

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS

Bruno De Favari Signini

**Comparação de características Látero-direcionais entre
ailerons *Frise-Type* e *Plain-Type* em aeronaves subsônicas
de pequeno porte: Um estudo aerodinâmico sobre
conjuntos de multi-elementos**

São Carlos

2021

Bruno De Favari Signini

**Comparação de características Látero-direcionais entre
ailerons *Frise-Type* e *Plain-Type* em aeronaves subsônicas
de pequeno porte: Um estudo aerodinâmico sobre
conjuntos de multi-elementos**

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Aeronáutica, da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Engenheiro Aeronáutico.

Orientador: Prof. Dr. James Rojas Waterhouse

**São Carlos
2021**

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

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

S578c Signini, Bruno De Favari
 Comparação de características
Látero-direcionais entre ailerons Frise-Type e Plain-
Type em aeronaves subsônicas de pequeno porte: Um
estudo aerodinâmico sobre conjuntos de multi-elementos
/ Bruno De Favari Signini; orientador James Rojas
Waterhouse. São Carlos, 2021.

 Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica)
-- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade
de São Paulo, 2021.

 1. Aileron. 2. Frise. 3. Plain. 4. CFD. 5.
Látero-direcional. 6. Flap. 7. Hipersustentadores. I.
Título.

FOLHA DE APROVAÇÃO
Approval sheet

Candidato / Student: Bruno De Favari Signini
Título do TCC / Title : Comparação de características Látero-direcionais entre ailerons Frise-Type e Plain-Type em aeronaves subsônicas de pequeno porte: Um estudo aerodinâmico sobre conjuntos de multi-elementos.
Data de defesa / Date: 17/12/2021

Comissão Julgadora / Examining committee	Resultado / result
Professor Titular Fernando Martini Catalano	Aprovado
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Professor Doutor Hernan Dario Ceron Muñoz	Aprovado
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	

Presidente da Banca / Chair of the Examining Committee:



Professor Titular Fernando Martini Catalano
(assinatura / signature)

*Este trabalho é dedicado aos meus pais, Érica e Carlos Eduardo
ao meu irmão, Étore
e à minha companheira, Letícia.*

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus, por ter me fornecido a oportunidade de ter realizado o curso de Engenharia Aeronáutica, e de várias outras oportunidades que surgiram e continuarão surgindo, sempre com humildade e sabedoria.

Agradeço aos meus pais, que me forneceram a base sólida para minha evolução, que me forneceram o discernimento necessário para concluir as etapas de minha carreira, e a ética e a humildade para saber como melhor conviver em sociedade.

Agradeço ao meu irmão, no qual me espelho muito em suas atitudes, e que sempre me encorajou nas minhas decisões.

Agradeço à minha namorada, que me incentivou em todas as etapas da minha formação, sendo paciente, acolhedora, e um porto seguro onde sempre pude contar.

Agradeço ao corpo discente e docente da Universidade de São Paulo, no qual me deu suporte e conhecimento, não apenas sobre o curso de Engenharia Aeronáutica, mas como da vida. Agradeço em especial meu amigo Felipe Baraky, por ter me ajudado com as simulações computacionais, garantindo melhor qualidade aos resultados, e meu orientador, James Waterhouse, por ter me guiado nas escolhas a serem tomadas durante meu trabalho de conclusão de curso.

“Ontem é história, amanhã é mistério, mas hoje é dádiva. Por isto é chamado Presente”
Pe. Aymoré Saturnino Rocha Júnior, citando Mário Quintana

RESUMO

Signini, B. **Comparação de características Látero-direcionais entre ailerons *Frise-Type* e *Plain-Type* em aeronaves subsônicas de pequeno porte: Um estudo aerodinâmico sobre conjuntos de multi-elementos.** 2021. 130p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2021.

Aileron é a superfície de controle mais importante para a estabilidade Látero-direcional de uma aeronave, garantindo à aeronave um movimento majoritário de rolagem quando acionado. Dessa forma, nota-se a importância que esta superfície de controle possui frente à um voo seguro e confortável. Desta maneira, neste presente estudo, é averiguado de forma qualitativa e quantitativa, o ganho de performance que um aileron do tipo *Frise-Type* tem em relação à uma configuração padrão de aileron, o *Plain-Type*. Pelo fato de um aileron do tipo *Frise* possuir uma seção bidimensional com dois elementos distintos (o elemento principal e o aileron), faz-se necessário projetar um aileron deste tipo considerando efeitos presentes também em *Flaps* do tipo *slotted* ou *fowlers*. A metodologia de análise consistiu em simulações computacionais utilizando *Computational Fluid Dynamics* (CFD) para resultados bidimensionais, e posterior extrapolação para retirada de coeficientes de momento de rolagem e guinada utilizando modelagem em *Lifting line theory* (LLT).

Palavras-chave: Aileron. *Frise-Type*. *Plain-Type*. CFD. LLT. Coeficiente de momento de rolagem. Coeficiente de momento de guinada.

ABSTRACT

Signini, B. **Model for TCC in L^AT_EX using the USPSC class to the EESC**. 2021. 130p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2021.

Aileron is the most important control surface for the Lateral stability of an aircraft, granting the aircraft a majority roll motion when triggered. Thus, it is noted the importance that this control surface has for a safe and comfortable flight. In this study, the improvement of performance that a Frise-Type aileron has in relation to a standard aileron configuration, the Plain-Type, is investigated in a qualitative and quantitative way. Due to the fact that a Frise-type aileron has a two distinct elements (the main element and the aileron), it is necessary to design an aileron of this type considering the effects also present in slotted-type or fowlers flaps. The analysis methodology consisted of computational simulations using Computational Fluid Dynamics (CFD) for two-dimensional results, and subsequent extrapolation to extract roll and yawing moment coefficients using Lifting line theory (LLT).

Keywords: Aileron. Frise-Type. Plain-Type. CFD. LLT. Roll moment coefficient. Yawing moment coefficient.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Exemplos típicos de missões de aeronaves (RAYMER, 1992).	30
Figura 2 – Valores típicos para $C_{L_{max}}$ em diferentes tipos de aeronaves (ROSKAM; LAN, 2003).	31
Figura 3 – Diversos valores de Thrust-to-weight ratio (ARIFFIN; ROSTAM; SHIBANI, 2019).	31
Figura 4 – Carga alar aproximada de aeronaves diversas (RAYMER, 1992).	32
Figura 5 – Comparações de $C_{L_{max}}$ para diferentes configurações de hipersustentadores a nível de projeto conceitual (RAYMER, 1992)	33
Figura 6 – Superfícies de comando típicas em uma aeronave comercial (ARNOT, 2019)	34
Figura 7 – Progressão de <i>stall</i> típicas de algumas geometrias padrões de asas (IRVING, 1937)	35
Figura 8 – Arquitetura típica de um <i>Frise-type</i> aileron (IVAO, 2021).	36
Figura 9 – Dispositivos de hipersustentação usuais (HOUGHTON; CARPENTER, 2003)	37
Figura 10 – Exemplo de um conjunto de quatro elementos (HOUGHTON; CARPENTER, 2003).	38
Figura 11 – Distribuição de pressão de um aerofólio arqueado, evidenciando as regiões de gradiente de pressão favorável e adverso (modificado pelo autor. Extraído de (RAYMER, 1992)).	39
Figura 12 – Representação da circulação em um aerofólio com sustentação positiva (RAYMER, 1992).	40
Figura 13 – <i>Slat</i> effect (HOUGHTON; CARPENTER, 2003).	41
Figura 14 – <i>Vane</i> effect (HOUGHTON; CARPENTER, 2003).	42
Figura 15 – Comportamento típico da curva de C_l por ângulo de ataque para um <i>Plain Flap</i> (ANDERSON, 2001).	43
Figura 16 – Comparação entre <i>Plain Flaps</i> e <i>Split Flaps</i> para aerofólios 230-series (CAHILL, 1948).	44
Figura 17 – Incremento do $C_{l_{max}}$ versus deflexão de flapeado, considerando um NACA 23012 com <i>Plain Flap</i> de 0.2c (CAHILL, 1948).	45
Figura 18 – Incremento do $C_{l_{max}}$ versus deflexão de flapeado, considerando aerofólios da série NACA 230- com <i>Split Flap</i> . Tamanho de flapeados variados (CAHILL, 1948).	46
Figura 19 – Incremento do $C_{l_{max}}$ versus deflexão de flapeado, considerando um Clark-y com <i>Extensible Split Flap</i> . Tamanho de flapeados e posições do pivô variados (CAHILL, 1948).	47

Figura 20 – Exemplo de um <i>Slotted Flap</i> cuja retração máxima ocorre o fechamento do slot (WENZINGER; HARRIS., 1939).	48
Figura 21 – Esquema simplificado de um <i>Slotted Flap</i> (CAHILL, 1948).	49
Figura 22 – Efeito de uma entrada de <i>slot</i> suave e acentuada para o aerofólio NACA 65(216)-3(16.5) com <i>Flap</i> de 0.25c (CAHILL, 1948).	49
Figura 23 – Efeito de uma entrada de <i>slot</i> lacrado e aberto para o aerofólio NACA 65(216)-3(16.5) com <i>Flap</i> de 0.25c (CAHILL, 1948).	50
Figura 24 – Efeito ao se adicionar um <i>skirt</i> na entrada do <i>slot</i> . "Variação do $C_{l_{max}}$ e para a condição de $\alpha = 0^\circ$, para duas condições de <i>skirts</i> " Reynolds = $2.4 \cdot 10^6$ (CAHILL, 1949).	51
Figura 25 – Efeito do formato do <i>slot lip</i> . Aerofólio NACA 63,4-420 equipado com um <i>slotted flap</i> de 0.25c. Reynolds = $6E6$ (CAHILL, 1948).	52
Figura 26 – Efeito do formato da geometria do <i>slot lip</i> e do <i>slot-shape</i> - Reynolds = $3.5 \cdot 10^6$. (WENZINGER; HARRIS., 1939).	53
Figura 27 – Três configurações testadas em (WENZINGER; HARRIS., 1939).	54
Figura 28 – Gráficos de contorno para região de $C_{l_{max}}$ para a condição do <i>Flap</i> para cada deflexão de <i>Flap</i> , referente à configuração do tipo 1-b, extraído de (WENZINGER; HARRIS., 1939).	55
Figura 29 – Gráficos de contorno para região de $C_{l_{max}}$ para cada deflexão de <i>Flap</i> , referente à configuração do <i>Flap</i> do tipo 2-h, extraído de (WENZINGER; HARRIS., 1939).	56
Figura 30 – Relação de distância do <i>Slot-lip</i> até o bordo de ataque do <i>Flap</i> , em porcentagem da corda, para as configurações 1-b, 2-h e 2-i. Dados extraídos de (WENZINGER; HARRIS., 1939).	57
Figura 31 – Configuração simples de <i>Flap</i> do tipo <i>Fowler</i> (RUDOLPH, 1996).	58
Figura 32 – Mecanismo do <i>Flap</i> da raiz do Boeing 777 (RUDOLPH, 1996).	59
Figura 33 – Mecanismo de um <i>Flap</i> triplo presente no Boeing 737 (RUDOLPH, 1996).	59
Figura 34 – Três configurações diferentes para o <i>Flap</i> presente no Douglas DC8 (RUDOLPH, 1996).	60
Figura 35 – Efeito da guinada adversa (FAA, 2016).	61
Figura 36 – <i>Differential</i> ailerons (FAA, 2016).	62
Figura 37 – Efeito de diferentes deflexões de aileron para C_l e C_n . Extraído de (BARTLETT, 1975).	62
Figura 38 – <i>Spoiler</i> aileron (ETKIN; REID, 1996).	63
Figura 39 – <i>Frise-Type</i> aileron (FAA, 2016).	64
Figura 40 – Representação de um <i>Slot-lip</i> aileron, conjuntamente com um <i>slotted flap</i> . Geometria testada em (ROGALLO, 1941).	65
Figura 41 – Gráfico de contorno de C_m , C_d e AoA para condição de $C_l = 0$ (ROGALLO, 1941).	66

Figura 42 – <i>Log law</i> para espessura da primeira camada (SIMSCALE,).	69
Figura 43 – Aerofólio base para análises (NLF(1)-0215F).	71
Figura 44 – Aerofólio base 2 para análises (NACA 23018).	72
Figura 45 – Deflexões de aileron para a configuração <i>plain</i>	72
Figura 46 – Deflexões de aileron para a configuração <i>Frise-Type</i>	73
Figura 47 – Dimensões básicas do aileron para a configuração <i>Frise-Type</i>	73
Figura 48 – Valores de Gap, Overlap, e distancia y do bordo de ataque em relação ao <i>Slot-lip</i> para a configuração <i>Frise-Type</i>	74
Figura 49 – Dimensões básicas do aileron para a configuração <i>Frise-Type</i>	75
Figura 50 – Deflexões de aileron para a configuração <i>Frise-Type</i>	75
Figura 51 – Dimensões básicas do aileron para a configuração <i>Frise-Type</i>	75
Figura 52 – Comparação do posicionamento do ailerons do tipo <i>Frise</i> para o NLF(1)0215F	76
Figura 53 – <i>Y distance versus overlap</i> para $\delta_f = 20^\circ$	77
Figura 54 – <i>Gap versus overlap</i> para $\delta_f = 20^\circ$	77
Figura 55 – Malha para condição de <i>Plain</i> aileron	80
Figura 56 – Detalhe da malha para condição de <i>Plain</i> aileron	80
Figura 57 – Detalhe da malha do aerofólio com $\delta_a = 20^\circ$ para condição de <i>Plain</i> aileron	81
Figura 58 – Detalhe da malha do aerofólio com $\delta_a = -20^\circ$ para condição de <i>Plain</i> aileron	81
Figura 59 – Malha para condição de <i>Frise</i> aileron	82
Figura 60 – Detalhe da malha para condição de <i>Frise</i> aileron	82
Figura 61 – Detalhe da malha do aerofólio com $\delta_a = 20^\circ$ para condição de <i>Frise</i> aileron	83
Figura 62 – Detalhe da malha na cavidade do <i>slot</i> com $\delta_a = 20^\circ$ para condição de <i>Frise</i> aileron	83
Figura 63 – Detalhe da malha na cavidade do <i>slot</i> com $\delta_a = -20^\circ$ para condição de <i>Frise</i> aileron	84
Figura 64 – C_l versus α - <i>Plain aileron</i> - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	85
Figura 65 – C_d versus α - <i>Plain aileron</i> - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	85
Figura 66 – C_m versus α - <i>Plain aileron</i> - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	86
Figura 67 – C_l versus α - <i>Frise-Type aileron</i> - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	87
Figura 68 – C_d versus α - <i>Frise-Type aileron</i> - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	87
Figura 69 – C_m versus α - <i>Frise-Type aileron</i> - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	88
Figura 70 – Comparação macro entre as polares dos ailerons do tipo <i>plain</i> e <i>Frise-</i> <i>Type</i> - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	90
Figura 71 – C_l versus α - <i>23018 Plain aileron</i> - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	91
Figura 72 – C_d versus α - <i>23018 Plain aileron</i> - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	92
Figura 73 – C_m versus α - <i>23018 Plain aileron</i> - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	92

Figura 74 – C_l versus α - 23018 Frise-Type aileron - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	93
Figura 75 – C_d versus α - Frise-Type aileron - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	93
Figura 76 – C_m versus α - 23018 Frise-Type aileron - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	94
Figura 77 – Comparativo C_l versus α - NLF(1)0215F Frise-Type aileron para $\delta_a = 20^\circ$ - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	95
Figura 78 – Comparativo C_d versus α - Frise-Type aileron para $\delta_a = 20^\circ$ - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	95
Figura 79 – Comparativo C_m versus α - 23018 Frise-Type aileron para $\delta_a = 20^\circ$ - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	96
Figura 80 – NLF(1)0215F - Detalhe do contuor de velocidade para $\delta_a = 20^\circ$, AoA=16° (Plain-Type aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	97
Figura 81 – NLF(1)0215F - Contuor de velocidade para $\delta_a = 20^\circ$, AoA=16° (Frise-Type aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	98
Figura 82 – NLF(1)0215F - Detalhe do contuor de velocidade para $\delta_a = 20^\circ$, AoA=16° (Frise-Type aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	98
Figura 83 – NACA 23018 - Detalhe do contuor de velocidade para $\delta_a = 20^\circ$, AoA=16° (Frise-Type aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	99
Figura 84 – NLF(1)0215F - Contuor de velocidade para $\delta_a = -20^\circ$, AoA=16° (Frise-Type aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	100
Figura 85 – NLF(1)0215F - Detalhe do contuor de velocidade para $\delta_a = -20^\circ$, AoA=16° (Frise-Type aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	100
Figura 86 – NACA 23018 - Detalhe do contuor de velocidade para $\delta_a = -20^\circ$, AoA=16° (Frise-Type aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	101
Figura 87 – NLF(1)0215F - Contuor de pressão com streamlines para $\delta_a = 10^\circ$, AoA=16° (Frise-Type aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	102
Figura 88 – NLF(1)0215F - Contuor de pressão com streamlines para $\delta_a = 20^\circ$, AoA=16° (Frise-Type aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	103
Figura 89 – NLF(1)0215F - Contuor de C_p para $\delta_a = 20^\circ$, AoA=12° (Frise-Type aileron - posicionamento antigo) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	103
Figura 90 – NLF(1)0215F - Contuor de C_p para $\delta_a = 20^\circ$, AoA=12° (Frise-Type aileron - posicionamento novo) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$	104
Figura 91 – Comparação de coeficiente de momento de rolagem (C_l) entre as configurações Plain e Frise-Type (NLF 0215).	107
Figura 92 – Comparação de coeficiente de momento de guinada (C_n) entre as configurações Plain e Frise-Type (NLF 0215).	107
Figura 93 – Comparação de Rolling criterion (RC) entre as configurações Plain e Frise-Type (NLF 0215).	108
Figura 94 – Detalhe da comparação de Rolling criterion (RC) entre as configurações Plain e Frise-Type (NLF 0215).	108

Figura 95 – Comparação de coeficiente de momento de rolagem (C_l) entre as configurações <i>Plain</i> e <i>Frise-Type</i> (NACA 23018).	110
Figura 96 – Comparação de coeficiente de momento de guinada (C_n) entre as configurações <i>Plain</i> e <i>Frise-Type</i> (NACA 23018).	110
Figura 97 – Comparação de <i>Rolling criterion</i> (RC) entre as configurações <i>Plain</i> e <i>Frise-Type</i> (NACA 23018).	111
Figura 98 – Comparação de coeficiente de momento de rolagem (C_l) entre as configurações <i>Plain</i> e <i>Frise-Type</i> para aerofólio NLF(1)0215F (comparação entre a diferença de posicionamento).	112
Figura 99 – Comparação de coeficiente de momento de guinada (C_n) entre as configurações <i>Plain</i> e <i>Frise-Type</i> para aerofólio NLF(1)0215F (comparação entre a diferença de posicionamento).	112
Figura 100 – Comparação de <i>Rolling criterion</i> (RC) entre as configurações <i>Plain</i> e <i>Frise-Type</i> para aerofólio NLF(1)0215F (comparação entre a diferença de posicionamento).	113
Figura 101 – Comparação de coeficiente de momento de rolagem (C_l) entre as configurações <i>Plain</i> e <i>Frise-Type</i> para aerofólio NLF(1)0215F (Simulação com $\delta_f = 20^\circ$, <i>slotted</i>).	114
Figura 102 – Comparação de coeficiente de momento de guinada (C_n) entre as configurações <i>Plain</i> e <i>Frise-Type</i> para aerofólio NLF(1)0215F (Simulação com $\delta_f = 20^\circ$, <i>slotted</i>).	115
Figura 103 – Comparação de <i>Rolling criterion</i> (RC) entre as configurações <i>Plain</i> e <i>Frise-Type</i> para aerofólio NLF(1)0215F (Simulação com $\delta_f = 20^\circ$, <i>slotted</i>).	115
Figura 104 – Comparação de distribuição de C_l ao longo da envergadura para os casos do aerofólio NLF(1)0215F, posicionamento do pivô antigo. Ângulo de ataque da aeronave igual a 16° .	117
Figura 105 – Comparação de distribuição de C_l ao longo da envergadura para os aerofólios NLF(1)0215 (posição do pivô antiga e nova), NACA 23018 e condição onde se tem acionamento de <i>flap</i> na raiz ($\delta_a = 20^\circ$).	118
Figura 106 – NLF(1)0215F - Distribuição de C_p para $\delta_a = 20^\circ$, e para AoA da aeronave igual a 16° .	126
Figura 107 – NLF(1)0215F - Distribuição de C_p para $\delta_a = -20^\circ$, e para AoA da aeronave igual a 16° .	127
Figura 108 – NLF(1)0215F - Contuor de C_p para $\delta_a = -20^\circ$, AoA= 14.5° (<i>Frise-Type</i> aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$.	127
Figura 109 – NACA 23018 - Distribuição de C_p para $\delta_a = 20^\circ$, e para AoA da aeronave igual a 16° .	128

Figura 110–NACA 23018 - Distribuição de C_p para $\delta_a = -20^\circ$, e para AoA da aeronave igual a 16°	129
Figura 111–NLF(1)0215F - Distribuição de C_p para $\delta_a = 20^\circ$, e para AoA da aeronave igual a 12° . Comparação entre os dois posicionamentos. . . .	130

LISTA DE TABELAS

Tabela 1	–	Valores de gap, overlap e distância em y do aileron em ao <i>Slot-lip</i> . . .	74
Tabela 2	–	Valores comparativos de gap, overlap e distância em y do aileron em relação ao <i>Slot-lip</i> para o caso $\delta_a = 20^\circ$	77
Tabela 3	–	Valores utilizados no dimensionamento da asa	105
Tabela 4	–	Casos avaliados na análise de distribuição de pressão ao longo da corda	125

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
RANS	<i>Reynolds-Averaged Navier-Stokes</i>
URANS	<i>Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes</i>
LES	<i>Large Eddy Simulation</i>
SST	<i>Shear Stress Transport</i>
AoA	<i>Angle of attack</i>
CA	Centro aerodinâmico

LISTA DE SÍMBOLOS

C_l	Coeficiente de sustentação bidimensional [-]
C_L	Coeficiente de sustentação tridimensional [-]
C_d	Coeficiente de arrasto bidimensional [-]
C_D	Coeficiente de arrasto tridimensional [-]
C_m	Coeficiente de momento de arfagem bidimensional [-]
C_M	Coeficiente de momento de arfagem tridimensional [-]
$C_{L_{max}}$	Coeficiente de sustentação tridimensional máximo [-]
$C_{L_{max_{TO}}}$	Coeficiente de sustentação tridimensional máximo de decolagem [-]
$C_{L_{max_L}}$	Coeficiente de sustentação tridimensional máximo de pouso [-]
AoA	Ângulo de ataque [°]
Γ	Circulação [m^2/s]
α_{stall}	Ângulo de ataque de <i>stall</i> [°]
C_p	Coeficiente de pressão [-]
δ_f	Deflexão do <i>Flap</i> [°]
δ_a	Deflexão de aileron [°]
AR	Alongamento [-]
λ	Afilamento [-]
C_{l_α}	Derivada do coeficiente de sustentação por ângulo de ataque [deg^{-1}]
C_{l_δ}	Derivada do coeficiente de sustentação por deflexão de aileron [deg^{-1}]
C_l	Coeficiente de momento de rolagem [-]
C_n	Coeficiente de momento de guinada [-]
C_Y	Coeficiente de força lateral [-]
x_{AC}	Posição do centro aerodinâmico [%c]
q	Pressão dinâmica [$\frac{kg}{m s^2}$]

b	Envergadura da asa $[m]$
S	Área da asa $[m^2]$
I_z	Momento de inércia em relação ao eixo longitudinal $[m^4]$

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	29
1.1	Objetivos	34
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	37
2.1	Hipersustentadores	37
2.1.1	<i>Plain Flap</i>	42
2.1.2	<i>Split Flap</i>	44
2.1.2.1	Extensible Split Flaps	47
2.1.3	<i>Slotted Flap</i>	48
2.1.3.1	<i>Slot-entry</i>	49
2.1.3.2	<i>Slot-lip</i>	51
2.1.3.3	Posicionamento relativo do <i>Flap</i>	53
2.1.4	<i>Fowler Flap</i>	57
2.2	Ailerons	60
2.2.1	<i>Differential</i> ailerons	61
2.2.2	<i>Spoiler</i> ailerons	63
2.2.3	<i>Frise-Type</i> ailerons	64
2.2.4	<i>Slot-lip</i> ailerons	65
3	METODOLOGIA DE ANÁLISE	67
3.1	Controlabilidade lateral	67
3.2	Modelos de turbulência	68
3.3	Modelagem em CFD	69
4	DIMENSIONAMENTO DAS SUPERFÍCIES	71
4.1	Aerofólios utilizados	71
4.2	Dimensionamento <i>Plain-Type</i> aileron - NLF(1)0215F	72
4.3	Dimensionamento <i>Frise-Type</i> aileron - NLF(1)0215F	72
4.4	Dimensionamento <i>Plain-Type</i> aileron - NACA 23018	74
4.5	Dimensionamento <i>Frise-Type</i> aileron - NACA 23018	75
4.6	Dimensionamento <i>Frise-Type</i> aileron - NLF(1)0215F com posicionamento do aileron para $\delta_a = 20^\circ$ modificado	76
5	ANÁLISE BIDIMENSIONAL	79
5.1	Modelagem em CFD	79
5.1.1	<i>Plain</i> aileron	79
5.1.2	<i>Frise-Type</i> aileron	81

5.2	Polares bidimensionais	84
5.2.1	NLF(1)0215F	84
5.2.2	NACA 23018	91
5.2.3	NLF(1)0215F com posicionamento do aileron para $\delta_a = 20^\circ$ modificado	94
5.3	Gráficos de contorno	96
5.3.1	Análise de pressão - Estrangulamento	101
6	ANÁLISE TRIDIMENSIONAL	105
6.1	Análise comparativa de coeficiente de momento de rolagem, coeficiente de momento de guinada e <i>Rolling Criterion</i>	106
6.1.1	NLF(1)0215F	106
6.1.2	NACA 23018	109
6.1.3	NLF(1)0215F com posicionamento do aileron para $\delta_a = 20^\circ$ modificado	111
6.1.4	Análise de coeficiente de momento de rolagem, coeficiente de momento de guinada e <i>Rolling Criterion</i> para condição de <i>Flap</i> acionado na raiz da asa	114
6.2	Distribuição de C_l ao longo da envergadura	116
7	CONCLUSÃO	119
	REFERÊNCIAS	121
	APÊNDICES	123
	APÊNDICE A – COMPARAÇÕES POR DISTRIBUIÇÃO DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DA CORDA	125
A.1	NLF(1)0215F	125
A.2	NACA 23018	128
A.3	NLF(1)0215F com posicionamento do aileron para $\delta_a = 20^\circ$ modificado	129

1 INTRODUÇÃO

O *flap* é o dispositivo aerodinâmico mais amplamente utilizado em aeronaves que desejam modificar a sustentação gerada em alguma superfície aerodinâmica, com objetivo de realizar alguma manobra, mudar de um estado de voo para outro, ou apenas ser capaz de carregar maiores cargas. Na aviação em geral este hipersustentador é utilizado majoritariamente em regiões mais internas da asa com o objetivo de serem acionadas em etapas de voo como pouso e decolagens, porém, indiretamente é utilizado em empenagens como profundor e leme de direção, como superfícies de controle. A arquitetura dos *flaps* utilizados em empenagens em sua maioria são mais simples devido ao fato que geralmente se tratam de geometrias simétricas que não exigem uma melhora significativa de sustentação. Já em asas, entretanto, o objetivo é realmente aumentar a sustentação a depender da missão da aeronave. Dessa forma, a arquitetura destes *flaps* tornam-se o quão complexas quanto necessário.

Ao se tratar de missão de uma aeronave, esta varia de maneira abrangente. Para aeronaves comerciais por exemplo, sua missão é basicamente levar o máximo de carga possível, o mais rápido possível, com a melhor eficiência e menor custo possível (seu perfil de missão está melhor representado pela imagem superior esquerda da figura 1). Dessa forma, a fonte principal de sustentação da aeronave, a asa, deve variar significativamente suas características durante as etapas do voo, de maneira que em fases de pouso e decolagem a aeronave tenha sustentação suficiente, enquanto que na fase de cruzeiro a aeronave possua o menor arrasto possível, economizando combustível.

Em relação à aeronaves de combate, o uso de hipersustentadores ocorrem de maneira diferente. Como o exemplo de um caça supersônico, onde sua missão é ter elevada velocidade e manobrabilidade, os hipersustentadores são utilizados de maneira que a aeronave consiga mudar rapidamente seu estado atual de voo para um outro estado de voo. Dessa forma, os hipersustentadores em aeronaves de combate são, em geral, de arquitetura simples, que possam ser acionados de maneira rápida, e que não seja necessário um grande ganho de performance, visto que a pressão dinâmica nestas aeronaves são deveras elevadas.

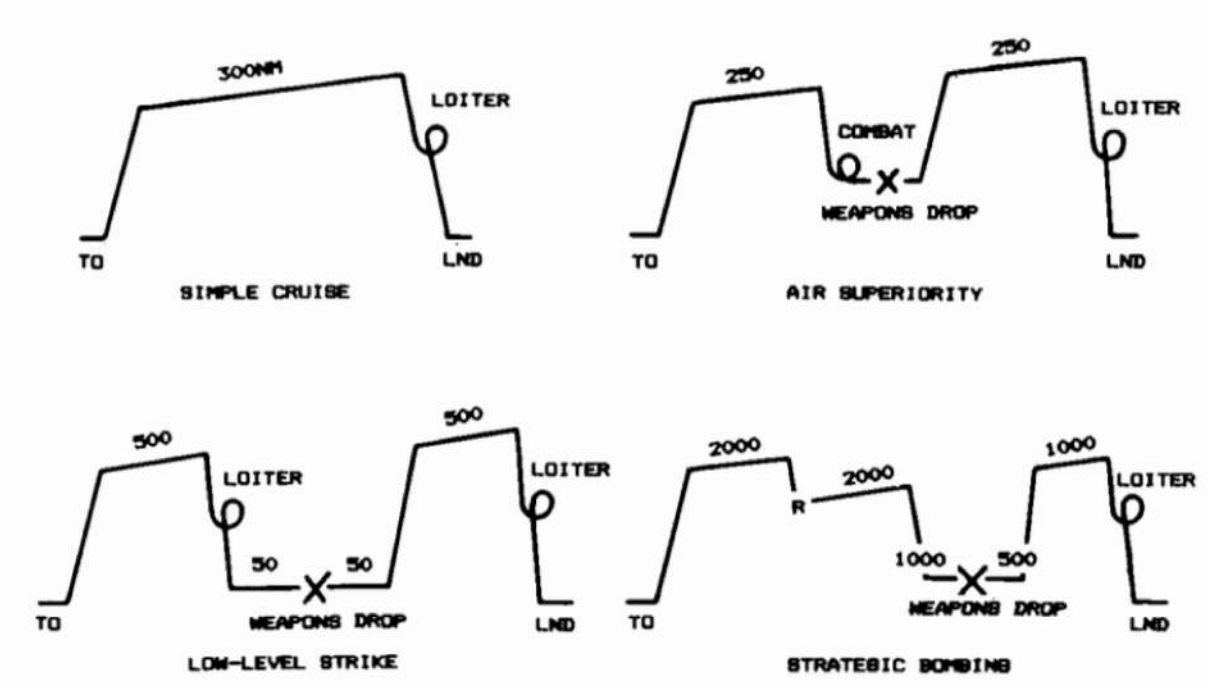


Figura 1 – Exemplos típicos de missões de aeronaves (RAYMER, 1992).

Para aeronaves pequenas de uso privado, não é definido claramente uma missão. Entretanto, não é de extrema importância que uma aeronave desta categoria transporte elevados valores de cargas pagas como em aeronaves comerciais, quanto menos que seja realizado manobras evasivas como nos caças. Dessa forma, uma arquitetura simples e eficaz para os hipersutentadores já é o suficiente. Concomitantemente, partindo do pressuposto que todo projeto de aeronaves deve ser eficiente e barato, não é conveniente utilizar arquiteturas complexas para este tipo de aeronave. Dessa forma, a utilização de arquiteturas com mais de dois elementos são raros para este tipo de aviação.

A figura 2 diz respeito a valores típicos de $C_{L_{max}}$ de projeto de diferentes aeronaves, para diferentes etapas do voo, retirado de (ROSKAM; LAN, 2003). O termo $C_{L_{max}}$ refere-se ao C_L máximo em condição de cruzeiro, $C_{L_{max_{TO}}}$ para a condição de decolagem, e $C_{L_{max_L}}$ é referente ao C_L máximo de pouso.

Airplane Type	$C_{L_{max}}$	$C_{L_{max_{TO}}}$	$C_{L_{max_L}}$
1. Homebuilts	1.2 - 1.8	1.2 - 1.8	1.2 - 2.0*
2. Single Engine Propeller Driven	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9	1.6 - 2.3
3. Twin Engine Propeller Driven	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.5
4. Agricultural	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9
5. Business Jets	1.4 - 1.8	1.6 - 2.2	1.6 - 2.6
6. Regional TBP	1.5 - 1.9	1.7 - 2.1	1.9 - 3.3
7. Transport Jets	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 2.8
8. Military Trainers	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.2
9. Fighters	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.6
10. Mil. Patrol, Bomb and Transports	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 3.0
11. Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 3.4
12. Supersonic Cruise Airplanes	1.2 - 1.8	1.6 - 2.0	1.8 - 2.2

Figura 2 – Valores típicos para $C_{L_{max}}$ em diferentes tipos de aeronaves (ROSKAM; LAN, 2003).

Para se determinar quanto será necessário se ter de $C_{L_{max}}$ em uma aeronave, e consequentemente escolher uma configuração de *flap* que atenda o C_L requerido, é necessário estimar dados de performance da aeronave frente à sua missão. Um parâmetro fundamental é a razão *thrust/weight*, no qual é referente principalmente a eficiência aerodinâmica da aeronave. Do estudo retirado em (ARIFFIN; ROSTAM; SHIBANI, 2019) (figura 3) é possível visualizar que aeronaves comerciais possuem uma razão *thrust/weight* baixa comparada com caças, principalmente por conta de economia de combustível.

No	Name of aircraft	Thrust-to-weight ratio	No	Name of aircraft	Thrust-to-weight ratio
1	F-16 Fighting Falcon	0.603980	1	Boeing 737-900	0.321477
2	F-15 Eagle	0.716613	2	Boeing 777-300ER	0.297441
3	Saab JAS 39 Gripen	0.605443	3	Boeing 787-10	0.272890
4	MiG 35	0.606816	4	Airbus A320	0.313652
5	J-10	0.681425	5	Airbus A330-300	0.269585
6	Sukhoi-Su-35	0.826562	6	Airbus A350-1000	0.283194
7	Dassault Rafale	0.612037	7	Airbus A380-800	0.268010
8	F-35 Lightning II	0.571237	8	Concorde	0.374687
9	Eurofighter Typhoon	0.780793	9	Bombardier C Series	0.312515
10	F-22 Raptor	0.835292	10	Tupolev Tu-114	0.388719

(a) Thrust-to-weight ratio de aeronaves militares (b) Thrust-to-weight ratio de aeronaves comerciais.

Figura 3 – Diversos valores de Thrust-to-weight ratio (ARIFFIN; ROSTAM; SHIBANI, 2019).

Outra relação extremamente importante para obter os valores necessários de $C_{L_{max}}$ de uma aeronave é a carga alar (*wing loading*). Na figura 4 retirada de (RAYMER, 1992) retrata estes valores frente a diversas categorias de aeronaves.

Historical trends	Typical takeoff W/S (lb/ft ²)
Sailplane	6
Homebuilt	11
General aviation—single engine	17
General aviation—twin engine	26
Twin turboprop	40
Jet trainer	50
Jet fighter	70
Jet transport/bomber	120

Figura 4 – Carga alar aproximada de aeronaves diversas (RAYMER, 1992).

É possível concluir que aeronaves comerciais e bombardeiros, que exigem uma carga paga elevada frente seu objetivo, possuem a maior relação de carga alar, enquanto que aviões *homebuilt* e planadores possuem as menores cargas alares historicamente. Isto evidencia indiretamente que para aeronaves onde a missão é levar o máximo de carga possível possuem os maiores valores de $C_{L_{max}}$, podendo chegar na conclusão contrária para aeronaves *homebuilt* e planadores.

Doravante os anos dispositivos hipersustentadores vêm sendo estudado com a finalidade de alcançar estes maiores valores de $C_{L_{max}}$. Sustentação está intimamente ligado com o arqueamento de um aerofólio: quando maior o arqueamento, maior sua sustentação (já evidenciada pela teoria do aerofólio fino em (HOUGHTON; CARPENTER, 2003)). Entretanto, existe um limite de ganho de C_l frente um aerofólio singular, por motivos de vorticidade e descolamento da camada limite, sendo necessários outros componentes adicionais para atingir valores maiores de C_l e desviando do problema da camada limite. O primeiro conjunto de dois elementos mais simples é o *Slotted Flap*, onde existe uma cavidade entre duas superfícies: o elemento principal e um flap localizado próximo ao bordo de fuga do elemento principal. Isso resulta em duas vorticidades e duas camadas limites diferentes diferentes.

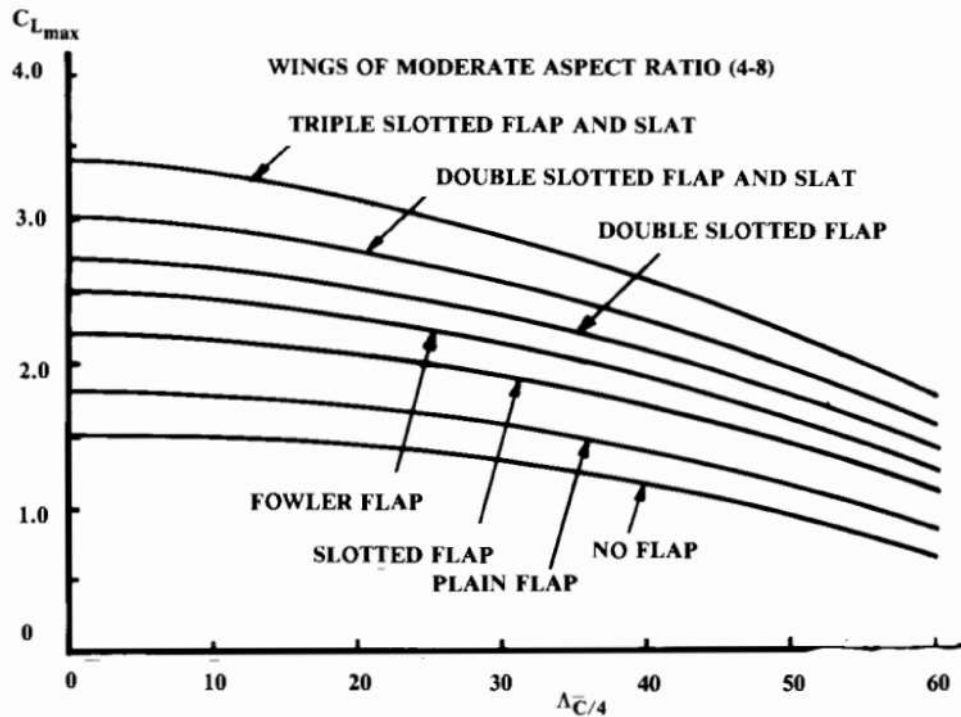


Figura 5 – Comparações de $C_{L_{max}}$ para diferentes configurações de hipersustentadores a nível de projeto conceitual (RAYMER, 1992)

A segunda configuração menos complexa de multi elementos é a combinação *Slot*, elemento principal e *Slotted Flap*, possuindo agora três camadas limites e três vorticidades diferentes, o que, caso bem utilizado, proporciona resultados no $C_{L_{max}}$ de 50% até 100% a mais. Outras variações de multi elementos conhecidos são *Double Slotted Flap*, *Fowler Flaps*, *Fowler Flaps with vanes*, *Triple Slotted Flaps*, etc. Alguns resultados a nível de projeto para algumas destas configurações encontram-se na figura 5.

Arquiteturas de *Flaps* mais simples como *Plain Flaps* e *Split Flaps* estão sujeitos a descolamentos de camada limite acentuados, vistos que o conjunto contém apenas um elemento. Pensando nisso, ao analisar superfícies de controle fundamentais para a segurança de voo que podem utilizar estas arquiteturas (como aileron e profundores), é conveniente levar em consideração conjuntos de multi elementos. Dessa forma, garante-se que existe uma nova camada limite para o elemento do conjunto responsável pela manobra. Este conceito já foi utilizada em aviões anteriores e possui arquiteturas semelhantes ao conceito de *Frise Ailerons*. Sua geometria é basicamente a de um *Slotted Flap* com possibilidade de deflexão para ambas as direções (aumento ou diminuição do arqueamento do conjunto). O objetivo deste estudo é justamente analisar sua efetividade frente estabilidade latero-direcional em aeronaves subsônicas, sendo melhor descrito na subseção a seguir.

1.1 Objetivos

Ao se tratar de ailerons, surge um requisito forte de projeto para este componente, que é a taxa de rolagem aceitável para a missão. Aeronaves comerciais por exemplo, transportam um número elevado de civis, que em sua grande maioria não estão com intensões de sofrerem forças inerciais elevadas por conta de enjoo e mal estar. Por este motivo, aeronaves comerciais não podem ter taxas de rolagens, movimentos de arfagens/picagens e guinada elevados, o que leva a superfícies de controle que em geral são pequenos e de complexidade baixa, tendo seu tamanho definido muitas vezes por requisitos de homologação e não por requisitos de projeto. Na figura 6 é possível visualizar claramente o aileron de um A320 com uma arquitetura parecida com um *Plain Flap* e com tamanho ínfimo considerando o tamanho da asa.

Por outro lado, aviões subsônicos como por exemplo *homebuilts*, aeronaves de treinamento, aeronaves experimentais, etc, por terem poucos passageiros a bordo ou até mesmo apenas o piloto, não exige o rigor tomado para aviões comerciais frente a taxas de rolagens e conforto dos passageiros. Assim, o dimensionamento e escolha da arquitetura de um aileron se resume a, basicamente, autoridade de comando.

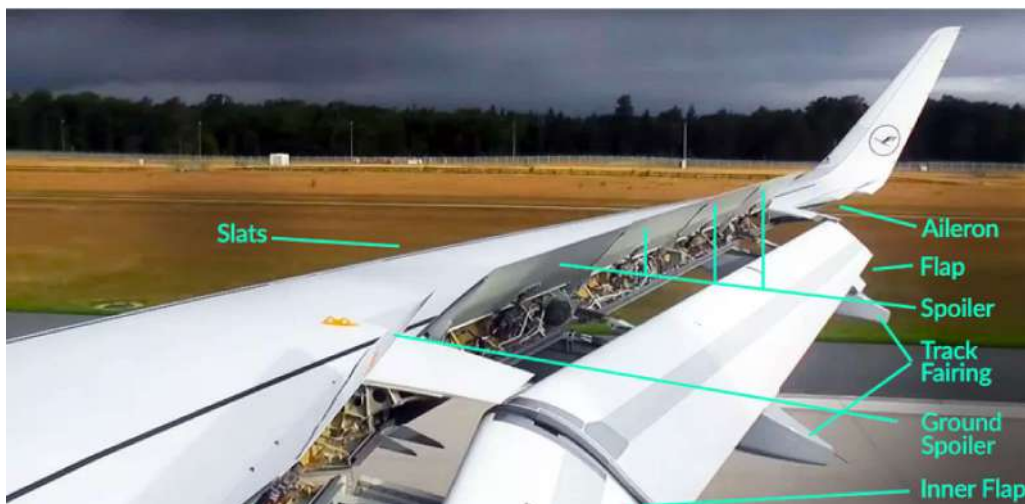


Figura 6 – Superfícies de comando típicas em uma aeronave comercial (ARNOT, 2019)

Entretanto, é necessário atentar-se ao *stall* de ponta de asa. A depender da geometria da asa projetada, a progressão de *stall* pode começar na ponta ou na raíz da asa. Asas com demasiado afilamento tendem a possuir um início de *stall* na ponta da asa, enquanto que geometrias mais retangulares possuem seu início na raíz (figura 7).

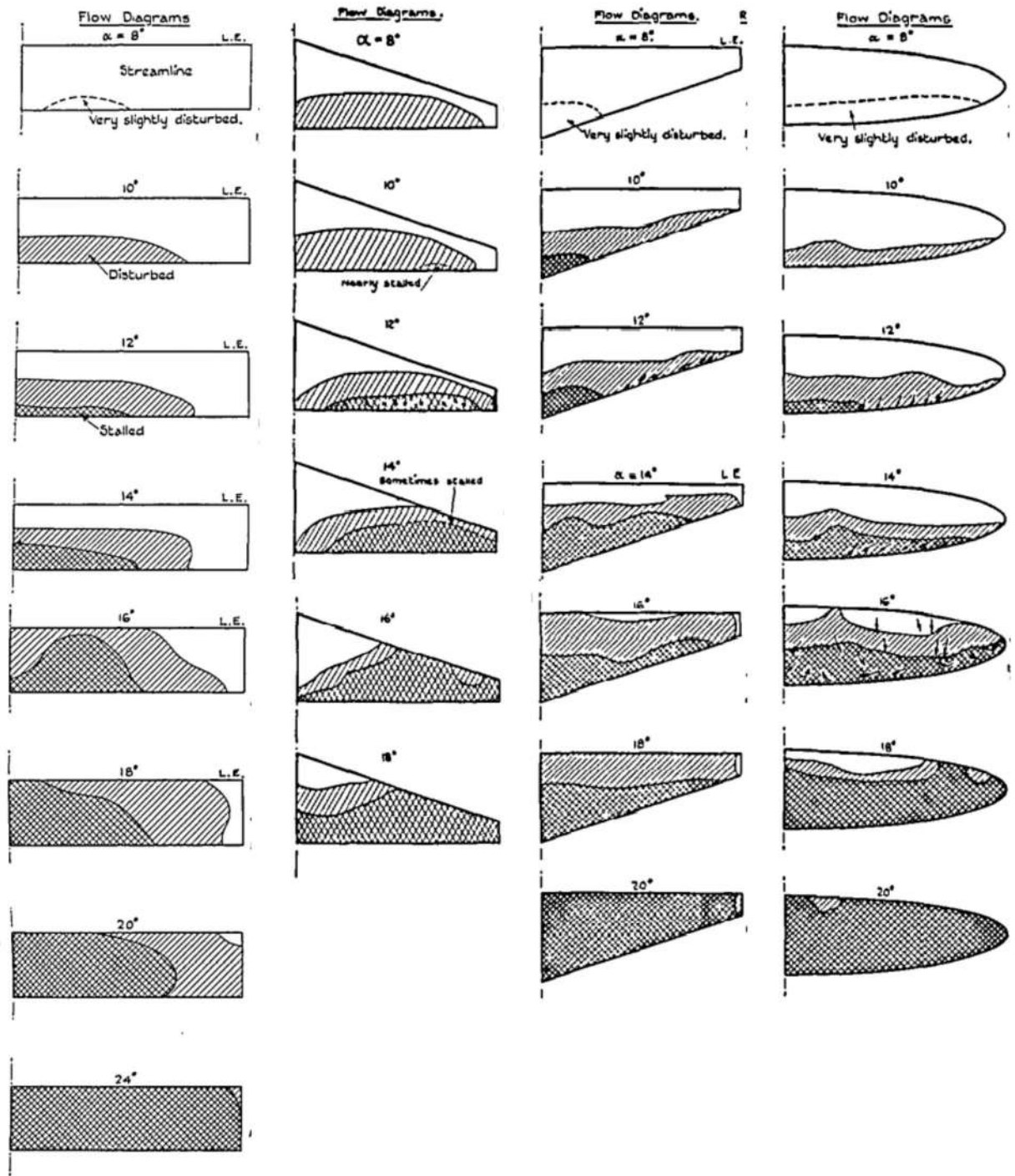


Figura 7 – Progressão de *stall* típicas de algumas geometrias padrões de asas (IRVING, 1937)

O principal problema deste fenômeno é que, caso o mesmo comece na ponta da asa, irá afetar a efetividade de comando pelo aileron, que geralmente está posicionado na ponta da asa. Dessa forma é capaz que em uma situação de emergência como um *stall*, a aeronave fique incapaz de rolar podendo ser catastrófico. Existem diversas soluções aerodinâmicas para mitigar ou resolver o *stall* de ponta, como *washout*, torção aerodinâmica, enflexamento positivo na asa, geradores de vórtices, *Slats* com acionamento de molas, etc. Entretanto, no

presente estudo será avaliado a possibilidade de utilizar *Frise-Type* ailerons como superfície de comando mitigadora de *stall* de ponta. Concomitantemente a isso, seus resultados a respeito de coeficiente de momento de rolagem e coeficiente de momento de quinada serão comparados com um aileron do tipo *Plain-Type*.



Figura 8 – Arquitetura típica de um *Frise-type* aileron (IVAO, 2021).

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Hipersustentadores

Para estudar os efeitos de se utilizar um *Frise-type* aileron é necessário conhecer os efeitos que a adição de uma superfície do tipo *slotted* faz para o conjunto. Uma revisão sobre hipersustentadores, e, de maneira mais aprofundada, sobre *Flaps*, se faz necessária.

Hipersustentadores podem ser divididos em duas categorias: os móveis e os estáticos. Dentre os estáticos estão presentes os *Gurney Flaps*, Geradores de Vórtices, *Plain Flaps*, etc. Já os móveis são mais utilizados na aviação comercial por possuírem arquiteturas mais complexas, sendo amplamente utilizados como forma de modificar sua condição de voo atual para uma outra diferente. Exemplos são os *Flaps e Slats* do tipo *Fowler* e os *Krueger Flaps*. Na figura 9 encontram-se algumas arquiteturas de hipersustentadores geralmente utilizados. Nas subseções seguintes serão tratados com maior profundidade suas utilidades.

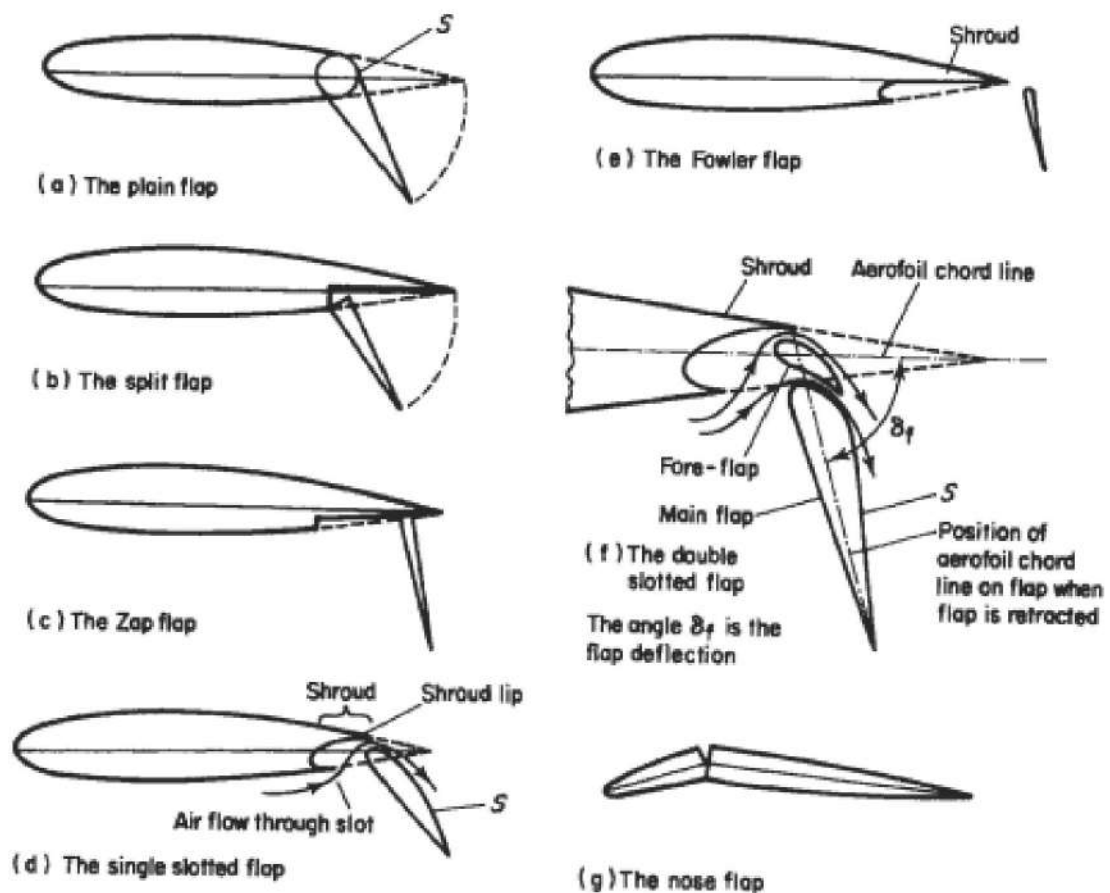


Figura 9 – Dispositivos de hipersustentação usuais (HOUGHTON; CARPENTER, 2003)

Para o estudo de *Frise-Type* aileron, é interessante averiguar o que uma superfície

com *slots* proporcionam para o conjunto. Na figura 10 encontra-se um esquema simplificado de um conjunto de multi-elementos com dispositivos de bordo de ataque e bordo de fuga.

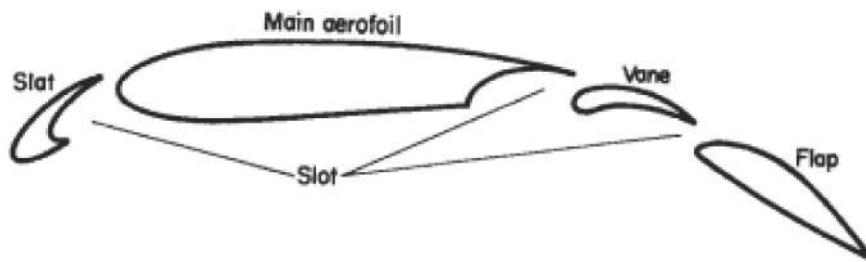


Figura 10 – Exemplo de um conjunto de quatro elementos (HOUGHTON; CARPENTER, 2003).

As vantagens de utilizar elementos do tipo *slotted* são diversos. A iniciação de uma nova camada limite em cada elemento é um dos principais fatores, modificando o *stall* do conjunto e garantindo melhores coeficientes aerodinâmicos, quando bem utilizados. O segundo principal fator atuante é o fato dos vórtices proporcionados pelos hipersustentadores reduzirem o gradiente de pressão adverso do elemento principal. Dessa forma, é possível aumentar a sustentação e diminuir o arrasto de pressão do conjunto. Ambas as melhorias são oriundas da distribuição de pressão presente no elementos.

"Um aerofólio gera sustentação por alterar a velocidade do ar que passa em ambas os lados do mesmo. O ângulo de ataque o arqueamento do aerofólio faz com que o ar que passa no extradorso da asa tenha uma velocidade maior que no intradorso." (RAYMER, 1992). Esta mudança de velocidade resulta em uma variação de pressão, no sentido que quanto maior a velocidade, menor a pressão na região em questão. A figura 11 evidencia uma distribuição de pressão típica para um aerofólio com arqueamento positivo em baixo AoA.

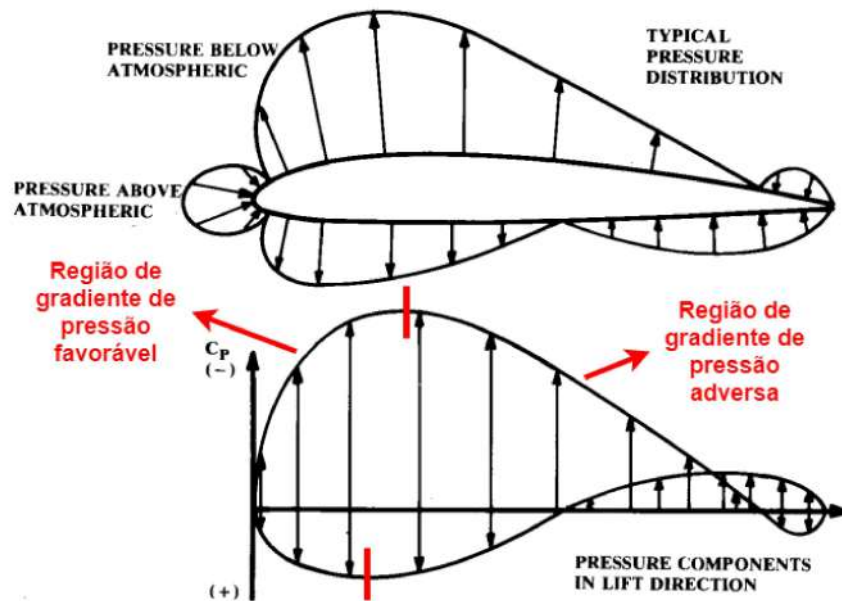


Figura 11 – Distribuição de pressão de um aerofólio arqueado, evidenciando as regiões de gradiente de pressão favorável e adverso (modificado pelo autor. Extraído de (RAYMER, 1992)).

Ao retirar a derivada dessa distribuição de pressão, ter-se-ão duas divisões: A com um gradiente de pressão favorável (que é a região onde o escoamento está acelerando, próximo à região do bordo de ataque), e um com gradiente de pressão adverso (onde o escoamento está desacelerando, próximo à região do bordo de fuga). A intersecção entre eles é conhecido como pico de sucção, que é a região onde se tem a menor pressão. Apesar desta terminologia ser mais conhecida para a distribuição de pressão do extradorso, o mesmo raciocínio pode ser aplicado para o intradorso. Como exemplo, na figura 11 estão evidenciados essas regiões.

O gradiente de pressão adverso é o responsável pelo *stall* de um aerofólio. Quando um aerofólio entra em *stall* é pelo fato que o escoamento em sua superfície passa a ter direção contrária do escoamento U_∞ , proporcionado pelo gradiente de pressão adverso, resultando em um incremento no arrasto de pressão. Este fenômeno é bem representado ao analisar a aerodinâmica de uma bola de golfe. Dessa forma, é interessante para que se tenha uma melhor performance que o gradiente de pressão adverso seja minimizado, ou que a região exposta ao gradiente de pressão adversa seja diminuída. É neste caso que a utilização de superfícies com a presença de um *slot* torna-se benigno ao conjunto: ao utilizar duas superfícies por exemplo, tem-se a iniciação de duas camadas limites, sendo gerado um menor gradiente de pressão adverso em ambas para que seja produzida a mesma sustentação do que um conjunto uni-elemento. Segundo (SMITH, 1975): "Camadas limite com pequenas espessuras são capazes de sustentar maiores gradientes de pressão que as camadas limite que possuem grandes espessuras".

A segunda principal vantagem ao se utilizar conjuntos de multi-elementos está ligado com os vórtices gerados pelos elementos e a interação entre eles. Este princípio também afeta positivamente o gradiente de pressão adverso, retardando o *stall*. Ao analisar o comportamento do escoamento ao redor de um aerofólio, nota-se que este altera a direção e a magnitude do campo vetorial de velocidades. Em um aerofólio que se gere sustentação positiva, tem-se uma aceleração maior da velocidade no extradorso do que no intradorso, como dito anteriormente. Isto faz com que, caso se retire a componente vetorial da velocidade U_∞ , gera-se um efeito de vórtice (mais conhecido como circulação Γ) ao redor do aerofólio no sentido horário, caso o bordo de ataque esteja representado à esquerda. A figura 12 retirado de (RAYMER, 1992) demonstra o efeito. Note que caso o aerofólio gere sustentação negativa, o efeito se inverte.

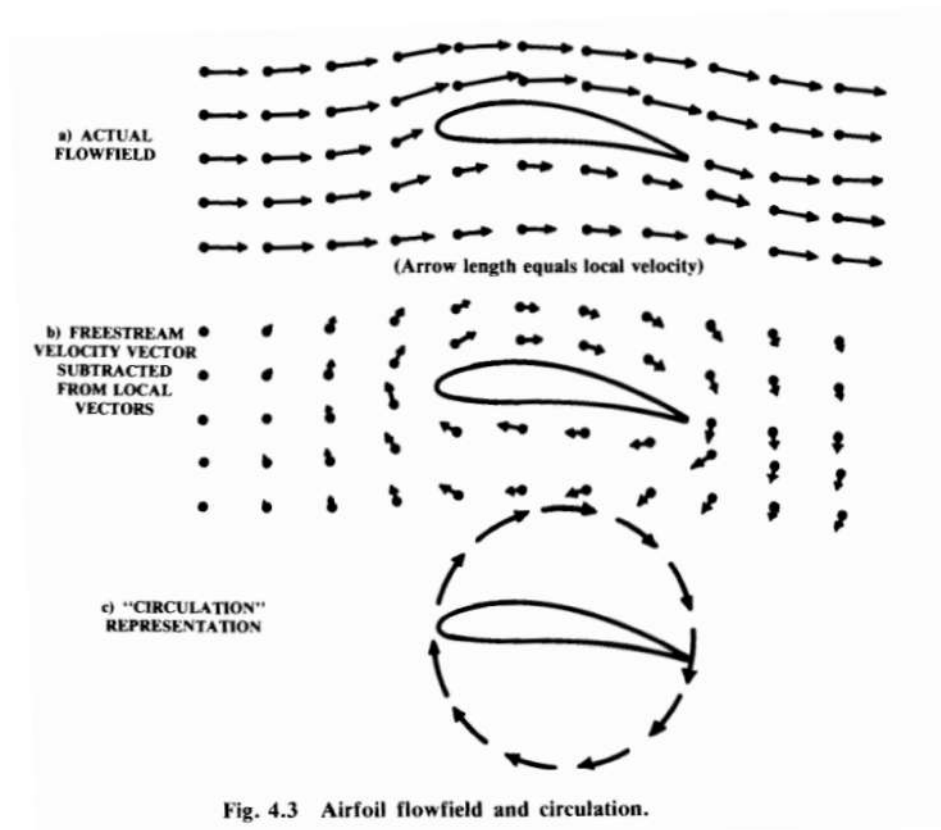


Fig. 4.3 Airfoil flowfield and circulation.

Figura 12 – Representação da circulação em um aerofólio com sustentação positiva (RAYMER, 1992).

Tendo conhecimento da circulação, a adição de um *Slat* e de um *Flap*, segundo (HOUGHTON; CARPENTER, 2003), surgem os efeitos de *slat* e de *vane* respectivamente. Pelo mesmo motivo do surgimento de uma circulação em um elemento singular, surge também uma circulação em cada um dos elementos de hipersustentação. Para o caso do *Slat*, pelo fato dele estar disposto à frente do bordo de ataque do elemento principal, seu vórtice proporciona uma redução na aceleração do escoamento no extradorso do elemento principal. dessa forma, o pico de sucção é amenizado, o que diminui o gradiente de pressão

adversa no elemento principal. Este é o principal motivo que ao se adicionar um *Slat* o ângulo de ataque de *stall* (α_{stall}) aumenta. No intradorso o efeito é contrário, aumentando o pico de sucção, entretanto, como no intradorso em ângulos de ataque elevados o C_p é majoritariamente positivo, não há descolamento da camada limite. Na figura 13 está representado o efeito de *slat*.

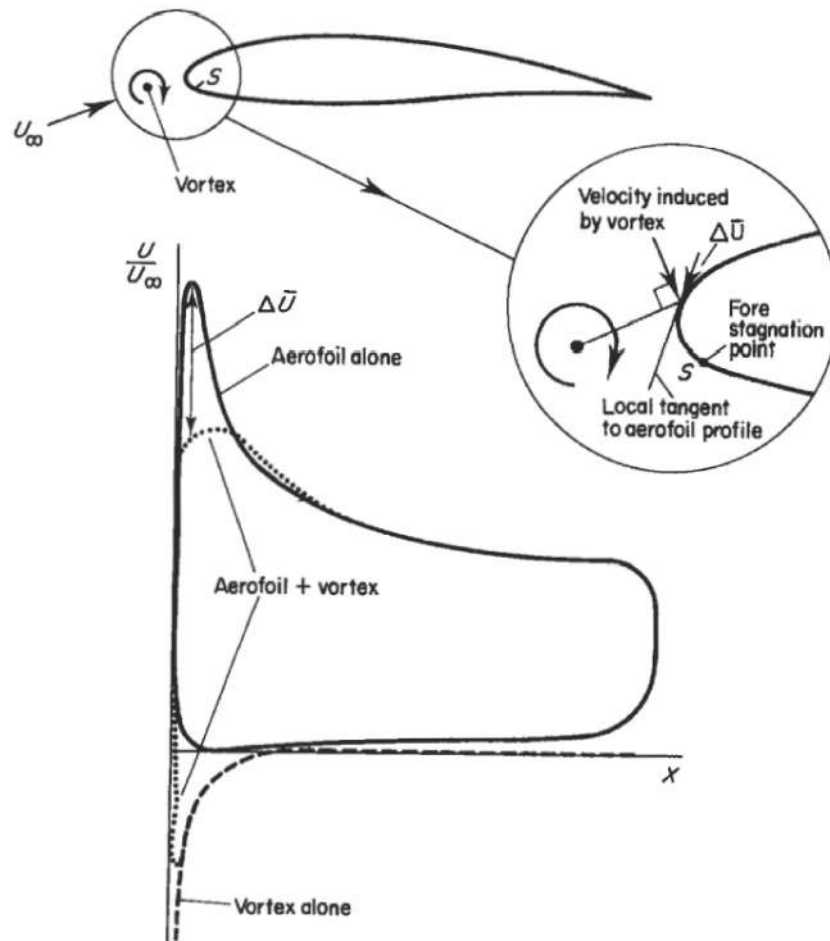


Figura 13 – *Slat* effect (HOUGHTON; CARPENTER, 2003).

Com relação ao efeito causado por um *Flap*, tem-se também a circulação mesmo como motivo. Pelo fato do *Flap* estar localizado próximo ao bordo de fuga do elemento principal, sua circulação induz uma velocidade no sentido de ascensão tanto no extradorso quanto no intradorso do elemento principal. Isto é uma vantagem pois o escoamento no bordo de fuga do elemento principal é acelerado, gerando o mesmo efeito que um gradiente de pressão favorável, reduzindo o *stall* ou até mesmo erradicando-o a depender do AoA. Seu efeito no α_{stall} é menor do que comparado com o *Slat*, porém mesmo assim possui magnitude considerável.

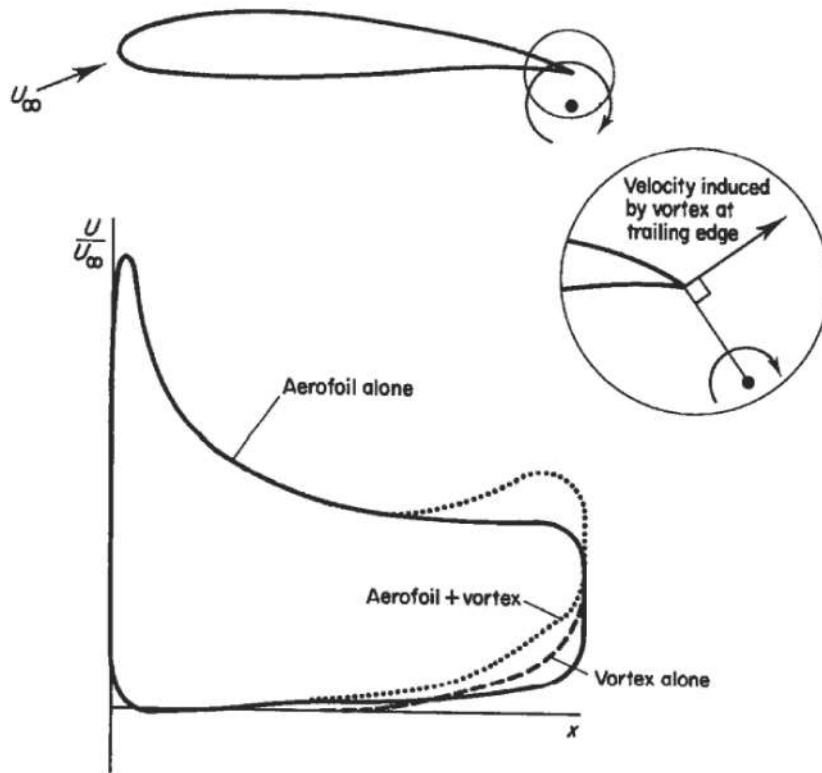


Figura 14 – *Vane effect* (HOUGHTON; CARPENTER, 2003).

Além dos *Slats* e dos *Flaps*, tem-se também os geradores de vórtices como dispositivos de hipersustentação. Os geradores de vórtices são usualmente aplicados na aviação em regiões onde não se deseja que ocorra uma separação da camada limite, que é o caso de superfícies de controle como profundor, leme e ailerons. Entretanto, seu uso reduz a eficiência aerodinâmica da aeronave, sendo utilizado apenas em caso onde o projeto foi mal executado ou após a aeronave ter recebido uma manutenção que mudou o escoamento em uma região crítica. Por este motivo, os geradores de vórtices não serão estudados mais a fundo, apesar de serem dispositivos que garantem a efetividade de um aileron.

2.1.1 *Plain Flap*

O *Plain Flap* é um dos mais simples mecanismos de aumentar a sustentação de um conjunto. Seu mecanismo é basicamente a deflexão de parte do aerofólio em um pivô que se encontra dentro do aerofólio, mantendo a configuração uni-elemento. O ganho de sustentação está unicamente ligado ao aumento do arqueamento do perfil, o que acarreta também em um aumento do coeficiente de momento picador.

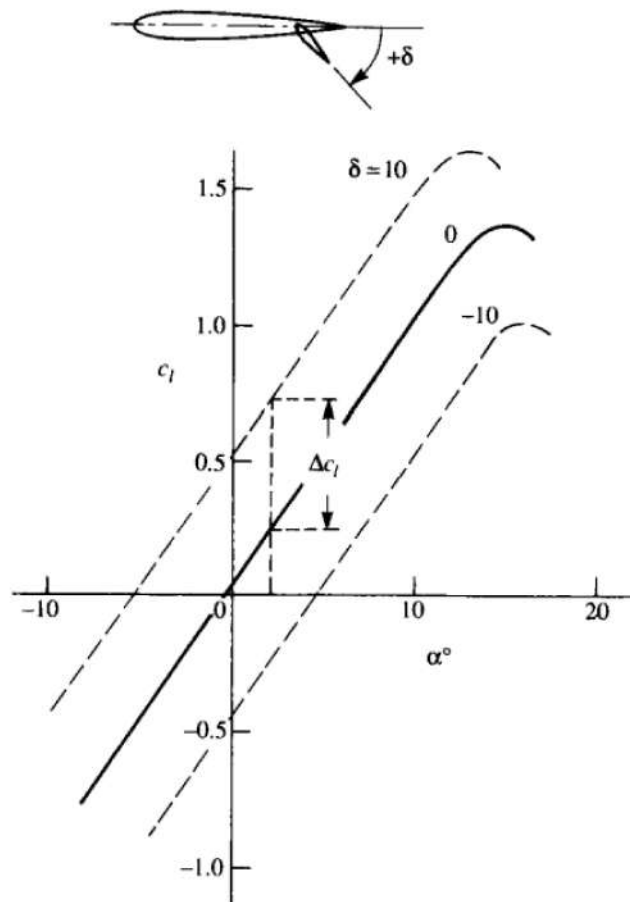


Figura 15 – Comportamento típico da curva de C_l por ângulo de ataque para um *Plain Flap* (ANDERSON, 2001).

Seu efeito na sustentação máxima gerada é proporcional à deflexão e à porcentagem de flapeado que abrange o perfil. Como evidenciado na figura 15, ao aplicar comando de *Flap* no sentido de aumentar o arqueamento do perfil, o $C_{l_{max}}$ aumenta enquanto que o α_{stall} diminui. O principal motivo pelo qual o α_{stall} diminui ao utilizar o *Plain Flaps* é o fato que, ao defletir a superfície, aumenta-se o arqueamento do perfil. Dessa forma a circulação no aerofólio aumenta, o que aumenta o pico de sucção, e consequentemente o gradiente de pressão adverso, sendo mais suscetível de alcançar o *stall*.

Por conta de sua praticidade e simples arquitetura, é o tipo de superfície flapeada mais utilizada para superfícies de controle para aeronaves de pequeno porte. A maioria das aeronaves em questão não são de alto desempenho, o que exige que a aeronave opere nos limites operacionais. Entretanto, mesmo para aeronaves casuais existem situações onde pode ser necessário chegar em um limite operacional. Um exemplo é um caso de aproximação onde o AoA é elevado e ainda assim é necessário realizar o controle de rolagem da aeronave. Caso ocorra uma rajada, o limite operacional do aileron é facilmente atingido. Dessa forma, ailerons do tipo *Plain Flaps* podem possuir um limite operacional menor que os *Frise-type* ailerons, sendo que averiguar estes limites é um dos objetivos deste trabalho.

Segundo testes realizados por (CAHILL, 1948), os maiores valores de incremento de sustentação em *Plain Flaps* são alcançados com porcentagens do flapeado entre 20% a 25% da corda. Dentre os testes realizados com esse tamanho de flapeado, a deflexão do flapeado que proporcionou a maior sustentação foi em torno de 60°. Ainda segundo (CAHILL, 1948), o momento de arfagem C_m proporcionado pela deflexão do *Flap* é uma função linear do incremento de sustentação, sendo que a razão C_m/C_l corresponde bem com a teoria do aerofólio fino. Este último fato é plausível de se concluir uma vez que um *Plain Flap* basicamente aumenta o arqueamento do perfil, enquanto que a teoria do aerofólio fino se baseia na linha do arqueamento médio entre o intradorso e o extradorso do perfil.

2.1.2 Split Flap

Split Flaps são parecidos com os *Plain Flaps*, com a diferença que a deflexão ocorre apenas no intradorso. O princípio de ganho de sustentação é o mesmo: aumento do arqueamento do aerofólio, mantendo a mesma corda, gerando mais sustentação e momento cabrador.

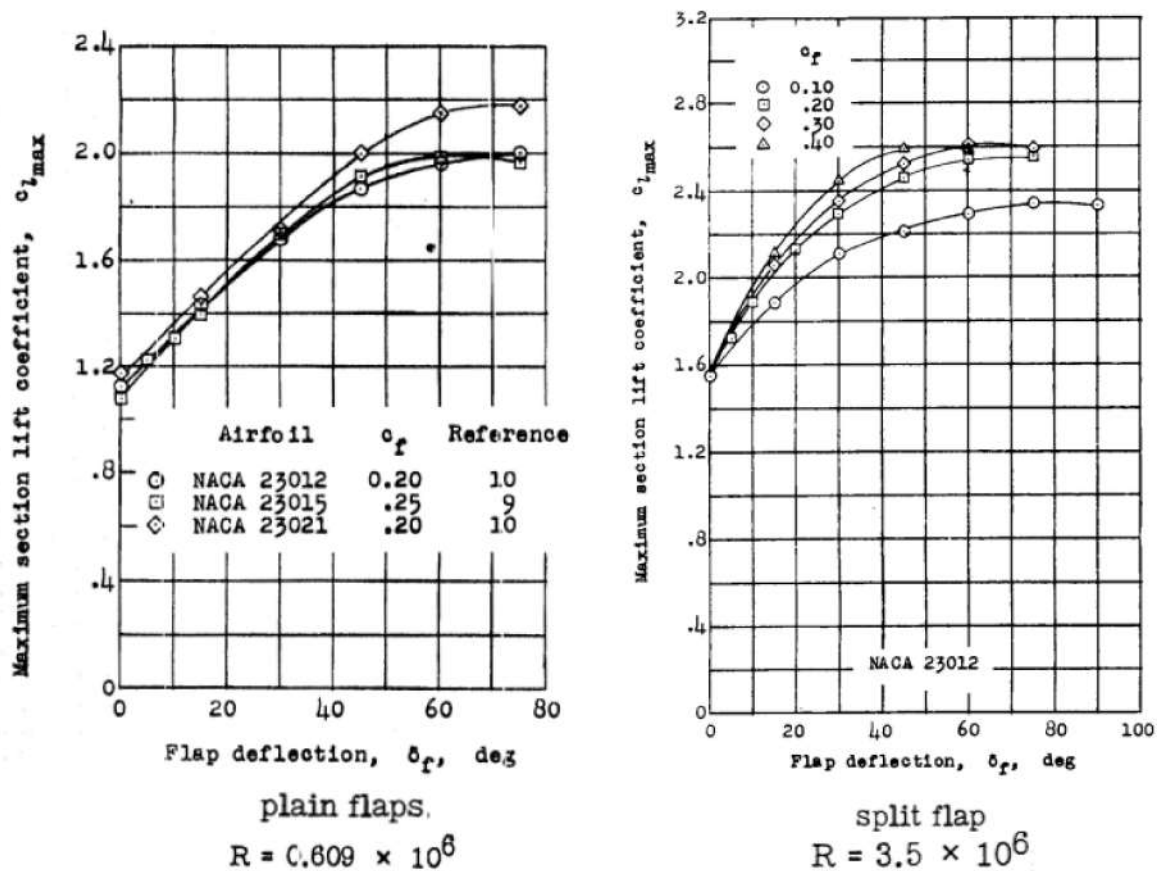


Figura 16 – Comparação entre *Plain Flaps* e *Split Flaps* para aerofólios 230-series (CAHILL, 1948).

Estudos evidenciados em (CAHILL, 1948) mostram que *Plain Flaps* geram ligeira-

mente menos sustentação em relação aos *Split Flaps*. O principal motivo para este fato está ligado à camada limite mais uma vez: segundo (CAHILL, 1948), a razão para que tenha esta diferença é que para os *Split Flaps* não há um grande distúrbio no escoamento no extradorso, não sendo necessário acompanhar uma curvatura abrupta como nos *Plain Flaps*. Dessa maneira, a camada limite é melhor preservada, evitando efeitos nocivos do do descolamento da mesma. Por outro lado, a esteira que se forma no bordo de fuga em *Split Flaps* resulta em um aumento considerável de arrasto comparado aos *Plain Flaps*.

Dados extraídos de (CAHILL, 1948) e representados pela figura 16, evidenciam a diferença de ganho de sustentação por deflexão de flap para o aerofólio NACA 23012, quando usado *Split Flaps* e *Plain Flaps*. Para o dado fornecido para os *Plain Flaps* foi simulado em um número de Reynolds de aproximadamente $6 \cdot 10^5$, uma ordem de grandeza menor que para o caso com os *Split Flaps*. Entretanto, na figura 17 existe também os dados para o 23012 simulado com o mesmo número de Reynolds que para os *Split Flaps*, e seus resultados são parecidos com o caso simulado com Reynolds de $6 \cdot 10^5$, o que valida a comparação.

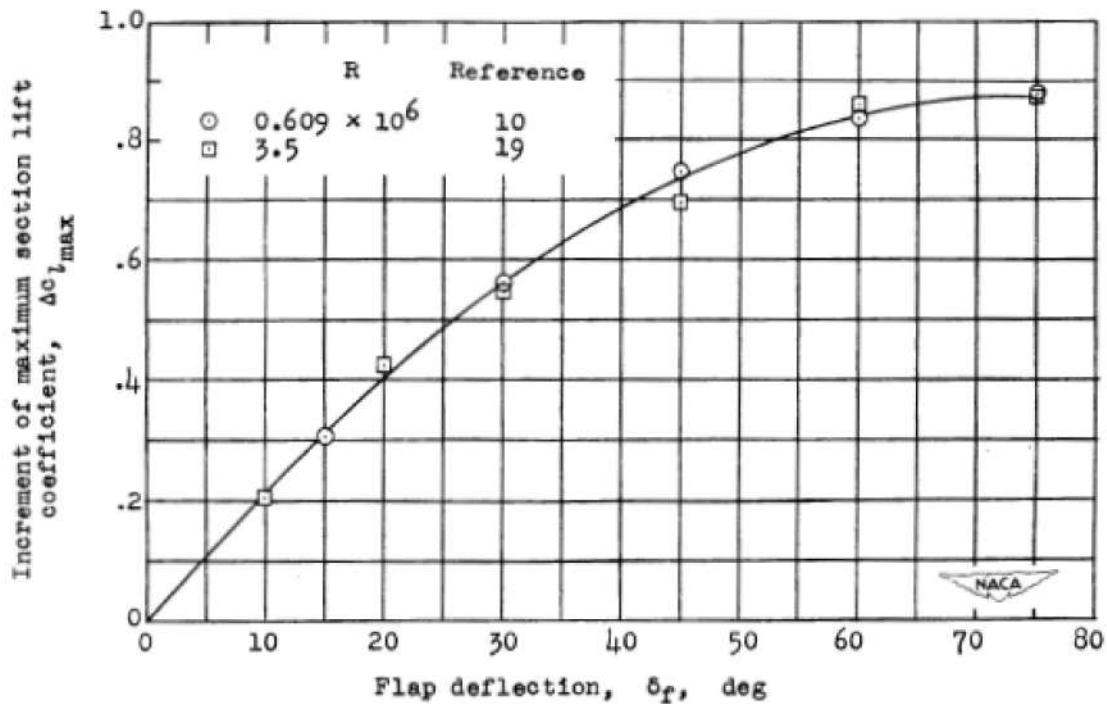


Figure 6.- Effect of Reynolds number on increment of maximum section lift coefficient caused by deflection of a 0.20c plain flap on the NACA 23012 airfoil section.

Figura 17 – Incremento do $C_{l_{max}}$ versus deflexão de flapeado, considerando um NACA 23012 com *Plain Flap* de 0.2c (CAHILL, 1948).

Apesar de serem gráficos diferentes, as figuras 17 e 18 evidenciam que os *Split Flaps* possuem um ligeiro ganho adicional de sustentação comparado aos *Plain Flaps*.

Torna-se nítido quando se compara o caso com NACA 23012, porcentagem do flapeado de $0.2c$, para a deflexão de *flap* de 75° : para o caso com *Plain Flaps* o ganho de C_l é de 1.0, enquanto que para *Plain Flaps* o ganho de C_l é de 0.89.

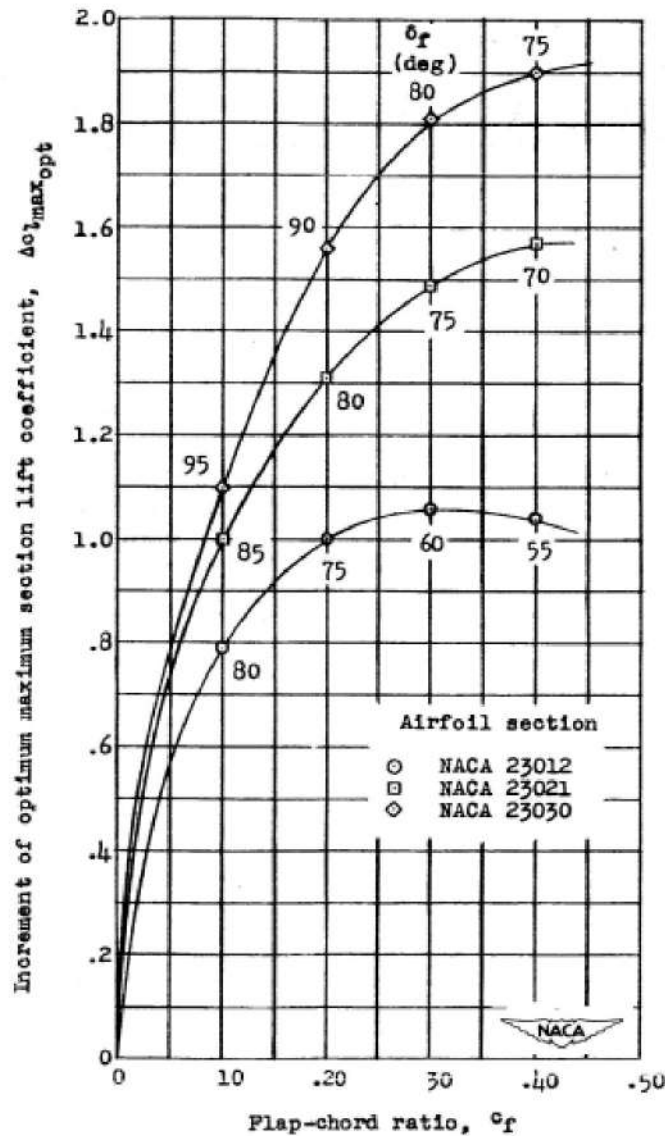


Figure 15.- Variation of increment of optimum maximum section lift coefficient with flap-chord ratio. NACA 230-series airfoils equipped with split flaps. $R = 3.5 \times 10^6$.

Figura 18 – Incremento do $C_{l_{max}}$ versus deflexão de flapeado, considerando aerofólios da série NACA 230- com *Split Flap*. Tamanho de flapeados variados (CAHILL, 1948).

COM os resultados da figura 18 é possível concluir também que aerofólios mais espessos possuem um ganho de C_l maior quando se utilizado *Split Flaps*. Segundo (CAHILL, 1948), este fenômeno ocorre também em *Plain Flaps*. O motivo provavelmente está ligado novamente à camada limite, uma vez que em aerofólios mais finos, o descolamento da camada limite torna-se mais facilitada, chegando ao caso extremo de uma placa plana

onde o *stall* é deveras abrupto que o mesmo ocorre no bordo de ataque.

2.1.2.1 Extensible Split Flaps

Extensible Split Flaps, também conhecidos como *Zap Flaps* é uma variante dos *Split Flaps* porém com a diferença que o pivô de rotação é alterado entre o tamanho do flapeado até o bordo de fuga do aerofólio, o que condiz com o nome do tipo do *Flap*. Dessa maneira, a corda do aerofólio aumenta, o que pode proporcionar um aumento de sustentação, princípio também visto em *Fowler Flaps*. Entretanto, como evidenciado em (CAHILL, 1948), ao utilizar *Extensible Split Flaps*, ocorre também o ganho no coeficiente de sustentação (figura 19).

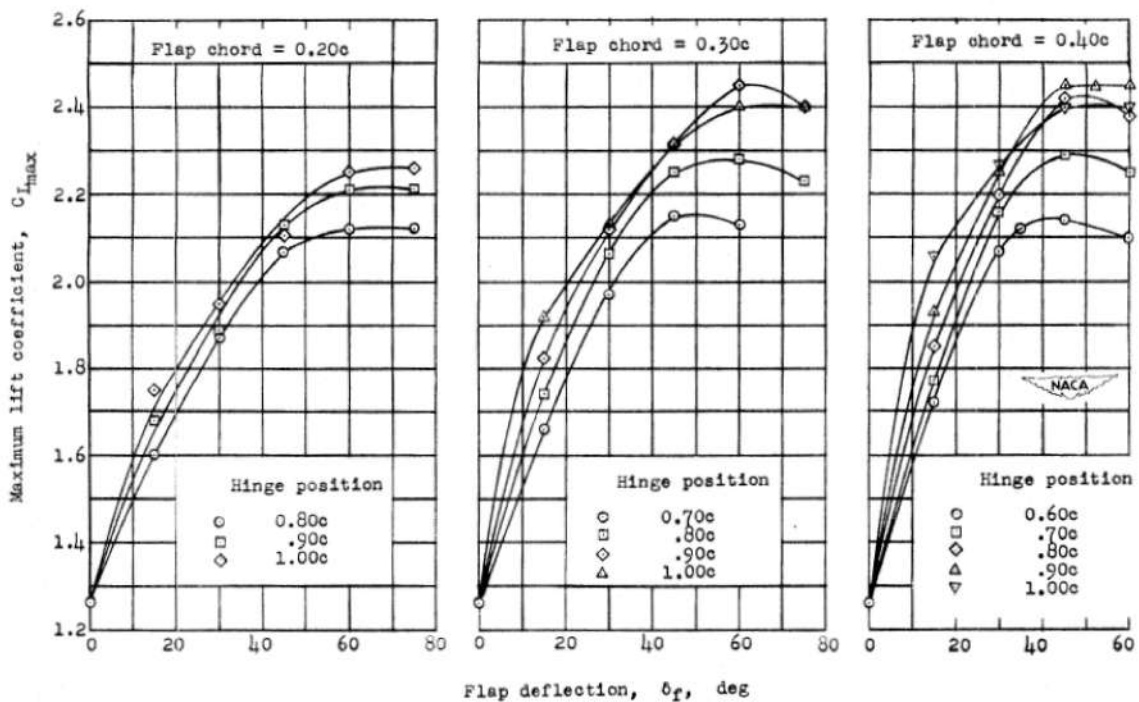


Figure 22.- Variation of maximum lift coefficient with flap deflection and hinge position for a Clark Y airfoil equipped with extensible split flaps for various sizes; $R = 0.6 \times 10^6$, $A = 6$.

Figura 19 – Incremento do $C_{l_{max}}$ versus deflexão de flapeado, considerando um Clark-y com *Extensible Split Flap*. Tamanho de flapeados e posições do pivô variados (CAHILL, 1948).

As curvas mais inferiores de cada gráfico representa a condição de um *Split Flap* normal, onde que, por exemplo, para o gráfico da esquerda que se tem um *Flap* do tamanho de corda 0.2c, o pivô que corresponde ao *Split Flap* normal é o de 0.8c. Nota-se que a depender do tamanho do flapeado utilizado, o ganho de sustentação de um *Extensible Split Flap* comparado com um *Split Flap* pode ser na order de 15%, que é o caso visto no gráfico mais à direita. O provável motivo desse aumento de sustentação comparado aos *Split Flaps* é o fato que se aproveita mais a pressão positiva no intradorso. Em compensação, o momento de arfagem é maior do que comparado com os tipos de *Flaps* mencionados

anteriormente, devido ao seu aumento de área no bordo de fuga em relação ao $1/4$ da corda.

2.1.3 *Slotted Flap*

Slotted Flaps possuem princípios parecidos com os *Plain Flaps* e *Split Flaps*. Existe o aumento de arqueamento do aerofólio resultando em maiores valores de C_l , C_d e módulo de C_m . A principal diferença é o fato de se ter um *slot* no conjunto, o que o faz um tipo de *Flap* com multi-elementos. Geralmente não são utilizados *Flaps* do tipo *Slotted* onde o *slot* não seja fechado quando o *Flap* encontra-se a 0° , uma vez que para condição de cruzeiro irá existir um arrasto adicional devido ao *Slot lip* (região de união entre o elemento principal e o *Flap* no extradorso, também conhecido como *Shroud lip*), o *Slot entry* (região de união entre o elemento principal e o *Flap* no intradorso) e a própria região do *slot*. Em alguns casos quando o *Flap* é recolhido, o *slot* é fechado, porém ainda existem os problemas devido ao *Slot lip* e à entrada do *Slot*.

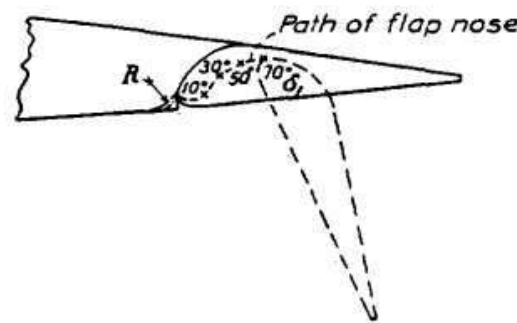


Figura 20 – Exemplo de um *Slotted Flap* cuja retração máxima ocorre o fechamento do slot (WENZINGER; HARRIS., 1939).

Quando se tem uma arquitetura de multi-elementos, o posicionamento entre os elementos é etapa fundamental no projeto. Parâmetros como *Gap* e *Overlap* são fundamentais para garantir um melhor fluxo de ar entre o intradorso e o extradorso, o que é a principal vantagem de se utilizar um *Slotted Flap*. Cada geometria diferente dos elementos do conjunto resultam em posicionamentos diferentes para a condição ótima, sendo necessário vários testes e homens-hora de trabalho para determinar a melhor arquitetura.

A geometria do *Slot lip* e da entrada do *slot* também são de extrema importância. Uma entrada no *slot* mais suave proporciona um melhor escoamento e uma menor turbulência para o *Flap* enquanto que as geometrias dos *Slot lips* são essenciais para contribuir para o efeito despejo que ocorre no extradorso do *Flap*.

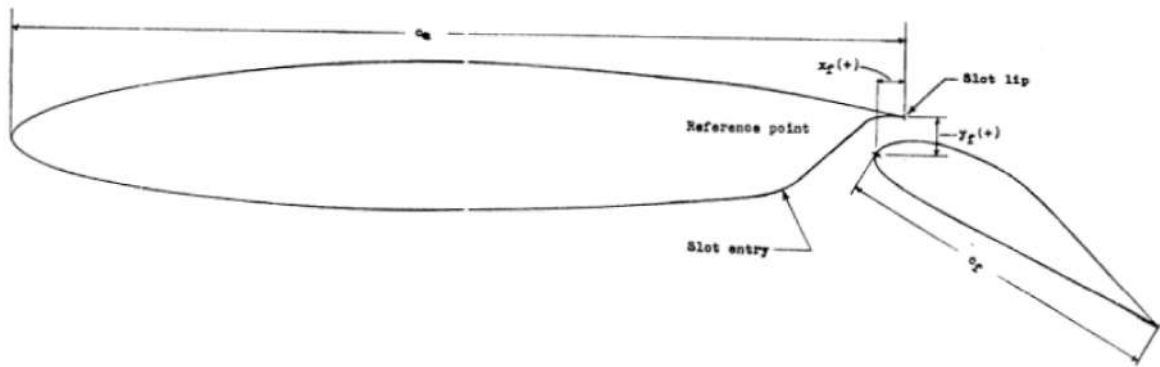


Figura 21 – Esquema simplificado de um *Slotted Flap* (CAHILL, 1948).

2.1.3.1 *Slot-entry*

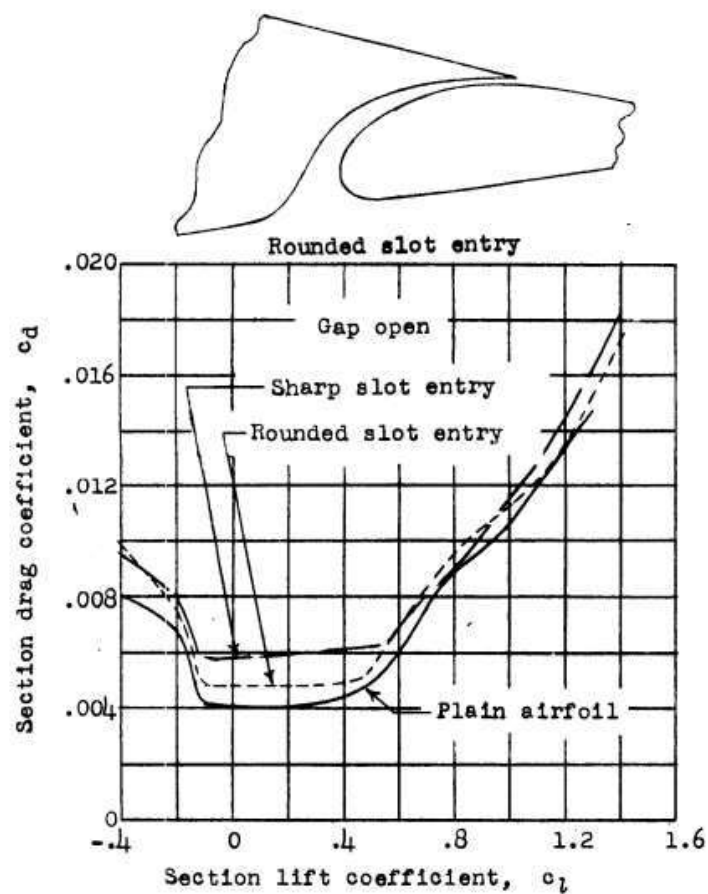


Figura 22 – Efeito de uma entrada de *slot* suave e acentuada para o aerofólio NACA 65(216)-3(16.5) com *Flap* de 0.25c (CAHILL, 1948).

A geometria de entrada para o *slot* possui um grande efeito para a sustentação e arrasto do conjunto. Segundo (CAHILL, 1948), qualquer separação do escoamento nesta região pode ocasionar um bloqueio do fluxo, retirando grande parte da efetividade de uma geometria com *slot*. Um bloqueio de fluxo faz com que a sustentação efetiva diminua, enquanto que, a depender de como é o bloqueio, o arrasto diminuir ou aumentar.

Testes em túnel de vento expostos em (CAHILL, 1948) representados pelas figuras 22 e 23 evidenciam que entradas de *slot* mais suaves são melhores frente a arasto em cruzeiro, porém um total selamento ainda é a melhor opção para quando o *Flap* está recolhido.

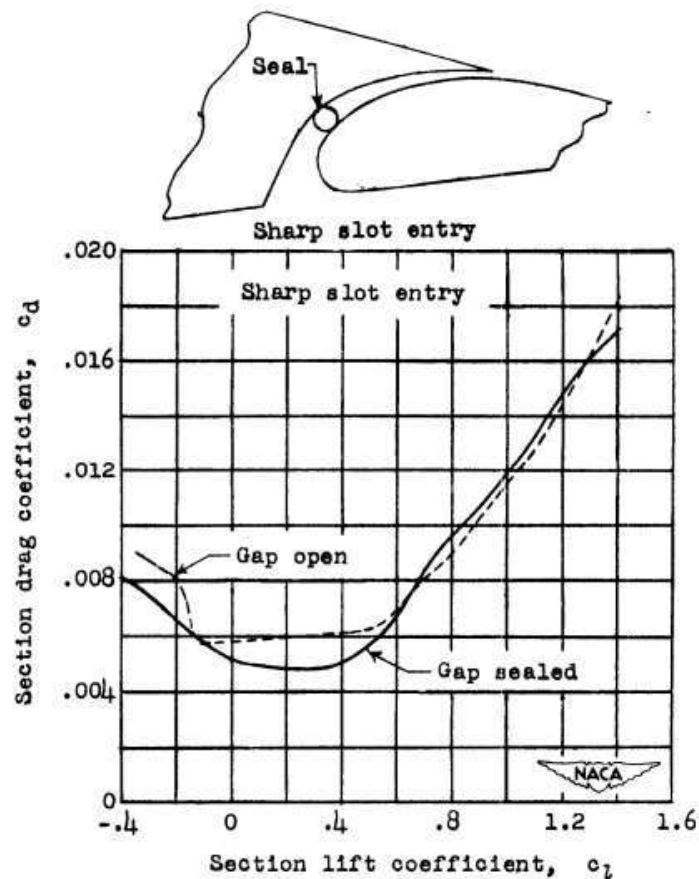


Figura 23 – Efeito de uma entrada de *slot* lacrado e aberto para o aerofólio NACA 65(216)-3(16.5) com *Flap* de 0.25c (CAHILL, 1948).

Já em estudo feito por (CAHILL, 1949), evidencia que uma entrada suave na cavidade do *slot* é a melhor opção para performance para quando o *Flap* está defletido (figura 24).

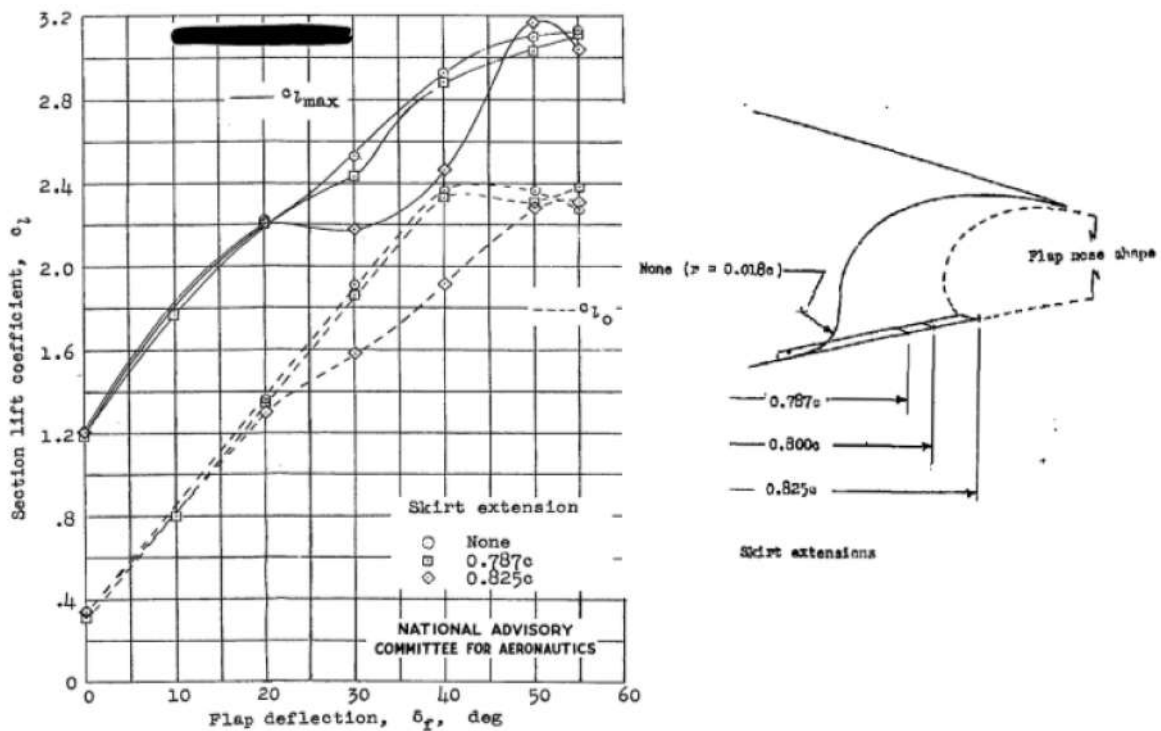


Figura 24 – Efeito ao se adicionar um *skirt* na entrada do *slot*. "Variação do $C_{l_{max}}$ e para a condição de $\alpha = 0^\circ$, para duas condições de *skirts*" Reynolds = $2.4 \text{ E}6$ (CAHILL, 1949).

Apesar do estudo ser feito em um *double – slotted flap*, as conclusões são deveras semelhantes. Para *skirts* (saias) maiores, o ar não consegue fluir da melhor maneira dentro da cavidade do *slot*, formando o efeito bloqueio mencionado anteriormente. Por este motivo que os maiores valores de $C_{l_{max}}$, e também uma maior estabilidade nas polares, originou-se da condição onde não se tem *skirt*. Nota-se que para o maior *skirt*, em deflexões entre 20° e 50° , os valores oscilam muito, sendo completamente inviável uma operação segura. Entretanto, um *skirt* serve para bloquear o escoamento para dentro da região do *slot* em condição *full-retracted*, o que melhora o arrasto em cruzeiro. Dessa forma, a melhor combinação de $C_{l_{max}}$ para condição defletida e menor arrasto para condição de cruzeiro, de acordo com (CAHILL, 1949), é o caso onde o *skirt* assume o valor de $0.787c$. Este com certeza não é o valor ótimo para todas as configurações, e talvez nem seja a melhor para esta configuração, porém, foi a melhor testada, e evidencia que deve-se respeitar o *trade-off* de $C_{l_{max}}$ e arrasto em cruzeiro.

2.1.3.2 Slot-lip

A geometria da saída da cavidade do *slot* também possui considerável atenção e importância. Sua função é proporcionar o "efeito despejo" no *Flap*, aumentando sua circulação e consequentemente seu desempenho. Em um estudo feito em (CAHILL, 1948), é evidenciado que o desempenho do *Flap* aumenta a medida que o formato do *slot lip*

deflete em direção do *Flap*, sendo que o limitante do aumento de performance acredita ser quando o escoamento no *slot lip* é descolado (CAHILL, 1948).

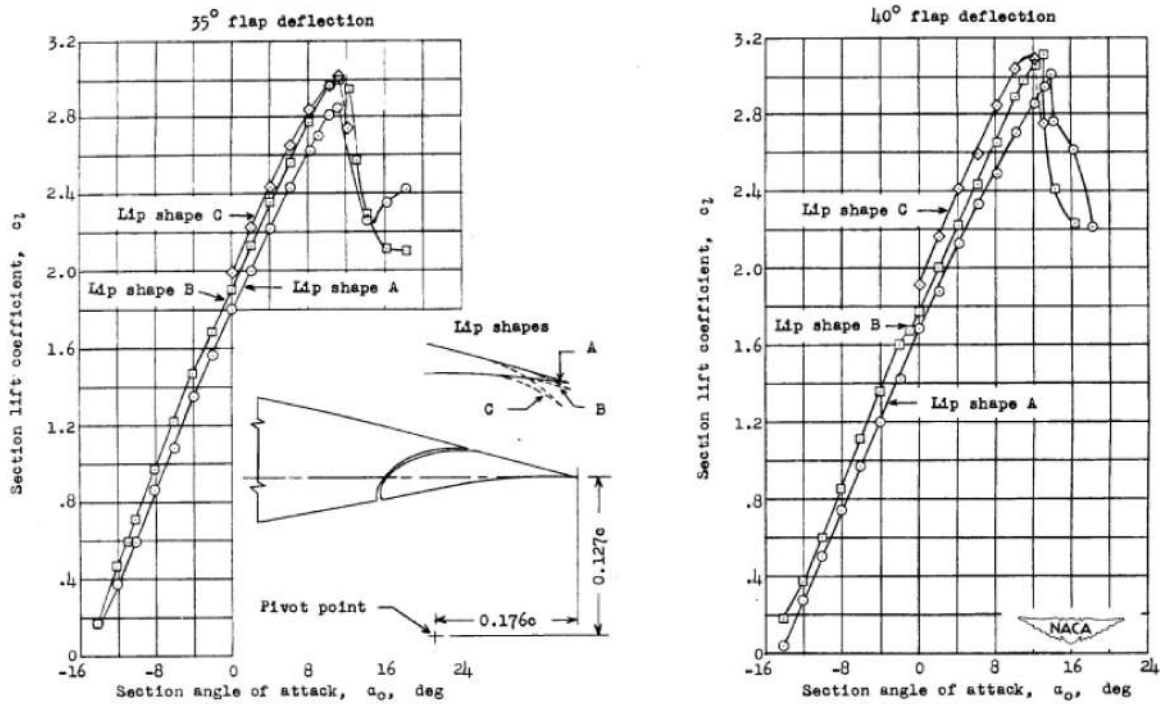


Figura 25 – Efeito do formato do *slot lip*. Aerofólio NACA 63,4-420 equipado com um *slotted flap* de $0.25c$. Reynolds = $6E6$ (CAHILL, 1948).

Outro estudo conduzido por (WENZINGER; HARRIS., 1939) analisou o comportamento dos coeficientes aerodinâmicos frente a variações de geometrias da cavidade do *slot*. Na figura 26 é evidenciado uma análise considerando 4 geometrias de *slot* diferentes para uma mesma geometria de *Flap*. A configuração 1-a retrata uma condição onde o *slot-lip* não veda o *slot* na condição de $\delta_f = 0^\circ$. A configuração 1-b é a mesma que a condição 1-a só que com o *slot-lip* aumentado a ponto de selar o *slot*. Caso 1-c é a mesma que a configuração 1-b porém com um raio no *slot-entry* mais agudo, e a condição 1-e é o caso onde tanto o intradorso quando o extradorso é selado em condição de $\delta_f = 0^\circ$. O pivô do *Flap* encontra-se fora do mesmo e é representado na figura 26.

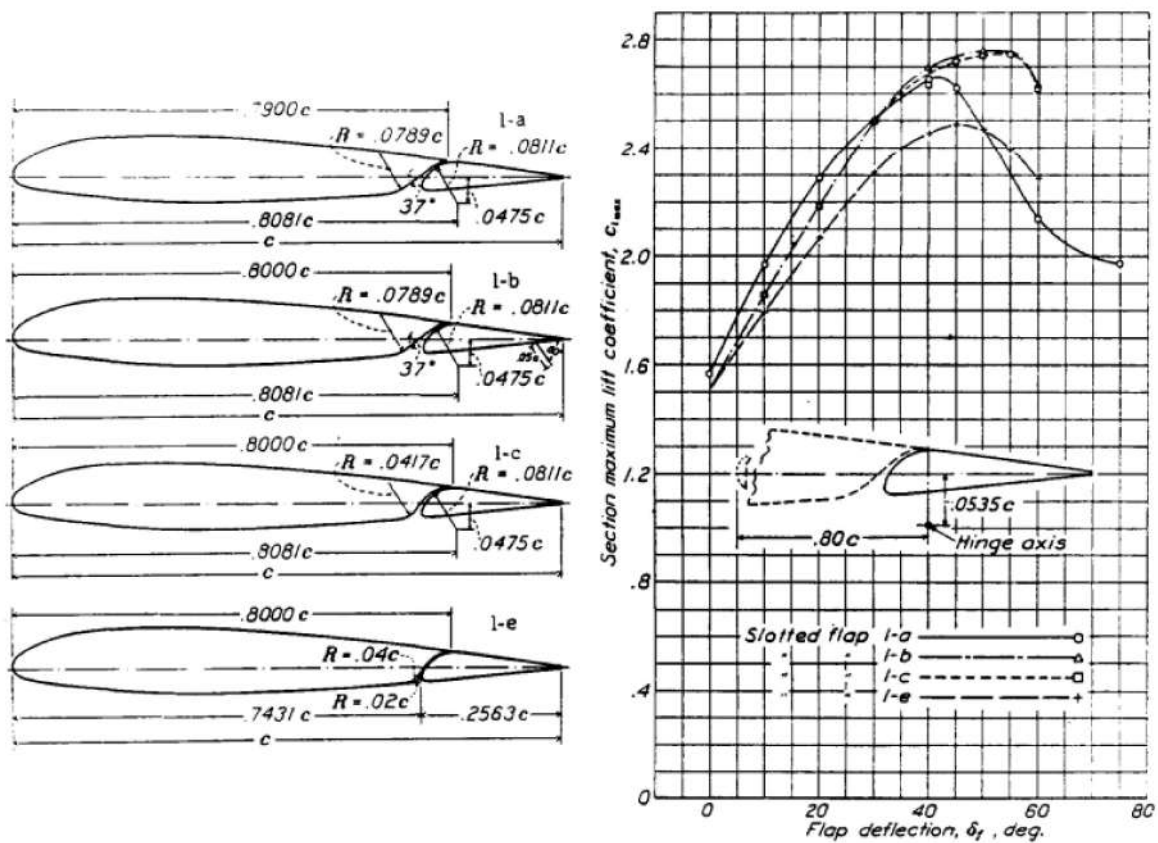


Figura 26 – Efeito do formato da geometria do *slot lip* e do *slot-shape* - Reynolds = $3.5 \cdot 10^6$. (WENZINGER; HARRIS., 1939).

A configuração 1-b é a que apresentou um maior $C_{l,max}$ (4% a mais que a condição 1-c), o que evidencia que valores de *gap* menores resultam em maiores valores de C_l . O fato de se ter um *gap* menor pode ter efeito parecido com uma geometria de *slot-lip* que se curva em direção ao *Flap*, o que aumenta o efeito despejo no mesmo, aumentando a circulação. Entretanto, como dito na subseção 2.1.3.1, ao se fechar o *slot*, perde-se o efeito de re-energizar a camada limite no conjunto, perdendo muita eficiência. Dessa forma, tem-se o *trade-off* do *gap* e *overlap* que será discutido na próxima subseção.

2.1.3.3 Posicionamento relativo do *Flap*

Além dos estudos descritos anteriormente, sobre comparações de tamanho e geometria do *Slot-lip*, presença de *skirts*, geometria do *Slot-entry* e selamento do *slot*, tem-se ainda a questão do posicionamento do *Flap* frente ao elemento principal. As modificações listadas anteriormente evidenciam que pequenas mudanças representam grandes variações nas polares. A respeito do posicionamento do *slot*, ou seja, se tratando de *gap* e *overlap*, essa instabilidade também ocorre, sendo também muito sensível frente a pequenas alterações. Para evidenciar esse fato, foram retiradas informações de 3 tipos diferentes de *Flaps* de (WENZINGER; HARRIS., 1939), sendo eles evidenciados na figura 27. A configuração 1-b já foi evidenciada anteriormente (figura 26). A configuração 2-h possui uma geometria da

cavidade do *slot* igual ao da configuração 1-b. A geometria do bordo de ataque do *Flap* é retirada de um NACA 6318, e o *Slot-lip* é grande o suficiente para vedar o *slot* quando $\delta_f = 0^\circ$. A configuração 2-i possui o mesmo *Flap* que a 2-h com a diferença que o *slot* é totalmente selado, resultando também em um raio do *Slot-entry* menor que no 2-h

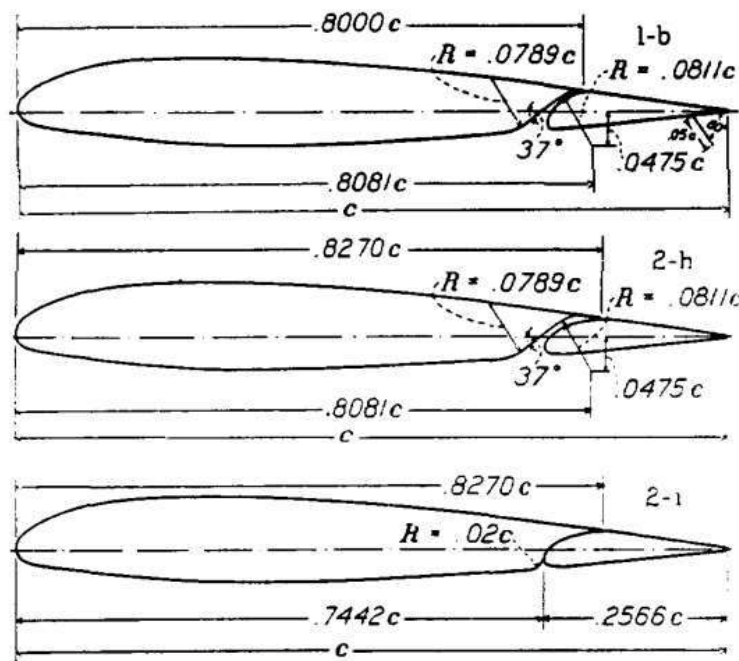


Figura 27 – Três configurações testadas em (WENZINGER; HARRIS., 1939).

Para tanto, são evidenciados nas figuras 28 e 29 gráficos de contornos referentes à $C_{l_{max}}$, dispostos em diferentes posições de flapeado para as configurações 1-b e 2-h. Os gráficos foram retiradas de (WENZINGER; HARRIS., 1939).

Nota-se que para ambos os casos tem-se uma sensibilidade muito grande referente à $C_{l_{max}}$ caso haja um posicionamento errôneo do *Flap*. Como exemplo para a configuração 2-h para 60° de deflexão do *Flap*, caso haja uma translação horizontal de $0.015c$, é possível perder até 0.45 de C_l , o que reflete em uma perda de 18% (2.55 para 2.1).

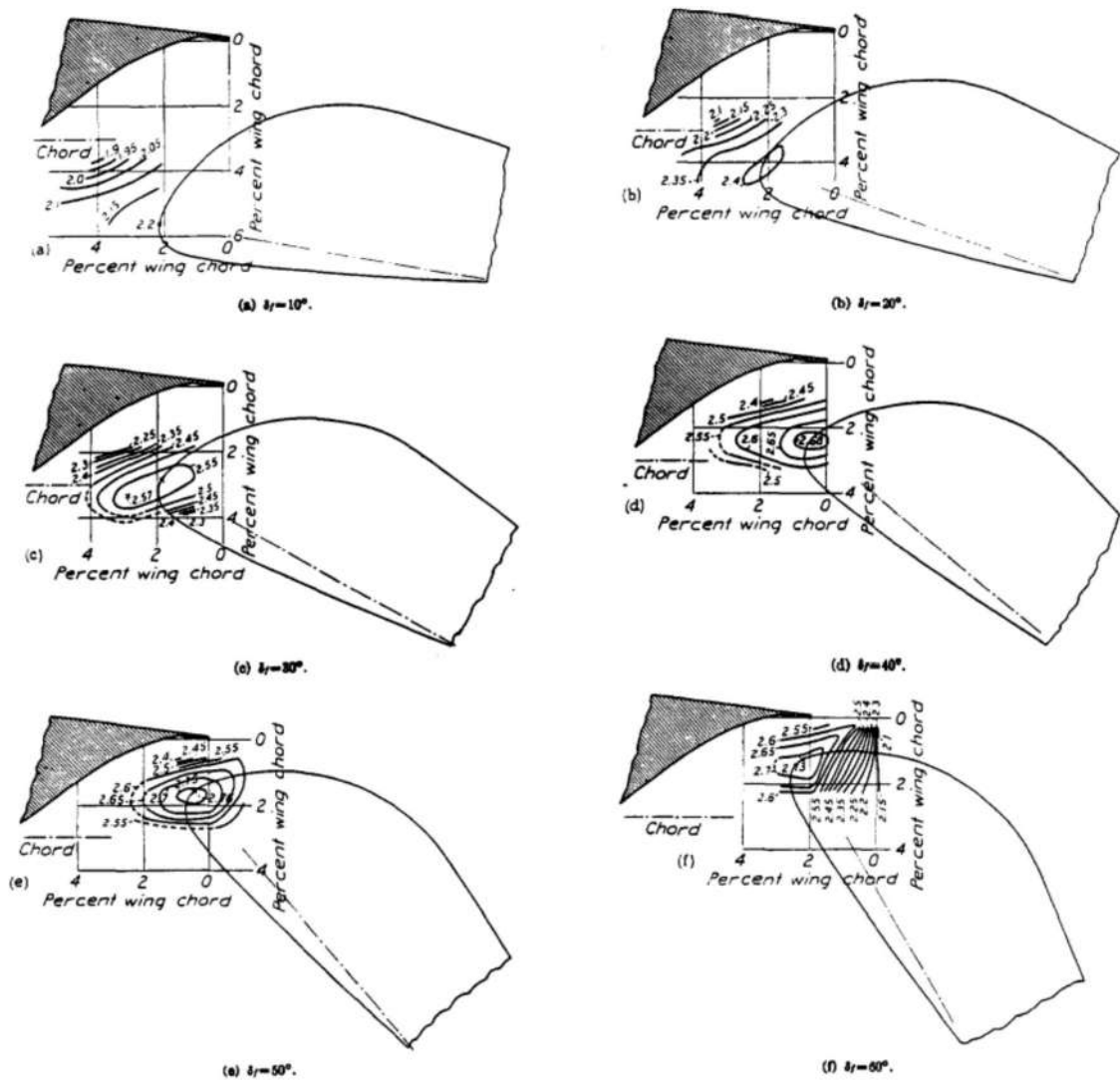


Figura 28 – Gráficos de contorno para região de $C_{l_{max}}$ para a condição do *Flap* para cada deflexão de *Flap*, referente à configuração do tipo 1-b, extraído de (WENZINGER; HARRIS., 1939).

Não é possível determinar algum padrão ao se comparar os gráficos de contorno das configuração 1-b e 2-h. O primeiro deles possui um *Slot-lip* pouco estendido, enquanto que para o 2-h muito estendido. O fator que mais aproxima as duas configurações é a questão do gap, onde que para baixas deflexões do *Flap*, tem-se um gap entre 3%-2%, enquanto que para deflexões maiores este valor chega a 1%. Provavelmente este fato deve estar ligado que a posição de maior C_l está intimamente ligado com a manutenção do fluxo na região do *slot*, e a correta aplicação do "efeito despejo" no extradorso do *Flap*, o que condiz o que é dito em (CAHILL, 1948): "De forma genérica, pode ser dito que a melhor localização de um *Flap* de geometria qualquer será a localização no qual, quando combinado com o *Slot-lip* e *Slot-entry*, irá resultar em uma passagem convergente que permitirá que o escoamento seja direcionado para baixo ao longo do extradorso do *Flap*".

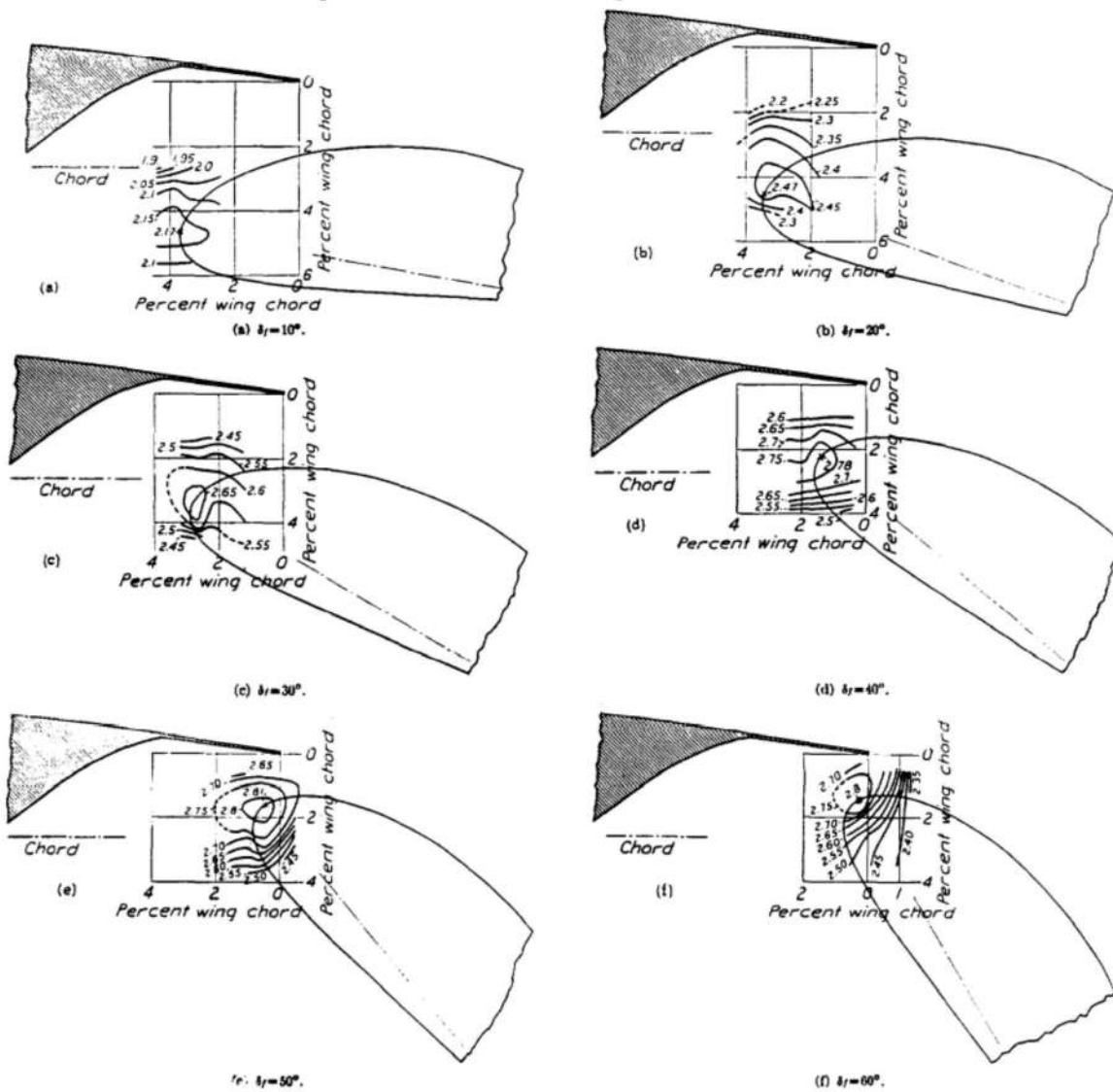


Figura 29 – Gráficos de contorno para região de $C_{l_{max}}$ para cada deflexão de *Flap*, referente à configuração do *Flap* do tipo 2-h, extraído de (WENZINGER; HARRIS., 1939).

Retirou-se as coordenadas em x e em y do bordo de ataque de cada um dos casos evidenciados nas figuras 28 e 29, conjuntamente com o caso do *Flap* 2-i, e dispostos no gráfico 30. Os valores são adimensionalizados pela corda.

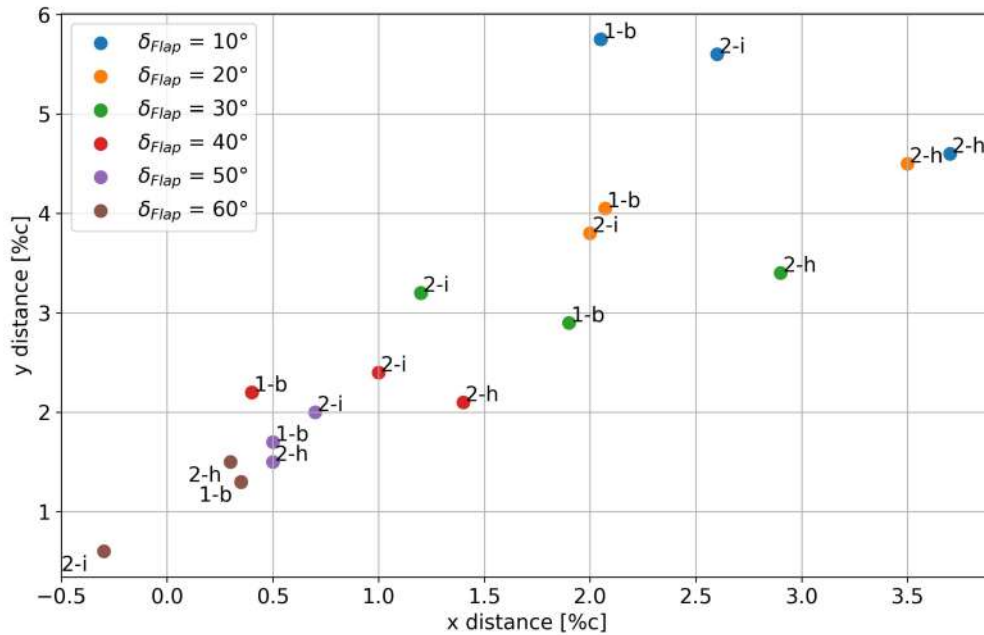


Figura 30 – Relação de distância do *Slot-lip* até o bordo de ataque do *Flap*, em porcentagem da corda, para as configurações 1-b, 2-h e 2-i. Dados extraídos de (WENZINGER; HARRIS., 1939).

É possível concluir que para maiores deflexões do flapeado, a distância do bordo de ataque em relação ao *Slot-lip* diminui, o que resulta em uma diminuição também no *gap*. Para deflexões menores, a distância aumenta. Isso se deve provavelmente pelo fato que para ângulos maiores de δ_f , o "efeito despejo" não é tão efetivo, necessitando se aproximar do *Slot-lip* para que o $C_{l_{max}}$ da configuração seja alcançado.

2.1.4 Fowler Flap

Fowler Flaps são parecidos com os *Slotted Flaps*, com a diferença que o pivo de rotação do conjunto não é fixo. Em uma comparação rude, os *Fowler Flaps* estão para os *Slotted Flaps* assim como os *Extensible Split-Flaps* estão para os *Split Flaps*. Quando acionado, além de realizar uma deflexão do *Flap*, tem-se também uma translação, e abrindo-se uma cavidade de *slot* no processo.

Tem-se duas principais vantagens ao se utilizar *Fowler Flaps*, além das vantagens apresentadas para os *Slotted Flaps*: A primeira delas é o fato de poder realizar um projeto no qual o *Flap* esteja na posição de melhor eficiência frente ao ângulo de deflexão acionado. Como visto na subseção 2.1.3.3, a eficiência do conjunto pode cair drasticamente em questões de poucos valores de porcentagem da corda de erro. Dessa forma, diferentemente dos *Slotted Flaps* onde o pivô de rotação é fixo, nos *Fowler Flaps* são feitos mecanismos que seguem o caminho da condição de melhor performance. Um exemplo modesto encontra-se

na figura 20.

A segunda principal vantagem de se utilizar *Fowler Flaps* é o fato que tem-se um aumento considerável da área de asa. Dessa maneira, além de ganhar sustentação através de C_l , ganha também através da área da superfície. Essa combinação é muito eficiente também ao se pensar em voo de cruzeiro, uma vez que quando o *Flap* está retraído, a área da asa diminui, reduzindo o arrasto viscoso, de forma, e até mesmo o induzido, pois aumenta o alongamento da asa.

Pelo fato de *Fowler Flaps* geralmente possuírem um mecanismo de média/alta complexidade, é conveniente utilizar configurações onde tem-se mais de um *Flap*. Segundo (SMITH, 1975), os efeitos de configurações com mais de dois elementos são majoritariamente benéficos comparado com o caso de dois e um elemento, como é o caso do *Dumping effect*. Dessa forma, torna-se propenso a utilização de uma configuração de mais de dois elementos, pois o ganho em performance é considerável e a complexidade já é elevada devido ao mecanismo. Nas figuras a seguir são exemplos de *Fowler Flaps* de alguns aviões comerciais.

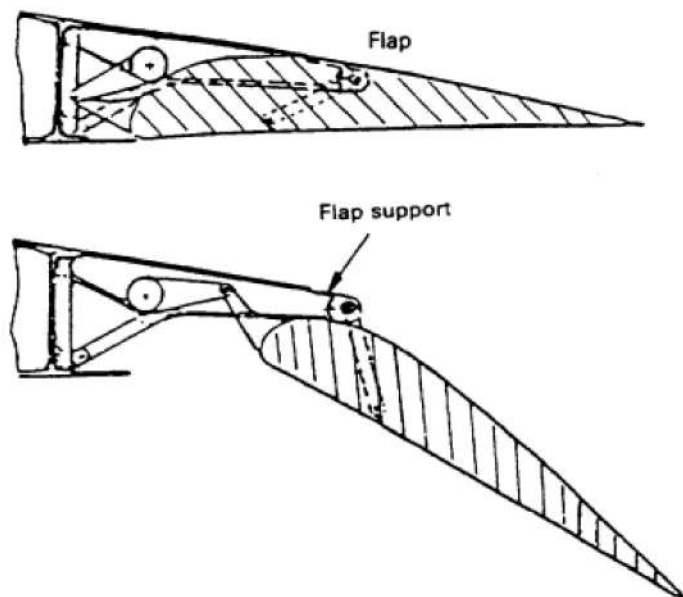


Figura 31 – Configuração simples de *Flap* do tipo *Fowler* (RUDOLPH, 1996).

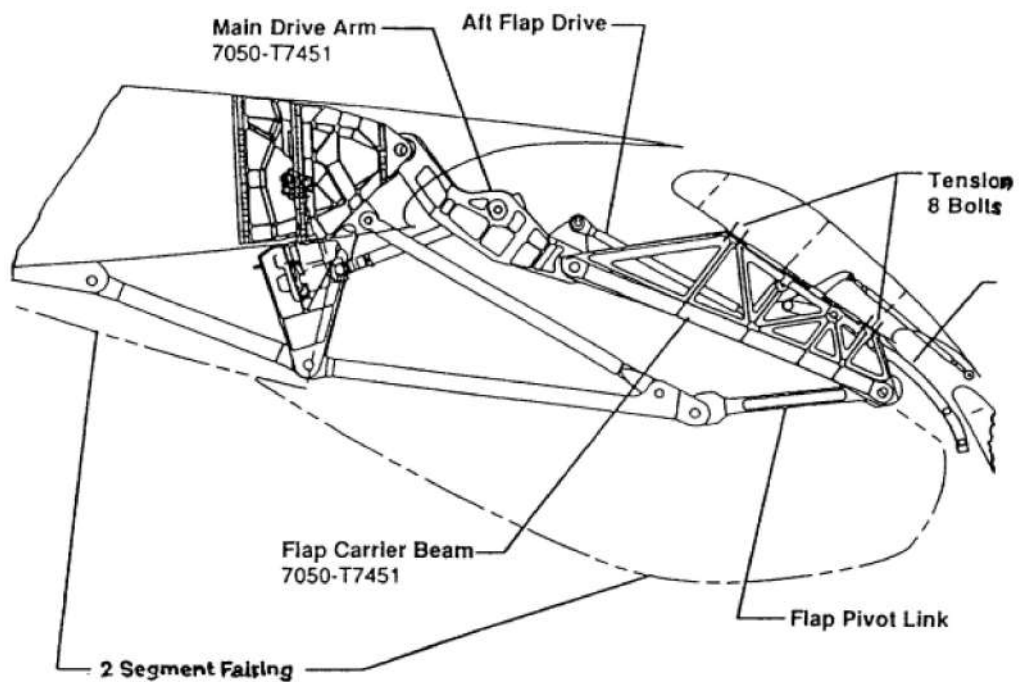


Figura 32 – Mecanismo do *Flap* da raiz do Boeing 777 (RUDOLPH, 1996).

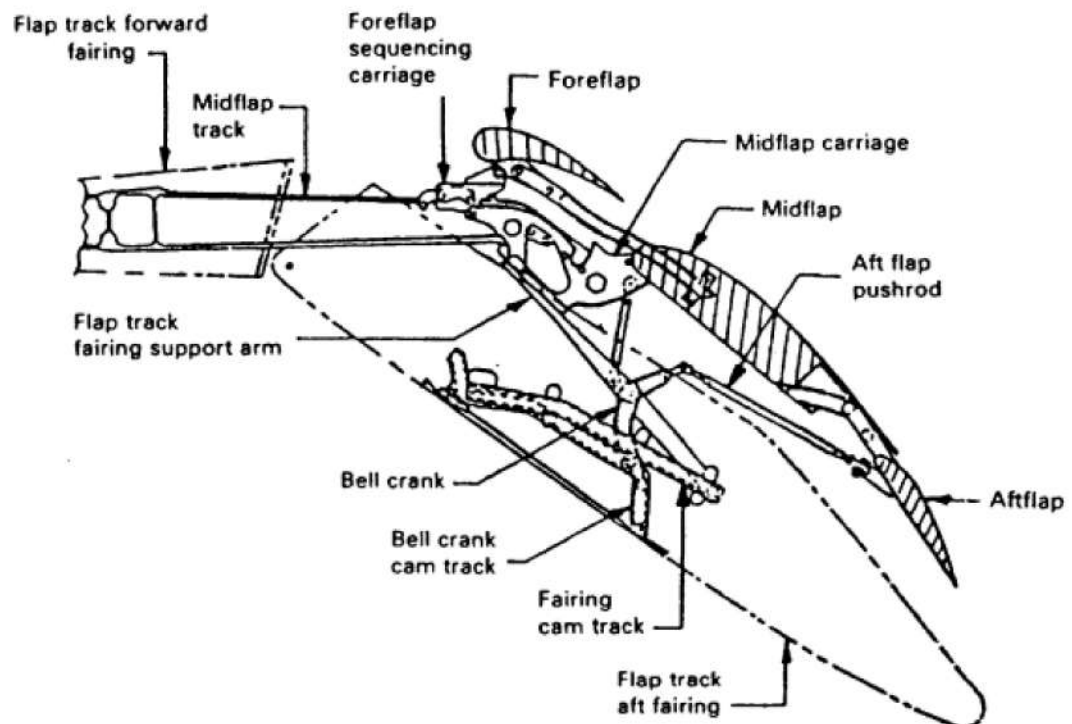


Figura 33 – Mecanismo de um *Flap* triplo presente no Boeing 737 (RUDOLPH, 1996).

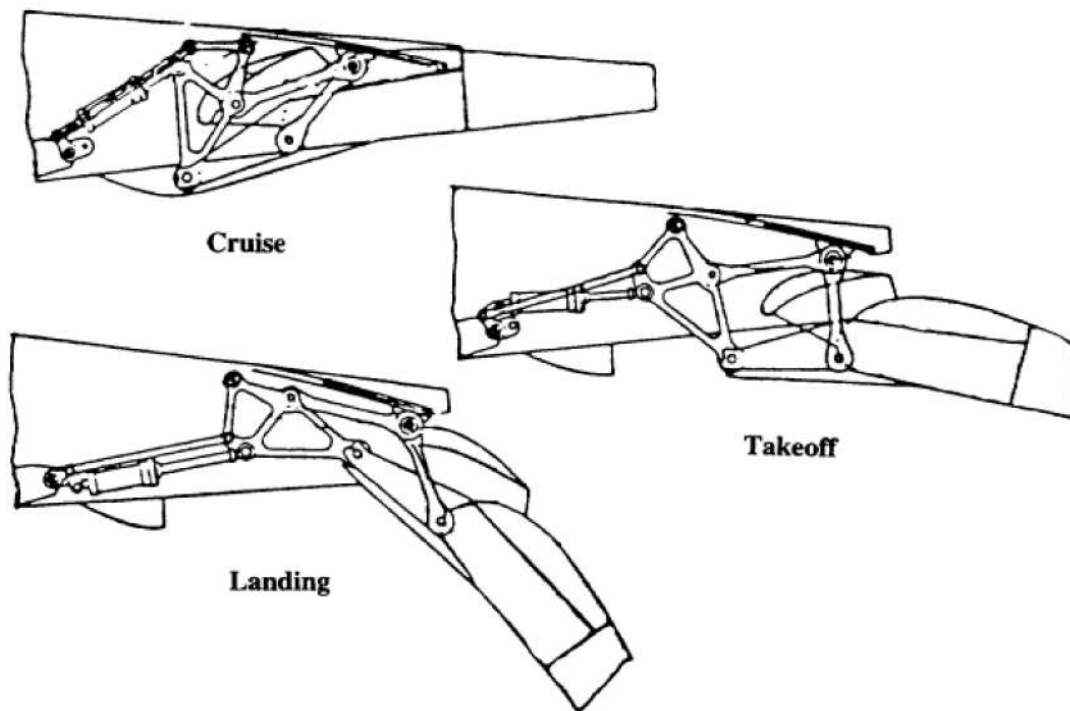


Figura 34 – Três configurações diferentes para o *Flap* presente no Douglas DC8 (RUDOLPH, 1996).

2.2 Ailerons

Ailerons possuem arquiteturas semelhantes às de *Flaps*. Possuem superfície de comando, pivô de referência rotacional, modificam o arqueamento do aerofólio. A principal diferença, entretanto, é o fato do aileron também possuir deflexão negativa (o que será considerado neste caso uma deflexão que proporciona uma diminuição do arqueamento do perfil).

Ailerons são utilizados para realizar o movimento de rolagem da aeronave, e possuem diferentes ideologias de projeto. Em sua maioria, são localizados na ponta da asa pelo fato de se ter um maior braço para a atuação da força frente ao centro de gravidade da aeronave, entretanto podem estar localizados perto da raiz da asa. Em alguns casos de aeronaves comerciais por exemplo, em voo de cruzeiro, *spoilers* na região da raiz da asa podem ser acionados para que seja feita uma curva mais suave.

Existem dois principais problemas ligados ao uso de aileron: a reversão de comando e a guinada adversa. A reversão de comando é um fenômeno aeroelástico que está intimamente ligado com a rigidez torsional da asa. Caso esta seja baixa, ao comandar o aileron, o mesmo pode torcer a asa por conta do aumento do C_m (principalmente por aumentar o arqueamento do aerofólio local), o que resulta em uma perda de AoA , proporcionando o efeito contrário ao desejado. Um valor de C_{l_α} elevado ajuda a maximizar este problema. Entretanto, apesar do tema do estudo potencializar o problema de reversão de comando, este efeito não será considerado para análise deste documento, e será considerado

a asa totalmente rígida.

O segundo problema proporcionado por ailerons é a guinada adversa. O fenômeno ocorre quando em um lado da asa o aileron é defletido positivamente enquanto que no outro lado é acionado negativamente. Este fato gera assimetria nos coeficientes das duas semi-asas, fazendo com que a aeronave realize a rolagem por conta da diferença em C_L , mas também que a aeronave realize o movimento de guinada devido à assimetria em C_D . Quando o arqueamento efetivo de um aerofólio aumenta, o arrasto de pressão tende a aumentar, enquanto que o arrasto de pressão tende a diminuir com menores arqueamentos efetivos. A única condição que não ocorreria guinada adversa seria quando fosse utilizado um aerofólio simétrico e o comando de aileron fosse dado quando o ângulo de ataque efetivo fosse de 0° (levando em consideração que não seria utilizado aerofólios de arqueamento negativo para asas).

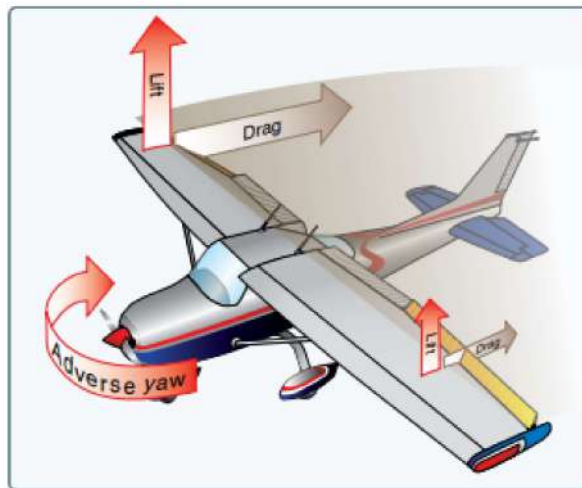


Figura 35 – Efeito da guinada adversa (FAA, 2016).

Para corrigir ou minimizar os efeitos de assimetria, foram conceituados os *differential* ailerons e os *Frise-Type* ailerons, sendo este último o foco principal deste presente estudo. A seguir são detalhados além destes dois tipos, mais dois conceitos de ailerons.

2.2.1 *Differential* ailerons

Differential ailerons são utilizados para minimizar ou anular o efeito da guinada adversa. Seu princípio de funcionamento resume-se em defletir os ailerons de maneira desigual, com o intuito de equalizar o arrasto gerado em cada semi-asa. Dessa forma, o aileron que sofrerá deflexão negativa irá ter um maior δ_a em módulo comparado com o aileron que sofrerá deflexão positiva.

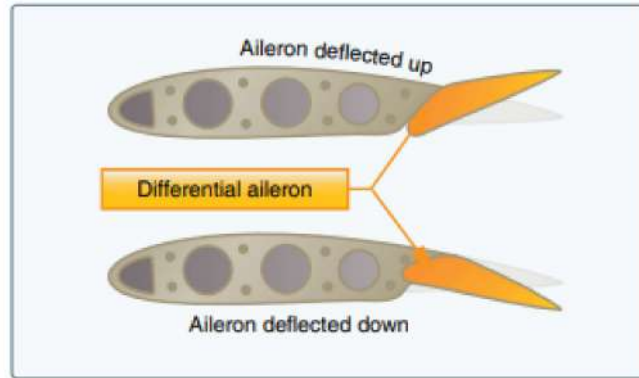


Figura 36 – *Differential* ailerons (FAA, 2016).

O momento de rolagem C_l pode sofrer uma ligeira queda ao utilizar esse tipo de aileron, entretanto, ganha-se em diminuição do momento de quinada C_n . É possível visualizar este fenômeno na figura 37 retirada de (BARTLETT, 1975).

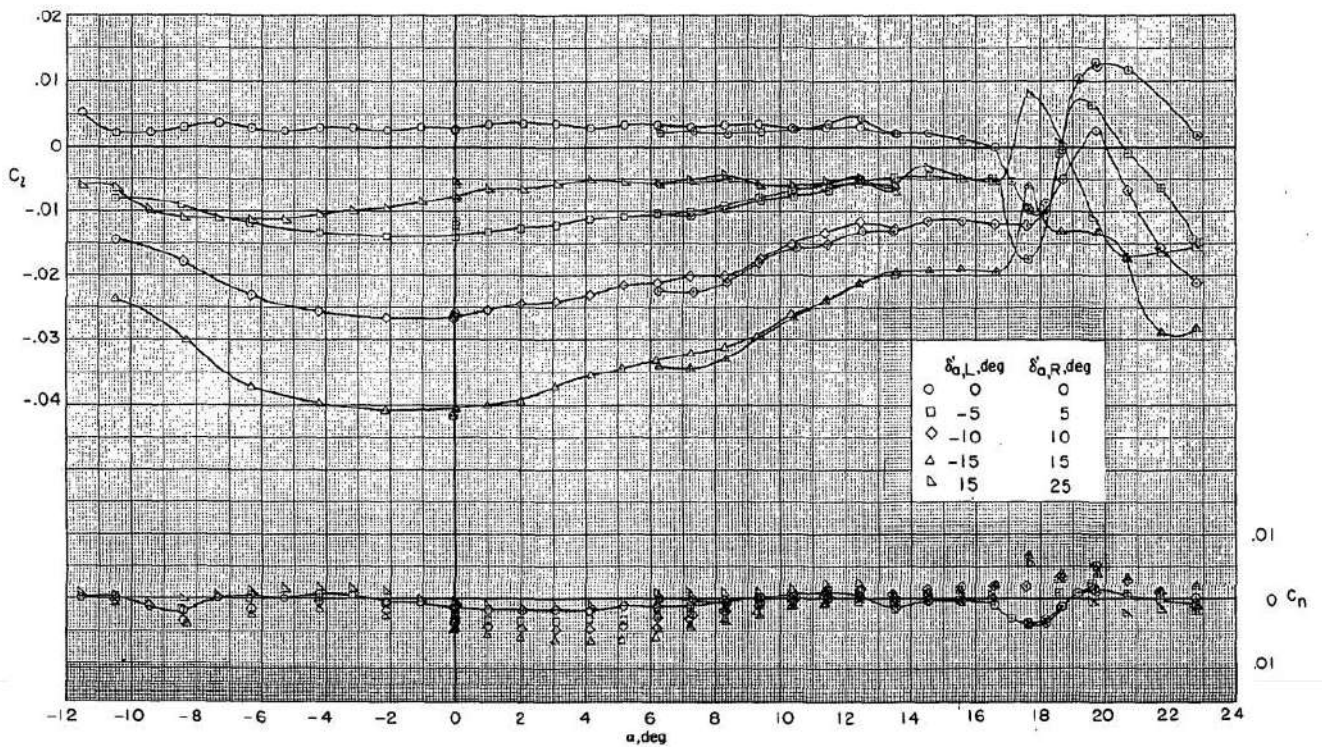


Figura 37 – Efeito de diferentes deflexões de aileron para C_l e C_n . Extraído de (BARTLETT, 1975).

Na figura 37 possuem resultados de momento de rolagem e momento de guinada para ailerons simétricos e para um caso assimétrico. Para este caso assimétrico, é o caso equivalente onde os ailerons estão originalmente com ângulo de *Flap* de 20° e aplicado um aileron simétrico de 5° em cada, resultando em 15° para o aileron esquerdo e 25°

para o direito. Esta condição é comparado com o caso onde o aileron esquerdo possui -5° enquanto que o direito 5° . Nota-se que o C_l para a condição *differential* é menor que para a simétrica, o que, segundo (BARTLETT, 1975), é devido à perda de efetividade devido ao *stall*. Entretanto, o C_n para a condição *differential* é praticamente 50% menor, comparado com o caso simétrico.

Ailerons do tipo *differential* geralmente são do tipo de superfície de controle encontrado em *Plain Flaps*. É possível que se tenha um *slot* em ailerons, mas este tipo de arquitetura são mais encontradas em ailerons do tipo *Frise*. Como já discutido anteriormente na seção sobre *Flaps*, *Plain Flaps* possuem menores efetividade que *Slotted Flaps*, uma vez que não possuem um tratamento de re-energização da camada limite. Este fato faz com que a efetividade de ailerons para *AoA* da aeronave próximas ao *stall* seja gravemente prejudicado, podendo levar a perda de comando.

2.2.2 Spoiler ailerons

Spoiler ailerons possuem um funcionamento diferente comparado aos ailerons convencionais. Diferentemente do caso de um aileron diferencial, onde é necessário realizar uma deflexão diferencial nos ailerons para minimizar o efeito de guinada adversa, os *spoiler* ailerons não necessitam de tal cuidado, uma vez que quando acionado a rolagem resultante (provocada pela perda de sustentação nesta semi-asa) é complementado pela ação da guinada (proporcionada pelo aumento de arrasto na mesma semi-asa). O motivo encontra-se em seu princípio de funcionamento, uma vez que se baseia em diminuir a sustentação para realizar a rolagem, e não aumentar a sustentação.

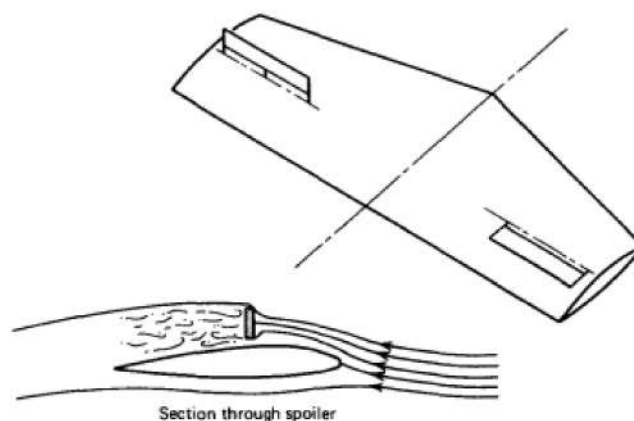


Figura 38 – *Spoiler* aileron (ETKIN; REID, 1996).

Spoiler ailerons são bastante utilizados em aeronaves comerciais, uma vez que em voo de cruzeiro é necessário realizar apenas pequenas correções na trajetória, *spoilers* na região central da asa são acionados para efetivar uma curva por rolagem e guinada de maneira suave.

2.2.3 *Frise-Type* ailerons

Como terceiro tipo de aileron inventado para combater principalmente a guinada adversa tem-se os *Frise-Type* ailerons. Este tipo de aileron tem como princípio de funcionamento o aumento de arrasto na semi-asa onde a deflexão é negativa (diminuição do arqueamento), para que dessa forma o arrasto entre as semi-asas seja o mais parecido possível. Este fato é alcançado com um pivô do aileron que resulta em um abaixamento do bordo de ataque do aileron a ponto que o mesmo saia do sombreamento do aerofólio pelo intradorso, gerando um aumento de arrasto de pressão (figura 39).

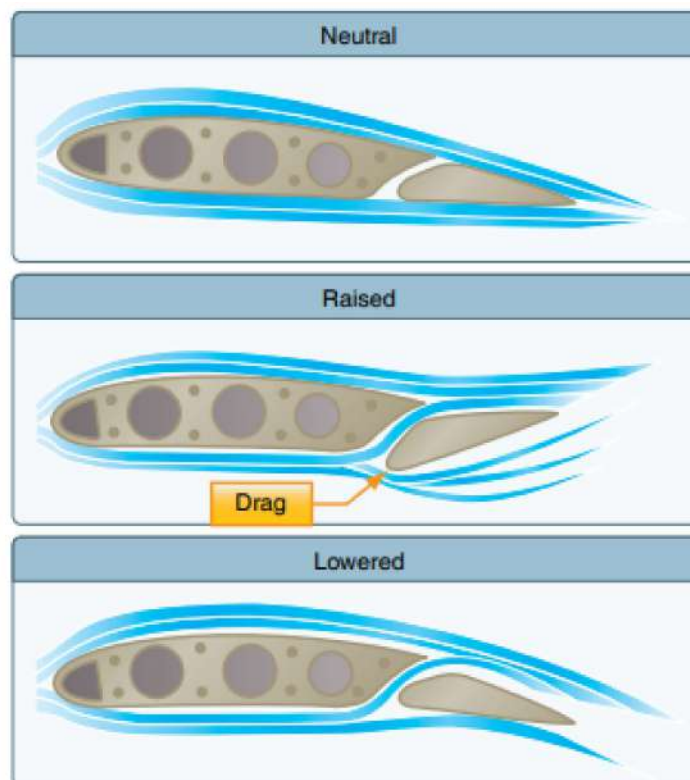


Figura 39 – *Frise-Type* aileron (FAA, 2016).

Entretanto, este tipo de aileron tem o potencial de proporcionar outra melhoria para a performance da aeronave, que é o objetivo de estudo deste documento: a maior efetividade de controle em condições *pré-stall*. Por conter uma geometria com um *slot*, tem-se todos os benefícios listados nas seções 2.1.3 e 2.1.4 sobre os *Flaps*. Apesar de no estudo feito em (WEICK; NOYES, 1932) retratar que *Frise-Type* e *Slotted* ailerons possuem efetividade de rolagem menor que *Plain* ailerons com mesmo tamanho para o AoA de 20°, acredita-se que o desempenho de um *Frise-Type* aileron está intimamente ligado com sua geometria e a cavidade do *slot*, fatos estes mencionados nas seções 2.1.3 e 2.1.4. Concomitantemente, deseja-se averiguar qual é o AoA máximo em que é possível ter uma resposta de rolagem descente, o que acredita-se que para *Plain* ailerons o limite seja inferior comparado aos *Frise-Type*.

2.2.4 Slot-lip ailerons

Este tipo de aileron é fruto de uma combinação de um *Flap* com uma superfície móvel na região do *Slot-Lip*, o que o faz ser chamado de *Slot-Lip* aileron.

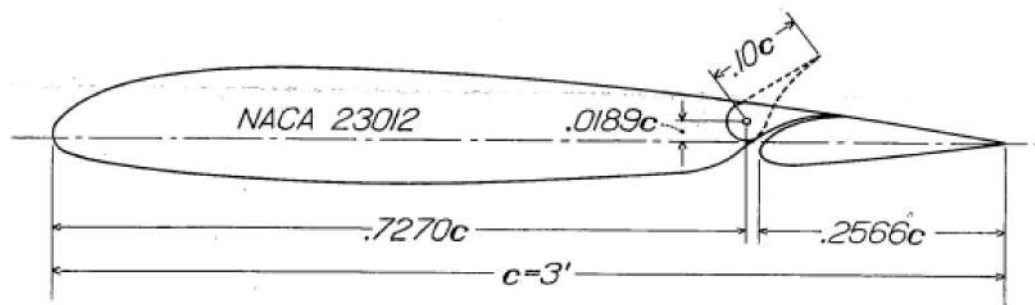


Figura 40 – Representação de um *Slot-lip* aileron, conjuntamente com um *slotted flap*. Geometria testada em (ROGALLO, 1941).

Este tipo de aileron não é muito utilizado, pois para condições normais de operação, o uso de um simples aileron do tipo *spoiler* já seria suficiente. Entretanto, segundo estudo feito pela NASA (ROGALLO, 1941), seu uso pode ser bastante interessante em controle látero-direcional em condição de mergulho. Como objetivo inicial, almejava-se que esta configuração de aileron resultassem em uma configuração que gerasse maior sustentação e controle látero-direcional. Entretanto, sua utilização resultou apenas em perda de C_l , efeito semelhante ao visto pelos ailerons do tipo *spoiler*. Entretanto, esta configuração mostrou-se promissora para condições de mergulho pois, além de aumentar o arrasto do conjunto, também diminui o momento picador da aeronave, contribuindo para a arfagem, saindo da condição de mergulho.

Na figura 41 encontra um gráfico de contorno a respeito do C_m , C_d e AoA para condição de *zero-lift*, uma vez que em uma condição de mergulho é interessante para o projetista analisar condições próximas da de sustentação nula (ROGALLO, 1941). Note que para deflexões do *Slot-Lip* mais negativas, e menores deflexões de *Flap*, tem-se a condição onde o momento de arfagem para $C_l = 0$ é máximo.

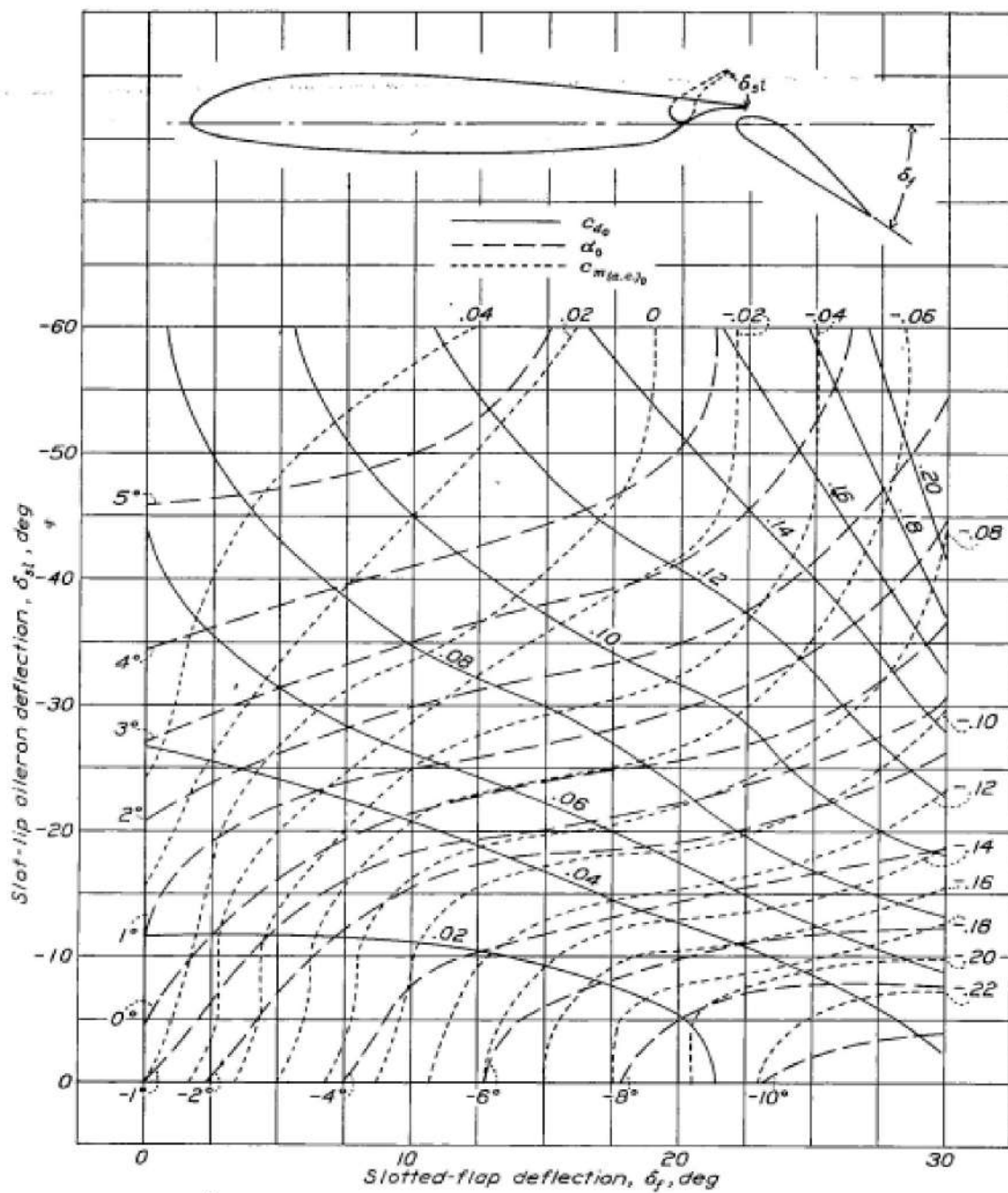


Figura 41 – Gráfico de contorno de C_m , C_d e AoA para condição de $C_l = 0$ (ROGALLO, 1941).

3 METODOLOGIA DE ANÁLISE

3.1 Controlabilidade lateral

Ailerons estão ligados ao controle látero-direcional de uma aeronave. Existem vários critérios de análise para determinar se uma aeronave é estável ou instável látero-direcionalmente, porém, no presente documento, será tratado apenas do critério de rolagem. Em ailerons do tipo *Plain*, pelo fato de estarem localizados no bordo de fuga, a perda de efetividade devido ao *stall* para altos AoA é comprometedora. *Frise-Type* ailerons por outro lado, por possuírem um *slot*, sua efetividade de comando, a princípio, não é muito alterada mesmo em regiões de *stall*. Dessa forma, para concretizar esta afirmação, o desempenho de um *Frise-Type* aileron será comparado com um *Plain* aileron através de parâmetros de momento no eixo de *yaw* (guinada), no eixo longitudinal (rolagem) e através de análise de distribuição de pressão.

Para realizar tais comparações, será utilizado um software de CFD (Computational Fluid Dynamics) para a extração de coeficientes aerodinâmicos bidimensionais, e posterior utilização em XFLR5 para extrapolação 3D. Pelo fato de possuir nas análises uma configuração de multi-elementos, faz-se necessário recalcular o Centro Aerodinâmico (CA) do conjunto através da equação 3.1.

$$x_{AC} = 0.25 - \frac{\partial C_{m_{c/4}}}{\partial C_l} \quad (3.1)$$

Para determinar as taxas de rolagem e de guinada foram utilizados os equacionamentos e a metodologia presente em (WEICK; WENZINGER, 1932):

$$C_l = \frac{\text{Rolling moment}}{qbS} \quad (3.2)$$

$$C_n = \frac{\text{Yawing moment}}{qbS} \quad (3.3)$$

A comparação a ser feita é baseada no instante inicial da deflexão do aileron, portanto, não será levado em consideração a variação do momento de rolagem devido à rolagem. Para tanto, seguindo também a literatura presente em (WEICK; WENZINGER, 1932), ter-se-á um critério de análise comparativa entre ailerons, chamado de *Rolling criterion*. Segundo (WEICK; WENZINGER, 1932), a aceleração de rolagem inicial possui mais efetividade na controlabilidade da aeronave que a taxa final de rolagem.

Esta aceleração angular de rolagem depende do momento de inércia da aeronave em relação ao eixo longitudinal (X). Contudo, é plausível de se aproximar a inércia para

apenas a contribuição da asa. Dessa forma, considerando uma asa retangular, tem-se a seguinte relação para o *Rolling criterion*:

$$RC = \frac{C_l S b^2}{12 C_L I_z} \quad (3.4)$$

Onde I_z é o momento de inércia em relação ao eixo longitudinal. Para uma asa retangular, onde $S = b \times c$, a equação 3.4 resulta em:

$$RC = \frac{C_l}{C_L} \quad (3.5)$$

Outra perspectiva para o *Rolling criterion* é que este também determina a posição do centro de pressão no eixo lateral da aeronave.

3.2 Modelos de turbulência

Como dito anteriormente, para as análises comparativas será utilizado um software de CFD. O software em questão é o Ansys Fluent. Para tato, a escolha do modelo de turbulência é de fundamental importância, uma vez que cada modelo possui características diferentes e, portanto, a modelagem das condições de contorno e da malha devem ser arquitetadas de maneira diferente. Inicialmente determinou-se que o modelo de turbulência deve ser de característica RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes), pois é necessário um custo computacional bem inferior do que comparado com o URANS e o LES. Dentre os três modelos mais conhecidos para RANS, que são o Spalart-Almaras (SA), k-e e k- ω , o k-e logo foi descartado, pelo fato do mal tratamento de regiões de camada limite. Já o SA, apesar de possuir modelagem feita para escoamentos transônicos e capacidade de prever com eficiência comportamentos na camada limite, decidiu-se utilizar a modelagem k- ω pelo fato de possuir um melhor tratamento em situações de descolamento de camada limite, uma vez que se deseja averiguar a eficiência dos ailerons em condições próximas ao *stall*.

O modelo de turbulência k- ω é baseado nos cálculos da energia cinética turbulenta (k) e na sua dissipação ou frequência (ômega). Esse modelo tem capacidade de prever o comportamento da camada limite de superfícies, cuja questão é justamente o que o trabalho necessita para que sejam retirados os coeficientes aerodinâmicos corretamente. Dessa forma, é necessário seguir a a lei do Y^+ (figura 42), onde para se obter resultados bons para captação da camada limite é necessário se ter uma malha cujo valor de Y^+ seja próximo de 1. Esse modelo difere do modelo k-e, uma vez que este último não é necessário uma discretização muito elevada da camada limite, pois apresenta equações de correção da mesma. O k-e ganha em velocidade de simulação mas perde em precisão. É possível utilizar o modelo k- ω com SST (Shear Stress Transport). A principal vantagem disto é que o SST muda sua formulação para k-e em regiões longe de fronteiras, evitando o problema do k- ω

ser sensível às propriedades de turbulência definidas no inlet da simulação *inlet free-stream turbulence properties*, gerando resultados imprecisos fora da camada limite. Mesmo sendo fora da camada limite, o resultado dos coeficientes podem ser afetados, dependendo da discretização da malha e seu refinamento, portanto, para toda simulação deve ser feito um estudo de independência de malha. A modelagem incorporada pelo SST trás também ao k- ω uma melhor previsão em escoamentos com gradiente de pressão adversa, devido à incorporação de um termo de amortecimento para a equação de ω . Por estes motivos, as simulações serão conduzidas utilizando k- ω SST.

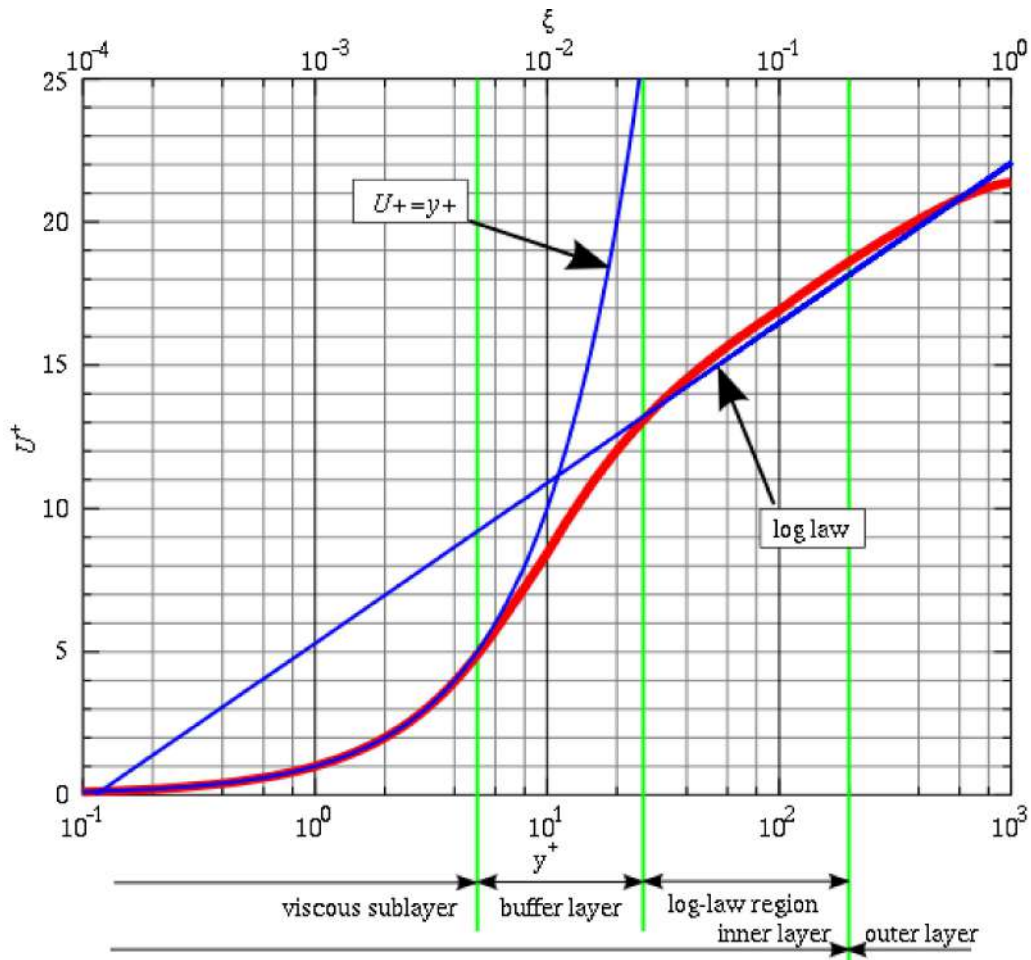


Figura 42 – Log law para espessura da primeira camada (SIMSCALE,).

3.3 Modelagem em CFD

Uma questão muito importante para se tratar com relação à modelos de CFD é a questão da qualidade da malha. É necessário atentar-se a detalhes como o cálculo do Y mais (Y^+) e a quantidade elementos na análise. Para o cálculo do Y^+ , foi seguido o procedimento descrito em (ANSYS, 2013), cujas equações são descritas abaixo:

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} \quad (3.6)$$

Sendo ρ a densidade do ar da simulação, V a velocidade do escoamento livre, c a corda do modelo e μ a viscosidade dinâmica do fluido.

$$C_f = 0.0576 Re^{-0.2} \quad (3.7)$$

Sendo C_f o coeficiente de fricção.

$$\tau_w = \frac{C_f \rho V^2}{2} \quad (3.8)$$

Sendo τ_w a tensão de cisalhamento na parede.

$$U_t = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (3.9)$$

E assim:

$$y = \frac{y^+ \mu}{U_t \rho} \quad (3.10)$$

Chegando no valor de y como sendo a espessura da primeira camada em relação ao elemento.

4 DIMENSIONAMENTO DAS SUPERFÍCIES

4.1 Aerofólios utilizados

Para realizar a comparação e averiguar as diferenças que um aileron do tipo *Frise-Type* proporciona, um aileron do tipo *plain* com as mesmas dimensões irá ser simulado. O tamanho de corda correspondente ao aileron foi selecionado como 27%. Para melhor comparação, não foi aplicado comando diferencial nos ailerons (descrito na seção 2.2.1), tanto no *plain* quanto no *Frise-Type*. Dessa forma, é possível visualizar com mais clareza a diferença no coeficiente de guinada. O primeiro aerofólio base escolhido foi o NLF(1)-0215F, aerofólio de características de escoamento laminar, com posição de máximo arqueamento e máxima espessura próximos à 50%c. Por este motivo, o gradiente de pressão adversa é minimizado. Entretanto, o aerofólio apresenta um *de-camber* na região do bordo de fuga, no intradorso, o que pode minimizar o efeito de ailerons: ao analisar somente o aileron neste caso, ele irá possuir um arqueamento pronunciado, se tornando propício a alcançar um *stall*, tanto positivo (para deflexões positivas) quanto negativas (para deflexões negativas).

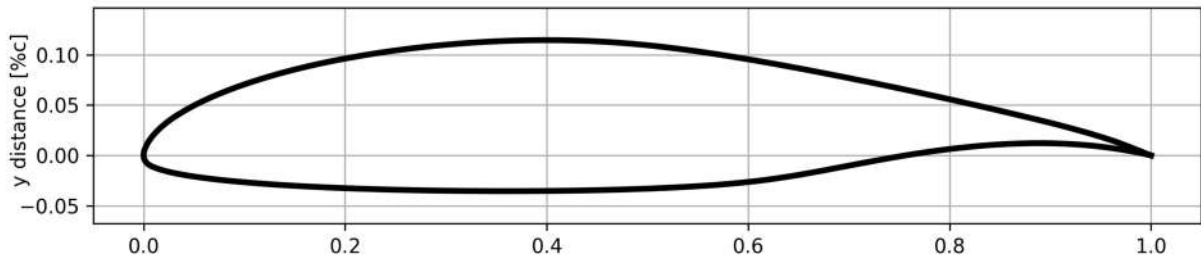


Figura 43 – Aerofólio base para análises (NLF(1)-0215F).

As deflexões analisadas serão 4, no sentido que contemplem as condições de 10° , 20° , -10° e -20° . As combinações para cada aileron de cada semi-asa serão simétricas, a ponto de que, quando a deflexão de uma semi-asa seja 10° , o aileron correspondente da outra semi-asa seja -10° .

Decidiu-se averiguar o comportamento de outro aerofólio frente a ailerons do tipo *frise* e *plain*. Escolheu-se o aerofólio NACA 23018, pois apresenta um arqueamento máximo e a uma espessura máxima próximo ao bordo de ataque, o que resulta em um gradiente de pressão adversa pronunciado. Entretanto, como é um aerofólio espesso, seu *stall* é suave, sendo melhor visualizado o efeito dos ailerons. Outro fator relevante é que o aileron para este tipo de aerofólio possuirá praticamente arqueamento zero, pelo fato de sua geometria, intensificando ainda mais as diferenças para com o do aerofólio anterior.

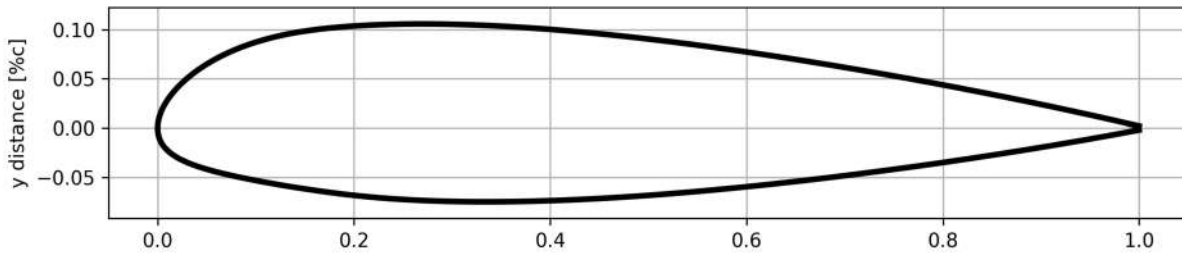


Figura 44 – Aerofólio base 2 para análises (NACA 23018).

Para o NACA 23018 serão simulados apenas as condições de -20° e 20° , contemplando apenas a condição de $\delta_a = 20^\circ$

4.2 Dimensionamento *Plain-Type* aileron - NLF(1)0215F

Para o aileron do tipo *plain*, foi escolhido o ponto de pivotamento aos 73% da corda a partir do bordo de ataque, resultando nos 27% para o tamanho da superfície flapeada. O posicionamento em y foi tal que coincidiu com a linha do arqueamento do aerofólio original, ou seja, na metade da distância do *upper surface* e do *lower surface*, como evidenciado na imagem 45.

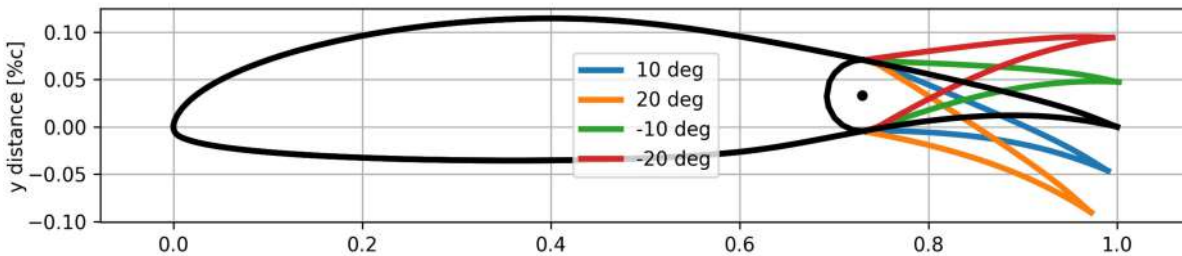


Figura 45 – Deflexões de aileron para a configuração *plain*.

4.3 Dimensionamento *Frise-Type* aileron - NLF(1)0215F

Para a configuração do *Frise-Type* aileron, foi necessário um cuidado adicional frente ao *Slot-entry*, ao *Slot-lip*, à geometria do bordo de ataque do aileron e a geometria da cavidade do *slot*. Para a geometria do aileron, foi considerado as mesmas coordenadas que do perfil NLF(1)0215F com excessão do bordo de ataque, onde foi moldado através de uma *spline* de forma que as transições fossem de maneira suave. Na figura 47 encontra-se em cor preta a geometria do aileron, enquanto que as linhas em vermelho representam o contorno do aerofólio original que foi cortado para que se criasse o *slot*.

Em relação ao *Slot-entry*, decidiu-se projetar uma transição para a cavidade mais suave possível. Como visto na seção 2.1.3.1, qualquer separação do escoamento nesta região pode ocasionar um bloqueio de fluxo, retirando grande parte da efetividade de uma

geometria com *slot*. Ainda na seção 2.1.3.1, foi falado que uma entrada suave no *slot* é a melhor opção para performance para quando o aileron está na condição defletida.

O bordo de ataque do aileron e a geometria da cavidade do *slot* foram feitas com o *constraint* de serem o mais suave possível, tanto na transição do *Slot-entry* para a cavidade, tanto para a cavidade para o *Slot-lip*. A geometria dos componentes e os ângulos de deflexão analisados estão dispostos nas figuras 46 e 47.

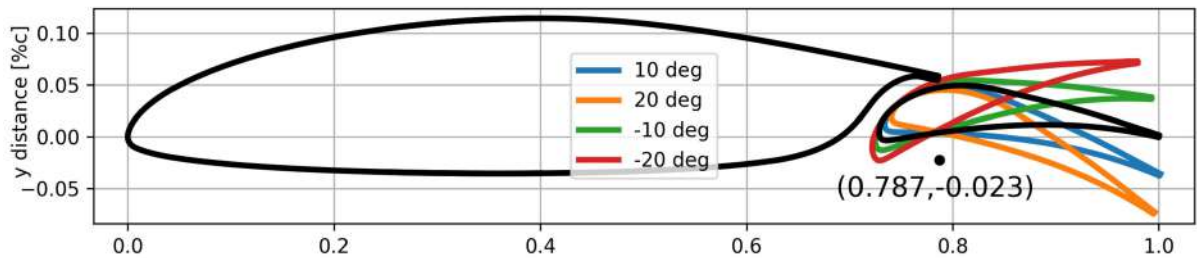


Figura 46 – Deflexões de aileron para a configuração *Frise-Type*

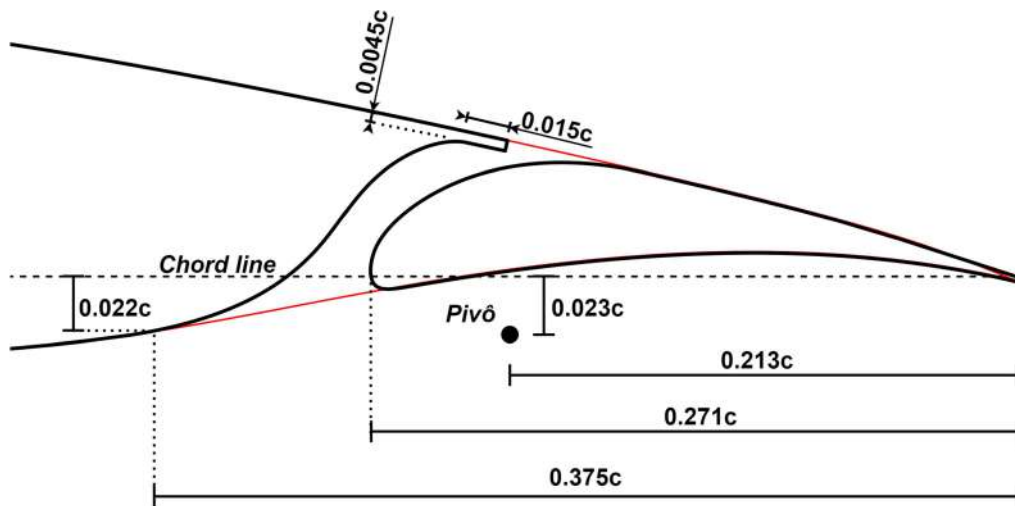


Figura 47 – Dimensões básicas do aileron para a configuração *Frise-Type*

Para o *Slot-lip*, teve-se um cuidado adicional. Diferentemente dos casos estudados para *Flap*, o aileron deve realizar uma deflexão negativa também. Dessa forma, deparou-se com o *trade-off* entre fechar o *slot* para deflexão negativa máxima e ter um valor de gap elevado para deflexões positivas máximas. Como visto na seção 2.1.3.3, conforme δ_f aumenta, o valor de gap deve reduzir de maneira sutil e o bordo de ataque do aileron deve se aproximar do *Slot-lip*, para que assim se obtenha o máximo C_l da configuração. Em contrapartida, percebeu-se que ao diminuir o tamanho do *Slot-lip*, maior o valor do gap para altos ângulos de δ_f . Dessa forma, decidiu-se por fechar o *slot* para a condição de mínima deflexão (-20°), pois assim o desempenho para altos valores de δ_f é maximizado. Esta configuração não é de todo ruim pois, quando o aileron é defletido negativamente, deseja-se que o valor de C_l caia o máximo possível, o que de fato ocorre quando o *slot* de

uma configuração de multi-elementos é fechado. Na figura 48 estão dispostos os valores de gap, overlap e distância em y, assim como na tabela 1. Os valores estão dispostos todos em porcentagem da corda.

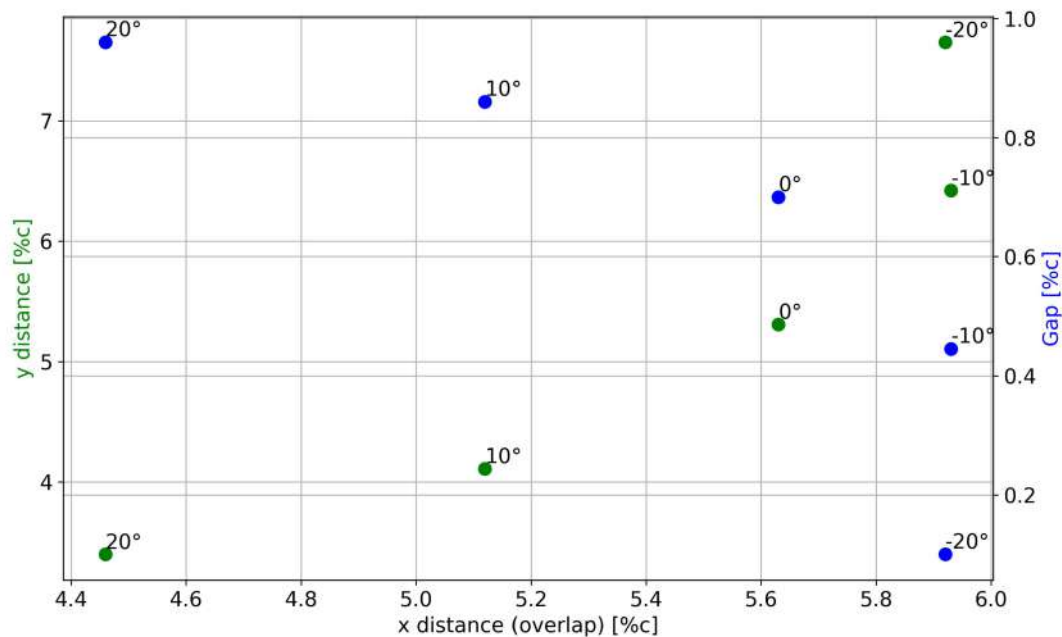


Figura 48 – Valores de Gap, Overlap, e distancia y do bordo de ataque em relação ao *Slot-lip* para a configuração *Frise-Type*

δ_a	gap [%c]	overlap (dx) [%c]	y distance [%c]
-20	0.1	5.92	7.65
-10	0.445	5.93	6.42
0	0.7	5.63	5.31
10	0.86	5.12	4.11
20	0.96	4.46	3.41

Tabela 1 – Valores de gap, overlap e distância em y do aileron em ao *Slot-lip*

4.4 Dimensionamento *Plain-Type* aileron - NACA 23018

O dimensionamento para o aileron do tipo *Plain* para o aerofólio 23018 seguiu-se o tratamento para com o perfil NLF: o pivotamento está localizado no ponto médio entre o *lower surface* e o *upper surface*, para a posição na corda de 73%c.

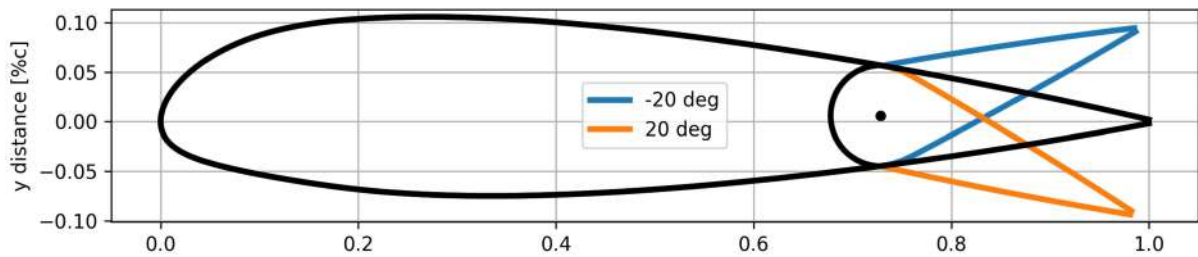


Figura 49 – Dimensões básicas do aileron para a configuração *Frise-Type*

4.5 Dimensionamento *Frise-Type* aileron - NACA 23018

Em relação ao aileron do tipo *Frise*, todas as características de *Slot-entry*, *Slot-lip*, e pivotamento foram conduzidas de maneira semelhante para com o perfil NLF. A única diferença mais aparente foi o fato que o bordo de fuga do elemento principal apresenta ter uma geometria mais vertical, comparada com o perfil NLF. Isso foi necessário ser feito pelo fato que o NACA 23018 apresenta maior espessura comparado com o NLF. Detalhes das dimensões estão dispostas na figura 51.

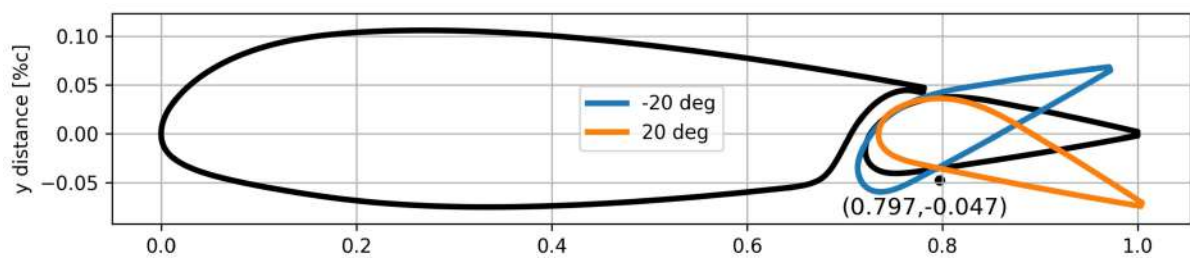


Figura 50 – Deflexões de aileron para a configuração *Frise-Type*

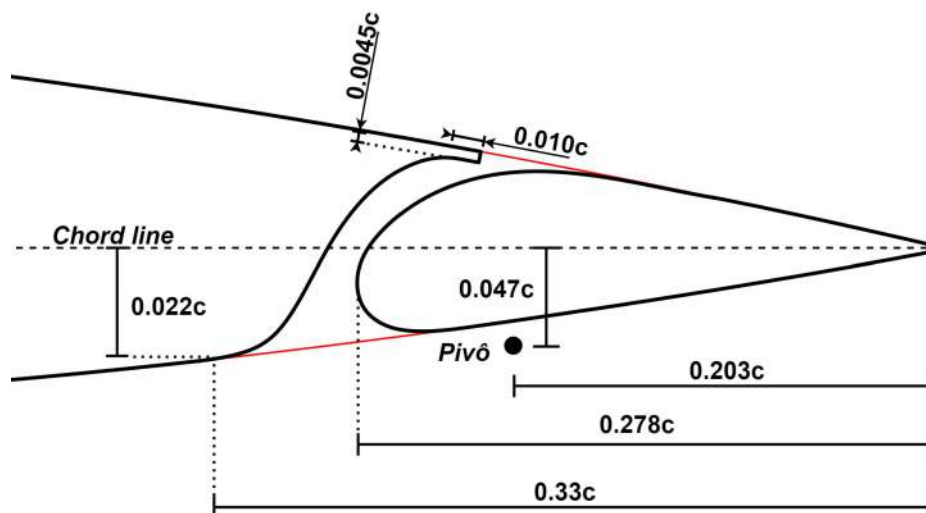


Figura 51 – Dimensões básicas do aileron para a configuração *Frise-Type*

4.6 Dimensionamento *Frise-Type* aileron - NLF(1)0215F com posicionamento do aileron para $\delta_a = 20^\circ$ modificado

Após realizados alguns testes iniciais e comparações com modelos de *flaps* apresentados na seção 2.1.3, percebeu-se que o coeficiente de sustentação do conjunto é bastante sensível quanto ao posicionamento do elemento *slotado*. Algumas modificações para o aileron, principalmente no ponto de pivotamento, foram modificadas quando comparado com os casos de *flaps*, pelo motivo único que o aileron tem a necessidade de realizar uma deflexão para ambas as direções. Isso resultou em um posicionamento não ideal para as condições de $\delta_a = 10^\circ$ e $\delta_a = 20^\circ$, quando comparados com alguns casos de *flaps* estudados. Dessa forma, decidiu-se realizar um novo teste no qual o posicionamento do aileron esteja mais parecido com os *flaps*, evidenciado na figura 30. Chegou-se então na geometria evidenciada abaixo.

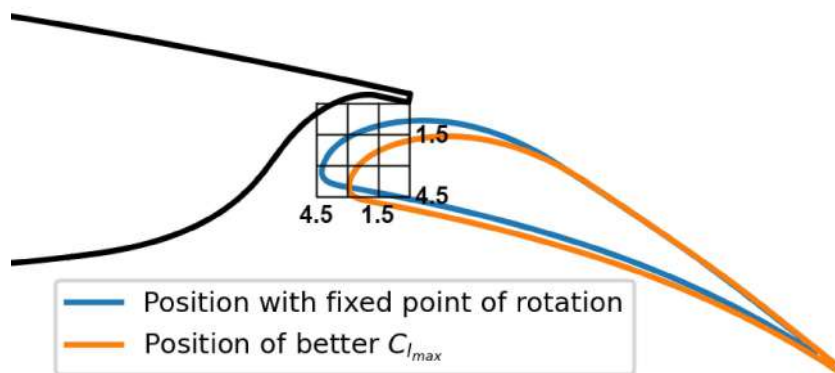


Figura 52 – Comparação do posicionamento do ailerons do tipo *Frise* para o NLF(1)0215F

Evidentemente, esta configuração apresenta uma cavidade de *slot* mais pronunciada, e, o mais importante, um maior valor de gap. Entretanto, o valor da corda aumentou em 1.3%. Abaixo, nas figuras 53 e 54 estão evidenciadas os valores comparativos dos *flaps* estudados na seção 2.1.3 (1-b, 2-i, 2-h), dos valores para a primeira modelagem do aileron presente na seção 4.3 (em vermelho), e dos valores modificados do posicionamento novo para $\delta_a = 20^\circ$ (em azul). As diferenças também podem ser vistas na tabela 2.

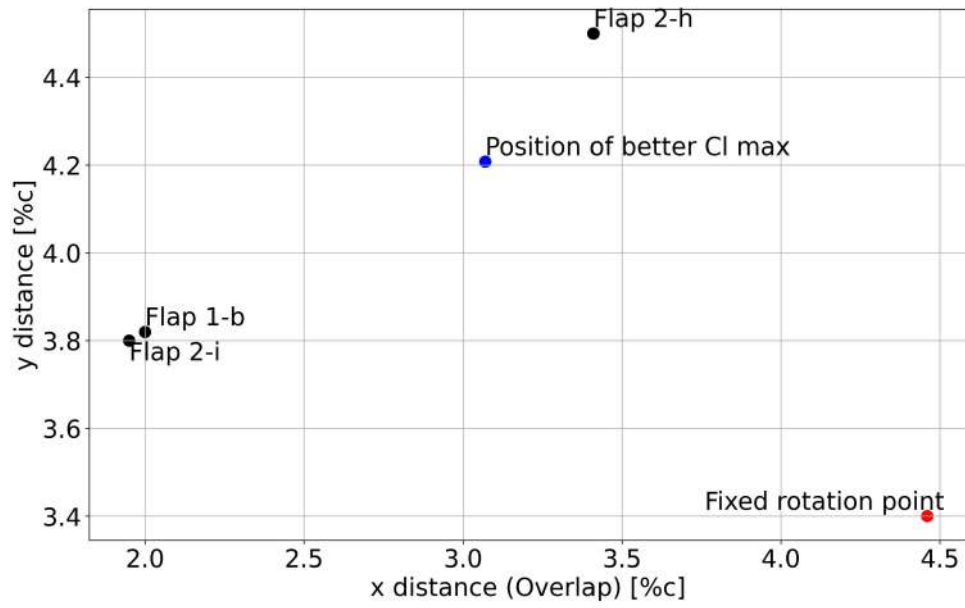


Figura 53 – *Y distance versus overlap* para $\delta_f = 20^\circ$

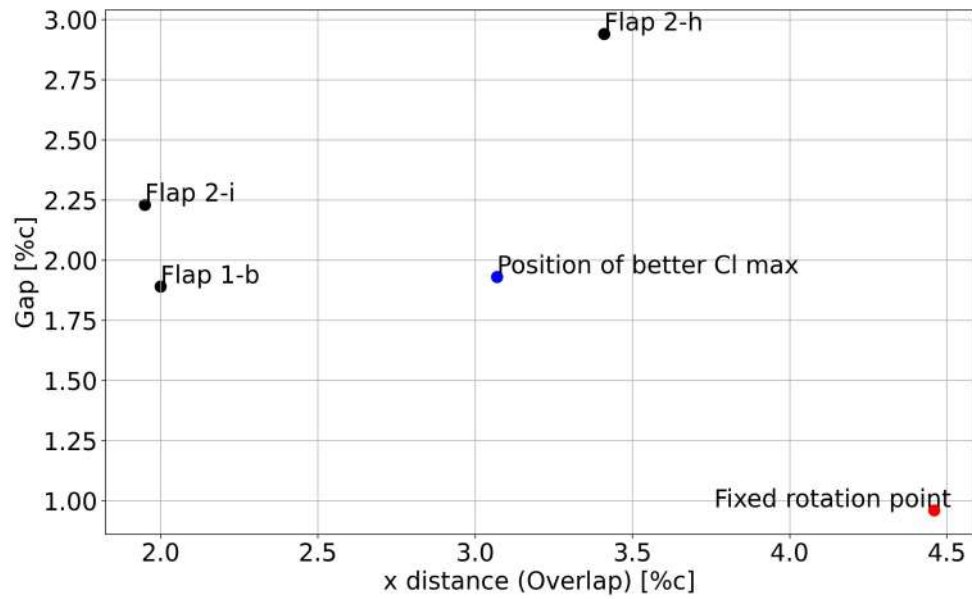


Figura 54 – *Gap versus overlap* para $\delta_f = 20^\circ$

Aileron type	gap [%c]	overlap (dx) [%c]	dy [%c]
Flap 1-b	1.89	2.05	3.82
Flap 2-h	2.94	3.41	4.5
Flap 2-i	2.23	1.95	3.8
Fixed Rotation Point	0.96	4.46	3.4
Position of better Cl max	1.93	3.07	4.21

Tabela 2 – Valores comparativos de gap, overlap e distância em y do aileron em relação ao *Slot-lip* para o caso $\delta_a = 20^\circ$

5 ANÁLISE BIDIMENSIONAL

A análise bidimensional consiste em dimensionamento, geração de coeficientes aerodinâmicos bidimensionais e análises das condições simuladas, conferindo se as mesmas retornaram os resultados esperados ou não, e o motivo disto. A análise bidimensional abrange principalmente a simulação de aerofólios via CFD, para extração de coeficientes aerodinâmicos e análises no comportamento fluidodinâmico ao redor dos aerofólios, sendo melhores estudados ao analisar distribuições de pressão e velocidades ao longo dos elementos.

5.1 Modelagem em CFD

Os parâmetros escolhidos para a simulação de CFD, para todos os aerofólios e deflexões de aileron foram os mesmos, para que não haja contaminação nos resultados. A velocidade escolhida foi 25 m/s , uma vez que se aproxima da velocidade de *stall* para algumas aeronaves de pequeno porte. A dimensão analisada foi considerada unitária (1 m) para todas as simulações, com exceção do caso onde a posição do aileron foi modificado para a condição de $\delta_a = 20^\circ$, no qual o valor da corda é 1.013 m. A densidade foi considerada a nível do mar e a viscosidade igual a $1.7 \cdot 10^{-5} \text{ kg/(m} \cdot \text{s)}$, resultando em um número de Reynolds de 1.8 milhão. Estes valores foram escolhidos de maneira não arbitrária, mas sim, pensando na modelagem feita na seção de análise tridimensional, no qual é feito uma asa retangular de corda unitária (1 m) e alongamento 8, tornando-se mais verídico a comparação de *Rolling criterion* proposto pela equação 3.4.

Com estes valores iniciais de condições de contorno, chegou-se em uma espessura da primeira camada de $2 \cdot 10^{-5} \text{ m}$ para as simulações em CFD, considerando Y^+ igual a 1. O modelo de turbulência utilizado para todas as simulações foi o $k - \omega$ SST, como dito anteriormente.

A seguir são evidenciados detalhes das malhas para os casos onde são simulados os ailerons do tipo *Plain* e do tipo *Frise*.

5.1.1 *Plain* aileron

Pelo fato do aileron do tipo *Plain* não possuir um *slot*, foi necessário atentar-se unicamente com o refinamento da camada limite. O *grow rate* utilizado no *inflation* foi de 1.2. Realizou-se um refinamento de área em um raio de 1.5 vezes a corda, ao redor do aerofólio, pois segundo experiências anteriores, proporciona melhores resultados frente ao número de elementos de malha.

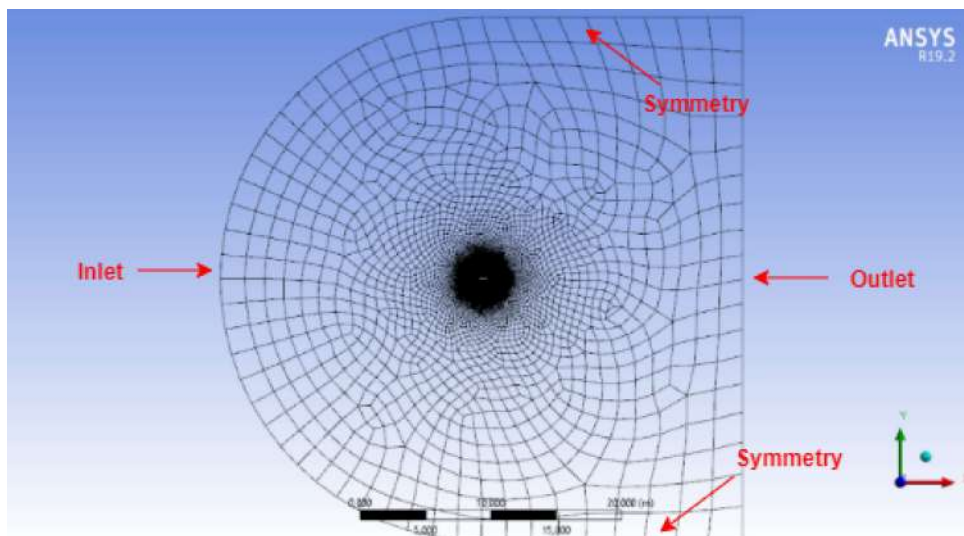


Figura 55 – Malha para condição de *Plain* aileron

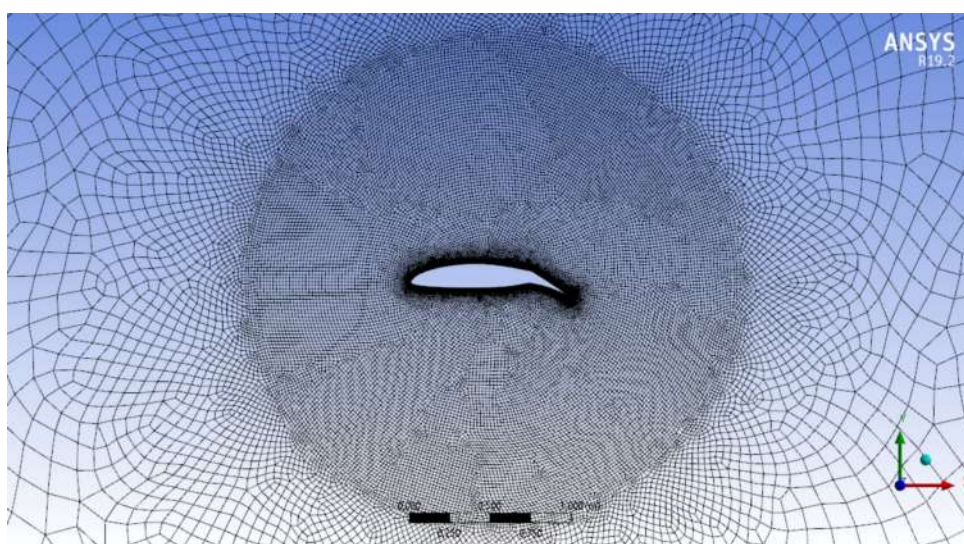


Figura 56 – Detalhe da malha para condição de *Plain* aileron

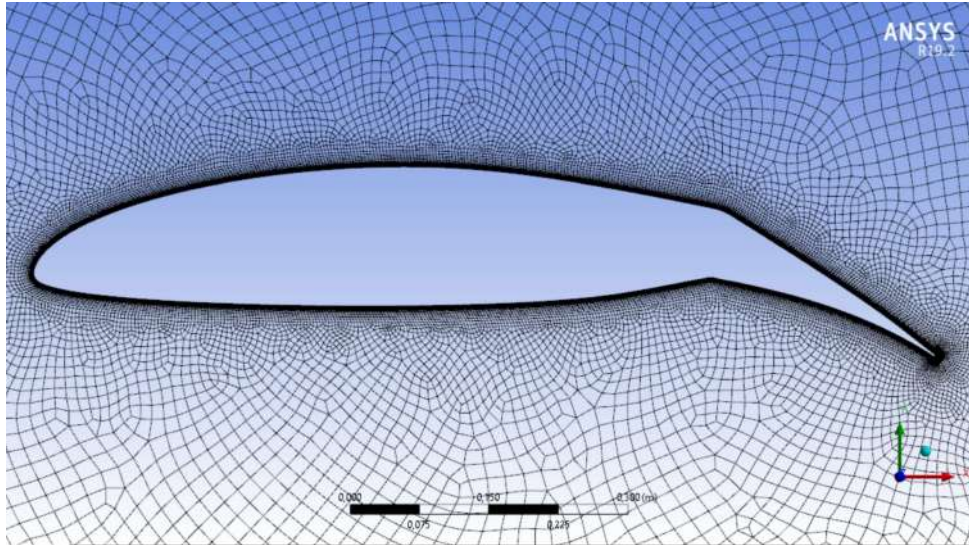


Figura 57 – Detalhe da malha do aerofólio com $\delta_a = 20^\circ$ para condição de *Plain* aileron

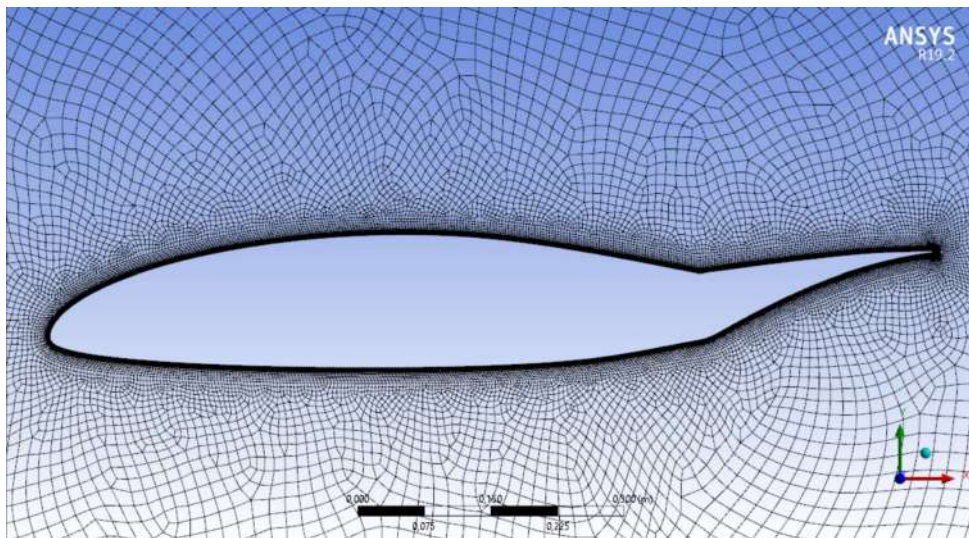


Figura 58 – Detalhe da malha do aerofólio com $\delta_a = -20^\circ$ para condição de *Plain* aileron

Este tratamento de confecção de malha foi adotado para todos os aerofólios que possuem um aileron do tipo *plain*, ou seja, foi adotado o mesmo procedimento para o aerofólio NACA 23018.

5.1.2 *Frise-Type* aileron

Para o aileron do tipo *Frise* foi necessário realizar um melhor tratamento para a malha, justamente por conta da cavidade de *slot*. Para tanto, realizou-se três camadas de refinamento, sendo que a última possui um tamanho de elemento próximo da primeira camada de *inflation*.

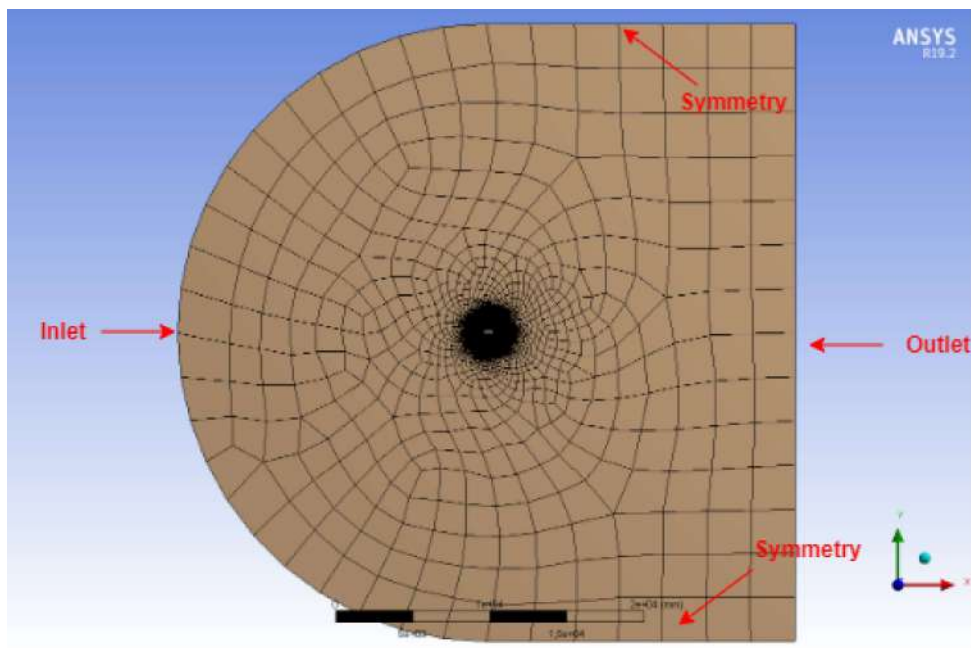


Figura 59 – Malha para condição de *Frise* aileron

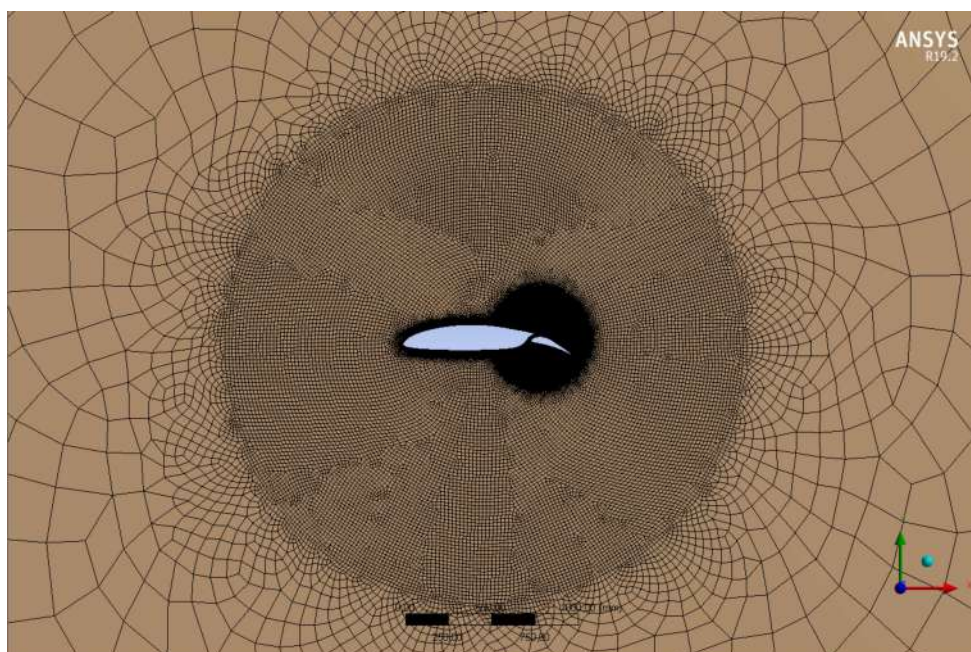


Figura 60 – Detalhe da malha para condição de *Frise* aileron

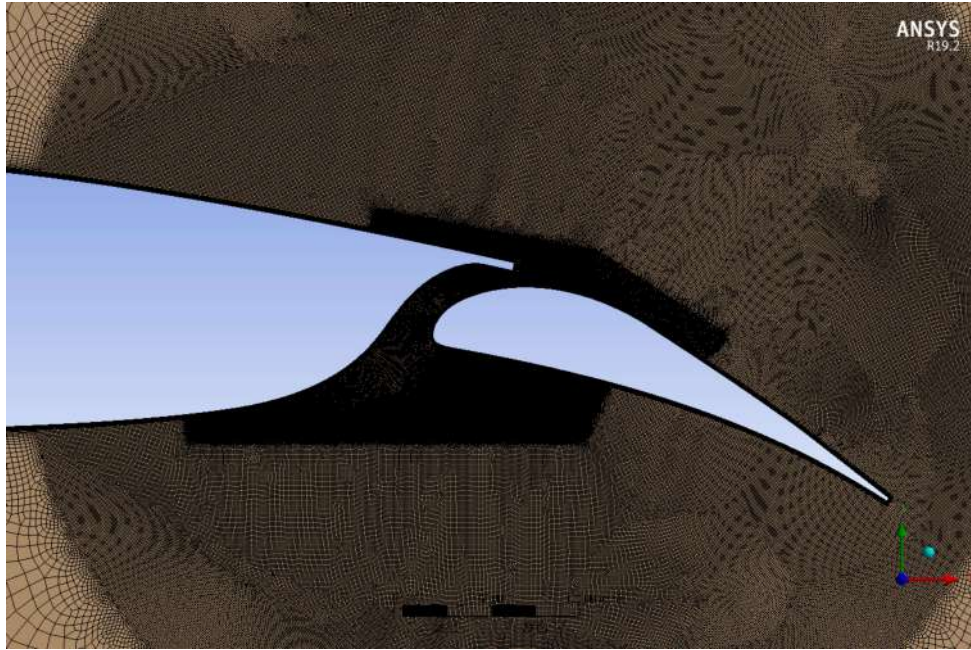


Figura 61 – Detalhe da malha do aerofólio com $\delta_a = 20^\circ$ para condição de *Frise* aileron

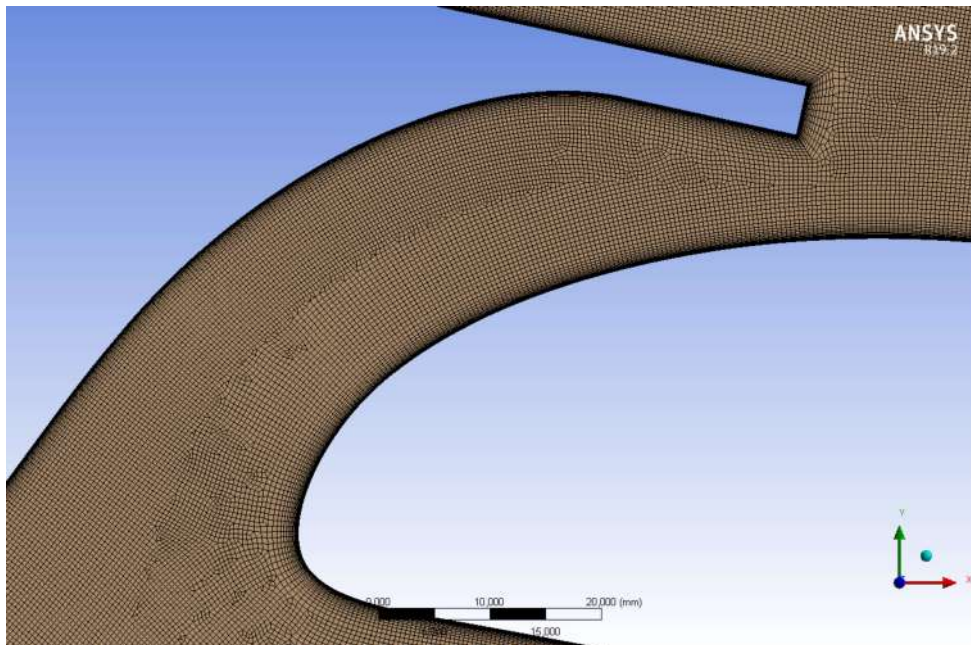


Figura 62 – Detalhe da malha na cavidade do *slot* com $\delta_a = 20^\circ$ para condição de *Frise* aileron

Para o caso com deflexão negativa do aileron, foi necessário realizar mais uma camada de refinamento de malha, devido à proximidade do elemento principal e do aileron:

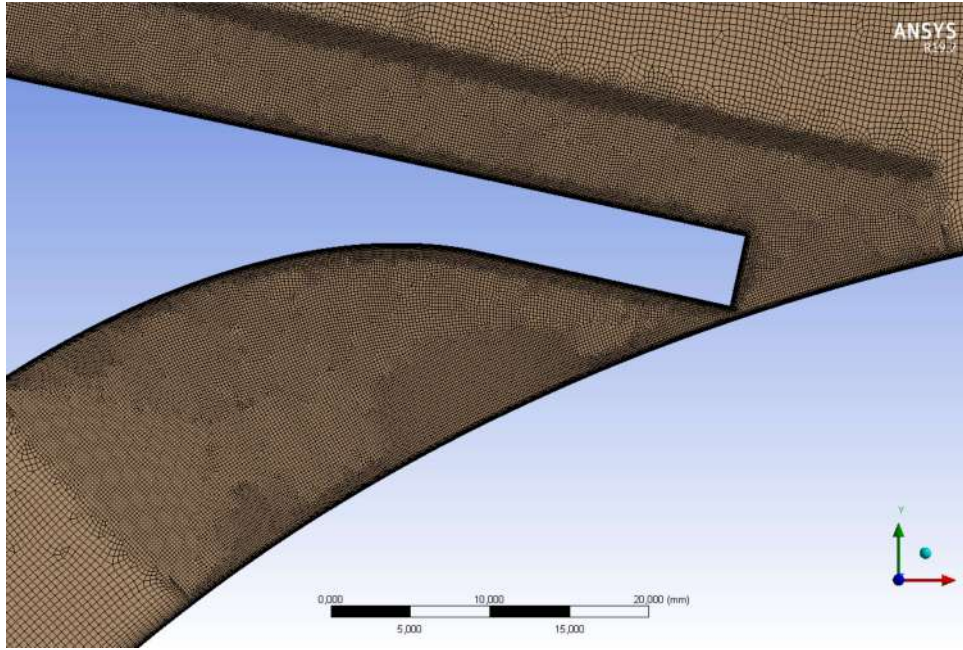


Figura 63 – Detalhe da malha na cavidade do *slot* com $\delta_a = -20^\circ$ para condição de *Frise* aileron

Para o aerofólio NACA 23018, e para a versão do aerofólio NLF com posicionamento modificado para $\delta_a = 20^\circ$, o tratamento para a confecção da malha é exatamente o mesmo do apresentado nesta seção, não havendo necessidade de expor em figuras.

5.2 Polares bidimensionais

Para manter a constância no método, simulou-se em CFD todas as configurações, incluindo as configurações sem deflexão de aileron (tanto para o aileron do tipo *plain*, quanto para o *Frise-Type*).

5.2.1 NLF(1)0215F

Nas figuras 64 a 69 estão evidenciadas as polares para os dois tipos de ailerons.

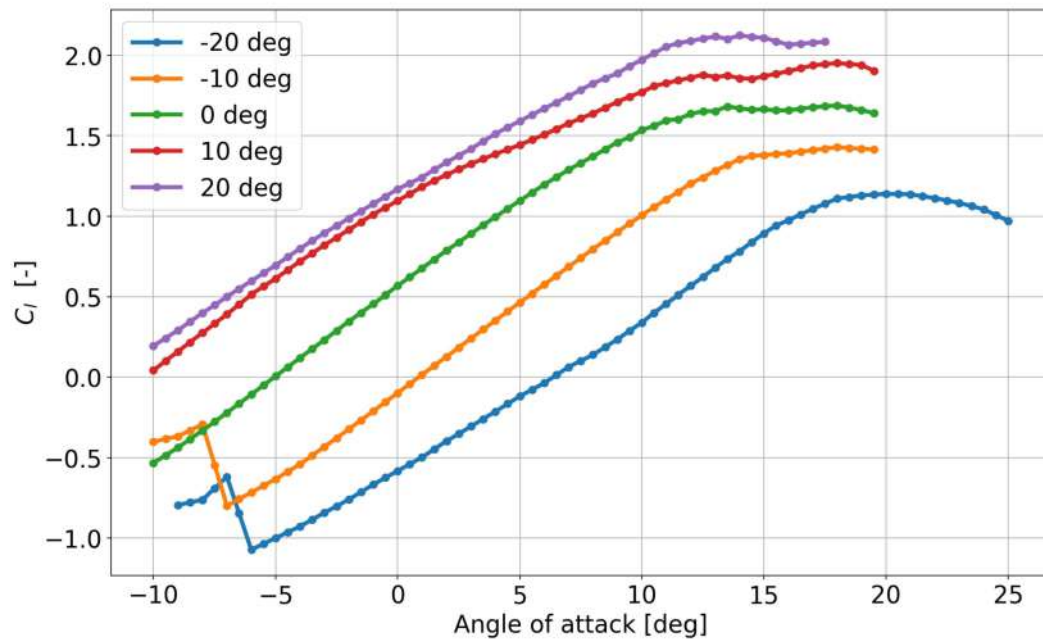


Figura 64 – C_l versus α - Plain aileron - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$

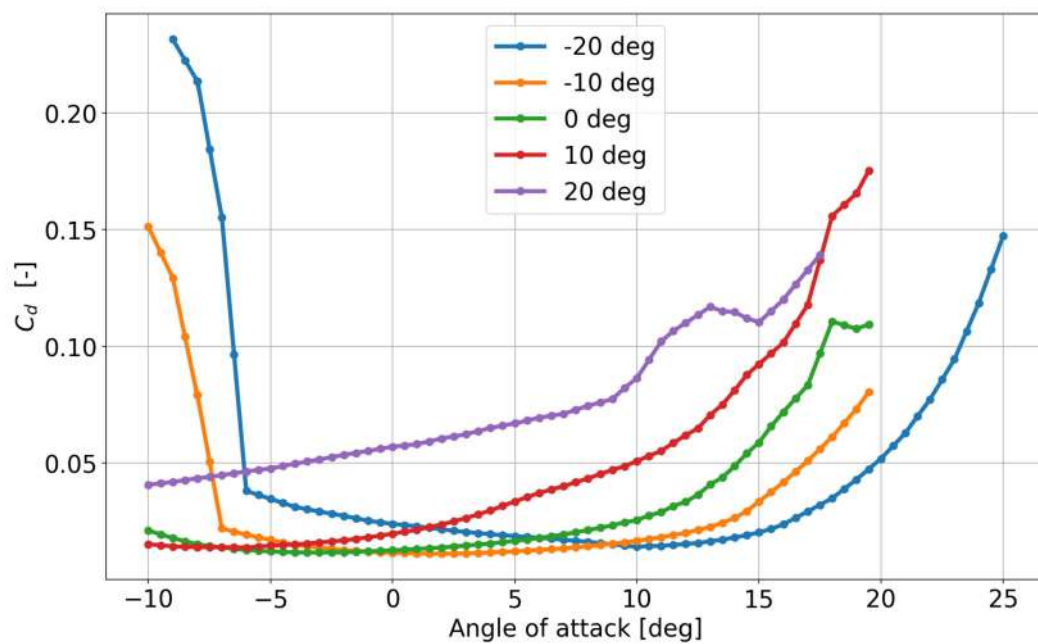


Figura 65 – C_d versus α - Plain aileron - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$

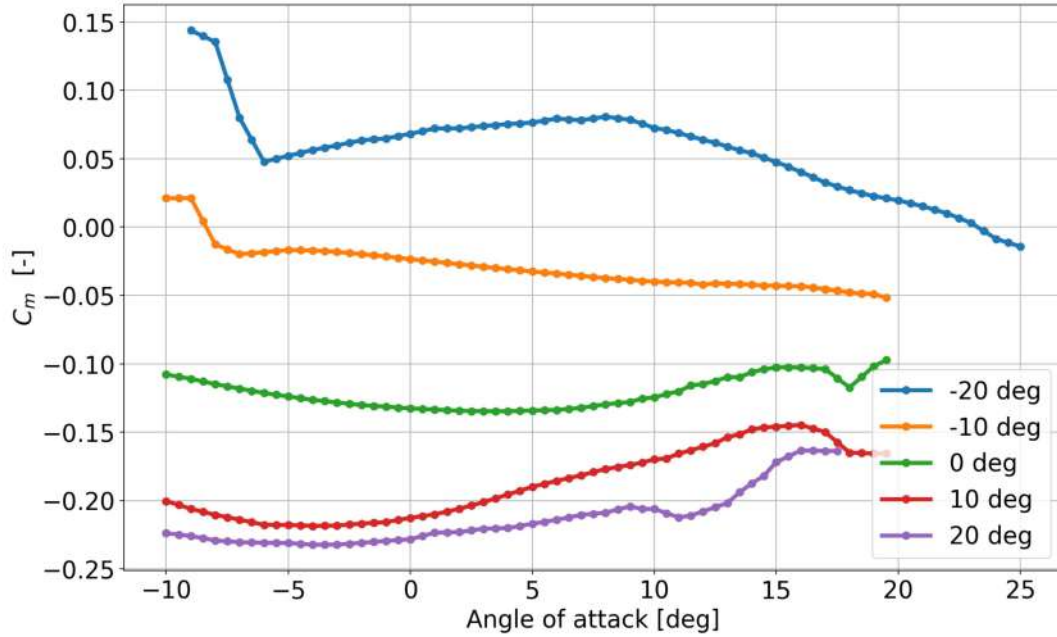


Figura 66 – C_m versus α - Plain aileron - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$

É possível visualizar que o aileron do tipo *plain* possui um C_{l_δ} expressivo para uma corda de aileron de 27%*c*, chegando a aumentar o valor de $C_{l_{max}}$ em 25.8%. Entretanto, a perda de $C_{l_{max}}$ em deflexões negativas propicia uma maior variação que para deflexões positivas, o que pode ajudar para taxa de rolagem mas atrapalhar para condições críticas de *stall* de ponta.

Em questão do posicionamento do CA ao mudar a deflexão do aileron, percebe-se que para deflexões positivas o comportamento é parecido para aerofólios com alto valor de arqueamento (*high-lifts*), ou seja, com a tendência de aumentar o C_m para altos AoA, e de possuir um comportamento não linear ao longo da polar. Para deflexões negativas, o oposto ocorre, sendo um pouco mais linear, sendo plausível de retirar o novo valor do CA apenas para a deflexão de -10° , resultando em um valor de 0.261%*c* para o CA, utilizando-se da equação 3.1.

A seguir encontram-se as polares para a configuração de *Frise-Type* aileron.

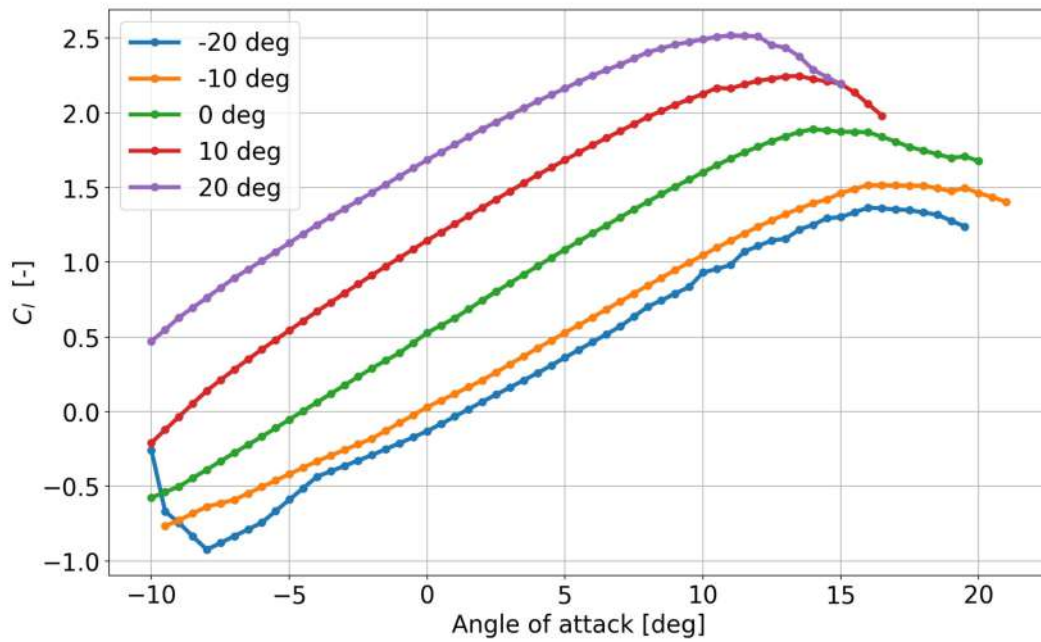


Figura 67 – C_l versus α - Frise-Type aileron - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$

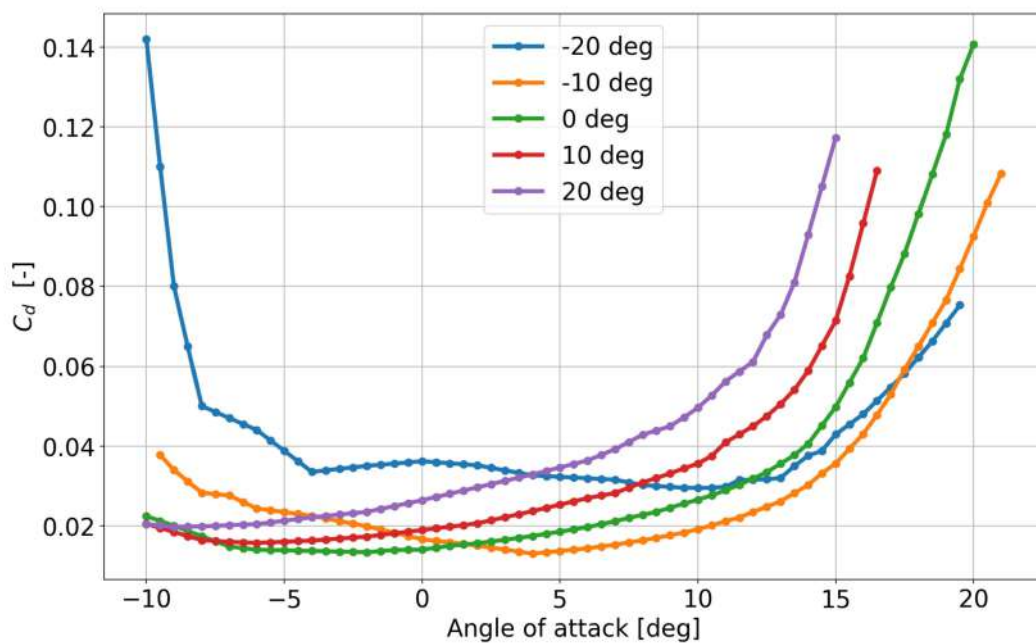


Figura 68 – C_d versus α - Frise-Type aileron - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$

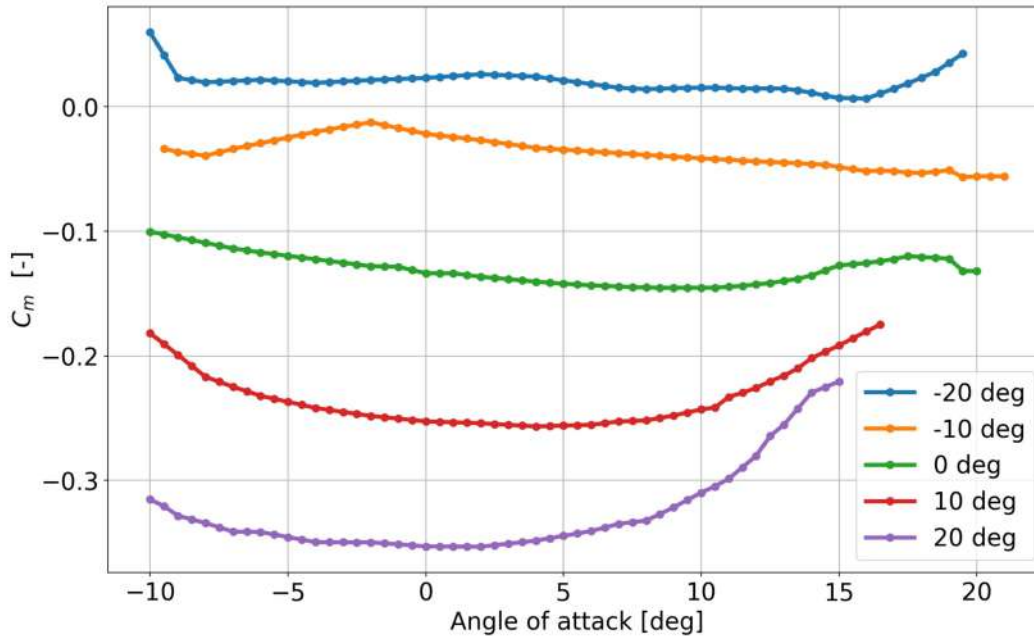


Figura 69 – C_m versus α - *Frise-Type aileron* - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$

A tendência visualizada para o coeficiente de sustentação no caso do aileron do tipo *Frise* é oposta para o caso do tipo *plain*: com deflexões positivas tem-se um maior valor de C_{l_δ} enquanto que para deflexões negativas tem-se um menor valor de C_{l_δ} . Nota-se que a polar para $\delta_a = -20^\circ$ é deveras semelhante para a polar com $\delta_a = -10^\circ$. Esta mudança de comportamento está ligado à cavidade do *slot*. Uma vez que se tem a cavidade do *slot* presente para valores de δ_a negativos, a re-energização da camada limite no aileron trás resultados muito expressivos para o coeficiente de sustentação. Ao analisar ângulos de ataque próximos ao *stall*, para o caso de *plain* aileron, o extradorso do aileron já está descolado, tendo apenas o intradorso gerando sustentação negativa devido ao δ_a negativo (a visualização deste fenômeno encontra-se mais bem explicado na seção sobre distribuição de pressão). Já para o caso *Frise-Type* por ter a cavidade do *slot*, o extradorso do aileron é capaz de gerar sustentação positiva, contribuindo para a sustentação total. Por este motivo que para configurações do tipo *Frise-Type* tem-se um C_{l_δ} baixo para deflexões negativas. Na figura 70 é possível visualizar com melhor clareza a diferença da curva C_l versus α para os dois tipos de ailerons.

Ao considerar o coeficiente de arrasto, tem-se para a configuração do tipo *plain* que os resultados são esperados: o ângulo de ataque de $C_{d_{min}}$ aumenta conforme δ_a diminui e vice versa, justamente por conta do arqueamento do aerofólio (vide figura 65). Entretanto, para a configuração *Frise-Type*, ocorreu que para $\delta_a = -20^\circ$ foi obtido o maior valor de $C_{d_{min}}$ dentre todas as deflexões de aileron. Porvavelmente isto ocorreu pelo fato de se ter um pivô de rotação longe da linha da corda, fazendo com que o bordo de ataque do aileron

desça a ponto de aumentar a área frontal do aerofólio, aumentando o arrasto. Este fato foi de certo proposital, e foi projetado para que se comportasse desta maneira, pois esta é a principal função de um aileron do tipo *Frise*. O que não se esperava era um baixo valor de $C_{d_{min}}$ para a condição de $\delta_a = -10^\circ$, pois esperava-se que para esta condição já se teria um valor mais elevado de arrasto para contribuir na guinada adversa.

Foi obtido um maior valor de C_m em módulo para a configuração do tipo *Frise* comparado com o *plain*, o que já era esperado devido à presença da cavidade de *slot*. O comportamento das curvas para o *Frise-Type* é parecido com o do tipo *plain*, resultando em um CA próximo dos 25%.

Na figura 70 a seguir está evidenciada a comparação dentre todos os coeficientes dentre todas as deflexões de ailerons para os dois tipos de aileron. As polares sem deflexão demonstram com muita clareza o efeito de uma cavidade de *slot*: aumentam o $C_{l_{max}}$ mantendo praticamente inalterado o C_{l_α} . O comportamento para o C_d é o mesmo com a diferença de uma ligeira redução nas proximidades do *stall* (devido à transferência de escoamento do intradorso para o extradorso), e para o C_m tem-se um aumento considerável em módulo nas proximidades do *stall* por conta do braço em relação ao CA e no ganho de sustentação no aileron devido à re-energização da camada limite.

Um fato bastante importante é o ganho considerável de eficiência aerodinâmica para $\delta_a = 20^\circ$: além dos maiores valores de C_l , a configuração *Frise-Type* também resultou em valores consideravelmente menores para C_d . Ao analisar as configurações para $\delta_a = -20^\circ$ observa-se que o tipo *plain* apresenta menores valores de arrasto, como já comentado anteriormente. Estes dois fatores juntos faz favorecer e muito a perspectiva de o aileron do tipo *Frise* gerar menos guinada adversa comparado ao tipo *plain*.

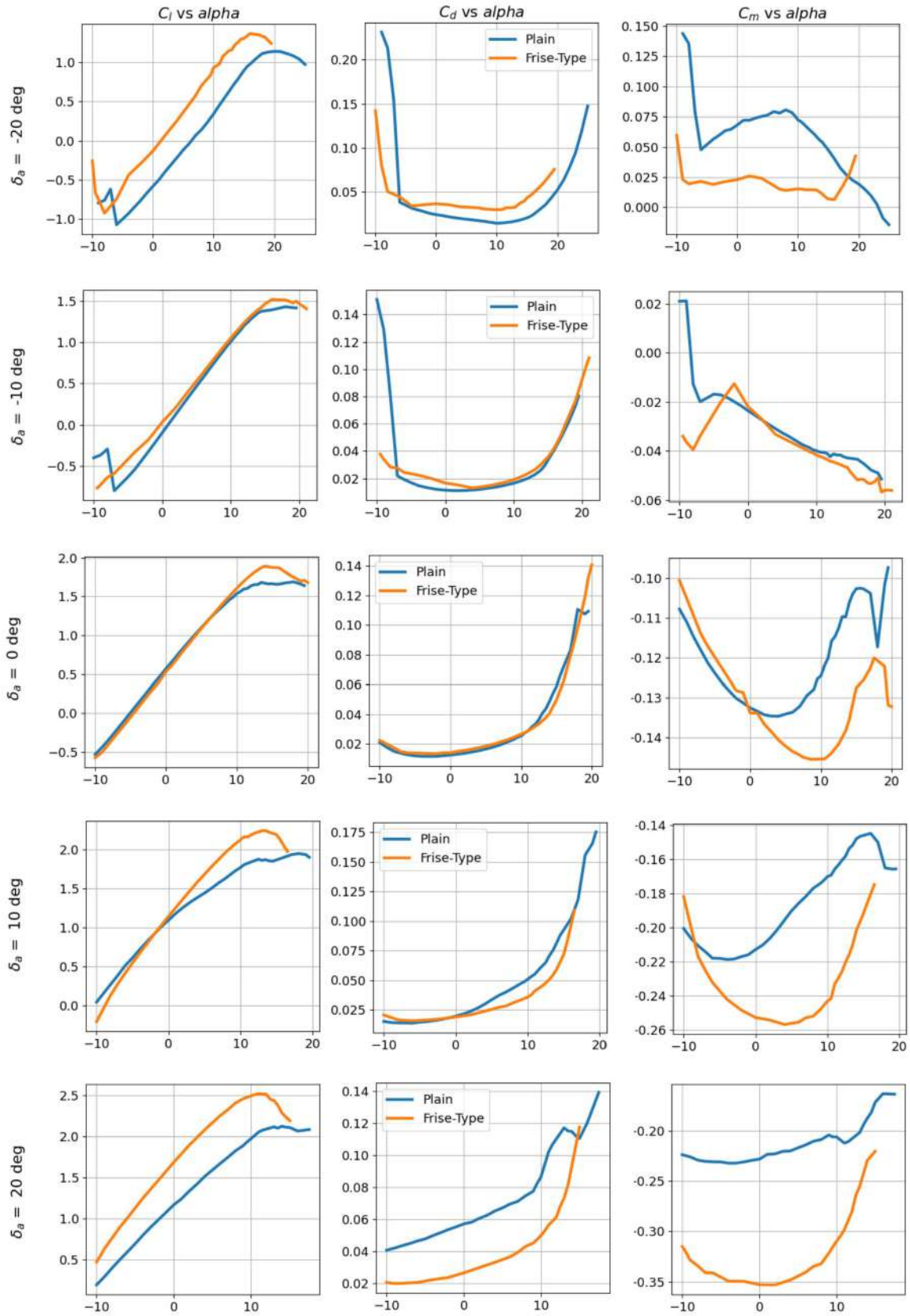


Figura 70 – Comparação macro entre as polares dos ailerons do tipo *plain* e *Frise-Type* - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$

5.2.2 NACA 23018

Nesta seção são apresentadas as polares para o segundo tipo de aerofólio analisado, o NACA 23018. As simulações foram conduzidas com as mesmas condições presentes para o NLF(1)0215F, com a diferença que não foram simulados para as condições de $\delta_a = -10^\circ$ e $\delta_a = 10^\circ$.

A característica dos resultados se assemelhou bastante com os do aerofólio NLF, com diferenças apenas nas magnitudes. O C_{l_δ} para *Plain-Type* aileron foi praticamente o mesmo para a deflexão positiva e negativa, o que não ocorre para a configuração *Frise*, da mesma maneira que para o perfil NLF. Quase não houve uma redução do C_l do $\delta_a = 0^\circ$ para $\delta_a = -20^\circ$, com exceção do *stall*, comportamento semelhante visto no NLF.

Para o C_d , o mesmo se repetiu quando comparado o $C_{d_{min}}$: para $\delta_a = -20^\circ$ foram obtidos altos valores de C_d para o *Frise-Type*, sendo que para a configuração *plain* não há esse aumento (questão do aumento da área frontal). Para o C_m , foram observados maiores valores em módulo para o *Frise-Type*, como esperado. Para o *Plain-Type*, é possível notar que as derivadas para as duas deflexões de aileron se assemelham muito com a condição sem deflexão, resultando em um CA localizado em 23.02%.

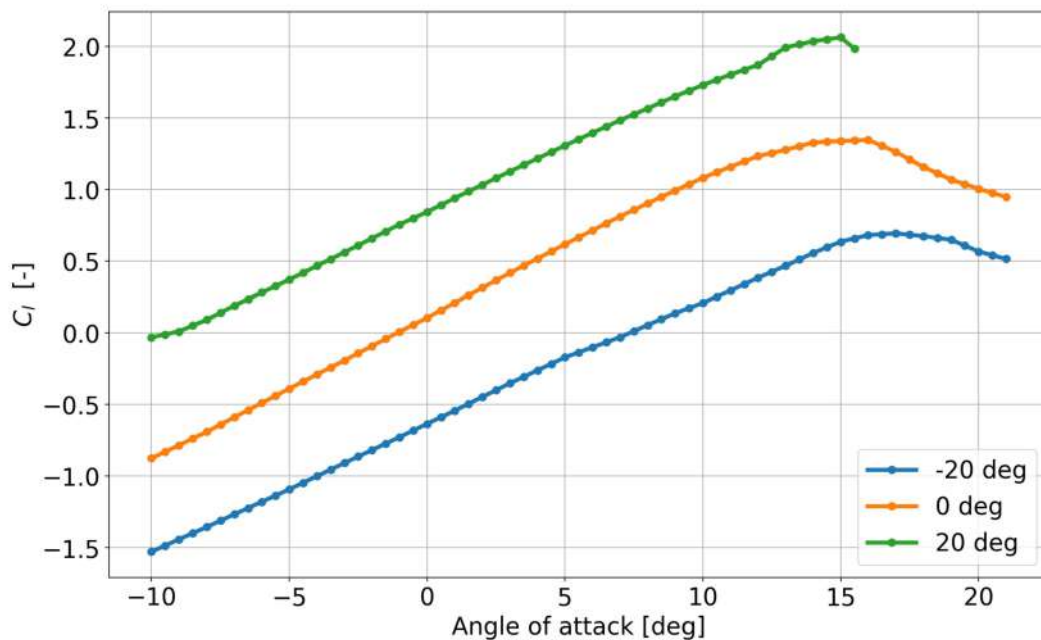


Figura 71 – C_l versus α - 23018 Plain aileron - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$

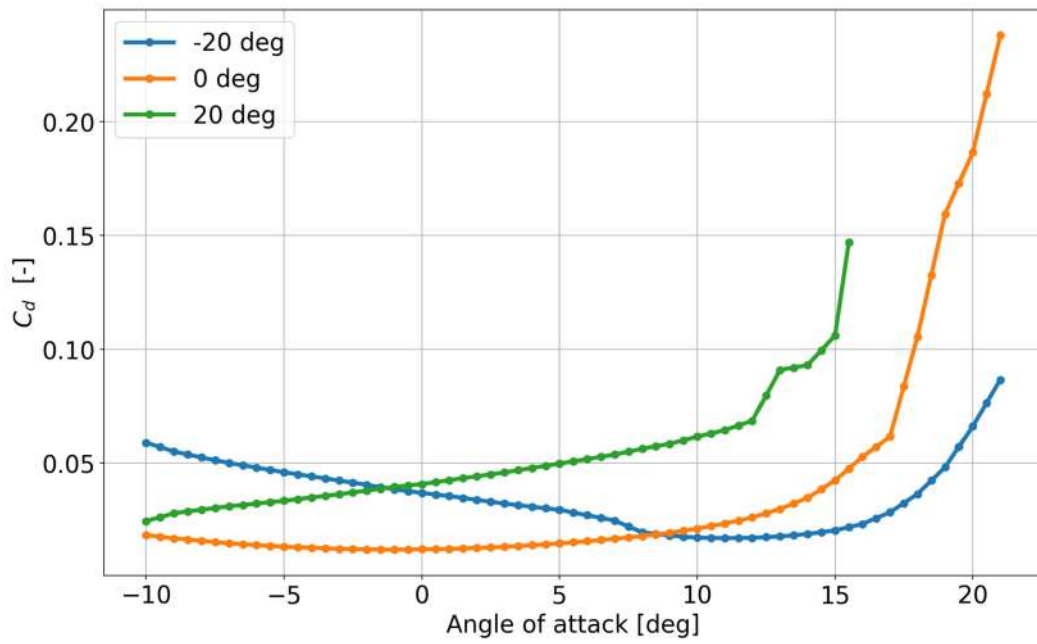


Figura 72 – C_d versus α - 23018 Plain aileron - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$

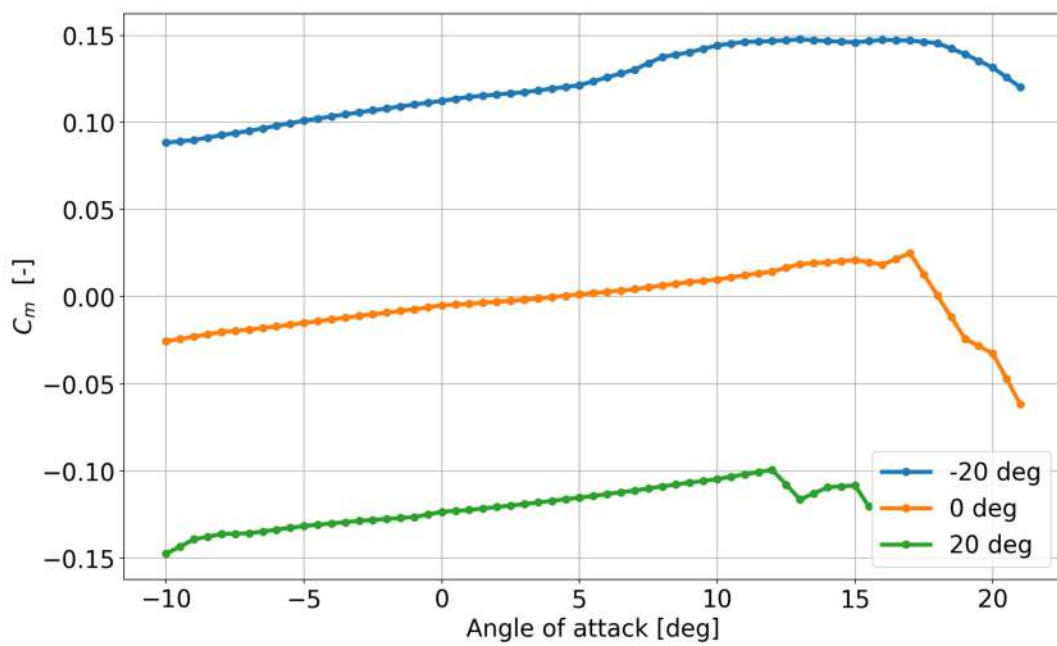


Figura 73 – C_m versus α - 23018 Plain aileron - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$

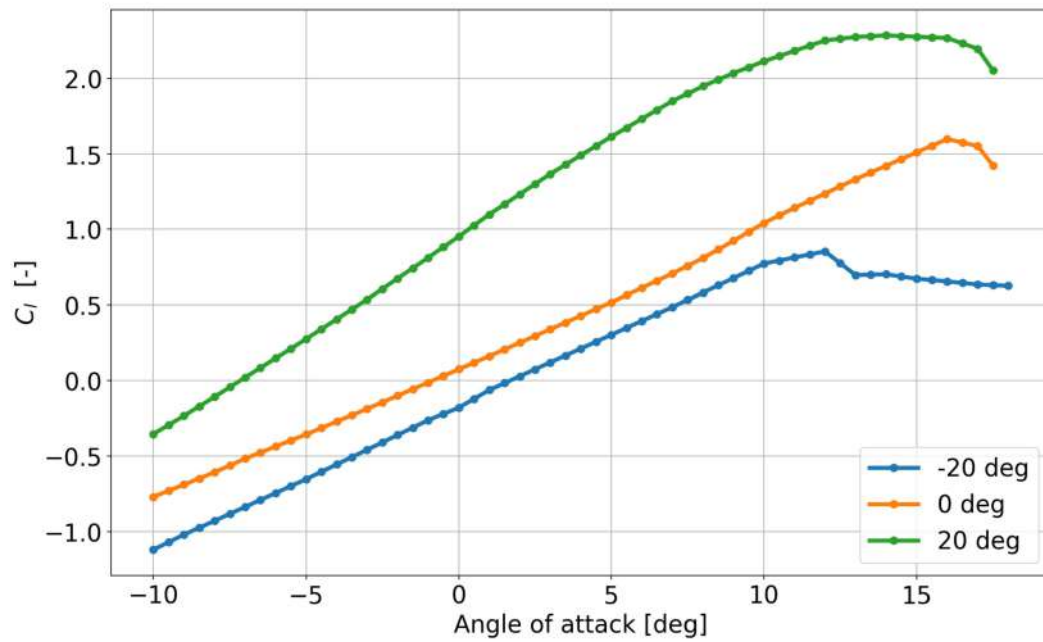


Figura 74 – C_l versus α - 23018 Frise-Type aileron - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$

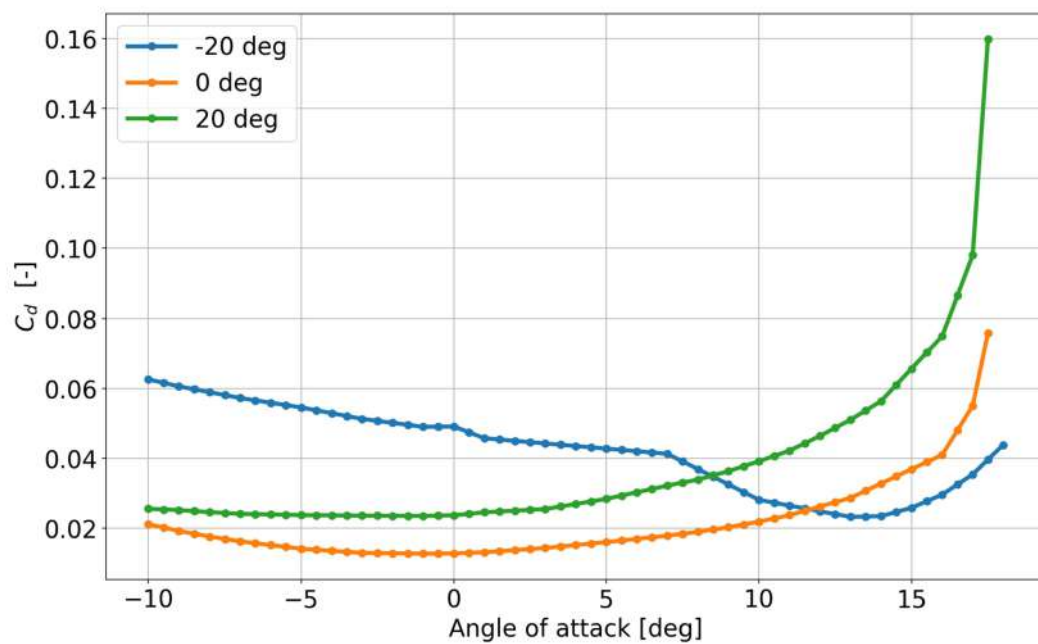


Figura 75 – C_d versus α - Frise-Type aileron - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$

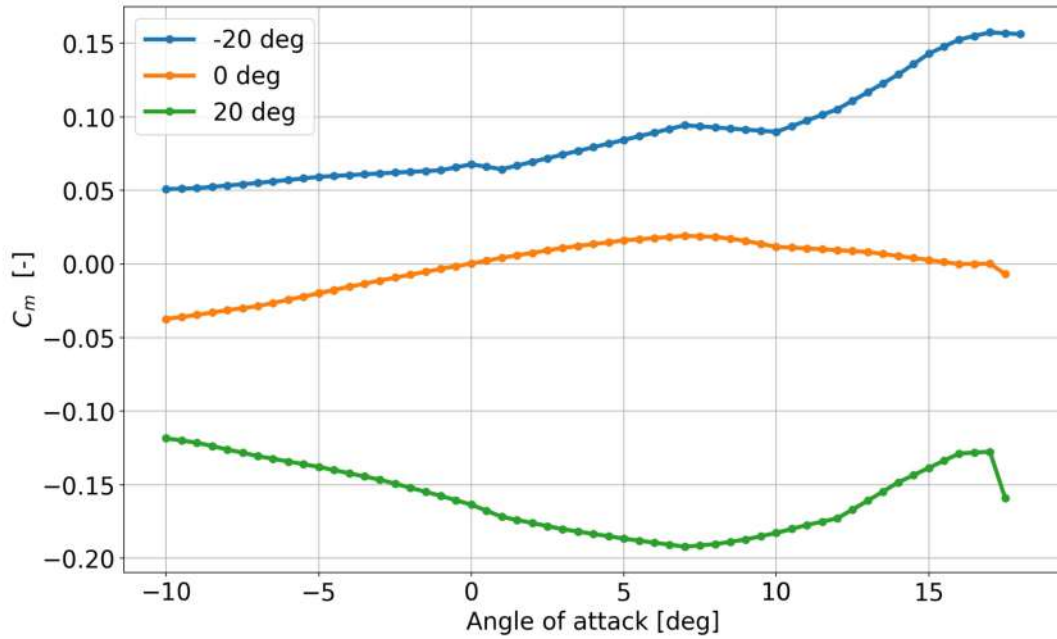


Figura 76 – C_m versus α - 23018 Frise-Type aileron - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$

5.2.3 NLF(1)0215F com posicionamento do aileron para $\delta_a = 20^\circ$ modificado

Nesta seção encontram-se as polares comparativas para o aerofólio NLF com $\delta_a = 20^\circ$, porém com posicionamentos de ailerons diferentes. Como já dito anteriormente na seção de dimensionamentos, o objetivo com esta análise é averiguar uma melhor posição para o aileron, para que o mesmo gere uma maior sustentação e que resulte em uma melhor taxa de rolagem. A seguir encontram-se as polares.

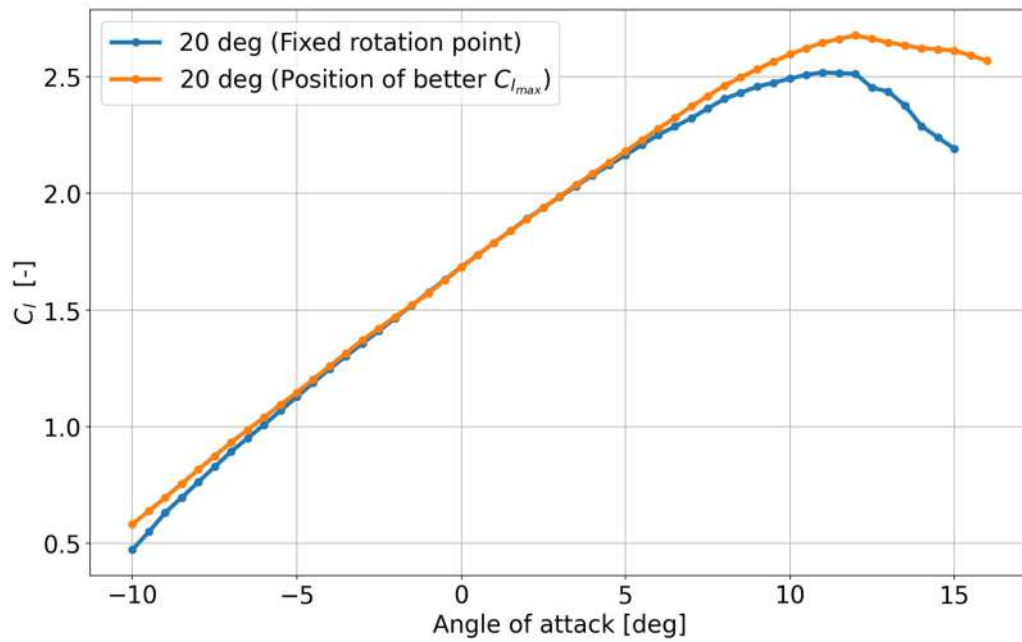


Figura 77 – Comparativo C_l versus α - *NLF(1)0215F Frise-Type aileron* para $\delta_a = 20^\circ$ - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$.

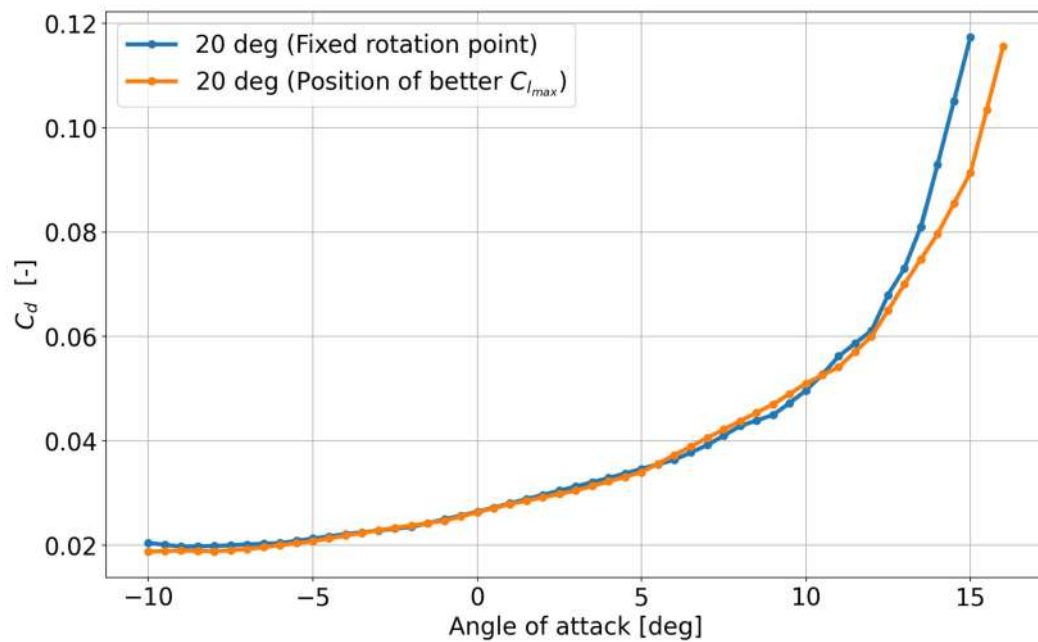


Figura 78 – Comparativo C_d versus α - *Frise-Type aileron* para $\delta_a = 20^\circ$ - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$.

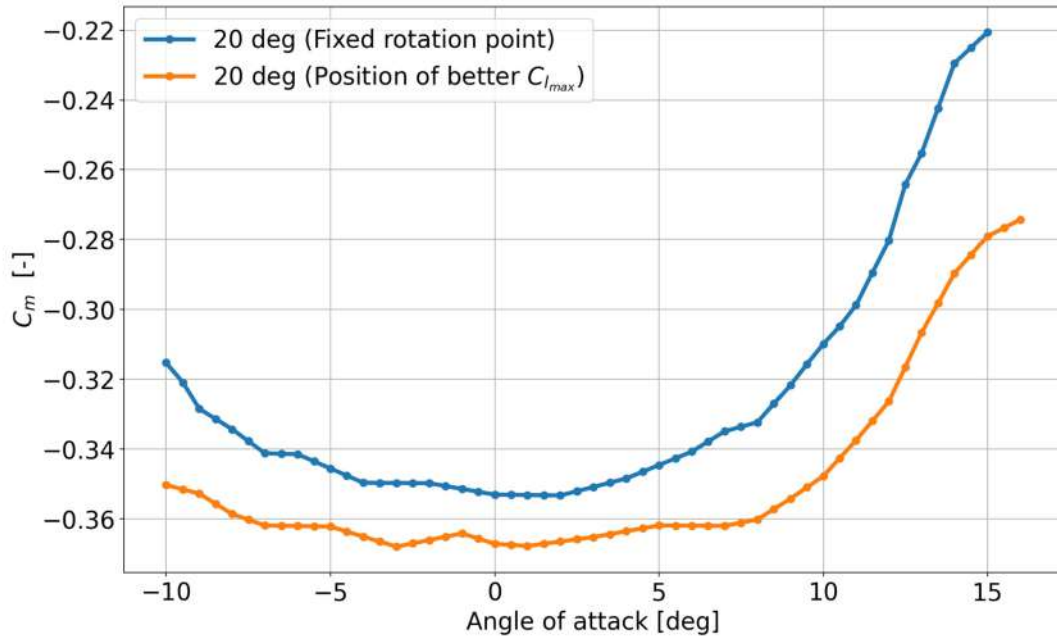


Figura 79 – Comparativo C_m versus α - 23018 Frise-Type aileron para $\delta_a = 20^\circ$ - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$.

Como é possível visualizar, o $C_{l_{max}}$ alcançado foi consideravelmente maior comparado com o posicionamento anterior (2.678 frente ao 2.519 da configuração antiga, um ganho de 6.3%). O comportamento na parte linear manteve-se muito semelhante, o que pode resultar em poucas variações de taxa de rolagem. Para o C_d a única diferença foi uma diminuição para AoA após o *stall*, resultado da maior cavidade de *slot* e maior gap.

5.3 Gráficos de contorno

Gráficos de contorno são muito úteis quando se tem análises de multi-elementos, uma vez que é capaz de evidenciar o comportamento fluidodinâmico em regiões longe das camadas limite. Para a análise de taxa de rolagem e guinada entre ailerons do tipo *Frise-Type* *Plain-Type*, o importante é se analisar o comportamento principalmente em ângulos de ataque elevados, pois são neles onde as maiores diferenças ocorrem. Em baixos valores de AoA, o efeito da cavidade do *slot* é minimizado.

Começando com a configuração *plain*, tem-se na figura 80 a distribuição de velocidade para $\delta_a = 20^\circ$ e AoA=16°. Note-se que o extradorso do aileron já está completamente descolado, não realizando mais nenhuma modificação nos coeficientes devido a isto, tornando-se inerte à variações de ângulo de ataque acima do *stall*.

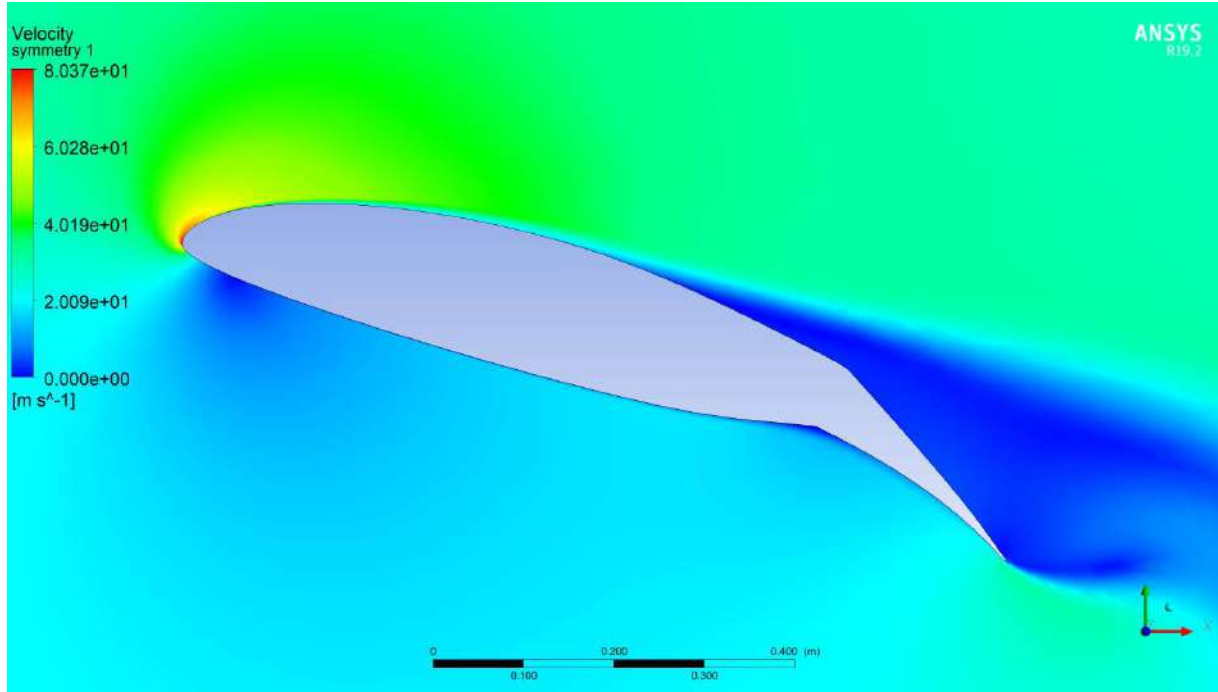


Figura 80 – NLF(1)0215F - Detalhe do contuor de velocidade para $\delta_a = 20^\circ$, $AoA=16^\circ$ (*Plain-Type* aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$.

Já para a configuração *Frise-Type*, com a cavidade do *slot*, surge-se uma nova camada limite, energizando o escoamento no extradorso do aileron, deixando de ser inérte como no caso do *Plain-Type*. Nesta configuração, mesmo após atingir o *stall* do conjunto, o aileron ainda possui autoridade significativa para mudar alguma condição de voo, visto que este ainda não se encontra em *stall*. Este exemplo encontra-se nas figuras 81 e 82, onde o ângulo de ataque analisado já passou do de *stall* para esta configuração ($AoA = 16^\circ$ contra $\alpha_{stall} = 12^\circ$).

Na figura 82 foi feita uma limitação na velocidade do gráfico, para tornar mais evidente o comportamento na região do aileron. Em linhas pretas são evidenciadas *streamlines*, capazes de averiguar de onde uma partícula vem e para onde vai. Nota-se pelas *streamlines* que, dentro da região já descolada, antes do aileron, não se tem um direcionamento certo do escoamento. Após o gap elas tomam um rumo mesmo longe da camada limite do aileron, apesar de possuírem velocidades baixas. É possível visualizar o efeito da circulação do aileron descrito em (SMITH, 1975), onde que, no extradorso do elemento principal, logo antes de chegar ao gap, a velocidade da camada limite é acelerada, mesmo já tendo chegado ao *stall*.

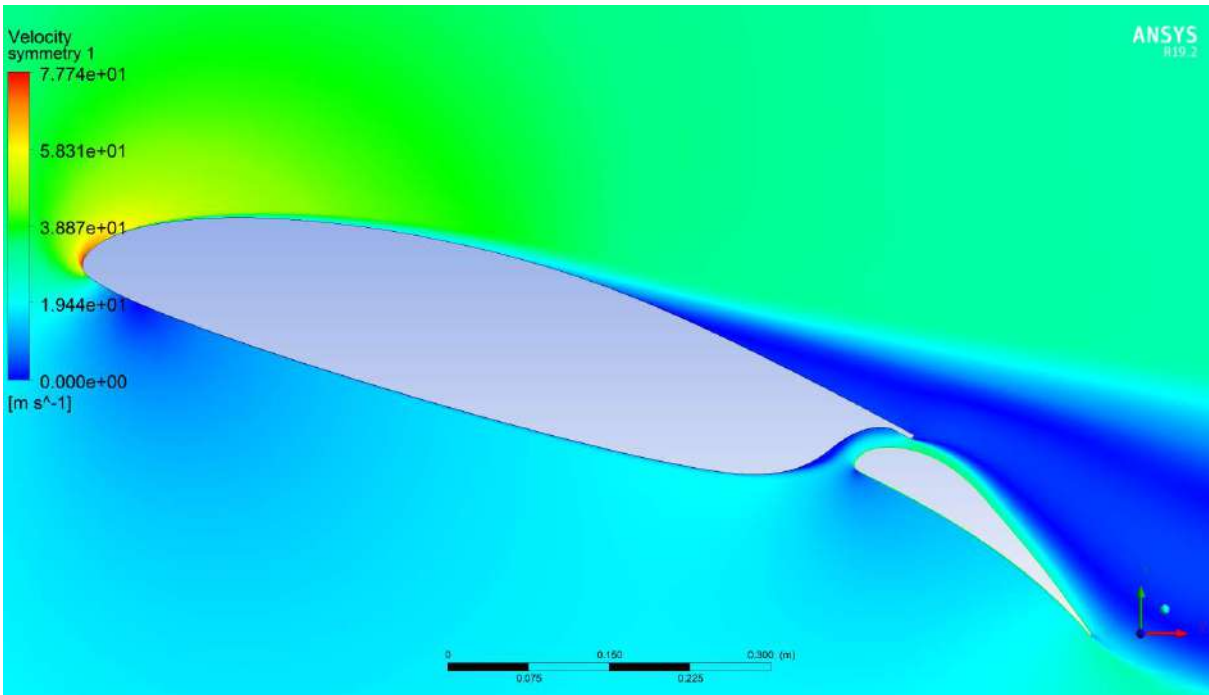


Figura 81 – NLF(1)0215F - Contour de velocidade para $\delta_a = 20^\circ$, $AoA=16^\circ$ (*Frise-Type* aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$.

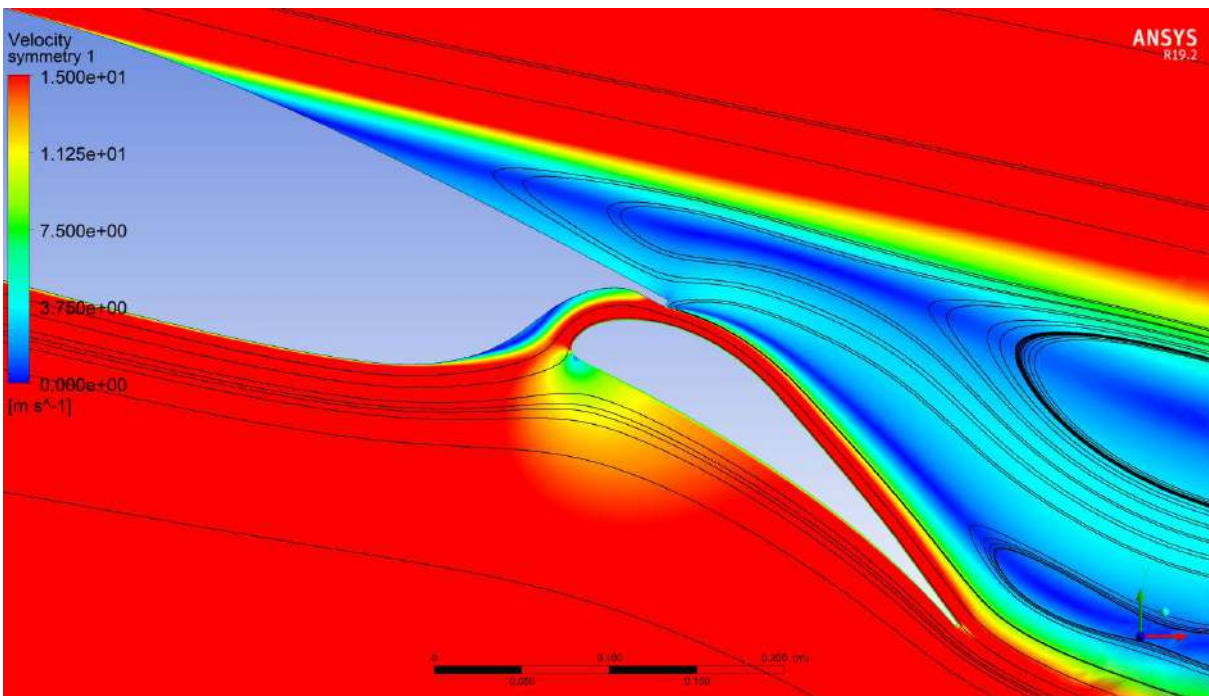


Figura 82 – NLF(1)0215F - Detalhe do contour de velocidade para $\delta_a = 20^\circ$, $AoA=16^\circ$ (*Frise-Type* aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$.

Para fins comparativos, foi feito a mesma limitação de velocidade para o aerofólio NACA 23018, sendo evidenciado na figura 83. Nota-se que não houve uma mesma energização da camada limite do aileron comparado ao NLF, mesmo o ângulo de ataque em questão (16°) não ser um de pós *stall* (o bordo de fuga do elemento principal não está

descolado). Esta mudança pode ter sido causado pelo fato de um perfil mais espesso dificultar o escoamento dentro da cavidade do *slot*, sendo possível até de visualizar vórtices dentro da cavidade.

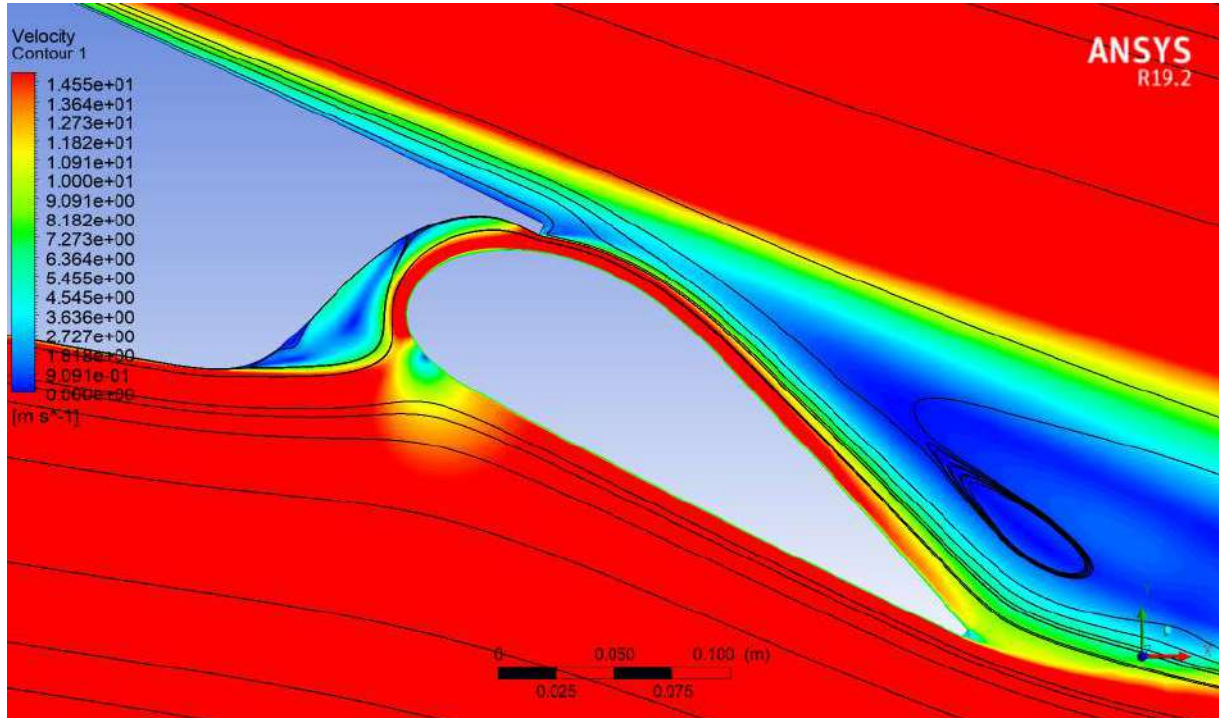


Figura 83 – NACA 23018 - Detalhe do contuor de velocidade para $\delta_a = 20^\circ$, AoA= 16° (*Frise-Type* aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$.

Foi extraído um gráfico de contorno da configuração com $\delta_a = -20^\circ$ para o NLF. Como visto nas figuras 84 e 85, o aileron está completamente descolado tanto no extradorso quanto no intradorso. No extradorso tem-se uma pressão positiva muito grande dentro da cavidade do *slot*, devido ao fechamento do gap. Mesmo o restante do extradorso estar com a camada limite descolada, isso ainda faz com que haja um aumento de sustentação em comparação com a configuração *plain* devido ao aumento da pressão no intradorso do elemento principal. Isto explica o comportamento das polares mencionadas anteriormente.

Na figura 85 é possível visualizar um escoamento oriundo do gap. Mesmo dizendo na seção de dimensionamento que o gap seria fechado para a condição de $\delta_a = -20^\circ$, não foi realizada um fechamento efetivo mesmo pois isto não é real. De qualquer forma, o resultado deste quase selamento do gap não resultou em mudanças significativas no escoamento, não energizando a camada limite do aileron como visto na figura 82.

O descolamento da camada limite no intradorso do aileron se deve por conta do alto arqueamento do mesmo, possuindo um *stall* negativo precoce. Na figura 86 está evidenciado a condição correspondente para o NACA 23018, no qual o aileron não apresenta alto arqueamento e é deveras mais espesso. Por conta da mudança do pivô (ser posicionado mais próximo ao intradorso do aerofólio), o bordo de ataque do aileron para deflexão de

-20° ficou mais para baixo para o caso do NACA 23018, comparado com o NLF. Isso provavelmente irá ajudar na taxa de guinada, porém ainda depende de outros fatores de análise a serem melhor tratados nas seções seguintes.

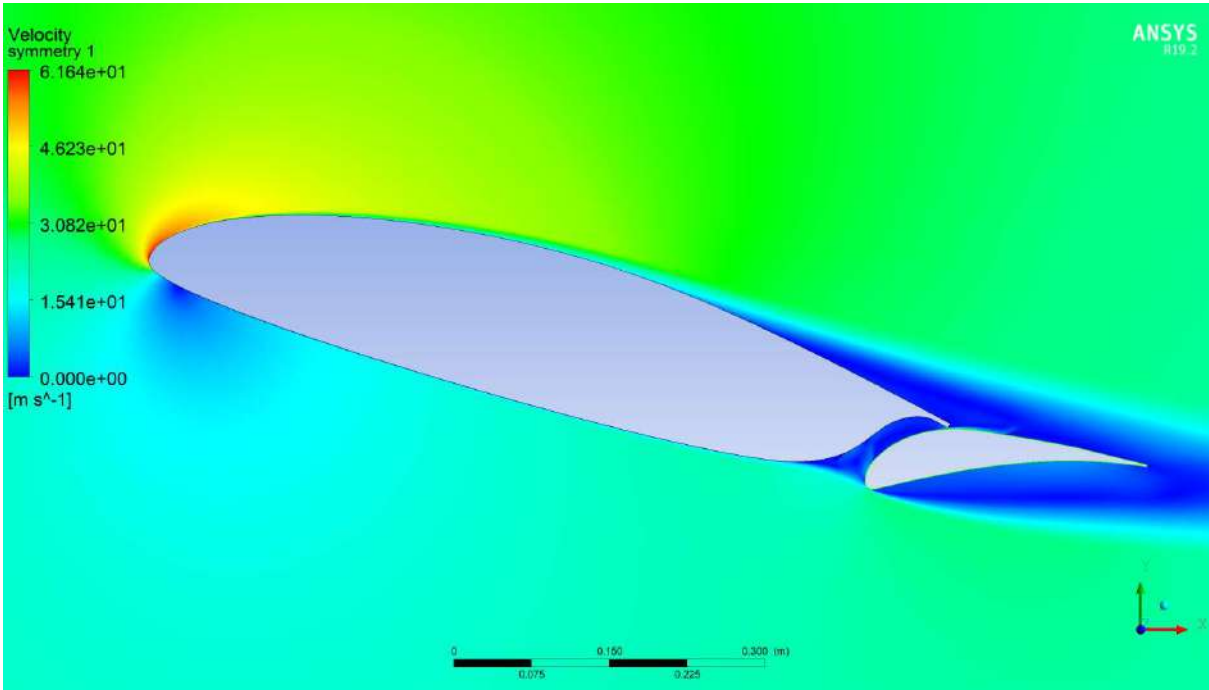


Figura 84 – NLF(1)0215F - Contour de velocidade para $\delta_a = -20^\circ$, AoA= 16° (*Frise-Type* aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$.

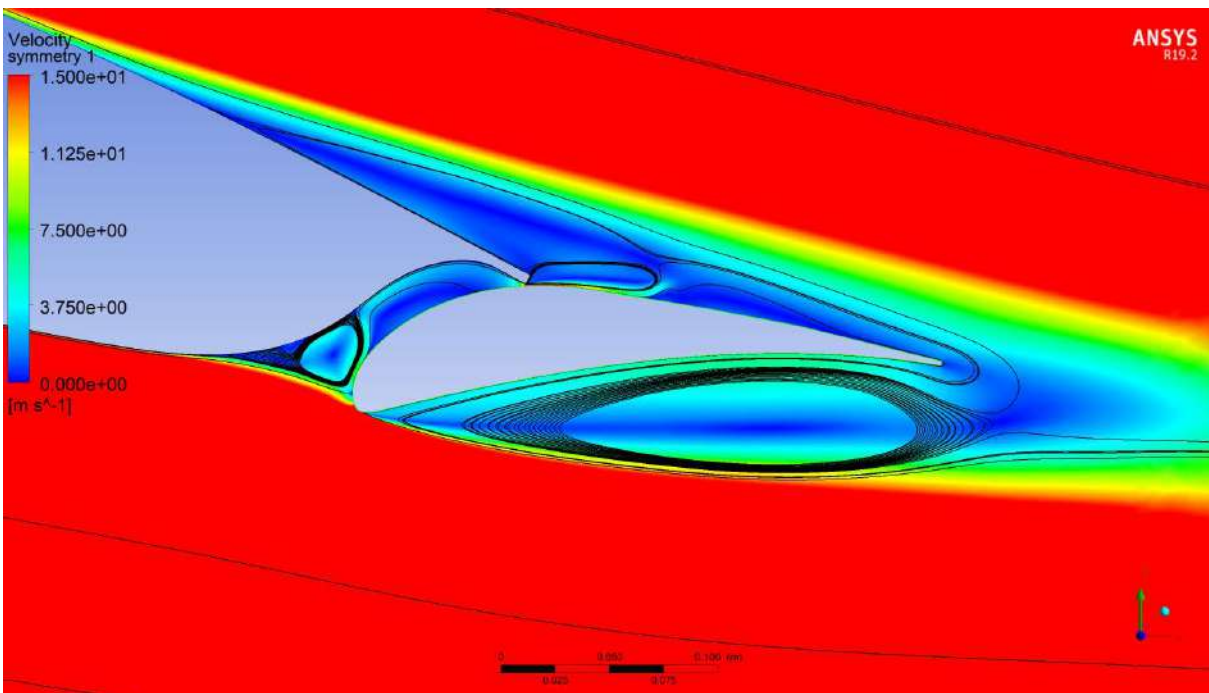


Figura 85 – NLF(1)0215F - Detalhe do contour de velocidade para $\delta_a = -20^\circ$, AoA= 16° (*Frise-Type* aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$.

Um detalhe curioso é evidenciado na figura 86 para o NACA 23018: o escoamento que sai do gap parte em direção contrária ao sentido do escoamento. Para a condição de $\delta_a = 20^\circ$ (figura 83), onde o AoA em questão é o mesmo para $\delta_a = -20^\circ$ (figura 86), o aerofólio ainda não estolou, enquanto que para $\delta_a = -20^\circ$, sim. Isto ocorre provavelmente pelo fato do aileron não conseguir gerar tanta circulação, o que minimiza o efeito de aceleração no bordo de fuga do elemento principal, propiciando o *stall*. Isto ainda acabou por acarretar em um escoamento reverso devido ao fato das magnitudes de velocidades serem baixas dentro da região descolada.

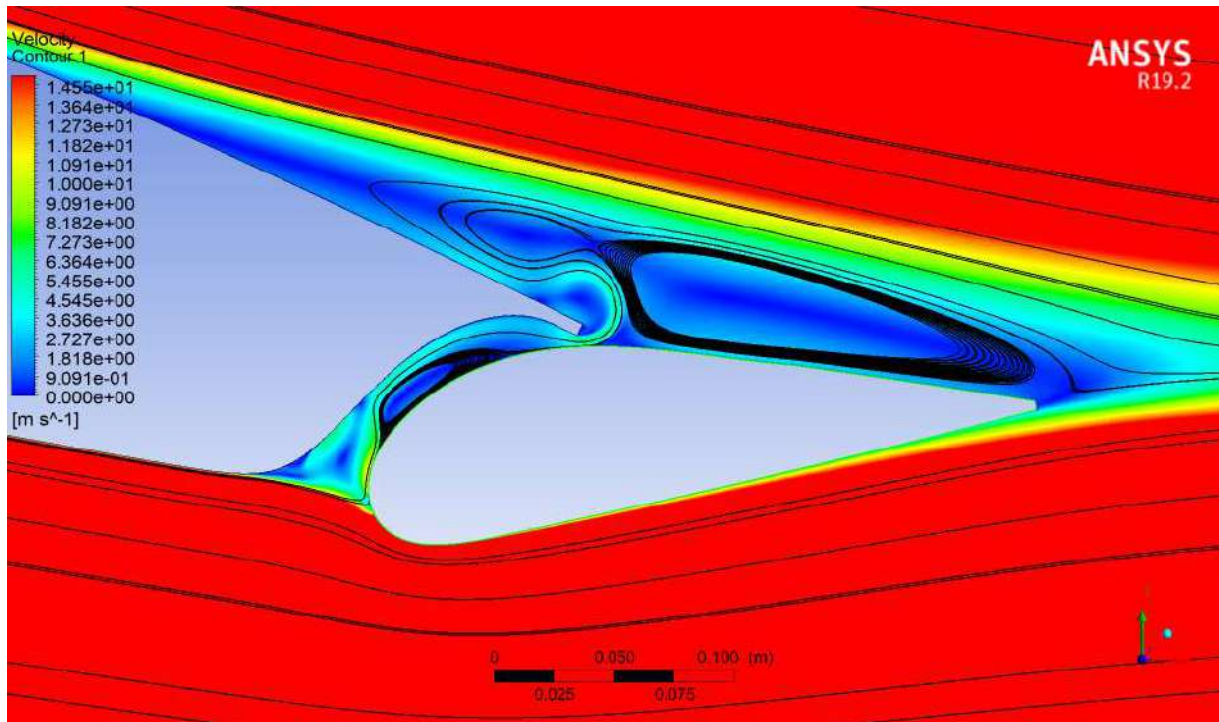


Figura 86 – NACA 23018 - Detalhe do contuor de velocidade para $\delta_a = -20^\circ$, AoA=16° (*Frise-Type* aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$.

5.3.1 Análise de pressão - Estrangulamento

Um dos motivos para realizar uma análise para o perfil NLF(1)0215F com um novo posicionamento do aileron é o fato de se suspeitar que o a primeira configuração estivesse estrangulando o escoamento na região do *slot-lip*. Após essa suspeita, averiguou-se também que o posicionamento do aileron estava longe de ser ideal para máxima sustentação, quando comparado com os exemplos de de *flaps* mencionados na seção de revisão bibliográfica. Claro que aileron não é *flap*, tanto que o pivô teve que ser escolhido principalmente pelo fato do aileron necessitar ter deflexões negativas, fazendo com que a posição ótima para máximo C_l para a condição de $\delta_a = 20^\circ$ não fosse alcançada.

Dessa forma, realizou-se uma nova simulação para um novo posicionamento do aileron para a deflexão de 20° apenas, sem se preocupar com ponto de pivotamento. Detalhes do posicionamento encontram-se na seção 4.6. Este novo posicionamento aumentou a corda

do conjunto, mas trouxe uma maior harmonia entre cavidade do *slot* e gap, mostrando ser uma das relações mais importantes ao se projetar um conjunto de multi-elementos.

Para averiguar se há ou não problemas de estrangulamento, checkou-se na configuração inicial do *Frise-Type* aileron para os casos de deflexão de aileron 10° e 20° , evidenciado nas figuras 87 e 88. Para estes casos, limitou-se o *range* de pressão entre 0 e -200 Pa, o que, adimensionalizando, resulta em 0 e -0.52 de C_p . Nota-se que para ambos os casos é bem nítido que ocorre um estrangulamento, pois a variação de pressão na região do gap é muito intensa.

Com o novo posicionamento do aileron, o escoamento fluiu melhor a ponto de aumentar consideravelmente o $C_{l_{max}}$, tendo o aileron como principal contribuinte para este aumento. Nas figuras 89 e 90 encontra-se uma comparação entre a configuração nova e antiga, evidenciando o C_p nas superfícies. o C_p do gráfico foi limitado entre 1 e -1 para fins de melhor comparação. Nota-se que é possível visualizar uma maior massa de pressão negativa no extradorso da configuração nova, comparado com a versão inicial. É possível perceber também uma diminuição de pressão no extradorso do bordo de fuga do elemento principal mais pronunciada para o caso do posicionamento novo, provocado pela maior circulação proveniente do aileron.

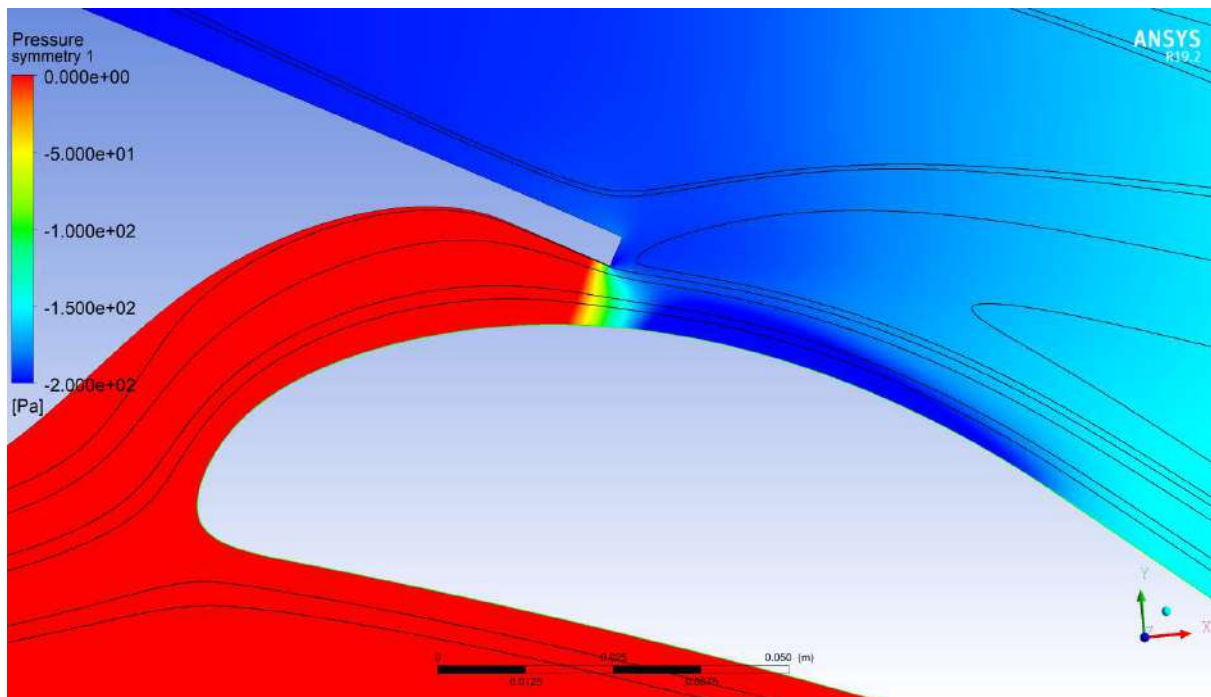


Figura 87 – NLF(1)0215F - Contour de pressão com streamlines para $\delta_a = 10^\circ$, $AoA = 16^\circ$ (*Frise-Type* aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$.

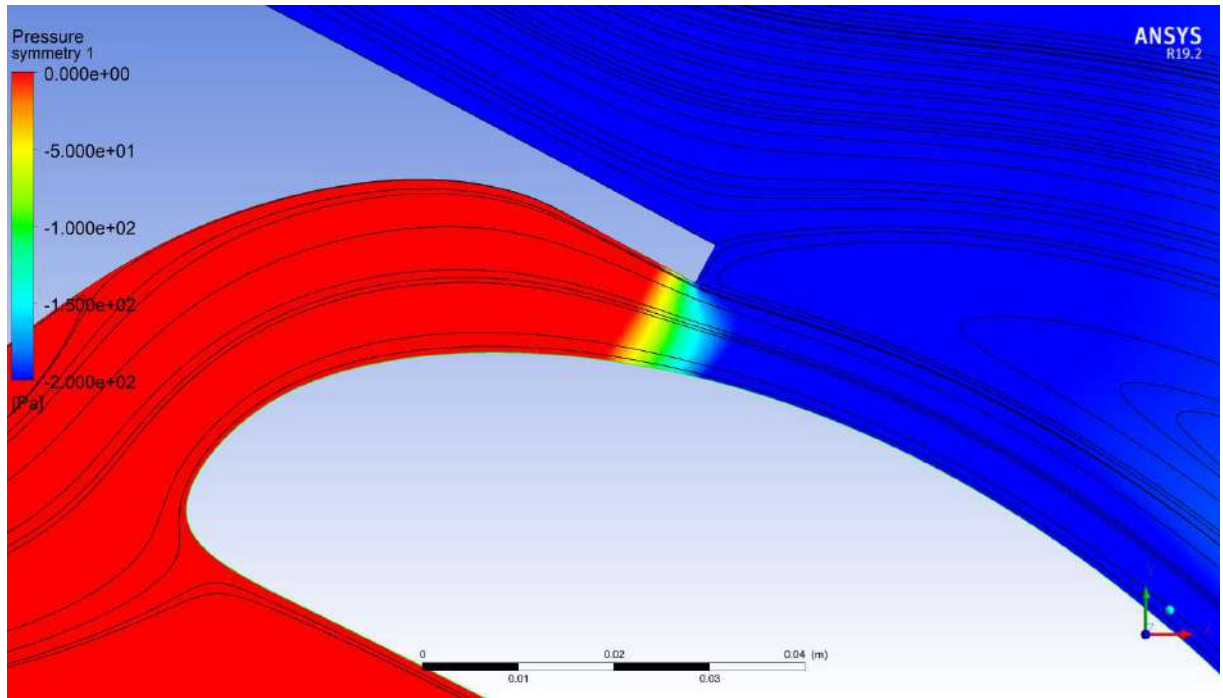


Figura 88 – NLF(1)0215F - Contuor de pressão com streamlines para $\delta_a = 20^\circ$, AoA= 16° (*Frise-Type* aileron) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$.

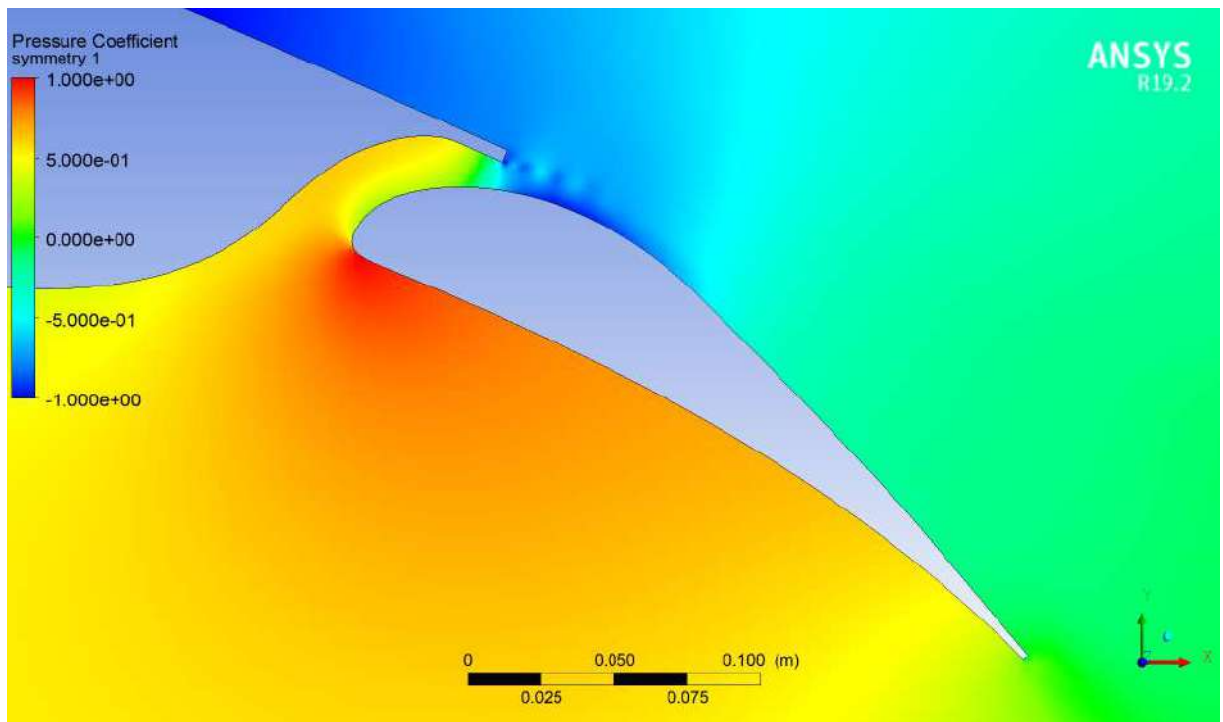


Figura 89 – NLF(1)0215F - Contuor de C_p para $\delta_a = 20^\circ$, AoA= 12° (*Frise-Type* aileron - posicionamento antigo) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$.

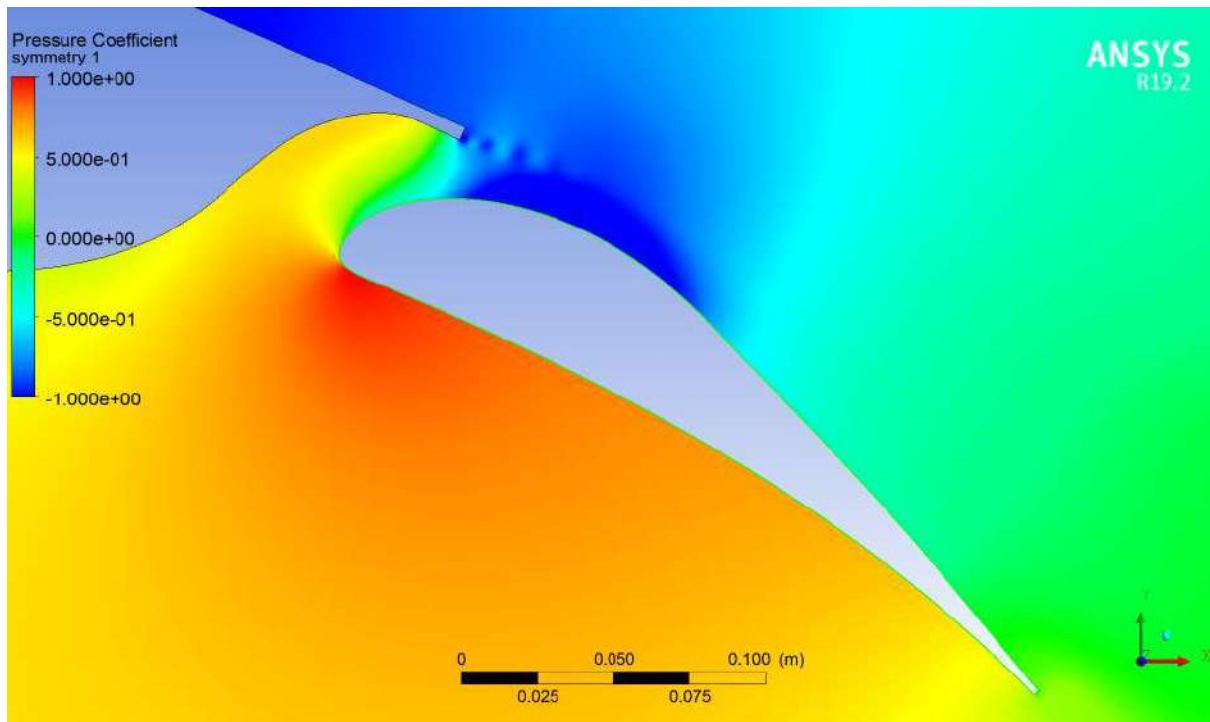


Figura 90 – NLF(1)0215F - Contuor de C_p para $\delta_a = 20^\circ$, $AoA=12^\circ$ (*Frise-Type* aileron - posicionamento novo) - $Reynolds = 1.8 \cdot 10^6$.

Apesar dos resultados positivos, acredita-se que ainda é possível obter resultados melhores para C_l a partir de novas configurações. Percebeu-se através dos resultados e do estudo feito na seção 2 deste documento que o fator mais importante para um conjunto elemento principal-*flap* é a manutenção do escoamento na cavidade do *slot*. A principal forma de se ter este resultado é garantir uma cavidade do *slot* com espessura semelhante com a do valor do gap, para evitar o estrangulamento. Entretanto, de acordo com estudos feitos na seção 2, os termos de overlap e distância em y são fundamentais e particulares para cada configuração, podendo resultar em um tamanho de cavidade de *slot* diferente do gap, mas mesmo assim sendo a configuração ótima. Dessa forma, conclui-se que para cada conjunto/configuração, é necessário achar o ponto ótimo, sendo necessário um mecanismo de acionamento robusto (não um mero pivô) para que seja abrangido com melhor eficiência as melhores posições para cada deflexão de *flap*/aileron.

6 ANÁLISE TRIDIMENSIONAL

Nesta seção será tratada como foco principal os resultados de taxa de rolagem, taxa de guinada e *Rolling criterion* para os aerofólios NLF(1)0215F e NACA 23018, comparando os casos onde é utilizado um aileron do tipo *Plain-Type* e outro do tipo *Frise-Type*. Os resultados de taxa de rolagem e taxa de guinada serão expressos pelas variáveis de coeficiente de momento de rolagem (C_l) e coeficiente de momento de guinada (C_n), respectivamente, sendo que os mesmos são calculados segundo equacionamento descrito na seção 3.1. Já o *Rolling criterion* (RC) é extraído de (WEICK; WENZINGER, 1932), sendo representado pelas equações 3.4 e 3.5 deste documento. Em resumo, o RC indica o quão efetivo é uma configuração de aileron em sua aceleração inicial de rolagem. De acordo com testes realizados em (WEICK; WENZINGER, 1932), um valor aceitável para o RC é em torno de 0.075.

Em estudo feito por (WEICK; NOYES, 1932), no qual foi utilizado o aerofólio Clark-y como modelo, indica que ailerons do tipo *Frise* não apresentam resultados significativamente melhores comparado com ailerons simplesmente *slotted* e aileron do tipo *plain*. Em seu estudo, ailerons do tipo *Frise* apresentam resultados para momento de rolagem ligeiramente inferior comparado com os do tipo *plain*, enquanto que para momento de guinada, os *Frise-Type* apresentam resultados ligeiramente melhores. Entretanto, como já mencionado na seção de revisão bibliográfica e na de análise bidimensional, o desempenho de conjuntos de multi-elementos é extremamente volátil, mudando seus resultados com pequenas modificações de posicionamentos relativos. Dessa forma, é possível que para a configuração analisada por (WEICK; NOYES, 1932) não seja a melhor configuração (ou até mesmo que o Clark-y não seja o melhor aerofólio para tal, para tanto que neste documento foi analisado dois tipos distintos de aerofólios).

Para a condução das simulações foi considerado uma asa retangular de alongamento 8 e corda unitária, tendo a localização dos ailerons apenas em seu terço final da asa. Na tabela 3 está disposto todas as características da asa, sendo esta utilizada para todas as configurações de aerofólios.

Envergadura	8 m
S_w	8 m ²
AR	8
$Corda_{raiz}$	1 m
Afilamento (λ)	1
Início do aileron	2.67 m
Término do aileron	4 m

Tabela 3 – Valores utilizados no dimensionamento da asa

Os testes serão conduzidos sem comando diferencial de aileron, ou seja, com a denominação de $\delta_a = 10^\circ$ por exemplo, significa que o lado direito da asa possui deflexão de aileron de -10° enquanto que o lado esquerdo da asa possui deflexão de aileron de 10° .

Para se averiguar os coeficientes de momento de rolagem e guinada será utilizado o software XFLR5 para extrapolação 3D das polares 2D, gerando a distribuição de C_l e de C_d ao longo da envergadura pelo método LLT.

6.1 Análise comparativa de coeficiente de momento de rolagem, coeficiente de momento de guinada e *Rolling Criterion*

6.1.1 NLF(1)0215F

Para iniciar, tem-se os resultados para o perfil NLF para duas deflexões diferentes de aileron, $\delta_a = 10^\circ$ e $\delta_a = 20^\circ$ simétrico. Nota-se que o coeficiente de momento de rolagem para deflexão de $\delta_a = 10^\circ$ tem-se uma inversão ao longo da polar. Enquanto que para AoA baixos o aileron do tipo *plain* possui melhores coeficientes, para altos AoA o *Frise-Type* que se destaca. Isso ocorre pelo fato que, para pequenas deflexões de aileron, o comportamento entre *Frise* e *Plain* ainda não são muito diferentes, com exceção em AoA próximos ao *stall*. Como é possível observar na figura 70, a polar comparativa entre *Frise* e *Plain* para $\delta_a = -10^\circ$ é praticamente a mesma, sendo que para $\delta_a = 10^\circ$, o *Frise* se destaca por muito em AoA próximo do *stall*, justamente devido à cavidade de *slot* presente.

Já para o caso com $\delta_a = 20^\circ$, os resultados foram praticamente iguais, tendendo para o *Frise-Type* ser ligeiramente melhor que o *Plain-Type*. Aqui ocorreu algo interessante: como o gap foi selado para $\delta_a = -20^\circ$, houve um aumento de pressão positiva no intradorso, resultando em um aumento de C_l em todos os ângulos de ataque. Dessa forma, acabou que compensou o ganho de C_l oriundo da deflexão positiva do extremo oposto da asa. Em outras palavras, o *Frise-Type* proporcionou um aumento de C_l para ambas as deflexões de aileron, comparadas com seus correspondentes ailerons do tipo *Plain*, o que acabou resultando em manter o coeficiente de momento de rolagem. Todavia, este fenômeno não ocorre para o aerofólio NACA 23018, que será discutido mais adiante.

Com respeito à coeficiente de momento de guinada, era esperado que a configuração *Frise* proporcionasse menores valores comparado ao *Plain-Type*. Entretanto, como é possível ver na figura 92, a configuração *Frise* apresenta coeficientes ligeiramente maiores que o *Plain*. Analisando o motivo disto averiguou-se que, pelo fato dos ailerons *Frise* possuírem consideravelmente mais C_l em todo o espectro de AoA, gerou-se assim maiores valores de arrasto induzido, o que resultou em maiores coeficientes de momento de guinada.

Quase que um resultado direto do coeficiente de momento de rolagem, o *Rolling criterion* demonstrou que ambas as configurações apresentam resultados muito parecidos, porém agora com a configuração *Plain* ligeiramente melhora que a configuração *Frise* para

$\delta_a = 20^\circ$. Para $\delta_a = 10^\circ$ o comportamento é semelhante, sendo que o *Frise* passa a ser melhor que o *Plain* para AoA próximos ao *stall* (Figuras 93 e 94).

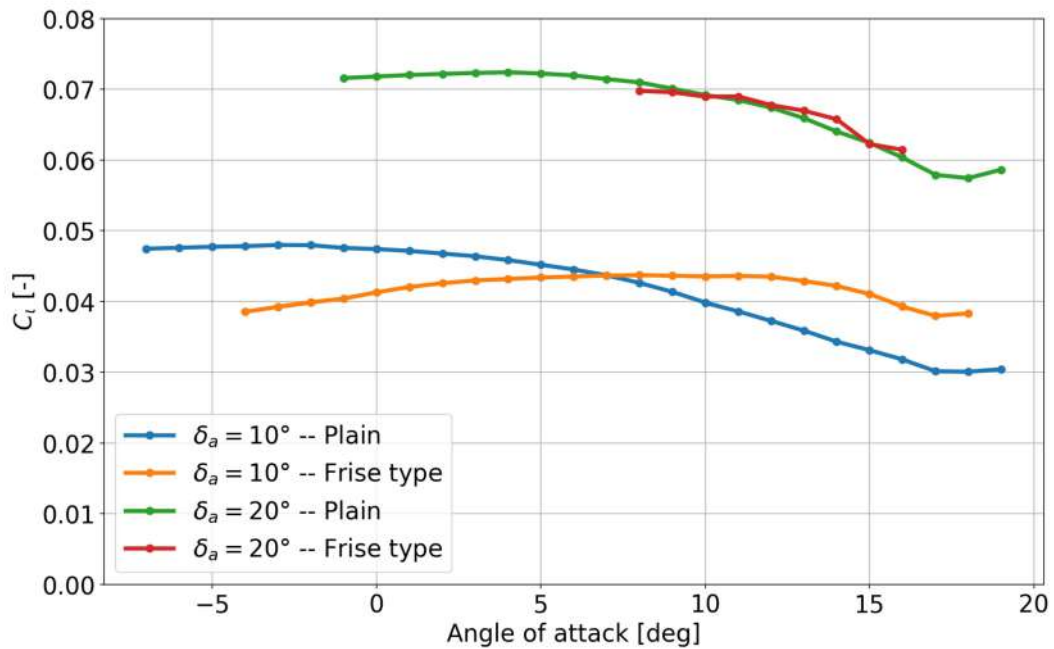


Figura 91 – Comparação de coeficiente de momento de rolagem (C_l) entre as configurações *Plain* e *Frise-Type* (NLF 0215).

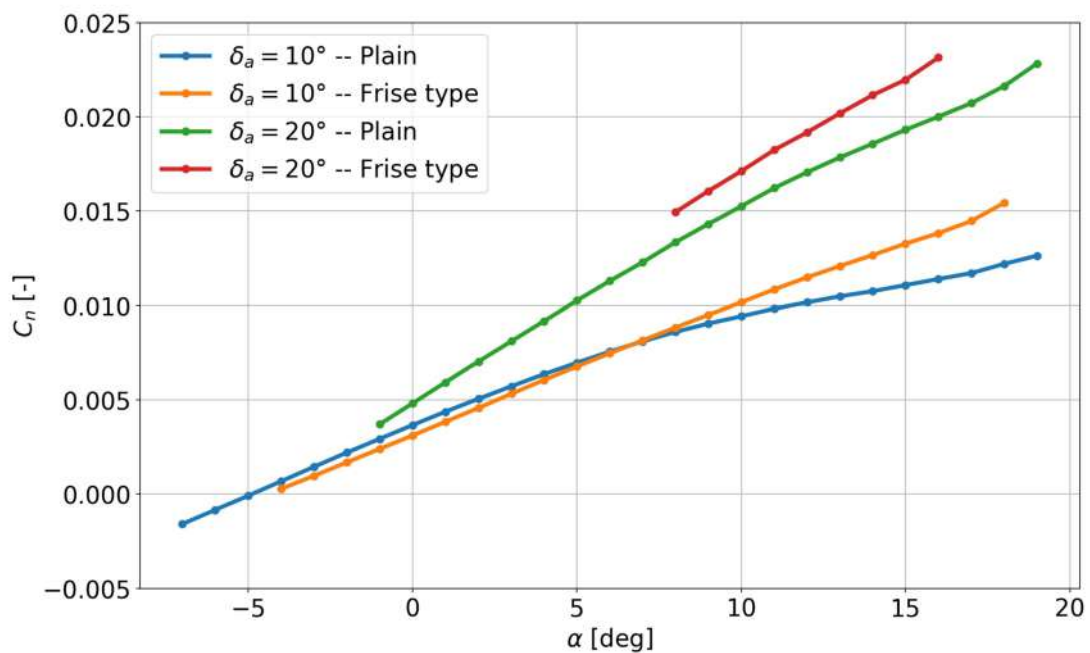


Figura 92 – Comparação de coeficiente de momento de guinada (C_n) entre as configurações *Plain* e *Frise-Type* (NLF 0215).

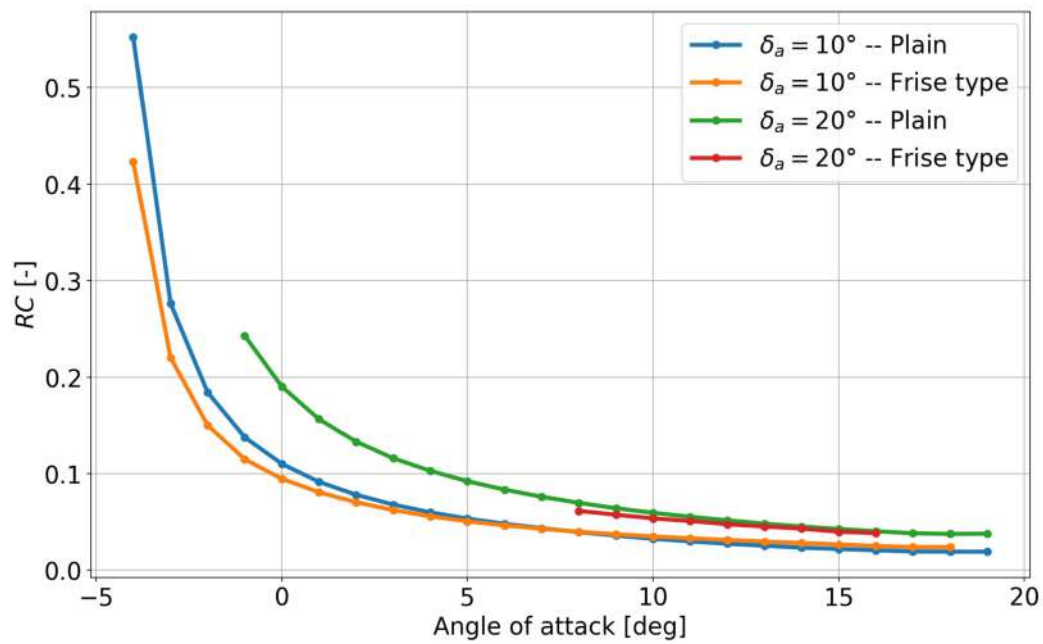


Figura 93 – Comparação de *Rolling criterion* (RC) entre as configurações *Plain* e *Frise-Type* (NLF 0215).

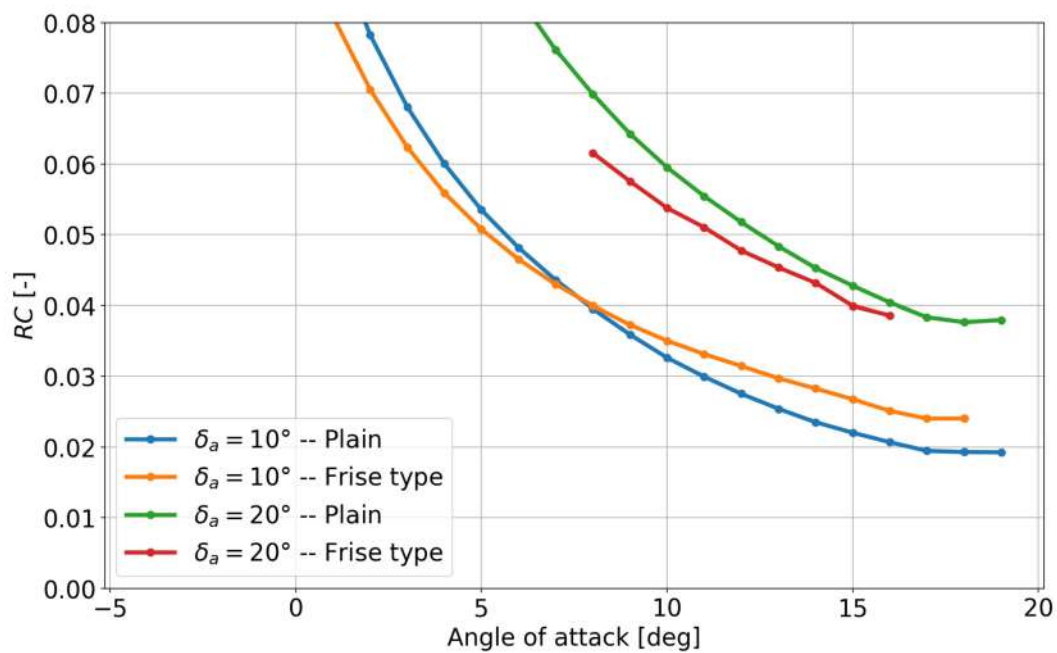


Figura 94 – Detalhe da comparação de *Rolling criterion* (RC) entre as configurações *Plain* e *Frise-Type* (NLF 0215).

6.1.2 NACA 23018

Para o aerofólio NACA 23018 foi simulado apenas a condição de $\delta_a = 20^\circ$. Com respeito ao coeficiente de momento de rolagem (C_l), o NACA 23018 apresentou características bem diferentes comparando com o NLF(1)0215F. Enquanto que o NLF apresentava uma redução no valor de C_l conforme se aumentava o ângulo de ataque da aeronave, para o NACA 23018 isto parece se inverter. Isto mostra que a utilização de ailerons em perfis espessos, de maneira geral, possui menor perda de eficiência para ângulos de ataque próximos do *stall*. Entretanto, isto não significa que os valores de coeficientes de momento de rolagem são melhores, o que de fato não são, comparados com o NLF (vide figura 91 e 95).

Nota-se também outra diferença entre estes dois aerofólios: o comportamento da curva de C_l para o aileron do tipo *Frise*. Para baixos AoA, o aileron do tipo *Frise* possui coeficientes de momento de rolagem bem inferiores comparado com o aileron *Plain*, entretanto, conforme o AoA aumenta, o *Frise-Type* acaba ultrapassando a configuração *Plain*, sendo assim melhor, apesar de ligeiramente melhor. Não foi possível obter maiores valores de AoA próximos do *stall* para conferir se o comportamento de fato continua pois ocorreram problemas de convergência no método do LLT: Pelo fato dele interpolar diretamente da polar 2D, e pelo fato do aerofólio *Frise* possuir expressivamente mais C_l comparado com o *Plain*, houve uma combinação de ângulo induzido que não foi possível convergir para mais ângulos de ataque. Todavia, nota-se que há uma tendência de a configuração *Frise-Type* ser melhor em rolagem que a configuração *Plain-Type* para aerofólios espessos em ângulos de ataque próximos ao *stall*.

Do mais, para o coeficiente de momento de guinada, tem-se comportamento semelhante para C_l , onde o *Frise-Type* torna-se maior para ângulos de ataque próximos ao *stall*, provavelmente pelo mesmo motivo visto no NLF, que é o aumento do arrasto induzido devido ao maior C_l em configurações *Frise-Type*.

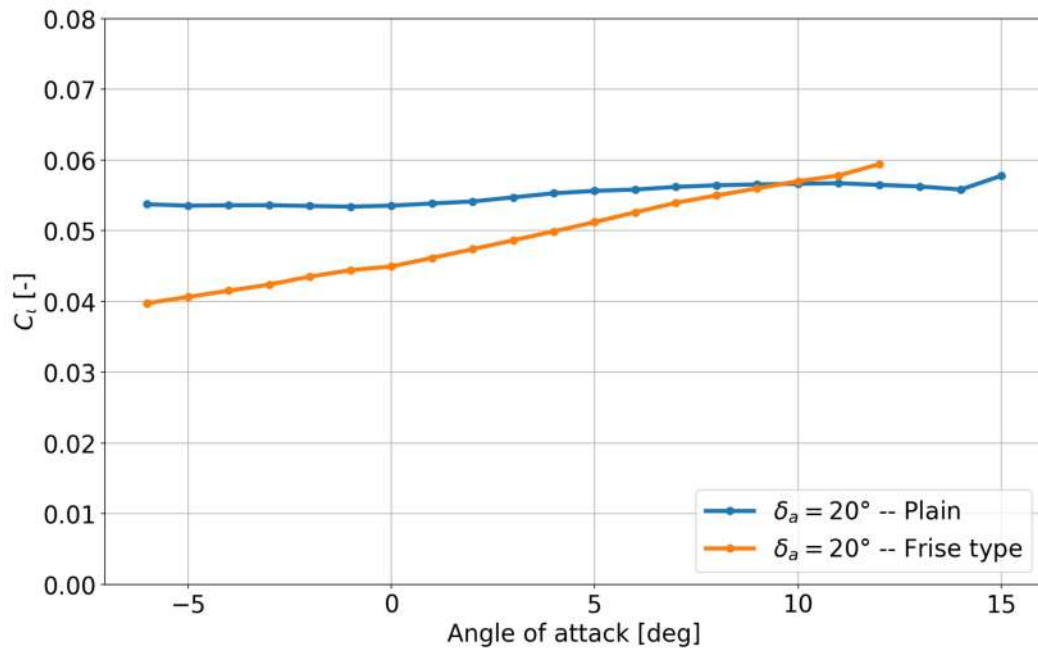


Figura 95 – Comparação de coeficiente de momento de rolagem (C_l) entre as configurações *Plain* e *Frise-Type* (NACA 23018).

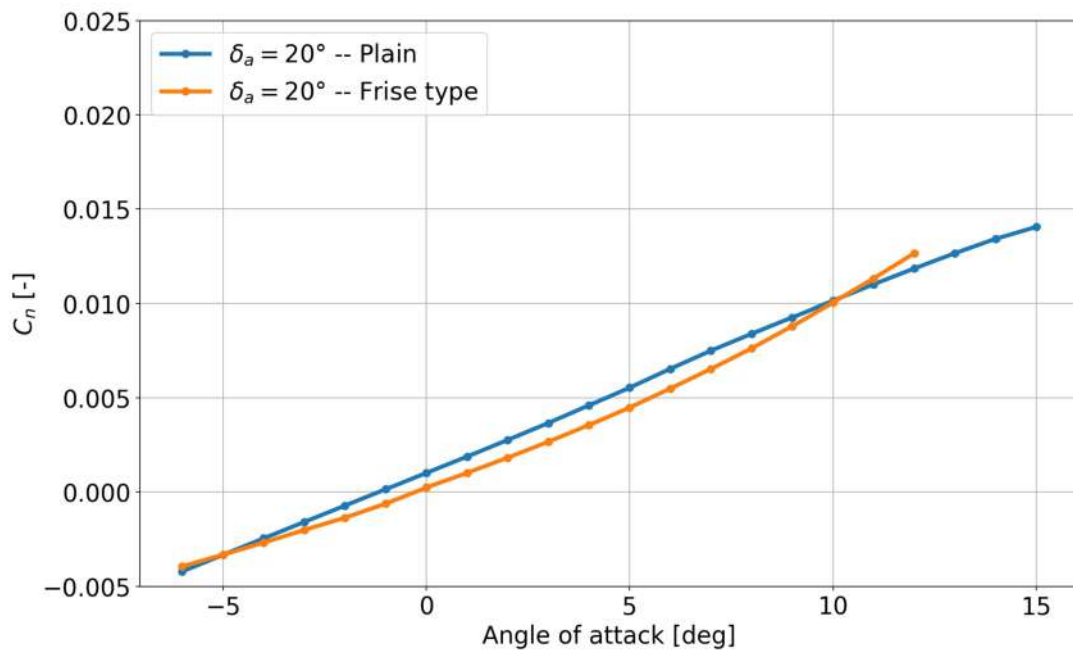


Figura 96 – Comparação de coeficiente de momento de guinada (C_n) entre as configurações *Plain* e *Frise-Type* (NACA 23018).

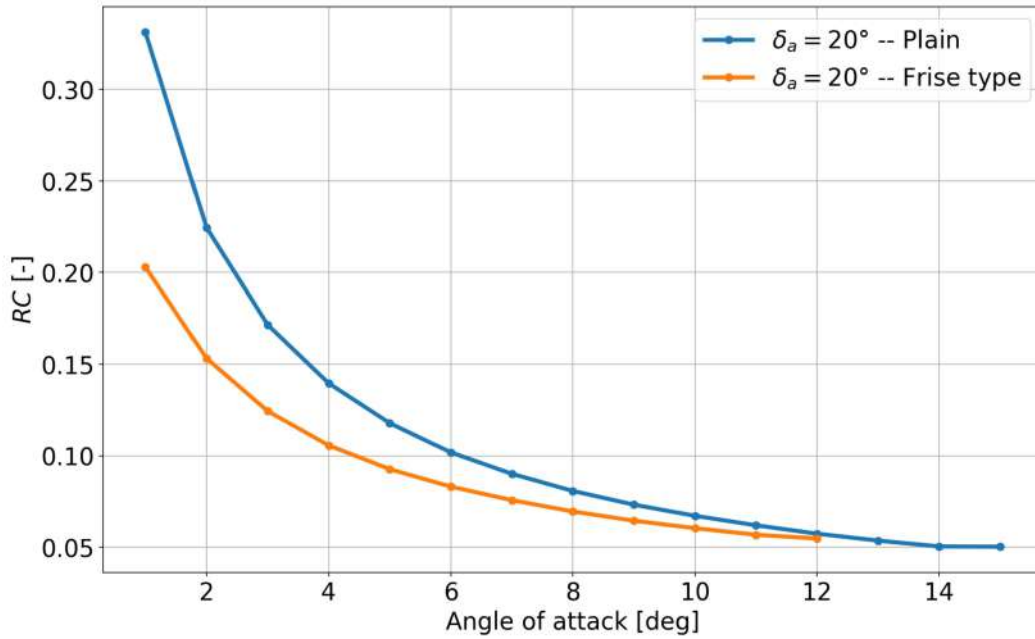


Figura 97 – Comparação de *Rolling criterion* (RC) entre as configurações *Plain* e *Frise-Type* (NACA 23018).

6.1.3 NLF(1)0215F com posicionamento do aileron para $\delta_a = 20^\circ$ modificado

A partir dos resultados obtidos anteriormente para as configurações *Frise-Type* e *Plain-Type*, decidiu-se averiguar se algumas modificações proporcionassem melhores resultados para a configuração *Frise*. Dessa forma, simulou-se em CFD um posicionamento diferente para a condição de $\delta_a = 20^\circ$ para o aerofólio NLF, com objetivo de averiguar se um aumento de C_l proporcionará um aumento no coeficiente de momento de rolagem. Assim, obtiveram-se os resultados para a configuração *Plain-Type* e *Frise-Type* com posicionamento inicial e *Frise-Type* com novo posicionamento, todos para $\delta_a = 20^\circ$ e para o perfil NLF(1)0215F, evidenciados nas figuras 98, 99 e 100.

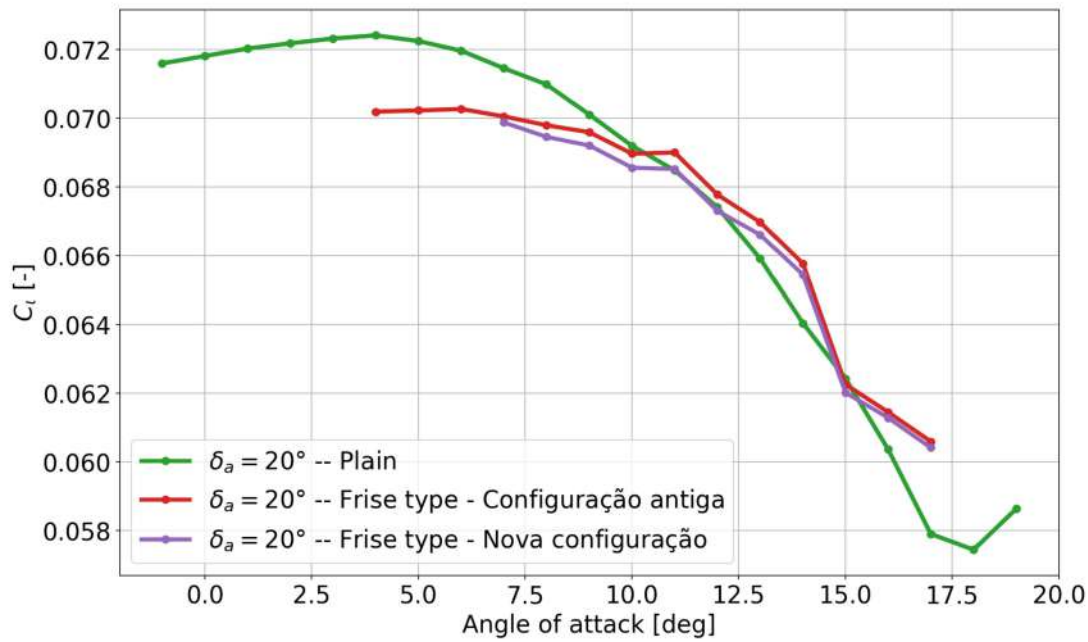


Figura 98 – Comparação de coeficiente de momento de rolagem (C_l) entre as configurações *Plain* e *Frise-Type* para aerofólio NLF(1)0215F (comparação entre a diferença de posicionamento).

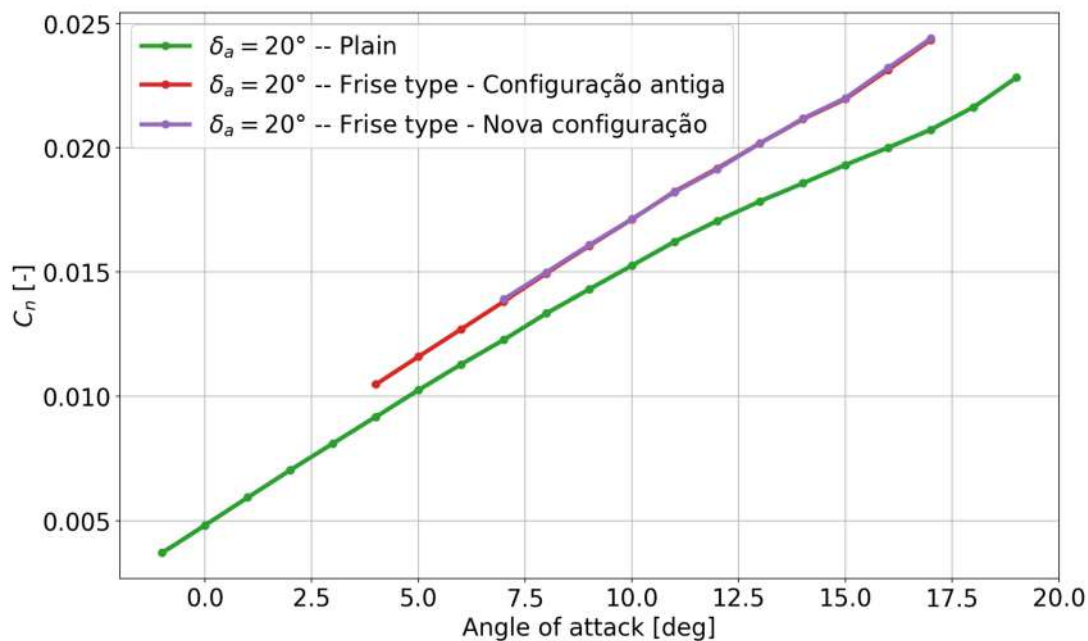


Figura 99 – Comparação de coeficiente de momento de guinada (C_n) entre as configurações *Plain* e *Frise-Type* para aerofólio NLF(1)0215F (comparação entre a diferença de posicionamento).

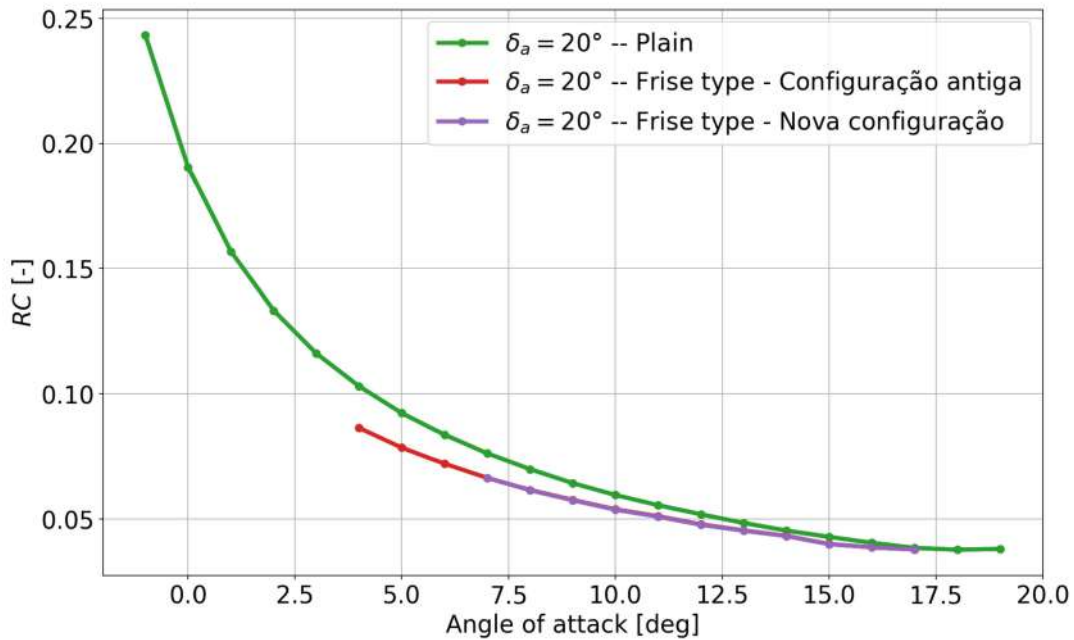


Figura 100 – Comparação de *Rolling criterion* (RC) entre as configurações *Plain* e *Frise-Type* para aerofólio NLF(1)0215F (comparação entre a diferença de posicionamento).

Nota-se que para RC e coeficiente de momento de guinada, não se obtiveram diferenças. Apenas foi observado uma ligeira diminuição no coeficiente de momento de rolagem, onde a nova configuração apresentou menores valores de C_l . Isto foi contra o pensamento inicial que quanto mais C_l para o aileron que realiza deflexão positiva, melhor. Entretanto, um maior C_l , utilizando a modelagem LLT, proporciona também um maior ângulo induzido, o que pode ter resultado nesta piora de coeficiente de momento de rolagem. Todavia, a diferença média de C_l entre as duas configurações é de apenas 0.48%, sendo deveras insignificante quantitativamente.

Com os resultados desta análise, cogitou-se que o fato que ambas as configurações, *Frise-Type* e *Plain-Type*, possuem resultados muito parecido pelo fato que o limitante das simulações está sendo o aerofólio da raiz. Para fins puramente comparativos, utilizou-se em todas as simulações tridimensionais um aerofólio na raiz que não possuísse cavidade de *slot* nem deflexão de *flap*. Isto resultou em uma diferença significativa de $C_{l_{max}}$ entre os aerofólios da raiz e das pontas. De fato, a simulação sempre parava de convergir por conta da interface aileron-raiz. Dessa forma, cogitou-se realizar mais um teste descrito na seção seguinte.

6.1.4 Análise de coeficiente de momento de rolagem, coeficiente de momento de guinada e Rolling Criterion para condição de *Flap* acionado na raiz da asa

Para conduzir tal simulação, selecionou-se a polar do caso de aileron *Frise* com deflexão 20° . Nota-se que neste caso é exatamente um caso considerando um *flap* do tipo *slotted* com $\delta_f = 20^\circ$. A escolha deste caso foi selecionado para ambas as simulações, tanto para o *Plain-Type*, quanto para o *Frise-Type*.

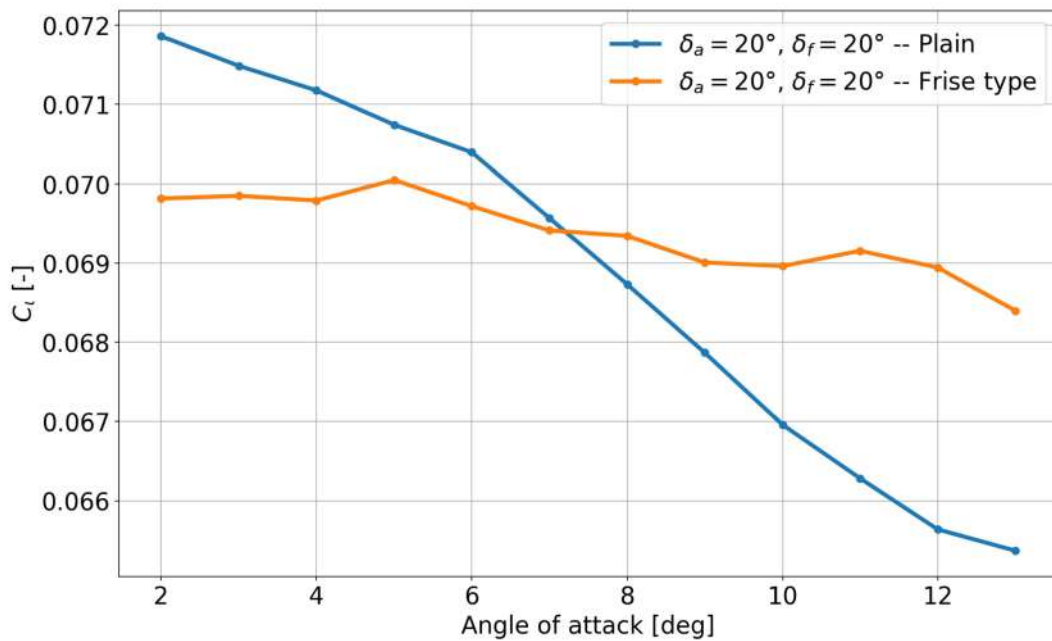


Figura 101 – Comparação de coeficiente de momento de rolagem (C_l) entre as configurações *Plain* e *Frise-Type* para aerofólio NLF(1)0215F (Simulação com $\delta_f = 20^\circ$, *slotted*).

É possível observar pela figura 101 que sim, o aileron do tipo *Frise* possui maior coeficiente de momento de rolagem para ângulos próximos ao *stall*, apenas quando se utiliza um *flap* na raiz da asa. Isso se deve pelo fato que o aileron do tipo *Frise* possui um $C_{l_{max}}$ consideravelmente maior do que para o caso do aileron do tipo *Plain*, o que faz ter maior autoridade de comando em uma situação onde a raiz não é a primeira a alcançar o *stall*. Através desta análise concluiu-se também que chega a ser perigoso utilizar um *flap* do tipo *slotted* na raiz conjuntamente com ailerons do tipo *Plain*, uma vez que, devido à torção aerodinâmica, a ponta da asa pode alcançar o *stall* mais rapidamente que a raiz, perdendo a efetividade do aileron. Isto pode causar um acidente em situações de pousos e decolagens.

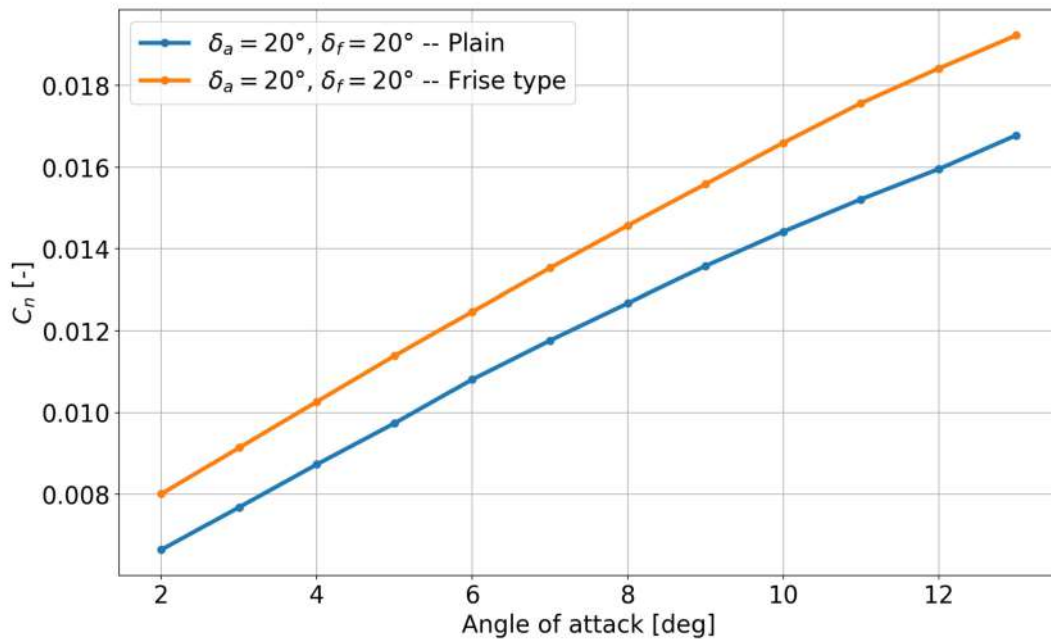


Figura 102 – Comparação de coeficiente de momento de guinada (C_n) entre as configurações *Plain* e *Frise-Type* para aerofólio NLF(1)0215F (Simulação com $\delta_f = 20^\circ$, *slotted*).

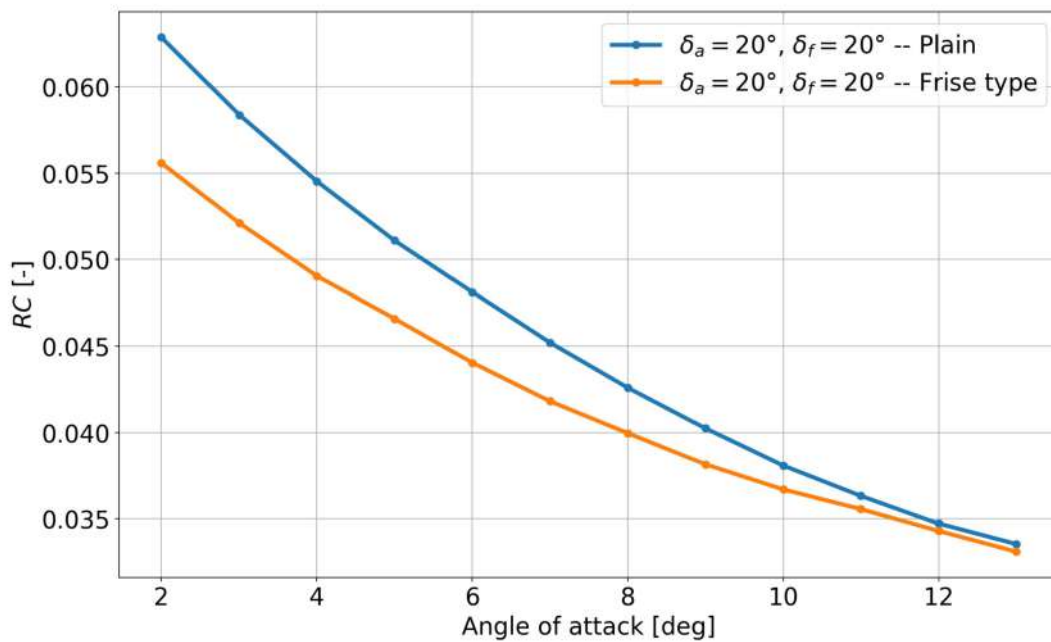


Figura 103 – Comparação de *Rolling criterion* (RC) entre as configurações *Plain* e *Frise-Type* para aerofólio NLF(1)0215F (Simulação com $\delta_f = 20^\circ$, *slotted*).

Existem dois caminhos a se pensar no quão mais efetivo é um aileron do tipo

Frise-Type: o primeiro é o fato que por ter uma cavidade de *slot* no conjunto, tem-se duas camadas limites, e o aileron possui muito mais integridade de escoamento ao seu redor, sendo mais fácil de manipulá-lo caso o comando de aileron seja acionado. Neste estudo não foi realizado nenhuma comparação de casos transientes, ou seja, onde é aplicado diferentes comandos de ailerons durante o tempo e analisado a resposta dinâmica da aeronave. Se fosse realizado, provavelmente seria possível observar que, como o aileron do tipo *Frise* possui maior integridade, ele irá possuir uma melhor resposta à mudança de comando, principalmente em AoA próximos do *stall* da aeronave.

O segundo ponto de vista para se pensar que ailerons do tipo *Frise* são mais efetivos que do tipo *Plain* é a questão da capacidade destes ailerons de gerarem mais C_l . Como ailerons do tipo *Frise* geram maiores valores de C_l ao longo de todos os ângulos de ataque, os mesmos são capazes de resistir mais ao *stall* de ponta, sendo fundamental para uma condição de pouso/decolagem, onde o Reynolds é baixo, o ângulo de ataque da aeronave é alto, e tem-se possíveis rajadas de vento. Fato este que foi comprovado também pela análise feita pela figura 101.

6.2 Distribuição de C_l ao longo da envergadura

Nesta seção é evidenciado alguns resultados referentes à distribuição de C_l ao longo da envergadura, para averiguar o comportamento já descrito nas seções anteriores. Como primeiro resultado tem-se a distribuição de C_l para o aerofólio NLF(1)0215F, com as condições de $\delta_a = 10^\circ$ e $\delta_a = 20^\circ$, representado pela figura 104. Para esta análise foi utilizado o maior ângulo de ataque que convergiu na simulação do LLT, pois a região do *stall* é de maior interesse.

Com a configuração de $\delta_a = 10^\circ$ foi possível visualizar melhor o efeito de aumento de taxa de rolagem para o NLF em alto ângulo de ataque, pois com $\delta_a = 20^\circ$, a parcela que alcança o *stall* primeiro é a raiz da asa, pois o lado da asa que possui o aileron com deflexão positiva possui um $C_{l_{max}}$ tão elevado comparado com a raiz que não atinge o *stall*, tanto para a condição *Frise* quanto para a *Plain*. para o caso com $\delta_a = 10^\circ$, o aileron do tipo *Plain* não possui um $C_{l_{max}}$ tão elevado, fazendo com que ele alcance o *stall* mais ou menos junto com a raiz da asa.

Como observação, nota-se que neste ângulo de ataque em questão, a porção da asa que alcança primeiro o *stall* é a raiz da asa (C_l próximo de 1.7), enquanto que todas as condições de aileron ainda não chegaram nem perto de alcançar o *stall* (vide figura 70).

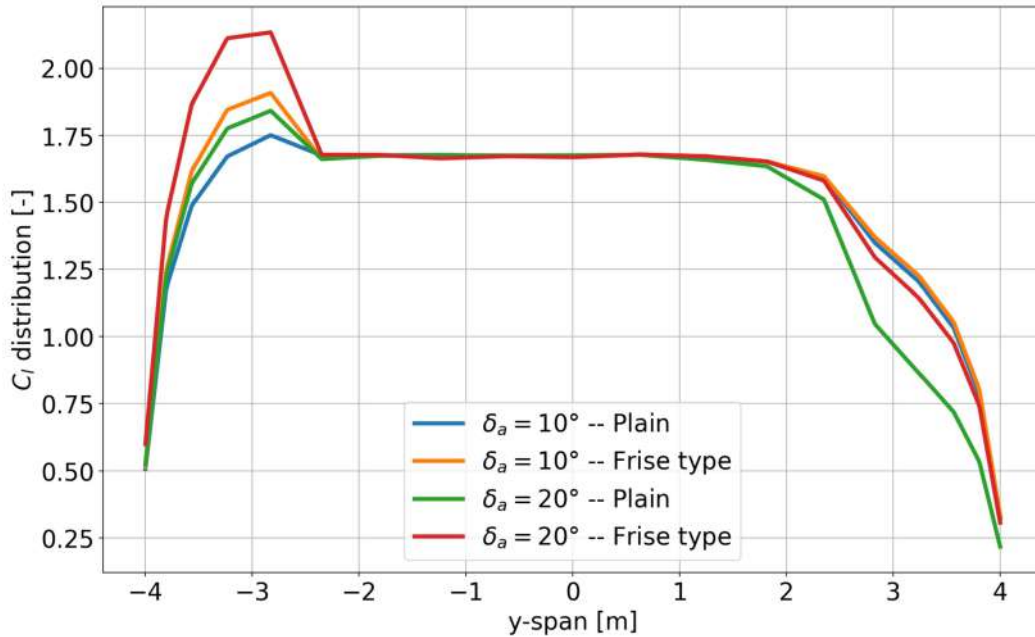


Figura 104 – Comparação de distribuição de C_l ao longo da envergadura para os casos do aerofólio NLF(1)0215F, posicionamento do pivô antigo. Ângulo de ataque da aeronave igual a 16°

A seguir será evidenciado um compilado das distribuições de C_l de todos os casos analisados que contemplem a condição $\delta_a = 20^\circ$. Para cada aerofólio e para cada condição, é evidenciado a distribuição de C_l no último ângulo de convergência do LLT, sendo assim o mais próximo de um *stall* (vide legenda da figura 105).

Na figura, é possível perceber que o novo posicionamento do aileron para a configuração *Frise-Type* com $\delta_a = 20^\circ$ não trouxe resultados diferentes, comparado com o posicionamento inicial. Como já mencionado na seção 6.1.3, o motivo se deve que a parcela da asa que alcança o *stall* primeiro é a raiz. Dessa forma, o aerofólio na ponta ainda encontra-se na região linear de sua polar, não alcançando seu $C_{l_{max}}$. E, de acordo com a figura 78, os dois aerofólios em questão apresentam o mesmo valor de C_l na região linear, se diferenciando apenas na região do *stall*.

Já para a condição onde se tem um *flap* na raiz, o comportamento é ligeiramente diferente. Nota-se que em ambas as condições, o aerofólio da raiz ainda não alcançou o *stall* (vide figura 67, no qual na verdade a polar *flap* foi utilizada como a polar do *Frise* para deflexão positiva de 20°), pois o mesmo possui um valor de C_l maior que 2.5. Dessa forma, em ambos os casos (*Frise* ou *Plain*), a asa alcançou o *stall* pelos ailerons, provavelmente na transição do aileron com deflexão negativa para a raiz. Assim, percebe-se a importância de um aileron do tipo *Frise*, no qual ele consegue sustentar uma maior circulação do que o *Plain*, o que é visto pelo maior carregamento de C_l .

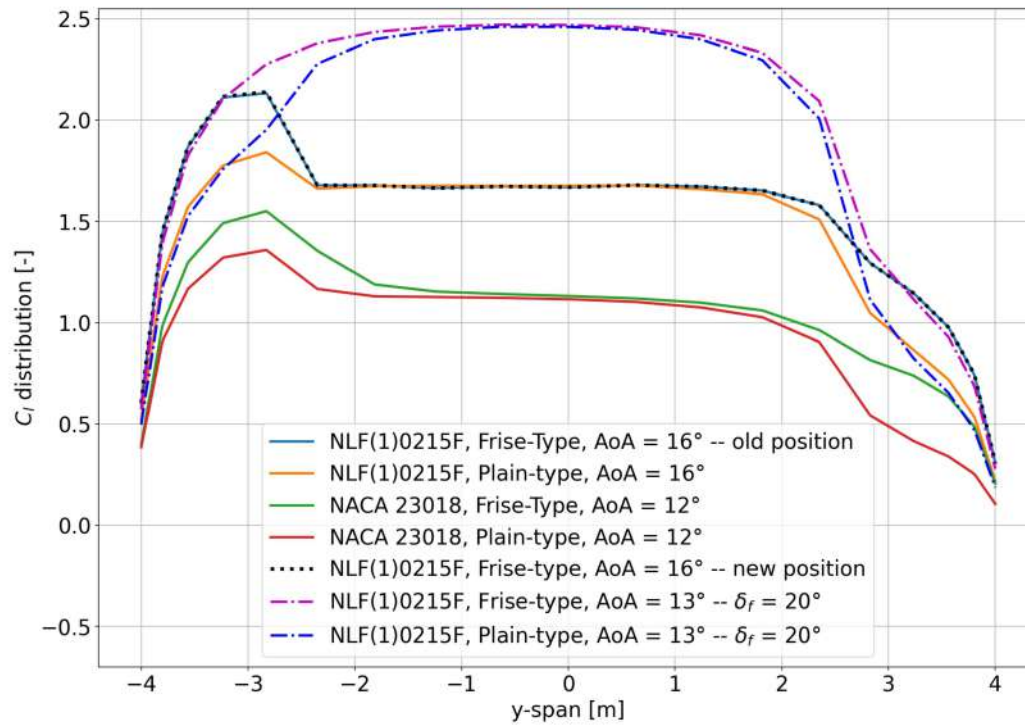


Figura 105 – Comparação de distribuição de C_l ao longo da envergadura para os aerofólios NLF(1)0215 (posição do pivô antiga e nova), NACA 23018 e condição onde se tem acionamento de *flap* na raiz ($\delta_a = 20^\circ$).

7 CONCLUSÃO

Após a condução das análises listadas neste documento, foi possível chegar em diversas conclusões a respeito de momento de rolagem e de guinada, para ailerons do tipo *Plain-Type* e *Frise-Type*. As conclusões encontram-se enumeradas abaixo.

1. O fato de se fechar o gap para o aerofólio NLF(1)0215F do tipo *Frise-Type* proporcionou um aumento de pressão no intradorso, aumentando o C_l para deflexão de aileron -20° . Já para o NACA 23018, como não se fechou, teve-se um *stall* mais cedo devido ao escoamento reverso no extradorso, melhorando a taxa de rolagem no *stall*.
2. Para ambos os aerofólios listados anteriormente, o NLF(1)0215F e o NACA 23018 com $\delta_a = -20^\circ$ do tipo *Frise*, obtiveram um aumento de C_l tanto na região linear quanto no *stall*, comparado o caso do tipo *Plain*, demonstrando que o gap, estando fechado ou não, ainda há um aumento de circulação devido ao elemento com *slot*, piorando a taxa de rolagem.
3. Com relação ao maior coeficiente de momento de guinada para ailerons do tipo *Frise*: Analisando o motivo disto averiguou-se que, pelo fato dos ailerons *Frise* possuírem consideravelmente mais C_l em todo o espectro de AoA, gerou-se assim maiores valores de arrasto induzido, o que resultou em maiores coeficientes de momento de guinada. Trabalhos futuros devem abranger um melhor posicionamento de pivô para melhorar o efeito bloqueio na porção da asa que contém a deflexão negativa, para ver se há uma melhora no coeficiente de momento de guinada.
4. Aerofólios espessos apresentam comportamento mais regular para coeficiente de momento de rolagem, não possuindo uma queda no coeficiente para ângulos de ataque próximos ao *stall*. Entretanto, isto não significa que o coeficiente de momento de rolagem em si seja melhor.
5. Nota-se que há uma tendência de a configuração *Frise-Type* ser melhor em rolagem que a configuração *Plain-Type* para aerofólios espessos em ângulos de ataque próximos ao *stall*.
6. Ailerons do tipo *Plain* e *Frise-Type* pouco se diferem em questões de coeficiente de momento de rolagem quando é utilizado um aerofólio na raiz que não tenha *flap* nem cavidade de *slot*. Todavia, ao utilizar um *flap* na raiz da asa, o potencial de circulação ao redor do aerofólio é maximizado para os ailerons do tipo *Plain* e *Frise*, tornando-se assim, evidente que a configuração *Frise* é melhor devido ao seu

maior potencial de circulação (em outras palavras, melhora capacidade de gerar sustentação). Dessa forma, ailerons do tipo *Frise* tem mais dificuldade de alcançarem o *stall* em uma condição crítica (como em pousos/decolagens com rajadas de vento), resultando em uma aeronave mais controlável e estável nestas condições.

7. Não ficou claro como seria o comportamento dos ailerons do tipo *Frise* e *Plain* quanto à análise transiente. Imagina-se que com uma análise durante o tempo no qual é alterado o comando de aileron (δ_a), é possível visualizar que a resposta dinâmica para o aileron do tipo *Frise* seja mais amortecido e controlável que para o tipo *Plain*, principalmente em ângulos de ataque próximos ao *stall*, devido a sua segunda camada limite no aileron. Para averiguar tal fato deve-se realizar uma análise transiente em CFD com comando de aileron alterável durante o tempo, ou apenas testes em aeronaves reais.

REFERÊNCIAS

- ANDERSON, J. **Fundamentals Of Aerodynamics**: New york: Mcgraw-hill higher education. 3. ed. [*S.l.: s.n.*], 2001.
- ANSYS. Lecture 7: Turbulence modeling. 2013.
- ARIFFIN, L.; ROSTAM, A.; SHIBANI, W. **Study of Aircraft Thrust-to-Weight Ratio**. [*S.l.: s.n.*], 2019. v. 1. 1-9 p. E-ISSN 2682-7433.
- ARNOT, M. How airplane wings work: Ailerons to flaps and everything in between: The points guy. 2019. Disponível em: <https://thepointsguy.com/news/how-airplane-wings-work>. Acesso em: 14 set. 2021.
- BARTLETT, D. Effects of differential and symmetrical aileron deflection on the aerodynamic characteristics of an nasa supercritical-wing research airplane model: Washington d.c.: **National Aeronautics and Space Administration**, 1975.
- CAHILL, J. Summary of section data on trailing-edge high-lift devices: Washington d.c.: **National Advisory Committee for Aeronautics**, 1948.
- CAHILL, J. Effect of slot-entry skirt extensions on aerodynamic characteristics of a wing section of the xb-36 airplane equipped with a double slotted flap: Washington d.c.: **National Advisory Committee for Aeronautics**, 1949.
- ETKIN, B.; REID, L. **Dynamics of Flight: Stability and Control**: Toronto: Jhon wiley sons, inc. 3. ed. [*S.l.: s.n.*], 1996.
- FAA. **FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, Chapter 6: Flight Controls**: Pilot's handbook of aeronautical knowledge. 2016.
- HOUGHTON, E.; CARPENTER, P. **Aerodynamics for Engineering Students**: Oxford: Butterworth - heinemann. 3. ed. [*S.l.: s.n.*], 2003.
- IRVING, H. The effects of brake flaps, taper and "sweep" on stalling. **Aircraft Engineering**, 1937.
- IVAO. International virtual aviation organisation. 2021. Disponível em: <https://mediawiki.ivao.aero/index.php?title=Aileron>. Acesso em: 17 nov. 2021.
- RAYMER, D. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**: Washington, d.c: American institute of aeronautics and astronautics, inc. 2. ed. [*S.l.: s.n.*], 1992.
- ROGALLO, F. Aerodynamic characteristics of a slot-lip aileron and slotted flap for dive brakes: Washington d.c.: **National Advisory Committee for Aeronautics**, 1941.
- ROSKAM, J.; LAN, C. **Airplane aerodynamics and performance**. 3. ed. [*S.l.: s.n.*], 2003. ISBN 1-884885-44-6.
- RUDOLPH, P. High-lift systems on commercial subsonic airliners: Seattle.: **National Aeronautics and Space Administration**, 1996.

SIMSCALE. What is y^+ (yplus?). Disponível em: <https://www.simscale.com/forum/t/what-is-y-yplus/82394>. Acesso em: 15 out. 2021.

SMITH, A. High-lift aerodynamics. **J Aircraft**, v. 12, n. 6, 1975.

WEICK, F.; NOYES, R. Wind-tunnel research comparing lateral control devices, particularly at high angles of attack. ii - slotted ailerons and frise ailerons. **National Advisory Committee for Aeronautics**, 1932.

WEICK, F.; WENZINGER, C. Wind-tunnel research comparing lateral control devices, particularly at high angles of attack. i - ordinary ailerons on rectangular wings: Washington d.c.: **National Advisory Committee for Aeronautics**, 1932.

WENZINGER, C.; HARRIS., T. Wind-tunnel investigation of an n.a.c.a. 23012 airfoil with various arrangements of slotted flaps: Washington d.c.: **National Advisory Committee for Aeronautics**, 1939.

APÊNDICES

APÊNDICE A – COMPARAÇÕES POR DISTRIBUIÇÃO DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DA CORDA

Com o objetivo de complementar as análises realizadas neste documento, decidiu-se averiguar a distribuição de pressão ao longo dos aerofólios para as condições críticas, que são às próximas do *stall*. Para tanto, é necessário antes averiguar em qual ângulo de ataque encontra-se estes aerofólios para a condição crítica de ângulo de ataque da aeronave, uma vez que, devido ao ângulo induzido, o ângulo de ataque muda para cada seção da asa.

Dessa forma, decidiu-se realizar 3 comparações: a primeira para o aerofólio NLF(1)0215F, no qual é contemplado a condição de ângulo de ataque da aeronave de 16° e $\delta_a = 20^\circ$. A segunda para o NACA 23018 na condição de ângulo de ataque da aeronave de 16° e $\delta_a = 20^\circ$. E a terceira para a comparação do NLF(1)0215F entre o posicionamento antigo e novo, no ângulo de ataque de *stall* dos aerofólios, que é de 12° . A tabela 4 abaixo lista todos os casos.

Aerofólio	Configuração	AoA (aeronave)	AoA (perfil 2d)	Deflexão de aileron (δ_a)
NLF(1)0215F	Frise-Type	16°	4°	20°
NLF(1)0215F	Plain-Type	16°	8°	20°
NLF(1)0215F	Frise-Type	16°	14.5°	-20°
NLF(1)0215F	Plain-Type	16°	17°	-20°
NACA 23018	Frise-Type	16°	5°	20°
NACA 23018	Plain-Type	16°	5°	20°
NACA 23018	Frise-Type	16°	11°	-20°
NACA 23018	Plain-Type	16°	14°	-20°
NLF(1)0215F	Frise-Type (old)	-	12°	20°
NLF(1)0215F	Frise-Type (new)	-	12°	20°

Tabela 4 – Casos avaliados na análise de distribuição de pressão ao longo da corda

A.1 NLF(1)0215F

Para o primeiro caso do aerofólio NLF(1)0215F é possível visualizar como que uma configuração de multielementos é melhor frente à distribuição de pressão. É possível observar o efeito descrito em (SMITH, 1975) a respeito do aumento de velocidade no bordo de fuga do extradorso do elemento principal em um conjunto de multi-elementos.

A configuração encontra-se no mesmo AoA da aeronave, mas mesmo assim a configuração *Frise* apresenta um maior C_l em um menor AoA bidimensional, devido à sua melhor distribuição.

Para o caso com deflexão negativa do aileron (figura 107), nota-se algo estranho a primeira vista, o fato do extradorso do aileron possuir maior pressão do que o intradorso

para um AoA da aeronave tão elevado (14.5°). Na realidade o resultado está certo, e esta inversão ocorre devido à estagnação de pressão ocasionado pelo fechamento do gap. A figura 108 evidencia o fenômeno.

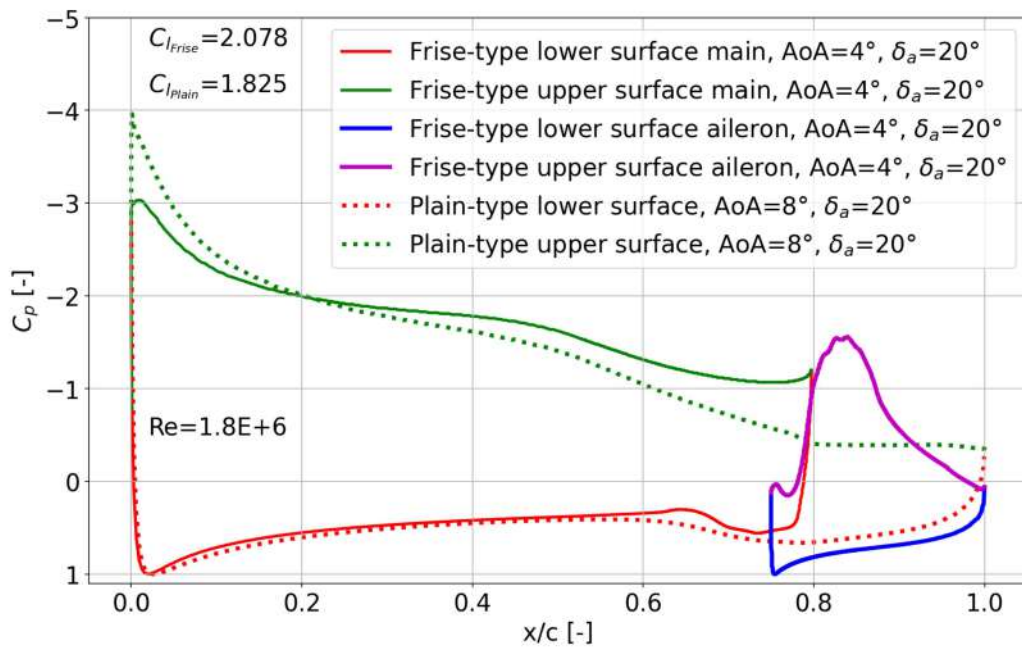


Figura 106 – NLF(1)0215F - Distribuição de C_p para $\delta_a = 20^\circ$, e para AoA da aeronave igual a 16° .

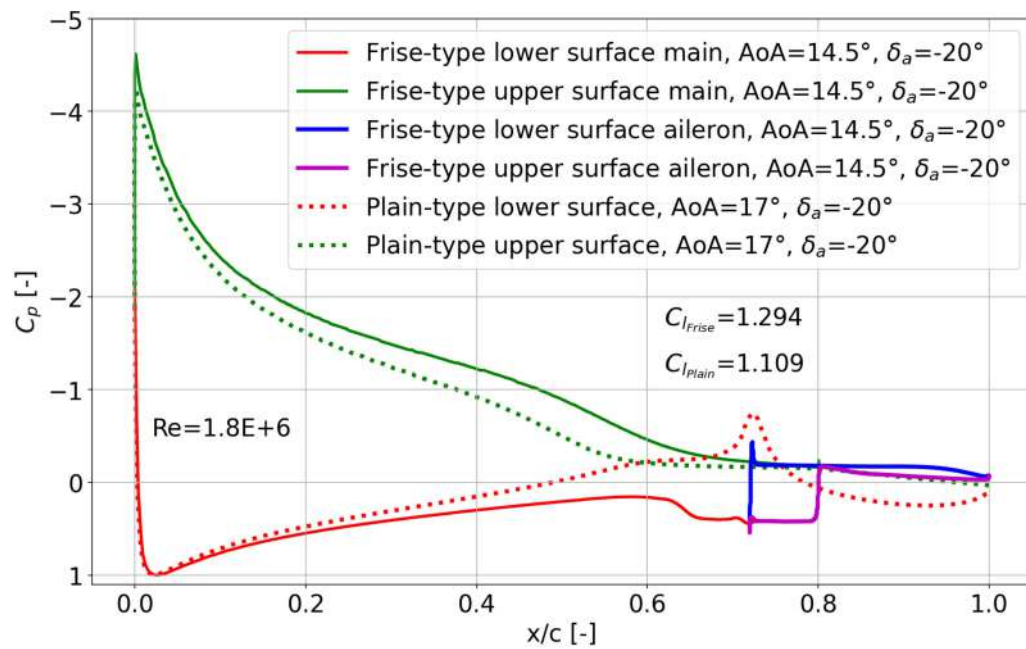


Figura 107 – NLF(1)0215F - Distribuição de C_p para $\delta_a = -20^\circ$, e para AoA da aeronave igual a 16° .

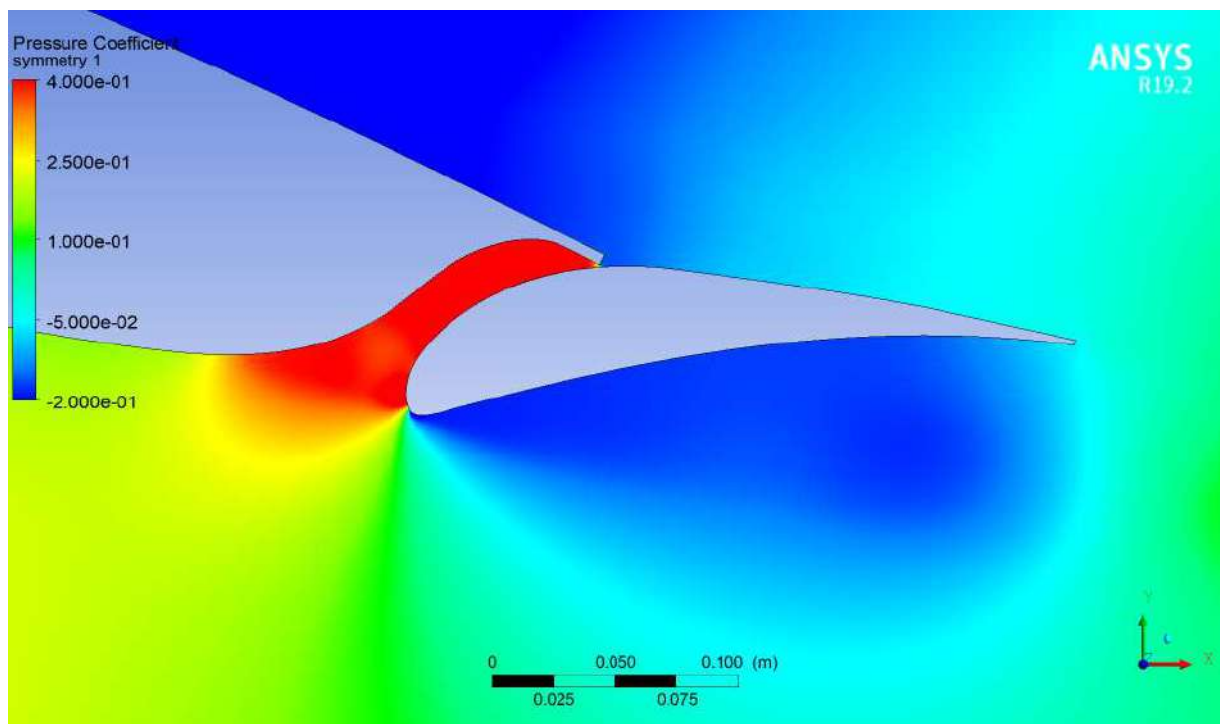


Figura 108 – NLF(1)0215F - Contour de C_p para $\delta_a = -20^\circ$, $\text{AoA}=14.5^\circ$ (Frise-Type aileron) - $\text{Reynolds} = 1.8 \cdot 10^6$.

A.2 NACA 23018

Para o NACA 23018 tem-se um menor pico de sucção comparado com o NLF, e um gradiente de pressão adverso mais suave. É possível notar neste caso, no qual o AoA do perfil tanto para o caso *Plain* quanto para o *Frise* é 5° , que para o caso onde o aileron é do tipo *Frise*, tem-se um pico de sucção maior, devido justamente ao efeito da circulação do segundo elemento do conjunto: o aileron com cavidade de *slot*. Este efeito é conhecido como *Dumping effect*, também descrito por (SMITH, 1975).

Para a deflexão negativa (figura 110), nota-se um pico de sucção no intradorso. Este pico é pronunciado pelo motivo do aileron ser espesso, não possuindo uma transição abrupta.

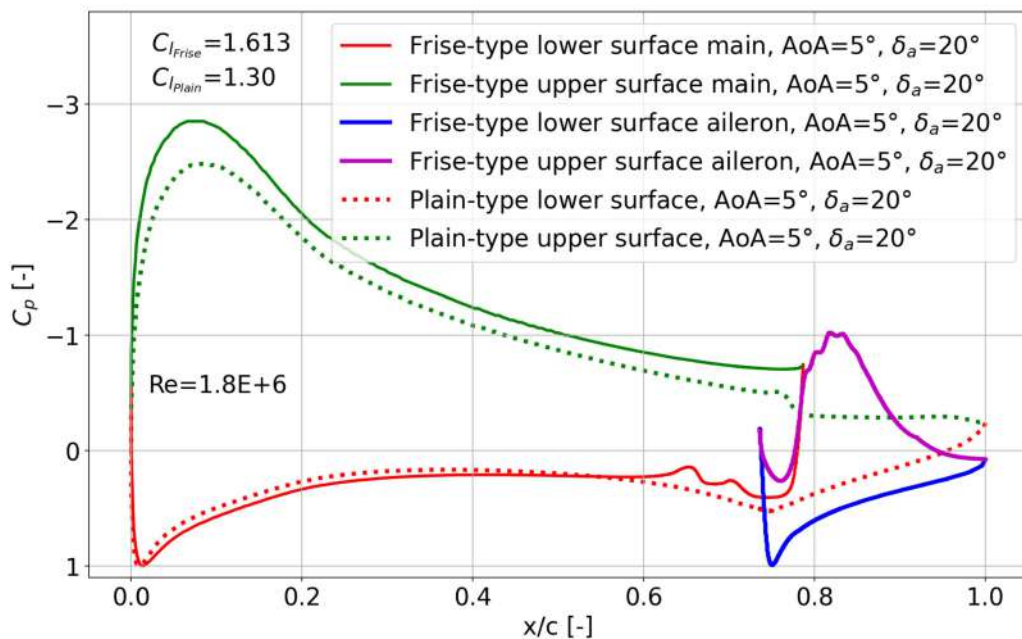


Figura 109 – NACA 23018 - Distribuição de C_p para $\delta_a = 20^\circ$, e para AoA da aeronave igual a 16° .

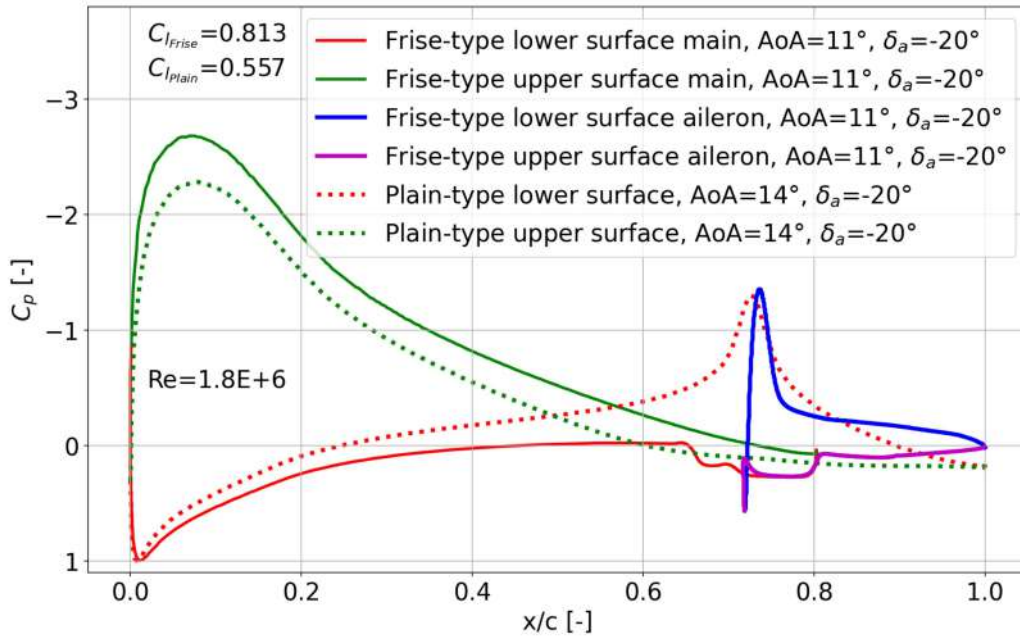


Figura 110 – NACA 23018 - Distribuição de C_p para $\delta_a = -20^\circ$, e para AoA da aeronave igual a 16° .

A.3 NLF(1)0215F com posicionamento do aileron para $\delta_a = 20^\circ$ modificado

Como última comparação, tem-se o caso do aileron com $\delta_a = 20^\circ$ com posicionamento inicialmente projetado e com o novo posicionamento. A distribuição de pressão corresponde ao ângulo de ataque de *stall* de ambos os conjuntos, sendo assim evidente de onde é que vem a diferença de C_l . Como é possível ver, a diferença vem justamente do extradorso do aileron, no qual tem-se um maior gap, o que favorece o escoamento. Nota-se também o *Dumping effect* mais uma vez, onde que, pelo fato do aileron gerar mais circulação, o pico de sucção do elemento principal é aumentado.

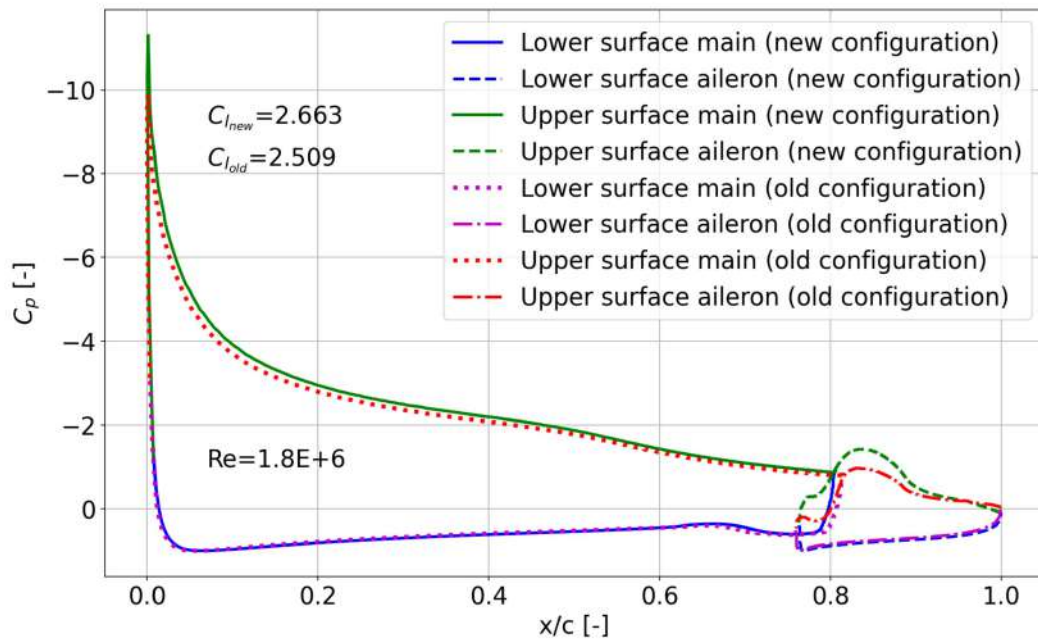


Figura 111 – NLF(1)0215F - Distribuição de C_p para $\delta_a = 20^\circ$, e para AoA da aeronave igual a 12° . Comparação entre os dois posicionamentos.