

**UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ
MÁRCIO AUGUSTO SILVEIRA BURATTI**

**ANÁLISE DE SUSTENTAÇÃO E CARGAS NAS PÁS
DE AERONAVES DE ASAS ROTATIVAS EM VOO
PAIRADO E À FRENTE UTILIZANDO ROTOR CODE**

**Taubaté - SP
2019**

MÁRCIO AUGUSTO SILVEIRA BURATTI

**ANÁLISE DE SUSTENTAÇÃO E CARGAS NAS PÁS
DE AERONAVES DE ASAS ROTATIVAS EM VOO
PAIRADO E À FRENTE UTILIZANDO ROTOR CODE**

Trabalho de Graduação apresentado para obtenção do Certificado de Bacharel em Engenharia Aeronáutica do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté.
Área de Concentração: Engenharia Aeronáutica.

Orientador: Prof. Me. Pedro Marcelo Alves Ferreira Pinto

Coorientador: Prof. Dr. Adolfo Gomes Marto

**Taubaté - SP
2019**

SIBi - Sistema Integrado de Bibliotecas / UNITAU

B945a Buratti, Marcio Augusto Silveira
Análise de sustentação e cargas nas pás de aeronaves de asas rotativas em voo a frente e pairado utilizando rotor code / Marcio Augusto Silveira Buratti. – 2019.
48f. : il.

Monografia (graduação) – Universidade de Taubaté, Departamento de Engenharia Mecânica e Elétrica, 2019.
Orientação: Prof. Me. Pedro Marcelo Alves Ferreira Pinto, Departamento de Engenharia Mecânica.
Coorientação: Prof. Dr. Adolfo Gomes Marto, Instituto de Aeronáutica e Espaço - DCTA.

1. Aerodinâmica de asas rotativas. 2. Dinâmica de asas rotativas. 3. Rotor code. I. Título. II. Graduação em Engenharia Aeronáutica.

CDD 629

MÁRCIO AUGUSTO SILVEIRA BURATTI

**ANÁLISE DE SUSTENTAÇÃO E CARGAS NAS PÁS DE AERONAVES DE ASAS
ROTATIVAS EM VOO PAIRADO E À FRENTE UTILIZANDO ROTOR CODE**

Trabalho de Graduação apresentado para obtenção
do Certificado de Graduação do curso de
Engenharia Aeronáutica do Departamento de
Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté.

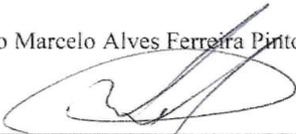
DATA: 28/11/2019

RESULTADO: APROVADO

BANCA EXAMINADORA:

Prof. Me. Pedro Marcelo Alves Ferreira Pinto

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

Assinatura:  _____

Prof. Me. Paulo de Tarso de Moraes Lobo

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

Assinatura:  _____

28/Novembro 2019

DEDICATÓRIA

Dedico este trabalho aos meu pais Márcio Buratti e Sirley
Da Silveira Buratti, a minha irmã Gabriela e a todos os
meus familiares e amigos que se fizeram presentes e me
apoiaram nesta caminhada.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente agradeço a Deus pela minha vida e sabedoria, aos meus familiares e amigos.

Ao Instituto de Aeronáutica e espaço – IAE, pela oportunidade de desenvolver estudos dentro da instituição

Ao Conselho Nacional de Pesquisa e desenvolvimento – CNPQ, pela oportunidade de desenvolver pesquisas acadêmicas dentro da área de atuação

A Universidade de Taubaté por oferecer infraestrutura, e profissionais de qualidade que auxiliaram na minha formação

Ao meus pais Márcio e Sirley, por sempre incentivarem os meus estudos e o desenvolvimento profissional.

Ao meu orientador Pedro Alves Marcelo Ferreira Pinto, pelo incentivo e orientação neste trabalho.

Ao meu coorientador Adolfo Gomes Marto, pelo incentivo orientação e direcionamento dentro dos estudos.

RESUMO

Aeronaves de Asas rotativas tem como principal característica realizar decolagens e pousos verticais, assim sendo este tipo de aeronave vem sendo amplamente utilizado para realizar algumas missões tais como resgates em locais de difícil acesso, operações de patrulhamento de regiões, transportes médicos, transportes executivos e outras. Para conseguir realizar este voo vertical estas aeronaves trabalham com dinâmicas de voo, e comandos diferentes das aeronaves de asas fixas. Por se tratar de um mercado extremamente restrito são encontradas dificuldades para se realizar estudos sobre essas aeronaves, visto a importância e visando o crescimento dos estudos nesta área, este trabalho tem como objetivo desenvolver e analisar um modelo de asas rotativas, baseando-se na aeronave AS350B1. A partir deste modelo busca-se obter forças de sustentação atuantes ao longo da pá em função da posição azimutal no disco de carregamento cargas geradas na pá ao longo do disco rotativo nas condições de voo pairado e à frente, com ângulo de ataque fixados em 5° e 0° para ambas as condições. Para realizar esta análise será utilizado o Rotor Code. Para confrontar os dados encontrados serão realizadas comparações literárias, já que devido à restrição de informações não se tem acesso a informações quantitativas sobre o assunto. Com o desenvolvimento e análise desta aeronave de asas rotativas puderam ser plotadas as curvas de sustentação e cargas da aeronave, após uma revisão literária e comparação aos dados gerados pode-se comprovar a veracidade dos mesmos.

Palavras-chave: Asas Rotativas. Aerodinâmica de asas rotativas. Dinâmica de asas rotativas.

ABSTRACT

Rotary wings aircrafts have as main quality realize vertical takeoff and landing, therefore, this kind of aircraft has been largely used for some kind of missions like, rescues, patrolling operations zone, medical transportation, executive transportation and other. For achieve the vertical flight this aircraft operates with controls and flight dynamics different than fixed wing aircraft. Because of his extremely restricted market, it is so difficult study these aircraft, considering the importance an aiming the growth of the study in this area, this work has as main objective develop and analyze a rotary wing model, based on AS350 aircraft. From this model we seek to obtain the loads and lift curves along the blades on the rotary disc, on the conditions of hovered and forward flight, with the angle of attack fixed on 5° and 0° for both conditions. The rotor code will be used to realize this analyzes. To prove the data truth, it will be maked comparisons with literature, because of the restricted information there is no quantitative information about the subject. Developed and analyzed the rotary wing aircraft so the load and lift curve can be plotted, and after a literary review and comparisons to the generated data, could prove the data truth.

KEYWORDS: Rotary Wings. Rotary Wings Aerodynamic. Rotary wing Dynamics.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Esboço de asas rotativas Leonardo da Vinci	18
Figura 2 - Esboço de George Cayley	19
Figura 3 - Helicóptero de Vicomte Gustave Ponton d'Amecourt	19
Figura 4 - Aeronave de Paul Cornu	20
Figura 5 - Aeronave VS-300 produzida pelo russo Igor Sikorsky	21
Figura 6 - Sistema articulado.....	23
Figura 7 - Sistema rígido sem articulação	23
Figura 8 - Sistema sem rolamentos flex beam.....	24
Figura 9 - Sistema gangorra teetering rotor.....	24
Figura 10 - Comandos do helicóptero	26
Figura 11- Representação do disco rotativo dissimetria de sustentação	27
Figura 12 – Aeronave AS350 B1 Esquilo	31
Figura 13 - Rotor Principal concebido	32
Figura 14 - (a) mastro do rotor principal; (b) estrela rotativa.....	32
Figura 15 - Mecanismo swashplate: (a) plato fixo; (b) plato giratório.....	33
Figura 16 - Punho da pá.....	33
Figura 17 - (a) pitch link; (b) pitch horn.....	34
Figura 18 - Modelo Pá idealizada por RAMALHO	35
Figura 19 - Mapa de linearização do rotor e mecanismos.....	37
Figura 20 – Curva de distribuição de cargas $V=0\text{m/s}$ $\alpha = 0^\circ$	39
Figura 21 – Curva de distribuição de Sustentação $V=0\text{m/s}$ $\alpha = 0^\circ$	39
Figura 22 - Curva Distribuição de sustentação $V=0\text{m/s}$ $\alpha=5^\circ$	40
Figura 23 - Curva distribuição de sustentação $V=0\text{m/s}$ $\alpha=5^\circ$	40
Figura 24 - Curva distribuição de Cargas $V=40\text{m/s}$ $\alpha=0^\circ$	41
Figura 25 - Curva de distribuição sustentação $V=40\text{m/s}$ $\alpha=0^\circ$	41
Figura 26 - Curva de distribuição de cargas $V=40\text{m/s}$ $\alpha= 5^\circ$	42
Figura 27 - Curva de sustentação $V=40\text{m/s}$ $\alpha=5^\circ$	42

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Propriedades dos Materiais utilizados no conjunto rotor principal.....	34
Tabela 2 - Propriedades mecânicas dos materiais da pá.....	35
Tabela 3 - Tabela de rigidezes (em negrito rigidez nominal).....	35
Tabela 4 - Propriedades inerciais do punho.....	38
Tabela 5 - Propriedades inerciais da estrela rotativa	38
Tabela 6 - Propriedades inerciais do pitch horn	38
Tabela 7 - Propriedades inerciais do pitch link	38

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
CAD	<i>Computer-Aided Design</i>
FAI	Federação Aeronáutica Internacional
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NOTAR	<i>No Tail Rotor</i>
ONERA	<i>Office National d'Etudes et de Recherches Aéropatiales</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

CD	Coeficiente de arrasto
CL	Coeficiente de sustentação
CM	Coeficiente de momento
E	Módulo de Elasticidade
Hp	Unidade de medida de potência <i>horse power</i>
IXX	Momento de inercia de massa em X
IYY	Momento de inercia de massa em Y
IZZ	Momento de inercia de massa em Z
Kg	Unidade de medida de massa quilograma
m/s	Metros por segundo
m	Unidade de medida de comprimento metros
V	Velocidade
α	Ângulo de ataque
ν	Coeficiente de Poisson
ρ	Densidade

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	13
1.1	Objetivos	14
1.1.1	Objetivo Geral.....	14
1.1.2	Objetivo Específico.....	14
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	15
2.1	Aeronaves de Asas Rotativas	15
2.2	Classificação de Aeronaves de Asas Rotativas	15
2.3	Configurações de Helicópteros	16
2.4	Desenvolvimento Histórico.....	18
2.5	Conjunto Principal de Asas Rotativas em Helicópteros.....	21
2.6	Sistema de Articulação do Rotor.....	22
2.7	Dinâmica de Asas Rotativas.....	25
2.8	Dissimetria de Sustentação.....	26
2.9	Aerodinâmica	27
2.9.1	Aerofólio	27
2.9.2	Aerodinâmica em Voo à frente	28
2.9.3	Aerodinâmica em Voo Pairado	28
2.9.3.1	Teoria de Momento	28
2.9.3.2	Teoria de Elemento de Pá	29
2.9.4	Condição de <i>Stall</i>	29
3	METODOLOGIA.....	30
4	DESENVOLVIMENTO.....	31
4.1	Modelagem de Sistema de Asas Rotativas.....	31
4.2	Entrada de Dados para o Rotor Code	36
4.2.1	Lei de Entradas do Sistema.....	36
4.3	Propriedades Inerciais de Entrada do Sistema Rotativo.....	37
5	RESULTADOS E DISCUSSÃO	39
6	CONCLUSÃO.....	44

REFERÊNCIAS	45
-------------------	----

1 INTRODUÇÃO

As aeronaves de asas rotativas utilizam um sistema rotativo para gerar sustentação, propulsão e controlar a aeronave. Este sistema é composto principalmente por um rotor principal e pás. Nestas aeronaves as pás do rotor giram em torno do eixo vertical da aeronave, produzindo um disco horizontal ao plano da aeronave, gerando assim as forças de sustentação. Estas forças podem ser geradas mesmo quando a velocidade à frente da aeronave é nula, diferente das aeronaves de asas fixas que necessitam de um deslocamento à frente para sustentar a aeronave voando. Assim sendo este tipo de aeronave possui como característica e capacidade exclusiva realizar pousos e decolagens na vertical.

Um dos problemas aerodinâmicos mais importantes para um helicóptero é determinar as forças de sustentação atuantes ao longo da pá em função da posição azimutal no disco de carregamento. Para encontrar estas forças é necessário conhecer o escoamento ao longo de toda a pá, e as forças de sustentação envolvidas. Um método efetivo de obter estas forças é realizando-se análises experimentais, porém os custos e o tempo envolvido para realizar estas são elevados. Assim torna-se essencial desenvolverem-se modelos matemáticos utilizando simulações computacionais capazes de assemelhar-se a as análises experimentais.

Estimar estas forças analiticamente ou utilizando simulações computacionais com exatidão é um grande desafio, já que, o mecanismo é envolto de uma complexidade de fenômenos multidisciplinares como: o comportamento aerodinâmico de pás flexíveis em velocidades baixas e transônicas, atrelados as rotações e deslocamentos do rotor, entre outros.

Pensando em facilitar estes trabalhos, a ONERA desenvolveu um código de análises dinâmicas de rotores utilizando modelos reduzidos. O código Rotor PETOT; BESSONE (1992) consegue analisar diversos tipos de geometrias de rotores sendo eles: articulados, não articulados, hélices, turbinas e outros. Os comandos executados pelo piloto são restritos as leis de controle pré-definidas e inseridas ao código Rotor. O código consegue analisar o sistema rotativo isoladamente, ou com todos os seus componentes, além de ter a capacidade analisar pás separadas, ou multi pás, realizando o estudo de acordo com as definições do usuário.

O código Rotor analisa o caso inserido e busca convergir para condições ideais, próximas a realidade encontrada em sistemas rotativos, porém para que o código funcione corretamente e convirja as condições ideais e próximas a realidade, é necessário que as características do sistema analisado sejam inseridas corretamente. Buscando a correta utilização do código este trabalho será composto da seguinte maneira: objetivos da realização desta análise,

objetivos do aluno ao realizar este estudo , análise de literaturas e teorias de referências para o caso, metodologia de realização e aquisição de dados de entrada do programa para execução de uma análise adequada da situação, desenvolvimento do estudo, análise e discussão dos resultados adquiridos e uma conclusão sobre a representatividade destes dados.

1.1 OBJETIVOS

1.1.1 Objetivo Geral

Este trabalho tem como objetivo determinar as cargas e as forças de sustentação atuantes ao longo da pá em função da posição azimutal no disco de carregamento de um rotor isolado de um sistema de asas rotativas nas condições de voo a frente e voo pairado, com ângulo de ataque das pás estabelecidos em 0° e 5° para ambas as condições de voo.

Para realizar estas análises será utilizado o código Rotor instalado no IAE. O modelo de embasamento para os cálculos destes fatores foi a aeronave AS350 B1 esquilo amplamente utilizada em missões pelas forças aéreas brasileira. Devido à dificuldade de acesso as informações para esse tipo de aeronaves os resultados serão comparados as teorias expostas na revisão bibliográfica, visto que não são encontrados dados de aeronaves comerciais para se comparar a este estudo específico.

1.1.2 Objetivo Específico

- ✓ Adquirir conhecimentos em asas rotativas.
- ✓ Adquirir conhecimentos em alguns softwares.
- ✓ Deixar um conhecimento em asas rotativas aos estudantes de engenharia aeronáutica.
- ✓ Criar o interesse pelo estudo de asas rotativas, deixando resultados e conhecimentos expostos para consulta de qualquer estudante.
- ✓ Produzir um trabalho bem explicativo, para que todos os pontos abordados sejam facilmente compreendidos, e facilmente utilizados em futuros estudos.
- ✓ Produzir resultados condizentes com a realidade, explicados através de literaturas específicas.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo será desenvolvida a fundamentação teórica sobre asas rotativas, aerodinâmica em helicópteros e estrutura do sistema rotativo de um helicóptero, temas utilizados para elaborar este trabalho.

2.1 AERONAVES DE ASAS ROTATIVAS

Segundo a ANAC (agência nacional da aviação civil) as definições para asas rotativas são:

- ✓ É aquela que depende principalmente de seus rotores, acionados através de um motor, para se deslocar horizontalmente.
- ✓ Aeronave mais pesada que o ar que depende principalmente da sustentação gerada por seus rotores para manter-se no ar.
- ✓ Aeronave que se sustenta no ar a partir de um ou mais rotores.

2.2 CLASSIFICAÇÃO DE AERONAVES DE ASAS ROTATIVAS

A FAI (federação aeronáutica internacional) estabeleceu uma classificação oficial para engenhos voadores, baseando-se na forma como são obtidas a sustentação e a tração. De acordo com a FAI, tem-se os seguintes tipos de asas rotativas (TIPOS DE AERONAVES DE ASAS ROTATIVAS,2017):

- ✓ Autogiros

Os autogiros não possuem asas, o rotor produz a sustentação necessária para a aeronave voar, mas é necessário que a aeronave desenvolva uma corrida horizontal para que o escoamento passe pelo rotor, desenvolva a rotação e produza esta sustentação. Este tipo de aeronave é propulsionado por hélices e motores alternativos (TIPOS DE AERONAVES DE ASAS ROTATIVAS,2017).

- ✓ Combinado

As aeronaves combinadas são uma junção de helicópteros e aviões. Este tipo de aeronave é sustentado por rotor, asa e tracionadas por hélices, como em aviões convencionais (TIPOS DE AERONAVES DE ASAS ROTATIVAS,2017).

- ✓ Helicóptero

Neste tipo de aeronave o rotor produz a sustentação e a tração. O rotor é acionado através de um motor, que fornece a energia para gerar a rotação das pás, que tem a função de produzir as forças de sustentação e tração para a aeronave. Este tipo de aeronave deve possuir um dispositivo anti torque para equilibrar o torque gerado pela rotação das pás na aeronave (TIPOS DE AERONAVES DE ASAS ROTATIVAS).

- ✓ Convertiplano

Os convertiplanos utilizam rotores nas extremidades das asas com variação de ângulo. Para a decolagem estas aeronaves utilizam o rotor angulado a 90°, decolando assim verticalmente. Após a decolagem a aeronave modifica o ângulo do rotor até 0° mantendo-se sustentada pela asa, e adquirindo uma configuração semelhante a aeronaves turboélices (TIPOS DE AERONAVES DE ASAS ROTATIVAS,2017).

2.3 CONFIGURAÇÕES DE HELICÓPTEROS

Os helicópteros podem ser classificados com cinco diferentes configurações, no entanto atualmente estão surgindo algumas novas configurações tais como NOTAR, e helicópteros compostos. Apesar das diferentes configurações os princípios de voo são mantidos (VENKATESAN, 2015).

- ✓ Rotor simples

Configuração mais simples e mais conhecida das aeronaves de asas rotativas, possuindo um rotor principal e um rotor de cauda. A desvantagem desta configuração é que o rotor de cauda girando na vertical traz riscos aos operadores em solo. Devido a isto algumas aeronaves utilizam no rotor de cauda uma configuração de fan “fenestron” (VENKATESAN, 2015).

✓ Rotor coaxial

Nesta configuração o torque é balanceado através de dois rotores principais girando em sentidos opostos, porém o design da cabeça do rotor e controles são muito mais complicados (VENKATESAN,2015).

✓ Rotor lado a lado

Este tipo de aeronave utiliza dois rotores principais lado a lado, assim sendo, necessita de uma menor potência para gerar sustentação em voo a frente, porém, o arrasto parasita e o peso estrutural da aeronave são aumentados (VENKATESAN,2015).

✓ Rotor Tandem

A configuração tandem possui dois rotores principais instalados à frente e atrás da aeronave. Este tipo de configuração favorece uma fuselagem mais limpa, com maior liberdade de passeio do centro de gravidade, sendo que a carga total deve ser distribuída entre os dois rotores. Entretanto este tipo de configuração possui um sistema de transmissão e engrenagens complexos e tem uma perda de eficiência no rotor traseiro por operar atrás do escoamento do rotor da frente. Esta perda de eficiência pode ser minimizada, colocando-se o rotor traseiro um pouco acima do rotor da frente. Este tipo de configuração é amplamente utilizado por aeronaves cargueiras (VENKATESAN, 2015).

✓ Jet rotor

Esta configuração é pouco utilizada atualmente, mas possui a solução mais simples para balanceamento do torque. Os controles direcionais da aeronave são exercidos por um leme ou uma ventoinha, que utiliza o *downwash* produzido pelo rotor principal para realizar este contra torque (VENKATESAN, 2015).

Atualmente algumas outras configurações estão sendo utilizadas, tais como a configuração NOTAR e helicóptero composto.

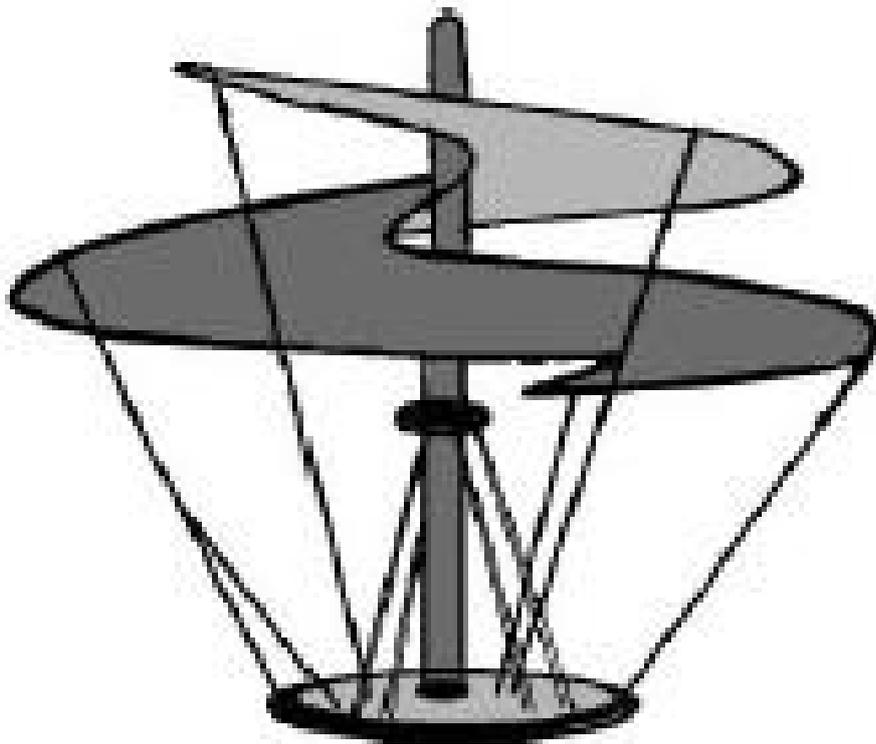
Na configuração NOTAR a aeronave não possui um rotor de cauda, sendo o contra torque necessário realizado pelo escoamento de ar do motor que é direcionado de forma a realizar um torque contrário ao do rotor principal (VENKATESAN,2015).

Os helicópteros compostos utilizam um rotor principal para decolar e pousar, mas incluem também hélices convencionais para propulsionar a aeronave em voos a frente (VENKATESAN,2015).

2.4 DESENVOLVIMENTO HISTÓRICO

Segundo Venkatesan (2015), os primeiros registros de uma aeronave de asas rotativas datam do século XV, com alguns esboços de um veículo de voo vertical idealizado por Leonardo Da Vinci como demonstrado na Figura 1. A aeronave nunca saiu do papel, mas mostrou os princípios básicos de uma máquina que passaria a ser chamada de helicóptero.

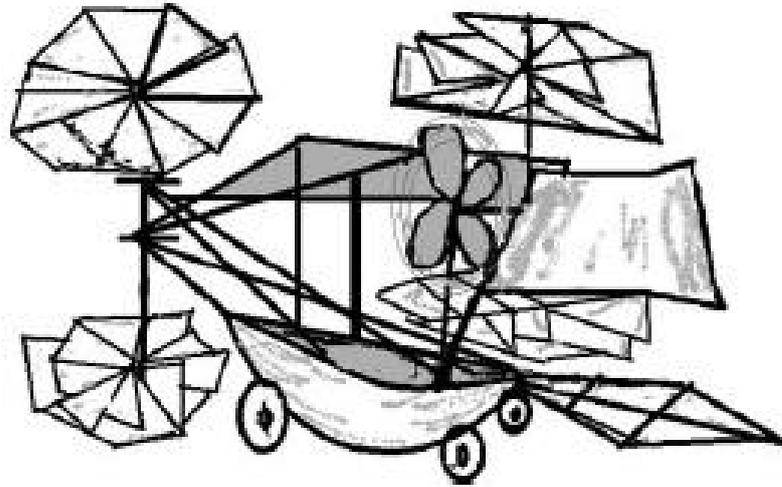
Figura 1 - Esboço de asas rotativas Leonardo da Vinci



Fonte:(VENKATESAN, 2015)

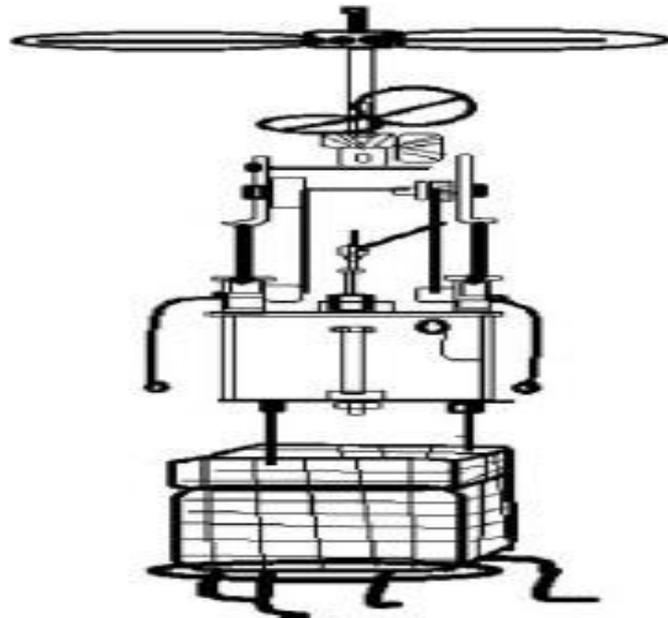
Durante o século XVIII Sr George Cayley desenhou um modelo com dois rotores nas extremidades que contrapunham o torque um do outro e eram propulsionados por dispositivos elásticos como demonstrado na Figura 2. Em 1868 o francês Vicomte Gustave Ponton d'Amecourt idealizou e apresentou um modelo com hélices contra rotativas demonstrado na Figura 3, porém não obteve sucesso em seu voo. d'Amecourt foi o primeiro a utilizar o nome helicóptero para estas aeronaves derivadas do grego *hélix* (espiral) *ptéryks* (asa).

Figura 2 - Esboço de George Cayley



Fonte:(VENKATESAN,2015)

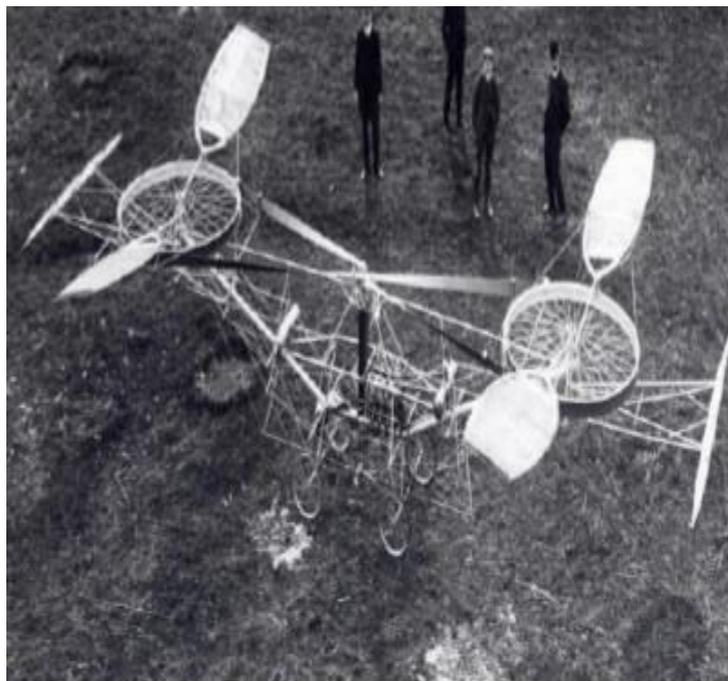
Figura 3 - Helicóptero de Vicomte Gustave Ponton d'Amecourt



Fonte: (VENKATESAN, 2015)

Segundo ROQUE (2016), no ano de 1907 o também francês Paul Cornu obteve sucesso com o voo de uma aeronave de asas rotativas. Cornu construiu uma aeronave como ilustrada na Figura 4 com dois rotores contra rotativos com 6 metros de diâmetro em configuração tandem, com um motor de 24-hp, pesando 260 kg.

Figura 4 - Aeronave de Paul Cornu



Fonte: (ROQUE, 2016)

Durante vários anos as tentativas de realizar um voo vertical com uma aeronave de asas rotativas esbarraram em alguns problemas fundamentais tais como:

- ✓ Excesso de vibração devido a dinâmica rotativa.
- ✓ Falta de conhecimento da aerodinâmica para voos verticais.
- ✓ Motores pouco potentes e com pesos elevados.
- ✓ Dificuldades para conseguir estabilidade e controle das aeronaves.
- ✓ Como vencer a força de reação gerada pelo torque do rotor principal.
- ✓ Elevado peso estrutural destas aeronaves.

Somente no ano de 1941 o refugiado russo Igor Sikorsky conseguiu produzir nos Estados Unidos o modelo VS-300 ilustrado na Figura 5. O modelo possuía um rotor principal com três pás com 9m de diâmetro, um rotor de cauda acionado pelo eixo do rotor principal e um motor de 100-hp. Posteriormente esta aeronave foi atualizada recebendo um motor de 185-hp e um rotor principal com 11,6 m de diâmetro, sendo está a primeira aeronave de asas rotativas considerada verdadeiramente operacional com mecanismos de controles simples além de ser a primeira a ser construída em larga escala e amplamente utilizada durante a 2ª guerra mundial, este modelo é conhecido como convencional e o mais utilizado até os dias atuais ROQUE (2016).

Figura 5 - Aeronave VS-300 produzida pelo russo Igor Sikorsky



Fonte: (DEVINE, 2013)

2.5 CONJUNTO PRINCIPAL DE ASAS ROTATIVAS EM HELICÓPTEROS

Segundo (SÉRVULO, 2016), as principais partes de um helicóptero são: cabine, estrutura, rotor principal, rotor de cauda motor e trem de pouso. Neste trabalho o rotor principal e seus componentes serão os alvos de estudo.

✓ Rotor principal

O rotor principal é o maior responsável por gerar a sustentação da aeronave, localizando-se acima da aeronave. Para que a sustentação seja gerada, e a aeronave se caracterize como de asas rotativas é necessário que existam ao menos duas pás (SÉRVULO, 2016).

Este sistema tem como função transformar a potência gerada pelo motor da aeronave em sustentação e tração, para isso utiliza-se uma rotação constante para que não sejam geradas cargas excessivas na aeronave (PADFIELD, 2007).

✓ Rotor de cauda

Quando a aeronave é acionada, devido a dinâmica rotativa do conjunto surge uma tendência de a fuselagem da aeronave girar no mesmo sentido do rotor principal, este efeito é chamado de torque. Para anular este efeito gerado pelo conjunto rotativo principal, é instalado na cauda da aeronave um pequeno rotor que faz uma força contrária a este torque. Este sistema é chamado de rotor de cauda, ou dispositivo anti-torque. Além de anular o torque gerado pelo rotor principal este dispositivo tem a função guiar latero direcionalmente a aeronave através

dos comandos do pedal, aumentando ou diminuindo o ângulo de passo das pás do rotor (SÉRVULO,2016).

✓ *Swash plate*

A *Swash plate* é composta por um conjunto de platôs, sendo um deles fixo e outro rotativo. Este mecanismo está instalado junto ao mastro do rotor principal, próximo a base, e tem como função movimentar através de hastes os comandos cíclicos e coletivos das pás. O platô fixo recebe os comandos coletivos e cíclicos, e o platô rotativo transmite estes movimentos as pás do rotor principal (SÉRVULO,2016).

2.6 SISTEMA DE ARTICULAÇÃO DO ROTOR

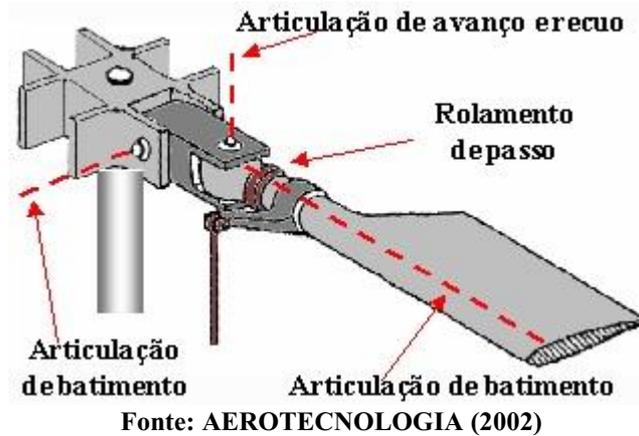
Segundo Bramwell (2001) com o desenvolvimento de helicópteros, a introdução de mecanismos de articulações, ao redor dos quais a pá era livre para se movimentar foi essencial. Sendo sugerido primeiramente por Renard em 1904, como meio de aliviar as tensões de flexão na raiz da pá, eliminando os momentos de rolagem que apareciam em voos a frente.

Os modelos de articulação mais utilizados são: articulado, rígido sem articulação, sistema sem rolamentos *flex beam* e sistema gangorra *teetering rotor* (VENKATESAN, 2015).

✓ Sistema articulado

Neste sistema demonstrado pela Figura 6. a pá é ligada ao rotor com articulações para realizar o batimento, o avanço e a mudança de passo da pá. A vantagem da utilização desse tipo de conexão é que o momento fletor na raiz da pá torna-se zero, mas a desvantagem é que possui várias partes móveis devido às articulações, assim sendo requer manutenções constantes (VENKATESAN,2015).

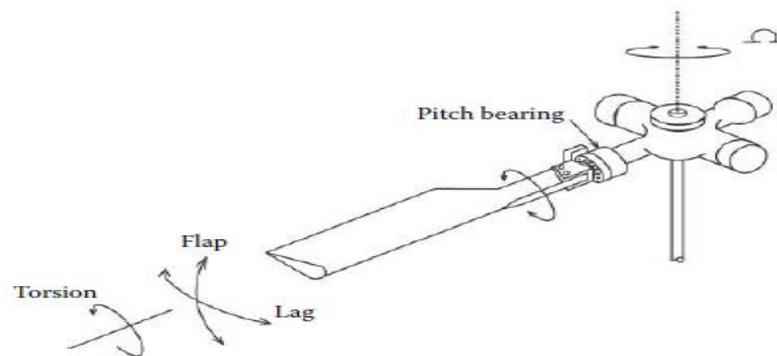
Figura 6 - Sistema articulado



✓ Sistema rígido sem articulação

Neste sistema como demonstrado na Figura 7, a pá é conectada diretamente ao rotor, sem articulações para realizar o batimento e o avanço, sendo estes realizados devido à flexão elástica na raiz da pá, que age como articulações virtuais. Uma das vantagens encontradas nesse sistema é que possui menos partes moveis, necessitando assim de menos manutenção, porém, esse tipo de sistema gera altas cargas vibratórias no cubo (VENKATESAN,2015).

Figura 7 - Sistema rígido sem articulação

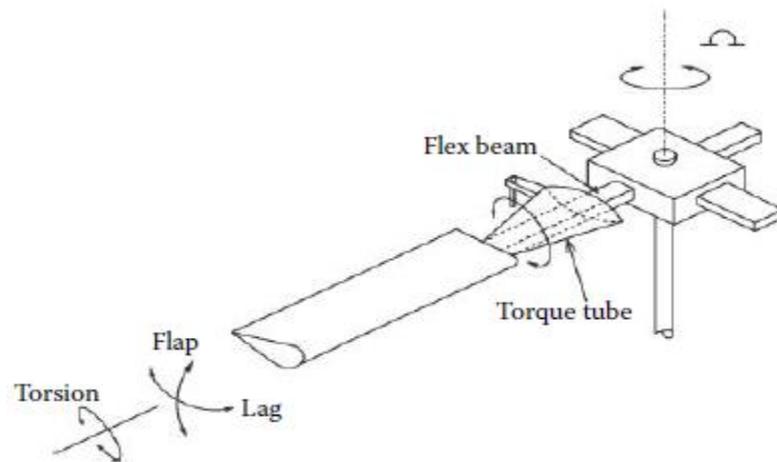


✓ Sistema sem rolamentos *flex beam*

Neste sistema não só são eliminadas as articulações para o batimento e avanço, como também o rolamento para modificação do passo. As pás do rotor são conectadas ao cubo através de uma barra de compósito, projetada para prover a rigidez necessária para o batimento e o avanço, e agir como mecanismo de mudança de passo, que pode ser modificado através da torção da barra de compósito como demonstrado pela Figura 8. Este mecanismo possui a

vantagem de ter poucas partes móveis, mas apesar da simplicidade da configuração, são encontradas dificuldades ao se projetar esse tipo de sistema (VENKATESAN,2015).

Figura 8 - Sistema sem rolamentos *flex beam*

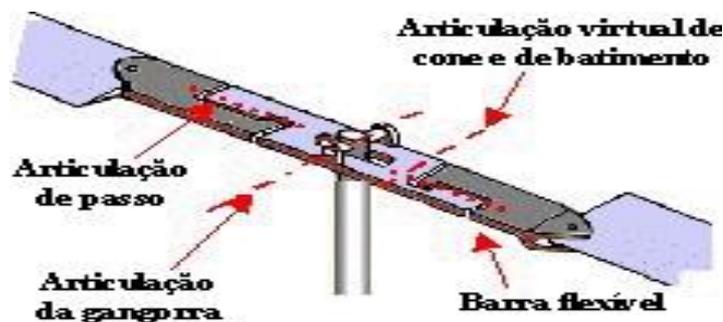


Fonte: (VENKATESAN,2015)

✓ Sistema gangorra “*teetering rotor*”

Neste sistema duas pás formam uma estrutura única, ligadas ao eixo do rotor, como mostrado pela Figura 9. Esse sistema não possui articulações para realizar o batimento, mas possui um rolamento para a mudança de passo da aeronave. Esse tipo de arranjo mecânico é simples, porém só pode ser usado para helicópteros pequenos, já que conforme o peso da aeronave aumenta, mais pás são requeridas para realizar a distribuição das cargas. Devido ao fato de possuir somente duas pás esse tipo de arranjo gera altas cargas vibratórias (VENKATESAN,2015).

Figura 9 - Sistema gangorra *teetering rotor*



Fonte: AEROTECNOLOGIA (2002)

2.7 DINÂMICA DE ASAS ROTATIVAS

A posição e a altitude de um corpo rígido ou veículo no espaço pode ser controlada pelas forças e os momentos aplicados sobre as respectivas direções desejadas. O helicóptero caracteriza-se por ser uma aeronave que possui seis graus de liberdade de controle. De maneira geral pilotar uma aeronave com uma quantia desta de controles seria humanamente impossível. No entanto para tornar esta aeronave controlável estes graus de liberdade de movimento podem ser acoplados um ao outro, sacrificando a liberdade de alguns movimentos (VENKATESAN,2015).

Em um helicóptero existem quatro controles que se mostram suficientes para realizar o voo da aeronave os quais são citados a seguir e demonstrados pela figura 10 (VENKATESAN, 2015).

✓ Controle vertical

Este controle modifica a altitude da aeronave. Para realizar este controle o comando coletivo é acionado aumentando ou diminuindo o ângulo de ataque de todas as pás do rotor principal, influenciando na sustentação gerada pelo sistema rotativo, fazendo a aeronave ganhar ou perder altitude (VENKATESAN, 2015).

✓ Controle direcional

Modifica a direção da aeronave e é realizado em torno do eixo vertical. Este controle é realizado através do acionamento dos pedais da aeronave, aumentando ou diminuindo o passo das pás do rotor de cauda, modificando a atitude de guinada da aeronave (VENKATESAN,2015).

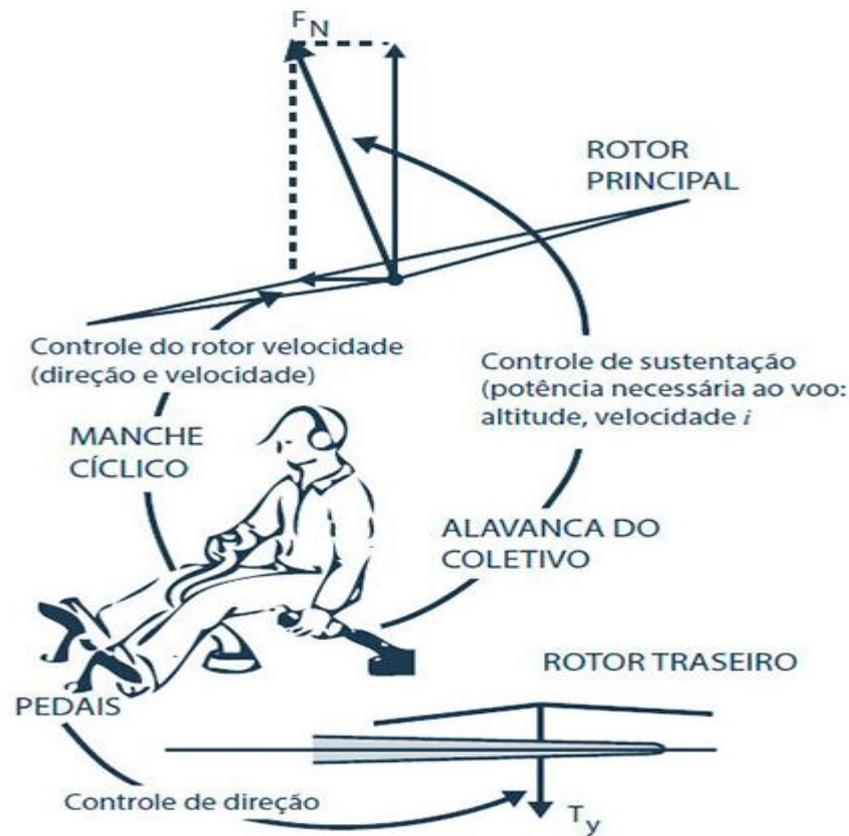
✓ Controle lateral

Este controle acontece em torno do eixo longitudinal da aeronave, imprimindo um momento de rolagem. Este controle é acionado pelo controle cíclico da aeronave (VENKATESAN,2015).

✓ Controle longitudinal

É realizado em torno do eixo lateral da aeronave, é acionado com o comando cíclico de forma a deslocar a aeronave à frente. Neste controle os ângulos de ataque do rotor e das pás são modificados de forma a realizar o movimento desejado (VENKATESAN,2015).

Figura 10 - Comandos do helicóptero

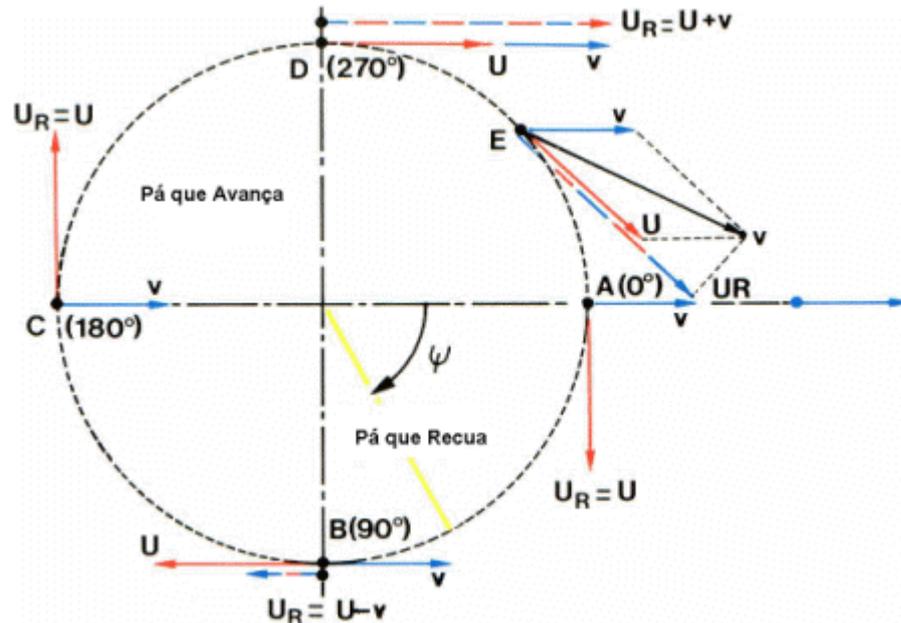


Fonte: (Blog hangar 33, 2015)

2.8 DISSIMETRIA DE SUSTENTAÇÃO

Em uma aeronave com sentido de giro horário, dentro do plano de rotação da pá de 0° a 180° é considerada como a pá que recua, de 180° a 360° é considerada como a pá que avança. Como pode ser visto na figura 11, ao avançar e recuar dentro do plano de rotação as pás formam vetores velocidades podendo-se notar que em 90° e 270° e em 0° e 180° as pás possuem um vetor velocidade com direções iguais e sentidos opostos, sendo que no lado onde a pá está avançando tem-se uma soma da velocidade ao vetor velocidade, e no lado em que a pá está recuando tem-se uma subtração da velocidade menos o vetor velocidade, assim sendo como a sustentação é proporcional a velocidade imprimida, se o coeficiente de sustentação e o ângulo de ataque de ambas as pás forem mantidos ao longo da trajetória, surgirá uma dissimetria de sustentação, e a pá que está avançando produzirá mais sustentação do que aquela que está recuando (AEROTECNOLOGIA, 2002).

Figura 11- Representação do disco rotativo dissimetria de sustentação



Fonte: AEROTECNOLOGIA (2002)

Devido a este fenômeno tende-se a pensar que a aeronave tenderia a rolar para o lado onde está sendo produzida a menor sustentação, porém, devido à dinâmica rotativa, deve-se lembrar que o rotor pode ser tratado como um giroscópio, ou seja, um corpo em rotação no qual o eixo de rotação é livre para se movimentar em qualquer direção.

Assim sendo se uma força for aplicada em uma direção, haverá uma resistência naquela direção, porém a reação imediata a esta força será sentida a 90° de onde a força foi aplicada e perpendicular a esta força aplicada, ou seja, é como se a força F fosse aplicada a 90° . Esse fenômeno é causado devido as forças de inércia giroscópicas, e conhecido como precessão giroscópica (AEROTECNOLOGIA,2002).

2.9 AERODINÂMICA

2.9.1 Aerofólio

Segundo ANDERSON (2017) qualquer seção da asa que corte paralelamente o eixo do plano xz é definido como aerofólio, que é responsável por gerar a sustentação e não produzir arrasto excessivo da aeronave. No início de 1930 foram desenvolvidos estudos pela NASA para criar os aerofólios com perfil chamados NACA. Foram criadas diversas famílias de aerofólios, sendo a primeira delas a família dos perfis com 4 dígitos, por exemplo o perfil

NACA 0012. O primeiro dígito representa o máximo arqueamento do perfil em porcentagem de corda, o segundo representa a posição do máximo arqueamento do perfil em porcentagem de corda e os dois últimos dígitos representam a espessura máxima em porcentagem de corda. Em seguida foram criadas as famílias NACA com 5 dígitos e 6 dígitos.

2.9.2 Aerodinâmica em Voo à frente

Segundo Johnson (1994), durante voo à frente de um helicóptero, o disco rotativo está se deslocando para cima, através do ar. Para realizar o voo a frente o rotor da aeronave precisa ser inclinado para frente, assim sendo, as pás do rotor formam um vetor componente com a velocidade de voo à frente da aeronave. Com isto, a pá que está avançando tem uma velocidade aumentada, enquanto a pá que está recuando tem a velocidade diminuída. Considerando um ângulo de ataque constante da pá, variando a pressão dinâmica do rotor, em um voo à frente a aeronave tende a produzir mais sustentação na pá que está avançando, do que na pá que está recuando, o que é denominado momento de rolagem do rotor, se nenhuma ação for tomada para controlar este momento, o helicóptero responderá rolando para frente (JOHNSON, 1994).

2.9.3 Aerodinâmica em Voo Pairado

O conhecimento de como são geradas as forças nas aeronaves de asas rotativas é fundamental para o desenvolvimento de qualquer estudo de performance deste tipo de aeronave (COOKE, 2002).

Um helicóptero possui diferentes características para voos pairados e voos à frente. Uma análise em uma condição de voo pairado é mais simples por conta da distribuição simétrica das forças aerodinâmicas no voo vertical (JOHNSON, 1994).

Existem duas teorias básicas para compreender a geração de forças de um sistema rotativo, sendo elas as teorias de momento e teoria de elemento de pá (COOKE; FITZPATRICK, 2002).

2.9.3.1 Teoria de Momento

Segundo Cooke; Fitzpatrick (2002) a teoria de momento foi inicialmente desenvolvida por Rankine e Froude em um estudo de hélices para navios. Posteriormente a teoria foi utilizada

para o desenvolvimento de hélices de aviões e, atualmente pode representar os comportamentos de um rotor. Esta teoria utiliza algumas hipóteses para demonstrar esta performance.

- ✓ O ar é um fluido incompressível e não viscoso.
- ✓ O rotor age com carregamento uniforme ou como disco atuador com infinito número de pás
- ✓ O fluxo de ar para cima e para baixo do disco é uniforme, ocorre com energia constante.
- ✓ A rotação não é transmitida ao fluido pela ação do rotor.

2.9.3.2 Teoria de Elemento de Pá

A teoria do elemento de pá supera a teoria de momento por analisar as forças atuantes ao longo do comprimento infinitesimal de cada pá (CYPRIANO; IMANISHI, 2014).

Esta teoria foi desenvolvida por Drzwiecki em 1982 com intuito de estudar hélice de aviões. Nesta teoria a pá é dividida em seções que não interagem entre si, e todos os cálculos são realizados através da aerodinâmica bidimensional. A partir desta teoria pode-se calcular as forças propulsivas e a potência da aeronave estudada (CUNHA,2019).

2.9.4 Condição de *Stall*

Enquanto para aeronaves de asa fixa as condições de *stall* ocorrem em baixas velocidades, para as aeronaves de asas rotativas ocorrem a altas velocidades. Isso porque quando a aeronave voa mais rápido, o controle cíclico a frente é aumentada para neutralizar a dissimetria de sustentação lateral, que ocorre devido a variação cíclica da pressão dinâmica. Isso faz a pá que está recuando aumentar o ângulo de incidência e a pá que está avançado diminuir o ângulo de incidência, variando ciclicamente o número de *mach* ao longo do ciclo rotativo. A pá que está recuando tende a entrar em condição de *stall* primeiro, devido às condições de alto ângulo de incidência, bordo de fuga, definido como bordo de ataque, e velocidades mais baixas. Na maioria dos casos esta condição de *stall* é desencadeada pelas perturbações geradas pelo vortex de ponta de asa gerado pela pá que está avançando (PADFIELD,2007).

3 METODOLOGIA

A metodologia consiste em abordar os procedimentos que serão desenvolvidos ao longo do trabalho, servindo para descrever o tipo de pesquisa que está sendo realizada e a sua aplicação.

A metodologia deste trabalho deu-se através da coleta de dados e parâmetros. A mesma foi realizada através de bibliografias que abrangiam conteúdo sobre o tema trabalhado, coleta de parâmetros geométricos através de medições reais no sistema de uma aeronave comercial em operação e dados de pesquisas científicas existentes que dissertavam sobre o tema discutido.

Assim sendo, através da coleta e medição dos dados, foi possível construir um modelo real do mecanismo estudado, avaliando-o através da utilização do código dedicado quanto aos parâmetros desejados, e concluindo com a apresentação dos dados gerados, que foram comparados às teorias existentes expressas pelas literaturas, descritas ao longo do trabalho.

Neste trabalho realizou-se a medição do rotor principal da aeronave AS350B1 e seu principais componentes para modelar um sistema equivalente. Além das medições destes componentes utilizou-se de trabalhos já desenvolvidos dentro da área para compor o sistema de pás e articulações do rotor principal. Para realizar a análise foi utilizado código de análise dinâmica de multicorpos Rotor. Metodologia que será melhor abordada no decorrer do desenvolvimento do trabalho

4 DESENVOLVIMENTO

4.1 MODELAGEM DE SISTEMA DE ASAS ROTATIVAS

Para realizar o trabalho foi desenvolvido um sistema de asas rotativas utilizando o software de CAD (*computer-aided design*) Autodesk inventor profissional 2020. O sistema é composto por um rotor principal contendo: mastro do rotor principal, *Swashplate* (bailarina), *pitch links* (ligação de comando de passo), *pitch horns* (fixação da haste de passo), *estrela* rotativa e punhos das pás. O modelo desenvolvido segue as características geométricas da aeronave AS350B1 Figura 12. A Figura 13 representa o rotor concebido, e as Figuras 14,15,16 e 17 mostram as características geométricas de cada peça inserida no conjunto. A tabela 1 mostra as propriedades dos materiais utilizados neste sistema. Cada peça deste grupo é composta por um determinado material como citado abaixo:

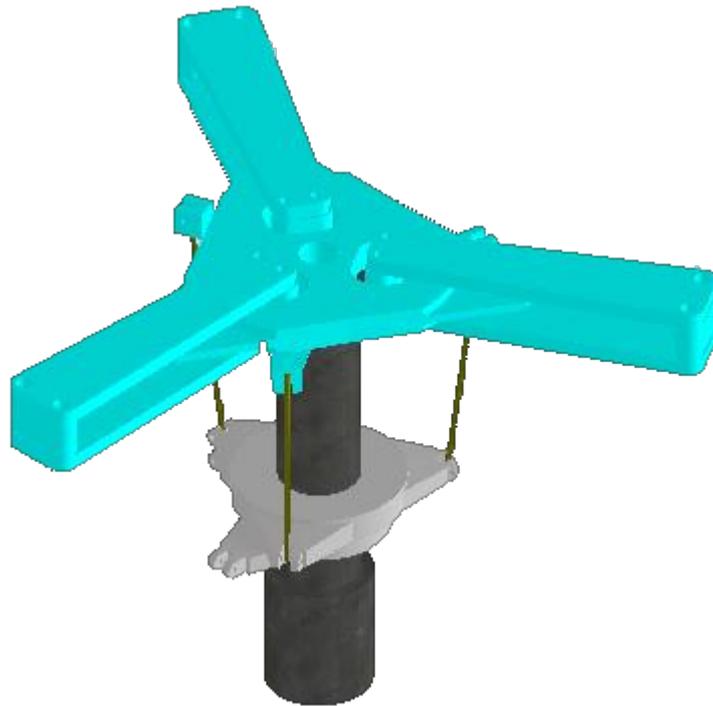
- ✓ Mastro do rotor principal, *Swashplate* – Aço.
- ✓ Estrela rotativa, punho das Pás e *pitch horn* – Fibra de vidro.
- ✓ Pitch link – Liga de Alumínio.

Figura 12 – Aeronave AS350 B1 Esquilo



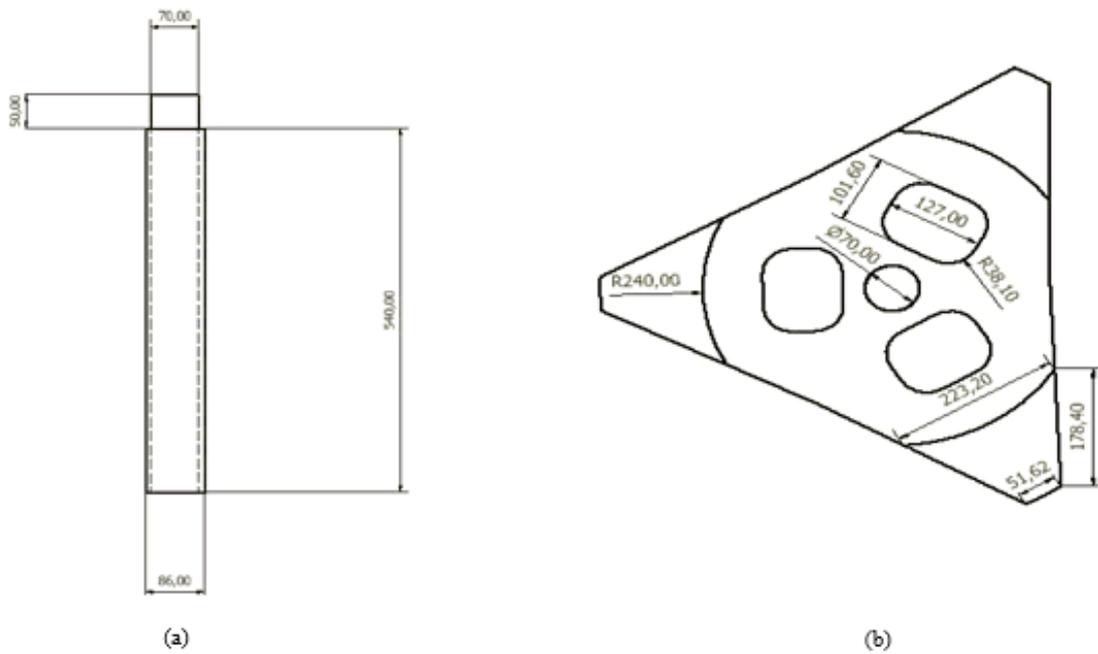
Fonte: Brasil em defesa (2016)

Figura 13 - Rotor Principal concebido



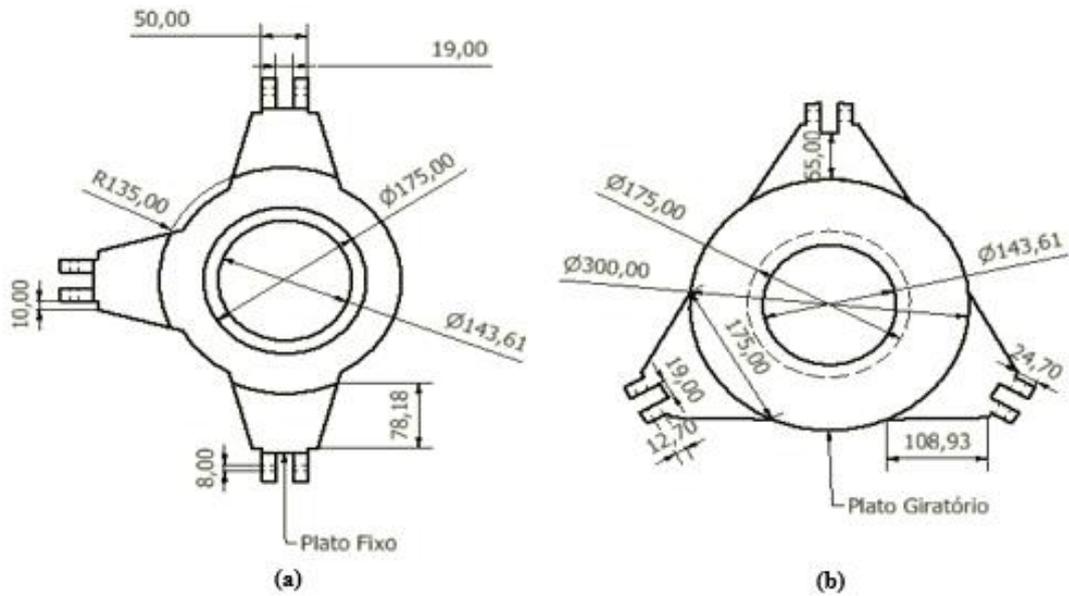
Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 14 - (a) mastro do rotor principal; (b) estrela rotativa



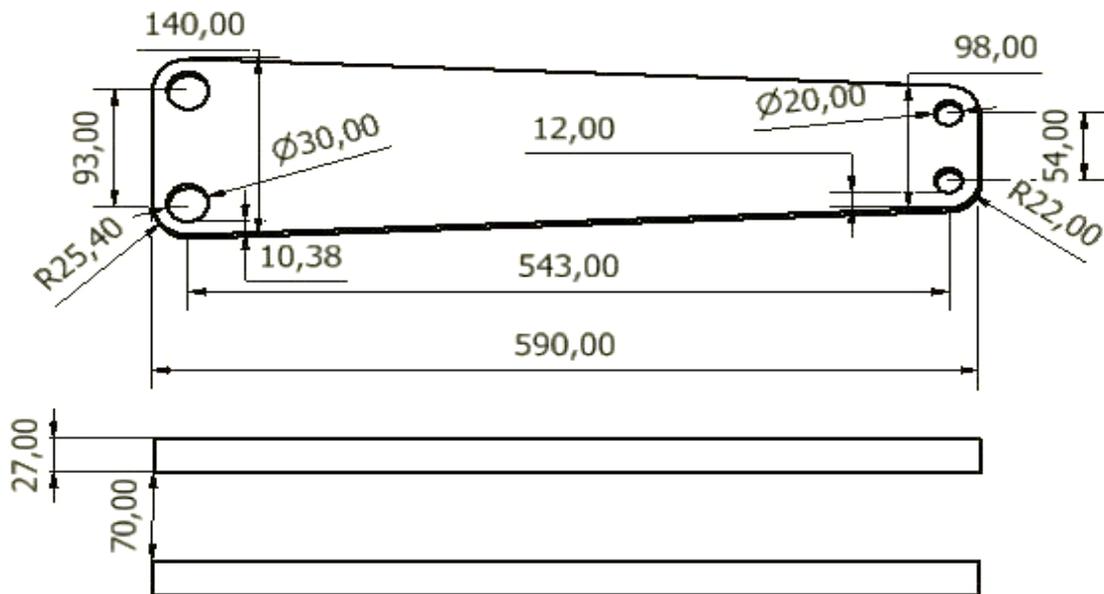
Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 15 - Mecanismo *swashplate*: (a) plato fixo; (b) plato giratório



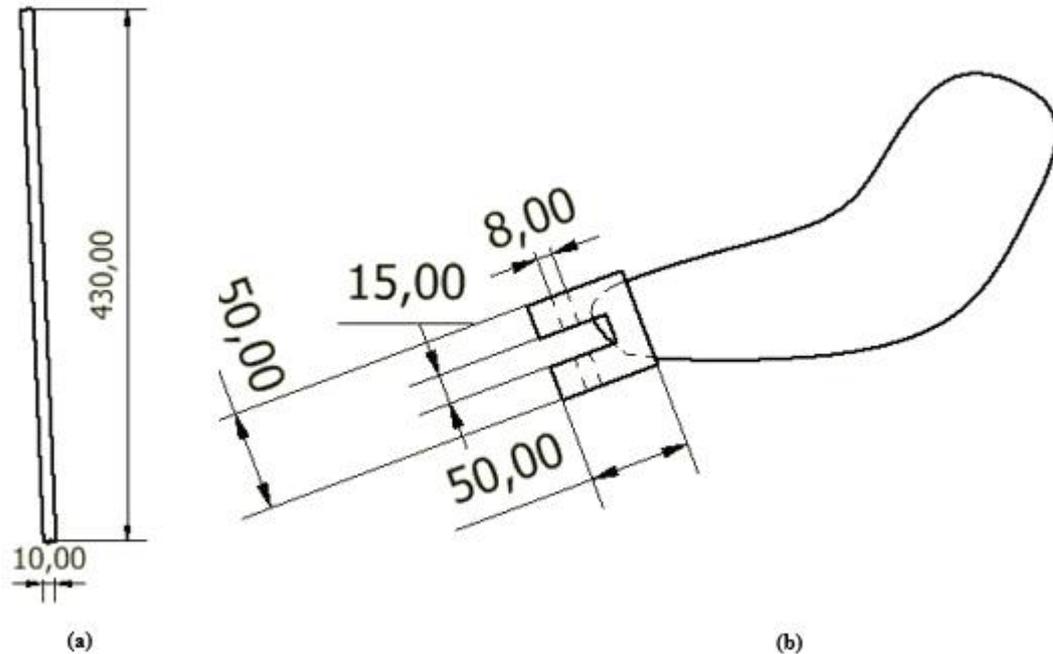
Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 16 - Punho da pá



Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 17 - (a) *pitch link*; (b) *pitch horn*



Fonte: Elaborado pelo autor

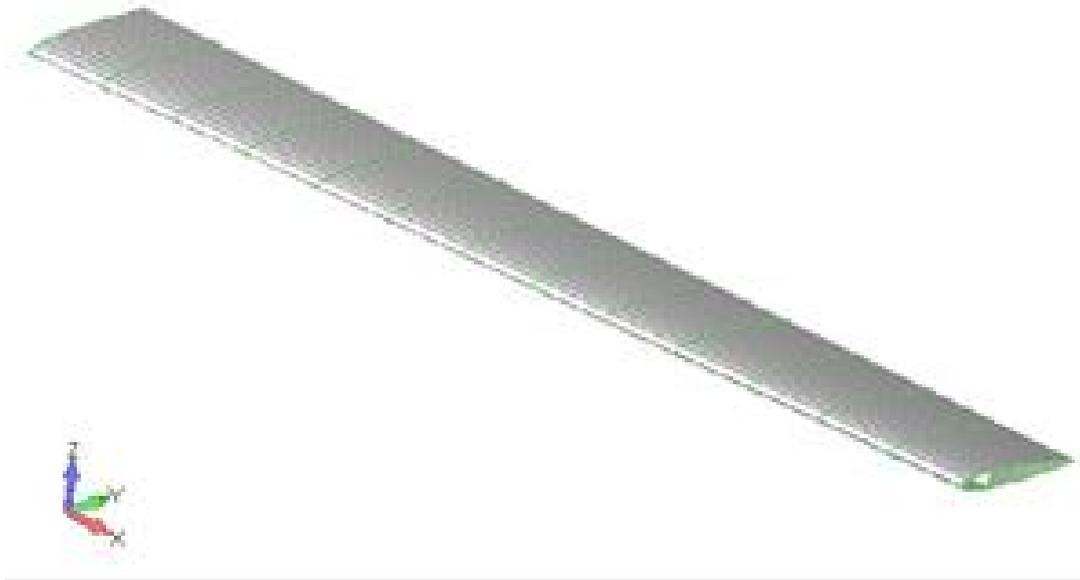
Tabela 1 - Propriedades dos Materiais utilizados no conjunto rotor principal

Material	Densidade (Kg/m ³)	Coefficiente de Poisson (1)	Módulo de elasticidade (E) MPa
Alumínio	2700	0,3	68900
Aço	7850	0,3	210000
Fibra de vidro	2550	0,3	86000

Fonte: Elaborado pelo autor

O modelo de pá utilizado para realizar as análises seguiu os conceitos de RAMALHO (2019), utilizando os mesmos dados de matriz de rigidez em flexão, rigidez axial, materiais e propriedades de inércia. As características geométricas seguiram o embasamento da aeronave AS350B1. A figura 18 mostra o modelo de pá idealizado por RAMALHO (2019) e a tabela 2 as propriedades mecânicas dos materiais inseridos na idealização da pá.

Figura 18 - Modelo Pá idealizada por RAMALHO



Fonte: RAMALHO (2019)

Tabela 2 - Propriedades mecânicas dos materiais da pá

Material	$E1$ [GPa] (Módulo de elasticidade E1 e E2)	$E2$ [GPa]	ν (Poisson)	ρ [kg/m ³] (Densidade)
Fibra de Carbono	51	23	0,3	1700
Foam	72,4	-	0,3	160

Fonte: RAMALHO (2019)

O sistema de articulação utilizado foi do tipo sem rolamentos *flex beam* assim como é utilizado na aeronave de referência para este trabalho. Os parâmetros de rigidez destas articulações inseridas em *flapping*, *lead lag* e *pitch*, seguem as condições nominais de BURATTI (2019) demonstradas na tabela 3.

Tabela 3 - Tabela de rigidezes (em negrito rigidez nominal)

Caso	LEAD LAG (Nm/rad)	FLAPPING (Nm/rad)	PITCH (Nm/rad)
-	(Nm/rad)	(Nm/rad)	(Nm/rad)
1	7500	4000	50
2	25000	4000	50
3	10000	4000	50
4	5000	2000	50
5	5000	30000	50

Fonte: BURATTI (2019)

O aerofólio utilizado para analisar o caso foi o NACA 0012 por ter sido amplamente utilizado durante a concepção de aeronaves de asas rotativas e possuir os dados de CL, CM e CD disponíveis, as referências utilizadas foram retiradas de (RICCIARDI; TAKAHASHI).

A velocidade de rotação imposta ao rotor principal partiu dos parâmetros da aeronave tomada como base para o desenvolvimento do trabalho, assim sendo possuía uma velocidade de rotação de 360 RPM equivalente a um $\omega=37,7$ rad/s.

4.2 ENTRADA DE DADOS PARA O ROTOR CODE

Para analisar o conjunto rotativo foi necessário inserir os dados de todos os componentes do sistema:

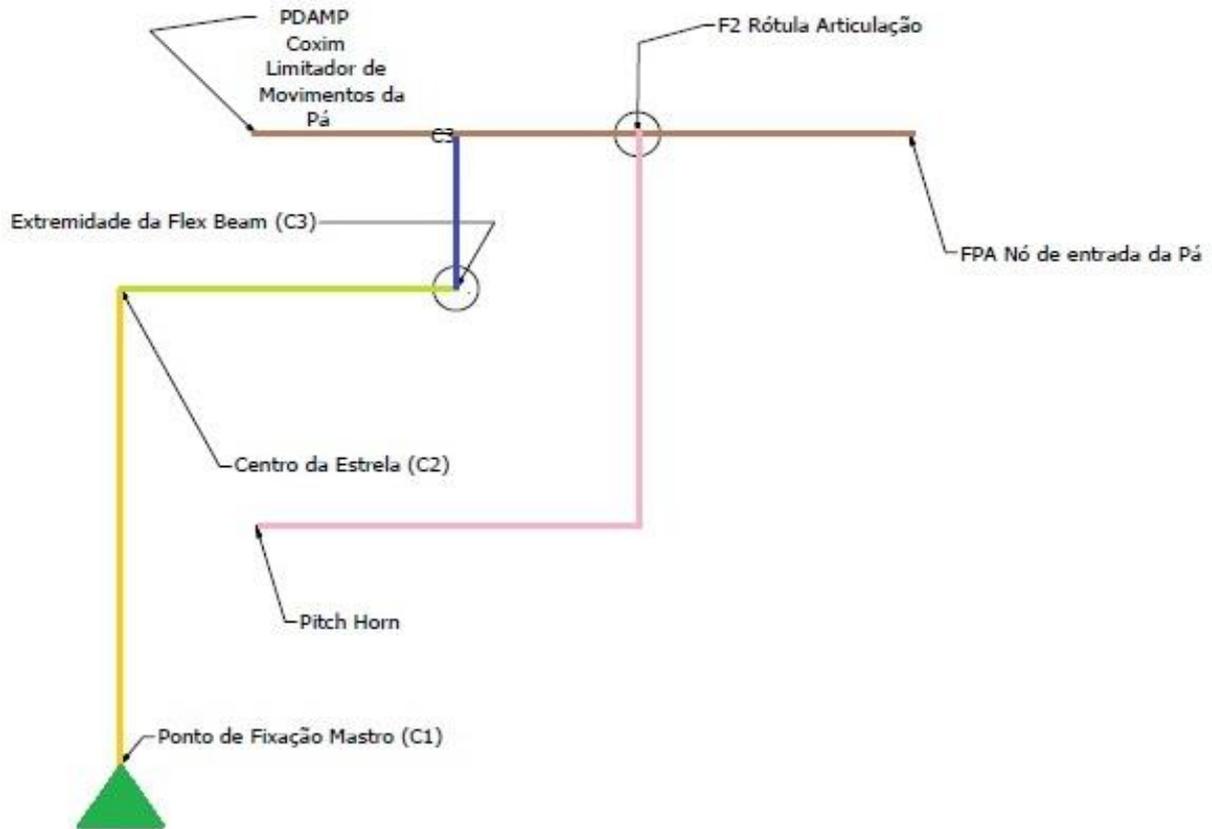
- ✓ Pá
- ✓ Flexbeam
- ✓ Cubo
- ✓ Mecanismo de lead lag
- ✓ Mecanismo de pitch
- ✓ Mecanismo de flapping
- ✓ Rótula
- ✓ Coxim
- ✓ Pitch Horn

Os dados de entrada para o Rotor destes respectivos componentes seguem descritos nas tabelas 4, 5, 6 e 7.

4.2.1 Lei de Entradas do Sistema

Para que o conjunto funcionasse perfeitamente foi necessário definir um sistema de nós de entradas e saídas dos componentes, que segue representado pela Figura 19.

Figura 19 - Mapa de linearização do rotor e mecanismos



Fonte: Elaborado pelo Autor

Para este caso o conjunto rotor principal foi analisado isoladamente, assim sendo o ponto de fixação C1 demonstrado na imagem é o primeiro nó de entrada localiza-se na extremidade inferior do mastro do rotor principal, e fica engastado. A saída do nó C1 é a extremidade superior do mastro do rotor principal e neste ponto é definida a entrada do nó C2, representado pelo centro da estrela rotativa. O ponto de saída de C2 é a extremidade da estrela rotativa, ponto onde é ligado o ponto C3, que é definido como a extremidade da Flex beam. Neste ponto está localizado a rótula de articulação do sistema, definida como F2, e ligado a ela em uma das extremidades está coxim limitador de movimentos da pá PDAMP. Em outro ponto a articulação é ligada ao *pitch horn*, e na outra extremidade é ligada ao nó de entrada da pá FPA, completando assim a linearização do sistema.

4.3 PROPRIEDADES INERCIAIS DE ENTRADA DO SISTEMA ROTATIVO

Com o mecanismo modelado e o sistema de entrada de dados do sistema definido, foi necessário então inserir-se as propriedades inerciais das peças que formam o conjunto rotativo. Essas propriedades serão demonstradas a seguir nas tabelas 4,5,6 e 7.

Tabela 4 - Propriedades inerciais do punho

Propriedades do punho	IXX kg/m ²	IYY kg/m ²	IZZ kg/m ²	Massa kg
_____	0,000011727	0,00092421	0,0000328	9,374

Fonte: Elaborada pelo autor

Tabela 5 - Propriedades inerciais da estrela rotativa

Propriedades da Estrela Rotativa	IXX kg/m ²	IYY kg/m ²	IZZ kg/m ²	Massa kg
_____	22,3441346	16,147274	7,372499	99

Fonte: Elaborado pelo autor

Tabela 6 - Propriedades inerciais do *pitch horn*

Propriedades do <i>pitch horn</i>	IXX kg/m ²	IYY kg/m ²	IZZ kg/m ²	Massa kg
_____	0,114004	0,114004	0,02897	0,53

Fonte: Elaborado pelo autor

Tabela 7 - Propriedades inerciais do *pitch link*

Propriedades do <i>pitch link</i>	IXX kg/m ²	IYY kg/m ²	IZZ kg/m ²	Massa kg
_____	0,00001772	0,00000421	0,0000421	0,277

Fonte: Elaborado pelo autor

As propriedades inerciais da pá utilizada foram as mesmas utilizadas por RAMAMLHO (2019).

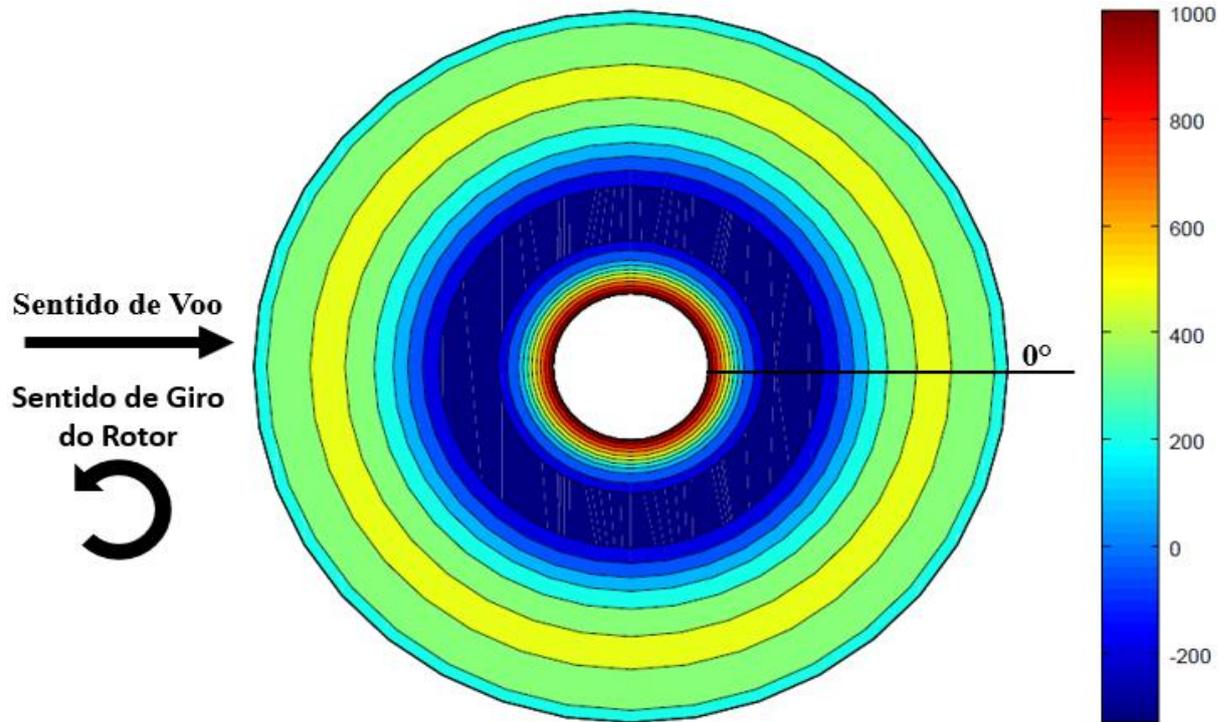
Para poder analisar as forças de sustentação atuantes ao longo da pá em função da posição azimutal no disco de carregamento foi necessário estabelecer-se um peso para a aeronave, sendo admitido um valor de 8000 N, valor este próximo ao peso da aeronave.

Assim com os dados inseridos as análises foram realizadas, e convergiram aos resultados esperados, distribuindo todas as cargas e as forças impostas ao longo do disco.

Para plotar as curvas de sustentação e cargas foi utilizado o software OCTAVE. A seguir as mesmas são representadas e avaliadas durante o capítulo de resultados e discussões.

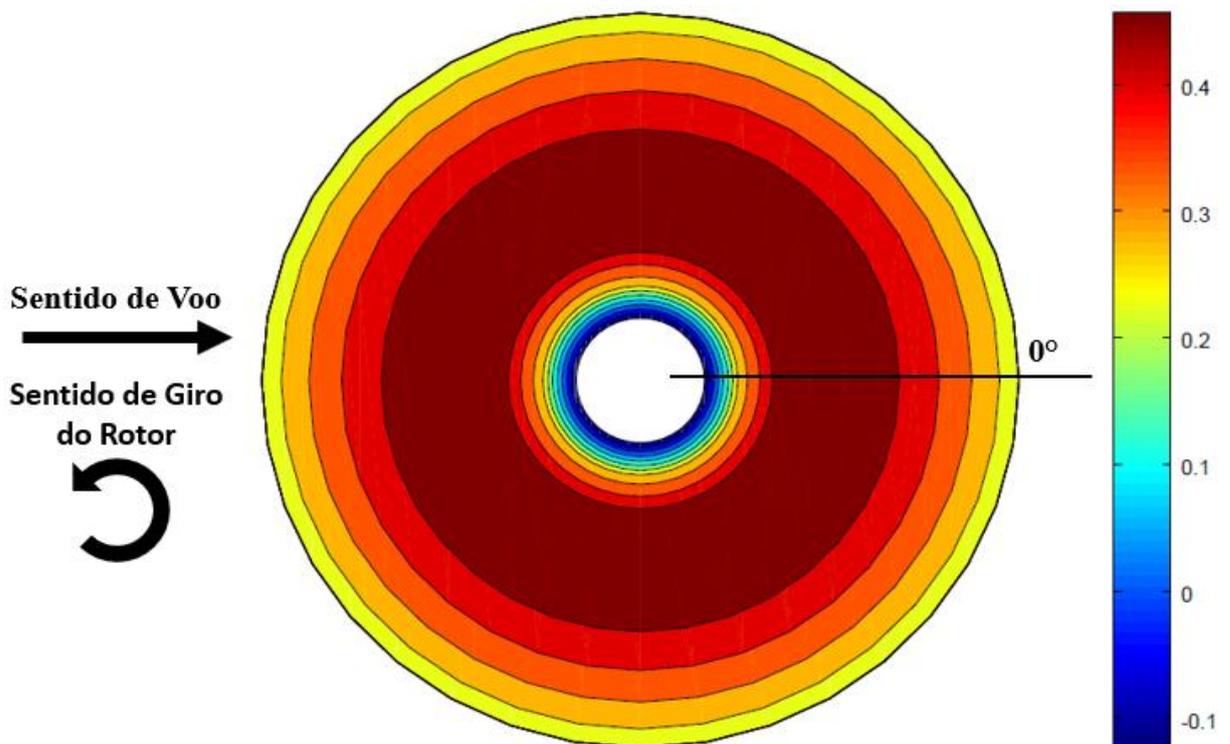
5 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Figura 20 – Curva de distribuição de cargas $V=0\text{m/s}$ $\alpha = 0^\circ$



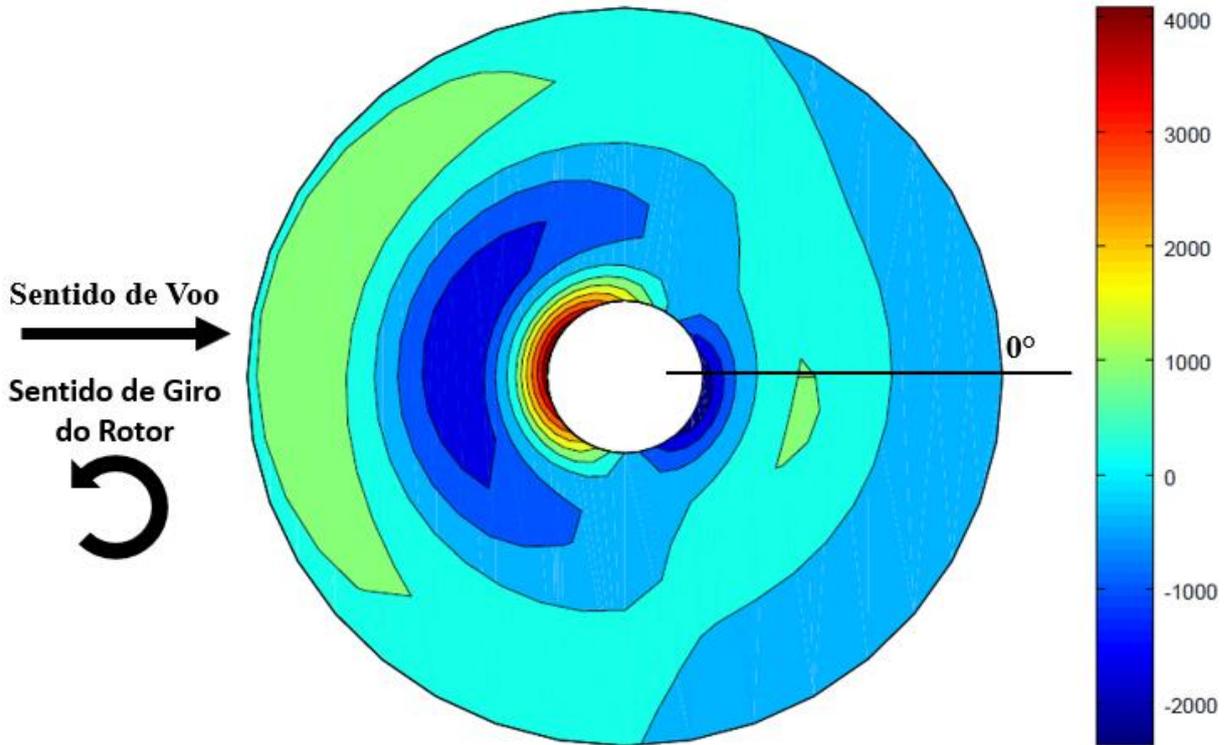
Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 21 – Curva de distribuição de Sustentação $V=0\text{m/s}$ $\alpha = 0^\circ$



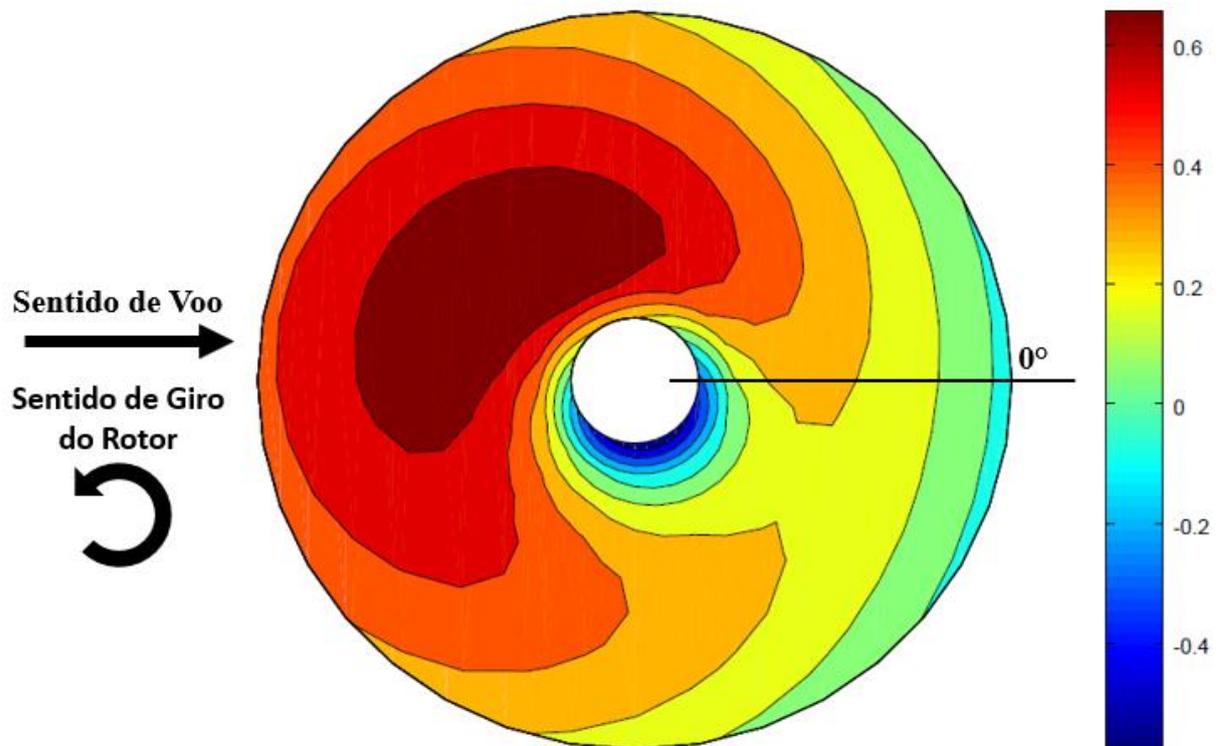
Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 22 - Curva Distribuição de sustentação $V=0\text{m/s}$ $\alpha=5^\circ$



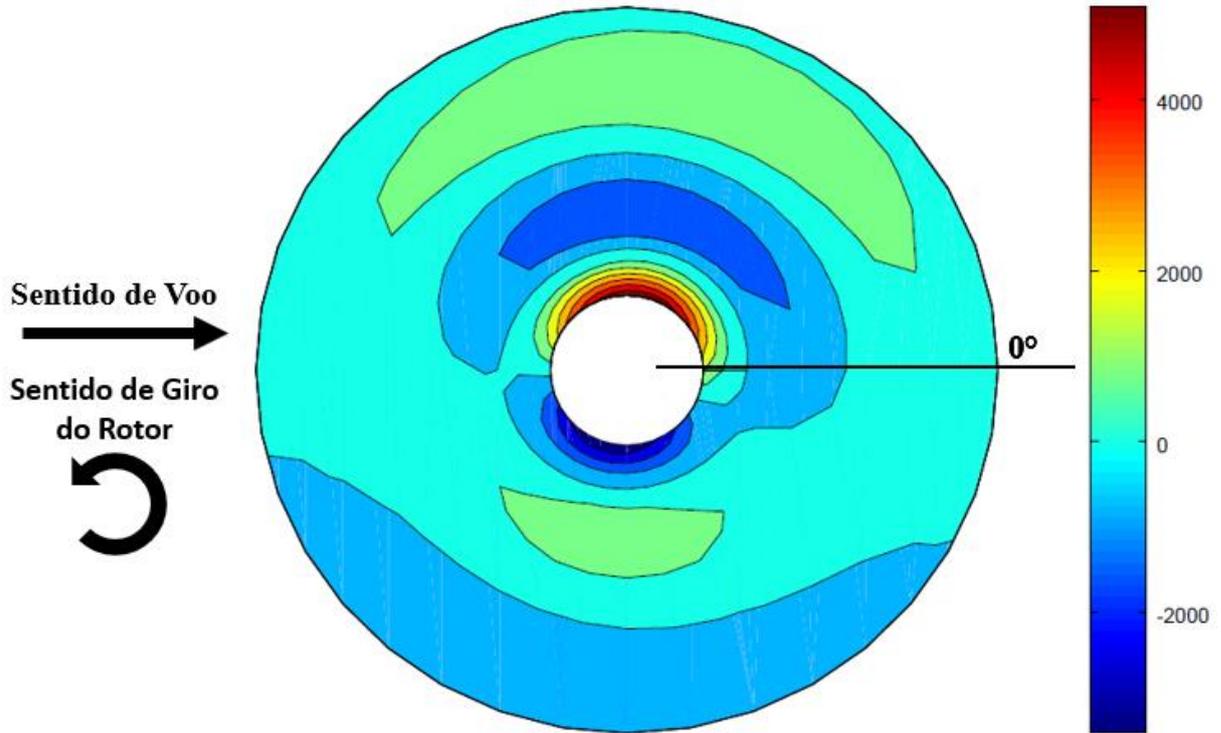
Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 23 - Curva distribuição de sustentação $V=0\text{m/s}$ $\alpha=5^\circ$



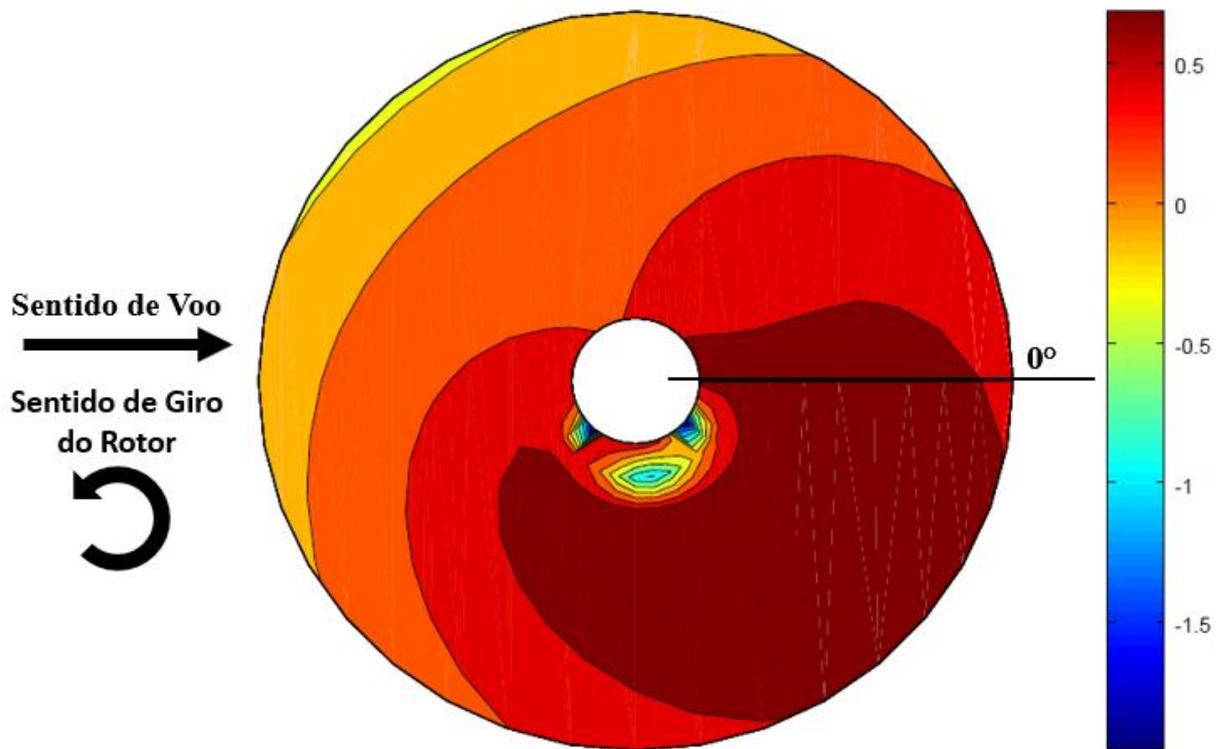
Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 24 - Curva distribuição de Cargas $V=40\text{m/s}$ $\alpha=0^\circ$



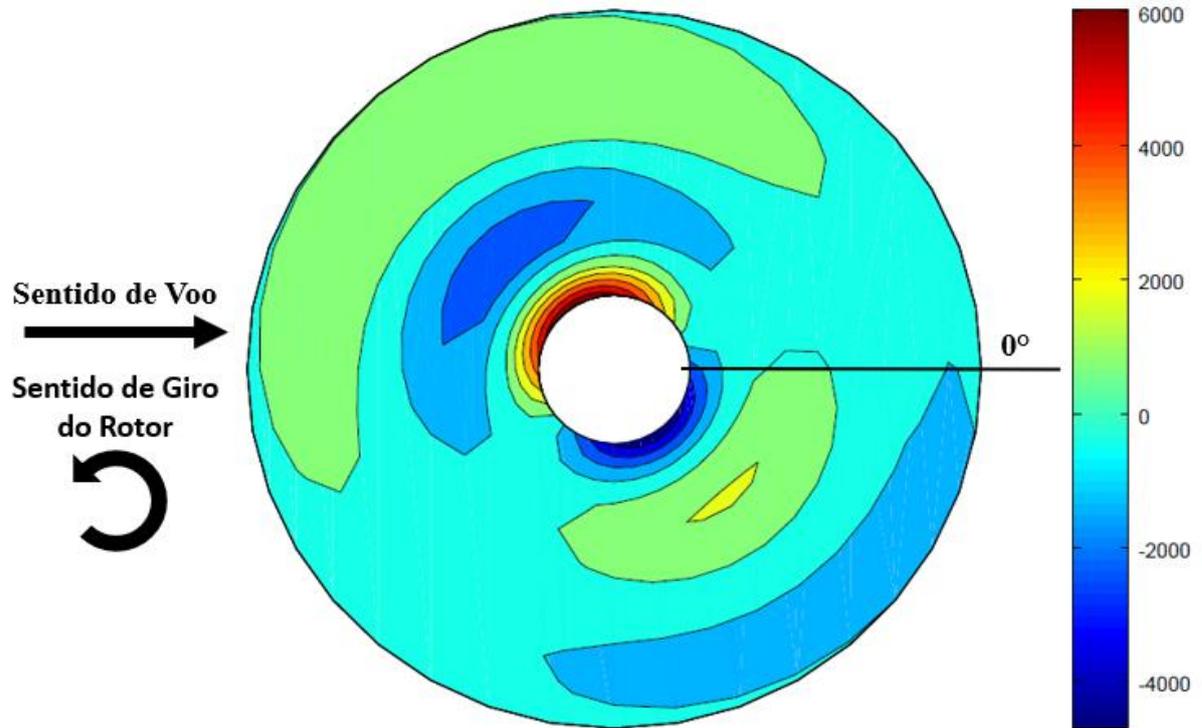
Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 25 - Curva de distribuição sustentação $V=40\text{m/s}$ $\alpha=0^\circ$



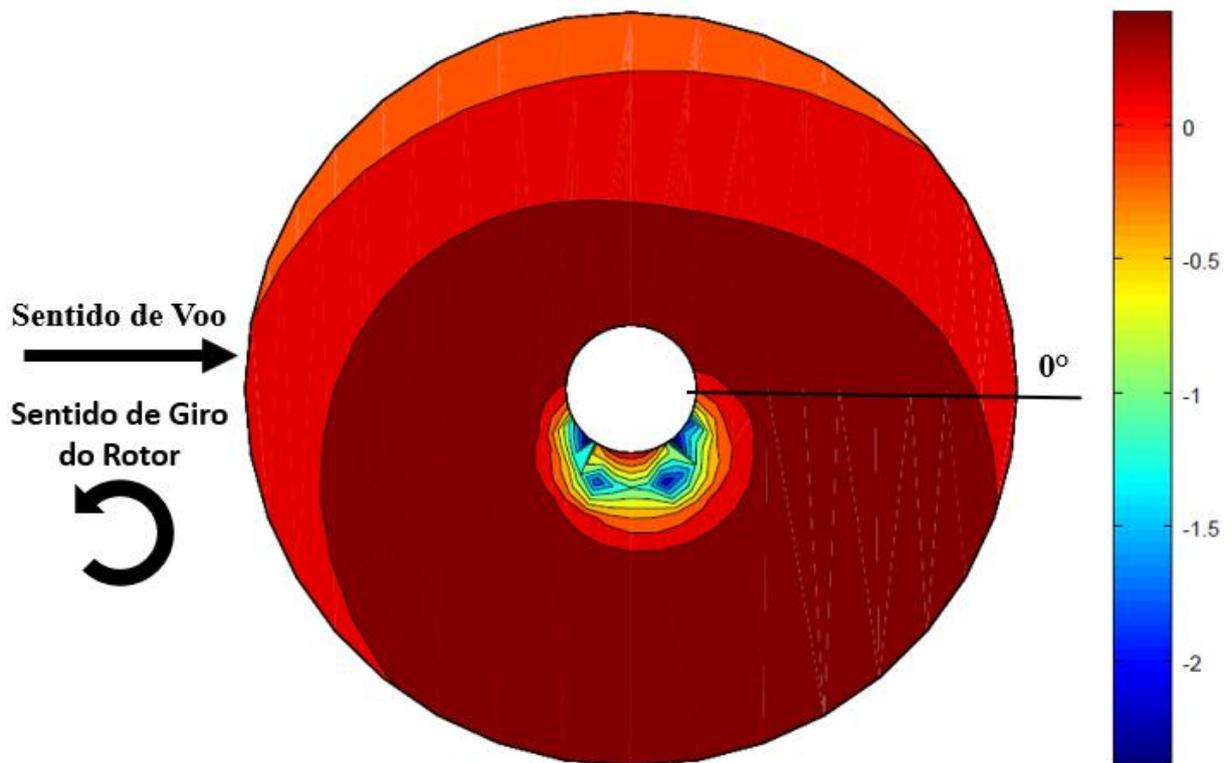
Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 26 - Curva de distribuição de cargas $V=40\text{m/s}$ $\alpha=5^\circ$



Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 27 - Curva de sustentação $V=40\text{m/s}$ $\alpha=5^\circ$



Fonte: Elaborado pelo autor

Após o desenvolvimento do mecanismo rotativo, e inserção dos dados no código rotor foram gerados os resultados, e com o auxílio do OCTAVE pode-se plotar as curvas expressas nas Figuras 20,21,22,23,24,25,26 e 27.

Foi possível notar que nas condições de voo pairado com ângulo de ataque nulo representada pelas Figuras 20 e 21, os resultados convergiram ao que se esperava em teoria descritas em literaturas citadas ao longo das referências bibliográficas. As forças de sustentação atuantes ao longo da pá em função da posição azimutal no disco de carregamento estão distribuídas simetricamente, e dentro das condições de convergência esperadas pelo usuário do código rotor. A distribuição de forças e carregamento continua simétrica também para a condição de voo pairado e com ângulo de ataque de 5° , como demonstrado pelas Figuras 22 e 23, porém diferente da primeira condição. Neste caso a distribuição de forças não é mantida igual durante todo o ciclo rotativo, mas se mantém simétrica.

Para as condições de voo à frente demonstradas pelas Figuras 24,25,26 pode-se observar claramente o fenômeno da dissimetria de sustentação ocorrendo dentro das duas condições de voo impostas, assim como esperado e citado.

Pode ser constatado também pelas diversas análises expostas que as cargas atuantes ao longo do disco sofriam seus maiores picos de cargas quando próximas ao cubo do rotor principal, variando para cargas positivas ou negativas, dependendo das forças de sustentação que foram impostas, mostrando ser uma análise viável já que ao sofrer uma sustentação maior na ponta da pá a tendência será de que tenha-se uma carga negativa exercida na raiz da pá para suportá-la no conjunto rotativo e acoplar o mecanismo a fuselagem da aeronave.

Com todos estes resultados obtidos, e as discussões realizadas com embasamento nas teorias citadas foi possível chegar as conclusões que foram expressas a seguir, assim como planejado durante este estudo.

6 CONCLUSÃO

Com a caracterização e análise do modelo dentro das condições citadas durante o trabalho, foi possível observar numericamente os fenômenos citados durante a revisão bibliográfica, tais como a dissimetria de sustentação, observada em todas as condições de voo, com exceção da condição pairada sem ângulo de ataque nas pás que, como citado anteriormente, possui uma distribuição de forças simétricas ao longo do disco rotativo. Nota-se também a tendência de os maiores picos de cargas estarem próximos ao cubo do rotor principal, variando para cargas positivas ou negativas, dependendo das forças de sustentação que são impostas. Demonstrou ser uma análise viável já que, ao sofrer uma sustentação maior na ponta da pá inserindo uma força positiva neste ponto, a tendência será de que uma carga negativa seja exercida na raiz da pá para suportá-la no conjunto rotativo.

A partir dessas análises e com a convergência do modelo, pode-se demonstrar o correto funcionamento do código de análise dinâmica de rotores desenvolvido pela ONERA. Porém para este caso não foi possível afirmar que o modelo desenvolvido e estudado esteja condizente com a realidade, devido a aproximações utilizadas para modelagem, e cálculo dos momentos de inércia incertos realizados pelo software de CAD. Esses valores são extremamente importantes para que o código realize sua análise e, caso o valor inserido não seja o real, o estudo não será realizado corretamente. Além disso, por não encontrar nenhuma análise de modelos de rotores buscando-se a obtenção destes fatores, é incerto concluir que os resultados numéricos estão corretos, porém, pode-se afirmar que conceitualmente estas análises se mostram corretas. Para retirar-se uma conclusão verdadeira sobre o modelo estudado seria necessária uma análise experimental do modelo para validar este estudo numérico.

Concluindo, considera-se que, com um modelo adequado, todos os dados inseridos corretamente dentro do código de análise, utilizando métodos computacionais, ou com um modelo analítico, pode-se obter resultados próximos aos reais. Assim sendo, seria viável utilizar os métodos para desenvolvimento de projetos conceituais e preliminares, permitindo a obtenção de fatores aproximados para desenvolvimento de estruturas condizentes as necessidades da aeronave. Porém as análises experimentais ainda são indispensáveis, principalmente por não possuir nenhum modelo experimental comparativo, que valide toda a metodologia e desenvolvimento do estudo realizado.

REFERÊNCIAS

AEROTECNOLOGIA, **Cabeça de rotor convencionais**, dezembro,2002 disponível em:<<http://www.aerotecnologia.com.br/engenheiros/pages/engaer7.htm>> acesso em:25/11/2019 21:24.

AEROTECNOLOGIA, **Dissimetria de sustentação**, 2002 disponível em:<<http://www.aerotecnologia.com.br/pilotos/paginas/07b.htm>> acesso em:25/11/2019 20:52

ANDERSON, JOHN. D. Jr. **Fundaentals of Aerodynamics**. 6ªedição.Mc Graw Hill, New York. 2017, 1120 p.

ANAC (Agencia Naconal da Aviação Civil). **Aeronave de asas rotativas**. Disponível em: <https://www2.anac.gov.br/anacpedia/por_ing/tr1042.htm> Acesso em: 25/11/2019 20:45.

BRAMWELL, A. R. S.;Done ,George.; Balmford David. **Bramwell's helicopter dynamics**. 2ªedição. Jordan Hill,Oxford:Butterworth-Heinemann, 2001,373 p.

BRASIL EM DEFESA. **Helibrás HB 350 Esquilo**. julho,2016. Disponível em: <<https://www.brasilemdefesa.com/2016/07/helibras-hb-350-esquilo.html>>. Acesso em 04, dezembro,2019 18:35.

BURATTI, M. A. S. **Avaliação da estabilidade dinâmica de um sistema de asas rotativas**. Pesquisa Científica- Instituto de Aeronáutica e Espaço, São José dos Campos,2019.10 p.

CYPRIANO, MARCOS ALMEIDA; IMANISHI, R. M. M. **Estudo das forças geradas por uma hélice**. Trabalho de conclusão de curso Universidade federal do Espírito Santo, 2014,45 p.

COOKE, ALASTAIR. K.; FITZPATRICK, ERIC. W. H. **Helicopter test and evaluation**. 1ªedição. Blackwell Science, Oxford, 2002,370 p.

CUNHA, FILIPE. **Teoria de elementos de pá.** 2019. Disponível em <<https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/845043405440106/Capitulo%204%20Teoria%20de%20Elementos%20de%20Pa.pdf>>. Acesso em: 24, novembro, 2019 11:02 18 p.

DEVINE, VINNY. **S-46/VS-300/VS-300A Helicopter.** Sikorsky product history, janeiro, 2013. Disponível em:<https://www.sikorskyarchives.com/S-46%20_VS-300_%20VS-300A.php>. Acesso em: 24, setembro, 2019 11:32.

JOHNSON, WAYNE **Helicopter Theory.** New York:Dover Publications,INC, 1994.

RAMALHO, LUCAS CAMILO MIATELO **Estudo da sensibilidade em Dinâmica de Vigas esbeltas submetida a carregamento rotativo.** Pesquisa Científica – Instituto de Aeronáutica e espaço, São José Dos Campos, 2019. 10 p.

PADFIELD, GARETH. D. **Helicopter flight dynamics.** 2º edição. Washington DC: Blacwell Publishing, 2007, 641 p.

PETOT, D.; BESSONE, J. **Numerical calculatio of Helicopter Equations and Comparasion with experimete.** In proceedings of the 18th European Rotorcraft Forum, Avignon, France, 15 – 18 setembro 1992

Princípios aerodinâmicos de asas rotativas,**Blog Hangar 33**, 30,setembro,2015.Disponível em:< <http://blog.hangar33.com.br/principios-aerodinamicos-das-asas-rotativas/>> acesso em: 21/11/2019 11:50.

RICCIARDI, TULIO RODARTE; TAKAHASHI, ANDRÉ SALGADO. **Simulações NACA 0012.** Universidade estadual de Campinas. 16 p.

ROQUE, PEREIRA DANILO **Estudo da simulação Dinâmica do Comportamento em Voo de aeronaves de Asas Rotativas.** Tese (Mestrado em ciências em engenharia mecânica) – Universidade Federal de Itajubá. Itajubá,2016.

SÉRVULO, P.; SABA, N.**Apostila de Helicóptero. Teoria de Voo7**, (2016).

Tipos de Aeronaves de Asas Rotativas, **Mecanicos de Plantão**, Campinas, 06, julho, 2017.
Disponível em:< <https://tecnoblog.net/247956/referencia-site-abnt-artigos/>> acesso em:
05/11/2019 11:25.

VENKATESAN, C **Fundamentals of Helicopter Dynamics**:1. Ed. New York: Taylor e Francis Group, 2015.