando, assim, algumas das vantagens de configurações com enflechamento negativo.

As vantagens dessa configuração motivaram sua aplicação na aviação militar. O avião alemão Junkers JU-287 (Figura 3) foi uma das primeiras aeronaves com essa característica a ser testado durante a segunda guerra mundial. Esse possuía quatro turbinas e podia chegar a velocidades acima de 650 km/h, sua principal característica era seu ângulo de enflechamento de -25° , que possibilitava um ótimo voo com baixa velocidade (WEISSHAAR,1979).

Figura 3 - Junkers JU-287.



Fonte: Imagem da internet ¹

Após a segunda guerra, os estudos sobre asas com enflechamento aumentaram e vários novos projetos foram apresentados. Inicialmente, o uso de asas com enflechamento positivo foi mais indicado com a intenção de se evitar o fenômeno de divergência aeroelástica da asa, inerente às asas com enflechamento negativo em operações de voo com alta pressão dinâmica. Esse problema não podia ser resolvido com estruturas metálicas convencionais sem pagar com o aumento de peso na asa (UHUAD; WEEKS; LARGE, 1983).

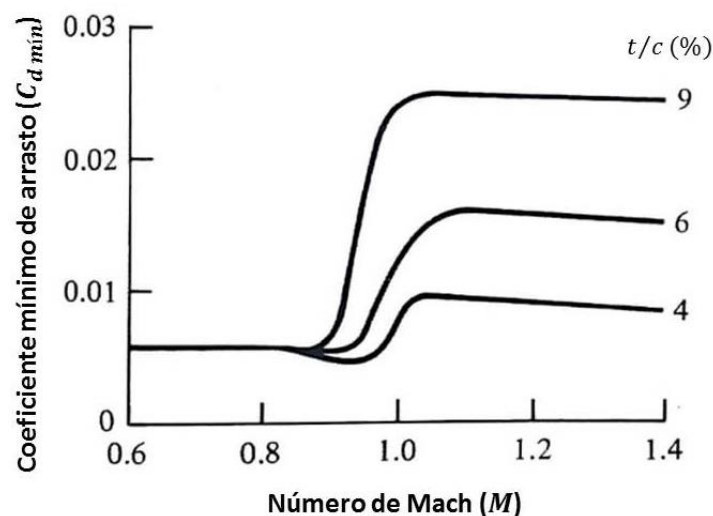
Ao se evitar a divergência em altas velocidades utilizando material metálico para o reforço estrutural, o aumento de peso na asa era inevitável. Por esse motivo, o estudo dessas foi deixado de lado por um tempo (WEISSHAAR,1979).

1 – Disponível em: <https://br.pinterest.com/pin/563372234614891002> - acesso 22/11/16.

Krone (1975) afirma que avanços com a tecnologia de materiais compósitos promoveram uma nova linha de estudo no campo estrutural, ajudando na prevenção desse fenômeno em asas de enflechamento negativo. O material compósito é um material multifásico no qual diferentes materiais são combinados para obtenção de um melhor desempenho e propriedades mecânicas do que aqueles obtidos separadamente por cada um. (HYER;WHITE,1998).

O material compósito pode ser feito com lâminas de fibra de vidro e de carbono, que faz com que esse tipo de material seja mais leve e ao mesmo tempo tão resistente quanto o alumínio. Essa característica permitiu que asas com enflechamento negativo pudessem ser projetadas e construídas com uma espessura menor e, ao serem feitas com pouca espessura, tem-se a vantagem de diminuir o arrasto devido à compressibilidade em elevados números de Mach. Na Figura 4 é apresentada a comparação da diminuição do arrasto de acordo com a espessura do perfil aerodinâmico da asa.

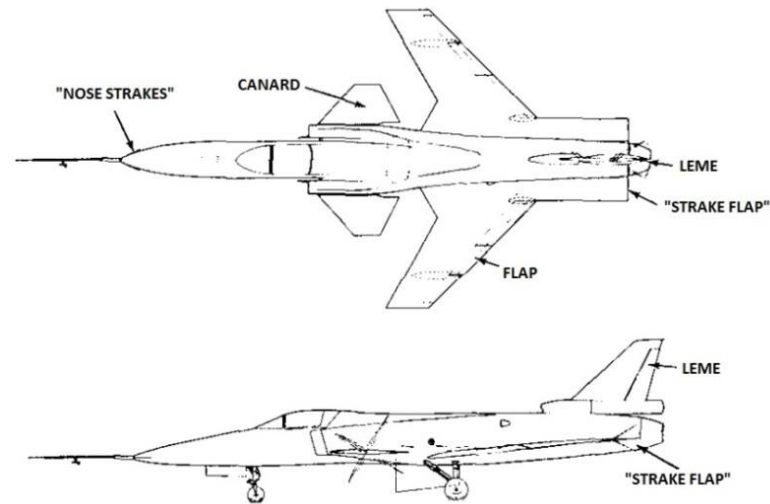
Figura 4 – Arrasto produzido de acordo com a espessura do aerofólio e Mach.



Fonte : Adaptado de Anderson (2012).

Com o início da utilização de compósitos em estruturas aeronáuticas, muitos projetos surgiram. O avião Grumman X-29 (Figura 5), por exemplo, foi um programa criado nos anos 80 de parceria entre a NASA, Grumman Aerospace, United States Air Force (USAF) e Defense Advanced Research Projects Agency (DARPA), no qual se estudaram as características aerodinâmicas em uma aeronave de alto desempenho. O X-29 é um avião experimental com enflechamento negativo de $29,27^\circ$, canard e um duplo flaperon na extensão das asas (UNDERWOOD et al., 2003).

Figura 5 - X-29.

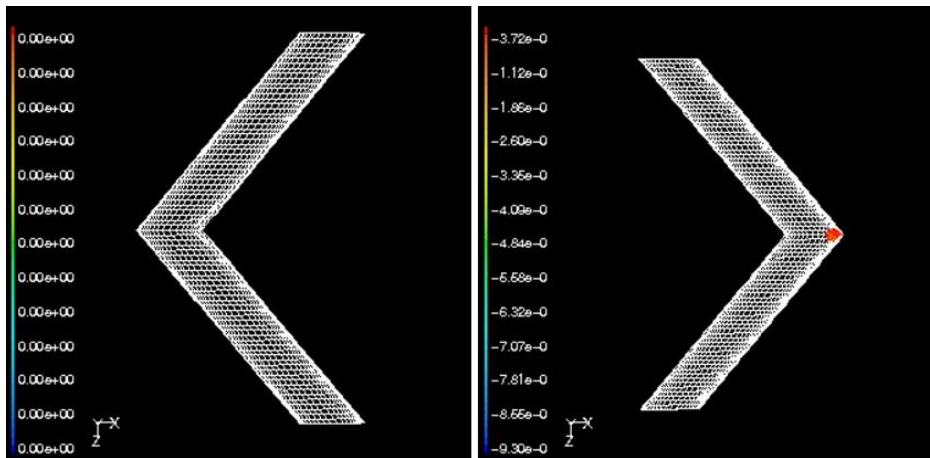


Fonte: Moore (1983).

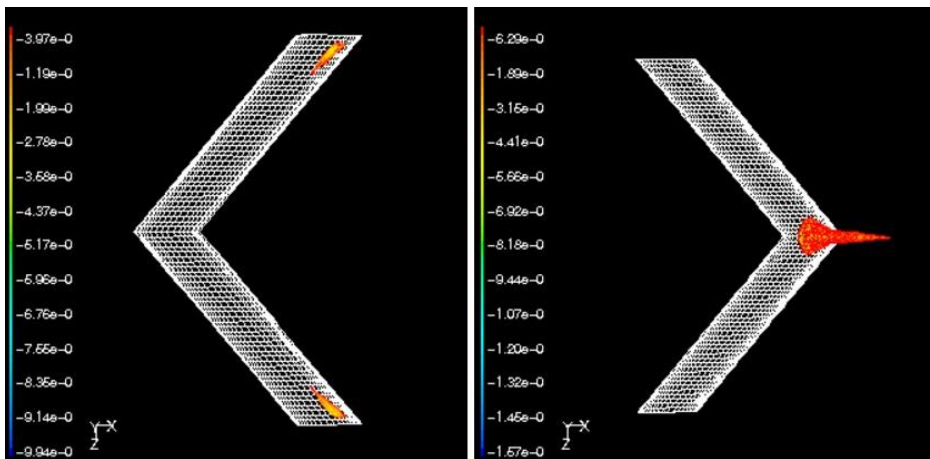
Underwood et al.(2003) avaliaram os efeitos da distribuição de pressão na fuselagem do X-29 para elevados números de Reynolds e grandes ângulos de ataque. Como conclusão, obtiveram uma boa relação entre o voo do avião experimental e o modelo no túnel de vento para ângulos de ataque até 50° , ou seja, essa aeronave de alto desempenho já mostrava uma grande qualidade com a possibilidade de se atingir elevados ângulos de ataque sem a perda do controle da mesma.

Johnsen (2013) afirma que outra característica importante desse tipo de asa é o padrão de separação do escoamento. Em asas com enflechamento positivo, a separação ocorre da ponta de asa e se propaga até a raiz. Já em asas com enflechamento negativo ocorre o inverso, ou seja, a separação do escoamento ocorre da raiz e se propaga em direção à ponta de asa. A Figura 6 ilustra de forma clara como se comporta o descolamento do fluido em asas com enflechamento positivo (à esquerda) e negativo (à direita) ao se elevar o ângulo de ataque. Nela, o escoamento se desloca no eixo x no sentido da esquerda para a direita e a coloração avermelhada representa o escoamento reverso do fluido em metros por segundo.

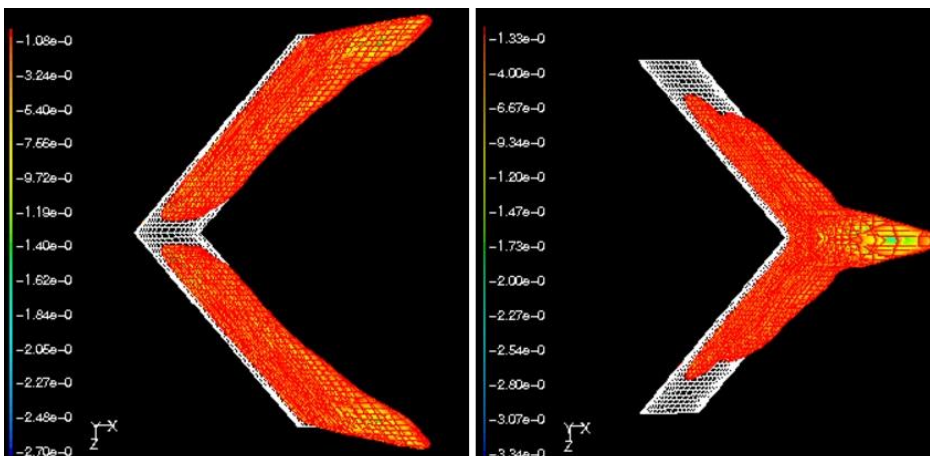
Figura 6 - Formação de estol em asa com enflechamento positivo e negativo.



Ângulo de ataque: 10°



Ângulo de ataque: 20°



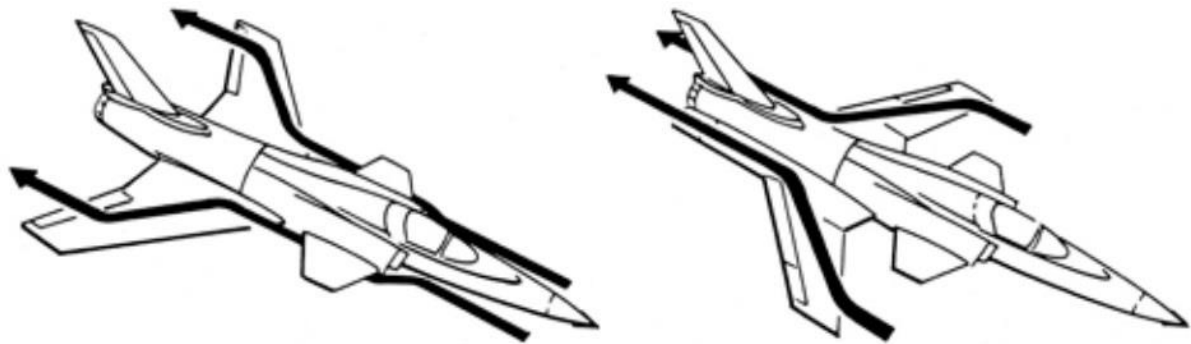
Ângulo de ataque: 35°

Fonte: ENSEEIHT (2002).

Esse padrão que ocorre em enflechamentos negativos é benéfico, pois tem o efeito aerodinâmico de não permitir um descolamento precoce do escoamento de ar sobre a asa em regiões próximas à ponta de asa, mesmo que a raiz tenha entrado em estol. Isso proporciona uma melhor controlabilidade dos ailerons em elevados ângulos ataque e baixa velocidade (UHUAD; WEEKS; LARGE, 1983).

A Figura 7 ilustra o funcionamento do padrão de escoamento tanto para o enflechamento negativo quanto para o positivo. Nesta figura, pode-se observar o comportamento do escoamento de ar sobre os dois tipos de asas, ajudando, assim, a entender o efeito do escoamento cruzado na separação do escoamento. A separação começa da ponta para a raiz numa asa com enflechamentos positivos e da raiz para a ponta em enflechamentos negativos.

Figura 7 - Escoamento em asa de enflechamento positivo e negativo.



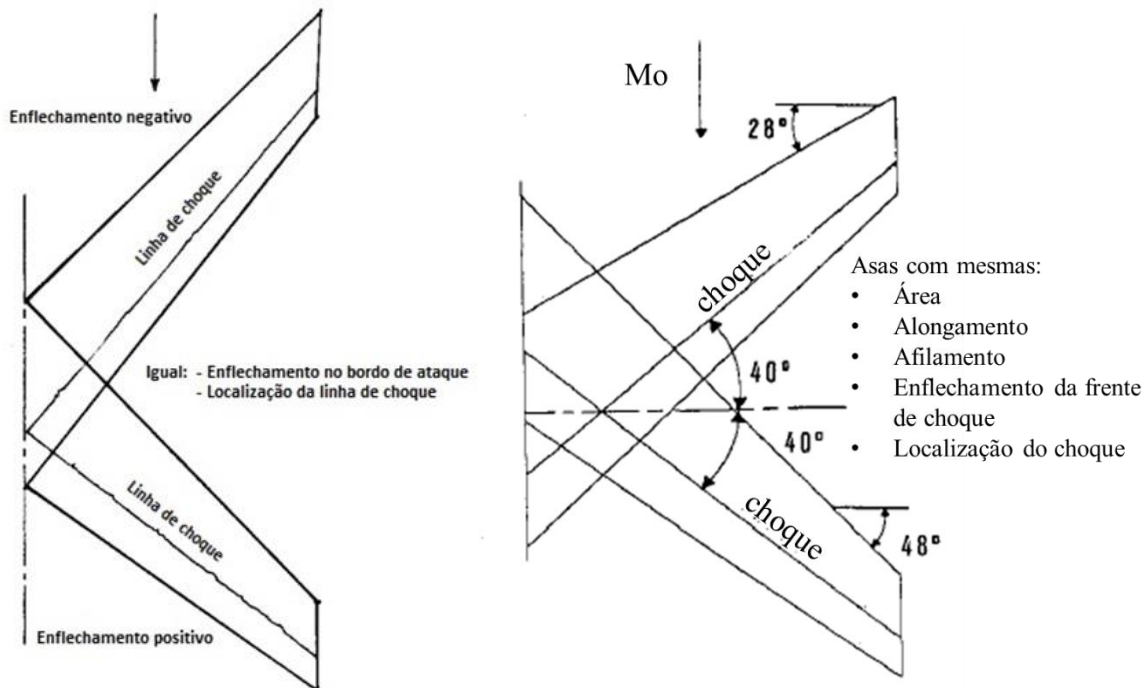
Fonte: Johnsen (2013).

Uhuad, Weeks e Large (1983) realizaram uma comparação entre os dois tipos de enflechamentos para condições de manobras em regime transônico. Além disso, foi analisado o desempenho das asas para voo supersônico em condições de cruzeiro. Algumas vantagens estabelecidas pelas asas com enflechamento negativo foram observadas, como: a possibilidade de atingir um elevado ângulo de ataque antes de se atingir o ângulo de estol e um melhor controle lateral e em baixas velocidades devido à forma como o escoamento se comporta ao percorrer o perfil da asa, resistência ao giro, melhor controle em baixas velocidades, baixa velocidade de estol e redução do arrasto em manobras em regime transônico.

Existe ainda outra vantagem das asas com enflechamento negativo com relação ao arrasto transônico. Ao se comparar os dois tipos de enflechamento em um regime transônico com a mesma localização da linha de choque, afilamento, alongamento, área das asas e mesmo enflechamento do bordo de ataque, porém sendo um negativo e outro positivo, pode-se

observar que a frente de choque da asa com enflechamento negativo é retardada e mais próxima do bordo de ataque, sendo assim, proporcionando um menor arrasto para esse tipo de asa. A localização da frente de choque é mostrada na Figura 8.

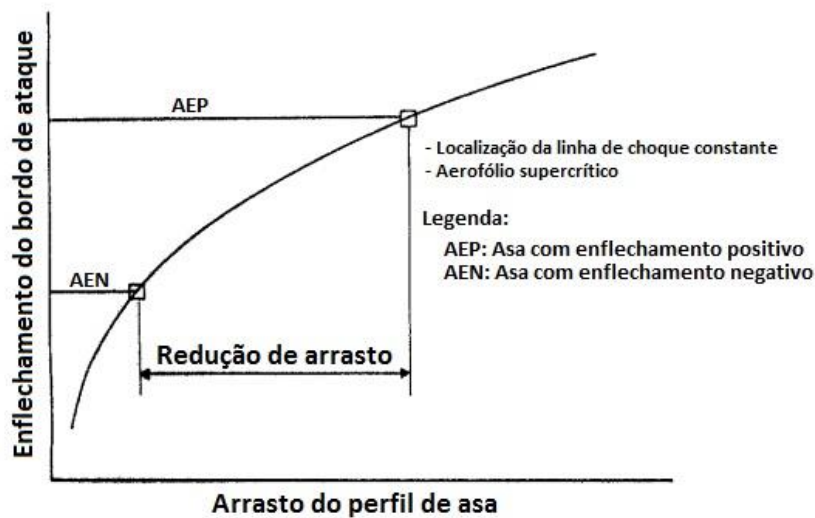
Figura 8 - Linha de choque.



Fonte : Adaptado de Uhuad, Weeks e Large (1983).

Uma segunda consideração apontada por Uhuad et al, é que se ambas as asas forem projetadas sob condições aerodinâmicas semelhantes (coeficiente de sustentação e número Mach), e com as mesmas características geométricas como alongamento e afilamento, além da inclinação e localização do choque (Figura 8), a asa com enflechamento negativo fica com menor ângulo de enflechamento que a com enflechamento positivo. Se o bordo de ataque de ambas as asas não apresentarem separação da camada limite, o arrasto da asa com enflechamento negativo será menor devido a um maior gradiente de pressão favorável na região do bordo de ataque. Investigações experimentais mostraram que certos projetos de asas com perfis supercríticos exibem uma redução no arrasto de perfil com a diminuição do ângulo de enflechamento do bordo de ataque. A Figura 9 sumariza os resultados desses experimentos variando o ângulo de enflechamento do mesmo modelo de asa.

Figura 9 - Arrasto do perfil de asa.

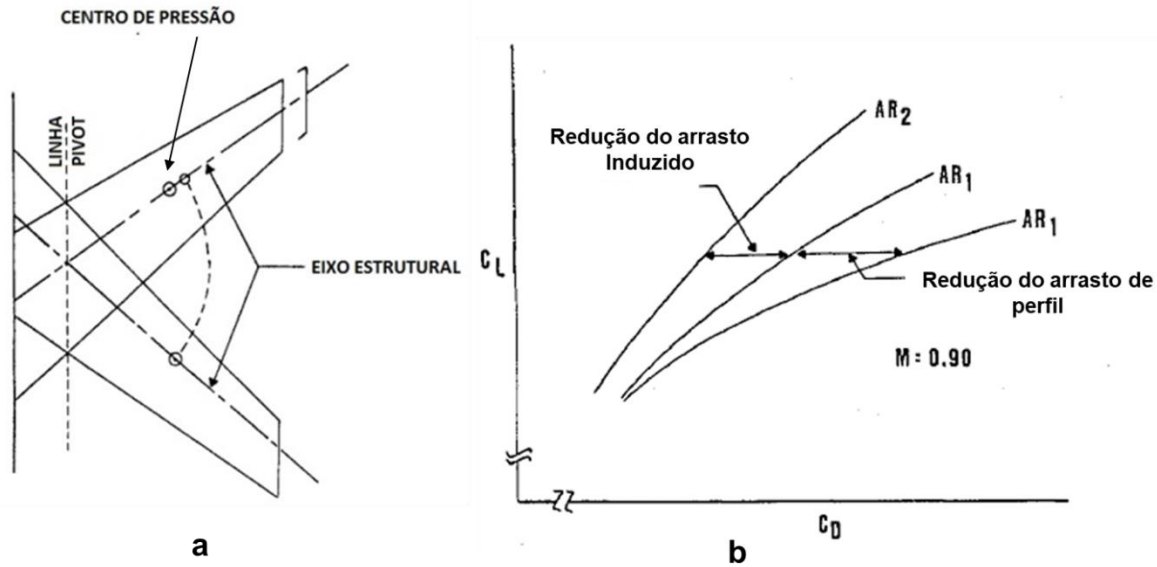


Fonte : Adaptado de Uhuad, Weeks e Large (1983).

O arrasto em uma asa é composto por um arrasto mínimo e um associado à produção da sustentação da mesma. O arrasto é composto pelo arrasto do perfil (arrasto de atrito e de pressão devido a existência de sustentação) e pelo arrasto induzido que é função do quadrado da sustentação.

Ainda nos estudos de Uhuad, Weeks e Large (1983), a vantagem da asa de enflechamento negativo com relação ao arrasto induzido está no fato dela apresentar o centro de pressão mais interno ao longo de sua envergadura (Figura 10a), por esse motivo, o momento de flexão sobre um ponto pivot é menor. Desse modo, asas com enflechamento negativo podem possuir um alongamento maior para um mesmo momento fletor em comparação com as de enflechamento positivo. A Figura 10b mostra a relação entre o aumento do alongamento e a diminuição do arrasto de perfil e induzido.

Figura 10 - Centro de pressão e efeito do alongamento



Fonte : Adaptado de Uhuad, Weeks e Large (1983).

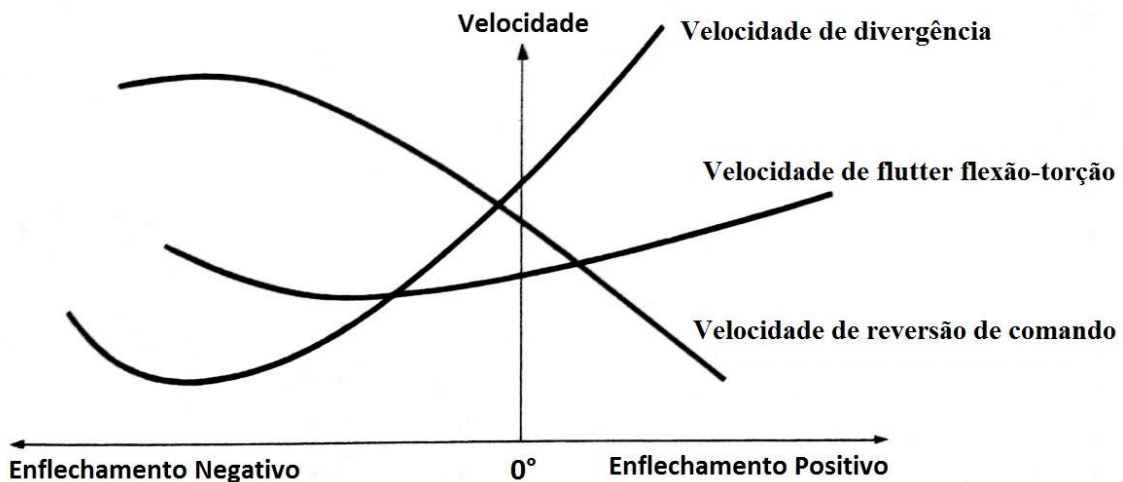
Tendo em vista importantes condições de combate proporcionadas por asas de enflechamento negativo como decolagem, controle de rolagem e manobrabilidade, Miller e Hadley (1983) conduziram uma série de testes com o objetivo de analisar as diferenças ao se aplicar um enflechamento negativo em uma aeronave militar, mais especificamente o F-16. Os testes foram realizados em túneis de vento em três velocidades: subsônica, transônica e supersônica. Com relação ao desempenho, a asa com enflechamento negativo obteve uma melhor resposta para as velocidades sub e transônica. Apesar da asa de enflechamento positivo ter sido escolhida para situações supercríticas, os autores afirmam que melhoramentos no camber da asa de enflechamento negativo podem torná-la mais competitiva.

2.1.1. DIVERGÊNCIA AEROELÁSTICA

A divergência aeroelástica das asas é um fenômeno, que é fruto das interações aerodinâmicas e esforços estruturais. As forças aerodinâmicas atuam no sentido de aumentar a deflexão da asa, por outro lado, as forças estruturais atuam no sentido inverso. Se em algum momento o aumento de velocidade causar um aumento das forças aerodinâmicas, fazendo com que estas predominem sobre as forças estruturais, isto tende a aumentar a deformação até ocorrer a falha estrutural (DIEDERICH;BUDIANSKY1948)

Atualmente, as estruturas aeronáuticas são muito flexíveis, e essa flexibilidade é a responsável fundamental para diversos tipos de fenômenos aeroelásticos como: divergência, *flutter*, *buffeting*, reversão dos *aileron*s, entre outros. A figura a seguir mostra a diferença de velocidades críticas para asas de enflechamentos negativo e positivo. Além disso, confirma o fato do enflechamento negativo ser muito sensível ao fenômeno da divergência, necessitando de um reforço estrutural para poder atingir altas velocidades.

Figura 11 - Velocidades críticas em asas com enflechamento positivo e negativo.



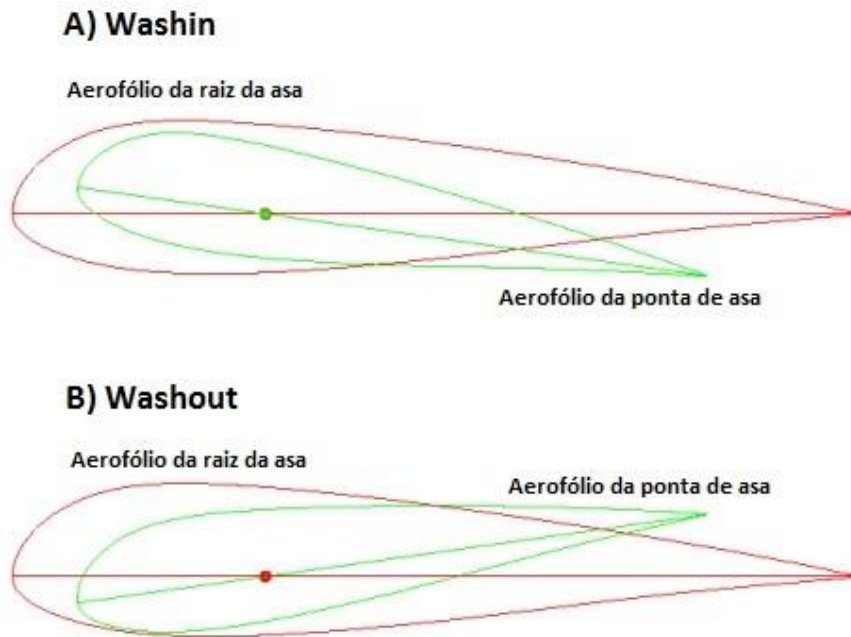
Fonte: Adaptado de Bisplinghoff, Ashley e Halfman (1996).

Por serem flexíveis, essas estruturas ao se deformarem induzem uma força aerodinâmica adicional, que, por sua vez, pode provocar uma deformação estrutural a qual irá induzir um aumento das forças aerodinâmicas. Essas forças podem diminuir gradativamente até o equilíbrio ou aumentar até a destruição da estrutura como mencionado anteriormente. (BISPLINGHOFF, R. L., ASHLEY, H., HALFMAN, R. L., 1996).

Como explicado acima, a divergência aeroelástica é fruto de interações aerodinâmicas e esforços estruturais. Uma dessas interações aerodinâmicas causa a torção da asa gerando um efeito chamado washin, em que o ângulo de ataque de ponta de asa é maior do que o da raiz da asa, causando grandes esforços em altas velocidades. O efeito oposto chama-se washout. Esses efeitos podem ser observados na Figura 12.

A grande vantagem dos compósitos na eliminação da divergência está nas características direcionais desses materiais. Por meio de uma orientação adequada, o uso de materiais compósitos pode reduzir o efeito de washin e, conseqüentemente, aumentar a velocidade de divergência. (SHERRER, V.C; HERTZ, T.J; SHIRK, M.H., 1981).

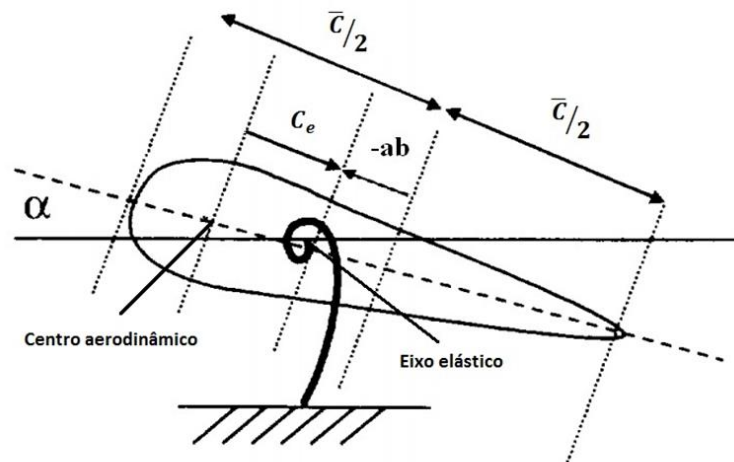
Figura 12 - Washin e washout.



Fonte: Imagem da internet ²

Na maioria dos aviões, a velocidade de divergência ocorre na região de regime transônico e supersônico. Em enflechamentos com grandes ângulos, essa velocidade não é muito sensível à posição do centro aerodinâmico. Isso não ocorre para ângulos menores de enflechamento, cuja posição relativa entre o centro aerodinâmico e o eixo elástico tem maior influência nessa velocidade. (DIEDERICH, F.W., BUDIANSKY, B.; 1948). A Figura 13 ilustra o posicionamento relativo entre o centro aerodinâmico em relação ao eixo elástico em um perfil de asa.

Figura 13 - Centro aerodinâmico e eixo elástico.



Onde:

C_e : distância entre o centro aerodinâmico e o eixo elástico.

ab : distância entre o eixo elástico e a metade da corda média.

α : ângulo de ataque.

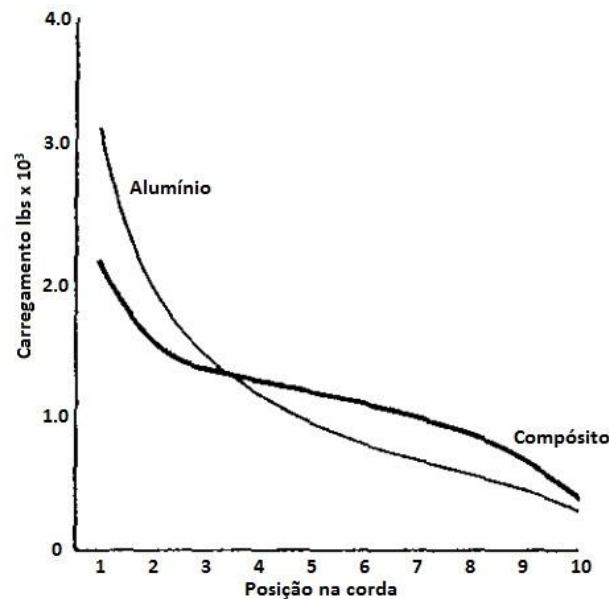
$\bar{C}/2$: metade da corda média.

Fonte: Adaptado de Heeg (2000)

Weisshaar (1981) realizou um estudo para ilustrar os efeitos do empilhamento de camadas (lay-up) e a orientação das fibras sobre a divergência aeroelástica mostrando, dessa forma, as consequências e os benefícios do uso de compósitos na otimização de fenômenos aeroelásticos. Como resultado, observou-se que uma orientação adequada de uma parte significativa do laminado pode afetar importantes características aeroelásticas da asa, como, por exemplo, velocidade de divergência, centro de pressão e eficácia do *aileron*. Além disso, foi proposto um conceito de *tailoring loop*, que fornece uma indicação do potencial do design de asa por meio do ângulo de enflechamento e a pressão dinâmica.

Os compósitos têm a habilidade de controlar efetivamente o problema da divergência devido a sua característica de rigidez que está relacionada à forma ordenada de distribuição do carregamento aerodinâmico ao longo da asa, em outras palavras, com materiais compósitos pode-se mudar o eixo elástico da asa ao longo de sua envergadura de acordo com o carregamento aerodinâmico. (KRONE, 1975).

Figura 14 - Carregamento ao longo da corda de uma asa com enflechamento negativo.



Fonte: Adaptado de Krone (1975).

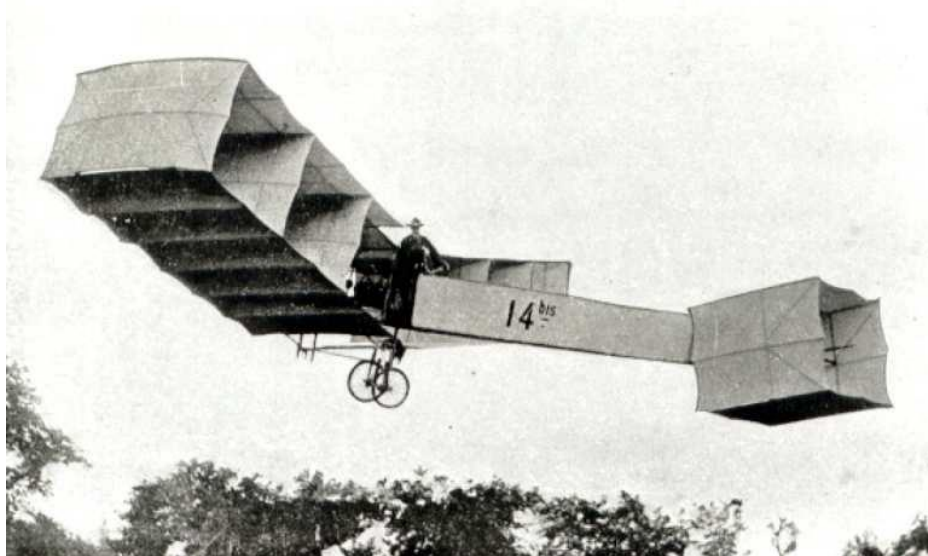
A figura anterior mostra a distribuição do carregamento na asa ao longo da corda para uma aeronave com -35° de enflechamento. Pode-se observar que para uma asa de alumínio, o comportamento é de uma asa rígida. Já para a asa em compósito, há um deslocamento do carregamento proporcionando uma torção no bordo de ataque e, conseqüentemente, diminuindo o ângulo de ataque, ou seja, atenuando a divergência aeroelástica e controlando a distribuição do carregamento no sentido de reduzir o momento de flexão perto da raiz da mesma.

Os resultados de Tian et al.(2016) mostraram que, com uma otimização da espessura das camadas do compósito e orientações das mesmas, pode-se diminuir o peso e atingir maiores velocidades de divergência e *flutter*. Em um dos resultados mostrados, o método proposto conseguiu diminuir em 14,21% o peso da asa e aumentar as velocidades de divergência e *flutter* em 40,6% e 14,38%, respectivamente.

2.2 CANARD

No início da história da aviação, já nos primeiros projetos de aeronaves, o estabilizador horizontal, era colocado na parte frontal (no caso o Canard), e a asa na parte traseira da aeronave, como feito no 14-bis de Alberto Santos Dumont.

Figura 15 - 14-bis.



Fonte: Imagem da internet ³

Muitos projetos com Canards foram propostos ao longo dos anos e ganharam certa popularidade tanto para o uso civil quanto para o militar. Isso se deve por muitas razões como, por exemplo, o aumento do potencial de performance da aeronave em termos de faixa de operação de velocidade, aumento de manobrabilidade, melhorias no controle da aeronave para uma operação mais segura, como por exemplo, melhor controle do estol (ANDERSON, 1985).

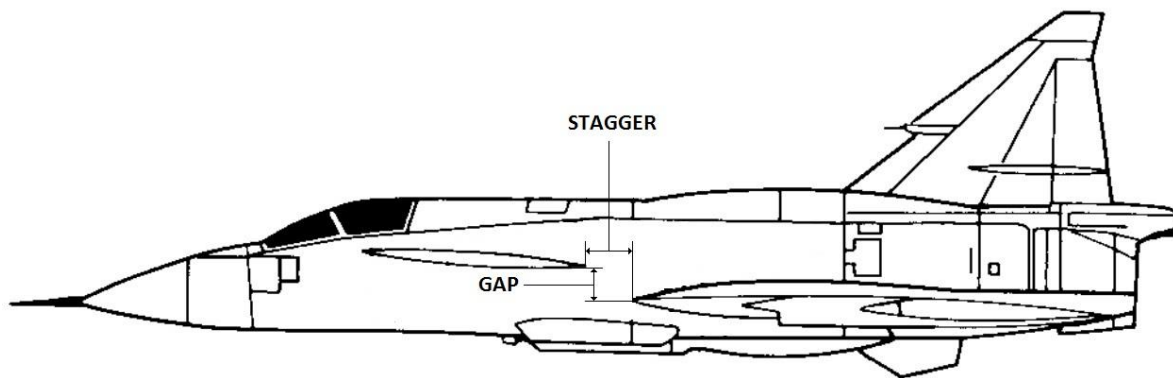
Aeronaves convencionais, com estabilizador horizontal atrás da asa, voam com um grande carregamento (*downforce*) na cauda, sofrendo uma penalidade ao trimar a aeronave. Com o uso de Canard, há um alívio desse carregamento, pois aviões com Canard trimam com o carregamento (sustentação) no próprio canard (Figura 17).

Com o conceito anterior e a possibilidade de se obter uma aeronave com melhor controle de estol, menos arrasto e mais eficiente, Keith e Selberg (1984) fizeram um estudo para a determinação da melhor localização aerodinâmica e tamanho relativo entre canard e asa. Para isso mediram as posições de *gap*, *stagger* e *decalage*, em que *gap* é a distância vertical entre canard e asa, *stagger* é a distância horizontal entre o canard e a asa e *decalage* é

3 – Disponível em : <http://www.revistahcsm.coc.fiocruz.br/o-homem-pode-voar/> - acesso 04/2017.

o ângulo relativo de incidência entre o canard e a asa. Nesse estudo, o *gap* foi o responsável principal para a interferência nos efeitos de arrasto induzido e alguma interferência foi encontrada com diferentes posições de *decalage*. Já para variações de *stagger*, uma baixa interferência foi encontrada, além disso, observou-se que o arrasto diminuiu com o aumento da razão de área entre asa e Canard. A Figura 16 ilustra as medidas de *gap* e *stagger* em uma aeronave.

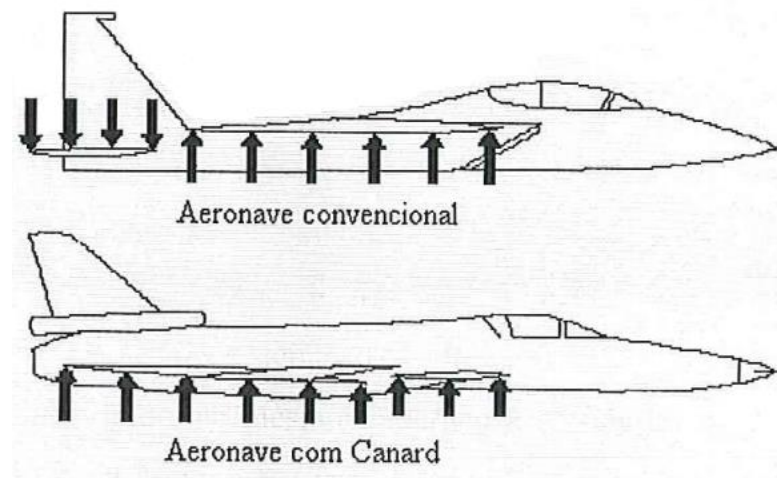
Figura 16 - *Gap* e *Stagger* em um avião.



Fonte: Adaptado de Anderson (1985).

Zhang et al. (2013) realizaram um estudo sobre as características aerodinâmicas de uma aeronave com enflechamento negativo, porém, variando-se a posição e o enflechamento do Canard. Eles observaram que o vórtice gerado pelo Canard pode induzir uma interferência favorável sobre a asa controlando o início da separação da camada limite a partir do bordo de ataque aumentando, dessa forma, a sustentação da aeronave. Além disso, em pequenos ângulos de ataque (menores que 10°), as características aerodinâmicas são sensíveis ao enflechamento do canard e a posição relativa do mesmo em relação à asa. Porém, em altos ângulos de ataque (maiores que 20°), as características aerodinâmicas não só estão relacionadas com o enflechamento do Canard, mas também com as características dos vórtices gerados acima do Canard e da asa, incluindo sua força e localização.

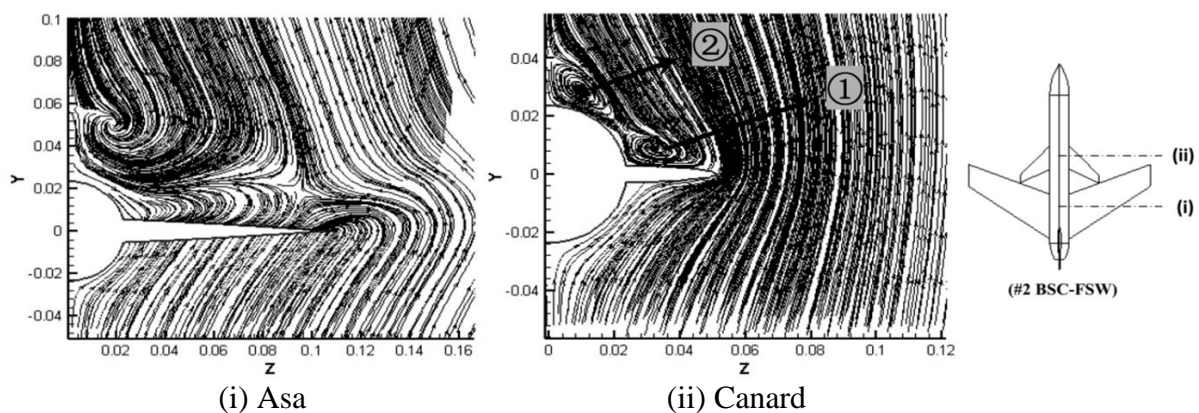
Figura 17 - Diferenças na sustentação com e sem Canard.



Fonte: Imagem da internet ⁴

Zhang et al. (2013) afirmaram que, em ângulos de ataque elevados, é mais fácil criar o vórtice secundário na superfície superior do Canard com enflechamento positivo do que no Canard com enflechamento negativo devido à diferença no padrão de escoamento entre eles. Além disso, também pode fornecer uma força substancial de sustentação pelo vórtice secundário ilustrado na Figura 18. O vórtice secundário gerado pelo Canard promoveu um aumento de 47,27 % no coeficiente de sustentação para um ângulo de ataque de 40° . Esse resultado mostra o quanto são importantes a localização e a configuração de um Canard ao se estudar a otimização da aeronave.

Figura 18 - Influência do vórtice secundário formado no Canard.



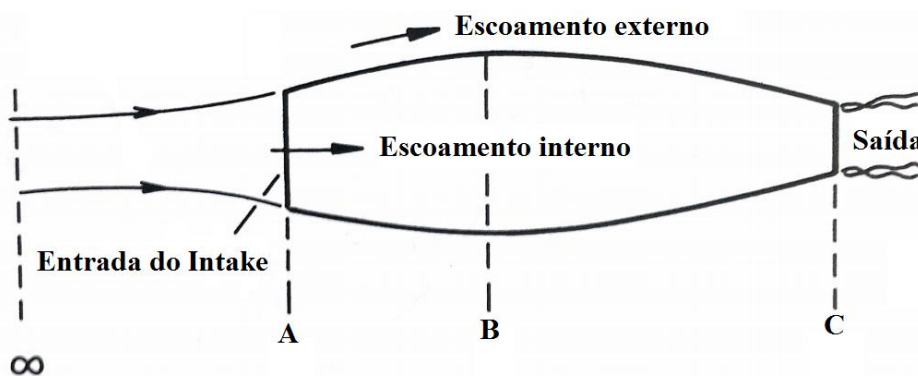
Fonte: Zhang et al., 2013.

4 – Disponível em : <http://www.century-of-flight.net/Aviation%20history/evolution%20of%20technology/Forward-Swept%20Wings.htm> - acesso 04/2017.

2.3 INTAKE DORSAL

Aeronaves de combate de alto desempenho atuam tanto em regime subsônico quanto no supersônico ao realizarem suas manobras. Por esse motivo, projetos de *intakes* nessas aeronaves são muito complexos e envolvem um estudo detalhado da entrada de ar para as turbinas. Essa complexidade se deve ao fato de que a geometria utilizada no projeto do *intake* deve funcionar em ambos os regimes de voo (subsônico e supersônico) para que, dessa forma, o ar alimente a turbina com menor arrasto e turbulência possível, a fim de garantir o bom funcionamento e eficiência dos compressores.

Figura 19 - Esquema de um intake



Fonte: Adaptado de Seddon e Goldsmith (1985).

Em um projeto de *intake*, a primeira parte a ser definida é a entrada de ar (letra A na Figura 19), pois o formato dela que irá definir como o escoamento irá se comportar até sua chegada na turbina (letra B na Figura 19). Em aeronaves de alta velocidade, o *intake* recebe o escoamento livre em um número de Mach e pressão elevados e os transforma em um número de Mach mais baixo e uma pressão ideal para o funcionamento do compressor da turbina. (SEDDON, J., GOLDSMITH, E. L.;1989).

Seddon e Goldsmith afirmam que em aeronaves de combates, diferentemente de aeronaves comerciais e de transporte, apresentam uma maior distorção escoamento interno, pois nessas aeronaves o duto até a turbina é longo e antes da entrada do *intake* existe a fuselagem da própria aeronave, que prejudica a recuperação de pressão total. O cálculo da recuperação de pressão total no *intake* é muito importante, pois com ele é possível saber se o escoamento no *intake* está sendo o suficiente para se obter uma eficiência satisfatória na face da turbina.

Visto a importância e os cuidados que devem ser tomados com relação ao *intake*, o seu posicionamento em aeronaves de combates passou a ser um dos objetos de estudos dos proje-

tistas na busca de um melhor desempenho, além do fato de que após a Segunda Guerra Mundial com o aumento da utilização de aeronaves de combates com turbinas e a evolução dos radares, a preocupação com relação ao seu “*Radar Cross – Section*” (RCS), que serve para indicar o nível de reflexão que uma aeronaves possui ao ser detectada por um radar, passou a ser um importante aspecto no projeto de aeronaves de combate. (PERSSON, 2016).

Como uma forma de se diminuir a RCS e se evitar a detecção, novos posicionamentos de *intake* foram estudados e utilizados (Figura 20). Os primeiros aviões de combates supersônicos utilizavam uma configuração com *intake* na parte frontal, mas logo surgiram outras configurações.

Experimentos realizados por Rhoades e Surber (1979) e Williams e Hunt (1980) demonstram que a configuração de *intake* dorsal apresenta algumas vantagens. Por exemplo, a parte inferior da fuselagem fica livre para uma maior capacidade de armamento. Além disso, a detecção da aeronave pelos radares é reduzida por meio da redução da área transversal do avião e dos efeitos de calor do *intake*, que acaba sendo protegido pelas superfícies aerodinâmicas.

Figura 20 - Diferentes configurações de *intake*



[a] MiG-21



[b] Douglas A-4 Skyhawk



[c] North American F-107

Fonte : Imagem da internet ⁵.

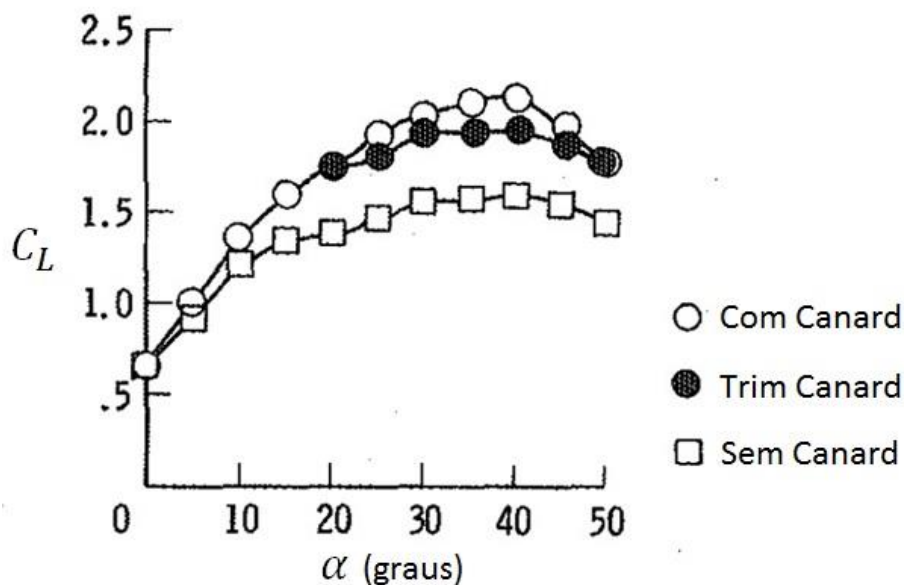
5 – Disponível em : (a) e (b): <https://www.militaryfactory.com/imageviewer/ac/pic-detail.asp>, (c): https://en.wikipedia.org/wiki/North_American_F-107#/media/File:NAA_XF-107A.jpg

2.4 ELEVADO ÂNGULO DE ATAQUE

Os estudos de aeronaves em elevados ângulos de ataque são pautados no princípio de que aeronaves de alto desempenho devem possuir uma capacidade segura e útil nessas condições para que sejam efetivas taticamente (GRAFTON 1982).

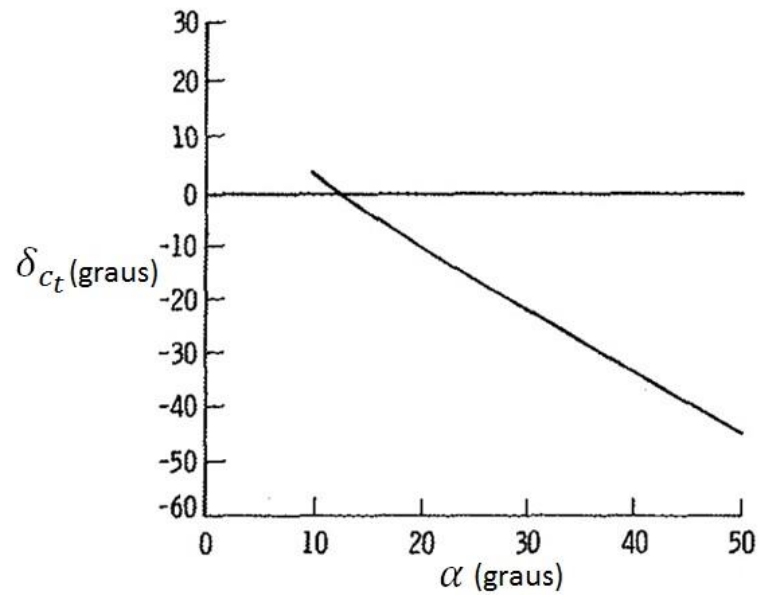
Como já mencionado anteriormente, existem várias vantagens aerodinâmicas ao se utilizar enflechamento negativo. Os efeitos dessas vantagens na obtenção de elevados ângulos de ataque e na progressão do estol ao longo de uma asa de enflechamento negativo foram estudadas por Murri, Croom e Nguyen em 1983. A aeronave estudada foi um X-29 que foi prototipada em fibra de vidro e testada em túnel de vento. Para uma variação de ângulo de ataque da aeronave de 15° até 40° , o ângulo do Canard variou de 0° até -35° (bordo de ataque para baixo), com isso, o Canard se mostrou uma ótima superfície de controle do movimento de pitch e novamente foi responsável por um aumento na sustentação para elevados ângulos de ataque, como pode ser observado pelo gráfico da Figura 21. A Figura 22 mostra a relação entre o ângulo de ataque do Canard e o ângulo de ataque da aeronave, onde é observado que para ângulos de ataque elevados foram utilizados ângulos de incidência negativos para o Canard. Por fim, a Figura 23 mostra a montagem do experimento realizado.

Figura 21 - Relação entre coeficiente de sustentação e ângulo de ataque da aeronave



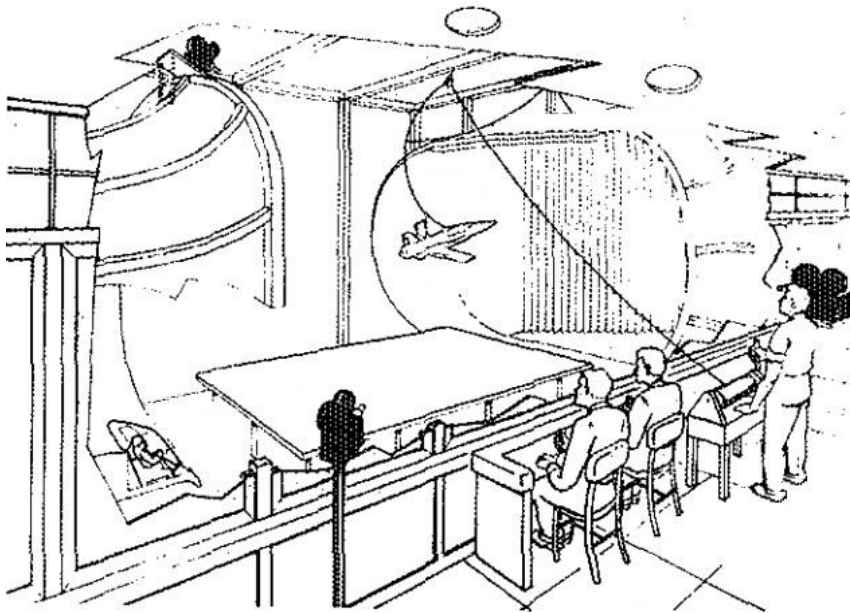
Fonte: Adaptado de Murri, Croom e Nguyen (1983).

Figura 22 - Relação entre os ângulos de ataque do canard e da aeronave



Fonte: Adaptado de Murri, Croom e Nguyen (1983).

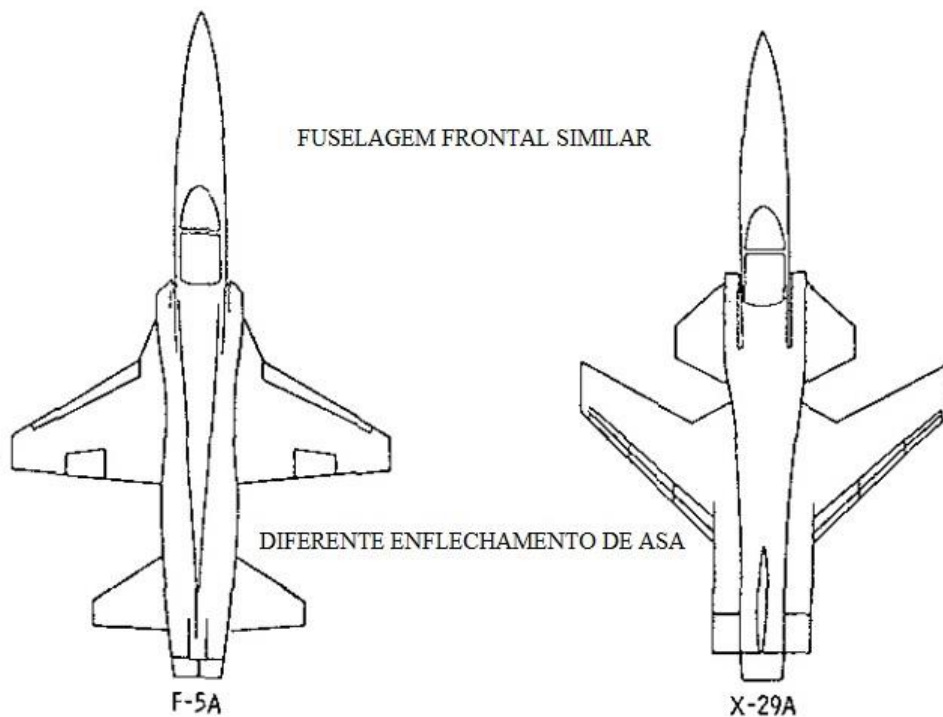
Figura 23 - Montagem do experimento de Murri



Fonte: Adaptado de Murri, Croom e Nguyen (1983).

Antes mesmo do trabalho descrito anteriormente, Grafton et al. (1982) também realizaram um estudo com o X-29, chegando a resultados semelhantes com relação ao aumento de sustentação promovido pela presença do Canard. Além disso, nesse trabalho foi feita uma comparação entre o X-29 (enflechamento negativo) e o F-5 (enflechamento positivo) com relação ao ângulo de ataque (Figura 24).

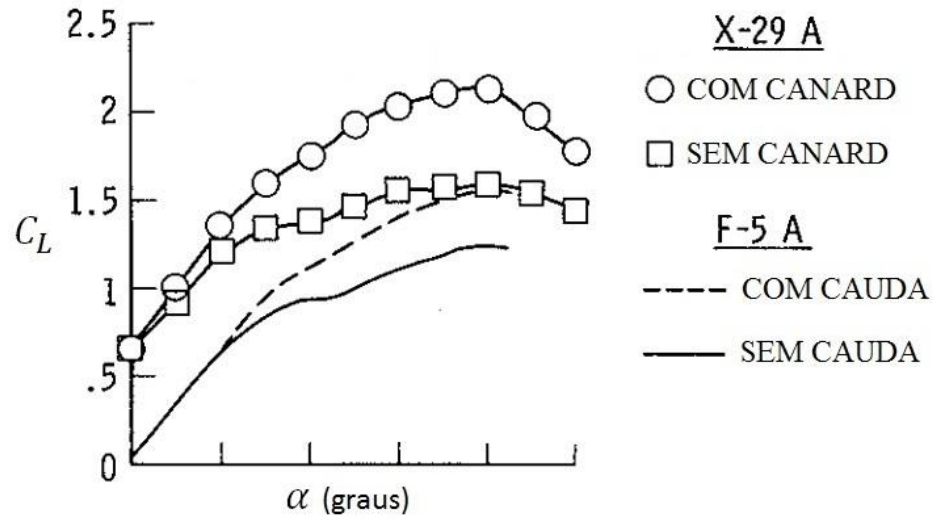
Figura 24 - F-5 e X-29



Fonte: Adaptado de Grafton et al. (1982).

Na Figura 25, é feita uma comparação de coeficientes de sustentação entre o X-29 e o F-5 com o aumento do ângulo de ataque das aeronaves. Pode-se observar que a configuração do X-29 apresenta uma grande vantagem na sustentação para elevados ângulos de ataque se comparada ao F-5, fortalecendo, dessa forma, o fato de que a configuração da aeronave do presente trabalho tem grande potencial de se adequar em características essenciais em aeronaves militares de alto desempenho.

Figura 25 - Comparação de coeficientes de sustentação entre o X-29 e o F-5



Fonte: Adaptado de Grafton et al. (1982).

3. MATERIAIS E MÉTODOS

Como dito anteriormente três estudos foram realizados no presente trabalho. Para todos eles variou-se tanto o ângulo de ataque da aeronave quanto o ângulo de incidência do Canard. Os materiais utilizados e os procedimentos experimentais estão descritos nas seções seguintes.

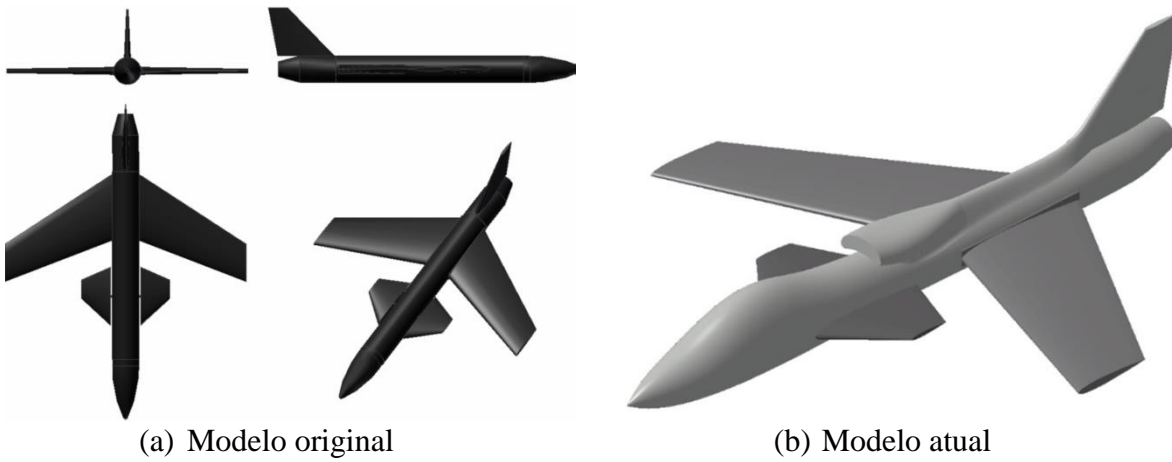
Na seção 3.1 são apresentadas as características do modelo e as modificações feitas no projeto original, no qual foram introduzidos novos tipos de Canard e um *intake* dorsal. Já na seção 3.2 são apresentadas as características do túnel aerodinâmico e a instrumentação utilizada para obtenção dos resultados nos três estudos realizados. Por fim, na seção 3.3, são apresentados os procedimentos experimentais realizados em cada estudo.

3.1 CARACTERÍSTICAS DO MODELO

O modelo original da aeronave foi construído no Laboratório de Aerodinâmica (LAE), do Departamento de Engenharia Aeronáutica da Escola de Engenharia de São Carlos, da Universidade de São Paulo, para avaliar sua estabilidade tanto estática quanto dinâmica. Ele possui asas, canards, empenagem vertical e nariz feitas em fibra de vidro e um tubo de PVC de 4" (0.1016 m). Nas Tabela 1 e Tabela 2 têm-se as medidas do modelo. Mais detalhes podem ser encontrados em (Pereira, 2005).

Modificações no projeto do modelo original foram feitas no ano de 2016 para a realização do presente estudo. Um *intake* dorsal e *canopy* foram impressos em ABS e adicionados ao modelo como mostrado na Figura 26. Além disso, no modelo original todas as seções de aerofólios das superfícies de controle foram feitas com um perfil aerodinâmico NACA 0012, porém, no modelo atual, três pares de Canard com perfil aerodinâmico NACA 0009 foram desenvolvidos para os testes para se poder observar os vórtices de separação do bordo de ataque.

Figura 26 - Modelo do projeto.



(a) Modelo original

(b) Modelo atual

Fonte : Próprio autor.

Tabela 1 - Medidas da asa do modelo

ASA	
Área de referência	0,1483 (m^2)
Envergadura	0,912 (m)
Corda média (\bar{c})	0,19 (m)
Alongamento	4,8
Enflechamento do bordo de ataque	-20°
Enflechamento a $1/4$ da corda	-23°
Afilamento	0,61
Ângulo de diedro	0,0085 (m^2)

Fonte: Pereira (2005).

Tabela 2 - Medidas da fuselagem do modelo

FUSELAGEM	
Comprimento	1,10 (m)
Diâmetro máximo	0,1016 (m)

Fonte: Pereira (2005).

Além das modificações apresentadas, a asa NACA0012 do modelo original foi reformada para a retirada de danos e causados ao longo dos anos. Deste modo, uma massa corrida para carros foi pulverizada na asa tanto no dorso quanto no extradorso da mesma. Após a aplicação da massa, um polimento foi realizado e em seguida uma pintura. A Figura 27 mostra o antes e depois da reforma da asa.

Figura 27 - Antes e depois da reforma da asa.



(a) Aplicação da massa



(b) Polimento com lixa



(c) Aplicação de tinta



(d) Fixação de trip wire e tufts

Fonte : Próprio autor.

Após a reforma da asa, novos furos foram feitos ao longo da fuselagem para a fixação do *intake* dorsal e para o acoplamento dos três pares de Canard como mostrado na próxima seção. Na Figura 28, o novo modelo é apresentado com as modificações realizadas.

Figura 28 – Novo modelo.



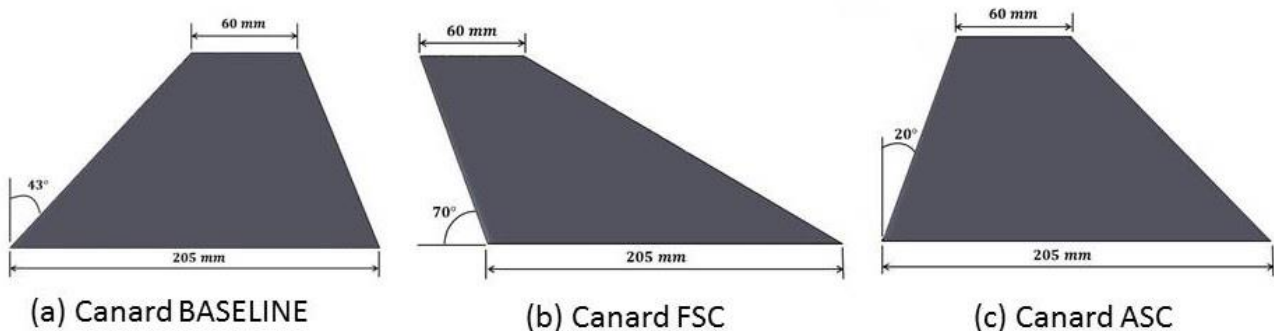
Fonte : Próprio autor.

3.1.1 CANARD

Para o desenvolvimento dos três pares novos de Canard NACA 0009 (Figura 29) o Canard NACA 0012 do antigo modelo foi utilizado como base. Foram mantidas as medidas da corda da raiz, corda de ponta de asa e da envergadura.

Um Canard foi projetado com o mesmo ângulo de enflechamento do antigo Canard NACA 0012 e nomeado neste trabalho como Baseline. Os outros dois foram projetados com diferentes enflechamentos, um com enflechamento positivo de 20° nomeado como ASC e outro com enflechamento negativo de -20° nomeado como FSC. O ângulo de enflechamento utilizado nos dois últimos Canard é igual em módulo ao enflechamento da asa da aeronave.

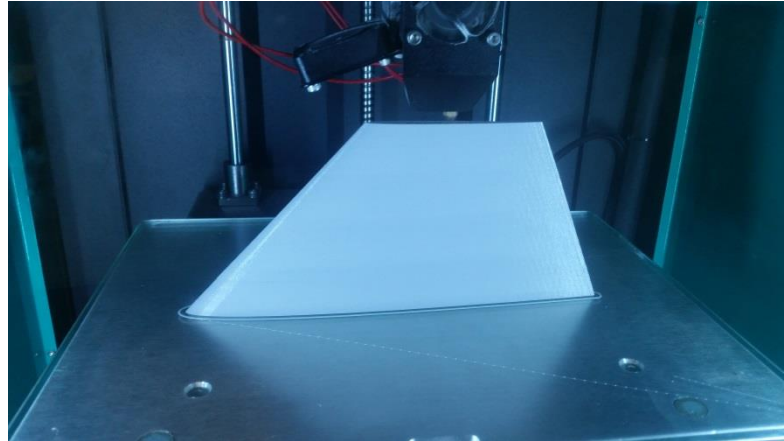
Figura 29 - Os três novos Canard utilizados.



Fonte : Próprio autor.

Os novos Canard foram projetados por meio do software DS SolidWorks e impressos em PLA em uma impressora Cliever CL2 pro plus como mostrado na Figura 30. Após a impressão, todos os Canard foram tratados com um polimento com lixa d'água para que os poros presentes na impressão 3D fossem eliminados.

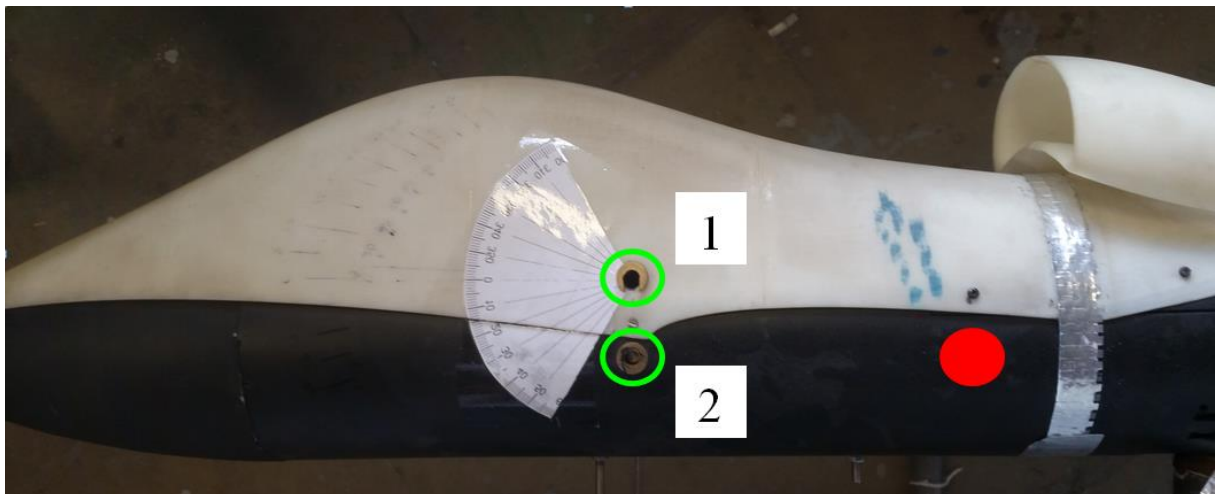
Figura 30 - Impressão 3D do Canard.



Fonte : Próprio autor.

A Figura 31 mostra em vermelho a antiga posição do Canard de perfil aerodinâmico NACA 0012 e circulado em verde as novas posições de *gap* e *stagger* que foram testadas com os três novos pares de Canard de perfil aerodinâmico NACA 0009. A posição de número 1 foi denominada neste trabalho como Furo Alto, já a de número 2 de Furo Baixo. As distâncias de *gap* e de *stagger* dos furos em relação à asa estão na Tabela 3.

Figura 31 - Nova localização dos Canard



Fonte : Próprio autor.

Tabela 3 - Distâncias de *gap* e *stagger* dos furos de acoplamento do Canard

	<i>Gap (cm)</i>	<i>Stagger (cm)</i>
Furo Alto	3	30
Furo Baixo	0	30

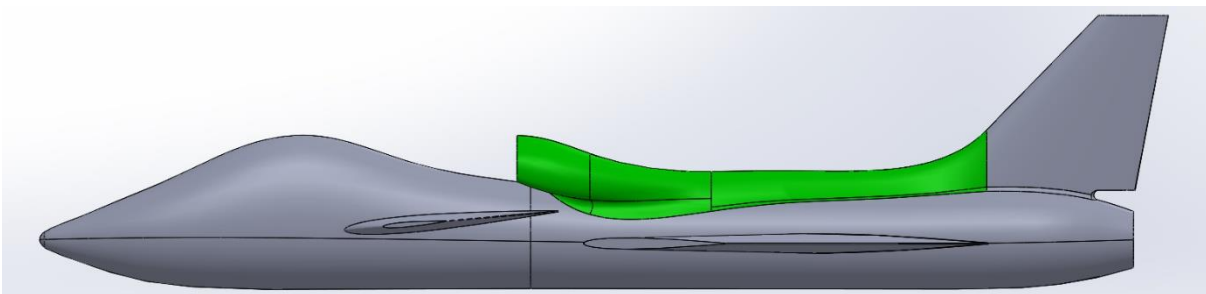
Fonte : Próprio autor.

Tanto as modificações no perfil aerodinâmico do Canard, quanto o posicionamento do mesmo em relação à asa do modelo foram feitas porque testes preliminares realizados com o antigo modelo apresentaram resultados pouco satisfatórios com relação à posição do antigo Canard, visto que não proporcionou um efeito desejável para o aumento de sustentação na raiz das asas.

3.1.2 INTAKE DORSAL

O projeto do *intake* dorsal (Figura 32) foi realizado por professores do Departamento de Engenharia Aeronáutica da Escola de Engenharia de São Carlos, da Universidade de São Paulo, em conjunto com a Universidade de Linköping para ser adicionado e analisado no presente trabalho. O *intake* foi feito em ABS e impresso em impressora 3D.

Figura 32 - Intake Dorsal



Fonte : Próprio autor.

3.2 CARACTERÍSTICAS DO TÚNEL DE VENTO

Atualmente, existem muitos softwares capazes de simular o comportamento aerodinâmico de uma aeronave. Porém, para muitas análises experimentais, modelos de aeronaves em menor escala são construídos e testados em túnel de vento. Isso se deve ao fato de que modelos testados em túnel de vento custam menos tanto em preço quanto em tempo se comparados à construção de um protótipo de aeronave para testes. Além disso, dentro de suas proporções, permitem uma aproximação física da realidade na qual a aeronave será submetida.

Este trabalho foi realizado no túnel de vento do Laboratório de Aerodinâmica (LAE), do Departamento de Engenharia Aeronáutica da Escola de Engenharia de São Carlos, da Universidade de São Paulo, ilustrado na Figura 33. A seção de provas do túnel de vento tem 1.30 m de altura, 1.70 m de largura e um comprimento útil de 3 m. A velocidade máxima do túnel é de 50 m/s com 0.25% de turbulência, mas para segurança operacional e durabilidade dos componentes do túnel, a velocidade máxima é limitada em 45 m/s. Após um tratamento acústico realizado no túnel, o nível de turbulência passou de 0.25% para 0.21% atual. O ventilador axial tem oito pás e é impulsionado por um motor elétrico de 110 HP. A taxa de contração é de 1:8 e tem duas malhas na câmara de decantação como controladoras de escoamento (Catalano, 2001).

“O túnel de vento é do tipo circuito fechado e serve para o desenvolvimento de pesquisas e ensaios gerais em aerodinâmica experimental. Seu projeto moderno atende a todos os requisitos de uniformidade de escoamento e nível de turbulência para uma grande variedade de testes aerodinâmicos de modelos de aeronaves, autoveículos comerciais, de competição e aerodinâmica industrial” (EESC, 2016).

Figura 33 - Esquema do túnel de vento do Campus I da EESC – USP



Fonte: Catalano, 2004.

3.2.1 INSTRUMENTOS PARA A MEDIÇÃO DAS FORÇAS AERODINÂMICAS

A instrumentação é composta por uma balança aerodinâmica (Figura 34) de seis componentes de equilíbrio, scanivalves, medidores digitais de pressão e anemômetro de fio quente com três canais mais engrenagem transversal 3-D. A seção de trabalho está equipada com a camada limite da parede controlada para testar as asas 2-D de elevada sustentação (CATALANO, 2004).

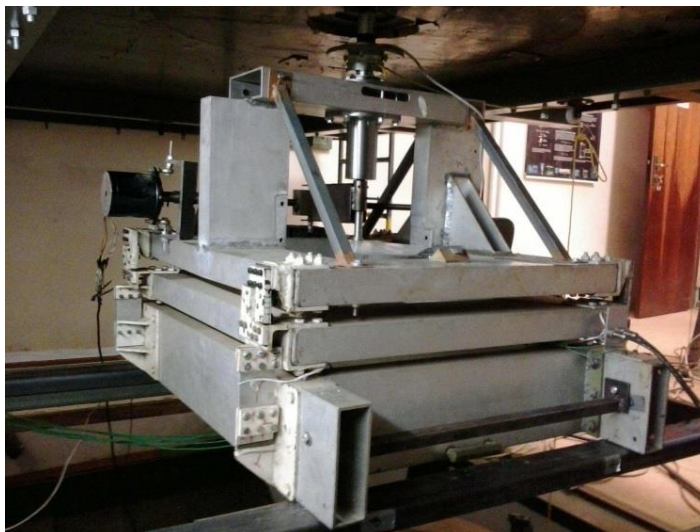
Os equipamentos de medição utilizados para a coleta de dados para a medição das forças aerodinâmicas foram:

1. Micrômetro digital PD-CAL modelo 8705 conectado a um Tubo de Pitot, que se encontra na parte interna do túnel de vento. Este instrumento foi utilizado para obter a pressão dinâmica do escoamento livre nos experimentos.

2. Uma balança aerodinâmica de três graus de liberdade foi utilizada para fornecer os dados de sustentação, arrasto e momento de arfagem para posições da aeronave em elevados ângulos de ataque por meio de extensômetros arranjados em uma Ponte de Wheatstone, os quais transformam deformações produzidas pelas forças aerodinâmicas em sinais elétricos que são condicionados e amplificados em um sistema MGCplus da HBM de 19.2 kHz e precisão de aproximadamente 0,03%.

3. O motor de passo KALATEC Nema 23, de precisão 200PPR foi utilizado para a variação do ângulo de ataque da aeronave.

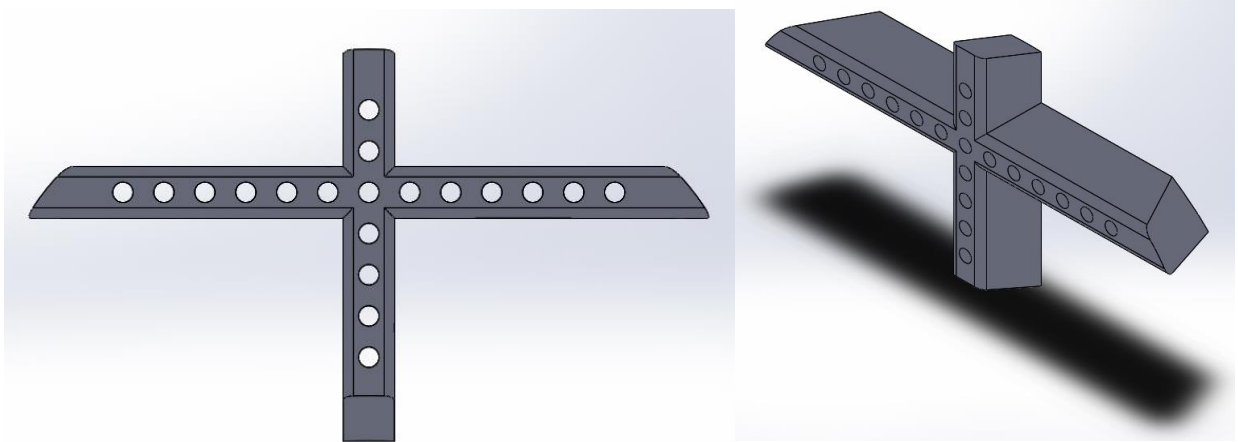
Figura 34 - Balança aerodinâmica



3.2.2 INSTRUMENTOS PARA A MEDIÇÃO DA PRESSÃO NO *INTAKE* DORSAL

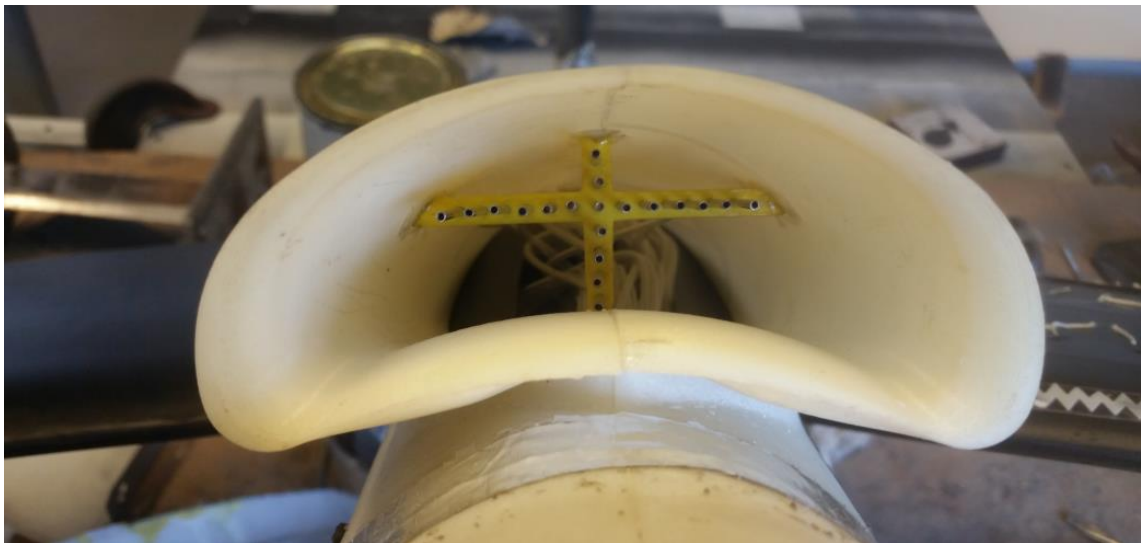
Para esse estudo, um rake foi projetado e instalado na parte interna do *intake* dorsal (Figura 36) para possibilitar a tomada de pressão no mesmo. Assim como os Canard, o rake foi projetado por meio do software DS SolidWorks e impresso em PLA em uma impressora Cliever CL2 pro plus. A Figura 35 mostra o projeto 3D do rake utilizado. Ele foi projetado com 19 furos sendo 13 na horizontal e 7 na vertical (contando o furo central duas vezes).

Figura 35 - Projeto 3D do Rake



Fonte : Próprio autor.

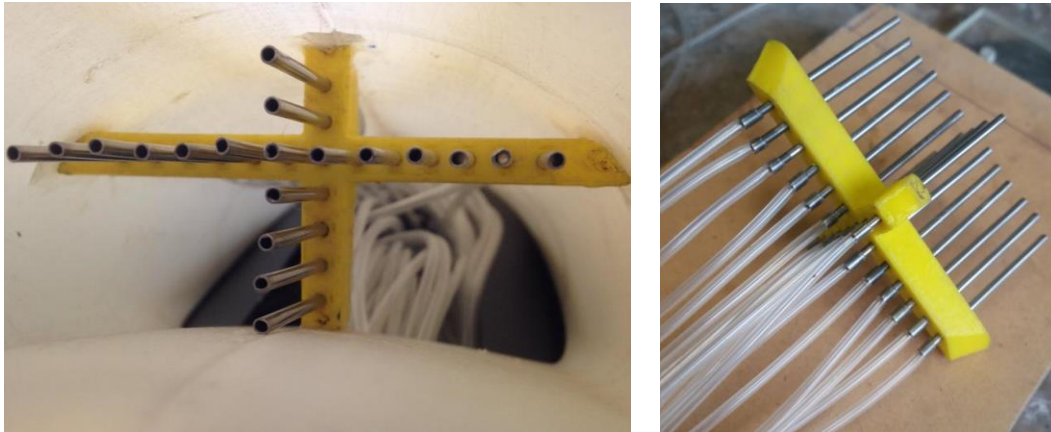
Figura 36 - Posição do Rake no *intake* dorsal



Fonte : Próprio autor.

A Figura 37 mostra à esquerda o rake pronto e instalado no *intake* e à direita a conexão rake-agulhas-tubos.

Figura 37 - Rake instalado (esquerda), conexões no rake (direita)



Fonte : Próprio autor.

Os equipamentos de medição utilizados para a coleta de dados para a medição das pressões no rake foram:

1. Micrômetro digital PD-CAL modelo 8705 conectado a um Tubo de Pitot, que se encontra na parte interna do túnel de vento. Este instrumento foi utilizado para obter a pressão dinâmica do escoamento livre nos experimentos.
2. O rake com as conexões de agulhas hipodérmicas da BD PrecisionGlide™ de 1,60 x 40 mm juntamente com os tubos que foram conectados à Scanivalve .
3. Scanivalve ZOC 33/64 PxX2 utilizada para a tomada de pressão.

3.2.3 INSTRUMENTOS PARA O MAPEAMENTO DO ESCOAMENTO NA ASA

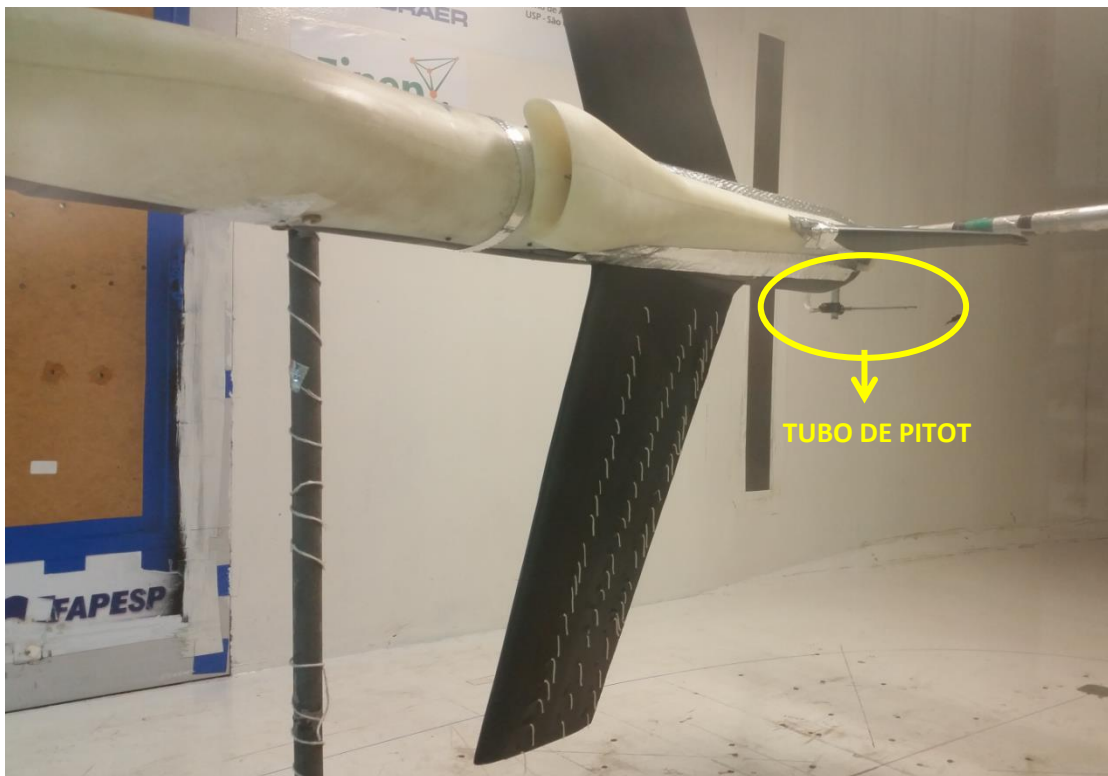
Nesse último estudo, o mapeamento do escoamento na asa foi feito com um tubo de Pitot de 7 furos juntamente com o travesso da DANTEC Measurement Technology, que foi programado para se deslocar em diferentes posições para a realização das medições. Na Figura 38 o tubo de Pitot é apresentado juntamente com o conector que foi ligado aos sensores para a captação dos dados, já na Figura 39 é apresentada a montagem do experimento no túnel.

Figura 38 - Tubo de Pitot 7 furos



Fonte : Próprio autor.

Figura 39 - Montagem do experimento de mapeamento



Fonte : Próprio autor.

Os equipamentos de medição utilizados para a coleta de dados para a etapa de mapeamento do escoamento foram:

1. Tubo de Pitot 7 furos de $3,2\text{ mm}$, para a captação de pressão.

2. Traverse DANTEC Measurement Technology, para o deslocamento do tubo ao longo de uma malha localizada no bordo de fuga da asa.
3. 8 sensores diferenciais da marca All Sensors - Modelo: 5 PSI-D-4V com um range de ± 5 PSI para a aquisição de dados fornecidos pelo tubo de Pitot.

3.3 PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL

Como falado anteriormente, após a impressão dos Canard, furos foram feitos em duas posições diferentes na fuselagem do modelo para a instalação dos mesmos. As posições de *gap* e *stagger* se encontram na Tabela 3. Com os furos realizados e o Canard acoplado na nova posição, o modelo foi instalado em uma haste na posição vertical que por sua vez foi fixada à balança aerodinâmica como mostrado na figura a seguir.

Figura 40 - Novo modelo no túnel de vento.



Fonte : Próprio autor.

No primeiro estudo as forças aerodinâmicas que atuam na aeronave foram medidas utilizando-se três pares de Canard em duas posições diferentes (furo alto e furo baixo). No segundo, uma análise do comportamento do fluido foi realizada na entrada do *intake* dorsal com o aumento do ângulo de ataque e a variação do ângulo de incidência do Canard. Por fim, no terceiro estudo, um mapeamento do escoamento no campo da asa foi realizado variando-se também o ângulo de ataque da aeronave e o ângulo de incidência do Canard.

Em todos os três estudos buscou-se a configuração de Canard que proporcionou um melhor desempenho aerodinâmico para o modelo. Além disso, não se utilizou correções de túnel como efeito de parede e bloqueio nos cálculos.

3.3.1 FORÇAS AERODINÂMICAS

Os ensaios compreenderam as medidas de força de sustentação, arrasto e momento de arfagem na aeronave. Essas medidas foram feitas para cada par de Canard ASC, FSC e BASELINE em cada uma das duas posições dos furos (furo alto e furo baixo) a uma velocidade de escoamento livre (U_{∞}) de 25 m/s e temperatura média de 25°C.

As medições das forças foram adquiridas na balança aerodinâmica por meio de extensômetros arranjados em uma Ponte de Wheatstone, que transformaram deformações produzidas pelas forças aerodinâmicas em sinais elétricos que foram condicionados e amplificados em um sistema MGCplus da HBM. Os testes compreenderam uma faixa de ângulos de ataque (α) do modelo de $\alpha = -5^{\circ}$ até $\alpha = 27^{\circ}$ com passo de 2° para cada posição dos Canard cuja faixa de variação do ângulo de incidência (δ) foi de $\delta = -45^{\circ}$ até $\delta = 45^{\circ}$ com passo de 5° .

Para a variação do ângulo de incidência do Canard utilizou-se um dispositivo manual composto por uma bucha e uma haste de aço. A parte central do eixo do Canard foi travada na haste de aço para que se pudesse variar seu ângulo de incidência de forma mais prática e rápida por meio de uma guia feita na fuselagem, como pode ser visto na figura a seguir. A Figura 41 mostra o dispositivo utilizado (à esquerda) e como ele foi instalado na parte interna do modelo (à direita).

Figura 41 - Dispositivo utilizado para a variação do ângulo de incidência do Canard



Fonte : Próprio autor.

Uma comparação entre todos os Canard em todas as posições foi realizada para se analisar sua eficiência em elevados ângulos de ataque. Com o resultado dessa comparação, o Canard mais eficiente de cada posição foi estudado e o seus coeficientes aerodinâmicos de sustentação (C_L), arrasto (C_D) e momento de arfagem (C_M) traçados e comparados. Além disso, um estudo dos ângulos de ataque onde ocorre a trimagem da aeronave foi realizado para o Canard escolhido no intervalo $0^\circ \leq \delta \leq -45^\circ$. A seguir a pressão dinâmica (q) é definida para apresentar as equações (2), (3) e (4) referentes aos coeficientes acima citados.

$$q = \frac{\rho U_\infty^2}{2} \quad (1)$$

Onde:

ρ : massa específica do ar

U_∞ : velocidade do escoamento livre no túnel

$$C_L = \frac{L}{qS} \quad (2)$$

Onde:

L : força de sustentação medida pela balança

S : área de referência da asa

$$C_D = \frac{D}{qS} \quad (3)$$

Onde:

D : força de arrasto medida pela balança

$$C_M = \frac{M}{qS} \quad (4)$$

Onde:

M : momento de arfagem medido pela balança

3.3.2 COMPORTAMENTO DO ESCOAMENTO NO *INTAKE* DORSAL

O comportamento do escoamento no *intake* dorsal foi analisado para três posições de ângulo de ataque do modelo: 0°, 15° e 30°. Para cada ângulo de ataque variou-se o ângulo de incidência do Canard de 0° até -30° com um passo de -5° tanto para a posição de furo alto quanto para a posição de furo baixo. A velocidade do escoamento foi mantida a 25 m/s a uma temperatura média de 25°C. Para o presente trabalho, a espessura da camada limite no *scoop* e o acabamento no lábio do *intake* não foram analisados.

Para esse estudo, optou-se por uma variação negativa do ângulo de incidência do Canard devido ao melhor desempenho que esses ângulos provocaram ao se fazer o primeiro estudo descrito na seção 3.3.1. Nesse estudo não se considerou

Para se analisar o comportamento e fazer a tomada de pressão do escoamento no *intake* dorsal utilizou-se o rake que foi apresentado na seção 3.2.2. Foram 19 pontos de tomada de pressão e a pressão aferida representa a diferença entre a pressão total local no rake ($P_{t_{rake}}$) e a pressão estática do escoamento livre ($P_{s_{livre}}$), dessa forma, formando o ΔP . Com a diferença de pressão obtida dividiu-se com a pressão dinâmica do túnel (q) aferida pelo tubo de Pitot presente na parte interna do túnel para se obter o coeficiente de pressão (C_p) em cada ponto como mostrado na equação (5).

$$C_p = \frac{P_{t_{rake}} - P_{s_{livre}}}{q} \quad (5)$$

Com o cálculo do C_p fez-se o cálculo de $P_{t_{rake}}$ em cada ponto por meio da equação (6). Para este cálculo considerou-se $P_{s_{livre}}$ medido pelo Pitot.

$$P_{t_{rake}} = C_p \cdot q + P_{s_{livre}} \quad (6)$$

Com os valores de $P_{t_{rake}}$ em cada ponto, calculou-se por meio da equação (7) a recuperação de pressão total de acordo com o tipo de Canard, ângulo de incidência e ângulo de ataque do modelo.

$$\eta_{rake} = \frac{\Sigma P_{t_{rake}}/19}{P_{t_{túnel}}} \quad (7)$$

Onde $P_{t_{túnel}}$ é calculado por meio da seguinte equação:

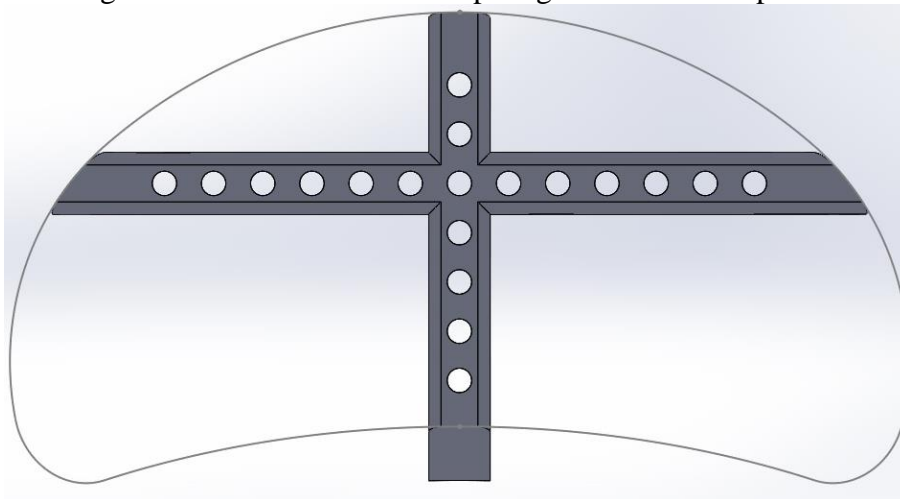
$$P_{t_{túnel}} = q + P_{s_{livre}} \quad (8)$$

Por fim, obteve-se a relação entre a velocidade aferida pelo rake no *intake* dorsal (U) e a velocidade do escoamento no túnel (U_∞) por meio da equação (9). Após os cálculos das relações em todas as configurações desse estudo, imagens foram geradas para se analisar os efeitos dos tipos de Canard nesta relação de velocidade.

$$\frac{U}{U_\infty} = \frac{\sqrt{P_{t_{rake}} - P_{s_{livre}}}}{\sqrt{q}} \quad (9)$$

Para se gerar as imagens da relação de velocidades utilizou-se como base a imagem da Figura 42, na qual, por meio das coordenadas dos pontos de tomada de pressão e o contorno do *intake*, fez-se a extrapolação em relação às coordenadas XY do rake na malha feita no contorno no MATLAB apenas para facilitar uma visualização das tendências medidas pelo rake.

Figura 42 - Contorno utilizado para gerar a malha de pontos



Fonte : Próprio autor.

As imagens da relação de velocidades e os gráficos de recuperação de pressão total são mostrados no Capítulo 4.

3.3.3 MAPEAMENTO DO ESCOAMENTO NO CAMPO DA ASA

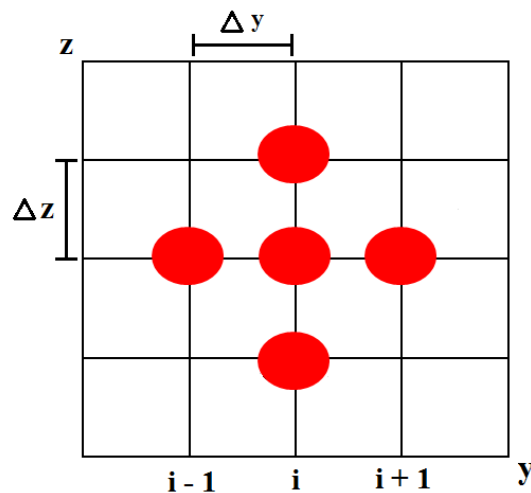
O modelo foi colocado no túnel em um ângulo de ataque de 10° , como mostrado na Figura 39 para a análise da influência do Canard no escoamento da asa. Para a realização dos mapeamentos, o Canard Baseline foi escolhido, pois este apresentou uma boa eficiência no estudo de forças e resultados satisfatórios na relação de velocidades e recuperação de pressão total na entrada do *intake* feitas no segundo estudo descrito no subcapítulo 3.3.2. Os mapea-

mentos foram realizados em duas etapas. Na primeira, a intensidade da vorticidade foi analisada na ausência de Canard, com Canard no furo alto para $\delta = 0^\circ$ e $\delta = -10^\circ$. Já na segunda, foi feito uma análise também da intensidade da vorticidade, porém mais próxima da asa para tentar identificar uma possível atuação do Canard na raiz da asa. Como nos experimentos anteriores, ambas as etapas foram realizadas com velocidade do escoamento em 25 m/s e uma temperatura média de 25°C.

Para as medições foi utilizado um tubo de Pitot de 7 furos à uma distância de 30 cm do bordo de fuga da raiz da asa. O tubo foi fixado em um traverso (DANTEC) programado para fazer um mapeamento no eixo y e no eixo z . A malha utilizada nas medições possui 1785 pontos e cada ponto foi medido a cada 5mm no eixo Z e a cada 7,5mm no eixo Y .

Os mapeamentos geraram intensidades de velocidades no eixo x (u), eixo y (v) e eixo z (w), além de mostrar a intensidade vorticidade (ω_x), que foi calculada por meio de diferenças finitas de segunda ordem centrada demonstrada a seguir. A Figura 43 ilustra os pontos utilizados para o cálculo da malha.

Figura 43 – Pontos para cálculo da malha.



Fonte : Próprio autor.

$$\frac{\partial w}{\partial y} \approx \frac{w_{i+1} - w_{i-1}}{2 \Delta y} \quad (10)$$

$$\frac{\partial v}{\partial z} \approx \frac{v_{i+1} - v_{i-1}}{2 \Delta z} \quad (11)$$

Das equações (10) e (11) tem-se:

$$\omega_x = \frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \quad (12)$$

O cálculo foi implementado no MATLAB e os resultados com os pontos da malha foram utilizados no software Tecplot 360 para se gerar as imagens apresentadas no subcapítulo 4.3.

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

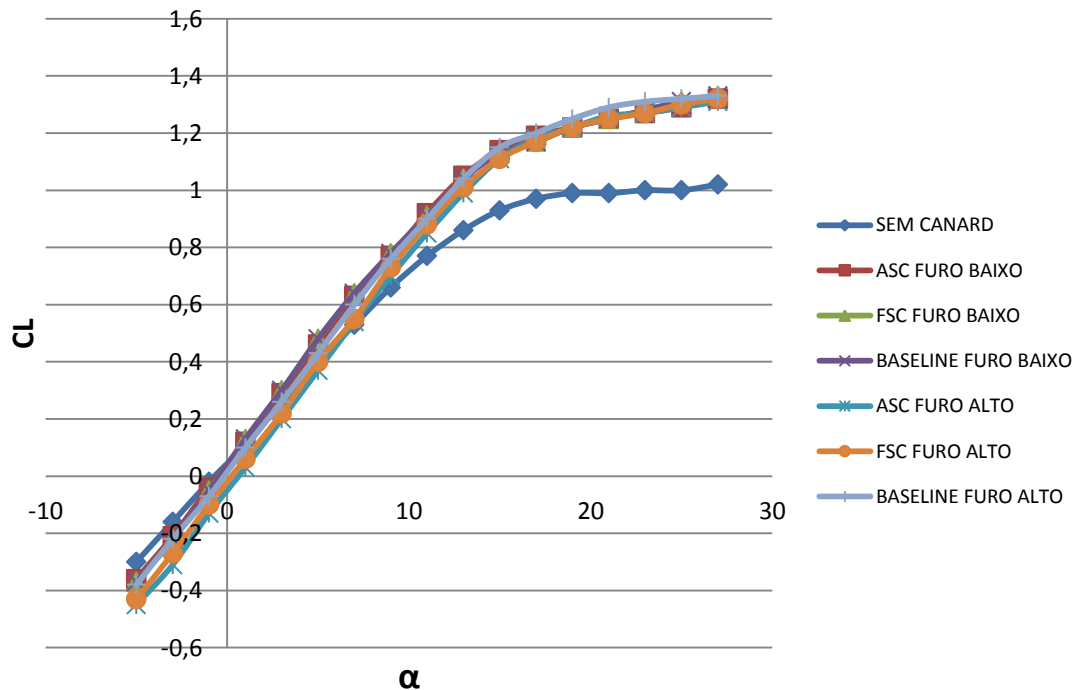
4.1 FORÇAS AERODINÂMICAS

No estudo das forças aerodinâmicas fez-se a comparação entre coeficientes seus coeficientes C_L , C_D e C_M para os três pares de Canard nas duas posições Furo Alto e Furo Baixo, com esses cálculos, a eficiência de Canard e a região de trimagem foram determinadas.

4.1.1 COMPARAÇÃO ENTRE COEFICIENTES DE SUSTENTAÇÃO

Uma primeira análise foi feita comparando-se o coeficiente de sustentação do modelo sem Canard com os três Canard (Baseline, ASC e FSC) com um ângulo de incidência $\delta = 0^\circ$ nas posições de furo alto e furo baixo para a faixa de ângulos de ataque descrita no subcapítulo 3.3.1. A Figura 44 mostra o resultado dessa comparação.

Figura 44 - Comparação $CL \times \alpha$ com e sem Canard para $Re = 3,08 \cdot 10^5$.



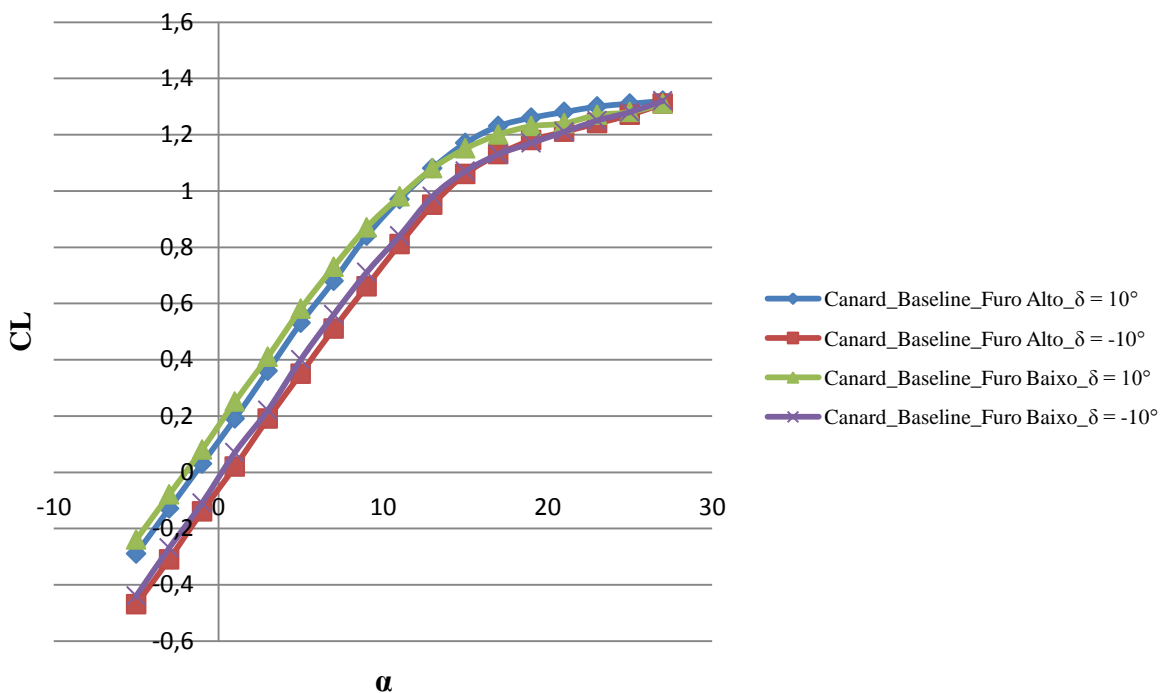
Fonte : Próprio autor.

Embora todas as curvas apresentem a mesma tendência na região linear, é interessante notar que todas as configurações com Canard apresentaram um aumento de sustentação con-

siderável tanto no furo baixo, quanto no furo alto para todos os ângulos de ataque avaliados se comparadas com a configuração sem Canard. Também, observa-se que para ângulos de ataque maiores a 12° , não houve perdas de sustentação consideráveis. Isso sugere que a aeronave pode desenvolver manobras a elevados ângulos de ataque, sendo esta uma característica ideal para aeronaves de combate.

Uma segunda análise foi realizada, comparando - se os coeficientes de sustentação entre os novos Canard nas posições de furo alto e furo baixo. Observou-se que para ângulos de ataque entre 0° e 11° o C_L das configurações com ângulo de incidência positivo apresentam uma vantagem com relação à sustentação gerada pelas configurações com ângulo de incidência negativos, porém, para ângulos de ataque maiores que 11° os valores de C_L dos ângulos de incidência negativos tendem a se igualar com os valores gerados pelos ângulos de incidência positivos como verificado na Figura 45. Isso sugere que para ângulos de ataque elevados maiores que 27° , o ângulo de incidência negativo do Canard ajuda no incremento da sustentação e tende a proporcionar uma melhor eficiência se comparado ao Canard com ângulo de incidência positivo. Devido ao grande número de resultados com as mesmas tendências, escolheu-se o Canard Baseline em $\delta = 10^\circ$ e $\delta = -10^\circ$ para se gerar a Figura 45.

Figura 45 - Comparação C_L x α com relação ao ângulo de incidência do Canard para $Re = 3,08. 10^5$.



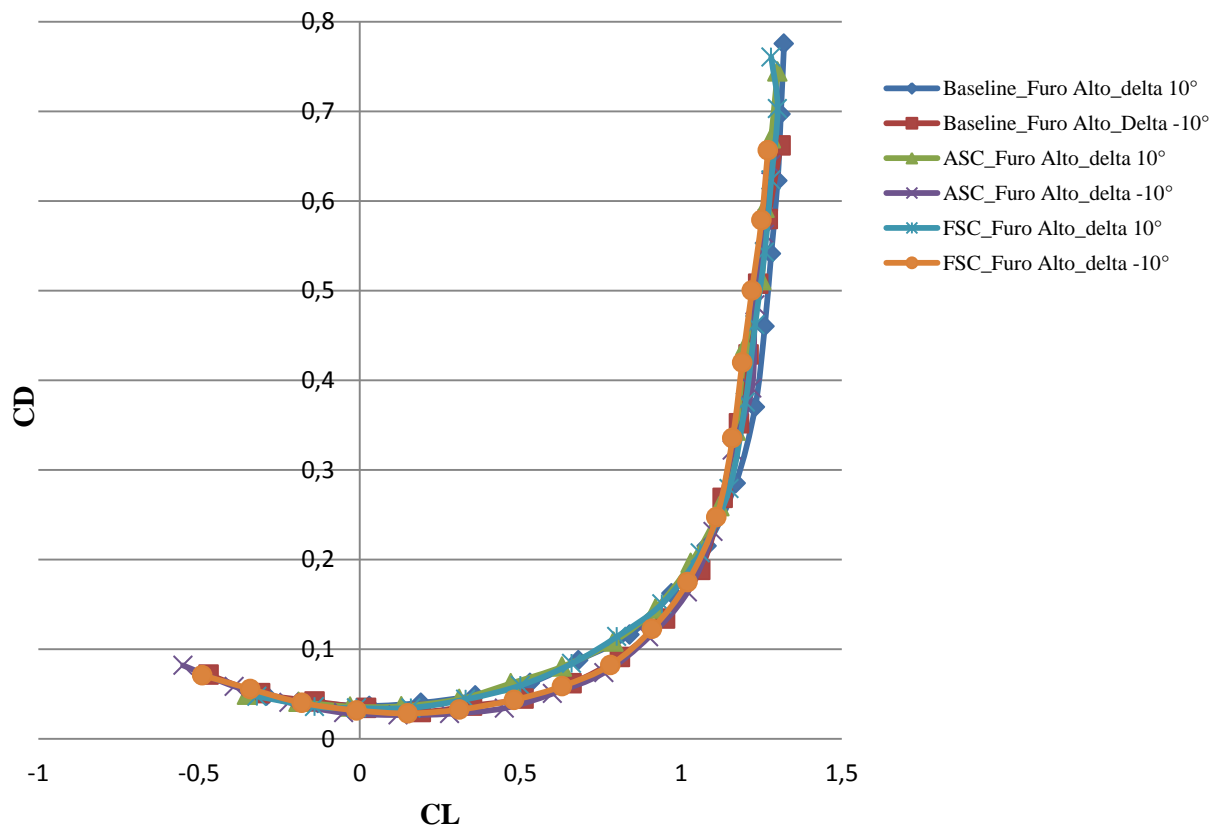
Fonte : Próprio autor.

Como observado na Figura 45, o Canard Baseline na posição de Furo Alto apresenta uma leve vantagem com relação à sustentação gerada para ângulos de ataque elevados.

4.1.2 COMPARAÇÃO ENTRE COEFICIENTES DE ARRASTO

Seguindo a vantagem do Canard na posição de Furo Alto apresentada no item anterior e a maior eficiência em ângulos de incidência negativos obtida nos testes e apresentada no subcapítulo 4.1.3, novamente utilizou-se o Canard Baseline para se gerar a Figura 46. Nesta figura comparou-se o arrasto para ângulos de incidência opostos, mais especificamente para $\delta = 10^\circ$ e $\delta = -10^\circ$. Observa-se um maior arrasto gerado para ângulos de incidência positivos, dessa forma, tem-se que para elevados ângulos de ataque o arrasto é menor se $\delta < 0^\circ$. Isso se deve ao fato de que para elevados ângulos de ataque a área exposta ao escoamento de ar do Canard em ângulos de incidência negativos é menor, por esse motivo essa configuração apresentou uma leve vantagem se comparada à Canard com ângulos de incidência positivos.

Figura 46 - Comparação CD x CL com relação ao ângulo de incidência do Canard para $Re = 3,08 \cdot 10^5$.

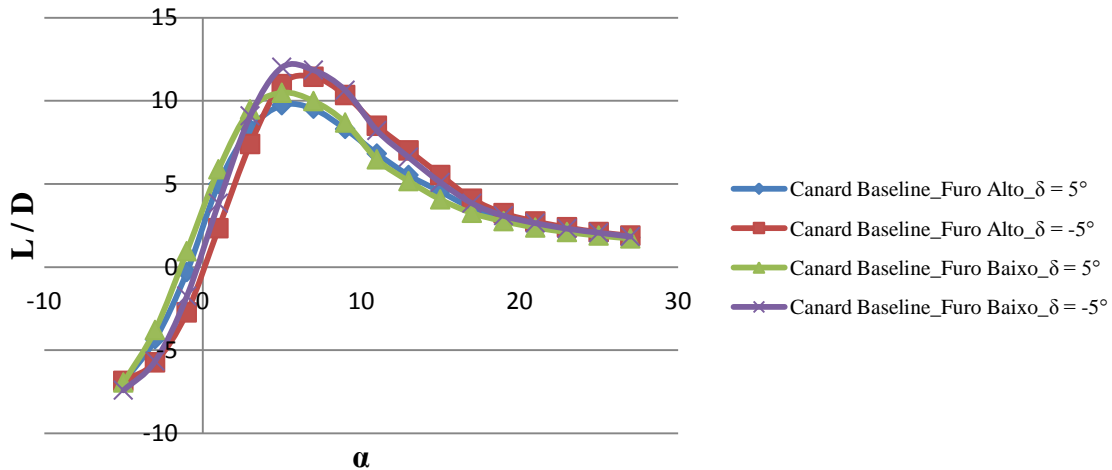


Fonte : Próprio autor.

4.1.3 COMPARAÇÃO DAS EFICIÊNCIAS AERODINÂMICAS

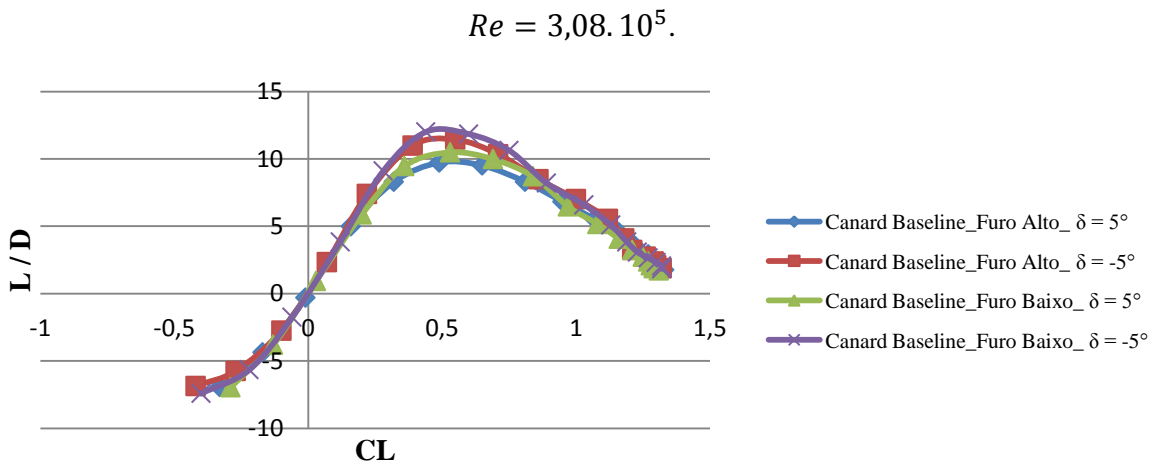
Após comparações realizadas entre todos os Canard, a maior eficiência observada foi em ângulos de incidência negativos de Canard tanto para a posição de Furo Alto, quanto para a posição de Furo Baixo novamente certificando a vantagem em se utilizar ângulos de incidência negativos para elevados ângulos de ataque. Todos os resultados podem ser encontrados no Apêndice deste trabalho na seção 8.2. Para se gerar as figuras apresentadas a seguir, foi escolhido o Canard Baseline, visto que nos resultados gerados apresentou uma eficiência muito semelhante aos demais. O ângulo de incidência que atingiu a melhor eficiência, que no caso foi em $\delta = -5^\circ$ é apresentado nas Figura 47 e Figura 48.

Figura 47 - Eficiência aerodinâmica em relação ao ângulo de ataque do modelo para $Re = 3,08 \cdot 10^5$.



Fonte : Próprio autor.

Figura 48 - Eficiência aerodinâmica em relação ao coeficiente de sustentação do modelo para $Re = 3,08 \cdot 10^5$.



Fonte : Próprio autor.

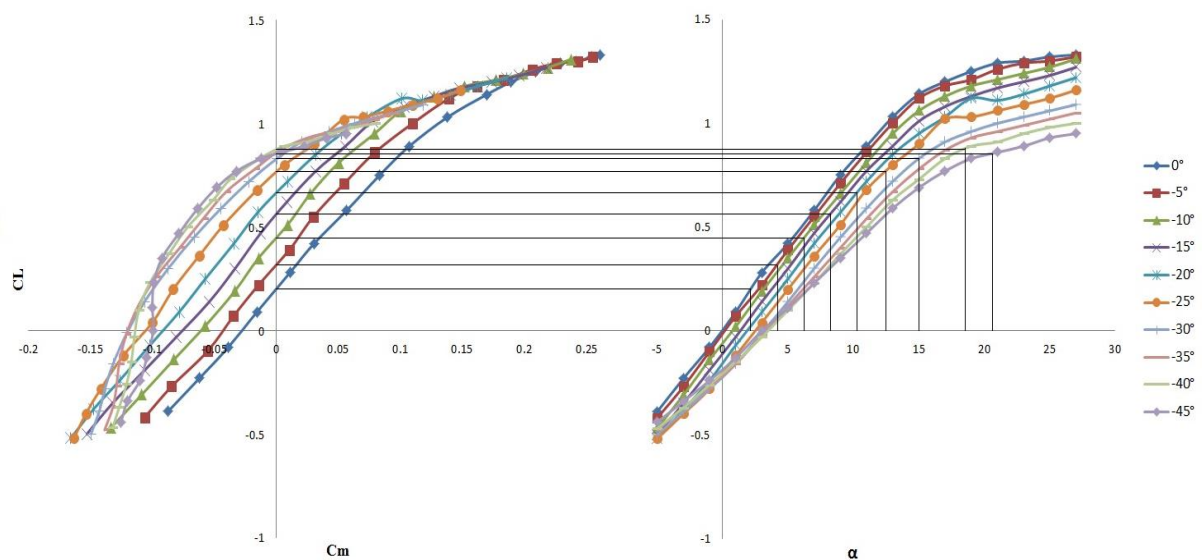
Ao se comparar as posições de furo baixo e furo alto, há uma diferença entre as eficiências, porém pode-se afirmar que o ângulo de incidência negativo do Canard é mais vantajoso em ângulos de ataque elevados.

4.1.4 ANÁLISE DE TRIMAGEM DO MODELO PARA O CANARD ASC

Nesta seção, é apresentada a análise de trimagem do modelo. Para isso, o Canard Baseline, por apresentar uma eficiência semelhante aos demais, foi novamente utilizado para se gerar a Figura 49 e Figura 50. O resultado apresentado a seguir foi feito para ângulos de incidência negativos e para as duas posições Furo Alto e Furo Baixo. Como o coeficiente de momento de arfagem obtido nos resultados experimentais está calculado na fixação da haste, seus valores tiveram que ser deslocados para o centro de gravidade do modelo.

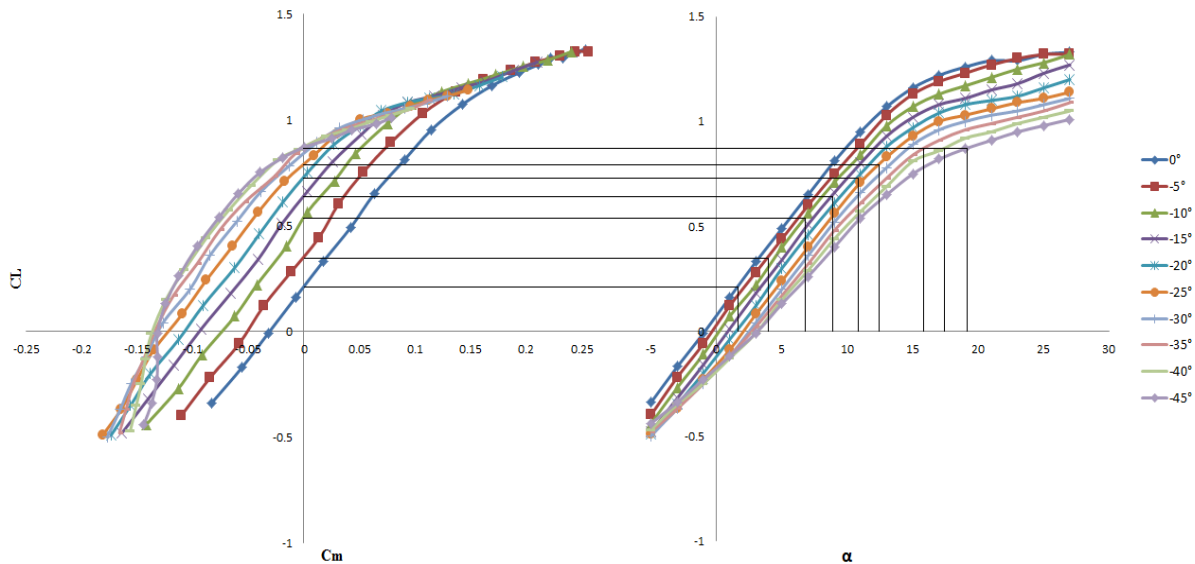
Os resultados mostram que a trimagem da aeronave no Furo Baixo ocorre para $\alpha < 20^\circ$, já para a configuração no Furo Alto existe a possibilidade de trimar a aeronave em $\alpha > 20^\circ$. Apesar dessa pequena diferença, para ambas as posições do Canard, foi possível observar que a aeronave trimou, ou seja, atingiu o equilíbrio de voo, para ângulos negativos de incidência do Canard.

Figura 49 - Análise de trimagem para o Canard Baseline na posição Furo Alto para $Re = 3,08 \cdot 10^5$.



Fonte : Próprio autor.

Figura 50 - Análise de trimagem para o Canard Baseline na posição Furo Baixo para $Re = 3,08 \cdot 10^5$.



Fonte : Próprio autor.

4.2 COMPORTAMENTO DO ESCOAMENTO NO *INTAKE* DORSAL

Como visto anteriormente, o estudo do comportamento do escoamento no *intake* é de grande importância, pois a forma como ele chega ao compressor da turbina pode determinar a eficiência da mesma. Sendo assim, foram feitas análises de relação de velocidade e recuperação de pressão total na entrada do *intake*.

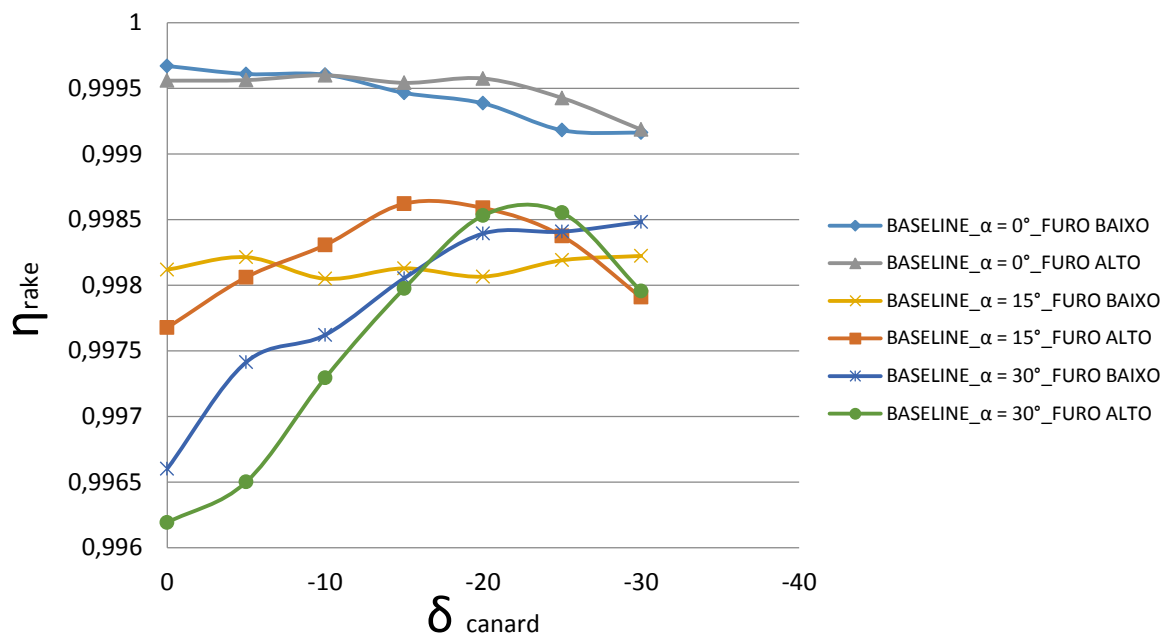
4.2.1 ANÁLISE ESPECÍFICA PARA CADA CANARD

Nesta primeira etapa deste estudo, a recuperação de pressão total foi calculada para três ângulos de ataque $\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 15^\circ$ e $\alpha = 30^\circ$ para cada tipo de Canard variando-se o ângulo de incidência de $\delta = 0^\circ$ até $\delta = -30^\circ$ com passo $\delta = -5^\circ$. Além disso, foi feita a relação de velocidade na entrada do *intake* dorsal para todas as situações tanto no Furo Baixo, quanto no Furo alto. A recuperação de pressão total mede a quantidade de escoamento da corrente livre que foi recuperada para alimentar o motor. Sendo assim, nos itens a seguir fez-se a relação entre a recuperação de pressão total e a relação de velocidade. Para as imagens da relação de velocidade, as cores mais amareladas representam uma relação próxima de 1:1 entre a velocidade do escoamento na entrada do *intake* e o escoamento livre, já as colorações mais azuladas repre-

sentam uma diminuição de velocidade do escoamento e separação da camada limite dentro do duto. Como mencionado anteriormente, fez-se a extrapolação da relação de velocidades em relação às coordenadas XY do rake no contorno do *intake* apenas para facilitar uma visualização das tendências medidas pelo rake. As curvas suaves das figuras de recuperação de pressão total também foram utilizadas para facilitar a visualização.

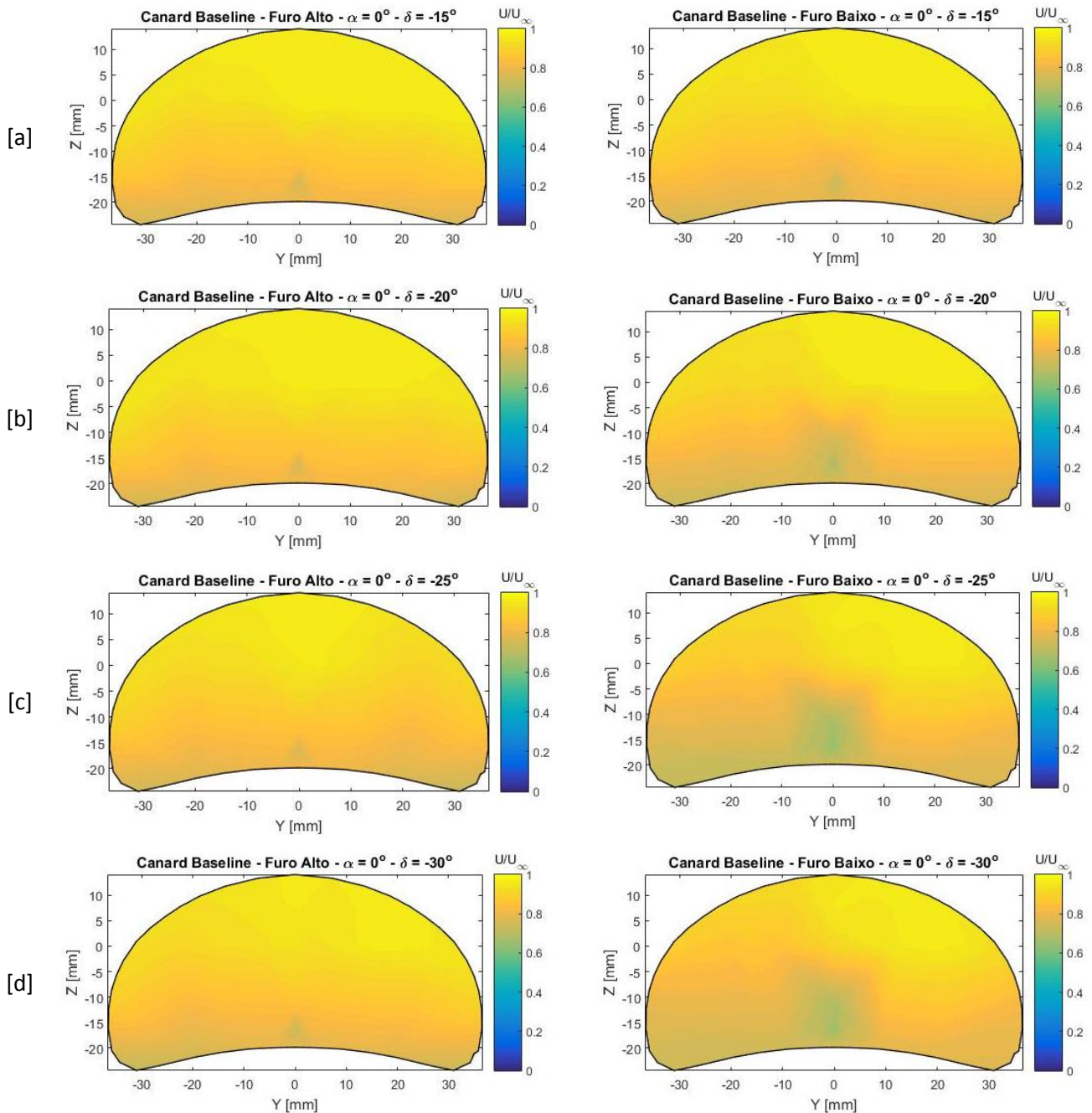
4.2.1.1 CANARD BASELINE

Figura 51 - Recuperação de pressão total x ângulo de incidência do Canard Baseline



Fonte : Próprio autor.

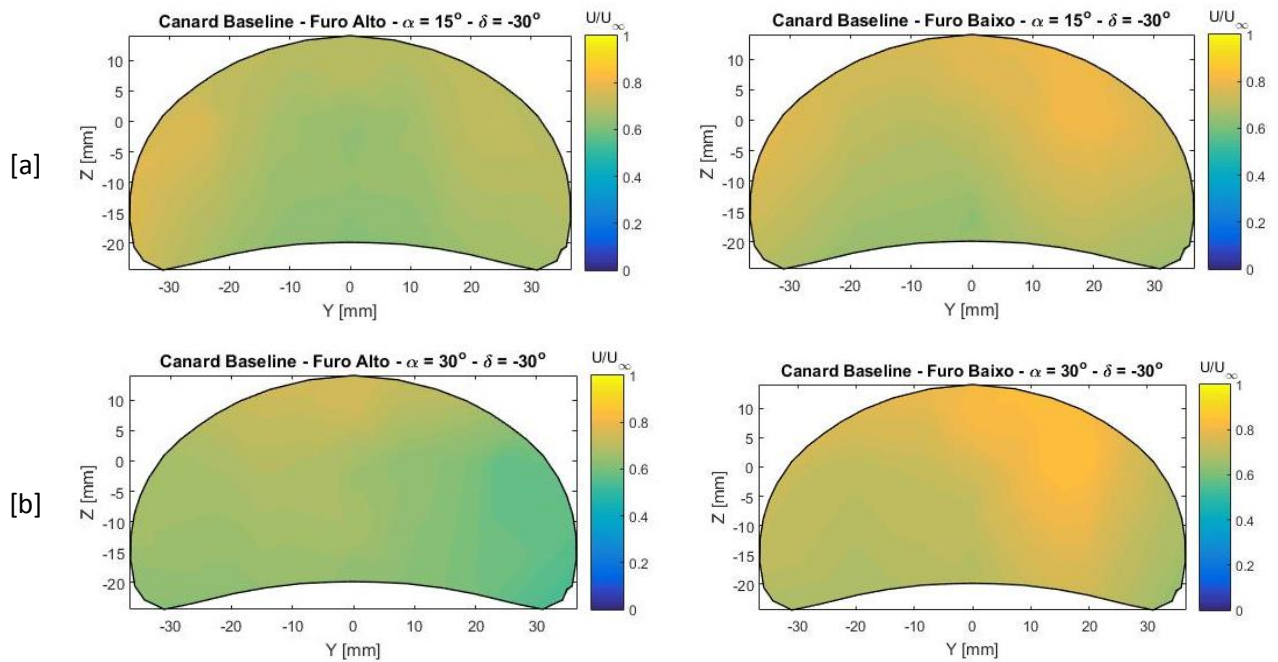
Ao se analisar a Figura 51 para $\alpha = 0^\circ$ e ângulos de incidência entre $\delta = -15^\circ$ e $\delta = -30^\circ$, o Canard Baseline no Furo Alto apresentou certa vantagem em relação ao Canard Baseline no Furo Baixo. Na Figura 52 pode-se observar essa vantagem também nas relações de velocidades na entrada do *intake*. Na figura tem-se uma evolução maior da queda na relação de velocidades para δ a partir de -20° .

Figura 52 - Relações de velocidades na entrada do *intake* para $\alpha = 0^\circ$ 

Fonte : Próprio autor.

Para ângulos de ataque elevados com $\alpha = 15^\circ$ e $\alpha = 30^\circ$, tem-se que o Canard Baseline no Furo Baixo à $\delta = -30^\circ$ foi mais vantajoso em relação ao mesmo Canard no Furo Alto e isso pode ser verificado na Figura 53, na qual a presença de cores mais esverdeadas para a posição de furo alto indica uma maior separação da camada limite e uma diminuição da relação de velocidades.

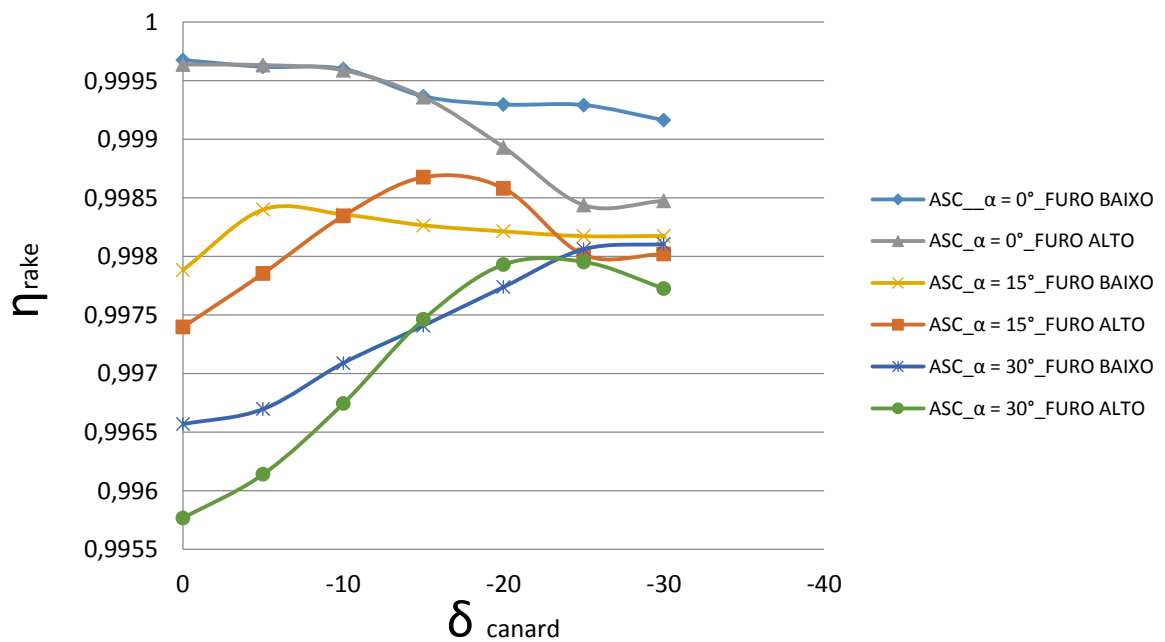
Figura 53 - Relações de velocidades na entrada do *intake* para $\alpha = 15^\circ$ (a) e $\alpha = 30^\circ$ (b)



Fonte : Próprio autor.

4.2.1.2 CANARD ASC

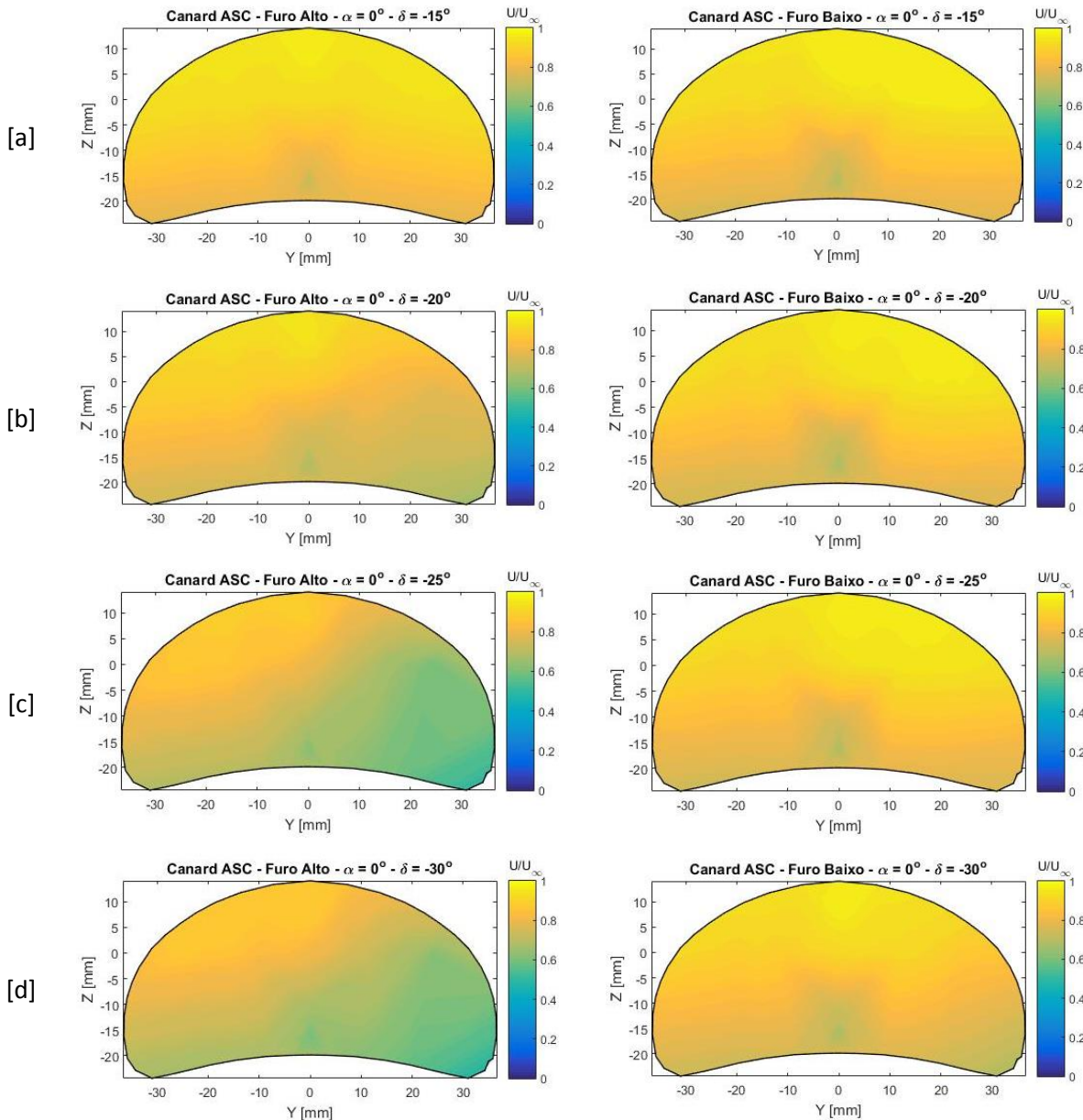
Figura 54 - Recuperação de pressão total x ângulo de incidência do Canard ASC



Fonte : Próprio autor.

Para este Canard em $\alpha = 0^\circ$, pode-se destacar a perda de recuperação de pressão total na posição de Furo Alto em relação ao Furo Baixo a partir de $\delta = -15^\circ$ como verificado na figura a seguir.

Figura 55 - Relações de velocidades na entrada do intake para $\alpha = 0^\circ$ a partir de $\delta = -15^\circ$

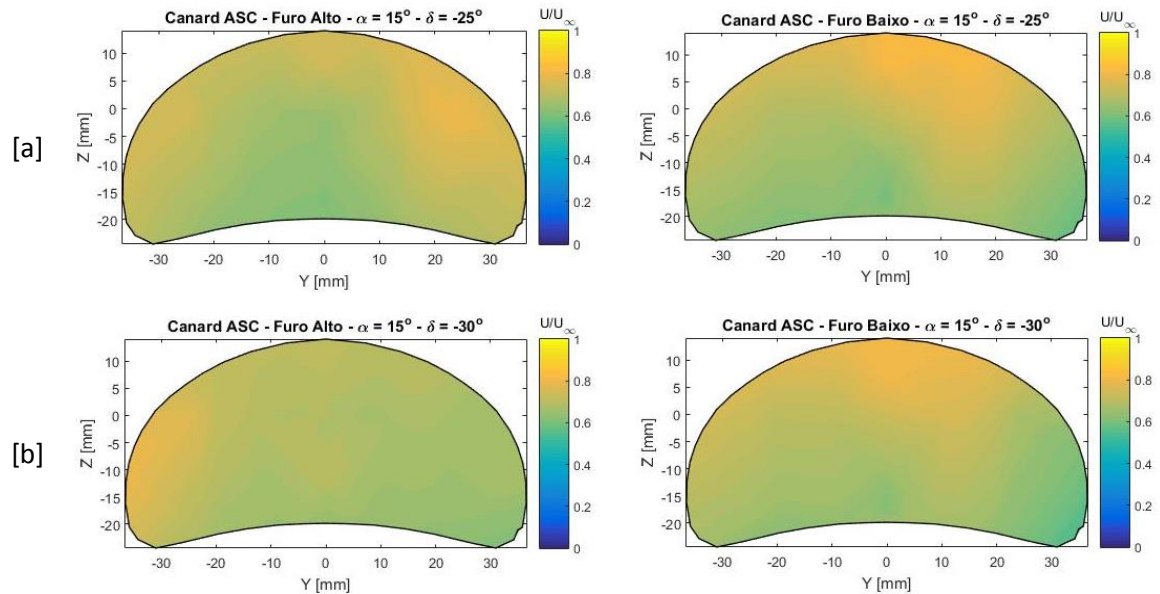


Fonte : Próprio autor.

A região mais azulada indica uma perda de velocidade e uma separação da camada limite dentro do duto, por esse motivo houve a queda na recuperação de pressão nessa configuração. Para ângulos de ataque elevados, tem-se que os Canard ASC localizados no Furo Baixo apresentaram melhor recuperação de pressão se comparados com os localizados no Furo Alto

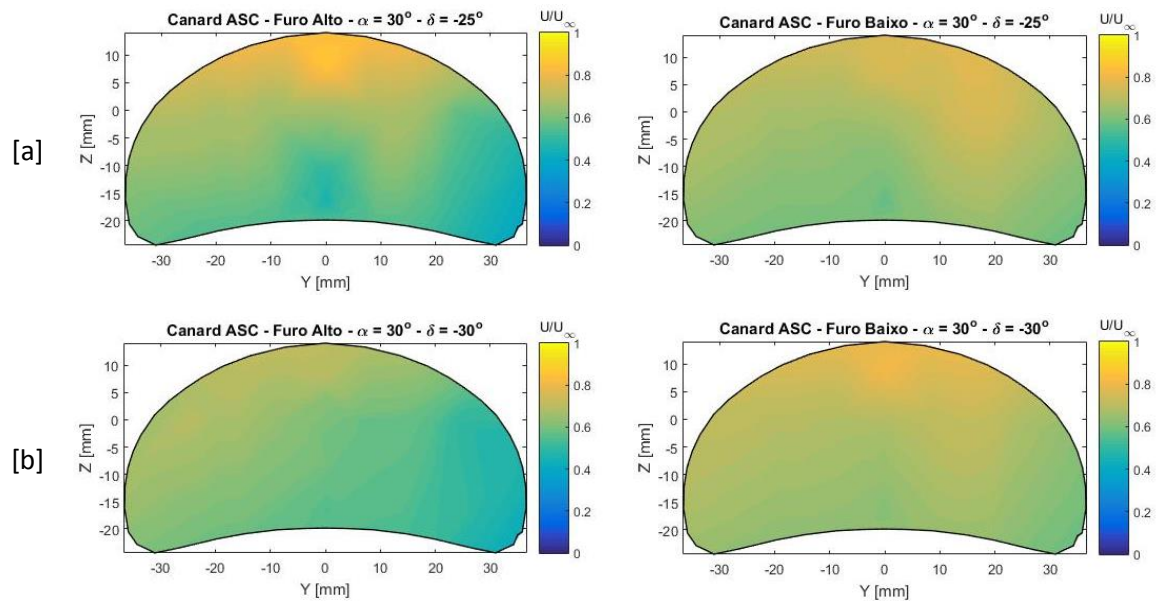
para $\delta > -25^\circ$. A Figura 56 mostra essa comparação para $\alpha = 15^\circ$ e a Figura 57 para $\alpha = 30^\circ$. A assimetria observada no canto esquerdo das figuras pode ter sido causada devido ao *gap* na junção do Canard na fuselagem do modelo.

Figura 56 - Relações de velocidades na entrada do intake para $\alpha = 15^\circ$ a partir de $\delta = -25^\circ$



Fonte : Próprio autor.

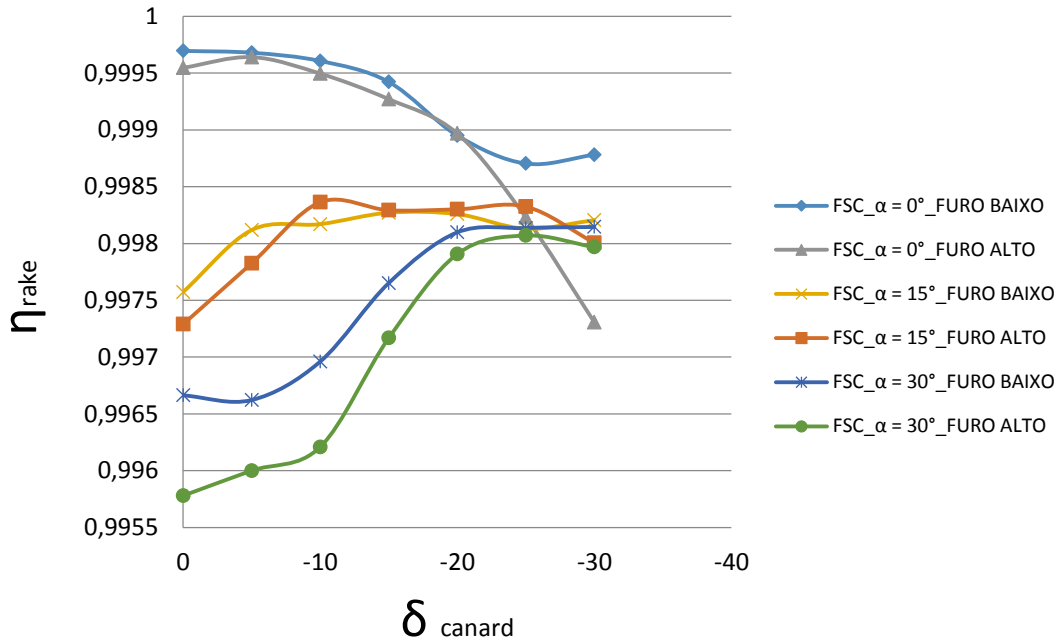
Figura 57 - Relações de velocidades na entrada do intake para $\alpha = 30^\circ$ a partir de $\delta = -25^\circ$



Fonte : Próprio autor.

4.2.1.3 CANARD FSC

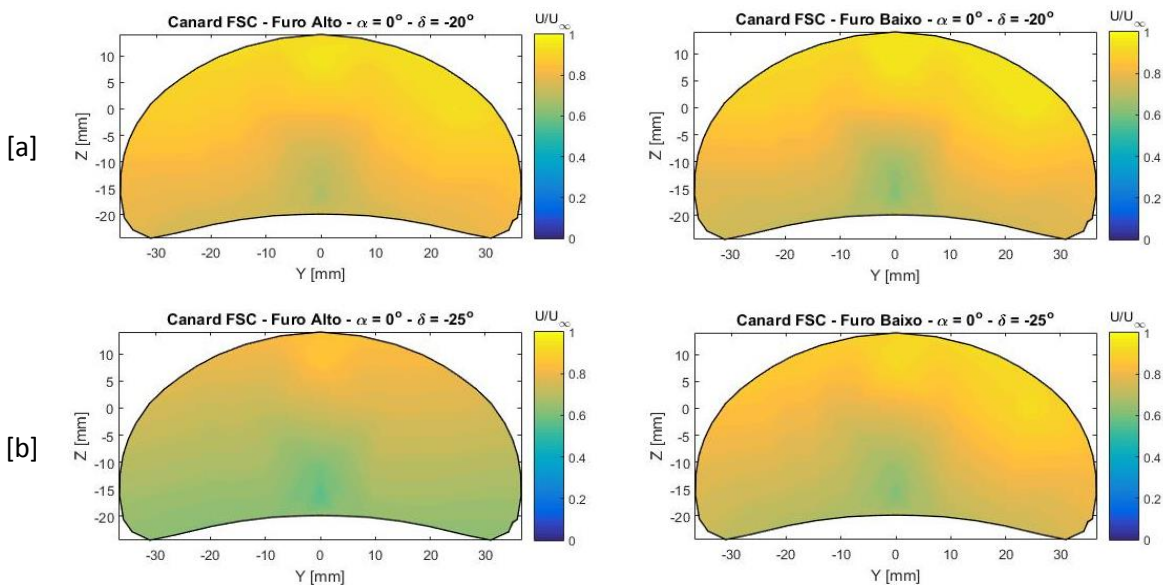
Figura 58 - Recuperação de pressão total x ângulo de incidência do Canard FSC

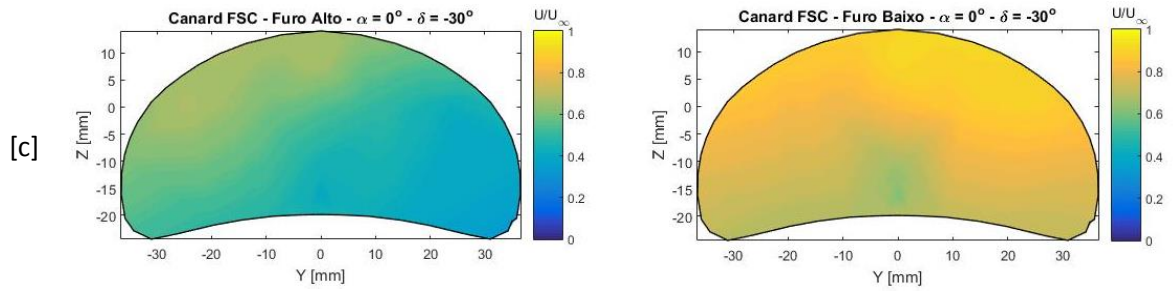


Fonte : Próprio autor.

Ao se observar a **Figura 58**, tem-se a queda de eficiência do Canard FSC no Furo Alto em relação ao Furo Baixo em $\alpha = 0^\circ$ para $\delta > -20^\circ$ essa queda de eficiência pode ser observada também nas relações de velocidade na Figura 59. Outra característica observada foi a eficiência do Canard FSC para ângulos α mais elevados e $\delta > -20^\circ$, nota-se que elas tendem para uma mesma região.

Figura 59 - Relações de velocidades na entrada do intake para $\alpha = 0^\circ$ a partir de $\delta = -20^\circ$





Fonte : Próprio autor.

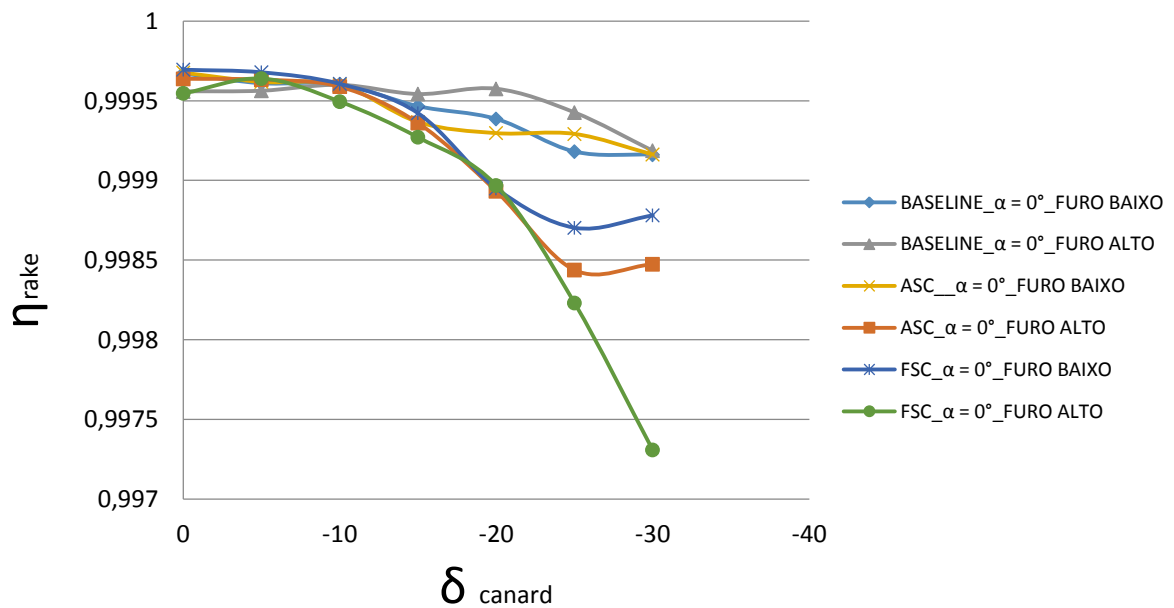
Pela figura nota-se uma grande perda de velocidade para a configuração no furo alto e $\delta = -30^\circ$. Isso significa que nessa configuração tem-se um descolamento da camada limite promovendo um escoamento turbulento.

4.2.2 ANÁLISE GERAL ENTRE OS CANARD

Na segunda etapa o mesmo estudo foi realizado, porém com o foco na comparação entre as eficiências e relações de velocidades entre os três modelos de Canard para cada ângulo de ataque do modelo.

4.2.2.1 ANÁLISE PARA $\alpha = 0^\circ$

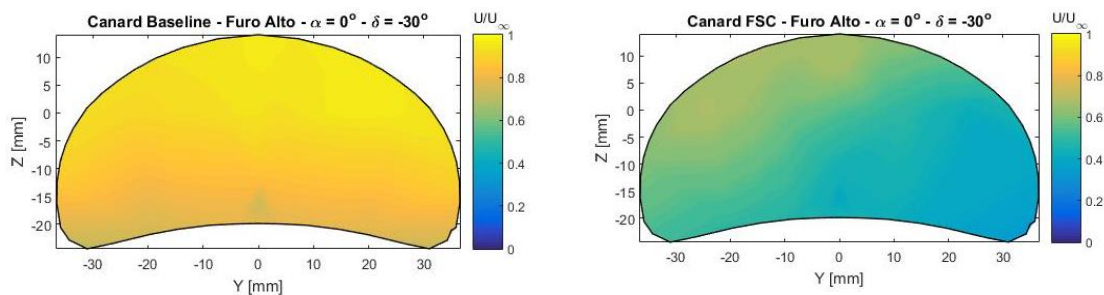
Figura 60 - Recuperação de pressão total para $\alpha = 0^\circ$



Fonte : Próprio autor.

Por meio da Figura 60 observou-se que para $\delta = 0^\circ$ as eficiências se encontram em uma mesma faixa de valores, já para $\delta > -15^\circ$ o Canard Baseline nas duas posições e mais especificamente o Canard ASC no Furo Baixo apresentam uma vantagem na eficiência em relação às outras configurações. A queda na recuperação de pressão total na configuração FSC furo alto pode ter acontecido devido a um efeito de downwash que não favoreceu a entrada de ar no *intake* além de ter promovido um forte descolamento da camada limite na região do mesmo, dessa forma, diminuindo o aproveitamento do escoamento livre na recuperação de pressão. Na figura a seguir foi feita uma comparação entre o Canard mais eficiente e o menos eficiente para $\delta = -30^\circ$ o Canard Baseline no Furo Alto foi escolhido como o mais eficiente e o Canard FSC no Furo Alto como o menos eficiente para mostrar essa comparação.

Figura 61 – Comparação entre o Canard Baseline e FSC para $\delta = -30^\circ$

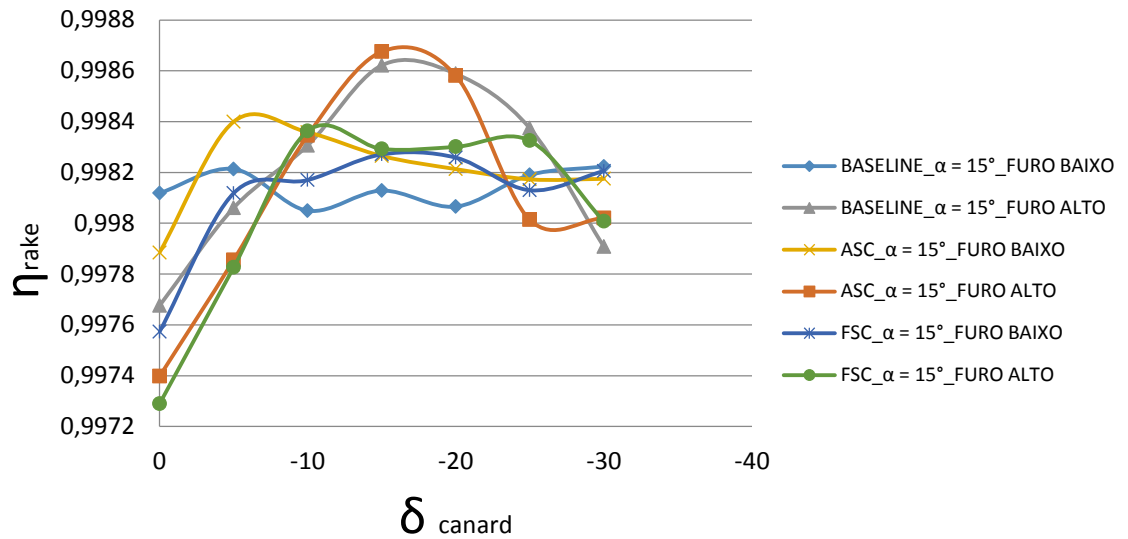


Fonte : Próprio autor.

Pela figura anterior pode-se observar que o Canard FSC no Furo Alto promove uma queda na relação de velocidades devido à coloração esverdeada, como consequência, há uma queda elevada na eficiência do mesmo.

4.2.2.2 ANÁLISE PARA $\alpha = 15^\circ$

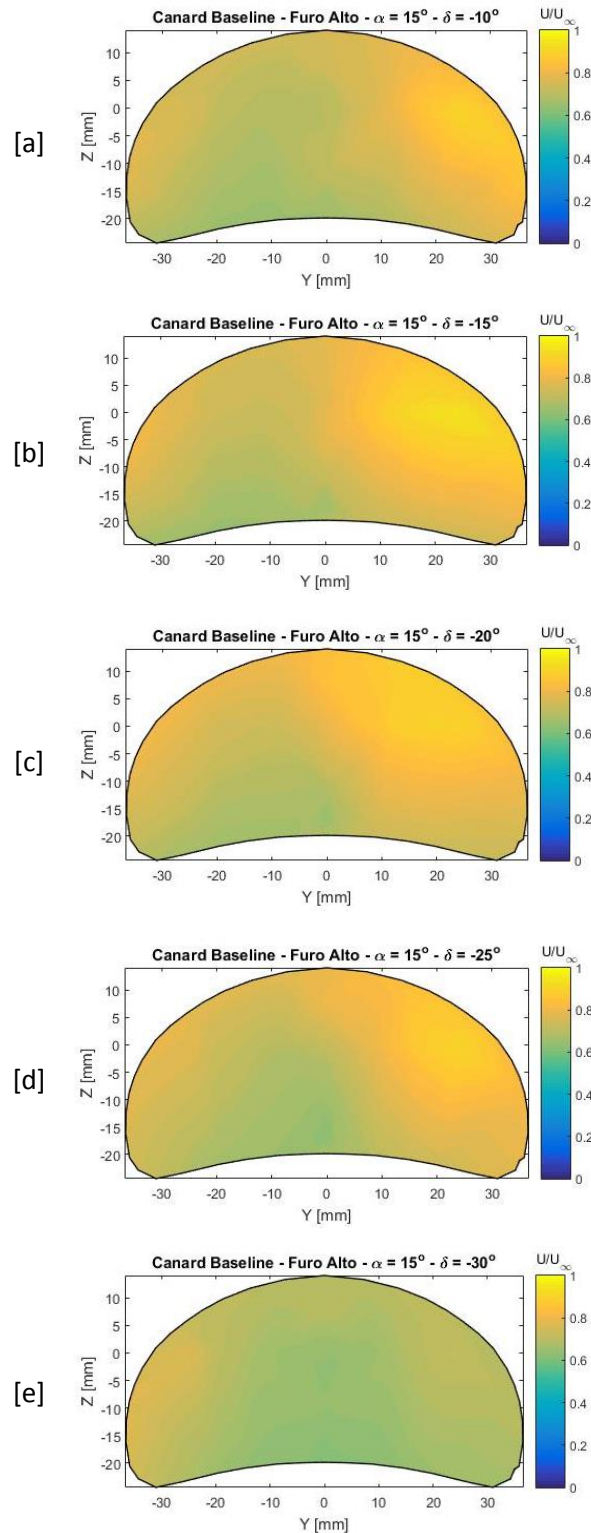
Figura 62 - Recuperação de pressão total para $\alpha = 15^\circ$



Fonte : Próprio autor.

Na Figura 62 os Canard Baseline e ASC no Furo Alto se destacam com a melhor eficiência na faixa de $-12^\circ < \delta < -22^\circ$, porém para $\delta = -30^\circ$ passam a ser os menos eficientes juntamente com o Canard FSC na mesma posição de Furo Alto. Outro fato observado dentro da mesma faixa de $-12^\circ < \delta < -22^\circ$ foi uma eficiência similar entre os outros Canard testados.

A figura a seguir mostra a variação de eficiência do Canard Baseline no Furo Alto refletida na relação de velocidades na entrada do *intake* a partir de $\delta = -10^\circ$ até $\delta = -30^\circ$.

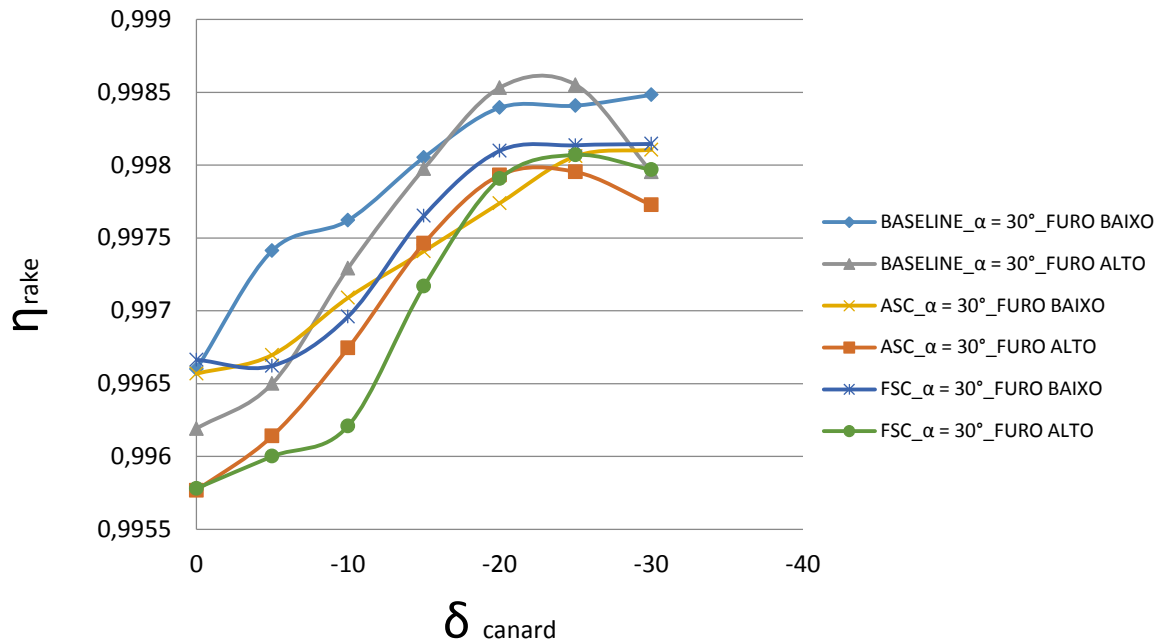
Figura 63 - Relações de velocidades na entrada do intake para $\alpha = 15^\circ$ em $-10^\circ < \delta < -20^\circ$ 

Fonte : Próprio autor.

Por meio da imagem, que evoluiu de uma cor amarelada para um tom mais esverdeado, pode-se comprovar a queda na eficiência ao se variar o ângulo de incidência negativamente.

4.2.2.3 ANÁLISE PARA $\alpha = 30^\circ$

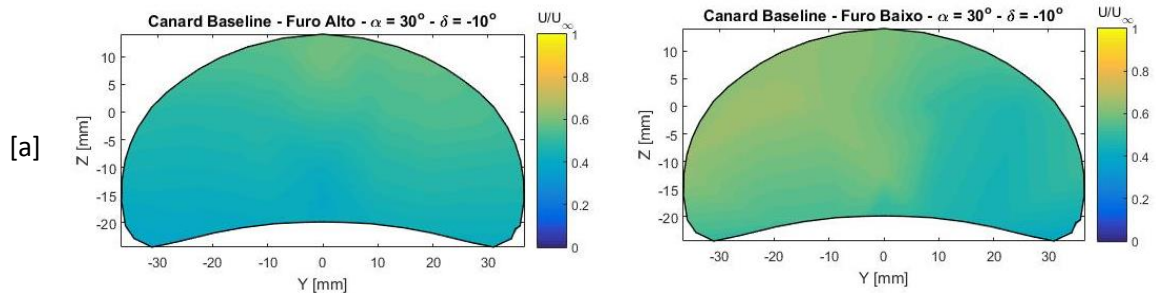
Figura 64 - Recuperação de pressão total para $\alpha = 30^\circ$

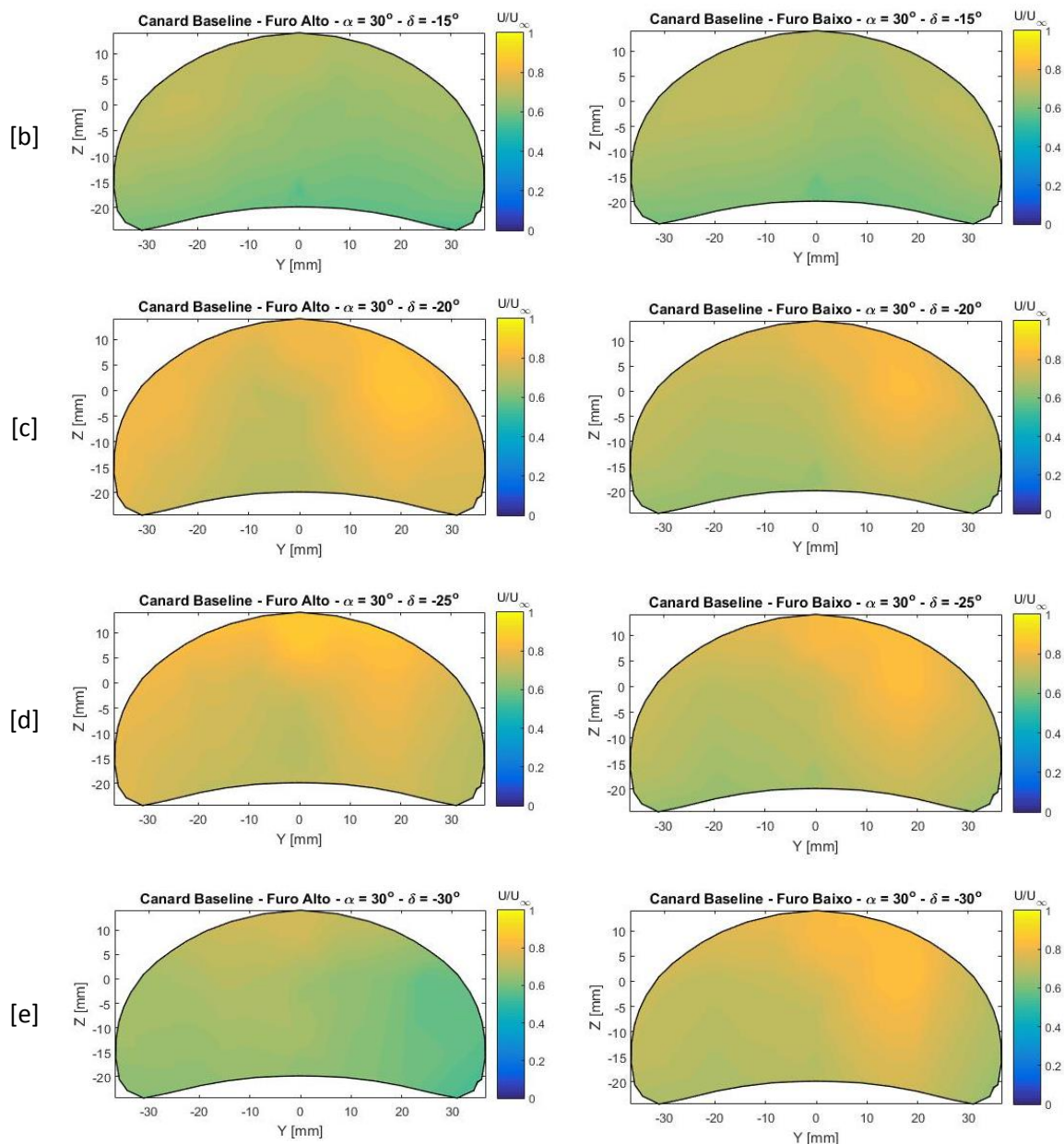


Fonte : Próprio autor.

Nesta última análise feita para $\alpha = 30^\circ$, observou-se que todos os Canard apresentaram uma melhora na eficiência ao se aumentar o ângulo de incidência negativamente, além disso, novamente o Canard Baseline apresentou a melhor eficiência em relação aos demais em uma faixa ampla de δ . Por esse motivo, suas relações de velocidades para as duas posições foram escolhidas e apresentadas a seguir.

Figura 65 - Relações de velocidades na entrada do intake para $\alpha = 30^\circ$ em $-10^\circ < \delta < -30^\circ$





Fonte : Próprio autor.

Nota-se que para $\delta = -30^\circ$ apenas o Canard Baseline na posição de Furo Baixo continua com a vantagem, além disso, há uma diminuição de velocidade no Canard de posição Furo Alto, isso pode ser observado de acordo com a coloração mais esverdeada na Figura 65 (e).

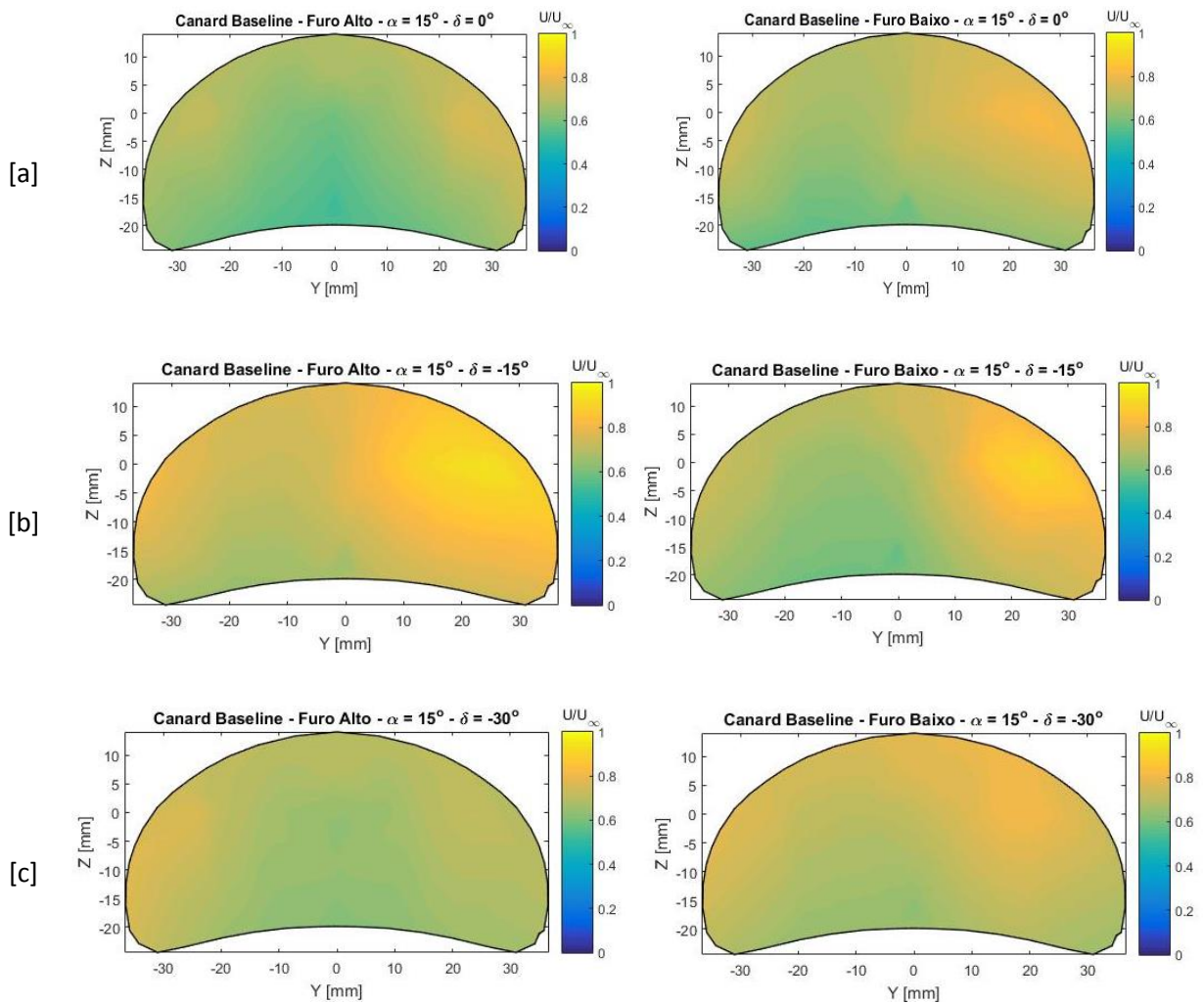
4.2.2.4 ANÁLISE PARA ELEVADOS ÂNGULOS DE ATAQUE $\alpha = 15^\circ$ E $\alpha = 30^\circ$

Ao se comparar as figuras 62 e 64, tem-se que para os ângulos de ataque mais elevados de 15° e 30° há um aumento de eficiência do *intake* ao se aumentar o ângulo de incidência do Canard negativamente. As figuras a seguir mostram essa evolução de eficiência na relação de

velocidades para os três tipos de Canard. Nesta seção para efeito comparativo são mostradas apenas as situações de três ângulos de incidência 0° , -15° e -30° , representados pelas letras (a), (b) e (c) respectivamente nas próximas figuras.

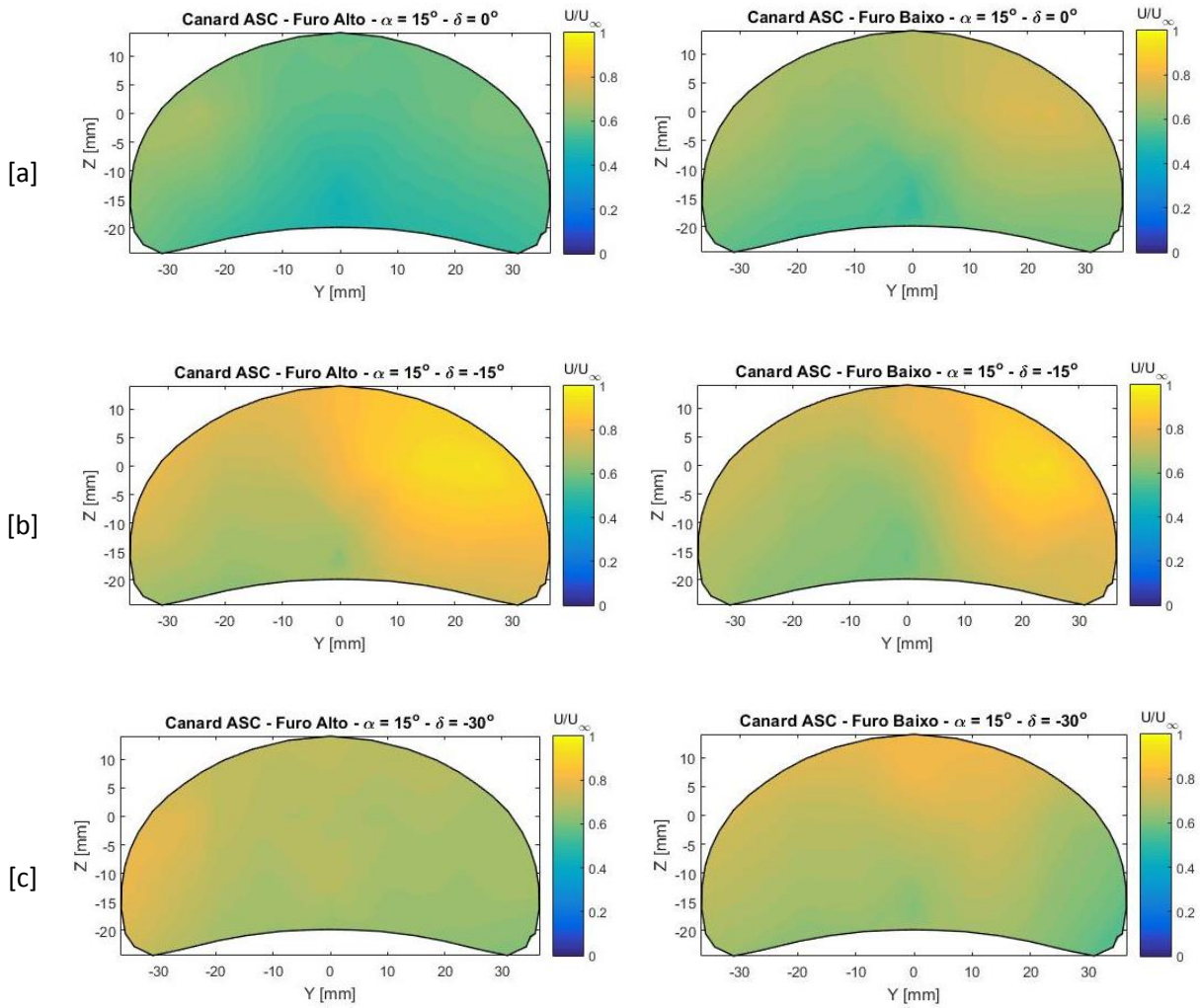
A. ÂNGULO DE ATAQUE $\alpha = 15^\circ$

Figura 66 - Relações de velocidades na entrada do intake para Canard Baseline



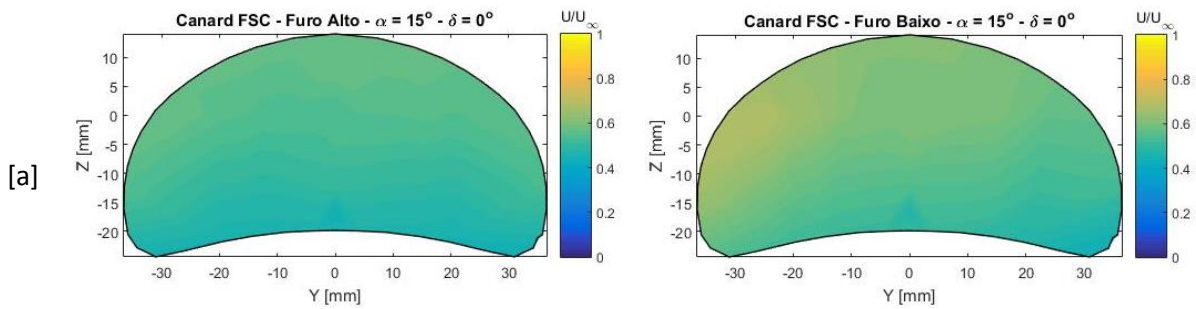
Fonte : Próprio autor.

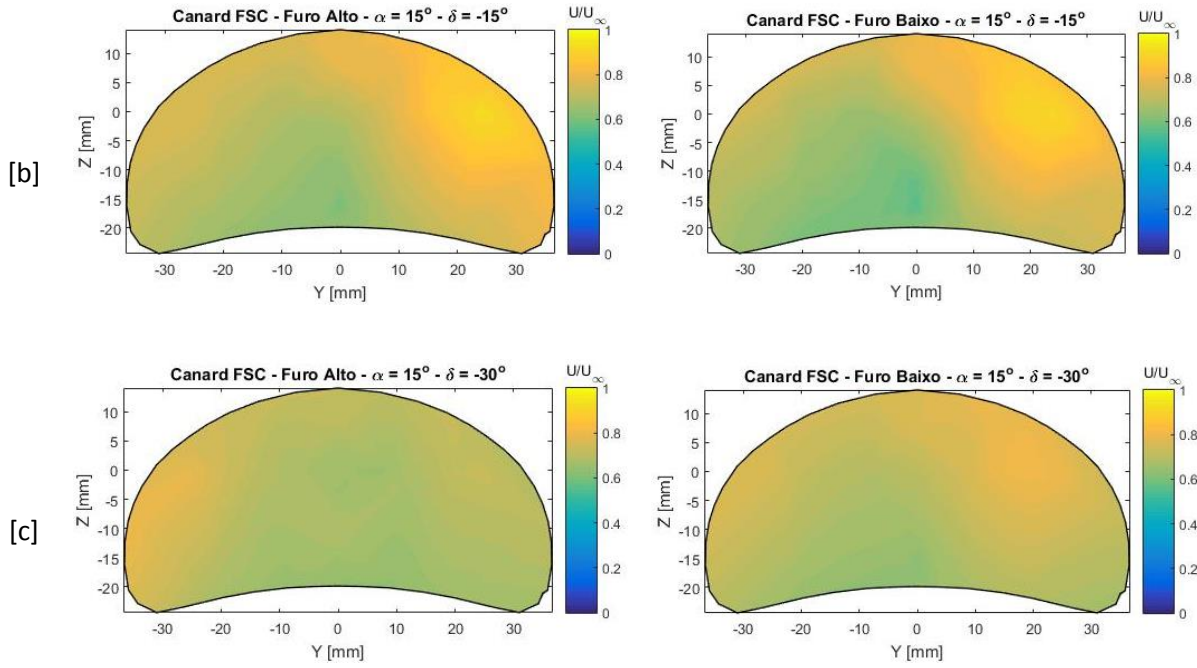
Figura 67 - Relações de velocidades na entrada do intake para Canard ASC



Fonte : Próprio autor.

Figura 68 - Relações de velocidades na entrada do intake para Canard FSC

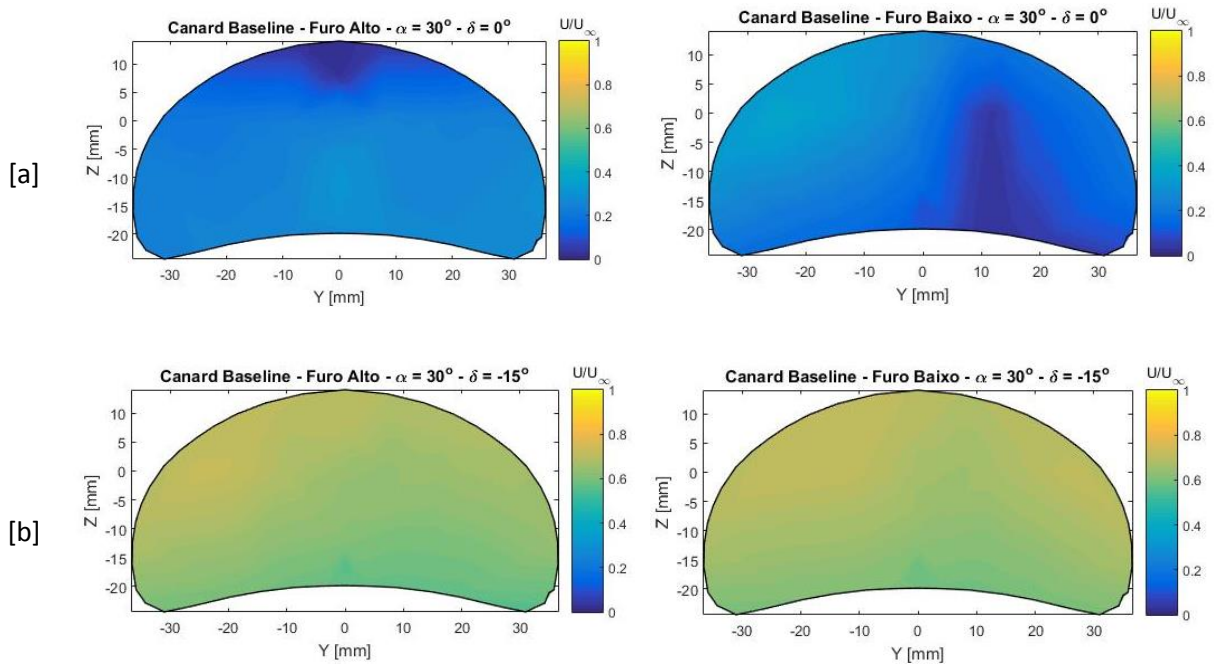


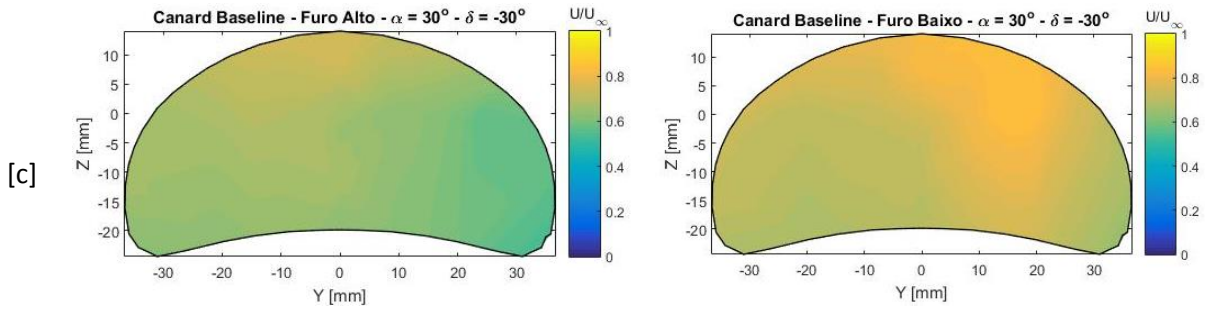


Fonte : Próprio autor.

B. ÂNGULO DE ATAQUE $\alpha = 30^\circ$

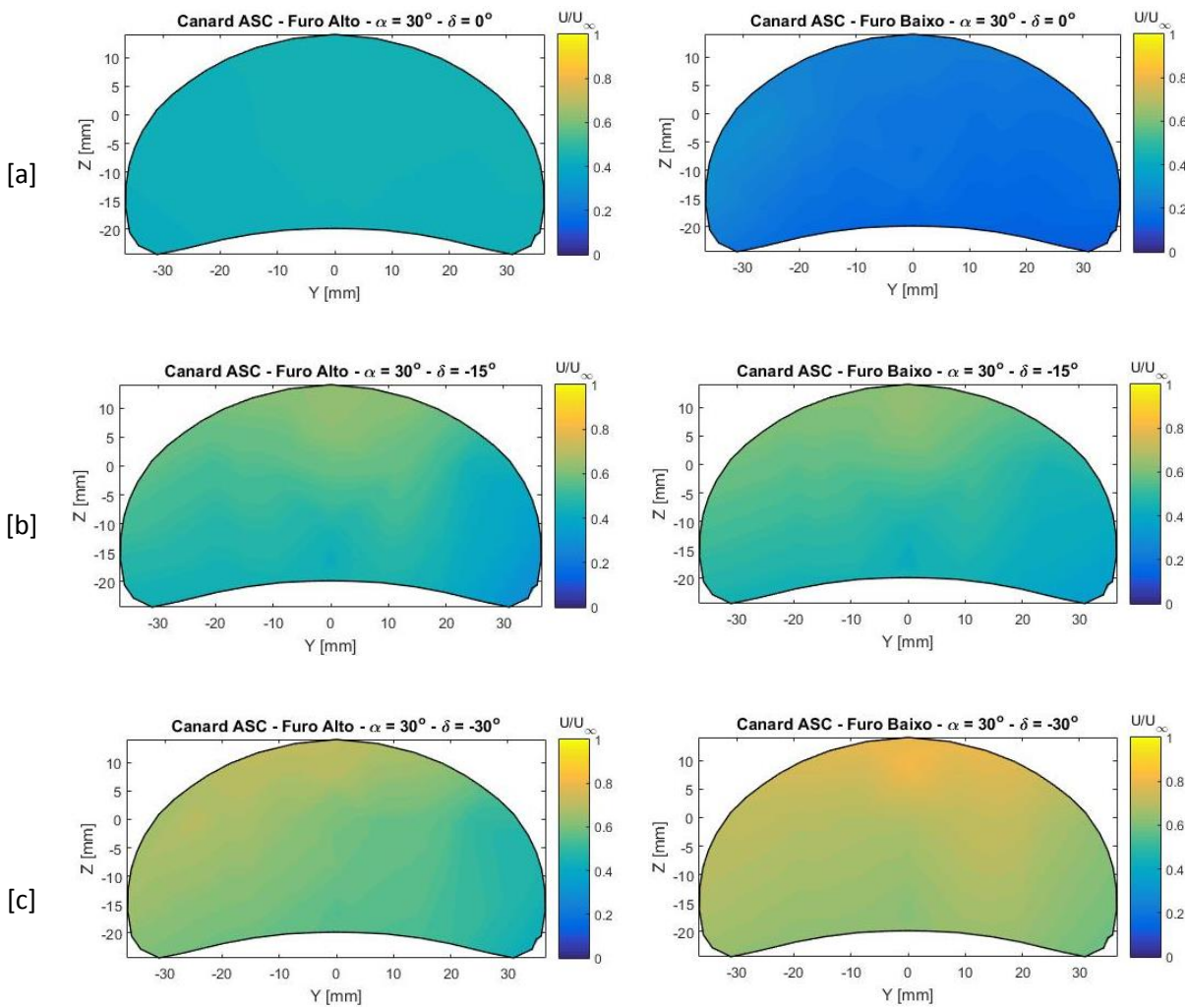
Figura 69 - Relações de velocidades na entrada do intake para Canard Baseline





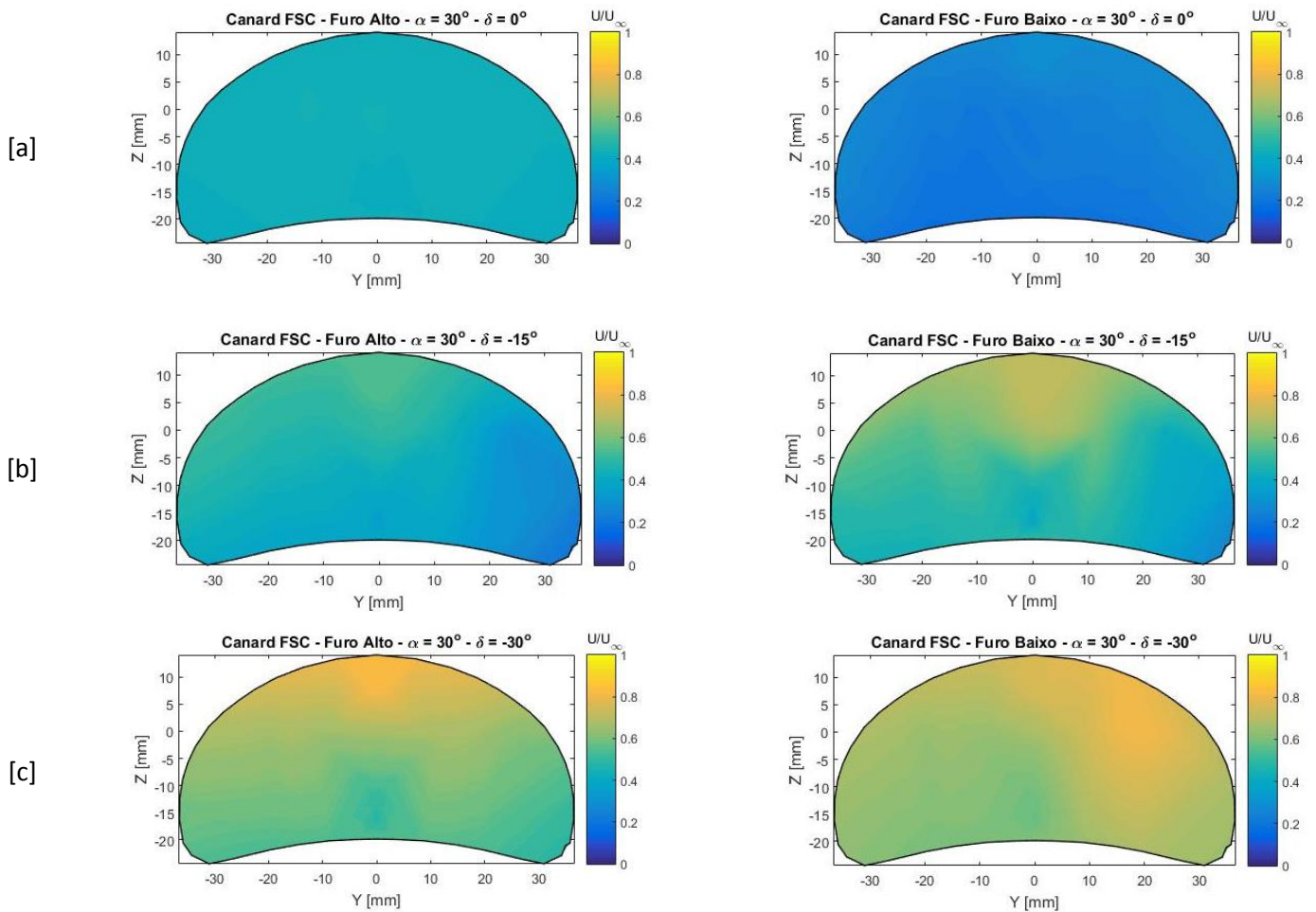
Fonte : Próprio autor.

Figura 70 - Relações de velocidades na entrada do intake para Canard ASC



Fonte : Próprio autor.

Figura 71 - Relações de velocidades na entrada do intake para Canard FSC



Fonte : Próprio autor.

Nas figuras apresentadas anteriormente pode-se observar que em todas as situações há um aumento de velocidade para ângulos de incidência negativos, isso se deve ao escoamento de downwash do Canard que promove um escoamento favorável na entrada do *intake*. Para situações com ângulo de ataque $\alpha = 30^\circ$, fica evidente que o Canard com posição $\delta = 0^\circ$ prejudica a entrada de ar no *intake* que em uma situação real atrapalharia na eficiência da turbina exigindo mais da mesma para se ter um funcionamento satisfatório.

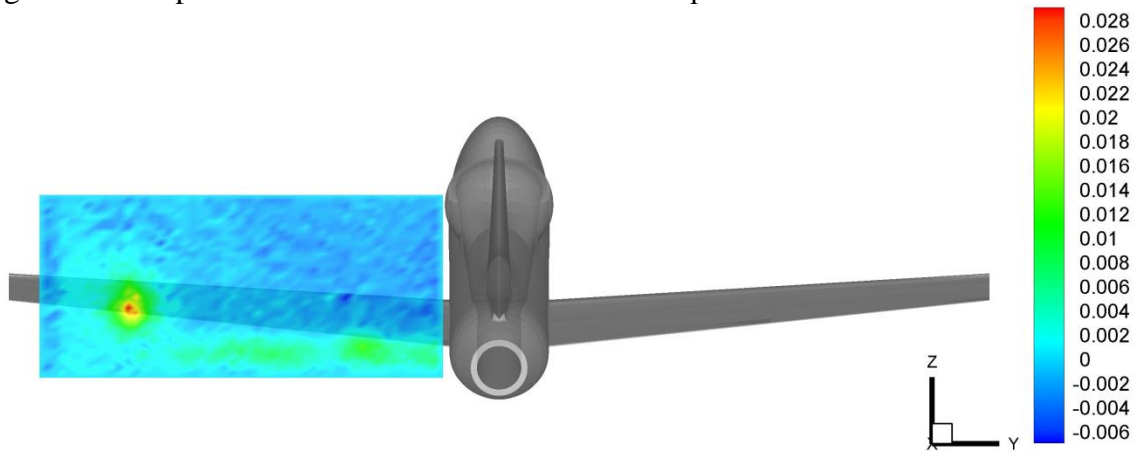
4.3 MAPEAMENTOS DO ESCOAMENTO NO CAMPO DA ASA

Uma avaliação do comportamento do escoamento no campo da asa foi realizada para se observar a influência do Canard Baseline no escoamento que percorre a asa. A análise teve

como foco na procura do vórtice secundário gerado pelo Canard e a sua atuação na raiz da asa.

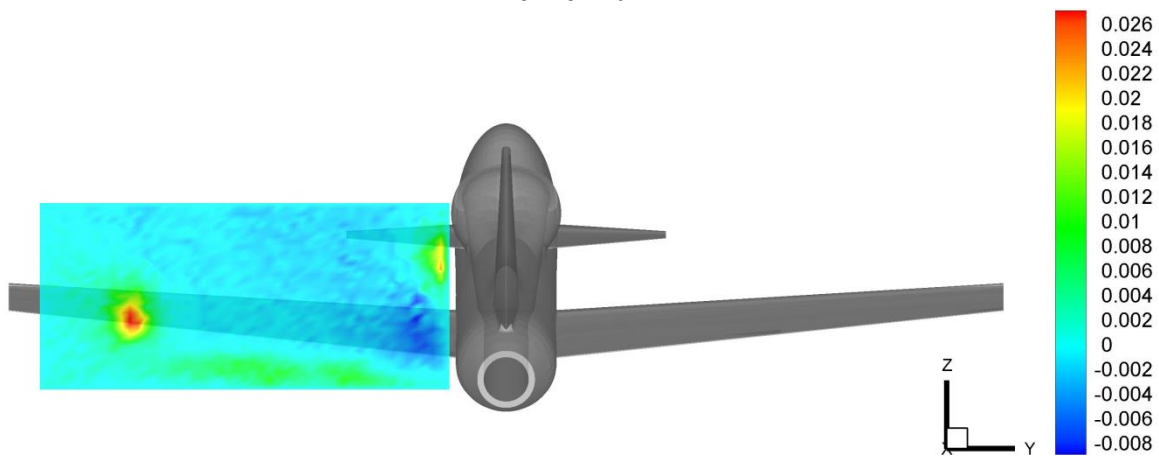
4.3.1 ANÁLISE DA VORTICIDADE

Figura 72 – Mapeamento da intensidade de vorticidade para modelo em $\alpha = 10^\circ$ sem Canard



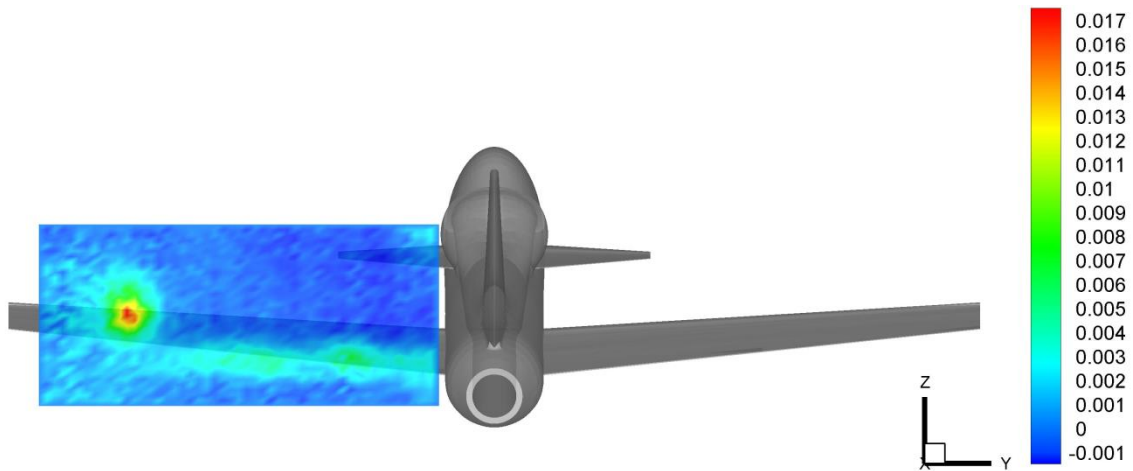
Fonte : Próprio autor.

Figura 73 - Mapeamento da intensidade de vorticidade para modelo em $\alpha = 10^\circ$ com Canard em $\delta = 0^\circ$



Fonte : Próprio autor.

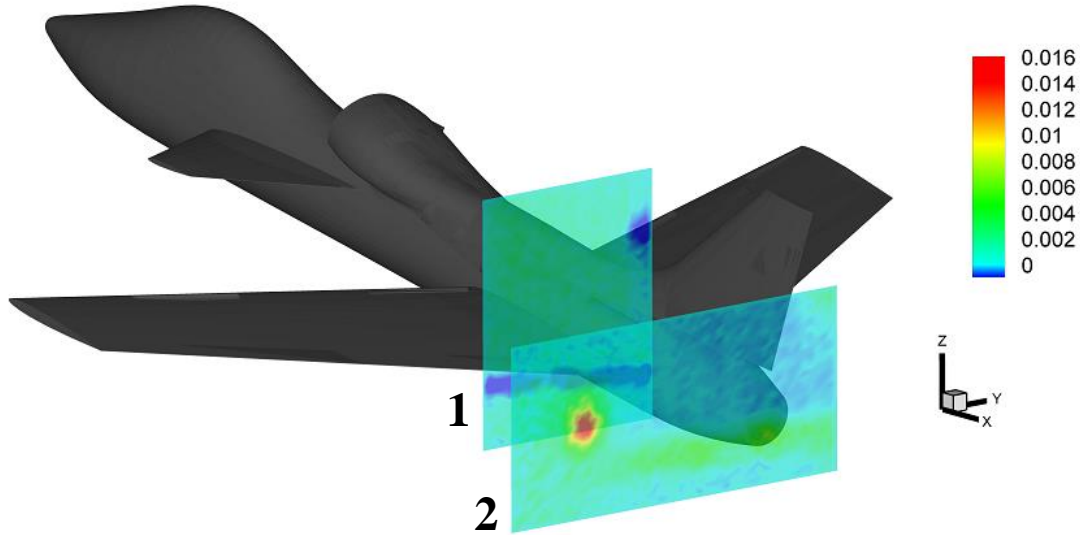
Figura 74 - Mapeamento da intensidade de vorticidade para modelo em $\alpha = 10^\circ$ com Canard em $\delta = -10^\circ$



Fonte : Próprio autor.

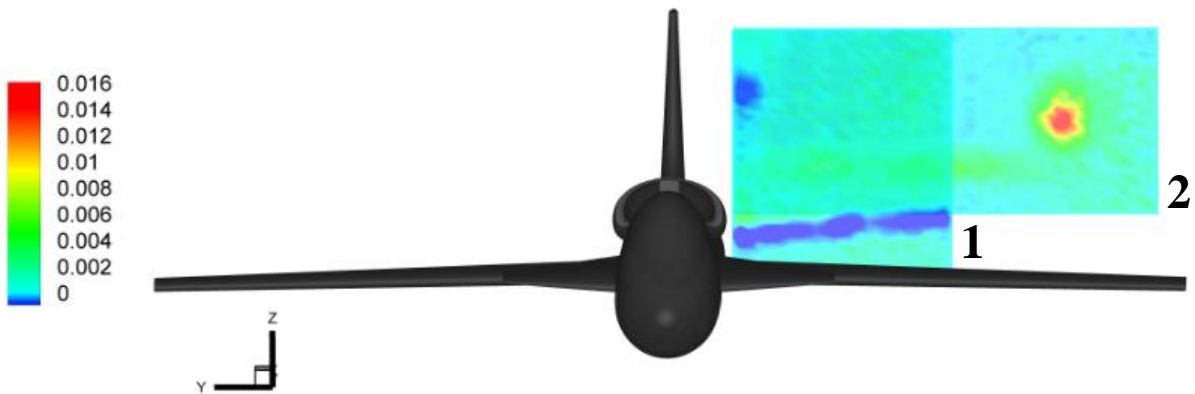
Nas imagens anteriores, os planos para captação da vorticidade foram posicionados a 30 cm de distância do bordo de fuga da asa. Observou-se a formação de esteira no bordo de fuga e o vórtice na ponta de asa do modelo. A intensidade da vorticidade no modelo com Canard em $\delta = 0^\circ$ foi maior em relação ao modelo com o Canard em $\delta = -10^\circ$ isto se deve ao fato de que na configuração com $\delta = 0^\circ$ (Figura 73) houve a formação de um vórtice secundário originário do Canard que afetou a raiz da asa indicando um aumento do downwash na mesma. Esse efeito foi menor para a configuração de $\delta = -10^\circ$ (Figura 74), pois o vórtice gerado se formou mais distante da asa como pode ser visto na análise mais aproximada nas figuras 75 e 76, nas quais um plano a 10 cm do bordo de fuga da asa foi adicionado para a visualização do comportamento da vorticidade. Apesar de se ter observado certa influência dos vórtices secundários na raiz da asa, essa influência não foi significativa para o retardamento do descolamento da camada limite. O provável motivo dessa influência ter sido pequena se deve à distância e o tamanho escolhido para o Canard em relação à asa do modelo.

Figura 75 – Vista isométrica do modelo



Fonte : Próprio autor.

Figura 76 - Vista frontal do modelo



Fonte : Próprio autor.

Por meio das imagens apresentadas pode-se observar uma perturbação na parte superior direita dos quadros 1 e 2, isso indica que o vórtice secundário formado no Canard não está atuando na região próxima à raiz da asa, além disso, há um aumento na intensidade da vorticidade do escoamento ao longo da esteira formada a partir do bordo de fuga.

5. CONCLUSÕES

No presente trabalho três estudos foram realizados e em cada um deles os efeitos promovidos pelas diferentes características da aeronave não convencional foram analisadas. Os testes focaram em uma análise para elevados ângulos de ataque, que sempre estão presentes em manobras de aeronaves de combate. Os resultados apresentados foram obtidos ao longo de meses de estudos, preparação do modelo e testes no túnel de vento.

No período de estudo procurou-se entender a influência de cada parte envolvida na aeronave não convencional (asa de enflechamento negativo, Canard e *intake* dorsal) nos efeitos aerodinâmicos da mesma. Na preparação do modelo, foi necessário o projeto de um aparato para que os novos Canard pudessem ser fixados e ao mesmo tempo pudessem ter seu ângulo de incidência alterado, além disso, o rake foi desenvolvido para possibilitar a tomada de pressão no segundo estudo realizado. Ambos os projetos exigiram o desenvolvimento de soluções para que pudessem ser adaptados no presente trabalho. Os testes no túnel permitiram o desenvolvimento da parte experimental e a compreensão dos efeitos característicos da aeronave não convencional.

No estudo das forças aerodinâmicas atuantes no modelo foi constatado o aumento de sustentação causada com a presença no Canard no modelo, além disso, para elevados ângulos de ataque, foi observado um aumento na eficiência aerodinâmica para ângulos de incidência negativos dos Canard. Nesse estudo, apesar dos bons resultados para ângulos de ataque elevados, não houve uma grande diferença de eficiência entre os diferentes tipos de Canard estudados.

Os resultados do estudo do comportamento do escoamento no *intake* dorsal permitiram avaliar a relação de velocidades em concordância com a recuperação de pressão total na entrada do *intake*, além de permitir a visualização das influências de cada tipo de Canard utilizado em elevados ângulos de ataque.

Por fim, o mapeamento realizado mostrou a formação do vórtice secundário promovida pelo Canard, entretanto, essa influência não foi significativa para o retardamento do descolamento da camada limite na raiz da asa, dessa forma, é aconselhável a realização de modificações e melhoria no projeto dos Canard em trabalhos futuros.

Apesar dos resultados apontarem para melhoramentos que devem ser feitos na aeronave, ainda assim, o conceito de aeronave com *intake* dorsal, Canard e asas com enflechamento

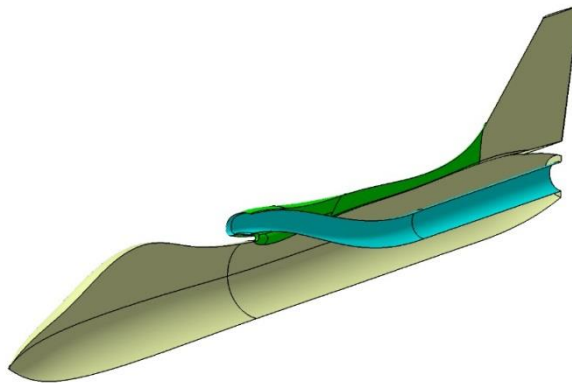
negativo é uma boa opção para a baixa detecção dos compressores da turbina pelo radar além de proporcionar manobras com elevados ângulos de ataque.

6. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Para o prosseguimento deste trabalho, algumas sugestões são apresentadas a seguir:

- 1) Construção de um duto interno para análise da eficiência na entrada da turbina como apresentada na figura a seguir.

Figura 77 - Duto interno ao modelo



Fonte : Próprio autor.

- 2) Aumentar o número de pontos na tomada de pressão do rake para uma medida completa e precisa do contorno e poder analisar o descolamento da camada limite.
- 3) Analisar a influência do *canopy* no escoamento de entrada do *intake* dorsal.
- 4) Prolongar a raiz da asa ou aumentar a razão de área entre asa e o Canard para se analisar a influência do mesmo no escoamento na asa.
- 5) Fazer um estudo de estabilidade e desenvolver um sistema de controle por meio das superfícies de controle presentes na aeronave.

7. REFERÊNCIAS

ANDERSON, J. D. **Introduction to Flight**, The McGraw-Hill Companies ,inc, New York, NY, 2012.

ANDERSON, S. B., FEISTEL, T. W., **A historic review of canard configurations**, 12th Atmospheric Flight Mechanics Conference, Snowmass, CO, August 19 – 21, 1985.

BISPLINGHOFF, R. L., ASHLEY, H., HALFMAN, R. L., **Aeroelasticity**, Dover Publications, inc, Mineola, p. 1-13, New York, 1996.

BRAVO-MOSQUERA, P. D. **Projeto conceitual e análise de desempenho do sistema de admissão de ar de uma aeronave não convencional de combate**. 2017. 130 p. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos (EESC), Universidade de São Paulo (USP), São Carlos, 22/05/2017.

CATALANO, F.M. **The new closed circuit wind tunnel of the aircraft laboratory of university of são Paulo**. In: Brazilian congress of mechanical engineering, 2001.

CATALANO, F. M. **The New Closed Circuit Wind Tunnel of the Aircraft Laboratory of University of São Paulo**. In: 24th International Congress Of The Aeronautical Sciences, 2004.

DIEDERICH, F.W., BUDIANSKY, B. **Divergence of swept wings**, NACA TN-1680, 1948. EESC (2016) – Escola de Engenharia de São Carlos – USP, disponível em: <http://www5.eesc.usp.br/saa/index.php?option=com_content&view=article&id=72&Itemid=158>. Acesso em : 25 Nov. 2016.

ENSEEIHNT (2002), École Nationale Supérieure d'Electrotechnique, d'Electronique, d'Informatique, d'Hydraulique et des Télécommunications, página eletrônica: <<http://hmf.enseeiht.fr/travaux/CD0102/travaux/optmfn/micp/reports/s17afsw/report/index.htm>> . Acesso em : 24 mar.2017.

GRAFTON, S. B., GILBERT, W.P., CROOM, M. A., MURRI, D. G. **High-Angle-of-Attack Characteristics of a Forward-Swept Wing Fighter Configuration**, AIAA 9th Atmospheric Flight Mechanics Conference, San Diego, California, August 9-11, 1982.

HEEG, J. **Dynamic Investigation of Static Divergence: Analysis and Testing**, NASA TP – 2000-210310, Langley Research Center, Hampton, Virginia, November, 2000, p.25.

HYER, M. W.; WHITE, S. R. **Stress Analysis of Fiber-reinforced Composite Materials**. WCB McGraw-Hill, 1998.

JOHNSON, F.A. (2013), **Sweeping Forward: developing and flight testing the Grumman X-29A forward swept wing research aircraft**, Nasa Aeronautics Book Series, p.19

KEITH, M. W., SELBERG, B. P. **Aerodynamic Canard/Wing Parametric Analysis for General Aviation Applications**, AIAA 22nd Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, January 9 – 12, 1984.

KNIGHT, M., NOYES, R.W. **Span load distribution as a factor in stability in roll**, NACA Report No. 393, 1932.

KRONE, JR. N. J. **Divergence Elimination with Advanced Composites**, AIAA 1975 Aircraft Systems and Technology Meeting, Los Angeles, California, August 4-7, 1975.

LANGE, R. H. **Review of Unconventional Aircraft Design Concepts**, Journal of Aircraft, vol.25, NO. 5, p. 385-392, May, 1988.

MILLER, B.D., HADLEY, S.K. **Application of Forward Sweep Wings to an Air Combat Fighter**, AIAA Applied Aerodynamic Conference, Danvers, Massachusetts, July 13-15, 1983.

MOHAMMED-TAIFOUR, A., SCHWAAB, Q., PIOTON, J., WEISS, J. **A new wind tunnel for the study of pressure-induced separating and reattaching flows**, The Aeronautical Journal, vol.119, No 1211, p.91-108, January, 2015.

MOORE, M., FREI, D. **X-29 Forward Swept Wing Aerodynamic Overview**, AIAA Applied Aerodynamics Conference, Danvers, Massachusetts, July 13-15, 1983.

MURRI, D. G., CROOM, M. A., NGUYEN, L. T. **High Angle-of-Attack Flight Dynamics of a Forward-Swept Wing Fighter Configuration**, AIAA Applied Aerodynamics Conference, Danvers, Massachusetts, July 13-15, 1983.

PEREIRA, N. C. **Desenvolvimento de um sistema de aumento de estabilidade longitudinal de uma aeronave com enflechamento negativo e canard, com ensaios em túnel de vento**. 2005. 125 f. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos (EESC), Universidade de São Paulo (USP), São Carlos, 19/08/2005.

PERSSON, B. **Assessment of Aircraft Radar Cross – Section for Detection Analysis**. 2016. 35 f. Tese (Doutorado) – Swedish Defense University, Estocolmo – Suécia, 13/05/2016.

RAYMER, D. P., **Aircraft Design: A Conceptual Approach**, AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics) education series, Washington, DC, 1992.

RHOADES, W.; SURBER, L. **Top mounted inlet flow field testing for future fighter aircraft**. AIAA journal, p. 79-1147, 1979.

RIVERA, W.G. **Estudo da sucção no controle da separação da camada limite em perfis para turbinas eólicas**. 2015. 121 f. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos (EESC), Universidade de São Paulo (USP), São Carlos, 06/02/2015.

ROBERT, W. F.; ALAN, M. T.; PHILIP, J. P. **Introduction to fluid mechanics**. John Wiley & Sons, Inc, Oxford University Press, 8th ed., p. 829 - 835, 2011.

SANTANA, L. D., CARMO, M., CATALANO, F. M. **The Update of an Aerodynamic Wind – Tunnel for Aeroacoustics Testing**, Journal of Aerospace Technology and Management, vol.6, n° 2, p. 111 – 118, São José dos Campos, April-June, 2014.

SEDDON, J.; GOLDSMITH, E. L. **Intake aerodynamics**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, inc, p. 5-26, Washington, DC, 1985.

SHERRER, V.C., HERTZ, T.J., SHIRK, M.H. **Wind Tunnel Demonstration of Aeroelastic Tailoring Applied to Forward Swept Wings**, Journal of Aircraft, vol.18, issue 11, p. 976-983, November, 1981.

TIAN, W., YANG, Z., GU, Y., OUYANG, Y. **Aeroelastic Tailoring of a Composite Forward-Swept Wing Using a Novel Hybrid Pattern Search Method**, Journal of Aerospace Engineering, vol. 29, issue 6, November 2016.

UHUAD, G.C., WEEKS, T.M., LARGE, R. **Wind Tunnel Investigation of Transonic Aerodynamic Characteristics of Forward Swept Wings**, Journal of Aircraft, vol.20. No.3, p. 195-202, mar, 1983.

UNDERWOOD, P.J., OWENS, L.R., WAHLS, R.A., WILLIAMS, S. **X-29 High Alpha Test in The National Transonic Facility**, 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV. Jan.6-9, 2003.

WEISSHAAR, T.A. **Divergence of forward swept composite wings**, Journal of Aircraft, vol.17, No.6, p. 442-448, 1979.

WEISSHAAR, T.A. **Aeroelastic Tailoring of Forward Swept Composite Wings** , Journal of Aircraft, vol.18, No.8, p.669-676, Aug, 1981.

WERRELL K. P. **The big book of x-bombers and x-fighters: Usaf jet-powered experimental aircraft and their propulsive systems**, Air Power History, vol.63, No.3, p. 52-53, 2016.

WILLIAMS, T.; HUNT, B. **Top inlet system feasibility for transonic-supersonic fighter aircraft applications**, AIAA journal, p. 1-15, 1980.

ZHANG, G.Q., YU, S.C.M., CHIEN, A., YANG, S.X. **Aerodynamic Characteristics of Canard-Forward Swept Wing Aircraft Configurations**, Journal of Aircraft, vol.50, No. 2, p.378 – 387, March – April 2013.

APÊNDICE A – ANÁLISE DE ERROS

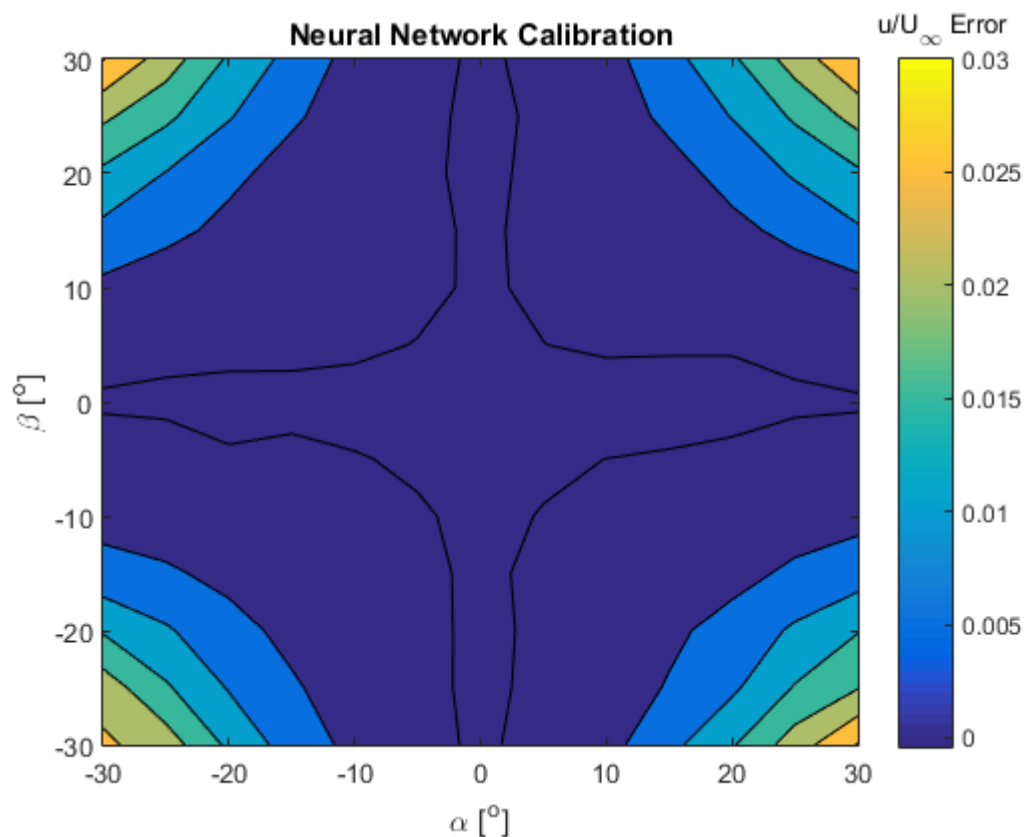
Neste capítulo são apresentadas: uma análise dos erros considerados nos experimentos

A.1 TÚNEL DE VENTO

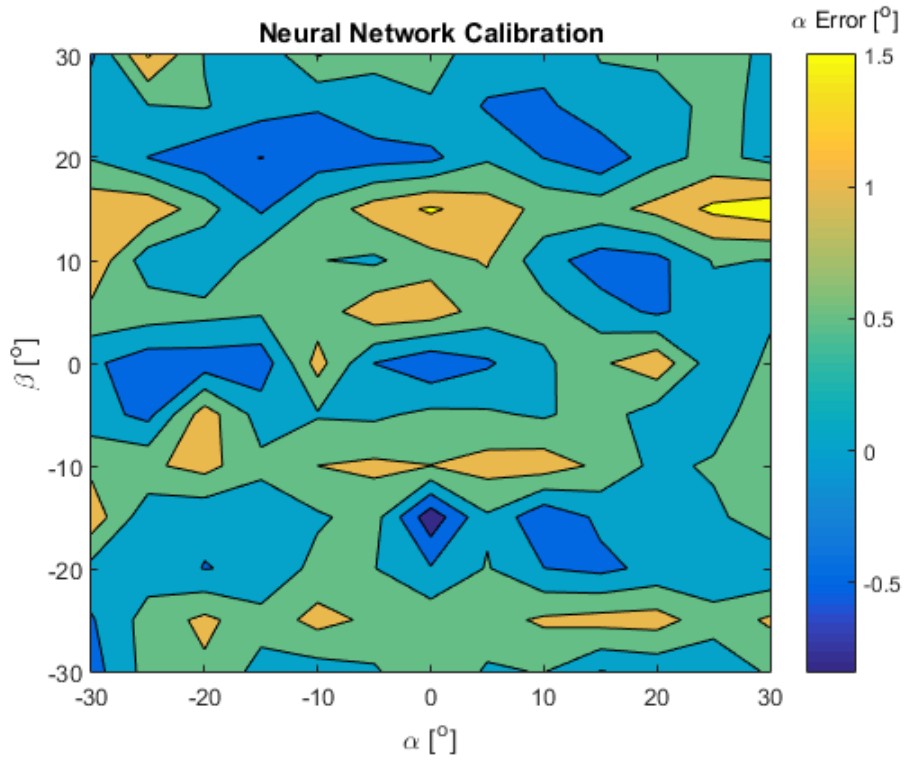
Nas figuras a seguir são mostrados os erros do túnel considerados para a calibração do tubo de Pitot utilizado nas medições do comportamento do escoamento no campo da asa.

A calibração do Pitot foi feita em um túnel tipo soprador com limite de $\pm 30^\circ$ graus para α e para β e foi interpolada a partir de uma rede neural. As figuras mostram os erros para α , β e velocidade da calibração. Os dados foram retirados da apostila do Laboratório de Aerodinâmica (LAE).

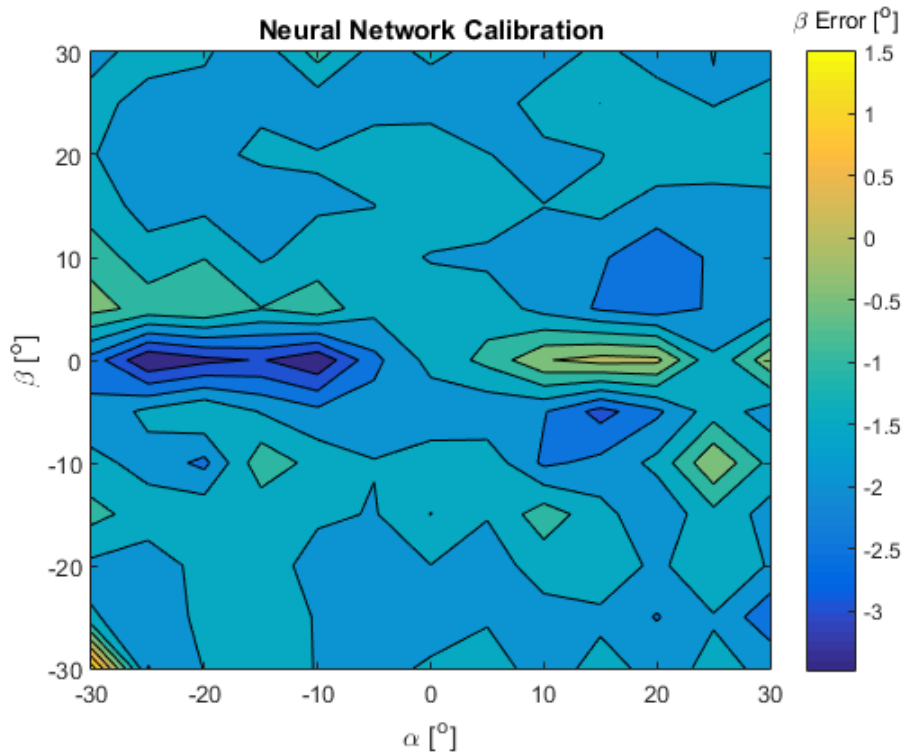
Figura 78 - Erro para a velocidade de calibração



Fonte : Relatório do laboratório de aerodinâmica.

Figura 79 - Erro para α 

Fonte : Relatório do laboratório de aerodinâmica.

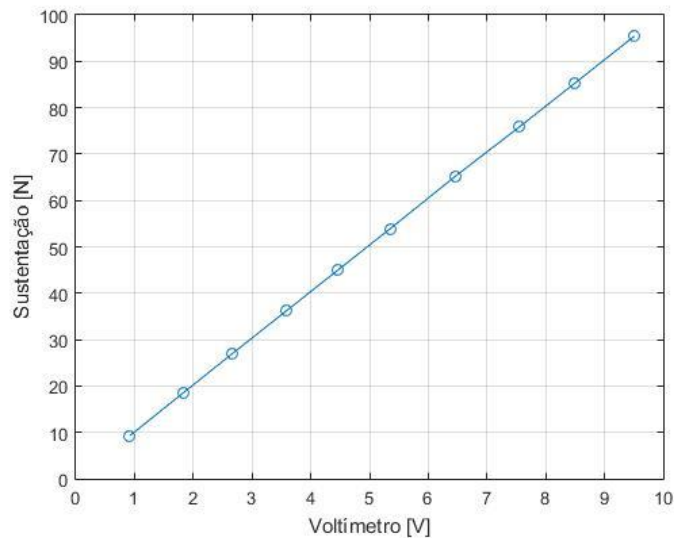
Figura 80 - Erro para β 

Fonte : Relatório do laboratório de aerodinâmica.

A.2 BALANÇA AERODINÂMICA

As figuras a seguir mostram a calibração da balança para a realização dos testes de medição das forças aerodinâmicas e seus respectivos erros. A calibração foi realizada com base na comparação dos pesos em Newtons que foram colocados nos eixos da balança e a leitura aferida pelo voltímetro.

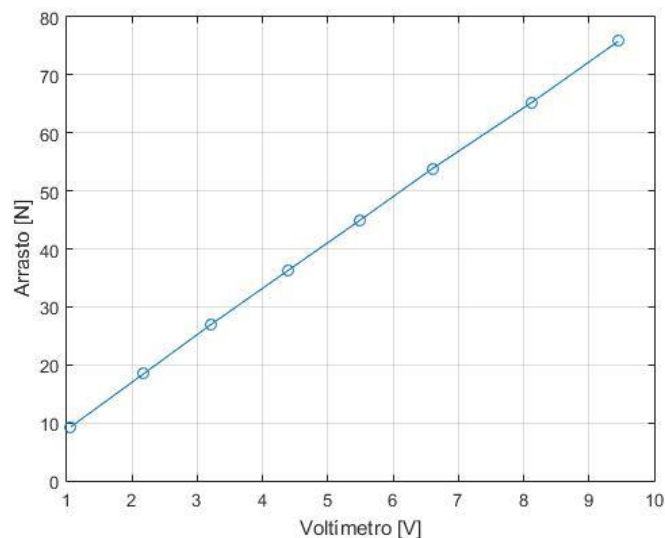
Figura 81 - Calibração da balança para a força de sustentação



Fonte : Próprio autor.

O erro obtido para a calibração da balança para a força de sustentação foi de 0,1609. Sendo assim, a reta de calibração obtida foi: $Sustentação [N] = 10,0578 \pm 0,1609 * Valor em Volts$.

Figura 82 - Calibração da balança para a força de arrasto



Fonte : Próprio autor.

O erro obtido para a calibração da balança para a força de arrasto foi de 0,7348. Sendo assim, a reta de calibração obtida foi: $Arrasto [N] = 8,1085 \pm 0,7348 * Valor em Volts$.

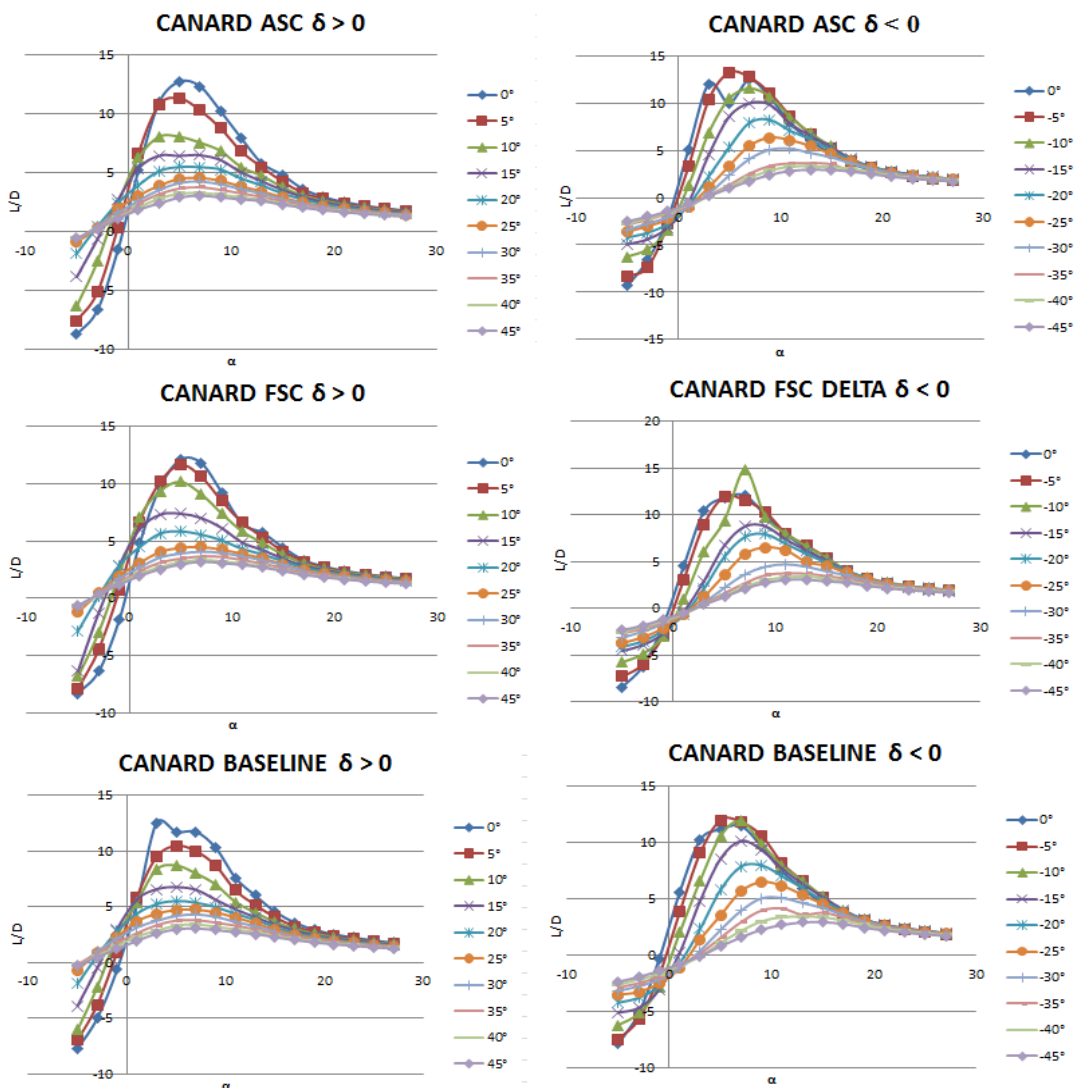
As incertezas relacionadas à sustentação e ao arrasto são respectivamente $\pm 1,59\%$ e $\pm 9,06\%$ e foram calculadas de acordo com a análise das incertezas experimentais propostas por Robert, Alan e Philip (2011).

APÊNDICE B - RESULTADOS DE EFICIÊNCIA AERODINÂMICA

Os resultados apresentados a seguir foram compilados em gráficos para o entendimento dos dados fornecidos pela balança aerodinâmica.

B.1 GRÁFICOS L/D X α PARA A POSIÇÃO DE FURO BAIXO

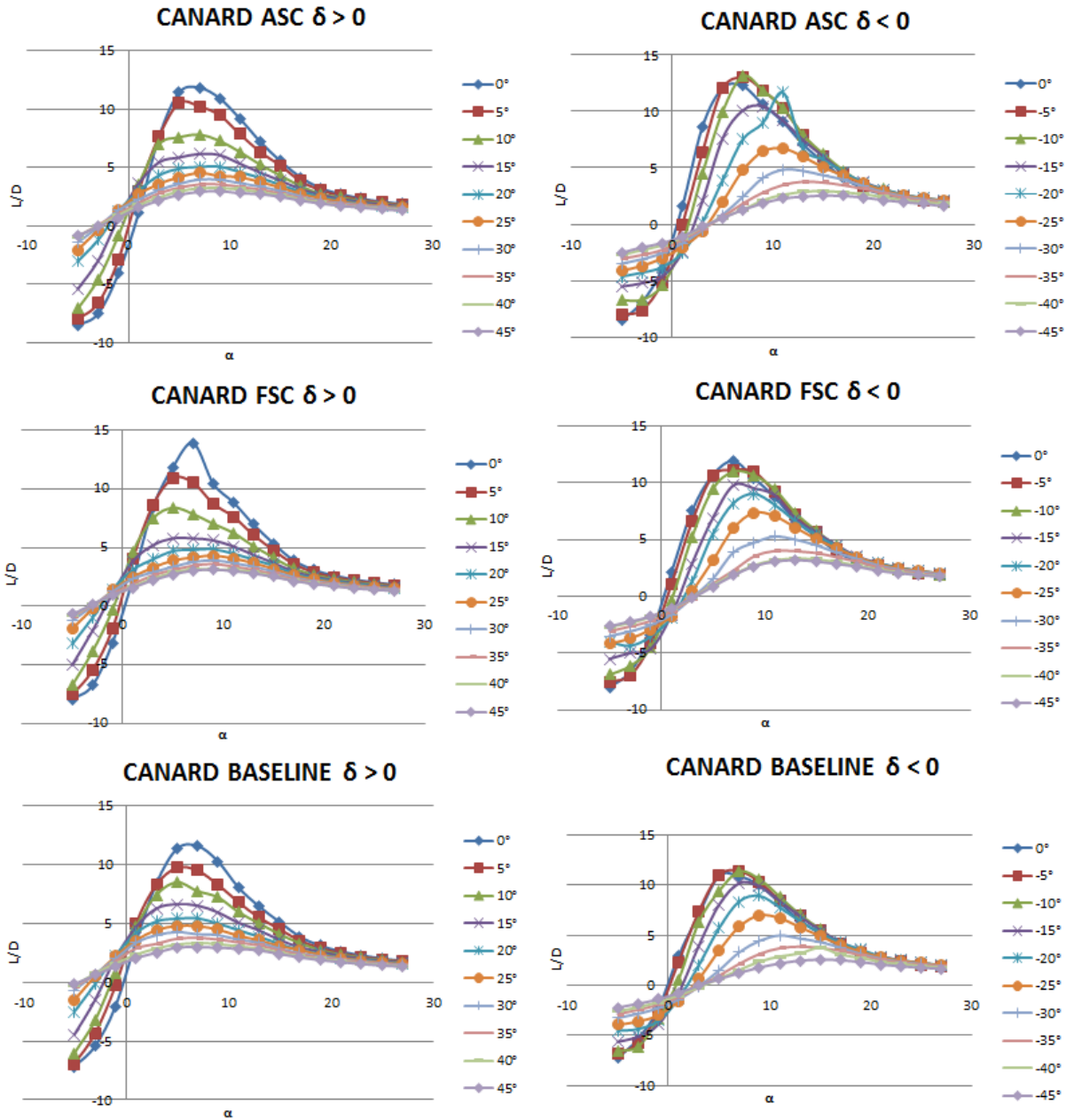
Figura 83 - Gráficos L/D x α para os três tipos de Canard na posição de furo baixo



Fonte : Próprio autor.

B.2 GRÁFICOS L/D X α PARA A POSIÇÃO DE FURO ALTO

Figura 84 - Gráficos L/D x α para os três tipos de Canard na posição de furo alto



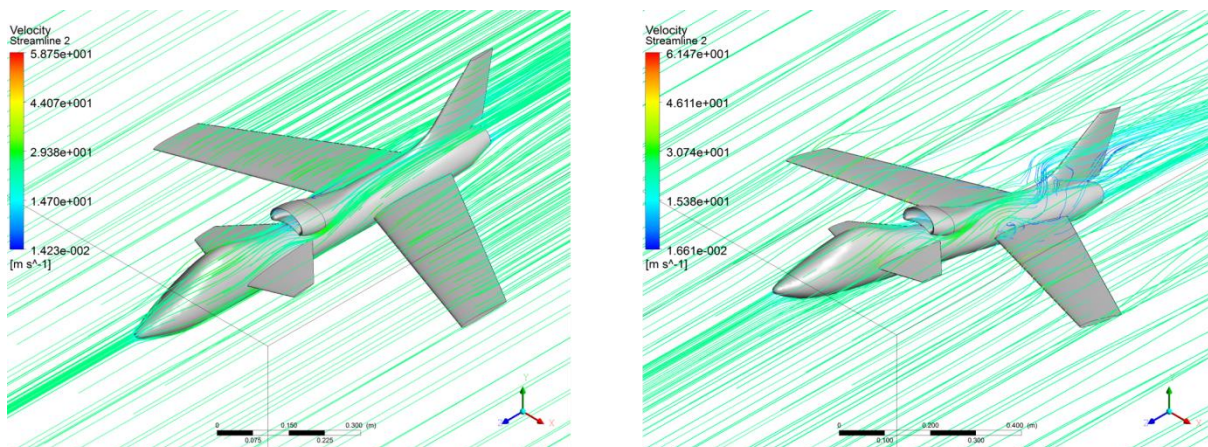
Fonte : Próprio autor.

APÊNDICE C - SIMULAÇÕES EM CFD

Simulações em CFD foram realizadas com o objetivo de visualizar as linhas de corrente da configuração que apresentou a melhor eficiência aerodinâmica. O domínio computacional foi criado em base as dimensões do túnel de vento onde foram feitos os experimentos. O modelo computacional foi discretizado usando uma malha não estruturada, a qual permitiu criar 3,37 milhões de elementos sobre a geometria complexa do avião. As condições de contorno usadas nas simulações foram ajustadas as características do túnel de vento, portanto, na condição de entrada (INLET) a componente da velocidade foi fixada sendo normal ao modelo, cuja magnitude foi 25 m/s. Na saída (OUTLET), a condição de contorno não apresentou diferenças de pressão. Paredes ideais, ou seja, sem efeitos da camada limite foram impostas nas paredes do domínio. O critério de convergência de segunda ordem de precisão atingiu um residual de $1e^{-4}$, com um máximo de 300 iterações. O software comercial utilizado nas simulações foi o ANSYS-FLUENT 15, resolvendo equações na forma Reynolds-average Navier Stokes (RANS), juntamente com o modelo de turbulência Spalart-Allmaras.

As linhas de corrente ao redor da aeronave, derivadas das simulações CFD, são apresentadas na Figura 85 para os ângulos de ataque 0° e 13° , respectivamente. O estudo do campo de escoamento foi muito importante para a compreensão do comportamento aerodinâmico. Por exemplo, em $\alpha = 0^\circ$ não há variações significativas do campo de escoamento ao redor do modelo. No entanto, $\alpha = 13^\circ$ (ângulo de melhor eficiência aerodinâmica), a separação de fluido foi observada apenas na junção asa / fuselagem e na junção cauda / fuselagem, o que significa que o descolamento de fluido ocorre longe do local dos ailerons, evitando os efeitos de estol nas pontas das asas. Assim, a aeronave sob avaliação poderia usar os ailerons para sair da condição de estol.

Figura 85 - Linhas de corrente no modelo, $\alpha = 0^\circ$ (esquerda), $\alpha = 13^\circ$ (direita)



Fonte : Próprio autor.

APÊNDICE D - FOTOS DA MONTAGEM EXPERIMENTAL

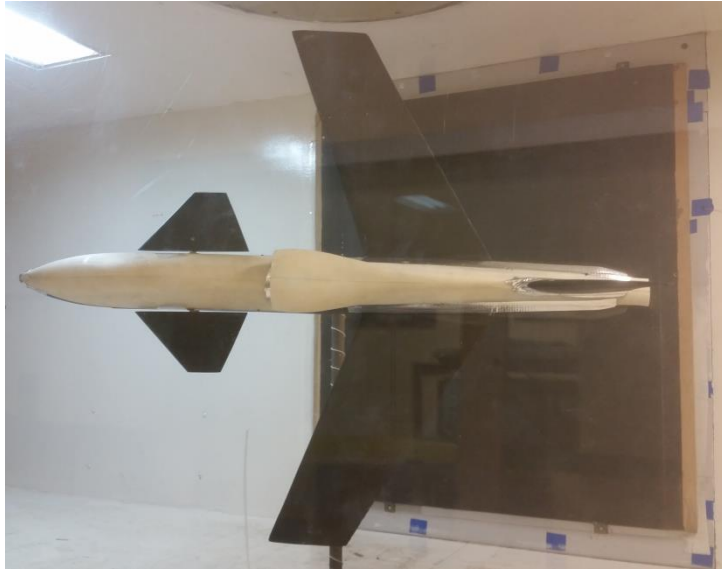
As próximas fotos mostram a fixação da aeronave e as configurações com os três pares de Canard que foram projetados.

Figura 86 – Detalhe da haste de fixação do modelo na balança



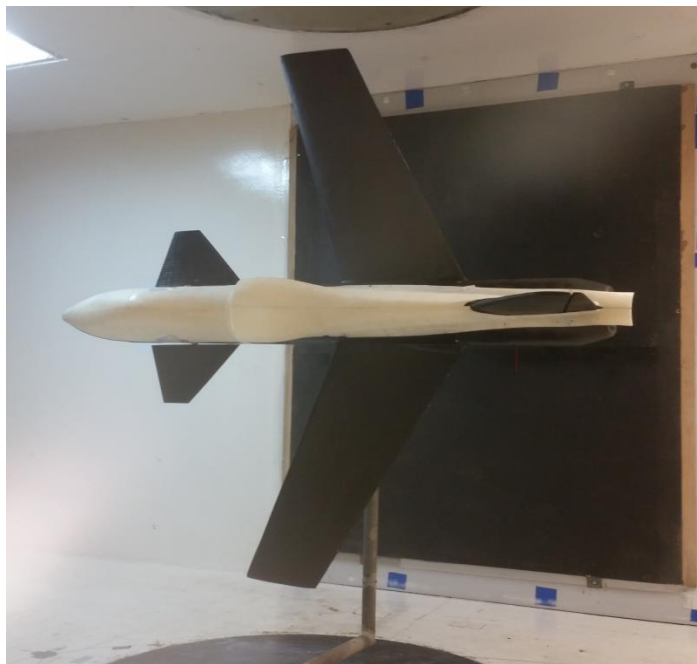
Fonte : Próprio autor.

Figura 87 - Configuração com Canard BASELINE



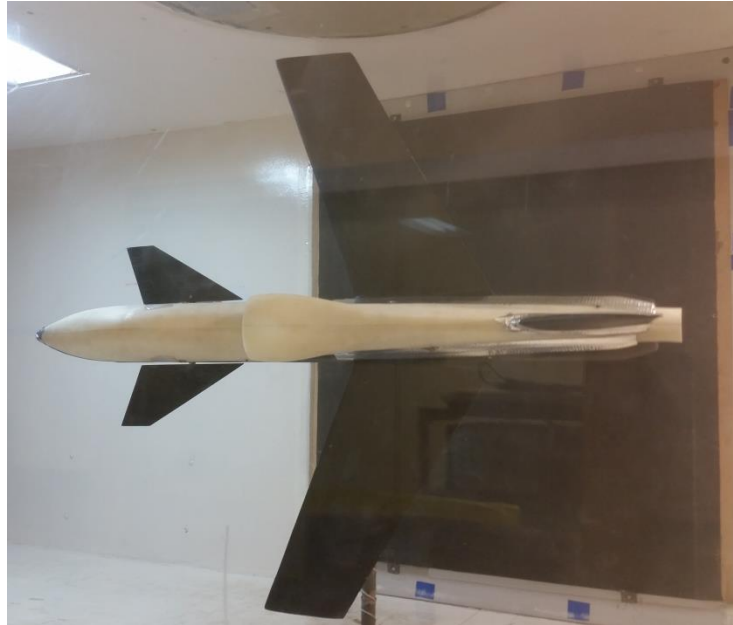
Fonte : Próprio autor.

Figura 88 - Configuração com Canard ASC



Fonte : Próprio autor.

Figura 89 - Configuração com Canard FSC



Fonte : Próprio autor.