



FILIPE EMANUEL DE CARVALHO DA SILVA

**CARACTERIZAÇÃO AERODINÂMICA DE UM
AEROMODELO SAE:
UMA ABORDAGEM NUMÉRICA**

LAVRAS – MG

2022

FILIPÉ EMANUEL DE CARVALHO DA SILVA

**CARACTERIZAÇÃO AERODINÂMICA DE UM AEROMODELO SAE:
UMA ABORDAGEM NUMÉRICA**

Monografia apresentada à Universidade Federal de Lavras, como parte das exigências do Curso de Graduação em Engenharia Mecânica, para a obtenção do título de Bacharel.

Prof. D.Sc. Bruna Oliveira Passos e Silva Siqueira
Orientadora

LAVRAS – MG

2022

FILIFE EMANUEL DE CARVALHO DA SILVA

**CARACTERIZAÇÃO AERODINÂMICA DE UM AEROMODELO SAE: UMA
ABORDAGEM NUMÉRICA**

**AERODYNAMIC CHARACTERIZATION OF A SAE AIRPLANE MODEL: A
NUMERICAL APPROACH**

Monografia apresentada à Universidade Federal de Lavras, como parte das exigências do Curso de Graduação em Engenharia Mecânica, para a obtenção do título de Bacharel.

APROVADA em 20 de Abril de 2022.

Profa. D.Sc. Bruna Oliveira Passos e Silva Siqueira UFLA
Prof. D.Sc. Maurício Francisco Caliri Junior UFLA
Prof. D.Sc. Wander Gustavo Rocha Vieira UFLA

Prof. D.Sc. Bruna Oliveira Passos e Silva Siqueira
Orientadora

**LAVRAS – MG
2022**

Dedico este trabalho a Deus e aos meus pais. Sem eles nada disso teria sido possível.

AGRADECIMENTOS

A Deus por ter me dado saúde e força para superar as dificuldades.

A minha orientadora Bruna Oliveira Passos e Silva Siqueira pelo empenho dedicado à elaboração deste trabalho.

Aos meus pais, Giovani e Maria, e irmãos, Túlio e Thaís, que me incentivaram nos momentos difíceis e compreenderam a minha ausência enquanto eu me dedicava aos estudos.

Aos amigos, em especial Paula Beatriz, Patrícia Marcondes e Santiago Bertozzi, que estiveram ao meu lado durante grande parte da graduação, pela amizade incondicional e pelo apoio demonstrado ao longo de toda minha formação.

A esta universidade, seu corpo docente, direção e administração por toda a dedicação e compromisso com o aprendizado.

Se eu vi mais longe, foi por estar sobre ombros de gigantes.
(Isaac Newton)

RESUMO

A caracterização aerodinâmica de um aeromodelo SAE é uma etapa crucial para equipes estudantis que desejam competir na SAE e também para o desenvolvimento de aeronaves em projetos reais. O objetivo central deste trabalho é analisar as características aerodinâmicas da aeronave, como campos de velocidade e pressão, o peso que a aeronave pode carregar e a influência aerodinâmica do propulsor. Propõe-se, assim, a caracterização da aeronave da equipe Griffin Aerodesign, por meio do software ANSYS®-Fluent, utilizando o modelo de turbulência $k - \omega SST$ e levando em consideração uma altura de voo de 700m. Inicialmente a aeronave foi analisada sob escoamento livre de 16m/s sem propulsor e posteriormente foi analisada sob o mesmo escoamento mas com a presença do propulsor rotacionando à 1500rpm. A malha foi validada utilizando os resultados de dois diferentes autores presentes na literatura. As análises possuíram boa concordância com a teoria. Os resultados mostraram que a aeronave é capaz de carregar 16kg, incluindo o próprio peso. A empenagem da aeronave se mostrou bem dimensionada uanto à seu posicionameto na fuselagem , retirando os estabilizadores horizontais das instabilidades geradas pela asa. O arrasto gerado por todo o corpo da aeronave foi de 19.76N, sendo boa parte dela gerada pelo trem de pouso e pelo motor. A propulsão gerada pela hélice foi de 152N e sua presença não mostrou afetar significativamente a distribuição de pressão ao longo da aeronave.

Palavras-chave: Caracterização Aerodinâmica; Aeronave; ANSYS-Fluent; Propulsor.

ABSTRACT

The aerodynamic characterization of a SAE aircraft is a key step for student groups that aim to participate on SAE competitions and also for real case aircraft development. The main objective of this work is to verify the aerodynamic characteristics of an aircraft, such as velocity and pressure fields, carrying weight capacity and the influence of the propeller on its aerodynamics. Therefore, it is proposed an aerodynamic characterization of Griffin Aerodesign Team's aircraft through ANSYS®-Fluent, using $k - \omega SST$ turbulence model and adopting a flight altitude of 700m. Initially the aircraft was studied under a freestream velocity of 16m/s without propeller and afterwards, under the same freestream velocity, with the propeller rotating at 1500rpm. The results showed great agreement with theory. The analysis pointed that the aircraft is able to carry 16kg, including its own mass. The aircraft empennage turned out to be well positioned on the fuselage as it stayed out of the troubled flow generated by the wing. The aircraft drag was found to be 19,76N, most of it caused by the landing gear and engine. The thrust generated by the propeller was 152N and the propeller presence showed no significant effect on the aircraft pressure field. However, it is needed further investigation about the propeller effects as the analysis was able to be executed for just a short amount of time.

Keywords: Aerodynamic Characterization; Aircraft; ANSYS-Fluent; Propeller.

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 – Asa e aerofólio representados	16
Figura 2.2 – Especificações de um aerofólio	17
Figura 2.3 – Especificações de uma asa	18
Figura 2.4 – Asa com diferentes razões de aspecto e conicidade	18
Figura 2.5 – Forças aerodinâmicas atuantes sobre um aerofólio	19
Figura 2.6 – Distribuição de pressão típica em um aerofólio para diferentes ângulos de ataque	20
Figura 2.7 – Variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque	21
Figura 2.8 – Efeito de vórtices decorrentes de um comprimento finito	23
Figura 2.9 – Vento relativo local e seu efeito na sustentação	24
Figura 2.10 – Componentes principais de um avião	25
Figura 2.11 – Configurações de asa de um avião	27
Figura 2.12 – Configurações comuns de empenagem de um avião	27
Figura 2.13 – Forças atuantes em voo	28
Figura 2.14 – Reações geradas pelo propulsor	29
Figura 2.15 – Reações geradas pelo propulsor	30
Figura 2.16 – Gradiente de velocidade na camada limite	32
Figura 2.17 – Efeitos e desenvolvimento da camada limite	33
Figura 2.18 – Procedimentos gerais utilizados no desenvolvimento de soluções em CFD	34
Figura 2.19 – Representação CFL	37
Figura 2.20 – Impacto do número de camadas de prismas na discretização da camada limite	38
Figura 2.21 – Características do aerofólio NACA0012 para diferentes números de Reynolds	40
Figura 2.22 – Coeficiente de sustentação \times ângulo de ataque obtido por diferentes métodos	41
Figura 2.23 – Resultados obtidos por diferentes modelos para o perfil E387	42
Figura 2.24 – Malha utilizada por Skarolek e J. Karabelas (2016) para o modelo RANS	43
Figura 2.25 – Distribuição de pressão na superfície das hélices	44
Figura 2.26 – Caso de estudo	45
Figura 2.27 – Campo de pressão na superfície da asa para diferentes hélices	45
Figura 2.28 – Setup do aerofólio de Siddiqi e Lee (2019)	46
Figura 2.29 – Resultados obtidos por Siddiqi e Lee (2019)	47
Figura 3.1 – Fluxograma	48

Figura 3.2 – Aeromodelo em análise	50
Figura 3.3 – Volume com o aeromodelo subtraído	52
Figura 3.4 – Faces nomeadas para aplicação de CDC	52
Figura 3.5 – Superfícies selecionadas para aplicação de <i>inflation</i>	53
Figura 3.6 – Malha gerada para a aeronave sem propulsor	54
Figura 3.7 – Valores de y^+ ao longo da asa	55
Figura 3.8 – Volume com aeromodelo e disco subtraídos e hélice encapsulada em disco .	56
Figura 3.9 – Região de contato entre os corpos	56
Figura 3.10 – Malha gerada na aeronave com propulsor	58
Figura 3.11 – Faces da hélice nomeadas	60
Figura 3.12 – Comparações com resultados da literatura	61
Figura 4.1 – Vetores de velocidade na superfície da asa	66
Figura 4.2 – Linhas de fluxo ao longo da aeronave	68
Figura 4.3 – Distribuição de pressão ao longo da aeronave	69
Figura 4.4 – Distribuição de pressão em diferentes seções da asa	71
Figura 4.5 – Linhas de fluxo que passam pelo propulsor	72
Figura 4.6 – Variação da velocidade do escoamento ao longo da aeronave	72
Figura 4.7 – Distribuição de pressão ao longo da hélice	73
Figura 4.8 – Distribuição de pressão na aeronave com hélice	74

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Ilustração 3.1 – Esquemático das configurações definidas no fluent	62
Ilustração 3.2 – Esquemático das configurações definidas no fluent	64

LISTA DE GRÁFICOS

Gráfico 3.1 – Parâmetros da malha gerada para a aeronave sem propulsor	57
Gráfico 3.2 – Parâmetros da malha gerada para a aeronave com propulsor	59
Gráfico 4.1 – Gráficos de Convergência dos Parâmetros	65
Gráfico 4.2 – Distribuição de pressão ao longo da envergadura da asa	70
Gráfico 4.3 – Convergência da força de propulsão gerada	71
Gráfico 4.4 – Distribuição de pressão ao longo da asa com propulsor presente	74

LISTA DE TABELAS

Tabela 3.1 – Parâmetros da aeronave e do escoamento	49
Tabela 3.2 – Configurações para geração de malha sem propulsor	53
Tabela 4.1 – Parâmetros calculados da aeronave	66

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	Objetivos	15
1.1.1	Objetivos Específicos	15
2	REFERENCIAL BIBLIOGRÁFICO	16
2.1	Marco Teórico	16
2.1.1	Asas e Aerofólios	16
2.1.1.1	Nomenclatura e Classificação.	16
2.1.1.2	Aerodinâmica	19
2.1.2	Avião	25
2.1.2.1	Nomenclatura e Classificação.	25
2.1.2.2	Aerodinâmica	27
2.1.3	Propriedades do Fluido	30
2.1.3.1	Compressibilidade	30
2.1.3.2	Viscosidade	31
2.1.4	Métodos de Solução Computacionais	32
2.1.4.1	Dinâmica dos Fluidos Computacionais	33
2.1.4.1.1	Modelos de Turbulência	35
2.1.4.1.2	CFL	37
2.1.4.1.3	Discretização da Camada Limite e y^+	38
2.2	Estado da Arte	39
3	METODOLOGIA	48
3.1	Geometria e Parâmetros de Voo da Aeronave	48
3.2	Elaboração e Discretização do Volume	51
3.2.1	Aeronave Sem Propulsor.	51
3.2.2	Aeronave Com Propulsor	55
3.3	Validação da Malha	60
3.4	Definição das Condições de Contorno	61
3.4.1	Aeronave Sem Propulsor.	62
3.4.2	Aeronave Com Propulsor	63

4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	65
4.1	Aeronave Sem Propulsor	65
4.2	Aeronave Com Propulsor	70
5	CONCLUSÃO	75
	REFERÊNCIAS	76
	APÊNDICE A – Desenho técnico do VANT	80
	APÊNDICE B – Parâmetros atmosféricos	81
	APÊNDICE C – Bloco com o aeromodelo sem hélice subtraído	83
	APÊNDICE D – Log Fluent	84
	APÊNDICE E – Pontos da curva de velocidade ao longo da superfície do E423	86
	APÊNDICE F – Gráficos de residuais e log de saída da análise sem propulsor	87
	APÊNDICE G – Residuais da análise com propulsor	96

1 INTRODUÇÃO

Possuindo o título de meio de transporte em massa mais tecnológico da atualidade, a aviação vem recebendo cada vez mais investimentos tanto do setor militar quanto do setor de transporte, visto sua grande aplicação em ambos os setores. Juntamente à característica tecnológica, a aviação leva também a característica de ser um dos meios de transporte mais caros existentes, tendo como exemplo o desenvolvimento do projeto da aeronave Boeing 787 Dreamliner que, de acordo com o jornal *The Seattle Times*, custou um valor aproximado de U\$32 bilhões. (*The Seattle Times*, 2020)

Em vista dos altos custos de desenvolvimento, o aeromodelismo se faz uma excelente opção para o teste de novas técnicas e tecnologias com um custo inúmeras vezes menor. Competições como a SAE Aerodesign, promovida pela SAE (Society of Automotive Engineers), propõem aos competidores desafios reais enfrentados pela indústria aeronáutica, como redução de peso através de otimização estrutural, instrumentação e ensaios de vôo de protótipos, otimização do comportamento aerodinâmico da aeronave utilizando ferramentas computacionais, entre outros, funcionando como uma porta de entrada para inovações e melhorias no meio aeronáutico a um baixo custo de desenvolvimento.

No projeto de aeromodelos para competição SAE Aerodesign, uma etapa importante é a caracterização aerodinâmica da aeronave, pois esta análise permite levantar diversos aspectos para definição da configuração aerodinâmica, o que implicará em melhor desempenho e estabilidade além de influenciar no desenvolvimento dos cálculos estruturais da mesma. (RODRIGUES, 2014a) E o que antes era feito com incontáveis testes com modelos instrumentados, nos conhecidos túneis de vento, passou a ser feito de forma totalmente computacional, resultando em uma enorme economia de numerosos recursos, sendo a fase de testes necessária, na maior parte das vezes, apenas nas últimas fases de desenvolvimento.

Dentre as principais soluções computacionais possíveis para se modelar uma aeronave estão os chamados métodos numéricos, em particular o CFD (*Computational Fluid Dynamics*), que é utilizado amplamente para a caracterização de escoamentos. Tais métodos, se corretamente utilizados, proporcionam uma completa caracterização da aeronave, descrevendo seu comportamento em diversas situações, apontando características e possíveis falhas do projeto.

Nesse contexto, no presente trabalho é realizada uma das etapas necessárias para a concepção do aeromodelo da equipe Griffin Aerodesign da Universidade Federal de Lavras. Esta etapa consiste na caracterização aerodinâmica da aeronave, onde serão avaliados o campo de

pressão, a distribuição de pressão, a sustentação e arrasto gerados pela aeronave e a propulsão gerada pela hélice utilizando a ferramenta numéricas ANSYS® - FLUENT.

1.1 Objetivos

O objetivo geral do trabalho consiste na caracterização aerodinâmica da aeronave do núcleo de estudos Griffin Aerodesign, expondo suas características e comportamento por meio de uma análise utilizando ANSYS®-Fluent.

1.1.1 Objetivos Específicos

- Analisar a sustentação e arrasto gerados pela aeronave à velocidade de cruzeiro sem hélice;
- Verificar o perfil de sustentação da asa;
- Verificar a propulsão gerada pelo propulsor;
- Verificar os efeitos da hélice no comportamento do escoamento e da aeronave.

2 REFERENCIAL BIBLIOGRÁFICO

Nesta seção é apresentado o conjunto de conceitos necessários para o entendimento do trabalho e desenvolvimento das simulações numéricas. O conteúdo deste item tem como base livros e trabalhos técnicos disponíveis na literatura referentes ao assunto abordado no presente trabalho de conclusão de curso.

2.1 Marco Teórico

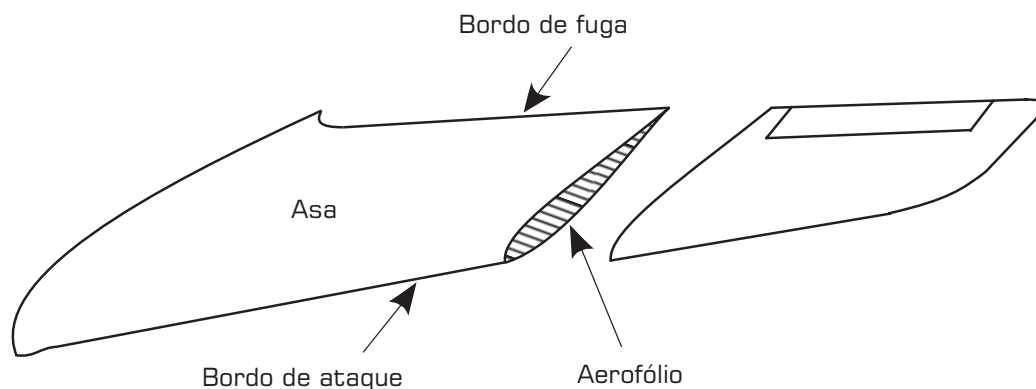
Esta seção será voltada à apresentar o embasamento conceitual necessário para o bom entendimento do trabalho. Todo o conteúdo conceitual apresentado é baseado em livros presentes na literatura e devidamente referenciados.

2.1.1 Asas e Aerofólios

Por definição, um aerofólio consiste em qualquer perfil de geometria 2D que consiga converter a resistência imposta pelo ar em força de sustentação. Já as asas, diferentemente dos aerofólios, possuem um comprimento finito, fator este que é importante em análises.

A relação entre asa e aerofólio pode ser visto na na Figura 2.1, em que o aerofólio consiste na geometria da seção transversal da asa.

Figura 2.1 – Asa e aerofólio representados



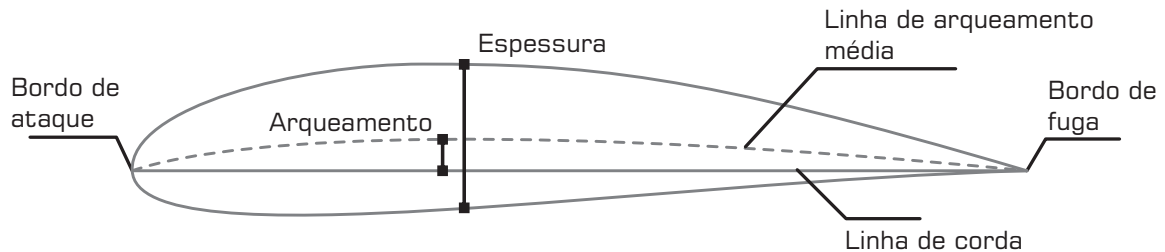
Fonte: Adaptado de Anderson e Eberhardt (2000)

2.1.1.1 Nomenclatura e Classificação

Um modelo de aerofólio é mostrado na Figura 2.2, juntamente a denotação de algumas de suas propriedades. A linha de arqueamento média representa a linha que passa entre os

pontos médios das superfícies superior e inferior, a espessura representa a altura do perfil, e a linha de corda a largura. O arqueamento representa a maior distância entre a linha de corda e a linha de arqueamento média. Bordo de ataque é o ponto do perfil a primeiro entrar em contato com o escoamento, e bordo de fuga o último ponto a entrar em contato com o escoamento. (ANDERSON, 2001; RODRIGUES, 2014a)

Figura 2.2 – Especificações de um aerofólio



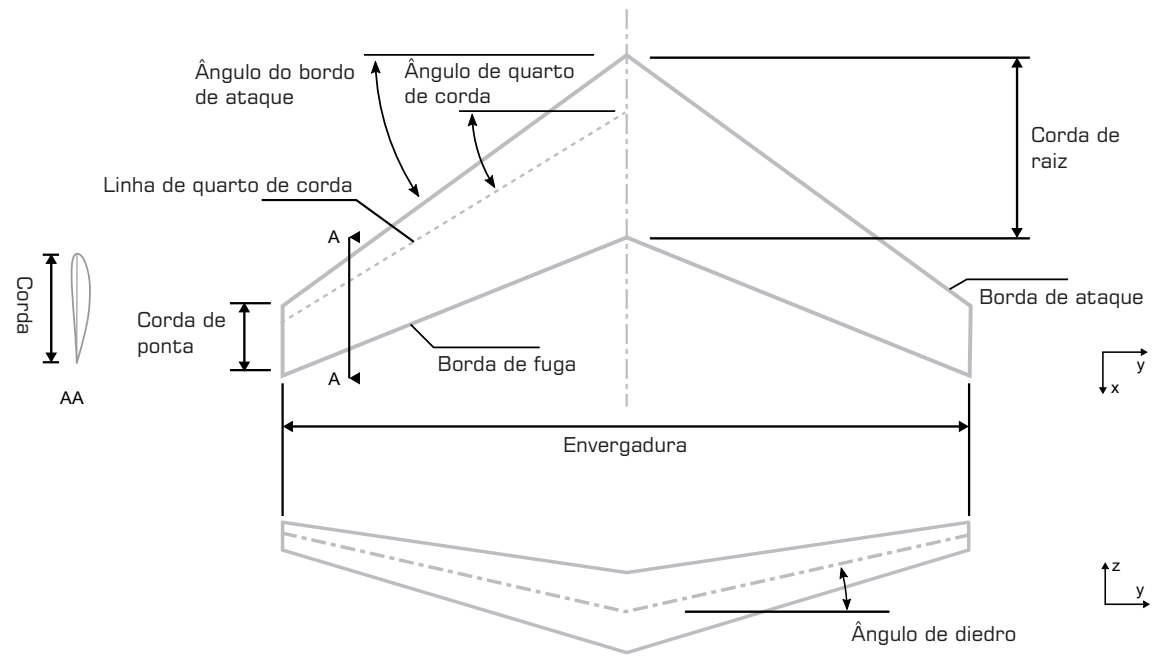
Fonte: Adaptado de Anderson (2001)

Aerofólios podem possuir os mais diferentes formatos mas os mais comuns são os da família NACA, que são uma série de aerofólios padronizados pela (*National Advisory Committee for Aeronautics*), sucessora da atual NASA. Além da família NACA, existem ainda algumas outras famílias de aerofólios presentes na literatura, como Eppler, Selig e diversas outras, que consistem em aerofólios testados e projetados por diferentes autores e que levam seu nome, junto a alguns números e letras para especificação. (Stanford University Repository, 2020; EPPLER, 2012; SELIG, 1995a)

Diferentemente da abordagem 2D utilizada para aerofólios, asas possuem um comprimento finito, ou seja, sua envergadura finita é um fator importante a ser considerado na análise. A Figura 2.3 apresenta as definições geométricas de uma asa, em que ângulo de quarto de corda mencionado é também conhecido como ângulo de flechamento.

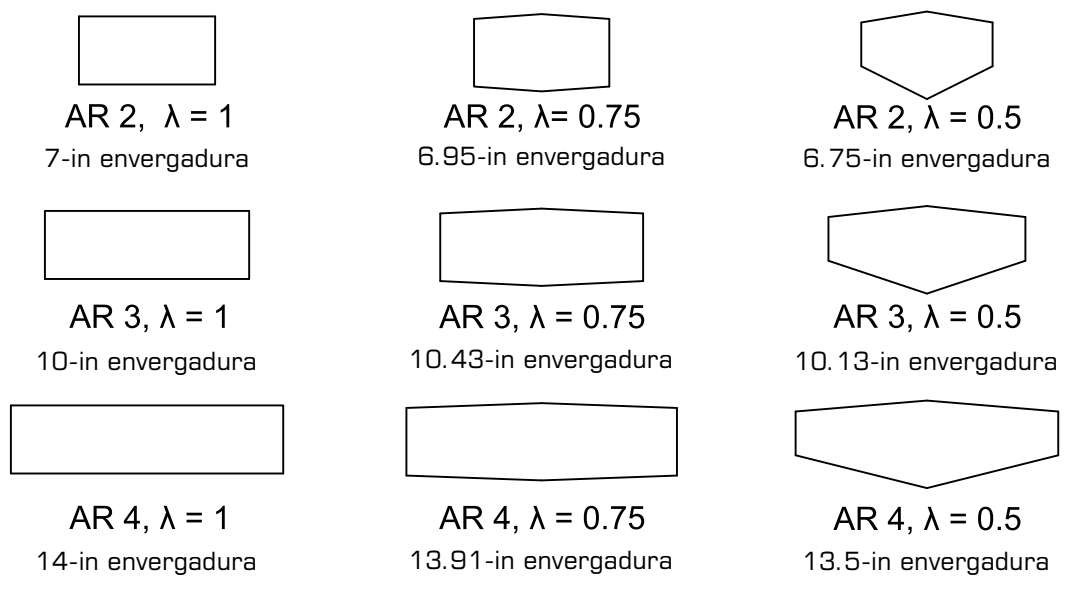
Outros parâmetros muito utilizados para descrever asas são a razão de aspecto (\mathcal{R}) e razão de conicidade (λ). O primeiro consiste na razão entre a envergadura da asa pelo comprimento de corda médio (para asas de formato retangular), e o segundo na relação entre o comprimento de corda de ponta e o comprimento de corda raiz. Algumas asas com diferentes razões de aspecto e conicidade são mostradas na Figura 2.4. (RATHAKRISHNAN, 2013)

Figura 2.3 – Especificações de uma asa



Fonte: Adaptado de Roskam e Lan (1997), Davies (2003)

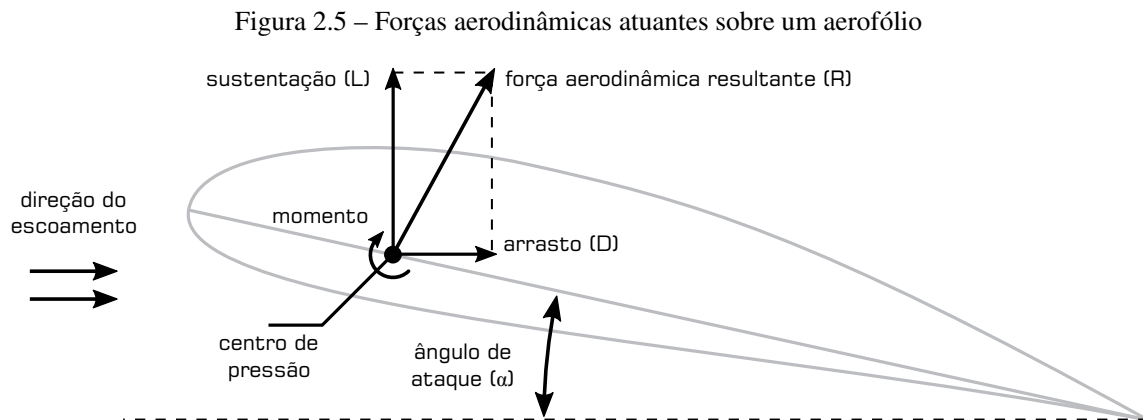
Figura 2.4 – Asa com diferentes razões de aspecto e conicidade



Fonte: (ANANDA; SUKUMAR; SELIG, 2015)

2.1.1.2 Aerodinâmica

Quando um aerofólio é submetido a um escoamento, uma força resultante aerodinâmica surgirá atuando sobre o aerofólio, com magnitude e direção dependentes da velocidade do escoamento, do fluido escoando, do perfil do aerofólio e do ângulo que o mesmo faz com o sentido do fluxo (ângulo de ataque α). A força resultante pode ser dividida em força de sustentação (L - *lift*) e força de arrasto (D - *drag*). As forças atuantes mencionadas estão representadas na Figura 2.5 para um dado aerofólio, sendo o ângulo de ataque medido a partir da linha de corda do aerofólio. Devido à distribuição desigual de pressões ao longo do perímetro do aerofólio, além das tensões de cisalhamento atuantes ao longo de sua superfície, há também o surgimento de um momento resultante no aerofólio, que tenderá a rotacioná-lo. O centro de pressão, demarcado na figura, é o ponto no qual a resultante aerodinâmica intercepta a linha de corda, sendo sua posição variável com o ângulo de ataque e, usualmente, dada em porcentagem da linha de corda. (RODRIGUES, 2014a; ROSKAM; LAN, 1997)



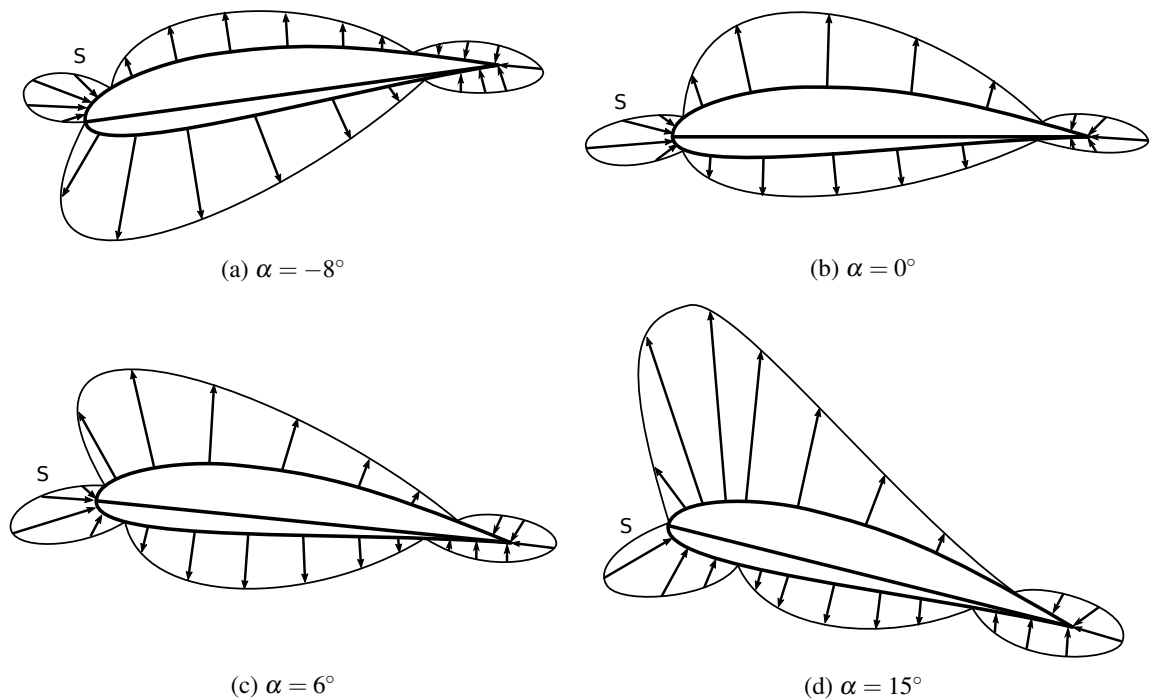
Fonte: Adaptado de Roskam e Lan (1997)

As forças resultantes em um aerofólio são resultado de uma distribuição de pressão não uniforme ao longo do perímetro causado por sua geometria. O formato do aerofólio faz com que o fluido possua diferentes velocidades ao longo de seu perímetro ao contorná-lo, fazendo assim com que a pressão seja diferente em cada ponto, seguindo, em linhas gerais, o princípio de Bernoulli. (SEBASTIAN, 2015)

A Figura 2.6 apresenta a distribuição de pressão típica em um dado perfil de aerofólio para diferentes ângulos de ataque, em que a região de estagnação S é o local onde o fluxo atinge a asa e possui velocidade nula. De acordo com que o ângulo de ataque aumenta, nota-se que: a redução da pressão na parte superior aumenta tanto em magnitude quanto em extensão,

até que se concentre em uma pequena parte da superfície frontal. O ponto de estagnação se move ao longo da superfície com o aumento do ângulo de ataque. Para baixos ângulos de ataque a sustentação é gerada pela diferença na redução de pressão entre as partes inferior e superior, para ângulos de incidência maiores a sustentação é gerada parcialmente pela redução de pressão na porção superior e parcialmente pelo aumento da pressão na parte inferior do aerofólio. (HOUGHTON; CARPENTER, 2003)

Figura 2.6 – Distribuição de pressão típica em um aerofólio para diferentes ângulos de ataque



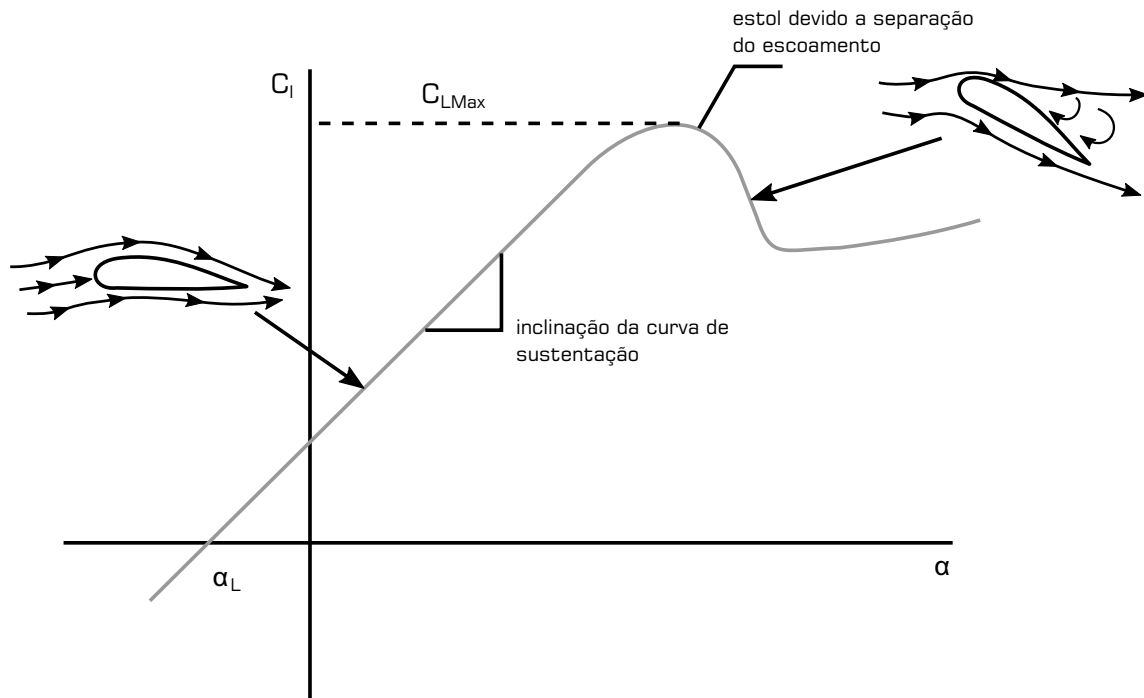
Fonte: Adaptado de Houghton e Carpenter (2003) e Rodrigues (2014a)

Com o aumento do ângulo de ataque do aerofólio há um aumento gradual do coeficiente de sustentação, que é um coeficiente que diz respeito à sustentação (L) gerada pelo aerofólio. Contudo esse aumento não ocorre indefinidamente, alcançando um ponto máximo, denominado de coeficiente de sustentação máximo ($C_{L_{max}}$), em um dado ângulo de ataque, e após esse ângulo começa a ocorrer um decaimento no valor do $C_{L_{max}}$. Tanto o coeficiente de sustentação máximo quanto o ângulo de ataque onde acontece variam para cada perfil.

Esse fenômeno em que o aerofólio começa a perder sustentação em ângulos de ataque mais altos é chamado de estol e ocorre pois a redução de pressão na porção superior do aerofólio colapsa abruptamente, e a única parcela da força de sustentação que permanece é a pequena contribuição devido ao aumento de pressão na superfície inferior do aerofólio. A Figura 2.7

mostra o comportamento do coeficiente de sustentação de um aerofólio em função da variação do ângulo de ataque, em que se pode notar que logo após a máxima sustentação ser atingida, ocorre o estado de estol.

Figura 2.7 – Variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque



Fonte: Adaptado de Anderson (2001)

Pode-se notar que para ângulos de ataque pequenos a moderados o coeficiente de sustentação varia linearmente com a variação do ângulo de ataque. Quando o ângulo se torna suficientemente grande, o escoamento se separa abruptamente da superfície superior, criando uma região de separação do fluxo em decorrência das propriedades viscosas do fluido escoando. Ao decorrer do aerofólio a camada limite precisa suportar o aumento das pressões. Quando as partículas do fluido em escoamento na camada limite não possuem energia suficiente para acompanhar a superfície do aerofólio até o bordo de fuga, ele irá se separar do aerofólio, criando uma região de separação (esteira). Quando isso acontece, ocorre uma grande diferença na distribuição de pressões entre a parte frontal e traseira do aerofólio, o que resulta no surgimento de uma grande força de arrasto. (ROSKAM; LAN, 1997; RATHAKRISHNAN, 2013)

Diferentemente de aerofólios, asas possuem um comprimento finito e tal fator exerce influência sobre seu comportamento aerodinâmico. Ainda que se pense que o comportamento

será o mesmo, no caso de uma asa é necessário que se analise o escoamento de maneira tridimensional.

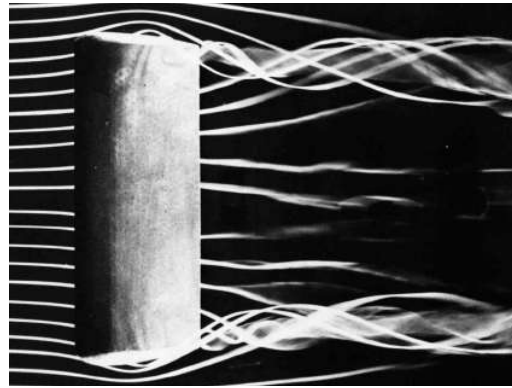
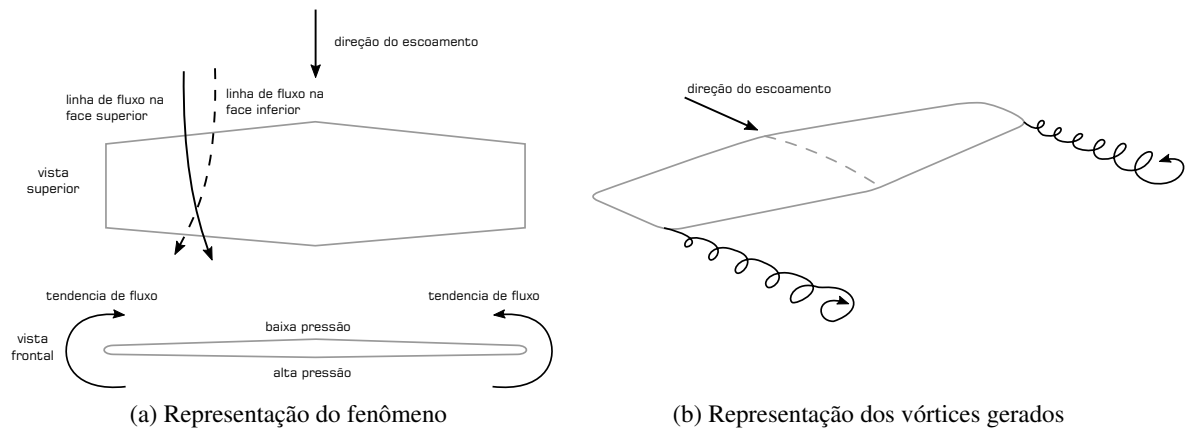
Em decorrência da diferença de pressão nas superfícies superior e inferior visto no aerofólio e por possuir um comprimento finito, o escoamento próximo às pontas da asa tende a seguir a ordem natural indo da região de maior pressão (face inferior) para a região de menor (face superior), contornando a asa pelas pontas. Como resultado desse fenômeno de transferência de massa, que ocorre perpendicularmente ao sentido do escoamento, há uma componente de fluxo na parte superior da asa indo da ponta em direção ao centro, causando um curvamento orientado para o centro nas linhas de fluxo da parte superior da asa. De forma análoga, o mesmo ocorre na face inferior da asa, mas com as linhas de fluxo sendo curvadas em direção a ponta da asa. Tal fenômeno está representado na Figura 2.8a. (ANDERSON, 2001; RODRIGUES, 2014a)

Essa tendência do fluxo de “vazar” pelas pontas das asas apresenta um efeito muito importante na aerodinâmica. Por tender a contornar a ponta da asa, descrevendo um movimento aproximadamente circulatório, esse fenômeno acaba criando vórtices nas pontas da asa, que consistem em pequenos “tornados” que vão se deslocando com o escoamento e que podem ser suficientes para desestabilizar aeronaves próximas. Tais vórtices estão representados de forma esquemática na Figura 2.8b e podem também ser vistos em um experimento conduzido em túnel de vento como mostrado na Figura 2.8c. (ANDERSON, 2001)

Os vórtices gerados exercem um efeito extremamente expressivo sobre a sustentação da asa, fator este que é uma das principais causas da diferença na sustentação encontrada em uma asa da encontrada em um aerofólio. Esses vórtices induzem mudanças na velocidade e no campo de pressões do escoamento ao redor da asa, induzindo uma componente de velocidade direcionada para baixo, chamada de “downwash” (w), que é somada à velocidade do vento (V_∞), de modo a produzir uma resultante de velocidade chamada de vento relativo local, como apresentado na Figura 2.9a. O vento relativo local é inclinado para baixo com relação à direção inicial do escoamento, e o ângulo formado entre eles é denominado ângulo de ataque induzido (α_i).

Em decorrência dessa inclinação do vento local, há uma redução do ângulo de ataque real da asa, como ilustrado na Figura 2.9b, representado pelo ângulo de ataque efetivo (α_{ef}). Tal ângulo de ataque efetivo leva em conta a interferência do ângulo induzido. Quanto mais

Figura 2.8 – Efeito de vórtices decorrentes de um comprimento finito



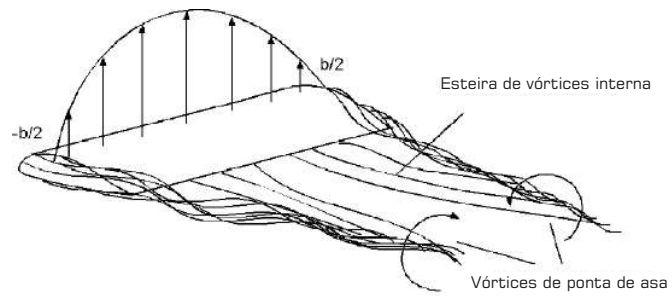
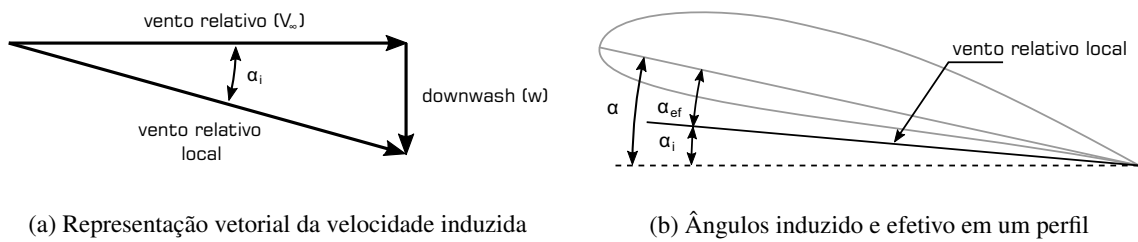
(c) Vórtices em túnel de vento

Fonte: (ANDERSON, 2001; DYKE, 1982)

próximo aos vórtices, maior é o ângulo induzido naquela região da asa, o que leva ao perfil de sustentação típico de uma asa sem winglets¹ mostrado na Figura 2.9c. (RODRIGUES, 2014a)

¹ dobra utilizada nas pontas da asa com o intuito de diminuir o efeito dos vórtices de ponta

Figura 2.9 – Vento relativo local e seu efeito na sustentação



(c) Modelo teórico de distribuição elíptica de sustentação de Prandtl

Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014a)

2.1.2 Avião

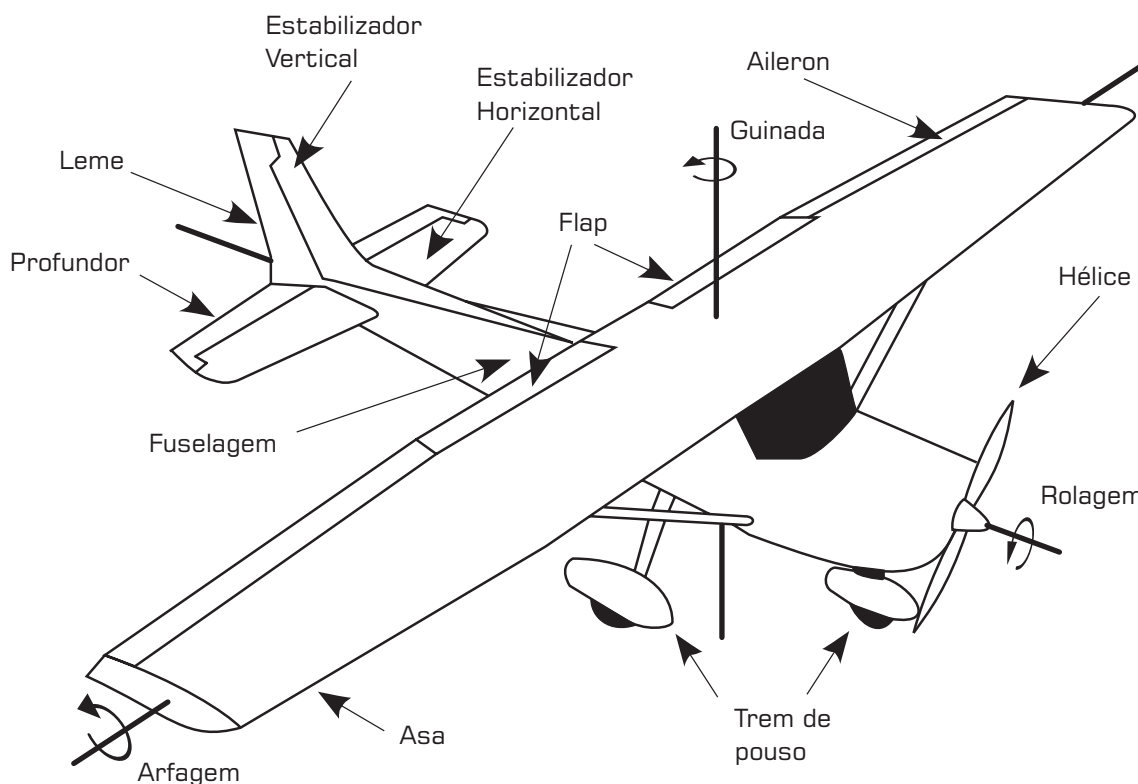
O conceito de avião, segundo o Dicionário Oxford de Português, consiste em uma "aeronave de propulsão a motor, cuja sustentação no ar é assegurada por meio de asas". (FUENTES; FRANKENBERG-GARCIA; NEWSTEAD, 2015)

2.1.2.1 Nomenclatura e Classificação

Aeronaves em geral podem ser demasiadamente complexas, como os aviões comerciais por exemplo, com diversas partes fixas e móveis ao longo de seu corpo. Contudo, para o presente trabalho, será necessário o entendimento apenas das partes do avião relacionadas à sua aerodinâmica, partes estas presentes no aeromodelo analisado.

A Figura 2.10 mostra, de maneira ilustrativa, um avião simples de asa alta com suas partes principais indicadas e seus eixos de rotação nomeados.

Figura 2.10 – Componentes principais de um avião



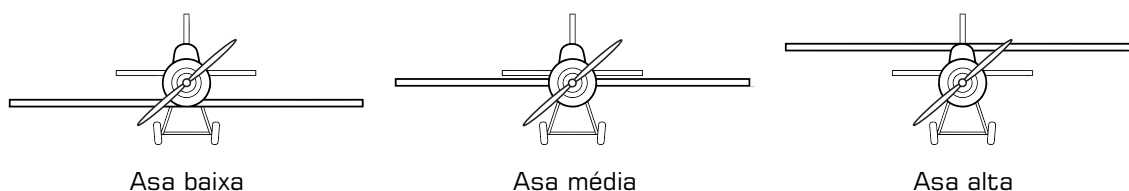
Fonte: Adaptado de Anderson e Eberhardt (2000)

Cada uma das partes possui sua função para com o bom desempenho da aeronave. Com base no que é descrito por Soler (2017) e National Aeronautic and Space Administration (2011), a função de cada uma das partes é:

- fuselagem** É a parte do avião que comporta a carga útil, sendo passageiros ou carga. Esta é a estrutural na qual as demais partes são fixadas, servindo como um modo de uni-las.
- trem de pouso** Possui a principal função de sustentar a aeronave em solo e de absorver o impacto durante o pouso;
- hélice** Opera acelerando o fluido à sua frente e o empurrando para trás, gerando assim propulsão para a aeronave. Funciona de forma análoga a um parafuso, empurrando o ar para trás e a aeronave para frente;
- asa** Assim como descrito de maneira mais aprofundada na Seção 2.1.1, a asa é o principal gerador de sustentação na aeronave.
- flap** Serve para otimizar a asa. É uma parte móvel que pode alterar a geometria da asa, aumentando a sustentação e/ou o arrasto dependendo de seu posicionamento;
- aileron** Servem para rotacionar a aeronave, fazendo com que mude seu curso. Podem trabalhar em conjunto com os flaps. Funcionam em sentido oposto um ao outro, sendo que quando um está levantado o outro estará abaixado. Dessa maneira a força de sustentação em uma asa aumenta e na outra diminui, fazendo com que a aeronave rotacione;
- est. horizontal** Serve para estabilizar a aeronave horizontalmente. É como uma asa de menor tamanho. Deve ser projetado para gerar um momento em relação ao centro de massa da aeronave de forma a equilibrá-la, contrapondo o peso do bico e/ou o momento que a asa gera;
- est. vertical** Serve para estabilizar a aeronave verticalmente. Faz com que a trajetória da aeronave seja retilínea e que o avião balance em caso de distúrbios.
- leme** É uma parte móvel do estabilizador vertical cuja função é fazer com que a aeronave mude sua direção e se vire;
- profundor** É uma parte móvel do estabilizador horizontal cuja função é inclinar ou declinar a aeronave, aumentando ou diminuindo seu ângulo de ataque e consequentemente sua altitude;

Aeronaves podem possuir sua asa alocada em qualquer altura desde a base até o topo da fuselagem. Tipicamente as aeronaves são classificadas como sendo de asa baixa, média ou alta, assim como ilustrado na Figura 2.11. Cada uma das configurações de asa possui suas vantagens e desvantagens estruturais e aerodinâmicas, mas a mais utilizada para aviões de carga é a configuração de asa alta, por gerar maior sustentação e por facilitar o carregamento da fuselagem. (KUNDU, 2010)

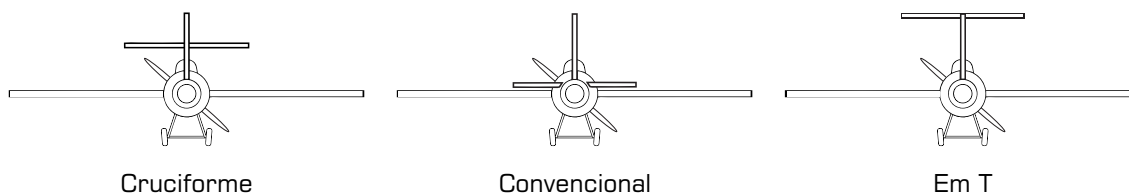
Figura 2.11 – Configurações de asa de um avião



Fonte: Adaptado de Soler (2017)

Assim como as asas, a empenagem, também conhecida como a cauda do avião, também pode possuir diferentes configurações. Composta pelos estabilizadores vertical e horizontal, as configurações mais comuns de empenagem estão apresentadas na Figura 2.12. A empenagem convencional se faz apropriada para a grande maioria das aeronaves, enquanto as demais configurações buscam atender casos mais específicos de condições de voo. As configurações em T e cruciforme buscam elevar o estabilizador horizontal para retirá-lo do fluxo de ar conturbado deixado pela asa, ou pela turbina da aeronave em alguns casos, mas possuem algumas outras desvantagens quanto à configuração convencional. (PFLAUM; SCHOLZ, 2015/2016)

Figura 2.12 – Configurações comuns de empenagem de um avião



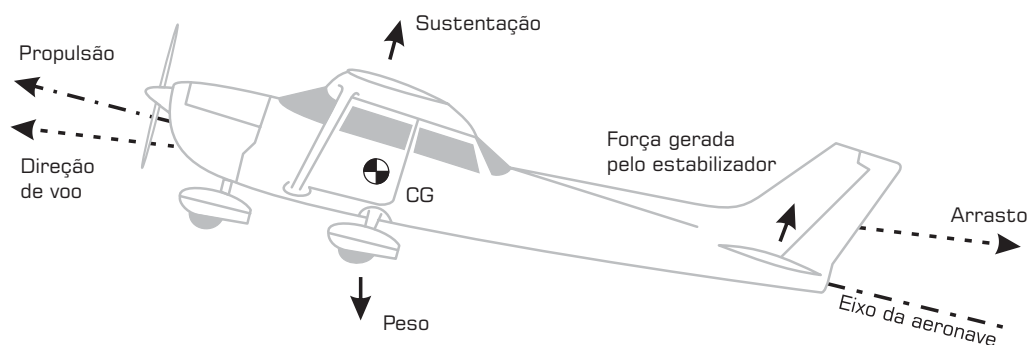
Fonte: Adaptado de Soler (2017)

2.1.2.2 Aerodinâmica

Existem quatro principais forças que agem em uma aeronave durante o voo, sendo elas propulsão, arrasto, peso e sustentação. A Figura 2.13 apresenta as forças atuantes na aeronave juntamente à algumas referências para melhor compreensão do posicionamento e das direções

da aeronave durante voo. Nota-se que a propulsão nem sempre é coincidente com a direção de voo, uma vez que em certas ocasiões a aeronave precisará ter um maior ângulo de ataque a fim de aumentar ou manter sua altitude.

Figura 2.13 – Forças atuantes em voo



Fonte: Adaptado de Hull (2007) e Anderson e Eberhardt (2000).

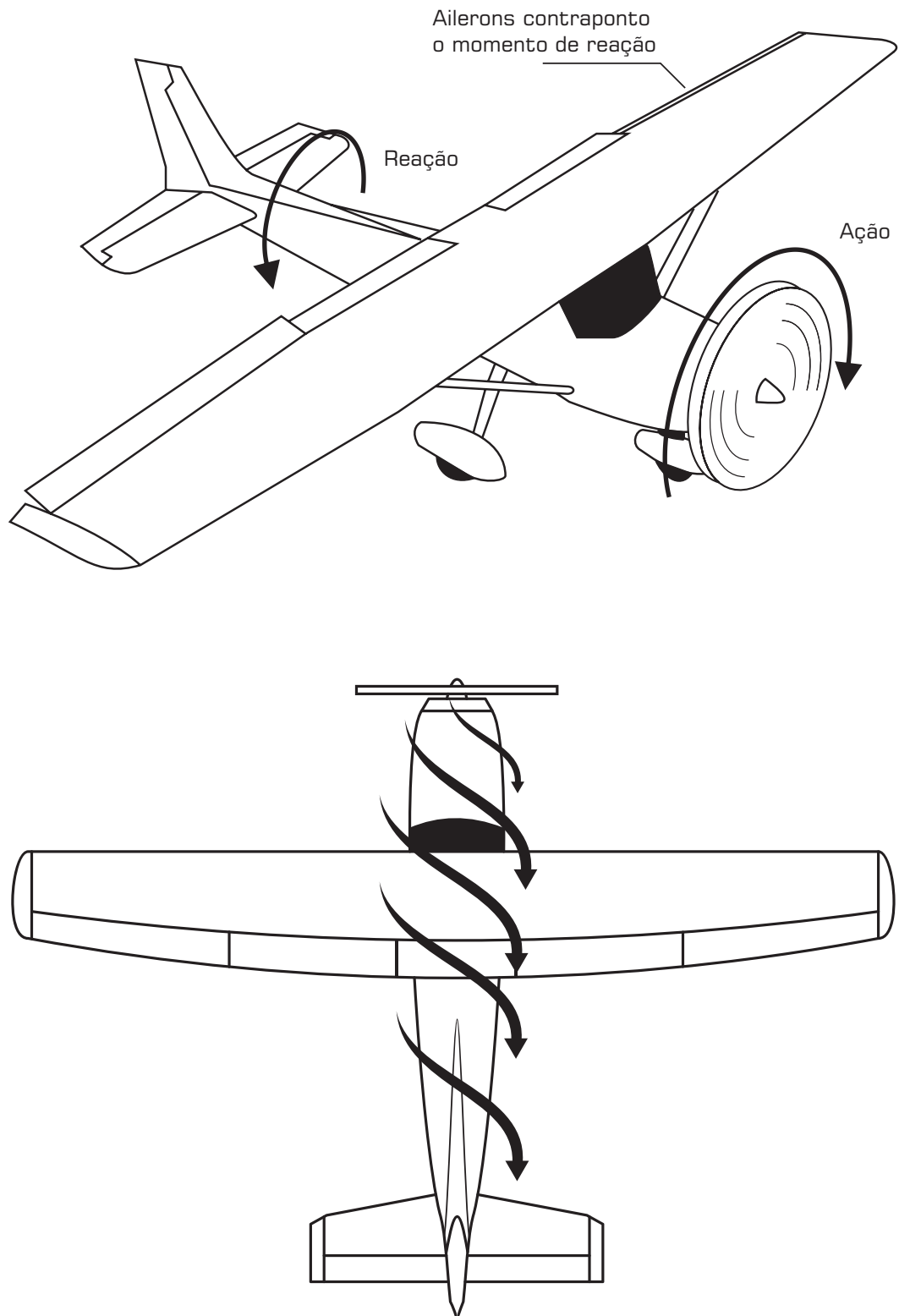
Como se pode notar, cada uma das forças atuantes na aeronave gera um momento em relação ao seu centro de gravidade. Devido a isso, é importante que o centro de gravidade e o estabilizador sejam projetados corretamente para que a aeronave possua estabilidade. (RODRIGUES, 2014b)

Outro fator importante a ser considerado é o propulsor. Aeronaves que utilizam propulsão a hélice possuem uma força de reação atuante na fuselagem contrária ao sentido de rotação da hélice, o que tende a fazer com que a fuselagem rotacione. Essa reação é usualmente contraposta pelos ailerons que tendem a rotacionar a aeronave no sentido contrário, cancelando a reação. Outro fator que faz com que a aeronave tenda a rotacionar, mas em baixas velocidades, é a corrente de ar espiral que contorna a fuselagem, sendo a trajetória espiral decorrente da interação da corrente de ar livre com a hélice. A Figura 2.14 mostra uma representação dos fenômenos citados. (United States Federal Aviation Administration, 1987)

Tal corrente de ar espiral surte também efeito direto sobre o perfil de sustentação gerado pela asa, caso esteja posicionado a frente de uma. A corrente de ar em espiral faz com que a asa tenha diferentes ângulos de ataque à direita e à esquerda do propulsor, como mostrado na Figura 2.15. (VELDHUIS, 2004)

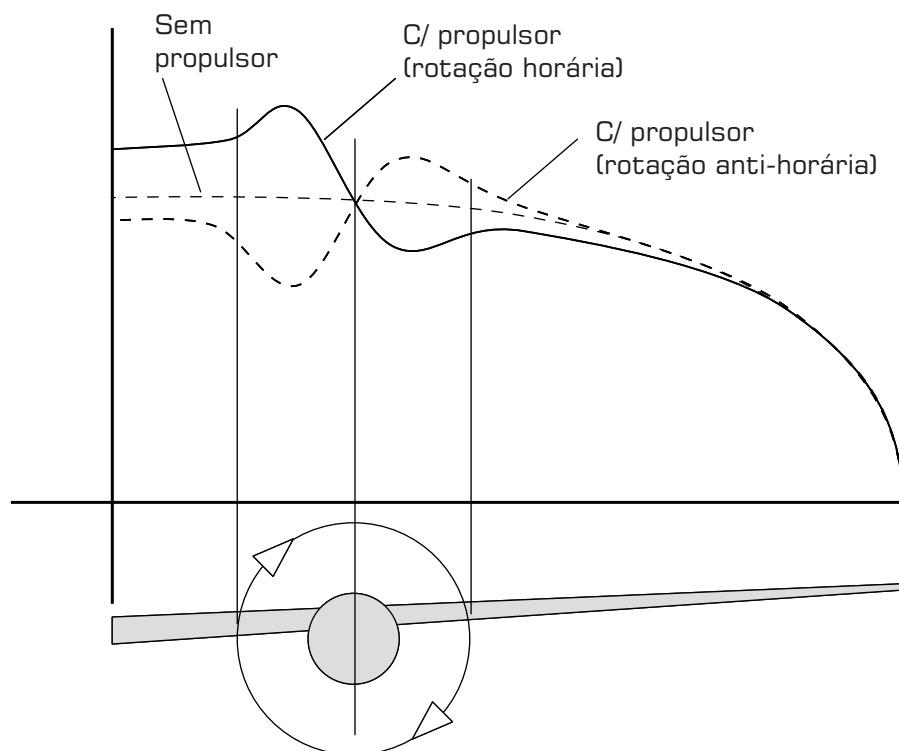
Esse mesmo efeito de reação devido à rotação de uma hélice é visto em helicópteros, que por sua vez possuem uma segunda hélice menor na cauda para contrapor a força de reação da hélice principal. (BARNARD; PHILPOTT, 2010)

Figura 2.14 – Reações geradas pelo propulsor



Fonte: Adaptado de United States Federal Aviation Administration (1987)

Figura 2.15 – Reações geradas pelo propulsor



Fonte: Adaptado de Veldhuis (2004)

Aviões que utilizam apenas uma hélice para propulsão sofrem uma força de reação que tende a virá-los no sentido de arfagem quando estão inclinados, como na decolagem ou na aterrissagem, devido a uma geração de propulsão desigual pela hélice. Essa propulsão desigual gerada é devido ao fato de a hélice estar inclinada em relação ao vento, chamada de fator P. (HITCHENS, 2015)

2.1.3 Propriedades do Fluido

Fluidos sob escoamento possuem diversas propriedades as quais exercem demasiada influência sobre o objeto imerso no escoamento. Contudo, existem algumas situações onde onde tais propriedades podem ser parcialmente ignoradas ou aproximadas para modelos conhecidos.

2.1.3.1 Compressibilidade

A medida de compressibilidade do fluido na aeronáutica é dada pelo número de Mach (M), que é definido como a razão entre a velocidade do escoamento e a velocidade local do som. Quando esse número é maior que o valor unitário o escoamento é dito supersônico, e quando

menor o escoamento é dito subsônico. Para grandes números de Mach, acima de 5 e abaixo de 40, o escoamento é dito ser supersônico

No ar atmosférico, em condições normais, quando uma perturbação é gerada, ela produz uma mudança de pressão infinitesimal que se propaga pelo fluido como ondas de pressão que se movem a velocidade do som. Se a velocidade do fluido excede a velocidade de propagação das perturbações, estas irão se acumular formando ondas maiores, chamadas de ondas de choque, que podem causar grandes mudanças nas propriedades do fluido. Um exemplo disso é um aumento considerável no arrasto gerado.

Em situações em que a velocidade do escoamento é baixa em relação à velocidade do som local, ou seja, para baixos números de Mach, é possível negligenciar os efeitos compressivos do fluido e tratar o escoamento como incompressível. Contudo quando a velocidade do objeto se movendo se aproxima da velocidade do som no ar, os efeitos compressivos do fluido já não podem ser negligenciados, ou seja, quando a velocidade do escoamento é aproximadamente ou de maior magnitude que a velocidade de propagação das perturbações, é necessário que os efeitos de compressibilidade sejam considerados. (GÜLÇAT, 2010; ROSKAM; LAN, 1997)

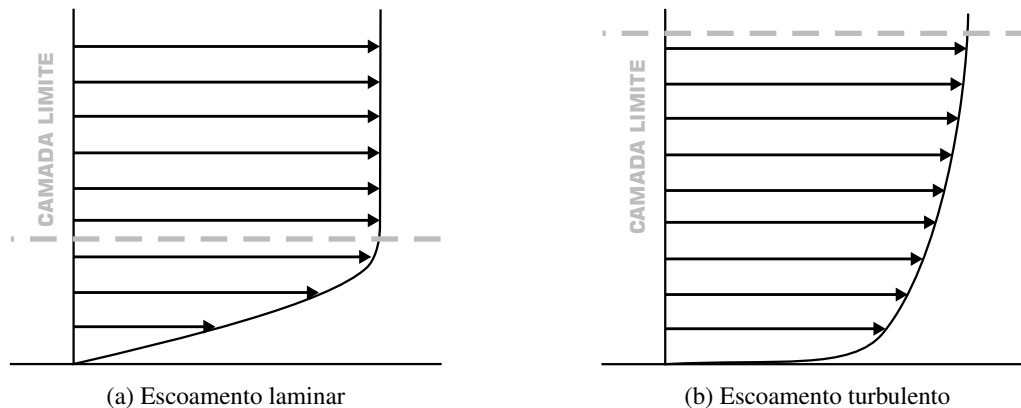
Na realidade, nenhum fluido líquido ou gasoso é absolutamente incompressível, contudo considerações de escoamento compressível com Mach menor que 0,3 mostram que a máxima variação na densidade do fluido é de aproximadamente 6% e a máxima variação na temperatura é menor que 2%. Para escoamentos com tal número de Mach ou menor, a suposição de fluido incompressível se faz uma ótima aproximação. Assumir que o fluido é incompressível significa também assumir que sua densidade é sempre constante, e se a densidade é constante não pode haver grandes variações na temperatura, podendo assim ser assumido que a temperatura é também constante. (FLANDRO; MCMAHON; ROACH, 2011)

2.1.3.2 Viscosidade

Diferentemente de sólidos, fluidos não capazes de resistir a forças cisalhantes e, quando uma força cisalhante é aplicada sobre ele, este não consegue resistir da mesma forma que um sólido e se deforma de maneira indefinida, sem mudar seu volume. Tal maneira com que as tensões internas aparentes do fluido respondem às deformações é chamada de viscosidade, que, em outras palavras, é a propriedade que caracteriza a resistência do fluido ao escoamento.

Quando um fluido escoar sobre um objeto, imediatamente após a superfície, o fluido possui velocidade nula e esta velocidade se desenvolve até que atinja a velocidade de escoamento livre. Essa região de desenvolvimento dessa velocidade é chamada de camada limite, e o perfil de desenvolvimento progride em direção normal à superfície, como mostrado na Figura 2.16 para a situação de escoamento laminar e turbulento. (MCLEAN, 2012)

Figura 2.16 – Gradiente de velocidade na camada limite



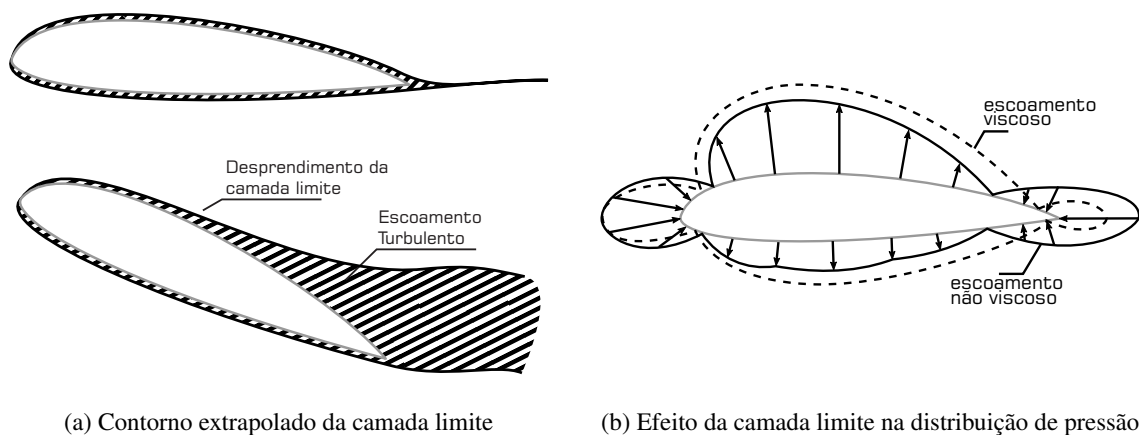
Fonte: Adaptado de McLean (2012)

O escoamento se torna turbulento quando as forças de inércia são maiores que as forças viscosas e o fluido já não consegue acompanhar a superfície do objeto e a camada limite se separa do objeto que está contornando. A Figura 2.17a apresenta uma ilustração extrapolada da camada limite quando ela segue o contorno do objeto caracterizando um escoamento laminar e de quando ela se desprende da superfície caracterizando um escoamento turbulento. A Figura 2.17b mostra, também de maneira extrapolada, a diferença na distribuição de pressão ao longo do aerofólio para um escoamento viscoso e outro não viscoso.

2.1.4 Métodos de Solução Computacionais

Existem três principais etapas na modelagem de qualquer problema físico, sendo elas definição do problema, solução matemática e simulação computacional. A primeira é uma etapa natural do processo, uma idealização do problema. A solução matemática consiste em representar o problema por meio de um modelo matemático, sendo que para dinâmica dos fluidos as equações de Navier-Stokes se fazem as mais utilizadas, sendo ditas representarem bem a mecânica do escoamento.

Figura 2.17 – Efeitos e desenvolvimento da camada limite



Fonte: (HOUGHTON; CARPENTER, 2003)

Uma vez selecionado o devido modelo matemático juntamente às condições de contorno do problema, é possível que se siga para a solução. Existem três modelos clássicos de solução de equações diferenciais parciais (EDPs) sendo eles o método das diferenças finitas (MDF), método dos elementos finitos (MEF) e o método dos volumes finitos (MVF). O MDF é o mais antigo deles e se baseia na aplicação da expansão de Taylor para aproximar as equações diferenciais, utilizando uma malha topológica quadrada para discretização, sendo utilizado geralmente para problemas de geometrias simples como placas planas. Já o MEF e MVF embora compartilhem similaridades, podendo ser utilizados em problemas de geometria mais complexa, o MEF se faz um modelo de mais difícil implementação dentre os três citados, pelo fato de possuir uma matemática mais sofisticada em sua formulação, enquanto o FVM se faz um modelo preferível para problemas CFD em vista de sua maior facilidade de implementação e o fato de que este método se baseia em leis de conservação, e para problemas CFD as EDPs a serem resolvidas são basicamente leis de conservação. (PEIRÓ; SHERWIN, 2005)

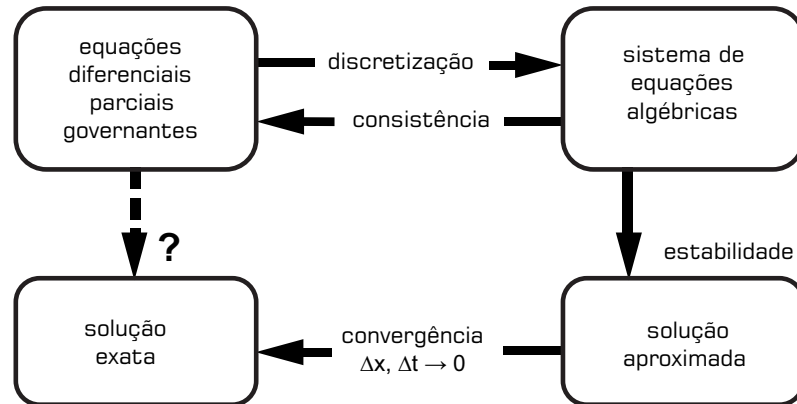
2.1.4.1 Dinâmica dos Fluidos Computacionais

A solução numérica de problemas fluidomecânicos constitui a área de dinâmica dos fluidos computacionais (CFD). Usualmente problemas CFD utilizam MVF para resolução das EDPs em decorrência de sua melhor adequação entre as opções, para a maioria dos casos.

Ainda que existam diversos softwares CFD no mercado com diferentes peculiaridades, de maneira geral, todos seguem um mesmo procedimento superficial na resolução de problemas.

Tais procedimentos citados estão apresentados na Figura 2.18, e alguns conceitos apresentados são:

Figura 2.18 – Procedimentos gerais utilizados no desenvolvimento de soluções em CFD



Fonte: Adaptado de Cummings et al. (2015)

discretização Consiste em subdividir a geometria em um conjunto de pontos (malha) os quais formam elementos que podem possuir diferentes formas;

consistência Também referenciado como conformidade, a representação da geometria por diferenças finitas (discretização) é consistente caso a diferença da representação para a geometria desapareça de acordo com que a malha é refinada. Isso se baseia em verificar a consistência da discretização feita, de maneira que os pontos criados descrevam corretamente as características da superfície, e, se necessário, devem ser corrigidos possíveis erros ou até mesmo realizada uma nova discretização da geometria;

estabilidade Um esquema numérico estável é dito ser aquele que os erros, provenientes de qualquer fonte, decrescem ou se estabilizam em oscilações constantes de acordo com que o cálculo progride, caso contrário o esquema é dito instável. Em caso de um sistema instável é necessário que se realiza a re visão da formulação do problema em busca de possíveis erros que levaram a instabilidade;

convergência A solução das equações de diferenças finitas se aproxima da solução das equações diferenciais parciais de acordo com que a malha é refinada, fazendo com que as grandezas analisadas converjam para um certo valor esperado sendo ele, na maior parte das vezes, analítico ou experimental. Tal convergência é verificada com diferenças cada vez menores entre os resultados a cada vez que a malha é refinada.

É válido também dizer que o modelo de volumes finitos, parcialmente devido a sua complexidade e suscetividade a erros, não é um modelo confiável por si só e é aconselhável que seja utilizado de maneira mútua a outras maneiras de abordagem, seja experimental ou analítica, a fim de se validar os resultados numéricos obtidos, garantindo o acerto do método. (CUMMINGS et al., 2015; FLANDRO; MCMAHON; ROACH, 2011)

2.1.4.1.1 Modelos de Turbulência

O modelo de resolução CFD engloba uma vasta variedade de métodos para se abordar a turbulência de um escoamento, sendo a grande maioria deles baseada nas equações de Navier-Stokes. Os principais deles são:

Métodos de Navier-Stokes

Simulação Numérica Direta (DNS)		Demanda demasiado poder computacional e por esse fator é muitas vezes limitado a escoamentos incompressíveis, geometrias simples e números de Reynolds muito baixos. É usualmente empregado em estudos de fenômenos físicos, quando se deseja estudar apenas uma característica a fundo.
Large-Eddy Simulation (LES)	Simulation	Utilizada para resolver grandes movimentos de turbulência. Capaz de analisar geometrias mais complexas e com maiores números de Reynolds que o modelo DNS. Consegue capturar o efeito de instabilidades.
Detached-Eddy Simulation (DES)	Simulation	Do ponto de vista computacional, é mais econômico que o LES, contudo ainda demanda um grande poder computacional.
Unsteady Averaged (URANS)	Reynolds-Navier-Stokes	Aplicação menos comum que o modelo RANS. Utilizado para análises em que a instabilidade do escoamento é forçada pela instabilidade do fluxo de entrada ou pela instabilidade do movimento do corpo.

Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)

Uma opção comum neste método é resolver as equações de Navier-Stokes para camadas finas de transição, desconsiderando a viscosidade e difusão turbulenta para algumas coordenadas de direção. Este se faz um dos mais usados para análise e otimização, tendo como entradas a geometria e as condições de entrada do escoamento e como saída as quantidades do campo de fluxo.

Cada abordagem por sua vez possui seus modelos de turbulência que podem ser utilizados para resolver os problemas de escoamentos turbulentos. Existem modelos de zero, uma, duas e sete equações, sendo os de uma e duas os mais difundidos. Modelos de uma equação, como por exemplo Baldwin-Barth e Spalart-Allmaras, são mais simples e rápidos de serem resolvidos, contudo são restritos à campos de escoamento com transição precipitada e não pode ser aplicado para a previsão de uma transição natural dentro de uma camada limite anexada. Já os modelos de duas equações derivam duas equações de transporte para duas propriedades de turbulência, sendo uma a energia cinética (k) e a outra podendo ser a taxa de dissipação da energia cinética de turbulência (ε) ou a taxa de dissipação específica (ω), que são as mais utilizadas. O modelo $k - \omega$ se faz superior ao $k - \varepsilon$ para a análise de escamada limite sob sob escoamentos adversos, tendo como desvantagem uma usual predição excessiva e prévia da região de separação da camada limite, sendo necessário um bom refinamento da malha sobre a superfície das paredes para amenizar tal divergência.(SODJA, 2007; YUSUF et al., 2020; VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007)

Existem ainda variações dos modelos $k - \omega$ e $k - \varepsilon$ como o $k - \omega$ SST (*Shear Stress Transport*). Essa variante do modelo $k - \omega$ apresenta as vantagens de uma alta precisão na predição da camada limite, uma menor sensibilidade ao escoamento livre (redução de tempo de processamento) e ajuda que o modelo $k - \omega$ evite o acúmulo excessivo de energia cinética próximo aos pontos de estagnação.(YUSUF et al., 2020)

Além das abordagens que se baseiam na resolução das equações de Navier-Stokes, abordagens como o de viscosidade/não viscosidade combinados e abordagens de não viscosidade. Abordagens combinadas não serão abordadas pela sua aplicação apenas em escoamentos com

grandes números de Reynolds, e os modelos não viscosos (alguns baseados na resolução das equações de Euler) por não serem aplicáveis para o presente trabalho.

2.1.4.1.2 CFL

Um ponto importante a ser levantado sobre a modelagem de escoamentos, em particular modelagens transientes, é o número de Courant-Friedrichs-Levy. Para modelagens transientes é necessário definir um *time step*, que indica o intervalo de tempo em que os cálculos sobre a malha serão feitos. Para assegurar um *time step* condizente com o estudo, e que venha a gerar resultados confiáveis, utiliza-se o número de Courant-Friedrichs-Levy, como indicado pelo Manual de Usuário ANSYS, Inc. (2013). O número de Courant-Friedrichs-Levy indica como a informação se propaga pela malha, tal parâmetro é dado pela Equação 2.1 e deve ser menor que 1.

$$CFL = \frac{U \Delta t}{\Delta x} < 1 \quad (2.1)$$

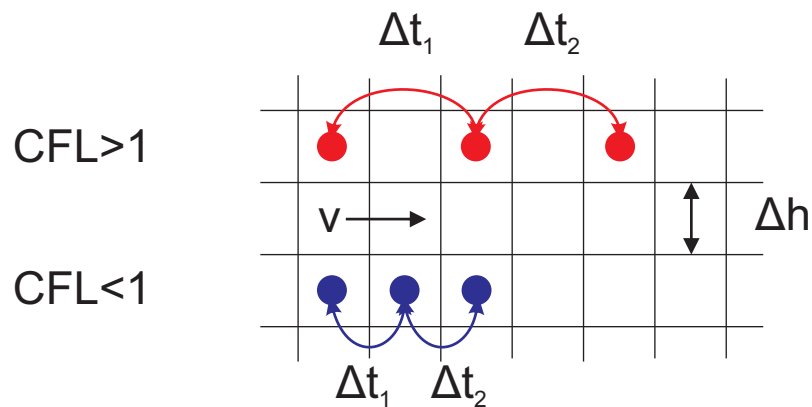
U Taxa de transição da informação [L/T]

Δt Tempo de transição (*time step*) [T]

Δx Tamanho da célula da malha [L]

É importante que o CFL seja menor que 1 para que a informação não se propague por mais de uma célula da malha em um único *time step*. A Figura 2.19 mostra o problema que pode ser causado por um fator superior ao unitário.

Figura 2.19 – Representação CFL



Fonte: Adaptado de Martí (2020)

A taxa de transição da informação deve ser a maior velocidade linear presente no modelo, pois se tal taxa for bem definida, as demais também serão. Essa taxa de transição pode

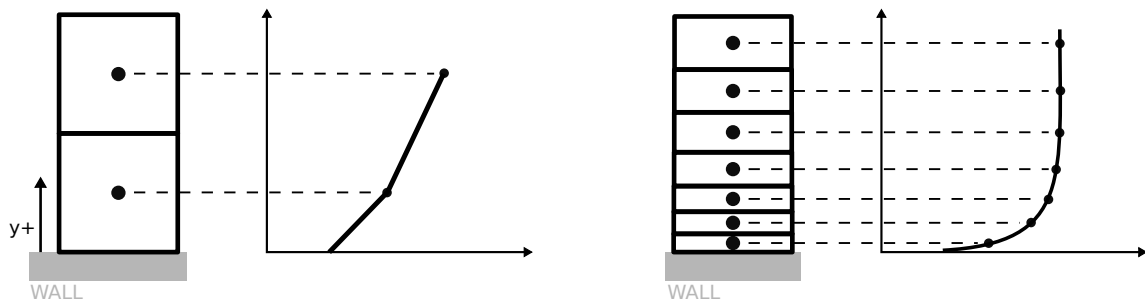
ser tanto a velocidade de um fluxo quanto a velocidade de um corpo, como por exemplo a velocidade da ponta de uma hélice ou a velocidade de um objeto em movimento.

2.1.4.1.3 Discretização da Camada Limite e y^+

A fim de que as características da camada limite e seu perfil de desenvolvimento, mostrado nas Figuras 2.16, sejam bem descritos é necessário que haja uma maior concentração de elementos na superfície das paredes. Para que haja uma boa discretização do escoamento rente à parede é feita a aplicação de camadas de prismas (*prism layers*), também conhecido como camadas de inflação (*inflation layers*), nas superfícies para que a camada limite seja bem descrita.

Camadas de prismas são camadas de elementos mais finos que são aplicadas na superfície das paredes e que vão aumentando de acordo com que se afastam. O número de camadas aplicadas na superfície deve ser suficiente para descrever a camada limite do escoamento sob as condições impostas. A Figura 2.20 mostra uma ilustração do efeito da concentração de camadas sobre a discretização dos efeitos da camada limite.

Figura 2.20 – Impacto do número de camadas de prismas na discretização da camada limite



Fonte: Adaptado de Tu, Inthavong e Ahmadi (2012) e Leap Australia (2012)

A fim de avaliar os aspectos das camadas de prismas existe o y^+ (*YPlus*). Essa variável consiste em um valor não dimensional de distância entre a parede e o primeiro nó da malha mais próximo à parede. A variável y^+ possui também sua formulação matemática, contudo não será abordada pois não será feito seu cálculo analítico no presente trabalho. (Leap Australia, 2012; SIDDIQI; LEE, 2019)

Para que um modelo de turbulência possa ser utilizado, o valor de y^+ deve estar dentro de um determinado intervalo para cada modelo. É importante que o valor de y^+ não seja tão

grande a ponto de o nó mais próximo à parede cair fora da camada limite nem tão pequeno a ponto de o primeiro nó cair dentro da subcamada viscosa.

2.2 Estado da Arte

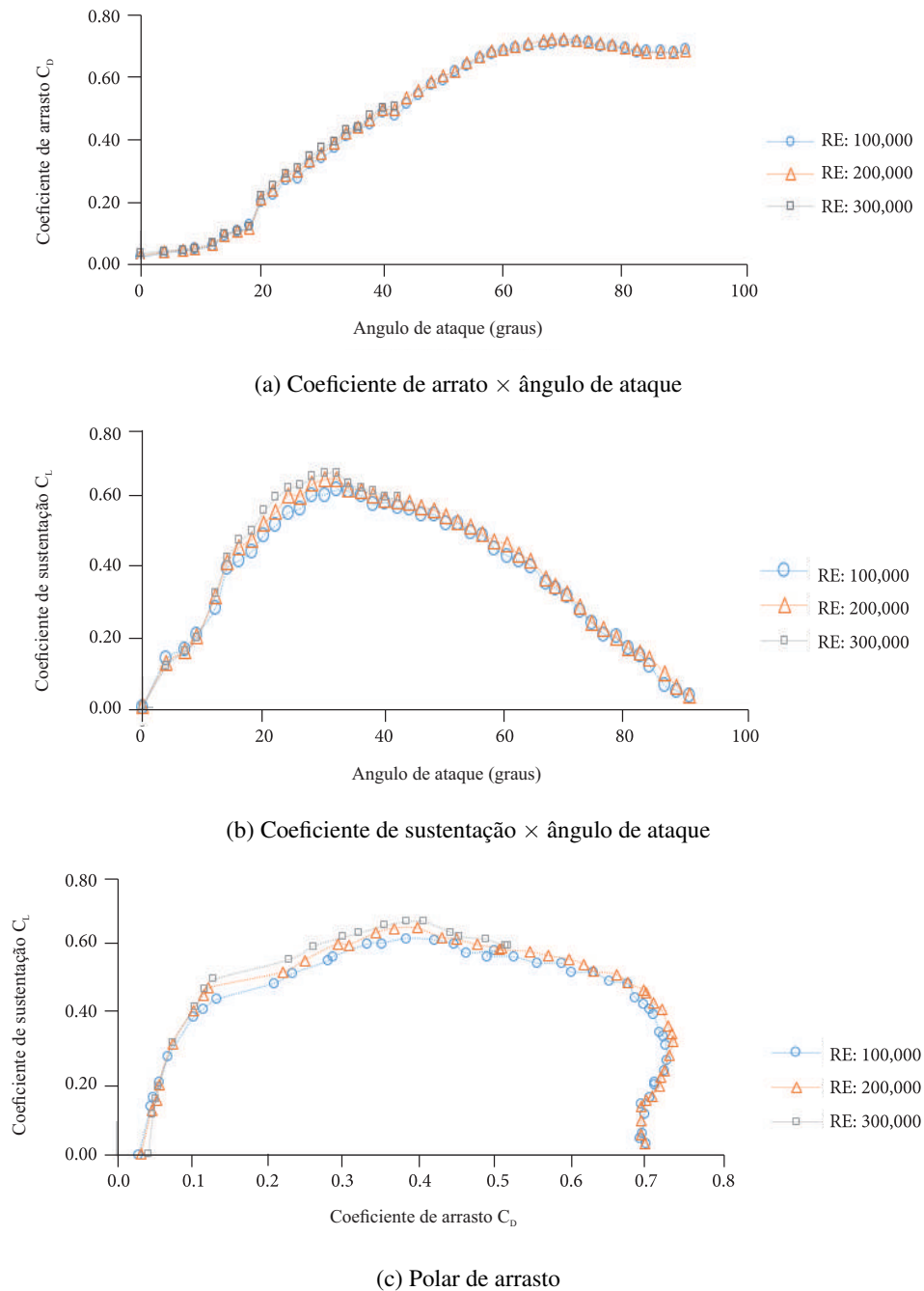
Neste item são apresentados trabalhos técnicos sobre a simulação numérica aplicada à análise aerodinâmica de aeronaves e perfis de aerofólio de forma a se obter um melhor entendimento da ferramenta numérica CFD e também para definição da modelagem numérica a ser utilizada no procedimento desenvolvido no presente trabalho de conclusão de curso.

Uma análise aerodinâmica de um VANT com uma câmera infravermelha, utilizando aerofólio Eppler 748, foi realizada por Elvira-Hernández et al. (2020), tanto no campo prático por meio de túneis de vento quanto no campo computacional por meio de CFD utilizando o software ANSYS®-CFX. A geometria foi discretizada utilizando elementos tetraédricos e o modelo de turbulência utilizado foi o SST (*shearstresstransport*), que, segundo os autores, é um modelo conveniente para superfícies com perfis curvados e aplicações aerodinâmicas. As paredes mais externas foram consideradas perfeitamente lisas (ideais) e a superfície da aeronave foi imposta a condição de não escorregamento. Os resultados da análise computacional mostraram uma diminuição do coeficiente de arrasto com o aumento da velocidade. Os resultados experimentais e numéricos foram bem próximos, e ambos apresentaram uma queda no coeficiente de sustentação para ângulos de ataque maiores de 18°, o que indicou a proximidade da situação de estol.

Eftekhari e Al-Obaidi (2019) realizou a caracterização aerodinâmica do aerofólio NACA 0012 para asas finitas a baixos números de Reynolds por meio de métodos numéricos e validação experimental. Os testes foram realizados para números de Reynolds de 100, 200 e 300 mil, notando-se ao final que tal variação exerceu pouquíssima influência sobre os parâmetros analisados, como coeficiente de sustentação e arrasto. Isso indica que há pouquíssima dependência das características aerodinâmicas da asa com a variação do número de Reynolds, como pode ser visto na Figura 2.21 pelos gráficos gerados pelo modelo numérico do autor para diferentes números de Re .

Um estudo sobre análise e design de corpo de asa combinada em pequena escala, feito por Baig et al. (2018), utilizou como métodos de análise os softwares XFLR5 e ANSYS®-FLUENT, juntamente ao túnel de vento para validação dos resultados. Os resultados de seu estudo mostraram a boa convergência dos resultados obtidos pelos métodos utilizados neste tra-

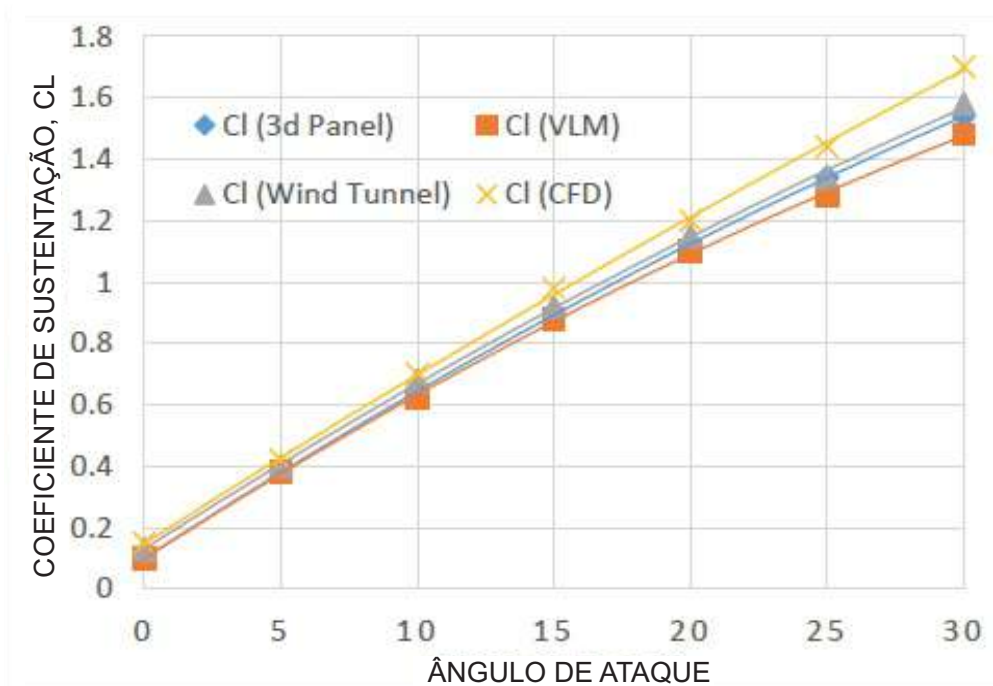
Figura 2.21 – Características do aerofólio NACA0012 para diferentes números de Reynolds



balho. O autor realizou a comparação entre os resultados obtidos pelos métodos VLM e Painéis 3D, empregados no XFLR5, CFD, empregado por meio do FLUENT, e experimental por meio do túnel de vento. Os resultados obtidos pelos métodos estão apresentados na Figura 2.22, e pode-se notar a grande proximidade dos resultados por todos os métodos, sendo que

houve ligeira divergência apenas para maiores ângulos de ataque, acima de 15°. O modelo CFD resultou em dados superestimados, o que o autor disse já ser um efeito esperado de métodos CFD.

Figura 2.22 – Coeficiente de sustentação \times ângulo de ataque obtido por diferentes métodos

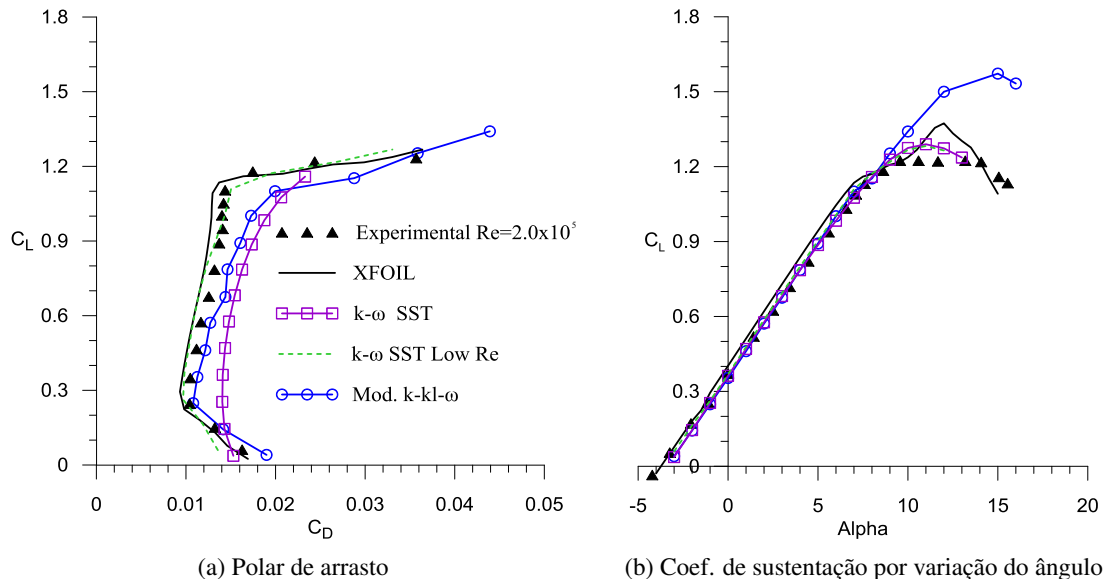


Fonte: Adaptado de Baig et al. (2018)

Uma comparação entre métodos de resolução CFD, ANSYS® - FLUENT e OpenFoam, e XFOIL (código base do XFLR5) foi realizada por Morgado et al. (2016) a fim de verificar qual seria o método mais vantajoso. O autor constatou, assim como Baig et al. (2018), que os modelos de resolução CFD, com modelo de turbulência $k - \omega SST$ sem correção para baixos números de Reynolds, resultaram em um coeficiente de arrasto bem definido e um coeficiente de sustentação máximo ligeiramente superestimado. Quando o modelo de turbulência $k - \omega Low Re$ foi aplicado, houve uma concordância quase que exata com os testes experimentais, o que também foi mostrado pelo XFOIL. O modelo $k - kl - \omega$ mostrou prever corretamente tanto os coeficientes de arrasto e sustentação para baixos ângulos de ataque, sendo que para maiores ângulos houveram consideráveis divergências. A comparação entre os modelos está apresentada na Figura 2.23 para a análise de um perfil do E387.

Skarolek e J. Karabelas (2016) realizou uma avaliação do aerofólio NACA0015 utilizando os modelos de resolução CFD RANS e LES, também por meio do software ANSYS®-

Figura 2.23 – Resultados obtidos por diferentes modelos para o perfil E387

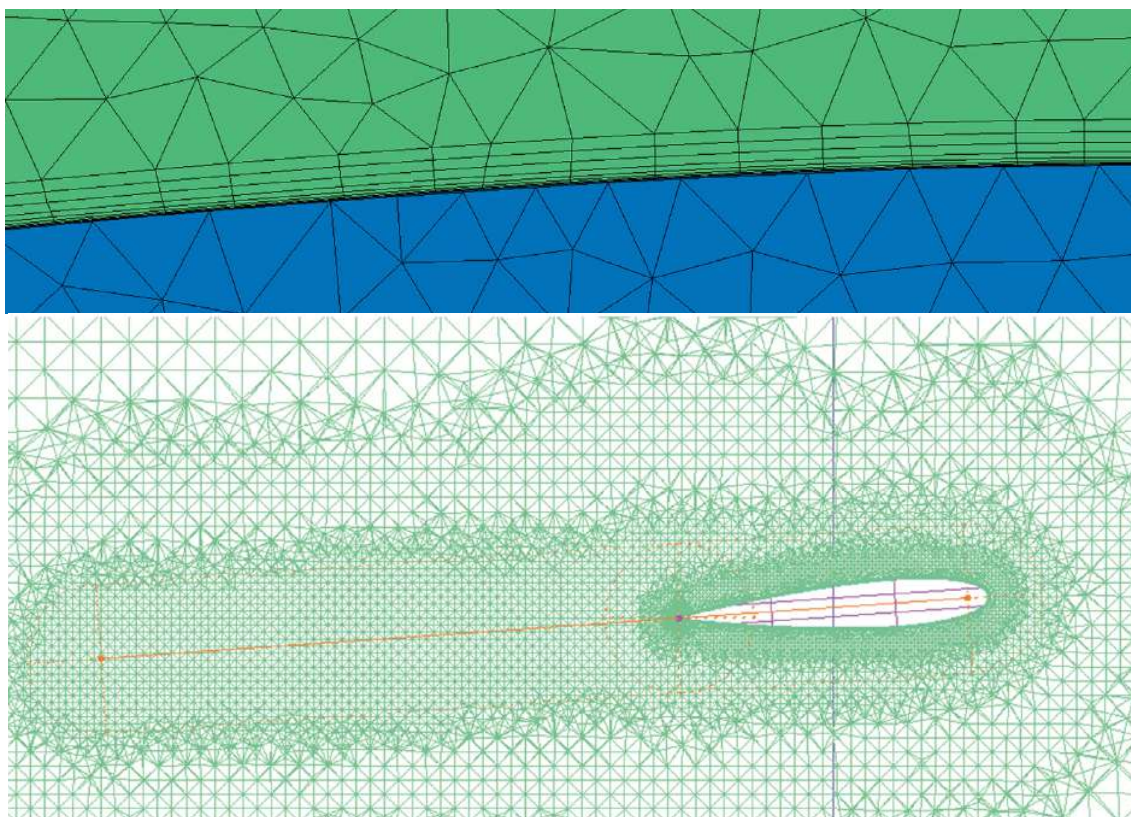


Fonte: (MORGADO et al., 2016)

FLUENT. O modelo LES, diferentemente do RANS, consegue capturar as características de instabilidade do escoamento, contudo, assim como já é de conhecimento e que também foi constatado pelo autor, o modelo LES requer demasiado poder computacional. Pela comparação feita entre ambas as simulações, foi visto que o modelo RANS, ainda que não tenha resolvido adequadamente a física do escoamento capturando a instabilidade, foi capaz de descrever corretamente as características aerodinâmicas do aerofólio e tendências do escoamento. Durante a modelagem RANS o autor utilizou uma malha com diferentes tamanhos e formas, utilizando elementos menores mais próximos à superfície da geometria, a fim de capturar corretamente as características do escoamento, como a camada limite. Como pode ser visto na Figura 2.24, o autor utilizou um recurso de inflação (*inflation*) nas proximidades da superfície, o que é recomendado para que se obtenha uma boa discretização da camada limite.

Aspectos e melhorias na qualidade de malha para análises CFD 2D de aerofólios foram analisadas por Islam et al. (2018) utilizando o perfil NACA23012 e o modelo de turbulência $k-\omega SST$. A análise foi conduzida para ângulos de ataque de 0 e 10° conduzidas utilizando OpenFoam. Os resultados do estudo mostraram que as malhas possuem um papel crucial no tempo de convergência, precisão e confiabilidade do resultado. Foi observado que os parâmetros de distorção (*skewness*) e não-ortogonalidade (*non-orthogonality*) possuíram a maior influência sobre os resultados sendo que tais valores devem ser os mais baixos possíveis.

Figura 2.24 – Malha utilizada por Skarolek e J. Karabelas (2016) para o modelo RANS



Fonte: Adaptado de Skarolek e J. Karabelas (2016)

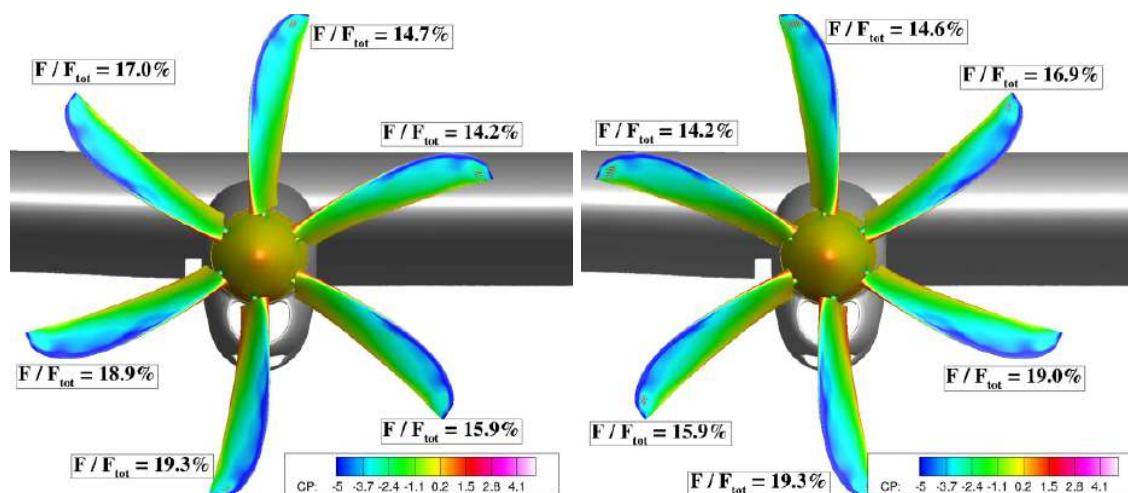
Owen et al. (2018) realizou o estudo de um propulsor à hélice via CFD para aplicações marítimas em um navio. Em sua simulação o autor utilizou uma malha prismática com elementos menores nas proximidades e após a hélice para descrever melhor as mudanças provocadas no escoamento. Para regiões distantes do propulsor a malha foi grosseira. Tal malha foi resultado de um sistemático refinamento consecutivo para obter uma malha independente. Foram realizadas análises com 4 malhas diferentes e o fator de refinamento entre elas foi escolhido arbitrariamente pelo autor como sendo $\sqrt{2}$. Ao fim do estudo a malha mostrou ter sido corretamente estipulada sendo que o erro para os parâmetros de estudo do autor devido à incerteza de convergência de malha foi de aproximadamente 2,5%, calculado pelo método do índice de convergência de malha (GCI).

Para que seja feito um estudo de convergência de malha, a fim de alcançar uma malha independente, é necessário que sejam realizadas simulações sistemáticas do problema até que se alcance uma convergência nos resultados. Contudo, o problema nem sempre precisa ser analisado de forma completa, podendo muitas vezes ser particionado como feito por Štorch e

Nožička (2017), o que economiza tempo computacional de análise. Štorch e Nožička (2017) realizaram, ao longo de seu trabalho, um estudo de sensibilidade de malha, para a análise de um sistema de hélice contra-rotativas. Esse estudo foi conduzido pelos autores utilizando apenas uma hélice, ao invés de duas como é o caso de estudo, o que proporcionou uma considerável economia de tempo e poder computacional.

Aref et al. (2018) realizou um estudo computacional, sobre a interação de um propulsor de hélice com a asa do avião, em que a fixação do propulsor estava localizado na própria asa e suas hélices possuíam inclinação de 20° . Os Autores utilizaram o modelo de turbulência SARC-DDES e executaram 6500 avanços (*time steps*) com um valor de *time step* de 0.001s. Foram analisados dois propulsores, um rotacionando no sentido horário e outro no sentido anti-horário. Por meio da distribuição de pressão ao longo da superfície das hélices dos rotores, mostrados na Figura 2.25, o autor observou que as hélices do rotor que se deslocam para cima geram uma menor propulsão do que àquelas que estão se deslocando para baixo, tanto para o rotor girando no sentido horário quanto para àquele girando no sentido anti-horário, gerando assim uma assimetria na geração de propulsão. Seus estudos mostraram ainda a presença do propulsor de hélice aumentou o coeficiente de sustentação da asa.

Figura 2.25 – Distribuição de pressão na superfície das hélices

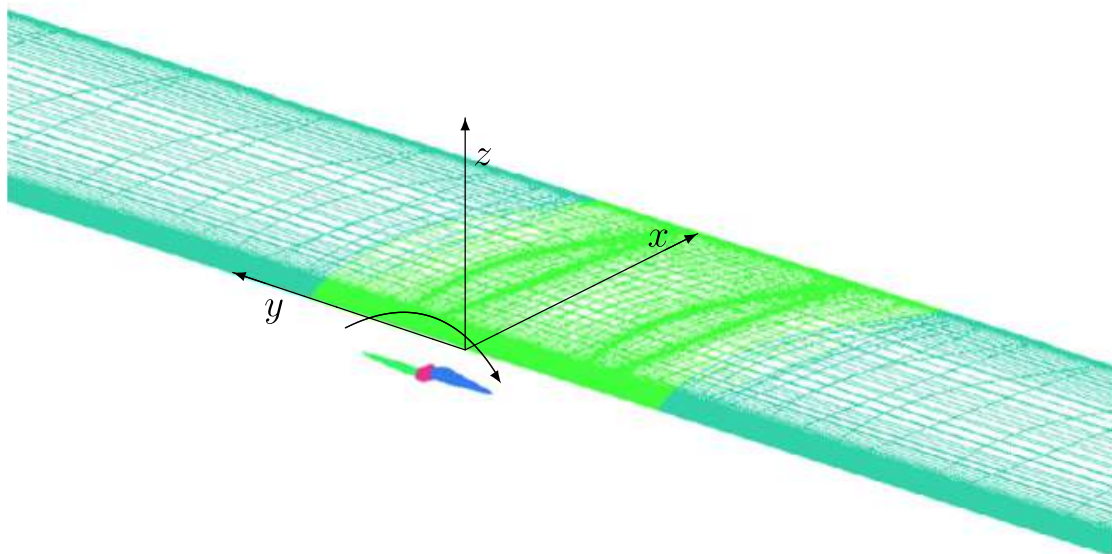


Fonte: (AREF et al., 2018)

Xue e Zhou (2020) realizaram o estudo da interferência de um propulsor de hélice em uma asa, semelhante ao que foi estudado por Aref et al. (2018). Seu caso de estudo está apresentado na Figura 2.26 e foram analisados um total de quatro diferentes otimizações para a hélice. Para todos os modelos foi notado que, devido à corrente de ar gerada pelo propulsor, o ponto de

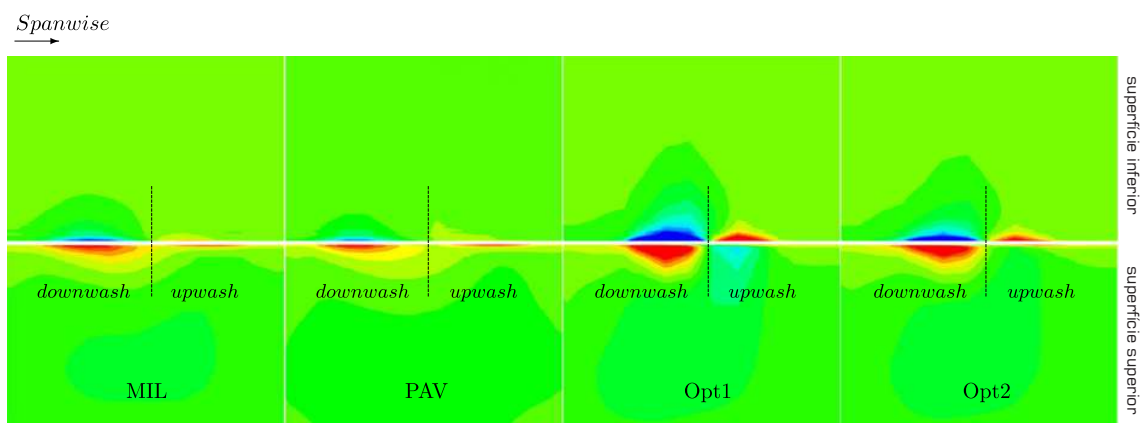
estagnação da parte superior do bordo de ataque se deslocou para a parte inferior do bordo de ataque, resultando em uma maior pressão na parte inferior e menor pressão na parte superior, ao mesmo tempo que o inverso ocorreu do outro lado do propulsor. A Figura 2.27 mostra as pressões nas superfícies da asa para todas as otimizações de hélice testadas, MIL, PAV, Opt1 e Opt2.

Figura 2.26 – Caso de estudo



Fonte: (XUE; ZHOU, 2020)

Figura 2.27 – Campo de pressão na superfície da asa para diferentes hélices



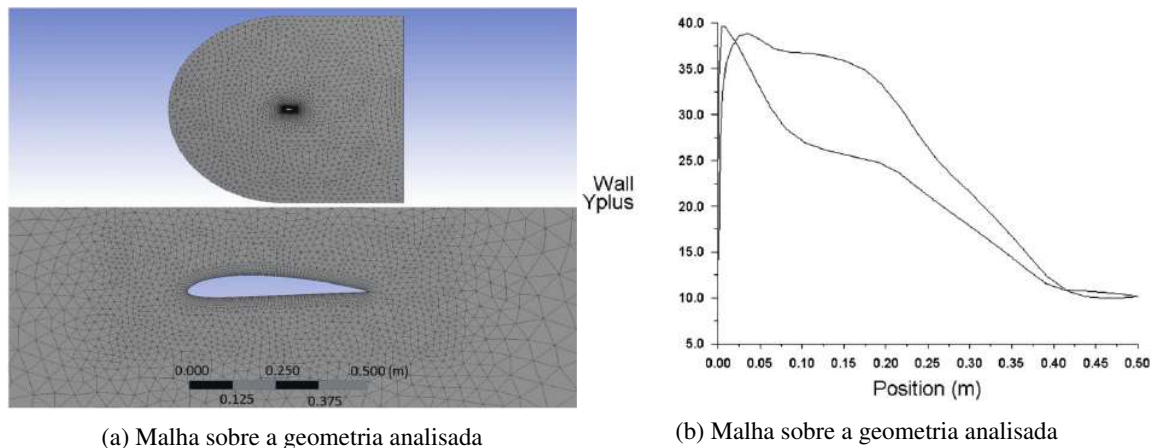
Fonte: (XUE; ZHOU, 2020)

Todorov (2015) realizou a caracterização de uma aeronave em escala real utilizando os software ANSYS®-Fluent. Para melhor discretização das partes principais da aeronave, o autor utilizou o recurso de *inflation*, o mesmo utilizado por Skarolek e J. Karabelas (2016), na asa e

nos estabilizadores vertical e horizontal. Em seu trabalho o autor mostrou que, dependendo de seu formato, a fuselagem também pode gerar sustentação em uma aeronave.

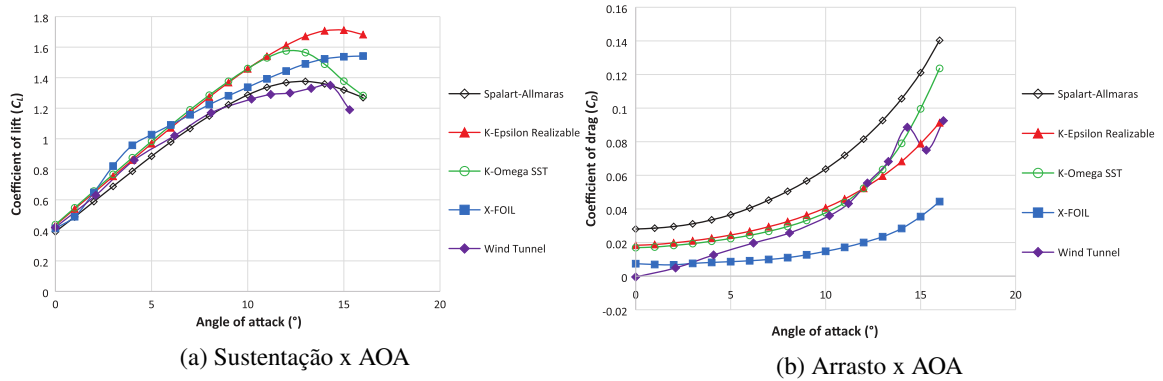
Uma investigação de designs de asas subsônicas para VANTs por meio de dinâmica dos fluidos computacional foi feita por Siddiqi e Lee (2019). O autor estudou a aerodinâmica de asas utilizando o software ANSYS®-Fluent e posteriormente comparou seus resultados aos obtidos por meio do software XFLR5 e ensaios em túneis de vento. As Figuras 2.28 mostram a geometria discretizada pelo autor e o valor do $y+$ traçado ao longo do perímetro do aerofólio. O aerofólio foi submetido a um escoamento livre de 105mph e as análises foram executadas utilizando os modelos de turbulência Spalart-Allmaras, $k - \epsilon$ *realizable* e $k - \omega$ *SST*. De acordo com os resultados obtidos, apresentados nas Figuras 2.29, o modelo que mais se aproximou dos resultados do túnel de vento foi o de Spalart-Allmaras, seguido do modelo de turbulência $k - \omega$ *SST* que superestimou levemente o coeficiente de sustentação mas descreveu bem o comportamento da asa capturando bem seu ângulo de ataque crítico. O pior dos modelos foi o $k - \epsilon$ *realizable* que não somente superestimou o coeficiente de sustentação como também forneceu um ângulo de ataque crítico impreciso.

Figura 2.28 – Setup do aerofólio de Siddiqi e Lee (2019)



Fonte: (SIDDIQI; LEE, 2019)

Figura 2.29 – Resultados obtidos por Siddiqi e Lee (2019)



Fonte: (SIDDIQI; LEE, 2019)

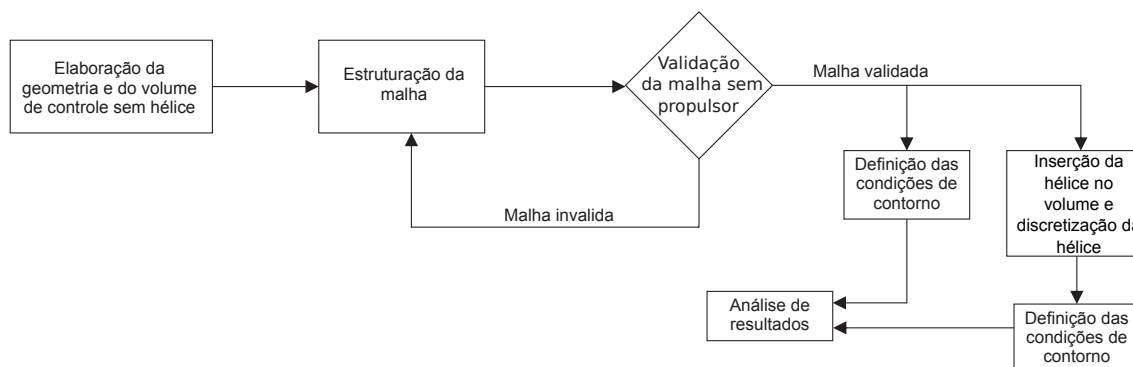
No contexto da discussão realizada nesta revisão bibliográfica, será realizado no presente trabalho de conclusão de curso a caracterização aerodinâmica do aeromodelo da equipe Griffin Aerodesign através da ferramenta numérica ANSYS[®]-Fluent. Será adotado o modelo de turbulência $k - \omega SST$, utilizado na maioria dos estudos abordados, de forma a levantar os parâmetros necessários para o entendimento do comportamento dos parâmetros aerodinâmicos da aeronave em situação de voo, com e sem a presença do propulsor.

3 METODOLOGIA

Neste item é apresentada a metodologia utilizada para desenvolvimento do presente trabalho de conclusão de curso.

A ferramenta utilizada para a resolução das análises CFD foi o ANSYS®-Fluent e para a criação da malha foi utilizado o ANSYS®-Meshing. Estas foram utilizadas por meio do Workbench, que é uma plataforma que integra as ferramentas de pré e pós processamento. Já para o manejo da geometria foi optado pelo uso do software CATIA V5. Para melhor compreensão, a Figura 3.1 apresenta o fluxograma dos procedimentos seguidos neste trabalho.

Figura 3.1 – Fluxograma



Fonte: Autor

3.1 Geometria e Parâmetros de Voo da Aeronave

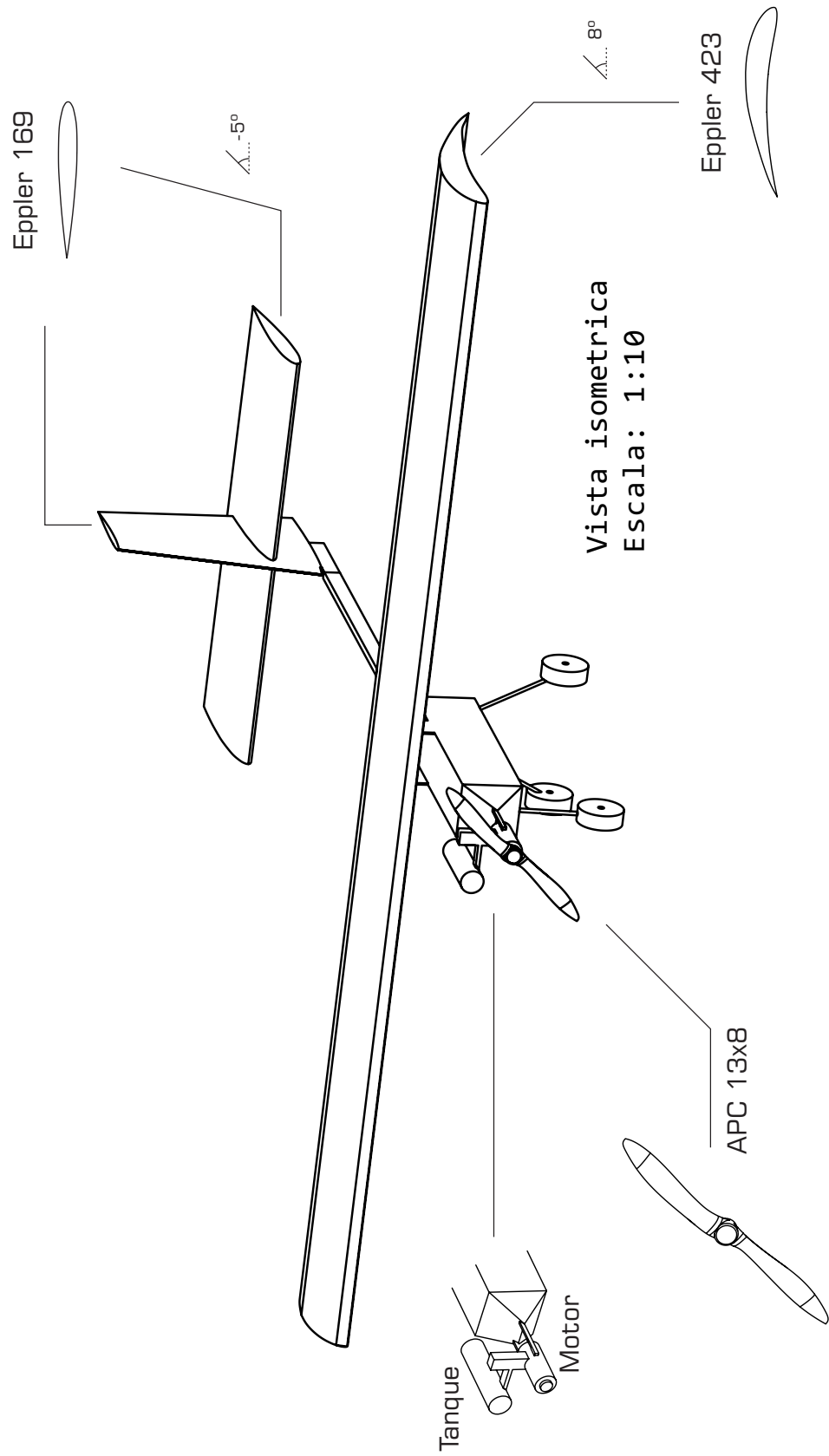
Com a finalidade de realizar a caracterização aerodinâmica do aeromodelo da equipe Griffin Aerodesign, foi obtida a geometria da aeronave, modelada computacionalmente. A Tabela 3.1 mostra todas as especificações relevantes da aeronave e do escoamento a serem consideradas. A Figura 3.2 apresenta a geometria da aeronave, na escala de 1:10, de maneira simplificada. As partes da aeronave de leme e profundor na geometria estão unidas aos estabilizadores vertical e horizontal respectivamente, formando apenas dois corpos, sendo estes chamados como um todo de estabilizador vertical e horizontal. Para melhor entendimento, o Apêndice A apresenta um desenho técnico da aeronave, com um maior detalhamento.

Tabela 3.1 – Parâmetros da aeronave e do escoamento

AERONAVE	Config. de asa:	Alta	ASA	Envergadura:	2.00m
	Config. de empenagem:	Cruciforme		Perfil:	E423
	Modelo de hélice:	APC 13x8		Corda:	0,40m
	Motor:	O.S. Max. 55 AX ABL		Conicidade (λ):	1
	Rotação do motor:	1500 RPM		\mathcal{R}	5
	Vel. Cruzeiro:	16m/s		Ângulo de ataque:	8°
LEME	Envergadura:	0.325m	PROFUNDOR	Envergadura:	0.70m
	Perfil:	E169		Perfil:	E169
	Corda:	0.245m		Corda:	0.25m
AR	Altitude:	700m		Ângulo de ataque:	-5°
	Densidade(ρ):	1,1448 kg/m ³			
	Visc. dinâmica(μ):	1,7673×10 ⁻⁵ kg/ms			
	Visc. cinemática(ν):	1,5438×10 ⁻⁵ m ² /s			
	Temperatura:	283,601 K			
	Pressão:	93,194 kPa			

Fonte: Autor

Figura 3.2 – Aeromodelo em análise



Fonte: Autor

A velocidade de cruzeiro de uma aeronave SAE varia com diversos fatores e tal parâmetro da aeronave em estudo não é conhecida. A velocidade de cruzeiro definida na Tabela 3.1 foi estabelecida com base em aeromodelos SAE de outros trabalhos presentes na literatura, como o de Silva, Campani e Franca (2020), sendo a velocidade de cruzeiro dos aeromodelos em torno de 16m/s. A rotação da hélice foi definida por ser uma velocidade usual de rotação entre modelos de pequeno porte. O valor de altitude foi definido com base na altitude da cidade de São José dos Campos de 600m e na altitude de voo de 100m. As propriedades do ar em tal altitude foram obtidos a partir de dados de National Oceanic and Atmospheric Administration of United States et al. (1976), como pode ser verificado no Apêndice B.

3.2 Elaboração e Discretização do Volume

Nesta seção está apresentado como foi gerado o volume ao redor da malha e a maneira com que este foi discretizado no software.

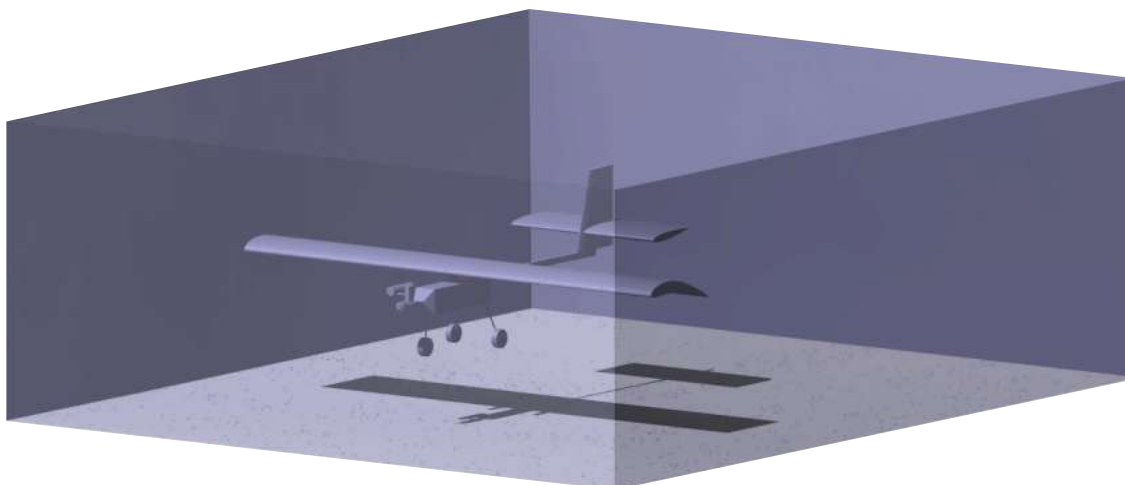
3.2.1 Aeronave Sem Propulsor

Inicialmente o aeromodelo foi analisado sem a presença da hélice, estando submetido apenas ao escoamento da corrente de ar livre. Para que o estudo da aeronave fosse realizado, sua geometria foi subtraída de um bloco de tamanho 3000x1210x4094mm, como mostrado na Figura 3.3 em uma renderização feita no software CATIA. A medida do bloco foi fruto de um espaçamento de 500mm das extremidades das asas, 300mm da parte superior e inferior, 600mm da parte frontal e 2.000mm da parte traseira da aeronave. Tais espaçamentos foram estabelecidos tendo em vista que o tamanho do volume não pode interferir no desenvolvimento do escoamento. As dimensões do bloco e os espaçamentos podem ser verificados no desenho técnico presente no Apêndice C. É válido ressaltar ainda que o artifício de simetria não pôde ser utilizado na análise em decorrência da assimetria gerada pelo tanque da aeronave.

Uma vez importada a geometria no *Meshing*, por meio do *Workbench*, foram criadas as seleções nomeadas, para aplicação das condições de contorno, como mostrado na Figura 3.4. A face à frente da aeronave foi definida como INLET, a face atrás da aeronave como OUTLET, as faces ao redor como OUTERWALL e as faces da aeronave como INNERWALL.

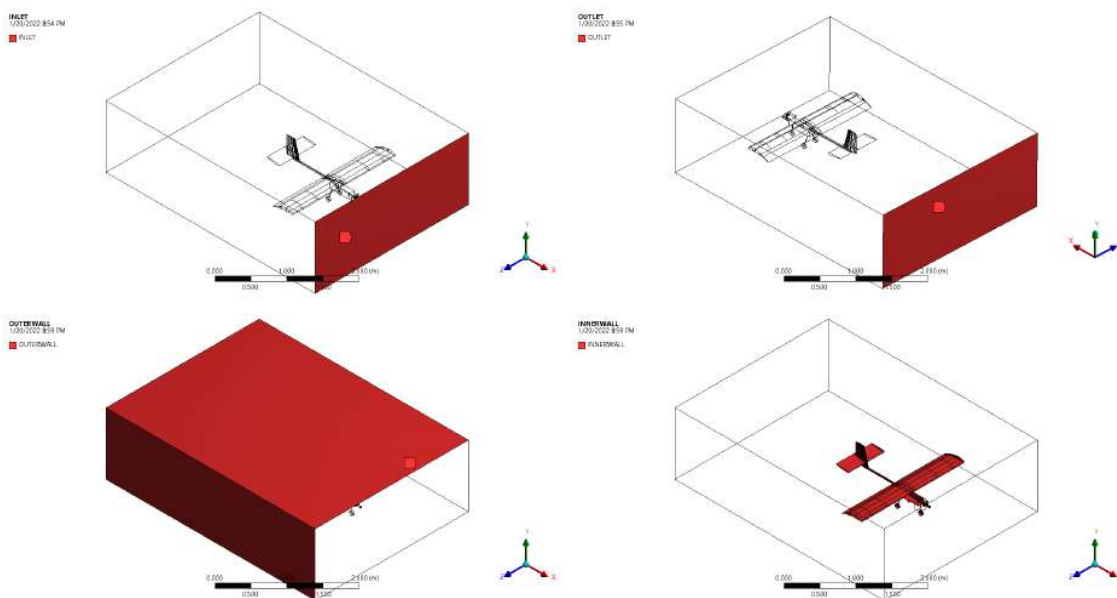
Para a geração da malha, a fim de descrever bem os efeitos da camada limite nas asas e estabilizadores, foi empregado o recurso de *inflation* em tais superfícies, assim como foi feito por Todorov (2015). As faces dos estabilizadores e da asa selecionadas para aplicação de

Figura 3.3 – Volume com o aeromodelo subtraído



Fonte: Autor

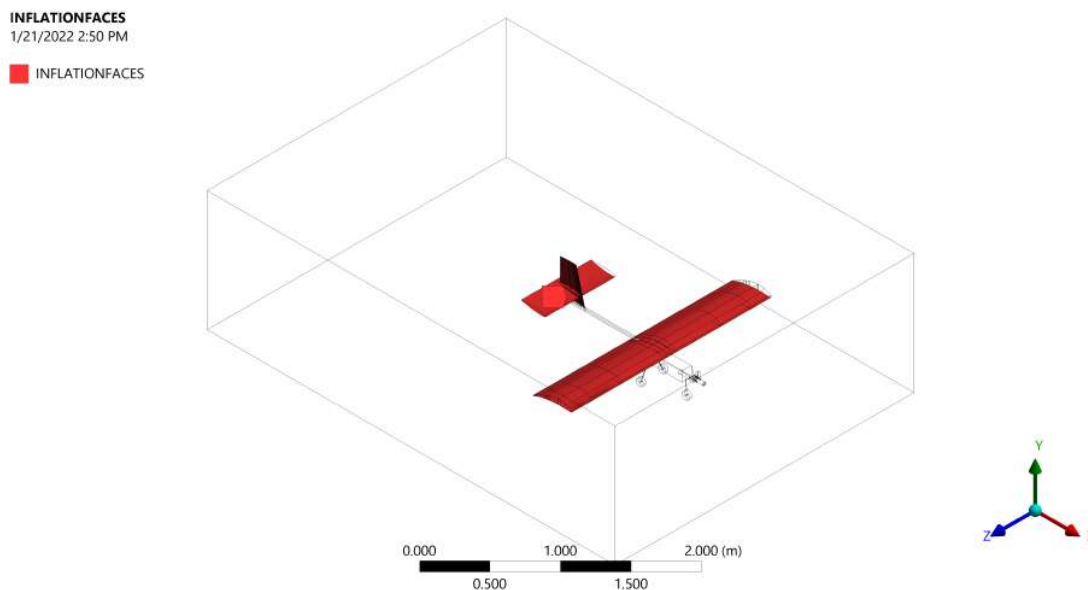
Figura 3.4 – Faces nomeadas para aplicação de CDC



Fonte: Autor

inflation estão apresentadas na Figura 3.5, nomeadas de INFLATIONFACES. Tal recurso gera uma malha com elementos menores nas proximidades da superfície e os mesmos vão “inflando” em camadas de acordo com que se distanciam da mesma, fazendo assim com que a malha fique mais refinada nas proximidades da superfície descrevendo melhor os efeitos da camada limite.

Ainda que a representação da Figura 3.5 induza a pensar, a parte traseira da asa, região próxima às ponta do aerofólio, não foi selecionada para aplicação de *inflation*. A aplicação desse recurso em toda a asa causou erros na malha pois o recurso de *inflation* possui dificuldades em

Figura 3.5 – Superfícies selecionadas para aplicação de *inflation*

Fonte: Autor

discretizar superfícies pontiagudas, assim como é a ponta do aerofólio da asa. Contudo, todo o restante da superfície da asa e os estabilizadores como um todo foram aplicados o recurso de *inflation*, o que já é suficiente para gerar uma malha que descreva bem o escoamento na superfície.

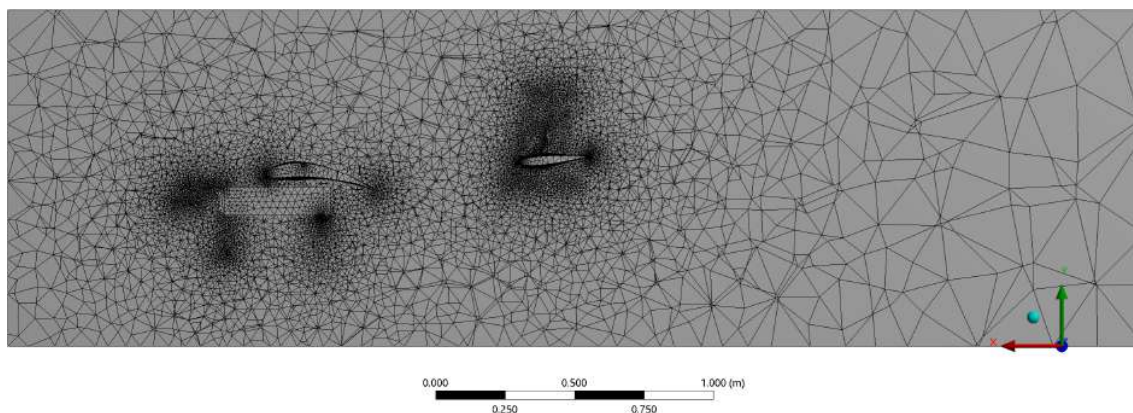
As configurações utilizadas para geração da malha estão apresentadas na Tabela 3.2. Como pode ser visto, a malha final possui 249174 nós. A Figura 3.6 mostra alguns cortes da malha e os *inflation layers*, ou camadas de prismas, criados ao redor das asas e estabilizadores.

Tabela 3.2 – Configurações para geração de malha sem propulsor

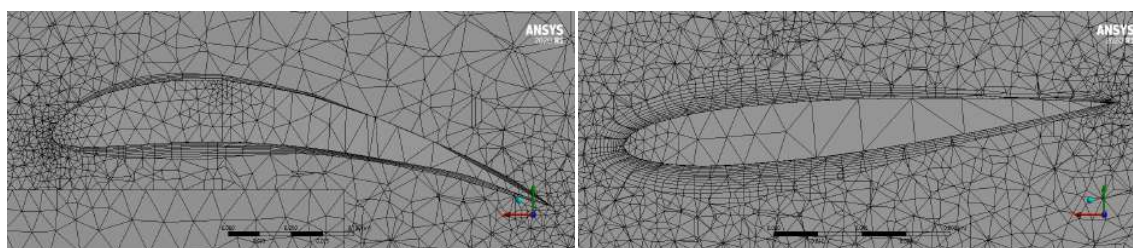
Defaults	
Element Order	Linear
Element Size	0.3m
Sizing	
Max Size	1m
Capture Curvature	yes
Mesh Defeaturing	yes
Inflation	
Named Selection	INFLATIONFACES
Inflation Option	Total Thickness
Number Of Layers	30
Growth Rate	1.1
Maximum Thickness	0.2m
Statistics	
Nodes	249174
Elements	1169907

Fonte : Autor

Figura 3.6 – Malha gerada para a aeronave sem propulsor

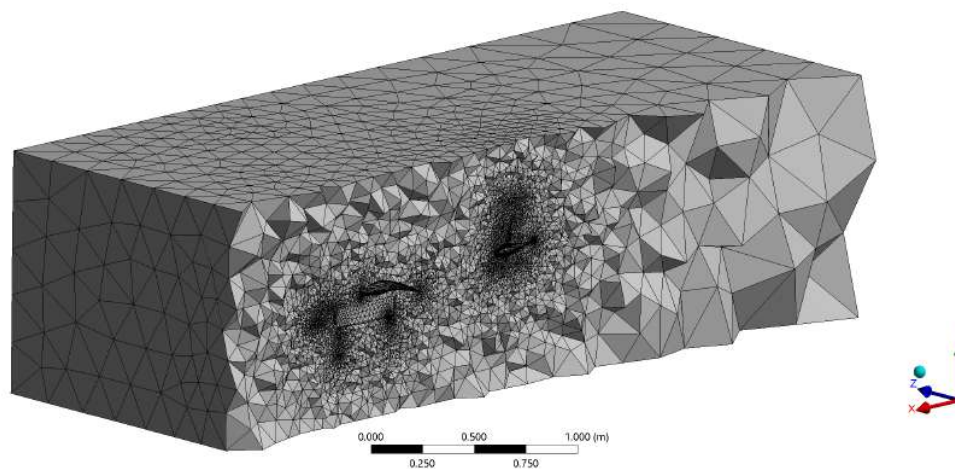


(a) Corte transversal da malha gerada



(b) Inflation layers ao redor do E423

(c) Inflation layers ao redor do E169



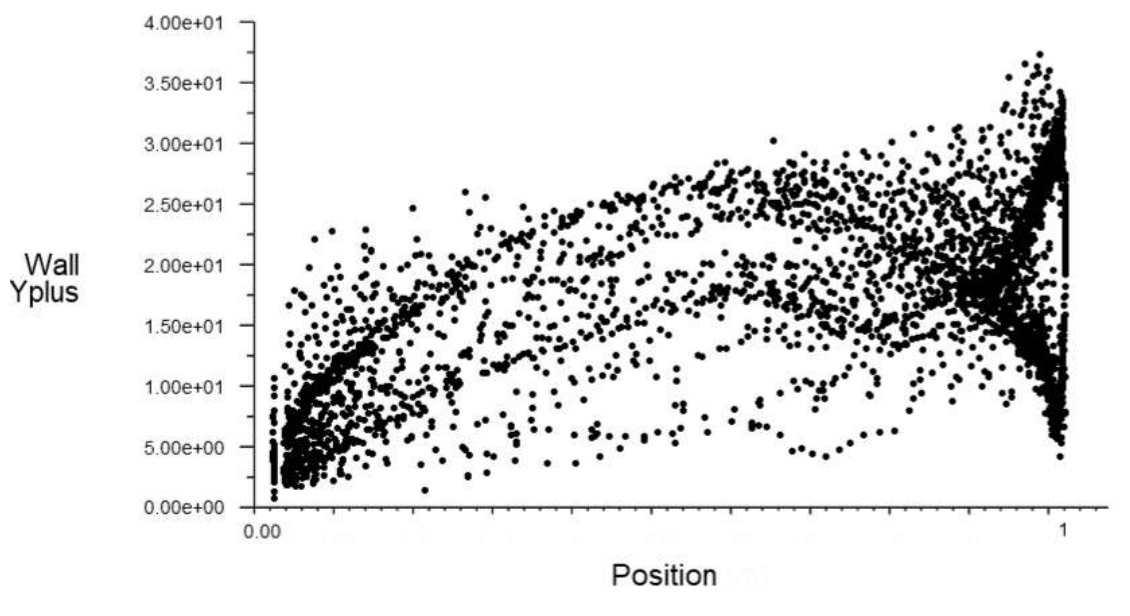
(d) Malha 3D angulada

Fonte: Autor

Os parâmetros da malha foram bem satisfatórios, como pode ser visto pela Gráfico 3.1. A grande maioria dos elementos tiveram sua qualidade próxima a 1, que seria o elemento ideal, como mostra o Gráfico 3.1a. Seguindo as constatações feitas por Islam et al. (2018) para uma boa malha, os parâmetros de distorção da malha foram foram baixos, como pode ser visto pelo Gráfico 3.1b, e a ortogonalidade dos elementos foi alta, como pode ser visto no Gráfico 3.1c.

Os valores de y^+ para a camada de *inflation* criada na asa estão apresentados na Figura 3.7. Os valores estão dentro do mesmo intervalo daqueles vistos no estudo de Siddiqi e Lee (2019), mostrado na Figura 2.28b, que executou sua análise utilizando o modelo de turbulência $k - \omega SST$.

Figura 3.7 – Valores de y^+ ao longo da asa



Fonte: Autor

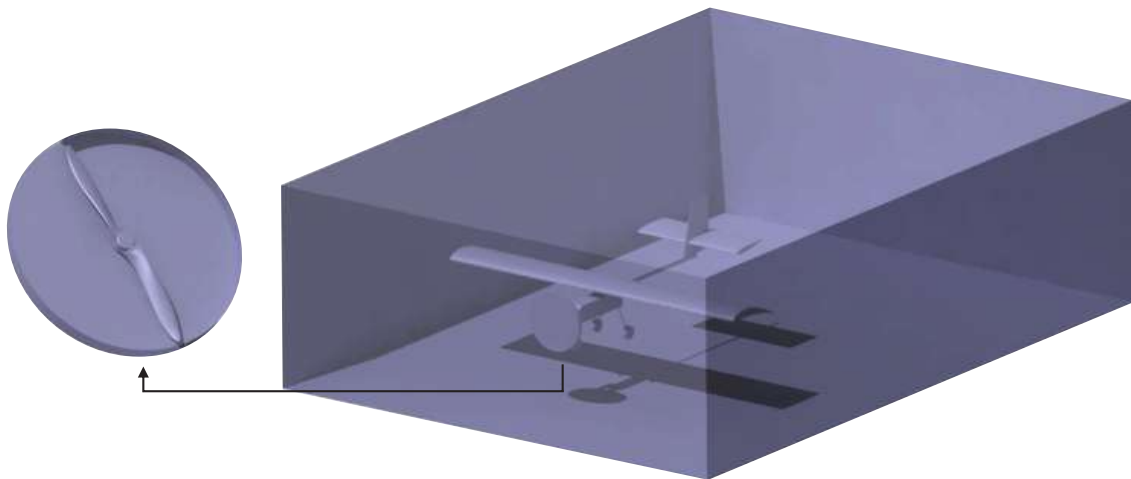
3.2.2 Aeronave Com Propulsor

Para a análise do aeromodelo com hélice, o aeromodelo foi subtraído de um bloco da mesma maneira como feito para o modelo sem hélice, como explicado na Seção 3.2.1, mas dessa vez foi subtraído também o volume de um disco, de 350mm de diâmetro e 30mm de espessura, logo à frente da aeronave para inserção da hélice. Nesse local foi inserido um segundo corpo, das mesmas medidas do volume subtraído, com o volume da hélice subtraído de sí. A o volume final está apresentado na Figura 3.8.

Ao ser inserido no software, o *meshing* automaticamente reconhece as regiões de contato entre os corpos, como mostrado na Figura 3.9, sem a necessidade de definir manualmente.

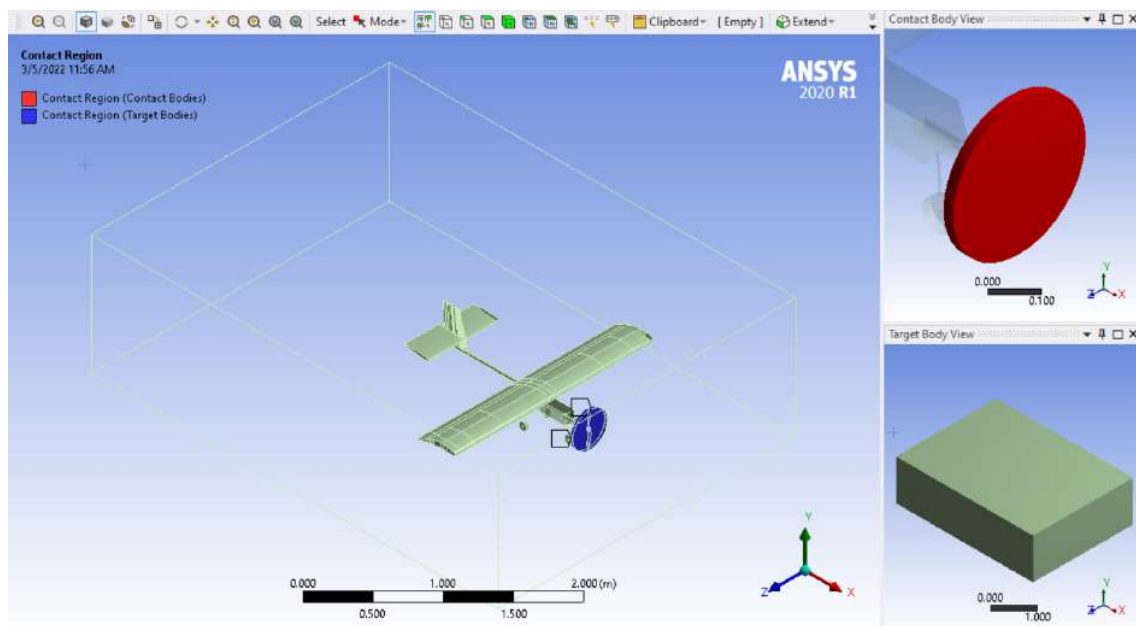
A malha foi gerada com as mesmas definições para a aeronave sem hélice, mostradas na Seção 3.2.1, contudo para o volume da hélice foi definido um tamanho de elemento de $3e-003m$. A malha final resultou em 370.549 nós e 1.794.144 elementos e sua seção transversal pode ser vista na Figura 3.10 junto à uma vista aproximada da hélice discretizada.

Figura 3.8 – Volume com aeromodelo e disco subtraídos e hélice encapsulada em disco



Fonte: Autor

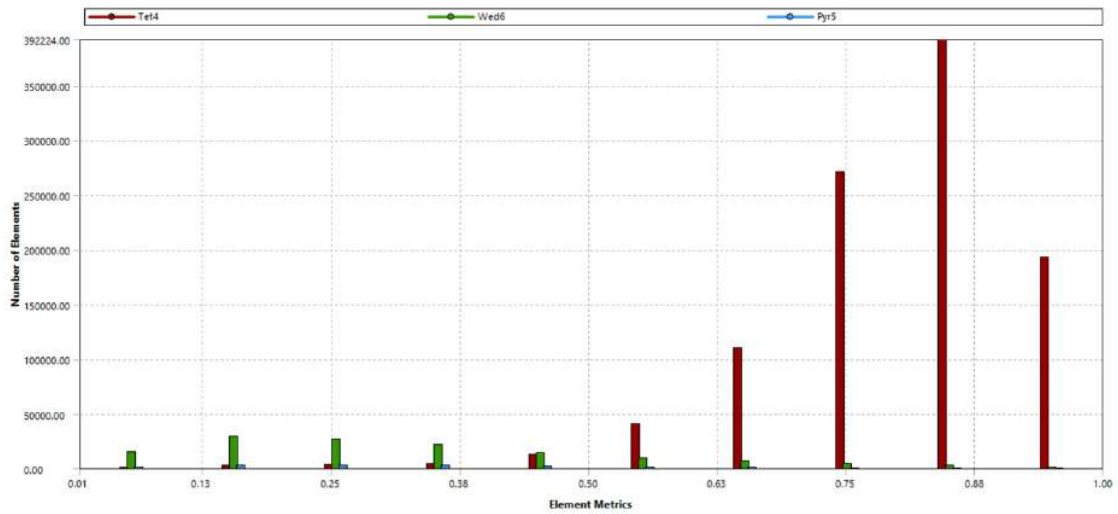
Figura 3.9 – Região de contato entre os corpos



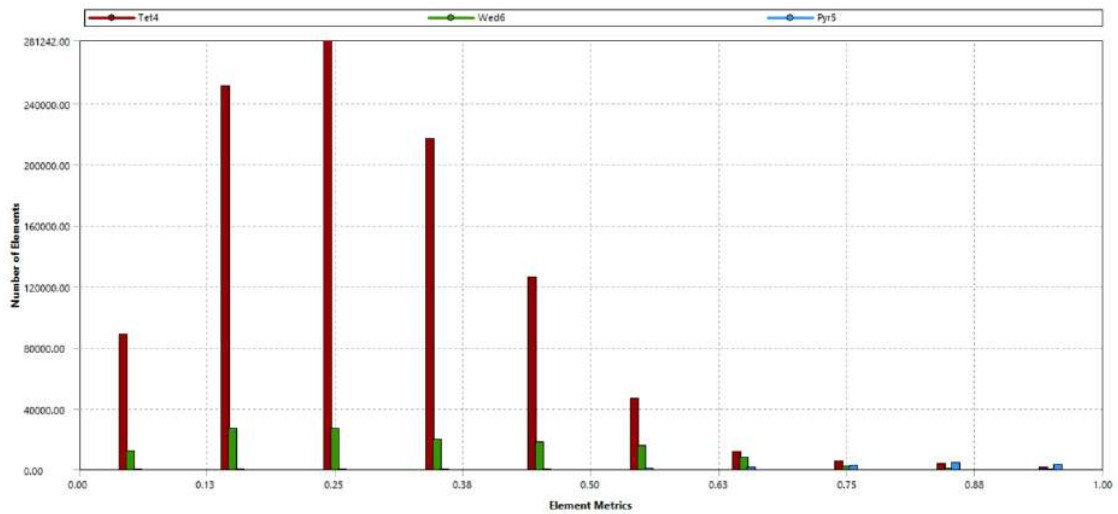
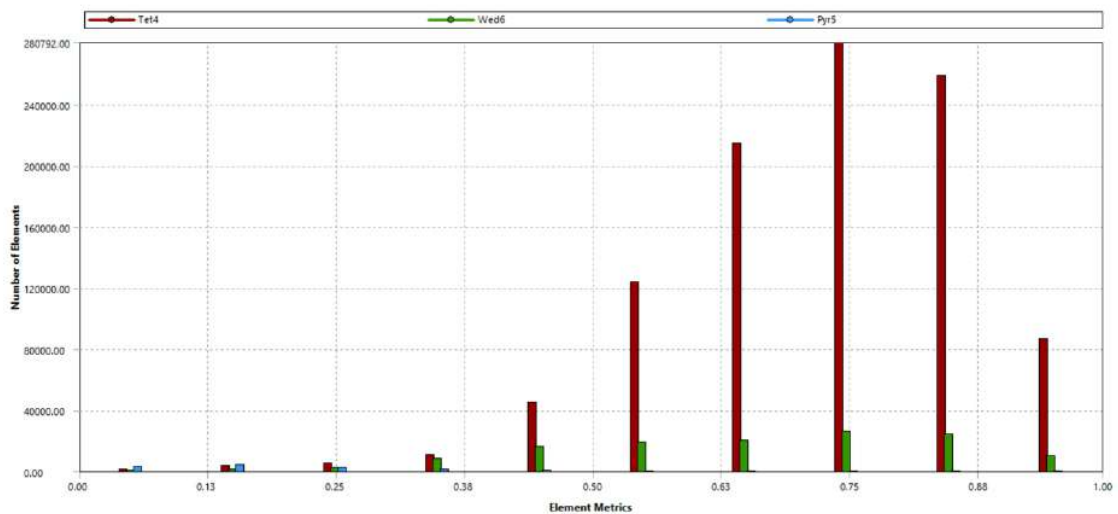
Fonte: Autor

As métricas da malha foram boas e estão apresentadas nos Gráficos 3.2. Os aspectos monitorados foram os mesmos para a malha sem propulsor, sendo a distorção, ortogonalidade e qualidade de maneira geral.

Gráficos 3.1 – Parâmetros da malha gerada para a aeronave sem propulsor

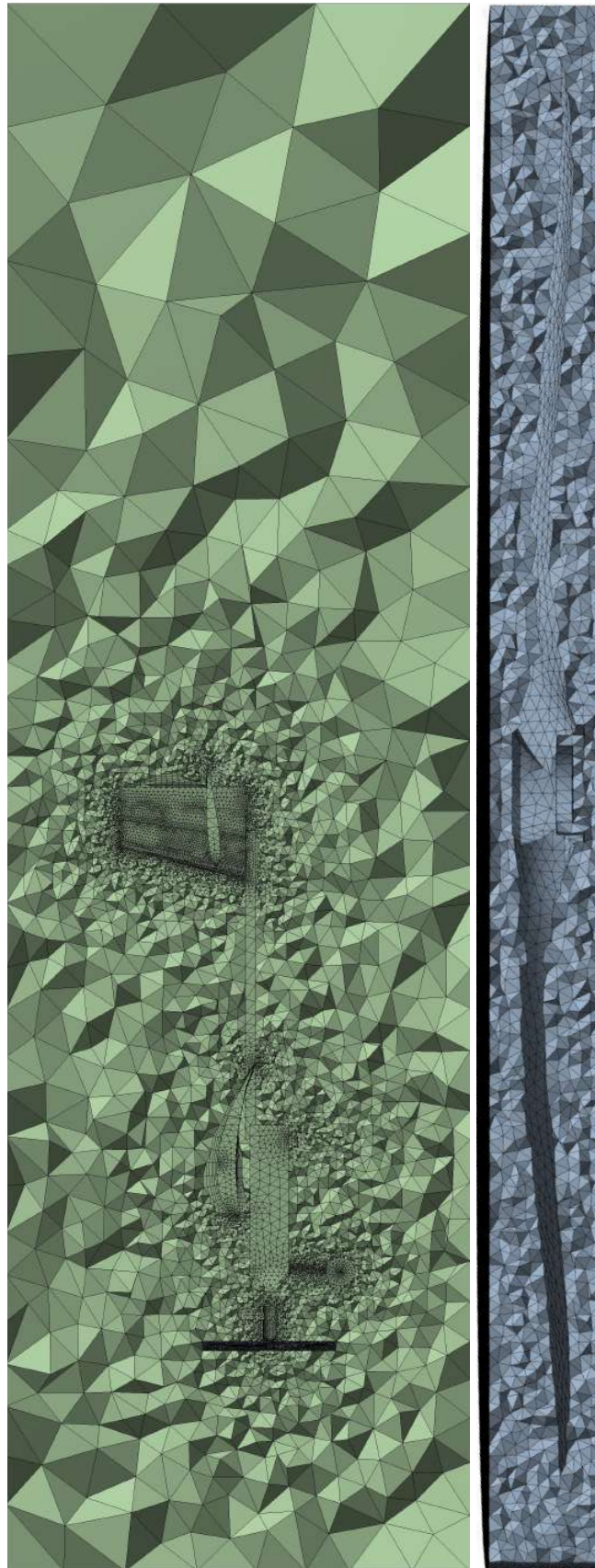


(a) Qualidade dos elementos

(b) Distorção dos elementos (*skewness*)

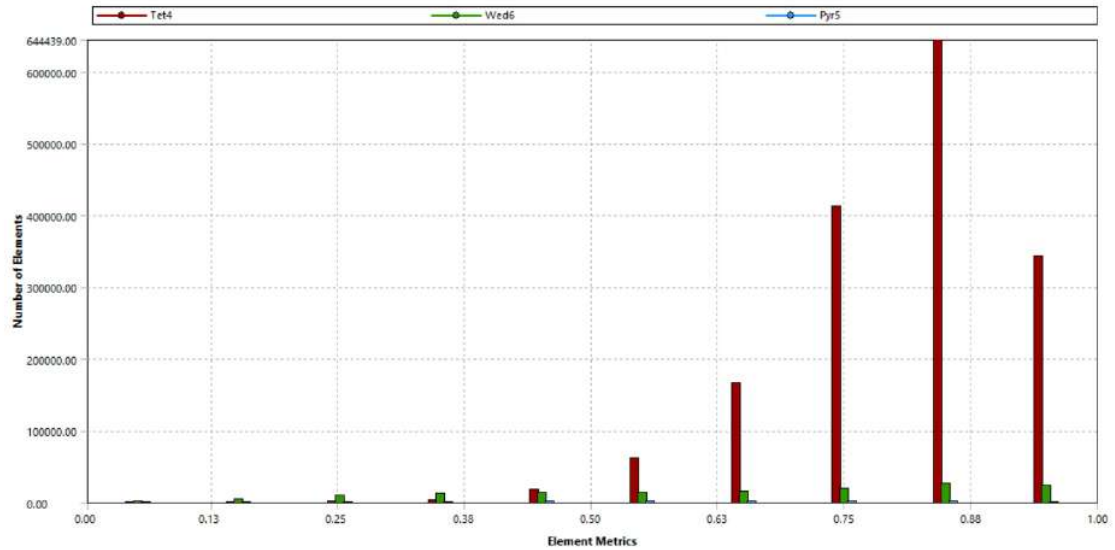
(c) Ortogonalidade dos elementos

Figura 3.10 – Malha gerada na aeronave com propulsor

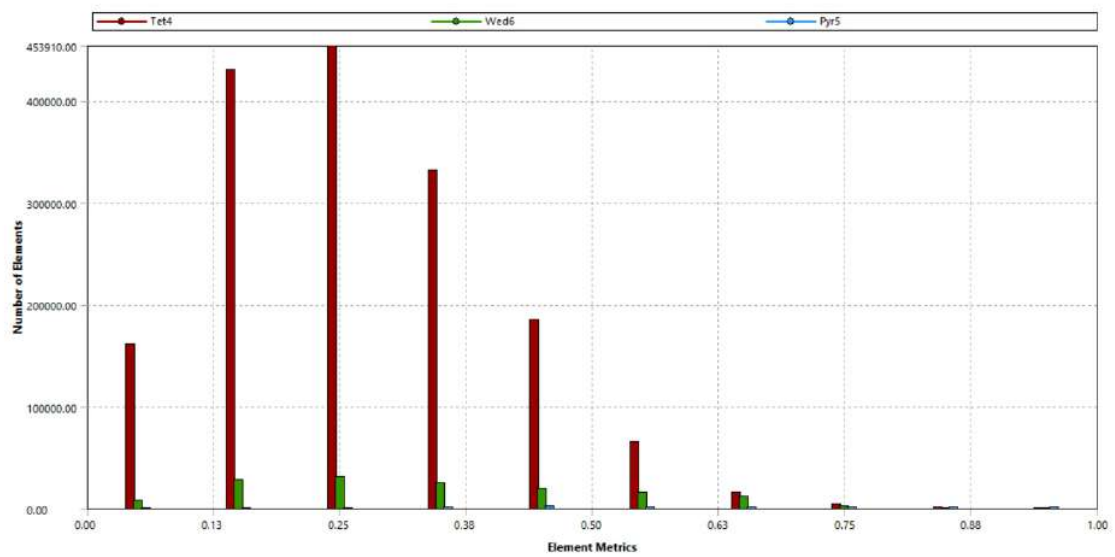
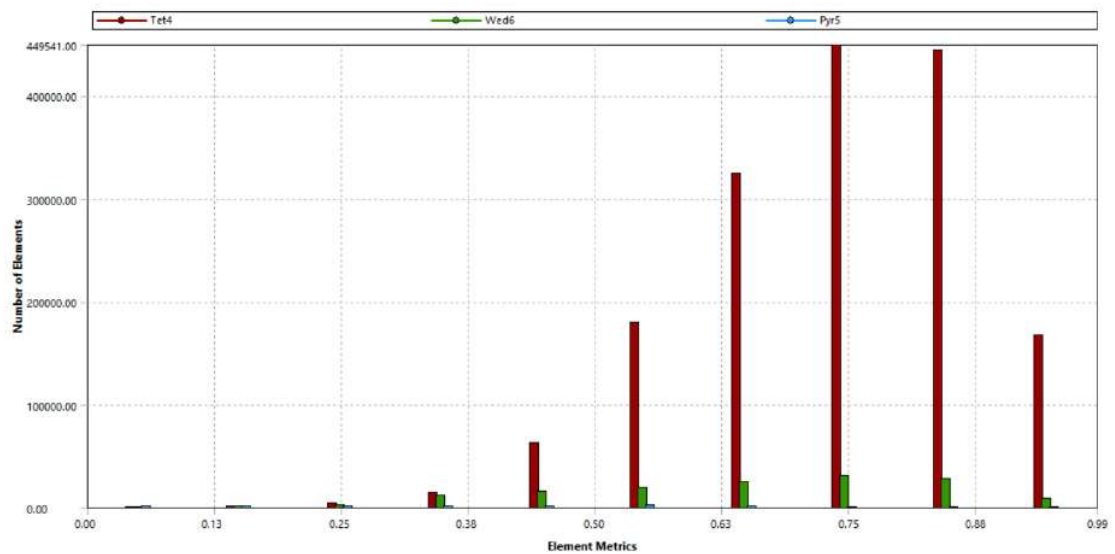


Fonte: Autor

Gráficos 3.2 – Parâmetros da malha gerada para a aeronave com propulsor



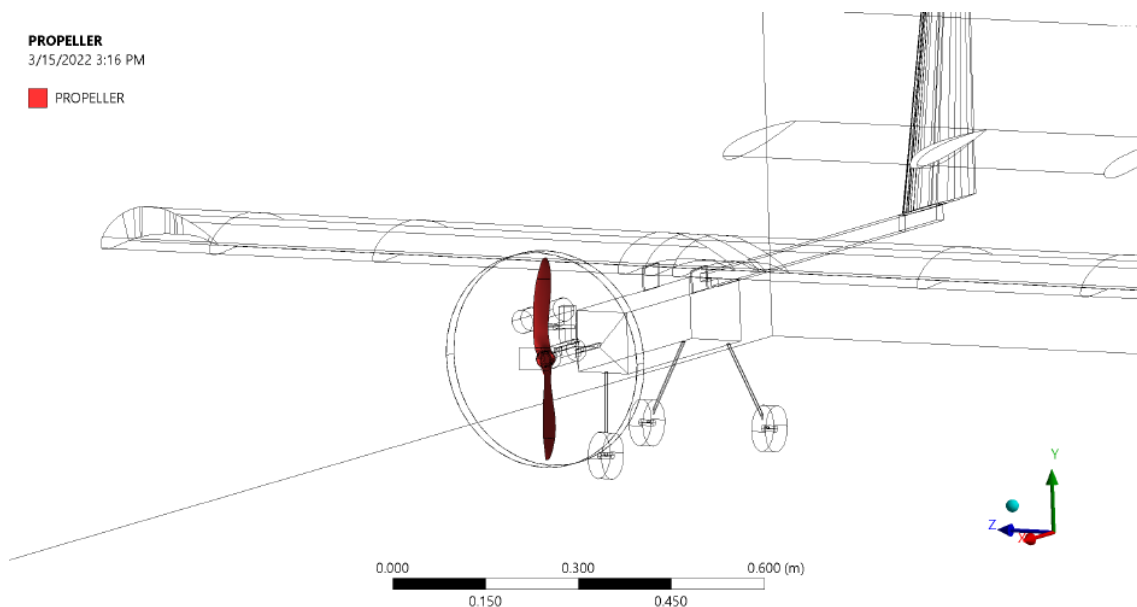
(a) Qualidade dos elementos

(b) Distorção dos elementos (*skewness*)

(c) Ortogonalidade dos elementos

Uma vez definida a malha, foram nomeadas as regiões de INLET, OUTLET, INNERWALL e OUTERWALL assim como feito para a aeronave sem hélice, mas dessa vez foi criada uma superfície chamada PROPELLER para a hélice, como mostrado na Figura 3.11.

Figura 3.11 – Faces da hélice nomeadas



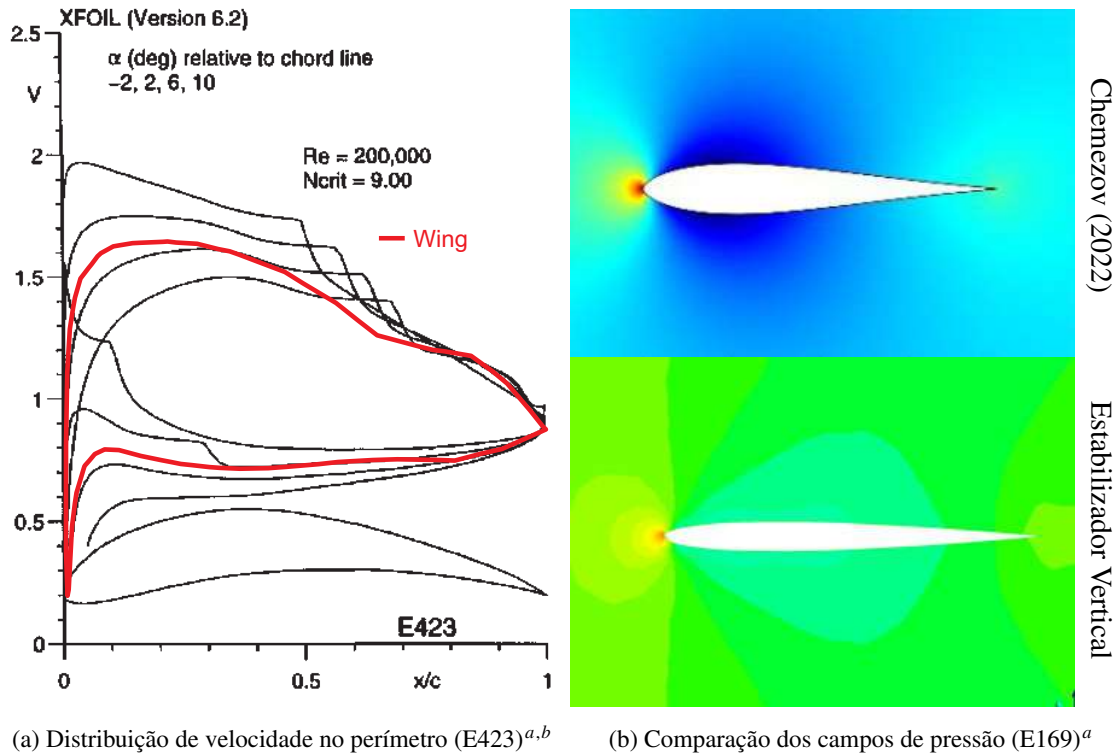
Fonte: Autor

3.3 Validação da Malha

Ainda que os parâmetros mostrados nos Gráficos 3.1 indiquem uma malha consistente, é necessário ainda que seja feita a validação da mesma, fazendo a comparação de seus resultados com outros trabalhos na literatura, a fim de garantir resultados próximos à realidade. Para isso, foi feita a comparação do perfil de velocidade ao redor do aerofólio E423 com os dados presentes em *Summary of Low Speed Airfoil Data Vol.2* por Selig (1995b) e a distribuição do campo de pressão ao redor do aerofólio E169, do estabilizador vertical, com os dados presentes em *Reference data of pressure distribution on the surfaces of airfoils*, por Chemezov (2022). As Figuras 3.12a e 3.12b mostram as duas comparações feitas, respectivamente.

Como pode ser notado pelo Gráfico 3.12a, mesmo a asa estando a um ângulo de ataque de 8° , sua curva se posicionou quase que coincidente com a curva de 6° da literatura, tendo pequenos desvios na face superior do aerofólio. Isso já era esperado pois, mesmo que seja menor no centro da asa, ainda existe um ângulo induzido nessa região devido ao *downwash*, como explicado na Seção 2.1.1.2 e visto nas Figuras 2.9. Já as sutis diferenças vistas no Gráfico

Figura 3.12 – Comparações com resultados da literatura



^a Corte da asa feito à 50mm do centro

^b Os pontos da curva estão presentes no Apêndice E

^a Corte feito 100mm acima do estabilizador horizontal

Fonte: Autor

3.12b se devem à diferença de espessura entre os aerofólios, o que causa algumas diferenças na distribuição de pressão ao seu redor e ao fato de que o aerofólio vertical está sujeito a alterações no fluxo causadas pelo estabilizador horizontal. Dito isso, os resultados gerados pela malha se fizeram consistentes com o que há disponível na literatura, indicando uma boa confiabilidade da malha.

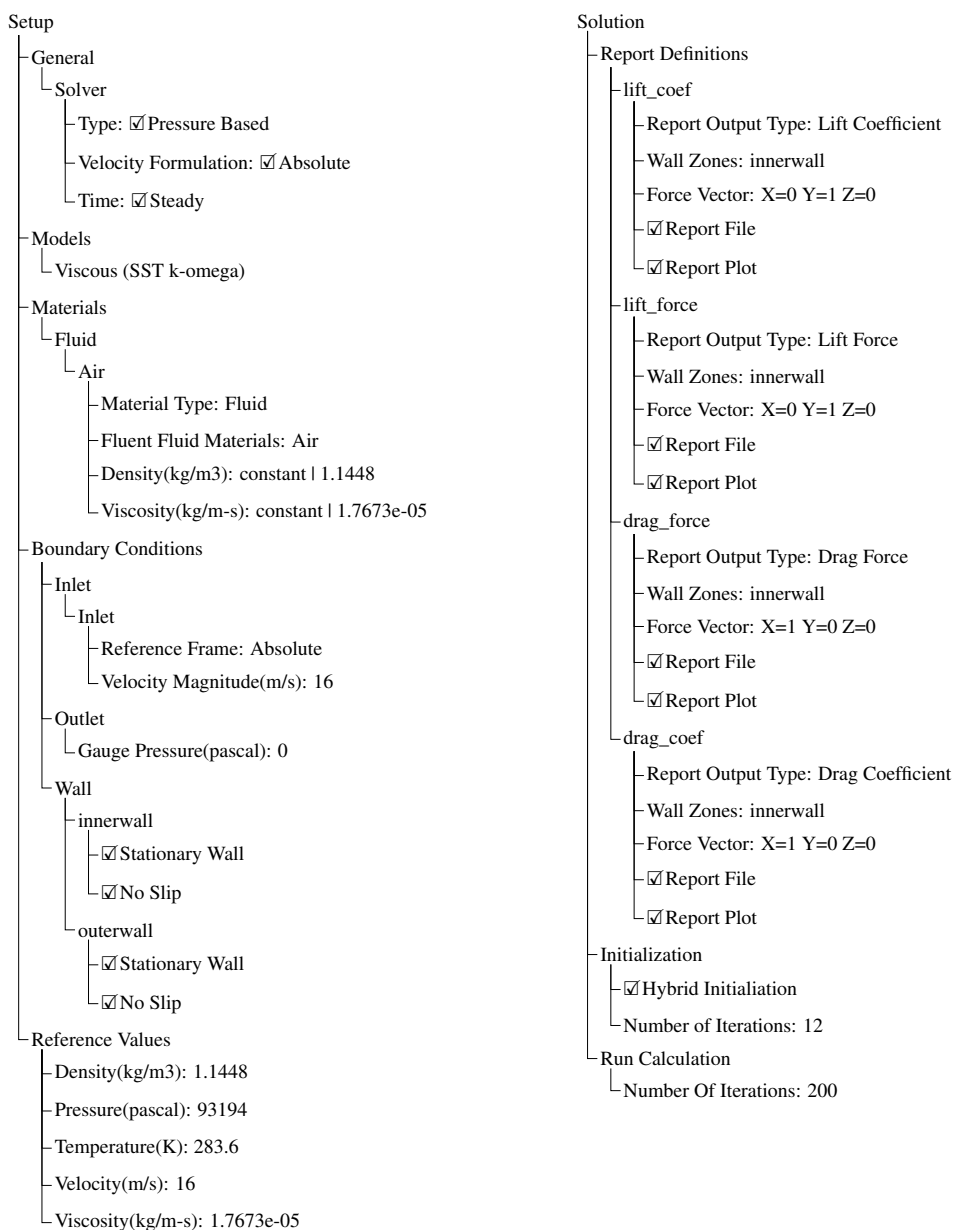
3.4 Definição das Condições de Contorno

Nesta seção serão apresentados os parâmetros definidos no software, após a discretização do volume, para a execução das análises.

3.4.1 Aeronave Sem Propulsor

Uma vez validada a malha, a mesma foi carregada do *Meshing* para o *Fluent*. Ao ser carregada no *Fluent*, os parâmetros definidos durante a preparação da malha já foram reconhecidos pelo software, como pode ser visto no registro(*log*) apresentado no Apêndice D. OUTLET foi definido como saída, INLET entrada à velocidade constante e INNERWALL e OUTERWALL como paredes com não escorregamento. Em seguida o solver foi configurado como mostrado no esquemático da Ilustração 3.1, sendo as áreas de referencia aquelas mostradas na Figura 3.4.

Ilustração 3.1 – Esquemático das configurações definidas no fluent



Fonte: Autor

Os dados do solver foram preenchidos com base na Tabela 3.1. A inicialização¹ do modelo foi definida como híbrida, onde o próprio software resolve a equação de Laplace para determinar os campos de pressão e velocidade iniciais ao longo do volume, sem a necessidade de um valor de entrada por parte do usuário. A inicialização foi também definida com 12 iterações, duas a mais que o valor padrão de 10, para que fosse atingida a precisão de 1e-06 recomendada pelo software. Os valores de referência são utilizados pelo software para cálculo de grandezas adimensionais e, para isso, foram inseridos os valores de referência para cálculo do C_l e C_d . Nas definições de cálculo (*Report Definitions*) foram inseridos o coeficiente de sustentação e arrasto e força de sustentação e arrasto, para que o software calcule tais parâmetros. Assim como feito por diversos autores em seus trabalhos, como Islam et al. (2018), Morgado et al. (2016) e Elvira-Hernández et al. (2020), foi utilizado o modelo de turbulência $k - \omega SST$ que é um modelo conveniente para superfícies curvas e um dos mais utilizados em aplicações aerodinâmicas. Para as paredes INNERWALL e OUTERWALL foram definidas com a condição de não escorregamento. A análise foi do tipo estática, pois não varia no tempo e a formulação da velocidade foi absoluta. O número de iterações foi definido como 200 por ser um valor comum em que a maioria das análises vem a convergir.

3.4.2 Aeronave Com Propulsor

O setup do solver foi feito exatamente como mostrado na Ilustração 3.1 para a aeronave sem hélice, com algumas pequenas diferenças que estão mostradas na Ilustração 3.2.

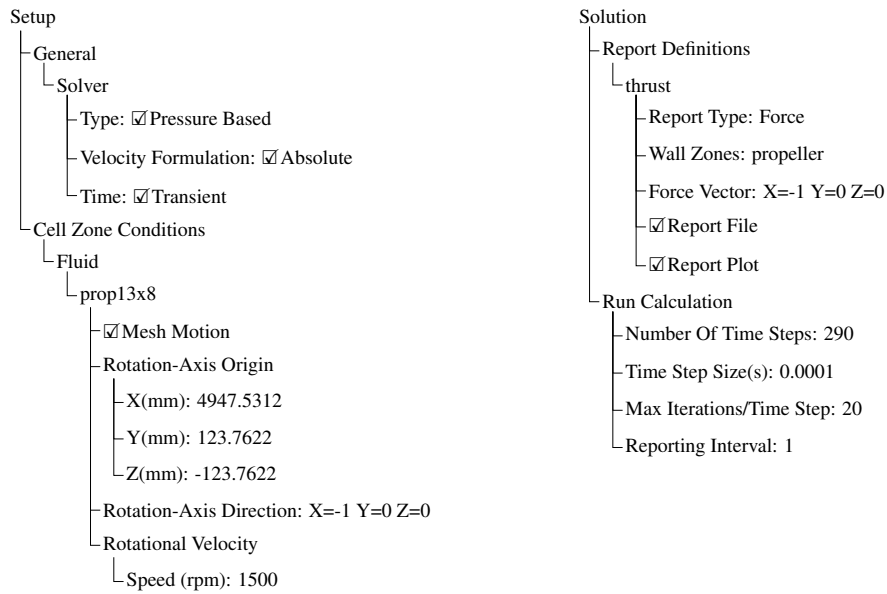
O valor do *time step* foi obtido por meio da discretização do tempo feita com auxílio da Equação 2.1. Sabendo que a maior velocidade no de transição de informação é a ponta da hélice, de raio 0.165m, rotacionando à 1500rpm e que o menor elemento possui 3e-003m, o cálculo do *time step* é da forma:

$$CFL = \frac{\overbrace{0.165 \cdot 1500 \cdot 2 \cdot \pi / 60}^U \Delta t}{\underbrace{0.003}_{\Delta x}} < 1 \quad \therefore \quad \Delta t < 1.1585 \cdot 10^{-4} s$$

$\Delta t = 10^{-4} s$

¹ Inicialização consiste em definir um palpite inicial para o valor das variáveis do escoamento, que são utilizados como ponto de partida para o cálculo da solução

Ilustração 3.2 – Esquemático das configurações definidas no fluent



Fonte: Autor

Com isso, utilizando um *time step* de 10^{-4} s tem-se um CFL de 0.8639, o que é um bom valor, deixando uma certa margem para o limite unitário.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Neste capítulo serão apresentados os resultados obtidos, partindo da modelagem apresentada na metodologia, e comparados aos resultados esperados segundo a teoria, discutindo seus aspectos.

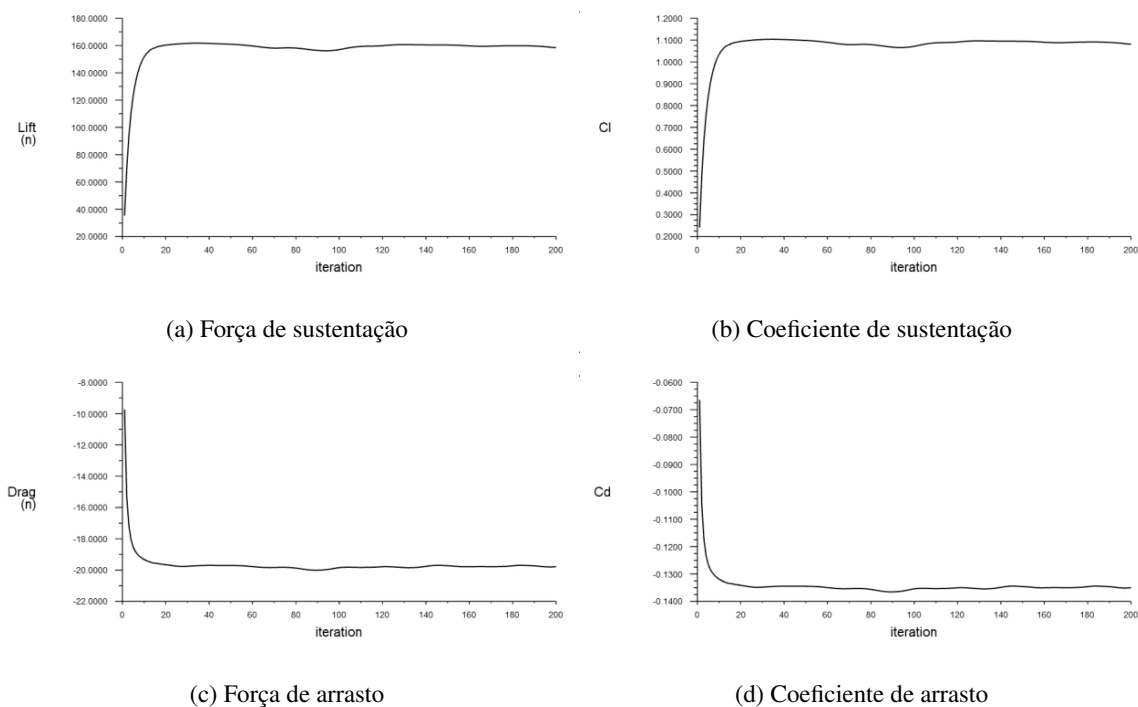
Todas as análises foram executadas em uma mesma máquina com processador Intel(R) Core(TM) i7-7700HQ de 4 núcleos físicos, capaz de alcançar 8 núcleos (4 virtuais) com *hyper threading*, e sistema operacional Windows-x64.

4.1 Aeronave Sem Propulsor

A análise modelada para a aeronave sem propulsor, como discorrido na Seção 3.2.1, levou aproximadamente 50 minutos para ser executada e apresentou boa convergência. Os gráficos de convergência da análise, os valores das iterações dos parâmetros calculados e o registro do software podem ser vistos no Apêndice F.

Os Gráficos 4.1 apresentam os gráficos de convergência dos parâmetros calculados de força de arrasto e sustentação e coeficiente de arrasto e sustentação. Como se pode notar todos os parâmetros calculados convergiram com o valor de 200 iterações definidas.

Gráfico 4.1 – Gráficos de Convergência dos Parâmetros



Fonte: Autor

A Tabela 4.1 apresenta algumas características da aeronave de acordo com os resultados dos Gráficos 4.1. O valor da carga carregada pela aeronave foi calculado com base em um valor de aceleração da gravidade de 9.81 m/s. Os valores de arrasto estão negativos nos Gráficos 4.1 devido à orientação vetorial do arrasto.

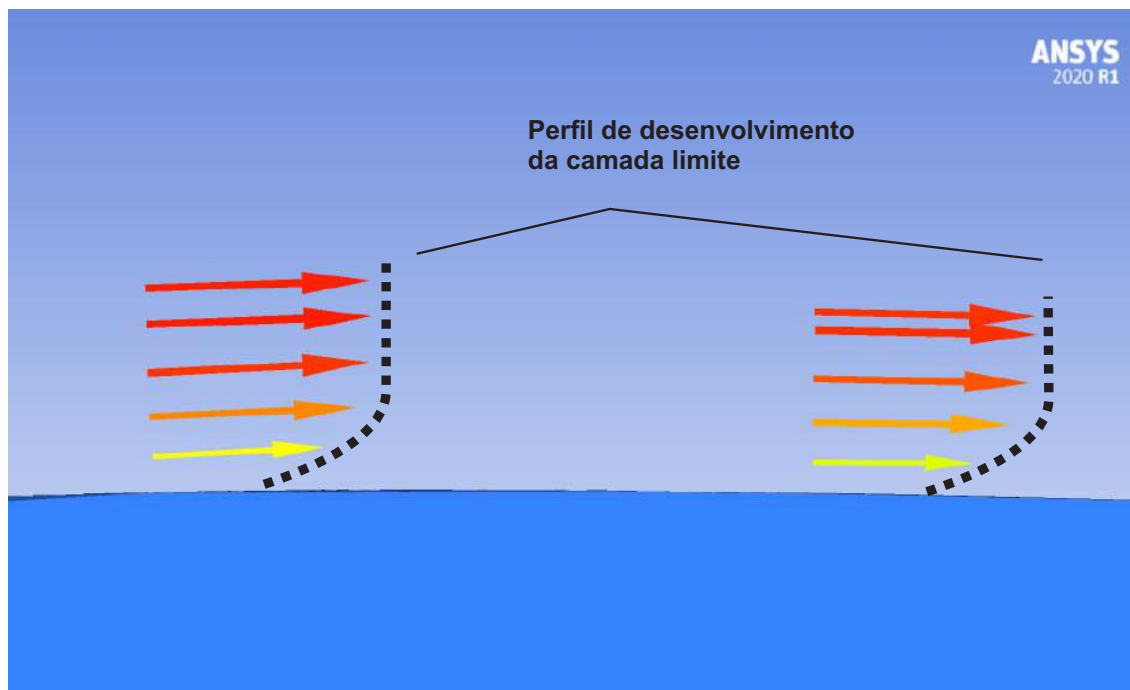
Tabela 4.1 – Parâmetros calculados da aeronave

Coefficiente de sustentação	1.082
Coefficiente de arrasto	0.135
Força de sustentação [N]	159.095
Força de arrasto [N]	19.790
Capacidade de carga [kg]	16.218

Fonte: Autor

Uma análise nas proximidades da superfície da asa mostrou uma boa discretização do desenvolvimento da camada limite. Tal característica só foi possível de ser bem capturada devido aos *inflation layers* aplicados ao redor da asa, como mostrado nas Figuras 3.6c e 3.6c. A Figura 4.1 apresenta o desenvolvimento da camada limite na superfície da asa, sendo o perfil condizente com o teórico, mostrado na Figura 2.16a, para um escoamento laminar.

Figura 4.1 – Vetores de velocidade na superfície da asa

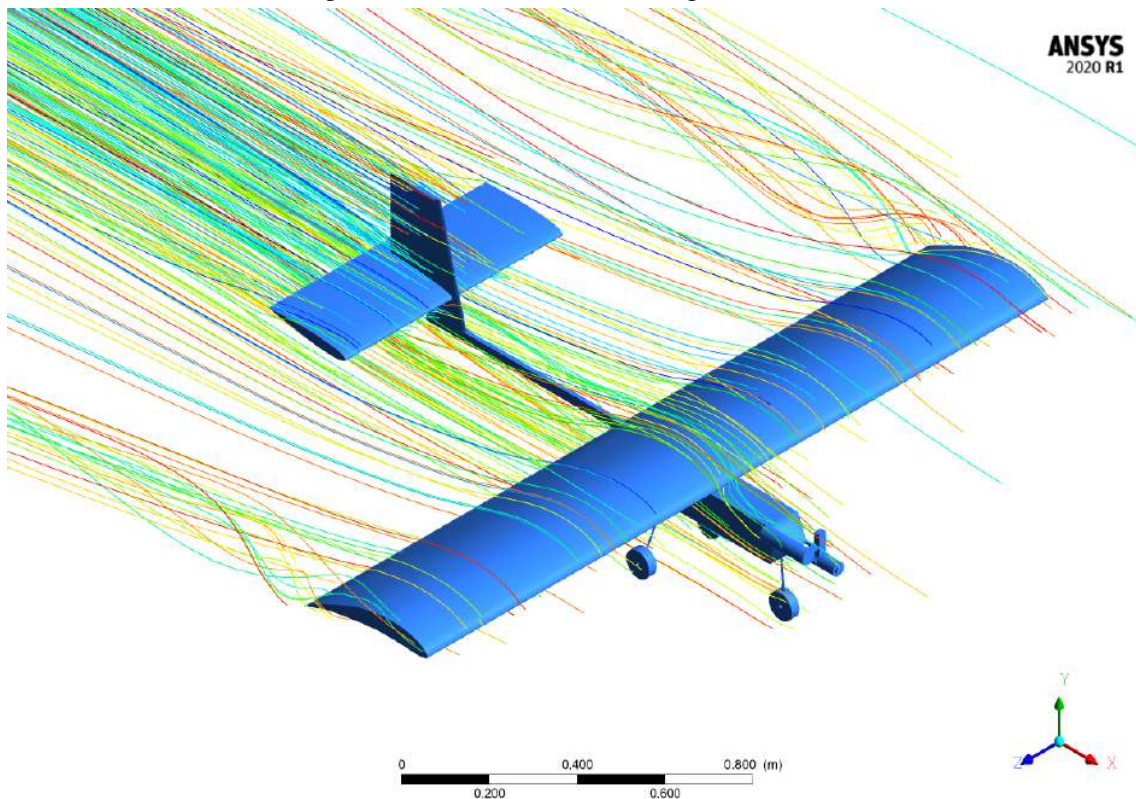


Fonte: Autor

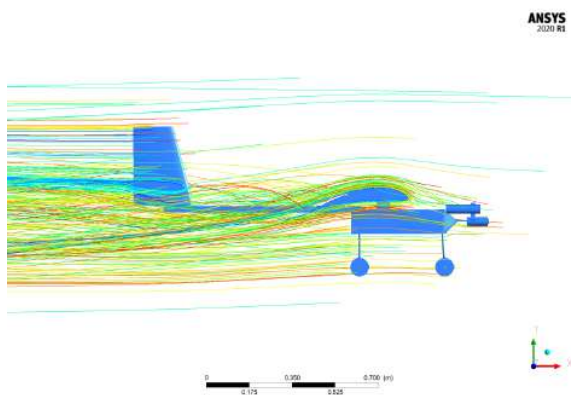
A Figura 4.2 apresenta as linhas de fluxo ao longo da aeronave, onde é possível notar que há uma forte presença dos vórtices de ponta na asa, em decorrência de seu comprimento finito, o que acarreta uma distorção nas linhas de fluxo na parte superior e inferior da asa, como explicado na Figura 2.8, e o efeito de *downwash*. A inclinação das linhas de fluxo na parte inferior da asa podem ser vistas na Figura 4.2d tendendo para a ponta da asa, enquanto as linhas de fluxo sobre a superfície superior podem ser vistas na Figura 4.2e tendendo para o centro da asa. É possível notar ainda na Figura 4.2 a sutil presença de vórtices de ponta nos estabilizadores horizontais, sendo estes bem menos significativos que os da asa em decorrência da geometria simétrica do aerofólio E169, que não causa diferença de pressão entre as superfícies inferior e superior a um ângulo de ataque nulo. Os vórtices notados no estabilizador são devido à seu baixo ângulo de ataque de -5° .

Por meio da Figura 4.2d é possível também aferir que o estabilizador horizontal está bem localizado pois não ficou imerso na corrente de ar conturbada gerada pela asa. Este é um dos principais objetivos de configurações de cauda em T e cruciforme, como é o caso.

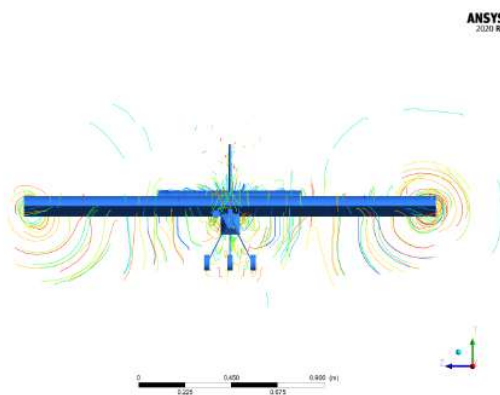
Figura 4.2 – Linhas de fluxo ao longo da aeronave



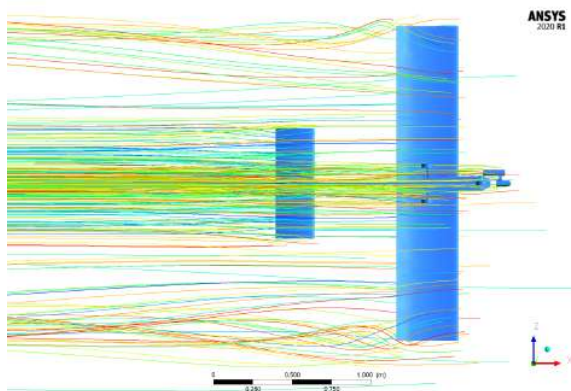
(a) Vista Isométrica



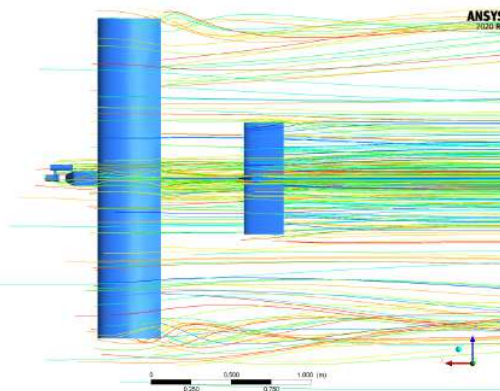
(b) Vista Lateral



(c) Vista Frontal



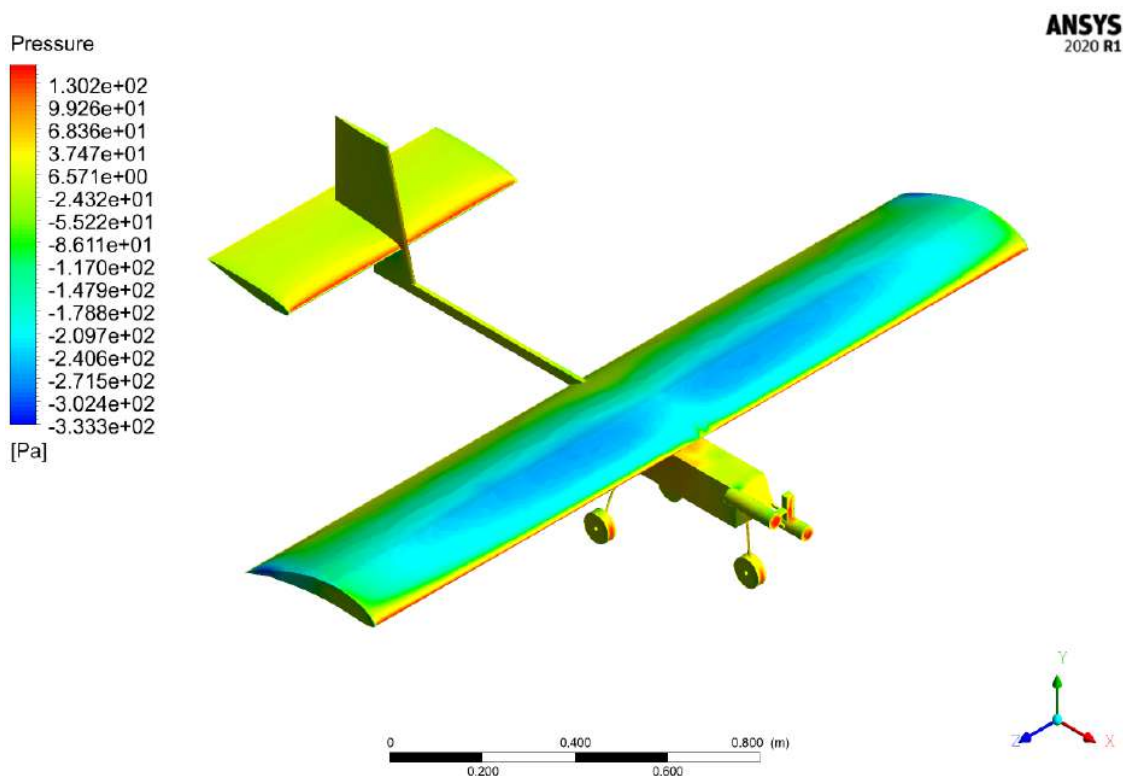
(d) Vista Inferior



(e) Vista Superior

Analisando a distribuição de pressão ao longo da aeronave, apresentada na Figura 4.3, pode-se notar que a maior contribuição para a força de arrasto encontrada, de 19N, foi por parte do trem de pouso e o conjunto tanque/motor. A fuselagem mostrou possuir um bom formato, gerando pouco arrasto. É importante dizer também que, como o conjunto tanque/motor foi subdimensionado na geometria, é provável que a força de arrasto de 19N encontrada esteja subestimada, visto que o conjunto tanque/motor possuem uma área real maior.

Figura 4.3 – Distribuição de pressão ao longo da aeronave

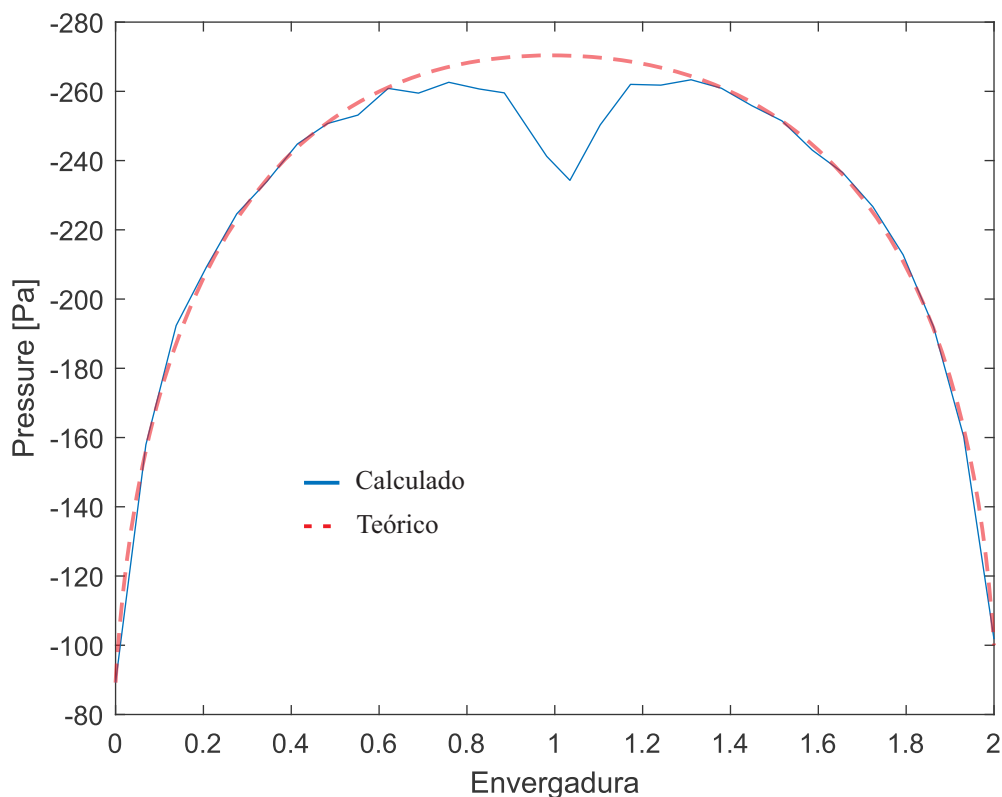


Fonte: Autor

A partir da Figura 4.3 pode-se notar que as maiores pressões negativas estão localizadas no centro da asa, o que indica que a propagação de estol na aeronave se dará a partir dessa região. Tal comportamento da propagação de estol a partir do centro é característico de asas retangulares, em que a razão de conicidade (λ) é unitária.

Foi traçado uma linha ao longo da asa, no quarto de corda do aerofólio, e monitorada a variação da pressão, como mostrado no Gráfico 4.2, a fim de verificar o perfil de sustentação ao longo da asa. A curva de sustentação foi semelhante à curva elíptica teórica, mostrada na Figura 2.9c, contudo a curva para a asa da aeronave apresentou uma queda no centro da asa, decorrente da presença da fuselagem.

Gráfico 4.2 – Distribuição de pressão ao longo da envergadura da asa



Fonte: Autor

Ao analisar a distribuição de pressão ao centro e na ponta da asa, mostradas nas Figuras 4.4, é possível notar a pouca sustentação e o arrasto gerado pelos vórtices de ponta na ponta na asa.

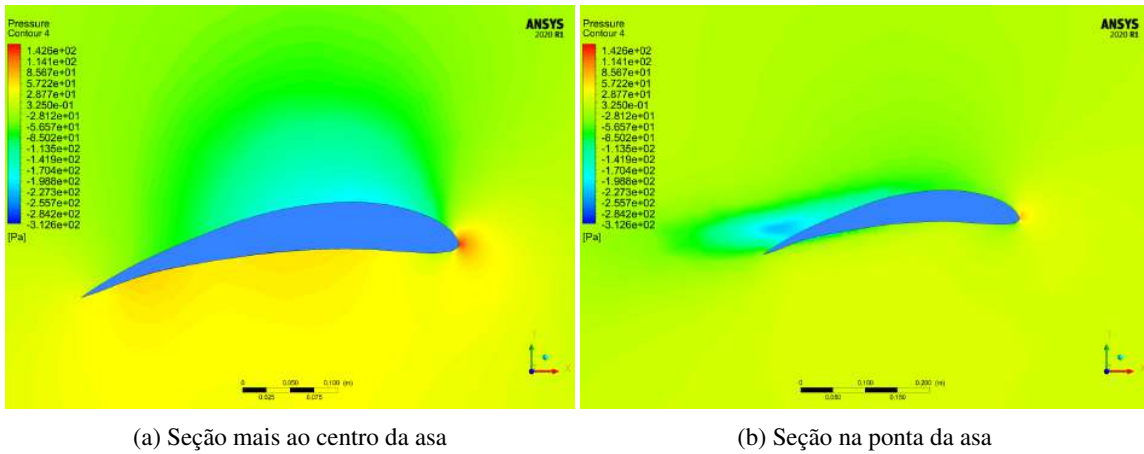
Por fim, diferentemente do estudo de Todorov (2015), neste caso a geometria da fuselagem da aeronave não se mostrou capaz de gerar sustentação na aeronave.

4.2 Aeronave Com Propulsor

A execução da simulação transiente da aeronave com propulsor mostrou possuir um custo computacional inúmeras vezes maior que a análise sem propulsor, discorrida na Seção 4.1. Os residuais da simulação estão mostrados no Apêndice G, juntamente ao gráfico de convergência da propulsão gerada pela hélice. O tempo total da simulação foi de 0.0290s.

A força gerada pelo propulsor a uma rotação de 1500 rpm foi de aproximadamente 152N, como pode ser visto pelo Gráfico 4.3 da foreça em x gerada pela hélice. Tal força de

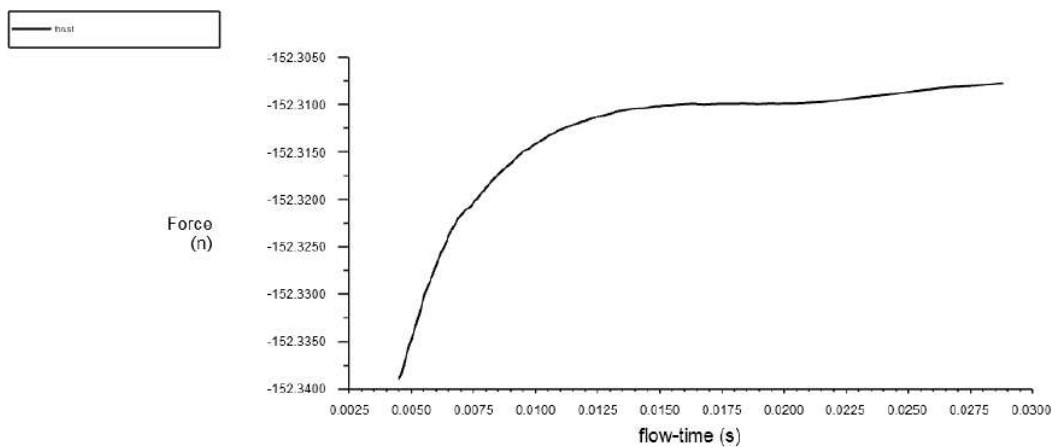
Figura 4.4 – Distribuição de pressão em diferentes seções da asa



Fonte: Autor

propulsão é mais que capaz de superar a força de arrasto de 21N gerada pelo aeromodelo vista na Tabela 4.1.

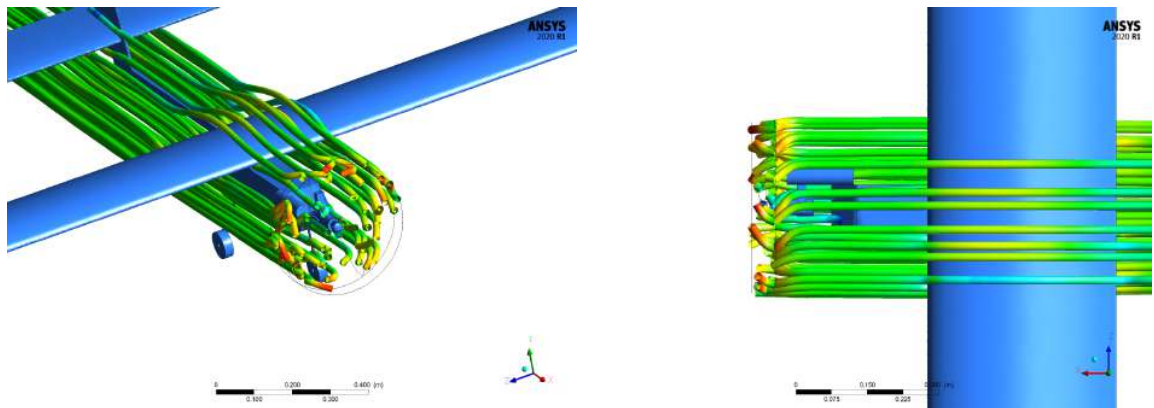
Gráfico 4.3 – Convergência da força de propulsão gerada



Fonte: Autor

Como se pode notar pelas Figuras 4.5, o propulsor causa uma mudança de direção rotacional no fluxo, assim que este passa. Com a aeronave em movimento, tal rotação nas linhas de fluxo ao passarem pelo propulsor é o que causa a corrente de ar em espiral ao redor da fuselagem, exemplificada na Figura 2.14.

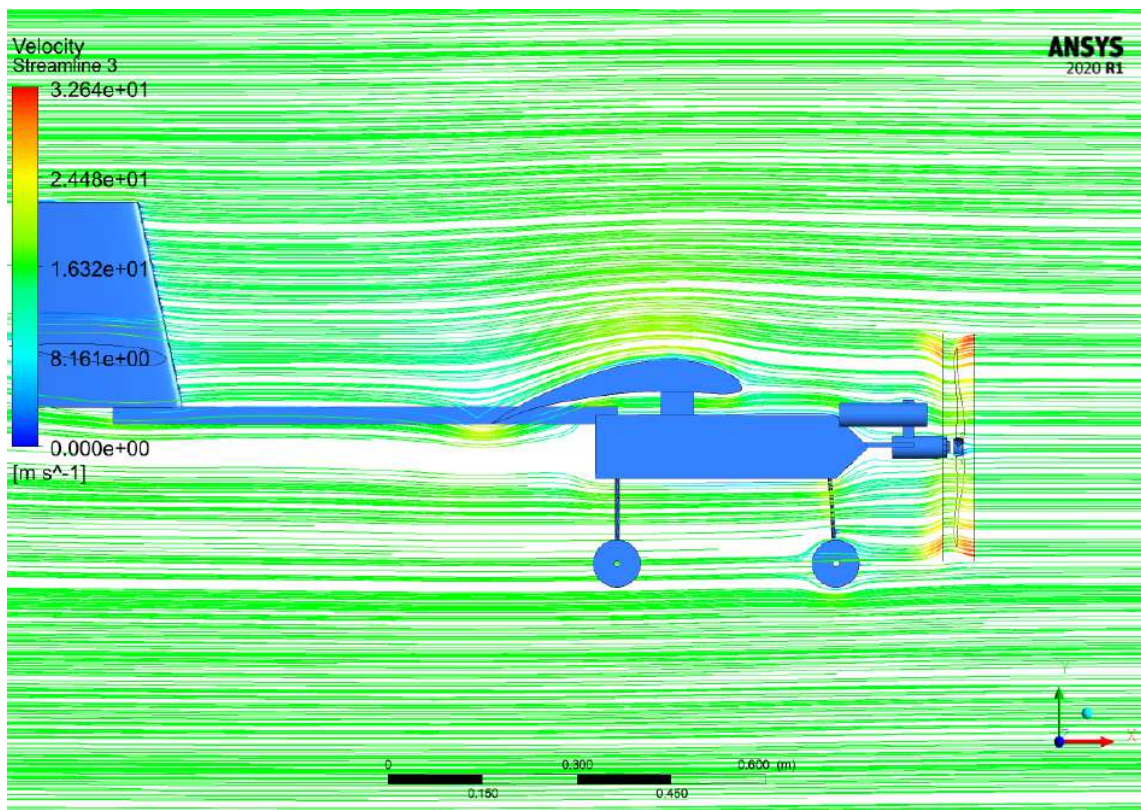
Figura 4.5 – Linhas de fluxo que passam pelo propulsor



Fonte: Autor

A Figura 4.6 apresenta as linhas de velocidade ao longo da aeronave. Como se pode aferir pela imagem, ao passar pela hélice o escoamento é acelerado à uma velocidade de aproximadamente 32,6 m/s.

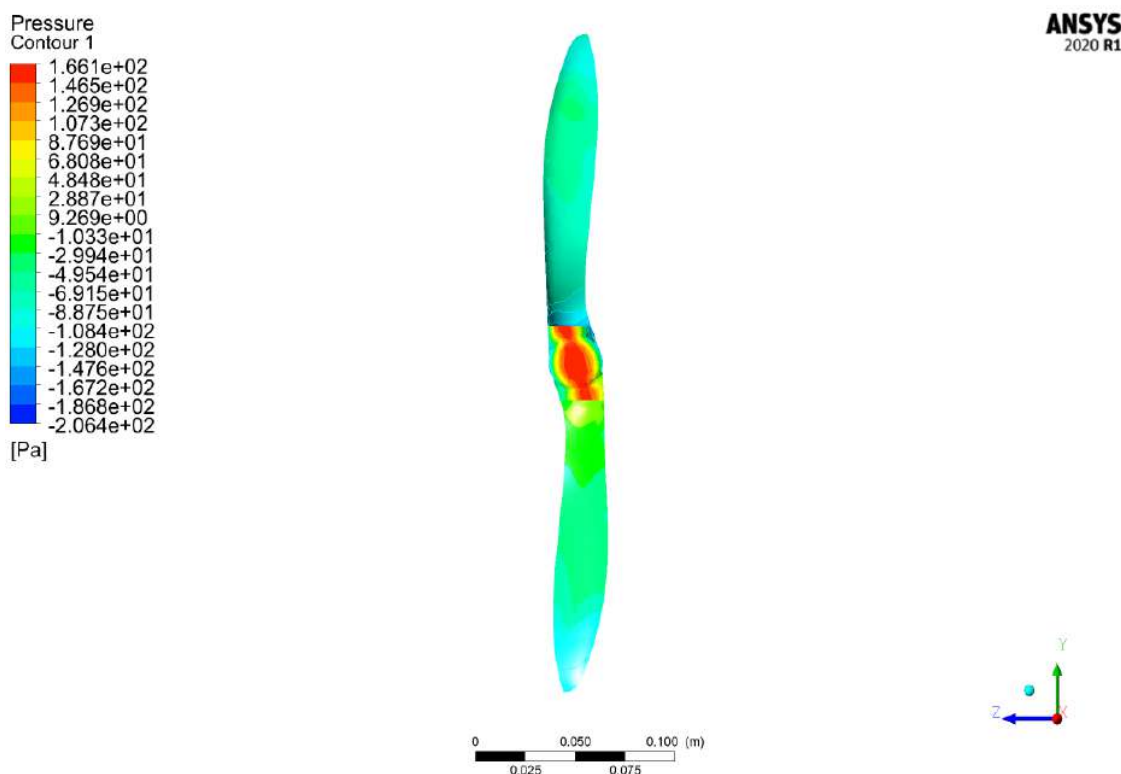
Figura 4.6 – Variação da velocidade do escoamento ao longo da aeronave



Fonte: Autor

Assim como foi visto por Aref et al. (2018) em seu estudo, as hélices que estavam se deslocando para cima apresentaram uma menor propulsão que àquelas se deslocando para baixo. Tal fenômeno pode ser notado por meio da distribuição de pressão ao longo da hélice, mostrado na Figura 4.7. Como se pode notar pela imagem, mesmo que de maneira suave, a hélice inferior, que está se deslocando para cima, apresentou uma menor propulsão que àquela se deslocando para baixo.

Figura 4.7 – Distribuição de pressão ao longo da hélice

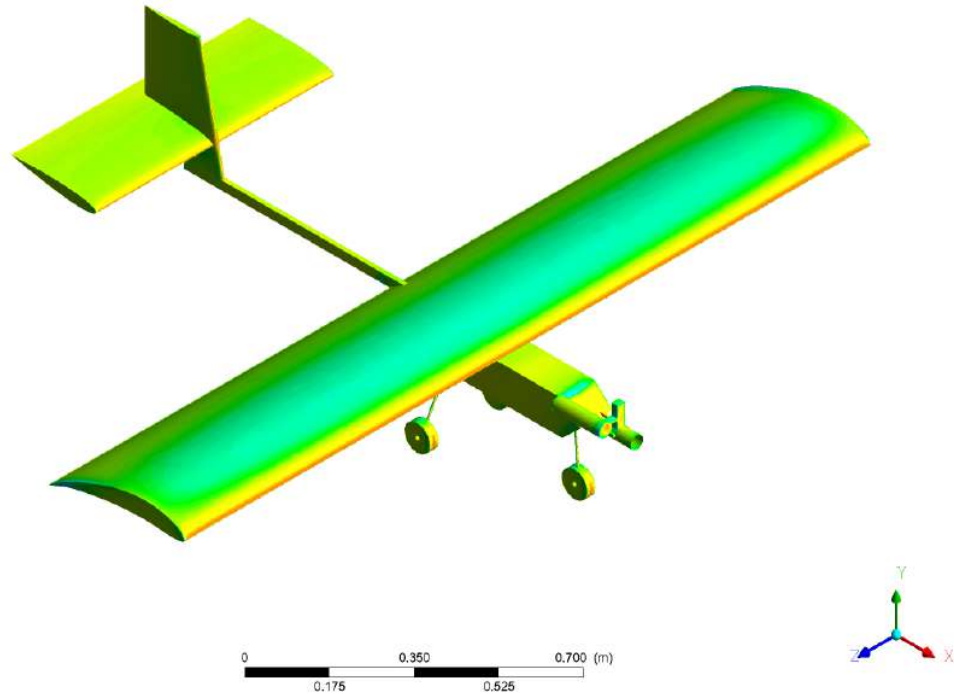


Fonte: Autor

Ainda se tratando da hélice, assim como foi constatado por Xue e Zhou (2020) em seu estudo e explicado em teoria na Figura 2.15, a rotação da hélice causou alterações na distribuição de pressão ao longo da asa. A Figura 4.8 mostra a distribuição de pressão ao longo da aeronave, contudo não é possível identificar visualmente por meio dela as alterações causadas pela hélice. Ao traçar a distribuição de pressão ao longo do quarto de corda da asa, como mostrado na Gráfico 4.4, é possível notar a presença do fenômeno descrito na Figura 2.15 surtindo efeito na asa. Esse fenômeno faz com que o escoamento que passa no lado que a hélice está subindo se incline levemente para cima, fazendo com que a asa tenha um suposto ângulo

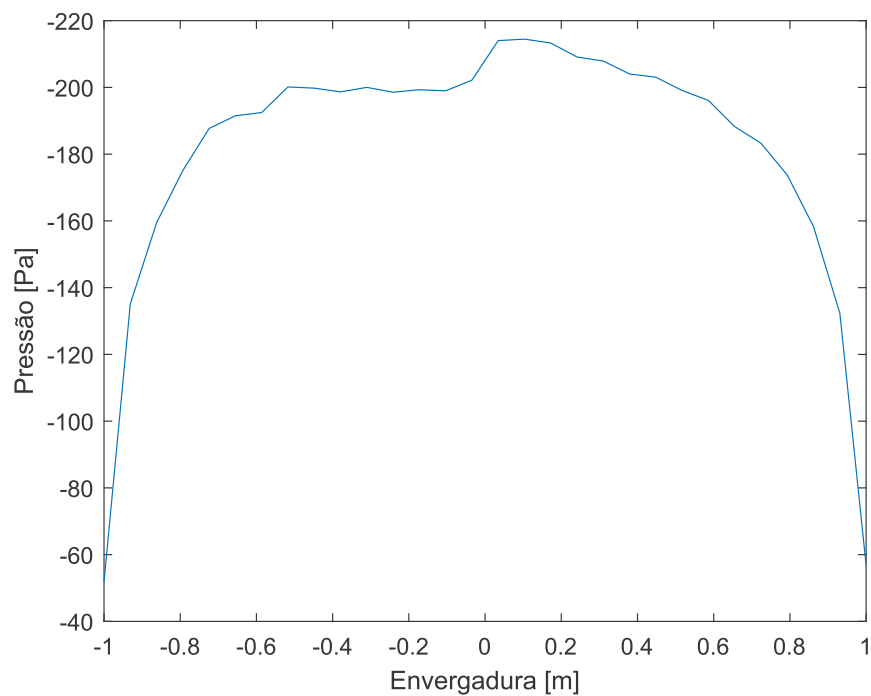
de ataque maior, e o inverso acontece do outro lado fazendo com que a asa tenha um ângulo de ataque menor naquela região em que o escoamento foi afetado.

Figura 4.8 – Distribuição de pressão na aeronave com hélice



Fonte: Autor

Gráfico 4.4 – Distribuição de pressão ao longo da asa com propulsor presente



Fonte: Autor

5 CONCLUSÃO

Embora as análises tenham sido montadas com um volume de controle mais estreito devido às limitações computacionais, de maneira geral, as simulações apresentaram grande concordância com a teoria e com outros estudos presentes na literatura. A aeronave se mostrou ser um projeto promissor.

É necessário ainda uma melhor investigação sobre o comportamento da aeronave sob efeito da hélice pois, devido às limitações computacionais, a análise foi executada para um período de 0.0290s e é possível que os resultados venham a sofrer alguma alteração ao decorrer de um intervalo maior.

O projeto da aeronave se mostrou promissor, com uma boa sustentação gerada pela asa e boa propulsão gerada pelo propulsor. A aeronave mostrou também um baixo arrasto, contudo este valor foi subestimado na análise, uma vez que o motor foi subdimensionado visto que o real possui uma superfície maior, o que gera um maior arrasto.

Finalmente, fica como sugestão para trabalhos futuros uma análise mais detalhada da influência da hélice nas características aerodinâmicas da aeronave, o levantamento das distribuições de forças aerodinâmicas considerando a variação do ângulo de ataque do escoamento em relação à aeronave e a otimização da estrutura da aeronave com base nos resultados obtidos para melhor desempenho aerodinâmico e estrutural da mesma.

REFERÊNCIAS

- ANANDA, G.; SUKUMAR, P.; SELIG, M. S. Measured aerodynamic characteristics of wings at low reynolds numbers. **Aerospace Science and Technology**, Elsevier, v. 42, p. 392–406, 2015.
- ANDERSON, D.; EBERHARDT, S. **Understanding Flight**. McGraw-Hill Education, 2000. ISBN 9780071386661. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=52Hfn7uEGSoC>>.
- ANDERSON, J. **Fundamentals of Aerodynamics**. McGraw-Hill, 2001. (Aeronautical and Aerospace Engineering Series). ISBN 9780072373356. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=CaBTAAAAMAAJ>>.
- ANSYS, Inc. **ANSYS Fluent User's Guide**. [S.l.], 2013. v. 15. Disponível em: <<http://www.pmt.usp.br/academic/martoran/notasmodelosgrad/ANSYS%20Fluent%20Users%20Guide.pdf>>.
- AREF, P. et al. Computational study of propeller–wing aerodynamic interaction. **Aerospace**, MDPI AG, v. 5, n. 3, p. 79, Jul 2018. ISSN 2226-4310. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.3390/aerospace5030079>>.
- BAIG, A. U. Z. et al. A new methodology for aerodynamic design and analysis of a small scale blended wing body. **Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering**, v. 07, 01 2018.
- BARNARD, R.; PHILPOTT, D. **Aircraft Flight: A Description of the Physical Principles of Aircraft Flight**. ©Pearson Education Limited, 2010. ISBN 9780273730989. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=kAoHD51GkSoC>>.
- CHEMEZOV, D. Reference data of pressure distribution on the surfaces of airfoils (hydrofoils) having the names beginning with the letter e (the first part). **Theoretical & Applied Science**, v. 105, p. 501–569, 02 2022.
- CUMMINGS, R. et al. **Applied Computational Aerodynamics**. Cambridge University Press, 2015. (Cambridge Aerospace Series). ISBN 9781107053748. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=gwzUBwAAQBAJ>>.
- DAVIES, M. **The Standard Handbook for Aeronautical and Astronautical Engineers**. McGraw-Hill, 2003. (McGraw-Hill standard handbooks). ISBN 9780071362290. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=B41UAAAAMAAJ>>.
- DYKE, M. V. **An Album of Fluid Motion**. Parabolic Press, 1982. (An Album of Fluid Motion). ISBN 9780915760022. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=rWo eAQAAIAAJ>>.
- EFTEKHARI, S.; AL-OBAIDI, A. S. M. Investigation of a NACA0012 Finite Wing Aerodynamics at Low Reynolds Numbers and 0° to 90° Angle of Attack. **Journal of Aerospace Technology and Management**, scielo, v. 11, 00 2019. ISSN 2175-9146. Disponível em: <http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S2175-91462019000100313&nrm=iso>.
- ELVIRA-HERNÁNDEZ, E. A. et al. Aerodynamic analysis of an unmanned aerial vehicle with infrared camera for monitoring oil leakage in pipeline networks. **Acta universitaria**, scielomx, v. 30, 00 2020. ISSN 0188-6266. Disponível em: <http://www.scielo.org.mx/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S0188-62662020000100108&nrm=iso>.

EPPLER, R. **Airfoil Design and Data**. Springer Berlin Heidelberg, 2012. ISBN 9783662026465. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=JN55BgAAQBAJ>>.

FLANDRO, G.; MCMAHON, H.; ROACH, R. **Basic Aerodynamics: Incompressible Flow**. Cambridge University Press, 2011. (Cambridge Aerospace Series). ISBN 9781139498616. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=TWAVrpbFwxoC>>.

FUENTES, S.; FRANKENBERG-GARCIA, A.; NEWSTEAD, H. **Dicionário Oxford de Português**. Oxford University Press, 2015. ISBN 9780199678129. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=nG7EoQEACAAJ>>.

GÜLÇAT, Ü. **Fundamentals of Modern Unsteady Aerodynamics**. Springer Berlin Heidelberg, 2010. ISBN 9783642147616. Disponível em: <https://books.google.com.br/books?id=PC_KZVo2BwUC>.

HITCHENS, F. **Propeller Aerodynamics: The History, Aerodynamics & Operation of Aircraft Propellers**. Andrews UK Limited, 2015. ISBN 9781785381256. Disponível em: <https://books.google.com.br/books?id=aOg_CgAAQBAJ>.

HOUGHTON, E.; CARPENTER, P. **Aerodynamics for Engineering Students**. Elsevier Science, 2003. ISBN 9780080493855. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=4YCThwzeTBQC>>.

HULL, D. **Fundamentals of Airplane Flight Mechanics**. Springer Berlin Heidelberg, 2007. ISBN 9783540465737. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=QUZgTj7iejwC>>.

ISLAM, M. et al. Study of mesh quality improvement for cfd analysis of an airfoil. **IJUM Engineering Journal**, v. 19, p. 203–212, 12 2018.

KUNDU, A. **Aircraft Design**. Cambridge University Press, 2010. (Cambridge Aerospace Series). ISBN 9781139487450. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=NeHoahlhCGMC>>.

Leap Australia. **TURBULENCE PART 2 - WALL FUNCTIONS AND Y+ REQUIREMENTS**. 2012. Disponível em: <<https://www.computationalfluidynamics.com.au/tips-tricks-turbulence-wall-functions-and-y-requirements/>>. Acesso em: 22/03/2022.

MARTÍ, J. **Finite Element Analysis: implicit and explicit schemes**. 2020. Disponível em: <<https://principia.es/en/finite-element-analysis-implicit-and-explicit-schemes/>>. Acesso em: 15/03/2022.

MCLEAN, D. **Understanding Aerodynamics: Arguing from the Real Physics**. Wiley, 2012. (Aerospace Series). ISBN 9781119967514. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=UE3sXu28R0wC>>.

MORGADO, J. et al. Xfoil vs cfd performance predictions for high lift low reynolds number airfoils. **Aerospace Science and Technology**, v. 52, p. 207 – 214, 2016. ISSN 1270-9638. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963816300839>>.

National Aeronautic and Space Administration. **Museum In a Box**. [S.l.], 2011. 284–295 p. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/museum-in-a-box-combined-lessons-02-09-11.pdf>>.

National Oceanic and Atmospheric Administration of United States, U. S. et al. **U.S. Standard Atmosphere, 1976**. National Oceanic and Atmospheric Administration, 1976. (NOAA - SIT 76-1562). Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=pWdTAAAAMAAJ>>.

OWEN, D. et al. Investigating the effect of biofouling on propeller characteristics using cfd. **Ocean Engineering**, v. 159, p. 505–516, 2018. ISSN 0029-8018. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0029801818300957>>.

PEIRÓ, J.; SHERWIN, S. Finite difference, finite element and finite volume methods for partial differential equations. In: _____. **Handbook of Materials Modeling: Methods**. Dordrecht: Springer Netherlands, 2005. p. 2415–2446. ISBN 978-1-4020-3286-8. Disponível em: <https://doi.org/10.1007/978-1-4020-3286-8_127>.

PFLAUM, E.; SCHOLZ, D. **Aircraft Design - an Open Educational Resource (OER) for Hamburg Open Online University (HOOU)**. [S.l.], 2015/2016. 16 p. Disponível em: <<https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/HOOU/>>.

RATHAKRISHNAN, E. **Theoretical Aerodynamics**. Wiley, 2013. ISBN 9781118479377. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=Jfa1Y0jEpZIC>>.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com aplicações ao projeto SAE-AeroDesign: Aerodinâmica e Desempenho**. 1. ed. [S.l.]: Salto/SP, 2014. v. 1. ISBN 9788591811304.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da engenharia aeronáutica com aplicações ao projeto SAE-Aerodesign: Estabilidade e Estruturas**. 1. ed. [S.l.]: Salto/SP, 2014. v. 2. ISBN 9788591811311.

ROSKAM, J.; LAN, C. **Airplane Aerodynamics and Performance**. Design, Analysis and Research Corporation, 1997. (Airplane design and analysis). ISBN 9781884885440. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=bSq-cEf0EWsC>>.

SEBASTIAN, P. **ABC of Application of Bernoulli Principle: Application of Bernoulli Principle**. Prakash Sebastian, 2015. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=yhiLCgAAQBAJ>>.

SELIG, M. **Summary of Low Speed Airfoil Data**. SoarTech Publications, 1995. (Summary of Low Speed Airfoil Data, v. 1). ISBN 9780964674714. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=qtIeAQAAIAAJ>>.

SELIG, M. **Summary of Low Speed Airfoil Data**. SoarTech Publications, 1995. (Summary of Low Speed Airfoil Data, v. 2). ISBN 9780964674714. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=iFV5tQAACAAJ>>.

SIDDIQI, Z.; LEE, J. A computational fluid dynamics investigation of subsonic wing designs for unmanned aerial vehicle application. **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering**, v. 233, p. 095441001985255, 06 2019.

SILVA, S. da; CAMPANI, P. B.; FRANCA, M. P. Análise do desempenho de aeronave vant da equipe aeropampa-micro para participar da sae brasil aerodesign. **Anais do Salão Internacional de Ensino, Pesquisa e Extensão**, v. 8, n. 2, fev. 2020. Disponível em: <<https://periodicos.unipampa.edu.br/index.php/SIEPE/article/view/90969>>.

SKAROLEK, V.; J. Karabelas, S. Energy efficient active control of the flow past an aircraft wing: Rans and les evaluation. **Applied Mathematical Modelling**, v. 40, n. 2, p. 700 – 725, 2016. ISSN 0307-904X. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0307904X15005624>>.

SODJA, J. Turbulence models in cfd. **University of Ljubljana**, p. 1–18, 2007.

SOLER, M. **Fundamentals of Aerospace Engineering: An Introductory Course to Aeronautical Engineering**. CreateSpace Independent Publishing Platform, 2017. ISBN 9781974427345. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=iK-9tAEACAAJ>>.

Stanford University Repository. **The NACA airfoil series**. 2020. Disponível em: <https://web.stanford.edu/~cantwell/AA200_Course_Material/The%20NACA%20airfoil%20series.pdf>. Acesso em: 11/12/2020.

The Seattle Times. **Boeing celebrates 787 delivery as program's costs top \$32 billion**. 2020. Disponível em: <<https://www.seattletimes.com/business/boeing-celebrates-787-delivery-as-p-ograms-costs-top-32-billion/>>. Acesso em: 20/09/2020.

TODOROV, M. D. Determination of the aerodynamic characteristics of a light aircraft using ansys workbench and fluent software. **Romanian Review Precision Mechanics, Optics & Mechatronics**, Editura Cefin, n. 48, p. 117, 2015.

TU, J.; INTHAVONG, K.; AHMADI, G. **Computational Fluid and Particle Dynamics in the Human Respiratory System**. Springer Netherlands, 2012. (Biological and Medical Physics, Biomedical Engineering). ISBN 9789400744875. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=0ZZ4WJT6TYcC>>.

United States Federal Aviation Administration. **How to Become a Pilot: The Step-by-step Guide to Flying**. Sterling Publishing Company, 1987. ISBN 9780806983868. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=nLwrPHJsH4wC>>.

VELDHUIS, L. Review of propeller-wing aerodynamic interference. icas 2004-6.3.1. In: **24th International Congress of the Aeronautical Sciences, Yokohama, Japan**. [S.l.: s.n.], 2004. p. –.

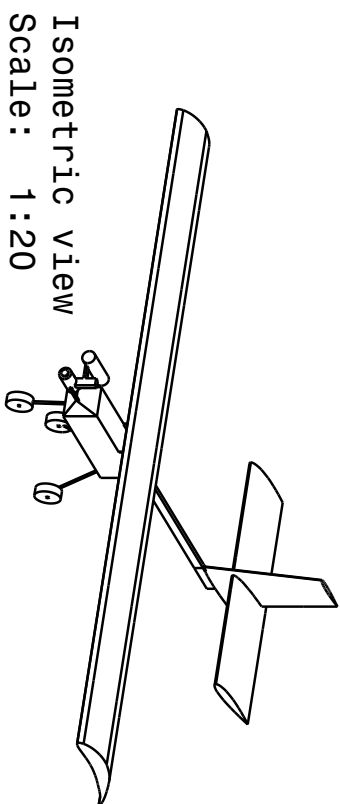
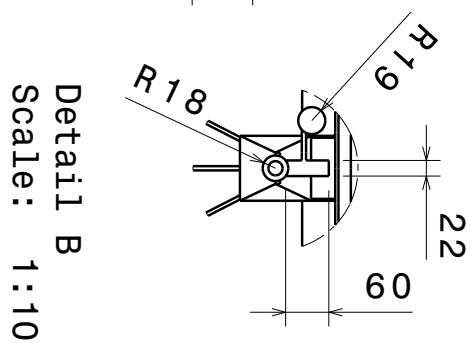
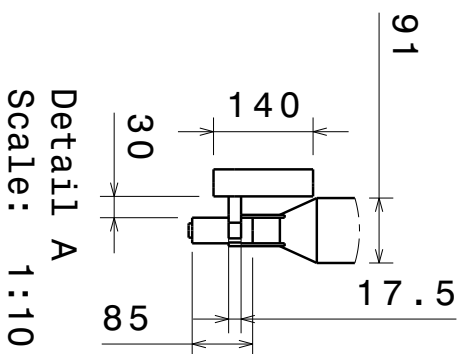
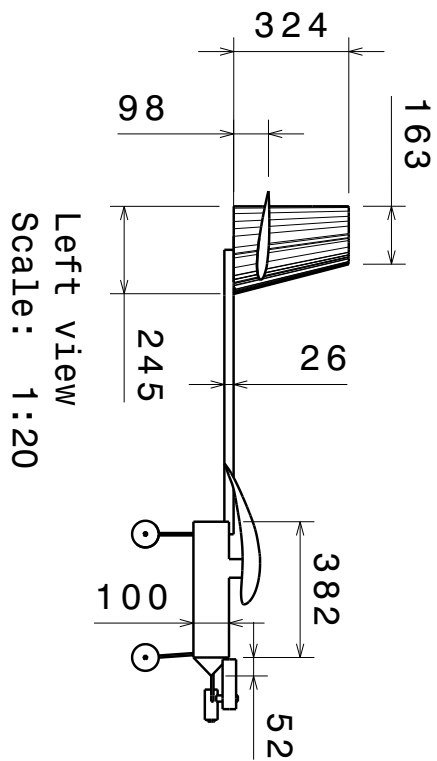
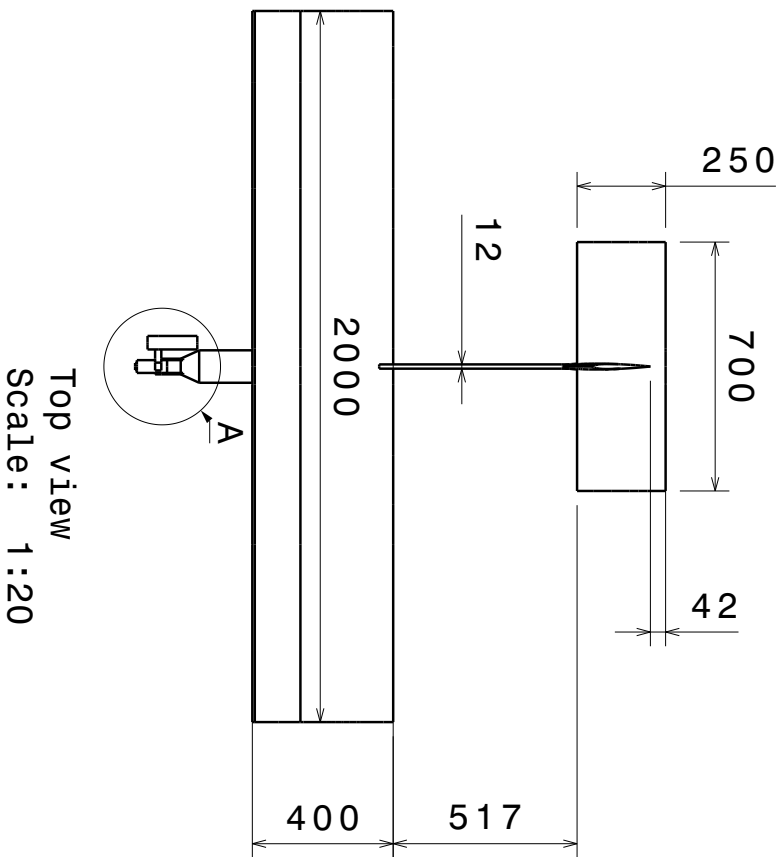
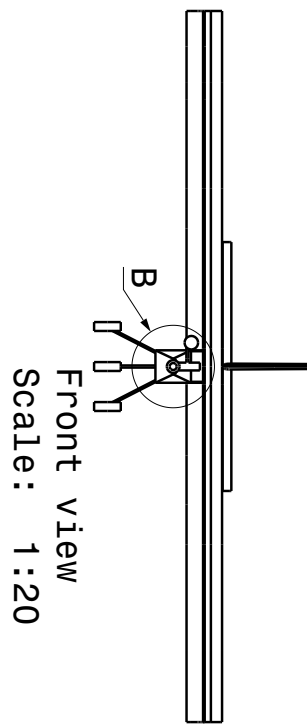
VERSTEEG, H.; MALALASEKERA, W. **An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method**. Pearson Education Limited, 2007. ISBN 9780131274983. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=RvBZ-UMpGzIC>>.

XUE, C.; ZHOU, Z. Propeller-wing coupled aerodynamic design based on desired propeller slipstream. **Aerospace science and technology**, Elsevier Masson SAS, v. 97, p. 105556, 2020. ISSN 1270-9638.

YUSUF, S. N. A. et al. A short review on rans turbulence models. **CFD Letters**, v. 12, n. 11, p. 83–96, Dec. 2020. Disponível em: <<https://www.akademiabaru.com/submit/index.php/cfdl/article/view/2267>>.

ŠTORCH, V.; NOŽIČKA, J. Contra-rotating propeller aerodynamics solved by a 3d panel method with coupled boundary layer. **Acta polytechnica (Prague, Czech Republic : 1992)**, CTU Central Library, v. 57, n. 5, p. 355–366, 2017. ISSN 1210-2709.

APÊNDICE A – Desenho técnico do VANT



APÊNDICE B – Parâmetros atmosféricos

Tabela encontrada em National Oceanic and Atmospheric Administration of United States et al. (1976):

101

Table III
Geometric Altitude, Metric Units

Altitude		Sound speed C_s (m/s)	Dynamic viscosity		Kinematic viscosity		Thermal conductivity	
Z (m)	H (m)		$(N \cdot \mu / m^2)$	μ/μ_0	(m^2 / s)	η/η_0	$(J/m \cdot s \cdot K)$	κ/κ_0
-1000	-1000	344.11	1.0206 - 5	1.0174 + 0	1.3516 - 5	9.2527 - 1	2.5672 - 5	1.0201 + 0
-950	-950	343.92	1.0190	1.0165	1.3568	9.2843	2.5647	1.0191
-900	-900	343.73	1.0175	1.0157	1.3620	9.3242	2.5622	1.0181
-850	-850	343.54	1.0159	1.0148	1.3673	9.3602	2.5796	1.0171
-800	-800	343.35	1.0144	1.0139	1.3725	9.3963	2.5771	1.0161
-750	-750	343.16	1.0128	1.0130	1.3779	9.4327	2.5745	1.0150
-700	-700	342.97	1.0113	1.0122	1.3832	9.4692	2.5720	1.0140
-650	-650	342.78	1.0097	1.0113	1.3886	9.5059	2.5694	1.0130
-600	-600	342.59	1.0081	1.0104	1.3939	9.5428	2.5669	1.0120
-550	-550	342.40	1.0066	1.0096	1.3994	9.5799	2.5643	1.0110
-500	-500	342.21	1.0050	1.0087	1.4048	9.6171	2.5618	1.0100
-450	-450	342.02	1.0035	1.0078	1.4103	9.6546	2.5592	1.0090
-400	-400	341.83	1.0019	1.0069	1.4158	9.6922	2.5567	1.0080
-350	-350	341.63	1.0003	1.0061	1.4213	9.7300	2.5541	1.0070
-300	-300	341.44	1.7988	1.0052	1.4268	9.7680	2.5516	1.0060
-250	-250	341.25	1.7972	1.0043	1.4324	9.8062	2.5490	1.0050
-200	-200	341.06	1.7956	1.0035	1.4380	9.8445	2.5465	1.0040
-150	-150	340.87	1.7941	1.0026	1.4437	9.8831	2.5439	1.0030
-100	-100	340.68	1.7925	1.0017	1.4493	9.9219	2.5413	1.0020
-50	-50	340.49	1.7909	1.0008	1.4550	9.9608	2.5388	1.0010
0	0	340.29	1.7894	1.0000	1.4607	1.0000 + 0	2.5362 - 5	1.0000 + 0
50	50	340.10	1.7878	9.9912 - 1	1.4665	1.0039	2.5337	9.9899 - 1
100	100	339.91	1.7862	9.9824	1.4722	1.0078	2.5311	9.9798
150	150	339.72	1.7847	9.9736	1.4780	1.0118	2.5286	9.9697
200	200	339.53	1.7831	9.9649	1.4839	1.0158	2.5260	9.9596
250	250	339.33	1.7815	9.9561	1.4897	1.0198	2.5234	9.9495
300	300	339.14	1.7800	9.9473	1.4956	1.0238	2.5209	9.9394
350	350	338.95	1.7784	9.9385	1.5015	1.0279	2.5183	9.9293
400	400	338.76	1.7768	9.9297	1.5075	1.0320	2.5157	9.9191
450	450	338.56	1.7752	9.9209	1.5135	1.0361	2.5132	9.9090
500	500	338.37	1.7737	9.9121	1.5195	1.0402 + 0	2.5106 - 5	9.8989 - 1
550	550	338.18	1.7721	9.9033	1.5255	1.0443	2.5080	9.8888
600	600	337.98	1.7705	9.8945	1.5316	1.0485	2.5055	9.8787
650	650	337.79	1.7689	9.8856	1.5377	1.0527	2.5029	9.8685
700	700	337.60	1.7673	9.8768	1.5438	1.0568	2.5003	9.8584
750	750	337.40	1.7658	9.8680	1.5500	1.0611	2.4978	9.8483
800	800	337.21	1.7642	9.8591	1.5562	1.0653	2.4952	9.8382
850	850	337.02	1.7626	9.8503	1.5624	1.0696	2.4926	9.8280
900	900	336.82	1.7610	9.8414	1.5687	1.0739	2.4901	9.8179
950	950	336.63	1.7594	9.8326	1.5750	1.0782	2.4875	9.8077

Sabendo que a viscosidade cinemática é igual à viscosidade dinâmica dividida pela densidade do líquido, tem-se que:

$$v = \frac{\mu}{\rho} \quad \therefore \quad \rho = \frac{\mu}{v} = \frac{1,7673 \cdot 10^{-5} \text{ N}\cdot\text{s}/\text{m}^2}{1,5438 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}} = 1,1448 \frac{\text{N}\cdot\text{s}}{\text{m}^4}$$

Transformando ρ e μ utilizando o sistema MLT:

$$\frac{\text{N}\cdot\text{s}^2}{\text{m}^4} = \frac{\frac{\text{M}\cdot\text{L}}{\text{T}^2} \cdot \text{T}^2}{\text{L}^4} = \frac{\text{M}}{\text{L}^3} = \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \quad \therefore \quad \boxed{\rho = 1,1448 \text{ kg}/\text{m}^3}$$

$$\mu = \text{N} \frac{\text{s}}{\text{m}^2} = \frac{\text{M}\cdot\text{L}}{\text{T}^2} \cdot \frac{\text{T}}{\text{L}^2} \quad \therefore \quad \boxed{\mu = 1,7673 \cdot 10^{-5} \text{ kg}/\text{m}\cdot\text{s}}$$

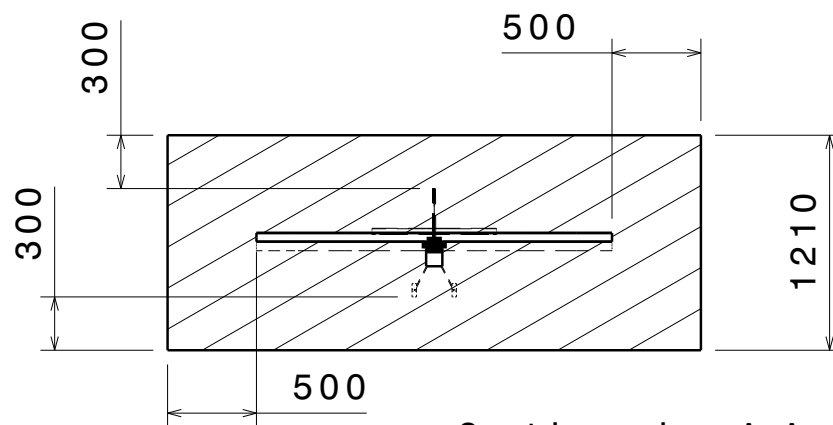
Tabela também encontrada em National Oceanic and Atmospheric Administration of United States et al. (1976):

Table I
Geometric Altitude, Metric Units

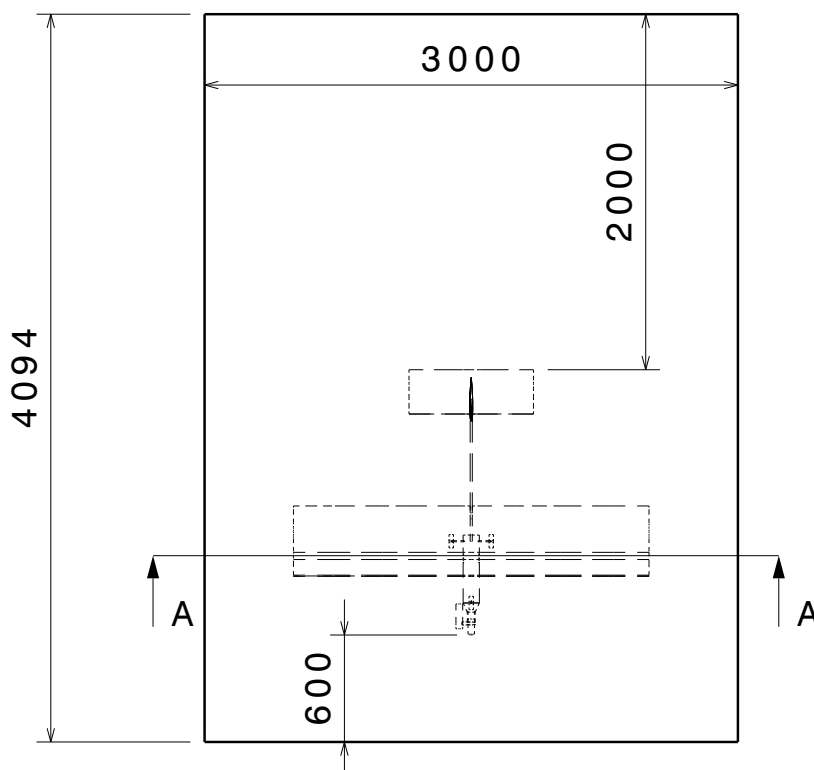
53

Altitude		Temperature			Pressure			Density	
Z (m)	H (m)	T (K)	t (°C)	T _M (K)	P (mb)	P (torr)	P/P ₀	ρ (kg/m ³)	ρ/ρ ₀
-1000	-1000	294.651	21.501	294.651	1.1393	8.5455	1.1244	1.3470	1.0996
-950	-950	294.326	21.176	294.326	1.1327	8.4961	1.1179	1.3407	1.0945
-900	-900	294.001	20.851	294.001	1.1261	8.4468	1.1114	1.3344	1.0893
-850	-850	293.676	20.526	293.676	1.1196	8.3979	1.1049	1.3281	1.0842
-800	-800	293.351	20.201	293.351	1.1131	8.3491	1.0985	1.3219	1.0791
-750	-750	293.026	19.876	293.026	1.1066	8.3006	1.0921	1.3157	1.0740
-700	-700	292.701	19.551	292.701	1.1002	8.2523	1.0858	1.3095	1.0690
-650	-650	292.375	19.225	292.375	1.0938	8.2043	1.0795	1.3033	1.0639
-600	-600	292.050	18.900	292.050	1.0874	8.1564	1.0732	1.2971	1.0589
-550	-550	291.725	18.575	291.725	1.0810	8.1088	1.0669	1.2910	1.0539
-500	-500	291.400	18.250	291.400	1.0747	8.0615	1.0607	1.2849	1.0489
-450	-450	291.075	17.925	291.075	1.0684	8.0143	1.0545	1.2788	1.0439
-400	-400	290.750	17.600	290.750	1.0622	7.9674	1.0483	1.2727	1.0390
-350	-350	290.425	17.275	290.425	1.0560	7.9207	1.0422	1.2667	1.0340
-300	-300	290.100	16.950	290.100	1.0498	7.8742	1.0360	1.2607	1.0291
-250	-250	289.775	16.625	289.775	1.0436	7.8279	1.0299	1.2547	1.0242
-200	-200	289.450	16.300	289.450	1.0375	7.7819	1.0239	1.2487	1.0193
-150	-150	289.125	15.975	289.125	1.0314	7.7361	1.0179	1.2427	1.0145
-100	-100	288.800	15.650	288.800	1.0253	7.6905	1.0119	1.2368	1.0096
-50	-50	288.475	15.325	288.475	1.0192	7.6451	1.0059	1.2309	1.0048
0	0	288.150	15.000	288.150	1.0132	7.6000	1.0000	1.2250	1.0000
50	50	287.825	14.675	287.825	1.0072	7.5550	9.9408	1.2191	9.9521
100	100	287.500	14.350	287.500	1.0012	7.5103	9.8820	1.2133	9.9044
150	150	287.175	14.025	287.175	9.9535	7.4658	9.8234	1.2075	9.8568
200	200	286.850	13.700	286.850	9.8945	7.4215	9.7651	1.2017	9.8094
250	250	286.525	13.375	286.525	9.8357	7.3774	9.7071	1.1959	9.7622
300	300	286.200	13.050	286.200	9.7772	7.3335	9.6494	1.1901	9.7152
350	350	285.875	12.725	285.875	9.7190	7.2898	9.5919	1.1844	9.6683
400	400	285.550	12.400	285.550	9.6611	7.2464	9.5348	1.1786	9.6216
450	450	285.225	12.075	285.225	9.6034	7.2032	9.4779	1.1730	9.5751
500	500	284.900	11.750	284.900	9.5461	7.1601	9.4212	1.1673	9.5286
550	550	284.575	11.425	284.575	9.4890	7.1173	9.3649	1.1616	9.4826
600	600	284.250	11.100	284.250	9.4322	7.0747	9.3088	1.1560	9.4366
650	650	283.925	10.775	283.925	9.3756	7.0323	9.2530	1.1504	9.3906
700	700	283.601	10.451	283.601	9.3194	6.9901	9.1975	1.1448	9.3451
750	750	283.276	10.126	283.276	9.2634	6.9481	9.1423	1.1392	9.2996
800	800	282.951	9.801	282.951	9.2077	6.9063	9.0873	1.1337	9.2543
850	850	282.626	9.476	282.626	9.1523	6.8648	9.0326	1.1281	9.2092
900	900	282.301	9.151	282.301	9.0971	6.8234	8.9781	1.1226	9.1642
950	950	281.976	8.826	281.976	9.0422	6.7822	8.9240	1.1171	9.1194
1000	1000	281.651	8.501	281.651	8.9876	6.7412	8.8700	1.1117	9.0748

Com base na tabela tem-se, para uma altitude de 700m, uma temperatura de 283,601 K e uma pressão, convertida de milibar para pascal, de 93,194 kPa. Pela tabela é possível confirmar ainda a densidade de 1,1448 kg/m³

APÊNDICE C – Bloco com o aeromodelo sem hélice subtraído

Section view A-A
Scale: 1:40



Front view
Scale: 1:40

APÊNDICE D – Log Fluent

```

1
2      Welcome to ANSYS Fluent 2020 R1
3
4      Copyright 1987-2020 ANSYS, Inc. All Rights Reserved.
5      Unauthorized use, distribution or duplication is prohibited.
6      This product is subject to U.S. laws governing export and re-export.
7      For full Legal Notice, see documentation.
8
9      Build Time: Dec  2 2019 14:15:26 EST  Build Id: 10114
10
11     Host spawning Node 0 on machine "DESKTOP-DCSM6RJ" (win64).
12     WARNING: No cached password or password provided.
13           use '-pass' or '-cache' to provide password
14     Host 0 -- ip 192.168.1.3 -- ranks 0 - 3
15
16     host | 0
17     =====|=====
18           0 : SHM
19
20     Prot - All Intra-node communication is: SHM
21
22
23     -----
24     ID      Hostname          Core  O.S.          PID      Vendor
25     -----
26     n3      DESKTOP-DCSM6RJ  4/8  Windows-x64  17688   Intel(R) Core(TM) i7-7700HQ
27     n2      DESKTOP-DCSM6RJ  3/8  Windows-x64  8832   Intel(R) Core(TM) i7-7700HQ
28     n1      DESKTOP-DCSM6RJ  2/8  Windows-x64  7936   Intel(R) Core(TM) i7-7700HQ
29     n0*     DESKTOP-DCSM6RJ  1/8  Windows-x64  9796   Intel(R) Core(TM) i7-7700HQ
30     host    DESKTOP-DCSM6RJ           Windows-x64  17748   Intel(R) Core(TM) i7-7700HQ
31
32     MPI Option Selected: ibmmpi
33     Selected system interconnect: default
34     -----
35
36     Cleanup script file is C:\#####\cleanup-fluent-DESKTOP-DCSM6RJ-17748.bat
37
38     > Multicore SMT processors detected. Processor affinity set!
39     Reading "C:\#####\dp0\FFF-4\MECH\FFF-4.msh"...
40     Buffering for file scan...
41
42     227900 nodes, binary.
43     21274 nodes, binary.
44     2388136 mixed interior faces, zone 1, binary.
45     205 triangular velocity-inlet faces, zone 5, binary.
46     64 triangular pressure-outlet faces, zone 6, binary.
47     2353 triangular wall faces, zone 7, binary.
48     39771 mixed wall faces, zone 8, binary.
49     1169907 mixed cells, zone 2, binary.
50
51     Building...
52     mesh
53     auto partitioning mesh by Metis (fast),
54     distributing mesh
55     parts...,
56     faces...,
57     nodes...,
58     cells...,
59     bandwidth reduction using Reverse Cuthill-McKee: 296672/6032 = 49.183
60     materials,
61     interface,
62     domains,
63     zones,
64     innerwall

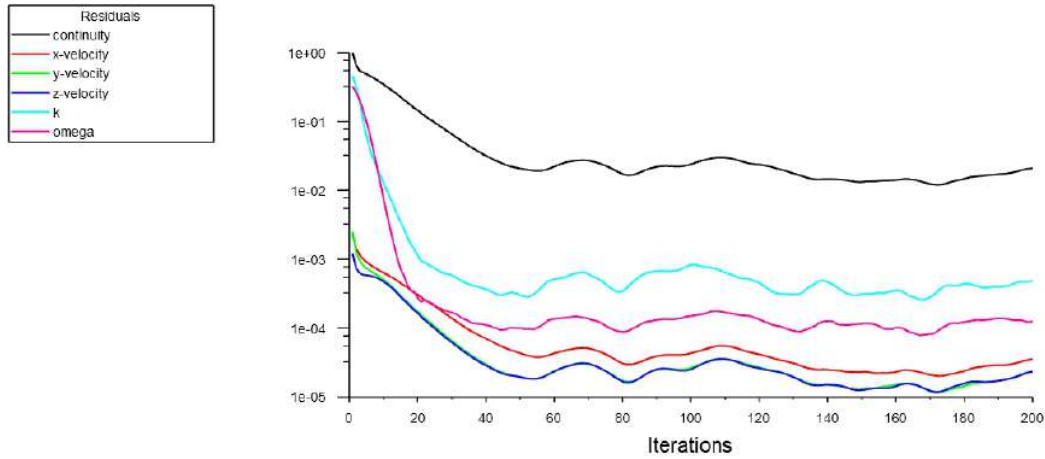
```

```
65     outerwall
66     outlet
67     inlet
68     model
69     interior-model
70     parallel,
71 Done.
72
73 Preparing mesh for display...
74 Done.
75
76 Writing Settings file "C:\#####\dp0\FFF-4\Fluent\FFF-4.set"...
77     writing rp variables ... Done.
78     writing domain variables ... Done.
79     writing model (type fluid) (mixture) ... Done.
80     writing interior-model (type interior) (mixture) ... Done.
81     writing inlet (type velocity-inlet) (mixture) ... Done.
82     writing outlet (type pressure-outlet) (mixture) ... Done.
83     writing outerwall (type wall) (mixture) ... Done.
84     writing innerwall (type wall) (mixture) ... Done.
85     writing zones map name-id ... Done.
```

APÊNDICE E – Pontos da curva de velocidade ao longo da superfície do E423

[Name]	0.887871767	0.751229463	0.210744248	1.165469288
Series 1 at /POLYLINE:Foil	0.846379057	0.72891855	0.235074346	1.171532038
	0.843940942	0.727592588	0.267541986	1.187682269
[Data]	0.843813217	0.727537038	0.351644832	1.232823731
X [m] Velocity ratio	0.84346163	0.727394881	0.39042683	1.293208244
0.982968657 1.378487469	0.800392448	0.709587513	0.437438953	1.368263963
0.985305584 1.3461864	0.780861412	0.702139081	0.506383466	1.4507426
0.991986725 1.259217619	0.760736181	0.694055438	0.54395583	1.497916463
0.996354612 1.112475275	0.737816986	0.689253031	0.640591954	1.571377638
0.997421896 1.07470465	0.701110102	0.680919706	0.658883606	1.584366919
0.99792051 1.020262719	0.678522765	0.677623988	0.682527097	1.593563081
0.999962084 0.77431005	0.637700415	0.674144625	0.726623038	1.615913513
1 0.454421759	0.57867888	0.676377775	0.770793156	1.621198056
0.999861902 0.324567884	0.541815938	0.681769369	0.788479553	1.625504375
0.996820503 0.142158776	0.474788636	0.693021419	0.798411334	1.6240623
0.994373836 0.167921201	0.43322386	0.702266156	0.846399068	1.620071175
0.992132463 0.256506204	0.361621062	0.710498513	0.861402747	1.618488431
0.987480533 0.431243301	0.309600635	0.713728013	0.888910901	1.609362963
0.981478941 0.529130101	0.219128522	0.710549594	0.901463449	1.605001925
0.978094338 0.573399663	0.189769044	0.708279131	0.927225325	1.576640963
0.963533833 0.671505275	0.135142492	0.737046125	0.934326698	1.563421725
0.961621118 0.683872938	0.091517137	0.756832538	0.946839034	1.529750706
0.960125634 0.688460769	0.038046029	0.8045395	0.953141388	1.514184831
0.951542824 0.707783638	0	0.838688019	0.957554323	1.502573969
0.940142481 0.735127269	0.006896747	0.852615419	0.969849021	1.4704231
0.937203607 0.738233569	0.032974534	0.91848105	0.979638831	1.402334688
0.919515973 0.754947544	0.08073708	1.03072095	0.982968657	1.378487469
0.89216322 0.752486763	0.110719102	1.081161144		
0.889302559 0.752089319	0.156017366	1.146758675		

APÊNDICE F – Gráficos de residuais e log de saída da análise sem propulsor



Lift Force

1	"lift_force-rfile"	37	34 161.7063726874076	75	72 158.0996291258816	113	110 159.3002053731288
2	"Iteration" "lift_force"	38	35 161.7063384646135	76	73 158.1479712784421	114	111 159.3773821693685
3	("Iteration" "lift_force"	39	36 161.691696319187	77	74 158.2062701654322	115	112 159.4327242230574
4)	40	37 161.6629819850132	78	75 158.2588130020449	116	113 159.4687409337894
5	1 35.42350122847347	41	38 161.6219281104823	79	76 158.2902824085613	117	114 159.4944111891709
6	2 69.54153149963531	42	39 161.574878557476	80	77 158.2909787201315	118	115 159.5170837249389
7	3 93.68238246844339	43	40 161.524779033447	81	78 158.2599174399766	119	116 159.5507967734266
8	4 110.8869365907267	44	41 161.4732937935987	82	79 158.1976650741526	120	117 159.5981929283371
9	5 123.4038420764482	45	42 161.4186396027653	83	80 158.1015237227184	121	118 159.6640439467847
10	6 132.5710422139127	46	43 161.3601586874247	84	81 157.9743460765785	122	119 159.7464881146989
11	7 139.4229541369386	47	44 161.3008786216669	85	82 157.8268720511114	123	120 159.8551097200616
12	8 144.6245164631437	48	45 161.2412378325862	86	83 157.661358784193	124	121 159.9849539635325
13	9 148.5796347975811	49	46 161.1778743647155	87	84 157.4789291572779	125	122 160.1193699620053
14	10 151.5859490551629	50	47 161.1098771574252	88	85 157.2824053296536	126	123 160.2426722768359
15	11 153.8656402878041	51	48 161.0428307755064	89	86 157.0841438169264	127	124 160.3506212554057
16	12 155.6033073625622	52	49 160.9752391148832	90	87 156.8908120339474	128	125 160.444772273695
17	13 156.9252835768311	53	50 160.9059842878269	91	88 156.7093093550429	129	126 160.5162945865777
18	14 157.7013486293945	54	51 160.8231645092237	92	89 156.5421892528866	130	127 160.5608977131888
19	15 158.3170023638813	55	52 160.7263744484153	93	90 156.4011624417799	131	128 160.5897700117202
20	16 158.9945384347848	56	53 160.627724102902	94	91 156.2890016610472	132	129 160.6048066371695
21	17 159.4089994552487	57	54 160.5223106352933	95	92 156.2085688037005	133	130 160.6086323283344
22	18 159.7189033714822	58	55 160.4004404325569	96	93 156.1611294651775	134	131 160.5996054765928
23	19 160.0452005696061	59	56 160.2625332254502	97	94 156.1478551940345	135	132 160.5849280775838
24	20 160.2640497012108	60	57 160.1162408468263	98	95 156.1766164916371	136	133 160.5727071098663
25	21 160.4305953029907	61	58 159.9655719226066	99	96 156.2477415220346	137	134 160.558810835937
26	22 160.6134509653712	62	59 159.8044350193741	100	97 156.3591620374791	138	135 160.5387311384366
27	23 160.7844743403293	63	60 159.6292311760408	101	98 156.5178075162548	139	136 160.5169110439165
28	24 160.9358499957852	64	61 159.4459235814502	102	99 156.7290189880623	140	137 160.4963281560449
29	25 161.0723866702356	65	62 159.2632840349797	103	100 156.9906913578488	141	138 160.4768145153503
30	26 161.191713844506	66	63 159.0723164548363	104	101 157.2765125320002	142	139 160.4571118425483
31	27 161.2966904421592	67	64 158.873824931019	105	102 157.5782426239894	143	140 160.4367973180961
32	28 161.3862491376349	68	65 158.676619952148	106	103 157.881374835848	144	141 160.4229189479738
33	29 161.464433269437	69	66 158.4981557350438	107	104 158.1727026001245	145	142 160.4159800285852
34	30 161.5337284006455	70	67 158.3426279425948	108	105 158.4365867955312	146	143 160.4041408072662
35	31 161.5989024254086	71	68 158.2135568685953	109	106 158.669753830578	147	144 160.3908435439444
36	32 161.6550836348179	72	69 158.1217500381754	110	107 158.873951998572	148	145 160.3810013885995
	33 161.6898412048213	73	70 158.0754392505223	111	108 159.0488012814021	149	146 160.3780920592108
		74	71 158.0712231634607	112	109 159.1926032383235	150	147 160.3754865354604

151	148	160.3699870464479	9	6	0.9047093942850544	75	72	1.078925060213167	141	138	1.095147773091438
152	149	160.3615138531823	10	7	0.9514691465058509	76	73	1.079254963326479	142	139	1.095013315423468
153	150	160.3447865747657	11	8	0.9869663578341257	77	74	1.079652814545384	143	140	1.094874682273985
154	151	160.3168632928646	12	9	1.013957416008813	78	75	1.080011384539948	144	141	1.09477997160703
155	152	160.2784810720586	13	10	1.03447351594728	79	76	1.080226142357587	145	142	1.094732618086591
156	153	160.2399504707282	14	11	1.050030895898415	80	77	1.080230894222009	146	143	1.094651823257122
157	154	160.2048156575748	15	12	1.061889320637482	81	78	1.08001892159597	147	144	1.09456107825848
158	155	160.1579936212038	16	13	1.070910931089489	82	79	1.079594090507394	148	145	1.094493912079111
159	156	160.0882615417686	17	14	1.076207060107601	83	80	1.0789379895794	149	146	1.094474057836547
160	157	160.0034718792194	18	15	1.0804084888322355	84	81	1.078070086534479	150	147	1.094456276865872
161	158	159.91421625769	19	16	1.085032222420517	85	82	1.077063674168512	151	148	1.094418746502602
162	159	159.8160789333378	20	17	1.087860643865478	86	83	1.075934155949758	152	149	1.094360922581035
163	160	159.7151159704408	21	18	1.089975532453966	87	84	1.074689194799043	153	150	1.094246770005393
164	161	159.6210832448123	22	19	1.092202294313432	88	85	1.073348050080835	154	151	1.094056212135187
165	162	159.5454103919765	23	20	1.09369579441713	89	86	1.071995046814857	155	152	1.093794278947089
166	163	159.48987529433	24	21	1.094832357636299	90	87	1.070675685683241	156	153	1.0935133316037
167	164	159.4438260930874	25	22	1.096080226196364	91	88	1.069437050337614	157	154	1.093291561375878
168	165	159.4127485574209	26	23	1.097247347246203	92	89	1.068296566534592	158	155	1.092972032045643
169	166	159.4037150181066	27	24	1.098280385647878	93	90	1.067334152128522	159	156	1.092496156874908
170	167	159.4135899273024	28	25	1.099212157850743	94	91	1.066568729225416	160	157	1.091917523691028
171	168	159.4329165886556	29	26	1.100026486634413	95	92	1.066019828346042	161	158	1.091308413300539
172	169	159.4614821835494	30	27	1.100742882255137	96	93	1.065696086339464	162	159	1.090638691181827
173	170	159.5046262978067	31	28	1.101354060924201	97	94	1.065605498247187	163	160	1.089949685955026
174	171	159.553688735632	32	29	1.101887615743898	98	95	1.065801775018482	164	161	1.089307974998956
175	172	159.6008720560021	33	30	1.102360509032927	99	96	1.066287156155228	165	162	1.088791557991821
176	173	159.6459105450631	34	31	1.102805278505067	100	97	1.067047527238953	166	163	1.088412567801246
177	174	159.693147603517	35	32	1.103188677979688	101	98	1.068130177360822	167	164	1.088098312559168
178	175	159.7370006245546	36	33	1.103425875331233	102	99	1.069571555504449	168	165	1.087886229000049
179	176	159.775400013219	37	34	1.103538691730256	103	100	1.071357295792956	169	166	1.087824581088524
180	177	159.8060172509395	38	35	1.103538458182395	104	101	1.073307835647075	170	167	1.087891970791192
181	178	159.8353822494682	39	36	1.1034385352558	105	102	1.075366943308917	171	168	1.088023862430531
182	179	159.8625273141006	40	37	1.103242578978743	106	103	1.077435619508478	172	169	1.088218803660697
183	180	159.8748402596539	41	38	1.102962413526774	107	104	1.079423738186249	173	170	1.0885132336118
184	181	159.8761605068576	42	39	1.102641331547702	108	105	1.081224572716934	174	171	1.088848052194093
185	182	159.8769726655482	43	40	1.102299435540238	109	106	1.082815783010839	175	172	1.08917004704666
186	183	159.8792932892902	44	41	1.101948082941813	110	107	1.084209300009686	176	173	1.089477404848767
187	184	159.8796816474423	45	42	1.101575104355704	111	108	1.085402530342032	177	174	1.089799766428098
188	185	159.8672463959956	46	43	1.101176010914093	112	109	1.086383883276812	178	175	1.090099034197575
189	186	159.8432296035862	47	44	1.10077146380117	113	110	1.087118196446399	179	176	1.090361084544915
190	187	159.8057601315923	48	45	1.100364454990928	114	111	1.087644876869308	180	177	1.090570026875987
191	188	159.7497142688408	49	46	1.099932041368166	115	112	1.088022549662969	181	178	1.090770423505511
192	189	159.675295942372	50	47	1.099468005548629	116	113	1.08826833981447	182	179	1.090955670559251
193	190	159.5943575761157	51	48	1.099010458481322	117	114	1.088443522273698	183	180	1.091039698242275
194	191	159.5162924355791	52	49	1.098549190248682	118	115	1.088598247285729	184	181	1.091048708053377
195	192	159.435836824945	53	50	1.098076572008748	119	116	1.088828316471031	185	182	1.091054250497525
196	193	159.3410070139689	54	51	1.097511381975664	120	117	1.089151763778108	186	183	1.091070087214691
197	194	159.2281092355188	55	52	1.096850854036648	121	118	1.089601153282919	187	184	1.091072737501381
198	195	159.0956594025338	56	53	1.096177630888931	122	119	1.090163780022291	188	185	1.090987875161791
199	196	158.9438941080589	57	54	1.095458253920649	123	120	1.090905050401952	189	186	1.090823976490177
200	197	158.7809363631422	58	55	1.094626570655151	124	121	1.09179115120421	190	187	1.090568272207056
201	198	158.6297937016752	59	56	1.093685445476337	125	122	1.092708451200724	191	188	1.090185796383563
202	199	158.5147207643531	60	57	1.092687097065982	126	123	1.093549907680974	192	189	1.08967794068643
203	200	158.4626141318477	61	58	1.091658881636036	127	124	1.094286587829101	193	190	1.089125590044183
			62	59	1.090559229195458	128	125	1.094929106054087	194	191	1.088592847260916
			63	60	1.08936357922295	129	126	1.095417198380174	195	192	1.088043791105454
			64	61	1.088112626525435	130	127	1.095721585122449	196	193	1.0873966405708
			65	62	1.086866232813049	131	128	1.095918619401427	197	194	1.086626188147314
			66	63	1.085563005796995	132	129	1.096021234392418	198	195	1.085722305925587
			67	64	1.084208432857954	133	130	1.096047342196042	199	196	1.0846866808496156
			68	65	1.082862639734472	134	131	1.095985739922763	200	197	1.083574530019322
			69	66	1.081644739874443	135	132	1.095885576413859	201	198	1.082543081647016
			70	67	1.080583365892969	136	133	1.095802176418532	202	199	1.081757785207577
			71	68	1.079702541459309	137	134	1.095707343569974	203	200	1.081402192016598
			72	69	1.079076020761022	138	135	1.095570312958615			
			73	70	1.078759980365271	139	136	1.095421405292455			
			74	71	1.078731208368701	140	137	1.09528094074071			

Lift Coefficient

```

1 "lift_coefficient-rfile"
2 "Iteration" "
   lift_coefficient"
3 ("Iteration" "
   lift_coefficient")
4 1 0.2417418902700972
5 2 0.4745748075146946
6 3 0.639320096476631
7 4 0.756729762109341
8 5 0.8421493363330846
    
```

Drag Force

1	"drag_force-rfile"	66	63	-19.81307348284645	132	129	-19.82987598530053	198	195	-19.78939610913767
2	"Iteration" "drag_force"	67	64	-19.82158032098641	133	130	-19.83809094478966	199	196	-19.79545714352707
3	("Iteration" "drag_force"	68	65	-19.82868526201582	134	131	-19.84636594045924	200	197	-19.80069648530525
4)	69	66	-19.83364608512193	135	132	-19.84821510972097	201	198	-19.79742643780446
5	1 -9.730561033591584	70	67	-19.83708849501909	136	133	-19.84662754370311	202	199	-19.79065212195292
6	2 -15.30739306358282	71	68	-19.83825622962559	137	134	-19.84186745627812	203	200	-19.78263549425537
7	3 -17.16901025434208	72	69	-19.83641299790816	138	135	-19.83696457941051			
8	4 -18.06982068328216	73	70	-19.83294367912868	139	136	-19.82627733378649			
9	5 -18.53755219791128	74	71	-19.82988209562518	140	137	-19.81258965610277			
10	6 -18.81909788516441	75	72	-19.82665906358761	141	138	-19.79675541235656			
11	7 -18.99759882669969	76	73	-19.82546310854468	142	139	-19.78009559725115			
12	8 -19.13157487969738	77	74	-19.8234182371466	143	140	-19.76118388435725			
13	9 -19.23667515220632	78	75	-19.82508619498276	144	141	-19.74176083948396			
14	10 -19.3228230959653	79	76	-19.82856290122709	145	142	-19.72362719316789			
15	11 -19.39101606991744	80	77	-19.83548637976082	146	143	-19.71240079565587			
16	12 -19.44745881936706	81	78	-19.84314587456947	147	144	-19.70278019330954			
17	13 -19.49430743191033	82	79	-19.85604117539697	148	145	-19.69693782044169			
18	14 -19.54133909404027	83	80	-19.87205476523513	149	146	-19.69561942313703			
19	15 -19.56272450368124	84	81	-19.89176405784565	150	147	-19.70172244502101			
20	16 -19.57086649044322	85	82	-19.91146219071334	151	148	-19.70788451701583			
21	17 -19.6021244913054	86	83	-19.93193554058878	152	149	-19.71468409030967			
22	18 -19.61931404208917	87	84	-19.95115329974078	153	150	-19.72067974761558			
23	19 -19.63458735128597	88	85	-19.97074798673339	154	151	-19.72990225479271			
24	20 -19.65777521633754	89	86	-19.98402204403419	155	152	-19.73779179586381			
25	21 -19.6768563151872	90	87	-19.99523534317041	156	153	-19.74673532517681			
26	22 -19.69111689761212	91	88	-20.00122885606834	157	154	-19.75579772714127			
27	23 -19.71168644294357	92	89	-20.00560954710772	158	155	-19.76957330449022			
28	24 -19.73030326963772	93	90	-20.00476359828008	159	156	-19.77932067352549			
29	25 -19.74723723765374	94	91	-20.00051597425454	160	157	-19.78602305064032			
30	26 -19.75797741011593	95	92	-19.99330752409742	161	158	-19.78665584665896			
31	27 -19.76425205062242	96	93	-19.98462037840181	162	159	-19.78846445320414			
32	28 -19.76374289648584	97	94	-19.97128067602307	163	160	-19.78708007224304			
33	29 -19.76124132211544	98	95	-19.95513460545499	164	161	-19.78416637604914			
34	30 -19.75332230430604	99	96	-19.93361660708615	165	162	-19.77995688478768			
35	31 -19.74653846685533	100	97	-19.91031792121612	166	163	-19.77916312444404			
36	32 -19.73789576804484	101	98	-19.88489633305062	167	164	-19.77915497838603			
37	33 -19.73206187791038	102	99	-19.8620726913623	168	165	-19.77913086051103			
38	34 -19.7242201590102	103	100	-19.84282062849161	169	166	-19.7724566201186			
39	35 -19.71820847422214	104	101	-19.82977880355293	170	167	-19.77871076258907			
40	36 -19.71133643425128	105	102	-19.82113816930951	171	168	-19.78112920836338			
41	37 -19.70778848738064	106	103	-19.81775351779879	172	169	-19.78267415299115			
42	38 -19.70258717271736	107	104	-19.81493861557965	173	170	-19.78071159055753			
43	39 -19.7006559810261	108	105	-19.81620236333811	174	171	-19.78113377855107			
44	40 -19.69806330406436	109	106	-19.81912660461876	175	172	-19.78009486826977			
45	41 -19.69887500343611	110	107	-19.82249867022574	176	173	-19.77938733547626			
46	42 -19.69979731810781	111	108	-19.82471128010911	177	174	-19.77384205760518			
47	43 -19.7033816080957	112	109	-19.82943535694949	178	175	-19.76959050496271			
48	44 -19.70340862333796	113	110	-19.83110007998039	179	176	-19.76552470580327			
49	45 -19.70499928111258	114	111	-19.83116273837186	180	177	-19.76000185782732			
50	46 -19.70352780982194	115	112	-19.82640044658592	181	178	-19.74998403985364			
51	47 -19.70528562659456	116	113	-19.82489888492091	182	179	-19.7392701386716			
52	48 -19.70386173411543	117	114	-19.82219725097139	183	180	-19.72591132292746			
53	49 -19.7041459136326	118	115	-19.81893023716339	184	181	-19.71416388855414			
54	50 -19.70479571338819	119	116	-19.81320567914418	185	182	-19.70159386963314			
55	51 -19.70772078154005	120	117	-19.80893315928279	186	183	-19.69678251522555			
56	52 -19.7100655957679	121	118	-19.80191131479341	187	184	-19.69692857432983			
57	53 -19.71280501462888	122	119	-19.7942280465827	188	185	-19.70119425632583			
58	54 -19.71581554418981	123	120	-19.78444182042949	189	186	-19.70350082396908			
59	55 -19.72360383785463	124	121	-19.77858278366421	190	187	-19.70757946349204			
60	56 -19.73089249298027	125	122	-19.77936756864665	191	188	-19.71310098032609			
61	57 -19.74009778277468	126	123	-19.78485833418608	192	189	-19.72183251391607			
62	58 -19.75069574497593	127	124	-19.78907360180756	193	190	-19.72836675629333			
63	59 -19.76469120561342	128	125	-19.79638742761836	194	191	-19.73726273398643			
64	60 -19.77743242764564	129	126	-19.80368855975121	195	192	-19.74886339647946			
65	61 -19.79067798013602	130	127	-19.81425993090079	196	193	-19.7652009694998			
66	62 -19.80131481321723	131	128	-19.82102025593758	197	194	-19.77842742444409			

Drag Coefficient

1	"drag_coef-rfile"
2	"Iteration" "drag_coef"
3	("Iteration" "drag_coef")
4	1 -0.06640462224434805
5	2 -0.1044628002870441
6	3 -0.1171671023194958
7	4 -0.1233145357553515
8	5 -0.1265064929748274
9	6 -0.1284278554679074
10	7 -0.1296460059478223
11	8 -0.1305603036083979
12	9 -0.1312775432279471
13	10 -0.131865445779783
14	11 -0.1323308175768847
15	12 -0.1327160018887342
16	13 -0.1330357125824823
17	14 -0.1333566724681951
18	15 -0.1335026136984948
19	16 -0.1335581773554496
20	17 -0.1337714924697787
21	18 -0.1338887997475817
22	19 -0.1339930299480946
23	20 -0.1341512717405346
24	21 -0.1342814829131481
25	22 -0.1343788065910315
26	23 -0.1345191800887937
27	24 -0.1346462275776019
28	25 -0.1347617906726095
29	26 -0.1348350852229164
30	27 -0.1348779054807735
31	28 -0.1348744308416456
32	29 -0.134857359256512
33	30 -0.1348033172147053
34	31 -0.1347570220255866
35	32 -0.1346980413411532
36	33 -0.134658228912121
37	34 -0.1346047143840773
38	35 -0.1345636886245116
39	36 -0.1345167915117205
40	37 -0.1344925791286036
41	38 -0.1344570836074104
42	39 -0.1344439045055789
43	40 -0.1344262112057115
44	41 -0.1344317505153126
45	42 -0.1344380447009359
46	43 -0.1344625051017121
47	44 -0.1344626894628144
48	45 -0.1344735446466294
49	46 -0.1344635028314801
50	47 -0.1344754987645366
51	48 -0.1344657816432045
52	49 -0.134467720979839
53	50 -0.1344721554319899
54	51 -0.1344921170811684
55	52 -0.1345081188823489
56	53 -0.1345268135983066
57	54 -0.1345473584648933

58	55	-0.1346005084011565	124	121	-0.1349757032244842	190	187	-0.1344911526792638
59	56	-0.1346502486359299	125	122	-0.1349810588612375	191	188	-0.1345288333677991
60	57	-0.1347130686305158	126	123	-0.1350185296925924	192	189	-0.1345884202906553
61	58	-0.1347853926901567	127	124	-0.1350472960970265	193	190	-0.134633012159019
62	59	-0.1348809024221814	128	125	-0.1350972081050238	194	191	-0.1346937213037605
63	60	-0.1349678528079875	129	126	-0.1351470334870922	195	192	-0.1347728881275413
64	61	-0.1350582449145172	130	127	-0.1352191760804503	196	193	-0.1348843812224471
65	62	-0.1351308342421208	131	128	-0.135265310812946	197	194	-0.134974643000897
66	63	-0.1352110793597588	132	129	-0.1353257452895414	198	195	-0.1350494969955516
67	64	-0.1352691328852675	133	130	-0.1353818069369371	199	196	-0.1350908595334
68	65	-0.1353176193932394	134	131	-0.1354382782914269	200	197	-0.1351266145644191
69	66	-0.1353514737191354	135	132	-0.1354508976446036	201	198	-0.1351042986600985
70	67	-0.1353749658824384	136	133	-0.1354400635599768	202	199	-0.135058068449576
71	68	-0.1353829348962659	137	134	-0.1354075791219044	203	200	-0.1350033602850527
72	69	-0.1353703560628891	138	135	-0.1353741202406353			
73	70	-0.1353466802643199	139	136	-0.1353011868808788			
74	71	-0.1353257869884525	140	137	-0.135207775632812			
75	72	-0.1353037919334709	141	138	-0.1350997193566822			
76	73	-0.1352956303338907	142	139	-0.1349860271733727			
77	74	-0.1352816754434933	143	140	-0.1348569672819258			
78	75	-0.1352930581489352	144	141	-0.1347244178890189			
79	76	-0.13531678436205	145	142	-0.1346006677856718			
80	77	-0.1353640325089002	146	143	-0.1345240550720393			
81	78	-0.1354163034784358	147	144	-0.1344584008448713			
82	79	-0.1355043053497791	148	145	-0.1344185305268125			
83	80	-0.1356135874744488	149	146	-0.1344095333400438			
84	81	-0.1357480903182198	150	147	-0.1344511824146814			
85	82	-0.135882517004151	151	148	-0.1344932344671423			
86	83	-0.1360222340317507	152	149	-0.1345396370429488			
87	84	-0.1361533824858358	153	150	-0.1345805534255839			
88	85	-0.1362871032223122	154	151	-0.1346434909173821			
89	86	-0.1363776898552583	155	152	-0.1346973318000095			
90	87	-0.1364542131811675	156	153	-0.1347583654530035			
91	88	-0.1364951149296412	157	154	-0.1348202103329645			
92	89	-0.1365250102391342	158	155	-0.1349142195074507			
93	90	-0.1365192371997232	159	156	-0.1349807388331533			
94	91	-0.1364902499843018	160	157	-0.1350264781095335			
95	92	-0.1364410570952178	161	158	-0.1350307965224626			
96	93	-0.1363817730902867	162	159	-0.1350431390620148			
97	94	-0.1362907384732431	163	160	-0.1350336915805749			
98	95	-0.1361805522555005	164	161	-0.1350138075374635			
99	96	-0.1360337061951136	165	162	-0.1349850805528535			
100	97	-0.1358747081241239	166	163	-0.1349796636652157			
101	98	-0.1357012226536403	167	164	-0.1349796080737752			
102	99	-0.1355454664439705	168	165	-0.134979443485282			
103	100	-0.1354140838897746	169	166	-0.1349665782564672			
104	101	-0.1353250820885999	170	167	-0.1349765765957247			
105	102	-0.1352661154934667	171	168	-0.1349930808833508			
106	103	-0.1352430174928251	172	169	-0.135003624105272			
107	104	-0.1352238076530356	173	170	-0.1349902309189403			
108	105	-0.1352324318929148	174	171	-0.1349931120718491			
109	106	-0.135252387899246	175	172	-0.1349860221985585			
110	107	-0.1352754000094462	176	173	-0.1349811937567331			
111	108	-0.1352904996037011	177	174	-0.1349433509148869			
112	109	-0.1353227382934288	178	175	-0.1349143368892618			
113	110	-0.1353340989234713	179	176	-0.1348865905078999			
114	111	-0.1353345265254154	180	177	-0.1348489007352043			
115	112	-0.1353020270440422	181	178	-0.1347805357749561			
116	113	-0.1352917798820546	182	179	-0.1347074205087036			
117	114	-0.135273343023045	183	180	-0.1346162554556241			
118	115	-0.1352510478216647	184	181	-0.1345360870111523			
119	116	-0.1352119815117706	185	182	-0.1344503049729767			
120	117	-0.1351828243987894	186	183	-0.1344174706717667			
121	118	-0.1351349049695637	187	184	-0.1344184674282344			
122	119	-0.1350824717623341	188	185	-0.1344475778773217			
123	120	-0.1350156872625855	189	186	-0.1344633186709411			

Log de saída

```

1 Initialize using the hybrid initialization method.
2
3 Checking case topology...
4 -This case has both inlets & outlets
5 -Pressure information is not available at the boundaries.
6 Case will be initialized with constant pressure
7
8 iter scalar-0
9
10 1 1.000000e+00
11 2 5.567208e-04
12 3 9.391968e-05
13 4 2.354599e-05
14 5 1.695875e-05
15 6 7.282906e-06
16 7 1.340994e-05
17 8 3.374275e-06
18 9 4.348512e-06
19 10 1.354453e-06
20 11 2.378170e-06
21 12 6.052200e-07
22
23 Hybrid initialization is done.
24
25 Writing Settings file "C:\#####\dp0\FFF-4\Fluent\FFF-4.set"...
26 writing rp variables ... Done.
27 writing domain variables ... Done.
28 writing model (type fluid) (mixture) ... Done.
29 writing interior-model (type interior) (mixture) ... Done.
30 writing inlet (type velocity-inlet) (mixture) ... Done.
31 writing outlet (type pressure-outlet) (mixture) ... Done.
32 writing outerwall (type wall) (mixture) ... Done.
33 writing innerwall (type wall) (mixture) ... Done.
34 writing zones map name-id ... Done.
35
36
37 iter continuity x-velocity y-velocity z-velocity k omega time/iter
38 1 1.0000e+00 2.3270e-03 2.5016e-03 1.2068e-03 4.5832e-01 3.2280e-01 0:49:45 199
39 2 6.6768e-01 1.4316e-03 1.2938e-03 7.5385e-04 3.2362e-01 2.6636e-01 0:55:26 198
40 3 5.4103e-01 1.1672e-03 9.6937e-04 6.2875e-04 1.9383e-01 2.0716e-01 0:48:43 197
41 4 5.1863e-01 1.0211e-03 8.2340e-04 5.9768e-04 1.1108e-01 1.5136e-01 0:43:21 196
42 5 4.8884e-01 9.2293e-04 7.4513e-04 5.8850e-04 6.4999e-02 1.0383e-01 0:39:03 195
43 6 4.6226e-01 8.4409e-04 6.9010e-04 5.7915e-04 4.1299e-02 6.6986e-02 0:35:37 194
44 7 4.3428e-01 7.8029e-04 6.4293e-04 5.6352e-04 2.9259e-02 4.0850e-02 0:32:51 193
45 8 4.0495e-01 7.2837e-04 5.9751e-04 5.4088e-04 2.2153e-02 2.3920e-02 0:30:37 192
46 9 3.7558e-01 6.8288e-04 5.5308e-04 5.1098e-04 1.6991e-02 1.3711e-02 0:28:50 191
47 10 3.4752e-01 6.4141e-04 5.0851e-04 4.7664e-04 1.3050e-02 7.8735e-03 0:28:00 190
48 11 3.2034e-01 6.0278e-04 4.6455e-04 4.3906e-04 1.0068e-02 4.5912e-03 0:26:42 189
49
50 iter continuity x-velocity y-velocity z-velocity k omega time/iter
51 12 2.9538e-01 5.6588e-04 4.2176e-04 4.0095e-04 7.7707e-03 2.7531e-03 0:26:15 188
52 13 2.7234e-01 5.3021e-04 3.8092e-04 3.6275e-04 6.0030e-03 1.7104e-03 0:25:15 187
53 14 2.5137e-01 4.9483e-04 3.4249e-04 3.2634e-04 4.5536e-03 1.0845e-03 0:23:12 186
54 15 2.2739e-01 4.5151e-04 3.0046e-04 2.8621e-04 3.4927e-03 7.3682e-04 0:22:47 185
55 16 2.0608e-01 4.1598e-04 2.6770e-04 2.5484e-04 2.7903e-03 5.8518e-04 0:22:25 184
56 17 1.9059e-01 3.9094e-04 2.4381e-04 2.3246e-04 2.1320e-03 4.3194e-04 0:20:53 183
57 18 1.7380e-01 3.5834e-04 2.1517e-04 2.0489e-04 1.6688e-03 3.5291e-04 0:20:15 182
58 19 1.5795e-01 3.2948e-04 1.9261e-04 1.8285e-04 1.4217e-03 3.4339e-04 0:20:20 181
59 20 1.4652e-01 3.0938e-04 1.7673e-04 1.6709e-04 1.1430e-03 2.7775e-04 0:19:47 180
60 21 1.3379e-01 2.8274e-04 1.5671e-04 1.4736e-04 9.4708e-04 2.4114e-04 0:18:43 179
61 22 1.2180e-01 2.5962e-04 1.4072e-04 1.3179e-04 8.9929e-04 2.5378e-04 0:19:38 178
62
63 iter continuity x-velocity y-velocity z-velocity k omega time/iter
64 23 1.1325e-01 2.4377e-04 1.2932e-04 1.2058e-04 8.4559e-04 2.4491e-04 0:19:45 177
65 24 1.0534e-01 2.2737e-04 1.1772e-04 1.0959e-04 7.9580e-04 2.3271e-04 0:19:49 176

```

66	25	9.7549e-02	2.1091e-04	1.0683e-04	9.9589e-05	7.3985e-04	2.1561e-04	0:19:51	175
67	26	9.0057e-02	1.9484e-04	9.6647e-05	9.0345e-05	6.9288e-04	1.9934e-04	0:19:51	174
68	27	8.3070e-02	1.7921e-04	8.7471e-05	8.1995e-05	6.4881e-04	1.9019e-04	0:19:49	173
69	28	7.6666e-02	1.6455e-04	7.9285e-05	7.4493e-05	6.1945e-04	1.8182e-04	0:19:47	172
70	29	7.0870e-02	1.5124e-04	7.2038e-05	6.7967e-05	6.1505e-04	1.7495e-04	0:19:43	171
71	30	6.5472e-02	1.3945e-04	6.5574e-05	6.2194e-05	5.8919e-04	1.6833e-04	0:19:39	170
72	31	6.0583e-02	1.2866e-04	5.9868e-05	5.7033e-05	5.5611e-04	1.6284e-04	0:19:34	169
73	32	5.6066e-02	1.1911e-04	5.4872e-05	5.2314e-05	5.1558e-04	1.5115e-04	0:19:29	168
74	33	5.2014e-02	1.1030e-04	5.0485e-05	4.8030e-05	4.8206e-04	1.4013e-04	0:19:24	167
75									
76	iter	continuity	x-velocity	y-velocity	z-velocity	k	omega	time/iter	
77	34	4.8234e-02	1.0252e-04	4.6571e-05	4.4296e-05	4.5718e-04	1.3342e-04	0:19:18	166
78	35	4.4736e-02	9.5272e-05	4.3001e-05	4.0898e-05	4.3468e-04	1.2656e-04	0:19:12	165
79	36	4.1649e-02	8.9044e-05	3.9717e-05	3.7802e-05	4.1829e-04	1.1814e-04	0:19:05	164
80	37	3.8838e-02	8.3676e-05	3.6779e-05	3.5027e-05	4.0736e-04	1.1730e-04	0:18:59	163
81	38	3.6282e-02	7.9002e-05	3.4252e-05	3.2675e-05	3.9415e-04	1.1563e-04	0:18:52	162
82	39	3.4007e-02	7.4580e-05	3.1999e-05	3.0630e-05	3.8005e-04	1.1434e-04	0:18:46	161
83	40	3.1921e-02	7.0426e-05	2.9951e-05	2.8820e-05	3.6556e-04	1.1044e-04	0:19:11	160
84	41	3.0075e-02	6.6528e-05	2.8137e-05	2.7131e-05	3.4930e-04	1.0810e-04	0:18:58	159
85	42	2.8439e-02	6.2834e-05	2.6510e-05	2.5589e-05	3.3086e-04	1.0348e-04	0:18:46	158
86	43	2.6994e-02	5.9252e-05	2.5063e-05	2.4108e-05	3.1587e-04	1.0053e-04	0:18:35	157
87	44	2.5659e-02	5.6227e-05	2.3781e-05	2.2878e-05	3.0362e-04	9.4997e-05	0:18:24	156
88									
89	iter	continuity	x-velocity	y-velocity	z-velocity	k	omega	time/iter	
90	45	2.4440e-02	5.3331e-05	2.2610e-05	2.1845e-05	3.0427e-04	9.4375e-05	0:18:15	155
91	46	2.3361e-02	5.0841e-05	2.1706e-05	2.1109e-05	3.1450e-04	9.6855e-05	0:18:06	154
92	47	2.2383e-02	4.8552e-05	2.1004e-05	2.0607e-05	3.2781e-04	1.0189e-04	0:17:57	153
93	48	2.1840e-02	4.6933e-05	2.0491e-05	2.0334e-05	3.2846e-04	1.0101e-04	0:17:49	152
94	49	2.1305e-02	4.5106e-05	1.9988e-05	1.9980e-05	3.1948e-04	9.9952e-05	0:17:41	151
95	50	2.0716e-02	4.3281e-05	1.9537e-05	1.9537e-05	3.0430e-04	1.0025e-04	0:17:33	150
96	51	2.0435e-02	4.1739e-05	1.9085e-05	1.9009e-05	2.9135e-04	9.7918e-05	0:17:25	149
97	52	2.0037e-02	4.0428e-05	1.8710e-05	1.8605e-05	2.8604e-04	9.7222e-05	0:17:18	148
98	53	1.9675e-02	3.9390e-05	1.8412e-05	1.8361e-05	2.8931e-04	9.7325e-05	0:17:11	147
99	54	1.9353e-02	3.8284e-05	1.8273e-05	1.8310e-05	3.0954e-04	9.6328e-05	0:17:03	146
100	55	1.9237e-02	3.7956e-05	1.8395e-05	1.8445e-05	3.3993e-04	1.0107e-04	0:16:56	145
101									
102	iter	continuity	x-velocity	y-velocity	z-velocity	k	omega	time/iter	
103	56	1.9243e-02	3.8082e-05	1.8861e-05	1.8971e-05	3.7470e-04	1.0701e-04	0:16:49	144
104	57	1.9628e-02	3.8758e-05	1.9608e-05	1.9812e-05	4.2225e-04	1.1542e-04	0:16:42	143
105	58	2.0249e-02	3.9962e-05	2.0765e-05	2.1000e-05	4.7003e-04	1.2734e-04	0:16:34	142
106	59	2.1105e-02	4.1555e-05	2.2025e-05	2.2302e-05	4.9652e-04	1.3368e-04	0:16:27	141
107	60	2.2193e-02	4.3241e-05	2.3349e-05	2.3672e-05	5.1155e-04	1.3615e-04	0:16:48	140
108	61	2.3152e-02	4.4555e-05	2.4605e-05	2.4959e-05	5.2435e-04	1.3766e-04	0:16:35	139
109	62	2.4147e-02	4.5887e-05	2.5895e-05	2.6248e-05	5.3616e-04	1.4045e-04	0:16:24	138
110	63	2.5100e-02	4.7048e-05	2.6994e-05	2.7258e-05	5.4444e-04	1.4183e-04	0:16:13	137
111	64	2.5912e-02	4.8224e-05	2.7988e-05	2.8247e-05	5.6676e-04	1.4303e-04	0:16:03	136
112	65	2.6416e-02	4.9263e-05	2.8944e-05	2.9178e-05	5.9949e-04	1.4505e-04	0:15:54	135
113	66	2.6887e-02	5.0429e-05	2.9831e-05	3.0128e-05	6.2299e-04	1.4849e-04	0:15:45	134
114									
115	iter	continuity	x-velocity	y-velocity	z-velocity	k	omega	time/iter	
116	67	2.7231e-02	5.1178e-05	3.0352e-05	3.0766e-05	6.3399e-04	1.4684e-04	0:15:37	133
117	68	2.7358e-02	5.1540e-05	3.0625e-05	3.1108e-05	6.4495e-04	1.4351e-04	0:15:28	132
118	69	2.7392e-02	5.1614e-05	3.0632e-05	3.1069e-05	6.4170e-04	1.4141e-04	0:15:21	131
119	70	2.7041e-02	5.0880e-05	3.0226e-05	3.0644e-05	6.1073e-04	1.3744e-04	0:15:13	130
120	71	2.6517e-02	4.9538e-05	2.9369e-05	2.9598e-05	5.7403e-04	1.3176e-04	0:15:05	129
121	72	2.5732e-02	4.8003e-05	2.8292e-05	2.8388e-05	5.4581e-04	1.2861e-04	0:14:58	128
122	73	2.4894e-02	4.6134e-05	2.7023e-05	2.7009e-05	5.1626e-04	1.2425e-04	0:14:50	127
123	74	2.3859e-02	4.4215e-05	2.5682e-05	2.5547e-05	4.7953e-04	1.1760e-04	0:14:43	126
124	75	2.2829e-02	4.1909e-05	2.4181e-05	2.3910e-05	4.3529e-04	1.0876e-04	0:14:36	125
125	76	2.1721e-02	3.9672e-05	2.2646e-05	2.2205e-05	3.9804e-04	1.0140e-04	0:14:29	124
126	77	2.0548e-02	3.7144e-05	2.1101e-05	2.0533e-05	3.6793e-04	9.6826e-05	0:14:22	123
127									
128	iter	continuity	x-velocity	y-velocity	z-velocity	k	omega	time/iter	
129	78	1.9276e-02	3.4659e-05	1.9613e-05	1.9061e-05	3.4403e-04	9.1960e-05	0:14:14	122
130	79	1.8168e-02	3.2430e-05	1.8273e-05	1.7736e-05	3.3360e-04	8.9911e-05	0:14:07	121
131	80	1.7370e-02	3.0882e-05	1.7308e-05	1.6800e-05	3.4008e-04	8.8713e-05	0:14:00	120

132	81	1.6790e-02	2.9963e-05	1.6789e-05	1.6278e-05	3.7278e-04	8.9083e-05	0:13:53	119
133	82	1.6598e-02	2.9747e-05	1.6719e-05	1.6293e-05	4.1373e-04	9.2787e-05	0:13:46	118
134	83	1.6812e-02	3.0021e-05	1.6963e-05	1.6647e-05	4.6844e-04	9.9491e-05	0:13:39	117
135	84	1.7376e-02	3.0994e-05	1.7734e-05	1.7517e-05	5.1234e-04	1.0389e-04	0:13:55	116
136	85	1.8095e-02	3.2080e-05	1.8803e-05	1.8712e-05	5.6217e-04	1.1184e-04	0:13:43	115
137	86	1.9027e-02	3.3625e-05	2.0181e-05	2.0200e-05	6.0314e-04	1.1790e-04	0:13:33	114
138	87	1.9992e-02	3.5164e-05	2.1585e-05	2.1714e-05	6.3405e-04	1.2402e-04	0:13:23	113
139	88	2.0809e-02	3.6825e-05	2.2945e-05	2.3247e-05	6.5643e-04	1.2627e-04	0:13:13	112
140									
141	iter	continuity	x-velocity	y-velocity	z-velocity	k	omega	time/iter	
142	89	2.1423e-02	3.7942e-05	2.4066e-05	2.4390e-05	6.6609e-04	1.2858e-04	0:13:04	111
143	90	2.1981e-02	3.9025e-05	2.4953e-05	2.5289e-05	6.7198e-04	1.3170e-04	0:12:56	110
144	91	2.2383e-02	3.9912e-05	2.5514e-05	2.5804e-05	6.7740e-04	1.3415e-04	0:12:48	109
145	92	2.2553e-02	4.0514e-05	2.5837e-05	2.6029e-05	6.7489e-04	1.3539e-04	0:12:40	108
146	93	2.2623e-02	4.0841e-05	2.5865e-05	2.5854e-05	6.6847e-04	1.3560e-04	0:12:32	107
147	94	2.2494e-02	4.0822e-05	2.5672e-05	2.5479e-05	6.6980e-04	1.3401e-04	0:12:24	106
148	95	2.2374e-02	4.0801e-05	2.5408e-05	2.4954e-05	6.7892e-04	1.3503e-04	0:12:17	105
149	96	2.2331e-02	4.0809e-05	2.5204e-05	2.4513e-05	6.9023e-04	1.3687e-04	0:12:30	104
150	97	2.2385e-02	4.0924e-05	2.5050e-05	2.4191e-05	7.1588e-04	1.3883e-04	0:12:19	103
151	98	2.2653e-02	4.1221e-05	2.5153e-05	2.4154e-05	7.5503e-04	1.4476e-04	0:12:08	102
152	99	2.3191e-02	4.1987e-05	2.5591e-05	2.4393e-05	7.9682e-04	1.4846e-04	0:11:58	101
153									
154	iter	continuity	x-velocity	y-velocity	z-velocity	k	omega	time/iter	
155	100	2.3873e-02	4.3303e-05	2.6530e-05	2.5210e-05	8.2210e-04	1.5003e-04	0:11:49	100
156	101	2.4866e-02	4.4662e-05	2.7711e-05	2.6510e-05	8.2796e-04	1.5312e-04	0:11:40	99
157	102	2.5856e-02	4.6048e-05	2.9013e-05	2.8057e-05	8.1672e-04	1.5594e-04	0:11:51	98
158	103	2.6856e-02	4.7503e-05	3.0272e-05	2.9746e-05	7.9288e-04	1.5889e-04	0:11:39	97
159	104	2.7659e-02	4.9065e-05	3.1418e-05	3.1415e-05	7.7386e-04	1.6206e-04	0:11:47	96
160	105	2.8377e-02	5.0800e-05	3.2446e-05	3.2869e-05	7.6335e-04	1.6799e-04	0:11:33	95
161	106	2.9139e-02	5.2540e-05	3.3502e-05	3.4195e-05	7.5649e-04	1.7499e-04	0:11:39	94
162	107	2.9731e-02	5.4204e-05	3.4392e-05	3.5228e-05	7.3811e-04	1.7759e-04	0:11:42	93
163	108	3.0040e-02	5.5244e-05	3.5121e-05	3.5844e-05	7.1151e-04	1.7477e-04	0:11:24	92
164	109	3.0070e-02	5.5599e-05	3.5467e-05	3.6017e-05	6.7508e-04	1.7402e-04	0:11:09	91
165	110	2.9885e-02	5.5391e-05	3.5487e-05	3.5768e-05	6.4450e-04	1.6949e-04	0:10:55	90
166									
167	iter	continuity	x-velocity	y-velocity	z-velocity	k	omega	time/iter	
168	111	2.9475e-02	5.4539e-05	3.5090e-05	3.5170e-05	6.1649e-04	1.6559e-04	0:10:43	89
169	112	2.8958e-02	5.3416e-05	3.4474e-05	3.4255e-05	5.9846e-04	1.6388e-04	0:10:32	88
170	113	2.8141e-02	5.1714e-05	3.3543e-05	3.3151e-05	5.7008e-04	1.5947e-04	0:10:21	87
171	114	2.7211e-02	5.0125e-05	3.2580e-05	3.1806e-05	5.4254e-04	1.5517e-04	0:10:12	86
172	115	2.6269e-02	4.8144e-05	3.1440e-05	3.0405e-05	5.2509e-04	1.5270e-04	0:10:03	85
173	116	2.5367e-02	4.6488e-05	3.0347e-05	2.9184e-05	5.2364e-04	1.5257e-04	0:09:54	84
174	117	2.4695e-02	4.4945e-05	2.9393e-05	2.8169e-05	5.2085e-04	1.5101e-04	0:09:46	83
175	118	2.4201e-02	4.3838e-05	2.8593e-05	2.7445e-05	4.9743e-04	1.4538e-04	0:09:38	82
176	119	2.3875e-02	4.2772e-05	2.7885e-05	2.6842e-05	4.7781e-04	1.4050e-04	0:09:30	81
177	120	2.3686e-02	4.1792e-05	2.7059e-05	2.6293e-05	4.5384e-04	1.3391e-04	0:09:22	80
178	121	2.3304e-02	4.0513e-05	2.6167e-05	2.5554e-05	4.2031e-04	1.2794e-04	0:09:15	79
179									
180	iter	continuity	x-velocity	y-velocity	z-velocity	k	omega	time/iter	
181	122	2.2812e-02	3.9220e-05	2.5459e-05	2.4908e-05	3.8770e-04	1.2225e-04	0:09:07	78
182	123	2.2310e-02	3.8075e-05	2.4931e-05	2.4349e-05	3.5992e-04	1.1622e-04	0:09:00	77
183	124	2.1598e-02	3.6882e-05	2.4420e-05	2.3963e-05	3.3567e-04	1.1097e-04	0:08:53	76
184	125	2.0859e-02	3.5541e-05	2.3801e-05	2.3447e-05	3.2233e-04	1.0858e-04	0:08:46	75
185	126	2.0230e-02	3.4563e-05	2.3131e-05	2.2857e-05	3.1477e-04	1.0613e-04	0:08:39	74
186	127	1.9656e-02	3.3713e-05	2.2328e-05	2.2133e-05	3.1404e-04	1.0234e-04	0:08:31	73
187	128	1.9062e-02	3.3016e-05	2.1446e-05	2.1333e-05	3.1090e-04	9.8429e-05	0:08:24	72
188	129	1.8316e-02	3.1863e-05	2.0534e-05	2.0370e-05	3.0888e-04	9.4312e-05	0:08:17	71
189	130	1.7705e-02	3.1144e-05	1.9664e-05	1.9450e-05	3.0955e-04	9.2176e-05	0:08:24	70
190	131	1.7091e-02	2.9946e-05	1.8747e-05	1.8478e-05	3.1044e-04	8.9739e-05	0:08:14	69
191	132	1.6506e-02	2.8763e-05	1.7830e-05	1.7499e-05	3.1405e-04	8.8753e-05	0:08:05	68
192									
193	iter	continuity	x-velocity	y-velocity	z-velocity	k	omega	time/iter	
194	133	1.5872e-02	2.7485e-05	1.6933e-05	1.6446e-05	3.4089e-04	9.2608e-05	0:07:56	67
195	134	1.5314e-02	2.6598e-05	1.6224e-05	1.5652e-05	3.7740e-04	9.6915e-05	0:07:47	66
196	135	1.4883e-02	2.5927e-05	1.5653e-05	1.5078e-05	4.0818e-04	1.0097e-04	0:07:39	65
197	136	1.4558e-02	2.5426e-05	1.5258e-05	1.4834e-05	4.3086e-04	1.0554e-04	0:07:31	64

198	137	1.4437e-02	2.5105e-05	1.4974e-05	1.4700e-05	4.7045e-04	1.1378e-04	0:07:24	63
199	138	1.4512e-02	2.5116e-05	1.4927e-05	1.4855e-05	4.8949e-04	1.2156e-04	0:07:16	62
200	139	1.4637e-02	2.5211e-05	1.4965e-05	1.5026e-05	4.8811e-04	1.2580e-04	0:07:09	61
201	140	1.4622e-02	2.5033e-05	1.5002e-05	1.5100e-05	4.6850e-04	1.2641e-04	0:07:01	60
202	141	1.4572e-02	2.4654e-05	1.4837e-05	1.5025e-05	4.4366e-04	1.2700e-04	0:06:54	59
203	142	1.4547e-02	2.4615e-05	1.4701e-05	1.4967e-05	4.1500e-04	1.2195e-04	0:06:47	58
204	143	1.4448e-02	2.4301e-05	1.4467e-05	1.4756e-05	3.8527e-04	1.1304e-04	0:06:40	57
205									
206	iter	continuity	x-velocity	y-velocity	z-velocity	k	omega	time/iter	
207	144	1.4353e-02	2.4058e-05	1.4277e-05	1.4507e-05	3.5640e-04	1.1158e-04	0:06:33	56
208	145	1.4156e-02	2.3394e-05	1.3881e-05	1.4036e-05	3.3245e-04	1.1128e-04	0:06:25	55
209	146	1.3928e-02	2.3230e-05	1.3559e-05	1.3525e-05	3.1483e-04	1.1101e-04	0:06:18	54
210	147	1.3666e-02	2.3124e-05	1.3290e-05	1.3032e-05	3.0523e-04	1.1252e-04	0:06:22	53
211	148	1.3405e-02	2.3076e-05	1.3137e-05	1.2706e-05	3.0028e-04	1.1341e-04	0:06:13	52
212	149	1.3245e-02	2.2962e-05	1.3012e-05	1.2523e-05	3.0558e-04	1.1521e-04	0:06:04	51
213	150	1.3268e-02	2.3178e-05	1.3135e-05	1.2595e-05	3.1196e-04	1.1591e-04	0:05:55	50
214	151	1.3417e-02	2.3329e-05	1.3228e-05	1.2794e-05	3.1459e-04	1.1753e-04	0:05:47	49
215	152	1.3592e-02	2.3049e-05	1.3325e-05	1.3133e-05	3.1763e-04	1.1768e-04	0:05:39	48
216	153	1.3599e-02	2.2355e-05	1.3337e-05	1.3276e-05	3.1566e-04	1.1555e-04	0:05:32	47
217	154	1.3625e-02	2.2217e-05	1.3539e-05	1.3459e-05	3.2348e-04	1.1244e-04	0:05:24	46
218									
219	iter	continuity	x-velocity	y-velocity	z-velocity	k	omega	time/iter	
220	155	1.3755e-02	2.2195e-05	1.3814e-05	1.3477e-05	3.2681e-04	1.0764e-04	0:05:17	45
221	156	1.3878e-02	2.2438e-05	1.4128e-05	1.3444e-05	3.2419e-04	1.0034e-04	0:05:09	44
222	157	1.3896e-02	2.2189e-05	1.4250e-05	1.3371e-05	3.2537e-04	9.7364e-05	0:05:02	43
223	158	1.3969e-02	2.2501e-05	1.4512e-05	1.3492e-05	3.3673e-04	9.7406e-05	0:04:55	42
224	159	1.4023e-02	2.2644e-05	1.4740e-05	1.3768e-05	3.4548e-04	9.7700e-05	0:04:48	41
225	160	1.4129e-02	2.3131e-05	1.5073e-05	1.4333e-05	3.5439e-04	1.0240e-04	0:04:40	40
226	161	1.4317e-02	2.3849e-05	1.5454e-05	1.4961e-05	3.4954e-04	1.0206e-04	0:04:33	39
227	162	1.4610e-02	2.4612e-05	1.5751e-05	1.5469e-05	3.4013e-04	9.8924e-05	0:04:26	38
228	163	1.4725e-02	2.4944e-05	1.5763e-05	1.5680e-05	3.1264e-04	9.3312e-05	0:04:19	37
229	164	1.4518e-02	2.4511e-05	1.5561e-05	1.5566e-05	2.9385e-04	8.7539e-05	0:04:12	36
230	165	1.4341e-02	2.4112e-05	1.5201e-05	1.5290e-05	2.8534e-04	8.5905e-05	0:04:05	35
231									
232	iter	continuity	x-velocity	y-velocity	z-velocity	k	omega	time/iter	
233	166	1.4067e-02	2.3659e-05	1.4792e-05	1.4933e-05	2.7153e-04	8.2050e-05	0:03:58	34
234	167	1.3677e-02	2.2951e-05	1.4244e-05	1.4272e-05	2.6034e-04	7.9232e-05	0:03:58	33
235	168	1.3226e-02	2.2266e-05	1.3625e-05	1.3533e-05	2.6025e-04	7.9969e-05	0:03:49	32
236	169	1.2814e-02	2.1445e-05	1.3003e-05	1.2831e-05	2.6492e-04	8.0856e-05	0:03:41	31
237	170	1.2440e-02	2.1055e-05	1.2452e-05	1.2272e-05	2.8202e-04	8.2370e-05	0:03:33	30
238	171	1.2199e-02	2.0561e-05	1.2068e-05	1.1892e-05	2.9998e-04	8.3262e-05	0:03:25	29
239	172	1.2068e-02	2.0283e-05	1.1890e-05	1.1788e-05	3.3315e-04	8.9540e-05	0:03:18	28
240	173	1.2086e-02	2.0100e-05	1.1945e-05	1.1972e-05	3.7098e-04	9.7225e-05	0:03:10	27
241	174	1.2332e-02	2.0455e-05	1.2167e-05	1.2447e-05	3.9996e-04	1.0398e-04	0:03:03	26
242	175	1.2742e-02	2.0897e-05	1.2534e-05	1.3015e-05	4.1914e-04	1.1159e-04	0:02:56	25
243	176	1.3224e-02	2.1404e-05	1.2867e-05	1.3592e-05	4.1941e-04	1.1650e-04	0:02:49	24
244									
245	iter	continuity	x-velocity	y-velocity	z-velocity	k	omega	time/iter	
246	177	1.3651e-02	2.1872e-05	1.3233e-05	1.4209e-05	4.1605e-04	1.1901e-04	0:02:41	23
247	178	1.4048e-02	2.2474e-05	1.3543e-05	1.4700e-05	4.1411e-04	1.1692e-04	0:02:34	22
248	179	1.4338e-02	2.3142e-05	1.3906e-05	1.5166e-05	4.2762e-04	1.2007e-04	0:02:27	21
249	180	1.4747e-02	2.3840e-05	1.4418e-05	1.5730e-05	4.4114e-04	1.2282e-04	0:02:20	20
250	181	1.5225e-02	2.4842e-05	1.4993e-05	1.6343e-05	4.4404e-04	1.2479e-04	0:02:13	19
251	182	1.5640e-02	2.5952e-05	1.5436e-05	1.6726e-05	4.3343e-04	1.2763e-04	0:02:06	18
252	183	1.5871e-02	2.6591e-05	1.5767e-05	1.6827e-05	4.1741e-04	1.2992e-04	0:01:59	17
253	184	1.6059e-02	2.7159e-05	1.6063e-05	1.6831e-05	4.0534e-04	1.3123e-04	0:01:52	16
254	185	1.6239e-02	2.7470e-05	1.6304e-05	1.6662e-05	3.9190e-04	1.3029e-04	0:01:45	15
255	186	1.6458e-02	2.8089e-05	1.6547e-05	1.6571e-05	3.8589e-04	1.3078e-04	0:01:38	14
256	187	1.6658e-02	2.8573e-05	1.6709e-05	1.6541e-05	3.9136e-04	1.3274e-04	0:01:31	13
257									
258	iter	continuity	x-velocity	y-velocity	z-velocity	k	omega	time/iter	
259	188	1.6735e-02	2.8807e-05	1.6823e-05	1.6622e-05	3.9687e-04	1.3467e-04	0:01:24	12
260	189	1.7028e-02	2.9096e-05	1.7034e-05	1.6899e-05	4.0164e-04	1.3738e-04	0:01:17	11
261	190	1.7143e-02	2.9216e-05	1.7166e-05	1.7240e-05	3.9567e-04	1.3916e-04	0:01:10	10
262	191	1.7284e-02	2.9085e-05	1.7422e-05	1.7507e-05	3.9940e-04	1.3901e-04	0:01:03	9
263	192	1.7421e-02	2.9209e-05	1.7826e-05	1.7925e-05	4.0293e-04	1.3695e-04	0:00:56	8


```

264 193 1.7795e-02 2.9621e-05 1.8299e-05 1.8311e-05 4.1593e-04 1.3497e-04 0:00:50 7
265 194 1.8144e-02 3.0197e-05 1.8956e-05 1.8838e-05 4.2876e-04 1.3100e-04 0:00:43 6
266 195 1.8613e-02 3.0918e-05 1.9686e-05 1.9446e-05 4.5234e-04 1.3030e-04 0:00:36 5
267 196 1.9127e-02 3.1921e-05 2.0665e-05 2.0231e-05 4.6655e-04 1.3007e-04 0:00:28 4
268 197 1.9836e-02 3.3028e-05 2.1646e-05 2.1142e-05 4.7325e-04 1.2967e-04 0:00:21 3
269 198 2.0369e-02 3.4263e-05 2.2531e-05 2.2163e-05 4.6947e-04 1.2450e-04 0:00:14 2
270
271 iter continuity x-velocity y-velocity z-velocity k omega time/iter
272 199 2.0698e-02 3.4944e-05 2.3230e-05 2.2900e-05 4.7597e-04 1.2267e-04 0:00:07 1
273 200 2.0858e-02 3.5621e-05 2.3648e-05 2.3421e-05 4.8326e-04 1.2545e-04 0:00:00 0
274 Registering ReportDefFiles, ("C:\#####\dp0\FFF-4\Fluent\.\lift_force-rfile.out" "C:\#####\dp0\FFF-4\Fluent\.\
lift_coefficient-rfile.out" "C:\#####\dp0\FFF-4\Fluent\.\drag_force-rfile.out" "C:\#####\dp0\FFF-4\Fluent\.\drag_coef-
rfile.out")
275 Writing data to C:\#####\dp0\FFF-4\Fluent\FFF-4.ip ...
276 x-coord
277 y-coord
278 z-coord
279 pressure
280 x-velocity
281 y-velocity
282 z-velocity
283 k
284 omega
285 hyb_init-0
286 hyb_init-1
287 Done.
288
289 Calculation complete.

```

APÊNDICE G – Residuais da análise com propulsor

