

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

DOUGLAS CONRADO DA SILVA

**SIMULAÇÃO NUMÉRICA DO CONTROLE DA CAMADA LIMITE SOBRE ASA
COM PERFIL DE AEROFÓLIO NACA 0015 ATRAVÉS DE GERADORES DE
VÓRTICES**

Joinville

2018

DOUGLAS CONRADO DA SILVA

**SIMULAÇÃO NUMÉRICA DO CONTROLE DA CAMADA LIMITE SOBRE ASA
COM PERFIL DE AEROFÓLIO NACA 0015 ATRAVÉS DE GERADORES DE
VÓRTICES**

Trabalho apresentado como requisito para obtenção do título de bacharel no Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial do Centro Tecnológico de Joinville da Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador: Professor Dr. Rafael Gigena Cuenca.

Coorientador: Professor Dr. Vinicius Malatesta.

Joinville

2018

DOUGLAS CONRADO DA SILVA

**SIMULAÇÃO NUMÉRICA DO CONTROLE DA CAMADA LIMITE SOBRE ASA
COM PERFIL DE AEROFÓLIO NACA 0015 ATRAVÉS DE GERADORES DE
VÓRTICES**

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial, na Universidade Federal de Santa Catarina, Centro Tecnológico de Joinville.

Joinville, 12 de novembro de 2018.

Dr. Talita Sauter Possamai

Coordenador do Curso

Banca Examinadora:

Dr. Rafael Gigena Cuenca.

Orientador

Dr. Kleber Vieira de Paiva

Membro

Universidade Federal de Santa Catarina

Dr. Ernane Silva

Membro

Universidade Federal de Santa Catarina

Dedico este trabalho aos meus queridos pais.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente aos meus pais pela dedicação e apoio ao longo de toda minha formação. É com muito carinho que também faço uma dedicatória a toda minha família em especial aos meus tios e a minha avó pelo constante incentivo e suporte para concluir minha graduação.

Agradeço também aos meus orientadores Vinicius Malatesta e Rafael Cuenca, por todo tempo e atenção dedicado, que possibilitaram a conclusão desse trabalho.

RESUMO

Esse trabalho utiliza uma análise numérica através de CFD (Métodos Computacionais de Dinâmica de Fluidos) para estudar a influência criada por um gerador de vórtice (VG), sobre uma asa com perfil de um aerofólio NACA 0015, quando este está localizado antes ou depois de uma bolha de recirculação, causada pelo descolamento da camada limite.

Desta forma, o estudo foi realizado numericamente para análise em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ em ângulo de ataque $AoA = 3$ e $AoA = 6$, caracterizada por sofrer o descolamento da camada limite antes e depois do VG, respectivamente.

A utilização do VG em $AoA = 3$ influenciou consideravelmente na redução da bolha de recirculação, gerando a redução do arrasto em 1.43%, e a diminuição da sustentação em 0.82%, resultando em um ganho final da razão L/D de 0.61%.

Já em $AoA=6$ com bolha recirculação incidindo sobre o VG o efeito sobre o desempenho aerodinâmico é muito menor, não sendo observada a formação bem definida de vórtices longitudinais, mas resultando no aumento de arrasto de 0.33% e da sustentação em 0.35%, fazendo com que a razão L/D se mantenha pouco alterada.

Como parâmetro de estudo sobre a influência do VG na distribuição de pressão, velocidade, desempenho e aerodinâmica, se verificou a ausência da formação da região de recirculação através da realização de uma análise numérica com aumento de Re_c na ordem de grandeza de 10^1 em $Re_c = 2 \times 10^6$ e $AoA = 3$ e 6. O resultado desta análise mostrou que a influência dos vórtices longitudinais formados pelo VG modificaram a distribuição de pressão alterando assim o desempenho aerodinâmico, que resultou em $AoA=3$ o ganho de 1.37% na sustentação com aumento de 5.9% no arrasto, obtendo uma redução na razão L/D de 4.28%, e para $AoA = 6$ um ganho de 1.82% na sustentação, com aumento de 8.36% no arrasto levando a redução de L/D em 6.03%.

O êxito na conclusão do trabalho foi alcançado através da análise comparativa obtida com as variações de parâmetros geométricos, na qual avaliou-se que a aproximação das superfícies do VG, melhorava a sustentação e o arrasto, bem como o aumento da inclinação relativa ao escoamento (β) e a rotação do VG em 180° , aumentava o arrasto e reduziam a sustentação.

Palavras-chave: Controle da camada limite; geradores de vórtices; escoamento transicional; descolamento da camada limite.

ABSTRACT

This work uses a numerical analysis by CFD (Computational Fluid Dynamics) to study the influence created by a vortex generator (VG) on a wing with airfoil profile NACA 0015, when it is located before or after a bubble of recirculation, caused by the detachment of the boundary layer.

In this way, the study was performed numerically in the analysis $Re_c = 2,38 \times 10^5$ and in $AoA = 3$ and $AoA = 6$, characterized in that suffer detachment of the boundary layer before and after VG, respectively.

The use of VG in $AoA = 3$ considerably influenced the reduction of the recirculation bubble, generating a reduction of drag by 1.43% and a decrease in lift by 0.82%, resulting in a final L / D gain of 0.61%.

Already in $AoA = 6$ with bubble recirculation focusing on VG effect on aerodynamic performance is much smaller and is not observed well-defined formation of longitudinal vortices, but resulting in increased drag 0.33% and support at 0.35%, making the L / D ratio remaining little changed.

As a study parameter of the influence of VG distribution of pressure, speed, performance and aerodynamics, it was verified the absence of the formation of the recirculation region, through a numerical analysis with an increase of Re_c in 10^1 order of magnitude in $Re_c = 2 \times 10^6$ for $AoA = 3$ and $AoA = 6$. The results of this analysis showed that the influence of the longitudinal vortices formed by the VG modified the pressure distribution, thus altering the aerodynamic performance, which resulted in $AoA = 3$ the gain of 1.37% in the lift with a 5.9% increase in drag, obtaining a reduction in L / D ratio of 4.28%, and for $AoA = 6$ a gain of 1.82% in lift, with an increase of 8.36% in drag leading to the reduction of L / D in 6.03%.

The successful completion of the work was achieved through the comparative analysis obtained with geometric parameter variations, in which it was evaluated that the approach of the surfaces of the VG improved the lift and the drag, as well as the increase of the slope relative to the flow (β) and the rotation of the VG by 180° , increased drag and reduced lift.

Keywords: Boundary layer control; vortex generators; transitional flow; detachment of the boundary layer.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1- Representação do desenvolvimento e transição da camada limite.	19
Figura 2- Representação do descolamento da camada limite, devido a atuação de um gradiente de pressão adverso.	20
Figura 3- (a) Escoamento de Couette. (b) Escoamento em canal curvo. (c) Escoamento em superfície côncava.	21
Figura 4- Vórtices de Görtler se desenvolvendo paralela a uma superfície côncava.	22
Figura 5- Ilustração de alguns modelos de geradores de vórtices, e alguns dos diversos tipos de arranjos.	23
Figura 6- Representação esquemática da formação de vórtices contra rotativos sendo gerados por um VG.	24
Figura 7- Geometria e Dimensionamento do Gerador de Vórtice.	30
Figura 8- Dimensionamento base para um VG do tipo delta.	30
Figura 9- Dimensionamento do domínio computacional.	32
Figura 10- Configuração da malha próximo ao VG.	33
Figura 11- Representação dos Planos de tomada de pressão.	40
Figura 12- Perfil do campo de velocidade da asa sem VG com $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e	41
Figura 13- Perfil do campo de velocidade da asa sem VG com $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e	41
Figura 14- Comparação entre as regiões de separação da asa com e sem VG em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 3$	42
Figura 15- Comparação do perfil de velocidade da asa com e sem VG em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 3$ sobre o Plano 3.	43
Figura 16- Perfil do campo de velocidade da asa com VG em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e	43
Figura 17- Vórtices longitudinais contra-rotativos formados em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e	44
Figura 18- Perfil do campo de velocidade da asa com VG em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e	44
Figura 19- Comparação do perfil de velocidade da asa com e sem VG em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 6$ sobre o Plano 3.	45
Figura 20- Perfil do campo de velocidade da asa com VG em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e	45
Figura 21- Comparação do perfil de velocidade da asa com e sem VG em $Re_c = 2 \times 10^6$ e $AoA = 3$ sobre o Plano 3.	50
Figura 22- Perfil do campo de velocidade da asa com VG em $Re_c = 2 \times 10^6$ e	50
Figura 23- Vórtices longitudinais contra-rotativos formados em $Re_c = 2 \times 10^6$ e	51

Figura 24- Comparação do perfil de velocidade da asa com e sem VG em $Re_c = 2 \times 10^6$ e $AoA = 6$ sobre o Plano 3.	52
Figura 25- Perfil do campo de velocidade da asa com VG em $Re_c = 2 \times 10^6$ e.....	52
Figura 26- Parâmetros de variação da geometria do VG.....	55

LISTA DE GRÁFICOS

Gráfico 1 - Validação da malha para asa com perfil NACA 0015 sem o VG com $Re_c=3,6 \times 10^5$ com base no C_L	34
Gráfico 2 - Validação da malha para asa com perfil NACA 0015 sem o VG com $Re_c=3,6 \times 10^5$ com base no C_D	35
Gráfico 3 - Validação da malha para asa com perfil NACA 0015 sem o VG com $Re_c=2 \times 10^6$ com base no C_L	35
Gráfico 4 - Validação da malha para asa com perfil NACA 0015 sem o VG com $Re_c=2 \times 10^6$ com base no C_D	36
Gráfico 5 – Convergência da malha para asa com perfil NACA 0015 com o VG em $Re_c=2,38 \times 10^5$ com base no C_L	38
Gráfico 6 - Convergência da malha para asa com perfil NACA 0015 com o VG em $Re_c=2,38 \times 10^5$ com base no C_D	38
Gráfico 7 - Convergência da malha para asa com perfil NACA 0015 com o VG em $Re_c=2 \times 10^6$ com base no C_L	39
Gráfico 8 - Convergência da malha para asa com perfil NACA 0015 com o VG em $Re_c=2 \times 10^6$ com base no C_D	39
Gráfico 9– Comparação da distribuição de pressão ao longo Planos 1, 2 e 3 para o asa com VG em relação à asa sem VG em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 3$	46
Gráfico 10– Comparação da distribuição de pressão ao longo Planos 1, 2 e 3 para o asa com VG em relação à asa sem VG em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 6$	47
Gráfico 11– Comparação da distribuição de pressão ao longo Planos 1, 2 e 3 para o asa com VG em relação a asa sem VG em $Re_c = 2 \times 10^6$ e $AoA = 3$	53
Gráfico 12– Comparação da distribuição de pressão ao longo Planos 1, 2 e 3 para o asa com VG em relação a asa sem VG em $Re_c = 2 \times 10^6$ e $AoA = 6$	54

LISTA DE TABELAS

Tabela 1- Comparação do arrasto e sustentação da asa com e sem VG com $Re_c = 2,38 \times 10^5$ em $AoA = 3$ e 6	48
Tabela 2- Comparação do arrasto e sustentação da asa com e sem VG em $Re_c = 2 \times 10^6$ em $AoA = 3$ e 6	55
Tabela 3- Parâmetros geométricos das novas geometrias de VG.....	56
Tabela 4- Comparação de desempenho aerodinâmico devido a variação dos parâmetros geométricos.....	57

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AoA – Ângulo de ataque da asa.

β – Inclinação da superfície do gerador de vórtice em relação ao escoamento.

c – Comprimento da corda da asa.

C_p - Coeficiente de pressão.

C_D - Coeficiente de arrasto.

C_L - Coeficiente de sustentação.

D1 – Distância entre as extremidades da superfície do gerador mais próximas do bordo de fuga.

D2 – Distância entre as extremidades da superfície do gerador mais próximas do bordo de ataque.

$\delta_{0,33c, AoA=3^\circ}$ - Espessura de camada limite na distância de 0.33 comprimento de corda em ângulo de ataque igual a 3° e $Re_c = 2,38 \times 10^5$.

h – Altura do gerador de vórtice.

L/D - Razão entre a força de arrasto e sustentação da asa.

Ω_{ij} - Tensor de vorticidade média.

Re_c – Número de Reynolds em função do comprimento de corda da asa.

S – Largura da asa (span).

τ_{ij} - Tensor de Reynolds.

τ_w - Tensão cisalhante.

U- Velocidade do escoamento no eixo x

μ - Viscosidade dinâmica.

μ_t - Viscosidade dinâmica turbulenta.

$\tilde{\nu}$ – Viscosidade cinemática turbulenta.

VG – Gerador de vórtice.

V_∞ - Velocidade de escoamento livre.

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	Objetivos	17
1.1.1	Objetivo Geral	17
1.1.2	Objetivos Específicos	17
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	18
2.1	Camada Limite	18
2.2	Descolamento da Camada Limite	19
2.3	Instabilidade Hidrodinâmica	20
2.3.1	Instabilidade Centrifuga	21
2.3.2	Vórtices de Görtler	22
2.4	MÉTODOS DE CONTROLE DA CAMADA LIMITE	23
2.4.1	Geradores de Vórtices	23
3	METODOLOGIA	25
3.1	Equações de Navier-Stokes	25
3.2	Método Numérico	26
3.2.1	Modelo Spalart-Allmaras	26
4	ESTUDO DE CASO	29
5	DOMÍNIO COMPUTACIONAL E MALHA	32
6	VALIDAÇÃO	34
7	CONVERGÊNCIA	37
8	RESULTADOS	40
8.1	Estudo em Baixo Reynolds	40
8.1.1	Efeito sobre o Perfil de Velocidade em Baixo Reynolds	41
8.1.2	Efeito sobre a Pressão em Baixo Reynolds	46
8.1.3	Efeito sobre Aerodinâmica com Baixo Reynolds	47
8.2	Estudo em Alto Reynolds	48

8.2.1	Efeito sobre o Perfil de Velocidade em Alto Reynolds.....	49
8.2.2	Efeito sobre a Pressão em Alto Reynolds	53
8.2.3	Efeito sobre Aerodinâmica em Alto Reynolds.....	54
8.3	Análise de Caráter Comparativo	55
9	CONCLUSÃO	58
10	REFERÊNCIAS	60

1 INTRODUÇÃO

Um dos principais esforços na indústria aeronáutica está focado em desenvolver meios de controlar a aerodinâmica do escoamento sobre a aeronave, buscando melhorar a sustentação e reduzir ao máximo a força de arrasto na estrutura.

Com o avanço nos estudos no setor aeronáutico, assim como o crescente esforço para desenvolvimento dos métodos computacionais de dinâmica de fluidos (CFD), novas soluções e dispositivos foram propostos para melhorar a aerodinâmica dos componentes das aeronaves, dos quais, pode se destacar os métodos de controle da camada limite como, por exemplo: injeção e sucção de massa, controle térmico, resfriamento da parede, injeção de diferentes gases e geradores de vórtice (foco do presente estudo).

Segundo Prandtl (1904), a camada limite consiste em uma fina região onde o fluido adere à superfície e tem seu movimento retardado devido às forças viscosas atuantes. Nessa camada, a velocidade do fluido aumenta a partir da superfície, de zero até a velocidade do escoamento externo livre, onde efeitos viscosos são quase imperceptíveis. (SCHLICHTING, 1979).

Em regimes de baixo e médio número de Reynolds (Re), superfícies curvas como de uma asa, são suscetíveis ao descolamento da camada limite que ocorre principalmente em corpos curvos, devido aos gradientes de distribuição de pressão.

Quando esse gradiente tende a ser contrário ao sentido do escoamento, a camada limite encontra resistência a seu desenvolvimento, se prolongando até o momento em que ela se descola da superfície, gerando uma região de recirculação (baixa pressão), podendo aumentar o arrasto do corpo. (SCHLICHTING, 1979).

Muitos aerofólios que operam em número de Reynolds de corda $Re_c < 10^6$ apresentam uma bolha de separação em ângulos de ataque menores que o ângulo de stall e logo após essa bolha é observado, uma camada limite turbulenta. (KERHO et al., 1993).

A camada limite representa boa parte do arrasto de uma aeronave, e sua separação consiste em grande perda de energia (GARDARIN et al., 2008).

O descolamento da camada limite é um problema constantemente enfrentado no setor aeronáutico, principalmente nos escoamentos sobre perfis das asas e estabilizadores de aviões

comerciais, gerando perda considerável de sustentação e aumentando significativamente o arrasto. Esse problema impacta diretamente no aumento do consumo de combustível, perda de desempenho aerodinâmico, diminuição da capacidade de carga transportada, menor manobrabilidade, prejudica a segurança, menor autonomia de voo, maiores taxas de emissões de poluentes, baixa eficiência, entre outros fatores (SHAH; KONTIS, 2017).

Todos esses fatores, somados à esmagadora competitividade das grandes corporações do setor aeronáutico, trazem a constante necessidade de propor soluções econômicas e de baixo custo para problemas de natureza aerodinâmica, que ocorrem durante o descolamento da camada limite.

Uma das soluções encontradas são os geradores de vórtice (VG), que são pequenas aletas ou aerofólios estendidos na direção normal à superfície. No caso do presente estudo sobre o extradorso da asa, sendo dispostos com uma inclinação relativa à direção do escoamento (LIN, 1999), aplicados para eliminar ou atrasar ao máximo a ocorrência do descolamento.

Segundo Manolesos e Voutisinas (2015), o uso do VG é uma das técnicas mais simples e eficientes de controle da camada limite disponíveis atualmente, além disso, é normalmente a solução mais rápida e barata para controlar o escoamento (FOUATIH et al, 2016).

Esse é um dos motivos do crescente aumento de estudos relacionados ao VG e a sua aplicação em outras áreas, além do setor aeronáutico, como por exemplo a sua utilização em cascos de embarcações, tubulações, setor automotivo e principalmente em pás de turbina eólica, como observado em recentes trabalhos de Zhang et al. (2016), de Gao et al. (2015) e Troldborg et al. (2015).

Os VG são dispostos antes da região de recirculação (descolamento) e devido ao seu formato, o ângulo de incidência com a direção do escoamento, juntamente com a tendência do fluido em contornar a superfície dos VG, acarreta na formação de vórtices longitudinais ao longo da corda (c) da asa.

Segundo Lin, et al. (1991), esses vórtices tem papel fundamental no controle da camada limite, pois eles adicionam momento à camada limite, redirecionando o alto momento do escoamento externo para regiões próximas a superfície, fazendo com que a camada limite supere a resistência do gradiente de pressão adverso, isso por sua vez elimina ou retarda o ponto de descolamento da camada.

São inúmeras as geometrias e arranjos em que se podem aplicar o VG, desde formatos retangular, triangular, trapezoidal, até geometrias mais complexas. Dentre elas, diversas foram estudadas como pode ser observados nos trabalhos de Lin, Selby e Howard (1991); de Ashill et al. (2001); Ashill, et al. (2005); de Tebbiche; Boutoudj (2014), e nos documentos de patente de Wheeler (1981) e de Veryan (1950).

Dependendo a inclinação e arranjo com a qual os VG são montados, pode-se obter vórtices longitudinais rotativos ou contra-rotativos (GODARD, 2006).

No presente trabalho foi analisado a influência do VG sobre uma asa perfil NACA0015 em um ângulo de ataque $AoA = 3$ em número de Reynolds $Re_c = 2,38 \times 10^5$, que segundo Robarge et al.(2004), nessas condições a camada limite sobre a asa sofre descolamento a uma distância de $0.38c$ e logo recola em $0.56c$ a partir do bordo de ataque. Por este motivo o VG foi colocado anterior à região de descolamento na tentativa de avaliar o efeito dos vórtices na zona descolada.

Outra simulação foi realizada para o mesmo número de Reynolds em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 6$, para se verificar a capacidade do VG em formar os vórtices longitudinais quando a bolha de recirculação incide diretamente sobre ele, já que em $AoA = 6$ a camada limite que se descola antes do VG acaba recolando exatamente sobre o mesmo, conforme verificado por meio de análise numérica.

Também, buscou-se investigar de que forma os vórtices longitudinais formados pelo VG modificaram a distribuição de pressão alterando assim o desempenho aerodinâmico, quando não se há uma região de descolamento.

A última abordagem foi concluída através da análise comparativa obtida com as variações de parâmetros geométricos do VG.

O VG foi disposto sobre o extradorso da asa, com inclinação β em relação ao escoamento, como será descrito adiante, posicionado de forma a se gerar vórtices contra-rotativos (sentidos opostos).

A geometria da asa, assim como a do VG foram modeladas através do programa comercial SOLIDWORKS versão 2015.

A simulação numérica foi realizada através do método de elementos finitos com o código comercial de CFD da Altair HyperWorks versão 17.0.0.0., utilizando como modelo de turbulência de uma equação, Spalart-Allmaras (SA).

1.1 Objetivos

1.1.1 Objetivo Geral

Analisar a influência de geradores de vórtices sobre uma asa com perfil NACA 0015.

1.1.2 Objetivos Específicos

- Examinar o comportamento da camada limite, quando o gerador de vórtice está antes da região de descolamento da camada limite;
- Avaliar o comportamento da camada limite e a capacidade do gerador em formar vórtices longitudinais, quando região de descolamento está ocorrendo anterior ao gerador de vórtice;
- Obter e comparar a distribuição de pressão, o arrasto e a sustentação sobre a asa com e sem gerador de vórtice;
- Examinar a influência do VG na distribuição de pressão e no desempenho aerodinâmico quando não ocorre mais a região de descolamento para o gerador atuar;
- Efetuar uma análise comparativa para investigar a influência das variações de distanciamento e angulação dos geradores de vórtices no escoamento.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo é apresentado o embasamento teórico relacionado ao controle da camada limite através de geradores de vórtices.

2.1 Camada Limite

Segundo Prandtl (1904), a camada limite consiste em uma fina região onde o fluido adere à superfície e tem seu movimento retardado devido às forças viscosas atuantes. Nessa camada, a velocidade do fluido aumenta a partir da superfície, de zero até a velocidade do escoamento externo livre, onde efeitos viscosos são quase imperceptíveis. (SCHLICHTING, 1979).

Para a camada limite, o número de Reynolds (razão entre as forças de inércia e as forças viscosas), é um parâmetro significativo para caracterização do escoamento nessa região adjacente à superfície. O número de Reynolds (Re) é dado pela Equação 1, para o caso mais simples de um escoamento incompressível sobre uma placa plana sem transferência de calor, para uma velocidade de escoamento livre fixada, normalmente o Re depende da distância percorrida pelo escoamento, desde sua incidência sobre a placa.

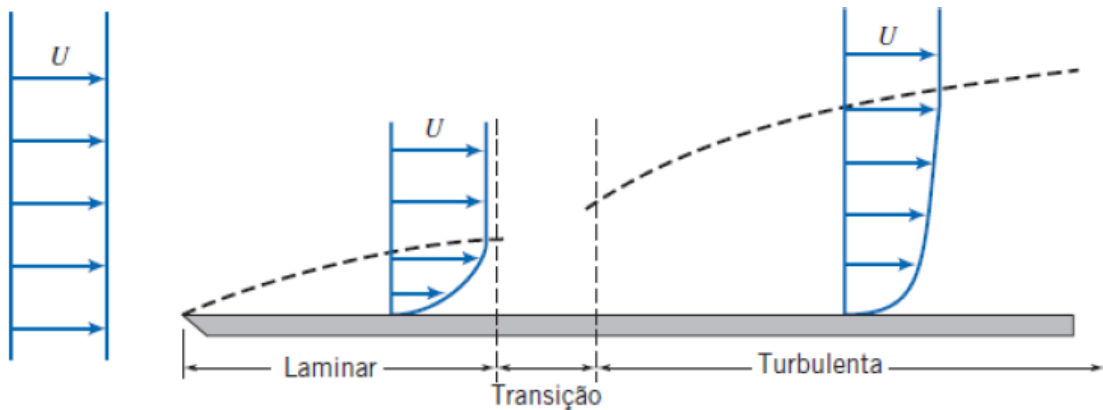
A Equação 2 é a lei de Newton para viscosidade e relaciona a viscosidade (μ) com a variação da velocidade (u) do fluido na direção perpendicular à superfície, na região da camada limite, e com adesão na parede.

Normalmente, a camada limite incide em regime laminar sobre a superfície e se estende por determinado comprimento até que ocorra a transição para o regime turbulento, como representado na Figura 1. Essa transição é influenciada pelo gradiente de pressão, a rugosidade superficial, a transferência de calor, as forças de campo e as perturbações da corrente livre. (FOX; et al., 2014).

$$Re_x = \frac{\rho U x}{\mu} \quad (1)$$

$$\tau_w = \mu \left. \frac{\partial u}{\partial y} \right|_{y=0} \quad (2)$$

Figura 1- Representação do desenvolvimento e transição da camada limite.



Fonte: Fox (2014).

2.2 Descolamento da Camada Limite

Desde a incidência do escoamento sobre a superfície, a camada limite tende a se desenvolver, aumentando assim sua espessura ao longo do escoamento.

Quando este escoamento é submetido a um gradiente de pressão adverso (isto é $\partial p / \partial x > 0$), o qual a pressão aumenta no sentido do escoamento, as partículas do fluido, nesse caso, sofrem uma desaceleração ainda maior se comparado à perda de velocidade gerada apenas pelas forças viscosas na camada limite. Caso o gradiente de pressão seja muito intenso, o fluido tem a velocidade reduzida até o repouso, o que causa seu afastamento da região próxima à superfície, de modo a dar lugar à partícula que está vindo logo atrás, tal fenômeno acarreta no descolamento da camada limite que é precedido por esteira, onde o escoamento é turbulento. (FOX et al., 2014).

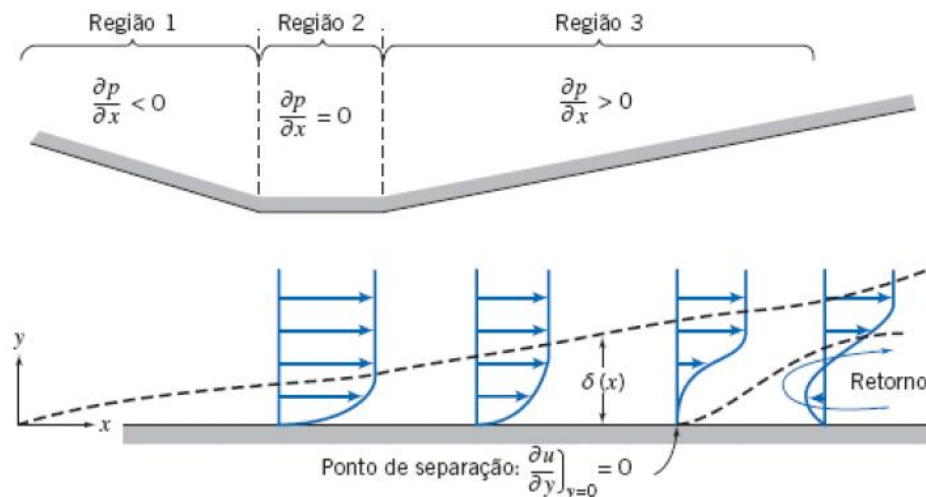
Superfícies curvas, como asas, devido a seu formato, geram regiões no escoamento com diferentes velocidades e distribuição de pressão. Conseqüentemente, devido à diferença de pressão ao longo do escoamento, corpos curvos podem apresentar um gradiente de pressão adverso.

O gradiente adverso de pressão cria uma resistência ao desenvolvimento da camada, se prolongando até o momento em que a camada se descola da superfície, gerando uma região de recirculação (baixa pressão), que normalmente ocorre sobre o bordo de fuga da asa,

umentando drasticamente o arrasto sobre o corpo (SCHLICHTING, 1979). A separação do escoamento está representada na Figura 2.

O problema do descolamento da camada limite é que ele impacta diretamente no aumento do consumo de combustível, perda de desempenho aerodinâmico, diminuição da capacidade de carga transportada, menor manobrabilidade, prejudica a segurança, menor autonomia de voo, maiores taxas de emissão de poluentes, baixa eficiência, entre outros fatores (SHAH; KONTIS, 2017).

Figura 2- Representação do descolamento da camada limite, devido a atuação de um gradiente de pressão adverso.



Fonte: Fox (2014).

2.3 Instabilidade Hidrodinâmica

Os primeiros estudos de instabilidade hidrodinâmica começaram a serem formulados no século XIX, principalmente por Reynolds, Helmholtz, Kelvin e Rayleigh.

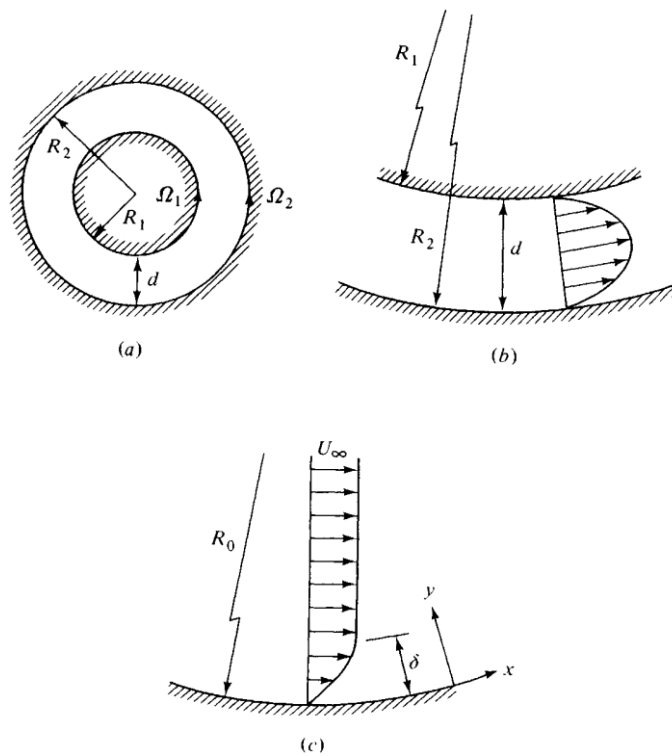
O estudo da instabilidade hidrodinâmica é de grande importância para se compreender melhor fenômenos como transição para turbulência, formação de ondas superficiais, instabilidade térmica, entre outros.

A instabilidade ocorre quando há alguma perturbação no escoamento, como variação de densidade, tensão superficial, entre outros. Além disso, também pode ocorrer a instabilidade centrífuga presente principalmente em escoamentos sobre superfícies curvas e canais côncavos. (DRAZIN; REID, 2010).

2.3.1 Instabilidade Centrifuga

Há três principais tipos de escoamentos caracterizados por apresentar instabilidade centrífuga, são eles, escoamento na camada limite sobre uma superfície côncava, escoamento em um canal curvo devido ao gradiente de pressão agindo ao redor desse canal, e por último o escoamento de Couette, onde o fluido está presente entre dois cilindros coaxiais. (DRAZIN, 2010). A Figura 3 traz representação dos três tipos de escoamentos caracterizados pela instabilidade centrífuga.

Figura 3- (a) Escoamento de Couette. (b) Escoamento em canal curvo. (c) Escoamento em superfície côncava.



Fonte: DRAZIN (2010).

2.3.2 Vórtices de Görtler

Uma das instabilidades centrífugas atuantes sobre o escoamento na camada limite de uma superfície côncava foi prevista por Görtler em 1940. Em seu trabalho, Görtler conseguiu observar que em superfícies côncavas juntamente a camada limite poderia ocorrer o surgimento de vórtices junto a camada limite ao longo do escoamento. Esses vórtices estão ilustrados na Figura 4.

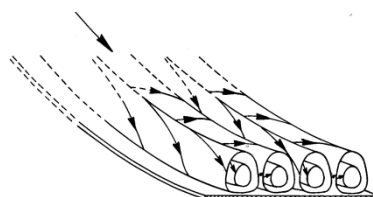
A importância no estudo dos vórtices de Görtler, está presente principalmente na análise da transição do escoamento na parte inferior da asa, assim como para determinar a eficiência de pás de turbinas. (HALL, 1983).

No entanto, a principal importância dos vórtices de Görtler para o trabalho aqui apresentado está no fato desses vórtices apresentarem algumas características físicas semelhantes aos vórtices que serão gerados pelos VG, uma vez que ambos são vórtices rotativos que atuam sobre a camada limite adicionando e retirando massa e momento de determinadas regiões.

Os vórtices de Görtler são estruturas encontradas em pares, esses vórtices têm mesmo tamanho e giram em sentidos contrários, gerando regiões de downwash entre os pares de vórtices e regiões de upwash na região externa a esses pares. Nas regiões de downwash o fluido acima da camada limite é trazido para perto a superfície devido à ação dos vórtices, já a região de upwash o fluido com baixo momento (pouca velocidade) que está próximo à superfície é jogado para fora da camada limite. (FINNIS; BROWN, 1997). Segundo Malatesta (2014), a atuação dos vórtices modifica o perfil da camada limite, formando um perfil de velocidade do tipo cogumelo.

Görtler a partir das equações de Navier-Stokes e assumindo algumas hipóteses, consegue chegar a duas equações diferenciais para velocidades acopladas que podem ser solucionadas aproximadamente com métodos iterativos, a formulação está apresentada na referência Görtler(1940).

Figura 4- Vórtices de Görtler se desenvolvendo paralela a uma superfície côncava.



Fonte: Görtler (1940).

2.4 MÉTODOS DE CONTROLE DA CAMADA LIMITE

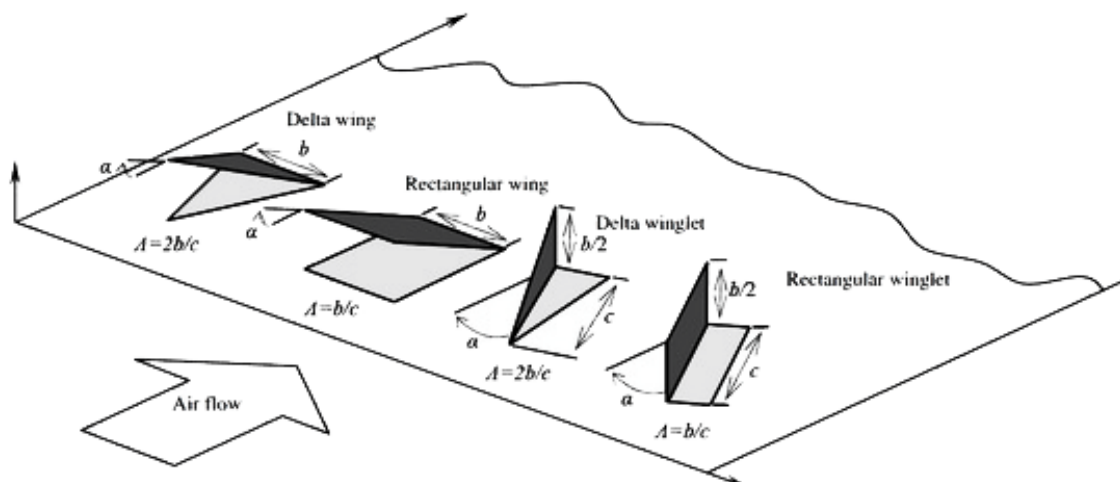
Com o avanço nos estudos no setor aeronáutico, assim como o crescente esforço para desenvolvimento dos métodos computacionais de dinâmica de fluidos (CFD), novas soluções e dispositivos foram propostos para melhorar a aerodinâmica dos componentes das aeronaves, dos quais, pode se destacar os métodos de controle da camada limite como, por exemplo: injeção e sucção de massa, controle térmico, resfriamento da parede, injeção de diferentes gases e geradores de vórtice (foco do presente estudo).

2.4.1 Geradores de Vórtices

Os geradores de vórtice (VG), que são pequenas aletas ou aerofólios estendidos na direção normal à superfície, no caso do presente estudo sobre o extradorso da asa, sendo dispostos com uma inclinação relativa à direção do escoamento (LIN, 1999), aplicados para eliminar ou atrasar ao máximo a ocorrência do descolamento.

Os VG são dispostos antes da região de recirculação (descolamento) e devido ao seu formato, o ângulo de incidência com a direção do escoamento, ilustrado na Figura 5, juntamente com a tendência do fluido em contornar a superfície do VG, acarreta na formação de vórtices longitudinais ao longo da corda (c) da asa.

Figura 5- Ilustração de alguns modelos de geradores de vórtices, e alguns dos diversos tipos de arranjos.

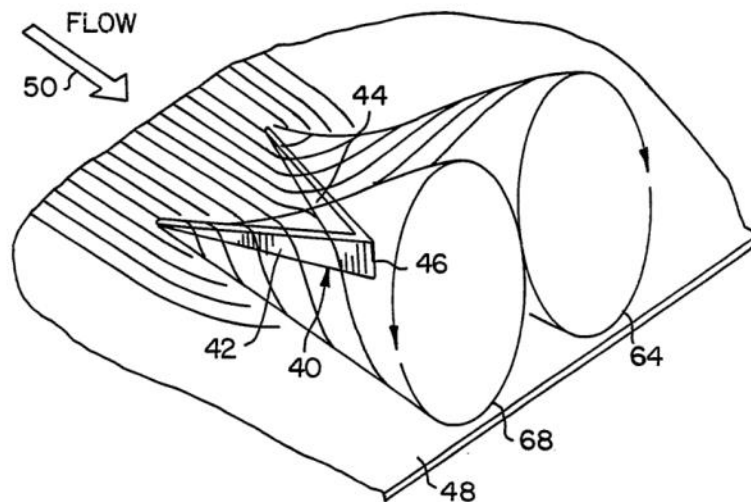


Fonte: Ahmed et al. (2012).

Segundo Lin, et al. (1991), esses vórtices formados tem papel fundamental no controle da camada limite, pois eles adicionam momento à camada limite, redirecionando o alto momento do escoamento externo para regiões próximas a superfície, fazendo com que a camada limite supere a resistência do gradiente de pressão adverso, isso por sua vez elimina ou retarda o ponto de descolamento da camada.

São inúmeras as geometrias e arranjos que se pode aplicar aos VG, desde formatos retangulares, triangulares, trapezoidais, até geometrias mais complexas. A inclinação com a qual os VG são montados geram vórtices longitudinais que podem rotacionar no mesmo sentido ou em sentidos opostos (GODARD, 2006), como exemplificado na Figura 6.

Figura 6- Representação esquemática da formação de vórtices contra rotativos sendo gerados por um VG.



Fonte: Gary (1989).

3 METODOLOGIA

A análise do escoamento foi realizada numericamente utilizando o método de elementos finitos com o código comercial AcuSolve de CFD da Altair Hyperworks (ALTAIR, 2018), com modelo de turbulência de uma equação, Spalart-Allmaras (SA).

A escolha de ferramentas computacionais se deve ao fato da alta complexidade em se obter uma solução analítica fechada para as equações de Navier-Stokes que estabelecem o comportamento do escoamento.

O método numérico utilizado será explicado em detalhes nas seção 3.2.

3.1 Equações de Navier-Stokes

As equações de Navier-Stokes, juntamente com a equação da continuidade, formam um conjunto de equações acopladas, que descrevem o comportamento de todo fluido Newtoniano (viscosidade constante), que ao ser aplicada conjuntamente conseguem solucionar a maioria dos escoamentos, no entanto não possuem solução analítica. (FOX et al., 2014).

As equações de Navier-Stokes, são formuladas através do balanço da quantidade de movimento chegando as Equações 3, 4 e 5, para as direções x, y e z respectivamente, sendo a equação da continuidade descrita pela Equação 6, formulada a partir da conservação de massa.

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + (\rho u u) = \frac{-\partial p}{\partial x} + (\mu \text{ grad } u) + S_{Mx} \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + (\rho v v) = \frac{-\partial p}{\partial y} + (\mu \text{ grad } v) + S_{My} \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + (\rho w w) = \frac{-\partial p}{\partial z} + (\mu \text{ grad } w) + S_{Mz} \quad (5)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + (\rho u) = 0 \quad (6)$$

3.2 Método Numérico

Existem várias abordagens numéricas para solução das Equações de Navier-Stokes e conseqüentemente, obtenção do perfil de escoamento que se deseja estudar. Dentre elas existem 3 principais abordagens com suas respectivas derivações, com vantagens e desvantagens, que são os métodos DNS (Direct Numerical Simulation), LES (Large Eddy Simulation) e RANS (Reynolds Average Navier-Stokes).

O método DNS resolve diretamente as equações de Navier-Stokes e apresenta resultados mais precisos, uma vez que as equações são resolvidas diretamente, em contrapartida apresenta elevado custo computacional.

Na seqüência vem o método LES, que aplica uma espécie de filtro, onde as grandes escalas temporais e espaciais são solucionadas, enquanto as menores são apenas modeladas, apresentando alta precisão nos resultados, em contra partida demanda alto custo computacional, embora menor que o método DNS.

E por último o método RANS, que resolve apenas as médias das equações por meio de modelos com maior rapidez se comparado aos anteriores, porém menos preciso.

3.2.1 Modelo Spalart-Allmaras

As equações de Navier-Stokes são solucionadas através do método de elementos finitos com o código comercial de CFD da Altair HyperWorks (ALTAIR, 2018), utilizando o método RANS com modelo de turbulência de uma equação Spalart-Allmaras (SA).

O modelo SA foi escolhido por apresentar acurácia suficiente para solucionar com rapidez a camada limite em escoamento externo com gradiente de pressão adverso. (Versteeg; Malalasekera, 2007).

O modelo SA será brevemente introduzido seguindo a referência Versteeg, Malalasekera (2007). Mais detalhes do método podem ser encontrados no trabalho de Spalart e Allmaras (1992).

Segundo Versteeg, Malalasekera (2007), o parâmetro de viscosidade cinemática turbulenta $\tilde{\nu}$ (kinematic eddy viscosity) se relaciona com a viscosidade dinâmica turbulenta μ_t (dynamics eddy viscosity), através da Equação 7.

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{vl} \quad (7)$$

Onde $f_{vl} = f_{vl} \left(\frac{\tilde{\vartheta}}{\vartheta} \right)$ é a função de amortecimento da parede, tendendo à unidade para altos números de Reynolds, sendo que na superfície ela tende a zero.

A tensão de Reynolds é dada pela Equação 8.

$$\tau_{ij} = -\overline{\rho u_i' u_j'} = 2\mu_t S_{ij} = \rho \tilde{\vartheta} f_{vl} \left(\frac{\partial(U_i)}{\partial x_j} + \frac{\partial(U_j)}{\partial x_i} \right) \quad (8)$$

A equação da de transporte para $\tilde{\vartheta}$ fica na forma da Equação 9:

$$\frac{\partial(\rho \tilde{\vartheta})}{\partial t} + \text{div}(\rho \tilde{\vartheta} \mathbf{U}) = \frac{1}{\sigma_v} \text{div} \left[(\mu + \rho \tilde{\vartheta}) \text{grad}(\tilde{\vartheta}) + C_{b2} \rho \frac{\partial(\tilde{\vartheta})}{\partial x_k} \frac{\partial(\tilde{\vartheta})}{\partial x_k} \right] + \quad (9)$$

$$C_{b1} \rho \tilde{\vartheta} \tilde{\Omega} - C_{w1} \rho \left(\frac{\tilde{\vartheta}}{ky} \right)^2 f_w$$

Na Equação 9 a taxa de produção de $\tilde{\vartheta}$ está relaciona com a vorticidade média local por meio da Equação 10:

$$\tilde{\Omega} = \Omega + \frac{\tilde{\vartheta}}{(ky)^2} f_{v2} \quad (10)$$

Onde temos que Ω é a vorticidade média:

$$\Omega = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} \quad (11)$$

E Ω_{ij} é o tensor de vorticidade média dado por:

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial(U_i)}{\partial x_j} - \frac{\partial(U_j)}{\partial x_i} \right) \quad (12)$$

A funções e $f_{v2} = f_{v2} \left(\frac{\tilde{\vartheta}}{\vartheta} \right)$ e $f_{v2} = f_{v2} \left(\frac{\tilde{\vartheta}}{(ky)^2 \tilde{\Omega}} \right)$ são ambas funções de amortecimento de parede.

Segundo Versteeg e Malalasekera (2007) o modelo SA é um modelo de 1 equação que não permite o cálculo da escala de comprimento. No entanto, ele deve ser especificado para calcular a taxa de dissipação da quantidade de turbulência transportada.

A escala de comprimento utilizada nesse caso é ky , sendo y é distância da superfície. Esse parâmetro entra no cálculo do termo de destruição da Equação 9 e no cálculo do parâmetro de vorticidade na Equação 10.

O método apresentou ao longo de seu equacionamento algumas constante, que são calibradas de modo a se obter bons resultados para camada limite em escoamento externo com gradiente de pressão adverso Tabela 1.

Tabela 1- Constantes do Modelo SA

$\sigma_V = \frac{3}{2}$	$k = 0.4187$	$C_{b1} = 0.1355$	$C_{b2} = 0.622$	$C_{w1} = C_{b1} + k^2 \frac{1 + C_{b2}}{\sigma_V}$
--------------------------	--------------	-------------------	------------------	---

Fonte: Versteeg e Malalasekera (2007).

4 ESTUDO DE CASO

O presente trabalho tem como objetivo estudar a interferência que os geradores de vórtices geram no escoamento sobre uma asa com perfil aerofólio NACA 0015, enfatizando principalmente a variação de pressão, arrasto e sustentação devido à presença vórtices longitudinais formados pelo VG.

Foi realizada uma primeira simulação com $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 3$, para verificar a atuação do vórtices sobre a bolha de descolamento que ocorre após o VG, e uma segunda simulação com $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 6$, para observar a capacidade do VG formar os vórtices longitudinais quando uma bolha de recirculação se forma anterior ao mesmo.

Ao simular o aumento do Re_c para 2×10^6 em $AoA = 3$ bem como a simulação do aumento Re_c para 2×10^6 em $AoA = 6$, verificou-se por análise numérica que não ocorreu mais o surgimento da região de separação.

Por esse fato, as simulações acima foram realizadas com o intuito de avaliar como é influenciado o arrasto e sustentação da asa pela a alteração da velocidade e do campo de pressão devido a presença apenas dos vórtices longitudinais sem a bolha de separação, para condição de $Re_c = 2 \times 10^6$ com $AoA = 3$ e $Re_c = 2 \times 10^6$ com $AoA = 6$.

Como última abordagem foi realizada uma análise comparativa mantendo o mesmo comprimento e altura do modelo principal detalhada no capítulo 8.4, para se avaliar como a alteração da inclinação β relativa ao escoamento e distanciamento das superfícies do VG afetam o arrasto e sustentação da asa.

Para esse trabalho foi modelado uma asa com perfil de aerofólio NACA 0015 com comprimento de corda $c = 252.3\text{mm}$, sendo:

$$Re_c = \frac{\rho V_\infty c}{\mu} \quad (13)$$

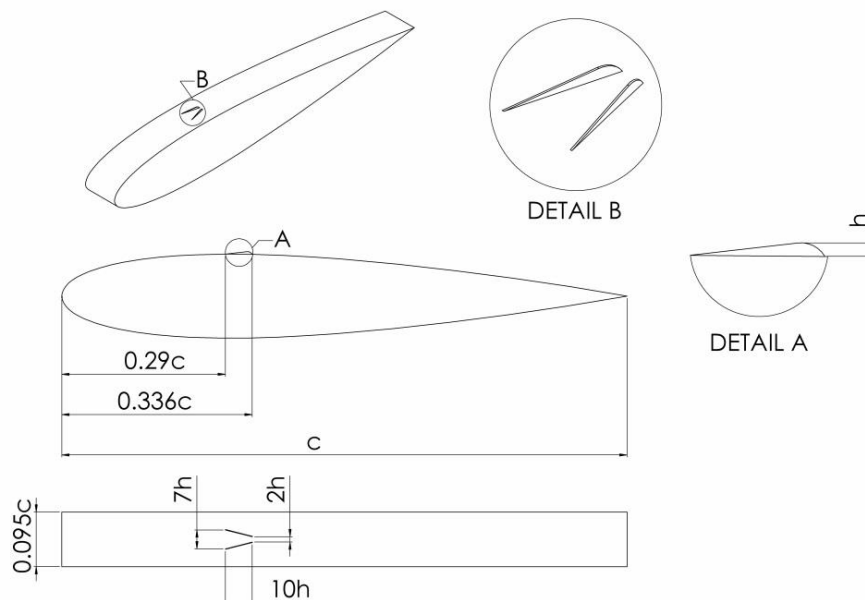
O gerador de vórtice foi desenvolvido e dimensionado com base na espessura da camada limite na condição $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 3$. A altura h do VG foi dimensionado

na mesma ordem de grandeza da espessura da camada limite, $\delta_{0.33c, A \theta A=3} = 1.1mm$ no ponto onde está localizado o gerador ($0.33c$).

A geometria do VG está representada na Figura 7, sendo que a superfície do gerador começando em $0.29c$ aumentando linearmente até alcançar altura $h=1.2\text{ mm}$ em $0.33c$ e volta a reduzir em forma de arco de circunferência até a distância de $0.336c$.

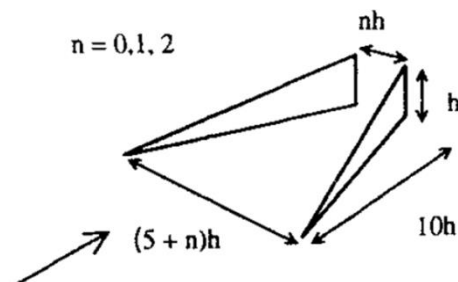
A base para o dimensionamento do comprimento e distanciamento das superfícies do VG partiu do trabalho Ashill et al., (2001), tendo como base no gerador formato em delta e considerando $n = 2$ representado na Figura 8.

Figura 7- Geometria e Dimensionamento do Gerador de Vórtice.



Fonte: Autor (2018).

Figura 8- Dimensionamento base para um VG do tipo delta.



Fonte: Ashill (2001).

A posição do VG entre $0.29c$ a $0.336c$ foi escolhida para que com $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 3$ o VG estivesse anterior à região de descolamento da camada limite, sabendo que nessas condições a mesma sofre seu descolamento em uma distância de $0.38c$ recolando em $0.56c$ a partir do bordo de ataque (ROBARGE et al., 2004).

Essa localização do VG também garante que com $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 6$ a bolha de recirculação gerada pelo descolamento irá começar antes do VG recolando em $\sim 0.33c$, permitindo verificar se o VG é capaz de formar vórtices longitudinais, quando ele se mantém parcialmente imerso na região de recirculação que antecede os $\sim 0.33c$.

A análise do escoamento nesse trabalho será feita principalmente através distribuição velocidade e dos coeficientes de pressão (C_P), arrasto (C_D), sustentação (C_L), que segundo Anderson (2001):

$$C_P = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \quad (14)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S} \quad (15)$$

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S} \quad (16)$$

5 DOMÍNIO COMPUTACIONAL E MALHA

O domínio computacional foi modelado com a asa centralizada a uma distância suficiente para evitar regiões de recirculação e condições adversas nas fronteiras do domínio computacional, que pudessem ocasionar erros numéricos, Figura 9.

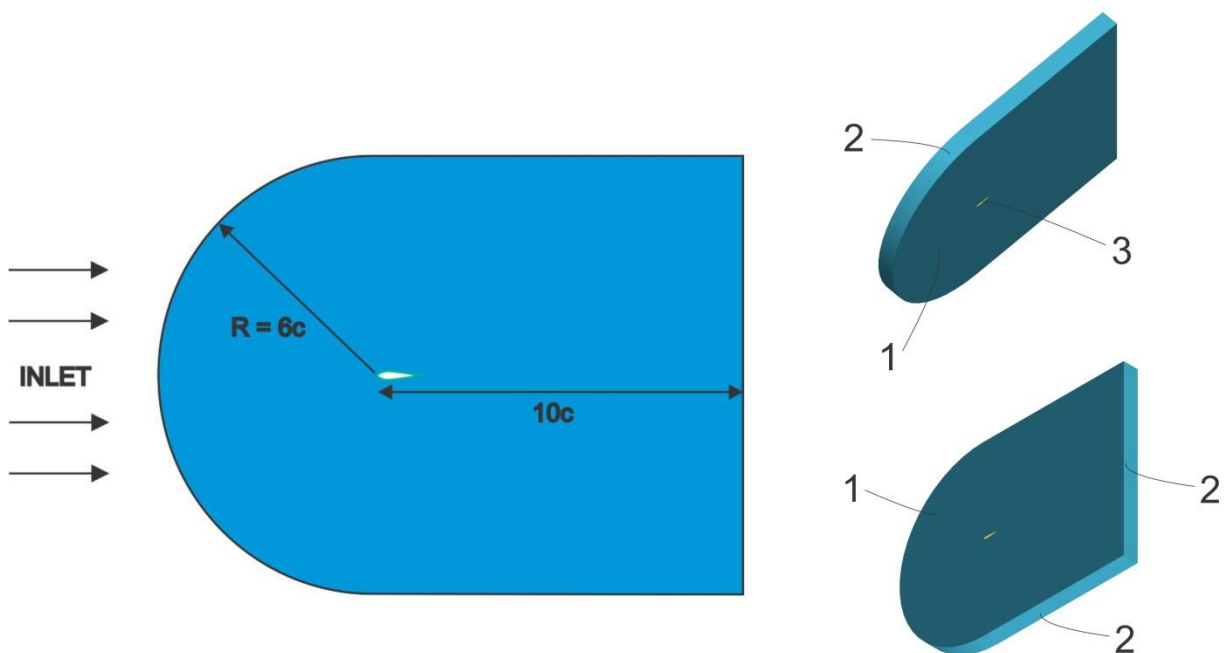
A Figura 9 também apresenta as condições de contorno utilizadas na simulação, numeradas como:

Região 1, condição de simetria.

Região 2, condição de escoamento livre, também chamado condição de escoamento afastado (Far Field), que determinam as condições do fluxo de entrada e saída do domínio.

Região 3, condição de não escorregamento, na face que representa a superfície da asa.

Figura 9- Dimensionamento do domínio computacional e representação das condições de contorno.

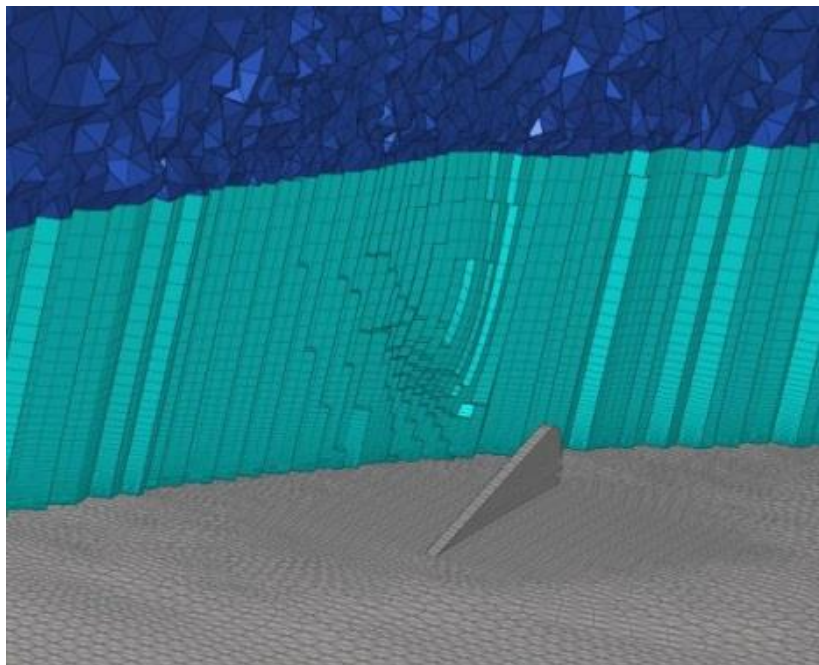


Fonte: Autor (2018).

A malha da região da camada limite é composta por elementos prismáticos que organizados em camadas, com alto refino, possibilitam a precisão nos resultados, por ser a região de maior interesse, além de ser dimensionada de forma a ser aplicada para todas as situações estudadas neste trabalho.

Já a região fora da camada limite é composta de elementos tetraédricos com uma taxa de crescimento que garantem uma transição suave do tamanho dos elementos mais refinados que estão mais próximos à camada limite até os menos refinados que estão perto do limite do domínio computacional Figura 10.

Figura 10- Configuração detalhada da malha próximo ao VG.



Fonte: Autor (2018).

6 VALIDAÇÃO

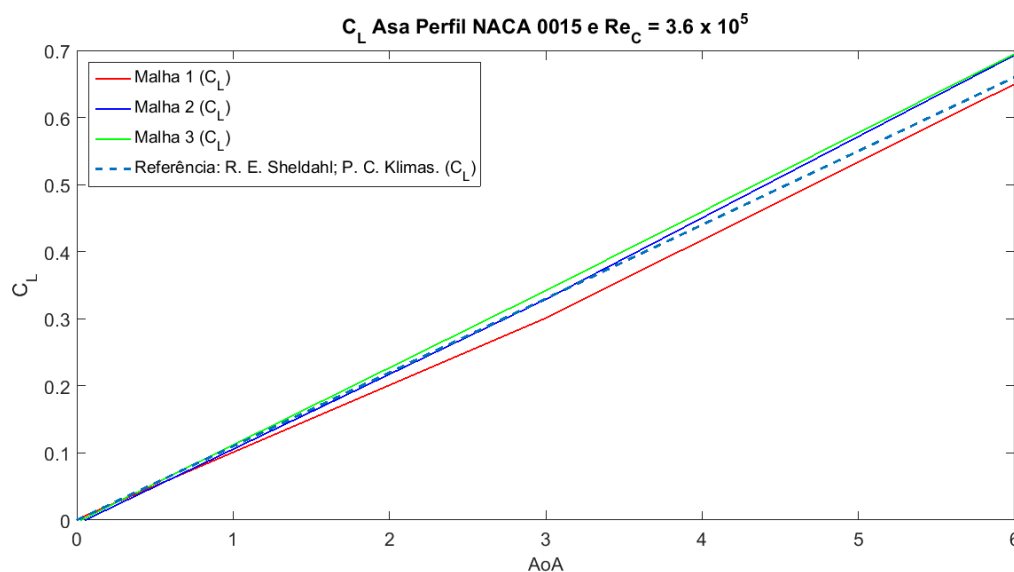
A validação do código foi realizada primeiramente com a asa sem o gerador de vórtice comparando com os dados experimentais obtidos em túnel de vento descrito no trabalho de Sheldahi e Klimas (1981).

A validação foi realizada para números de Reynolds de $Re_c = 3,6 \times 10^5$ e $Re_c = 2 \times 10^6$. Como não foram encontrados dados específicos para o perfil NACA 0015 com $Re_c = 2,38 \times 10^5$ (condição de estudo), foi utilizado um regime de escoamento de $Re_c = 3,6 \times 10^5$ para a simulação de menor número de Reynolds.

Para validação foram criadas três malhas de menor, médio e maior refino Malha 1 = $1,7 \times 10^6$, Malha 2 = $3,1 \times 10^6$, Malha 3 = 5×10^6 elementos, respectivamente.

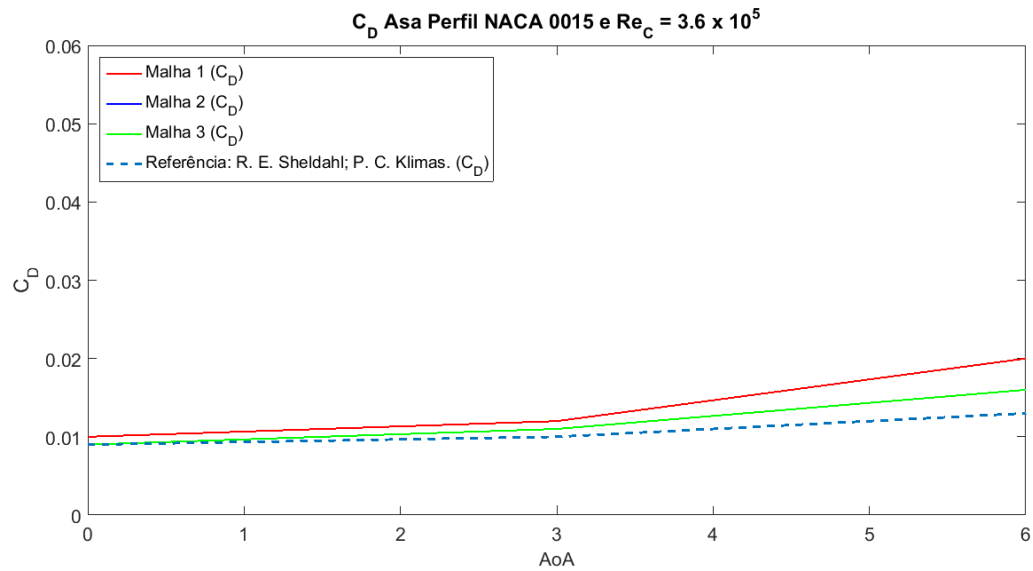
Acompanhando os Gráficos 1, 2, 3 e 4 abaixo observar-se que o resultado experimental e numérico apresentaram uma pequena diferença entre C_D e C_L , além disso é possível observar a convergência a partir do refino da Malha 2.

Gráfico 1 - Validação da malha para asa com perfil NACA 0015 sem o VG com $Re_c = 3,6 \times 10^5$ com base no C_L .



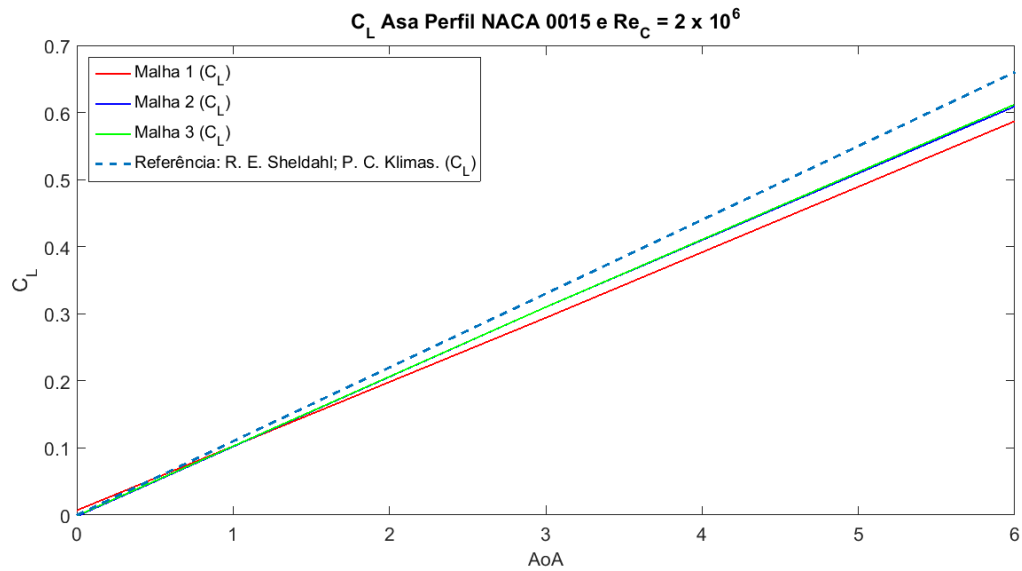
Fonte: Autor (2018).

Gráfico 2 - Validação da malha para asa com perfil NACA 0015 sem o VG com $Re_c=3,6 \times 10^5$ com base no C_D .



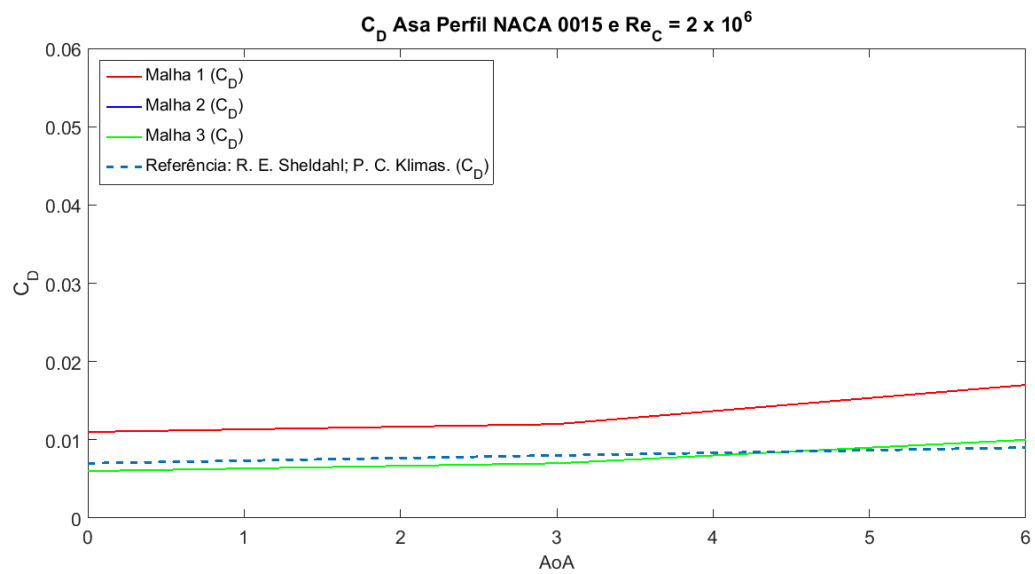
Fonte: Autor (2018).

Gráfico 3 - Validação da malha para asa com perfil NACA 0015 sem o VG com $Re_c=2 \times 10^6$ com base no C_L .



Fonte: Autor (2018).

Gráfico 4 - Validação da malha para asa com perfil NACA 0015 sem o VG com $Re_c=2 \times 10^6$ com base no C_D .



Fonte: Autor (2018).

7 CONVERGÊNCIA

A etapa de convergência de malha foi realizada para asa com VG, sendo que a convergência sem VG já foi constatada na etapa de validação.

A convergência de malha foi realizada com a mesma metodologia descrita na etapa de validação e os parâmetros de geração de malha foram os mesmos utilizados na validação, como tentativa de se obter a melhor comparação entre os resultados numéricos para asa com e sem VG.

Foram criadas três malhas com menor, médio e maior refino respectivamente. Malha 1* = 2×10^6 , Malha 2* = $3,6 \times 10^6$, Malha 3* = 6×10^6 .

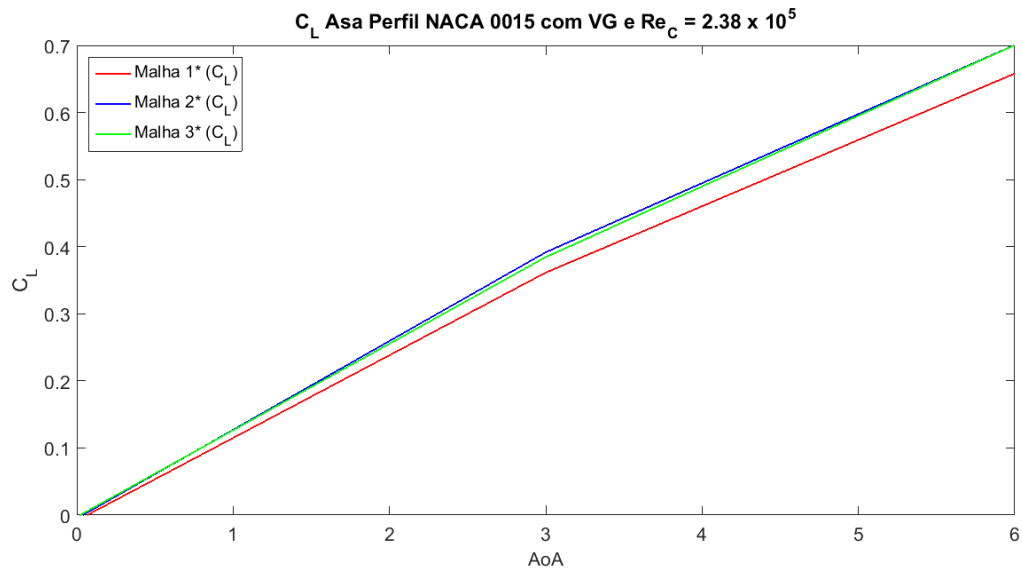
Os parâmetros de análise de convergência foram os coeficientes de sustentação (C_L) e arrasto (C_D).

É possível observar que a convergência ocorre a partir do refino da Malha 2*, os resultados podem ser conferidos através do Gráfico 5, Gráfico 6, Gráfico 7 e Gráfico 8 .

As malhas escolhidas para as análises posteriores como comparação de resultados será a mais refinada, Malha 3*.

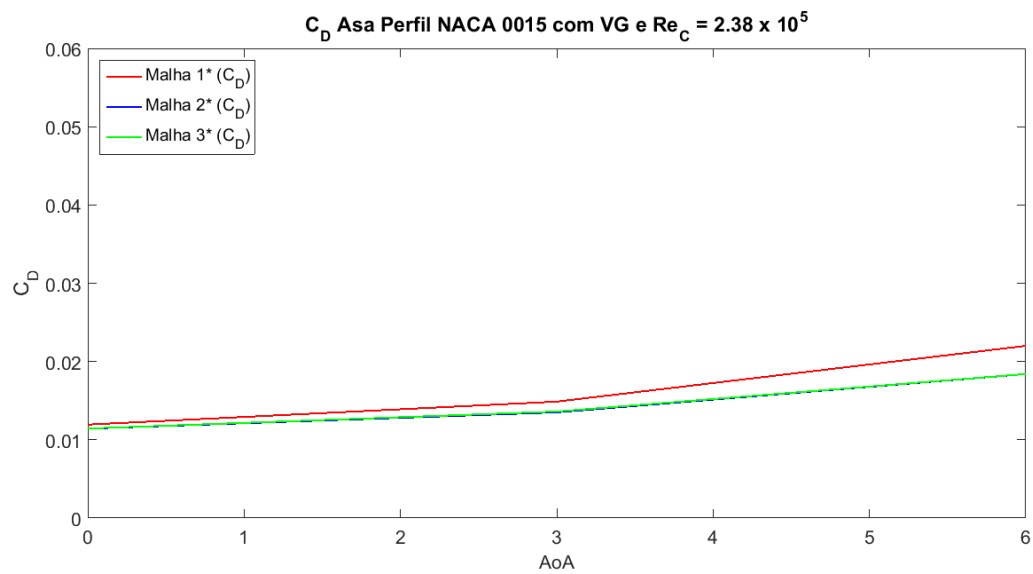
Refinos maiores de malha resultaram em custo computacional muito elevado para o modelo de computador utilizado (Dell XPS / Intel Core i5-3350p / CPU 3.1 GHz / Memória RAM: 16 Gb).

Gráfico 5 – Convergência da malha para asa com perfil NACA 0015 com o VG em $Re_c=2,38 \times 10^5$ com base no C_L .



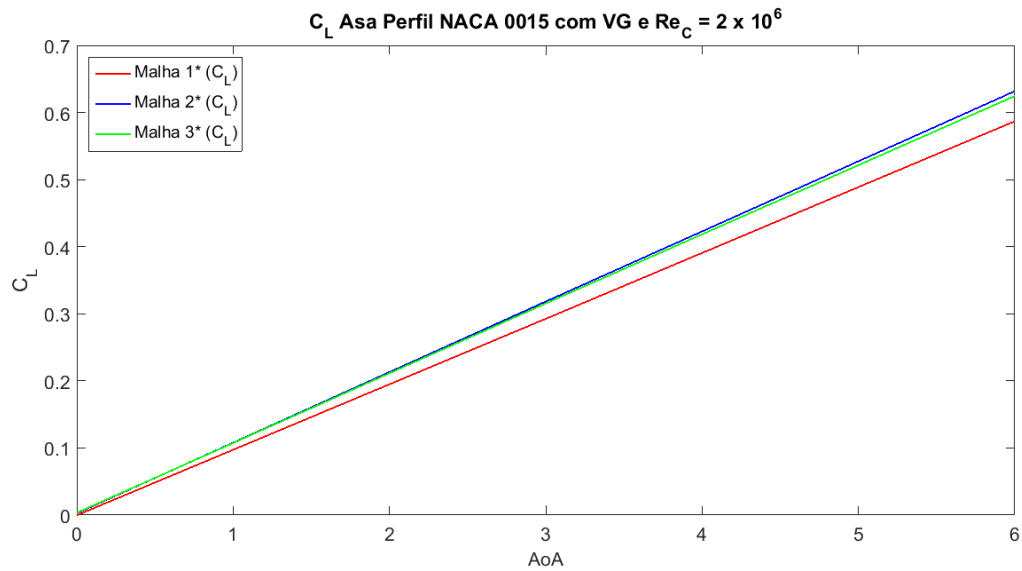
Fonte: Autor (2018).

Gráfico 6 - Convergência da malha para asa com perfil NACA 0015 com o VG em $Re_c=2,38 \times 10^5$ com base no C_D .



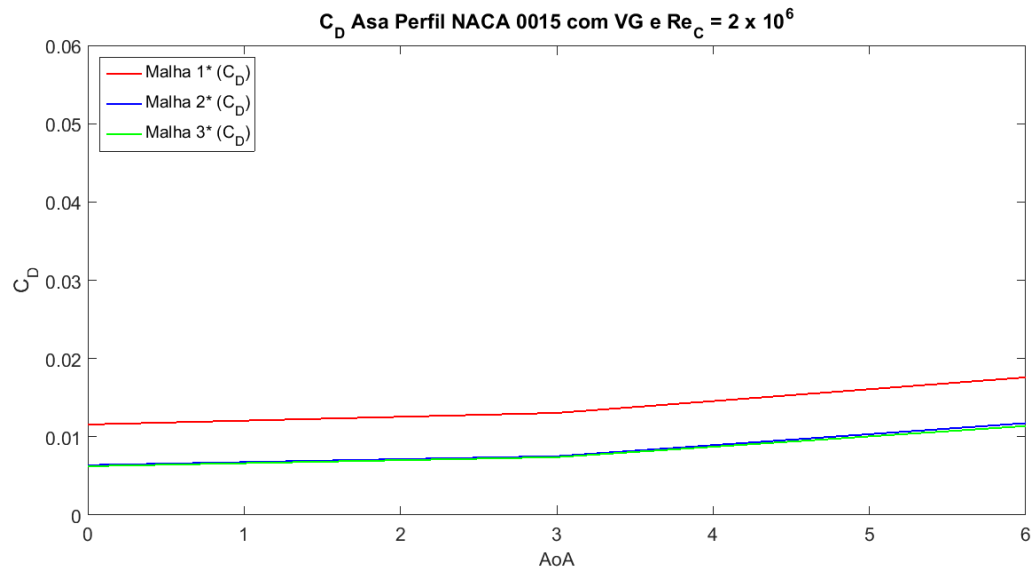
Fonte: Autor (2018).

Gráfico 7 - Convergência da malha para asa com perfil NACA 0015 com o VG em $Re_c=2 \times 10^6$ com base no C_L .



Fonte: Autor (2018).

Gráfico 8 - Convergência da malha para asa com perfil NACA 0015 com o VG em $Re_c=2 \times 10^6$ com base no C_D .



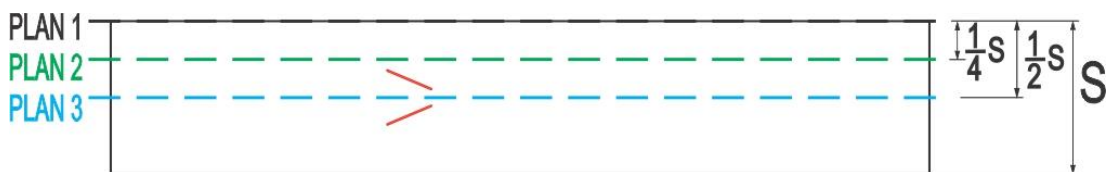
Fonte: Autor (2018).

8 RESULTADOS

Os resultados foram separados em três etapas, sendo a primeira focada na análise em baixo número de Reynolds ($Re_c = 2,38 \times 10^5$), a segunda em alto número de Reynolds ($Re_c = 2 \times 10^6$) e a terceira na influência da variação da geometria sobre o desempenho aerodinâmico.

O perfil de pressão desenvolvido sobre a asa será estudado por meio de 3 planos de tomada de pressão, representados na Figura 11, sendo $S = 24\text{mm}$.

Figura 11- Representação dos Planos de tomada de pressão.



Fonte: Autor (2018).

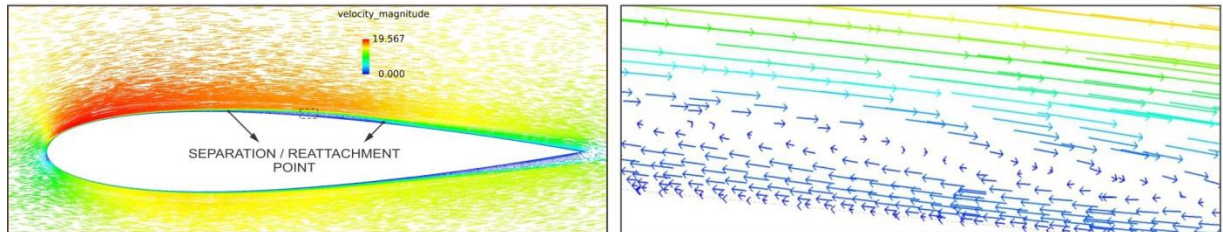
8.1 Estudo em Baixo Reynolds

Com $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 3$ sem VG foi observado o surgimento da esperada bolha de separação com o descolamento da camada limite que ocorre em $\sim 0.34c$ e logo recola em $\sim 0.63c$.

Observando na Figura 12 pode-se verificar que existe uma região azulada (baixa velocidade) se estendendo por uma porcentagem considerável da corda, isso indica que o fluido está sendo freado e, conforme o detalhe ampliado apresentado, fica evidente que se trata de uma região de recirculação, com vetores de velocidade contrários ao escoamento.

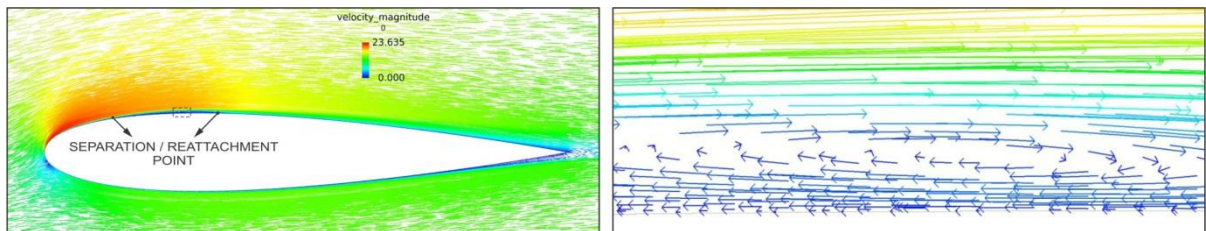
Já na Figura 13 quando se aumenta o ângulo de ataque para $AoA = 6$ é observado que a bolha de recirculação, mostrada na região azulada caminha sentido ao bordo de ataque e a camada limite descola em $\sim 0.13c$ e reanexa em $\sim 0.33c$.

Figura 12- Perfil do campo de velocidade da asa sem VG em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 3$ com a recirculação em detalhe ampliado.



Fonte: Autor (2018).

Figura 13- Perfil do campo de velocidade da asa sem VG em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 6$ com a recirculação em detalhe ampliado.



Fonte: Autor (2018).

8.1.1 Efeito sobre o Perfil de Velocidade em Baixo Reynolds

Para a simulação em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 3$ ocorre o surgimento de vórtices longitudinais contra rotativos bem definidos que se estendem por quase todo o extradorso da asa, onde se observou uma forte atuação desses vórtices sobre a região de recirculação na região longitudinal contida principalmente próxima ao Plano 3, fazendo com que a bolha de recirculação diminuísse consideravelmente seu tamanho como apresentado na Figura 14.

A Figura 14 mostra uma comparação entre a simulação com e sem o VG, onde as linhas vermelhas e azuis são dadas pelo programa representando os pontos considerados de descolamento e recolamento, respectivamente.

Para resultados mais claros e representativos foram considerados a simulação com VG nas regiões de separação delimitada por uma linha amarela que foi estipulada através de uma análise mais detalhada do escoamento baseado nos vetores de velocidade.

Esta linha amarela torna visível a interação de vórtices, adicionando energia cinética e formando uma espécie de corredor de camada limite colada, onde antes era uma única grande bolha de recirculação.

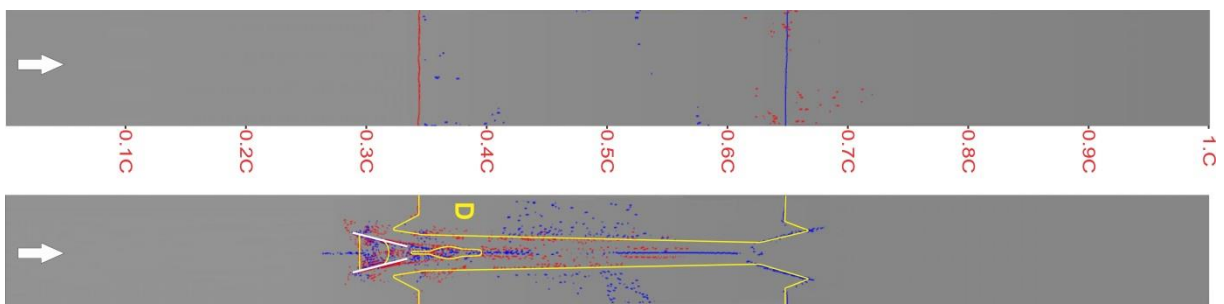
A simulação também mostra que a região abaixo da localização dos vórtices longitudinais não apresentou descolamento, devido à maior quantidade de energia cinética injetada naquela região próxima à superfície. Enquanto no Plano 3, onde os vórtices se encontram, se observou a ocorrência de uma forte interação entre eles logo após o VG, induzindo o aumento do componente de velocidade na direção normal da superfície, justamente pois os vórtices são contra-rotativos.

Isto eventualmente gera uma pequena região de descolamento da camada limite e seu recolamento aumenta a intensidade turbulenta do fluxo, que adicionada à ação dos vórtices, jogando o fluido com baixa energia cinética para fora da camada limite, fazendo com que a camada limite permaneça colada à superfície ao longo do caminho restante.

Esta condição também fica visível analisando a Figura 15 e Figura 16 que apresentam o perfil de velocidade do escoamento ao longo da asa.

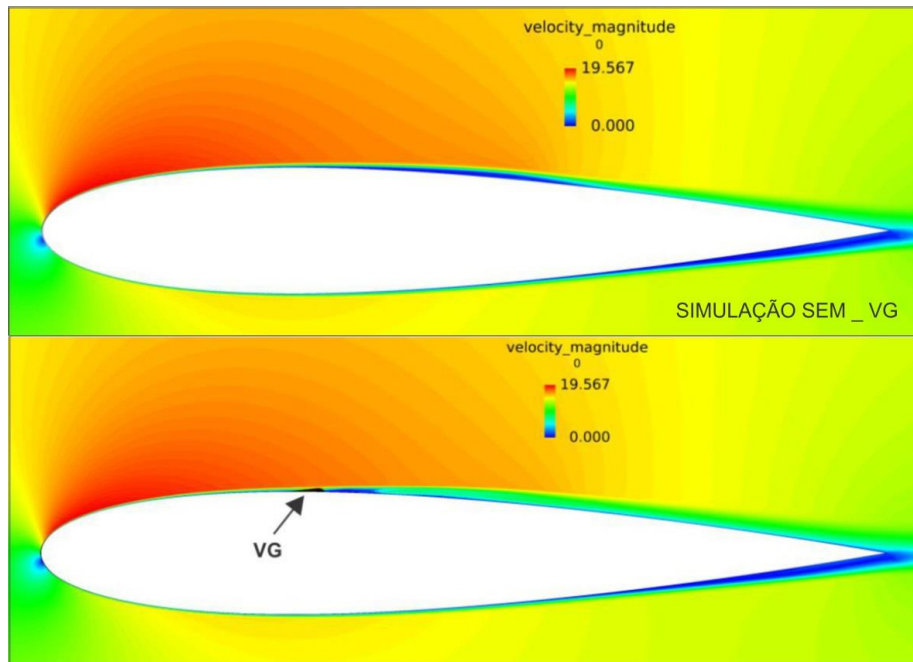
Na Figura 16 é mostrado que a intensidade dos vórtices longitudinais representados na Figura 17 tende a diminuir à medida que os mesmos caminham em direção ao bordo de fuga, devido à dissipação viscosa presente ao longo do escoamento.

Figura 14- Comparação entre as regiões de separação da asa com e sem VG em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 3$.



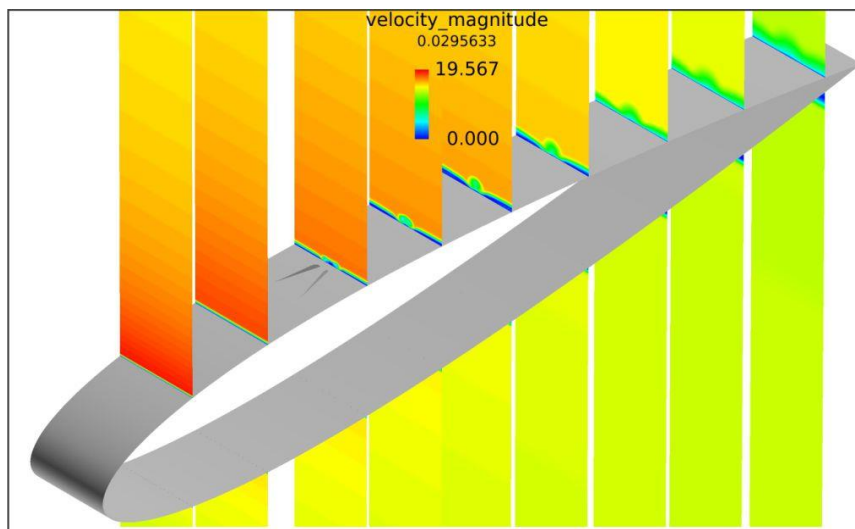
Fonte: Autor (2018).

Figura 15- Comparação do perfil de velocidade da asa com e sem VG em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 3$ sobre o Plano 3.



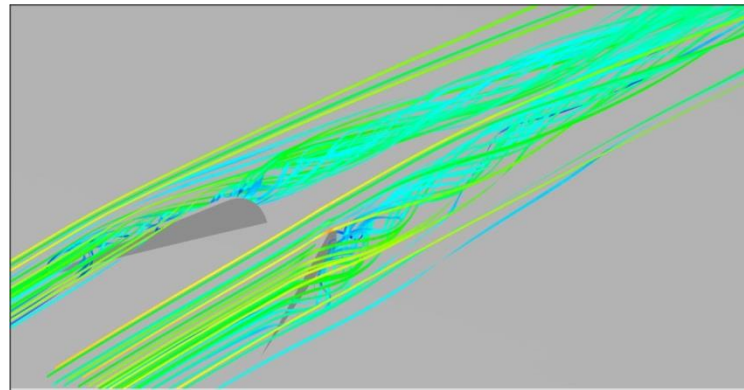
Fonte: Autor (2018).

Figura 16- Perfil do campo de velocidade da asa com VG em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 3$ em planos transversais na direção spanwise.



Fonte: Autor (2018).

Figura 17- Vórtices longitudinais contra-rotativos formados em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e
AoA = 3.



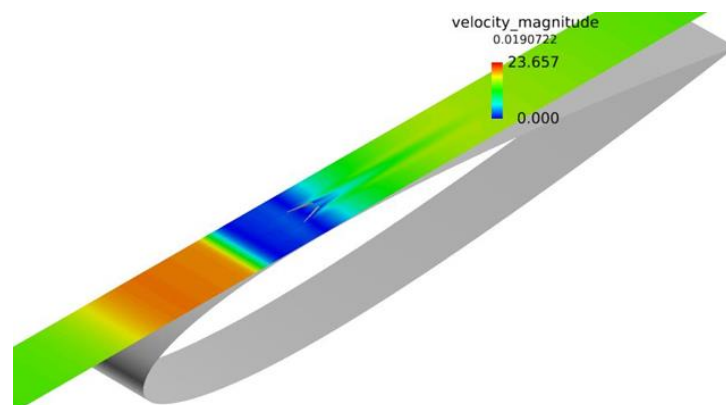
Fonte: Autor (2018).

A simulação com $AoA = 6$ mostrou que a bolha de recirculação incide diretamente sobre o VG recolando em $0.33c$ exatamente na localização do gerador, como era de interesse de estudo.

A simulação mostrou que devido à região de recirculação o escoamento perde grande quantidade de momento linear que seria utilizada na formação dos vórtices, por esse fato não foi observado estruturas de vórtice bem definidas. Assim a bolha de recirculação fica mais evidente ao se analisar a Figura 18, já o escoamento pode ser visualizado pelas Figura 19 e Figura 20, nas quais são apresentados os perfis de velocidade mais detalhadamente.

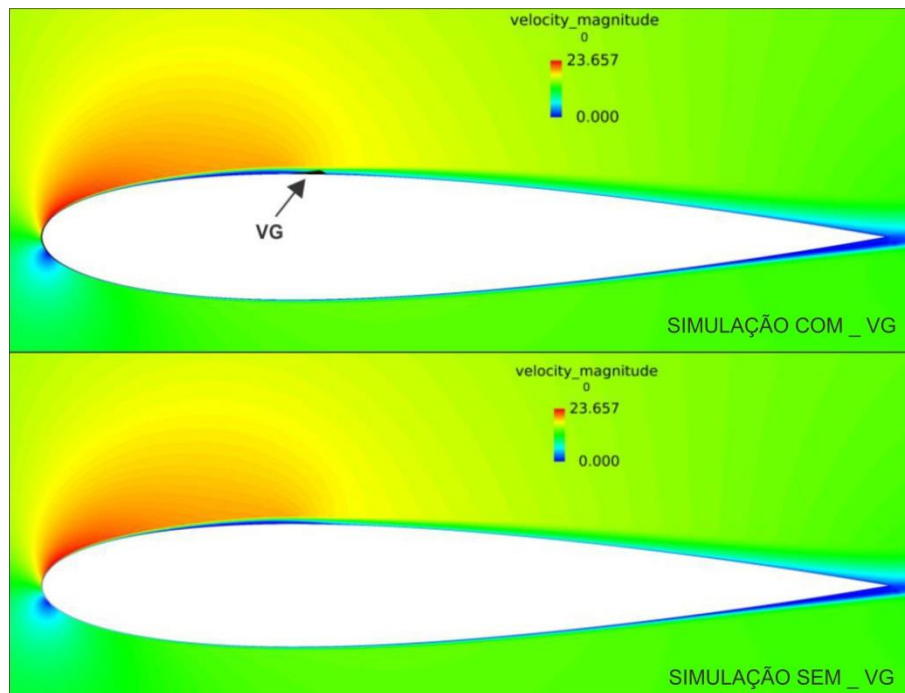
Embora o VG tenha gerado pouca influência sobre o escoamento, observa-se uma pequena variação no perfil de velocidade que é dissipada conforme o escoamento se afasta do gerador.

Figura 18- Perfil do campo de velocidade da asa com VG em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e
AoA = 6 no plano superior.



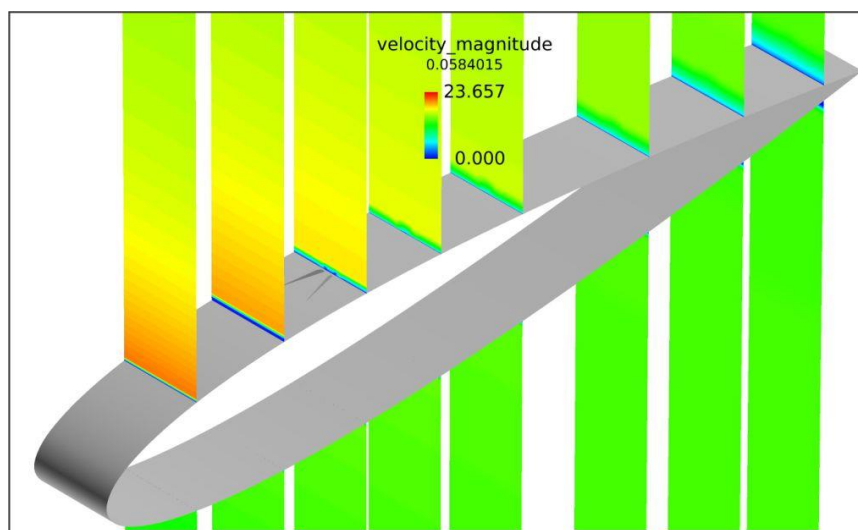
Fonte: Autor (2018).

Figura 19- Comparação do perfil de velocidade da asa com e sem VG em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 6$ sobre o Plano 3.



Fonte: Autor (2018).

Figura 20- Perfil do campo de velocidade da asa com VG em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 6$ em planos transversais na direção spanwise.



Fonte: Autor (2018).

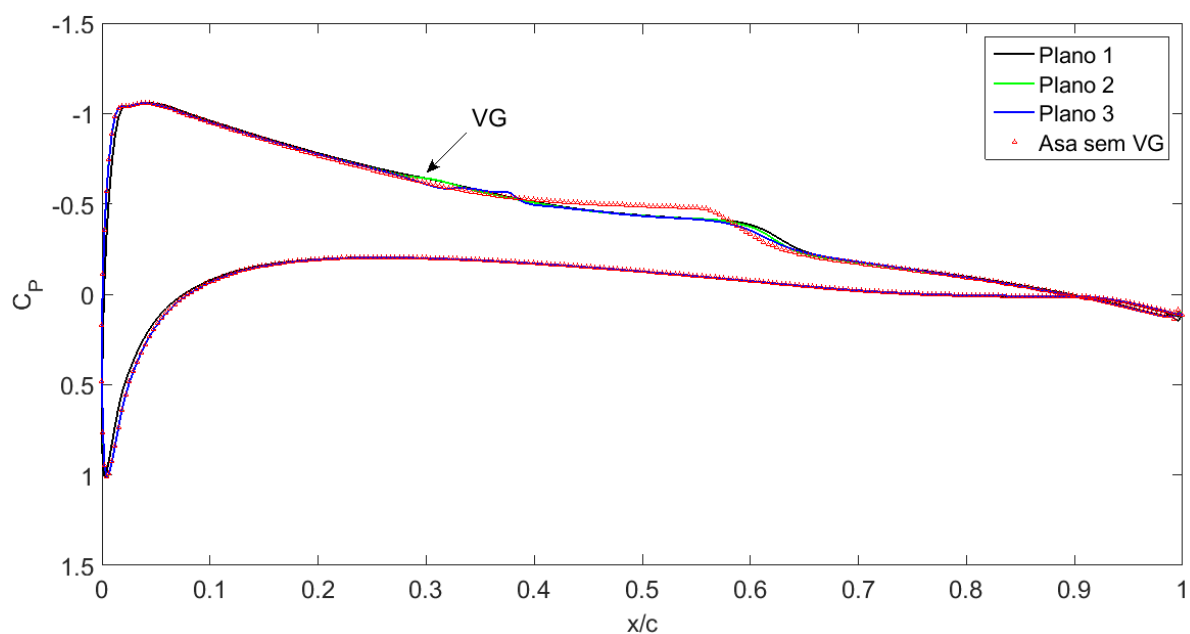
8.1.2 Efeito sobre a Pressão em Baixo Reynolds

A atuação do VG afeta visivelmente a distribuição de pressão ao longo da corda, sendo notado como aspecto mais geral um pequeno acréscimo da pressão sobre o extradorso da asa.

A distribuição de pressão para $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 3^\circ$ pode ser observada através do Gráfico 5, onde é mostrada a distribuição de pressão nos Planos 1, 2 e 3 que sendo comparadas com a asa sem gerador, fica evidente a atuação do VG nos três planos.

Ao analisar a região a jusante do VG (após $0.29c$) no Plano 3 é observado primeiramente uma oscilação da pressão, seguida de um aumento de C_p em formato de degrau em $\sim 0.38c$, este formato de degrau indica um súbito aumento da pressão característica da região recolocada, já este ponto de recolamento em $0.4c$ é seguido por um aumento considerável de pressão até $0.58c$, isso se deve ao fato do VG atuar sobre a camada limite removendo localmente a bolha de recirculação, formando o corredor de camada limite colada anteriormente mencionado, como essa região de recirculação era caracterizada pela perda de pressão (baixa pressão) ao ser removida provoca um aumento local de C_p , que pode ser percebido ao comparar a asa com VG no Plano 3 e a asa sem VG.

Gráfico 9– Comparação da distribuição de pressão ao longo Planos 1, 2 e 3 para o asa com VG em relação à asa sem VG em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 3^\circ$.

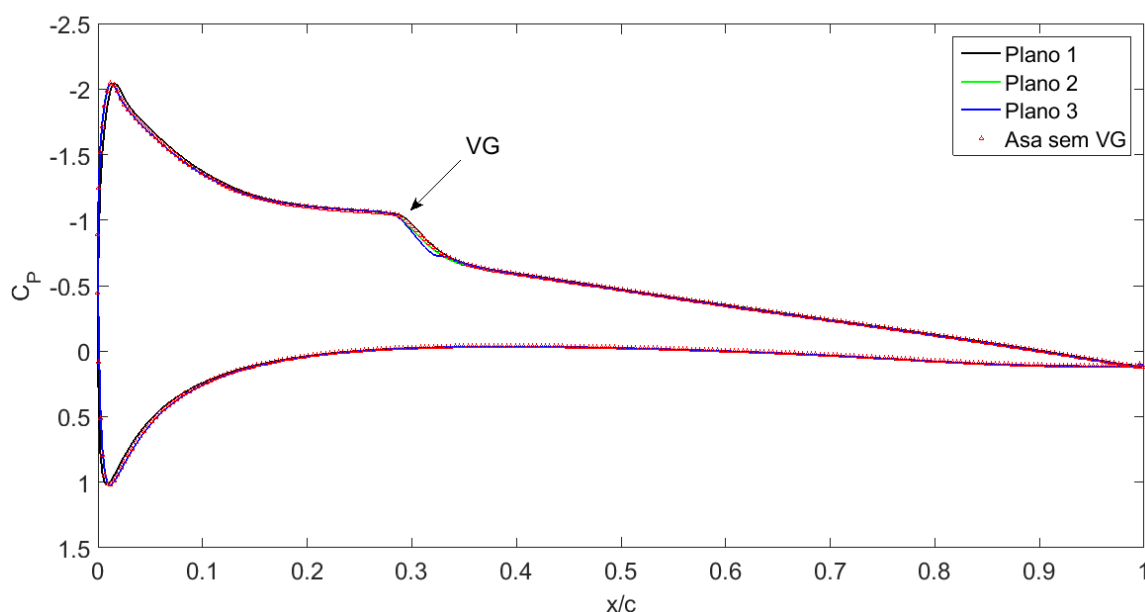


Fonte: Autor (2018)

Para $AoA = 6$ era esperado menor atuação do VG devido o surgimento da região de recirculação antes do gerador, fato este que também ocorreu com a pressão que não foi fortemente afetada pelo VG, devido à região de descolamento anterior ao gerador, que levou à perda de momento linear do escoamento que seria utilizada na formação dos vórtices.

Ao observar o Gráfico 6 verifica-se que os perfis de pressão com e sem gerador são coincidentes ao longo de quase todo comprimento de corda, com exceção da região próxima do VG, onde podemos observar um ligeiro aumento da pressão entre $0.29c$ até $0.34c$ (região que contém o VG).

Gráfico 10– Comparação da distribuição de pressão ao longo Planos 1, 2 e 3 para o asa com VG em relação à asa sem VG em $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 6$.



Fonte: Autor (2018)

8.1.3 Efeito sobre Aerodinâmica com Baixo Reynolds

O grande foco nos estudos da aerodinâmica consiste principalmente na busca de meios de se aumentar a sustentação (L) e diminuir o arrasto (D). Normalmente trabalha-se com razão L/D para avaliar o desempenho aerodinâmico final.

Por meio da Tabela 1, observa-se um comportamento dos resultados condizente com o esperado, sendo possível analisar que no ângulo de ataque $AoA = 3$ houve um decréscimo

sutil na sustentação de 0.82% devido ao aumento da pressão gerado pelo VG, onde antes havia uma região de baixa pressão devido à recirculação sobre o extradorso.

Outro ponto verificado nesse caso é a diminuição do arrasto devido à atuação dos vórtices longitudinais removendo a bolha de recirculação localmente resultando em um ganho L/D de apenas 0.61%, mas que representa melhoria do arrasto, devido à remoção da zona de descolamento, principalmente na porção longitudinal perto ao Plano 3.

Para avaliar a redução do arrasto é importante considerar que a superfície do VG leva ao aumento do arrasto por fricção, devido ao aumento da área molhada superficial, como é possível observar, a redução da bolha de recirculação foi suficiente para compensar esse efeito, levando à redução do arrasto em 1.43%. Já a diminuição da sustentação ocorre devido ao ligeiro aumento da pressão no extradorso da asa, devido atuação do VG que diminuiu a região de descolamento, região essa caracterizada por ser de baixa pressão.

Ao se observar a asa em $AoA = 6$, nota-se que o efeito do gerador foi muito pequeno, devido à região de descolamento estar situada antes do VG. Nessas condições, o aumento da área molhada e a perda de momento linear do fluido ao se encontrar com as aletas ocasiona o aumento do arrasto em 0.33%. No entanto, o pequeno aumento de 0.35% na sustentação devido à nova distribuição de pressão acaba por o compensar arrasto, gerando na prática o mesmo valor de L/D.

Tabela 1- Comparação do arrasto e sustentação da asa com e sem VG com $Re_c = 2,38 \times 10^5$ em $AoA = 3$ e 6 .

AoA	Asa sem VG			Asa com VG		
	C_D	C_L	L/D	C_D	C_L	L/D
3	0.013803	0.38769	28.08828	0.013606	0.38449	28.25958
6	0.018337	0.69803	38.06767	0.018397	0.70045	38.07517

Fonte: Autor (2018).

8.2 Estudo em Alto Reynolds

Para a simulação em $Re_c = 2 \times 10^6$ e $AoA = 3$ e $Re_c = 2 \times 10^6$ e $AoA = 6$, não se observou a presença do descolamento da camada limite como observado no caso anterior, além disso foi verificado o surgimento de vórtices longitudinais bem definido para os dois ângulos de ataque.

Essa simulação tem como base avaliar como a presença desses vórtices e sua influência no escoamento quando não se tem mais uma região de descolamento, como nos casos anteriores.

O objetivo foi verificar se a presença dos vórtices em um escoamento não descolado melhora o desempenho aerodinâmico da asa.

8.2.1 Efeito sobre o Perfil de Velocidade em Alto Reynolds

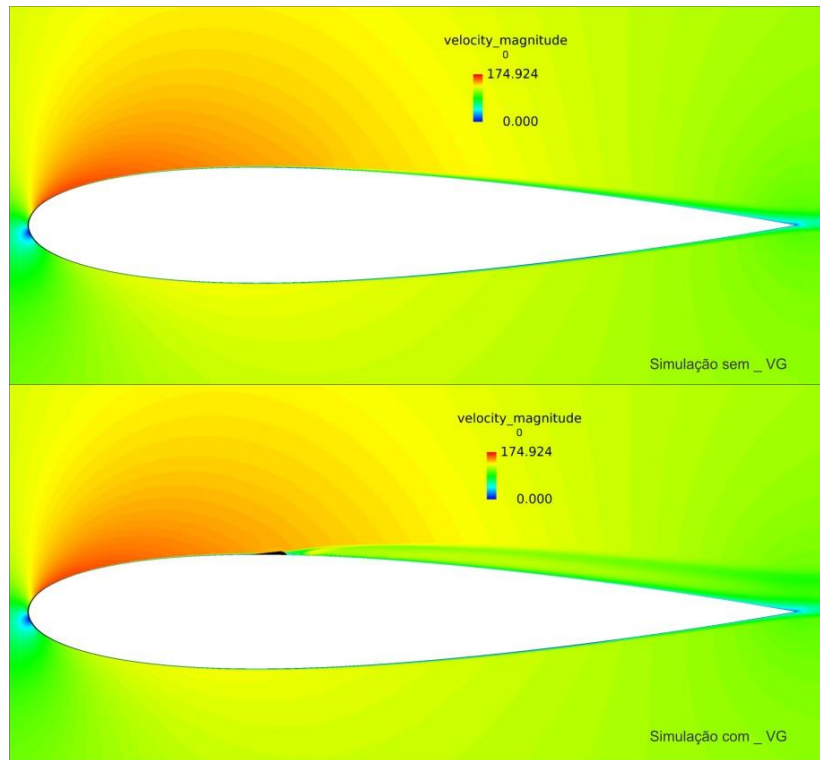
Devido à maior energia cinética do fluido em $Re_c = 2 \times 10^6$, não é observado uma bolha de recirculação no extradorso da asa. Além disso, o alto momento linear associado a esse escoamento possibilitou a formação de vórtices com maior intensidade.

Para $AoA = 3$ é observado uma notável mudança no novo perfil de velocidade quando o VG é adicionado à asa, isso fica mais claro ao se observar a Figura 21. Essa figura mostra o comportamento da região localizada entre os dois vórtices, o caminho percorrido por esses vórtices fica evidenciado pela região amarelada e esverdeada, que acompanha o formato da asa ao longo do escoamento.

Uma característica observada nos vórtices longitudinais é a tendência de se afastar da superfície ao longo do escoamento, como mostrada na Figura 22, onde é possível verificar esse fenômeno com mais detalhes que mostram onde os vórtices formam a estrutura em forma de cogumelo. Esse formato se deve ao movimento de downwash nas laterais dos vórtices jogando fluido com maior velocidade para próximo da superfície, e de upwash na região de encontro dos mesmos, jogando fluido de baixa velocidade para fora da camada limite.

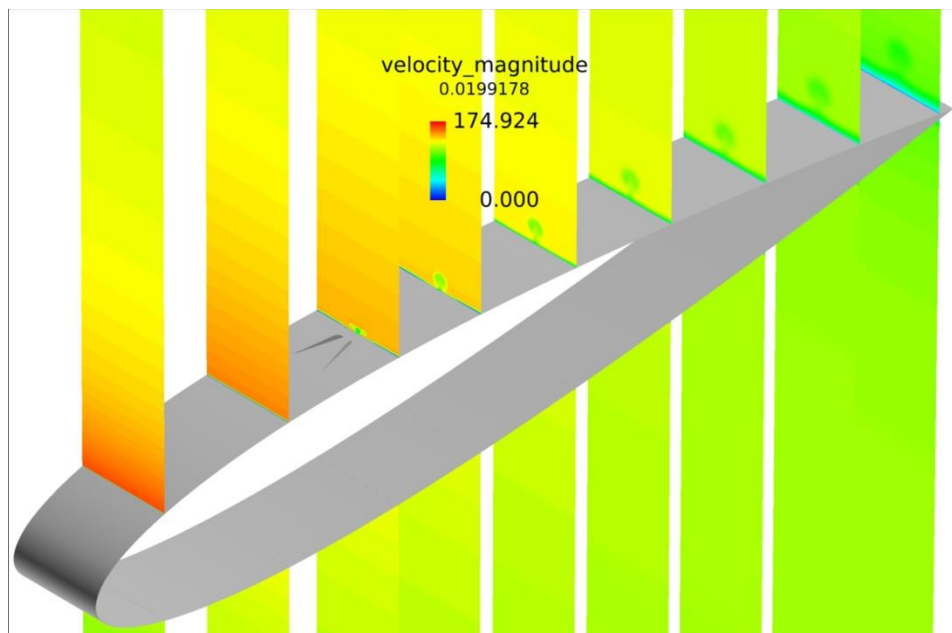
Ao se observar próximo à superfície, a camada limite recebe um incremento de velocidade próximo ao Plano 3 abaixo dos vórtices formados, sendo esses vórtices representados na Figura 23.

Figura 21- Comparação do perfil de velocidade da asa com e sem VG em $Re_c = 2 \times 10^6$ e $AoA = 3$ sobre o Plano 3.



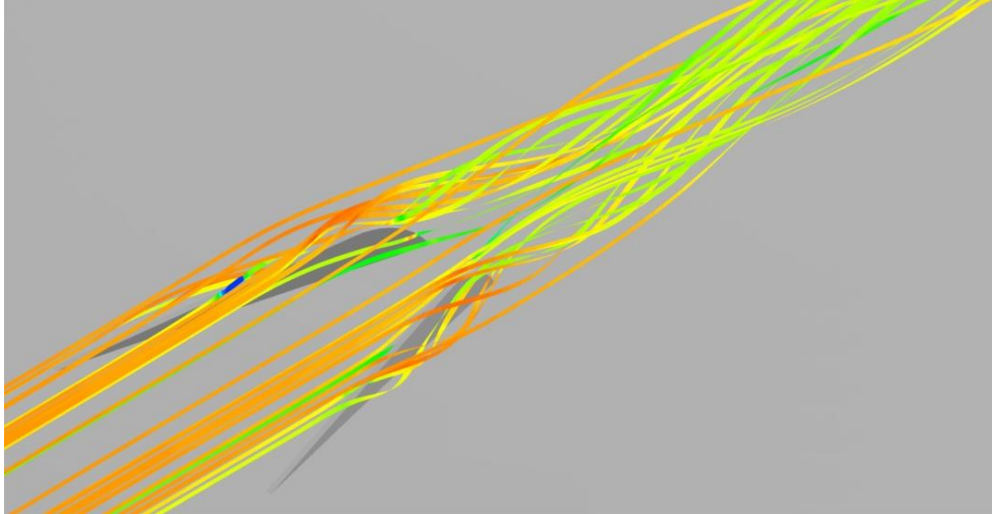
Fonte: Autor (2018).

Figura 22- Perfil do campo de velocidade da asa com VG em $Re_c = 2 \times 10^6$ e $AoA = 3$ em planos transversais na direção spanwise.



Fonte: Autor (2018).

Figura 23- Vórtices longitudinais contra-rotativos formados com $Re_c = 2 \times 10^6$ e $AoA = 3$.



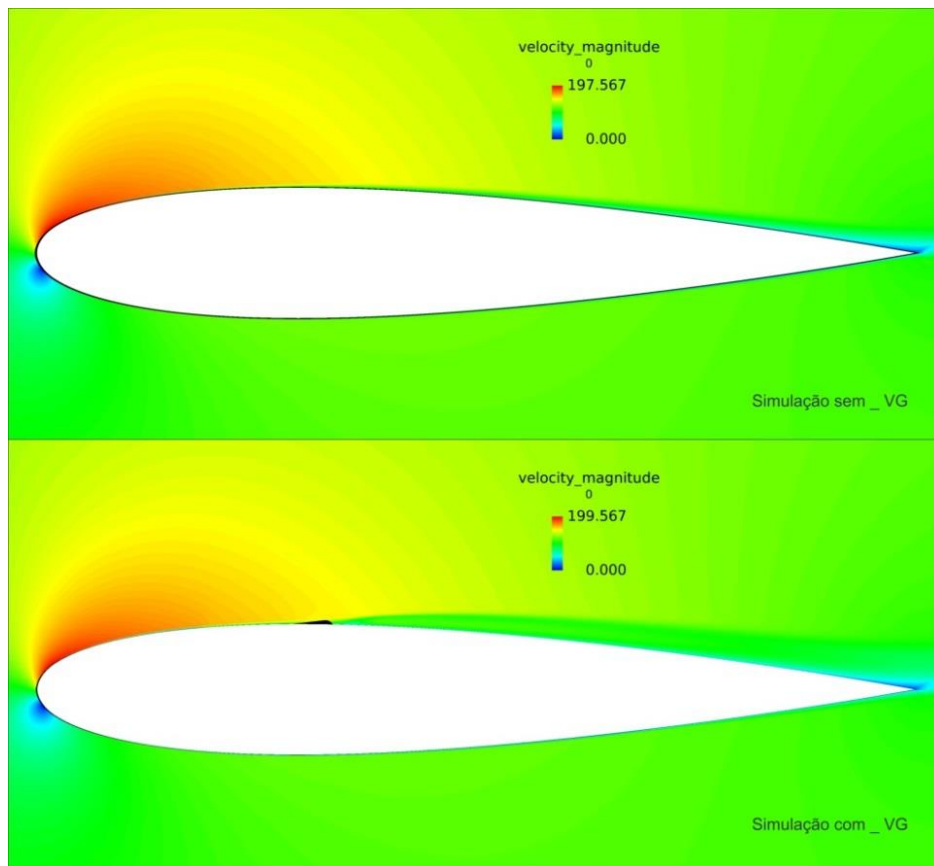
Fonte: Autor (2018).

Já para $AoA = 6$, a Figura 24 ilustra bem a alteração no perfil de velocidade após o VG, a região esverdeada apresenta claramente a ocorrência do movimento de upwash ao longo do encontro dos vórtices longitudinais.

No entanto, a Figura 25 indica que com o aumento do ângulo de ataque os vórtices tiveram a tendência de se manter mais próximo a superfície em comparação à simulação em a $AoA = 3$.

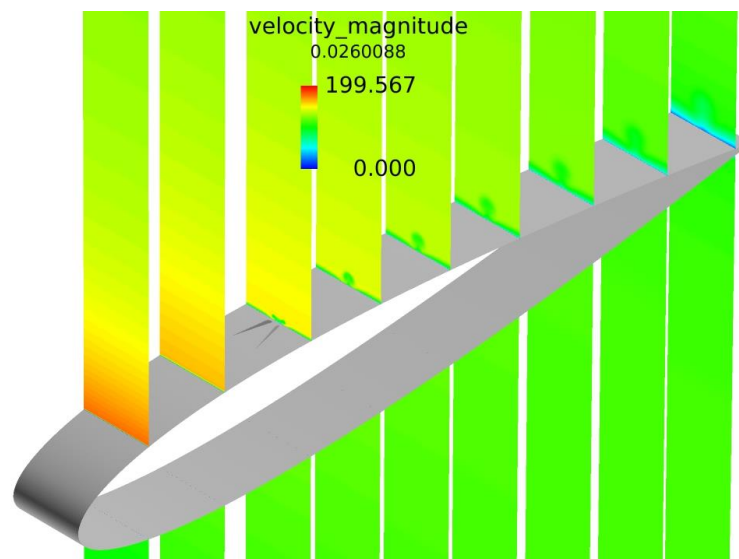
Esses vórtices cumprem seu papel adicionando velocidade à região abaixo deles e vão se dissipando ao chegar próximo ao bordo de fuga devido à dissipação viscosa presente, fazendo com que seu efeito seja cada vez menos notado.

Figura 24- Comparação do perfil de velocidade da asa com e sem VG em $Re_c = 2 \times 10^6$ e $AoA = 6$ sobre o Plano 3.



Fonte: Autor (2018).

Figura 25- Perfil do campo de velocidade da asa com VG em $Re_c = 2 \times 10^6$ e $AoA = 6$ em planos transversais na direção spanwise.



Fonte: Autor (2018).

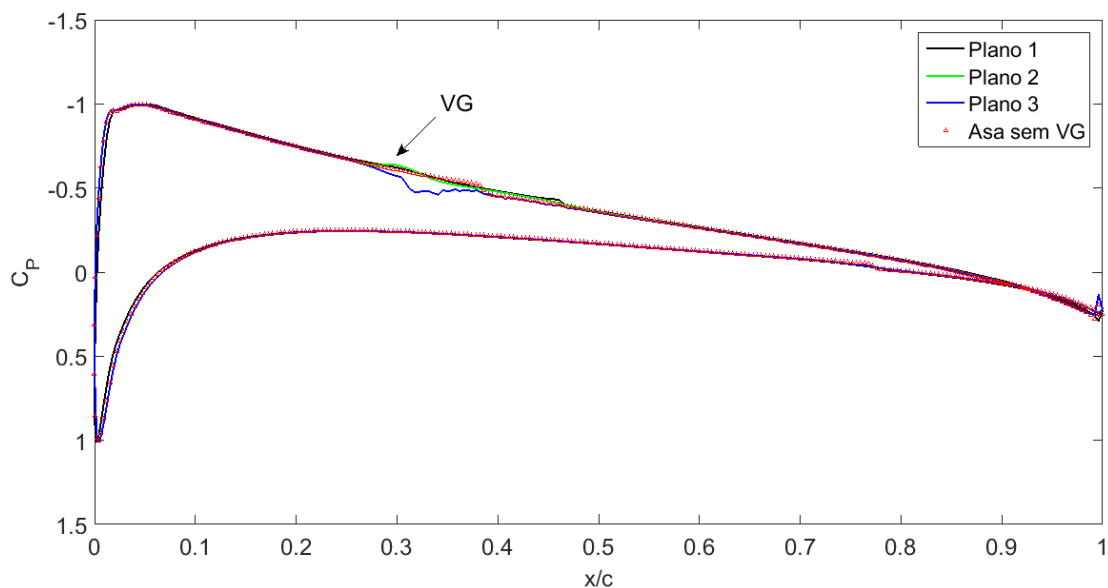
8.2.2 Efeito sobre a Pressão em Alto Reynolds

O estudo da distribuição da pressão para $Re_c = 2 \times 10^6$ e $AoA = 3$ pode ser realizado através do gráfico de C_p representados no Gráfico 7, analisado nos 3 planos de tomada de pressão e comparados com a asa sem gerador.

Para $Re_c = 2 \times 10^6$ e $AoA = 3$, devido ao distanciamento dos vórtices com a superfície somada a sua dissipação, a região de maior atuação do gerador se estende apenas entre ~ 0.29 a $\sim 0.48c$ que se caracteriza por uma grande oscilação na distribuição de pressão, principalmente sobre o Plano 3. Além disso, em alto número de Reynolds, maior é o momento linear do escoamento que é convertido em movimento de rotação do vórtice, por esse fato o aumento da pressão após o VG no Plano 3 é maior comparado aos casos anteriores.

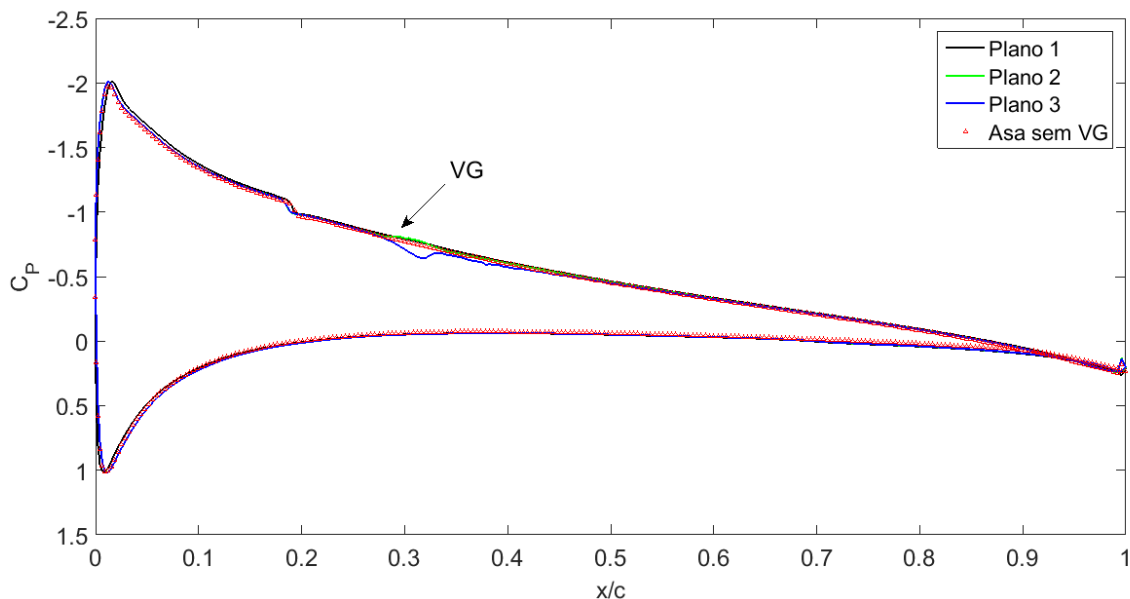
Já a simulação com $Re_c = 2 \times 10^6$ e $AoA = 6$ apresentou um comportamento semelhante. Ocorre um aumento da pressão próximo ao VG entre ~ 0.28 até ~ 0.44 , após essa região as 4 curvas coincidem. A menor atuação dos vórtices comparado à configuração com $AoA = 3$ é devido à menor magnitude de velocidade local devido ao aumento da incidência da asa.

Gráfico 11– Comparação da distribuição de pressão ao longo Planos 1, 2 e 3 para o asa com VG em relação a asa sem VG em $Re_c = 2 \times 10^6$ e $AoA = 3$.



Fonte: Autor (2018).

Gráfico 12– Comparação da distribuição de pressão ao longo Planos 1, 2 e 3 para o asa com VG em relação a asa sem VG em $Re_c = 2 \times 10^6$ e $AoA = 6$.



Fonte: Autor (2018).

8.2.3 Efeito sobre Aerodinâmica em Alto Reynolds

Em $Re_c = 2 \times 10^6$, não é mais identificado a bolha de recirculação presente no extradorso e torna-se de interesse do estudo avaliar como as forças aerodinâmicas são afetadas com a alteração da distribuição de pressão devido aos vórtices gerados.

A Tabela 2 mostra que para $AoA = 3$ e 6 o VG melhorou ligeiramente a sustentação, no entanto o arrasto gerado devido a presença da superfície do VG levou à diminuição da fração L/D . Esse acréscimo do arrasto é resultado do aumento da área molhada com a inserção do VG e também na distribuição da pressão gerada pelos vórtices.

Outros fatores podem ter contribuído para o aumento do arrasto, como a transição do escoamento para turbulência. Já que o estudo de transição foge do escopo desse trabalho, não será avaliado aqui.

Em resumo em para $Re_c = 2 \times 10^6$ a utilização do VG mostrou novo perfil de pressão gerado que não traz melhorias no desempenho aerodinâmico final L/D . Para $AoA=3$, há um ganho de 1.37% na sustentação, e um aumento de 5.9% no arrasto, resultando em uma redução de 4.28% na razão L/D . Já para $AoA = 6$, o ganho é de 1.82% na sustentação, com o aumento de 8.36% no arrasto, resultando em uma redução de L/D de 6.03%.

Tabela 2- Comparação do arrasto e sustentação da asa com e sem VG em $Re_c = 2 \times 10^6$ em $AoA = 3$ e 6.

AoA	Asa sem VG			Asa com VG		
	C_D	C_L	L/D	C_D	C_L	L/D
3	0.006968	0.3102496	44.52181	0.007379	0.314493	42.61663
6	0.010468	0.61164554	58.42847	0.011343	0.622789	54.90393

Fonte: Autor (2018).

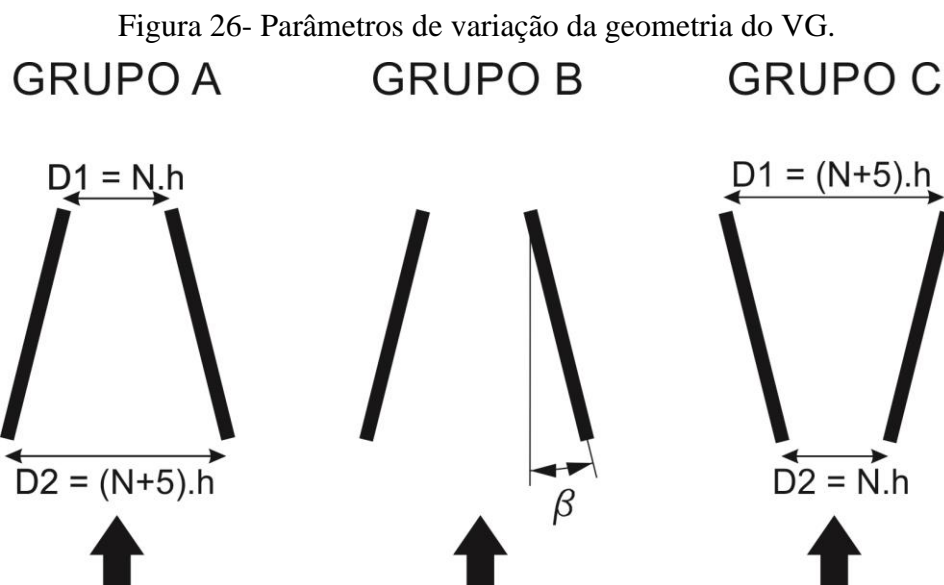
8.3 Análise de Caráter Comparativo

Nesta etapa se realizou um estudo de caráter comparativo de como a variação da inclinação relativa, distanciamento das superfícies e inversão do sentido do VG podem afetar a sustentação e o arrasto final para a condição de $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 3$, onde a bolha de recirculação está presente e após o VG.

Reafirmando que esse estudo é meramente de caráter comparativo, não foram realizados simulações com a variação de todos os parâmetros geométricos possíveis.

O estudo foi realizado mantendo fixo a altura do VG trabalhado até o momento, ou seja, de $h = 1.2$ mm. Além disso, também será mantido o formato, e a localização da nova geometria do VG começando em $0.29c$ e terminando em $0.33c$.

As simulações foram separadas em três grupos representados na Figura 26, que serão classificados na sequência.



Fonte: Autor (2018).

A geometria base do VG que foi estudada até o momento e que está descrita na Figura 7, será nomeada como VG_{O1} , cujo valor de $\beta = 14.01^\circ$, $N = 2$, e consequentemente, $D1 = 2h$ e $D2 = 7h$. Ela servirá de base para avaliar o efeito da variação de β e N .

No Grupo A é alterado o parâmetro N que define proporcionalmente a variação da distância menor ($D1$), e da distância maior ($D2$) entre as superfícies do VG, mantendo $\beta = 14^\circ$, sendo N correlacionado por $D1 = Nh$ e $D2 = (N+5)h$.

Para o Grupo B é alterado o valor de β , mantendo fixo valor de $D1 = 2h$.

Já para o Grupo C foi considerado a geometria invertida do VG_{O1} , (rotacionado 180°).

Os parâmetros geométricos, assim como a nomenclatura das geometrias desenvolvidas estão detalhadas na Tabela 3.

Tabela 3- Parâmetros geométricos das novas geometrias de VG.

Grupo A			
Geometria	N	D1	D2
VG_{A1}	0	0h	5h
VG_{A2}	4	4h	9h
VG_{A3}	6	6h	11h
Grupo B			
Geometria	β	D1	
VG_{B1}	19	2h	
VG_{B2}	24	2h	
Grupo C			
Geometria	N	D1	D2
VG_{C1}	2	7h	2h
VG principal			
Geometria	N	D1	D2
VG_{O1}	2	2h	7h

Fonte: Autor (2018).

A Tabela 4 apresenta os resultados da simulação analisada no Grupo A onde é observado o aumento do arrasto conforme as superfícies se afastam à medida que N aumenta, sendo a geometria do VG_{A1} a que melhor apresentou desempenho com menor arrasto e sustentação dentre os demais geradores.

Também é verificado que a inserção do VG em todos os casos diminuiu a sustentação da asa, mas que é compensada pela redução do arrasto levando a melhora da razão L/D na maioria dos casos.

Resumidamente, as simulações do Grupo A indicaram que a aproximação das superfícies resultam no melhor desempenho aerodinâmico, menor arrasto e maior sustentação, sendo os melhores resultados obtidos em $N = 0$ (VG_{A1}) com a melhoria da razão L/D em 2.56%, enquanto que o VG_{A3} não trouxe nenhum benefício comparado a asa sem VG.

Já análise do Grupo B indica que o aumento de β piora claramente o arrasto e a sustentação, sendo VG_{O1} com $\beta = 14$ a única geometria que mostrou melhor desempenho em relação à asa sem VG.

A última análise foi o Grupo C, no qual foi a geometria VG_{O1} foi simplesmente rotacionada 180°, isso resulta em uma mudança no sentido de rotação dos vórtices que segundo a análise resultou em uma evidente perda de sustentação e aumento de arrasto.

Tabela 4- Comparação de desempenho aerodinâmico devido a variação dos parâmetros geométricos.

Comparação Grupo A				
Geometria	N	C _D	C _L	L/D
Sem VG	-	0.01380	0.38769	28.0883
VG _{A1}	0	0.01345	0.38742	28.8060
VG _{O1}	2	0.01361	0.38449	28.2596
VG _{A2}	4	0.01368	0.38470	28.1249
VG _{A3}	6	0.01381	0.38416	27.8163
Comparação Grupo B				
Geometria	β	C _D	C _L	L/D
Sem VG	-	0.01380	0.38769	28.0883
VG _{O1}	14	0.01361	0.38449	28.2596
VG _{B1}	19	0.01397	0.38214	27.3446
VG _{B2}	24	0.01424	0.37906	26.6118
Comparação Grupo C				
Geometria	N	C _D	C _L	L/D
Sem VG	-	0.01380	0.38769	28.0883
VG _{O1}	2	0.01361	0.38449	28.2596
VG _{C1}	2	0.01401	0.37573	26.8106

Fonte: Autor (2018).

9 CONCLUSÃO

O presente estudo mostrou que para a condição de $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 3$ quando o VG está situado antes da bolha de descolamento na asa. Assim, a formação dos vórtices longitudinais conseguem atuar efetivamente ao redor do Plano 3, eliminando a região de descolamento localmente criando uma espécie de corredor de escoamento colado.

Isso levou à redução do arrasto em 1.43% e de sustentação caiu em 0.82%, resultando em um ganho final L/D de 0.61%, mostrando que a utilização do VG anterior a uma região de recirculação é justificado e de fato desempenhou a função de colar o escoamento localmente.

Quando a simulação foi realizada para $Re_c = 2,38 \times 10^5$ e $AoA = 6$, condição na qual a região de descolamento começava antes do VG e terminava recolando sobre o mesmo, foi mostrado que perda de energia do escoamento devido à bolha de recirculação evitou a formação dos vórtices longitudinais mantendo quase inalterada a distribuição de pressão no perfil.

Desta forma, a razão L/D apresentou uma variação muito baixa, uma vez o aumento do arrasto foi de 0.33% precedido de um ganho de sustentação de 0.35%, o que não justifica a utilização do VG quando a bolha de recirculação é gerada antes do mesmo.

Já para as duas análises em $Re_c = 2 \times 10^6$ condição na qual não há a região de descolamento foi observado que a nova distribuição de pressão causada pela presença do VG e dos vórtices, embora tenha aumentado a sustentação, piorou consideravelmente o arrasto da asa.

Os resultados finais foram $AoA=3$ o ganho de 1.37% na sustentação, e aumento de 5.9% no arrasto, resultando em uma redução na razão L/D de 4.28% e para $AoA = 6$ o ganho de 1.82% na sustentação, com o aumento de 8.36% no arrasto levando à redução de L/D em 6.03%.

Pode-se concluir dessa análise que a utilização do VG em condições sem região de descolamento para atuar leva a uma perda considerável de desempenho aerodinâmico, não sendo recomendado seu uso.

A última análise numérica foi realizada para avaliar como as alterações de alguns parâmetros geométricos afetavam o desempenho da asa, e através dos resultados se chegou a seguinte conclusão: o arrasto e a sustentação da asa melhoram com a diminuição da distância D1 e D2 (em função de N) mantendo $\beta = 14$, o arrasto e sustentação são prejudicados com o aumento do ângulo para $\beta > 14$, além disso, a rotação em 180° (inversão) da geometria do VG piorou o arrasto e a sustentação final da asa.

Para finalizar são deixadas algumas sugestões para trabalhos futuros:

- Analisar os melhores posicionamentos do VG que resulte em melhoria de desempenho em uma ampla faixa de número de Reynolds e ângulo de ataque até o stall da asa.
- Estudar diferentes arranjos e posições de VG sobre a asa.
- Fazer um estudo de otimização dos parâmetros geométricos do VG.
- Analisar outros modelos geométricos de VG.
- Realizar estudo experimental em túnel de vento para verificação dos resultados obtidos.

REFERÊNCIAS

AHMED, H. E.; MOHAMMED, H. A.; YUSOFF, M. Z. An overview on heat transfer augmentation using vortex generators and nanofluids: approaches and applications. **Renewable and Sustainable Energy Reviews**, v. 16, n. 8, p. 5951-5993, 2012.

ALTAIR HYPERWORKS. **Altair**: AcuSolve, c2018. < Disponível em: altairhyperworks.com/product/acusolve>. Acesso em: 15 jan. 2018.

ASHILL, P.; FULKER, J.; HACKETT, K. Research at DERA on sub boundary layer vortex generators (SBVGs). In: **39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit**. 2001. p. 887.

ASHILL, P. R.; FULKER, J. L.; HACKETT, K. C. A review of recent developments in flow control. **The Aeronautical Journal**, v. 109, n. 1095, p. 205-232, 2005.

FINNIS, M. V.; BROWN, A. The linear growth of Görtler vortices. **International Journal of Heat and Fluid Flow**, v. 18, n. 4, p. 389-399, 1997.

FOUATIH, O. M. et al. Design optimization of the aerodynamic passive flow control on NACA 4415 airfoil using vortex generators. **European Journal of Mechanics-B/Fluids**, v. 56, p. 82-96, 2016.

FOX, R.W.; PRITCHARD, P. J.; MCDONALD, A. T. **Introdução à mecânica dos fluidos** . 8. ed. Rio de Janeiro: Grupo Gen-LTC, 2014.

GARY, O. W. **Low drag vortex generators**. US Pat. 5058837, 7 abr. 1989. Disponível: < <https://www.google.ch/patents/US5058837>>. Acesso em: 07 jun. 2017.

GARDARIN, B.; JACQUIN, L.; GEFFROY, P. Flow separation control with vortex generators. In: **4th Flow Control Conference**, p. 3773, 2008.

GAO, L. et al. Effects of vortex generators on a blunt trailing-edge airfoil for wind turbines. **Renewable Energy**, v. 76, p. 303-311, 2015.

GODARD, G.; STANISLAS, M. Control of a decelerating boundary layer. Part 1: Optimization of passive vortex generators. **Aerospace Science and Technology**, v. 10, n. 3, p. 181-191, 2006.

GORTLER, H. **On the three-dimensional instability of laminar boundary layers on concave walls**. Technical Memorandum n. 1375. Washington: National Advisory Committee for Aeronautics, 1940. p. 1-32. Disponível: <<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930093855.pdf>>. Acesso em: 07 out. 2017.

HALL, P. The linear development of Görtler vortices in growing boundary layers. **Journal of Fluid Mechanics**, v. 130, p. 41-58, 1983.

DRAZIN, P. G.; REID, W. H. **Hydrodynamic stability**. 2. ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2004.

LIN, J. Review of research on low-profile vortex generators to control boundary-layer separation. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 38, n. 4, p. 389-420, 2002.

LIN, J. Control of turbulent boundary-layer separation using micro-vortex generators. In: **30th Fluid Dynamics Conference**, p. 3404, 1999.

LIN, J.; SELBY, G. V.; HOWARD, F. G. Exploratory study of vortex-generating devices for turbulent flow separation control. In: 29th AEROESPACE SCIENCES MEETING, **Proceedings...** jan. 7-10, Reno, Nevada, AIAA 91-0042, 1991.

LINA, L. J.; REED III, W. H. **A preliminary flight investigation of the effects of vortex generators on separation due to shock**. Research Memorandum. Washington: National Advisory Committee for Aeronautics, nov. 30, 1950. p. 1-30. Disponível: <<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930086465.pdf>>. Acesso em: 07 jun. 2017.

KERHO, M. et al. Vortex generators used to control laminar separation bubbles. **Journal of aircraft**, v. 30, n. 3, p. 315-319, 1993.

MANOLESOS, M.; VOUTSINAS, S. G. Experimental investigation of the flow past passive vortex generators on an airfoil experiencing three-dimensional separation. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 142, p. 130-148, 2015.

MALATESTA, V. **Simulação numérica direta de escoamentos sobre superfícies côncavas com transferência de calor**. Tese (Doutorado em Ciências de Computação e Matemática Computacional), Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2014.

ROBARGE, T. et al. Design considerations for using indented surface treatments to control boundary layer separation. In: **42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit**, p. 425, 2004.

SCHLIGHTING, H. **Boundary-Layer Theory**. 7. ed. Nova Iorque: McGraw Hill, 1979.

SHAH, N. K.; KONTIS, K. Flow-Control effectiveness of convergent surface indentations on an aerofoil at low Reynolds numbers. In: **35th AIAA APPLIED AERODYNAMICS CONFERENCE**, Proceedings... p. 1-42, 2017.

SHELDAHL, R. E.; KLIMAS, P. C. **Aerodynamic characteristics of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines**. Sandia National Labs., Albuquerque, NM (USA), 1981.

SPALART, P.R. ; ALLMARAS, S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. In: **30th aerospace sciences meeting and exhibit**, p. 439, 1992.

TEBBICHE, H.; BOUTOUDJ, M. S. Optimized vortex generators in the flow separation control around a NACA 0015 profile. In: **Proceedings of the 9th International Conference on Structural Dynamics**., Portugal. 2014.

TROLDBORG, N. et al. Simulation of a MW rotor equipped with vortex generators using CFD and an actuator shape model. In: **53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting**. p. 1035, 2015.

VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. **An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method**. [Edinburgh?]: Pearson Education, 2007.

VERYAN S. A. **Solid Boundary Surface for Contact with a Relatively Moving fluid Medium**. U.S. Patent No. 2800291, 1950.

WHEELER G. O. **Means of Maintaining Attached Flow of a Flow Medium**. U.S. Patent No. 4455045, 1981.

ZHANG, L. et al. Effects of vortex generators on aerodynamic performance of thick wind turbine airfoils. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 156, p. 84-92, 2016.