

ESTUDO NUMÉRICO DA VIABILIDADE DE ADOÇÃO DE *END-PLATE* E *GURNEY FLAP* NO AEROFÓLIO DIANTEIRO DE UM VEÍCULO DE COMPETIÇÃO TIPO FÓRMULA

Felipe Silva Maffei (IC) e Edvaldo Angelo (Orientador)

Apoio: PIBIC CNPq

RESUMO

A Sociedade dos Engenheiros da Mobilidade do Brasil (SAE Brasil) patrocina e promove diversas competições estudantis na área da Engenharia. Cada uma das competições tem objetivos específicos. A competição FÓRMULA destina-se a concepção, projeto e fabricação de carros de corrida no estilo fórmula. Na dinâmica destes veículos, dispositivos aerodinâmicos (aerofólios) possuem grande influência, promovendo forças que devem ser adequadamente estudadas para obtenção de objetivos específicos. A utilização de estruturas como o *end-plate* e o *gurney flap* nos aerofólios é capaz de promover influência positiva no comportamento aerodinâmico dos mesmos, causando aumento da força de sustentação negativa e diminuição da força de arrasto aerodinâmico. Com o auxílio da análise computacional foram simuladas geometrias de aerofólios com e sem o *end-plate*, sempre atendendo aos limites geométricos impostos pela competição da SAE. Após as simulações iniciais, o aerofólio com *gurney flap* presente que apresentou os melhores resultados de combinação entre a sustentação negativa e arrasto teve sua geometria alterada introduzindo-se o *end-plate*. Os resultados das simulações indicaram a existência de uma relação entre ângulo de ataque do aerofólio com flap e a força de sustentação negativa. Também foi possível a constatação de uma relação entre o tamanho do *gurney-flap* e do *end-plate* nos resultados das forças aerodinâmicas.

Palavras-chave: Dinâmica dos fluidos computacional. *End-plate*. *Gurney flap*. Aerofólio.

ABSTRACT

The Brazilian Society of Automotive Engineers (SAE Brazil) promotes several student competition in engineering area. There are several different competitions each one with a specific objective. The FORMULA competition aims project and manufacturing of race cars in formula model. In the dynamics of these cars, aerodynamics devices have a strong influence, generating forces that must be carefully studied to attain certain aims. The application of structures like end-plate and gurney flap on the aerofoil can be able to promote positive influence in the aerodynamics of the aerofoil, inducing the rising downforce and the reduction of drag. With support of computational analysis were simulated aerofoil geometries with and

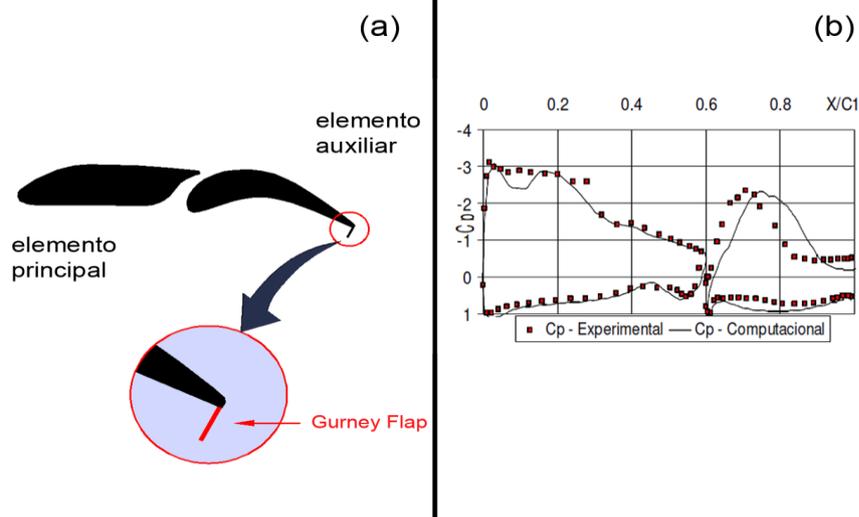
without end-plate, always inside the limits of norm of the SAE. After the initial simulations, the aerofoil with presented the best results in the combination between downforce and drag had its geometry changed with the introduction of the end-plate. The results indicated a relation between angle of attack of the aerofoil with flap and down force. Likewise was possible finding of a relation between the size of end-plate and gurney in the results of aerodynamic forces.

Keywords: Computational fluid dynamics. End-plate. Gurney flap. Aerofoil.

INTRODUÇÃO

Gurney flaps são dispositivos aerodinâmicos utilizados para gerar acréscimo de sustentação em asas para aplicações automotivas e aeronáuticas (desenho 1a). Apesar de sua simplicidade geométrica, a utilização deste dispositivo provoca sensível perturbação no escoamento. Os primeiros estudos publicados sobre *gurney flaps* foram conduzidos por LIEBECK (1978) e demonstraram um claro acréscimo na sustentação e arrasto, que seriam explicados pela hipótese proposta do surgimento de um par de vórtices contra-rotatórios próximos a esteira do escoamento.

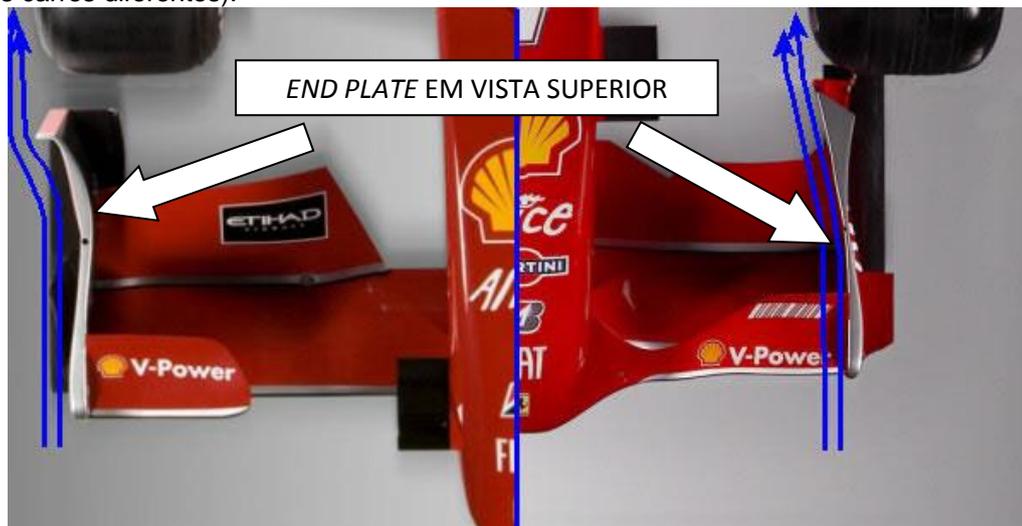
Desenho 1. (a) Aerofólio multi-elemento genérico (CATALANO; BRAND, 2006) (b) Coeficiente de pressão experimental e computacional para ângulo de ataque de 8° , com elemento auxiliar a 0° utilizando *gurney flap* de 1%. (CATALANO; BRAND, 2006).



Fonte: CATALANO; BRAND, 2006

A adoção do *gurney flap* e do *end plate* (elemento aerodinâmico indicado na fotografia 1) em um aerofólio pode melhorar o desempenho aerodinâmico do mesmo, caso a geometria dos dois seja adequadamente estudada.

Fotografia 1. Montagem fotográfica que indica a vista superior da parte frontal de dois modelos veículo de fórmula 1. Fotografia do lado direito e do lado esquerdo indicam diferentes formatos para a *end plate* (em dois carros diferentes).



Fonte: Technical F1 – Dictionary. Disponível em: <http://www.formula1-dictionary.net/f_w_endplate.html> Acesso em 3 de janeiro de 2015 (modificado pelo autor).

A Sociedade dos Engenheiros da Mobilidade do Brasil (SAE Brasil) patrocina e promove diversas competições estudantis na área da Engenharia. Cada uma das competições tem objetivos específicos e a competição FÓRMULA destina-se a concepção, projeto e fabricação de carros de corrida no estilo fórmula. A designação fórmula remonta as primeiras competições automobilísticas regulamentadas por um conjunto de regras que compõem a “fórmula” de construção ou indicando, mais precisamente, as diretrizes para o desenvolvimento dos protótipos.

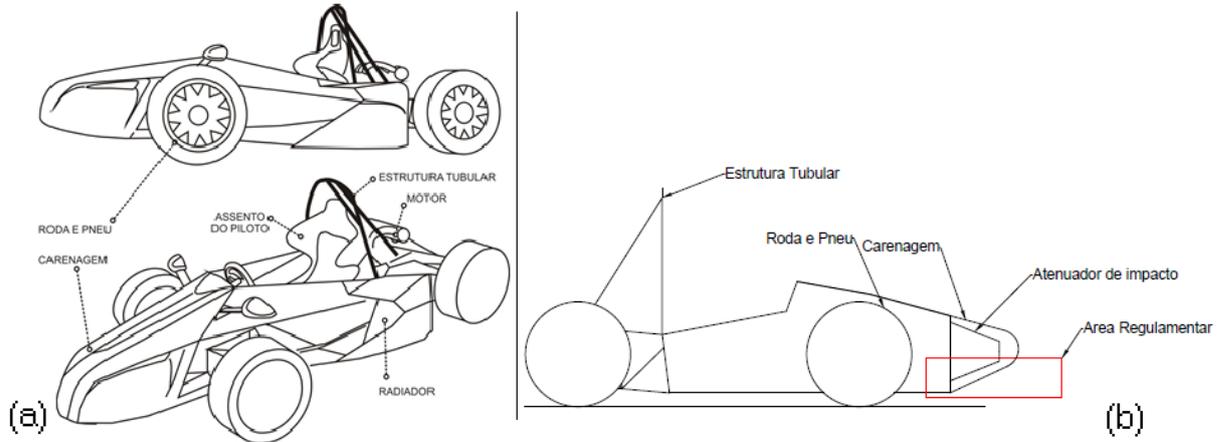
No Brasil, a competição ocorre regularmente desde o ano de 2004. (SAEBRASIL, 2015a). A Escola de Engenharia da Universidade Presbiteriana Mackenzie participa regularmente das competições BAJA e AERODESIGN, entretanto, nunca enviou carro para a competição da FÓRMULA.

A competição conta com um regulamento bem detalhado e os carros devem obedecer completamente às limitações impostas pelo conjunto de regras (SAEBRASIL, 2015b). Deste modo, o projeto, deve ser inventivo para alcançar os objetivos, atendendo as restrições regulamentares. O desafio técnico justifica a participação dos estudantes dos cursos de Engenharia em tais competições. Especialmente porque muitas soluções de projeto, consagradas pela prática de Engenharia e ensinadas nos cursos de graduação, não são completamente adequadas a projetos como os da competição FÓRMULA, necessitando de adaptações e alterações, que geram demandas de novos cálculos e simulações, além de testes de campo. A competição permite equipes formadas por alunos de graduação e também de pós-graduação.

O projeto completo do protótipo de competição é relativamente complexo e consiste no desenvolvimento de diversos sistemas, conjuntos e subsistemas adicionais. Entre eles é possível citar: - A estrutura tubular; - o sistema de direção e suspensão; - o sistema de frenagem; - o conjunto motor e transmissão e, - a carenagem do veículo.

A configuração típica e regulamentar do veículo é a de quatro rodas não alinhadas e não confinadas (não é possível a instalação de uma caixa de rodas, por exemplo) e assento do piloto aberto na parte superior (sem cobertura). Alguns detalhes do veículo podem ser vistos pela indicação esquemática apresentada nos desenhos 2a e 2b.

Desenho 2. (a) desenho esquemático do veículo (em duas posições) e indicação de alguns elementos que compõe o veículo, (b) Área regulamentar, em vermelho, e perfil do carro.



Fonte: Arquivo pessoal

Na competição FÓRMULA o carro deve percorrer um circuito misto (retas e curvas) e, deve ter alto desempenho em termos de aceleração, frenagem e capacidade de manobra. Além disso, o veículo deve ter características construtivas que lhe confirmam durabilidade para completar todos os testes propostos na competição.

O comportamento aerodinâmico é grande influenciador da dinâmica veicular. Em função disso, propõe-se estudar os esforços aerodinâmicos que atuarão na carroceria do veículo, especialmente na carenagem.

Os estudos aerodinâmicos para um veículo podem ser realizados por três abordagens distintas (TU et al., 2012): (a) analítica, (b) experimental e (c) numérica.

Conforme indicado na literatura (ANDERSON, 1995), modelos para soluções analíticas são restritivos, pois dependem da adoção de uma série de hipóteses simplificadoras que geralmente distanciam os resultados do modelo teórico do comportamento físico real.

O desenvolvimento de protótipos é indispensável (HIRSCH, 2007), mas ensaios aerodinâmicos em túneis de vento dependem de equipamentos e técnicos especializados, pois as instalações são específicas e os dispositivos sensores de construção elaborada. Além

disso, muitas vezes, os projetistas pretendem testar várias geometrias diferentes, o que leva a construção e testes de vários protótipos, multiplicando o número de horas de teste necessárias de uso de instalações como as indicadas, elevando o custo de desenvolvimento.

A utilização da abordagem numérica apresenta diversas vantagens (TU et al., 2012), que podem ser resumidamente indicadas:

- Oportunidade de solução de modelos matemáticos mais complexos, através da solução de equações diferenciais parciais com múltiplos termos, incluindo problemas tridimensionais em regime transitório.
- Diminuição do tempo total de desenvolvimento do projeto porque permite (desde que haja recursos computacionais disponíveis) a simulação de diversas alternativas, de modo simultâneo.
- Possibilidade de simulação de situações de difícil reprodução em laboratório.

Na abordagem atual para problemas envolvendo escoamentos, normalmente uma combinação dos métodos é utilizada. Através de cálculos analíticos simplificados e preliminares, com desenvolvimento posterior de diversas alternativas geométricas complexas e simulações dessas alternativas e, finalmente, a escolha de apenas algumas dessas alternativas para realização de testes em laboratório (túneis de vento e testes de campo).

Objetivo do trabalho é o desenvolvimento e simulação numérica computacional de modelo tridimensional para o aerofólio dianteiro de um veículo do tipo fórmula. O aerofólio em estudo possui dispositivos fixos (o *end plate* e o *gurney flap*) com objetivo de melhorar o desempenho aerodinâmico, visando atender as demandas da competição SAE. Os resultados são os esforços aerodinâmicos (arrasto e sustentação) em condições de regime permanente. A geometria do aerofólio dianteiro de interesse é tal que minimize o arrasto induzido e que favoreça a aderência do veículo no circuito de testes, inclusive com o uso de elementos como geradores de vórtices (KATZ, 1995).

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

AERODINÂMICA EM COMPETIÇÕES AUTOMOBILÍSTICAS

Entre as décadas de 1960 e 1970 vários acidentes relacionados a aerodinâmica foram relatados, a baixa eficiência aerodinâmica dos carros, até então, não garantia estabilidade em altas velocidades. Exemplos desses problemas ainda podem ser vistos hoje em dia quando carros com elevado grau de aproveitamento aerodinâmico são arremessados para fora das pistas quando, em situações adversas, por exemplo, por quebra de um aerofólio dianteiro, correntes de ar entram na parte inferior do veículo. Os primeiros aerofólios invertidos,

montados na dianteira e traseira do veículo, apareceram em 1968, resultando no aumento da aderência do pneu à pista, conseqüentemente, promovendo melhor aceleração, frenagem e estabilidade. Os aerofólios frontais são os dispositivos aerodinâmicos mais atuantes nos carros de corrida, contudo, podem modificar sua influência na dinâmica veicular nos casos em que o carro de corrida esteja na esteira de outro veículo. Outro importante fato a ser considerado é a proximidade dos aerofólios com o solo, caso esteja muito próximo ao mesmo, a sustentação negativa passa a variar quase incontrolavelmente, causando variação no centro de pressão do veículo que, conseqüentemente, torna-se difícil de ser pilotado. Outros dispositivos, com o intuito de aumentar a sustentação negativa ou diminuir o coeficiente aerodinâmico, podem ser encontrados em carros de competição, tais como: o *undertray*, o difusor e o splitter (CARPENTER e HOUGHTON, 2003).

O GURNEY-FLAP

O *gurney flap* é uma estrutura simples e plana localizada no bordo de fuga dos aerofólios em um ângulo de 90° com a superfície de pressão. Possui característica rígida e um formato em “L” e geralmente possui de 0.5 a 2% da corda do aerofólio, podendo ser feito de alumínio ou ainda de fibra de carbono. Recebe o nome seu inventor, o automobilista e construtor de carros Daniel Sexton Gurney, mais conhecido como Dan Gurney que ao usar essa nova estrutura no aerofólio invertido do seu carro, na década de 60, aumentou a sustentação negativa de seu protótipo. Seu uso é, atualmente, concentrado no campo automobilístico tendo pouca participação na área da aeronáutica principalmente pelo fato de aumentar o arrasto em velocidades de cruzeiro. Foi profundamente estudado por Liebeck (1978), ele propôs que o *gurney flap* altera a condição de Kutta-Joukowski sobre o aerofólio em condições subsônicas.

O END-PLATE

Devido a tendência de equilíbrio das pressões da área de maior pressão, superfície superior do aerofólio, para a de menor pressão, superfície inferior, surge uma corrente de ar parasita sobre o aerofólio. Essa corrente consegue contornar a extremidade do aerofólio e ao encontra o ar em deslocamento relativo para trás produz um turbilhão que reduz a força normal e aumenta o arrasto. Para diminuir a influência desse turbilhão é utilizado o *end-plate*. Estrutura localizada na ponta dos aerofólios presa perpendicularmente a este. (MENEHINI e SCHWENCK, 1977).

Em casos de aviões muito grandes esses vórtices de fuga podem continuar a existir por até 10 km até que sejam dissipados gradualmente devido a viscosidade. Esses vórtices de fuga são tão fortes que podem virar de cabeça para baixo um avião de pequeno porte que esteja a menos de 10 km de um avião de grande porte.

Os vórtices das pontas ainda podem interagir com a corrente livre e exercer forças em todas as direções, a componente da força que segue a direção do escoamento é somada com ao arrasto, recendo o nome de arrasto induzido (ÇENGEL, 2007).

O AEROFÓLIO

Ao se analisar um corpo imerso em um fluido, independentemente de sua forma, é observado que o corpo sofre influência de inúmeros choques das moléculas em movimento desse fluido e como consequência desse impacto é gerada uma força. O mesmo fenômeno pode ser visto como uma força agindo sobre uma área, ou seja, o corpo sofre ação de uma pressão sobre sua superfície. A lei de Pascal (ÇENGEL, 2007) diz que estando esse corpo em repouso, assim como o fluido, as pressões que agem sobre o corpo serão todas iguais. A principal consequência para a aerodinâmica é que, sendo todas pressões iguais e o corpo estando em repouso, não há a possibilidade de geração de força de sustentação ou arrasto. Porém, quando o corpo é colocado em movimento, ou em uma visão relativa o fluido é colocado em movimento, a distribuição de pressão sobre o corpo deixa de ser uniforme, a diferença de pressão e o movimento do corpo, ou do fluido, cria a força de sustentação, que no caso de um aerofólio aeronáutico cria a força necessária para fazer com que um avião decole ou nos aerofólios automotivos uma força normal em direção ao solo que proporciona maior aderência do carro a pista, e conseqüentemente gera um arrasto, que por ter direção oposta do movimento do corpo é considerado indesejável nas aplicações aeronáuticas e automotivas (KATZ, 1995).

A DINÂMICA DOS FLUIDOS COMPUTACIONAL

O túnel de vento possui uma vasta aplicação, sendo útil para testar a aerodinâmica das estruturas em análise em um ambiente controlado e de fácil captação de dados, porém, apesar de ser capaz gerar dados correspondente ao real fluxo fluido sobre a geometria em estudo, possui limitações quanto ao regime em que opera. Atualmente não há muitas restrições quanto a operação dos túneis de vento, contudo, situações que envolvam altos números de Mach e ou altas temperaturas não são possíveis de se reproduzir. Com o uso da dinâmica dos fluidos computacional (na literatura inglesa conhecida como *Computational Fluid Dynamics* ou apenas CFD) é possível o estudo desses escoamentos, somando aos pré-existentes campos de estudo da dinâmica dos fluidos, prática e teórica, um terceiro campo que é complementar. O CFD passou ser um meio viável de estudo da dinâmica dos fluidos quando os computadores passaram a ter maiores capacidade de armazenamento e processamento de dados, juntamente com o desenvolvimento de algoritmos de maior precisão para a resolução problemas físicos. Vale a pena ressaltar que o CFD não substitui e não substituirá os campos teórico e experimental. O futuro da aerodinâmica, aparentemente, será constituído

por um equilíbrio entre os três meios de estudo em uma situação complementar (ANDERSON, 1995).

As principais vantagens da dinâmica dos fluidos computacional são sua praticidade de simulação de escoamento pois, túneis de vento são grandes e exigem preparação de uma geometria física para análise (protótipo), e possível economia de recursos, já que as construções da geometria em análise, assim como o próprio túnel de vento estão na dimensão computacional. As principais limitações do CFD estão relacionadas com a solução das equações 1 e 2, chamadas de equações de Navier-Stokes, e a modelagem do problema no domínio computacional. Atualmente não existem soluções analíticas para as equações de Navier-Stokes, portanto o CFD faz uso de soluções numéricas, que por definição não são exatas e, portanto, é esperado uma solução aproximada. Na maioria das vezes as modelagens dos problemas acabam sendo simplificações dos problemas reais, gerando mais erros.

Todos os ônus apresentados geram pequenos erros e, se não controlados, comprometem a veracidade dos resultados.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \cdot u) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + (u \cdot \nabla) \cdot u = -\frac{1}{\rho} \cdot \nabla p + F + \frac{\mu}{\rho} \cdot \nabla^2 u \quad (2)$$

Sendo: “*t*” o tempo, “*u*” a velocidade do escoamento, “*ρ*” a densidade do fluido, “*p*” a pressão estática do fluido, “*μ*” a viscosidade dinâmica ou absoluta do fluido e “*F*” as forças externas por unidade de massa agindo sobre o fluido.

METODOLOGIA

GEOMETRIA

Por se tratar de uma competição do tipo fórmula foi necessária uma pesquisa no regulamento da competição para que assim fosse possível estabelecer uma aérea regulamentar para o aerofólio dianteiro, condizente com o formato do carro, em região onde o aerofólio poderia ser alocado. Como não foi possível a obtenção das dimensões e formato do carro com a equipe da Universidade Presbiteriana Mackenzie, pois este encontra-se em desenvolvimento, com exceção do chassi (já projetado), foi necessário estipular as dimensões de um carro hipotético, contudo factível, tendo como base dados de outros projetos. As dimensões e posições estipuladas foram:

- Distância entre as faces externas das rodas;
- Distância do solo ao aerofólio;
- Dimensões principais da carenagem;
- Posicionamento das rodas;

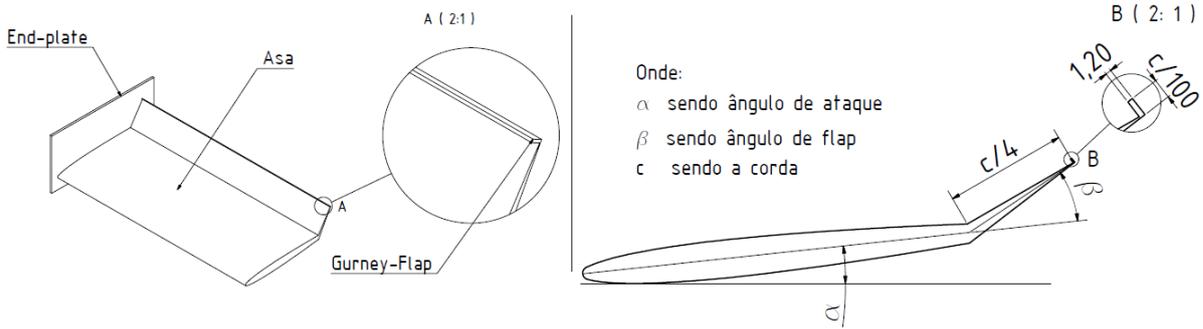
O segundo passo foi escolher um formato de aerofólio a ser utilizado, sendo o selecionado o aerofólio NACA 0015 com um *flap* de um quarto de extensão da medida contada a partir de bordo de fuga, um *gurney-flap* de 1% da corda e o *end-plate*.

As geometrias foram geradas no software Autodesk Inventor Professional® e posteriormente simuladas no software Ansys CFX®. Este último, por se tratar de um software de simulação computacional, suas ferramentas de modelagem são relativamente simples tornando o processo de modelagem um processo relativamente trabalhoso. Tendo todas as possibilidades de geometrias geradas no Autodesk Inventor Professional®, as geometrias foram exportadas para o ICFM CFX®, software utilizado para gerar as malhas hexagonais estruturadas, essa configuração de malha foi escolhida por gerar menos erros em relação aos demais tipos de malhas existentes (ANDERSON, 1995).

A primeira parte do estudo constituiu em determinar qual a melhor combinação entre ângulo de flap e ângulo de ataque, porém nesse processo não foi incluído o *end-plate*, pois este introduz um elevado grau de complexidade na geração das malhas. Após definição do melhor ângulo de ataque e *flap* foi introduzido o *end-plate*, o que constituiu a segunda parte do estudo, a determinação de qual a melhor geometria do *end-plate* e o seu efeito no arrasto e na sustentação negativa.

Para que fossem economizados recursos computacionais, foram desenhados somente metade das geometrias e adotada a condição de contorno de simetria, o que garantiu que o estudo estivesse sendo realizado em uma geometria completa. O desenho 3 mostra os detalhes do posicionamento de cada condição de contorno. Buscando o melhor ângulo de *flap* e ataque foram feitas diversas geometrias, variando a corda, ângulo de ataque e *flap*, que obedecessem às restrições da aérea regulamentar (Desenho 2b) indicada no regulamento da SAE.

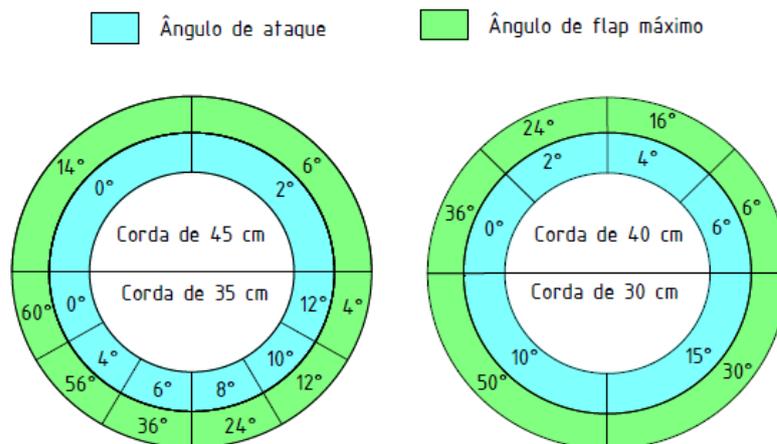
Desenho 3. Indicação da geometria do aerofólio em estudo e as principais características geométricas como ângulo de ataque, ângulo de flap, corda e dimensões do *gurney flap*.



Fonte: Arquivo pessoal

As dimensões que permaneceram inalteradas em todas as simulações foram: a distância do solo (aerofólio 50 mm acima do solo) e largura total de 1370 mm, além de obedecida a condição de que do aerofólio não deva tocar a carenagem. O desenho 4 indica as combinações estudadas para as dimensões de interesse, entre elas, valores de dimensão de corda de 45, 40, 35, 30 centímetros. Para a corda de 45 cm o ângulo de flap variou de 2 em 2 graus, assim como para o de 40 cm, com exceção do ângulo de ataque correspondente a 6° que variou de 3 em 3 graus. Nos demais somente a asa de corda de 35 cm e ângulo de ataque de 12° houve a variação do ângulo do flap de 2 em 2 graus, sendo os demais construídos com ângulo de flap variando de 4 em 4 graus. As combinações escolhidas levaram em conta a possibilidade de construção e obedeceram completamente às restrições regulamentares.

Desenho 4. Possíveis ângulos de flap e ângulos de ataque em função da combinação com a dimensão de corda.



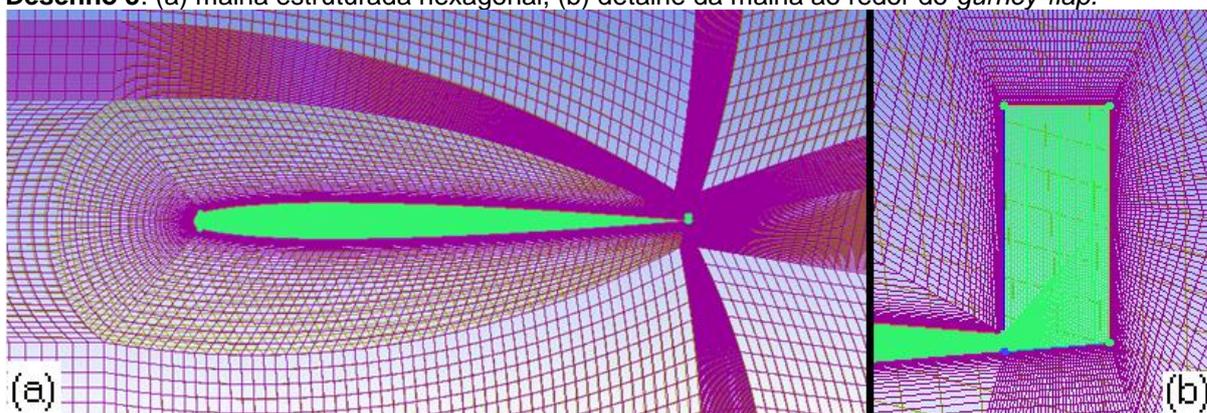
Fonte: Arquivo pessoal

O regulamento prevê determinados raios de arredondamento que levam em consideração a posição, vertical ou horizontal, a possibilidade de contato ou não com transeuntes e ainda um raio padrão mínimo para todos os dispositivos montados. Por aumentarem a complexidade da geometria no processo de modelagem (Angelo et al. 2015), além de não representarem grandes diferenças nos resultados dos campos de escoamentos, esses raios de arredondamento foram omitidos, porém, a espessura necessária das estruturas físicas para acomodar tais raios de arredondamento, foram plenamente observadas na geometria estudada. Fato que garante a possível construção física posterior de um protótipo para ensaio e utilização.

MALHA

Para a geração das malhas foi utilizado o software ICEM CFX®, onde foram geradas malhas estruturadas hexagonais (Desenho 5). Os refinamentos sucessivos foram obtidos a partir da estratégia indicada por Wilson et al. (2001).

Desenho 5. (a) malha estruturada hexagonal, (b) detalhe da malha ao redor do *gurney-flap*.



Fonte: Arquivo pessoal

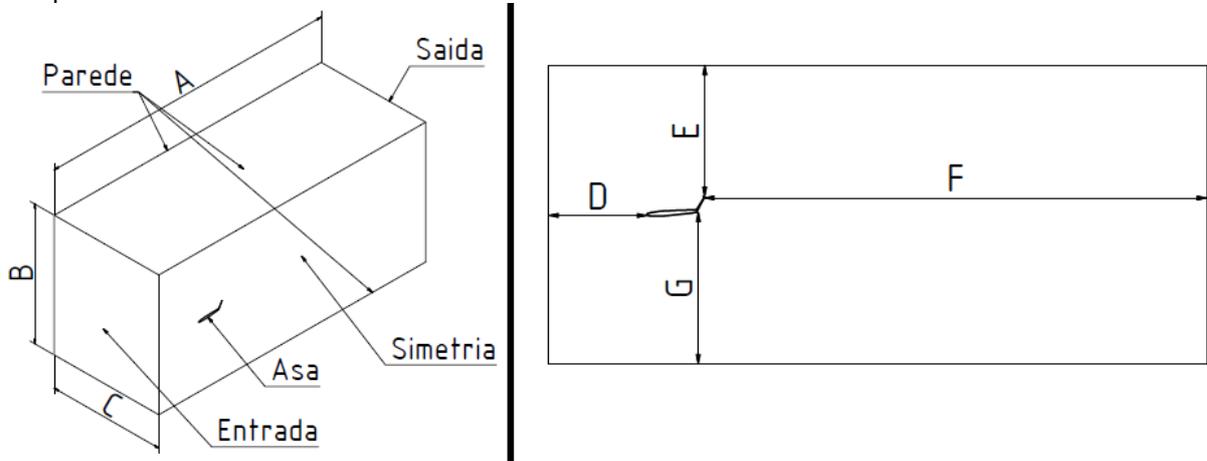
Adotou-se um domínio computacional em forma de paralelepípedo com as seguintes dimensões (indicadas esquematicamente no desenho 6):

- Uma dimensão de corda a frente do bordo de ataque (D);
- Uma dimensão de corda acima (F) e abaixo (G) do aerofólio, contados a partir do bordo de fuga;
- Cinco dimensões de corda a frente do bordo de fuga (E);

Vale a pena ressaltar que houve uma tolerância nessas distâncias, pois, as variações de ângulos foram da ordem de 2° a 4° e causaram pequenas alterações nas mesmas se comparados esses modelos, de modo que não foi necessário criar um domínio computacional para cada geometria. Entretanto, para inclinações de ângulo de ataque e de flap muito acentuadas, foi necessária a adoção de um domínio computacional maior. As duas

geometrias adotadas para o domínio computacional foram: 1370 mm x 1000 mm x 3500 mm) e (1370 mm x 1600 mm x 3500 mm).

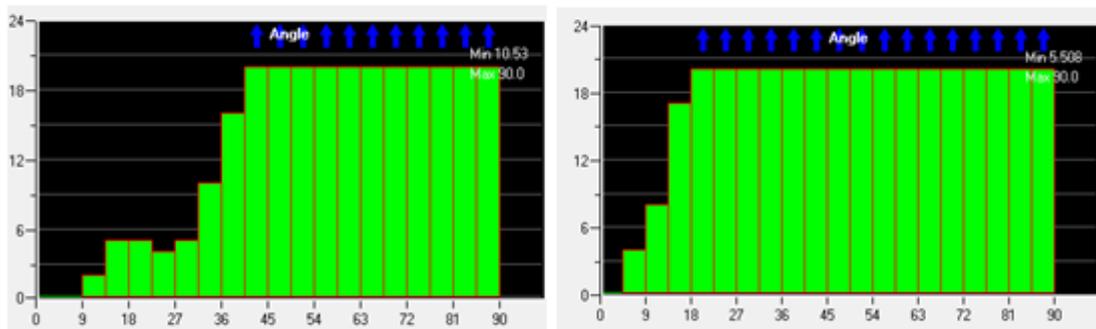
Desenho 6. Dimensões do domínio computacional (C x B x A) e indicação das regiões que receberam imposição de condições de contorno, à esquerda detalhes de outras dimensões do domínio computacional.



Fonte: Arquivo pessoal

As malhas geradas nos aerofólios com menores ângulos de *flap* e ataque apresentaram melhor qualidade. Com o aumento dos ângulos houve, também, o aumento da complexidade e, conseqüentemente, uma diminuição da qualidade da malha. O software ICEM CFD® possui uma ferramenta que permite avaliar a malha sobre diversos aspectos, dentre eles, existe a avaliação da ortogonalidade. O desenho 7 indica a comparação de uma malha de baixa complexidade e uma de alta complexidade (entre aquelas simuladas). O eixo horizontal representa o menor ângulo do elemento em questão enquanto o eixo vertical indica o número de elementos que possuem aquele dado ângulo indicado.

Desenho 7. Comparação aerofólio de baixa complexidade, à esquerda, e de complexidade elevada, à direita.

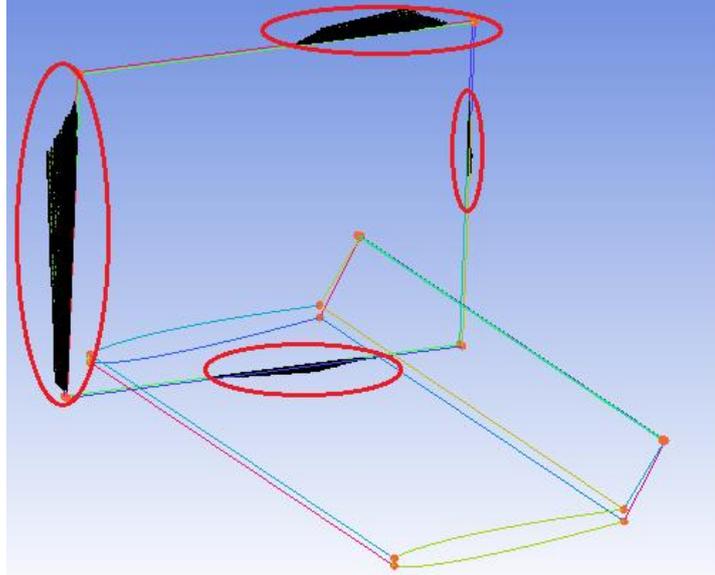


Fonte: Arquivo pessoal

Nas malhas construídas, a maior parte dos elementos que têm aspectos geométricos desfavoráveis não estão localizados junto à superfície do aerofólio (figura 6), assim, infere-se que não representaram acréscimo significativo de erro nas simulações numéricas. O desenho

8 indica as regiões em que os elementos menos favoráveis se localizam. Lembrando que mesmo a malha que continha o maior número de elementos desfavoráveis (menos ortogonais) ainda os tinha em pequeno número, se comparado este a quantidade total de elementos do conjunto do domínio computacional.

Desenho 8. Elementos desfavoráveis da malha em destaque.



Fonte: Arquivo pessoal

SIMULAÇÃO NUMÉRICA

As malhas prontas foram exportadas para o ANSYS CFX®, software em que foram estabelecidas as condições de contorno: Parede, Simetria, Asa (superfície do aerofólio), Entrada e Saída. As condições de contorno são indicadas na tabela 1. O ar (1 atm) em escoamento foi admitido em condição isotérmica (25°C) e escoamento incompressível.

Tabela 1. Condições de contorno.

Localização	Condição de contorno
Entrada	Velocidade na direção "x" = 22,22 m/s
Saída	Pressão relativa igual a 0 Pa
Parede	Livre escorregamento
Simetria	Simetria
Superfície do aerofólio	Velocidade igual a 0 m/s

Fonte: Arquivo pessoal

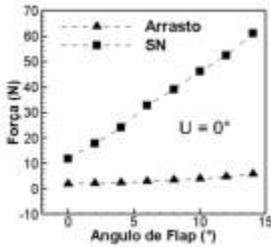
O modelo de turbulência escolhido foi o k -épsilon (LAUNDER e SPALDING, 1974) e todas as simulações alcançaram resíduo percentual de pelo menos 0,0001. O modelo de turbulência escolhido é um modelo de duas equações que não requer uma estimativa inicial da escala de turbulência e que se tornou de uso padrão nos modelos de simulação

computacional para problemas industriais (PATERSON e APELT, 1990) – todavia, não é a solução definitiva para todos os problemas, apresentando limitações de utilização.

RESULTADOS

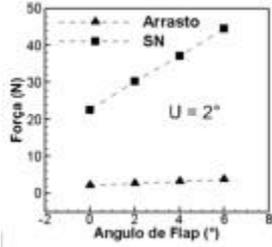
Os resultados obtidos se aproximaram daqueles previstos pela bibliografia em casos de aerofólios variando o ângulo de ataque sem a presença do flap (ANDERSON,1995). Com os resultados obtidos foram construídos gráficos para a força de sustentação (eixo vertical) em que o ângulo de ataque permanece fixo, que nos gráficos é indicado pela letra “U”, e o ângulo de *flap* varia. Portanto, dentre os valores estudados, encontrou-se um ângulo tal que a influência do flap promove o máximo do aumento da sustentação negativa (SN), no gráfico esse ponto se caracteriza a convergência dos pontos recorrentes. Esse efeito pode ser observado nos gráficos 3, 7, 8 e 13. Os gráficos de 1 e 2 representam a variação em uma corda de 45 cm, os de 3 a 6 com uma corda de 40 cm, de 7 a 12 com uma corda de 35 cm e os dois últimos, gráficos 13 e 14, representam a variação do flap em uma asa de 30 cm de corda. Com os gráficos dos aerofólios de 35 e 40 cm de corda foi possível estabelecer uma região onde o ângulo de flap, em relação a horizontal, possui sua máxima eficiência, essa região está situada entre 20° e 30°. Com essa região foi possível diminuir o campo de busca no aerofólio de 30 cm, tendo como filtro o maior ângulo possível de ataque e a região efetiva do flap.

Gráfico 1. Corda de 45 cm.



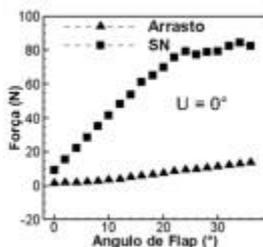
Fonte: Arquivo pessoal

Gráfico 2. Corda de 45 cm.



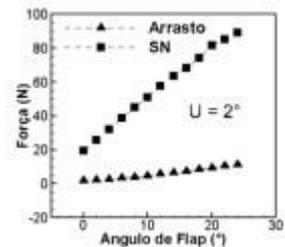
Fonte: Arquivo pessoal

Gráfico 3. Corda de 40 cm.



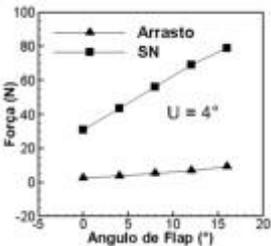
Fonte: Arquivo pessoal

Gráfico 4. Corda de 40 cm.



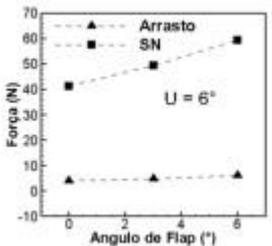
Fonte: Arquivo pessoal

Gráfico 5. Corda de 40 cm.



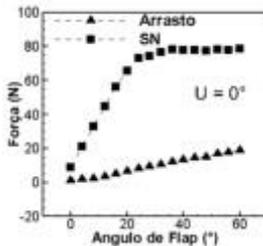
Fonte: Arquivo pessoal

Gráfico 6. Corda de 40 cm.



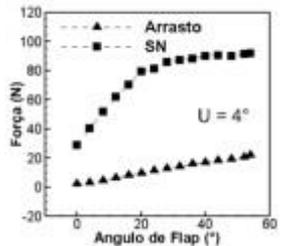
Fonte: Arquivo pessoal

Gráfico 7. Corda de 35 cm.

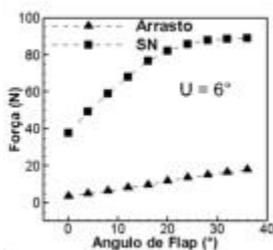


Fonte: Arquivo pessoal

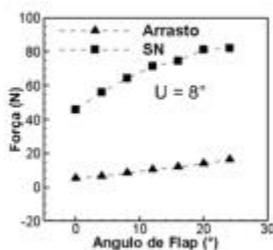
Gráfico 8. Corda de 35 cm.



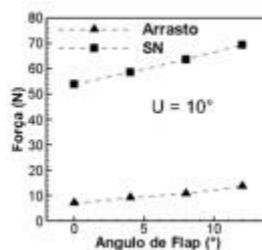
Fonte: Arquivo pessoal

Gráfico 9. Corda de 35 cm.

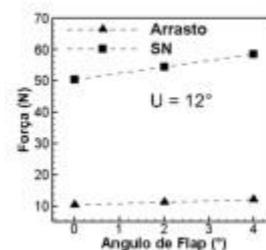
Fonte: Arquivo pessoal

Gráfico 10. Corda de 35 cm.

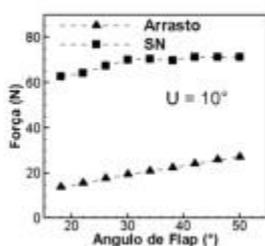
Fonte: Arquivo pessoal

Gráfico 11. Corda de 35 cm.

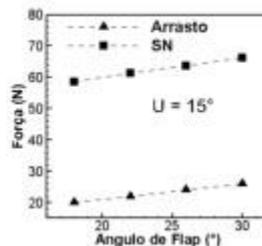
Fonte: Arquivo pessoal

Gráfico 12. Corda de 35 cm.

Fonte: Arquivo pessoal

Gráfico 13. Corda de 30 cm.

Fonte: Arquivo pessoal

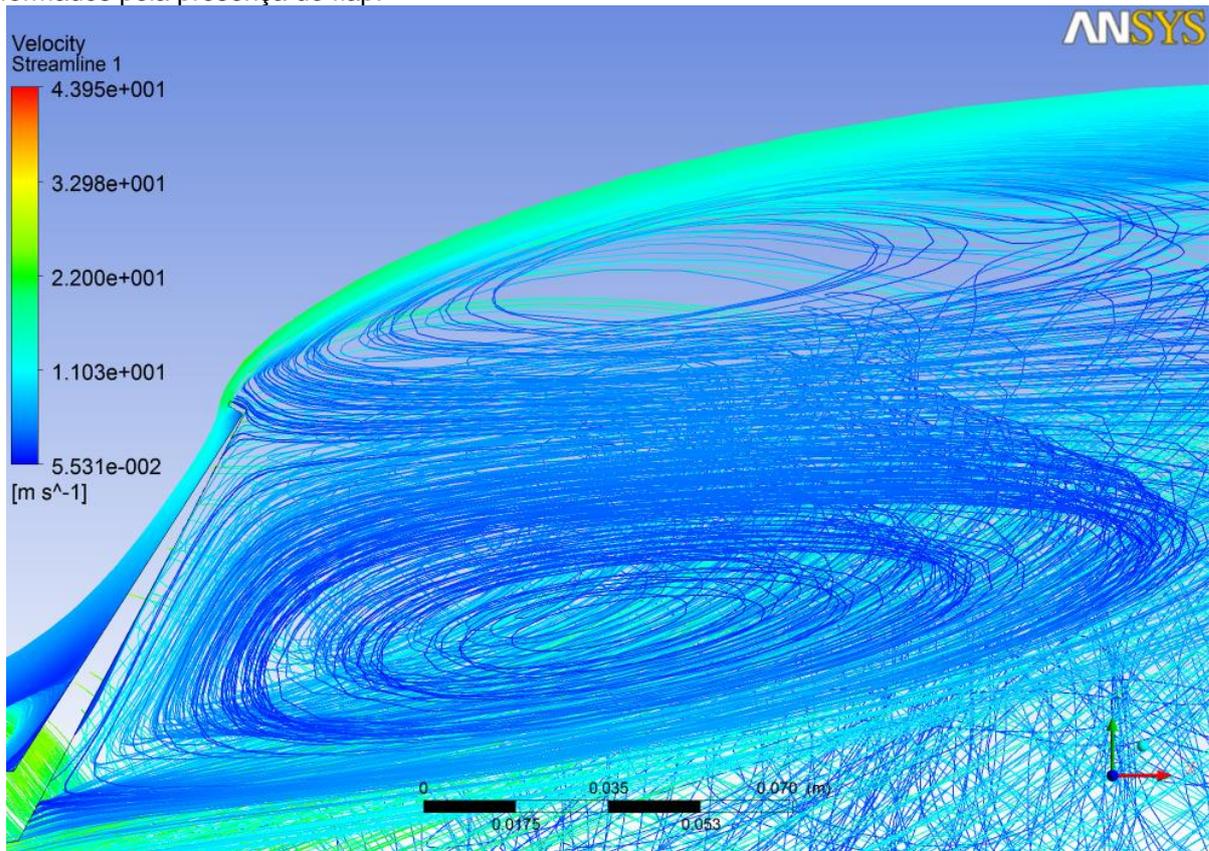
Gráfico 14. Corda de 30 cm.

Fonte: Arquivo pessoal

Ao se analisar os gráficos (de 1 a 14), o maior valor encontrado para sustentação negativa é igual a 92 N com um arrasto correspondente a 21,9 N, promovidos por um aerofólio de corda de 35 cm ângulo de ataque de 4° e ângulo de flap de 56°, apesar de valores próximos já serem observados a partir de 28° de flap, e sem o *end-plate*. Foram calculados, nesta última condição, o coeficiente de arrasto (C_A) e o coeficiente de sustentação (C_S) chegando aos valores de $C_A = 0,18$ e $C_S = 0,75$.

Foi possível observar que no ângulo com maior sustentação negativa, o padrão de escoamento não apresentou a formação dos retro-vórtices exatamente à jusante da posição do *gurney flap*, conforme esperado e indicado pela literatura clássica. É possível que esse resultado tenha ocorrido, provavelmente, pelo descolamento da camada limite na região à montante ao *gurney flap* (característica do escoamento, influenciada principalmente pela perturbação induzida pela presença do flap posicionado em ângulo relativamente grande) ou pela conhecida deficiência do modelo de turbulência, no caso *k-epsilon*, tem em capturar o fenômeno. Pode-se observar a formação de dois grandes vórtices atrás do flap, conforme indicado no desenho 9. As linhas de corrente do desenho 9 têm indicação da velocidade do escoamento através de uma escala de cores posicionada à esquerda do desenho 9.

Desenho 9. Indicação das linhas de corrente na região do gurney flap. Detalhe de dois grandes vórtices formados pela presença do flap.

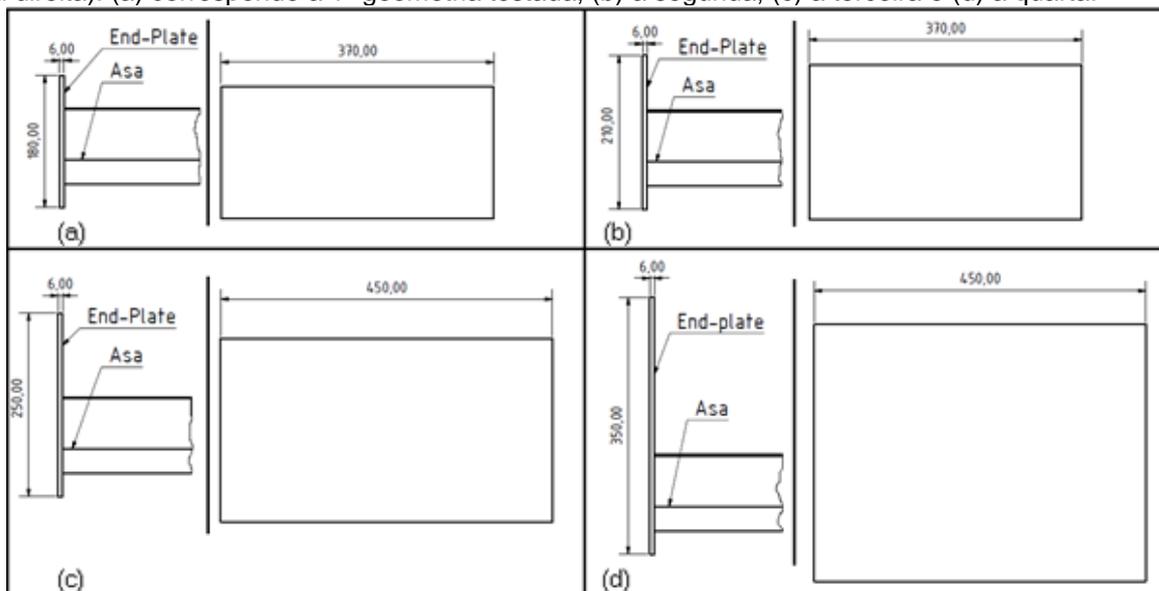


Fonte: Arquivo pessoal

Após as simulações constatou-se que a melhor sustentação estava associada ao maior ângulo de ataque e que o flap promove aumento significativo da sustentação até aproximadamente um ângulo de 24° com a corda do aerofólio (e a partir de 42° com a horizontal passa a ser prejudicial a aerodinâmica, tendo aumento no arrasto sem melhoras efetivas na sustentação), essa conclusão permitiu restringir a área de busca pela maior sustentação negativa, metodologia empregada ao aerofólio com corda de 30 cm.

Para a determinação da geometria do *end-plate* foram feitos diversos testes em que todos os parâmetros geométricos do aerofólio foram mantidos constantes, porém as dimensões do *end-plate* foram variadas, assim como mostrado no desenho 10.

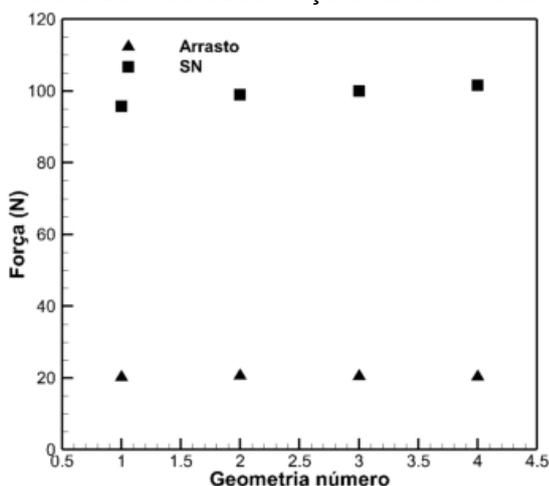
Desenho 10 – Dentro de cada subdivisão é mostrado a vista frontal (à esquerda) e a vista lateral direita (à direita). (a) corresponde a 1ª geometria testada, (b) a segunda, (c) a terceira e (d) a quarta.



Fonte: Arquivo pessoal

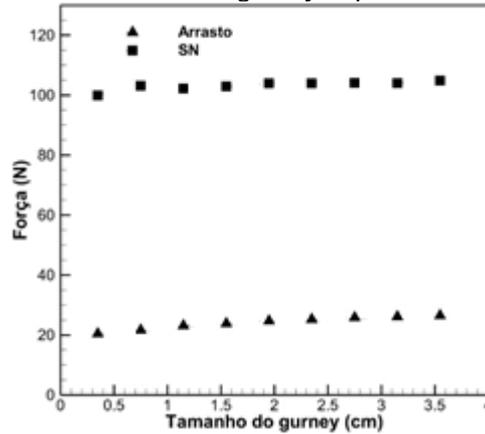
O gráfico 15 mostra a evolução do arrasto e da sustentação negativa com a as dimensões do *end-plate* aumentando.

Gráfico 15. Evolução do arrasto e sustentação negativa com o aumento do *end-plate*, eixo da abcissa contém o número da geometria e o da ordenada a força de arrasto ou da sustentação negativa.



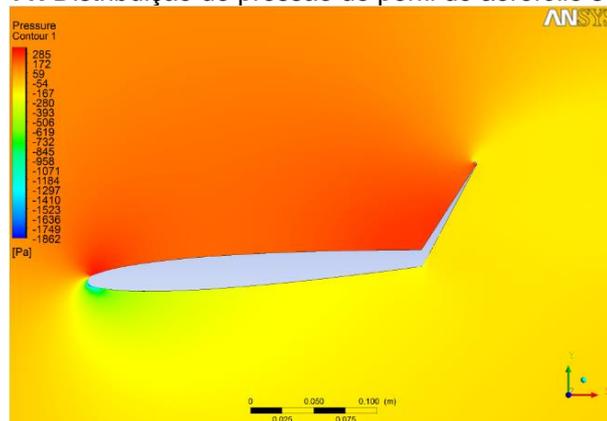
Fonte: Arquivo pessoal

Durante o processo de teste do tamanho do *end-plate*, também foi testada a influência do tamanho *gurney-flap*. O gráfico 16 mostra a influência do tamanho no arrasto e na sustentação negativa na geometria de número 3.

Gráfico 16. Influência do tamanho do *gurney-flap* no desempenho do aerofólio.

Fonte: Arquivo pessoal

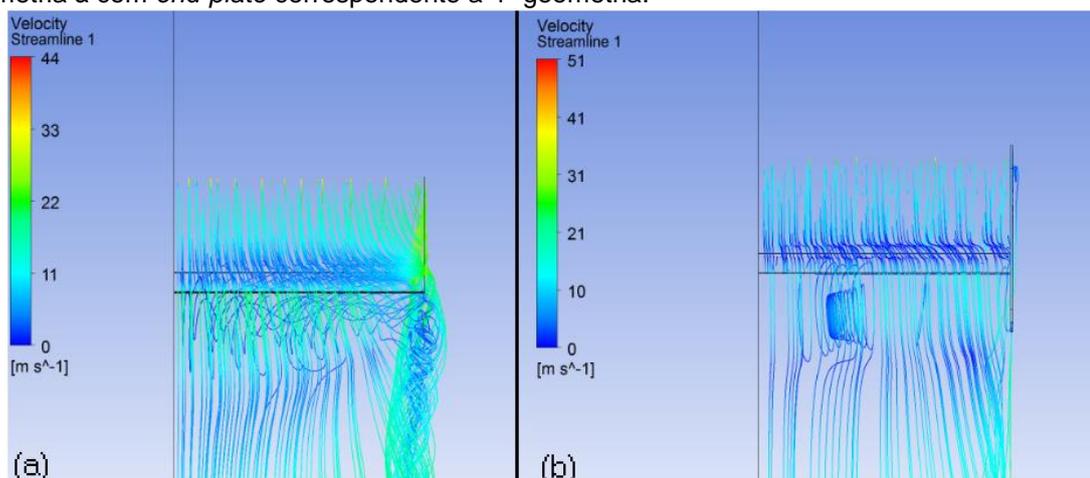
Constatou-se que o aumento do *gurney flap*, nas condições simuladas, não teve influência significativa o suficiente para justificar sua modificação de 1% da corda da asa. O desenho 11 indica a distribuição de pressão na região do aerofólio.

Desenho 11. Distribuição de pressão do perfil do aerofólio selecionado.

Fonte: Arquivo pessoal

A geometria de número 4 mostrou grande *diferença* do comportamento aerodinâmico, se comparada àquela que não possuía o *end-plate*, fato que pode ser comprovado pela análise das linhas de corrente indicadas no desenho 12 (construídas na região próxima da superfície do aerofólio e indicadas em uma vista em planta do domínio computacional), coloridas em função do valor da velocidade de acordo com mapa de cores. Foram encontrados valores de 20,3 N de arrasto e 101,6 N de sustentação negativa, os valores foram 7,3% menores e 9,4% maiores, respectivamente, em relação ao aerofólio sem o *end-plate*. Os novos valores de coeficiente de sustentação e arrasto foram $C_S = 0,82$ e $C_A = 0,16$, respectivamente.

Desenho 12. Vista superior da região da borda do aerofólio. (a) geometria sem *end-plate* e (b) geometria à com *end-plate* correspondente a 4ª geometria.



Fonte: Arquivo pessoal

CONCLUSÃO

Através deste trabalho foi possível mostrar a relação entre ângulo de ataque/flap e força de sustentação negativa, ainda se testou a influência do tamanho do *gurney-flap* e do *end-plate* em algumas geometrias de interesse, obtendo uma configuração de geométrica de possível implementação no carro fórmula SAE para as condições de simplificações e projeto que foram pré-estabelecidas.

Os resultados mostraram-se condizentes com os encontrados na literatura (ANDERSON,1995). Ângulos de ataque maiores obtiveram maiores forças de sustentação negativa, além do ângulo de flap com valores entre 20° e 56°. Também não foi possível capturar nas simulações os retro-vórtices causados pelo *gurney flap* mencionados na literatura.

Tendo em vista as provas que um carro de fórmula SAE é submetido (entre elas frenagem, enduro e capacidade de fazer curvas) o aerofólio frontal pode vir a acrescentar uma melhora significativa no desempenho do veículo.

REFERÊNCIAS

ANDERSON, John David. Computational fluid dynamics: the basics with applications. New York: McGraw-Hill, 1995. 547 p.

ANGELO, E.; ANGELO, G.; DI GIOVANNI, P. H. S.; DELVONEI, A. A., Numerical Study of the Influence of Elements inside the Wheelhouse on the Passenger Vehicle Aerodynamic. Open Journal of Fluid Dynamics, v. 05, p. 199-207, 2015.

CATALANO, F.M., BRAND, G.L. Experimental and Numerical Study of a two-element Wing with Gurney Flap. 25TH International Congress of the Aeronautical Sciences, 2006.

CARPENTER, P. W., HOUGHTON, E. L., Aerodynamics for engineering students, Oxford: Butterworth-Heinemann, 2003. 589p.

ÇENDEL, Y. A., CIMBALA, J. M., ROQUE, K. A., FECCHIO, M. M., Mecânica dos fluidos: fundamentos e aplicações. São Paulo: McGraw-Hill, c2007. 816 p.

HIRSCH, Charles. Numerical Computation of Internal and External Flows: The Fundamentals of Computational Fluid Dynamics, Butterworth-Heinemann, 2007. 680p.

KATZ, J., Race Car Aerodynamics – Designing for Speed. Cambridge: Bentley Publishers, 1995.

LAUNDER, B. E., SPALDING, D. B., The numerical computation of turbulent flows, Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Volume 3, Issue 2, March 1974, Pages 269-289.

LIEBECK, R. H. Design of Subsonic Airfoils for High Lift. Journal of Aircraft, EUA, v.15, n.9. 1978.

MENEGHINI, A. J., SCHWENCK, A., Vôo a vela, Rio de Janeiro: Editora técnica de aviação, 1977, 147 p.

PATERSON, D., APELT, C. J., Simulation of flow past a cube in a turbulent boundary layer, Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Volume 35, 1990, Pages 149-176.

TU, J. Y., GUAN, Y. H., LIU, C., Computational Fluid Dynamics: A practical approach. Butterworth-Heinemann, 2012. 456p.

Technical F1 – Dictionary. Disponível em: <http://www.formula1-dictionary.net/f_w_endplate.html> Acesso em 3 de janeiro de 2015.

SAE BRASIL. Fórmula. Disponível em: <<http://portal.saebrasil.org.br/programas-estudantis/formula-sae-brasil>>. Acesso em: 23 de junho de 2016. 2015a.

SAE BRASIL. 2015 Formula SAE Rules. Disponível em: <http://www.saebrasil.org.br/eventos/programas_estudantis/formula2015/2015_2016_Formula_SAE_Rules-2015-16_fsae_rules.pdf>. Acesso em: 23 de junho de 2016. 2015b.

WILSON, R. V., STERN, F., COLEMAN, H. W., PATERSON, E. G., Comprehensive approach to verification and validation of CFD simulations – part 2: application for Rans simulation of a cargo/container ship. Journal of Fluids Engineering, v.123, p.803-809, 2001.

Contatos: eangelo@mackenzie.br e fsilvamafei@gmail.com