VICTOR STAFY MEGDA ROSA

PROJETO DE VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO BASEADO EM EFEITO MAGNUS



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA
2017

VICTOR STAFY MEGDA ROSA

PROJETO DE VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO BASEADO EM EFEITO MAGNUS

Monografia apresentada ao Programa de Graduação em Engenharia Aeronáutica da Universidade Federal de Uberlândia, como parte dos requisitos para obtenção do título de **BACHAREL EM ENGENHARIA AERONÁUTICA.**

Área de concentração: Mecânica dos Fluidos

Orientador: Prof. Dr. Aristeu da Silveira Neto

UBERLÂNDIA – MG

2017

FICHA CATALOGRÁFICA



VICTOR STAFY MEGDA ROSA

PROJETO DE VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO BASEADO EM EFEITO MAGNUS

Monografia **APROVADA** pelo Programa de Graduação em Engenharia Aeronáutica da Universidade Federal de Uberlândia. Área de concentração: Mecânica dos Fluidos

Banca examinadora:

_____

Prof. Dr. Aristeu da Silveira Neto- Orientador (UFU)

_____

Prof. Dr. Leonardo Sanches (UFU)

_____

Prof. Dr. Francisco José de Souza (UFU)

UBERLÂNDIA – MG
2017

"Quando o peso dos papéis do projeto é igual ao peso de decolagem, só aí é que você pode sair voando."

Donald Douglas

Agradecimentos

Sobretudo a Deus que ilumina minha vida e guia meu caminho e segue comigo na conclusão de mais uma etapa de minha vida.

À minha família, minha mãe Lúcia e meu pai Milton que sempre me apoiaram de forma incondicional em minhas escolhas e sempre estiveram presentes, seja nos momentos mais tristes ou mais felizes de minha vida. Agradeço imensamente por todo amor e carinho.

Ao Prof. Dr. Aristeu da Silveira Neto pela paciência, disponibilidade e pelo apoio que deu a realização deste trabalho.

Aos meus amigos membros e ex-membros da equipe Tucano que me auxiliaram na construção do protótipo, com componentes e ideias.

Aos amigos e colegas do laboratório de Mecânica dos fluidos pela experiência adquirida e pela cooperação de todos.

À Universidade Federal de Uberlândia e a Faculdade de Engenharia Mecânica pela oportunidade de realização do curso.

À todos meus amigos que diretamente ou indiretamente auxiliaram na conclusão deste trabalho.

À CD-Adapco, por disponibilizar o uso do *software* Star-CCM+.

ROSA, V. S. M., **Projeto de Veículo aéreo não tripulado baseado em Efeito Magnus**. 2017. 100 f. Projeto de Conclusão de Curso, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, 2017.

RESUMO

O trabalho realizado avalia uma configuração de aeronave já testada no passado, uma aeronave que voa a partir de Efeito Magnus com cilindros rotativos *(fletter plane)*, mas que devido a vários fatores, principalmente custo, não entrou no mercado. Ao contrário do teste anteriormente realizado, com uma aeronave tripulada em 1930, no estudo feito esta configuração foi testada em um VANT de porte relativamente pequeno.

Inciando-se o estudo primeiramente foi feita a validação dos resultados com dados provenientes da literatura, após isso foram feitas independência de malha e domínio. O *software* utilizado nas simulações foi o STAR CCM+.

Após a validação dos resultados, se deu início ao projeto do VANT. Primeiramente foi realizada avaliação do cilindro rotativo, onde foi calculado o arrasto, sustentação e momento de arfagem para cada Ω, após isso foi analisado a influência do alongamento nas forças e momentos gerados pelo cilindro, assim como do uso de *end-plates* e discos ao longo da envergadura, se chegando ao final desse processo ao cilindro mais adequado para a missão.

Com isto foi realizado o projeto da fuselagem, se levando em conta a carga a ser levada, os componentes embarcados e o arrasto aerodinâmico desta. Em sequência foi feita a análise dinâmica da aeronave, se projetando as empenagens e superfícies controle, garantindo a estabilidade e manobrabilidade da aeronave no envelope de voo pretendido.

Por último simulou-se a aeronave completa, realizando modificações para melhorar sua qualidade de voo como o a inserção e posicionamento do aileron assim como a modificação da posição do CG. Pode-se assim realizar uma análise dinâmica final, determinado suas características de voo e performance. Após o fim do projeto foi realizada a construção do protótipo com materiais, em sua maioria, de baixo custo.

Palavras-chaves: Efeito Magnus, VANT, Engenharia Aeronáutica, Fluidodinâmica Computacional, Análise de Estabilidade.

ROSA, V. S. M., **Mini UAV project based on Magus Effect**. 2017. 100 f. Undergraduate Thesis, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, 2017.

ABSTRACT

This research evaluates an aircraft type that was already tested in the past, the Fletter plane, but it never entered the aerospace industry, due to many factors, principally because of the high costs. Instead of the test done in 1930, with a manned aircraft, the research focused on the use of Flettner rotor on a mini-UAV.

The first thing done on this research was to validate the results with data from the literature, after this a sensitivity analysis on the boundary of the fluid domain was performed, and also a grid-dependence study. The software used in the simulations was STAR-CCM+.

After the validation of the first results, the UAV project began. To start the project was done a research on the spinning cylinder, calculating the drag, lift and pitching moment of it for some values of velocity ratio, after that it was investigated the influence of the aspect ratio in the forces and moments generated by the cylinder, as well the use of end-plates and spanwise discs, and finally after the end of this investigation the best cylinder for the mission was reached.

After the spinning cylinder study the fuselage project started, the project took into account the aerodynamic drag, the components internal to the aircraft and the payload. After this was performed the flight dynamics analysis, the tail and the control surfaces were projected, assuring the stability and control of the vehicle on the flight envelope.

Finally, the complete aircraft was simulated, on these simulations were done some modifications to make improvements on the flight quality as the insertion and placing of the ailerons and also the modification of the CG position. After this was possible to make a final flight dynamics analysis and define the flight quality and performance. After the end of this project, it was made the construction of the prototype, with low costs materials, at majority.

Keywords: Magnus Effect, UAV, Aeronautical Engineering, CFD, Stability Analysis.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1.1 – Navio Buckau que utilizava rotor de Flettner para sua propulsão 3
Figura 1.2 – Plymouth A-A-2004 3
Figura 2.1 – Efeito Magnus sobre um cilindro 5
Figura 2.2 – Resultados obtidos por Badalamenti (2010) para cilindro sem *end-plates* . . 7
Figura 2.3 – Variação do comportamento de Ω e S_t com $Re = 72000$ onde α é a razão de velocidades (SEIFERT,2012) 7
Figura 2.4 – Resultados de Stojkovic et al. (2003) 8
Figura 2.5 – Características dos cilindros testados (TAKAYAMA; AOKI, 2005) 9
Figura 2.6 – Variação de C_D nos cilindros rotativos com a rugosidade, onde α é a razão de velocidades (TAKAYAMA; AOKI, 2005) 10
Figura 2.7 – Variação de C_L nos cilindros rotativos com a rugosidade, onde α é a razão de velocidades (TAKAYAMA; AOKI, 2005) 11
Figura 2.8 – Efeito do tamanho do *end-plate* na sustentação e no arrasto, segundo Badalamenti (2010) 12
Figura 2.9 – Variação dos coeficientes de força para diferentes espaçamentos entre os discos, onde α é a razão de velocidades, segundo Thouault et al.(2010) . . 14
Figura 2.10–Resultados obtidos por Thom (1934 apud BADALAMENTI,2010), para variação do formato dos *end-plates* para $Re = 2,19 \times 10^4$ 14
Figura 3.1 – Resultados para C_D 18
Figura 3.2 – Resultados para C_L 19
Figura 3.3 – Resultados para eficiência aerodinâmica 20
Figura 3.4 – Domínio utilizado. A entrada de fluido ocorre da direita para esquerda. . . 22
Figura 3.5 – Malha final utilizada. 23
Figura 3.6 – Resultados para variação de Re 25
Figura 3.7 – Resultados para C_D em função de Ω 26
Figura 3.8 – Resultados para C_L em função de Ω 26
Figura 3.9 – Resultados para eficiência aerodinâmica em função de Ω 27
Figura 3.10–$C_L \times C_D$ 27
Figura 3.11–Resultados para C_D em função da velocidade, com ω_{cil} constante 29
Figura 3.12–Resultados para C_L em função de da velocidade, com ω_{cil} constante 29
Figura 3.13–Resultados para eficiência aerodinâmica em função da velocidade, com ω_{cil} constante 30
Figura 3.14–Resultados para C_D em função do Alongamento 31
Figura 3.15–Resultados para C_L em função do Alongamento 31
Figura 4.1 – Formatos de bicos tetados 34

Figura 4.2 – Domínio final da fuselagem 35
Figura 4.3 – Visualizações para primeira fuselagem testada 36
Figura 4.4 – Visualizações para segunda fuselagem testada 36
Figura 4.5 – Visualizações para terceira fuselagem testada 36
Figura 5.1 – Perfis testados das empenagens 38
Figura 5.2 – Curvas dos coeficientes de sustentação, arrasto e momento para empenagem horizontal 40
Figura 5.3 – Curvas dos coeficientes de sustentação, arrasto e momento para empenagem vertical para ângulos de ataque positivos, perfil simétrico 41
Figura 5.4 – Curvas da variação do C_L nas empenagens (*part-move*) com a deflexão das superfícies de controle 42
Figura 5.5 – Curva de $C_L \times \alpha$ da fuselagem 43
Figura 5.6 – Arranjo dos referencias do corpo e inercial, na aeronave (BADALAMENTI,2010) 46
Figura 5.7 – Curvas dos coeficientes de sustentação, arrasto e momento para o aileron *all-move* 47
Figura 5.8 – Curva $C_L \times \delta_a$, de sustentação para aileron *part-move* 47
Figura 5.9 – Trimagem da aeronave: curva $\Omega \times \delta_e$ para C_L e C_M 49
Figura 5.10–Variação do modo Fugóide para o envelope de voo analisado 51
Figura 5.11–Variação do modo Período curto para o envelope de voo analisado 51
Figura 5.12–Variação do modo *Dutch-Roll* para o envelope de voo analisado 53
Figura 5.13–Variação do modo Espiral para o envelope de voo analisado 53
Figura 5.14–Variação do modo Rolagem Convergente para o envelope de voo analisado 54
Figura 5.15–Avaliação da resposta da aeronave sob deflexão do profundor e rajada vertical 55
Figura 5.16–Avaliação da resposta da aeronave sob deflexão do leme e aileron durante rajada lateral 56
Figura 6.1 – Configurações iniciais testadas quanto a posição do cilindro 58
Figura 6.2 – Domínio utilizado 59
Figura 6.3 – Posições de Aileron testadas 61
Figura 6.4 – Efeito da esteira do cilindro sobre a Empenagem Horizontal 63
Figura 6.5 – Análise para cálculo de pista necessária para decolagem 64
Figura 7.1 – Alguns dos materiais que viriam a ser utilizados na construção do protótipo 66
Figura 7.2 – Motor utilizado para rotacionar o cilindro 67
Figura 7.3 – Componenetes disposotos dentro da fuselagem 68
Figura 10.1–Linhas de corrente para cilindro com alongamento 6, sem *end-plates* para $\Omega = 3$ 73
Figura 10.2–Linhas de corrente para cilindro com alongamento 8, sem *end-plates* para $\Omega = 3$ 73
Figura 10.3–Linhas de corrente para cilindro com alongamento 6 e 2 *end-plates* para $\Omega = 3$ 74

Figura 10.4–Linhas de corrente para cilindro com alongamento 8 e 2 *end-plates* para $\Omega = 3$ 74
Figura 10.5–Linhas de corrente para cilindro com alongamento 6 e 4 discos para $\Omega = 3$ 74
Figura 10.6–Linhas de corrente para cilindro com alongamento 8 e 4 discos para $\Omega = 3$ 75
Figura 10.7–Linhas de corrente para cilindro com alongamento 10, sem *end-plates* para $\Omega = 2$ 75
Figura 10.8–Linhas de corrente para cilindro com alongamento 10, sem *end-plates* para $\Omega = 3$ 75
Figura 10.9–Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10, sem *end-plates* para $\Omega = 4$ 76
Figura 10.10–Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10, sem *end-plates* para $\Omega = 5$ 76
Figura 10.11–Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10, sem *end-plates* para $\Omega = 6$ 76
Figura 10.12–Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 2$ 77
Figura 10.13–Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 3$ 77
Figura 10.14–Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 4$ 77
Figura 10.15–Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 5$ 78
Figura 10.16–Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 6$ 78
Figura 10.17–Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 4 discos para $\Omega = 2$ 78
Figura 10.18–Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 4 discos para $\Omega = 3$ 79
Figura 10.19–Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 4 discos para $\Omega = 4$ 79
Figura 10.20–Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 4 discos para $\Omega = 5$ 79
Figura 10.21–Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 4 discos para $\Omega = 6$ 80
Figura 10.22–Visualizações para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 2$ 80
Figura 10.23–Visualizações para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 3$ 81

Figura 10.24–Visualizações para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 4$ 81
Figura 10.25–Visualizações para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 5$ 82
Figura 10.26–Visualizações para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 6$ 82
Figura 10.27–Visualizações para cilindro com alongamento de 6, sem *end-plates* para $\Omega = 3$ 83
Figura 10.28–Visualizações para cilindro com alongamento de 8, sem *end-plates* para $\Omega = 3$ 83
Figura 10.29–Visualizações para cilindro com alongamento de 10, sem *end-plates* para $\Omega = 3$ 84
Figura 10.30–Visualizações para cilindro com alongamento de 6 e 2 *end-plates* para $\Omega = 3$ 84
Figura 10.31–Visualizações para cilindro com alongamento de 8 e 2 *end-plates* para $\Omega = 3$ 84
Figura 10.32–Visualizações para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 3$ 85
Figura 10.33–Visualizações para cilindro com alongamento de 6 e 4 discos para $\Omega = 3$. 85
Figura 10.34–Visualizações para cilindro com alongamento de 8 e 4 discos para $\Omega = 3$. 85
Figura 10.35–Visualizações para cilindro com alongamento de 10 e 4 discos para $\Omega = 3$ 86
Figura 10.36–Linhas de corrente para a primeira configuração com relação a posição do aileron, testada para $U = 10m/s$ 86
Figura 10.37–Linhas de corrente para a segunda configuração com relação a posição do aileron, testada para $U = 10m/s$ 87
Figura 10.38–Linhas de corrente para a terceira configuração com relação a posição do aileron, testada para $U = 10m/s$ 88
Figura 10.39–Linhas de corrente para a quarta configuração com relação a posição do aileron, testada para $U = 10m/s$ 89
Figura 10.40–Linhas de corrente para a quinta configuração com relação a posição do aileron, testada para $U = 10m/s$ 89
Figura 10.41–Linhas de corrente para a sexta configuração com relação a posição do aileron, testada para $U = 10m/s$ 90
Figura 10.42–Linhas de corrente para a sétima configuração com relação a posição do aileron, testada para $U = 10m/s$ 90
Figura 10.43–Visualizações para primeira configuração de aeronave testada quanto a posição do cilindro para $U = 10m/s$ 91
Figura 10.44–Visualizações para segunda configuração de aeronave testada quanto a posição do cilindro para $U = 10m/s$ 92
Figura 10.45–Visualizações para primeira configuração de aeronave testada quanto a posição do aileron para $U = 10m/s$ 93

Figura 10.46–Visualizações para segunda configuração de aeronave testada quanto a posição do aileron para $U = 10m/s$ 94
Figura 10.47–Visualizações para terceira configuração de aeronave testada quanto a posição do aileron para $U = 10m/s$ 95
Figura 10.48–Visualizações para quarta configuração de aeronave testada quanto a posição do aileron para $U = 10m/s$ 96
Figura 10.49–Visualizações para quinta configuração de aeronave testada quanto a posição do aileron para $U = 10m/s$ 97
Figura 10.50–Visualizações para sexta configuração de aeronave testada quanto a posição do aileron para $U = 10m/s$ 98
Figura 10.51–Visualizações para sétima configuração de aeronave testada quanto a posição do aileron para $U = 10m/s$ 99
Figura 10.52–Visualizações para quinta configuração de aeronave testada quanto a posição do aileron para $U = 15m/s$ 100

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Classificação dos VANT's com relação a MTOW, de acordo com o departamento de defesa dos EUA 15
Tabela 2 – Dimensões dos domínios utilizados (diâmetro da semicircunferência, comprimento da parte retangular e altura do domínio) e resultados obtidos para cada um dos casos 22
Tabela 3 – Níveis de refinamento utilizados e o resultado para cada caso 23
Tabela 4 – Dimensões dos blocos de refinamento, 1 é o bloco próximo ao cilindro e 2 é o bloco na região da esteira 23
Tabela 5 – Independência de domínio 34
Tabela 6 – Independência de malha 35
Tabela 7 – Resultados de C_D e C_L médios para cada velocidade, para as 3 configurações de fuselagem testadas 35
Tabela 8 – Comparação entre C_D e C_L de cada componente para as 2 posições de cilindro 60
Tabela 9 – Razão da força de sustentação da aeronave completa pela sustentação do cilindro isolado 62
Tabela 10 – C_D e C_L para todas as posições de aileron testadas 62

Lista de abreviaturas e siglas

AGL	Altitude acima do nível do solo
AMSL	Altitude acima do nível do mar
CG	Centro de Gravidade
CP	Centro de Pressão
DNS	Direct Numerical Simulation
ESC	Eletronic Speed Control
MAV	*Micro Air Vehicle*
MTOW	Máximo Peso de Decolagem
RANS	Reynolds Averaged Navier-Stokes
UAV	*Unmanned Aerial Vehicle*
URANS	Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes
VANT	Veículo Aéreo não Tripulado

Lista de símbolos

Subscritos

AI	Relativo ao Aileron
cil	Relativo ao cilindro
EH	Relativo a Empenagem Horizontal
FUS	Relativo a Fuselagem
x	Na direção x
y	Na direção y
z	Na direção z

Letras Gregas

α	Ângulo de ataque
β	Ângulo de glissada
Γ	Circulação
δ_a	Deflexão do aileron
δ_e	Deflexão do profundor
δ_r	Deflexão do leme
ϵ	Taxa de dissipação de turbulência
η	Razão da pressão dinâmica na superfície em relação ao escoamento distante do corpo
θ	Ângulo de Euler entre y_b e y_i
Θ	Ângulo de Arfagem

Θ_0	Ângulo de Arfagem na condição de equilíbrio analisada
κ	Energia cinética turbulenta
$\kappa - \epsilon$	Modelo de turbulência $k - epsilon$
$\kappa - \omega$	Modelo de turbulência $k - omega$
ρ	Massa específica
σ	Ângulo de *sidewash*
$\frac{d\sigma}{d\beta}$	Derivada do ângulo de *sidewash* pelo ângulo de derrapagem
ϕ	Ângulo de Euler entre x_b e x_i
Φ	Ângulo de Rolagem
ψ	Ângulo de Euler entre z_b e z_i
Ψ	Ângulo de Guinada
ω	Taxa de dissipação de turbulência especifica
ω_{cil}	Velocidade angular do cilindro rotativo
ω_x	Velocidade angular em x no referencial inercial
ω_y	Velocidade angular em y no referencial inercial
ω_z	Velocidade angular em z no referencial inercial
Ω	Razão da velocidade tangencial do cilindro pela velocidade da aeronave

Letras Latinas

AR	Alongamento
b	Envergadura
C_D	Coeficiente de Arrasto
C_{D_α}	Derivada do coeficiente de arrasto pelo ângulo de ataque
C_{D_Ω}	Variação do Coeficiente de Arrasto com a razão de velocidades
C_{D_i}	Coeficiente de Arrasto Induzido

C_L	Coeficiente de Sustentação
C_{L_α}	Derivada do coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque
$C_{L_{\alpha_h}}$	Derivada do coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque da empenagem horizontal
$C_{L_{\alpha_v}}$	Derivada do coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque da empenagem vertical
C_{l_β}	Coeficiente da derivada da momento de rolagem pelo ângulo de derrapagem
$C_{l_{\delta_a}}$	Derivada do coeficiente de momento de rolagem pela deflexão do aileron
$C_{L_{\delta_a}}$	Derivada do coeficiente de sustentação pela deflexão do aileron
$C_{L_{\delta_e}}$	Derivada do coeficiente de sustentação pela deflexão do profundor
$C_{L_{\delta_r}}$	Derivada do coeficiente de sustentação pela deflexão do leme
C_{L_Ω}	Variação do Coeficiente de Sustentação com a razão de velocidades
$C_{L_{MAX}}$	Coeficiente de Sustentação Máximo
C_{l_p}	Coeficiente da derivada do momento de rolagem pela taxa de rolagem
$C_{L_{trim}}$	Coeficiente de sustentação para trimagem
C_m	Coeficiente de Momento de Arfagem
C_{m_0}	Coeficiente de Momento Arfagem na condição de equilíbrio
C_{m_α}	Derivada do coeficiente de momento pelo ângulo de ataque
C_{m_Ω}	Variação do Coeficiente de Momento com a razão de velocidades
C_{n_β}	Coeficiente da derivada do momento de guinada pelo ângulo de derrapagem
C_{n_r}	Coeficiente da derivada do momento de guinada pela taxa de guinada
C_P	Coeficiente de Pressão
C_{y_β}	Coeficiente da derivada da força lateral pelo ângulo de derrapagem derrapagem
d	Diâmetro do cilindro
d_e	Diâmetro do *end-plate*
g	Aceleração gravitacional

I_0	Corrente em vazio
I_{xx}	Momento de inércia com relação ao eixo x
I_{xz}	Produto de inércia com relação aos eixos x e z
I_{yy}	Momento de inércia com relação ao eixo y
I_{zz}	Momento de inércia com relação ao eixo z
KV	Velocidade angular em RPM por Volt
L	Momento na direção x_b
L_p	Derivada do momento L com relação a p
L_r	Derivada do momento Lcom relação a r
$L_{r_{gir}}$	L_r devido ao efeito giroscópico
L_v	Derivada do momento L com relação a v
m	Massa
M	Momento na direção y_b
M_u	Derivada do momento M com relação a u
N	Momento na direção z_b
N_p	Derivada do momento N com relação a p
$N_{p_{gir}}$	N_p devido ao efeito giroscópico
N_r	Derivada do momento Ncom relação a r
N_v	Derivada do momento N com relação a v
p	Taxa de rolagem
q	Taxa de arfagem
r	Taxa de guinada
R_m	Resistência do motor
Re	Número de Reynolds
S_{ref}	Área de referência
S_t	Número de Strouhal

$SST\ k-\omega$	Modelo de turbulência $SST\ k-omega$
u	Velocidade linear na direção em x
u_0	Velocidade linear na direção em x no ponto de equilíbrio analisado
U_∞	Velocidade do escoamento
v	Velocidade linear na direção em y
V_t	Velocidade tangencial do cilindro
w	Velocidade linear na direção em z
x_b	Eixo longitudinal x, ao longo da fuselagem
x_i	Eixo x no referencial inercial
X	Força na direção x_b
X_u	Derivada da força X com relação a u
y_b	Eixo lateral y, ao longo da envergadura do cilindro
y_i	Eixo y no referencial inercial
$y+$	Distância adimensional da parede
Y	Força na direção y_b
Y_p	Derivada da força Y com relação a p
Y_r	Derivada da força Y com relação a r
Y_v	Derivada da força Y com relação a v
z_b	Eixo vertical z
z_i	Eixo z no referencial inercial
Z	Força na direção z_b
Z_u	Derivada da força Z com relação a u

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO 1

1.1 Breve Histórico 2

1.2 Objetivos 3

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA 4

2.1 Efeito Magnus 4

2.2 Efeito da variação de parâmetros do cilindro em C_L, C_D, C_m e características do escoamento 6

2.2.1 Efeito da variação de Ω 6

2.2.2 Efeito da variação de Re 8

2.2.3 Efeito da variação de rugosidade da superfície do cilindro 9

2.2.4 Efeito da variação do alongamento 11

2.2.5 Efeito da variação no número, tamanho, posição e formato dos *end-plates* 12

2.3 Efeito giroscópico em cilindros rotativos 14

2.4 Veículos Aéreos Não Tripulados 15

3 PROJETO DO CILINDRO 16

3.1 Validação 16

3.2 Independência de domínio e de malha, condições de contorno . 21

3.2.1 Independência de domínio 22

3.2.2 Independência de malha 22

3.3 Avaliação da variação de Ω, AR, Re e número de discos 23

3.3.1 Variação de C_L e C_D com Re 25

3.3.2 Variação de C_L e C_D com Ω e número de discos 25

Análise para velocidade fixa 25

Análise com variação de velocidade 28

3.3.3 Variação de C_L e C_D com AR 30

3.3.4 Escolha do melhor cilindro 32

4 PROJETO DA FUSELAGEM 33

4.1 Independência de domínio de malha 34

4.1.1 Independência de domínio 34

4.1.2 Independência de malha 35

4.2 Simulação das 3 fuselagens propostas 35

4.3 Visualizações das análises realizadas 36

5 PROJETO DE ESTABILIDADE E CONTROLE 37
5.1 Análises preliminares 38
5.1.1 Simulações para obtenção das curva de C_L, C_D e C_M do conjunto de empenagens das superfícies de comando 38
5.1.2 Análise Estática 43
5.1.3 Efeito giroscópico e suas implicações 44
5.1.4 Projeto do aileron 46
5.1.5 Trimagem Longitudinal 48
5.2 Análise Dinâmica 49
5.2.1 Estabilidade Dinâmica Longitudinal 50
5.2.2 Estabilidade Dinâmica Latero-direcional 52
5.2.3 Controle Dinâmico Longitudinal 54
5.2.4 Controle Dinâmico Latero-direcional 55
5.2.5 Configuração final da empenagem e superfícies de controle 56

6 SIMULAÇÕES COM A AERONAVE 57
6.1 Teste inicial para 2 configurações diferentes 58
6.2 Projeto do Aileron 60
6.3 Análise do efeito da esteira e projeto final das empenagens . . 62
6.4 Análises finais 63
6.4.1 Pista necessária para decolagem 63
6.4.2 Cálculo do contra torque aerodinâmico do motor do cilindro 64
6.4.3 Aeronave Final 64

7 CONSTRUÇÃO DO PROTÓTIPO 65
7.1 Materiais utilizados e técnicas de construção 65
7.2 Sistemas elétricos e redução da rotação 66
7.3 Estimativas de Massa dos componentes 67

8 CONCLUSÕESEPERSPECTIVAS. 69

REFERÊNCIAS. 71

APÊNDICE. 73
10.1 Visualizações das linhas de corrente sobre o cilindro 73
10.2 Visualizações para secção intermediária do cilindro com 2 *end-plates* 80
10.3 Visualizações para diferentes alongamentos 83
10.4 Linhas de Corrente para cada configuração de aeronave avaliada 86
10.5 Visualizações para cada configuração de aeronave avaliada . . . 91

CAPÍTULO I

INTRODUÇÃO

Ao longo da história, várias configurações de aeronaves foram desenvolvidas e testadas, sendo que algumas não puderam levantar voo, outras apesar de desenvolvidas e serem capazes de voar eram economicamente inviáveis e por último houveram aquelas que voaram e cumpriram sua missão com relativo baixo custo.

A configuração da aeronave estudada no presente trabalho, que tem um cilindro rotativo como componente responsável pela geração da força de sustentação, tem uma série de problemas envolvendo sua aplicação, que não permitiram que o projeto despertasse muito interesse na indústria. O principal destes problemas é o seu grande custo operacional.

Isso se deve ao arrasto gerado pelo cilindro, que é muito superior ao gerado por um aerofólio, e a necessidade de se gastar energia ativamente para geração de sustentação, isto é, é necessário utilizar um motor unicamente para geração de sustentação, ou por meio de engrenagens girar tanto a hélice quanto o cilindro, aproveitando a potência do motor tanto para o cilindro (gerando sustentação) quanto para a propulsão do veículo.

Isto faz com que haja necessidade de um motor com grande potência, consumindo muito combustível, que além disso possui um peso considerável, diminuindo o MTOW da aeronave.

Outro fator que prejudicou o sucesso do projeto foi a falta de segurança, pois ao contrário dos helicópteros, que contam com o fenômeno da autorrotação, caso ocorra falha no motor do cilindro, este será rapidamente freado e o piloto terá pouco tempo para tentar um pouso emergencial. Assim uma falha no motor do cilindro é extremamente perigosa para a aeronave. Por último, outro problema deste projeto é o efeito giroscópico, que é muito intenso e prejudica sua manobrabilidade exigindo superfícies de controle robustas.

A maior vantagem deste tipo de aeronave ocorre justamente com o que mantém a aeronave no ar, a força de sustentação. O Efeito Magnus em um cilindro produz C_L muito superior ao de um perfil hipersustentador. Outra vantagem é a ausência de *stall*. Como será mostrado posteriormente as forças aerodinâmicas geradas pelo Efeito Magnus são praticamente independentes do ângulo de ataque.

Com a rápida ascensão no uso dos VANT's (CUMMINGS,2017), tem-se pesquisado

várias maneiras para melhorar seu desempenho e mitigar algumas de suas limitações. Uma dessas limitações, particularmente importante para aqueles com motor elétrico, é o pouco tempo de voo que a bateria é capaz de fornecer. Embora um VANT que voe por Efeito Magnus, consuma bem mais energia que outro convencional de tamanho similar, o primeiro é capaz de carregar mais carga para uma mesma velocidade de operação, o que permite que possua uma bateria maior e consequentemente tenha mais autonomia de voo.

Se voando a baixo Re, e otimizando o cilindro para o envelope de voo no qual operará, consegue-se reduzir o prejuízo de eficiência aerodinâmica ao se utilizar cilindros rotativos como dispositivo para geração de sustentação.

Assim é possível que em casos nos quais é exigido alto MTOW, pequenas dimensões e a maior preocupação não é o consumo energético, essa tecnologia seja aplicada.

Neste trabalho foi projetado uma aeronave com esta configuração de acordo a descrição fornecida,que após a conclusão do projeto foi construída.

1.1 Breve Histórico

O Efeito Maguns foi percebido como fenômeno pela primeira vez no século XIX. Se pensava no início do século XIX que a influência da resistência do ar era desprezível na trajetória de um projétil, mas se verificava que várias vezes este sofria desvio mais significativo do que era previsto.

Benjamin Robins identificou que uma bala logo após sair do cano de uma arma adquiria um movimento de rotação em torno de seu eixo, e concluiu que essa rotação mudaria a resistência do ar no projétil aumentando na parte onde o sentido de rotação fosse o mesmo do deslocamento, assim o desvio da trajetória do projétil seria causado por uma diferença na resistência do ar.

O primeiro a identificar o fenômeno corretamente foi Gustav Magnus, que realizou experimento com um cilindro rotativo que era exposto a uma corrente de ar. Ele notou que o cilindro sofria um forte desvio lateral, sempre na parte onde a velocidade tangencial do cilindro estava no mesmo sentido do escoamento.

No início do século XX tentou-se aproveitar este conhecimento na engenharia de várias formas, a mais bem conhecida é a propulsão de navios por meio de Efeito Magnus. A ideia foi do engenheiro Anton Flettner na década de 1920, e por conta disso o rotor utilizado para esta e outras aplicações viria a ser batizado de rotor de Flettner.

O navio com propulsão a rotores (Fig 1.1) era econômico e eficiente para época, mas não tanto quanto o sistema de propulsão convencional que surgia no mesmo período, o que fez com que a tecnologia não fosse bem sucedida no mercado.

Houveram tentativas, embora isto seja pouco conhecido, de se voar uma aeronave que utilizasse um rotor de Flettner como componente responsável por sua sustentação. Um único voo bem sucedido foi documentado, mas o provável é que tenham ocorrido alguns voos bem sucedidos com a mesma aeronave. Este voo foi realizado em 1930, a aeronave foi projetada

por 3 inventores anônimos para Zaparka, se tratava do Plymouth A-A-2004 (Fig 1.2).

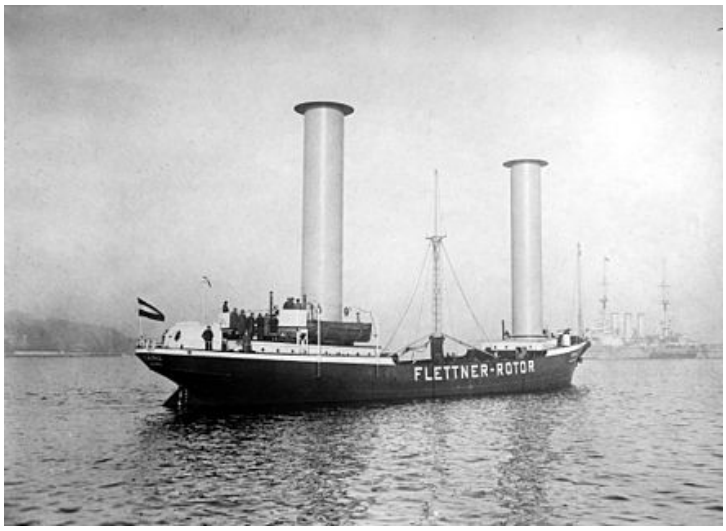


Figura 1.1 – Navio Buckau que utilizava rotor de Flettner para sua propulsão

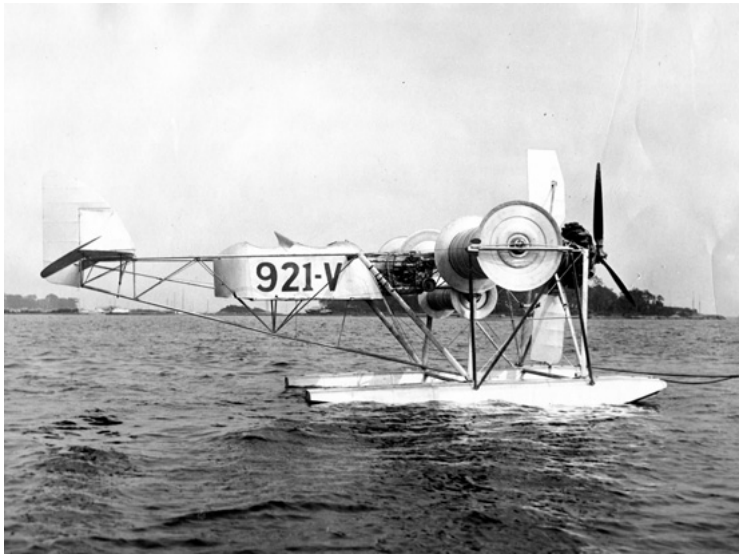


Figura 1.2 – Plymouth A-A-2004

1.2 Objetivos

O objetivo principal do presente trabalho foi através da utilização de CFD e conhecimentos de engenharia em várias áreas, se conceber uma aeronave rádio controlada com voo por Efeito Magnus que seja capaz de decolar, voar e pousar. Durante o projeto buscou-se conceber a aeronave com o melhor desempenho possível, e que levantasse a máxima carga dentro dos limites impostos inicialmente, que se tratam do diâmetro e envergadura do cilindro.

F

CAPÍTULO II

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Efeito Magnus

O efeito Magnus consiste no fenômeno que ocorre quando determinado fluido escoa sobre um corpo em rotação em torno de seu eixo, o que é melhor visualizado em corpos com secção circular como um cilindro ou esfera.

O Efeito Magnus muda a magnitude das forças aerodinâmicas geradas ao mudar a distribuição de pressão no corpo, pois a velocidade do escoamento na parte inferior e superior do cilindro serão diferentes, isto por sua vez ocorre devido a mudança dos pontos de descolamento da camada limite, que são modificados com a mudança da velocidade tangencial do corpo e consequentemente do fluido na camada limite.

O ponto de descolamento é movido para trás na parte da superfície do cilindro que se move no mesmo sentido do fluido, enquanto na parte da superfície que se move em sentido contrário, este é movido para frente, segundo Badalamenti (2010).

O parâmetro mais influente nas forças e momentos advindos do Efeito Magnus é Ω, que é a razão da velocidade tangencial do cilindro pela velocidade do escoamento incidente sobre este.

É importante ressaltar que a força de Magnus surge não pela diferença de velocidade do corpo em sua superfície inferior e superior, mas graças a mudança nos pontos de descolamento da camada limite (BADALAMENTI,2010). Isso explica o Efeito Magnus negativo, que pode ocorrer em baixo Ω, comumente $\Omega<1$. Para este caso a força de Magnus surge em sentido inverso ao esperado, isto é ela aponta para parte da superfície do corpo que tem velocidade tangencial no sentido inverso do escoamento.

O sentido da força depende do sentido de rotação do corpo. Assim, com o fluido se deslocando da esquerda para direita e o corpo girando em sentido horário a força de Magnus será positiva produzindo sustentação, como é observado na Figura 2.1, caso o sentido do escoamento ou de rotação seja invertido o sentido da força de Magnus também será invertido, produzindo *downforce*.

No passado tentou-se resolver escoamentos em cilindros rotativos utilizando-se méto-

dos analíticos, baseados na teoria de escoamento potencial, mas os resultados se apresentam razoavelmente condizentes apenas sob situações bem especificas, como alto Ω e baixo Re.

Por meio da teoria de Kutta-Joukowski pode-se mostrar que o C_L produzido por um cilindro rotativo é dado por:

$$C_L = 2\pi\Omega \tag{2.1}$$

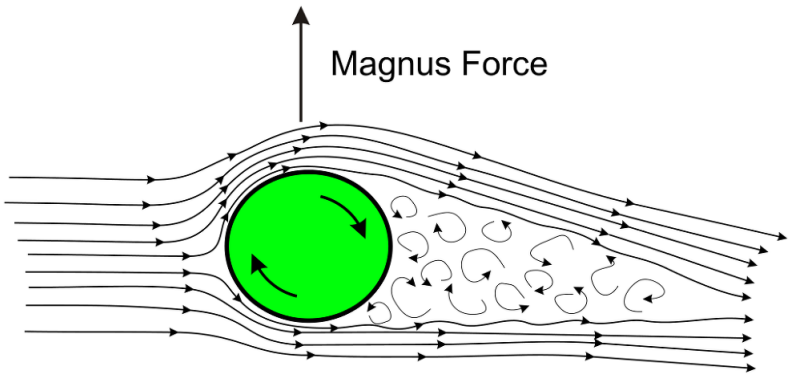


Figura 2.1 – Efeito Magnus sobre um cilindro

Conforme o modelo de escoamento potencial, a sustentação cresce indefinidamente, de forma proporcional ao aumento de Ω do cilindro. Sabe-se no entanto que ocorre uma espécie de saturação conforme se aumenta Ω, ocorrendo uma diminuição no C_{L_Ω}, sendo esse efeito mais evidente quão maior for o Re e menor o alongamento,segundo Swanson (1961). A variação de C_L, C_D, C_m do cilindro com Re, Ω, alongamento entre outras variáveis será mostrado na próxima secção.

Prandtl acreditava que o valor máximo de C_L para um cilindro rotativo seria de 4π pois, conforme a Eq. 2.2 (proveniente da hipótese de escoamento potencial), os dois pontos de estagnação seriam coincidentes não podendo portanto ocorrer um maior valor de C_L. Após experimentos, foi descoberto que este limite não existia podendo se atingir valores muito superiores de C_L.

$$C_P = 1 - \left(4sen^2(\theta) + \frac{2\Gamma sen(\theta)}{\pi R U_\infty} + \left(\frac{\Gamma}{2\pi R U_\infty}\right)^2\right) \tag{2.2}$$

Onde θ é o ângulo no cilindro partindo-se de 0 no sentido anti-horário e R é o raio do cilindro.

O grande erro das soluções baseadas na hipótese de escoamento potencial com relação aos experimentos se deve principalmente ao descolamento da camada limite, que não é previsto na modelagem citada uma vez que se assume que o escoamento permanece em contato com o corpo.

No caso de aerofólios é possível se obter bons resultados para uma faixa razoável de ângulos ataque (antes do início do *stall*) pois para estes valores de α não ocorre descolamento

da camada limite, já no caso do cilindro este descolamento sempre ocorrerá, podendo haver uma região maior ou menor de esteira. Assim pode-se concluir que não é interessante a utilização de métodos analíticos ou numéricos baseados na hipótese de escoamento potencial para resolver escoamentos onde há Efeito Magnus.

2.2 Efeito da variação de parâmetros do cilindro em C_L, C_D, C_m e características do escoamento

Os principais parâmetros que influenciam nas forças e momentos resultantes em um cilindro rotativo são Ω, Re, alongamento, rugosidade da superfície do cilindro, número de discos e seu formato. A variação de alguns destes parâmetros foi testada com intuito de se garantir máximo desempenho ao cilindro, com a melhor relação entre sustentação e arrasto.

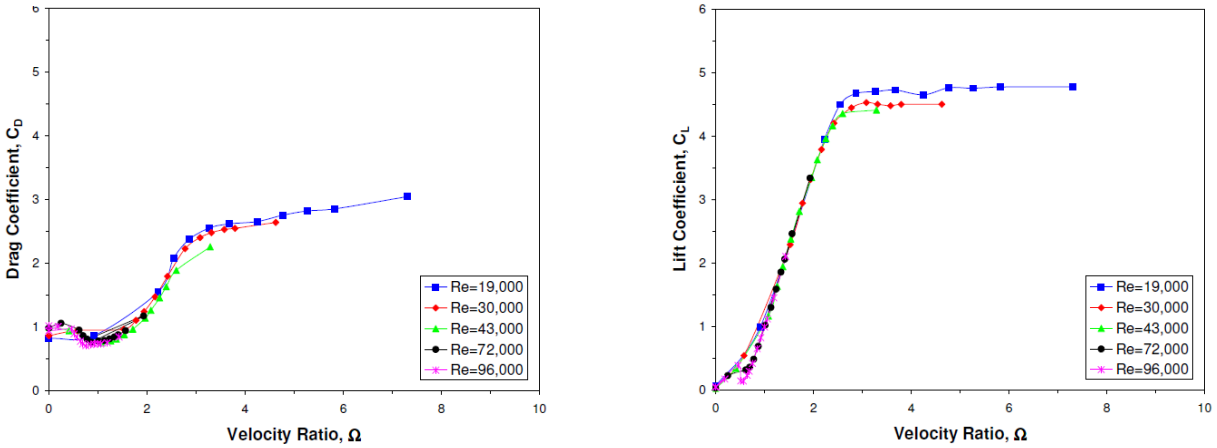
2.2.1 Efeito da variação de Ω

A razão de velocidades é o parâmetro mais importante para um cilindro rotativo, este definirá as forças e momentos aerodinâmicos para um dado cilindro a uma determinada velocidade. Com o aumento de Ω haverá um aumento aproximadamente linear de C_L geralmente até $\Omega \cong 3$, após isso há uma diminuição de C_{L_Ω} até que para altas rotações este seja praticamente nulo e assim o C_L não aumente mais com Ω. Este comportamento descrito pode ser observado nos resultados obtidos por Badalamenti (2010).

O C_D varia de forma diferente com Ω ocorrendo um mínimo entre $\Omega > 0$ e $\Omega < 2$, onde ocorre uma região onde o C_D do cilindro rotativo se torna inferior ao do cilindro sem rotação.

Isto ocorre pois para estes valores de Ω existe uma entrada de escoamento ao redor da ponta do cilindro, causando uma redução na diferença de pressão e consequentemente uma redução no arrasto induzido, que é a principal parcela do arrasto, sendo este fenômeno também responsável pela redução do C_L e efeito Magnus inverso a baixas razões de velocidade, segundo Badalamenti (2010).

Outro parâmetro afetado por Ω é S_t (número de Strouhal), o qual indica a frequência de desprendimento de vórtices, mostrando o quão estacionário ou não estacionário é o escoamento, segundo Seifert (2012). Na Fig. 2.3 se observa os resultados obtidos por Thouault (2009) para um cilindro, em análise 2D com $Re = 72000$, mostrando que há uma tendência de diminuição do número de Strouhal conforme se aumenta Ω.



(a) Coeficiente de Arrasto (b) Coeficiente de Suatentação

Figura 2.2 – Resultados obtidos por Badalamenti (2010) para cilindro sem *end-plates*

Na literatura é encontrado, que existe uma razão de velocidade critica Ω_C, dependente de Re na qual a liberação de vórtices é cessada para $\Omega > \Omega_C$, segundo a maioria das fontes, como foi mostrado por Badalamenti (2010), é encontrado para altos números de Reynolds que $\Omega_C \cong 2$, mas já foram encontrados valores de até $\Omega_C = 3$, obtido por Chou (2000).

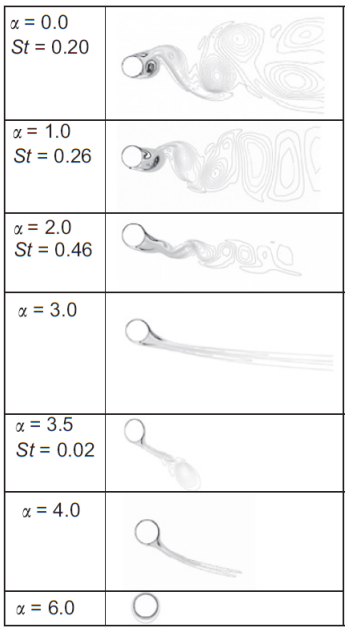
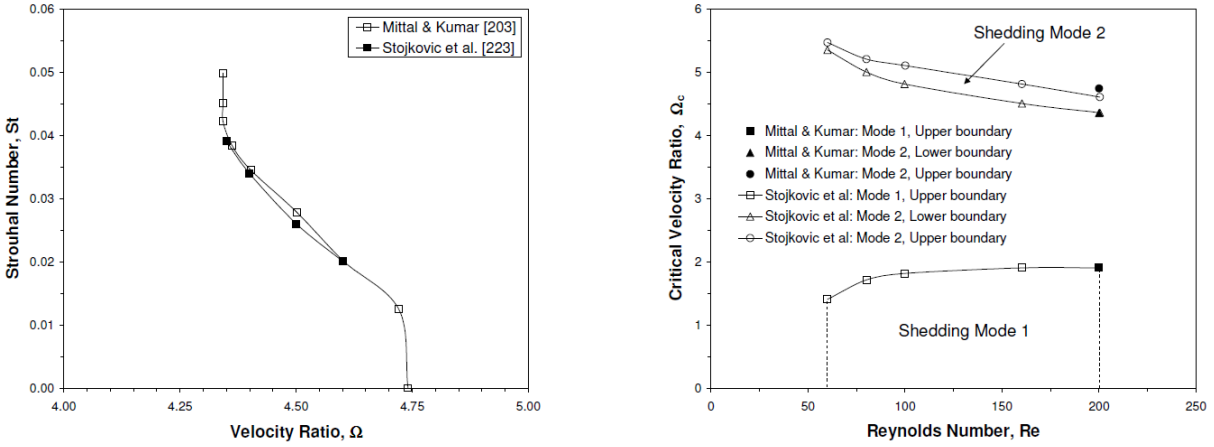


Figura 2.3 – Variação do comportamento de Ω e S_t com $Re = 72000$ onde α é a razão de velocidades (SEIFERT,2012)

- $0 \leq \Omega \leq 2$: Primeiro modo de desprendimento de vórtices, segue o padrão da esteira de Von Kármán. Se observando entretanto um aumento na frequência de desprendimento com o aumento de Ω.
- $\Omega = 3$: Escoamento quase estacionário. Linhas de corrente fixas no entorno do cilindro. Dois vórtices estacionários localizados na parte debaixo do cilindro.

- $\Omega = 3.5$: Segundo modo de desprendimento de vórtices, apenas um vórtice se desprende por vez.
- $4 \leq \Omega \leq 6$: Escoamento quase estacionário, forma e posição das linhas de corrente comparáveis a solução de escoamento potencial.

Segundo Stojkovic et al. (2003) existe um segundo regime de desprendimento de vórtices que ocorreu no seu estudo para $4,35 < \Omega < 5,45$ sendo o Ω para o qual ocorre este regime bastante dependente de Re, como é mostrado na Fig. 2.4(b). O valor de Ω para o início do segundo regime de desprendimento de vórtices decai com o aumento de Re. Em seu estudo foi avaliada uma faixa de $60 < Re < 200$ com $\Omega \leq 6$, foi observada no entanto uma frequência de desprendimento bem menor que a do primeiro regime.



(a) Variação de S_t com Ω para $Re = 200$

(b) Local de ocorrência do primeiro e segundo regime de deprendimento de vórtices

Figura 2.4 – Resultados de Stojkovic et al. (2003)

Apesar de alguns resultados conflitantes na literatura todos concordam que para $\Omega < 1$ S_t é pouco afetado por Ω e que a dependência de S_t de Ω está muito ligada a Re.

2.2.2 Efeito da variação de Re

Pode-se observar pela Fig 2.2 que existem 2 regiões onde Re exerce clara influência, sendo a primeira $\Omega < 1$ e a segunda $\Omega > 2,5$. Na primeira região de dependência de Re se observa uma tendência de queda no C_L e aumento no C_D conforme se aumenta Re, já para a segunda região de dependência do número de Reynolds ocorre um tendência de redução tanto no C_L quanto no C_D com o aumento de Re. Mas na faixa de Re avaliada essa influência foi pequena. O estudo realizado que analisou a faixa mais extensa de Reynolds operou em $20000 \leq Re \leq 120000$.

2.2.3 Efeito da variação de rugosidade da superfície do cilindro

O aumento na rugosidade da superfície do cilindro em rotação, assim como em outras situações, induz pertubação na camada limite, fazendo com que esta transecione de laminar para turbulenta ocorrendo redução no arrasto. Embora o escoamento a jusante do cilindro em rotação seja turbulento, se tem segundo Oliveira (2006) e Luo et al. (2002) que para $Re < 10^5$ a camada limite permanece laminar.

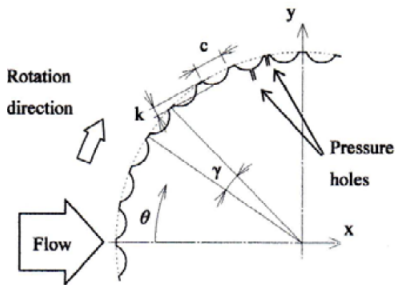
Os estudos realizados por Luo et al. (2002) comprovaram essa transição para $Re = 35000$, no estudo foram utilizadas partículas de óxido de alumínio com diâmetro de $0,93\%$ o diâmetro do cilindro.

Thom (1934) constatou uma tendência de pequeno aumento no C_L e C_D para o cilindro com maior rugosidade para $\Omega > 4$. No estudo não foi detalhado o tamanho do particulado nem a rugosidade no cilindro com este. Estudos mais recentes realizados por Takayama & Aoki (2005), nos quais foi inserida rugosidade no cilindro por meio de ranhuras em formato de "U"ao longo de seu eixo axial.

No estudo se avaliaram 4 configurações de cilindros, sendo uma o cilindro liso, e as outras 3 cilindros com 32 ranhuras, de diferentes profundidades (para cada configuração de cilindro). Os cilindros possuíam $AR = 2,15$, $d_e/d = 1,375$ e foram testados para faixa de $4 \times 10^4 \leq Re \leq 1,8 \times 10^5$ e $\Omega \leq 1$.

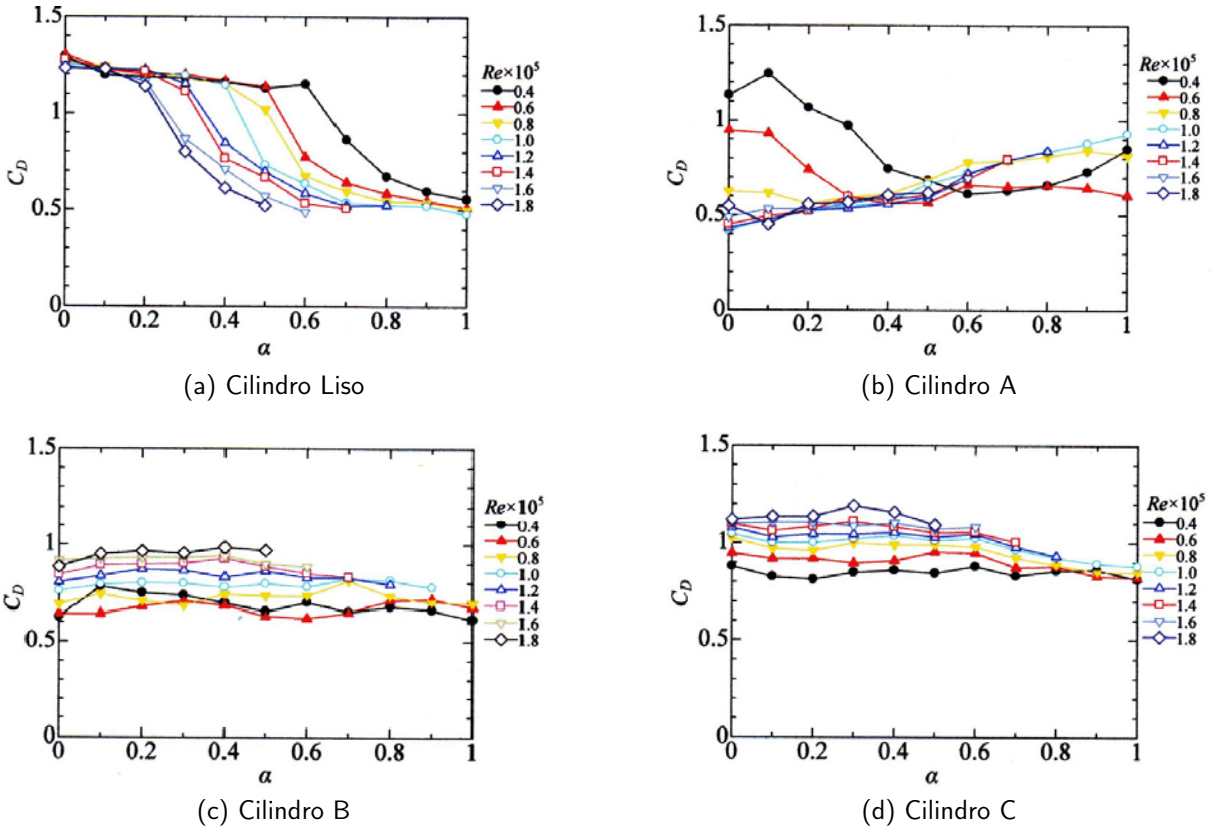
Foram tomadas medidas de pressão ao longo do cilindro, dentro e fora das ranhuras, e a partir destas se obteve os dados de arrasto e sustentação. Os resultados obtidos no estudo apresentam alguns padrões claros e que auxiliam a entender o efeito da rugosidade no Arrasto e Sustentação de um cilindro rotativo, mas a faixa de Ω analisada é reduzida.

Na Fig 2.5 é mostrada a secção transversal dos cilindros utilizados nos testes e nas Fig 2.6 e 2.7 os resultados obtidos para arrasto e sustentação respectivamente.



Type	A	B	C
k (mm)	0.30	0.58	0.94
d (mm)	80		
c (mm)	6.76		
γ (deg)	11.25		
k/d	3.75×10^{-3}	7.25×10^{-3}	11.75×10^{-3}

Figura 2.5 – Características dos cilindros testados (TAKAYAMA; AOKI, 2005)



(a) Cilindro Liso

(b) Cilindro A

(c) Cilindro B

(d) Cilindro C

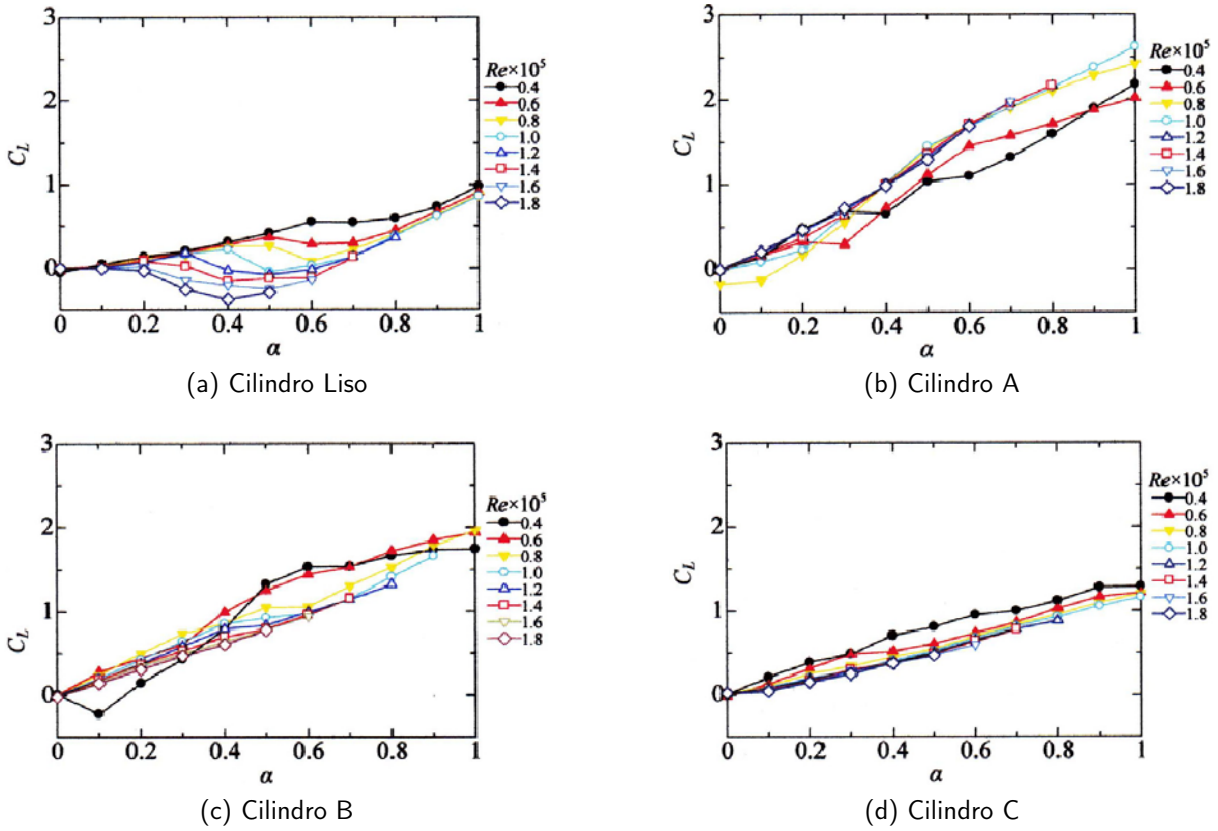
Figura 2.6 – Variação de C_D nos cilindros rotativos com a rugosidade, onde α é a razão de velocidades (TAKAYAMA; AOKI, 2005)

Pelos resultados é possível inferir que a rugosidade ao transicionar a camada limite do cilindro reduz o efeito de Re sobre C_D e C_L. Para camada limite inteiramente turbulenta não ocorre mudança brusca no ponto de separação da camada limite, que é o fenômeno responsável pelo efeito Magnus inverso (Badalamenti,2010), assim não ocorre uma mudança na característica da curva $\Omega \times C_L$, que é praticamente linear quando a camada limite é plenamente turbulenta.

Com a transição da camada limite para regime turbulento a curva $\Omega \times C_D$ tem menor influência de Re devido ao mesmo motivo, os pontos de descolamento da camada limite não sofrem grande alteração.

Observa-se ainda que para este caso o C_D varia pouco com Ω, para o cilindro liso quanto maior Re menor é o Ω necessário para que ocorra uma redução no arrasto, que ocorre em decorrência da transição da camada limite, ao se aumentar a rugosidade até o ponto que esta cause transição, já o arrasto sofre redução para o cilindro parado e por isso Ω passa a exercer pouca influência sobre C_D, segundo Takayama & Aoki (2005). Com isso pode-se concluir que o efeito causado pela rugosidade não depende de Ω, assim o fenômeno ocorre de forma similar para o cilindro rotativo e estático.

Ocorreu Reynolds critico na configuração A para $6 \times 10^4 \leq Re \leq 9 \times 10^4$, na configuração B para $Re < 6 \times 10^4$ e na C para $Re < 4 \times 10^4$, segundo Badalamenti (2010).



(a) Cilindro Liso (b) Cilindro A

(c) Cilindro B (d) Cilindro C

Figura 2.7 – Variação de C_L nos cilindros rotativos com a rugosidade, onde α é a razão de velocidades (TAKAYAMA; AOKI, 2005)

Os melhores resultados obtidos foram para o cilindro A que mostram que a rugosidade pode ser benéfica, pois ocorre redução do arrasto e aumento na sustentação para todo envelope de Ω analisado, mas com grande aumento da rugosidade essa vantagem pode ser perdida.

Isso é percebido no cilindro B e princialmente no cilindro C. Este efeito ocorre com a mudança nos pontos de descolamento da camada limite que variam com Ω no sentido de rotação do cilindro segundo Takayama & Aoki (2005). Para a configuração A a posição dos pontos de descolamento reduzem a área da esteira e ao mesmo tempo o ponto de descolamento superior se desloca para baixo (sentido de rotação) aumentando a sustentação.

Nas outras 2 configurações o tamanho da esteira aumenta e os pontos de descolamento tendem a se aproximar de uma posição simétrica, sendo estas as razões pelas quais observa-se um aumento no C_D e redução no C_L mesmo para camada limite plenamente turbulenta.

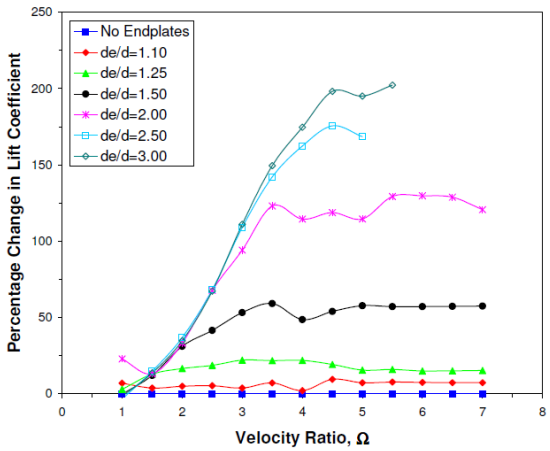
2.2.4 Efeito da variação do alongamento

A variação do alongamento de um cilindro rotativo age sobre C_L e C_D de forma semelhante ao que ocorre em uma asa convencional (gradiente de pressão). Na medida em que se aumenta o alongamento mais se aproxima da solução para um cilindro 2-D, a redução no C_L e aumento no C_D se devem ao gradiente de pressão. Segundo Swanson (1961) com a

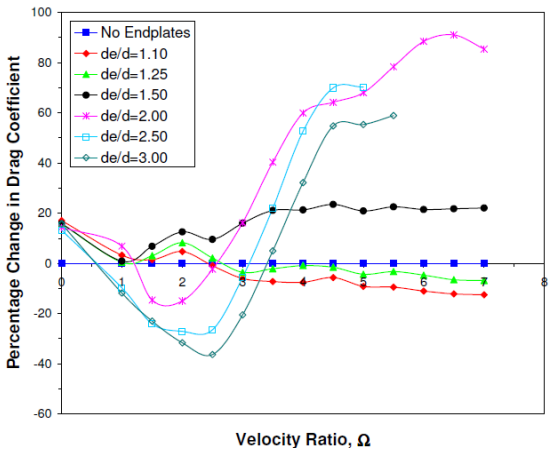
diminuição no alongamento, menor é o $C_{L_{MAX}}$ e menor o Ω para o qual o primeiro ocorre.

2.2.5 Efeito da variação no número, tamanho, posição e formato dos *end-plates*

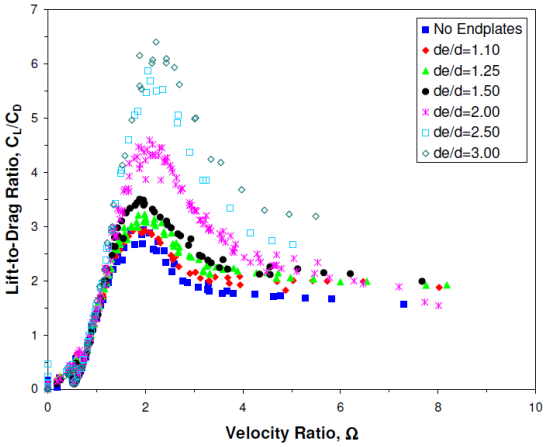
A inserção de *end-plates* em um cilindro rotativo, como já foi concluído por alguns pesquisadores, tende a aumentar a sustentação do cilindro como é mostrado nos resultados encontrados por Badalamenti (2010). Nos experimentos realizados por Badalamenti (2010) foi utilizado um cilindro com $Re = 1,8 \times 10^4$ para uma variação de razão de velocidades de $1,0 \leq \Omega \leq 7,8$, foram testados diferentes diâmetros de *end-plate*, utilizando-se um em cada ponta.



(a) Variação percentual do C_L com relação ao cilindro sem *end-plates*



(b) Variação percentual do C_D com relação ao cilindro sem *end-plates*



(c) Eficiência Aerodinâmica

Figura 2.8 – Efeito do tamanho do *end-plate* na sustentação e no arrasto, segundo Badalamenti (2010)

Na figura 2.8 se mostra a variação da razão dos coeficientes de sustentação e arrasto com Ω para os cilindros com diferentes diâmetros de *end-plate* em relação ao cilindro simples. Como dito anteriormente houve aumento do C_L com a utilização de *end-plates* sendo que quanto maior era seu diâmetro, maior era o $C_{L_{MAX}}$ atingido e para um maior valor de Ω este ocorria, segundo Badalamenti (2010).

A relação do aumento dos *end-plates* com o C_D e sua variação com Ω já não é tão simples, o que ocorre é que este dispositivo contribui para reduzir o arrasto induzido, aquele que depende da sustentação, mas ao mesmo aumenta a sustentação.

Portanto para valores menores de Ω os *end-plates* com diâmetro maior apresentam arrasto menor que o cilindro sem *end-plates*, predominando o efeito de redução de arrasto do dispositivo, mas a medida que Ω cresce, o arrasto induzido tende a aumentar devido ao aumento de sustentação proporcionado pelo mesmo dispositivo, para Ω alto é este o efeito que prevalesse. Assim o arrasto aumenta mesmo que o dispositivo reduza a proporcionalidade deste aumento com o aumento de sustentação.

Para o cilindro com *end-plate* de diâmetro menor ocorre o inverso. Como o acréscimo de sustentação é menor assim como a redução no arrasto, para baixo Ω, onde o gradiente de pressão é inferior, predomina o efeito de aumento da sustentação e consequentemente do arrasto. Já para alto Ω prevalesse o efeito de redução no arrasto.

Segundo Badalamenti (2010), é possível se fazer uma relação de proporcionalidade entre C_{D_i} e C_L^2, assim como é feito para uma asa convencional. Ainda segundo Badalamenti (2010) é possível se interpretar o aumento no diâmetro dos *end-plates* como um aumento no alongamento efetivo. Como pode-se observar, a maior eficiência aerodinâmica ocorre para $\Omega \cong 2$.

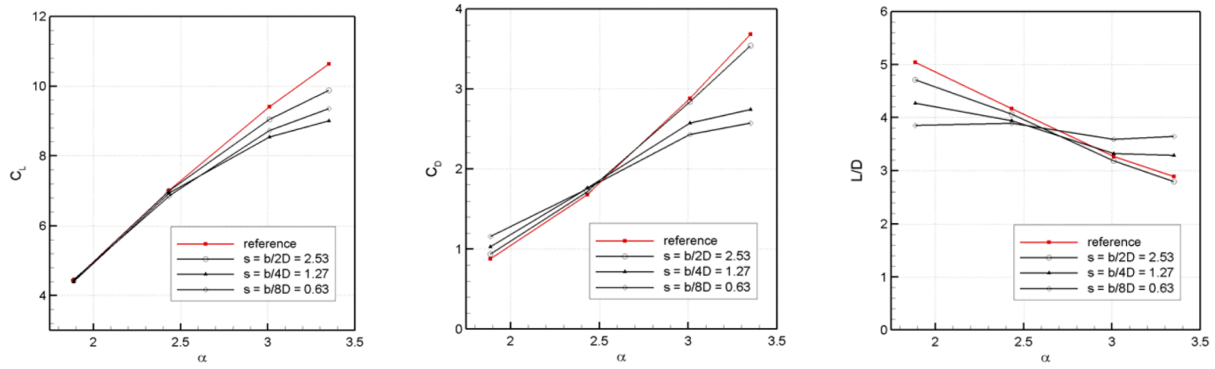
Já houveram estudos também para variação no número de discos assim como no espaçamento entre eles, os primeiros experimentos foram realizados por Thom (1934), mas os resultados não foram plenamente confiáveis.

Thouault et al. (2010) realizou um estudo do espaçamento dos *end-plates* por meio de URANS. Foi variado o espaçamento especifico dos discos no cilindro, isto é o espaço entre eles ponderado por um valor de referência, no caso o quadruplo do diâmetro, os cilindros tinham a mesma envergadura mudando-se apenas o número de discos para se variar o espaçamento. Os componentes simulados tinham $d_e/d = 3$, $AR = 5.1$ e $Re = 2,9 \times 10^4$. O cilindro utilizado como referência é o que possui apenas 2 *end-plates*.

Segundo Thouault et al.(2010) para $\Omega < 2$ a variação do espaçamento e número de discos afeta muito pouco o C_L, no entanto para $\Omega > 2,4$ ocorre redução deste, principalmente para o cilindro com 5 discos $(s = 1,27)$, mostrando que a relação não é estritamente decrescente.

No caso do C_D, segundo Thouault et al.(2010), ocorre aumento para $\Omega < 2,5$ e redução para maiores razões de velocidade, em relação ao cilindro simples. Sendo que na região na qual o arrasto sofre aumento com relação a referência, quanto menor for o espaçamento maior será o aumento no arrasto. Já na região onde há redução no arrasto, quanto menor for o espaçamento menor será o C_D.

Segundo Thouault et al.(2010) estas diferenças de comportamento se devem ao aumento da velocidade do escoamento tanto acima como abaixo do cilindro, que faz com que o vórtice gerado em sua região inferior vá em direção a jusante, diminuindo a inclinação da

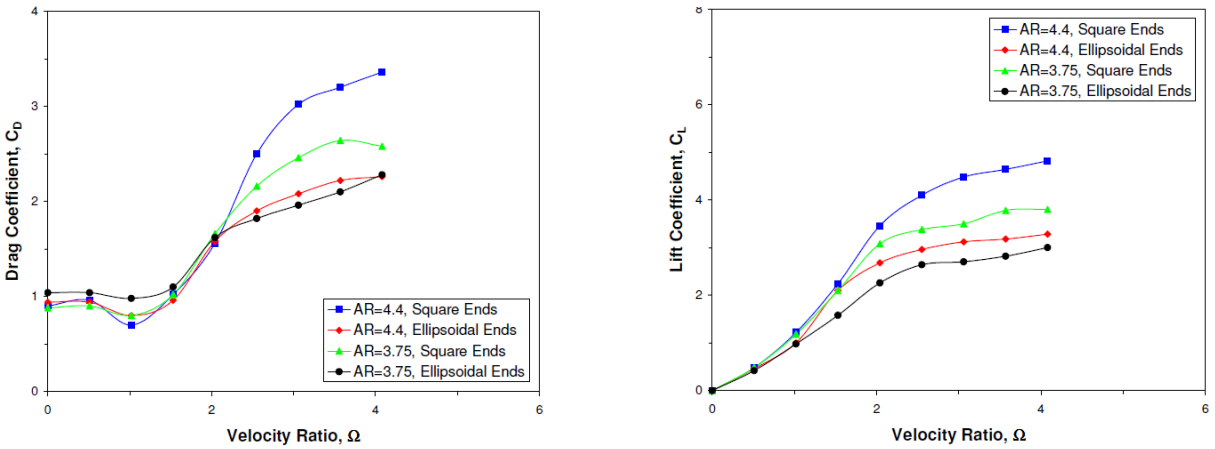


(a) Variação de C_L com Ω (b) Variação de C_D com Ω (c) Variação da eficiência aerodinâmica com Ω

Figura 2.9 – Variação dos coeficientes de força para diferentes espaçamentos entre os discos, onde α é a razão de velocidades, segundo Thouault et al.(2010)

esteira e consequentemente da sustentação. E pelo mesmo motivo isto muda o Ω efetivo, mudando o padrão de variação de C_D com Ω. Pelos resultados se observa que a partir de $\Omega \cong 3$ o cilindro com mais discos tem maior eficiência aerodinâmica.

Thom (1934) analisou a diferença gerada na sustentação e arrasto de um cilindro ao alterar o formato de seus *end-plates*, testando *end-plates* com formato circular (elipsoidal) e quadrado. A partir dos experimentos realizados chegou a conclusão que o *end-plate* com formato quadrado produz arrasto e sustentação superiores, sendo este efeito mais bem visualizado para C_D com $\Omega \geq 2$ e para C_L com $\Omega \geq 1$.



(a) Coeficiente de Arrasto (b) Coeficiente de Suatentação

Figura 2.10 – Resultados obtidos por Thom (1934 apud BADALAMENTI,2010), para variação do formato dos *end-plates* para $Re = 2,19 \times 10^4$

2.3 Efeito giroscópico em cilindros rotativos

Como o rotor responsável pela sustentação do cilindro está geralmente em alta rotação, é preciso se levar em conta o efeito giroscópico que ocorre na aeronave. Como o cilindro

gira em torno do eixo y, a ocorrência do efeito giroscópico se da com aparecimento de uma velocidade angular no eixo z (velocidade angular de guinada), quando a aeronave sofre um torque no eixo x, e uma velocidade angular no eixo x (velocidade angular de rolagem) quando o torque é sobre o eixo z, ou seja se muda o eixo de rotação do corpo ao acontecer uma pertubação, ocorrendo assim o movimento de precessão e nutação.

A expressão simplificada (precessão estacionária) para essa relação entre torque e velocidade angular é mostrada na Eq 2.3, exemplificada pela velocidade angular de rolagem e um torque em z. Como o rotor gira em torno de y o efeito giroscópico terá ação apenas sobre a dinâmica latero-direcional da aeronave, segundo Badalamenti (2010).

$$N = I_{yy_{cil}}\omega_{cil}p \tag{2.3}$$

2.4 Veículos Aéreos Não Tripulados

Os VANT são uma tecnologia que vem se popularizando muito nos últimos anos, mas não se tratam necessariamente de uma tecnologia nova, sendo utilizados com fins militares desde o final do século XX. Os VANT's são definidos como veículos aéreos não tripulados, remotamente pilotáveis ou autônomos, com fins civis ou militares. Nos EUA os VANT's tem 5 classificações relativas ao seu MTOW, que são mostradas na Tabela 1.

Tabela 1 – Classificação dos VANT's com relação a MTOW, de acordo com o departamento de defesa dos EUA

Categoria	MTOW Kgf	Altitude de operação pés	Velocidade m/s
Grupo 5	>600	<18000	Sem limitação
Grupo 4	>600	<18000 AMSL	Sem limitação
Grupo 3	<600	<18000 AMSL	128,6 m/s
Grupo 2	9-25	<3500 AGL	< 128,6 m/s
Grupo 1	Até 9	<1200 AGL	<51,5 m/s

Além de serem classificados quanto ao MTOW os UAV's são classificados também quanto ao tipo de missão, porte da aeronave e alcance. No Brasil a ANAC classifica os VANT's conforme a norma RBAC-E 94 que regulamenta os RPA (aeronaves remotamente pilotadas), classificando estes veículos quanto ao MTOW em 3 classes, a classe 1 para aeronave com MTOW superior a 150 Kg, classe 2 para MTOW entre 150 Kg e 25 Kg e classe 3 para MTOW inferior 25 Kg.

CAPÍTULO III

PROJETO DO CILINDRO

Para se dar início ao projeto do VANT foi realizado um estudo acerca do cilindro a ser utilizado. Com o intuito de se obter o melhor cilindro possível para a aeronave foi realizado um estudo sobre o que a variação de Re, AR, Ω e número de *end-plates* acarretaria na sustentação, arrasto e momento do cilindro. Para o cálculo das forças e momentos aerodinâmicos foram realizadas simulações numéricas se utilizado o *software* Star-CCM+.

Não foram realizadas simulações para avaliação do número de Strouhal, em um primeiro momento isto não afetava os objetivos a serem alcançados pelo projeto, pois como não houve um projeto estrutural visando redução de peso, a estrutura final utilizada tem grande rigidez e suporta fatores de carga superiores aos que a aeronave é exposta.

Iniciando-se o estudo, foi realizada validação com dados da literatura, garantindo-se que o modelo numérico utilizado retorna dados próximos dos que seriam obtidos pelo cilindro submetido as mesmas condições. Em todas as simulações realizadas utilizou-se URANS.

3.1 Validação

A validação foi realizada através dos dados experimentais de Badalamenti (2010) para um cilindro simples com envergadura $b_{cil} = 450mm$, diâmetro $D_{cil} = 88,9mm$ e $Re = 19000$. Foi utilizada a hipótese de simetria do escoamento.

Foram utilizados 3 métodos diferentes de solução, no primeiro se resolveu a simulação diretamente, no segundo se utilizou o modelo de turbulência k-ω (SST(Menter) k-ω) e no terceiro o modelo k-ϵ (k-ϵ realizável).

É importante ressaltar que os modelos de turbulência utilizados não foram k-ω e k-ϵ padrão, sendo modelos baseados nestes mas melhorados, com intuito de suprir as deficiências de cada um dos modelos.

No caso de k-ω a intenção é fornecer uma melhor convergência em casos nos quais há separação da camada limite. Já no caso k-ϵ, a intenção é melhorar a convergência para casos onde há grandes gradientes de pressão, separação da camada limite e grande curvatura das linhas de corrente, fazendo com que seja possível se obter bons resultados com este

modelo mesmo em escoamentos com condição de parede. Assim os modelos utilizados não são "puros"apresentando maior versatilidade, e provavelmente por isso são as opções padrão do *software* para k-ω e k-ϵ.

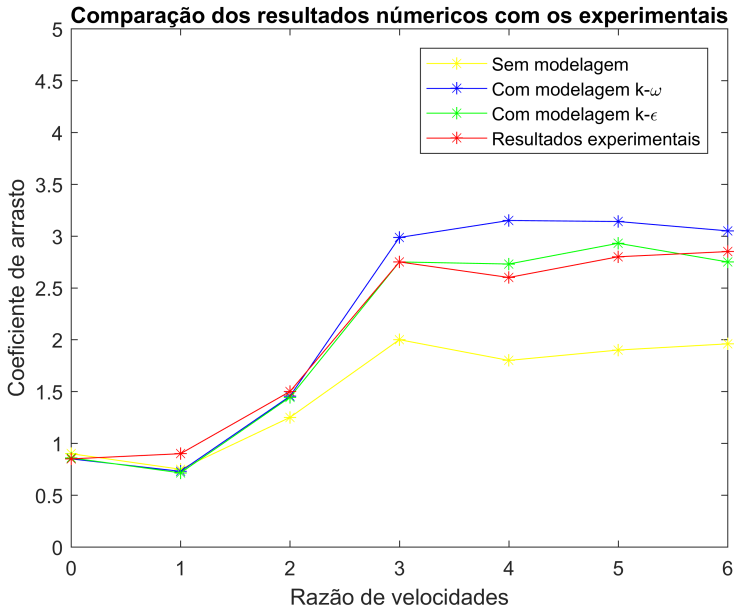
O tratamento de parede utilizado com o modelo de turbulência k-ϵ foi o *Two Layer All y+ Wall Treatment* e com o modelo k-ω utilizou-se *All y+ Wall Treatment*, ambos tratamentos são opções padrões, no qual se recomenda $1 < y+ < 30$ para o primeiro tratamento $1 < y+ < 30$ e para o segundo. Sendo tratamentos de parede mais amplos, podendo aceitar certo desvio deste intervalo, conforme o manual do *software*.

Foi utilizada malha poliédrica com 1512305 volumes, com 3 níveis de refinamento, o do domínio, grosseiro, o refinamento de $9mm$ nas proximidades do cilindro em um bloco com dimensões $0,45m \times 0,3m \times 0,6m$, e o refinamento de $20mm$ na região de esteira do cilindro em um bloco com dimensões $0,5m \times 0,35m \times 0,6m$. O bloco com o refinamento para esteira foi posicionado logo atrás do bloco com o cilindro e o último teve seu centro em z coincidente com o cilindro, mas deslocado 10 mm em x. Também foi utilizado camadas de prismas na parede do cilindro, a camada tinha cerca de $2mm$ de espessura.

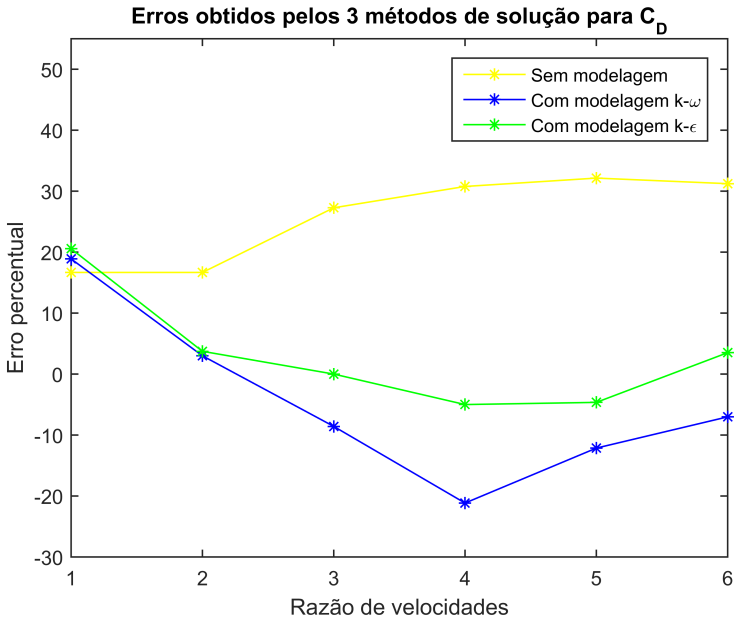
Para solução se utilizou método de discretização de primeira ordem, com passo de tempo de $0,004s$. Embora as simulações tenham sido resolvidas no tempo se utilizando método implícito e assumindo regime transiente, o único interesse era o resultado final quando o escoamento sobre o cilindro atingisse regime permanente.

A simulação foi realizada desta forma pois se resolvendo o escoamento para regime permanente, os resíduos numéricos eram altos, pois de fato, no início da simulação, o escoamento está em regime transiente, o que tornava o *solver* inconsistente com a física do problema. Para malha final utilizada foi obtido $1,2 < y+ < 27,1$, o que segundo o manual do *software* satisfaz o intervalo adequado para o tratamento de parede utilizado.

Os resultados obtidos para validação realizada são apresentados a seguir.

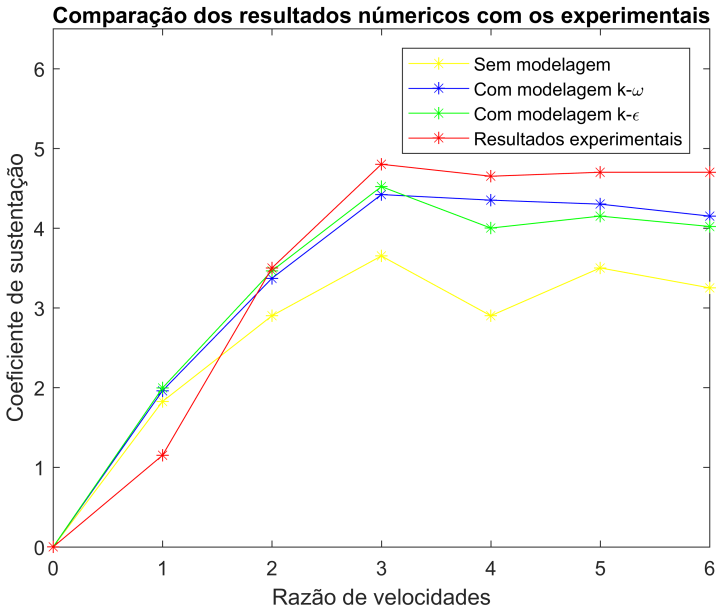


(a) C_D

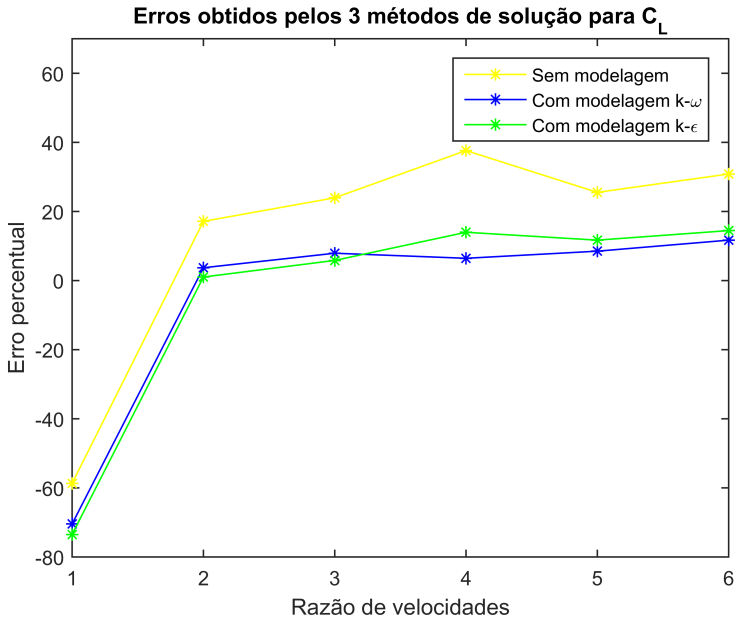


(b) Erro em relação aos resultados experimentais

Figura 3.1 – Resultados para C_D

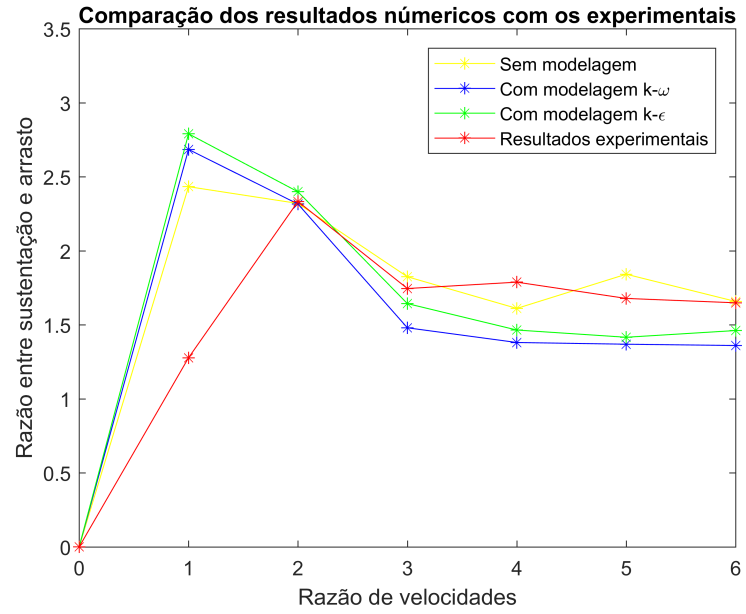


(a) C_L

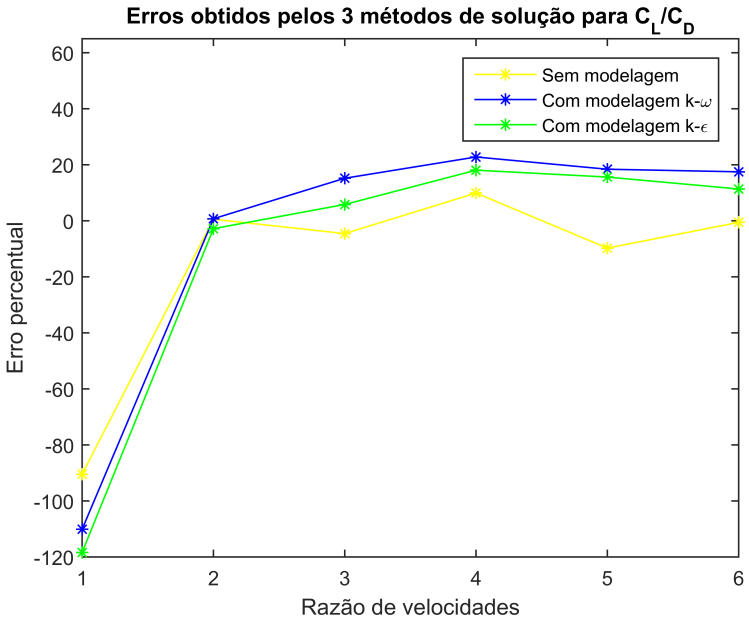


(b) Erro em relação aos resultados experimentais

Figura 3.2 – Resultados para C_L



(a) C_L/C_D



(b) Erro em relação aos resultados experimentais

Figura 3.3 – Resultados para eficiência aerodinâmica

Com os resultados o modelo numérico é validado ao se utilizar os modelos de turbulência k-ω e k-ϵ para $\Omega \geq 2$. Como esperado, ao se resolver o escoamento sem modelagem da turbulência se obtém o pior resultado, pois para este Reynolds seria necessário uma malha extremamente refinada.

Curiosamente os erros obtidos em relação aos resultados experimentais para C_L/C_D foram menores para as simulações sem modelagem da turbulência, o que mostra que apesar de subestimar o arrasto e sustentação, conseguiu-se acertar com relativa proximidade a razão entre estas forças, se utilizando esta metodologia. Isto ocorreu provavelmente devido a efeitos de transição pois apesar do escoamento sobre o cilindro ser predominantemente turbulento, sua camada limite ainda é predominantemente laminar.

O modelo k-ϵ se ajusta melhor aos dados experimentais de C_D enquanto o k-ω se ajusta melhor para os dados de C_L, mas apenas por uma pequena diferença. Consequentemente entre as duas modelagens a que obtém a razão C_L/C_D mais próxima dos dados experimentais é o modelo k-ϵ. Desta forma por apresentar um desempenho ligeiramente melhor que o SST(Menter) k-ω, se utilizou nas demais simulações o modelo k-ϵ realizável.

Não foi possível para nenhuma das 3 abordagens utilizadas se validar o modelo numérico para $\Omega = 1$. Nesta razão de velocidade todas as simulações realizadas superestimaram o valor de C_L, embora houve relativa proximidade para os resultados de C_D em $\Omega = 1$. Possivelmente seria necessário malha mais refinada para se obter melhores resultados. Porém devido a limitações computacionais e pelo fato de o Ω mais próximo da "região"onde espera-se encontrar máxima eficiência aerodinâmica ter sido validado, optou-se por não fazer alterações no modelo numérico e se trabalhar apenas dentro do envelope de Ω onde houve validação.

3.2 Independência de domínio e de malha, condições de contorno

Terminada a validação deu-se início o projeto do cilindro que seria utilizado na aeronave, e como desejava-se que esta tivesse pequeno porte definiu-se que o cilindro teria diâmetro de 60 mm. Com o diâmetro definido se variou a velocidade (e consequentemente Re), Ω, AR e o número de discos utilizados. Primeiramente se realizou simulações variando-se Ω para o cilindro simples, o com 2 *end-plates* e o com 4 discos, igualmente espaçados, para $AR = 10$.

Assim a independência de domínio foi realizada primeiramente para o cilindro simples e posteriormente para o cilindro com *2 end-plates*, se utilizando este domínio para as demais simulações que seriam realizadas. A independência de malha foi realizada de forma semelhante.

Devido aos recursos computacionais serem limitados a independência de domínio e de malha foi realizada uma única vez para $\Omega = 6$, o máximo Ω que foi avaliado. A velocidade do escoamento na simulação foi $U_\infty = 15m/s$, a primeira velocidade avaliada no estudo. Como os valores de C_D e C_L para $\Omega = 6$ eram os maiores no envelope de Ω analisado, provavelmente as simulações avaliadas com Ω inferior apresentariam resultados satisfatórios com o domínio e malha utilizados para $\Omega = 6$.

3.2.1 Independência de domínio

O domínio utilizado nas simulações do cilindro tem o formato de um semi-cilindro seguido de um paralelepípedo, de forma que ao se seccionar o domínio simulado, o cilindro se encontra no centro da semi-circunferência que representa a região de entrada de fluido. A descrição é melhor compreendida com a Fig 3.4. O domínio utilizado na validação teve o mesmo formato.

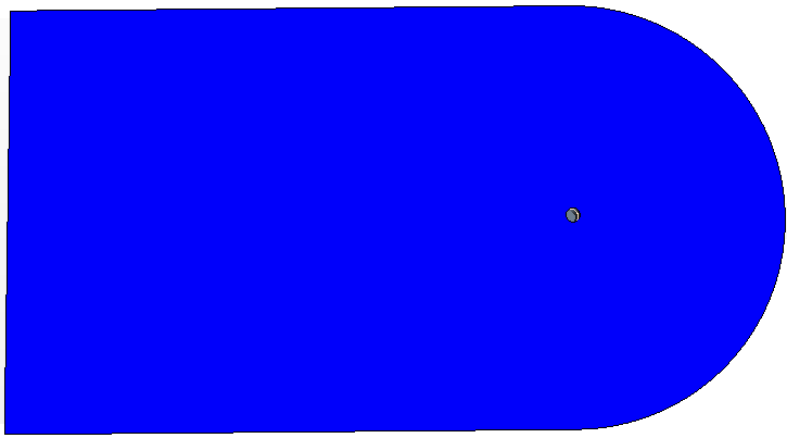


Figura 3.4 – Domínio utilizado. A entrada de fluido ocorre da direita para esquerda.

Para se realizar a independência de domínio primeiramente se partiu de um domínio reduzido, aumentando este após cada simulação realizada, se repetindo o procedimento, até que a diferença observada nos resultados fosse de cerca de 1% tanto para C_D quanto C_L. A malha usada nestas simulações seguiu o mesmo padrão da malha utilizada na validação. Na tabela abaixo são mostradas as dimensões dos domínios utilizados e os valores obtidos para cada caso.

Tabela 2 – Dimensões dos domínios utilizados (diâmetro da semicircunferência, comprimento da parte retangular e altura do domínio) e resultados obtidos para cada um dos casos

Diâmetro	Comprimento	Altura	C_D	C_L
1200 mm (20d)	1200 mm (20d)	450 mm (7,5d)	2,36	3,45
1800 mm (30d)	1800 mm (30d)	600 mm (10d)	2,57	3,76
1800 mm (30d)	2400 mm (40d)	800 mm (13,3d)	2,67	3,91
2100 mm (35d)	2700 mm (45d)	800 mm (13,3d)	2,72	3,98
2100 mm (35d)	2700 mm (45d)	540 mm (9d)	2,71	3,98

3.2.2 Independência de malha

A independência de malha foi realizada partindo-se da malha utilizada anteriormente. Foi testada a utilização de uma malha refinada, de uma intermediária e outra grosseira, a fim de identificar o efeito que haveria no resultado final. Foi observada pequena mudança nos

resultados para malha que era ligeiramente mais grosseira que a malha utilizada até então, no caso a malha intermediária, se utilizando este tipo de malha para as próximas simulações.

Foi alterado o refinamento no bloco utilizado na região da esteira, no bloco nas proximidades do cilindro, e na camada de prismas no entorno do cilindro. Os resultados encontrados são mostrados na Tabela 3 e as dimensões dos blocos de refinamento na Tabela 4.

Tabela 3 – Níveis de refinamento utilizados e o resultado para cada caso

Espessura da camada de prismas	Refinamento no entorno do cilindro	Refinamento na esteira	Número de volumes	C_D	C_L
3 mm	7 mm	18 mm	1965543	2,70	3,95
2 mm	9 mm	20 mm	1704502	2,71	3,98
2 mm	9 mm	20 mm	1512273	2,74	4,03
1,5 mm	12 mm	23 mm	1113805	2,88	4,24

Tabela 4 – Dimensões dos blocos de refinamento, 1 é o bloco próximo ao cilindro e 2 é o bloco na região da esteira

Dimensão x do bloco 1	Dimensão y do bloco 1	Dimensão z do bloco 1	Dimensão x do bloco 2	Dimensão y do bloco 2	Dimensão z do bloco 2
1500 mm	400 mm	900 mm	2500 mm	550 mm	1050 mm
1500 mm	400 mm	900 mm	2500 mm	550 mm	1050 mm
1400 mm	360 mm	800 mm	2300 mm	450 mm	950 mm
1200 mm	360 mm	650 mm	1900 mm	400 mm	900 mm

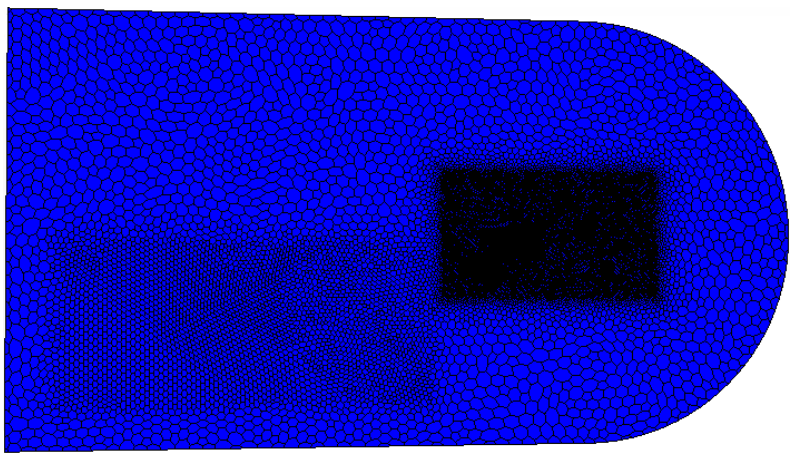


Figura 3.5 – Malha final utilizada.

3.3 Avaliação da variação de Ω, AR, Re e número de discos

Após a validação, independência de domínio e de malha, foi feito o estudo de variação dos parâmetros do cilindro, com o intuito de se obter a melhor configuração de cilindro possível

para utilização no projeto. Sendo o objetivo a busca de uma aeronave que seja capaz de voar com o máximo possível de carga, buscou-se os cilindros que proporcionariam isto.

Foi definido paralelamente ao estudo realizado que a velocidade angular adotada para o cilindro, em voo de cruzeiro, seria de $1000rad/s$ pelo fato de ser próxima da rotação de vários motores para aeromodelos disponíveis no mercado. Desta forma seria mais fácil se encontrar um motor que atendesse os requisitos de torque, potência e voltagem.

Sendo o objetivo se encontrar o cilindro que geraria a maior força de sustentação, durante as análises realizadas se buscou não só o maior C_L mas também um pequeno C_D. Pois sabe-se que para menor C_D é possível se atingir maiores velocidades com a mesma força de tração e consequentemente se obter maior força de sustentação, mesmo com um C_L inferior.

Além disso, os maiores valores de C_L ocorreram para Ω mais alto o que infere que o cilindro necessitará de um maior torque no motor (se assumindo velocidade constante) o que pode fazer com que se necessite de um motor mais robusto ou uma caixa de redução com porte e peso indesejáveis. Assim por esses dois motivos, mas principalmente pelo primeiro, buscou-se de início um cilindro que apresenta maior eficiência aerodinâmica.

Como se sabe o cilindro com *end-plates* e o cilindro com discos ao longo de sua envergadura provavelmente terão um desempenho superior ao cilindro simples. Pois em quase todos os casos, de acordo com a literatura consultada, o uso destes dispositivos contribui para redução do C_D e aumento do C_L.

Desta forma será feito uma análise dentro do envelope de Ω validado acerca de 3 configurações: um cilindro simples, um cilindro com 2 *end-plates* e outro com 4 discos igualmente espaçados. Os *end-plates* e os discos terão todos $d_e = 120mm$, e o cilindro terá o alongamento fixado em $AR = 10$ em um primeiro momento, após a comparação das 3 configurações será feita a escolha de qual configuração será utilizada no projeto.

Um problema que houve nesta etapa foi a fixação do valor de d_e. Seria interessante se obter uma razão d_e/d maior de acordo com algumas das referências utilizadas neste trabalho. Porém devido ao risco que isto representava para aeronave caso ocorresse uma pertubação grande em Φ em baixa altitude, que é o contato do *end-plate* com o solo e devido a proximidade que o disco estaria da pista, optou-se por não utilizar um *end-plate* com diâmetro mais que 2 vezes superior ao do cilindro.

Este risco é particularmente alto para um *end-plate* com grande d_e em manobra de pouso, pois é comum ocorrer pertubações deste tipo durante esta fase de voo, em caso de vento de través .

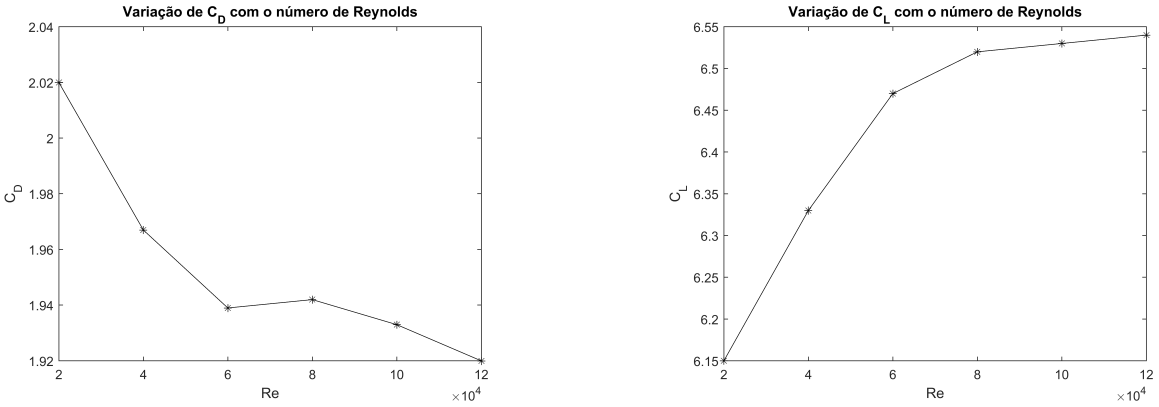
Outra limitação do procedimento foi a não realização de simulações para cilindros com múltiplos discos e não ter-se variado o distanciamento entre eles, a fim de descobrir o efeito que isto geraria no desempenho do componente, mas devido ao custo computacional e tempo, foi inviável se fazer esta análise.

Após a escolha da melhor configuração de cilindro foram obtidos dados para variação do alongamento, para cada caso. Por último realizou-se uma análise para $\omega_{cil} = 1000rad/s$,

variando a velocidade do escoamento sobre o cilindro, desta forma variando-se Ω em conjunto com Re.

3.3.1 Variação de C_L e C_D com Re

Antes de se analisar o uso de *end-plates* e discos ao longo do cilindro foi simulado a variação do número de Reynolds para o cilindro simples, com o intuito de observar o quanto a variação da velocidade da aeronave afetaria a sustentação e arrasto. Foram mantidos fixos $\Omega = 3$ e $AR = 10$ e $d_{cil} = 60mm$. O envelope de número de Reynolds analisado foi de $2 \times 10^4 \leq Re \leq 12 \times 10^4$.



(a) C_D (b) C_L

Figura 3.6 – Resultados para variação de Re

Como o esperado a variação observada para C_L e C_D, mesmo para uma grande envelope de Re, foi bem reduzida. Com o aumento de Re, houve uma tendência de estabilização no aumento de C_L e da diminuição de C_D. A variação de C_L e C_D em $Re = 2 \times 10^4$ para $Re = 12 \times 10^4$ foi de respectivamente, $5,21\%$ e $6,34\%$ em relação aos valores para $Re = 2 \times 10^4$.

Com isto chega-se a conclusão que mesmo que haja variação relativamente alta de velocidade sobre o cilindro, caso o valor de Ω seja mantido e este esteja em uma faixa de $1 \leq \Omega \leq 3$, os valores de C_L e C_D sofrerão modificação muito pequena. Pode-se afirmar isso pois a região abaixo de $\Omega = 3$ tem baixa dependência de Reynolds.

3.3.2 Variação de C_L e C_D com Ω e número de discos

Análise para velocidade fixa

Como dito anteriormente foram realizadas 2 análises, na primeira foi analisado o efeito de Ω isoladamente para cada uma das 3 configurações no envelope de Ω validado. Todos os cilindros possuíam $AR = 10$, $d_{cil} = 60mm$ e a velocidade do escoamento foi de $10m/s$ para todas as simulações realizadas nesta análise. Os resultados são apresentados logo abaixo.

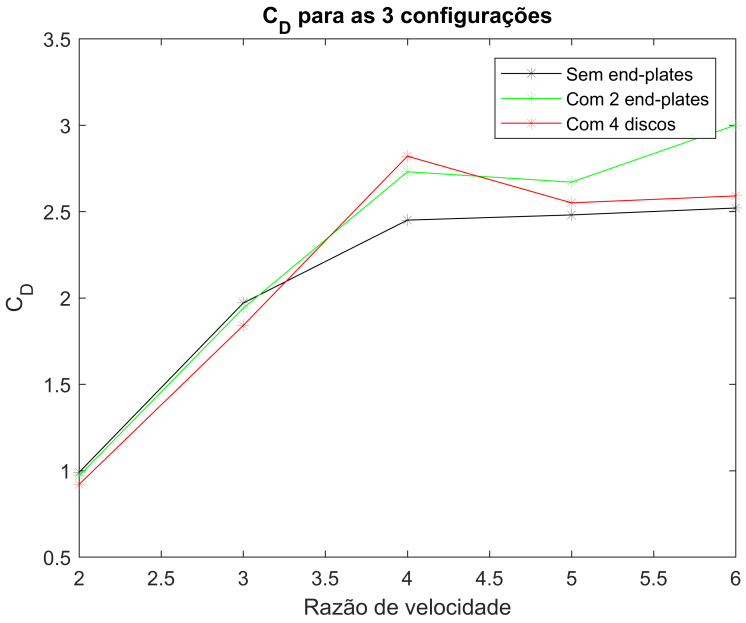


Figura 3.7 – Resultados para C_D em função de Ω

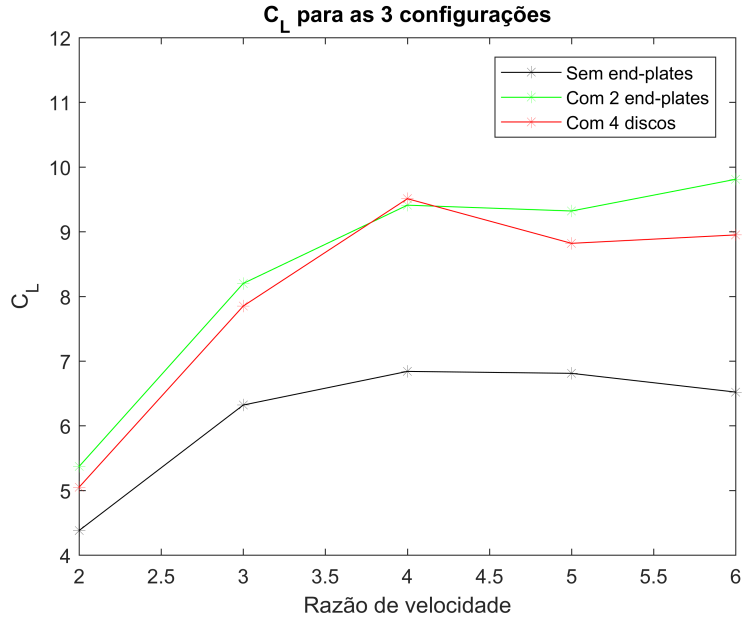


Figura 3.8 – Resultados para C_L em função de Ω

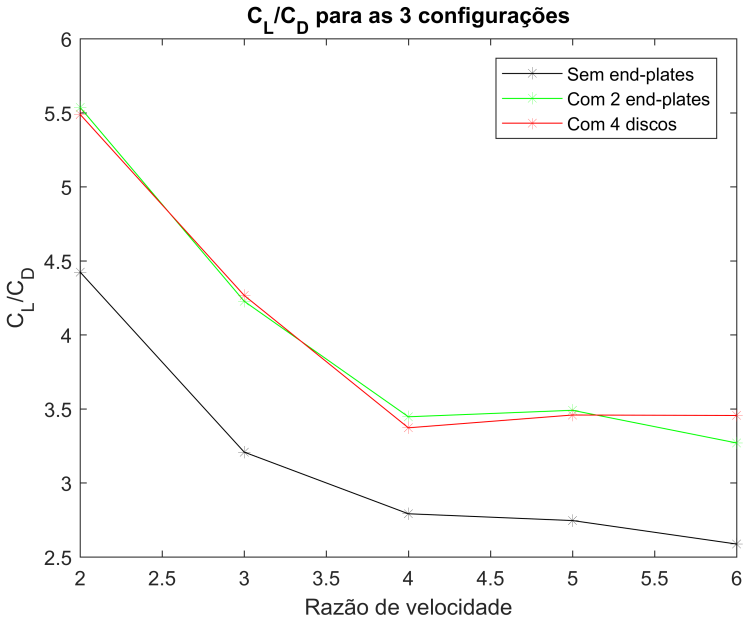


Figura 3.9 – Resultados para eficiência aerodinâmica em função de Ω

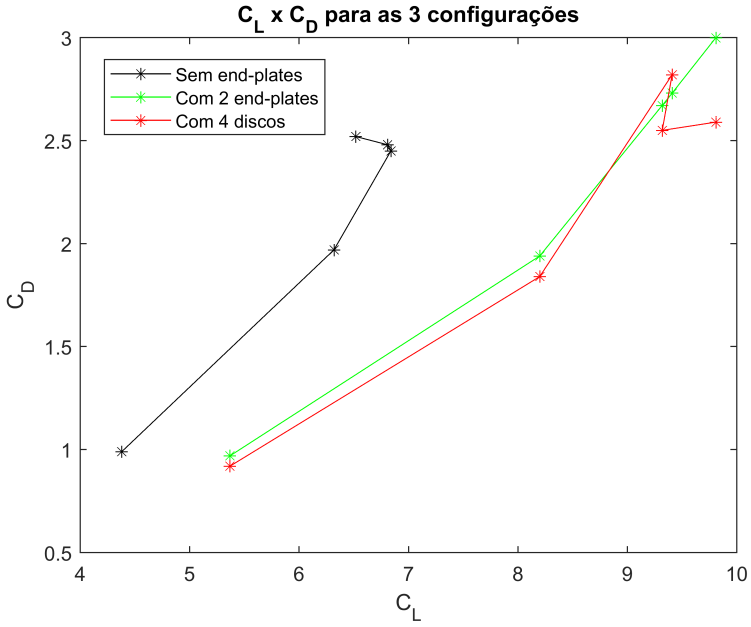


Figura 3.10 – $C_L \times C_D$

Como o esperado, o cilindro com *end-plates* e o cilindro com 4 discos tiveram um desempenho superior ao cilindro que não possuía qualquer dispositivo. Com o uso destas modificações ocorreu um ligeiro aumento no arrasto para $\Omega \geq 4$ para ambos cilindros modificados, sendo este mais intenso para o cilindro com *end-plates* para $\Omega \geq 5$. Para $2 \leq \Omega \leq 3$ o cilindro com 4 discos sofreu uma pequena redução no arrasto se comparado ao cilindro simples, enquanto o cilindro com *end-plates* manteve seu C_D praticamente igual ao do cilindro sem dispositivos.

No caso da sustentação, novamente de acordo com o esperado, os componentes

modificados apresentaram C_L superior ao cilindro comum para toda faixa de Ω avaliada. O C_L gerado pelo cilindro com *end-plates* é ligeiramente superior ao obtido pelo cilindro com 4 discos, para toda a faixa de Ω avaliada com exceção de $\Omega = 4$, onde o C_L é igual para as duas configurações. A eficiência aerodinâmica é praticamente a mesma para os 2 cilindros, ocorrendo diferença significativa apenas para $\Omega = 6$, onde o cilindro com 4 discos tem C_L/C_D um pouco superior.

A diferença no comportamento observado nos cilindros com os dispositivos e no cilindro simples, se deve principalmente ao gradiente de pressão, que tem seu efeito significativamente mitigado com o uso de *end-plates*.

Mas ao contrário do que ocorre para os *winglets*, os *end-plates* não só tem um efeito redutor no arrasto como também aumentam a sustentação do cilindro, então embora o arrasto aumente com o uso deste dispositivo ele só aumenta graças ao aumento de sustentação, que aumenta o arrasto de pressão. De maneira semelhante ao que ocorre com o aumento do alongamento, há uma redução na "proporção"na qual este arrasto aumenta, como é evidenciado nas figuras 3.9 e 3.10.

Este efeito do *end-plate* em reduzir o aumento de arrasto e perda de sustentação em decorrência do gradiente adverso de pressão, é bem identificado no apêndice 10.3, onde é fácil se observar a grande modificação do escoamento sobre o cilindro, ao se impor uma barreira para circulação do fluido, da parte inferior para superior do cilindro.

Um efeito semelhante é observado para o aumento do alongamento, mas este já é menos visível. Para o cilindro com 4 discos, o efeito dos 2 discos intermediários já é mais complexo de se analisar, mas também envolve a redução do efeito do gradiente de pressão assim como a aceleração do escoamento entre cada disco. Porém o efeito dos 2 disco intermediários é menor do que o efeito dos *end-plates*, já que o cilindro com 4 discos apresentou comportamento semelhante ao cilindro com 2 discos.

Não foi feita uma análise com alteração de espaçamento entre os discos, mas provavelmente este deveria ser menor para que os efeitos dos discos intermediários para configuração com 4 discos gerassem uma maior diferença nos resultados, em relação ao cilindro que tem apenas *end-plates*. De forma que só foi observada diferença significativa no comportamento de C_L e C_D para o máximo Ω analisado, onde espera-se que haja maior diferença.

Análise com variação de velocidade

A segunda análise foi feita para as mesmas condições nas quais foi feita a análise anterior, com a diferença que para este caso se variou a velocidade em x do escoamento para uma velocidade angular do cilindro constante, e portanto Ω variável. A velocidade foi variada de $5m/s$ a $15m/s$, velocidades para as quais ocorre $\Omega = 6$ e $\Omega = 2$, respectivamente, para o valor de ω_{cil}. Os resultados são apresentados logo abaixo.

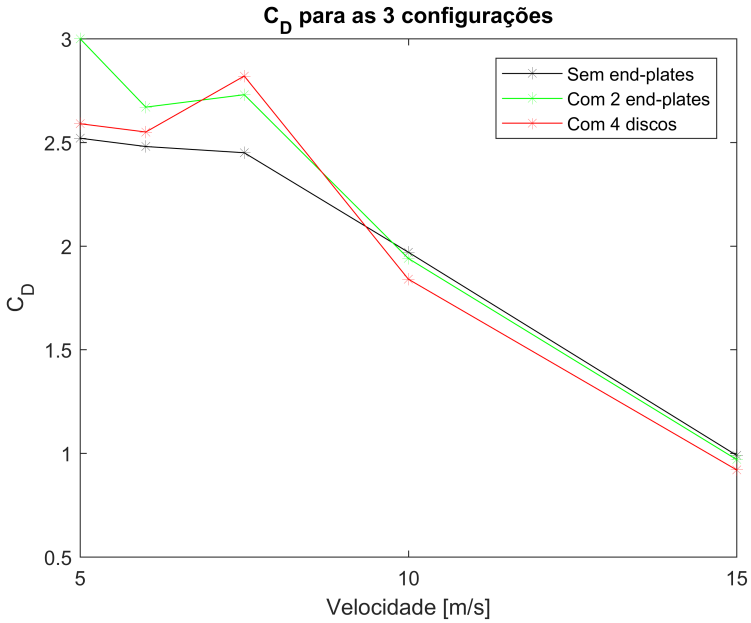


Figura 3.11 – Resultados para C_D em função da velocidade, com ω_{cil} constante

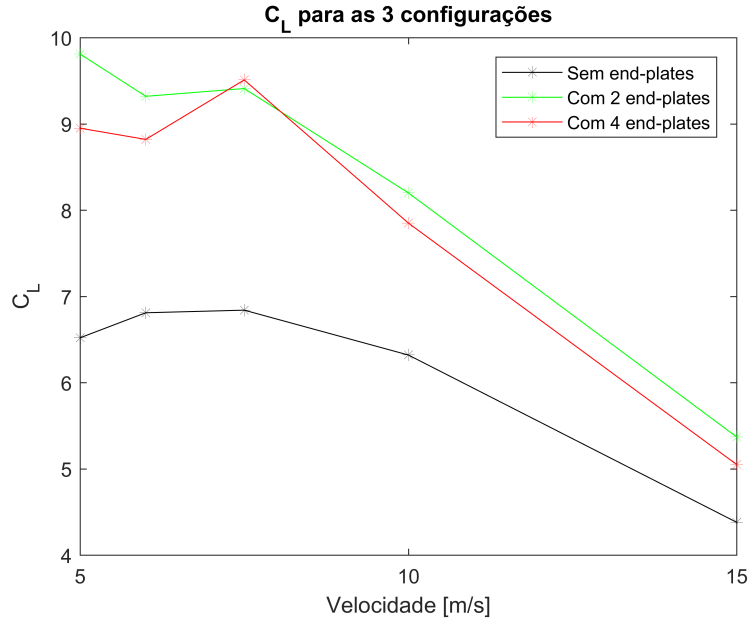


Figura 3.12 – Resultados para C_L em função de da velocidade, com ω_{cil} constante

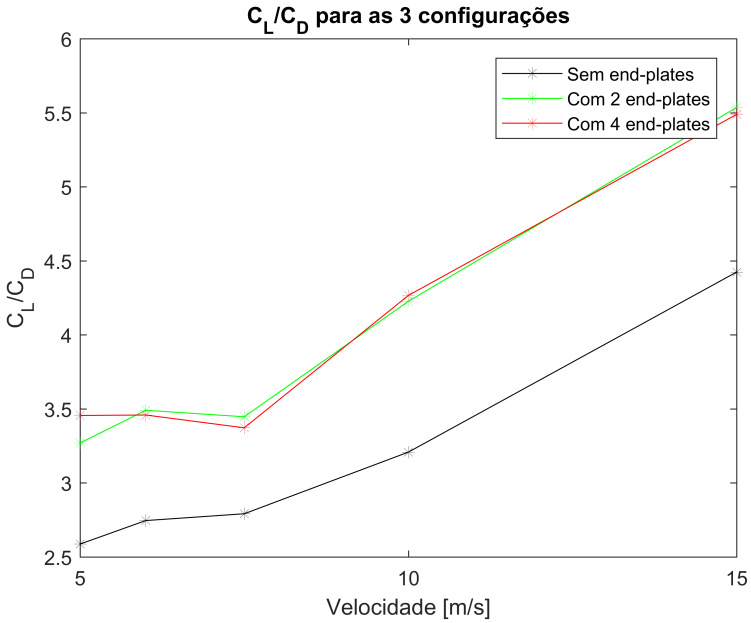


Figura 3.13 – Resultados para eficiência aerodinâmica em função da velocidade, com ω_{cil} constante

Os resultados obtidos com a variação de velocidade do escoamento para C_D e C_L foram muito próximos dos encontrados na análise anterior, consistindo praticamente em uma inversão das curvas que partem agora do maior para o menor valor de Ω. Pode-se concluir disto que para todos as configurações, na faixa de velocidade e Ω analisados, C_D e C_L apresentam baixa dependência do número de Reynolds. As visualizações das simulações para esta análise para o cilindro com 2 *end-plates* estão no apêndice 10.2.

3.3.3 Variação de C_L e C_D com AR

Por último se analisou o efeito da variação no alongamento sobre as forças aerodinâmicas. Como o esperado, de forma similar ao que ocorre em uma asa convencional, quanto maior o alongamento, maior o C_L e menor o C_D, com estes valores se aproximando do valor obtido em um cilindro 2-D quanto maior for o alongamento. As simulações foram realizadas para $\Omega = 3$ e $U_\infty = 10m/s$.

Se observa uma tendência de aumento no C_L e redução no C_D maior para o cilindro simples, ocorrendo de forma mais suave para os cilindros com discos. Isso ocorre pois este ganho advindo do aumento do alongamento vem da redução do efeito do gradiente de pressão, mesma razão pela qual os *end-plates* melhoram o desempenho do cilindro. Por isso a melhora ocorre de forma mais tênue para os cilindros com os dispositivos. Os resultados obtidos são apresentados abaixo.

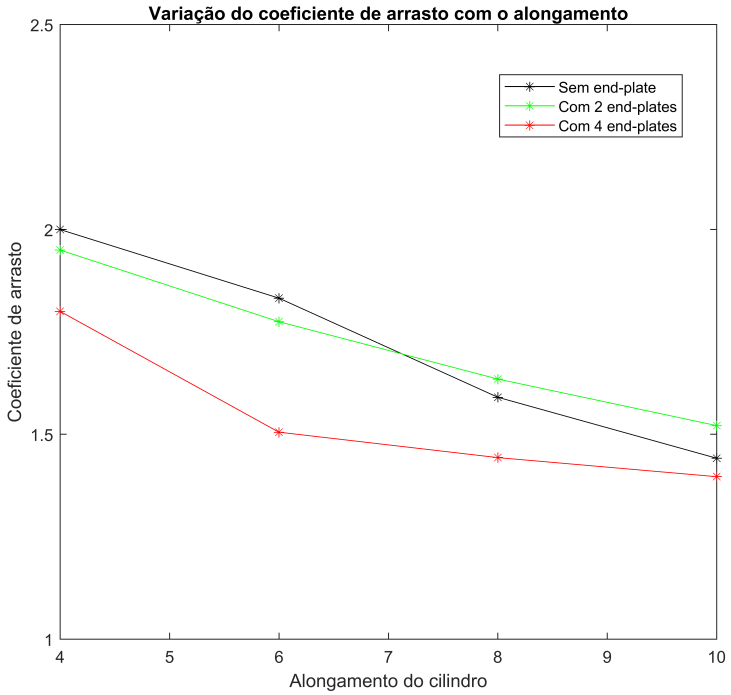


Figura 3.14 – Resultados para C_D em função do Alongamento

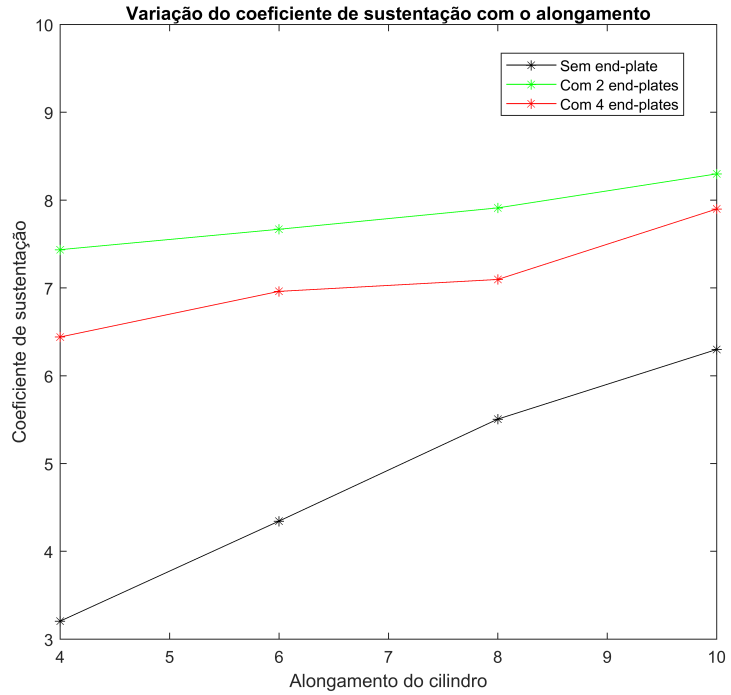


Figura 3.15 – Resultados para C_L em função do Alongamento

O aumento da recirculação de fluido da parte superior para inferior do cilindro, com a redução de alongamento, pode ser bem visualizada nos resultados mostrados na apêndice 10.3.

3.3.4 Escolha do melhor cilindro

Com as análises realizadas foi possível perceber que inicialmente a melhor configuração de cilindro foi aquela com 2 *end-plates*, pois apresenta eficiência aerodinâmica quase idêntica ao cilindro com 4 discos, possuindo um C_L ligeiramente superior ao último. Sendo portanto um pouco melhor que a terceira configuração para $\Omega \leq 5$, utilizando menos discos. Assim em um primeiro momento foi definido que o cilindro a ser utilizado na aeronave seria um com 2 *end-plates*, $AR = 10$, com o diâmetro testado.

CAPÍTULO IV

PROJETO DA FUSELAGEM

A fuselagem foi definida de forma simples, sem análise aprofundada. Tentou-se projetar uma fuselagem que possuísse o minimo de C_D possível na sua operação e que não gerasse *downforce*, ou talvez contribuísse um pouco com a sustentação total da aeronave.

A fuselagem foi concebida de forma a possuir 2 regiões, o corpo, no qual seriam localizados boa parte dos componentes e a carga paga; e o bico, que poderia auxiliar a melhorar o desempenho do componente, sendo onde seria localizado o motor de tração e sua bateria.

A condição limitante era que na fuselagem coubessem com certa folga todos os componentes eletrônicos, mecânicos e cargas que viriam a ser embarcados.

Os limitantes neste caso foram a altura da fuselagem estipulada em $80mm$, a largura estimada em $100mm$, o comprimento estipulado em $500mm$ e as dimensões da secção final do bico, definida como $35mm \times 35mm$, para se ajustar as dimensões do motor.

O valor da altura da fuselagem foi simplesmente definido, pois no momento em que estas simulações foram realizadas, o motor utilizado ainda não havia sido definido assim como se haveria necessidade, ou não, de um mecanismo de redução ou aumento de rotação, como foi necessário.

Assim esta dimensão foi definida de forma a garantir que todos os componentes coubessem no interior da fuselagem, sem exceder suas dimensões. A largura também foi um pouco superestimada, mas ao contrário da altura, esta dimensão foi estimada com base no tamanho de alguns motores e baterias disponíveis no mercado.

O comprimento também foi superestimado, principalmente por ainda não se saber qual seria a carga final da aeronave e porque havia a possibilidade de se necessitar de uma carga para ajuste da posição do CG. A secção da ponta da fuselagem é definida conforme os limites do motor de tração, este já conhecido quando esta análise foi feita.

Partindo disso foram realizadas análises para 3 diferentes configurações de fuselagem, onde se mudou essencialmente o formato do bico. A primeira fuselagem analisada possuía um bico com $175mm$ de comprimento, com a secção do motor acima da linha média da fuselagem, a segunda tinha bico com $175mm$ de comprimento, mas era simétrica em relação a linha média da fuselagem, a terceira configuração do bico é semelhante a primeira, mas

possuía um comprimento de $150mm$. A diferença entre os bicos pode ser observada mais facilmente na Fig 4.1.



(a) Primeira configuração (b) Segunda configuração (c) Terceira configuração

Figura 4.1 – Formatos de bicos tetados

4.1 Independência de domínio de malha

A independência de domínio e de malha foram realizadas para a primeira configuração de fuselagem, para velocidade de $15m/s$, que seria velocidade máxima testada. Como as características das 3 configurações são semelhantes, o procedimento não foi realizado para as outras 2 fuselagens testadas.

A malha utilizada inicialmente era poliédrica e possuía 425520 volumes, com 2 regiões de refinamento, a região com o bloco de refinamento (volumes de 12 mm) e a região de malha grosseira. Foram utilizadas camadas de primas na superfície da fuselagem, com espessura de 1,5 mm, a maior dimensão dos primas foi de 2 mm.

Para solução foi utilizado método de discretização de primeira ordem e o modelo de turbulência $k - \epsilon$ realizável. Os domínios utilizados tiveram todos, o formato de um paralelepípedo. Novamente a simulação foi resolvida com métodos para regime transiente, mas o intuito era apenas obter a média dos resultados em regime permanente.

4.1.1 Independência de domínio

Para realização de independência de domínio foram utilizados 3 domínios diferentes, a malha possuiu o refinamento mostrado anteriormente. Os valores de C_D e C_L tiveram a área frontal da fuselagem como referência. Os domínios e os resultados obtidos para cada um deles são mostrado na Tabela 5. Na Fig 4.2 é mostrado o domínio final e a região com o bloco de refinamento.

Tabela 5 – Independência de domínio

Comprimento	Largura	Altura	C_D	C_L
3300 mm	300 mm	800 mm	0,477	0,0151
6000 mm	500 mm	1500 mm	0,432	0,076
8000 mm	500 mm	2000 mm	0,425	0,071

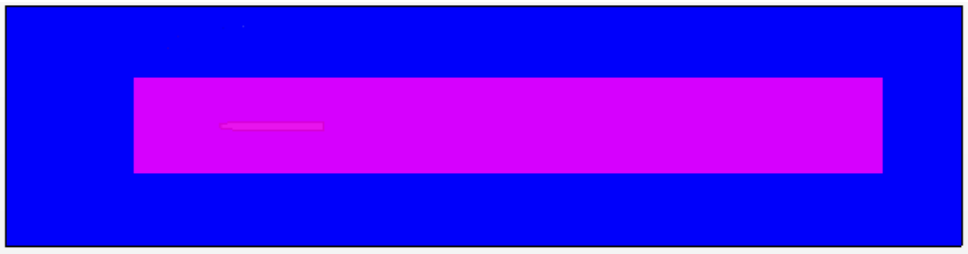


Figura 4.2 – Domínio final da fuselagem

4.1.2 Independência de malha

Para realização de independência de malha foi utilizado o domínio final, se fazendo mais 2 simulações com malha mais refinada, até que na última já é possível se afirmar que houve independência de malha.

Tabela 6 – Independência de malha

Comprimento do bloco de refinamento	Largura do bloco de refinamento	Altura do bloco de refinamento	Refinamento do bloco	C_D	C_L
6000 mm	120 mm	600 mm	$12mm$	0,425	0,071
6000 mm	120 mm	600 mm	$10mm$	0,435	0,066
6500 mm	150 mm	800 mm	$10mm$	0,445	0,064

Apesar de o refinamento da malha melhorar os resultados, observa-se que a malha grosseira consegue resultados próximos aos obtidos pela malha mais refinada.

4.2 Simulação das 3 fuselagens propostas

Foram realizadas 3 simulações para cada uma das configurações de bico, para velocidade de $5m/s$, $10m/s$ e $15m/s$. Os resultados obtidos para C_D e C_L são mostrados na tabela abaixo.

Tabela 7 – Resultados de C_D e C_L médios para cada velocidade, para as 3 configurações de fuselagem testadas

Velocidades simuladas	$C_{D_{fus1}}$	$C_{D_{fus2}}$	$C_{D_{fus3}}$	$C_{L_{fus1}}$	$C_{L_{fus2}}$	$C_{L_{fus3}}$
$5m/s$	0,483	0,492	0,482	0,033	0,04	0,043
$10m/s$	0,462	0,438	0,424	0,041	0,022	0,061
$15m/s$	0,445	0,421	0,409	0,061	0,025	0,035

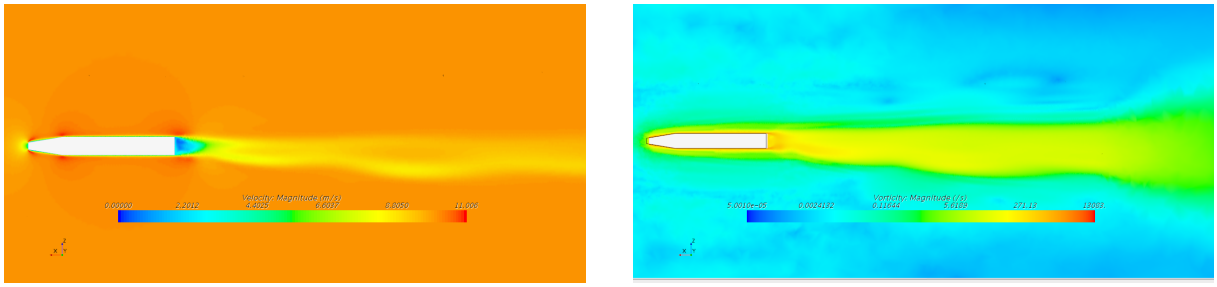
Os resultados encontrados estão muito próximos, mas apesar disso, a configuração 3 apresenta um menor C_D para todas as velocidades analisadas. No entanto os dados obtidos para C_L estão muito próximos de 0 e apresentam grande variação no tempo, provavelmente os

resultados para C_L não são muito confiáveis quantitativamente, o que se pode afirmar apenas, é que os valores de C_L serão positivos e muito próximos de 0.

Por possuir menor C_D, a fuselagem 3 foi escolhida para a aeronave.

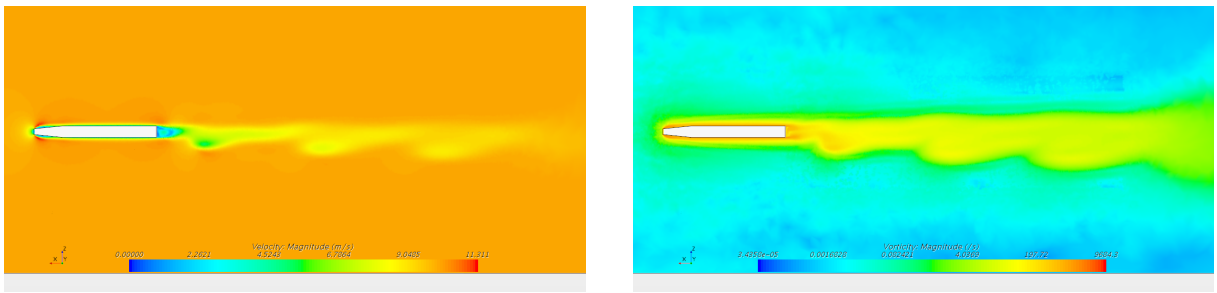
4.3 Visualizações das análises realizadas

Abaixo são mostrados as visualizações para os resultados de velocidade e vorticidade para os 3 bicos testados, para $10m/s$.



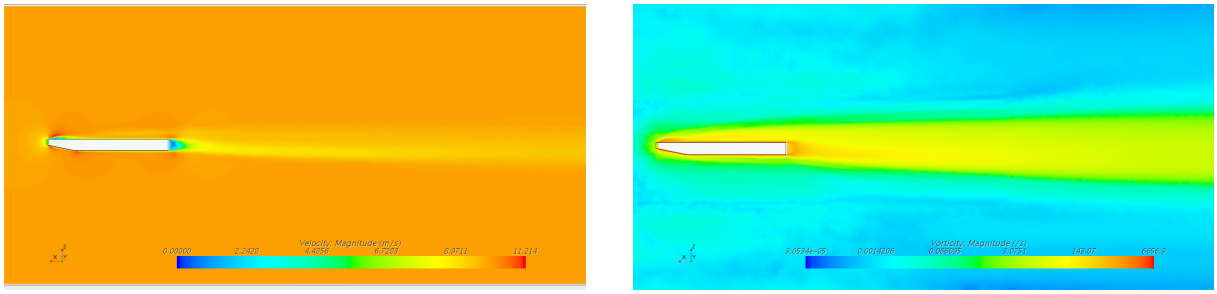
(a) Visualização do campo Velocidade (b) Visualização do campo de Vorticidade

Figura 4.3 – Visualizações para primeira fuselagem testada



(a) Visualização do campo Velocidade (b) Visualização do campo de Vorticidade

Figura 4.4 – Visualizações para segunda fuselagem testada



(a) Visualização do campo Velocidade (b) Visualização do campo de Vorticidade

Figura 4.5 – Visualizações para terceira fuselagem testada

CAPÍTULO V

PROJETO DE ESTABILIDADE E CONTROLE

Com o cilindro, a fuselagem e o motor definidos se da início ao projeto dos estabilizadores. Por se tratar de uma aeronave com características bem distintas de um avião convencional é necessário se analisar qual seria o estabilizador ideal para um veículo que apresenta forças e momentos inerciais de magnitude significativa. Estes consequentemente tem uma influência relevante sobre o comportamento da aeronave.

Como seria caro e difícil mitigar o efeito giroscópico do cilindro rotativo com um rotor girando em sentido contrário na fuselagem, foi necessário dimensionar as empenagens de forma a sobrepor repostas provenientes deste efeito. Foi escolhido trabalhar com a configuração convencional de empenagens, se utilizando um *boom*, para diminuir o efeito da esteira do cilindro sobre a empenagem. Como será mostrado mais adiante, isto não foi suficiente para mitigar a níveis razoáveis o efeito prejudicial da esteira.

Assim foram utilizadas uma empenagem horizontal e uma vertical, ambas sem enflexamento, afilamento, torção geométrica ou aerodinâmica, possuindo geometria retangular.

A empenagem foi dimensionada com o objetivo de conseguir manter a aeronave estável, mesmo quando ocorresse mudança significativa de Ω que é o principal parâmetro deste veículo. As superfícies de controle foram projetadas de forma que fossem capazes de resistir a pertubações decorrentes de rajadas verticais e laterais, superar as rotações e momentos provenientes do efeito giroscópico, além de garantir a trimagem da aeronave. A análise de trimagem longitudinal para este tipo de aeronave é bem distinta da realizada para uma aeronave convencional, como será mostrado adiante.

Um dos fatores que diminuiu a qualidade e precisão da solução fornecida, foi a entrada de dados aerodinâmicos esparsos com relação a Ω, que é uma variável muito importante para o comportamento da aeronave modelada. Por conta do alto custo das simulações numéricas, não foram obtidos valores de C_L, C_D e C_M para intervalos menores de Ω, o que aumentaria a confiabilidade dos resultados.

A variável Ω exerce influência tanto na dinâmica longitudinal quanto latero-direcional da aeronave. A razão de velocidades "substitui"o ângulo de ataque como principal variável responsável pela alteração na sustentação e arrasto da aeronave, e ao mesmo tempo exerce

influência na dinâmica latero-direcional por meio do efeito giroscópico.

Houveram algumas análises de estabilidade e controle realizadas ao longo do projeto, mas todos os resultados apresentados neste trabalho são para aeronave final, definida no capítulo 6.

5.1 Análises preliminares

5.1.1 Simulações para obtenção das curva de C_L, C_D e C_M do conjunto de empenagens das superfícies de comando

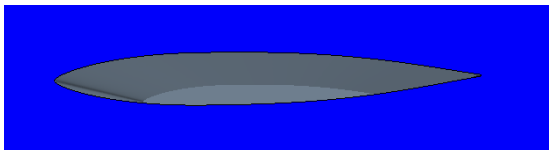
Primeiramente foi necessário definir os perfis das empenagens, foi definido para empenagem vertical uma versão modificada do NACA0012, um perfil que foi utilizado também para empenagem vertical no projeto da equipe Tucano em 2016. Para empenagem horizontal foram testados 2 perfis, o perfil anterior e o perfil utilizado na empenagem horizontal da equipe Tucano em 2016.

Inicialmente optou-se pela utilização do primeiro, sem cambra. Pois embora o momento de arfagem gerado pelo arrasto do cilindro, do contra torque deste e do motor sejam todos negativos, o valor de C_{m_0} é muito sensível a alteração na posição horizontal do CG, devido a força de sustentação do cilindro. Como não havia certeza se seria possível deixar o CG em posição coincidente com o CP, não se adotou perfil com cambra em um primeiro momento.

No final do projeto isto viria a ser modificado, sendo escolhido o perfil com cambra como perfil final da empenagem horizontal. Os perfis são mostrados na Fig. 5.1.



(a) Perfil testado na Emepangem Horizontal



(b) Perfil testado na Empenagem Vertical e Horizontal

Figura 5.1 – Perfis testados das empenagens

Como o Re que as empenagens seriam utilizadas é baixo, não haviam dados aerodinâmicos disponíveis, nem como variar o alongamento dentro do algoritmo do modelo dinâmico, já que para baixo alongamento, que tipicamente ocorre nas empenagens, as curvas de C_{m_α}, C_{L_α} e C_{D_α} só poderiam ser obtidas facilmente por meio de CFD, o que tornaria o procedimento muito caro.

Na análise preliminar a empenagem foi pré-dimensionada. Isso foi feito pois todos os seus dados aerodinâmicos eram obtidos por meio de simulações numéricas, portanto era muito caro se fazer o redimensionamento das empenagens e superfícies de controle a todo momento. Como não era possível se realizar uma análise sem os dados de entrada para se

obter as dimensões das empenagens, que seriam utilizadas para se encontrar os dados de entrada (simulações numéricas), foi necessário se partir de um ponto inicial.

Assim foi feito um dimensionamento com os dados 2D para $Re = 250000$, com correção empírica para o alongamento. Após o termino do dimensionamento das empenagens preliminares, foi definido que a empenagem horizontal teria $AR = 4$ e a vertical $AR = 3$ ambas com 100 mm de corda. Não se utilizou alongamentos maiores devido ao peso estrutural, que implicaria na posição do CG, e dificuldades construtivas, que ocorreriam caso a corda da empenagem fosse muito pequena.

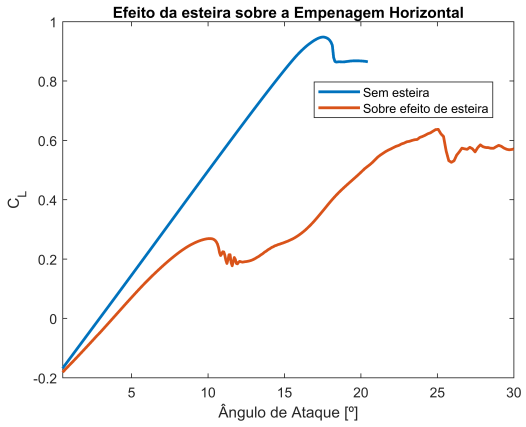
Foram realizadas simulações com as dimensões das empenagens encontradas e assim foram obtidos os dados para o Reynolds correto e as análises de estabilidade e controle foram refeitas.

As simulações foram realizadas com intuito de gerar os dados de C_{L_α}, C_{D_α} e C_{M_α}. Analisou-se 2 casos diferentes, o primeiro no qual as empenagens eram *all-move*, e o segundo no qual as empenagens eram *part-move*, com o *hinge* em 50% da corda, tendo como referência o bordo de ataque.

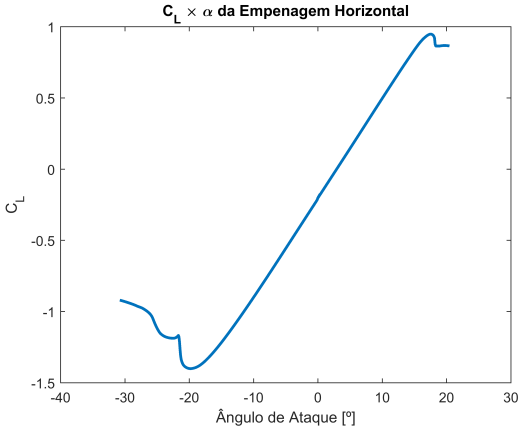
Estas análises foram realizadas com o intuito de se saber se seria melhor a utilização de empenagens *all-move* ou *part-move*. O mesmo procedimento descrito para as empenagens foi feito para o aileron. No caso das simulações das deflexões, não foi feita a simulação com rotação do corpo, se variando o ângulo de ataque, mas se simulou a superfície já defletida. Assim foi necessário uma simulação para cada deflexão, ao contrário do que foi feito com a variação do ângulo de ataque.

Abaixo são mostradas as curvas obtidas por meio de simulação, na qual se obtêm a variação de C_L, C_D e C_m das empenagens com e sem efeito da esteira, ou seja a para a empenagem sozinha e para a mesma na presença da aeronave; no entanto a avaliação do efeito da esteira foi realizado apenas para a curva $C_L \times \alpha$ da empenagem horizontal. A referência para o cálculo do C_m neste caso é o CA da empenagem.

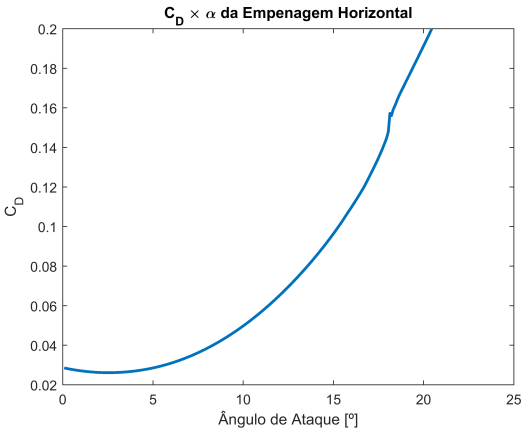
Simulou-se uma velocidade de $15m/s$ na qual o cilindro possuiria uma razão de velocidades $\Omega = 2$, e as empenagens horizontal e vertical teriam $Re = 10^5$.



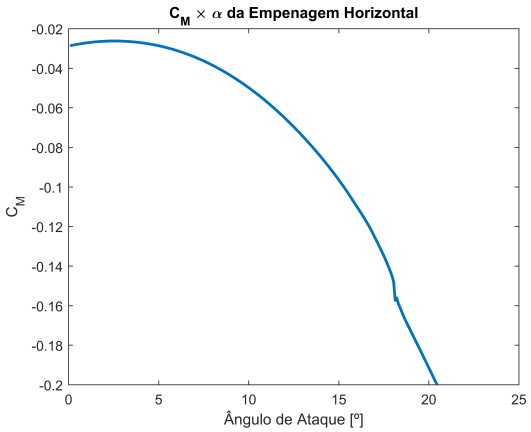
(a) Curva de $C_L \times \alpha$ para α positivo com efeito de esteira



(b) Curva de $C_L \times \alpha$

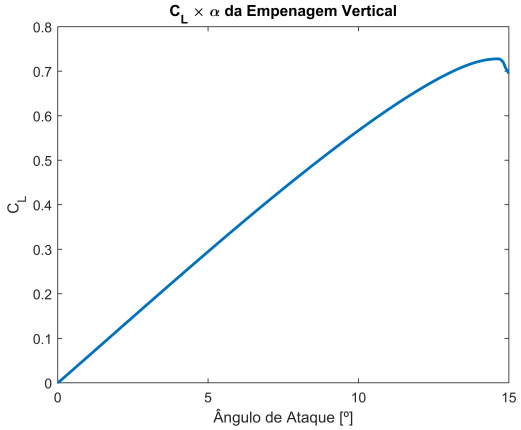


(c) Curva de $C_D \times \alpha$

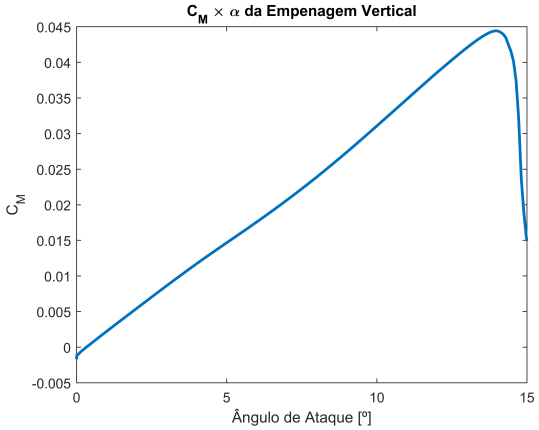


(d) Curva de $C_M \times \alpha$ com referencial no CA

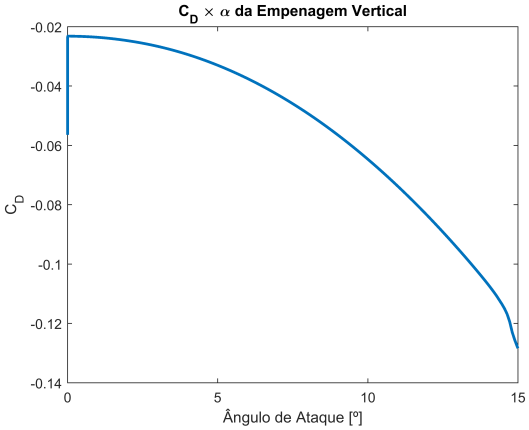
Figura 5.2 – Curvas dos coeficientes de sustentação, arrasto e momento para empenagem horizontal



(a) Curva de $C_L \times \alpha$

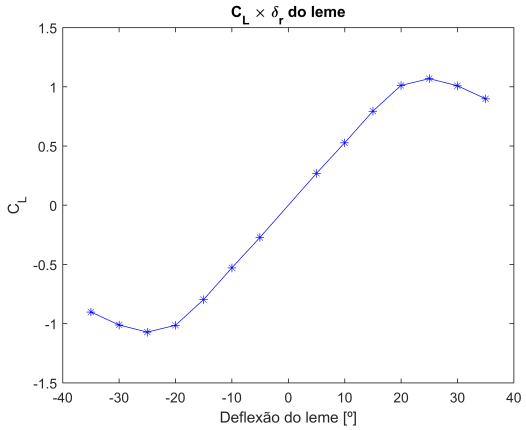


(b) Curva de $C_M \times \alpha$ com referencial no CA

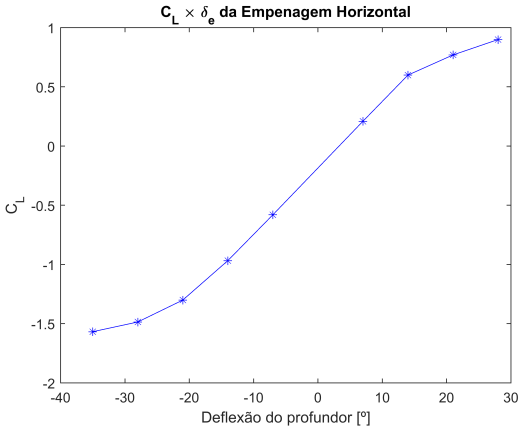


(c) Curva de $C_D \times \alpha$

Figura 5.3 – Curvas dos coeficientes de sustentação, arrasto e momento para empenagem vertical para ângulos de ataque positivos, perfil simétrico



(a) Curva de $C_L \times \delta_r$



(b) Curva de $C_L \times \delta_e$

Figura 5.4 – Curvas da variação do C_L nas empenagens (*part-move*) com a deflexão das superfícies de controle

Com estas análises é possível se notar o quão grande é o efeito da esteira sobre a empenagem horizontal, com η variando entre 65% e 80% para a parte linear da curva. Existe ainda um estol na parte intermediária da curva. Isto ocorre devido a posição na qual a empenagem horizontal fica com relação a esteira para aquele ângulo de ataque, sendo a região de mínima velocidade, sendo isto que faz com que este fenômeno ocorra. No capítulo 6 é mostrado a partir do coeficiente de pressão, esta região de alta pressão, com a empenagem horizontal inteiramente imersa nela.

Felizmente como a sustentação do cilindro depende muito pouco do ângulo de ataque e o profundor utilizado faz com que a aeronave tenha grande capacidade de manobra, sendo possível se controlar o ângulo de ataque de forma rápida, evitando assim que ocorra o estol intermediário. Porém mesmo assim foi feita uma modificação no projeto de forma a afastar este efeito mais intenso da esteira. Esta modificação é descrita no capítulo 6.

Para a parte linear das curvas apresentadas se obteve $C_{L_{\alpha_v}} = 3,1 rad^{-}1$, $C_{L_{\alpha_h}} = 3,94 rad^{-}1$, $C_{L_{\delta_r}} = 2,965 rad^{-}1$ e $C_{L_{\delta_e}} = 2,845 rad^{-}1$. Como pode ser visto ao se comparar as curvas das figuras 5.3 e 5.4, as empenagens *part-move* conseguem um $C_{L_{MAX}}$ superior ao das empenagens *all-move*, sendo assim ambas empenagens são escolhidas *part-move*. Entretanto a diferença de $C_{L_{MAX}}$ para empenagem horizontal é bastante pequena para as duas configurações analisadas.

Além das curvas das empenagens também foram obtidas estas mesmas curvas para a fuselagem e para o cilindro, na simulação com a aeronave completa. A curva $C_L \times \alpha$ da fuselagem é praticamente linear até cerca de $20°$, enquanto isso o cilindro apresentou variação muito pequena de C_L, C_D e C_m com α, assim como o esperado. A curva de $C_L \times \alpha$ da fuselagem é mostrada na Fig. 5.5.

Também foi obtida para fuselagem, de forma semelhante, a curva $C_y \times \beta$, a fim de calcular a contribuição da fuselagem para o C_{y_β} e C_{n_β} da aeronave, sendo esta curva muito semelhante a anterior, a curva de $C_L \times \alpha$. A metodologia utilizada para se realizar estas

simulações é melhor especificada no capítulo 6.

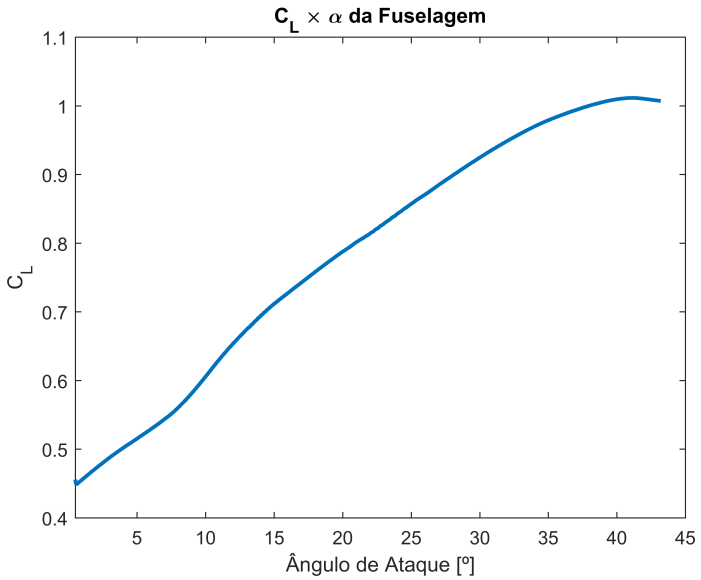


Figura 5.5 – Curva de $C_L \times \alpha$ da fuselagem

5.1.2 Análise Estática

A análise de estabilidade latero-direcional estática consistiu em se obter os valores de C_{l_β} e C_{n_β} e garantir que estas derivadas tivessem valor respectivamente negativo e positivo. O valor encontrado para ambas derivadas tiveram modulo muito grande, o que apesar de estranho reflete a forma de como a adimensionalização foi realizada, pois a área de referência, que é a área frontal do cilindro, tem dimensões próximas as da empenagem vertical. Isto faz com que a derivada tenha valor pouco usual ao se comparar com valores típicos de aviões comerciais.

O componente mais importante tanto para C_{l_β} como para C_{n_β} foi a empenagem vertical. A empenagem horizontal e os ailerons tiveram grande contribuição para C_{l_β}. O cilindro rotativo tem contribuição muito pequena para C_{n_β} e C_{l_β} assim como para C_{m_α}, pois as forças e momentos gerados pelo cilindro dependem pouco do ângulo de ataque e glissada.

A fuselagem também teve influência sobre C_{n_β}, possuindo C_{y_β} de 0,86 a 15 m/s. No entanto a contribuição para C_{y_β}, C_{l_β} e C_{n_β} da fuselagem foi obtida por meio de simulação realizada apenas com a fuselagem, ao contrário do cálculo de C_{D_α}, C_{L_α} e C_{m_α} desta, que levou em conta o efeito do cilindro sobre o componente.

A fuselagem apesar de possuir uma baixa variação do coeficiente de força lateral e pequeno braço, devido ao seu tamanho, tem influência significativa sobre a derivada, sendo esta contribuição negativa, portanto ela reduz a estabilidade da aeronave no eixo de guinada.

No caso da estabilidade estática longitudinal não houve grande dificuldade em fazer com que C_{M_α} fosse negativo pois apenas a empenagem e a fuselagem sofrem influência significativa do ângulo de ataque. A fuselagem também teve contribuição instabilizadora sobre

o C_{M_α}, mas a contribuição é, em modulo, bem menor que a contribuição da empenagem horizontal.

O grande problema deste tipo de aeronave é a trimagem em caso de grande variação da posição do CG ou variação de Ω. Estas variáveis têm grande influência sobre forças aerodinâmicas geradas pelo cilindro.

A contribuição do cilindro para C_{M_α} apesar de ser minima, pode começar a se tornar um pouco significativa para ângulos de ataque altos, é possível se fazer uma correlação de C_L, C_D e C_M do cilindro rotativo com α, a partir do equacionamento mostrado abaixo:

$$\alpha = \arctan(\frac{w}{V}) \tag{5.1}$$

E para Ω:

$$\Omega = V_t/V \tag{5.2}$$

Assim se tem:

$$\Omega = \frac{V_t \tan(\alpha)}{w} \tag{5.3}$$

Fazendo-se a relação com C_{M_α}:

$$\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} = \frac{\partial C_M}{\partial \Omega}\frac{\partial \Omega}{\partial \alpha} \tag{5.4}$$

E por fim:

$$\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} = \frac{\partial C_M}{\partial \Omega}\frac{V_t \sec^2(\alpha)}{w} \tag{5.5}$$

Foi desprezado a influência de σ nas derivadas latero-direcionais, por não ter sido possível obtê-lo por meio de simulação e o cálculo empírico de $\frac{d\sigma}{d\beta}$ retornar valores irreais.

5.1.3 Efeito giroscópico e suas implicações

O efeito giroscópico atua na aeronave caso se altere os momentos ou velocidades angulares de guinada ou rolagem. O efeito giroscópico é um fenômeno inercial que consiste em forças que surgem no sistema para se conservar o momento angular. O efeito giroscópico que ocorre no cilindro rotativo é calculado se utilizando as equações gerais para movimento de corpos rígidos, mostradas abaixo:

$$\sum M_x = I_{xx}\dot{\omega}_x - (I_{yy} - I_{zz})\omega_y\omega_z - I_{xy}(\dot{\omega}_y - \omega_z\omega_x) - I_{yz}(\omega_y^2 - \omega_z^2) - I_{zx}(\dot{\omega}_z + \omega_x\omega_y) \tag{5.6}$$

$$\sum M_y = I_{yy}\dot{\omega}_y - (I_{zz} - I_{xx})\omega_z\omega_x - I_{yz}(\dot{\omega}_z - \omega_x\omega_y) - I_{zx}(\omega_z^2 - \omega_x^2) - I_{xy}(\dot{\omega}_x + \omega_y\omega_z) \tag{5.7}$$

$$\sum M_z = I_{zz}\dot{\omega}_z - (I_{xx} - I_{yy})\omega_x\omega_y - I_{zx}(\dot{\omega}_x - \omega_y\omega_z) - I_{xy}(\omega_x^2 - \omega_y^2) - I_{zx}(\dot{\omega}_y + \omega_z\omega_x) \tag{5.8}$$

Estes momentos de inércia são referentes ao cilindro e não a aeronave, o cálculo dos momentos é realizado apenas para o cilindro neste momento. Este gira entorno de y, sendo $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ as componentes da velocidade angular do cilindro, e $\Omega_x, \Omega_y \Omega_z$ as componentes da velocidade angular do referencial do corpo, o referencial da aeronave, em relação ao referencial inercial.

O que ocorre é que nem sempre se tem $\omega = \Omega$, que seria o caso do cilindro sem rotação. Neste caso o cilindro sofre as mesmas rotações que aeronave com exceção da rotação que ocorre no seu eixo, desta forma $\omega = \Omega + \omega_{cil}$.

Sabendo-se que o cilindro é simétrico em 2 eixos, produtos de inércia são nulos, adotando a hipótese de que os componentes de velocidade angular são todos constantes se chega a seguinte expressão:

$$\sum M_x = -I_{yy}\Omega_z\omega_y + I_z\Omega_y\omega_z \tag{5.9}$$

$$\sum M_y = -I_{zz}\Omega_x\omega_z + I_{xx}\Omega_z\omega_x \tag{5.10}$$

$$\sum M_z = -I_{xx}\Omega_y\omega_x + I_{yy}\Omega_x\omega_y \tag{5.11}$$

$$\tag{5.12}$$

Se desprezando as rotações da aeronave, que são pequenas em comparação a do cilindro:

$$\sum M_x = -I_{yy}\Omega_z\omega_y \tag{5.13}$$

$$\sum M_z = I_{yy}\Omega_x\omega y \tag{5.14}$$

$$\tag{5.15}$$

Sendo essa simplificadamente a parcela do efeito giroscópico do cilindro na aeronave. Após o cálculo destes momentos gerados pelo cilindro, estes são somados aos momentos aerodinâmicos gerados pela aeronave e posteriormente é construída a matriz de estado, incluindo o efeito giroscópico proveniente do cilindro.

Outra abordagem é a utilização de um referencial no cilindro, fixo no referencial do corpo mas que gira junto ao cilindro, este arranjo de referenciais é ilustrado na figura 5.6. Desta forma o cálculo da contribuição dos momentos do cilindro para aeronave seria feita de forma conjunta com a aeronave, sendo necessário apenas se fazer a transformação para mudança de referencial.

O efeito giroscópico proveniente do cilindro foi a principal razão pela qual se buscou fazer o cilindro o mais leve possível, para que possuísse baixa inércia.

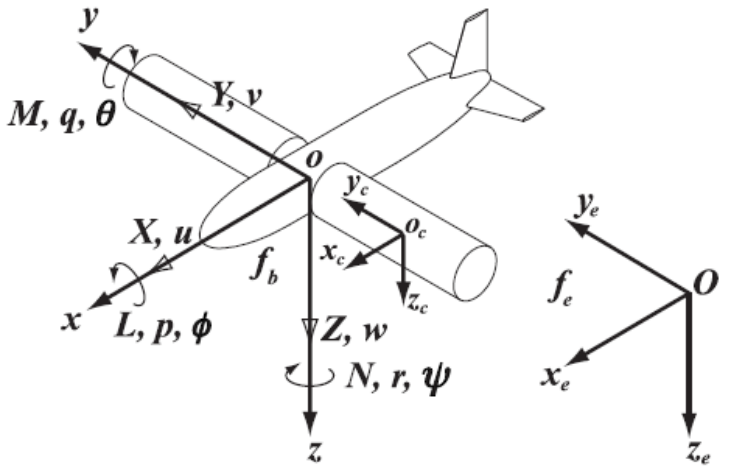
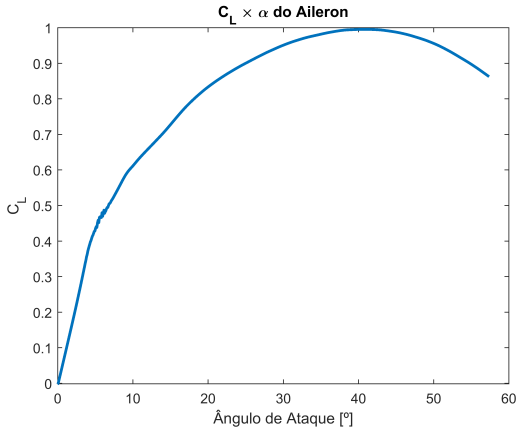


Figura 5.6 – Arranjo dos referencias do corpo e inercial, na aeronave (BADALAMENTI,2010)

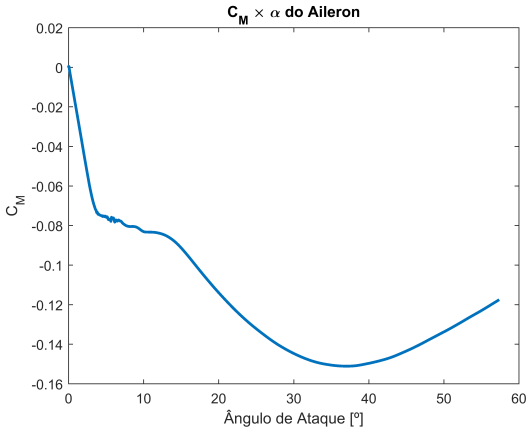
5.1.4 Projeto do aileron

O aileron foi projetado para fazer com que a aeronave fosse capaz efetuar manobra de rolagem e realizar curvas. Inicialmente foi definido que o aileron teria $C_{l_{\delta_a}}$ mínimo de $0,35$ que conforme os algoritmos de controle dinâmico latero-direcional, se mostrava um valor da derivada necessário para o cumprimento da missão. Foi então simulada uma placa que pelo porte, seria capaz de prover no mínimo o valor de derivada requerido, mas provavelmente superior.

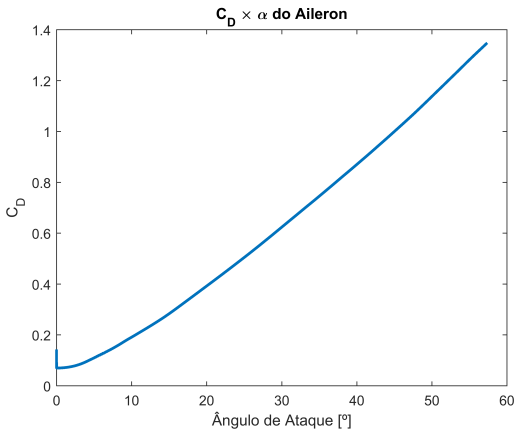
Esta placa foi simulada para dois casos, um no qual ela era *all-move* e no outro era *part-move*, assim como feito para as empenagens. Ao final das simulações pôde se observar que em sua parte linear tinha capacidade de prover $C_{l_{\delta_a}} = 0,5$ e o ângulo de *stall* da placa era muito alto. Além disso se observou que o aileron sofria um grande ângulo de incidência devido ao *downwash* e a proximidade do cilindro, mas sofria apenas uma pequena redução de η por conta da esteira. Os resultados das simulações são mostrados na Fig. 5.7.



(a) Curva de $C_L \times \delta_a$



(b) Curva de $C_M \times \delta_a$ com referencial no centro da placa



(c) Curva de $C_D \times \delta_a$

Figura 5.7 – Curvas dos coeficientes de sustentação, arrasto e momento para o aileron *all-move*

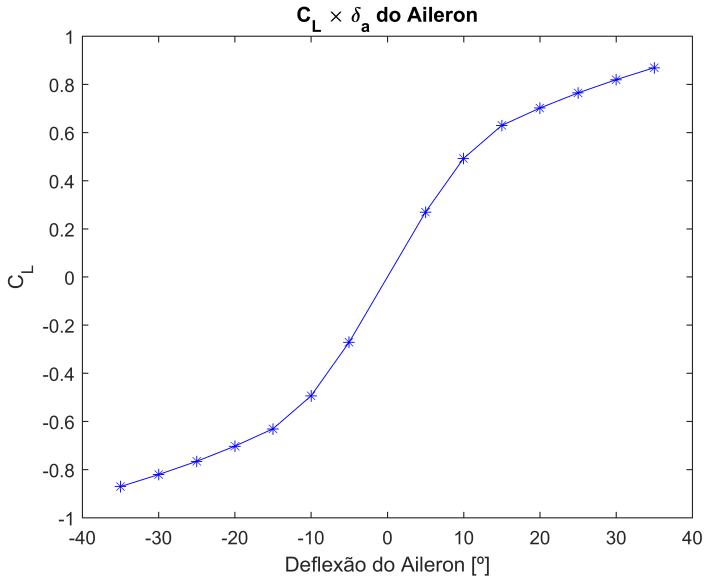


Figura 5.8 – Curva $C_L \times \delta_a$, de sustentação para aileron *part-move*

Como pode se observar dos resultados, ao contrário do que ocorreu na empenagem, a configuração de aileron com maior $C_{L_{MAX}}$ foi o aileron *all-move*, sendo este o escolhido para ser utilizado na aeronave final.

5.1.5 Trimagem Longitudinal

A trimagem longitudinal foi realizada para assegurar que a aeronave seria capaz de ser trimada em voo. Infelizmente, assim como na análise dinâmica principalmente, não foi possível se ter uma boa estimativa de C_{L_Ω} e C_{D_Ω} pelo fato de no envelope de Ω que varia de 2 a 6, apenas 5 pontos tem seu valor conhecido. No entanto, conhecer mais pontos do envelope teria um alto custo computacional.

Sendo o principio da trimagem $C_M = 0$ e $C_L = C_{L_{trim}}$, onde $C_{L_{trim}}$ é o C_L necessário para manutenção de voo reto nivelado ou manobra, a situação para a qual se pretende trimar a aeronave, de forma que a sustentação seja igual a força peso multiplicada pelo fator de carga e o momento de arfagem resultante seja nulo.

Somou-se como parcelas do C_M total o C_M do motor, o C_M da empenagem horizontal e da fuselagem, que dependem de α e o C_M do cilindro que é muito pequeno, para posição de CG adotada. O CG fica exatamente na mesma posição que o CP do cilindro (para aeronave final), com o intuito que não haja dificuldades com a trimagem.

Já para o C_L fez-se o mesmo com a diferença que neste caso ocorrem termos dependentes de Ω, sendo eles C_L do cilindro e o $C_{L_{trim}}$, sendo:

$$\sum C_{L_{trim}} = \frac{2nW}{\rho U^2 S_{ref}} \tag{5.16}$$

Ao se substituir nesta equação a equação 5.2 tem-se que:

$$\sum C_{L_{trim}} = \frac{2nW\Omega^2}{\rho V_t^2 S_{ref}} \tag{5.17}$$

Assim é interessante se resolver a trimagem para δ_e e Ω, ao invés de δ_e e α, sempre haverá um termo não linear que pode fazer com que o sistema de equações tenha mais de uma solução ou mesmo nenhuma. Assim se resolveu as 2 equações, C_L e C_M, para δ_e em função de Ω e se plotou o resultado, observando que há cruzamento em um único ponto que ocorre para $\Omega = 1,87$, levando-se em conta a hipótese de continuidade da variação de C_L com Ω, para valores próximos de $\Omega = 2$, mas um pouco inferiores. Na análise se considerou que o cilindro possuía velocidade angular constante.

A pequena diferença no Ω que a trimagem ocorre em relação a $\Omega = 2$ não é um problema pois embora não possa se manter $C_L = C_{L_{trim}}$, facilmente se mantem $C_M = 0$ que para o caso desta aeronave é o mais importante. A Análise foi feita para U_∞ variando de $20m/s$ a $10m/s$, para $\omega_{cil} = 1000rad/s$.

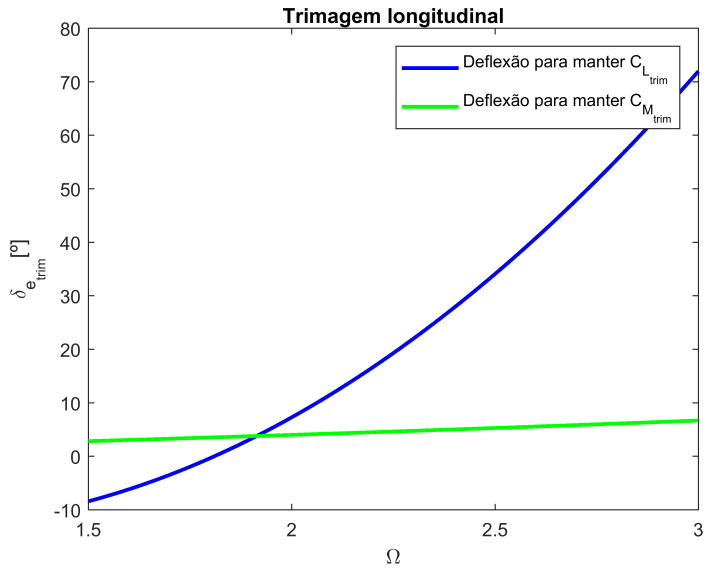


Figura 5.9 – Trimagem da aeronave: curva $\Omega \times \delta_e$ para C_L e C_M

A análise feita mostra que com o aumento de Ω a sutentação da empenagem era cada vez mais solicitada, pois ao se aumentar o Ω se diminuía a velocidade e consequentemente a carga paga que a aeronave é capaz de carregar é reduzida, e a empenagem não consegue manter o C_L necessário para voo. A análise é interessante para se mostrar o quanto a aeronave é sensível a este parâmetro quando a velocidade de rotação do cilindro é mantida constante.

Não foi feita análise para diferentes velocidades de rotação do cilindro pois a trimagem seria igualmente sensível esta variação.

5.2 Análise Dinâmica

A análise dinâmica foi realizada com modelo dinâmico em espaço de estado, no qual foi feita a hipótese de corpo rígido, o que é perfeitamente condizente com a aeronave projetada. Foram utilizadas as equações de movimento de corpos rígidos linearizadas, para cada condição na qual era feita a análise, sendo assim um sistema linear variante no tempo.

Os resultados possivelmente não são tão bons, principalmente por se necessitar conhecer o comportamento de C_{L_Ω}, C_{D_Ω} e C_{M_Ω} com precisão maior no envelope de velocidades. Estes coeficientes estão fortemente relacionados com as derivadas de u, pelo fato de a velocidade angular do cilindro ser considerada constante. Por conta desta ligação das derivadas de Ω com as derivadas de u o comportamento dinâmico do sistema varia muito de acordo com a velocidade analisada.

As derivadas de estabilidade foram calculadas em sua maioria através das simulações realizadas durante o projeto ou com relações analíticas feitas com grandezas calculadas por meio de CFD. Algumas das derivadas obtidas diretamente por meio de CFD, foram as contribuições para C_{Y_β} da fuselagem, as derivadas $C_{L_{\delta_r}}$, $C_{L_{\delta_a}}$, $C_{L_{\delta_e}}$ e de forma indireta a contribuição de C_{n_β} da fuselagem.

Não foram considerados métodos empíricos pela grande diferença que o veículo projetado tem de qualquer aeronave no mercado atual, inviabilizando qualquer correlação histórica.

As análises realizadas foram bastante simplificadas, foram calculados os 2 modos longitudinais e os 3 latero-direcionais, para $2 \leq \Omega \leq 6$, que representa um envelope de velocidade de $5m/s \leq \Omega \leq 15m/s$, portanto para um ω_{cil} constante.

Para as análises de controle se simulou a deflexão das superfícies de comando em conjunto com uma rajada lateral, para controle latro-direcional, e rajada vertical para controle longitudinal. O procedimento correto seria se utilizar um piloto modelado em malha fechada, ou fazer uso de controladores, mas não foi possível se obter resultados satisfatórios para o trabalho.

A matriz de estabilidade dinâmica e a de controle foram baseadas em (Etkins,1996). O efeito giroscópico como mostrado anteriormente é inserido na matriz dinâmica, somado as derivadas L_r e N_p

5.2.1 Estabilidade Dinâmica Longitudinal

Na estabilidade dinâmica longitudinal foi considerada a influência da fuselagem, aileron, empenagem horizontal e o cilindro. As derivadas de estabilidade que mais modificaram o comportamento dinâmico da aeronave, no caso o fugóide, foram X_u, Z_u pelo fato de mudarem bastante com a velocidade. X_u por exemplo varia de -0,639 a -0,504, e Z_u de -8,914 a -2,591. Essa grande variação se deve principalmente a variação de C_D, C_L do cilindro com Ω, consequentemente com a velocidade. Pelo fato de o CG estar próximo do CP do cilindro, M_u não teve grande magnitude.

Como o C_{m_α} da aeronave teve grande magnitude devido ao grande porte da empenagem e dos ailerons, o período curto acabou por possuir grande amortecimento. Nas figuras 5.10 e 5.11 é mostrado a variação dos modos para o envelope analisado, conforme descrito anteriormente.

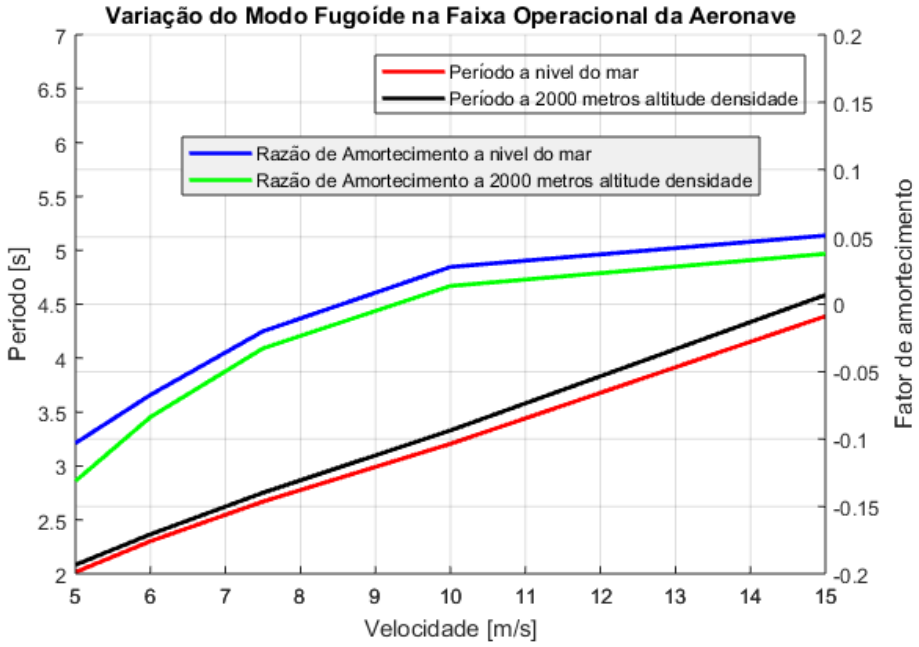


Figura 5.10 – Variação do modo Fugóide para o envelope de voo analisado

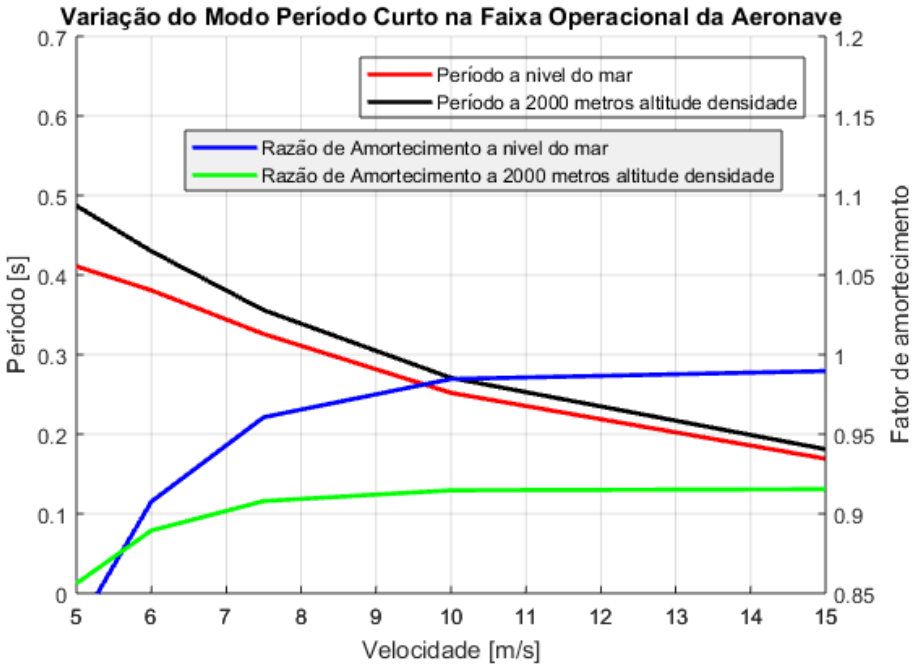


Figura 5.11 – Variação do modo Período curto para o envelope de voo analisado

Ocorre grande redução no amortecimento do modo fugóide ao se reduzir a velocidade, isto está relacionado principalmente as derivadas relacionas a u que sofrem grande mudança ao se mudar a razão de velocidade analisada e a perda de força da empenagem com a diminuição de velocidade. A frequência também aumenta com a velocidade como seria o esperado.

Já o período curto sofre diminuição no seu amortecimento apenas para velocidades muito baixas, apresentando amortecimento quase contante com a velocidade para $2 \leq \Omega \geq 4$.

Isto ocorre devido ao menor acoplamento do modo com a velocidade, se comparado ao fugóide. Pode-se concluir que a única razão de velocidades testada onde o voo é seguramente estável, com boa margem, é para $\Omega = 2$.

5.2.2 Estabilidade Dinâmica Latero-direcional

As derivadas de estabilidade utilizadas foram obtidas diretamente ou indiretamente por meio de CFD, mas ao contrário da das derivadas de estabilidade longitudinais, muitas das derivadas não puderam ser obtidas para aeronave completa, algumas nem para o componente isolado. Isso ocorre pois para se calcular essas derivadas seria necessário se rotacionar a aeronave nos eixos x e z, o que faria com que não fosse possível se utilizar a hipótese de simetria no domínio, o que dobraria o custo computacional.

As principais derivadas de estabilidade afetadas foram aquelas dependentes de p e r, particularmente C_{l_p} e C_{n_r}. Pois se sabe que a empenagem horizontal e ailerons teriam contribuição significativa para C_{l_p} e a fuselagem para C_{n_r}.

No caso de C_{l_p} se calculou a contribuição da empenagem horizontal e ailerons isolados para esta derivada (se utilizando a teoria da linha sustentadora), livres da influência da aeronave. No caso de C_{n_r} foi considerada a influência da empenagem vertical e da fuselagem, sendo estas contribuições calculadas por meio de aproximações analíticas (correlação com β), como feito para C_{l_p}.

Para a dinâmica longitudinal, as derivadas de q foram mais facilmente obtidas pelo fato de as relações analíticas serem facilmente implementadas sobre a fuselagem, aileron e empenagem horizontal, sendo as forças e momentos do cilindro pouco afetados por q. Assim houve menos prolemas que para dinâmica latero-direcional.

Como dito anteriormente o efeito giroscópico foi incluido na análise, se adicionando este nas derivas de L_r e N_p, como é mostrado na matriz de estado latero-direcional. O efeito giroscópico foi calculado se utilizando as estimativas de momento de inércia e massa. Afetou pricipalmente os modos de rolagem convergente e espiral.

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} \frac{Y_v}{m} & \frac{Y_p}{m} & (\frac{Y_r}{m} - u_0) & g\cos\theta_0 \\ (\frac{L_v}{I'_{xx}} + I'_{zx}N_v) & [\frac{L_p}{I'_{xx}} + I'_{zx}(N_p + N_{p_{gir}})] & [\frac{(L_r + L_{r_{gir}})}{I'_{xx}} + I'_{zx}N_r] & 0 \\ (\frac{N_v}{I'_{zz}} + I'_{zx}L_v) & [\frac{(N_p + N_{p_{gir}})}{I'_{zz}} + I'_{zx}L_p] & [\frac{N_r}{I'_{zz}} + I'_{zx}(L_r + L_{r_{gir}})] & 0 \\ 0 & 1 & \tan\theta_0 & 0 \end{pmatrix}$$

Onde:

$$I'_{xx} = \frac{(I_{xx}I_{zz} - I^2_{zx})}{I_z} \tag{5.18}$$

$$I'_{zz} = \frac{(I_{xx}I_{zz} - I^2_{zx})}{I_x} \tag{5.19}$$

$$I'_{zx} = \frac{I_{zx}}{(I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2)} \tag{5.20}$$

Abaixo é mostrado a variação dos modos para o envelope analisado, conforme descrito anteriormente.

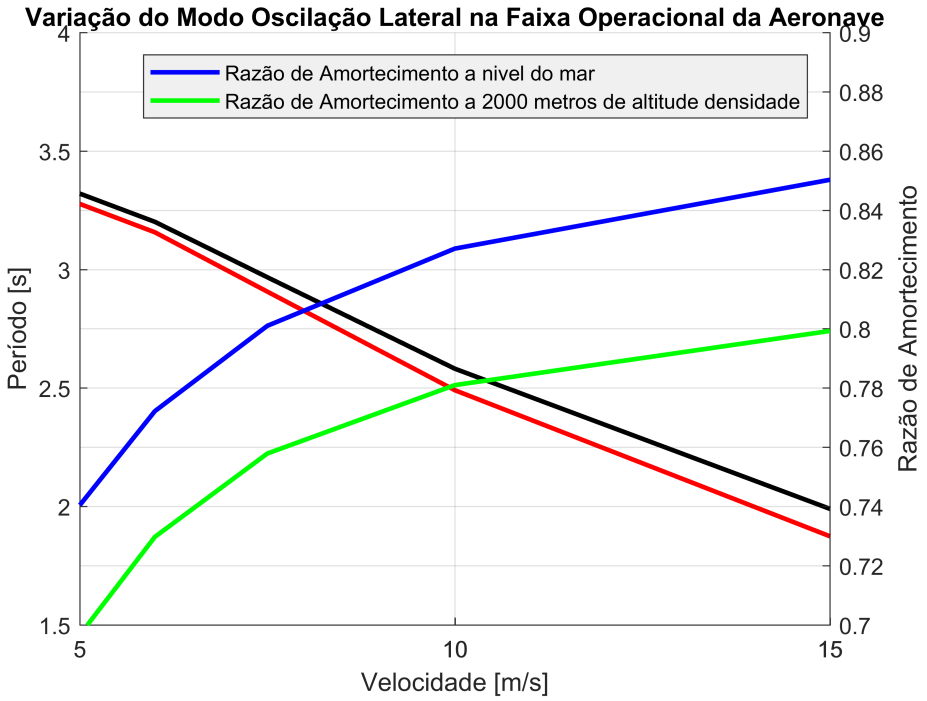


Figura 5.12 – Variação do modo *Dutch-Roll* para o envelope de voo analisado

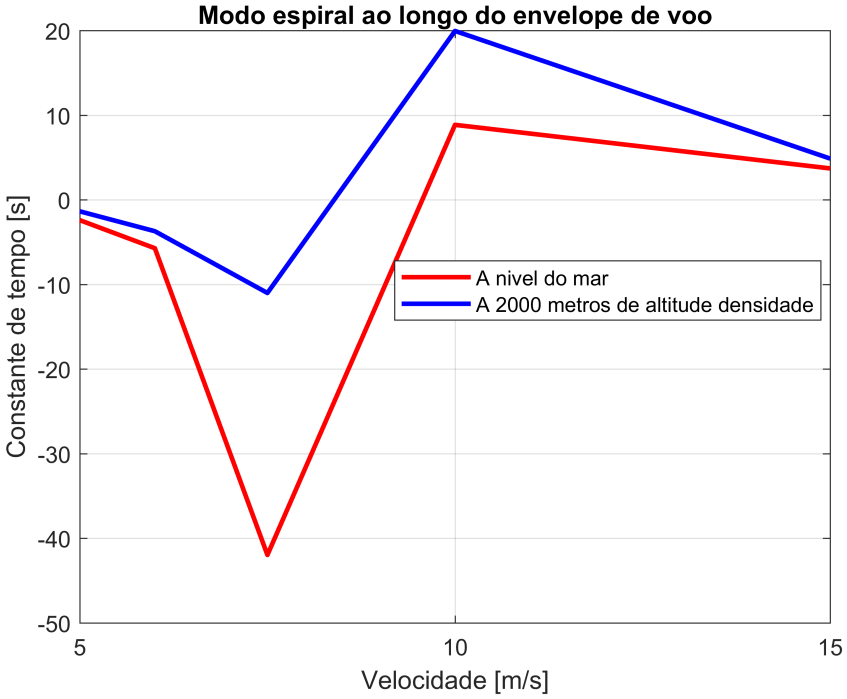


Figura 5.13 – Variação do modo Espiral para o envelope de voo analisado

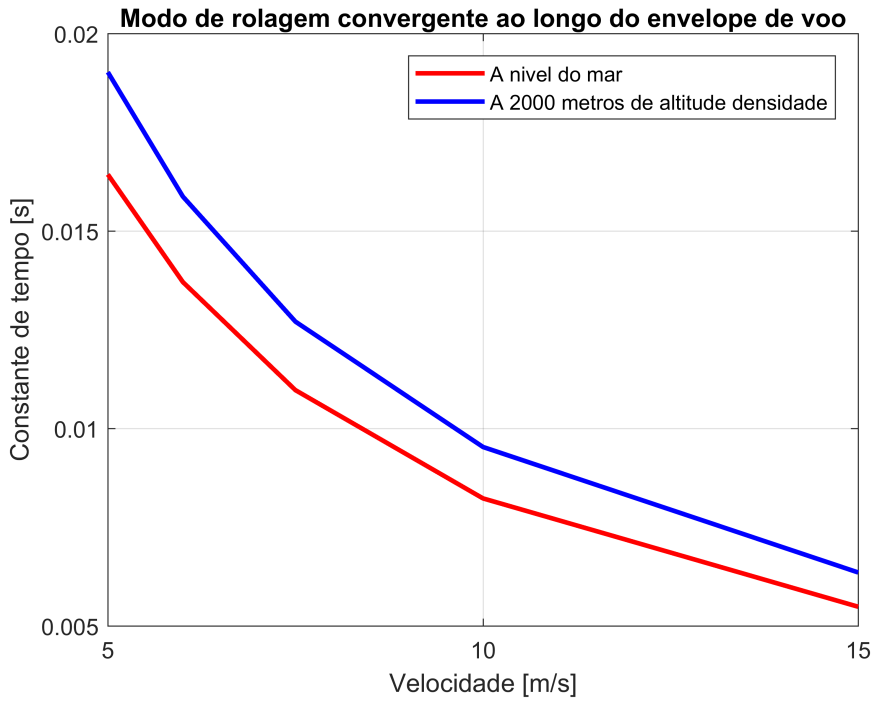


Figura 5.14 – Variação do modo Rolagem Convergente para o envelope de voo analisado

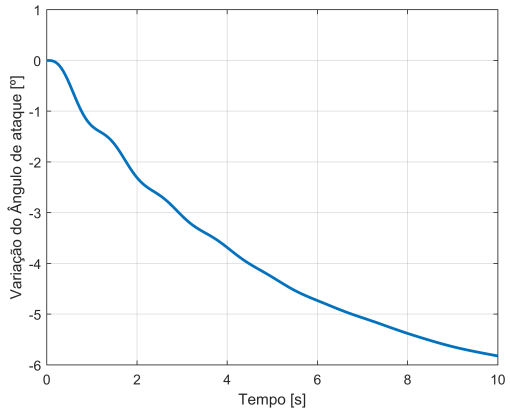
O modo *dutch-roll* sofre aumento do seu amortecimento com a velocidade, principalmente por conta do aumento da influência da empenagem vertical sobre a aeronave para maiores velocidades, enquanto a fuselagem mantem sua contribuição praticamente constante no intervalo. Devido ao porte da empenagem vertical não houve problemas com este modo.

O modo de rolagem convergente se apresenta estável em todo o envelope analisado, mas é muito prejudicado para o efeito giroscópico. O modo espiral tem grande variação no envelope analisado, por conta da relação entre efeitos aerodinâmicos, que tendem aumentar o tempo para estabilização com a velocidade, e os efeitos inercias que tendem a reduzi-lo, diminuindo a estabilidade da aeronave. Este modo é muito afetado pelo efeito giroscópico.

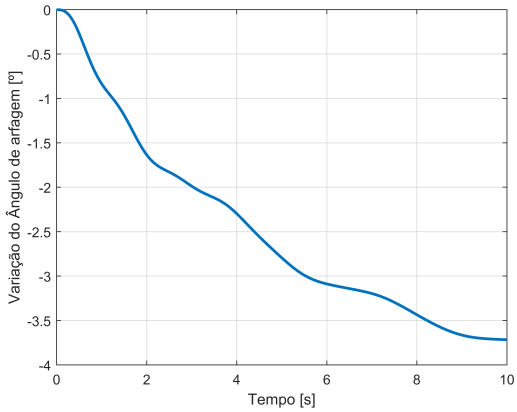
O veículo tem estabilidade latero-direcional assegurada para $2 \leq \Omega \geq 3$, por conta do modo espiral.

5.2.3 Controle Dinâmico Longitudinal

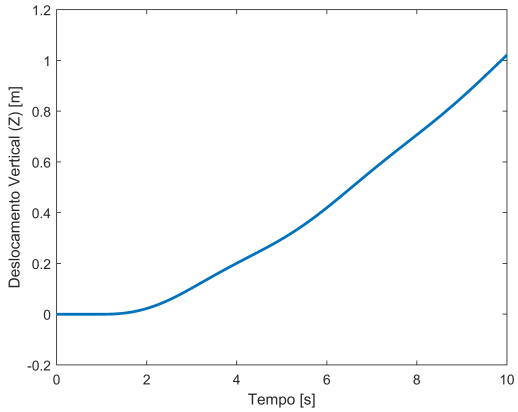
Foi simulada uma rajada vertical de $2m/s$ em conjunto com uma deflexão de profundor de $10°$, os resultados são mostrados abaixo:



(a) Variação do ângulo de ataque na situação avaliada



(b) Variação do ângulo de arfagem na situação avaliada



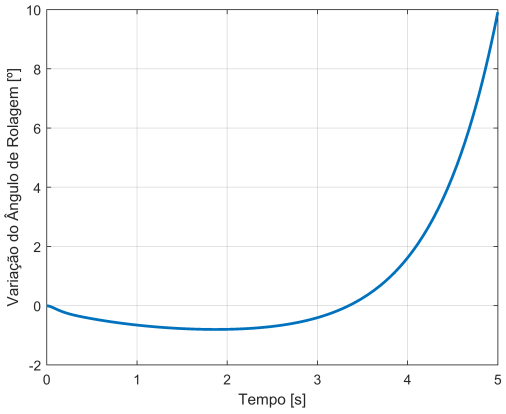
(c) Variação do deslocamento em z para situação avaliada

Figura 5.15 – Avaliação da resposta da aeronave sob deflexão do profundor e rajada vertical

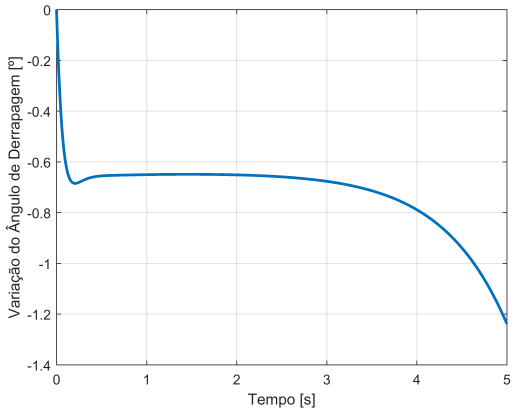
Com isto é possível se concluir que a aeronave é controlável para situação analisada, e o profundor responde de forma adequada mesmo sobre ocorrência de uma rajada vertical usual.

5.2.4 Controle Dinâmico Latero-direcional

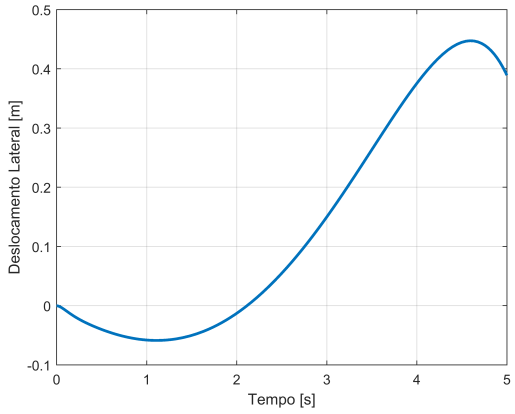
Foi simulada uma rajada lateral de $7m/s$ em conjunto com deflexão conjunta do aileron e leme, os resultados são apresentados abaixo:



(a) Variação do ângulo de rolagem na situação avaliada



(b) Variação do ângulo de derrapagem na situação avaliada



(c) Variação do deslocamento em y para situação avaliada

Figura 5.16 – Avaliação da resposta da aeronave sob deflexão do leme e aileron durante rajada lateral

Com isto é possível se concluir que a aeronave é manobrável para situação analisada, suportando rajadas laterais significativas.

5.2.5 Configuração final da empenagem e superfícies de controle

As empenagens horizontal e vertical finais tiveram dimensões de $400mm \times 100mm$ e $300mm \times 100mm$, sendo a distância do CA da empenagem horizontal até o CG de $0,8m$, e da empenagem vertical $0,75m$. O aileron final possuiu dimensões de $320mm \times 80mm$. A única razão de velocidades segura para voo é justamente $\Omega = 2$.

CAPÍTULO VI

SIMULAÇÕES COM A AERONAVE

Após a definição do cilindro preliminar, da fuselagem, do conjunto de empenagens preliminares e de seu posicionamento, foi possível se obter uma aproximação razoável do que seria a aeronave real. A partir disso e das dimensões de trem de pouso traseiro e bequilha, que seriam utilizados na aeronave, foram realizadas simulações com a aeronave completa para se avaliar a interferência dos componentes uns sobre os outros.

Isso foi feito para se definir qual seria o melhor posicionamento destes e se seria necessário alguma modificação no projeto para o cumprimento da missão da aeronave, que é possuir um MTOW superior a estimativa de peso vazio mais a carga utilizada para balanceamento do CG, o que é melhor especificado no capítulo 7.

Vários efeitos podem ocorrer em decorrência da interferência de um componente no outro, um deles o efeito da esteira do cilindro, que como foi observado nas simulações é extremamente importante. A esteira do cilindro sendo uma região de alta pressão reduz o desempenho aerodinâmico dos componentes que estão dentro dela, pois reduz a velocidade do escoamento sobre o corpo e aumenta o nível de turbulência sentido por este.

Outros efeitos que podem ocorrer incluem o aumento ou redução da sustentação dos componentes quando em conjunto. Por exemplo, a sustentação do conjunto asa-fuselagem pode ser diferente da soma da sustentação destes componentes separados, podendo essa influência ser positiva ou negativa. O mesmo pode ser dito em relação a força de arrasto. Como será mostrado adiante, a fuselagem teve influência significativa sobre a sustentação total da aeronave, mesmo tendo sido concebida com C_L próximo de 0.

Por último outro efeito muito importante que ocorre é a influência do conjunto moto-propulsor sobre o restante da aeronave que em geral, segundo Badalamenti (2010), é benéfico. Infelizmente neste trabalho, embora houve tentativa, não foi possível a análise do efeito da hélice sobre a aeronave, principalmente devido ao custo computacional, que para simulação sem a hélice, já era alto.

As análises realizadas foram centradas em garantir que com os componentes definidos anteriormente, a aeronave seria capaz de cumprir a sua missão. Nas modificações realizadas após as simulações, se deu preferência as mudanças no posicionamento dos componentes em

detrimento de mudanças em seus parâmetros geométricos com o intuito de se evitar que alguns componentes fossem redimensionados, o que demandaria mais análises.

Primeiramente foi realizada análise quanto ao posicionamento do cilindro na fuselagem, se seria adotado um cilindro maior acima da fuselagem ou dois menores que estivessem apoiados em mancais nas paredes da fuselagem.

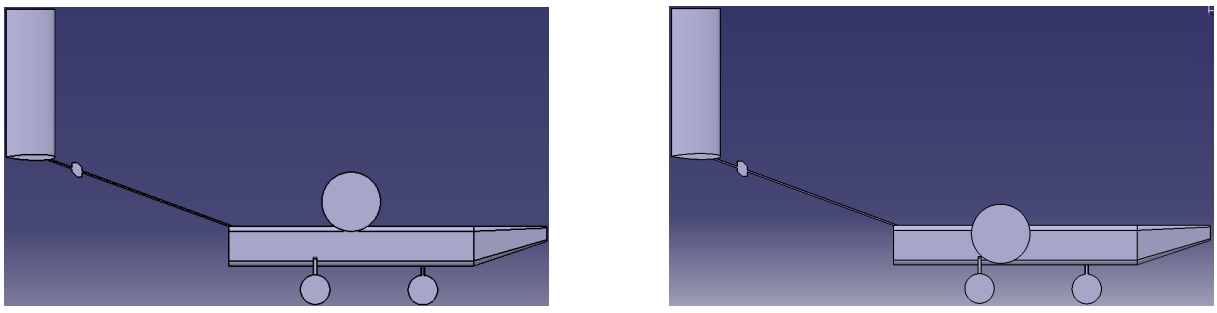
A segunda etapa foi o projeto de um aileron (detalhado no capítulo 5) e simulação do VANT com este. Pelo fato de não se encontrar o motor adequado no país, não foi possível se exercer rotação diferencial nos cilindros, o que fez com que fosse necessário se utilizar ailerons. Durante esta etapa foi analisada qual seria o melhor posicionamento do aileron, para que se tivesse o mínimo de perda de sustentação e ganho de arrasto durante a decolagem e em voo de cruzeiro.

Terminada esta etapa foi feita análise quanto a variação do ângulo de ataque da aeronave, a fim de se identificar qual era a intensidade do efeito de esteira sobre as empenagens e se era necessária alguma modificação no projeto. Por último foi simulado quantos metros a aeronave precisaria para decolar, obtendo uma estimativa da pista mínima necessária para decolagem.

6.1 Teste inicial para 2 configurações diferentes

Foram propostas inicialmente 2 configurações para o VANT, uma com um único cilindro e outra que utiliza dois cilindros. Estas 2 configurações são mostradas na Fig. 6.1, na primeira é usado um único cilindro com $AR = 10$ e a com diâmetro definido anteriormente, na segunda são usados dois com o mesmo diâmetro mas com metade da envergadura.

A principal vantagem da utilização da segunda configuração era possibilidade de se utilizar rotação diferencial nos cilindros, fazendo com que fosse desnecessário se utilizar ailerons em manobras de curva e rolagem. No entanto, como dito anteriormente, esta vantagem não se tornou realidade principalmente pela dificuldade em se adquirir motor desse tipo no Brasil.



(a) Configuração 1 (b) Configuração 2

Figura 6.1 – Configurações iniciais testadas quanto a posição do cilindro

A análise realizada consistiu simplesmente em se avaliar as 2 configurações para uma velocidade de $10m/s$, a velocidade proposta inicialmente, para $\Omega = 2$, a razão de velocidade

com a maior eficiência aerodinâmica. Embora já se soubesse que voar em $\Omega = 3$ pudesse não ser muito interessante por conta do arrasto agregado e devido a problemas de estabilidade, a avaliação para esta razão de velocidade fez com que se pudesse ter um maior conhecimento a respeito de como muda o comportamento da aeronave completa com aumento na sua razão de velocidades. O mesmo não foi feito para um Ω mais baixo, pois não houve validação dos dados experimentais para esta faixa de Ω.

As simulações foram realizadas conforme as condições estabelecidas anteriormente. Foi realizada independência de domínio mas não de malha. As simulações com toda a aeronave exigiam um grande número de volumes para que o refinamento utilizado na simulação fosse adequado, por isso a malha utilizada foi grosseira, o refinamento próximo ao cilindro por exemplo caiu pela metade.

Com isto tentou-se aproveitar o número de volumes que a maquina é capaz de processar da melhor forma possível, foi dada prioridade a regiões nas quais estão componentes com maior influência no comportamento da aeronave, no caso o cilindro rotativo.

Devido necessidade de se utilizar uma malha com menor custo computacional, o resultado deve sofrer um certo desvio do comportamento observado no protótipo. Porém como os resultados de sustentação, arrasto e momento de arfagem do cilindro, para as simulações com este isolado e para as simulações com a aeronave completa estiveram significativamente próximos, espera-se que a perda de exatidão no resultado tenha sido pequena.

Para solução numérica foi utilizado método de discretização de segunda ordem, o passo de tempo utilizado foi de *0,002s*, novamente esteve-se interessado apenas no resultado em regime permanente. Foi utilizado o modelo de turbulência $k - \epsilon$ realizável.

Os resultados obtidos para as 2 configurações de cilindro testadas são mostradas na tabela 8, a área de referência é a área do cilindro de $AR = 10$ ou a soma da área dos cilindros com $AR = 5$. O domínio utilizado e as regiões de maior refinamento na malha são mostrados na figura 6.2. O domínio possui diâmetro de $125d$, a parte retangular tem comprimento de $210d$ e a largura é de $30d$.

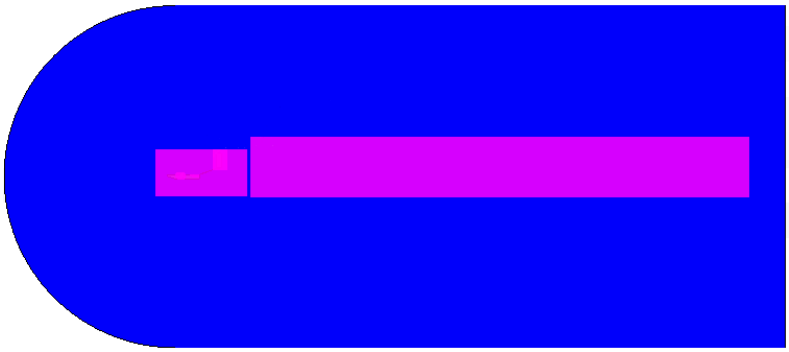


Figura 6.2 – Domínio utilizado

É possível se notar com facilidade que a melhor configuração de cilindro para a aeronave é a segunda pois produz maior sustentação e menor arrasto. O cilindro da primeira

Tabela 8 – Comparação entre C_D e C_L de cada componente para as 2 posições de cilindro

	C_D		C_L	
	Configuração 1	Configuração 2	Configuração 1	Configuração 2
EH	0,015	0,033	-0,323	-0,157
Cilindro	1,384	1,007	4,178	4,976
Fuselagem	0,096	0,120	0,184	0,220

configuração testada apresenta menor sustentação e maior arrasto devido a interferência da fuselagem sobre ele, que desvia o *downwash*, tendo efeito semelhante ao de um *spoiler*. Assim o arrasto aumenta devido ao aumento de pressão e recirculação na região entre o cilindro rotativo e a fuselagem.

A empenagem horizontal apresenta um C_L menor para a primeira configuração testada devido a posição do cilindro, mais acima, que faz com que a incidência do *downwash* sobre ela seja maior.

No apêndice 10.5 estes resultados são mostrados por meio das visualizações, onde se observa a região de alta pressão onde ocorre interferência da fuselagem sobre o *downwash* do cilindro da configuração 1, além do maior *downforce* gerado pela empenagem horizontal (escoamento com maior velocidade no intradorso).

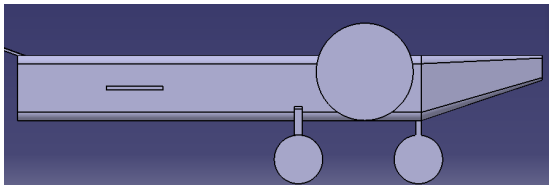
Desta forma é escolhida a segunda aeronave testada para continuação do projeto. Apesar de serem feitas tentativas de redução no arrasto dos demais componentes da aeronave, como foi feito para fuselagem no capítulo 4, é notório que para região próxima a de máxima eficiência aerodinâmica o cilindro, este ainda seja responsável por mais de 85% do arrasto da aeronave. Desta forma as análises realizadas sobre demais componentes se centraram principalmente em aumentar a sustentação, já que o efeito sobre o arrasto é pequeno.

6.2 Projeto do Aileron

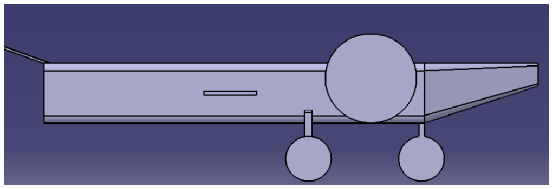
Após se definir que seriam utilizados 2 cilindros menores com *end-plates* de mesmo diâmetro mas com $AR = 5$, foi definida qual seria a melhor posição do aileron. Por conta do uso dos ailerons e também por conta do posicionamento do CG (especificado melhor no capitulo 7), o cilindro foi deslocado para frente.

Como foi percebido logo no início das análises o aileron diminuía a sustentação da aeronave assim como a empenagem horizontal. Isto ocorria devido ao *downwash* do cilindro que fazia com que todos os componentes atrás deste possuíssem um ângulo de incidência com relação ao escoamento.

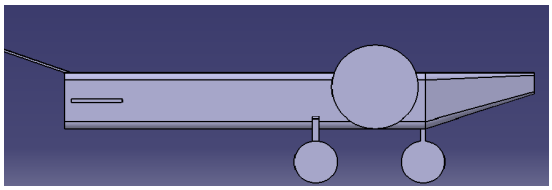
Este problema foi resolvido, como será mostrado a seguir, com o posicionamento adequado do aileron e com a mudança no ângulo de incidência deste e da empenagem horizontal, o que será mostrado no final do capítulo. Na Fig. 6.3 são apresentadas as 7 configurações de ailerons testadas. O domínio utilizado, assim como as condições de contorno são os mesmos da análise anterior.



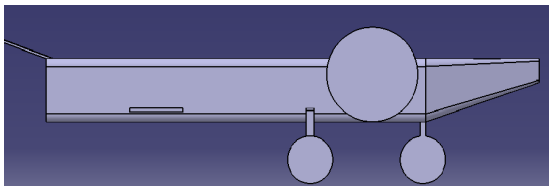
(a) Posição 1



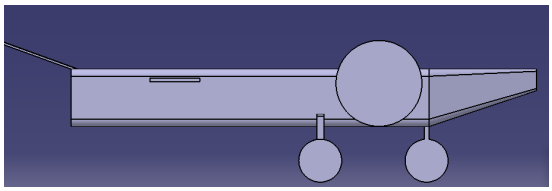
(b) Posição 2



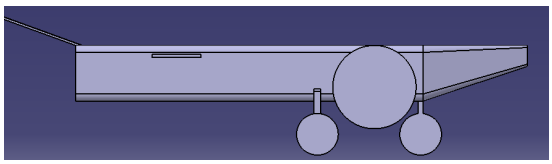
(c) Posição 3



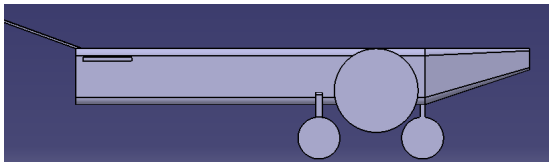
(d) Posição 4



(e) Posição 5



(f) Posição 6



(g) Posição 7

Figura 6.3 – Posições de Aileron testadas

Como pode ser confirmado através das visualizações para linhas de corrente no apêndice 10.4, houve posições nas quais a interferência do aileron foi menor. Ocorrendo também mudança na contribuição da fuselagem para força de sustentação, com a modificação na posição do aileron, sendo esta a principal diferença para as sete posições de aileron testadas. O arrasto mudou pouco nas modificações de posição do aileron.

Na tabela 9 é mostrado razão da força de sustentação total da aeronave pela força de sustentação do cilindro isolado, para cada uma das configurações testadas.

Tabela 9 – Razão da força de sustentação da aeronave completa pela sustentação do cilindro isolado

Posição do aileron	Eficiência
1	95,05%
2	91,73%
3	94,83%
4	94,77%
5	95,74%
6	90,57%
7	90,97%

De acordo com a análise realizada a melhor configuração de aeronave é a quinta, a que tem C_L total mais próximo do C_L do cilindro isolado. Como dito anteriormente, a principal diferença para os casos analisados foi a contribuição da fuselagem. A fuselagem gera sustentação devido a proximidade dos cilindros rotativos, que induzem um diferencial de pressão na sua parte superior e inferior. Isto pode ser confirmado nas visualizações do apêndice 10.5.

A variação no arrasto e sustentação para cada uma das 7 posições testadas para cada componente é mostrado na Tabela 10.

Tabela 10 – C_D e C_L para todas as posições de aileron testadas

	$C_{D_{AI}}$	$C_{D_{CIL}}$	$C_{D_{EH}}$	$C_{D_{FUS}}$	$C_{L_{AI}}$	$C_{L_{CIL}}$	$C_{L_{EH}}$	$C_{L_{FUS}}$
Posição 1	0,0908	1,0005	0,0198	0,1061	-0,5980	4,5564	-0,2187	0,4414
Posição 2	0,0969	0,9950	0,0093	0,0986	-0,7523	4,4491	-0,2412	0,4317
Posição 3	0,1015	0,9937	0,0154	0,1050	-0,6122	4,5362	-0,2289	0,4553
Posição 4	0,0917	0,9786	0,0248	0,1000	-0,6204	4,4834	-0,2092	0,4424
Posição 5	0,0958	1,0215	0,0163	0,1123	-0,5533	4,6167	-0,2314	0,4566
Posição 6	0,1344	1,0463	0,0322	0,1077	-0,5827	4,6485	-0,1874	0,1827
Posição 7	0,1396	1,0034	0,0325	0,1064	-0,5357	4,5723	-0,1896	0,1899

Devido a última estimativa de carga realizada, como foi especificado no capítulo 7, seria necessário um MTOW superior a $14N$, o que não era obtido para velocidade de $10m/s$, com isso foi necessário se aumentar a velocidade para $15m/s$. O motor de tração utilizado, com mudança de bateria, seria capaz de prover a tração necessária. Assim a aeronave teve um MTOW final de $20N$.

6.3 Análise do efeito da esteira e projeto final das empenagens

O efeito de esteira é muito grande na empenagem horizontal e dependendo do ângulo de ataque no qual ela se encontra, pode ficar diretamente sobre a esteira do cilindro o que causa uma espécie de *stall* intermediário, antes do *stall* de fato da empenagem. A avaliação

do efeito de esteira foi realizada se variando o ângulo de ataque da aeronave por meio de rotação de corpo rígido, a rotação ocorre no eixo do cilindro.

Esta análise é uma aproximação boa, pois tem efeitos mínimos de escoamento não estacionário pois a rotação imposta é baixa, $0,01rad/s$. Isto associado ao passo de tempo adequado, faz com que seja possível se simular este tipo de situação.

O *stall* que ocorre em decorrência da situação representada na figura 6.4, se deve a baixa velocidade do escoamento incidente sobre a empenagem, que faz com que mesmo que o ângulo de ataque aumente, o C_L da empenagem horizontal permaneça constante ou até decresça. Essa situação apesar de aparentemente catastrófica pode ser evitada facilmente se voando a baixos ângulos de ataque, o que não é problema já que o C_L gerado pelo cilindro rotativo tem baixíssima dependência de α. Porém uma rajada vertical poderia ser perigosa.

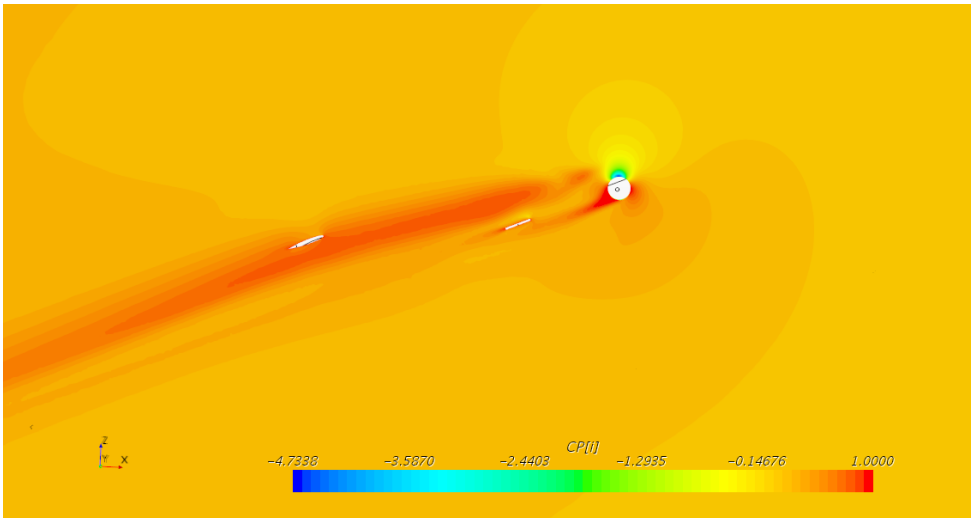


Figura 6.4 – Efeito da esteira do cilindro sobre a Empenagem Horizontal

6.4 Análises finais

6.4.1 Pista necessária para decolagem

Foi realizada uma análise para decolagem na qual se avaliou quantos metros de pista seriam necessários, por meio de integração da aceleração da aeronave no tempo. Mas como não foi incluído o efeito da hélice nem da tração dinâmica, que é menor que a estática (que foi a tração incluída), a modelagem utilizada tem um desvio significativo da realidade e provavelmente não constitui uma boa aproximação.

O domínio utilizado para esta simulação foi metade do domínio utilizado nas análises anteriores, a metade superior. A diferença neste caso foi que a parte inferior do domínio agora tinha como condição de contorno velocidade definida, que variava em conjunto com a velocidade do escoamento, de acordo com a diferença entre tração e arrasto.

A distância foi calculada por método iterativo. A aceleração gerada pela diferença entre tração e arrasto alterava a velocidade do escoamento relativa a aeronave, sendo esta

velocidade atualizada pelo *software* a cada passo de tempo. Para uma nova velocidade do escocamento relativa a aeronave, a diferença entre tração e arrasto era modificada, o que gera uma nova velocidade, dando continuidade ao processo. Foi estimado desta forma que a aeronave necessitária de aproximadamente 15 metros de pista.

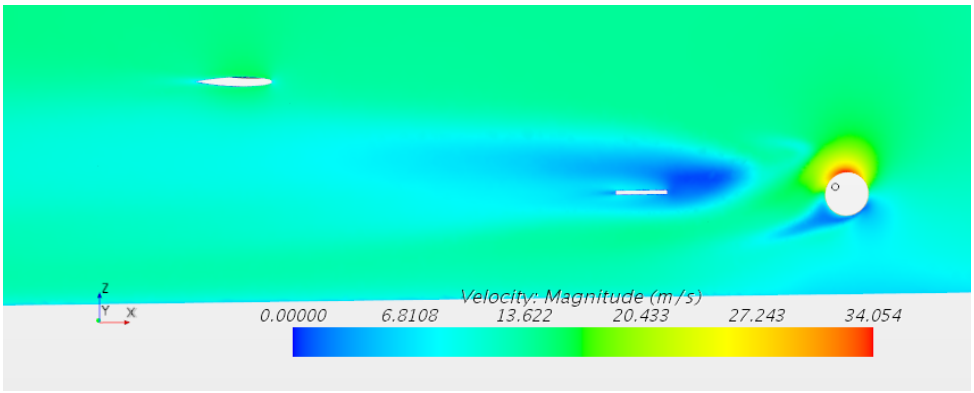


Figura 6.5 – Análise para cálculo de pista necessária para decolagem

6.4.2 Cálculo do contra torque aerodinâmico do motor do cilindro

Para se garantir que o motor do cilindro superaria o contra torque imposto pelo atrito aerodinâmico e pelos componentes mecânicos, que são especificadas no capítulo 7. Foi calculado qual era o momento no eixo do cilindro, o contra torque aerodinâmico, que é a parcela aerodinâmica do contra-torque. O momento encontrado para $\Omega = 2$ e velocidade de $15m/s$ foi de $0,0248N.m$, levando-se em conta os dois cilindros.

6.4.3 Aeronave Final

Após a aeronave final ser encontrada, a quinta configuração testada quanto a posição do aileron, com velocidade de cruzeiro de $15m/s$, três últimas modificações foram realizadas. A primeira modificação foi o aumento na altura do *boom* em 100 mm, de forma a deixar a situação de perda da empenagem horizontal como a da Fig. 6.4, bastante complicada de ocorrer. A segunda modificação foi a diminuição de 50 mm no comprimento da fuselagem, feita com o intuito de se reduzir massa, pois após se definir todo o equipamento que seria embarcado foi percebido que a fuselagem poderia ser um pouco mais curta.

A última modificação foi o aumento nos ângulos de incidência do aileron ($8°$) a fim de se evitar perda de sustentação e capacidade de manobra da aeronave. No caso da empenagem horizontal, que tinha o mesmo problema, o caso foi resolvido com a troca de perfil, sendo o perfil utilizado aquele apresentado no capítulo 5 com cambra positiva, para evitar a geração de *downforce*. Seu C_{L_0} aliado ao *downwash* de $4°$ da esteira do cilindro fazem com que a empenagem horizontal tenha C_L muito próximo de 0 para aquela condição, sendo esta a situação desejada.

CAPÍTULO VII

CONSTRUÇÃO DO PROTÓTIPO

A construção do protótipo foi pensada da forma mais simplificada possível, com o intuito de garantir que houvesse menor risco de ocorrência de falhas. Os matérias foram pensados de forma a proporcionar uma boa resistência mecânica, já que não foi realizado dimensionamento estrutural de nenhum dos componentes, com exceção do tubo de carbono, ainda sim com um fator de segurança relativamente alto.

A maior dificuldade construtiva do projeto foi o rotor, pois este devido ao efeito giroscópico, como foi dito no capítulo 5, necessariamente precisaria possuir uma estrutura leve para não prejudicar a capacidade de manobra do veículo. Para a construção do protótipo foi necessário madeira, que será especificada a seguir, isopor, depron, 1 tubo de carbono, 4 baterias, 2 motores elétricos, 4 servo-motores, 2 ESC's e 2 rolamentos.

7.1 Materiais utilizados e técnicas de construção

Buscou-se utilizar materiais de baixo custo e fáceis de serem encontrados. Os matérias utilizados para cada componente e as justificativas disso são mostradas logo abaixo.

- MDF: utilizado na construção da fuselagem.O MDF (Medium Density Fiberboard), material feito de fibras de madeira prensadas somadas a uma resina,foi utilizado principalmente pela sua alta resistência mecânica, que faz com que seja capaz de suportar com certa folga as cargas impostas na estrutura.

- Isopor: foi utilizado isopor (P5) no formato dos cilindros finais da aeronave, para a parte externa dos cilindros rotativos, principalmente por causa do baixo peso e por possuir resistência relativamente elevada.

- Papelão: se utilizou um papelão de alta densidade para fazer os *end-plates*, foram utilizados por possuírem alta rigidez e baixo peso.

- Tubo de Carbono: foi utilizado como eixo dos 2 cilindros, tem como principal função resistir a carga de sustentação e de arrasto sobre o cilindro.

- Balsa: utilizada na construção das empenagens, novamente devido ao baixo peso.
- Depron: Usado na construção dos ailerons, devido ao baixo peso.

O cilindro rotativo é construído ao se interligar o tubo de carbono por meio de uma resina que tem boa aderência com ambos. O tubo de carbono deve ser revestido com fibras alta resistência, como fibra de vidro ou mesmo com linha de costura, de forma que se possa aumentar sua resistência a torção. Além dos materiais citados, elementos mecânicos como fusos, porcas entre outros foram utilizados na fixação da estrutura.

Os rolamentos foram adquiridos, já no caso da engrenagens foi necessário fabrica-las. Pois não foram encontradas no mercado a preço acessível.

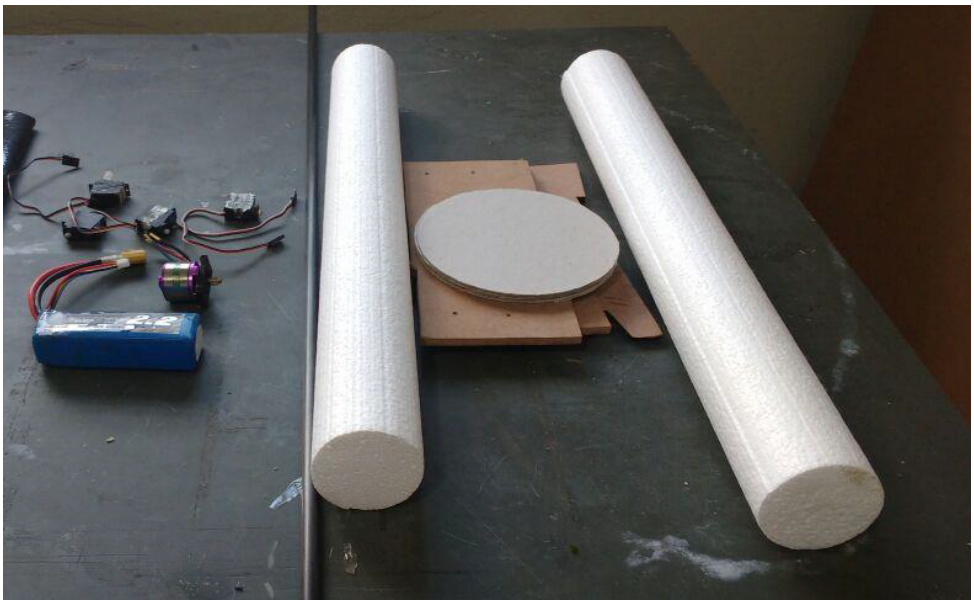


Figura 7.1 – Alguns dos materiais que viriam a ser utilizados na construção do protótipo

7.2 Sistemas elétricos e redução da rotação

As baterias e motores utilizados na aeronave foram adquiridas de aeromodelistas, na imagem abaixo o motor *brushless* utilizado no rotor.



Figura 7.2 – Motor utilizado para rotacionar o cilindro

O motor utilizado tem rotação de $3800KV$ o que significa que para cada Volt de tensão sobre o motor, este atingirá uma velocidade angular de $3800RPM$. Com a bateria de 3 células que será utilizada com ele, o motor estará sobre uma tensão de $11,1V$, e portanto sobre uma rotação de cerca de $42000RPM$.

Para isso foi necessária a redução da rotação que chegaria ao cilindro, e isto foi feito por meio de engrenagens. Uma engrenagem é conectada ao motor e a outra ao tubo de carbono, apresentando uma razão entre seus diâmetros primitivos de aproximadamente 4. Elas foram fabricadas por corte a Laser.

Para garantir que o motor fosse capaz de suportar o contra-torque mecânico e aerodinâmico foi calculado o seu torque a partir da seguinte equação:

$$Q = \frac{30}{piKV}\left(\frac{V}{R_m} - I_0\right)\left(KV\frac{V}{10000}\right) \tag{7.1}$$

7.3 Estimativas de Massa dos componentes

Foram realizadas estimativas de massa e momento de inércia com os componentes utilizados. Para isso foram utilizados os *softwares* Matlab e CATIA, para se obter estas estimativas. Na Fig. 7.3 é apresentado um desenho de uma das fuselagens preliminares com os componentes embarcados.

Os componentes tinham sua posição modificada de forma que a posição do CG coincidisse com o CP do cilindro. Essas estimativas eram atualizadas no decorrer do projeto, na medida em que novos materiais eram definidos para determinados componentes, ou caso houvesse mudança nos motores ou baterias a serem utilizados.

O desenho era utilizado para se encontrar o momento de inércia dos componentes e da aeronave completa inicial. Mas com a matriz de inércia dos componentes conhecida era mais rápido se encontrar a massa de balanceamento do CG, por meio de um código em Matlab.

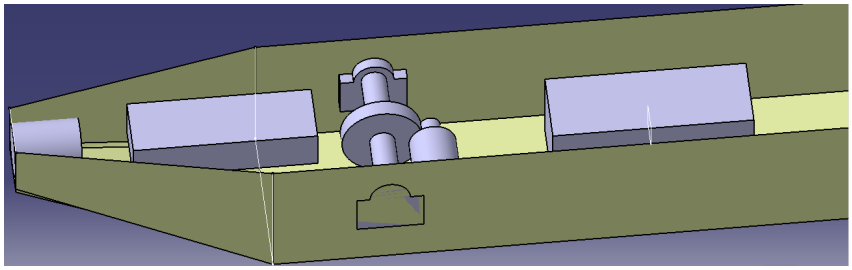


Figura 7.3 – Componenetes disposotos dentro da fuselagem

A estimativa final de massa foi 1340g.

CAPÍTULO VIII

CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS

Com o trabalho realizado foi possível projetar uma aeronave que parte de uma ideia antiga aplicada em algo novo, o uso de Efeito Magnus em VANT's. Sendo o objetivo do trabalho fazer uma aeronave desse tipo capaz de voar. Pode-se afirmar que o objetivo foi cumprido com sucesso, pois foi concebido um projeto utilizando a pesquisa realizada em não só mecânica dos fluidos, mas em outras áreas de conhecimento da engenharia, que foram importantes para realização desse trabalho.

Foi feita validação dos resultados iniciais com a literatura, e todas as conclusões tiradas a respeito de para qual Ω ocorreria eficiência aerodinâmica máxima, assim como para qual Ω a aeronave seria estável ou instável e qual seria o melhor cilindro a se utilizar concordaram com a literatura no assunto. Mesmo os dados para a simulação da aeronave, que fez uso de uma malha grosseira, apresentaram resultados bastante coerentes com as simulações anteriores e com alguns autores da literatura. Desta forma pode-se dizer que os resultados apresentados pelo trabalho são consistentes.

Conclui-se no entanto, por meio de toda a pesquisa realizada, que pode haver sim aplicação de Efeito Magnus no setor aeronáutico, mas só em aeronaves com o porte semelhante da que foi projetada ou ainda com porte inferior. A vantagem deste tipo de configuração reside na capacidade de fazer com que um veículo muito pequeno seja capaz de carregar um peso que só seria carregado por uma aeronave com área alar bem superior a sua. Essa seria a aplicação, uma aeronave de porte reduzido, com grande capacidade de carga, que precisa necessariamente ser pequena.

Embora o trabalho tenha abordado várias possibilidades acerca do uso de Efeito Magnus em VANT's, muitos aspectos não foram explorados. Por exemplo a relação de geração de sustentação na fuselagem devida a proximidade com o cilindro e como melhorar o projeto com isso, trabalhar com o cilindro em conjunto com outro dispositivo sustentador, entre outras coisas. Sugere-se como principais perspectivas e encaminhamentos:

- Estudar o uso de vários discos ao longo da envergadura do cilindro e não apenas quatro.
- Pesquisar qual o efeito da rugosidade sobre as forças e momentos aerodinâmicos gerados

pelo cilindro.

- Realizar um projeto estrutural adequado ao se desenvolver uma aeronave desse tipo, para que seja possível maior carga paga embarcada.
- Refinar o projeto de mecânica do voo e buscar melhorar o desempenho da aeronave.
- Estudar qual a influência do formato dos *end-plates* e discos sob o escoamento sobre o cilindro.

REFERÊNCIAS

BADALAMENTI, C., **On the Application of Rotating Cylinders to Micro Air Vehicles, Ph. D. Dissertation, School of Engineering and Mathematical Sciences**, City University, London, 2010.

BADALAMENTI, C.; PRINCE, S. A. **Vortex shedding from a rotating circular cylinder at moderate sub-critical Reynolds numbers and high velocity ratio**. In: 26th International Congress of the Aeronautical Sciences Anchorage. 2008.

CHOU M. H., **Numerical Study of Vortex Shedding from a Rotating Cylinder Immersed in a Uniform Flow Field**, International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 32, 2000, pp. 545–567.

CUMMINGS, Anthony R. et al. **The Rise of UAVs**. Photogrammetric Engineering and Remote Sensing, v. 83, n. 4, p. 317-325, 2017.

ETKIN, B., and REID, L., **Dynamics of Flight: Stability and Control**, J. Wiley, Sons, 1996.

LUO, S. C.; LUA, K. B.; GOH, E. K. R. **Side force on an ogive cylinder: effects of surface roughness**. Journal of aircraft, v. 39, n. 4, p. 716-718, 2002.

NELSON, R. C., **Flight Stability and Automatic Control**, McGraw-Hill Book Company, 1976.

OLIVEIRA, J. E. S., **Método da fronteira imersa aplicado à modelagem matemática e simulação numérica de escoamentos turbulentos sobre geometrias móveis e deformáveis**. Tese de Doutorado, Universidade Federal de Uberlândia - Faculdade de Engenharia Mecânica, 2006.

SEIFERT, Jost. **A review of the Magnus effect in aeronautics**. Progress in Aerospace Sciences, v. 55, p. 17-45, 2012.

STOJKOVIC, D.; SCHON, P.; BREUER, M.; DURST, F., **On the new vortex shedding mode past a rotating circular cylinder**, vol. 15, 2003, pp. 1257-1260.

SWANSON, W. M. **The Magnus effect: A summary of investigations to date**. Journal of Basic Engineering, v. 83, n. 3, p. 461-470, 1961.

TAKAYAMA, Shinichi; AOKI, Katsumi. **Flow characteristics around a rotating grooved circular cylinder with grooved of different depths. Journal of Visualization**, v. 8, n. 4, p. 295-303, 2005.

THOM A., **Effect of Discs on the Air Forces on a Rotating Cylinder, Aeronautical Research Committee**, Reports and Memoranda, 1934.

THOUAULT, N. et al. **Experimental investigation of the aerodynamic characteristics of generic fan-in-wing configurations**. The Aeronautical Journal, v. 113, n. 1139, p. 9-20, 2009.

APÊNDICE

10.1 Visualizações das linhas de corrente sobre o cilindro

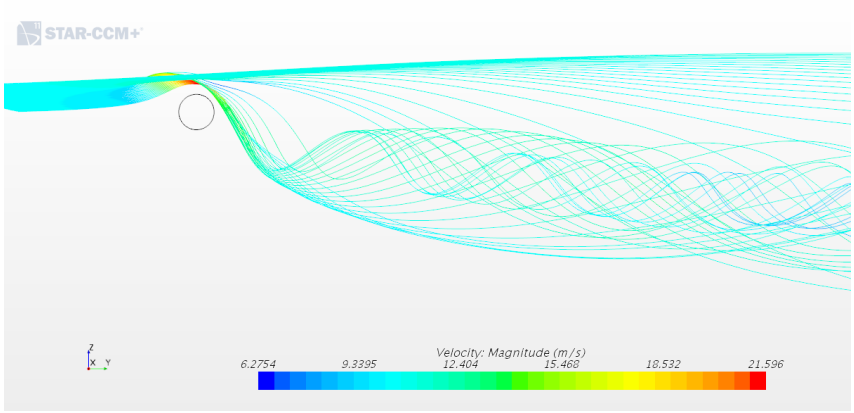


Figura 10.1 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento 6, sem *end-plates* para $\Omega = 3$

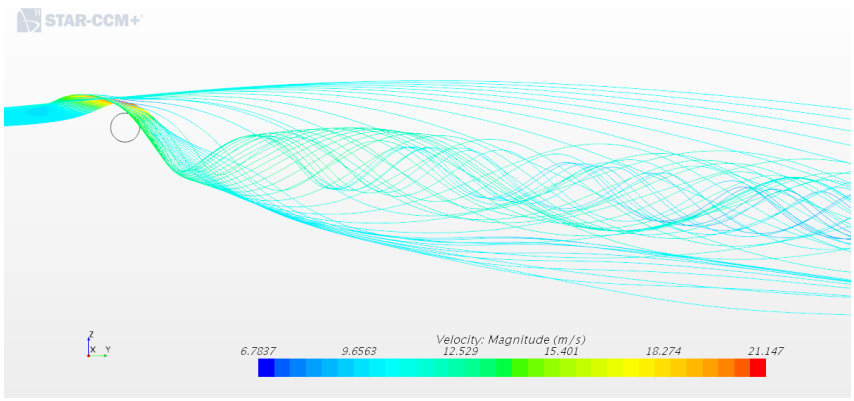


Figura 10.2 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento 8, sem *end-plates* para $\Omega = 3$

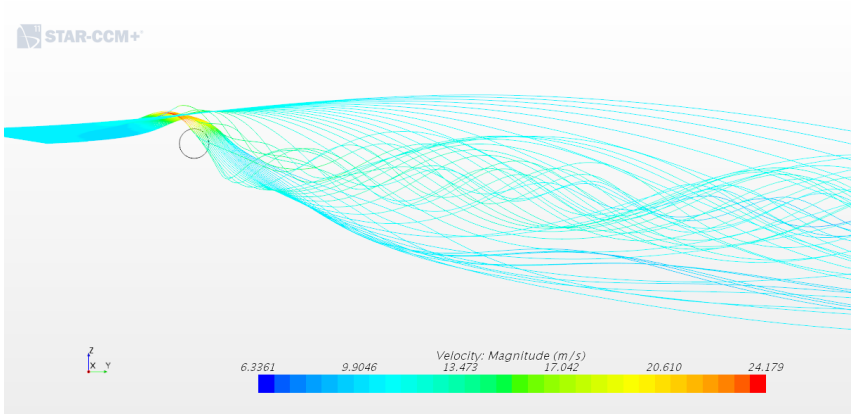


Figura 10.3 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento 6 e 2 *end-plates* para $\Omega = 3$

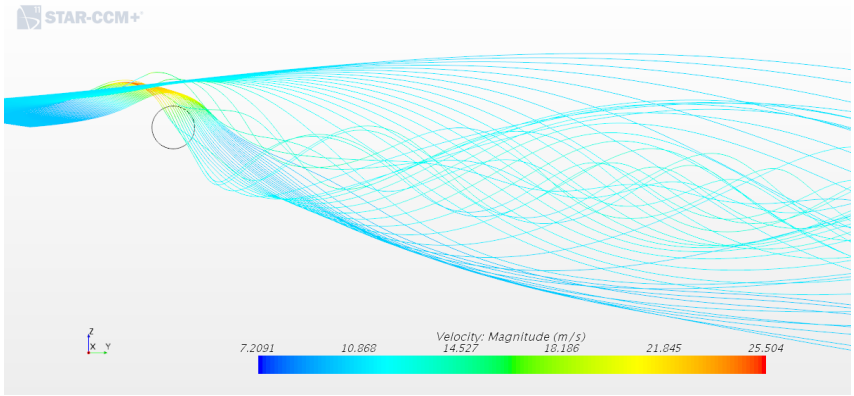


Figura 10.4 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento 8 e 2 *end-plates* para $\Omega = 3$

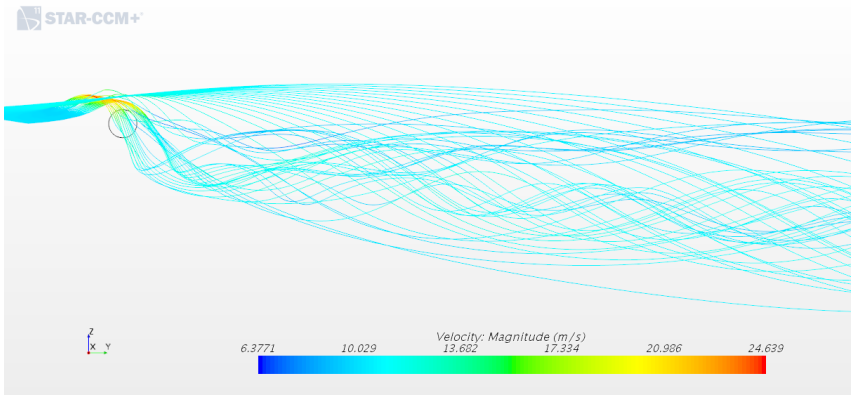


Figura 10.5 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento 6 e 4 discos para $\Omega = 3$

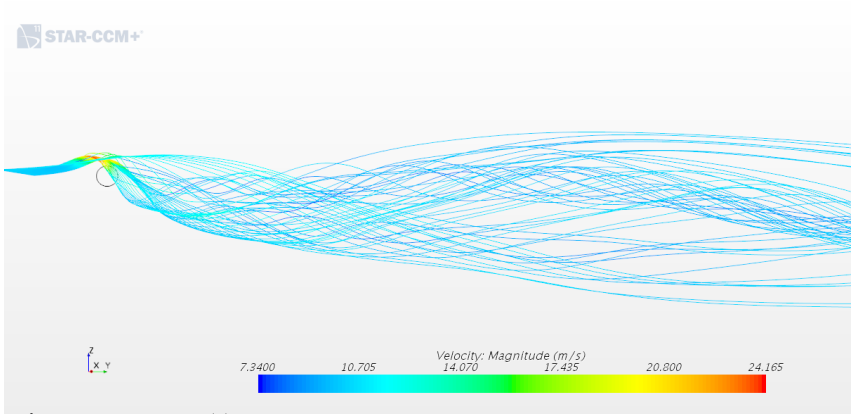


Figura 10.6 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento 8 e 4 discos para $\Omega = 3$

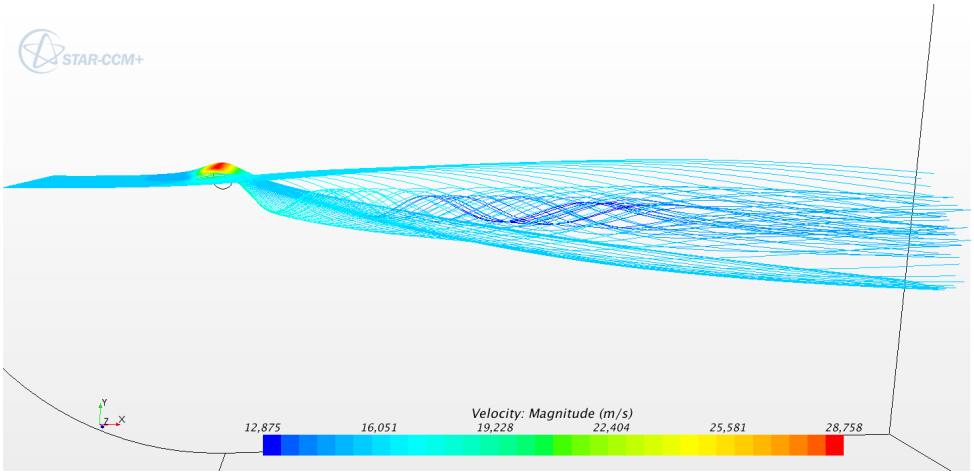


Figura 10.7 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento 10, sem *end-plates* para $\Omega = 2$

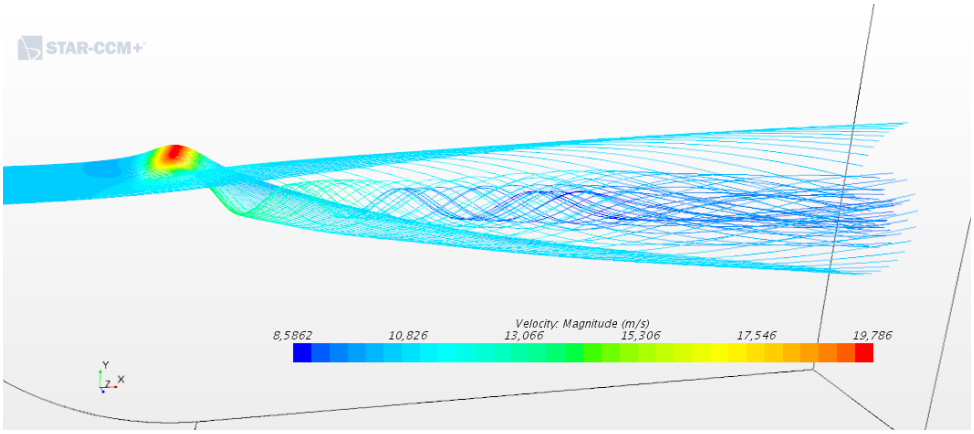


Figura 10.8 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento 10, sem *end-plates* para $\Omega = 3$

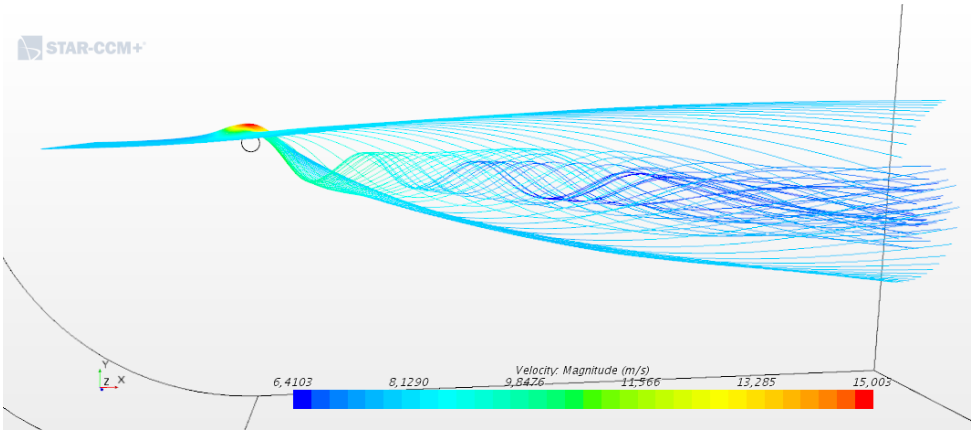


Figura 10.9 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10, sem *end-plates* para $\Omega = 4$

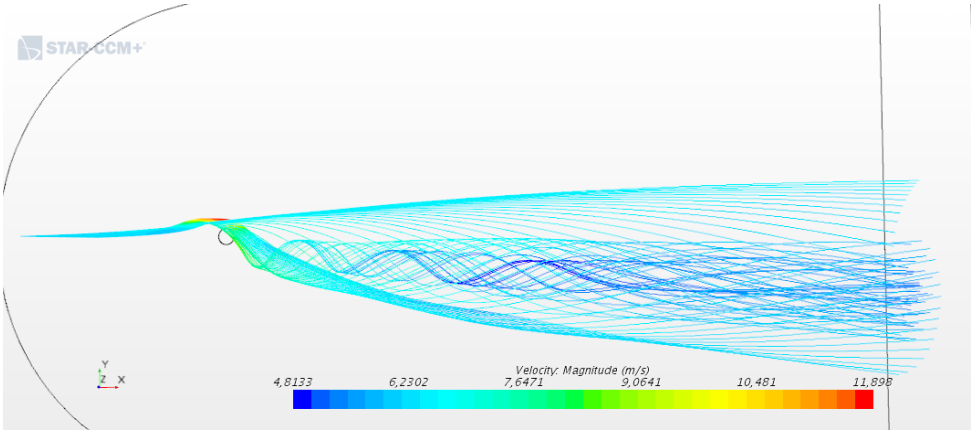


Figura 10.10 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10, sem *end-plates* para $\Omega = 5$

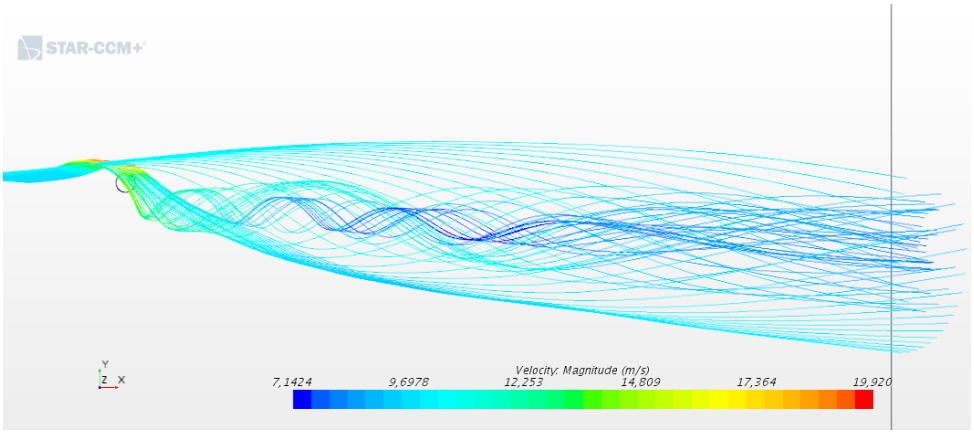


Figura 10.11 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10, sem *end-plates* para $\Omega = 6$

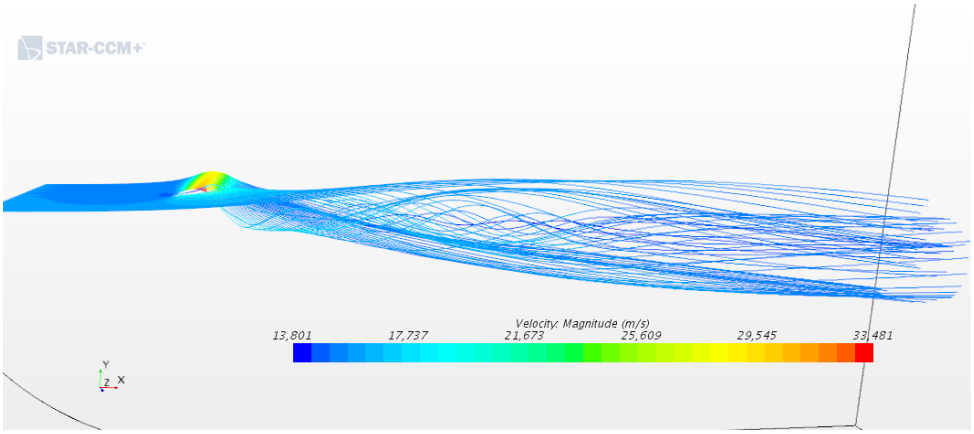


Figura 10.12 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 2$

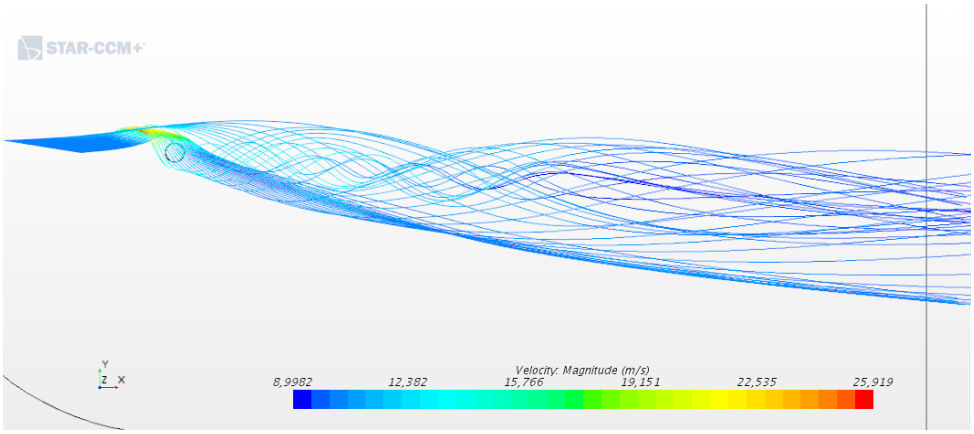


Figura 10.13 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 3$

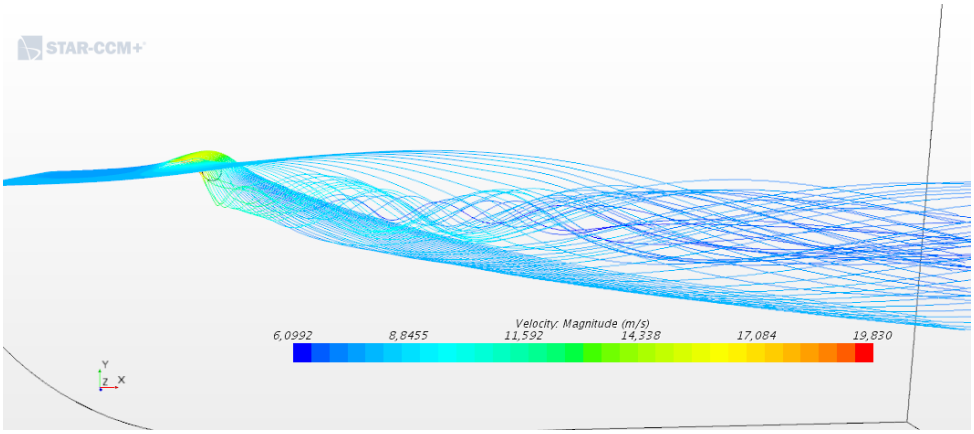


Figura 10.14 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 4$

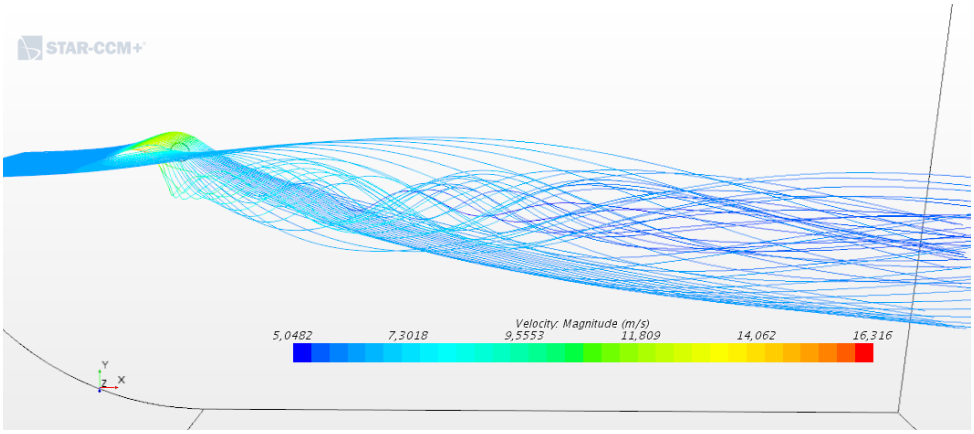


Figura 10.15 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 5$

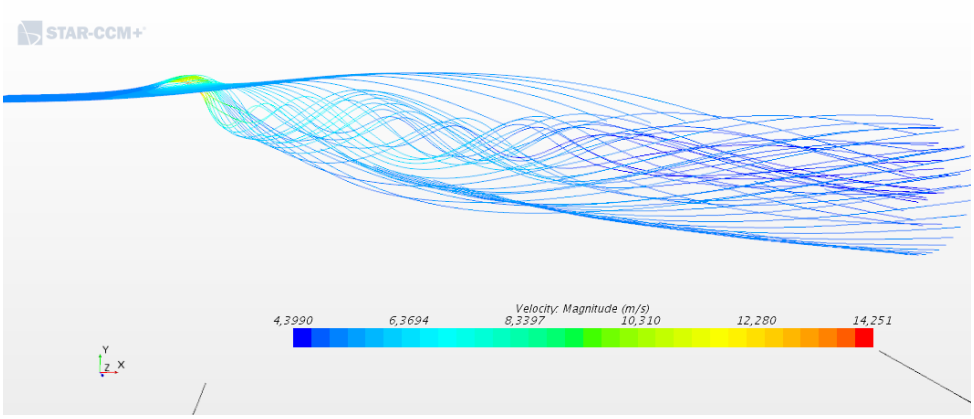


Figura 10.16 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 6$

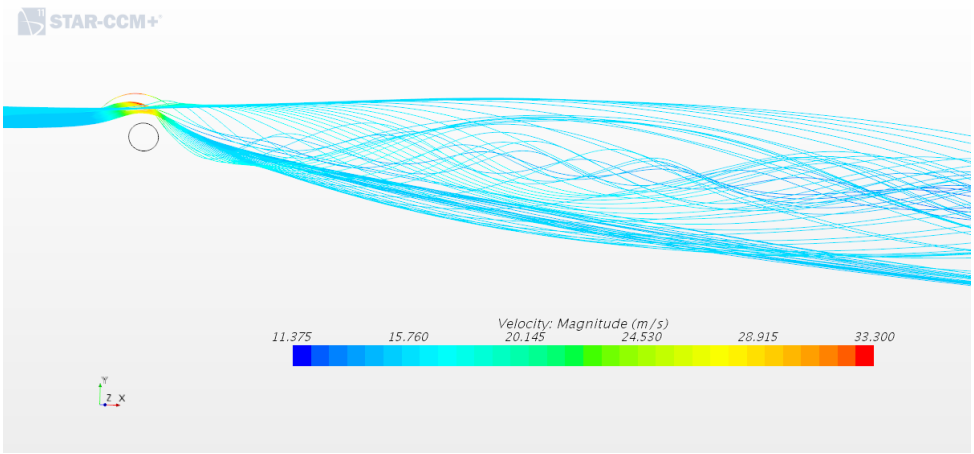


Figura 10.17 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 4 discos para $\Omega = 2$

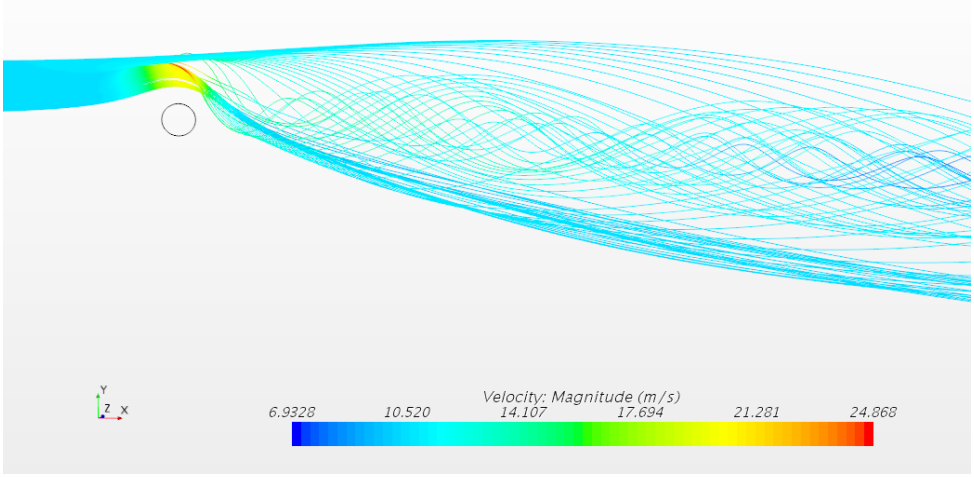


Figura 10.18 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 4 discos para $\Omega = 3$

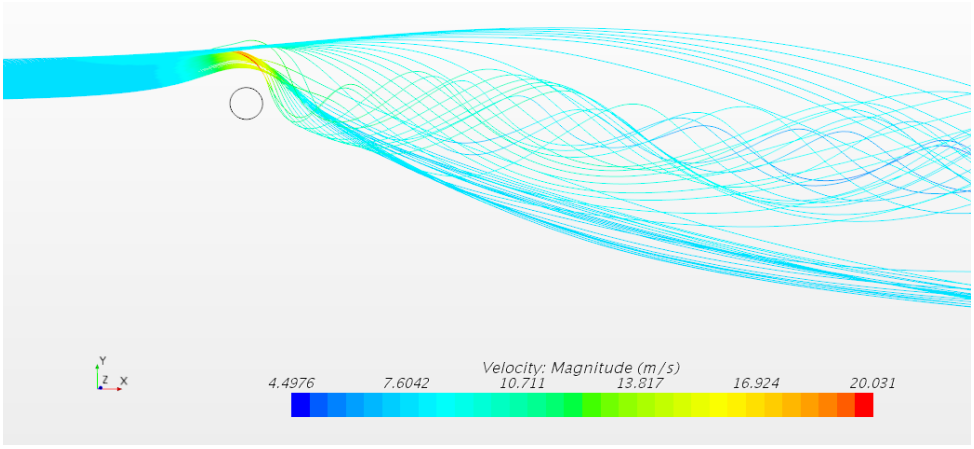


Figura 10.19 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 4 discos para $\Omega = 4$

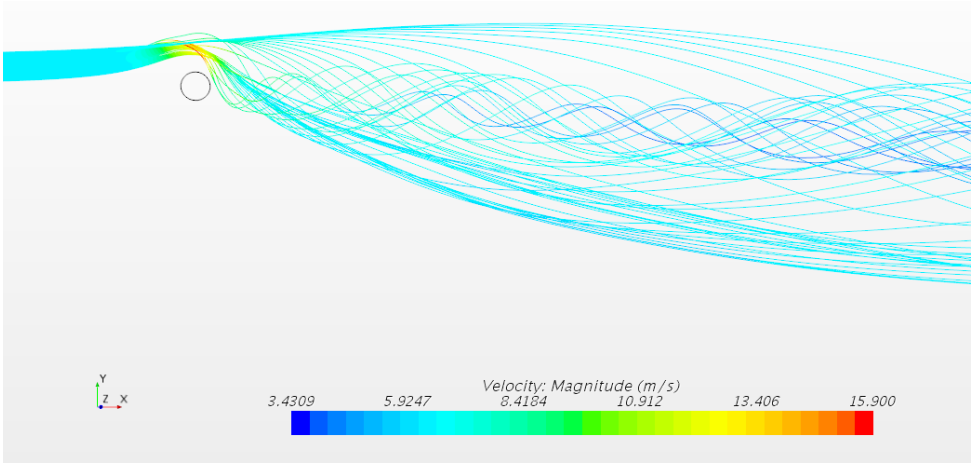


Figura 10.20 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 4 discos para $\Omega = 5$

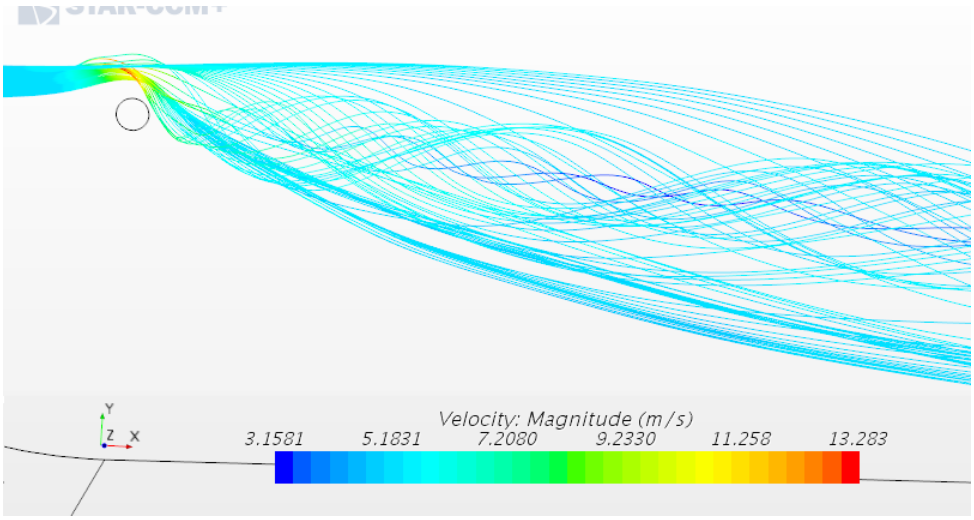
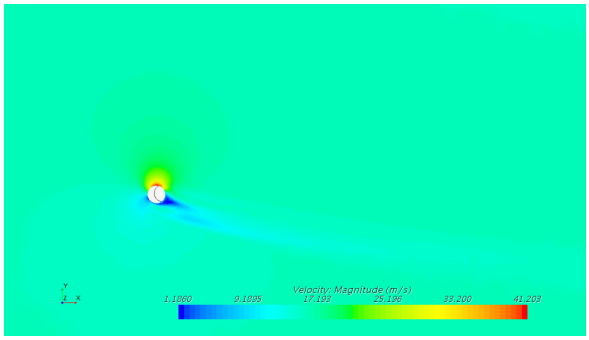
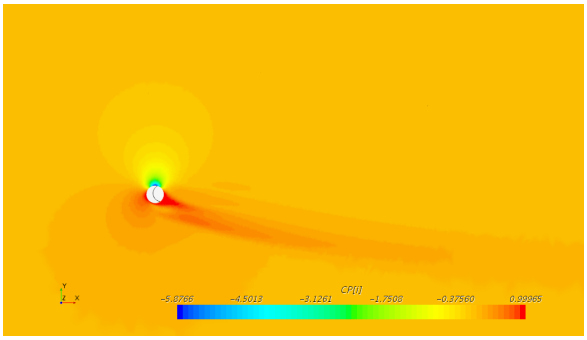


Figura 10.21 – Linhas de corrente para cilindro com alongamento de 10 e 4 discos para $\Omega = 6$

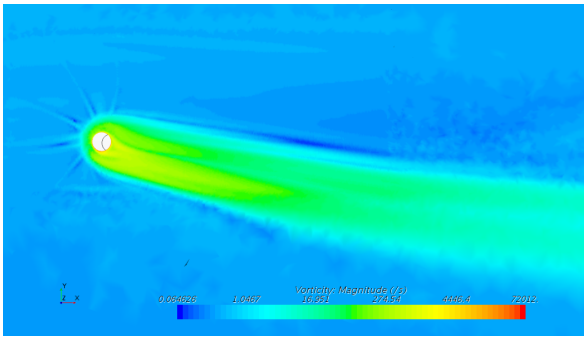
10.2 Visualizações para secção intermediária do cilindro com 2 *end-plates*



(a) Campo de de velocidade

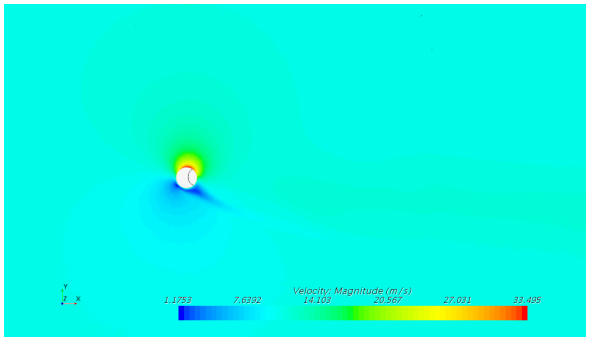


(b) Coeficiente de pressão

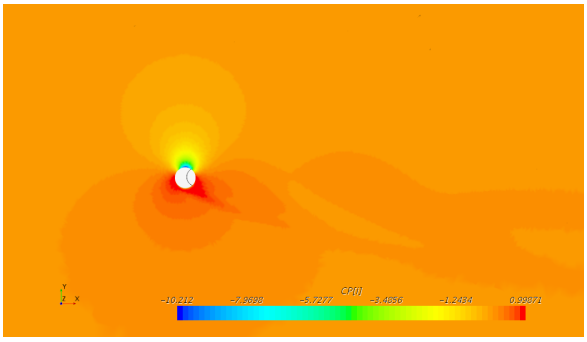


(c) Campo de vorticidade

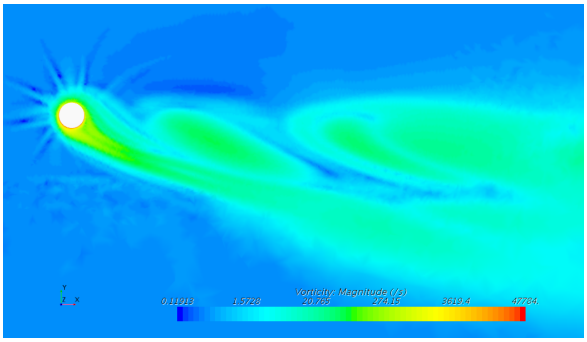
Figura 10.22 – Visualizações para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 2$



(a) Campo de de velocidade

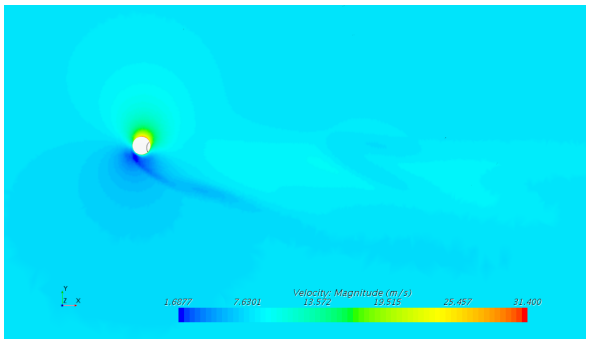


(b) Coeficiente de pressão

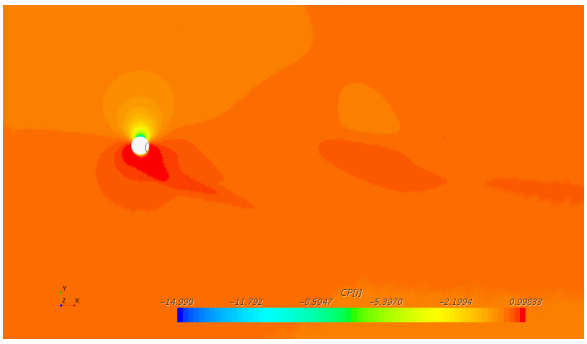


(c) Campo de vorticidade

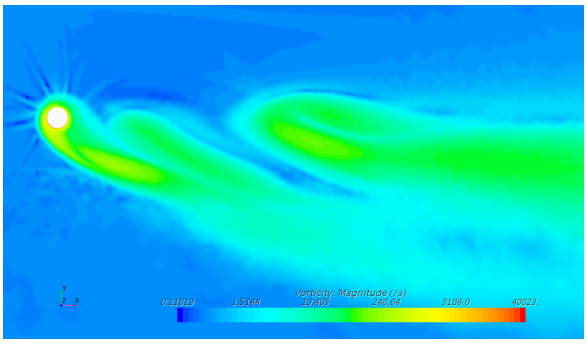
Figura 10.23 – Visualizações para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 3$



(a) Campo de de velocidade

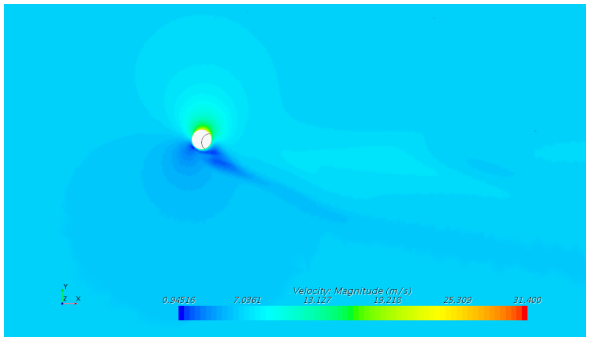


(b) Coeficiente de pressão

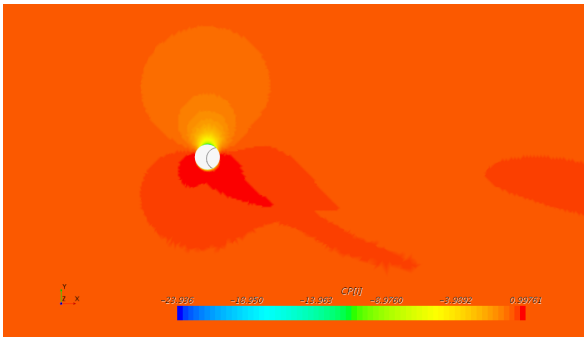


(c) Campo de vorticidade

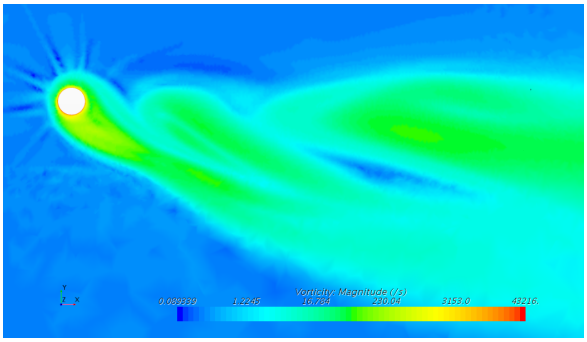
Figura 10.24 – Visualizações para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 4$



(a) Campo de de velocidade

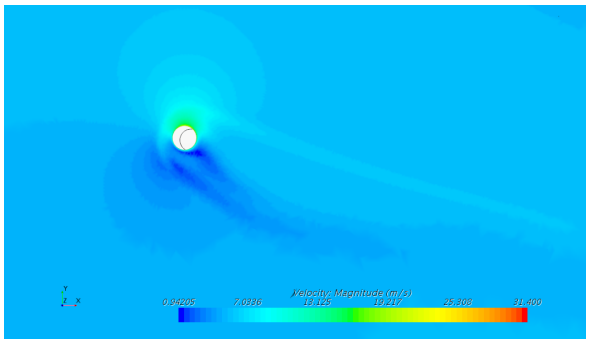


(b) Coeficiente de pressão

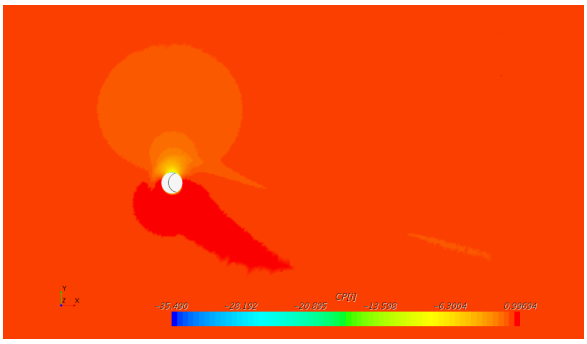


(c) Campo de vorticidade

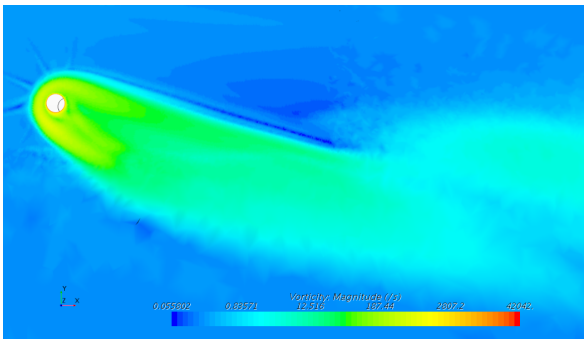
Figura 10.25 – Visualizações para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 5$



(a) Campo de de velocidade



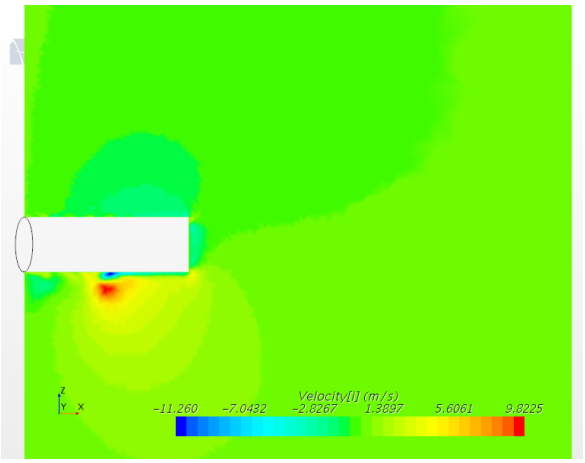
(b) Coeficiente de pressão



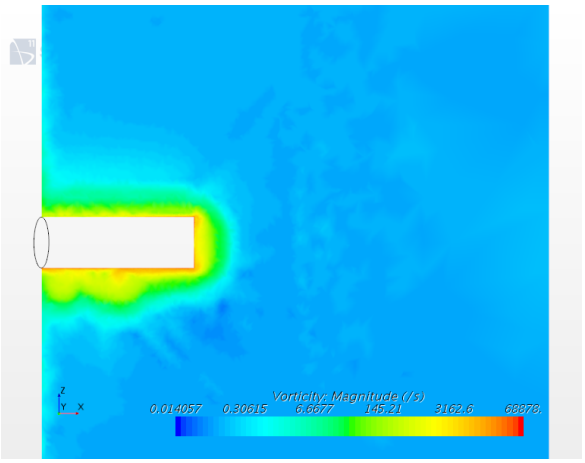
(c) Campo de vorticidade

Figura 10.26 – Visualizações para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 6$

10.3 Visualizações para diferentes alongamentos

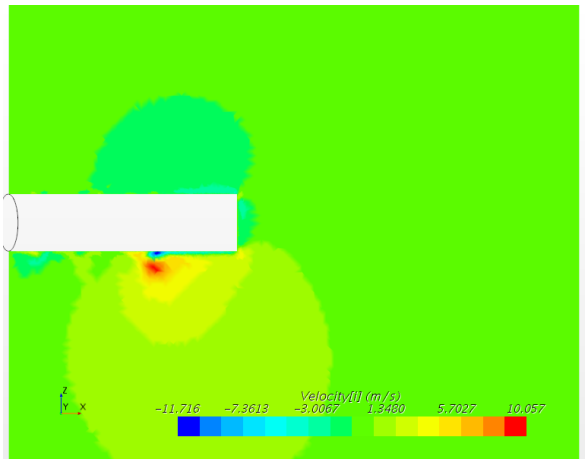


(a) Campo de de velocidade, componente ao longo da envergadura

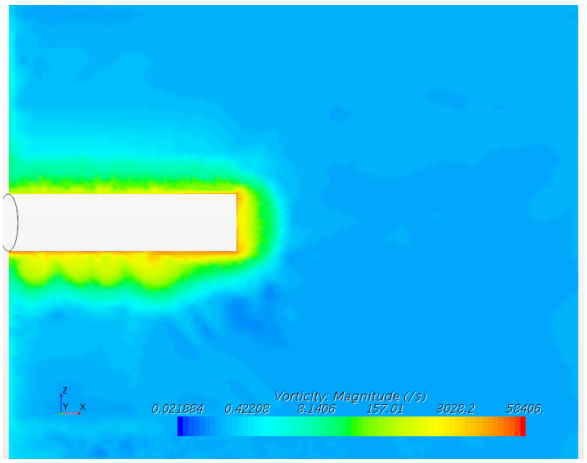


(b) Campo de vorticidade

Figura 10.27 – Visualizações para cilindro com alongamento de 6, sem *end-plates* para $\Omega = 3$

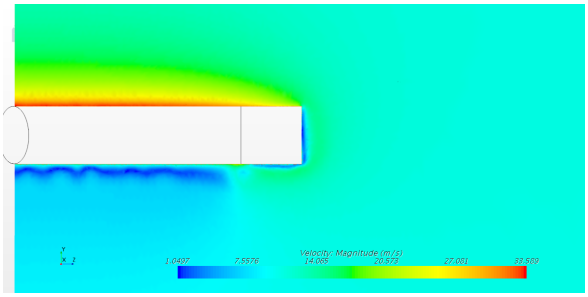


(a) Campo de de velocidade, componente ao longo da envergadura

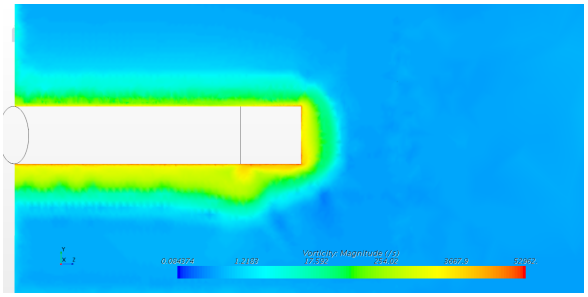


(b) Campo de vorticidade

Figura 10.28 – Visualizações para cilindro com alongamento de 8, sem *end-plates* para $\Omega = 3$

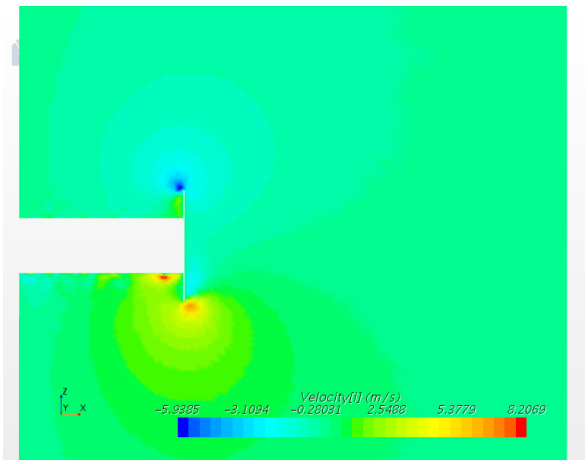


(a) Campo de de velocidade, componente ao longo da envergadura

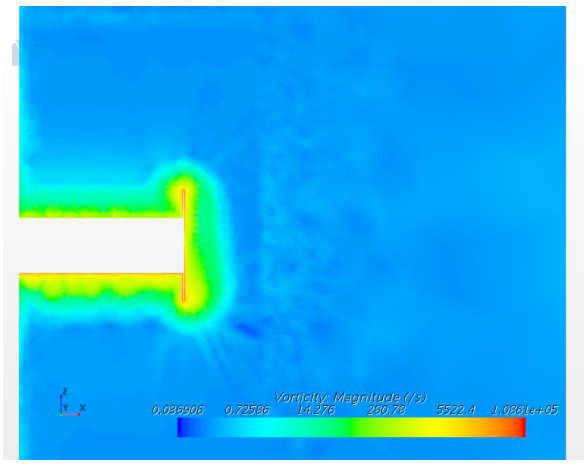


(b) Campo de vorticidade

Figura 10.29 – Visualizações para cilindro com alongamento de 10, sem *end-plates* para $\Omega = 3$

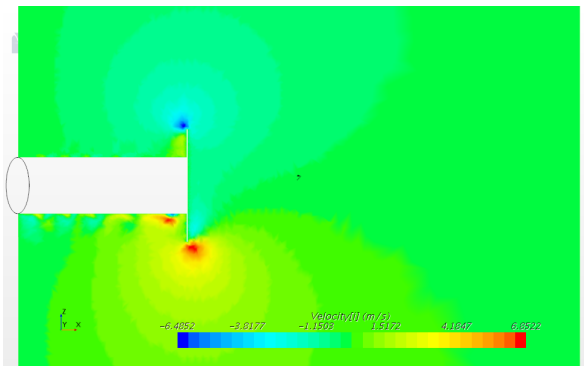


(a) Campo de de velocidade, componente ao longo da envergadura

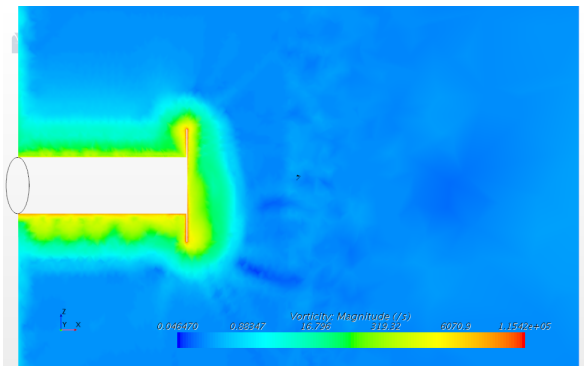


(b) Campo de vorticidade

Figura 10.30 – Visualizações para cilindro com alongamento de 6 e 2 *end-plates* para $\Omega = 3$

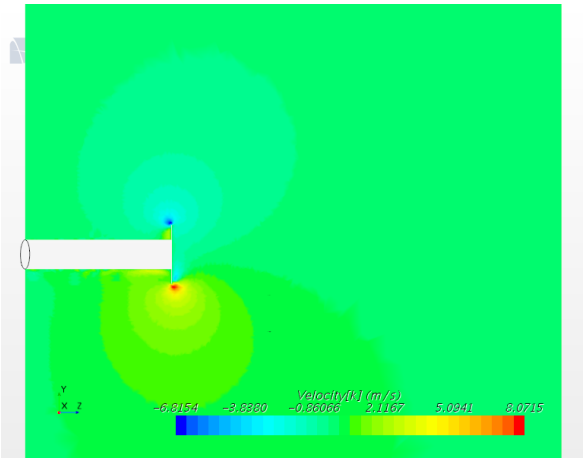


(a) Campo de de velocidade, componente ao longo da envergadura

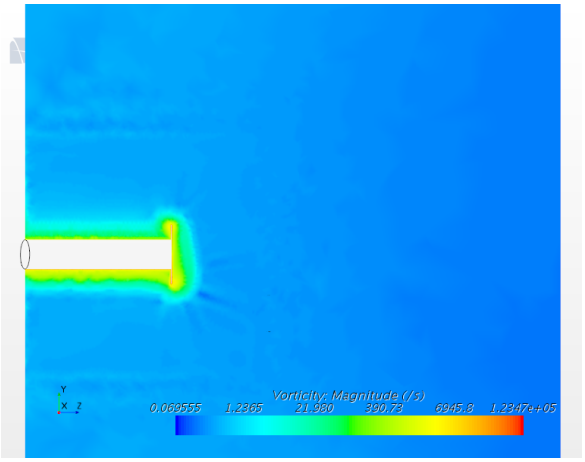


(b) Campo de vorticidade

Figura 10.31 – Visualizações para cilindro com alongamento de 8 e 2 *end-plates* para $\Omega = 3$

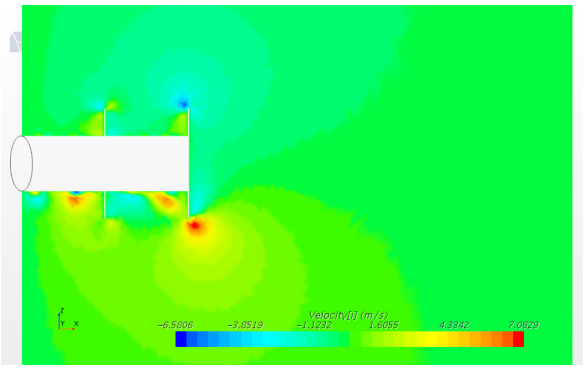


(a) Campo de de velocidade, componente ao longo da envergadura

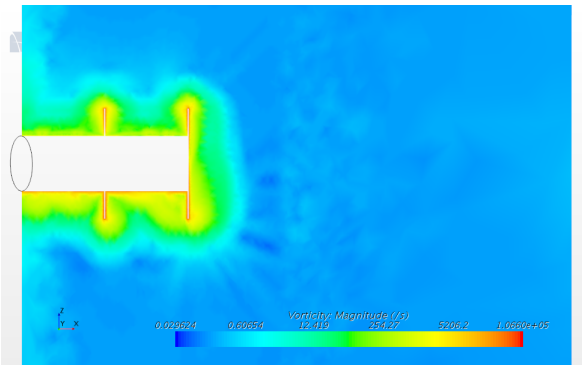


(b) Campo de vorticidade

Figura 10.32 – Visualizações para cilindro com alongamento de 10 e 2 *end-plates* para $\Omega = 3$

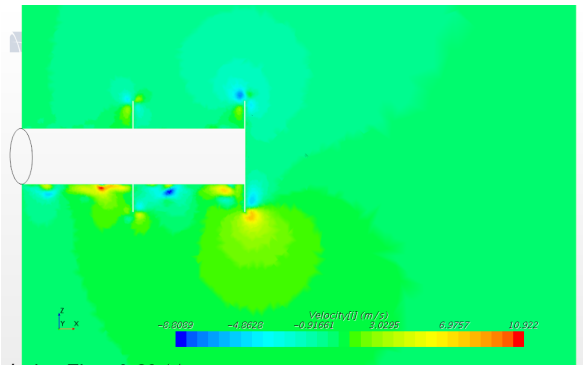


(a) Campo de de velocidade, componente ao longo da envergadura

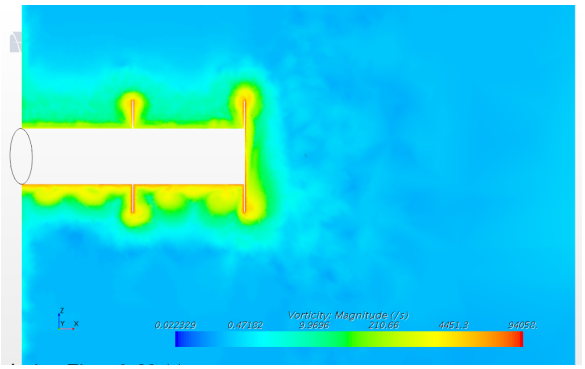


(b) Campo de vorticidade

Figura 10.33 – Visualizações para cilindro com alongamento de 6 e 4 discos para $\Omega = 3$

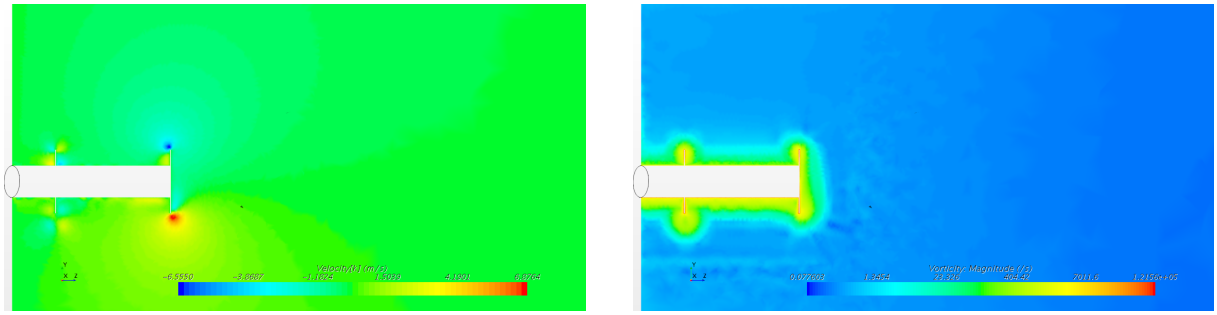


(a) Campo de de velocidade, componente ao longo da envergadura



(b) Campo de vorticidade

Figura 10.34 – Visualizações para cilindro com alongamento de 8 e 4 discos para $\Omega = 3$



(a) Campo de de velocidade, componente ao longo da envergadura

(b) Campo de vorticidade

Figura 10.35 – Visualizações para cilindro com alongamento de 10 e 4 discos para $\Omega = 3$

10.4 Linhas de Corrente para cada configuração de aeronave avaliada

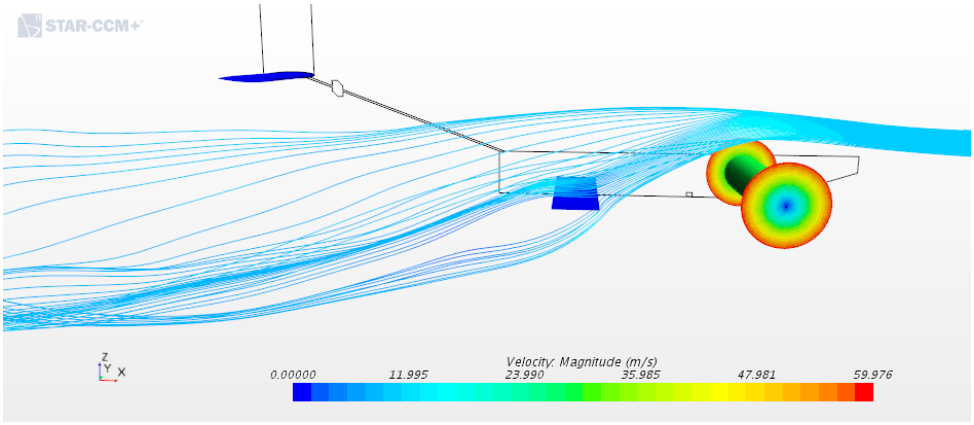
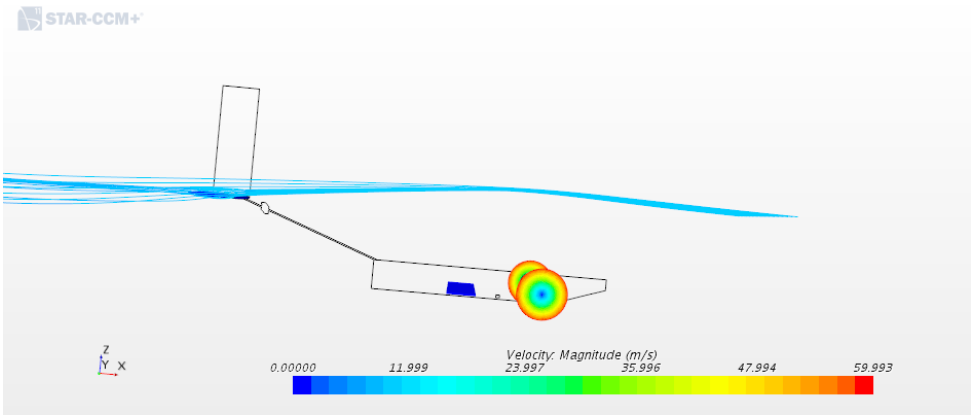
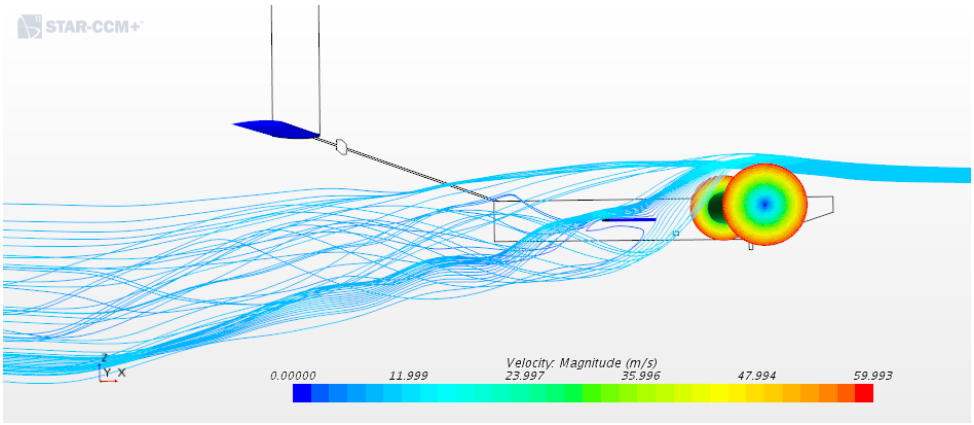


Figura 10.36 – Linhas de corrente para a primeira configuração com relação a posição do aileron, testada para $U = 10m/s$

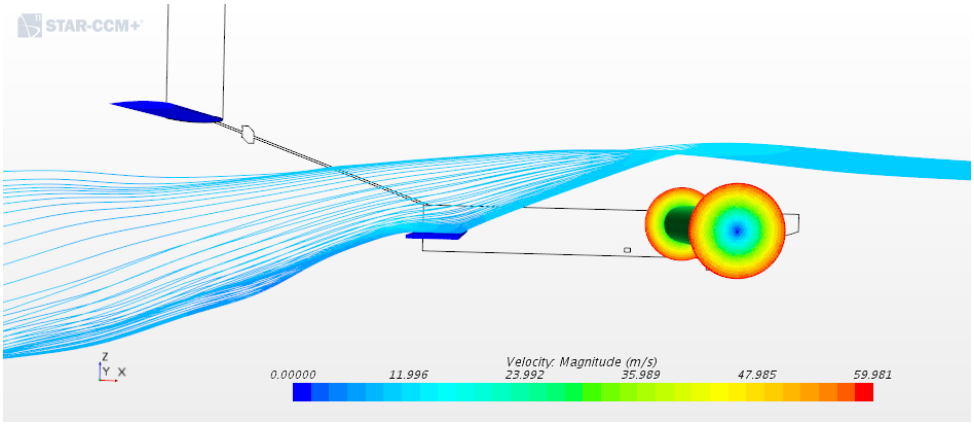


(a) Linhas de corrente incidindo sobre empenagem horizontal

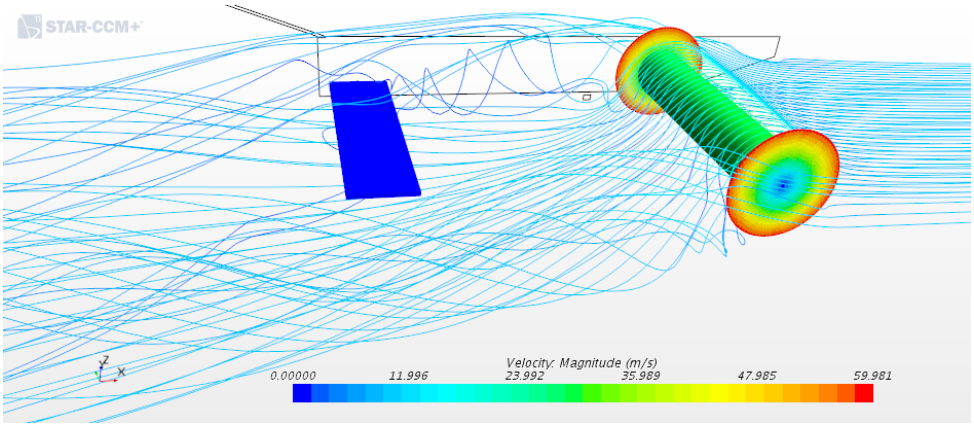


(b) Linhas de corrente incidindo sobre aileron

Figura 10.37 – Linhas de corrente para a segunda configuração com relação a posição do aileron, testada para $U = 10m/s$



(a) Linhas de corrente incidindo sobre o aileron



(b) Linhas de corrente sendo delfetida em contato com o cilindro

Figura 10.38 – Linhas de corrente para a terceira configuração com relação a posição do aileron, testada para $U = 10m/s$

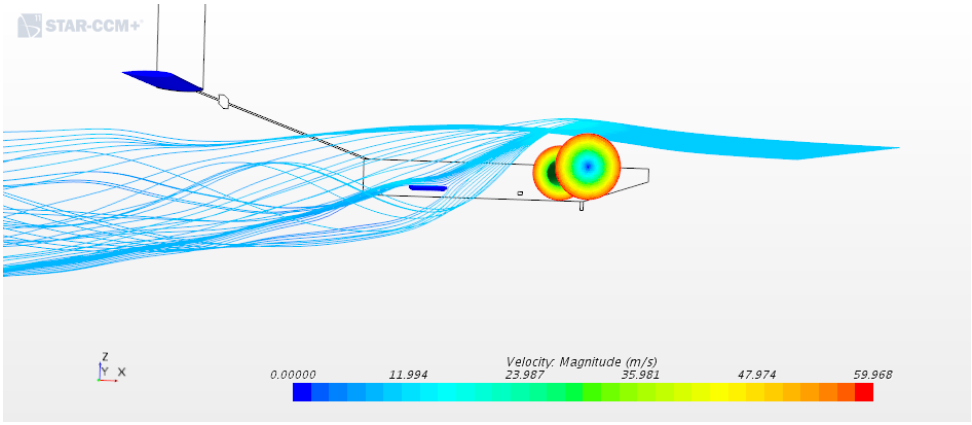
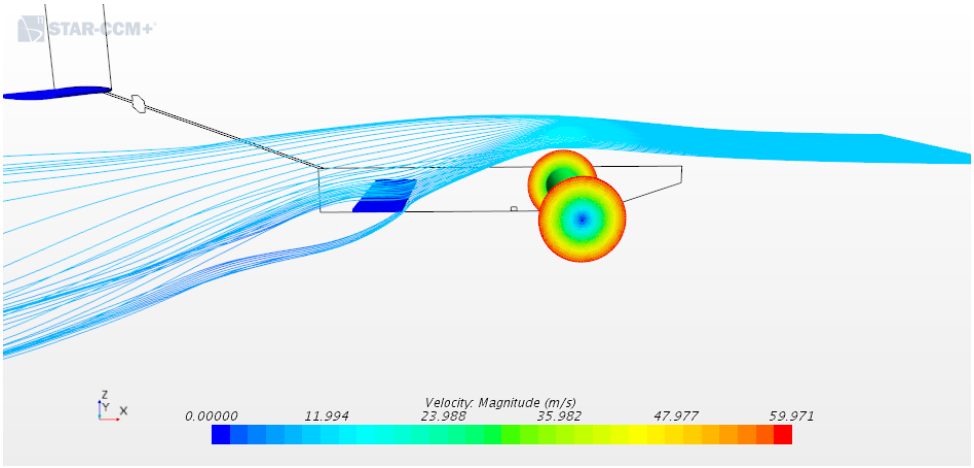
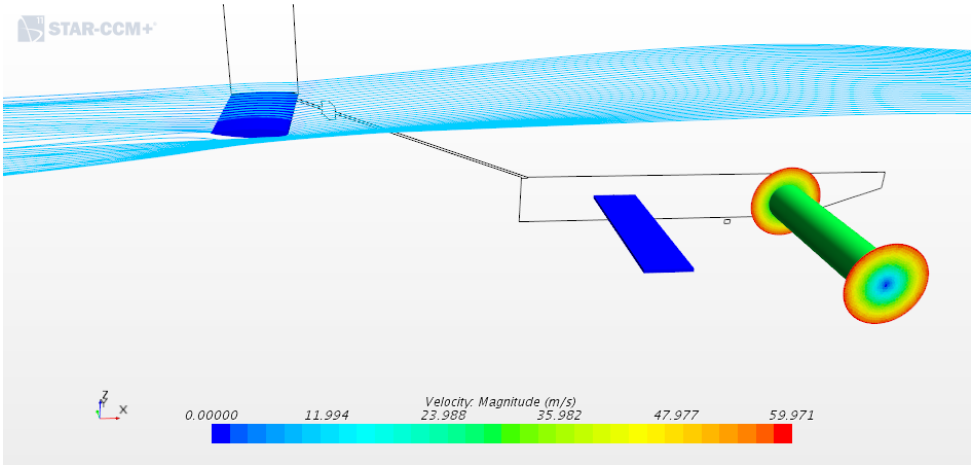


Figura 10.39 – Linhas de corrente para a quarta configuração com relação a posição do aileron, testada para $U = 10m/s$

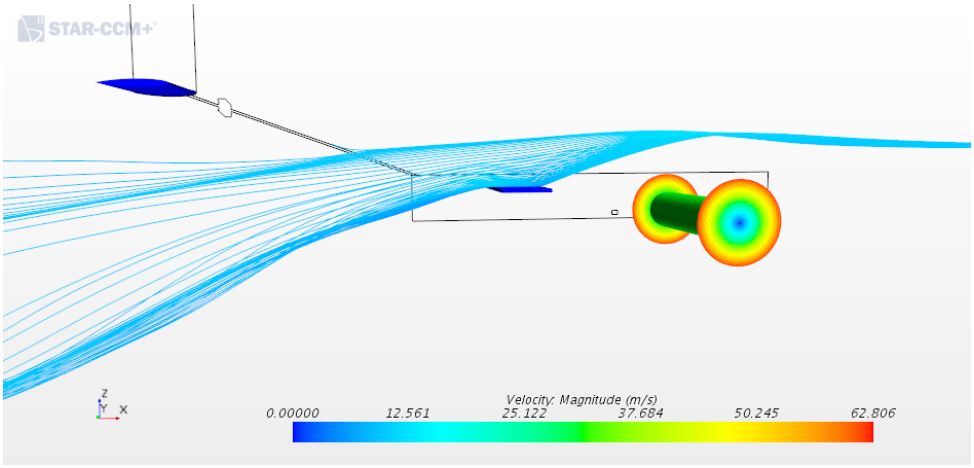


(a) Linhas de corrente incidindo sobre o aileron

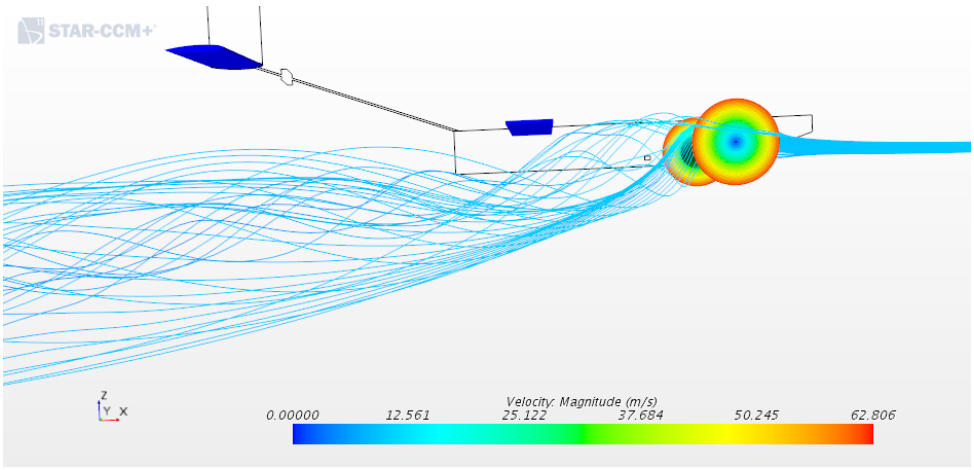


(b) Linhas de corrente incidindo sobre a empenagem horizontal

Figura 10.40 – Linhas de corrente para a quinta configuração com relação a posição do aileron, testada para $U = 10m/s$



(a) Linhas de corrente incidindo sobre o aileron



(b) Linhas de corrente sendo delfetida em contato com o cilindro

Figura 10.41 – Linhas de corrente para a sexta configuração com relação a posição do aileron, testada para $U = 10m/s$

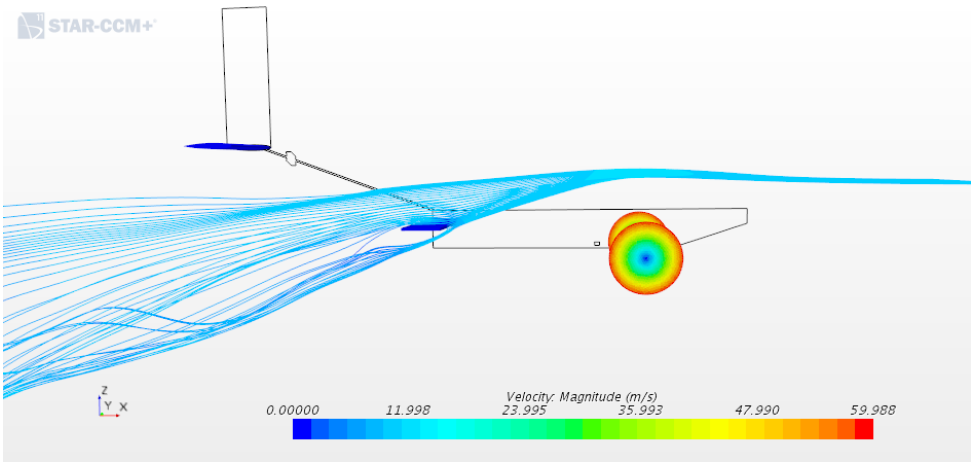
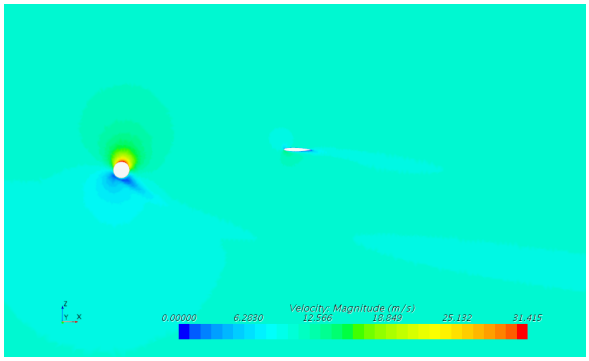
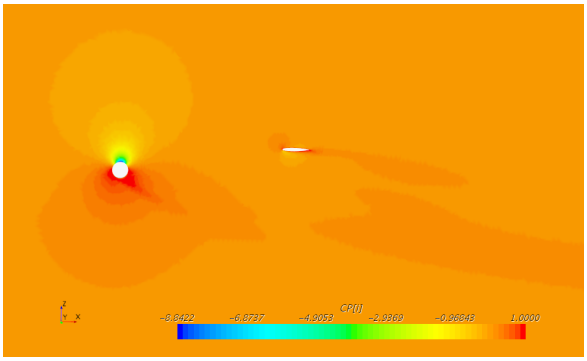


Figura 10.42 – Linhas de corrente para a sétima configuração com relação a posição do aileron, testada para $U = 10m/s$

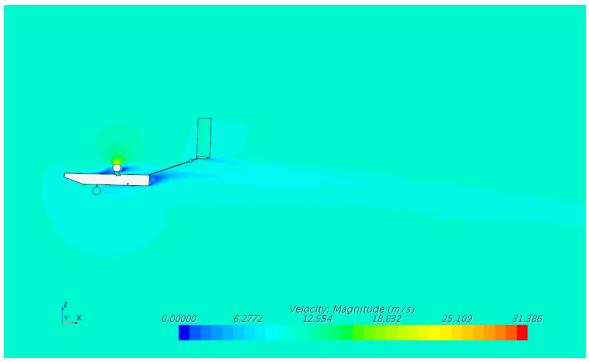
10.5 Visualizações para cada configuração de aeronave avaliada



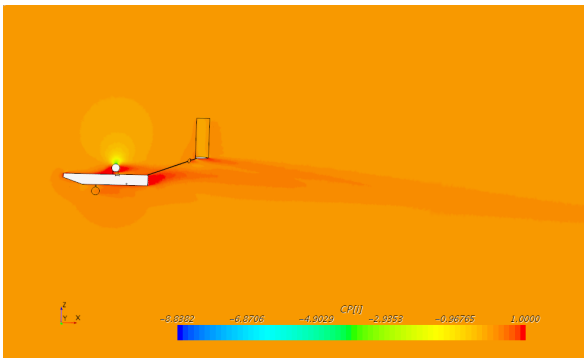
(a) Campo de de velocidade



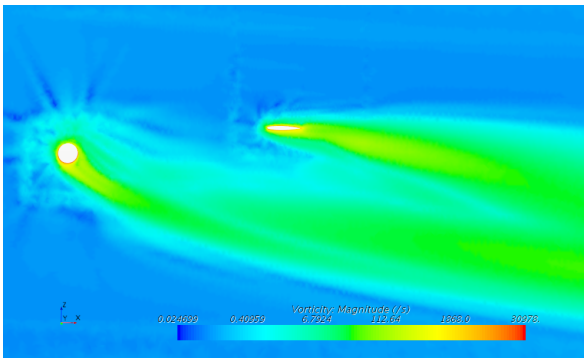
(b) Coeficiente de pressão



(c) Campo de velocidade em secção que contem fuselagem

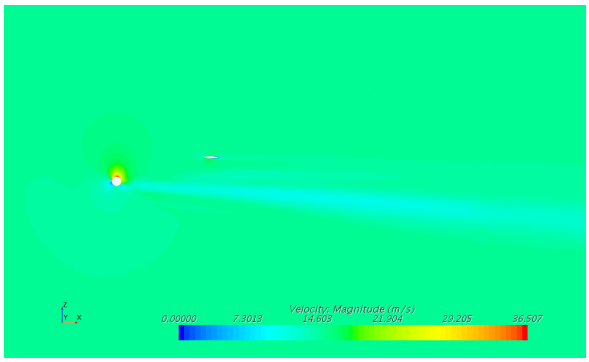


(d) Coeficiente de pressão em secção que contem fuselagem

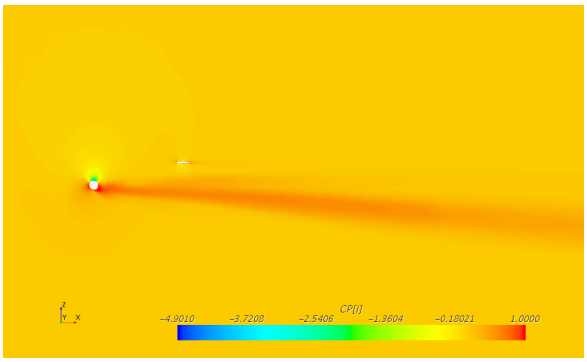


(e) Campo de vorticidade

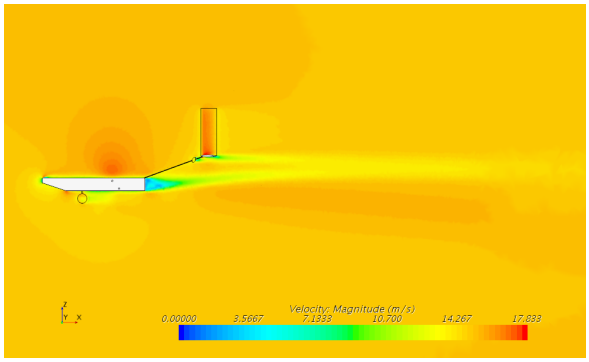
Figura 10.43 – Visualizações para primeira configuração de aeronave testada quanto a posição do cilindro para $U = 10m/s$



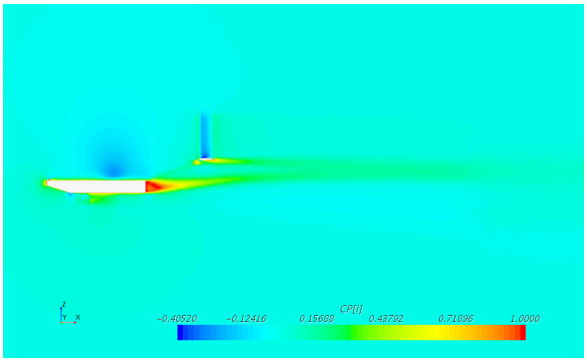
(a) Campo de de velocidade



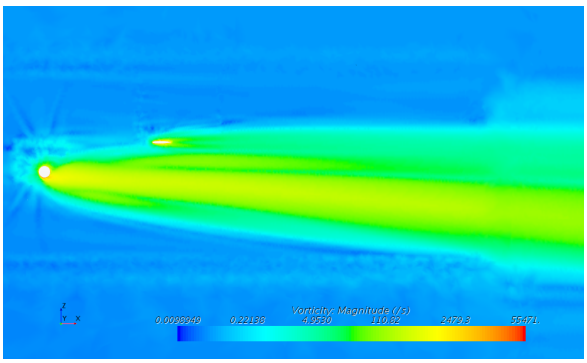
(b) Coeficiente de pressão



(c) Campo de velocidade em secção que contem fuselagem

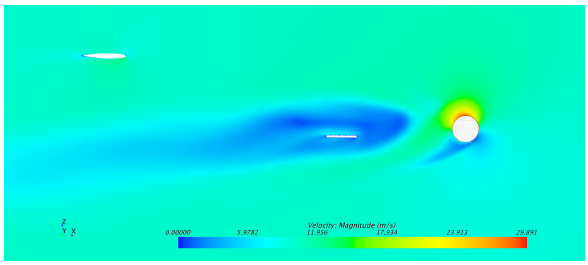


(d) Coeficiente de pressão em secção que contem fuselagem

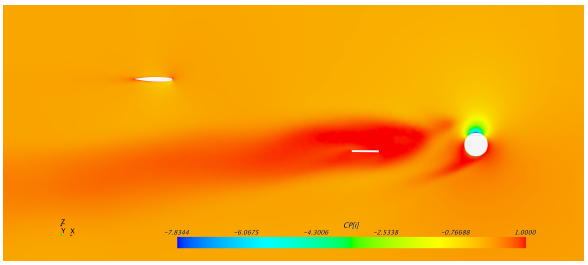


(e) Campo de vorticidade

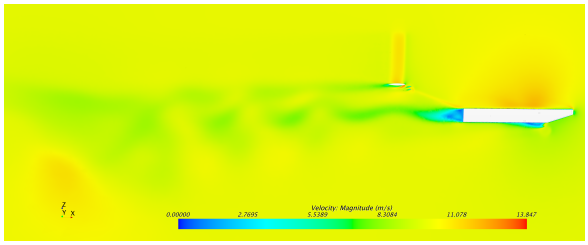
Figura 10.44 – Visualizações para segunda configuração de aeronave testada quanto a posição do cilindro para $U = 10m/s$



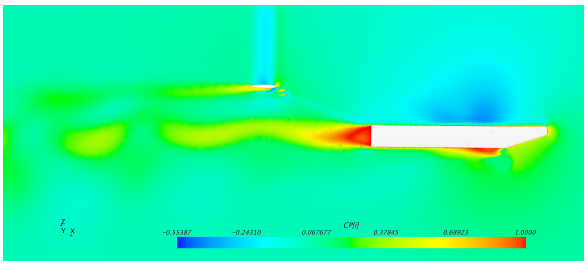
(a) Campo de de velocidade



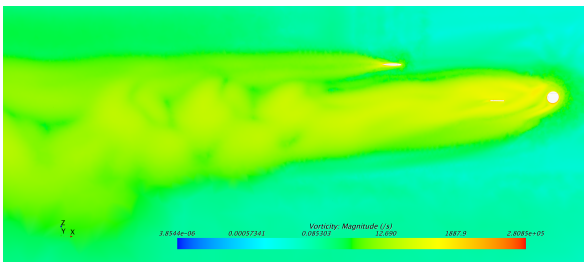
(b) Coeficiente de pressão



(c) Campo de velocidade em secção que contem fuselagem

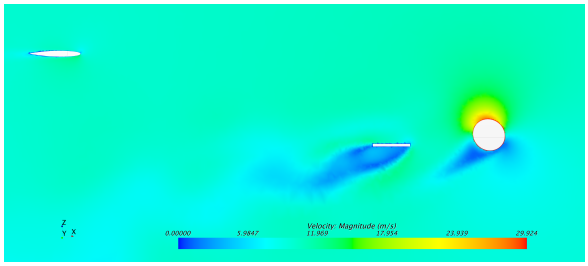


(d) Coeficiente de pressão em secção que contem fuselagem

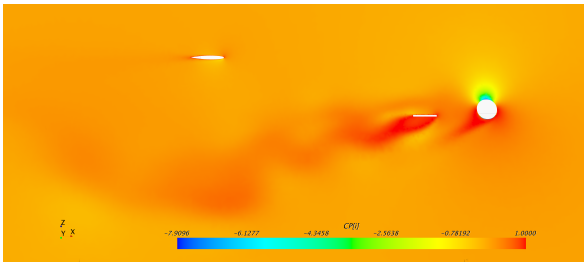


(e) Campo de vorticidade

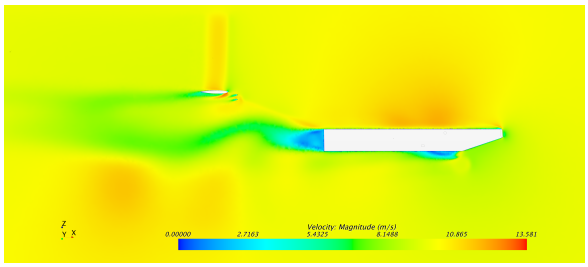
Figura 10.45 – Visualizações para primeira configuração de aeronave testada quanto a posição do aileron para $U = 10m/s$



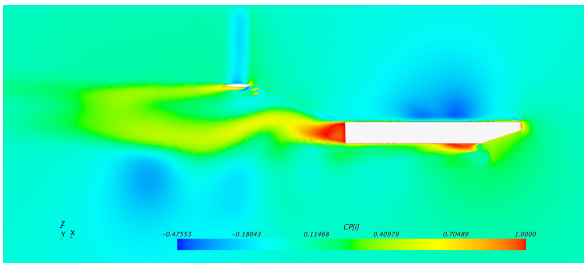
(a) Campo de de velocidade



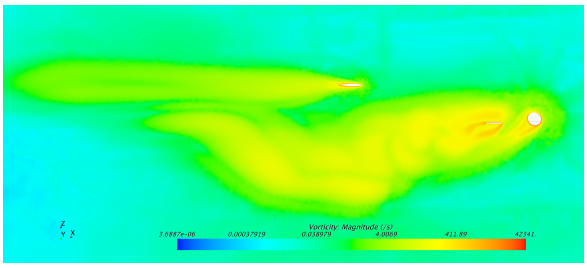
(b) Coeficiente de pressão



(c) Campo de velocidade em secção que contem fuselagem

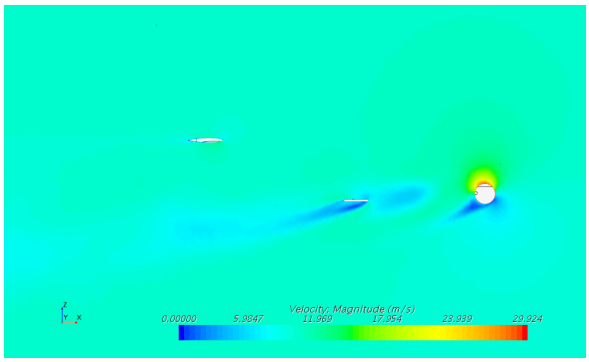


(d) Coeficiente de pressão em secção que contem fuselagem

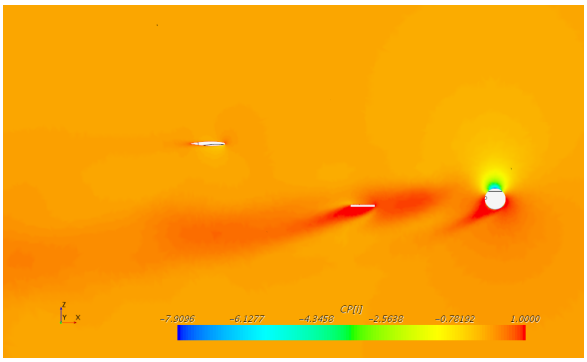


(e) Campo de vorticidade

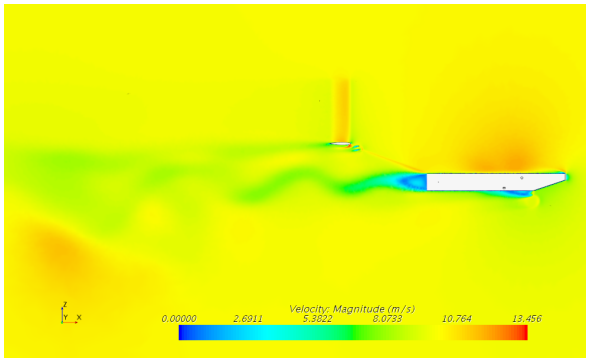
Figura 10.46 – Visualizações para segunda configuração de aeronave testada quanto a posição do aileron para $U = 10m/s$



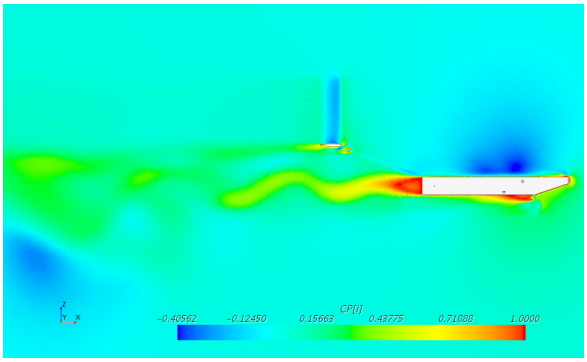
(a) Campo de de velocidade



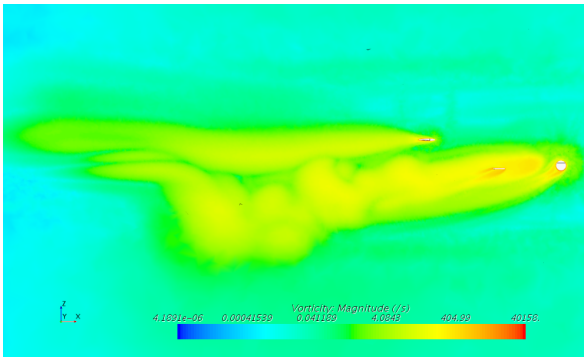
(b) Coeficiente de pressão



(c) Campo de velocidade em secção que contem fuselagem

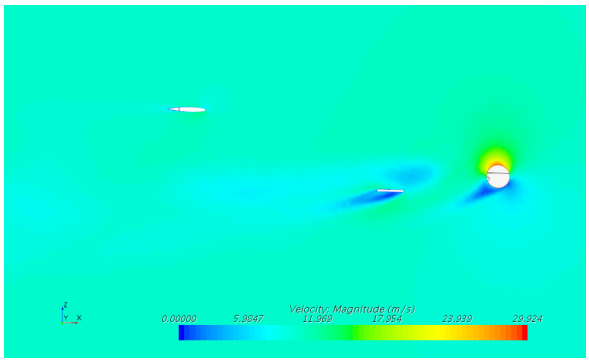


(d) Coeficiente de pressão em secção que contem fuselagem

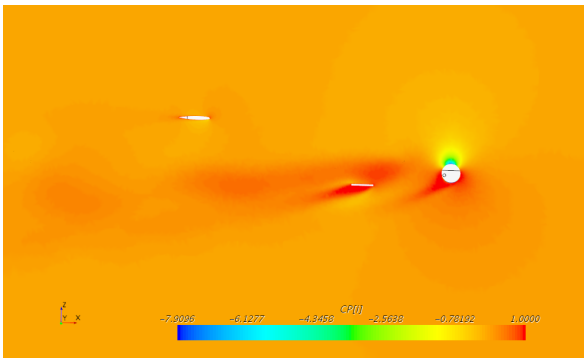


(e) Campo de vorticidade

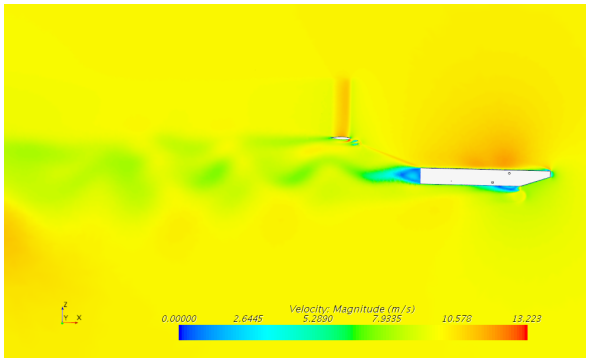
Figura 10.47 – Visualizações para terceira configuração de aeronave testada quanto a posição do aileron para $U = 10m/s$



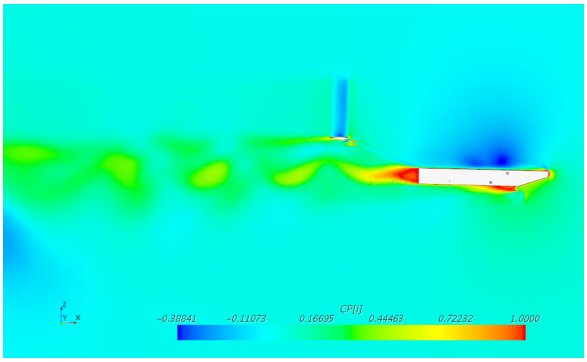
(a) Campo de de velocidade



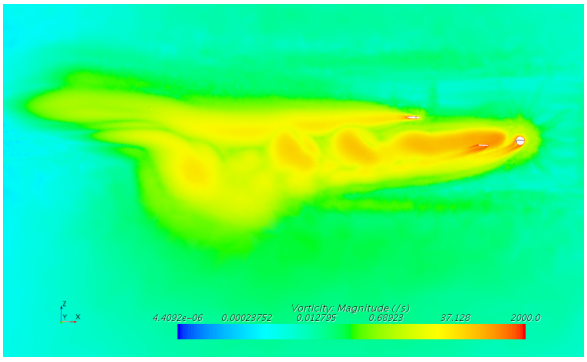
(b) Coeficiente de pressão



(c) Campo de velocidade em secção que contem fuselagem

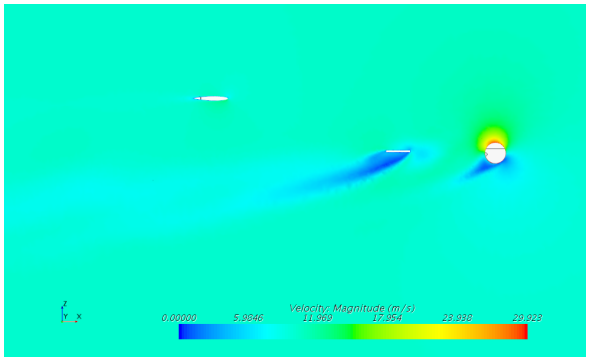


(d) Coeficiente de pressão em secção que contem fuselagem

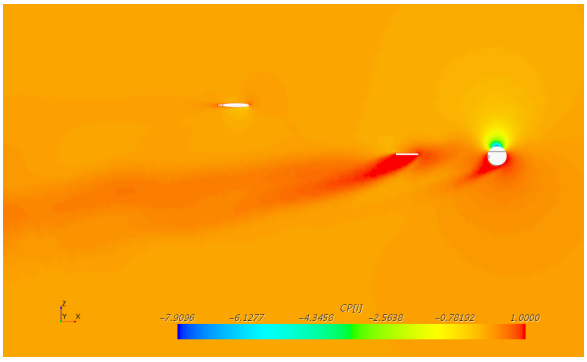


(e) Campo de vorticidade

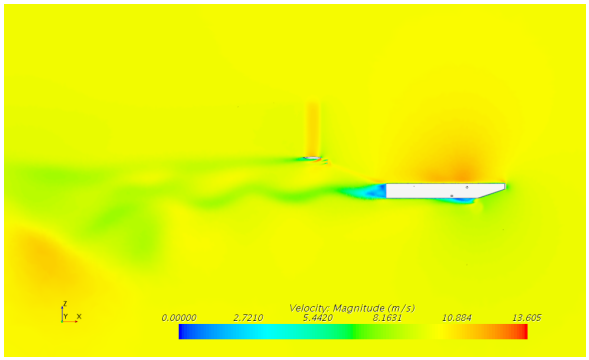
Figura 10.48 – Visualizações para quarta configuração de aeronave testada quanto a posição do aileron para $U = 10m/s$



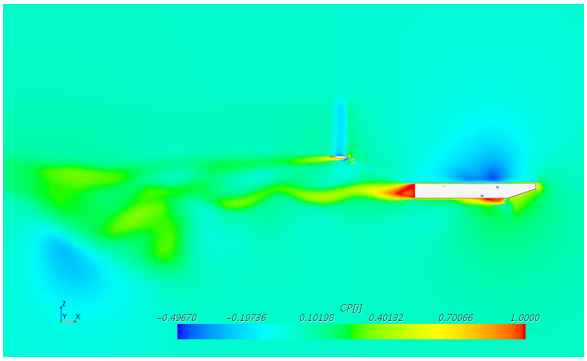
(a) Campo de de velocidade



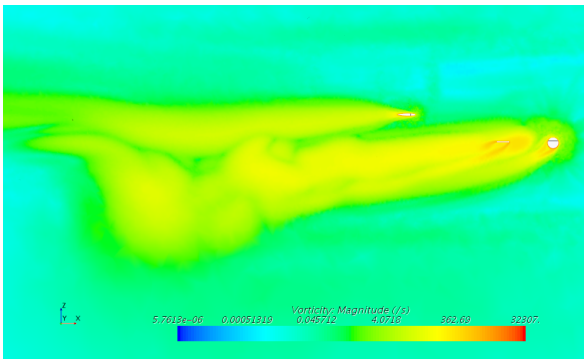
(b) Coeficiente de pressão



(c) Campo de velocidade em secção que contem fuselagem

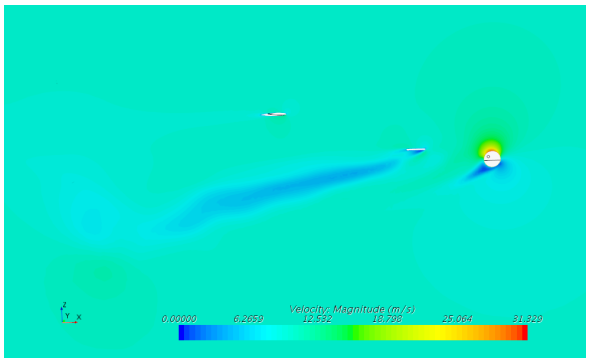


(d) Coeficiente de pressão em secção que contem fuselagem

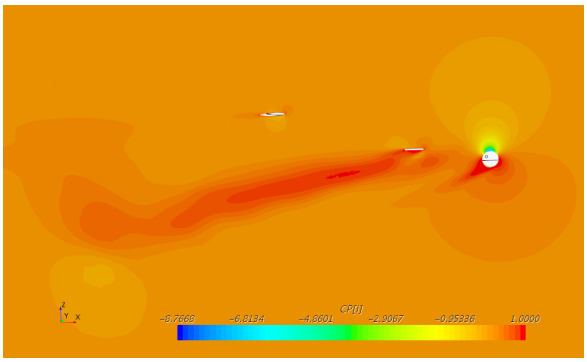


(e) Campo de vorticidade

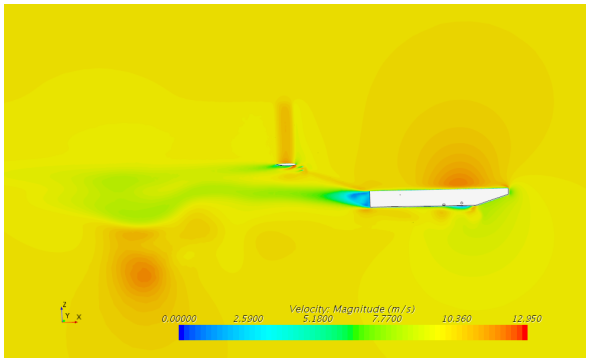
Figura 10.49 – Visualizações para quinta configuração de aeronave testada quanto a posição do aileron para $U = 10m/s$



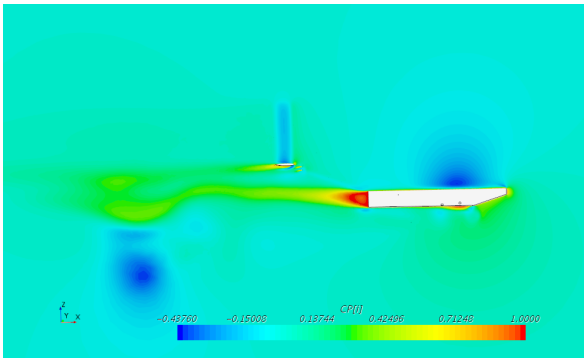
(a) Campo de de velocidade



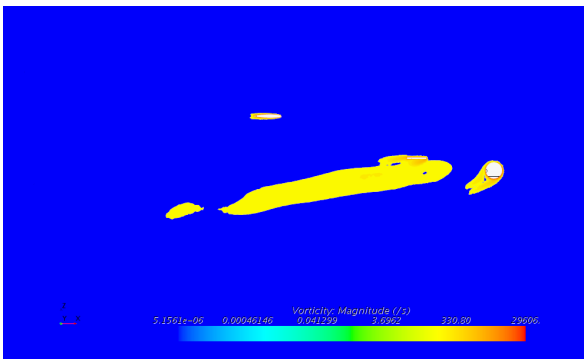
(b) Coeficiente de pressão



(c) Campo de velocidade em secção que contem fuselagem

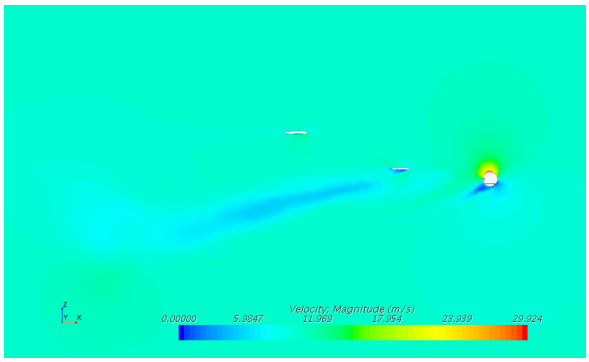


(d) Coeficiente de pressão em secção que contem fuselagem

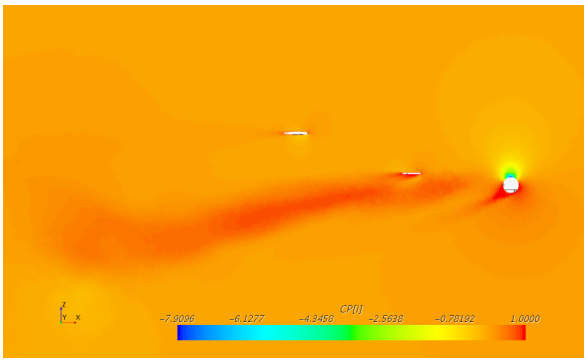


(e) Campo de vorticidade

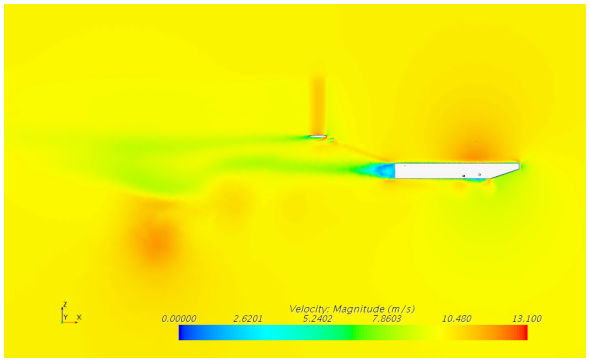
Figura 10.50 – Visualizações para sexta configuração de aeronave testada quanto a posição do aileron para $U = 10m/s$



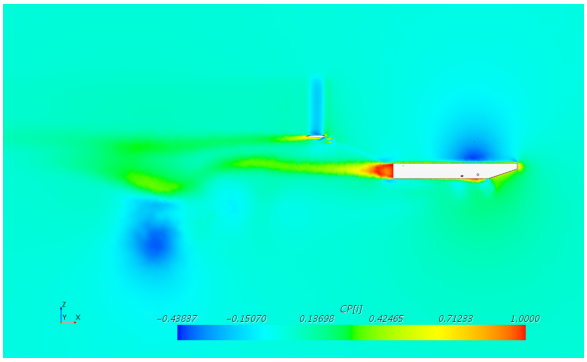
(a) Campo de de velocidade



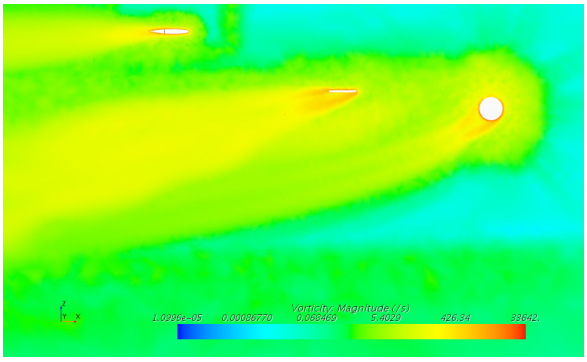
(b) Coeficiente de pressão



(c) Campo de velocidade em secção que contem fuselagem

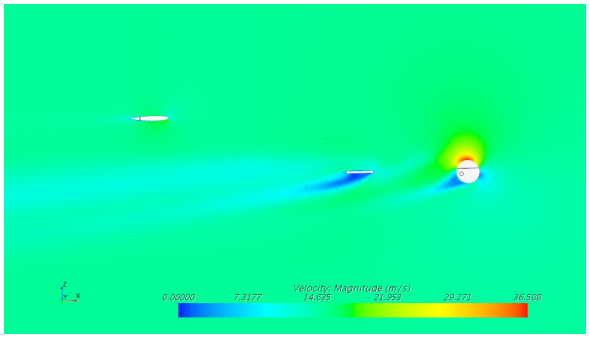


(d) Coeficiente de pressão em secção que contem fuselagem

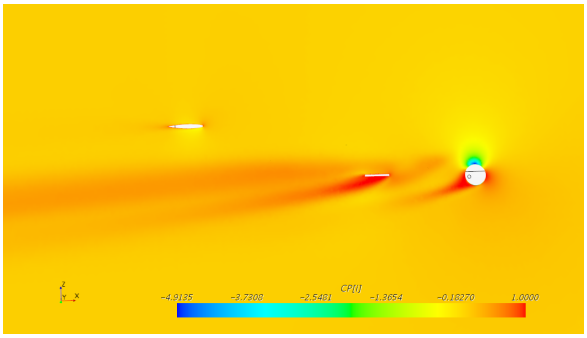


(e) Campo de vorticidade

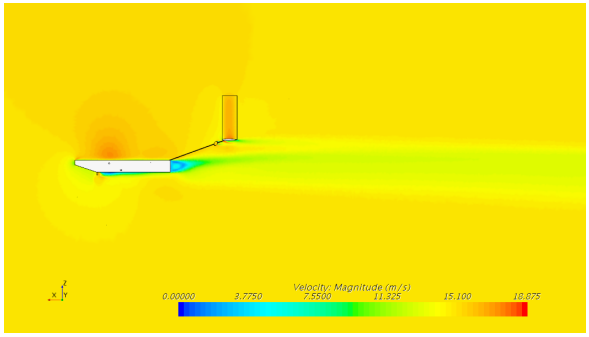
Figura 10.51 – Visualizações para sétima configuração de aeronave testada quanto a posição do aileron para $U = 10m/s$



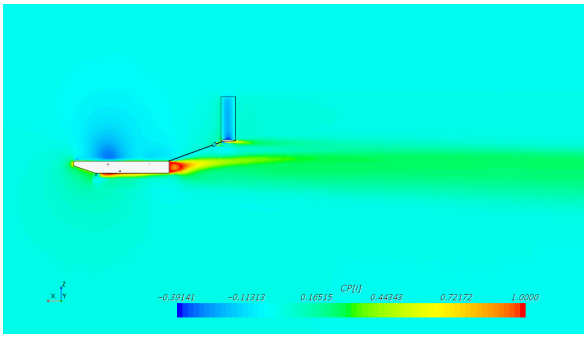
(a) Campo de de velocidade



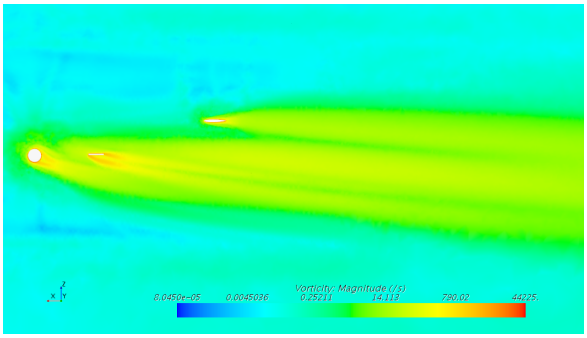
(b) Coeficiente de pressão



(c) Campo de velocidade em secção que contem fuselagem



(d) Coeficiente de pressão em secção que contem fuselagem



(e) Campo de vorticidade

Figura 10.52 – Visualizações para quinta configuração de aeronave testada quanto a posição do aileron para $U = 15m/s$