

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ
EDISON DA SILVA PAIVA FILHO

**ANALISE DE DESEMPENHO AERODINÂMICO DE
PERFIS DE ASA DE AERONAVES DE PEQUENO
PORTE USANDO O SOFTWARE XFLR5**

Taubaté - SP
2017

EDISON DA SILVA PAIVA FILHO

**ANALISE DE DESEMPENHO AERODINÂMICO DE PERFIS
DE ASA DE AERONAVES DE PEQUENO PORTE USANDO
O SOFTWARE XFLR5**

Trabalho de graduação apresentado
para obtenção do Certificado de
Bacharel pelo Curso Engenharia
Aeronáutica do Departamento de
Engenharia Mecânica da Universidade
de Taubaté,

Orientador: Prof. Pedro Augusto Alves.

Área de Concentração: Engenharia/
Engenharia Aeronáutica/ Aerodinâmica

Taubaté - SP

2017

**Ficha Catalográfica elaborada pelo SIBi – Sistema Integrado
de Bibliotecas / Unitau - Biblioteca das Engenharias**

P149a Paiva Filho, Edison da Silva
Análise de desempenho aerodinâmico de perfis de asa de aeronaves de pequeno porte usando o software XFLR5. / Edison da Silva Paiva Filho. - 2017.

52f. : il; 30 cm.

Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica) – Universidade de Taubaté. Departamento de Engenharia Mecânica e Elétrica, 2017
Orientador: Prof. Pedro Augusto Silva Alves,
Departamento de Engenharia Mecânica e Elétrica.

1. Aerodinâmica. 2. Perfis aerodinâmicos. 3. Coeficientes aerodinâmicos. 4. Simulação computacional. 5. XFLR5. I. Título.

EDISON DA SILVA PAIVA FILHO
ANALISE DE DESEMPENHO AERODINÂMICO DE PERFIS DE ASA DE
AERONAVES DE PEQUENO PORTE USANDO O SOFTWARE XFLR5

Trabalho de graduação apresentado para obtenção do Certificado de Bacharel pelo Curso Engenharia Aeronáutica do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté,

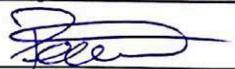
Área de Concentração:
Engenharia/Engenharia
Aeronáutica/Aerodinâmica

Data: 16/10/17

Resultado: Aprovado

BANCA EXAMINADORA

Prof. Pedro Augusto Silva Alves Universidade de Taubaté

Assinatura 

Prof. Msc. Paulo de Tarso de Moraes Lobo Universidade de Taubaté

Assinatura 

AGRADECIMENTOS

Primeiramente gostaria de agradecer aos meus pais, Edison da Silva Paiva e Rosimeire dos Santos Almeida Paiva, que sempre me apoiaram e acreditaram nos meus sonhos. Além de me proporcionarem uma estrutura sólida de amor e confiança. A vocês agradeço eternamente por tudo.

Aos meus amigos de sempre, Luís Gustavo Pereira, Nicolas Villas Boas, Diaico Rosa, Adan Ribeiro, Ruy Gustavo, Octávio Ferrari e Fernanda Monteiro que sempre me apoiaram e estiveram comigo durante todo esse percurso.

Ao meu amigo de estudos Matheus Romero que durante toda a graduação esteve comigo me auxiliando e dividindo inúmeras tarefas.

Ao técnico de laboratório da Universidade de Taubaté e grande amigo Hilton Martins que foi de fundamental importância nessa trajetória, me ajudando e me dando sempre os melhores conselhos.

Ao meu orientador e amigo Prof. Pedro Alves, que foi fundamental para minha formação e para minha aprendizagem acadêmica, além de me guiar nos estudos de aerodinâmica desse trabalho. E ao professor Paulo de Tarso pela disponibilidade para avaliação desse trabalho.

Aos professores que foram fundamentais nessa jornada: Pedro Marcelo, Evandro Nohara, Gilvan Corread, William José Ferreira, Anna Mota e os demais professores que tive ao longo da graduação.

Agradeço a todos vocês por tudo!

RESUMO

Este trabalho tem como objetivo mostrar uma breve introdução sobre aerodinâmica e seus conceitos para assim ser possível o estudo de perfis de asa de aeronaves de pequeno porte através da investigação experimental de cada perfil geométrico analisando os coeficientes de sustentação, arrasto e polar de arrasto variando a cada ângulo α em que esse perfil estará sendo analisado. O desenvolvimento do trabalho usará como método a análise gráfica dos coeficientes aerodinâmicos através de simulações computacionais da geometria de perfis de asas em 2D utilizando o software XFL5 de forma que represente os efeitos reais de um estudo com simulação em túnel de vento permitindo assim a determinação das curvas C_l x C_d (Polar de arrasto), C_l x α (Sustentação x Ângulo α) e C_l/C_d x α (Eficiência do perfil) apresentando o desempenho aerodinâmico de cada perfil estudado possibilitando a comparação posterior para assim poder definir qual o perfil de maior eficiência para cada análise gráfica.

Palavras-Chave: Aerodinâmica, Perfis aerodinâmicos, Coeficientes aerodinâmicos, Simulação computacional, XFLR5.

ABSTRACT

This work aims to show a brief introduction on aerodynamics and its concepts to make possible the study of wing profiles of small aircraft through the experimental investigation of each geometric profile by analyzing the coefficients of drag and polar varying the each alpha angle at which this profile is being analyzed.

The development of the work will use as a method the graphical analysis of the aerodynamic coefficients through computational simulations of the geometry of 2D wing profiles using the software XFL5 in a way that represents the real effects of a study with simulation in wind tunnel thus allowing the determination of the ($C_l \times \text{Alpha}$) and $C_l / C_d \times \text{Alpha}$ (Profile Efficiency) showing the aerodynamic performance of each studied profile, allowing the subsequent comparison to be able to define the profile of greater efficiency for each graphical analysis

Keys-word: Aerodynamics, Aerodynamic airfoils, Aerodynamic coefficients, Computer simulation, XFLR5.

Sumário

1. INTRODUÇÃO	11
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	12
2.1 História da Aviação	12
2.2 A Atmosfera	17
2.3 O Avião e suas características:	19
2.4 Introdução a aerodinâmica	21
2.4.1 Pressão:	22
2.4.2 Densidade:	22
2.4.3 Temperatura:	22
2.4.4 Velocidade de fluxo e linhas de corrente:	22
2.4.5 Força de Sustentação:	23
2.4.6 Camada Limite	24
2.4.7 Número de Reynolds	25
2.4.8 Escoamento laminar	25
2.4.9 Escoamento turbulento	26
2.4.10 Número de Mach:	26
2.5 Teoria do perfil aerodinâmico:	28
2.5.1 Ângulo de ataque:	32
2.5.2 Ângulo de Incidência:	33
2.5.3 Coeficiente de sustentação:	34
2.5.4 Centro de Pressão Aerodinâmico do perfil	34
2.5.5 Coeficiente de Arrasto:	34
2.5.6 Estol	35
2.5.7 Dispositivos de Hiper sustentação:	35
2.6 Recursos Computacionais	36
2.6.1 Software XFRL5	36
3. METODOLOGIA	37
3.1 Escolha das Aeronaves	37
3.1.1 Cessna 140	38
3.1.2 Características Gerais Cessna 140	38
3.1.3 Piper PA-34 Seneca	39
3.1.4 Características Piper PA-34 Seneca	39
3.2 Dados para a Análise	40
3.3 Análise no Software XFRL5	44
3.3.1 NACA 2412	44
3.3.2 NACA 65(2) -415	45

3.3.3	Detalhamento da Análise no software XFLR5	45
4.	RESULTADOS E DISCUSSÕES	47
4.1	Análise do coeficiente de sustentação (Curva C_l x α)	47
4.2	Análise da Polar de Arrasto (C_l x C_d).....	49
4.3	Análise da Eficiência dos Perfis (C_l/C_d x α)	50
5.	CONCLUSÕES	51
	REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA.....	52

1. INTRODUÇÃO

A Aerodinâmica é a dinâmica dos corpos movendo em relação aos gases, especialmente das interações atmosféricas com objetos em movimento (AMERICAN HERITAGE DICTIONARY OF THE ENGLISH LANGUAGE).

O grande avanço da indústria aeronáutica foi ocasionado pelo estudo específico da aerodinâmica, que é o estudo dos fluidos gasosos, relativo às suas propriedades e características, e as forças que exercem em corpos sólidos neles imersos (MIRANDA, 2013).

O presente trabalho irá abordar uma revisão bibliográfica de aerodinâmica básica e conceitos de teoria de voo, de forma que leve a entender os parâmetros de estudos aerodinâmicos para perfis de asa em aeronaves comerciais através da investigação experimental dos perfis aerodinâmicos, visto que um dos componentes que está ligado de forma direta a esse grande avanço que a indústria aeronáutica teve na parte aerodinâmica são as asas das aeronaves.

Também será abordado como serão realizadas as análises para obtenção dos coeficientes de sustentação/arrasto, desempenho e eficiência de cada perfil.

Este trabalho utilizara como método a análise gráfica do comportamento dos perfis de asa usando o software XFLR5 que é uma ferramenta para se obter análises computacionais das forças geradas pelo escoamento devido os diferentes perfis aerodinâmicos e que simula os efeitos reais de um estudo com simulação em um túnel de vento.

Por fim analisaremos os resultados dos coeficientes obtidos com a determinação das curvas de desempenho de cada perfil aerodinâmico possibilitando a comparação dos resultados e constando se o software XFLR5 consegue realizar uma análise de desempenho para os perfis analisados em diferentes tipos de velocidade da aeronave.

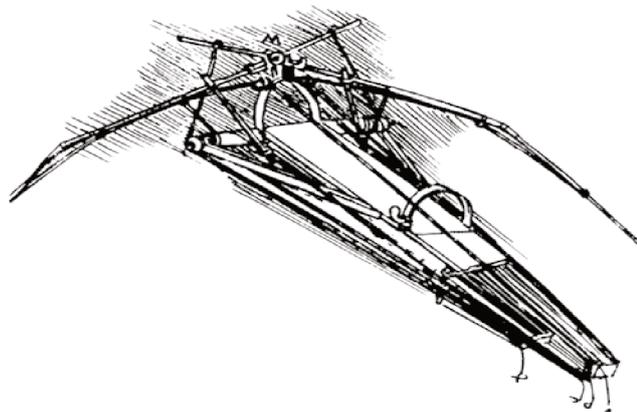
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 História da Aviação

Desde os primórdios da inteligência humana, a ideia de voar no mesmo espaço que os pássaros dominam a mente humana. Todas as primeiras ideias sobre o voo humano centravam-se na imitação dos pássaros. Diversos anônimos da Antiguidade Clássica e Idade Média produziram asas para saltar de torres ou telhados batendo os braços com todas as forças, mas nunca obtiveram êxito.

Com o tempo essa ideia foi substituída pelo conceito de asas que batiam para cima e para baixo com o uso de vários mecanismos alimentados por algum movimento humano. Essas máquinas são chamadas de ornitóptero. Pesquisas históricas recentes revelam que Leonardo Da Vinci era fascinado pela ideia de voo humano e projetou inúmeros ornitópteros (Figura 1 - Projeto de Ornitóptero por Leonardo Da Vinci) no final do século XV. (ANDERSON, 2015)

Figura 1 - Projeto de Ornitóptero por Leonardo Da Vinci



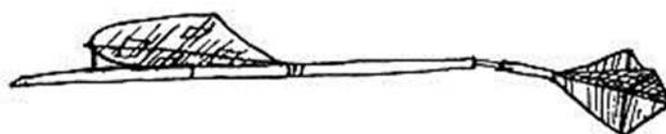
Fonte: Anderson, 2015

A tentativa humana de voar só aconteceu em 21 de novembro de 1783, quando um balão tripulado por Pilatre de Rozier e pelo Marquês d' Arlandes ergueu-se no ar e vagou 8 quilômetros sobre Paris. O balão era inflado pelo ar quente de uma fogueira aberta na grande cesta de palha sob ele. O projeto e a construção do balão foram realizados pelos Irmãos Joseph e Etienne Montgolfier. (ANDERSON, 2015)

O avião moderno tem sua origem em um projeto criado por George Cayley em 1799 quando incluiu um conceito de asa fixa para gerar sustentação e outro mecanismo separado para gerar propulsão e uma calda vertical e horizontal para gerar estabilidade. Cayley anotou sua ideia em um disco de prata, onde no outro lado do disco está um diagrama de forças de sustentação e arrasto em um plano inclinado (a asa).

Em 1804, ele construiu um aparato de braço giratório para testar aerofólios; o aparelho consistia simplesmente em uma superfície de sustentação (aerofólio) montada sobre a ponta de uma haste longa, que irava em velocidades variáveis para gerar um fluxo de ar sobre o aerofólio. Na engenharia aeroespacial moderna, essa é a função cumprida pelos tuneis de vento. Na época foi um avanço importante nos estudos aerodinâmicos permitindo a mensuração de forças aerodinâmicas e do centro de pressão em uma superfície de sustentação. Tais medidas não eram muito precisas, ainda sim foi o primeiro passo dos testes de aerodinâmica. Também em 1804, Cayley projetou, construiu e fez voar o primeiro avião de configuração moderna da história, um pequeno planador modelo (Figura 2). (ANDERSON, 2015).

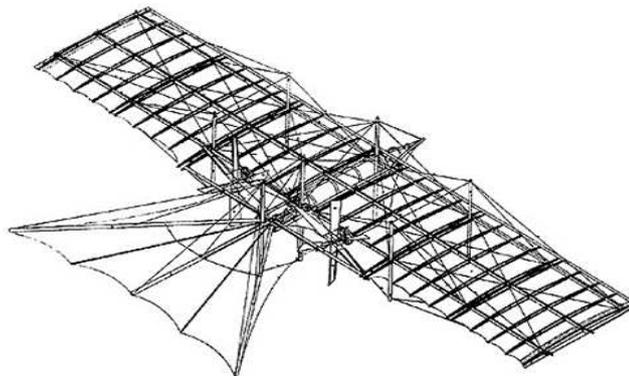
Figura 2 - Planador modelo



Fonte: Anderson, 2015

Nos próximos anos diversos estudos e tentativas foram feitas, até que em 1843 William Samuel Henson, um contemporâneo de Cayley publicou na Inglaterra o projeto de um avião de asas fixas com um motor a vapor que movia duas hélices. Chamado de carruagem a vapor (Figura 3), que nunca foi construída, mas o projeto divulgado mundialmente serviu na época para fixar o conceito de asas fixas desenvolvido por George Cayley.

Figura 3 - Carruagem a Vapor



Fonte: Wikiwand, 2017

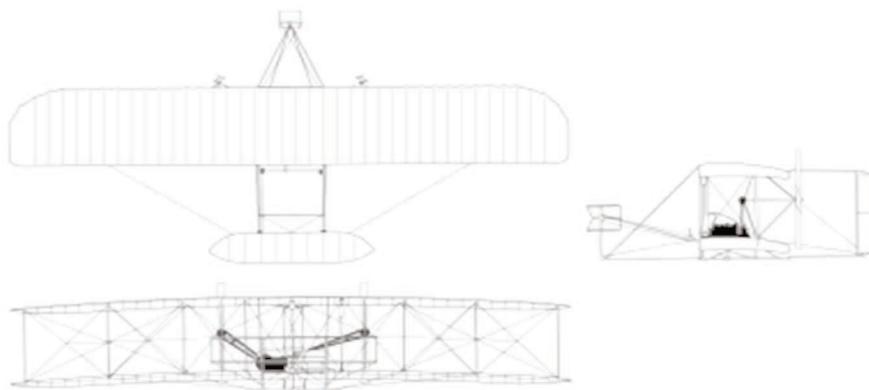
Em 1852, cerca de 51 anos antes do primeiro avião bem-sucedido, o engenheiro francês Henri Giffard construiu e navegou o primeiro dirigível com propulsão por um motor a vapor.

Conhecido como “Pai do voo planado”, Otto Lilienthal foi um pioneiro na história da aviação pois projetou os primeiros planadores bem-sucedidos da história durante um período de 1891 a 1896. Ele é credenciado como o primeiro homem a manejar repetidas vezes um aparelho mais pesado que o ar na atmosfera “cerca de 2.000 voos bem-sucedidos”, morreu em um acidente de planador em 1896. (ANDERSON, 2015; Alves, 2016)

1886, Samuel Pierpont Langley produz o primeiro voo sustentado, motorizado e não pilotado com seu aerodrome em miniatura. Suas tentativas de realizar um voo pilotado, entretanto, não obtiveram sucesso.

Em 17 de dezembro de 1903 os irmãos Orville e Wilbur Wright realizaram o primeiro voo controlado, sustentado, motorizado e pilotado de um objeto mais pesado que o ar em KillDevil Hills, Carolina do Norte com seu Wright Flyer I (Figura 4). O voo revolucionaria a vida no século XX. (ANDERSON, 2015)

Figura 4 - Wright Flyer I

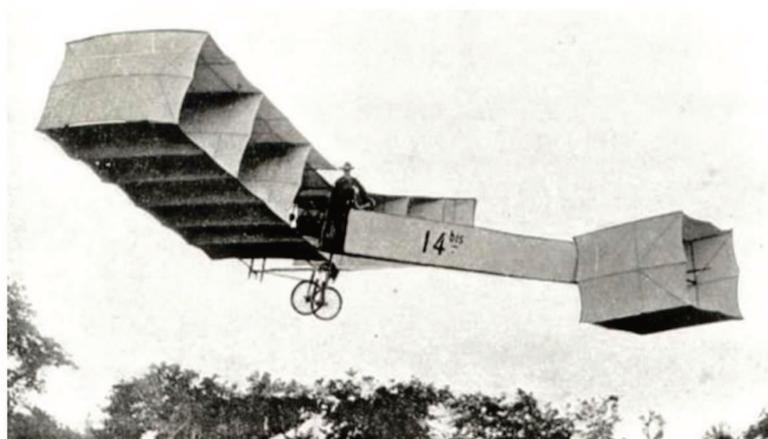


Fonte: Wikipédia, 2017

Nos anos a seguir Santos Dumont voou os primeiros balões dirigíveis com motor a gasolina, mérito garantido pela conquista do prêmio Deutsch.

Em 23 de outubro de 1906 o primeiro avião do mundo mais pesado que o ar, levantou voo sem a ajuda de um objeto que o lançasse como foi o lançado o Wright Flyer I dos irmãos Wright em 1903, chamado "14 Bis" (Figura 5) elevou-se a 50 metros de altura depois de correr cerca de 200 metros de pista. (MEIOAEREO, 2017)

Figura 5 - 14 Bis



Fonte: Airway, 2017

Alguns críticos e estudiosos dizem que pelo fato do Wright Flyer I, “invenção dos irmãos Wright em 1903” voar somente com a ajuda de catapultas, não se pode considerar que se tratava de um avião, já que o que vale é o fato da máquina alcançar e manter um voo próprio, então consideram o primeiro voo de fato, como sendo o 14 bis de Santos Dumont em 1906, para outros o que vale é a capacidade de voo então consideram o primeiro voo como sendo o dos irmãos Wright em 1903.

No período de 1907 a 1910, Santos Dumont realizou inúmeros voos com o monoplano Demoiselle. Patrono da Aeronáutica e da Força Aérea Brasileira, onde recebeu a patente de Marechal-do-Ar, faleceu em São Paulo em 1932 sendo considerado, até hoje, o brasileiro que mais se destacou a nível mundial na história da aviação. (Alves, 2016)

No ano de 1910 aconteceu o primeiro voo comercial realizado por um avião que levava uma carga de seda pelo piloto Phil O. Parmalee que conduziu o seu Wright modelo B dos irmãos Wright, uma viagem de 100 quilômetros de Dayton a Columbus, Ohio. Com o avião atingindo a velocidade de 97 km/h, um recorde para a época.

Com o começo da Primeira Guerra Mundial, a aviação tomaria considerável impulso, em virtude ao uso de aviões como arma de grande poder ofensivo, nas décadas de 1920/1930 esse avanço se consolidaria.

Wiley Post e Harold Gatty em 1931 fizeram a primeira viagem relativamente rápida ao redor do mundo no monoplano “Winnie Mae”.

O transporte internacional passou a ser utilizado em larga escala depois da Segunda Guerra Mundial, com aviões cada vez mais velozes e maiores. Em 1952 foi introduzido o primeiro motor a jato nos aviões, o que impulsionou o transporte comercial.

No final da década de 60, surgiram modelos capazes de transportar até 400 passageiros. (POZZEBOM, 2015)

Após o primeiro voo de uma aeronave mais pesada que o ar, se teve um grande avanço no desenvolvimento da aeronáutica e conforme a tecnologia foi avançando durante os séculos, a evolução e o desenvolvimento da aviação foram crescendo exponencialmente.

Evoluções que trouxeram avanços enormes até mesmo para outras áreas do ramo da ciência já que vários conceitos e matérias são utilizados em vários outros projetos de engenharia. (MIRANDA, 2010)

2.2 A Atmosfera

Os veículos aeroespaciais se dividem em duas categorias básicas: veículos atmosféricos, como aviões e helicópteros, que sempre voam dentro da atmosfera sensível, e veículos espaciais, como os satélites que operam fora da atmosfera sensível.

A atmosfera terrestre é um sistema dinamicamente mutante, sempre em estado de fluxo. A pressão e a temperatura da atmosfera dependem de altitude, local no planeta (longitude e latitude), horário do dia, estação do ano e até de manchas solares, se fossemos levar em considerações todas essas variações em conta quando consideramos o projeto e a performance dos veículos de voo não seria prático. Assim, uma atmosfera padrão é definida para relacionar voos de ensaio, resultados de testes de vento e projeto e desempenho gerais do avião a uma referência comum.

Essa atmosfera padrão tem como principal função gerar condições e referências comuns que podem ser utilizadas de modo organizado por engenheiros de qualquer lugar do mundo. (Anderson, 2015)

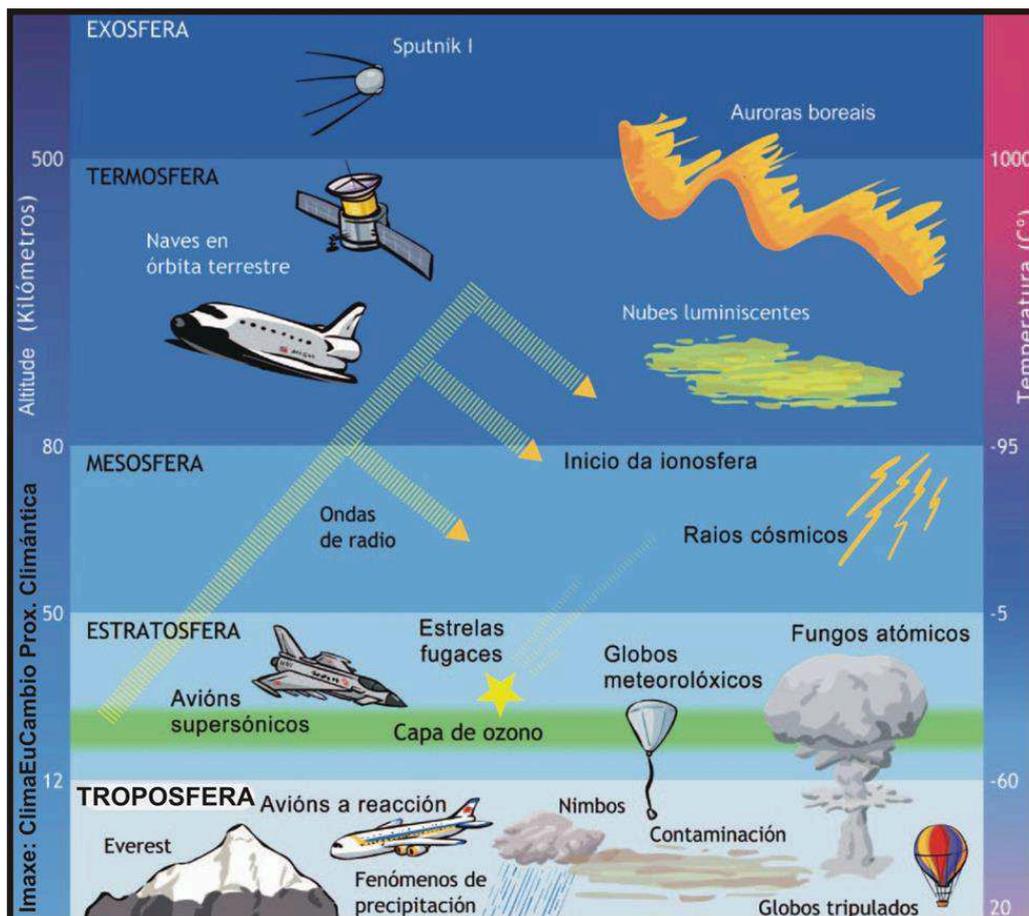
A atmosfera é dividida em camadas com propriedades diferentes (Figura 6). Para o estudo do desempenho das aeronaves, as camadas mais importantes são as duas mais próximas da superfície da Terra:

- Troposfera;
- Estratosfera.

A primeira camada, a Troposfera, começa ao nível do mar e caracteriza-se por uma diminuição linear da temperatura do ar em função da altitude. Ao nível do mar a temperatura tem um valor de 288,15K e a 11000m, o limite superior da Troposfera, tem um valor de 216,65K.

A camada que se segue é a Estratosfera. A altitude de 11000m, que separa a Troposfera da Estratosfera, chama-se Tropopausa. A principal característica da Estratosfera é a temperatura constante de 216,65K desde os 11000m até aos 20000m de altitude. (Gamboa, 2008)

Figura 6 - Atmosfera



Fonte: Alves, 2016

A atmosfera de referência mais comum é baseada nas condições das latitudes médias do hemisfério norte e chama-se a “*International Standard Atmosphere*” (ISA).

Os parâmetros de referência da atmosfera padrão (ISA) ao nível do mar são:

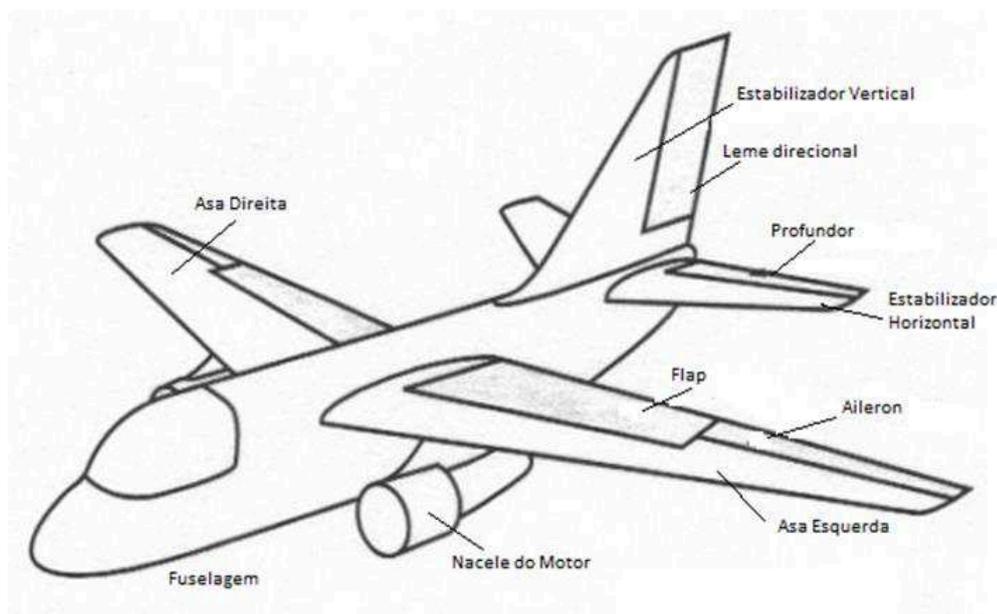
- temperatura, $T_0 = 288,15\text{K}$;
- pressão, $p_0 = 101325\text{N/m}^2$;
- densidade, $\rho_0 = 1,225\text{kg/m}^3$;
- viscosidade, $\mu_0 = 1,78938 \times 10^{-5}\text{kg/m}\cdot\text{s}$;
- aceleração da gravidade, $g_0 = 9,80665\text{m/s}^2$;

Com as informações da atmosfera padrão (ISA), é possível identificar a densidade do ar, temperatura, pressão e viscosidade em que a aeronave está realizando o voo ao compará-la com a altitude de cruzeiro.

2.3 O Avião e suas características:

Detalhes gerais, antes de discutirmos a teoria aerodinâmica e suas aplicações em perfis de asas de aeronaves. Os principais componentes de um avião convencional estão descritos na (Figura 7).

Figura 7 - Características de um avião



Fonte: Anderson, 2015

Fuselagem: É o corpo central da aeronave, onde se encontra quase todo volume utilizável do avião, transporta pessoas, cargas, bagagens.

Nacele do Motor: Quando os motores ficam montados na asa costumam ser alojados em uma espécie de capa chamada de nacele.

Flaps: São superfícies articuladas geralmente no bordo de fuga das asas e cauda, que podem ser rotacionados para cima ou para baixo, sua função é aumentar a força de sustentação do avião.

Aileron: São superfícies de controle que regulam o movimento de oscilação do avião em torno da fuselagem.

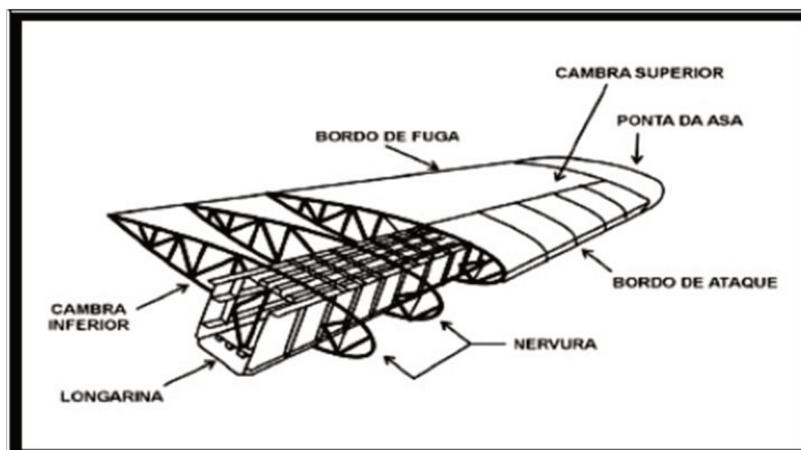
Profundor: São superfícies de controle que regulam o movimento de arfagem para cima e para baixo do nariz da aeronave.

Leme direcional: Superfície de controle que pode virar o nariz do avião para esquerda ou direita (movimento chamado guinada)

Estabilizadores horizontais e Verticais: São localizados e dimensionados de modo a fornecer a estabilidade necessária para o avião durante o voo. (ANDERSON, 2015)

Asas: As asas (Figura 8) são os principais componentes geradores de sustentação dos aviões, seu volume interno das asas pode ser usado para itens como reservatório de combustível e armazenamento de trem de pouso principal.

Figura 8 - Asa e suas características



Fonte: Oswald, 2015

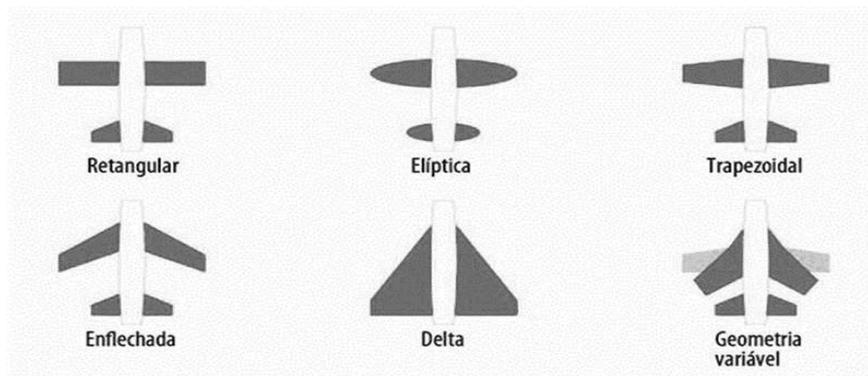
A frente da asa é chamada bordo de ataque que é a primeira parte a entrar em contato com o fluxo de ar, a parte traseira é chamada bordo de fuga e é por onde o vento escoa.

A longarina é responsável por transmitir a fuselagem da aeronave toda a força de sustentação gerada aerodinamicamente pelo intradorso e extradorso da asa.

Para dar o formato desejado ao perfil, são utilizadas as partes chamadas de nervura.

Existem diferentes tipos de asas (Figura 9) que são projetadas para atingir uma solicitada eficiência que o projeto pede. (MIRANDA, 2010)

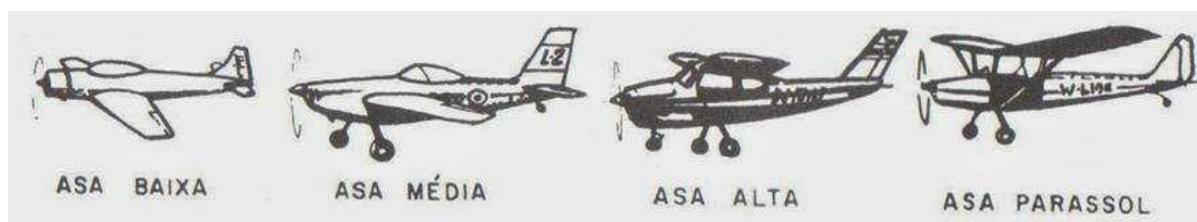
Figura 9 - Tipos de Asas



Fonte: Aquila, 2014

A fixação da asa (Figura 10) pode ser feita de algumas maneiras diferentes, que influenciam em sua estabilidade e outros parâmetros e cada aeronave é projetada para atender o parâmetro desejado do projeto.

Figura 10 -Tipos de fixação das asas



Fonte: Aquila, 2014

2.4 Introdução a aerodinâmica

Aerodinâmica é a área de estudo dentro da mecânica dos fluidos que trata dos efeitos das cargas atuantes sobre corpos imersos em um escoamento de fluido, particularmente o ar.

Se pensarmos em um avião voando a uma altitude de 3km (9840 ft) e uma velocidade de 112 m/s, em um determinado ponto da asa, a pressão e velocidade do fluxo de ar tem valores específicos determinados pelas leis da natureza. Um dos objetivos da ciência aerodinâmica é decifrar essas leis e criar métodos para calcular as propriedades do fluxo.

Esses princípios básicos nos permitem calcular a velocidade e a pressão do fluxo de saída, o que por sua vez, nos permite calcular o empuxo. Por motivos como esse, o estudo da aerodinâmica é essencial para um entendimento de voo completo. (ANDERSON, 2015; SOUZA,2008)

2.4.1 **Pressão:**

É uma força por unidade de área (por exemplo, newtons por metro quadrado). A pressão existe basicamente porque as moléculas de ar estão batendo na superfície do material e transferindo parte de sua quantidade de movimento para a superfície do material.

2.4.2 **Densidade:**

A densidade de uma substância (incluindo gás) é a massa de tal substancia pela unidade de volume. (Schlichting, Truckenbrodt, 1979)

2.4.3 **Temperatura:**

Temperatura é uma medida estatística do nível de agitação entre moléculas, relacionado com o deslocamento da energia cinética de um átomo ou molécula. Em Física, a temperatura está relacionada com a energia interna de um sistema termodinâmico.

2.4.4 **Velocidade de fluxo e linhas de corrente:**

A velocidade de fluxo implica m direção. Para um fluido, é preciso reconhecer que cada região do gás não tem a mesma velocidade que as outras; ou seja, a rapidez e a direção do gás podem variar entre os pontos do fluxo. (ANDERSON, 2015)

2.4.5 Força de Sustentação:

É a maior qualidade que uma aeronave possui em comparação com outros tipos de veículos e define a habilidade de um avião de se manter em voo.

A força de sustentação é usada como forma de vencer o peso da aeronave e assim garantir o voo. (MIRANDA, 2010)

O princípio de Bernoulli e a terceira lei de Newton são conceitos que podem ser aplicados para compreender como a força de sustentação é criada.

Como vemos na (Figura 11 **Erro! Fonte de referência não encontrada.**), quando uma asa se desloca através do ar, o escoamento se divide em parcelas direcionadas para parte superior e parte inferior da asa.

Figura 11 - Escoamento de ar em um perfil



Fonte: Anderson, 2015

O Ar é forçado a mudar de direção, assim a parcela de escoamento na parte inferior da asa é forçada para baixo e em reação essa mudança de direção do escoamento na parte inferior da asa, a mesma é forçada para cima, ou seja, a asa aplica uma força para baixo no ar e o ar aplica na asa uma força de mesma magnitude no sentido de empurrar a asa para cima. Essa criação de força de sustentação pode ser explicada pela terceira lei de Newton, ou seja, para qualquer força de ação aplicada existe uma reação da mesma intensidade, direção e sentido oposto.

Essa força de sustentação também pode ser explicada através da circulação do escoamento ao redor do aerofólio. Para se entender essa definição, deve-se compreender o princípio de Bernoulli, que é definido da seguinte forma: “Se a velocidade de uma partícula de um fluido aumentar enquanto ela escoar ao longo de uma linha de corrente, a pressão dinâmica do fluido deve aumentar e vice-versa”. (MIRANDA, 2010)

2.4.6 Camada Limite

É região do fluido com pequena espessura nas proximidades do corpo (Figura 12), nessa região a velocidade decresce, tendendo a zero, devido à forte ação da viscosidade.

Figura 12 -Região de camada limite



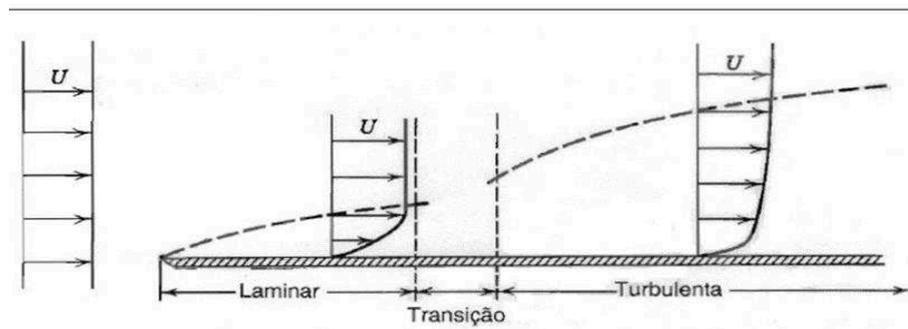
Fonte: Furtado, 2014

Todas as perdas por atrito (entre o fluido e o corpo) ocorrem dentro dessa camada, fora dela o escoamento pode ser considerado sem atrito. A variação de velocidade entre o fluido e o corpo é transmitida através da camada limite. A formação da camada limite ocorre nas superfícies de todos os corpos imersos em fluidos com movimento relativo.

No avião a camada de ar de baixa velocidade adere suavemente a superfície externa, acompanhando o perfil aerodinâmico.

Se a camada limite separar-se da asa por um motivo qualquer, os filetes de ar deixarão também de acompanhar o perfil da asa, criando-se então uma turbulência (Figura 13) a partir do ponto de separação. (BASTOS, 1983)

Figura 13 -Comportamento camada limite



Fonte: Alves, 2017

2.4.7 Número de Reynolds

O número de Reynolds (Re) é um número adimensional usado em mecânica dos fluidos para o cálculo do regime de escoamento de um determinado fluido sobre uma superfície podendo avaliar a estabilidade do fluido, indicando se ele ocorre de forma laminar ou turbulenta.

Para aplicações em perfis aerodinâmicos, o número de Reynolds pode ser expresso em função da corda média aerodinâmica do perfil da seguinte forma (Equação 1):

$$R_e = \frac{\rho * v * \bar{c}}{\mu} \quad (1)$$

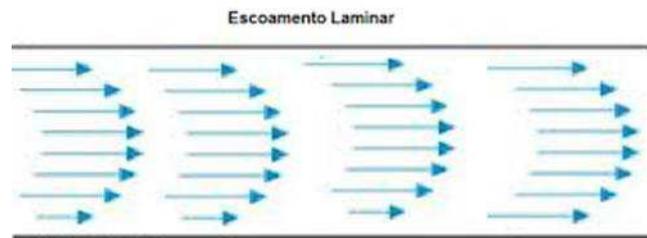
Onde: v representa a velocidade do escoamento, ρ é a densidade do ar, μ é a viscosidade dinâmica do ar e \bar{c} a corda média aerodinâmica do perfil.

A determinação do número de Reynolds representa um fator muito importante para a escolha e análise adequada das características aerodinâmicas de um perfil aerodinâmico, pois a eficiência de um perfil em gerar sustentação e arrasto está intimamente relacionada ao número de Reynolds obtido. Geralmente no estudo do escoamento sobre asas de aviões o fluxo se torna turbulento para números de Reynolds da ordem de 1×10^7 , sendo que abaixo desse valor geralmente o fluxo é laminar. (Miranda, 2010)

2.4.8 Escoamento laminar

No escoamento laminar (Figura 14) as partículas do fluido deslocam-se ao longo de caminhos paralelos retos, em camadas ou laminas. O escoamento laminar é regido pela lei que relaciona a tensão de cisalhamento com a taxa de deformação angular, isto é, o produto da viscosidade do fluido e o gradiente de velocidade. A viscosidade do fluido é dominante e assim suprime qualquer tendência a condições turbulentas. Este tipo de escoamento ocorre geralmente a velocidades baixas e em fluídos que apresentem grande viscosidade. (GILES, EVETT, LIU, 1996)

Figura 14 - Escoamento Laminar

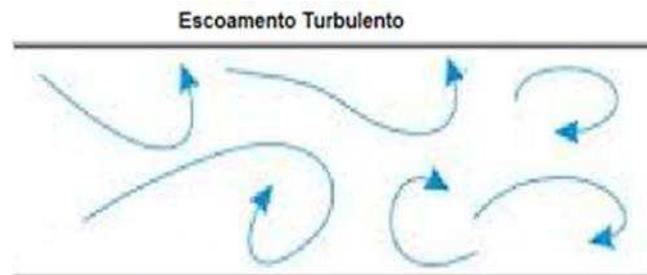


Fonte: Engbrasil, 2017

2.4.9 Escoamento turbulento

O escoamento turbulento (Figura 15) ocorre quando as partículas de um fluido se movem ao acaso em todas as direções, ou seja, as partículas descrevem trajetórias irregulares com movimentos aleatórios. É virtualmente impossível traçar o movimento de uma partícula individual. (GILES, EVETT, LIU, 1996) pág. 174

Figura 15 - Escoamento Turbulento



Fonte: Engbrasil, 2017

2.4.10 Número de Mach:

É uma grandeza adimensional definida pela relação entre TAS (*True Air Speed* - velocidade verdadeira de voo) e velocidade do som no mesmo nível de voo (a) (Equação 2)

$$M = \frac{TAS}{a} \quad (2)$$

O número de Mach 1 significa que a velocidade da aeronave é 100% da velocidade do som, se o valor do número de Mach for igual a 0,8, significa que a velocidade aerodinâmica é 80% da velocidade do som mantendo a mesma temperatura, pois a velocidade do som depende principalmente da temperatura.

Um Mach (M) possui a magnitude de 340,29 m/s (velocidade do som ao nível do mar na temperatura ambiente), para comparação física e para que possam serem feitas estimativas de velocidade e estudos em velocidades transônicas e supersônicas, os regimes de voo podem ser classificados em:

- Subsônico – $M < 0,75$
- Transônico – $0,75 < M < 1,2$
- Supersônico – $1,2 < M < 5,0$
- Hipersônico – $M > 5,0$

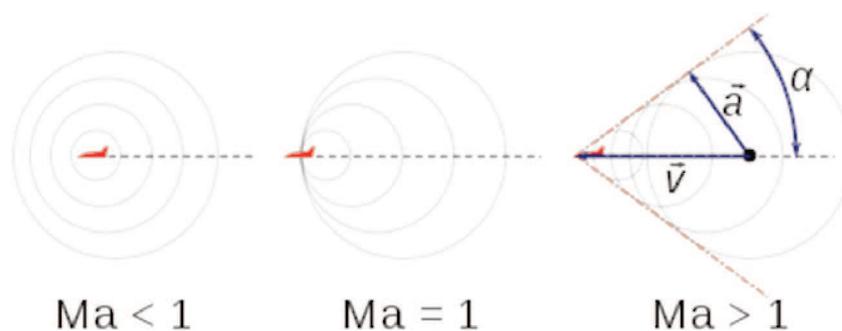
Quando a velocidade do objeto é suficientemente alta, os efeitos de compressibilidade se tornam importantes e o coeficiente de arrasto passa a depender do número de Mach. Se o número de Mach é baixo, o coeficiente de arrasto é essencialmente independente de M, por outro lado, para escoamentos com números de Mach altos, o coeficiente de arrasto pode ser fortemente dependente. (Alves, 2016)

$M < 1$: Aeronave e ondas de propagação em velocidade abaixo do som.

$M = 1$: Aeronave atinge a velocidade do som e uma onda de choque forma-se frente a mesma.

$M > 1$: Aeronave passa da velocidade do som e as ondas de propagação não acompanham o deslocamento em tempo hábil (Figura 16).

Figura 16 - Representação das ondas



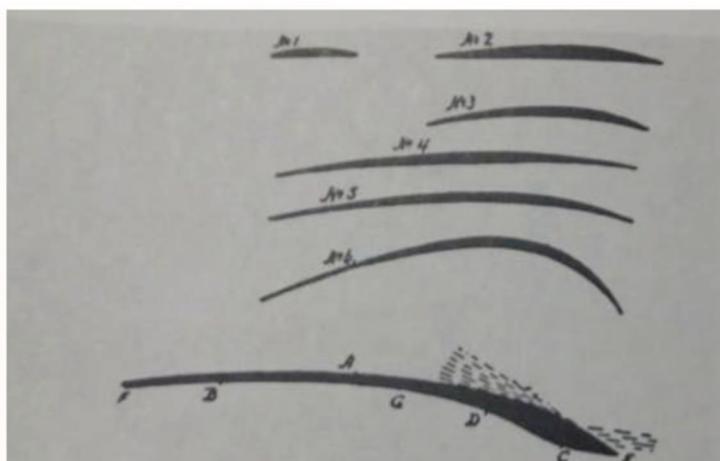
Fonte: Wikipédia, 2017

2.5 Teoria do perfil aerodinâmico:

História dos perfis:

Os primeiros avanços series na área de estudos dos aerofólios começaram só em 1884, quando o inglês Horatio F. Phillips patenteou uma serie de aerofólios arqueados de superfície dupla (Figura 17), depois do resultado de diversos experimentos em tuneis de vento, tendo um impacto significativo na comunidade aeronáutica. (ANDERSON, 2015)

Figura 17 - Aerofólios arqueados



Fonte: Anderson, 2015

Depois de Phillips os trabalhos com aerofólios passaram a se concentrar na busca pelos formatos mais eficientes.

Em seguida os irmãos Wright após suas experiências com planadores concluíram que muitos dados existentes eram inadequados e com frequências incorretas. Para corrigir, construíram seu próprio túnel de vento e testaram vários tipos de aerofólios com formatos diferentes.

A partir do seu resultado escolheram um aerofólio com razão arqueamento/corda máxima de 1:20 para o Wright Flyer I, seu avião de sucesso de 1903. Esses testes representaram um grande avanço sobre a tecnologia de aerofólios na virada do século. (ANDERSON, 2015)

No começo da década de 20, a NACA iniciou um grande projeto experimental, o qual tinha o principal intuito de desenvolver perfis com grande capacidade aerodinâmica e de que facilitassem a construção das asas, depois de muitos estudos e experimentos surgiram os primeiros aerofólios NACA e logo a famosa série de aerofólios de quatro dígitos (Figura 18) que começaram a ser desenvolvidos pela NACA à partir de 1932, onde o objetivo era equacionar perfis de forma que eles pudessem refletir já na nomenclatura suas propriedades geométricas. (Alves, 2016)

Figura 18 - NACA 4 dígitos



Fonte: Alves, 2016

No final da década de 30 a NACA desenvolveu uma nova família de linhas de arqueamento para aumentar a sustentação. Combinada com a distribuição de espessura padrão do NACA, ela deu origem aos aerofólios de cinco dígitos (Figura 19). O resultado foi seguido por famílias de aerofólios de alta velocidade e aerofólios de fluxo laminar na década de 1940. (ANDERSON, 2015)

Figura 19 - NACA 5 dígitos



Fonte: Alves, 2016

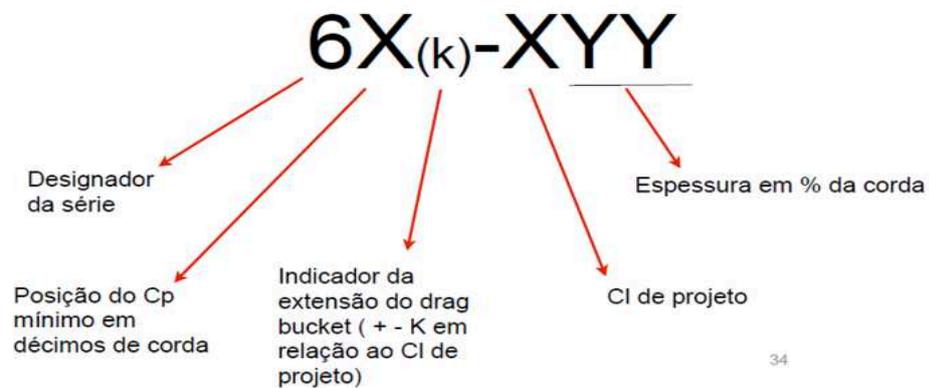
Para reforçar sua atuação no desenvolvimento dos aerofólios em 1939 o NACA construiu um novo túnel de vento bidimensional de baixa turbulência para testar exclusivamente aerofólios.

Na década de 1950 as prioridades da aerodinâmica supersônica e hipersônica interromperam o desenvolvimento de aerofólios NACA durante os próximos 15 anos.

Em 1965, Richard T. Whitcomb fez uma descoberta revolucionária com o aerofólio supercrítico da NASA o que permitiu a criação de asas com altos números de Mach críticos e reativou o interesse pelos estudos em aerofólios. Além disso, foi adicionada uma nova dimensão a pesquisa sobre aerofólios com a opção de computadores de alta velocidade calculando o campo de fluxo em torno dos aerofólios.

A série 6 foi desenvolvida de forma secreta durante a WWII pela NACA, e seu objetivo era desenvolver aerofólios que maximizassem a camada limite laminar no escoamento, e conseqüentemente reduzissem o arrasto para um determinado range de Cl. Após a WWII os perfis NACA série 6 (Figura 20) foram empregados de forma intensiva em aeronaves de alta velocidade.(Alves, 2016)

Figura 20 - NACA série 6



Fonte: Alves, 2016

O desenvolvimento dos aerofólios nos últimos 100 anos passou de um processo individual para um processo de engenharia lógico e sistemático com o uso de tuneis de vento e computadores. (Anderson, 2015)

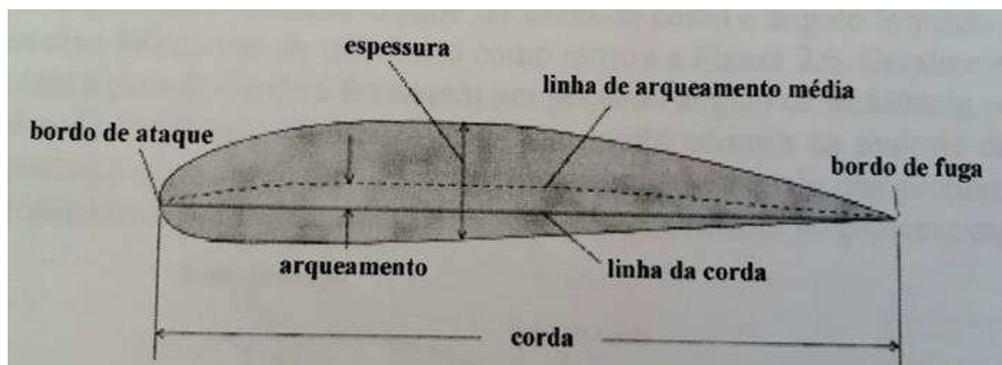
Existem algumas características de grande importância que devem ser consideradas para a seleção e fabricação de um novo perfil, para que se possa alcançar o desempenho necessário determinado para o tipo de aeronave em questão, como:

- a. Influência de Numero de Reynolds
- b. Características aerodinâmicas do perfil
- c. Dimensões do perfil
- d. Escoamento sobre as superfícies
- e. Velocidades de operação desejada para a aeronave
- f. Eficiência aerodinâmica do perfil
- g. Limitações operacionais da aeronave.

Todo Perfil terá suas características aerodinâmicas próprias que dependem exclusivamente da sua forma geométrica, suas dimensões, arqueamento e espessura. As principais características aerodinâmicas de um perfil são seus coeficientes de sustentação, arrasto, momento e a posição do centro aerodinâmico e sua eficiência aerodinâmica. (MIRANDA, 2010)

Um perfil aerodinâmico (Figura 21) é uma superfície projetada com a finalidade de causar diferença de pressões e por consequência gerar um efeito aerodinâmico a partir do escoamento de um fluido ao seu redor. Os termos aerofólio e perfil aerodinâmico são empregados como nomenclatura dessa superfície. (MIRANDA, 2010; BERTIN, CUMMINGS 2008)

Figura 21 - A nomenclatura típica de um aerofólio



Fonte: Miranda, 2010

O Arqueamento é a distância máxima entre a linha média do aerofólio e a corda, mensurada perpendicularmente a corda. A linha media ou linha de esqueleto é o local dos pontos intermediários entre as superfícies inferior e superior. A linha reta que liga o bordo de ataque ao bordo de fuga é a corda do aerofólio e a distância exata entre o bordo de ataque e bordo de fuga mensurada ao longo da corda é chamada de corda do aerofólio.

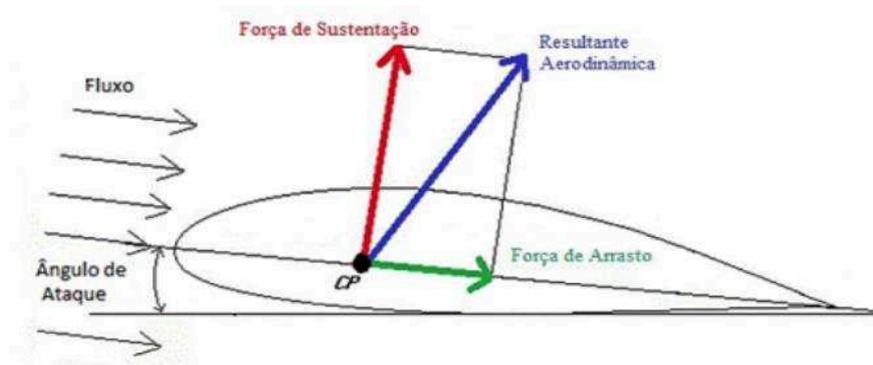
O Arqueamento, a forma da linha média do aerofólio e a distribuição de espessura do aerofólio, sendo ela, em menor nível, basicamente controla as características de sustentação e momento do aerofólio. (BERTIN, CUMMINGS 2008; ANDERSON, 2015)

2.5.1 Ângulo de ataque:

O ângulo de ataque (Figura 22) é o termo utilizado para definir o ângulo formado entre a linha da corda do perfil e a direção do vento relativo. Inlui decisivamente na capacidade de gerar sustentação do perfil pois proporciona um aumento de força de sustentação até certo ponto em que diminui bruscamente, chamado de estol.

O aumento do ângulo de ataque também proporciona aumento na força de arrasto gerada pelo perfil, essa dependência de sustentação e arrasto pode ser medida através de coeficiente adimensionais denominados coeficiente de sustentação e coeficiente de arrasto. (MIRANDA, 2010)

Figura 22 - Ângulo de Ataque

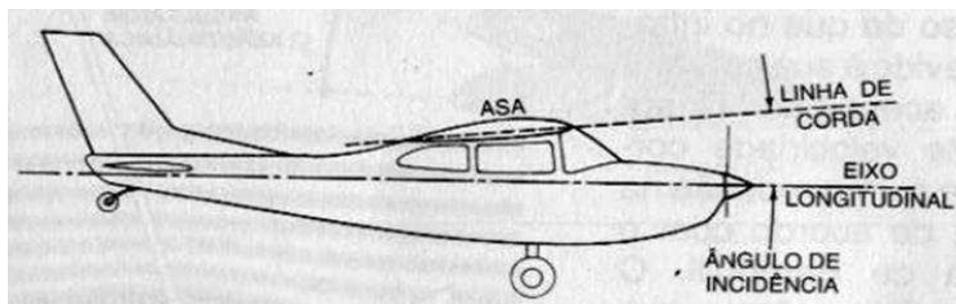


Fonte: Wikipédia, 2017

2.5.2 Ângulo de Incidência:

O ângulo de incidência (Figura 23) pode ser definido como ângulo formado entre a corda do perfil e o eixo longitudinal da aeronave. O ângulo de incidência proporciona eficiência aerodinâmica para a asa.

Figura 23 - Ângulo de Incidência



Fonte: Miranda, 2010

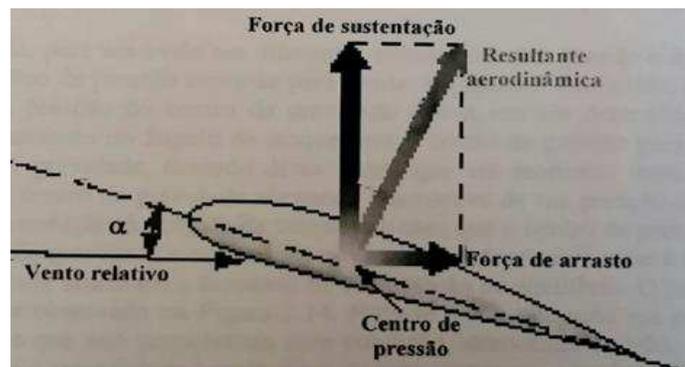
2.5.3 Coeficiente de sustentação:

Nos apresenta a eficiência que um perfil possui para gerar força de sustentação. O coeficiente de sustentação é a função do modelo do perfil, do número de Reynolds e do ângulo de ataque. Perfis com altos valores de sustentação são considerados os mais eficientes.

2.5.4 Centro de Pressão Aerodinâmico do perfil

O centro de pressão aerodinâmica do perfil (Figura 24) é a força resultante obtida a partir de um processo de integração da carga distribuída entre o bordo de ataque e o bordo de fuga do perfil para cada diferente ângulo de ataque.

Figura 24 - Centro de pressão Aerodinâmica



Fone: Miranda, 2010

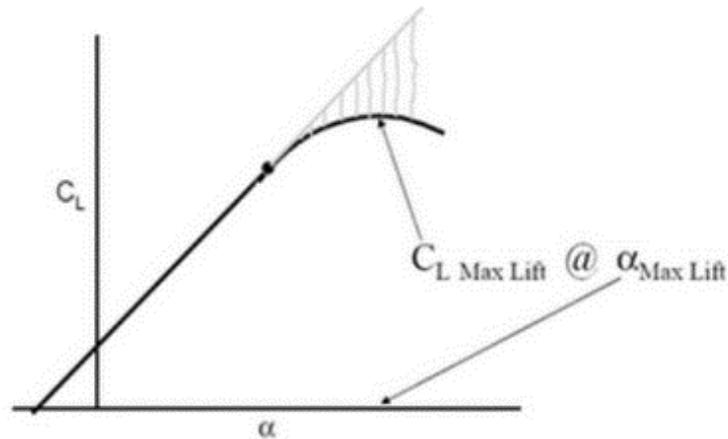
2.5.5 Coeficiente de Arrasto:

Nos mostra a eficiência do perfil em gerar a força de arrasto e ao contrário da sustentação, perfis com menores valores de arrasto são considerados os mais eficientes. Um perfil será considerado aerodinamicamente eficiente quando produzir grandes coeficientes de sustentação, aliados com pequenos coeficientes de arrasto. (MIRANDA, 2010)

2.5.6 Estol

É definido como sendo um ponto onde a sustentação é máxima para um ângulo alfa, mas ao passo que essa inclinação aumenta acontece uma perda drástica de sustentação, como mostra a (Figura 25). (Alves, 2016; ANDERSON, 2015)

Figura 25 - Estol



Fonte: Airplaneperformance, 2014

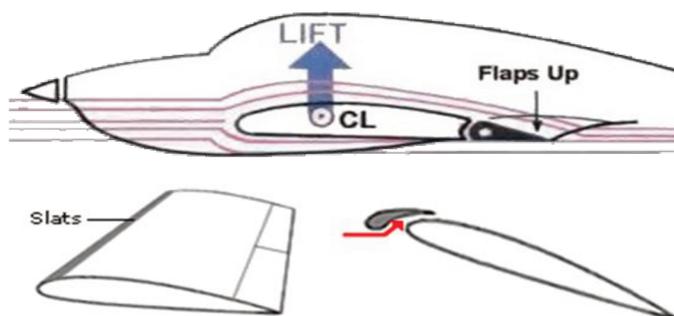
O estol está inteiramente ligado à velocidade, de tal forma que um dos principais fatores para que o estol aconteça é reduzir a velocidade abaixo da velocidade mínima de voo (Alves, 2016)

2.5.7 Dispositivos de Hiper sustentação:

Os dispositivos de hiper sustentação (Figura 26) são superfícies utilizadas para aumentar o coeficiente de sustentação da aeronave. Eles ainda podem ser usados como freios aerodinâmicos.

Quando colocados no bordo de ataque, esses dispositivos são chamados de Slats e quando colocados no bordo de fuga dos aerofólios, esses são chamados de Flaps. (ALVES, 2016)

Figura 26 - Dispositivos de Hiper Sustentação



Fonte: Alves, 2016

2.6 Recursos Computacionais

2.6.1 Software XFRL5

Em 1998 Mark Drela criou e desenvolveu o XFRL5 usando como plataforma o XFOIL, no Massachusetts Institute Technology (MIT). O XFRL5 tem como objetivo favorecer o estudo de iniciantes na área de engenharia aeronáutica, além de poder realizar projetos de pequeno e médio porte. (DANTAS apud CLARK, 2006)

XFOIL é um programa interativo para o projeto e análise de perfis subsônicos isolados. Dadas as coordenadas que especificam a forma de um perfil aerodinâmico 2D, Reynolds e número Mach, o XFOIL pode calcular a distribuição de pressão no perfil aerodinâmico.

O XFLR 5 permite uma vasta e refinada análise aerodinâmica, pois analisando os perfis através do XFLR5 é possível se ter uma visão de como o perfil irá se comportar dependendo de seu ângulo alpha, corda, número de Reynolds entre outros parâmetros, também é necessário ver seu ponto de estol uma vez que esse software permite estimar os efeitos do escoamento sobre um corpo que encontra em um fluido imerso.

O método utilizado pelo XFOIL e que serve de base para o XFLR 5 permite de forma aproximada determinar esses vários parâmetros necessários para os projetos de perfis e até mesmo projetar uma aeronave de pequeno porte. (DANTAS 2014)

3. METODOLOGIA

Este trabalho trata-se de uma análise aerodinâmica de perfis de asa usados em aeronaves de pequeno porte. A metodologia utilizada foi embasada em pesquisas bibliográficas para trazer o conhecimento necessário para realizar tal análise.

Ao iniciar os estudos, se viu necessário o conhecimento sobre os fundamentos de engenharia aeronáutica como seu surgimento, influências da atmosfera durante o voo, as características geométricas de uma aeronave, perfis de asa, o que é uma asa e como ela exerce sua função.

Foram utilizados os livros dos autores John D. Anderson Jr, Miranda entre outros citados na referência deste trabalho para adquirir o conhecimento teórico requerido.

Na primeira parte do trabalho é feita uma introdução de como surgiu a ideia de voar e de se construir aeronaves, seguindo com informações sobre a atmosfera onde essas aeronaves voam. Ao terminar essa parte se viu necessário ter informações sobre as características de um avião (asas, características das asas) e realizar uma introdução a aerodinâmica (pressão, densidade, camada limite, número de Reynolds, número de Mach, entre outros, citados na revisão bibliográfica deste trabalho, além de se entender o que é um perfil aerodinâmico e sua nomenclatura.

3.1 Escolha das Aeronaves

Para ser feita a análise de um perfil de asas de aeronaves de pequeno porte, foi escolhido duas aeronaves, onde cada uma apresenta um tipo de perfil de asa diferente, para que assim a análise nos gráficos dos coeficientes aerodinâmicos não sejam as mesmas e se tenha a possibilidade de fazer uma comparação.

A escolha de aeronaves antigas se deu ao fato de que atualmente os fabricantes não disponibilizam para o meio público quais os tipos de perfis de asa utilizados na aeronave.

3.1.1 Cessna 140

A primeira aeronave escolhida para a análise de seu perfil de asa foi o modelo Cessna 140 (Figura 27).

Figura 27 - Cessna 140



Fonte: Aviapro, 2017

3.1.2 Características Gerais Cessna 140

Aeronave americana equipada com um motor de pistão com 85 a 90 cavalos, seu período de produção foi de 1946-1951, com capacidade de 1 passageiro e 1 piloto.

Comprimento: 6,40 metros

Velocidade de cruzeiro: 169 km/h

Velocidade máxima: 201 km/h

Alcance: 724 quilômetros

Envergadura: 10,16 metros

Altura: 1,91 metros

Área das asas: 14,80 metros ao quadrado

Peso vazio: 404 quilogramas

Peso máximo de decolagem: 658 quilogramas

C root = 1,457 metros

C tip = 1,457 metros

Afilamento = 1

3.1.3 Piper PA-34 Seneca

A segunda aeronave escolhida para comparação foi o Piper PA-34 Seneca (Figura 28).

Figura 28 - Piper PA-34 Seneca



Fonte: Manual de operação, 1971

3.1.4 Características Piper PA-34 Seneca

Aeronave bimotor executiva a pistão de pequeno porte, com capacidade de transportar 1 piloto e 5 passageiros, seu período de produção vai de 1971 até os dias atuais.

Comprimento: 8,69 metros

Velocidade de cruzeiro: 300 km/h

Velocidade máxima: 330 km/h

Alcance: 1.300 quilômetros

Envergadura: 11,85 metros

Altura: 3,02 metros

Área das asas: 19,4 metros ao quadrado

Peso vazio: 1.190 quilogramas

Peso máximo de decolagem: 1.900 quilogramas

C root = 1,637 metros

C tip = 1,637 metros

Afilamento = 1

3.2 Dados para a Análise

Ao realizar uma análise aerodinâmica de perfis de asa é necessário em primeiro momento definir uma condição de voo para emular as características de voo que a aeronave irá enfrentar, pois existem diferentes condições de voo para um determinado voo, como por exemplo, quando a aeronave irá fazer uma decolagem, um pouso ou quando a aeronave está voando em uma altitude de cruzeiro. Para esse trabalho as análises foram feitas na condição de voo de altitude de cruzeiro.

Neste trabalho foram analisados os gráficos de Cl/Cd (Coeficiente de sustentação/ Coeficiente de arrasto), Cl/α (Coeficiente de sustentação/ Ângulo α do perfil), e $Cl/Cd / \alpha$ (relação entre o coeficiente de sustentação/arrasto / ângulo α do perfil).

Esta análise foi feita em dois tipos de velocidades de cada aeronave, em velocidade de cruzeiro e velocidade máxima da aeronave, variando a velocidade o número de Reynolds será diferente para cada análise.

Para realizar essa análise era necessário o cálculo do número de Reynolds (Equação 1) e o cálculo do número de MACH (Equação 2) pois era preciso saber qual eram esses dois fatores para se calcular de forma correta os parâmetros na altitude onde as aeronaves estivessem voando.

Para se calcular o número de Reynolds correto na altitude de cruzeiro de cada aeronave foi necessário encontrar qual era a densidade e viscosidade do ar naquela altitude e pra isso foi utilizado a tabela de parâmetros da atmosfera internacional (Tabela 1), além de encontrar a corda do perfil de asa de cada aeronave, e a velocidade em que a aeronave estaria realizando esse voo.

Tabela 1 - Parâmetros da Atmosfera Internacional (Houghton, Carpenter 1993)

(1) Sea level conditions

$$T_0 = +15^\circ\text{C} = 288.16\text{ K}$$

$$p_0 = 10\,1325\text{ Nm}^{-2}$$

$$\rho = 1.2256\text{ kg m}^{-3}$$

$$\mu_0 = 1.783 \times 10^{-3}\text{ kg m}^{-1}\text{ s}^{-1}$$

$$\nu_0 = 1.455 \times 10^{-5}\text{ m}^2\text{ s}^{-1}$$

(2) Relative values

Altitude (m)	Temperature $\theta = T/T_0$	Pressure $\delta = p/p_0$	Density		Viscosity	
			$\sigma = \rho/\rho_0$	$\sigma^{1/2}$	$\bar{\mu} = \mu/\mu_0$	$\bar{\nu} = \nu/\nu_0$
-0	1	1	1	1	1	1
250	0.9944	0.9707	0.9762	0.9880	0.9956	1.0198
500	0.9887	0.9421	0.9528	0.9761	0.9911	1.0402
750	0.9831	0.9142	0.9299	0.9643	0.9867	1.0610
1000	0.9774	0.8869	0.9074	0.9526	0.9822	1.0824
1250	0.9718	0.8604	0.8853	0.9409	0.9777	1.1044
1500	0.9661	0.8344	0.8637	0.9293	0.9733	1.1269
1750	0.9605	0.8091	0.8424	0.9178	0.9688	1.1500
2000	0.9549	0.7845	0.8215	0.9064	0.9642	1.1737
2250	0.9492	0.7604	0.8011	0.8950	0.9597	1.1980
2500	0.9436	0.7369	0.7810	0.8837	0.9552	1.2230
2750	0.9379	0.7141	0.7613	0.8725	0.9506	1.2487
3000	0.9323	0.6918	0.7420	0.8614	0.9461	1.2750
3250	0.9266	0.6701	0.7231	0.8503	0.9415	1.3020
3500	0.9210	0.6489	0.7045	0.8394	0.9369	1.3298
3750	0.9154	0.6283	0.6863	0.8285	0.9323	1.3584
4000	0.9097	0.6082	0.6685	0.8176	0.9277	1.3877
4250	0.9041	0.5886	0.6511	0.8069	0.9231	1.4178
4500	0.8984	0.5696	0.6339	0.7962	0.9184	1.4488
4750	0.8928	0.5510	0.6172	0.7856	0.9138	1.4806
5000	0.8872	0.5329	0.6007	0.7751	0.9091	1.5133
5250	0.8815	0.5154	0.5846	0.7646	0.9044	1.5470
5500	0.8759	0.4983	0.5689	0.7542	0.8997	1.5816
5750	0.8702	0.4816	0.5534	0.7439	0.8950	1.6172
6000	0.8646	0.4654	0.5383	0.7337	0.8903	1.6538
6250	0.8589	0.4497	0.5235	0.7236	0.8855	1.6915

Para encontrar o número de Reynolds para cada velocidade analisada da aeronave utilizou-se a equação de Reynolds (Equação 1), com os dados de densidade e viscosidade obtidos na (Tabela 1).

Esses parâmetros estão colocados em forma de tabela (Tabela 2) com cada valor para cada aeronave.

Tabela 2 - Parâmetros para se calcular Reynolds

Aeronave	Corda média	Vel. Max	Vel. Cruzeiro	Altitude de voo de cruzeiro	Densidade na Altitude	Viscosidade nessa altitude
Cessna 140	1457 m	55.833 m/s	46.944 m/s	Aprox. 3000 metros	0.90939 Kg m ⁻³	1.6868963x10 ⁻⁵ kgm ⁻¹ s ⁻¹
Piper Seneca	1637 m	91.666 m/s	83.333 m/s	Aprox. 2750 metros	0.93305 Kg m ⁻³	1.6949198 x 10 ⁻⁵ kgm ⁻¹ s ⁻¹

Utilizando a (Equação 1) é possível calcular Reynolds para os diferentes tipos de velocidade em que serão analisados os perfis de asa das aeronaves.

$$R_e = \frac{\rho * v * \bar{c}}{\mu} \quad (1)$$

- Realizando o cálculo de Reynolds para o perfil de asa do Cessna 140 em velocidade máxima da aeronave:

$$R_e = \frac{0.9093952 * 55.833 * 1.457}{1.6868963 \times 10^{-5}}$$

$$Re = 4.3854562 \times 10^6$$

- Realizando o cálculo de Reynolds para o perfil de asa do Cessna 140 em velocidade de cruzeiro da aeronave:

$$R_e = \frac{0.9093952 * 46.944 * 1.457}{1.6868963 \times 10^{-5}}$$

$$Re = 3.687261 \times 10^6$$

- Realizando o cálculo de Reynolds para o perfil de asa do PA-34 Seneca em velocidade máxima da aeronave:

$$R_e = \frac{0.93305 * 91.666 * 1.637}{1.69499198 \times 10^{-5}}$$

$$Re = 8.26062 \times 10^6$$

- Realizando o cálculo de Reynolds para o perfil de asa do PA-34 Seneca em velocidade de cruzeiro da aeronave:

$$R_e = \frac{0.93305 * 83.333 * 1.637}{1.69499198 \times 10^{-5}}$$

$$Re = 7.50967 \times 10^6$$

Na seção 2.4.7 vimos que para o ar ser considerado turbulento o valor de Reynolds terá que ser de ordem 1×10^7 assim garantimos que o escoamento será laminar dentro das faixas de velocidades escolhidas, e desta forma o valor de número de Reynolds é válido para aplicação de análise no software.

Outro parâmetro que se deve descobrir para poder realizar a análise no software é qual o número de Mach da aeronave na altitude em que o voo está sendo realizado, e para calcular o número de Mach utilizamos a (Equação 2) em que se calcula o valor desse número através de uma relação entre a velocidade de voo real da aeronave e a velocidade do som.

$$M = \frac{TAS}{a} \quad (2)$$

- Calculando o número de Mach para cada velocidade da aeronave Cessna 140:
Velocidade Máxima da Aeronave:

$$M = \frac{55.833 \text{ m/s}}{340.29 \text{ m/s}}$$

M= 0.16407

Velocidade de Cruzeiro da Aeronave:

$$M = \frac{46.944 \text{ m/s}}{340.29 \text{ m/s}}$$

M= 0.13795

- Calculando o número de Mach para cada velocidade da aeronave Piper PA-34 Seneca:

Velocidade Máxima da Aeronave:

$$M = \frac{91.666 \text{ m/s}}{340.29 \text{ m/s}}$$

M= 0.269376

Velocidade de Cruzeiro da Aeronave:

$$M = \frac{83.333 \text{ m/s}}{340.29 \text{ m/s}}$$

M= 0.244888

Como foi definido na seção 2.4.10 para o fluido ser considerado compressível o valor do número de Mach deve ser, $M \geq 1$, nesse caso o valor de Mach obtido é menor do que o valor considerado para um escoamento compressível, de maneira que valida as equações para a análise dos perfis de asa no software.

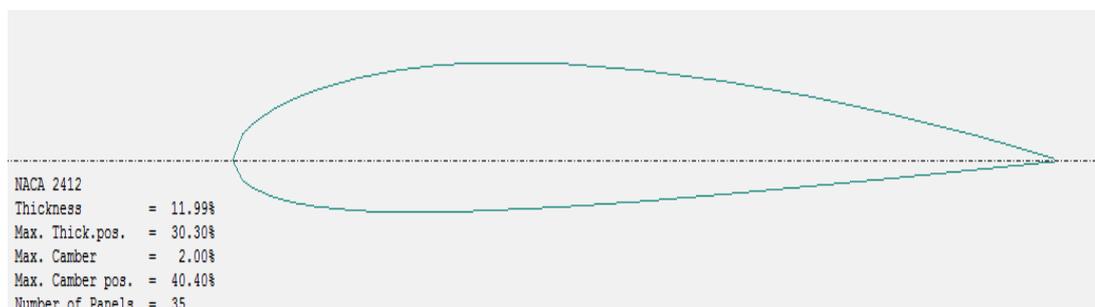
3.3 Análise no Software XFRL5

Utilizou-se a biblioteca onlineaerospace.illinois.edu, uma plataforma onde é compartilhado vários perfis de asa de aeronaves para consulta, neste trabalho foi analisado dois tipos de perfis NACA, um com 4 dígitos e outro com 6 dígitos.

3.3.1 NACA 2412

A aeronave Cessna 140 utiliza o perfil NACA 2412 (Figura 29).

Figura 29 - Perfil NACA 2412

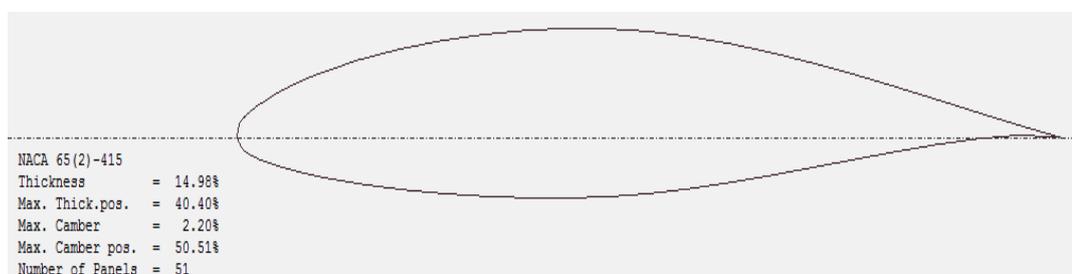


Fonte: Software XFRL5, 2017

3.3.2 NACA 65(2) -415

A aeronave Piper PA-34 Seneca utiliza o perfil NACA 65(2) -415 (Figura 30)

Figura 30 - Perfil NACA 65(2) - 415



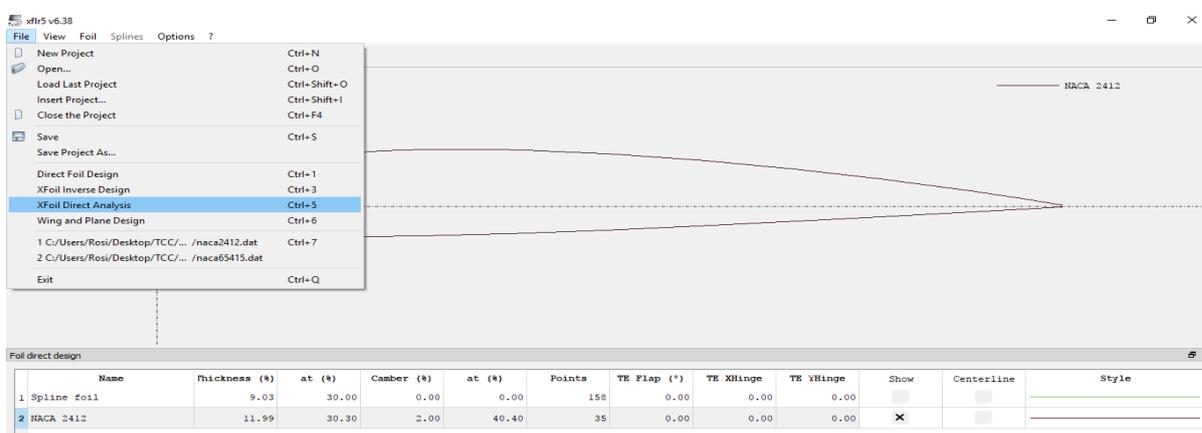
Fonte: Software XFLR5, 2017

3.3.3 Detalhamento da Análise no software XFLR5

O primeiro passo depois da escolha dos perfis pela biblioteca online de perfis aerospace.illinois.edu, onde o perfil escolhido deve ser salvo em formato (.dat) quando é baixado tem suas coordenadas X e Y definidas que será utilizada para que o software reconheça a forma do perfil em um plano 2D. Assim, depois de escolhido é necessário abrir o perfil a ser analisado no software XFLR5 seguindo o passo a passo do esquema abaixo:

1. Abrir o software XFLR5
2. Clicar no comando “File”
3. “Directfoil Design”
4. “Open File”
5. Selecionar o arquivo (.dat) que será o perfil a ser analisado
6. Clicar no comando “XFOIL DIRECT ANALYSIS” (Figura 31)

Figura 31 - Abrindo o arquivo

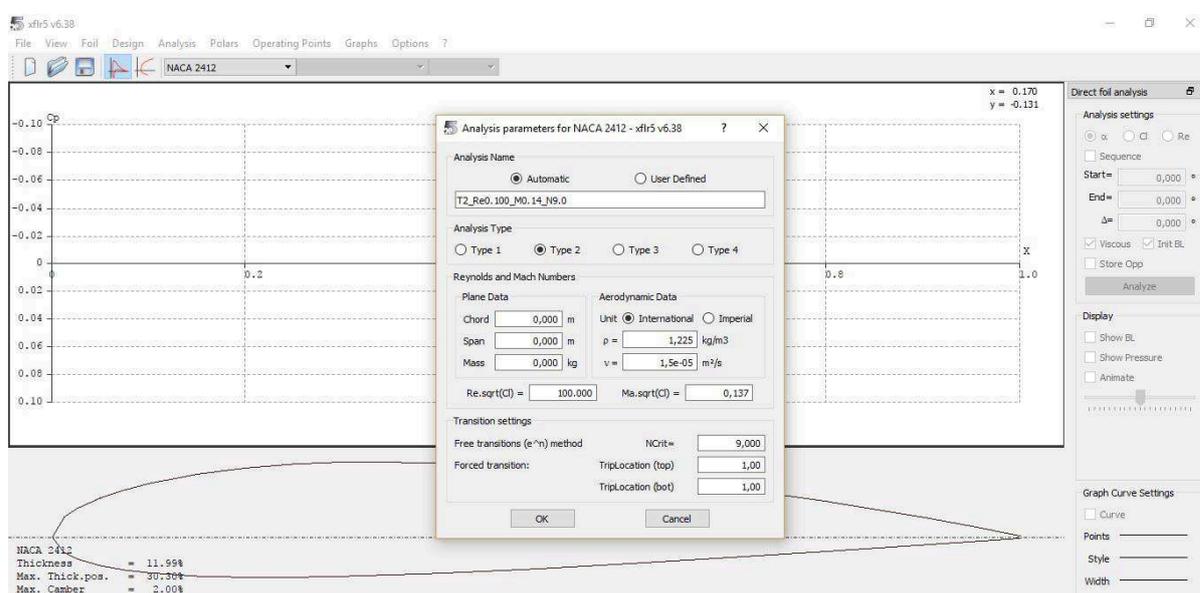


Fonte: Elaborado pelo autor no software XFLR5, 2017

Após a escolha do perfil será definida as condições da análise, nesse ponto é necessário que o número de Reynolds e o número de Mach já tenham sido determinados.

Selecionando o comando “Analysis” na barra de ferramentas, em seguida “Define na Analysis”, escolho o comando “Type1” onde serão inseridos todos os parâmetros calculados anteriormente, como Numero de Reynolds, número de Mach, valor de densidade e da viscosidade dinâmica, como é mostrado na figura abaixo (Figura 32):

Figura 32 - Inserindo valores



Fonte: Elaborado pelo autor no software XFLR5, 2017

Após inserir os valores, vou à barra “Analysis settings” (Figura 32) e defino a variação do ângulo em que a seqüência do perfil será analisada e de quantos grau será essa análise. Em seguida seleciono “Analyze” e espero o software realizar a análise dos perfis de asa.

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

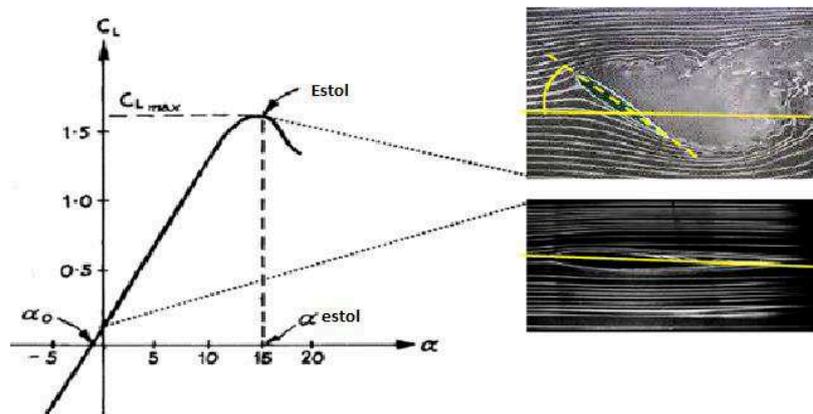
Uma forma conveniente de se descrever as características aerodinâmicas de um perfil ou de uma aeronave é a plotagem das curvas de desempenho.

Para o entendimento desse comportamento os resultados foram separados em análises dos diferentes coeficientes aerodinâmicos para os perfis de asa escolhidos.

4.1 Análise do coeficiente de sustentação (Curva C_L x Alpha)

Esta curva nos mostra o coeficiente de sustentação (C_L) em relação ao ângulo alpha do perfil até que esse perfil atinja o valor de máximo coeficiente de sustentação (C_L máx) para o ângulo alpha, a partir daí ocorrerá perda de sustentação ou estol (fenômeno físico que nos mostra onde ocorre o descolamento da camada limite do perfil) (Figura 33).

Figura 33 - Deslocamento da camada limite no perfil

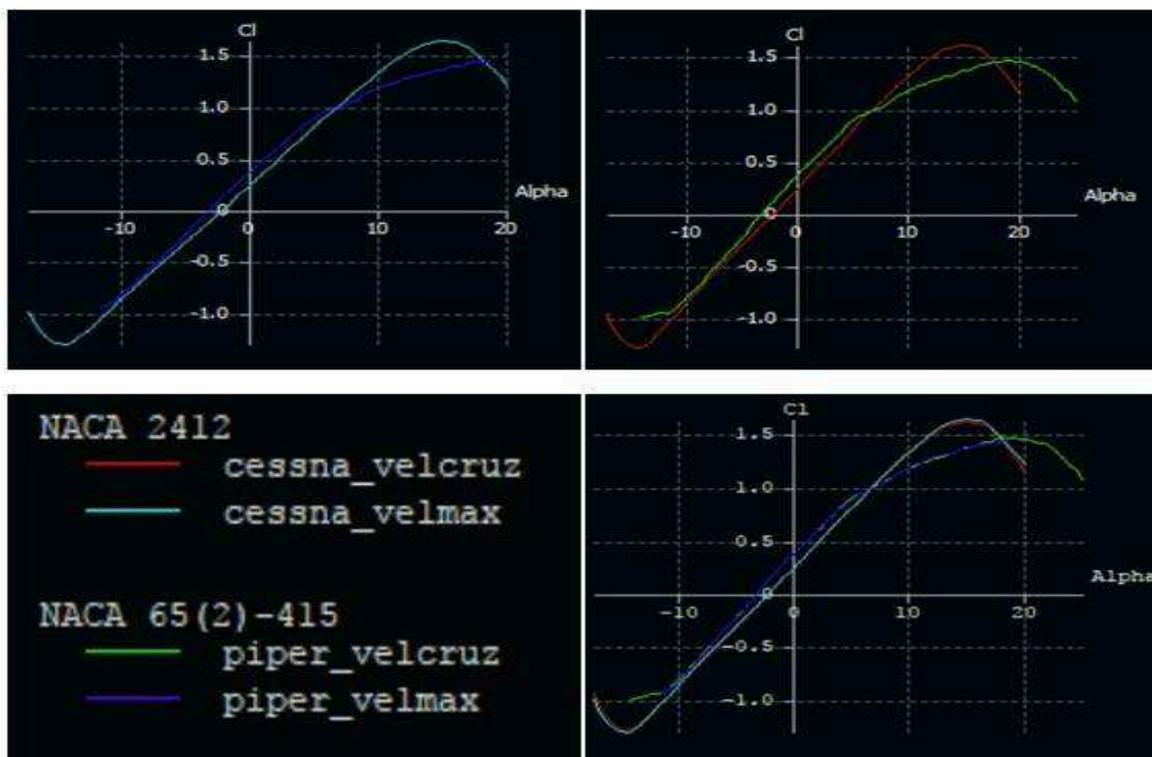


Fonte: Google, 2017

Na análise gráfica temos os perfis NACA 2412 e NACA 65-415 com seus respectivos desempenhos de sustentação a maneira em que o ângulo alpha do perfil varia (Figura 34).

Considerando que as aeronaves estão voando em sua altitude de cruzeiro foram feitas análises para velocidade máxima e velocidade de cruzeiro de cada aeronave, notou-se que o perfil NACA2412 apresenta uma maior sustentação para um ângulo alpha menor até que entre em estol, já o perfil NACA65(2) -415 possui uma menor sustentação para um ângulo alpha maior até que se entre em estol.

Figura 34 - Análise do coeficiente de sustentação



Fonte: Elaborado pelo autor no software XFLR5, 2017

Ao analisarmos o desempenho dos perfis em ambas as velocidades têm que os dois perfis apresentam um ângulo de estol maior do que 10° dado que é muito importante para o projeto de uma aeronave, onde de acordo com Rosa, 2016 o estol de uma aeronave só deve acontecer para um ângulo maior que 6° garantindo assim um voo seguro. Também se observou que as análises de velocidades do perfil NACA 2412 atingem uma maior sustentação ao comparar com as análises do perfil NACA 65(2) -415 para um ângulo alpha menor, já as análises correspondentes ao perfil NACA 65(2) -415 não alcançam o mesmo valor de coeficiente de sustentação, porém possuem um Cl Max para um ângulo alpha maior, ou seja, gera um pouco menos de sustentação, porém seu estol acontece em um ângulo alpha maior.

Percebeu-se também que ambos os perfis com 0° de inclinação já possuem um pouco de sustentação, mas que esse coeficiente de sustentação tem seu ponto ideal aproximadamente de 1.5 para o perfil NACA 65(2) -415 e 1.6 para o perfil NACA2412 o que é um ponto de sustentação considerado significativo, pois segundo Hilton, 2017 um valor médio para que o perfil seja considerado muito bom é de 1.4 a 1.8 sem a utilização de dispositivos de hiper sustentação.

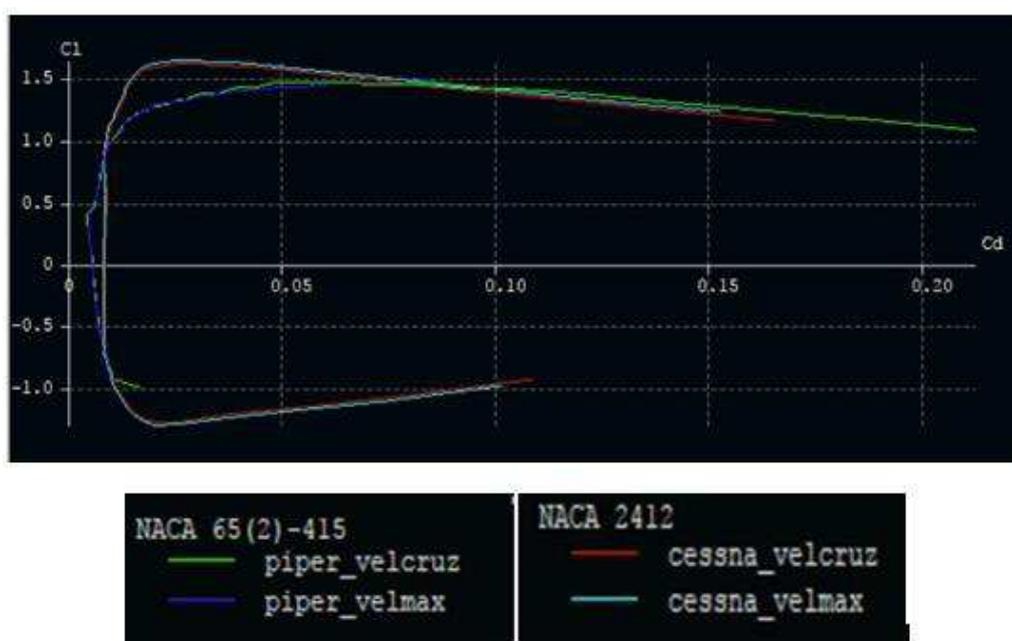
4.2 Análise da Polar de Arrasto (C_l x C_d)

É uma das principais análises que deve ser feita para determinar os perfis de asa a serem escolhidos em um projeto, pois esse gráfico mostra todas as informações aerodinâmicas necessárias para uma análise de desempenho da aeronave ou perfil de asa.

Estudando o gráfico da polar de arrasto (Figura 35) percebemos que o perfil NACA 2412 em velocidade máxima é capaz de gerar o melhor valor de coeficiente de sustentação em relação ao arrasto gerado. Em ambas velocidades analisadas para o perfil NACA 2412 se tem um coeficiente de sustentação maior do que o do perfil NACA65(2) -415, isso ocorre até onde o C_d é aproximadamente 0.8 quando o desempenho para ambos os perfis se tornam parecidos.

Também se notou que o perfil NACA 65(2) -415 possui um arrasto parasita menor que o perfil NACA 2412 em valores de C_l próximos a 0.45, pois seu coeficiente de arrasto parasita está mais próximo do seu eixo de ordenada, a partir do momento em que os perfis passam a gerar uma maior sustentação, o perfil NACA 65(2) -415 se iguala ao perfil NACA 2412 em relação ao arrasto parasita gerado, a partir desse momento o arrasto induzido do perfil NACA 2412 passa a ter valores de C_l maior e com isso esse perfil passa a ter um melhor desempenho de sustentação em relação ao arrasto gerado.

Figura 35 - Analisando a Polar de arrasto

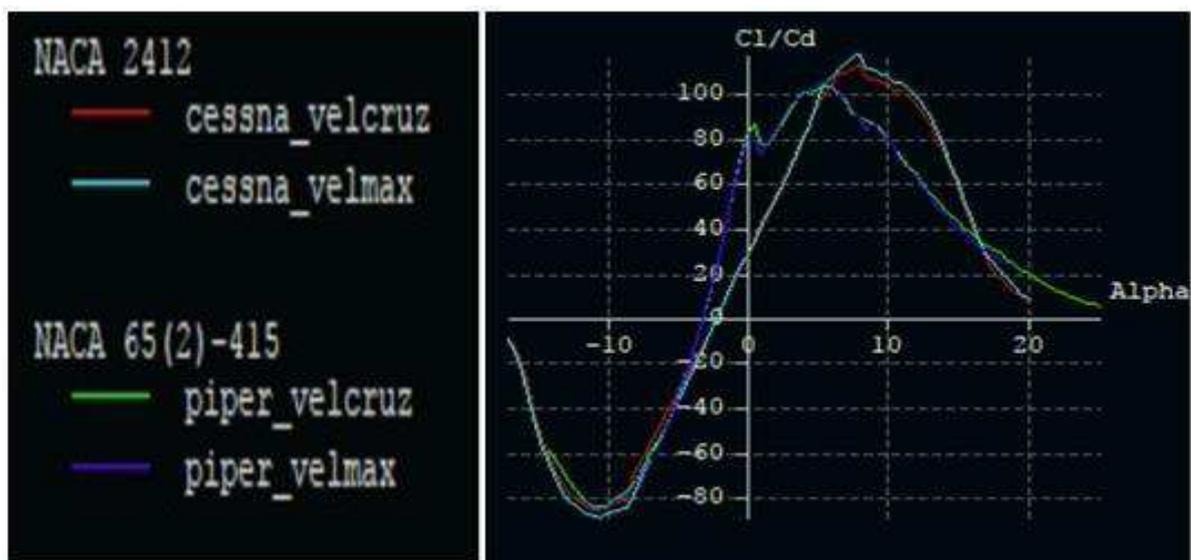


Fonte: Elaborado pelo autor no software XFLR5, 2017

4.3 Análise da Eficiência dos Perfis (Cl/Cd x Alpha)

Visualizando as curvas de eficiência (Cl/Cd x Alpha) (Figura 36) pode-se observar que para $\alpha = 0^\circ$, o perfil que apresentou o melhor valor de eficiência foi o perfil NACA 65(2)-415 tendo em sua velocidade de cruzeiro sua maior eficiência. Este perfil gera uma menor penalização de arrasto, desta maneira se gasta menos energia para realizar o movimento, ou seja, voar com menor consumo de combustível. Porém conforme o ângulo alpha tem seu valor aumentado essa eficiência cai bruscamente. O perfil NACA 2412 apresenta uma eficiência menor para o mesmo alpha de 0° , entretanto conforme o ângulo alpha aumenta a eficiência desse perfil também aumenta e se torna mais eficiente que o perfil NACA 65(2) -415.

Figura 36 - Eficiência dos Perfis



Fonte: Elaborado pelo autor no software XFLR5, 2017

5. CONCLUSÕES

Ao termino do estudo, concluiu-se que o software XFLR5 consegue fornecer resultados satisfatórios de forma gráfica sobre o comportamento das forças atuantes nos perfis de asa analisados para valores de Reynolds que estejam em atuação numa região laminar, ou seja Reynolds abaixo de 1×10^7 . Também se constatou que com o uso do software XFLR5 você terá resultados suficientes de desempenho para fase conceitual de projetos de uma aeronave.

Notou-se que ambos os perfis apresentaram resultados significativos de desempenho em relação a sustentação, vendo que os perfis de asa foram analisados sem a adição dos dispositivos de hiper sustentação.

Em relação ao estudo sobre a comparação dos perfis NACA 2412 e NACA 65(2)-415, embora o perfil de asa utilizado na aeronave Cessna 140 seja da família de perfis NACA 4 dígitos e por isso segundo Alves, 2016 possui como desvantagens um baixo coeficiente de sustentação máximo e um arrasto relativamente alto, o perfil NACA2412 acaba sendo o que melhor apresenta um desempenho de sustentação x arrasto e eficiência de voo, quando se tem a análise realizada em velocidade de cruzeiro e velocidade máxima em uma altitude de cruzeiro.

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

ALVES, Pedro. Apostila de Aerodinâmica: Visão geral, história e conceitos básicos de voo. 2016. 120 p. Apostila de Aerodinâmica (Engenharia Aeronáutica) - Universidade de Taubaté, [S.l.], 2016. 1.

AMERICAN HERITAGE DICTIONARY OF THE ENGLISH LANGUAGE. 5. Disponível em: <<https://www.ahdictionary.com/word/search.html?q=online>>. Acesso em: 01 set. 2017.

ANDERSON, John D. Fundamentos de Engenharia Aeronáutica: Introdução ao Voo. 7. ed. [S.l.]: Mc Graw Hill Education, 2015. 923 p. v. 1.

BARROS, Francisco de Assis A. Problemas de Mecânica dos Fluidos. 1. ed. [S.l.]: Guanabara, 1983. 483 p. v. 1.

BERTIN, John J.; CUMMINGS, Russell M. Aerodynamics for Engineers. 5. ed. [S.l.]: Pearson, 2008. 752 p. v. 1.

DANTAS, ALBERT FRANKLIN DE MOURA. ANÁLISE AERODINÂMICA DE PERFIS DE ASA PARA VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS USANDO O SOFTWARE XFLR5. 2014. 77 f. Monografia (Bacharel em Ciência e Tecnologia) - Universidade Federal Rural do Semiárido, RN, 2014. Disponível em: <http://www.academia.edu/10060354/AN%C3%81LISE_AERODIN%C3%82MICA_DE_PERFIS_DE_ASA_PARA_VE%C3%8DCULOS_A%C3%89REOS_N%C3%83O_TRIPULADOS_USANDO_O_SOFTWARE_XFLR_5>. Acesso em: 03 set. 2017

GAMBOA, Pedro V. Atmosfera padrão: mecânica de voo 1. 2008. 15 p. Atmosfera Padrão (Licenciatura em Engenharia Aeronáutica) - Universidade da Beira Interior, [S.l.], 2008. 1. Disponível em: <http://webx.ubi.pt/~pgamboia/pessoal/7631/apontamentos/02_atmosfera.pdf>. Acesso em: 01 set. 2017.

GILES, R. V.; EVETT, J.B.; LIU, C. Mecânica dos fluidos e hidráulica. 2. ed. São Paulo: Makron Books, 1996.

HILTON, Eduardo. AEROFÓLIOS PARA AERONAVES LEVES. Disponível em: <<http://www.aviacaoexperimental.pro.br/aero/perfis/perfisavileve1.html>>. Acesso em: 10 set. 2017.

HISTORIA da Aviação Brasileira. 1. Disponível em: <<http://meioaereo.com/história-da-aviacao-brasileira/>>. Acesso em: 01 set. 2017.

MIRANDA, Luís Eduardo. Fundamentos de Engenharia Aeronáutica: Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign. 1. ed. Salto/SP: [s.n.], 2010. 319 p. v. 1.

MIRANDA, Luís Eduardo. Fundamentos de Engenharia Aeronáutica com aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: Aerodinâmica e Desempenho. 1. ed. Salto/SP: [s.n.], 2014. 319 p. v. 1. Disponível em: <http://www.engbrasil.eng.br/index_arquivos/Page310.htm>. Acesso em: 01 set. 2017.

MIRANDA, R. L. E. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica. 1.ed. Salto: Cengage, 2013.

POZZEBOM, Rafaela. A história da aviação, 2015. Disponível em: <http://www.estudoadministracao.com.br/ler/16-11-2014-como-fazer-citacoes-internet/> > Acesso em: 05 de julho. 2017

ROSA, E.; Introdução ao projeto aeronáutico: uma contribuição à competição SAE Aerodesign. Santa Catarina: UFSC Centro Tecnológico, 2006.

SCHLICHTING, Hermann; TRUCKENBRODT, Erich. Aerodynamics of the Aeroplane. 2. ed. [S.I.]: McGraw Hill Higher Education, 1979. 539 p. v. 1.

SOUZA, B. S. de. Projeto de Perfis Aerodinâmicos Utilizando Técnicas de Otimização Mono e Multiobjetivos. Tese (Doutorado) — Universidade Federal de Itajubá, 2008.

UNIVERSITY OF ILLINOIS, University Of Illinois. **AEROSPACE ENGINEERING.** Disponível em: <<http://aerospace.illinois.edu/>>. Acesso em: 08 set. 2017.