

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

Cristian de Oliveira Leite

**Caracterização da força propulsiva de Hélices
aplicando a Teoria de Elemento de Pá com
Comparação Experimental.**

Taubaté – SP

2017

Cristian de Oliveira Leite

**Caracterização da força propulsiva de Hélices
aplicando a Teoria de Elemento de Pá com
Comparação Experimental.**

Monografia apresentada para obtenção do Certificado
de Graduação pelo curso de Engenharia Aeronáutica
do Departamento de Engenharia Mecânica da
Universidade de Taubaté,

Área de Concentração: Propulsão Aeroespacial

Orientador: Prof. Pedro Marcelo Alves Ferreira Pinto

Taubaté – SP

2017

CRISTIAN DE OLIVEIRA LITE

Caracterização da força propulsiva de Hélices aplicando a Teoria de Elemento de Pá com Comparação Experimental.

Monografia apresentada para obtenção do Certificado de Graduação pelo curso de Engenharia Aeronáutica do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté,

Área de Concentração: Propulsão Aeroespacial

Data: **27/10/2017**

Resultado: _____

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Pedro Marcelo Alves Ferreira Pinto, Universidade de

Taubaté

Assinatura: _____

Prof. Dr. Pedro Augusto da Silva Alves, Universidade de Taubaté

Assinatura: _____

AGRADECIMENTOS

A Deus, por toda a força e determinação a qual fui abençoado no processo de desenvolvimento deste trabalho.

Ao Prof. Pedro Marcelo Alves Ferreira Pinto, pela paciência em me orientar e pela confiança depositada em min.

À Universidade de Taubaté, pela bolsa de estágio fornecida para a conclusão deste trabalho.

Ao Departamento de Eng. Mecânica da UNITAU, que forneceu a bancada de testes para ensaios práticos e testes.

RESUMO

Uma das grandes dificuldades para a determinação da hélice que seja ideal para a aplicação no grupo moto propulsor em aeronaves está associada ao seu desempenho. O presente trabalho tem como objetivo geral a caracterização geométrica e aerodinâmica de um modelo específico de hélice e com a posterior aplicação destes parâmetros ao modelo matemático do *Teorema de elementos de Pá* para análise e comparação com dados de ensaios práticos do desempenho desta hélice. Assim, para melhor compreensão e entendimento dos conceitos relacionados a hélice e seu impacto no desempenho de motores aeronáuticos, foi desenvolvida uma revisão bibliográfica a qual apresenta os principais pontos de suas características, tanto aerodinâmicas quanto geométricas, assim destacando suas influências. Posterior a tal estudo sistemático da teoria a parte prática do levantamento de dados foi implementada, afim de alcançar uma análise coerente e confiável, de modo a usar diferentes metodologias e abordagens de análise, tanto para os dados geométricos quanto para os aerodinâmicos. Deste modo, este projeto se propôs a conduzir o desenvolvimento de um experimento que possibilitou ao discente envolvido uma maior compreensão da teoria ministrada em sala de aula, permitindo assim ao mesmo uma oportunidade de superar as dificuldades da aplicação de fundamentos teóricos na condução de ensaios práticos e, além disso, disponibilizar uma nova ferramenta de ensino para as disciplinas pertinentes à hélices para a Universidade de Taubaté.

Palavras-Chave: Hélice, Desempenho, Grupo Motopropulsor.

Sumário

1. INTRODUÇÃO	7
2. REVISÃO BIBLIOGRAFICA.....	9
2.1. GRUPO MOTOPROPULSOR	9
2.2. HÉLICE	11
2.2.1. HISTÓRICO DO PROJETO DE HÉLICES	11
2.2.2. CARACTERÍSTICAS E DIFERENÇAS ENTRE HÉLICES	13
2.2.3. DESEMPENHO DE HÉLICE	14
2.2.3.1. PARÂMETROS GEOMETRICOS	15
2.2.3.2. PARÂMETROS AERODINÂMICOS.....	15
2.2.3.3. PERFIL AERODINÂMICO	16
2.2.3.4. FORÇA PROPULSIVA	18
2.2.3.5. TEOREMA DO ELEMENTO DE PÁS	19
3. METODOLOGIA	27
3.1. CARACTERIZAÇÃO GEOMÉTRICA.....	27
3.1.1. MEDIÇÃO EXPERIMENTAL MANUAL.....	27
3.1.2. MEDIÇÃO EXPERIEMNTAL BASEADA EM FERRAMENTAL.....	28
3.2. CARACTERIZAÇÃO AERODINÂMICA.....	30
3.2.1. PERFIL CLARK-Y.....	30
3.2.2. PERFIL A 75% DO RAI0 DA PÁ.....	31
3.3. ENSAIO EXPERIMENTAL EM BANCADA DE TESTES.....	32
4. RESULTADOS E DISCUSSÕES	34
5. CONCLUSÃO	35
Referências	36

1. INTRODUÇÃO

Atualmente pode ser encontrada em todos os setores industriais uma preocupação constante com o aumento da eficiência energética e a redução de emissões de poluentes, tais condições são consideradas como essenciais para enfrentar a acirrada e crescente competitividade do mercado. Como a eficiência das hélices é uma parcela significativa no desempenho de aeronaves que se utilizam deste tipo de elemento propulsivo, considera-se de grande importância o estudo do seu comportamento em operação, objetivando aumentar a eficiência do conjunto motopropulsor assim diminuindo o consumo de combustível e consequentemente reduzindo a emissão de poluentes.

O conjunto motopropulsor de aeronaves de pequeno porte a hélice consiste basicamente do elemento motor, responsável pela geração de energia mecânica, e pelo elemento propulsivo, responsável pela conversão da energia mecânica em força propulsiva para a movimentação da aeronave. O elemento motor, nestes casos, pertence ao grupo de motores do ciclo alternativo, ou seja, hora a geração de energia é máxima e hora é nula. Também conhecidos como motores a pistão ou motores recíprocos construtivamente. Os motores de ciclo alternativo são formados por um componente que descreve uma trajetória cíclica (*pistão*) dentro de uma estrutura fixa (*cilindro do motor*), com a finalidade de gerar energia mecânica rotacional para um eixo de potência (*eixo de manivelas*).

O elemento propulsivo é responsável pela geração de força aerodinâmica, denominada empuxo, para a movimentação da aeronave, nesse caso a hélice. As hélices são diferenciadas por suas características aerodinâmicas e geométricas, os quais influenciam em seu desempenho. Como característica geométrica temos o diâmetro, representado pela circunferência descrita durante seu movimento e o passo, representado pelo avanço da hélice na direção de voo para cada volta completa. Como parâmetro aerodinâmico principal, temos o perfil aerodinâmico, ou seja, formato geométrico da seção transversal da pá. Esse parâmetro define a eficiência aerodinâmica fornecida pela hélice. Força propulsiva, empuxo, expressa em Newtons [N], representa a força aerodinâmica gerada devido a movimentação da hélice no escoamento sendo dada em função da potência do motor e das características da hélice.

O objetivo geral deste projeto consiste na caracterização geométrica e aerodinâmica de um modelo específico de hélice e a aplicação do modelo matemático do *Teorema de elementos de Pá* para análise e comparação com dados de ensaios práticos do desempenho desta hélice. Tais análises tem como foco validar a eficácia do modelo matemático apresentado neste

trabalho. Deste modo, este projeto se propõe a conduzir o desenvolvimento de um experimento que possibilite ao discente envolvido uma maior compreensão da teoria ministrada em sala de aula, permita ao mesmo uma oportunidade de superar as dificuldades da aplicação de fundamentos teóricos na condução do ensaio, e além disso, disponibilizar uma nova ferramenta de ensino para as disciplinas pertinentes à hélices.

2. REVISÃO BIBLIOGRAFICA

Para melhor compreensão e entendimento dos conceitos relacionados a hélice e seu impacto no desempenho de motores aeronáuticos, esta revisão apresenta os principais pontos de suas características, tanto aerodinâmicas quanto geométricas, assim destacando suas influências.

2.1. GRUPO MOTOPROPULSOR

O grupo motopropulsor é basicamente o conjunto de componentes da aeronave que é capaz de gerar empuxo ou tração, fenômenos aerodinâmicos responsáveis pela movimentação, com o objetivo de propelar a aeronave. Essencialmente são formados por dois elementos, o propulsivo e o motor (FERRET, 1997). Onde, a energia mecânica gerada pelo núcleo do elemento motor, o qual toma para si a responsabilidade da geração energética desse sistema, pode ser aproveitada de duas formas. Para o movimento de um eixo na forma de energia mecânica rotacional, ou torque, afim de acionar elementos rotativos que movimentam o elemento propulsivo ou através da energia termo cinética para a propulsão, como em bocais de exaustão.

O elemento propulsivo é o responsável pela geração do empuxo, força propulsiva, obtida através do deslocamento do fluido (ar) na direção oposta àquela na qual a aeronave é propelida, este pode ser um elemento rotativo tipo hélice ou um elemento fixo tipo bocal de expansão.

Assim a união destes elementos forma o grupo motopropulsor. Por exemplo, chama-se de grupo motopropulsor o conjunto de motor e hélice em aviões convencionais, turbina e hélice em turbohélices e turbina em turbojatos.

Além da variada gama de tipos de grupos motopropulsores, em relação a produção de trabalho, que se enquadram em diversas aplicações de ambientes distintos, ainda sim temos que nos atentar a sua adequação para diferentes tipos de aeronaves. A utilização de um grupo motopropulsor inadequada propicia, além de uma pior eficiência, um maior consumo da fonte energética (combustível ou energia elétrica) agregada a uma piora na qualidade de voo.

Considerando esses fatores e o fato que esse trabalho se embasara na análise do desempenho de hélices para uso didático, o foco de estudo será os grupos moto propulsores baseados em motores a hélice, Figura 1. Onde, os elementos motores podem ser motores a

pistão (de cilindros horizontais ou radiais), motores turbo hélice e motores elétricos (utilizadas em aeronaves rádio controladas). A hélice é montada em um eixo, o qual pode ser uma extensão do eixo de manivelas do motor. Em motores de grande potência, ela é montada em um eixo movido por um conjunto de engrenagens acoplado ao eixo de manivelas do motor. Em ambos os casos o motor gira o aerofólio das pás através do ar em grandes velocidades, e a hélice transforma a força de rotação do motor em força propulsiva de tração (PINTO, 2013).



Figura 1 – Grupo moto propulsor (Motor e Hélice)

Fonte – Modificado de horaviacao.com.br, 2017

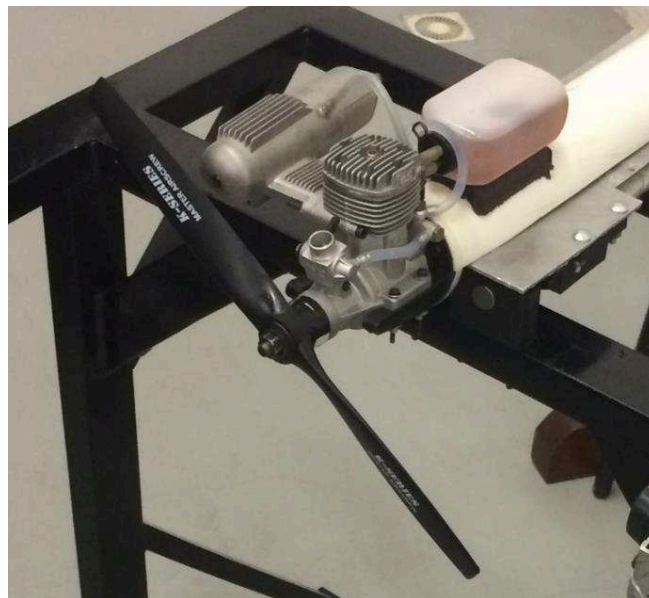


Figura 2 – Grupo moto propulsor do Trabalho

Fonte – Elaborado pelo autor

Na Figura 2 se pode observar o conjunto moto propulsor utilizado no presente trabalho, o qual inclui como elemento propulsivo a hélice. A hélice é fundamental para a geração do empuxo, o que faz com que seja necessária uma seção completa para sua descrição.

2.2. HÉLICE

A hélice aplicada à Geometria é uma forma tridimensional que pode ser encontrada em molas e na chamada 'rosca' de parafusos e porcas. Na natureza, pode ser encontrada em alguns vegetais, sob a forma de gavinha, e no DNA. Já na matemática, a hélice é descrita como uma curva no espaço tridimensional que combina um movimento de rotação em torno de um ponto com um movimento de translação deste ponto.

Porém, para o estudo apresentado neste trabalho a melhor definição para hélice vem de sua mais atual e vasta utilização, como sendo o elemento propulsivo rotativo do grupo motopropulsor de uma aeronave.

2.2.1. HISTÓRICO DO PROJETO DE HÉLICES

A ciência por trás do projeto de hélices começou a muito tempo atrás, onde as primeiras referências do uso de hélices para voo vertical vieram da China. Por volta de 400 A.C. crianças chinesas já usufruíam de um brinquedo de bambu voador. Este bambu-voador, Figura 3, é girado rolando nas mãos uma vara ligada a um rotor. A rotação gera sustentação e o brinquedo voa quando liberado. Este antigo brinquedo remete as ideias inerentes a aeronave de asa rotativa, os helicópteros.

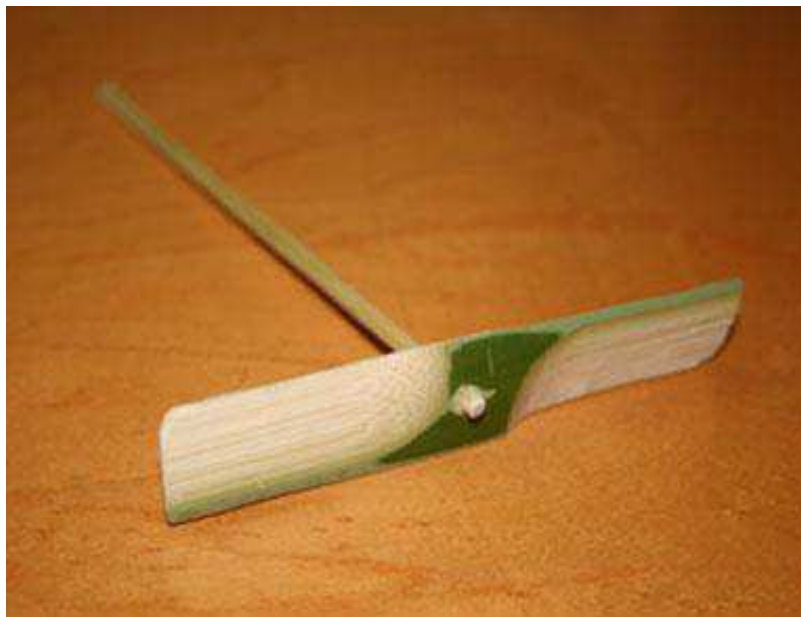


Figura 3 – Bambu voador

Fonte – mylohas.jugem, 2006

A base para a concepção original do projeto da hélice do avião era o mesmo conceito por de atrás do parafuso. A invenção do parafuso é amplamente atribuída a Arquitas de Tarento, que viveu de 428 a.C. a 350 a.C.. Os primeiros parafusos foram usados para extrair óleos de azeitonas e para garantir uma translação mecânica horizontal de diferentes objetos. O que se sabe com certeza é que esta era uma tecnologia comumente usada desde o Egito antigo com o propósito da elevação de água de regiões mais baixas, como do rio Nilo a sua margem. No início da década de 1480, Leonardo DaVinci esboçou o primeiro projeto de helicóptero da história que usou o design de um parafuso giratório, Figura 4.

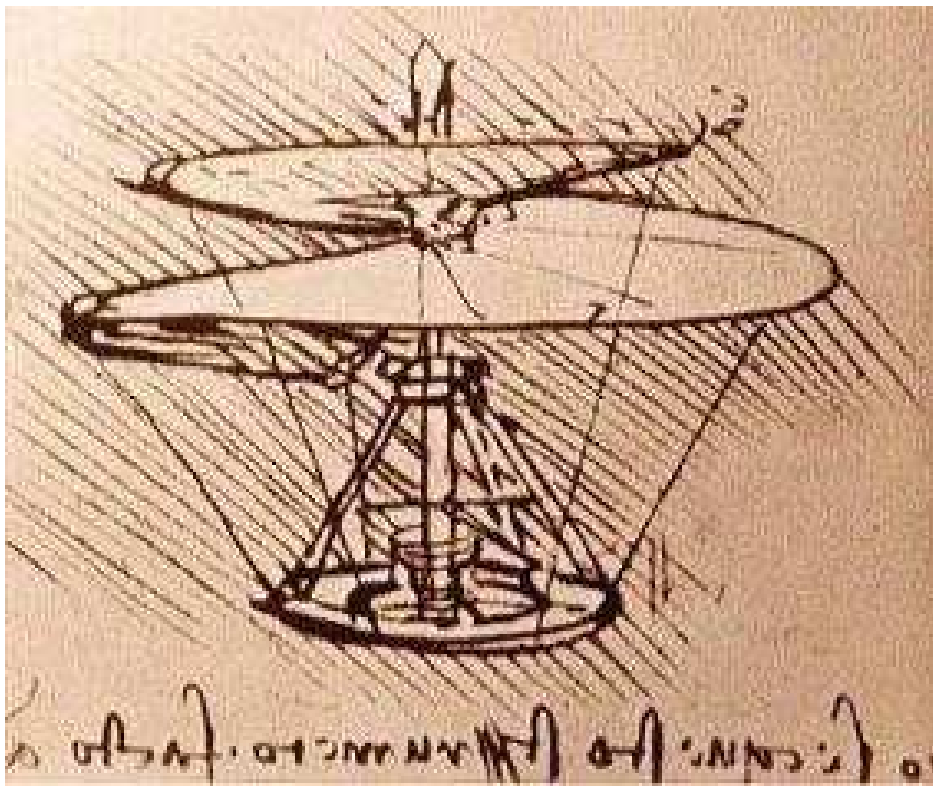


Figura 4 – Parafuso Giratório de Da Vinci

Fonte – stclareclass.blogspot, 2015

Contudo, foi apenas em meados de 1700 que os inventores começaram a discutir como usar esta tecnologia para alimentar barcos, assim criando parafusos giratórios ou hélices de barco para propelar veículos através da água. No século seguinte as hélices dos navios já haviam se tornado uma tecnologia padrão para uma grande variedade de embarcações.

Em 1843, Sir George Cayley projetou uma máquina voadora que seria equipada com hélices duplas. Outro pioneiro no projeto de hélices de avião foi Alberto Santos Dumont, que projetou, para seus dirigíveis, hélices feitas de alumínio que tinham a função de direcionar seus

voos. Mas foram os Irmãos Wright que realmente tiraram a ideia da hélice de avião do papel para a praticidade com seu projeto de hélice de perfil aerodinâmico torcido. Os Irmãos Wright lançaram mão da velha ideia de que as hélices de avião deviam ser baseadas em parafusos. Eles postularam que o design da hélice do avião deveria parecer mais uma asa do que um parafuso. Asas criam sustentação que suspende a aeronave no ar. Hélices com funções de asa, eles raciocinaram, poderiam deslocar o ar para trás para produzir o impulso dianteiro necessário para deslocar a aeronave. Isso levou-os a adicionar uma torção ao longo do comprimento da lâmina que os assegurava um ângulo de ataque mais consistente para a lâmina, garantindo que ela puxasse uma quantidade consistente de ar em direção ao plano com cada rotação (AIRPLANE PROPELLER DESIGN HISTORY).

Hoje as hélices são feitas de madeira, alumínio ou compósitos. A borda de ataque também pode ser reforçada com níquel para maior durabilidade. O propósito do projeto da hélice é converter a energia gerada pelo motor do avião em tração que impulsiona a aeronave para a frente. Quando se olha para uma hélice, é visto que o ângulo da pá varia conforme avança da base para a ponta da lâmina. Isso se deve ao fato de que a velocidade da lâmina é menor na base e maior na ponta. Um ângulo constante resultaria num possível bloqueio, à medida que o fluxo de ar através da pá muda devido à sua forma. O ângulo variável da pá assegura que todo o impulso gerado seja aproximadamente igual em toda a lâmina.

As hélices dos irmãos Wright eram cerca de 82% eficientes, em comparação com 90% de eficiência de hoje em dia. Para alcançar esses ganhos em eficiência, os projetos de hélices de avião foram modificados ao longo dos anos. Na década de 1940, as lâminas retangulares largas entraram no uso devido a potência do motor aumentada, pois absorviam mais energia do que as lâminas redondas tradicionais da ponta.

2.2.2. CARACTERÍSTICAS E DIFERENÇAS ENTRE HÉLICES

Apesar das hélices terem sua função de gerar força propulsiva para uma aeronave bem definida a sua configuração pode variar em alguns aspectos. Contudo, as hélices são compostas basicamente por três componentes: as pás da hélice, o cubo da hélice e a carenagem aerodinâmica do cubo.

Hoje, vemos em qualquer lugar o conjunto de hélices de 2-6 pás, ou mais, para hélices em operação porque a contagem de pá mais eficiente para uma determinada aeronave depende de muitos fatores, incluindo a potência do motor, RPM de operação para a hélice, limitações de

diâmetro, requisitos de desempenho da aeronave (Velocidade de cruzeiro, decolagem, pouso, etc.), requisitos de ruído, e outros. À medida que a potência do motor aumenta, lâminas adicionais são geralmente necessárias para utilizar eficientemente o aumento de energia. A eficiência elevada em hélices modernas vem da capacidade de rotar a ponta da lâmina perto da velocidade do som. As lâminas ou pás são dispostas radialmente e simetricamente em relação ao seu eixo de rotação. Na hélice segmentada, as pás são conectadas entre si através do componente central, o de cubo da hélice, o qual está conectado ao eixo do motor, ou a transmissão do motor.

2.2.3. DESEMPENHO DE HÉLICE

Com a difusão do largo uso de hélices na marinha o estudo teórico do desempenho de tais componentes foi então difundido e se estendeu posteriormente para aeronaves.

Com o surgimento das grandes aeronaves de transportes, a partir da década de 50, o desenvolvimento da aerodinâmica de hélices foi desacelerado. Apenas sendo retomando na década de 80, após a crise do petróleo, onde se buscou a expansão do envelope de utilização das hélices a níveis próximos dos turbofans com a utilização dos Propfans. No mesmo período a preocupação com ruídos começou a ser considerada, em função da busca pelo conforto de ocupantes de aeronaves e legislações ambientais, assim desenvolvendo as principais metodologias para a previsão e diminuição de ruídos. Recentemente boa parte dos projetos que utilizam hélices são de aeronaves de transportes militar e pequenas aeronaves.

Em relação a projeto de hélices a principal inovação é o uso da aerodinâmica computacional. Porém, os novos métodos de manufatura e perfis aerodinâmicos otimizados tem sido as principais inovações das hélices modernas.

Para hélices, os principais critérios a serem estudados para a obtenção do desempenho efetivo são a força propulsiva que a hélice gera, ou empuxo, e a energia de rotação necessária para movimentação rotativa da hélice. O montante de energia rotacional, como torque, usada para a movimentação da hélice corresponde a energia que o motor precisa disponibilizar, como potência de eixo, para acionamento da hélice.

O empuxo e torque requeridos, dependem diretamente de dois tipos de parâmetros da hélice denominados parâmetros aerodinâmicos e geométricos.

2.2.3.1. PARÂMETROS GEOMETRICOS

Os parâmetros geométricos correspondem ao diâmetro da hélice, que é representado pela circunferência descrita durante o movimento das pás; o passo da hélice, que representa o avanço (teórico) que a hélice daria em uma única volta; o ângulo geométrico e a torção geométrica da pá ao longo do comprimento da envergadura da pá. Em outras palavras eles são os valores da geometria da hélice. A Figura 5 mostra as principais características geométricas de uma hélice.

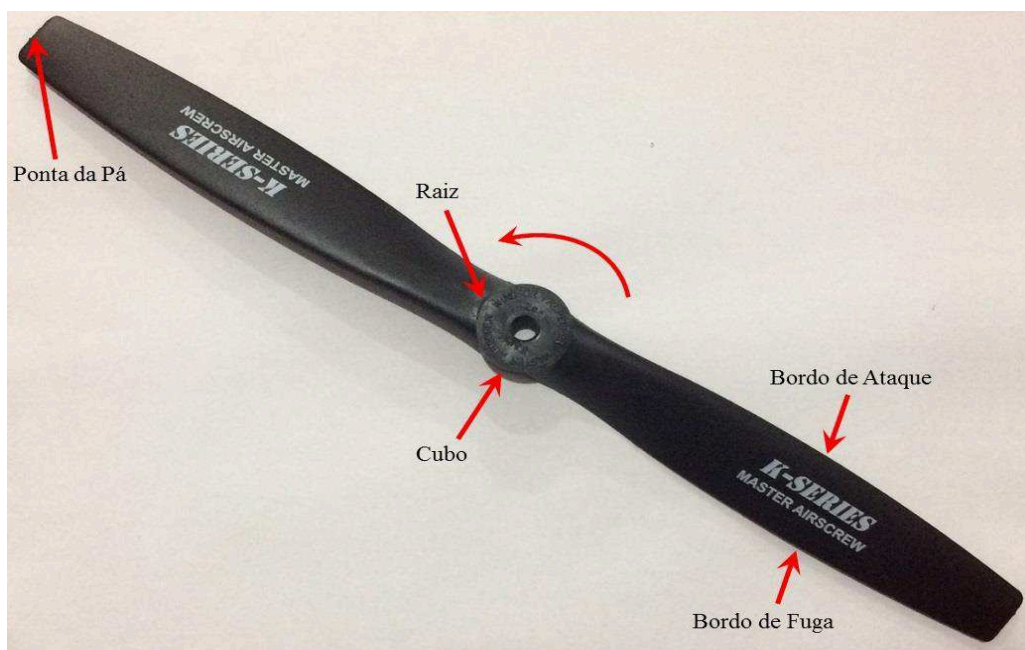


Figura 5 – Detalhe da pá

Fonte – Elaborado pelo autor

2.2.3.2. PARÂMETROS AERODINÂMICOS

Os parâmetros aerodinâmicos correspondem a parâmetros associados ao tipo de aerofólio das pás, como por exemplo, o ângulo de ataque, o coeficiente de sustentação e o coeficiente de arrasto do perfil aerodinâmico, os quais tem influência direta na intensidade da força propulsiva e na intensidade da força resistiva ao movimento rotativo da hélice. Aerofólio é um corpo ou estrutura cuja forma permite obter uma reação aerodinâmica quando atravessa o ar (Aerofólio – Definição pelo site da ANAC), onde suas características e parâmetros são dados em função de sua geometria e otimização.

2.2.3.3. PERFIL AERODINÂMICO

O perfil aerodinâmico ou aerofólio é uma superfície projetada para obter uma reação desejável do ar, através do qual esse aerofólio se move. Assim, podemos dizer que, qualquer peça de uma aeronave, que converta a resistência do ar em força útil ao voo, é um aerofólio. Portanto, essencialmente a hélice é equivalente a um aerofólio rotativo, ou seja, produzem forças aerodinâmicas, que criam o empuxo ou tração, para puxar ou empurrar a aeronave através do ar podendo ser formadas por uma peça única ou segmentadas em pás independentes.

Secções transversais de uma pá de hélice típica é mostrada na Figura 6, a qual representa a variação da seção transversal ao longo da pá. Cada um destes elementos de seção da pá é um aerofólio comparável a um corte transversal de uma asa de avião. A geração do empuxo funciona analogamente como a sustentação gerada pelas asas, onde uma superfície da pá é curva, semelhante à superfície superior de uma asa de avião, enquanto que a outra superfície é lisa como a superfície inferior de uma asa.

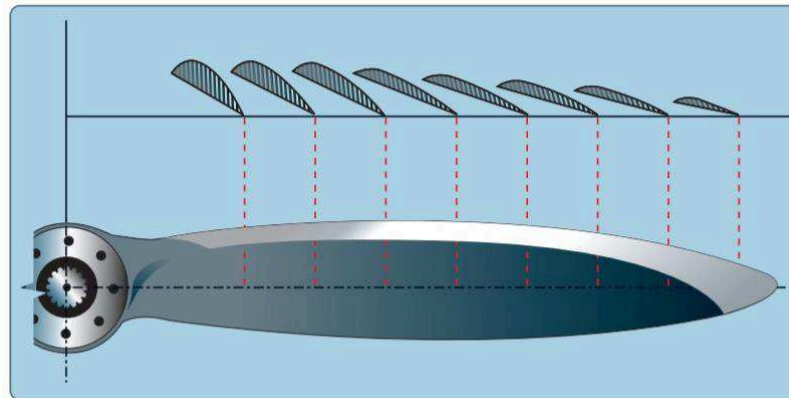


Figura 6 –Seções de uma Pá da Hélice

Fonte – Pilot's handbook, 2016

Hélices são então projetadas de modo que quando elas atuarem, de forma rotacional, seus formatos e posições criem uma alta pressão, que será maior na sua parte traseira que na parte frontal, assim impulsionando a aeronave para frente. Para hélices a diferença de curvaturas entre a superfície traseira e a frontal produz a força propulsiva. O ar que flui na superfície frontal da hélice tem que alcançar o bordo de fuga da asa no mesmo tempo em que o fluxo na superfície traseira o alcança. Para isso, o ar que passa sobre a superfície frontal tem que se mover com maior velocidade que o ar que passa pela superfície traseira. Esse aumento de velocidade, de acordo com o princípio de Bernoulli, significa a correspondente redução da pressão sobre a

superfície frontal. Assim, uma pressão diferencial é criada entre as superfícies frontal e traseira da hélice, forçando o deslocamento do perfil na direção da pressão mais baixa, assim gerando o empuxo para propelir a aeronave. A Figura 7 mostra um perfil aerodinâmico típico e suas principais características geométricas.

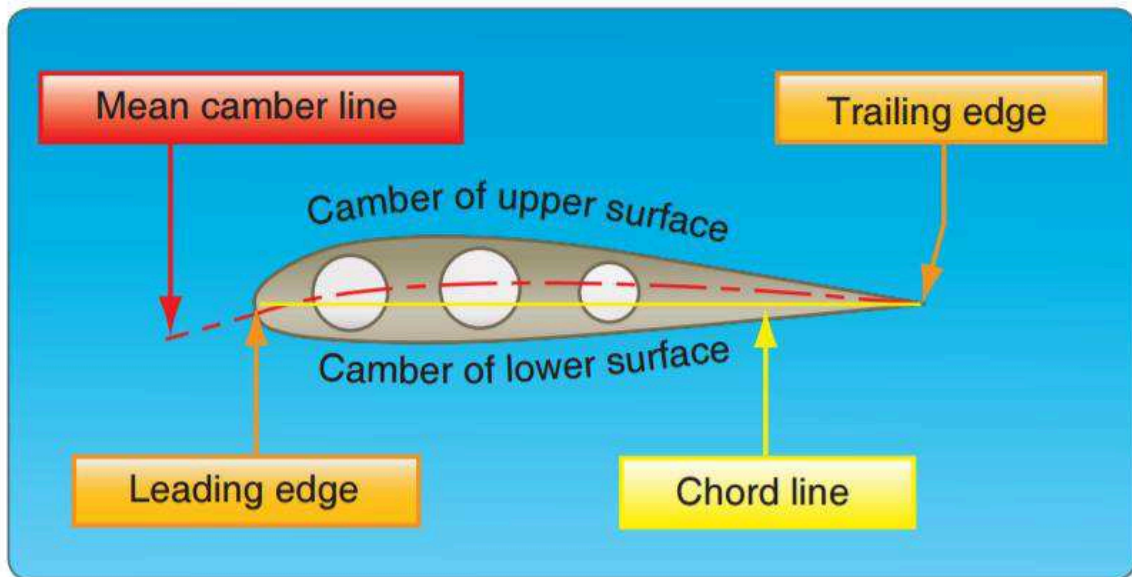


Figura 7 - Características Geométricas de um Perfil Aerodinâmico

Fonte – Pilot's handbook, 2016

O arqueamento médio, *Mean Camber Line*, representa a linha que define o ponto médio entre todos os pontos que formam a superfície superior e a inferior do perfil. A linha da corda, *Chord line*, representa a linha reta que une a bora de ataque e a borda de fuga do perfil, *Leading edge* e *Trailing edge* respectivamente. A espessura representa a altura do perfil medida perpendicularmente à linha da corda. A razão entre a máxima espessura do perfil e o comprimento da corda, é conhecida como a razão de espessura do perfil. O arqueamento representa a máxima distância que existe entre a linha de arqueamento média e a linha da corda do perfil.

Ângulo de ataque, representado pela letra grega α , é o termo utilizado pela aerodinâmica para definir o ângulo formado entre a linha de corda do perfil e a direção do vento relativo e representa um parâmetro que influi decisivamente na capacidade de geração de sustentação do perfil (Rodrigues, 2009) da asa, no caso empuxo para hélice. A Figura 8 apresentada a seguir mostra um perfil aerodinâmico e seu respectivo ângulo de ataque.

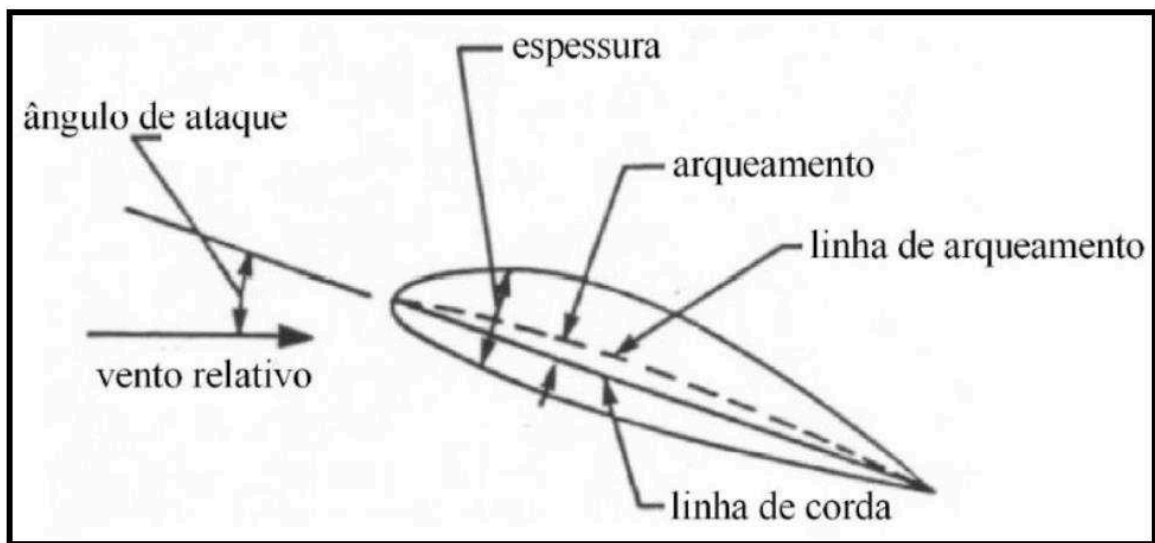


Figura 8 – Definição do Ângulo de Ataque do Perfil

Fonte – PINTO, 2013

2.2.3.4. FORÇA PROPULSIVA

Com relação a propulsão aeronáutica, a força propulsiva corresponde à força utilizada para a movimentação da aeronave, ou seja, é a força exercida pelo grupo motopropulsor atuando no sentido do curso do voo. Para motores a hélice, a força propulsiva é resultado do movimento rotativo das hélices, induzido pela energia mecânica rotacional fornecido pelo elemento motor, que gera o efeito aerodinâmico de sustentação na direção do voo, denominado empuxo ou tração (T). Matematicamente, a força propulsiva é expressa através da somatória das forças aerodinâmicas de sustentação gerada por toda a extensão das pás da hélice.

Em suma, a potência propulsiva é equivalente à taxa de energia transferida pelo elemento propulsivo ao escoamento com o objetivo de movimentar a aeronave. A potência real (TEP), a qual é a potência propulsiva do grupo motopropulsor à hélice, corresponde a multiplicação da velocidade de voo da aeronave V_0 e a força propulsiva T, sendo expressa pela equação (1):

$$TEP = T V_0 \quad (1)$$

2.2.3.5. TEOREMA DO ELEMENTO DE PÁS

Existem inúmeros modelos teóricos descritos na literatura com a finalidade de modelar desempenho de hélices. Dentre eles há o clássico Teorema do elemento de pá, que considera a hélice livre fornecendo o máximo de desempenho possível baseado no Teorema do Momento Linear. Neste estudo a hélice é considerada como um disco, com massa desprezível, que provoca a distribuição da força propulsiva de maneira uniforme ao longo do raio da pá.

O Teorema de Elemento de Pá é um modelamento matemático desenvolvido para determinar o comportamento da hélice. Este modelo foi projetado originalmente por FROUDE (1810-1879), em 1878, sendo aperfeiçoado por LANCHESTER (1868-1946), em 1885. Contudo, este estudo foi atribuído ao polonês DRZEWIECKI (1844-1938) em 1920, sendo responsável pela aplicação prática e difusão da teoria.

Para a aplicação do modelo matemático é considerado as forças atuantes nas hélices, pois neste modelamento a pá de uma hélice reage aerodinamicamente como um aerofólio convencional e é considerada como um aerofólio rotativo, que percorre um movimento helicoidal. Onde, através da resultante aerodinâmica (R) fornecida pelo movimento rotativo da hélice é gerada a tração para movimentar a aeronave, Figura 9. A resultante aerodinâmica fornecida pela pá depende do ângulo de ataque do aerofólio da pá (α). Já o ângulo de ataque depende do ângulo de incidência do aerofólio da pá e da velocidade tangencial da pá (V_t), Figura 10.

O ângulo de incidência do aerofólio varia em função da posição radial ao longo da pá, decrescendo da raiz para a ponta da pá, como se fosse uma torção geométrica, assim esse ângulo é chamado ângulo geométrico da pá (β). O ângulo geométrico é sempre medido em relação ao plano de rotação da hélice e a linha da corda, sendo positivo na direção do movimento da aeronave e negativo na direção contrária ao movimento de deslocamento da aeronave.

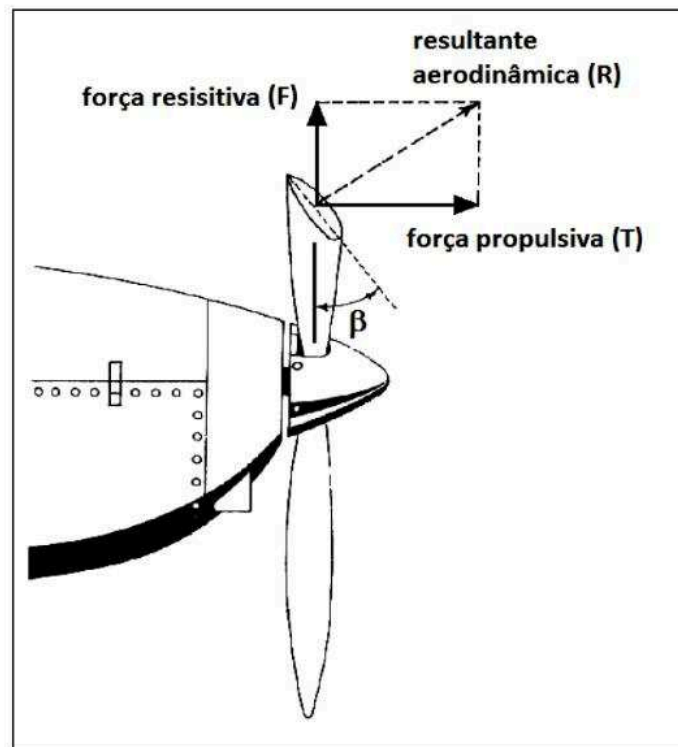


Figura 9 – Representação da Resultante Aerodinâmica no Aerofólio da Pá

Fonte – PINTO, 2013

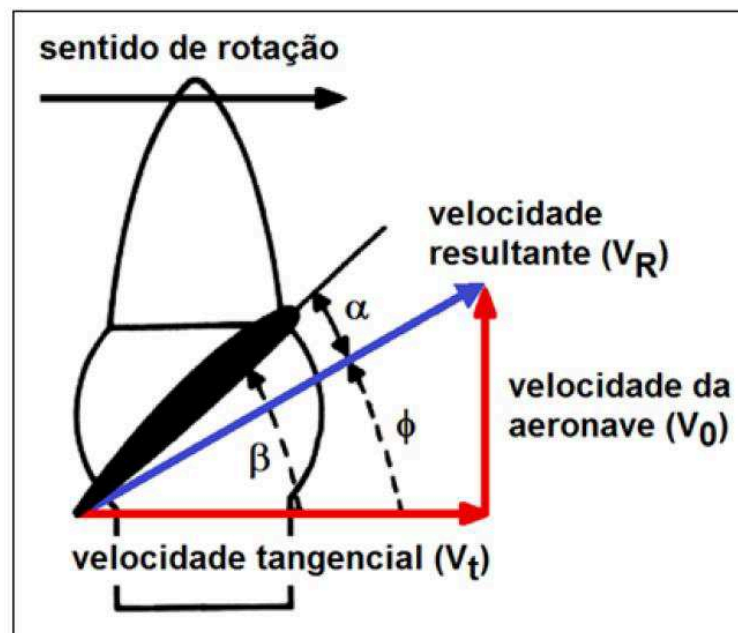


Figura 10 – Efeito da Torção Geométrica das Pás ao Longo da Envergadura

Fonte – PINTO, 2013

Para hélices, o aerofólio da pá realiza um movimento combinado de translação (deslocamento ao longo do eixo, no sentido que se move a aeronave) e rotação (giro em torno do eixo). Desta forma, aparecerá uma velocidade resultante (VR) do vento relativo sobre o aerofólio, a qual será função da velocidade tangencial da pá (Vt) e da velocidade da aeronave (V0), devido a rotação e a translação da hélice respectivamente. O ângulo formado entre VR e o plano de rotação o qual a hélice percorre é chamado de ângulo de deslizamento (φ). Como a velocidade tangencial da pá se refere a multiplicação da rotação da hélice (N) e do raio da pá (r), a velocidade que será gerada em cada posição radial será diferente, e conseqüentemente o α também. No caso de velocidade não existente, $V0 = 0$, o α da posição radial da pá será igual ao β da pá. De acordo com o aumento da velocidade da aeronave, tende-se a reduzir o α devido ao aumento do φ .

Definindo-se o φ como sendo o ângulo entre as duas componentes de velocidade e β o ângulo de incidência da pá neste elemento. A relação angular entre α e os ângulos β e φ é expressa pela equação (2):

$$\alpha = \beta - \varphi = \beta - \arctan \left(\frac{60 * V_0}{2\pi N r} \right) \quad (2)$$

Para a aplicação destes conceitos no modelamento matemático a pá é particionada no sentido do comprimento do raio em finitos elementos bidimensionais no formato de aerofólios. Tais aerofólios são caracterizados individualmente, assim dando o nome a teoria de elementos de pá.

Cada seção da pá possui um elemento aerodinâmico que tem características aerodinâmicas e geométricas específicas, como coeficientes de sustentação e arrasto e ângulo geométrico de pá, curvatura aerodinâmica, corda e espessura relativa. Cada seção da pá é especificada a partir de um comprimento a partir da linha de centro da hélice, expressa radialmente. A Figura 11 representa uma pá de hélice dividida em estações com suas respectivas dimensões.

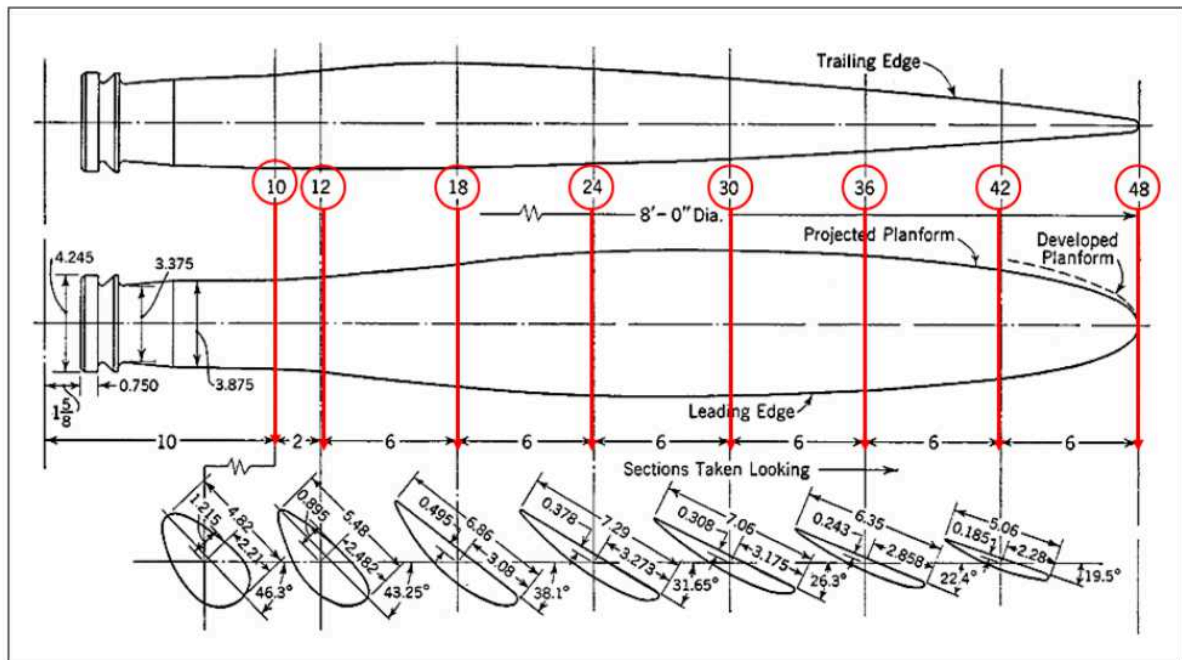


Figura 11 – Estações de Comprimento em uma Pá de Hélice Típica

Fonte – Modificado de NELSON, 1944

O desenvolvimento da teoria já descrita se baseia na hipótese de que as forças atuantes em uma seção de uma pá são as mesmas que atuam sobre um perfil bidimensional, em um determinado escoamento, com relação a VR e α . Torque e a tração são calculados somando-se os incrementos de tração (dT) e torque (dQ) que cada elemento da pá produz.

O incremento dT , corresponde a projeção do incremento da resultante aerodinâmica dR na direção de deslocamento da aeronave. O incremento dQ depende do incremento de força resistiva dF multiplicada pela posição do elemento da pá dR . O incremento de força resistiva dF corresponde a projeção do incremento da resultante aerodinâmica dR na direção do plano de rotação da hélice. A resultante aerodinâmica dR depende a resultante devido a sustentação dL e do arrasto dD , os quais dependem do ângulo de ataque α do aerofólio da pá que por sua vez dependem do ângulo geométrico β e do ângulo de deslizamento ϕ .

A trajetória desenvolvida por cada elemento da pá numa hélice em operação é helicoidal, de forma que o α , a velocidade de rotação da hélice e do ângulo de incidência da hélice no elemento em estudo depende da velocidade da aeronave, como ilustra a Figura 12.

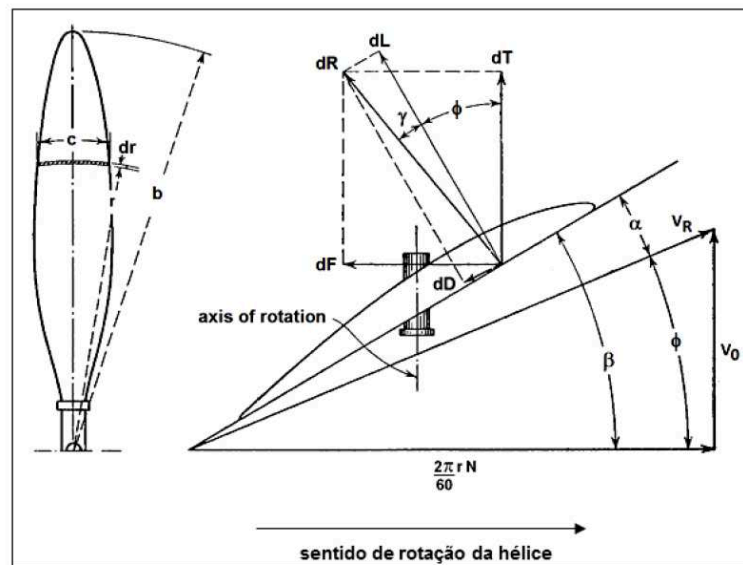


Figura 12 – Trajetória de um Elemento de Pá no Escoamento

Fonte – NELSON, 1944

Esta teoria se baseia nas seguintes hipóteses: Pode ser considerado bidimensional o escoamento em cada elemento, em outras palavras, não há interferência entre os um elemento de pá com outros. Tal hipótese foi provada estar correta através de ensaios experimentais em túnel de vento; o escoamento na direção radial é inexistente, ou seja, não existe expansão ou contração da corrente de ar que passando pela hélice; as pás não interferem umas nas outras; os efeitos de alongamento finito da hélice são desconsiderados (efeitos de ponta de asa).

A partir da teoria do estudo de aerofólios pode-se então aplicar a equação (3) para a força de sustentação no perfil elementar:

$$dL = \frac{1}{2} \rho V_R b dr \quad (3)$$

A velocidade que resulta do escoamento sobre a pá é determinada em a partir da velocidade de voo da aeronave:

$$Vr = V0 \sen(\phi) \quad (4)$$

Pela geometria da Figura 12, temos o ângulo γ entre a força resultante no perfil e a componente de sustentação, ou em outras palavras, $\gamma = \arctan\left(\frac{D}{L}\right)$, portanto, a força resultante no perfil fica:

$$dL = dR \cos(\gamma) \quad (5)$$

$$dR = \frac{1}{2} \frac{\rho V_0 C_L b dr}{\cos(\gamma) \sin^2(\phi)} \quad (6)$$

A direção da força de tração causada por este elemento é axial, e dada por:

$$dT = dR \cos(\phi + \gamma) \quad (7)$$

$$dT = \frac{1}{2} \frac{\rho V_0 C_L b \cos(\phi + \gamma) dr}{\cos(\gamma) \sin^2(\phi)} \quad (8)$$

a qual é a expressão para a força de tração no elemento de pá.

Adotando-se, por conveniência, a seguinte representação dos termos da equação (8):

$$K = \frac{C_L b}{\cos(\gamma) \sin^2(\phi)} \quad (9)$$

$$T_C = K \cos(\phi + \gamma) \quad (10)$$

Para termos:

$$dT = \frac{1}{2} \rho V_r^2 T_C dr \quad (11)$$

Portanto, ao integrar a equação (11) relativamente ao raio tem-se o resultado para a tração de uma hélice, equação (12):

$$T = \frac{1}{2} \rho V_r^2 \int_0^R T_C dr \quad (12)$$

De acordo com o tratamento infinitesimal adotado, a componente horizontal dF da resultante de forças provenientes do ar, é responsável pelo torque. Sendo assim, tem-se que:

$$dQ = r dF \quad (13)$$

$$dF = dR \operatorname{sen}(\phi + \gamma) \quad (14)$$

Por meio da equação (11), é possível determinar analogamente a expressão para o torque resultante para uma pá:

$$Q = \frac{1}{2} \rho V_f^2 \int_0^R Q_C dr \quad (15)$$

Onde:

$$Q_C = K r \operatorname{sen}(\phi + \gamma) \quad (16)$$

Afim de achar a tração produzida pela pá e o torque requerido ao motor para acionar a hélice, os valores de T e Q são integrados ao decorrer do comprimento do raio da pá. Com os valores obtidos por pá multiplicado pelo número de pás, obtemos a tração produzida pela hélice e o torque para acionar a hélice. A tração que a hélice gera é a força propulsiva usada na movimentação da aeronave e a força para acionar a hélice é o quanto de torque que o motor deve entregar a hélice, por meio de potência de eixo, para rotação da mesma.

Por definição a eficiência da hélice é a divisão da potência propulsiva (TEP) do elemento propulsivo e a potência de eixo para requerida para acionar a hélice, em outras palavras, esta é a potência de eixo (SEP) dada pelo motor.

$$\eta_H = \frac{\text{potência propulsiva}}{\text{potência de eixo do motor}} = \frac{TEP}{SEP} \quad (17)$$

Das seguintes equações tem-se os seguintes resultados:

$$TEP = T V_0 \quad (18)$$

A potência de eixo dada pelo motor corresponde a:

$$SEP = \frac{2\pi}{60} N Q \quad (19)$$

A expressão para a eficiência da hélice será dada por:

$$\eta_H = \frac{60 T V_0}{2\pi N Q} \quad (20)$$

Mesmo que a teoria do elemento de pá pareça ser bem realista, deve-se usá-la com algumas considerações. Nota-se inicialmente que o coeficiente K tem em si muitas informações relacionadas ao perfil usado, que deve ser obtido através de ensaios com outros perfis e pode variar ao longo da hélice, o que conseqüentemente acaba por adicionar algumas imperfeições e imprecisões nos cálculos, como por exemplo, desconsiderar o efeito de alongamento finito. Outro problema é que o efeito de interferência entre as pás não é considerado, o que passa a ser mais presente com o aumento da rotação.

Nesta modelagem são consideradas algumas propriedades aerodinâmicas específicas do perfil aerodinâmico utilizado na hélice. Para fins de modelagem numérica, neste trabalho inicialmente será considerado o perfil aerodinâmico das hélices estudadas como sendo um Clark-Y, a escolha deste perfil aerodinâmico se deu pela sua grande aplicabilidade em hélices comerciais. Porém, posteriormente, dentro deste mesmo trabalho, o perfil aerodinâmico específico da hélice estudada será coletado e utilizado, afim de alcançar uma análise mais realista.

3. METODOLOGIA

Para uma análise coerente e confiável, aplicando o Teorema do Elemento de pá, iremos a princípio coletar os parâmetros geométricos da pá estudada através de dois métodos: Medição experimental (Manual), e Medição automatizada tridimensional (Ferramental), onde ambos apresentarão os dados com graus de precisão diferenciados. Para os parâmetros aerodinâmicos, onde a coleta de dados se torna mais complexa, serão considerados 2 métodos de análise. O primeiro consistirá em considerar o perfil um aerofólio CLARK-Y e o segundo levará em consideração o perfil identificado com a leitura tridimensional da pá da hélice, ambos serão analisados em softwares de análise computacional, o XFRL5. Tal programa é um software livre e gratuito capaz de fazer análises aerodinâmicas em perfis, asas e até aviões como um todo fornecendo valores razoavelmente confiáveis para o estudo aeronáutico.

3.1. CARACTERIZAÇÃO GEOMÉTRICA

Como já mencionado anteriormente, a caracterização geométrica da pá será feita por meio de duas técnicas diferentes. Onde, a primeira consiste na coleta de dados manual da geometria da pá, já a segunda metodologia baseia-se na coleta de dados por meio de um equipamento de digitalização tridimensional de alto grau de precisão.

3.1.1. MEDIÇÃO EXPERIMENTAL MANUAL

Para a medição experimental a caracterização foi efetuada fixando a hélice em uma tabua de madeira e dividindo a pá a ser analisada em 8 seções e 7 regiões de interesse, como pode ser visto na Figura 13. As regiões de interesse foram determinadas subdividindo a pá pela metade 3 vezes, onde uma região representa metade da metade da metade da pá, e desconsiderando as regiões da ponta da asa e a do cubo, onde não apresentam produção efetiva de força propulsiva. Para a obtenção do ângulo geométrico (β) de cada região foi aplicado o Teorema de Pitágoras, como mostrado na Figura 14, onde correlacionamos o cateto oposto ao ângulo como a diferença entre as alturas do Bordo de Ataque (BA) e o Bordo de Fuga (BF) da pá, em relação ao eixo longitudinal da base de madeira, o cateto adjacente é a projeção (P) da vista superior da pá e a hipotenusa é a corda aerodinâmica do perfil (c).

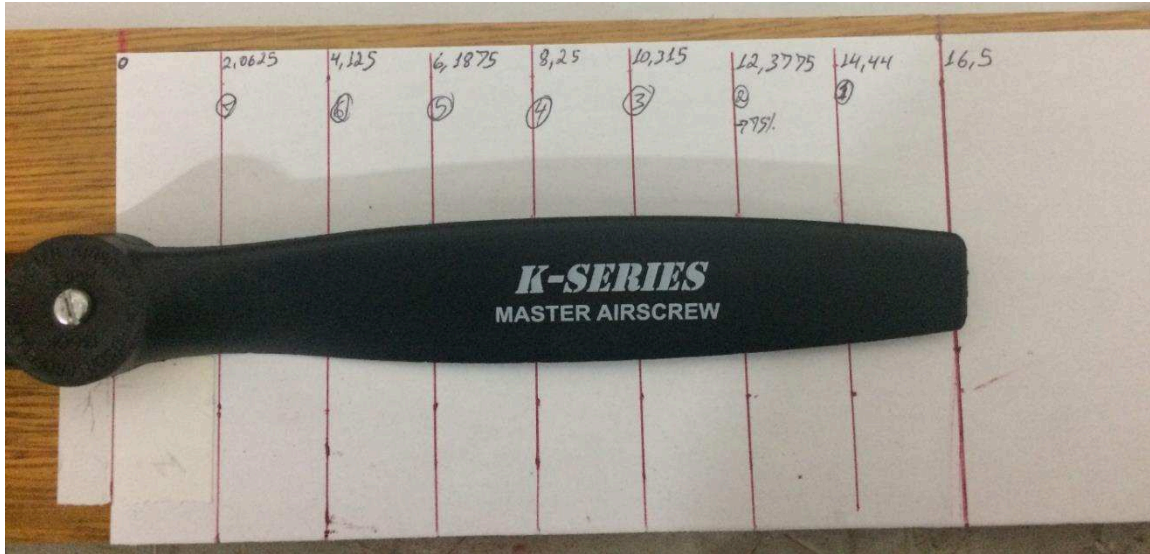


Figura 13 – Seções da hélice para obtenção dos dados das regiões de interesse

Fonte – Elaborado pelo autor

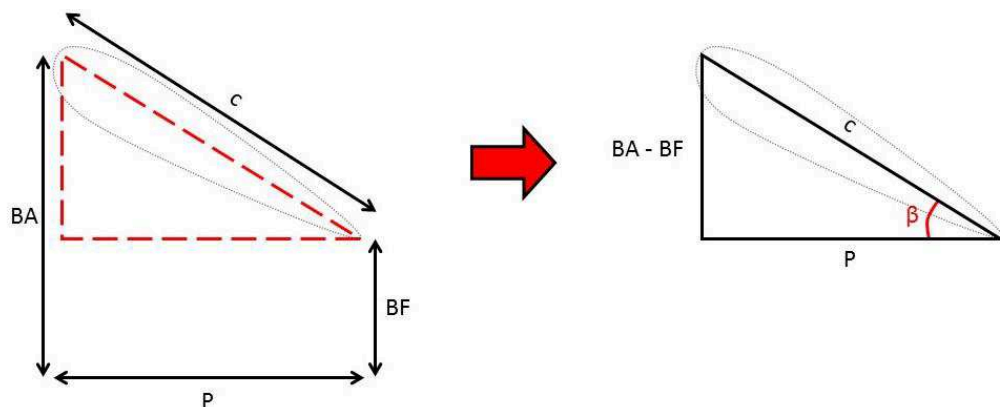


Figura 14 – Esquema para obtenção do ângulo geométrico e corda de cada região de interesse

Fonte – Elaborado pelo autor

3.1.2. MEDIÇÃO EXPERIMENTAL BASEADA EM FERRAMENTAL

O segundo método para a análise geométrica desta hélice consiste no uso de um equipamento apalpador com ponta de diamante, o qual faz a discretização tridimensional da geometria da pá, Figura 15. Com isso é possível direcionar os dados coletados para softwares de CAD e fazer os levantamentos necessários para o estudo, Figura 16. Com esta metodologia também foi possível definir o aerofólio presente nas regiões de interesse estudadas, Figura 17.



Figura 15 – Equipamento fazendo a leitura tridimensional da pá
Fonte – Elaborado pelo autor

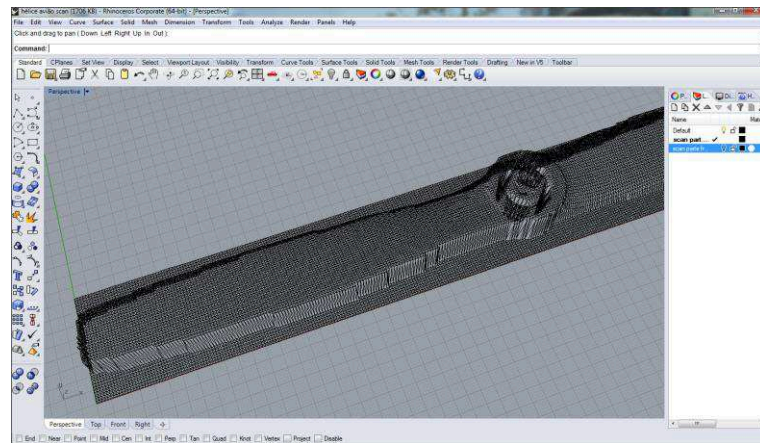


Figura 16 – Hélice digitalizada
Fonte – Elaborado pelo autor

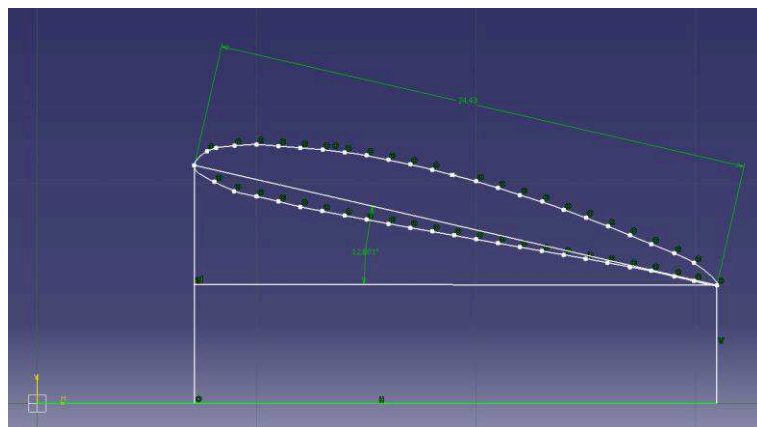


Figura 17 – Aerofólio adquirido a 75% do raio da hélice
Fonte – Elaborado pelo autor

3.2. CARACTERIZAÇÃO AERODINÂMICA

A caracterização aerodinâmica é de vital importância pois os dados levantados nessa análise correspondem ao desempenho aerodinâmico e a influência do perfil na geração da força propulsiva da hélice. Porém, uma vez que o perfil da pá não é fornecido por fabricantes, pois varia de acordo com as mudanças geométricas existentes na mesma decorrente a otimização de desempenho e (ou) de resistência em determinadas áreas, tal análise é extremamente delicada e complexa. Para termos uma abrangência maior na precisão dos dados coletados para comparar com a o ensaio experimental, foi adotada duas abordagens diferentes.

3.2.1. PERFIL CLARK-Y

A princípio usaremos o perfil CLARK-Y para análise, uma vez que este aerofólio foi usado largamente na indústria como base para diversos modelos de hélices. Este estudo será usado para determinar se nos dias atuais aerofólios similares ao CLARK-Y ainda possuem aplicabilidade para modelos de hélices. A imagem a seguir, Figura 18, mostra as curvas Cl_{α} e Cd_{α} encontradas através do ensaio do perfil CLARK-Y no software XRFL5, de acordo com as condições dos ensaios experimentais, as quais serão usadas no Teorema de Elementos de pá para a determinação do desempenho da hélice.

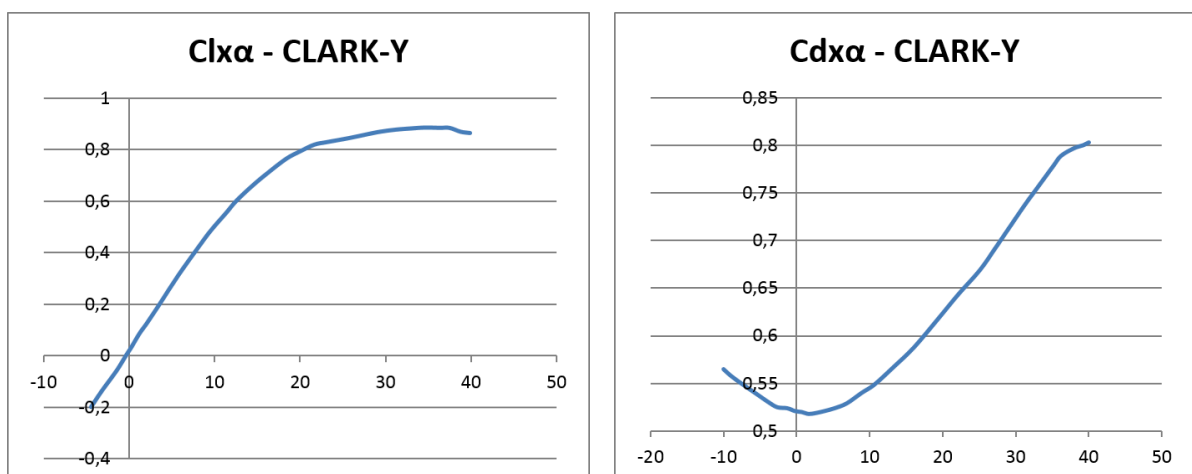


Figura 18 – Gráficos Cl_{α} e Cd_{α} do perfil CLARK-Y

Fonte – Elaborado pelo autor

3.2.2. PERFIL A 75% DO RAIOS DA PÁ

Para a segunda análise será utilizada o aerofólio encontrado atrás da digitalização da pá da hélice. A região definida para coleta do perfil é a 75% do raio da pá, na direção do cubo a ponta da pá. Tal região foi escolhida devido ao embasamento literal que mostra essa região como a qual mais produz empuxo em relação ao comprimento da pá. Para coleta das características aerodinâmicas desse perfil também foi utilizado o XFRL5. Figuras 21 e 22 mostram o layout do software e os dados coletados por ele, respectivamente.

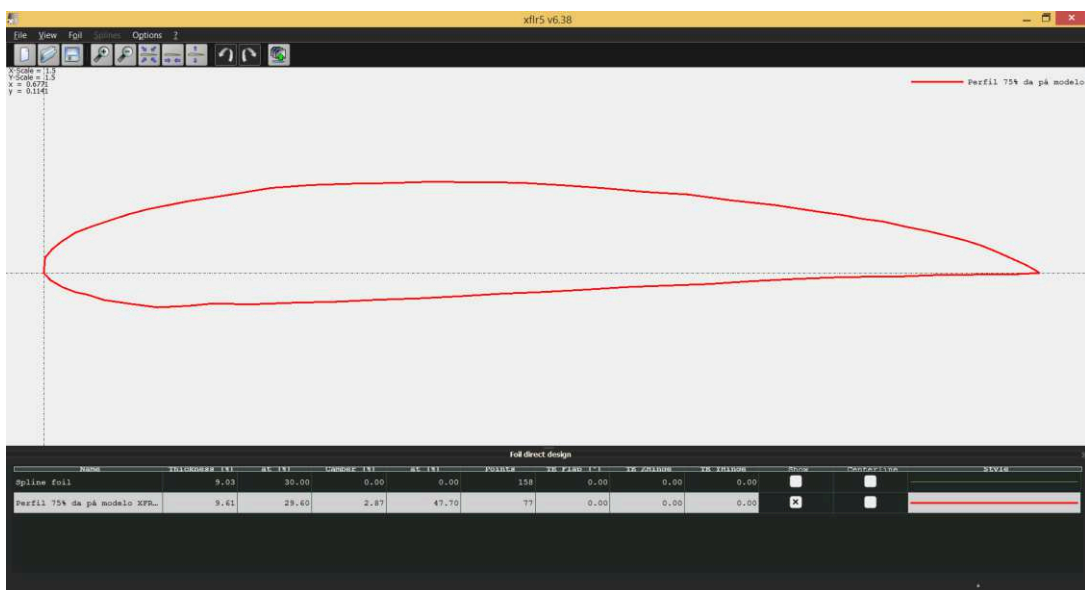


Figura 21 – Perfil a 75% do raio da pá no XFRL5

Fonte – Elaborado pelo autor

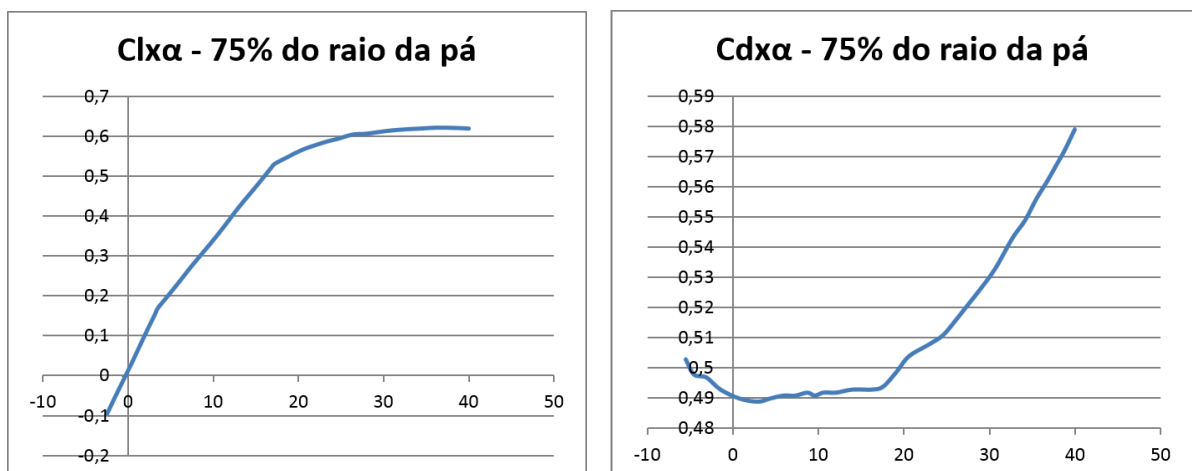


Figura 22 – Gráficos $Cl_{x\alpha}$ e $Cd_{x\alpha}$ do perfil a 75% do raio da pá

Fonte – Elaborado pelo autor

3.3. ENSAIO EXPERIMENTAL EM BANCADA DE TESTES

O ensaio experimental fará uso de uma bancada de teste fornecida pela UNITAU, onde será aplicado Torque [Q] de 3000rpm para o ensaio de tração da hélice estudada. Para uma apuração mais realista dos dados coletados o ensaio irá tirar a média de valores de tração, força propulsiva, coletados 20 vezes, afim de chegar a esses dados de uma maneira linear, ou seja, sem alteração de nenhum fator atuante no ensaio. Será intercalada a rotação entre o valor desejado de 3000rpm e o valor de 4000rpm, a qual é estipulada através do tacômetro, e o empuxo gerado a cada instante será coletado através da carga de célula, a Figura 23 apresenta o aparato experimental detalhadamente. Este estudo será conduzido como um ensaio estático, sem velocidade de escoamento incidindo sobre o conjunto motopropulsor, e suas características atmosféricas de temperatura e pressão local serão coletadas. Figura 24 mostram todo o aparato experimental montado e em uso.

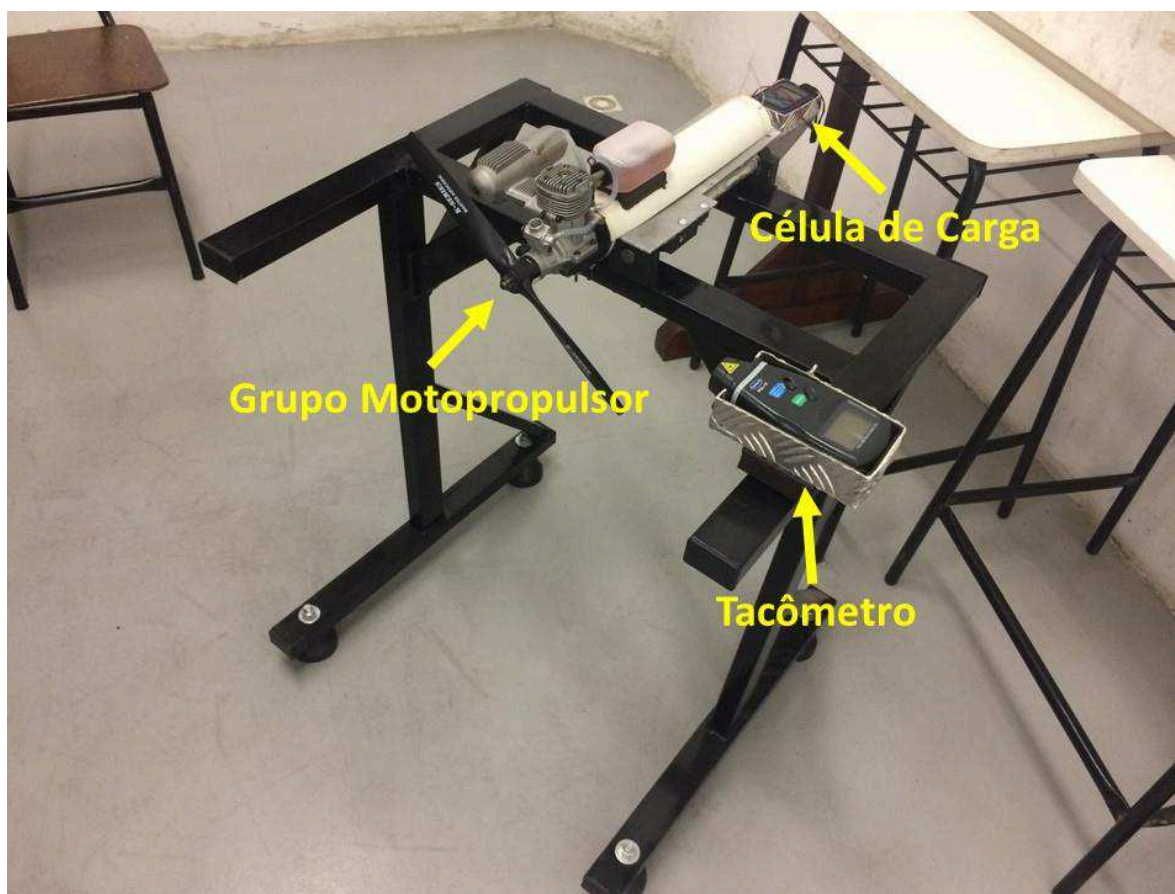


Figura 23 – Bancada de teste montada

Fonte – Elaborado pelo autor

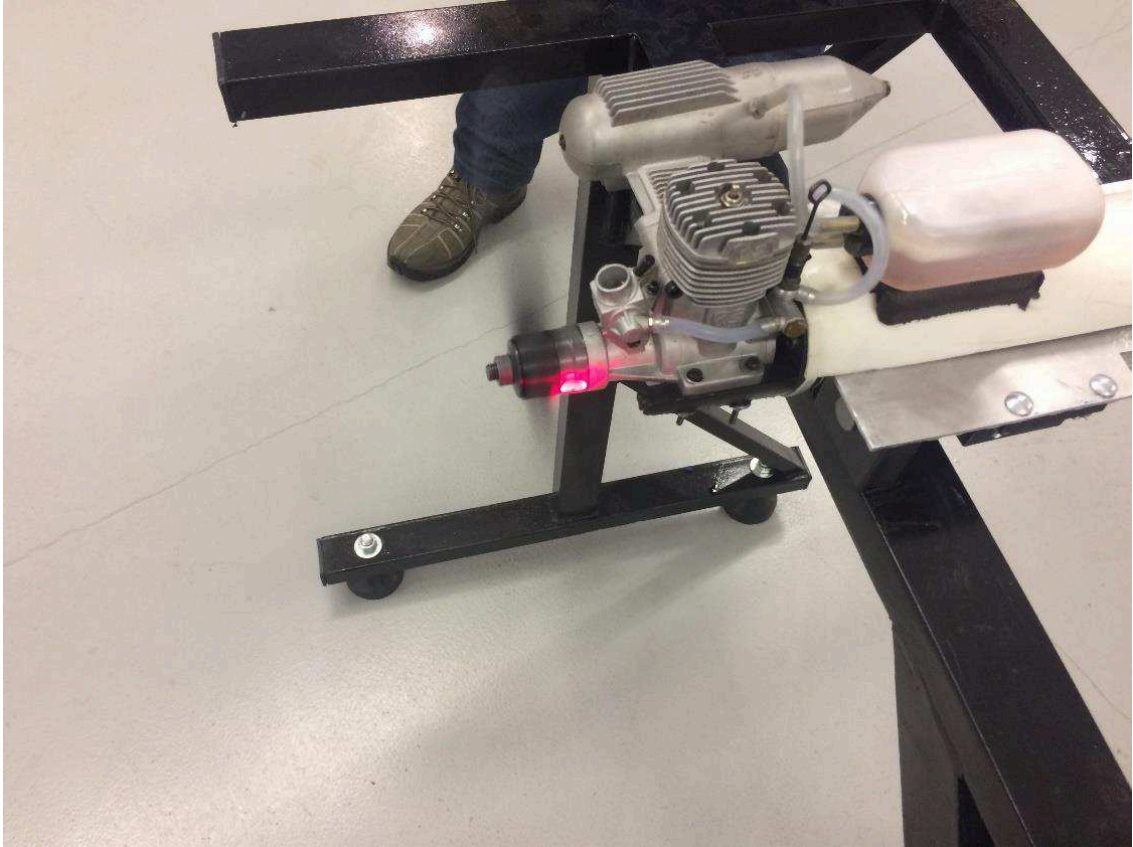


Figura 24 – Bancada de teste em uso

Fonte – Elaborado pelo autor

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Para facilitar o entendimento dos dados coletados eles foram dispostos na Tabela 1 da seguinte forma: Primeira coluna de resultados apresenta os dados do ensaio experimental, a segunda e a terceira coluna apresentam os resultados do *Teorema do Elemento de Pás* considerando o perfil CLARK-Y e baseando-se na medição manual e ferramental da geometria da pá, respectivamente, e por fim as duas últimas colunas apresentam os resultados também do teorema, porém desta vez considerando o perfil a 75% do raio da hélice e se baseando na medição manual e ferramental da geometria da pá, respectivamente.

Tabela 1 – Comparação de resultados da força propulsiva coletada das análises da Hélice, experimental e modelamento matemático.

	Perfil CLARK-Y - XFRL5		Perfil 75% do raio da hélice - XFRL5		
	Experimental	Medição manual	Medição ferramental	Medição manual	Medição ferramental
T (N/m)	3,61128045	2,2772	2,26098	1,634276	1,597874

Fonte: Elaborada pelo autor

Tirando como base a tabela gerada com os resultados, o estudo apresenta uma diferença significativa entre as metodologias de análise, onde o ensaio experimental apresenta o maior valor de empuxo. O modelamento matemático exige a inserção de uma gama detalhada de dados aerodinâmicos e geométricos para a obtenção de resultados. A variação da metodologia de análise da geometria não apresentou grandes alterações entre os resultados manuais e instrumentais, com uma variação de 0,7% da força propulsiva entre a medição manual e ferramental considerando o perfil CLARK-Y e 2,22% considerando o perfil a 75% do raio da hélice. Já a variação do perfil analisado trouxe um aumento de 28,23% de empuxo do perfil CLARK-Y em relação ao outro para medição manual e 29,33% de diferença entre os resultados da medição ferramental. Tal alteração se dá ao fato de que com um perfil diferente as características geométricas se comportam de maneira diferente e conseqüentemente gerando coeficientes de sustentação e arrasto com valores diferentes.

5. CONCLUSÃO

Existem alguns fatores que podem ter afetado os resultados e ter gerado essa diferença entre os valores experimentais e os de modelamento matemático, os dois principais são: Primeiro, o perfil utilizado considerou uma única seção da pá a 75% do raio, o que não representa o perfil como o todo, como já foi visto anteriormente, o perfil varia ao decorrer do raio. Segundo o software que levantou os dados das características aerodinâmicas foi o XFRL5, o qual se baseia no Teorema de Kutta Joukowski e seus resultados para o coeficiente de sustentação não são cem por cento confiáveis.

Contudo, mesmo que com dados não completamente idênticos o estudo apresentado no presente trabalho atinge o objetivo proposto de confrontar diversos métodos de análise afim de comprovar a eficiência do modelamento matemático.

Para futuros trabalhos fica a sugestão de: buscar métodos alternativos e mais precisos para a coleta da geometria da pá, fazer testes experimentais em túnel de vento do perfil coletado da pá para obtenção das características aerodinâmicas, utilizar software de dinâmicas de fluidos computacionais (CFD) para análise do perfil da pá e aprimorar a bancada de teste experimental para a coleta de dados em relação ao torque fornecido pelo motor para o acionamento da hélice. Todas essas sugestões têm como intuito proporcionar cada vez mais estudos mais aprofundados e precisos sobre o tema.

REFERÊNCIAS

- Aerofólio – Definição pelo site da ANAC. Disponível em: <http://www2.anac.gov.br/anacpedia/por_ing/tr428.htm>. Acesso em: 15 de Maio de 2017.
- AIRPLANE PROPELLER DESIGN HISTORY. Disponível em: <<http://hartzellprop.com/the-history-behind-airplane-propeller-design/>>. Acesso em: 10 de Maio de 2017.
- Bambu Voador. Disponível em: <<http://mylohas.jugem.jp/?cid=22>>. Acesso em: 10 de Maio de 2017.
- BEER, Ferdinand Pierre et al. **Mecânica vetorial para engenheiros: estática**. 9. ed. Porto Alegre: AMG, 2012. I. 621 p., il., v.1, 25cm. ISBN 978-85-8055-046-7.
- FERRET, Sérgio Bittencourt (Org.). **Conhecimentos técnicos e motores: exercícios**. 1. ed. Porto Alegre: Ferret, 1997.
- Grupo moto propulsor (Motor e Hélice). Modificado de: <<http://www.horaviacao.com.br/manutencao/motores-e-celula/>>. Acesso em 05 de Maio de 2017
- HOMA, Jorge M. **Aeronaves e motores**. 25. ed. São Paulo: ASA, 2005. 189 p., 24 cm. (1). ISBN 85-86262-30-7.
- MATTINGLY, J. D., Heiser, W. H., Pratt, D. T. “**Aircraft Engine Design**”. AIAA Education Series. 2002.
- NELSON, D. W. “**Airplane Propeller Principles**”. New York: John Wiley & Sons Inc. 1944.
- Parafuso Giratório de Da Vinci. Disponível em: <<http://stclareclass.blogspot.com.br/2015/09/leonardo-da-vinci.html>>. Acesso 15 de Maio de 2017.
- Pilot’s handbook of Aeronautical Knowledge. Disponível em: <https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak/media/pilot_handbook.pdf>. Acesso em: 18 maio de 2017.
- PINTO, Pedro M. A. F., **Caracterização Experimental de Pequenas Hélices de passo fixo**. 2013. 121 p. Dissertação de Mestrado. Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2013.
- RODRIGUES, Luiz Eduardo Miranda. J. (2005). “**Fundamentos da Engenharia Aeronáutica**”. Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo, 2009.