



UNIVERSIDADE FEDERAL RURAL DO SEMI-ÁRIDO
PRÓ-REITORIA DE GRADUAÇÃO
DEPARTAMENTO DE CIÊNCIAS EXATAS E NATURAIS
INTERDISCIPLINAR EM CIÊNCIA E TECNOLOGIA

JOHN DAVID DOS SANTOS BELÉM

**PROJETO DE VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO MULTIPROPÓSITO COM
SISTEMA DE CONTROLE EMBARCADO**

PAU DOS FERROS

2020

JOHN DAVID DOS SANTOS BELÉM

**PROJETO DE VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO MULTIPROPÓSITO COM
SISTEMA DE CONTROLE EMBARCADO**

Trabalho de conclusão de curso apresentado a
Universidade Federal Rural do Semi-Árido
como requisito para obtenção do título de
Bacharel em Ciência e Tecnologia.

Orientador: Prof. Dr. Hídalyne Theodory
Clemente Mattos de Souza

Co-orientador: Prof. Dr. Lenardo Chaves e
Silva

PAU DOS FERROS

2020

© Todos os direitos estão reservados a Universidade Federal Rural do Semi-Árido. O conteúdo desta obra é de inteira responsabilidade do (a) autor (a), sendo o mesmo, passível de sanções administrativas ou penais, caso sejam infringidas as leis que regulamentam a Propriedade Intelectual, respectivamente, Patentes: Lei nº 9.279/1996 e Direitos Autorais: Lei nº 9.610/1998. O conteúdo desta obra tomar-se-á de domínio público após a data de defesa e homologação da sua respectiva ata. A mesma poderá servir de base literária para novas pesquisas, desde que a obra e seu (a) respectivo (a) autor (a) sejam devidamente citados e mencionados os seus créditos bibliográficos.

BB428 Belém, John David dos Santos.
p Projeto de veículo aéreo não tripulado
multipropósito com sistema de controle embarcado /
John David dos Santos Belém. - 2020.
128 f. : il.

Orientador: Hidalyn Theodory Clemente Mattos
de Souza.
Coorientador: Lenardo Chaves e Silva.
Monografia (graduação) - Universidade Federal
Rural do Semi-árido, Curso de Ciência e
Tecnologia, 2020.

1. VANT. 2. Engenharia Aeronáutica. 3. Projeto
Aeronáutico. 4. Sistema Embarcado. I. Souza,
Hidalyn Theodory Clemente Mattos de, orient. II.
Silva, Lenardo Chaves e, co-orient. III. Título.

**PROJETO DE VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO MULTIPROPÓSITO COM
SISTEMA DE CONTROLE EMBARCADO**

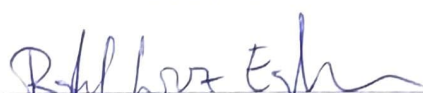
Trabalho de conclusão de curso apresentado a
Universidade Federal Rural do Semi-Árido
como requisito para obtenção do título de
Bacharel em Ciência e Tecnologia.

Defendida em: 03/02/2020.

BANCA EXAMINADORA


Prof. Dr. Hidalyn Theodory Clemente Mattos de Souza (UFERSA)
Presidente


Prof. Dr. Lenardo Chaves e Silva (UFERSA)
Membro Examinador


Prof. Dr. Rafael Luz Espindola (UFERSA)
Membro Examinador

A toda a minha família, em especial aos meus pais, Lucineide e Gesson Belém, e aos meus avós, Filomena e Paulo Vieira.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus, o Pai Celestial, por todas as bênçãos derramadas nesta trajetória até o presente momento; pela dádiva da breve passagem por esta terra mortal que é a vida; e por todo regozijo e aprendizado que pude ter.

Agradeço imensamente a minha mãe, Lucineide, por todo o esforço despendido e por todas as batalhas enfrentadas para que eu pudesse sempre, acima de tudo, ter uma educação de qualidade, direito este que lhe foi tomado quando em minha presente idade. Ao meu pai, Gesson, estendo todas estas palavras também. A vocês dois digo: aqui estou e sua luta não foi em vão.

Agradeço a professora Mônica Paula, por todas as oportunidades de crescimento pessoal que me proporcionou; aos professores Otávio Paulino e Ernandes Costa, por todos seus esforços e empenho em ajudar e reconhecer aqueles comprometidos a fazer educação de verdade; ao professor William Vieira, grande pessoa e profissional e, acima de tudo, grande amigo. Ademais, aos professores Sharon Dantas, Shirlene Carmo e Matheus Fernandes, fica aqui também meus sinceros agradecimentos por terem passado em minha vida acadêmica.

Fica aqui expressa também minha gratidão por todos aqueles professores que me acompanharam em minha vida escolar. Em especial agradeço a Rui Vicente, Márcia Leite, Flávia Pereira, Dêda, e a Onilde e Vena Montenegro. Vocês me mostraram a verdadeira essência da educação, formando uma base sólida para que eu pudesse estar presente neste dia.

Aos meus orientadores, Hidalyn Theodory e Lenardo Chaves pela disponibilidade e coragem em encarar um trabalho cuja área lhes é nova; a banca examinadora por estarem dispostos a se fazerem presentes na avaliação deste trabalho.

Aos companheiros de labuta que me acompanharam, lado a lado, nos estudos noite a dentro; tanto nas conversas simples e despreocupadas, quanto nos prantos da desilusão e do abatimento; a Johnatam Oliveira, Yago Souto, Raito Francisco, José Bruno, Joelton Santana, Luiz Pordeus, Francisco Eduardo, Marcelo Tavares, João Hugo, David Dutra, Murilo Feitosa, Pedro Ivan, Javã Cavalcante, Nathan Cavache, Emanuel Rui e tantos outros: meus sinceros e fraternais abraços.

“É que dá bem-aventurança e da alegria na vida há pouco a ser dito enquanto duram; assim como as obras belas e maravilhosas, enquanto perduram para que os olhos as contemplem, são registros de si mesmas, e somente quando correm perigo ou são destruídas é que se transformam em poesia. ”

J.R.R. Tolkien, O Silmarillion

“Uma vez que você tenha experimentado voar, você andará pela terra com seus olhos voltados para o céu, pois lá você esteve e para lá você desejará voltar. ”

Leonardo da Vinci

RESUMO

Nas últimas décadas, o desenvolvimento tecnológico aeronáutico evoluiu de maneira exponencial diante das necessidades impostas pelas relações comerciais e de integração entre nações, oriundas do processo de globalização. Entretanto, ao passo que as tecnologias no ramo aeronáutico se refinam cada vez mais, seus custos atrelados ao desenvolvimento, operação e manutenção aumentam significativamente criando uma barreira para a implementação de equipamentos do tipo no que concerne as esferas mais baixas da sociedade. Diante disto, o presente estudo tem por objetivo fundamentar os conceitos básicos a respeito da engenharia aeronáutica e da proposta de projeto de desenvolvimento inicial de um veículo aéreo não tripulado (VANT) multipropósito, com sistema de controle embarcado, que seja capaz de se adequar ao uso em diferentes setores da sociedade, tais como o uso na segurança pública, no setor agropecuário, na construção civil, no controle ambiental de áreas degradadas, dentre outros. Pretende-se com o desenvolvimento deste trabalho incrementar à universidade os primeiros passos no que se refere a este tipo de pesquisa, difundindo no interior nordestino brasileiro a cultura e o conhecimento científico aeronáutico, uma vez que possuir a tecnologia inerente ao projeto conceitual de um dispositivo como este irá contribuir para reduzir os custos em relação ao mercado tradicional deste tipo de aparelho.

Palavras-chave: VANT. Engenharia Aeronáutica. Projeto Aeronáutico. Sistema Embarcado.

ABSTRACT

In recent decades, aeronautical technological development has evolved exponentially in view of the needs imposed by trade and integration relations between nations, arising from the process of globalization. However, as aviation technologies are increasingly refined, their costs linked to development, operation and maintenance increase significantly, creating a barrier to the implementation of such equipment in the lower spheres of society. Given this, the present study aims to support the basic concepts regarding aeronautical engineering and the initial development project proposal for a multipurpose unmanned aerial vehicle (UAV), with an embedded control system, to be suitable for use in different sectors of society, such as the use in public security, in the agricultural sector, in civil construction, in the environmental control of degraded areas, among others. It is intended with the development of this paper increase to the university the first steps regarding this type of research, spreading in the northeastern Brazilian interior the aeronautical culture and scientific knowledge, since possessing the technology inherent to the conceptual design of a device like this will help to reduce costs in relation to the traditional market for this type of device.

Keywords: UAV. Aeronautical Engineering. Aeronautical Project. Embedded System.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1	– VANTs <i>Ryan Firebee</i> , BQM-1BR e ARARA II	20
Figura 2	– Operações RLOS e BRLOS de um veículo aéreo não tripulado	22
Figura 3	– Estação de pilotagem remota do Nauru 1000C da empresa <i>XMobots</i>	23
Figura 4	– Fluxo de trabalho inerente ao projeto aeronáutico	25
Figura 5	– As fases de um projeto aeronáutico	25
Figura 6	– Partes constituintes de uma aeronave	26
Figura 7	– Elementos da geometria de um aerofólio	27
Figura 8	– Resultante das forças aerodinâmicas	28
Figura 9	– Momento aerodinâmico induzido pela distribuição de pressão	29
Figura 10	– Curva típica de C_l versus α	31
Figura 11	– Curvas de sustentação para perfis curvados e simétricos	32
Figura 12	– Curva típica de C_m versus α	33
Figura 13	– Curva típica de C_l versus C_d	33
Figura 14	– Curva típica de C_l versus C_d para um aerofólio laminar	34
Figura 15	– Curva típica de C_l/C_d versus α	34
Figura 16	– Perfil NACA 2414	35
Figura 17	– Perfil NACA 23015	36
Figura 18	– Perfil NACA 63 ₂ -215 modificado	36
Figura 19	– Surgimento dos vórtices de ponta de asa	37
Figura 20	– Vórtices de ponta de asa em um túnel de vento	37
Figura 21	– Formatos típicos de planta de asa: retangular no <i>Cessna 172 Skyhawk</i> e trapezoidal no <i>Cessna Grand Caravan EX</i>	38
Figura 22	– <i>Supermarine Spitfire</i> com sua asa elíptica de grande afilamento	39
Figura 23	– Geometria de referência para determinação da corda média aerodinâmica	40
Figura 24	– Posições das asas em relação a fuselagem	41
Figura 25	– Diferentes tipos de ângulos de enflechamento	41
Figura 26	– <i>Northrop Grumman F14 TOMCAT</i> com seu enflechamento positivo e <i>Northrop Grumman X29</i> com suas asas de enflechamento negativo	42
Figura 27	– Ângulo de diedro e anedro	43
Figura 28	– Estabilidade lateral ocasionada pelo ângulo de diedro	43

Figura 29	– Ângulo de incidência da asa	43
Figura 30	– Região aceitável para a restrição de velocidade de estol	45
Figura 31	– Região aceitável para a restrição de velocidade máxima	47
Figura 32	– Região aceitável para a restrição de distância de decolagem	48
Figura 33	– Região aceitável para a restrição de teto	49
Figura 34	– Sustentação gerada pela cauda: positiva e negativa	51
Figura 35	– Arranjos de cauda dos tipos: convencional, em T, em cruz, em H, em V, em Y, estabilizador vertical duplo e <i>boom-mounted</i>	52
Figura 36	– Braço ideal para a empenagem	54
Figura 37	– Efeitos do <i>downwash</i> da asa sobre a cauda	56
Figura 38	– Influência da asa na escolha da altura da cauda horizontal	57
Figura 39	– Demais parâmetros geométricos da cauda horizontal	58
Figura 40	– Parâmetros da cauda vertical	59
Figura 41	– Movimentos básicos de uma aeronave: ailerons e o movimento de rolagem, profundores e o movimento de arfagem, leme de direção e o movimento de guinada	61
Figura 42	– Elementos básicos de uma RdP: lugares, transições, arcos e marcações	63
Figura 43	– Exemplo de funcionamento da relação entre estados e transições	64
Figura 44	– Etapas de desenvolvimento do trabalho	69
Figura 45	– Perfil de missão pretendido	70
Figura 46	– Curvas de restrição para os parâmetros iniciais	72
Figura 47	– Perfis selecionados para análise da asa: NACA 6409, NACA 23012, EPPLER 423, SELIG 1210 12%, SELIG 1223, WORTMAN-FX-CL5-140	74
Figura 48	– Curvas para os perfis NACA 6409, NACA 23012 e EPPLER 423 referentes a velocidade de cruzeiro	77
Figura 49	– Curvas para os perfis SELIG 1210 12%, SELIG 1223 e WORTMAN-FX-CL5-140 referentes a velocidade de cruzeiro	78
Figura 50	– Perfis selecionados para análise da cauda horizontal: NACA 0009, NACA 0012, NACA 63012 e NACA 63015	80
Figura 51	– Curvas para os perfis NACA 0009 e NACA 0012 referentes a velocidade de cruzeiro	82

Figura 52	–	Curvas para os perfis NACA 63012 e NACA 63015 referentes a velocidade de cruzeiro	83
Figura 53	–	Curvas para o perfil NACA 0009 referentes a V_{estol} , $V_{cruzeiro}$ e $V_{m\acute{a}x}$ na cauda vertical	85
Figura 54	–	Visão macro do sistema proposto	86
Figura 55	–	Módulo de <i>hardware</i> e submódulos de controle da estação remota e de movimento do VANT	87
Figura 56	–	Módulos de motor e de bateria	88

LISTA DE TABELAS

Tabela 1	– Valores típicos de ângulos de diedro	42
Tabela 2	– Valores típicos para o coeficiente de sustentação máximo	45
Tabela 3	– Valores típicos para o coeficiente de arrasto de zero sustentação	46
Tabela 4	– Valores típicos de coeficiente de atrito de pistas de pouso	48
Tabela 5	– Valores típicos de razão sustentação-arrasto	49
Tabela 6	– Valores típicos para o coeficiente de volume para a cauda horizontal ...	53
Tabela 7	– Valores típicos para o coeficiente de volume para a cauda vertical	59
Tabela 8	– Parâmetros Iniciais de Projeto	71
Tabela 9	– Valores para as constantes atmosféricas adotadas	71
Tabela 10	– Aspectos geométricos da asa	73
Tabela 11	– Números de Reynolds para os ensaios dos aerofólios da asa	73
Tabela 12	– Resultados dos perfis para a asa em velocidade de cruzeiro	76
Tabela 13	– Constantes iniciais adotadas	79
Tabela 14	– Aspectos geométricos da cauda horizontal	79
Tabela 15	– Números de Reynolds para os ensaios dos aerofólios da cauda horizontal	81
Tabela 16	– Resultados dos perfis para a cauda horizontal em velocidade de cruzeiro	81
Tabela 17	– Parâmetros calculados para determinação do ângulo de incidência	83
Tabela 18	– Aspectos geométricos da cauda vertical	84
Tabela 19	– Números de Reynolds para os ensaios do aerofólio da cauda vertical ...	84

SUMÁRIO

1.	INTRODUÇÃO	17
2.	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	19
2.1.	BREVE HISTÓRICO DOS VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS ..	19
2.2.	NOMENCLATURAS E DISPOSIÇÕES LEGAIS	20
2.3.	PROJETO E DESENVOLVIMENTO DE UMA AERONAVE	24
2.4.	CONHECIMENTOS TÉCNICOS DE UMA AERONAVE E DINÂMICA DE VOO	26
2.4.1.	Perfis Aerodinâmicos	26
2.4.1.1.	Geração de Sustentação, Arrasto e Momento	28
2.4.1.2.	Coeficientes Aerodinâmicos	30
2.4.1.3.	Relação entre Coeficiente de Sustentação e Ângulo de Ataque	31
2.4.1.4.	Relação entre Coeficiente de Momento e Ângulo de Ataque	32
2.4.1.5.	Relação entre Coeficiente de Sustentação e Coeficiente de Arrasto	33
2.4.1.6.	Relação entre Razão Sustentação-Arrasto e Ângulo de Ataque	34
2.5.	FAMÍLIAS DE AEROFÓLIOS	35
2.6.	GEOMETRIA DE ASAS FINITAS	36
2.6.1.	Formatos de Plantas de Asa	38
2.6.2.	Razão de Aspecto e Relação de Afilamento	38
2.6.3.	Corda Média Aerodinâmica	39
2.6.4.	Posição Relativa a Fuselagem	40
2.6.5.	Ângulos de Enflechamento, Diedro e de Incidência	41
2.7.	DIMENSIONAMENTO DE ASA E MOTOR	44
2.7.1.	Restrição de Velocidade de Estol	44
2.7.2.	Restrição de Velocidade Máxima	46
2.7.3.	Restrição de Distância de Decolagem	47
2.7.4.	Restrição de Teto	48
2.7.5.	Sustentação Requerida para a Asa	50
2.8.	EMPENAGEM HORIZONTAL	50
2.8.1.	Coeficiente de Volume para a Cauda Horizontal	52
2.8.2.	Braço Ideal para a Cauda Horizontal	53
2.8.3.	Sustentação Requerida para a Cauda Horizontal	54

2.8.4.	Ângulo de Incidência dos Estabilizadores Horizontais	55
2.8.5.	Posição Vertical dos Estabilizadores Horizontais	56
2.8.6.	Outros Parâmetros de Cauda Horizontal	57
2.9.	EMPENAGEM VERTICAL	58
2.9.1.	Coefficiente de Volume para a Cauda Vertical	59
2.9.2.	Ângulo de Incidência do Estabilizador Vertical	59
2.9.3.	Outros Parâmetros de Cauda Vertical	60
2.10.	SUPERFÍCIES DE CONTROLE	60
2.11.	REDES DE PETRI E REDES DE PETRI COLORIDAS	62
2.11.1.	Classificação das Redes de Petri	62
2.11.2.	Conceitos Básicos das Redes de Petri	63
2.11.3.	Redes de Petri Coloridas	64
3.	METODOLOGIA	67
4.	RESULTADOS E DISCUSSÕES	70
4.1.	DELIMITAÇÃO DA MISSÃO	70
4.2.	CARGA DE POTÊNCIA E CARGA ALAR	71
4.2.1.	Parâmetros Iniciais de Projeto	71
4.2.2.	Potência Necessária e Área de Asa	72
4.3.	DIMENSIONAMENTO DA ASA	73
4.3.1.	Aspectos Geométricos	73
4.3.2.	Seleção do Perfil Aerodinâmico	73
4.4.	DIMENSIONAMENTO DE CAUDA HORIZONTAL	79
4.4.1.	Parâmetros Iniciais Adotados	79
4.4.2.	Braço Ideal, Área da Cauda Horizontal e Aspectos Geométricos	79
4.4.3.	Seleção do Perfil Aerodinâmico	80
4.4.4.	Ângulo de Incidência e Altura da Cauda Horizontal	83
4.5.	DIMENSIONAMENTO DA CAUDA VERTICAL	84
4.5.1.	Parâmetros Iniciais Adotados e Aspectos Geométricos	84
4.5.2.	Seleção do Perfil Aerodinâmico	84
4.6.	MODELAGEM DO SISTEMA VIA REDES DE PETRI COLORIDAS	85
5.	CONSIDERAÇÕES FINAIS E PERSPECTIVAS FUTURAS	89
	REFERÊNCIAS	91

APÊNDICE A – CÓDIGO EM SCILAB PARA AS EQUAÇÕES DE RESTRIÇÃO	94
APÊNDICE B – TABELA DE RESULTADOS DAS ANÁLISES DOS PERFIS AERODINÂMICOS SELECIONADOS PARA A ASA	95
APÊNDICE C – TABELA DE RESULTADOS DAS ANÁLISES DOS PERFIS AERODINÂMICOS SELECIONADOS PARA A EMPENAGEM	96
APÊNDICE D – CURVAS REFERENTES A VELOCIDADE DE ESTOL DOS PERFIS SELECIONADOS PARA A ASA	97
APÊNDICE E – CURVAS REFERENTES A VELOCIDADE MÁXIMA DOS PERFIS SELECIONADOS PARA A ASA	98
APÊNDICE F – CURVAS REFERENTES A VELOCIDADE DE ESTOL DOS PERFIS SELECIONADOS PARA A CAUDA HORIZONTAL	99
APÊNDICE G – CURVAS REFERENTES A VELOCIDADE MÁXIMA DOS PERFIS SELECIONADOS PARA A CAUDA HORIZONTAL	100
APÊNDICE H – DESENHOS DOS COMPONENTES DIMENSIONADOS	101
ANEXO A – DOCUMENTAÇÃO DO MODELO EM REDES DE PETRI DO SISTEMA DE CONTROLE EMBARCADO	106

1. INTRODUÇÃO

É visível que o desenvolvimento científico aeronáutico teve uma rápida expansão em um curto espaço de tempo. A pouco mais de um século, Alberto Santos Dumont realizava o primeiro teste público de sua máquina voadora mais audaciosa, a aeronave de asa fixa 14-bis. Posteriormente, durante as duas grandes guerras mundiais a aviação se tornou peça chave na estratégia militar e uma importante ferramenta para a manutenção da soberania das nações envolvidas no conflito. Não muito distante, a humanidade alcançou a borda do espaço lançando o soviético Yuri Gagarin em órbita da Terra e posteriormente a conquista da Lua pelos americanos, a partir da década de 60 do século passado.

Com isso, e diante das necessidades de altas taxas de produtividade e otimização de recursos humanos e materiais intrínsecas à globalização, a implementação de um meio de transporte confiável que atenda a estes requisitos toma espaço fundamental no modelo geopolítico atual.

Como destaca Magalhães (2018) as próprias atividades decorrentes da aviação são inerentemente ligadas ao processo geopolítico da globalização e, tendo em vista que a integração econômica entre diversas partes do globo gera um contínuo desenvolvimento tecnológico científico, todos os ramos oriundos da aviação acabam por evoluir constantemente.

É inegável que os impactos da terceira revolução industrial mudaram por completo todo o sistema logístico de integração aeronáutica. Os sistemas de informação embarcados modernos permitem que se tenha um acompanhamento detalhado de toda a vida operacional de uma aeronave, permitindo assim que se tome medidas preventivas de forma mais concisa sob eventuais problemas (ROSA, 2017).

Não somente nas fases de manutenção preventiva os novos sistemas embarcados em aeronaves têm sua importância. Assim, podemos destacar sua relevância no que diz respeito a redução da carga de trabalho dos pilotos que passam a serem demandados muito pouco de suas capacidades físicas, delegando um enorme número de monitoramento de parâmetros a processos automatizados (ABREU JÚNIOR, 2008).

Desse modo, a aviação tem se destacado a frente dos demais modais de transporte quando se procura alta performance, conforto e segurança. Entretanto, os custos de operações com aeronaves mostram-se bastante elevados devido aos dispêndios atrelados ao alto desenvolvimento tecnológico necessário.

Presentes numa infinidade de aplicações, esses computadores menos visíveis são chamados de sistemas embarcados, e o software que eles executam é denominado de software

embarcado. Estes por sua vez, constituem a gênese das ciências aeronáuticas: a inovação e tecnologia de ponta sempre à frente de seu tempo geram despesas devidas às constantes pesquisas na referida área. Entretanto, é importante destacar que grande parte dos estudos voltados às ciências aeronáuticas têm origem fora do país, elevando cada vez mais os custos atrelados à incorporação dessas tecnologias.

O desenvolvimento deste trabalho engloba três objetivos cruciais no que diz respeito ao desenvolvimento tecnológico aeronáutico. Além disso, de modo que se destaca a inclinação pessoal pela referida área do conhecimento que, para muitos jovens do interior nordestino, mostra-se bastante dissonante da realidade a qual estão inseridos.

A priori, a implementação de um veículo aéreo não tripulado que atenda aos mais variados tipos de missões que lhe forem delegadas possui como fator limitante os custos de operação e desenvolvimento da mesma. Sendo assim, possuir a tecnologia inerente ao projeto conceitual e de produção de um dispositivo como esse irá reduzir significativamente os custos em relação ao mercado tradicional desse tipo de aparelho.

Tem-se como segundo objetivo que norteia a elaboração do trabalho: com a redução dos custos de obtenção e operação, pretende-se contribuir para a popularização e difusão em aplicações em diversos setores da sociedade. Dentre o leque de missões abordadas podemos citar como exemplo o uso pelas forças de segurança pública como forma de monitoramento a distância; no setor agropecuário, como forma de controle de pragas; na construção civil, atuando na área de geoprocessamento; no controle ambiental de áreas degradadas, dentre tantas outras que possam vir a ser integradas a posteriori.

E como terceiro objetivo e ponto incisivo, incrementar à universidade os primeiros passos no que se refere a este tipo de pesquisa, difundindo no interior nordestino a cultura e o conhecimento científico aeronáutico. Desta maneira, espera-se instigar mais alunos a prosseguirem com este trabalho, de forma a gerar cada vez mais benefícios tanto para a universidade quanto para a sociedade a qual está inserida.

Portanto, fica evidente a necessidade para com o mercado brasileiro, da busca por meios que facilitem a implementação deste modal tão importante no cenário mundial, pois o mesmo trará consigo não somente o desenvolvimento tecnológico de ponta, mas também a geração de empregos em diversas esferas da indústria aeronáutica.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1. BREVE HISTÓRICO DOS VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS

A utilização de veículos aéreos não tripulados (VANTs) teve sua origem nos meios militares por volta do século XIX, quando as forças austríacas atacaram a cidade de Veneza, na Itália, utilizando balões carregados com cargas explosivas. Ao avançarmos mais um pouco na história temos os espetaculares foguetes V1 alemães, que foram empregados no final da segunda guerra mundial como forma de ataque preciso e a longa distância sem a necessidade de expor os pilotos germânicos a quaisquer riscos (Diálogos Setoriais União Europeia - Brasil).

Não muito distante do final da segunda guerra mundial, em 1951, os VANTs passaram a ser empregados como alvos em simulações de combate mais realistas e, destaca-se neste período o trabalho da fabricante norte americana *Ryan Aeronautical* com seu projeto *Firebee* (vide Figura 1-a), um drone impulsionado através de um motor turbojato de forma a atender as necessidades de treinamento de engajamento de precisão em combates aéreos (AERO MAGAZINE 248, 2015).

Podemos ainda apontar os conflitos no oriente médio ocorridos na virada do século XX para o XXI como sendo decisivos para a consolidação final do uso desses equipamentos na frente de batalha. Seu emprego pelas forças israelenses na guerra árabe-israelense mostrou às potências do globo como a implementação dessas máquinas em suas doutrinas militares é de extrema importância para a supremacia marcial (AERO MAGAZINE 248, 2015).

No Brasil, o uso de VANTs também foi impulsionado devido as necessidades das forças armadas no início dos anos 80. Entretanto, diante dos avanços dos componentes eletrônicos diversas empresas – grande parte formada por pesquisadores do meio acadêmico brasileiro – passaram a enxergar o potencial comercial que estes equipamentos poderiam ter em aplicações de uso civil (Diálogos Setoriais União Europeia - Brasil).

Podemos citar o protótipo BQM-1BR (Figura 1-b), desenvolvido pela extinta Companhia Brasileira de Tratores em parceria com o Centro Tecnológico da Aeronáutica como o primeiro VANT fabricado no Brasil, cujo propósito, assim como o *Firebee*, também era a utilização como alvo aéreo pelas forças armadas (MUNDO EM FOCO: ATUALIDADES 4, 2016).

Mas ainda, há de se ressaltar o projeto ARARA (Figura 1-c) desenvolvido pela Embrapa, nos anos 2000, cujo objetivo era a substituição dos veículos aéreos que realizavam o trabalho de obtenção de fotografias aéreas por um equipamento nacional, reduzindo assim seu custo de implantação (JORGE, 2002).

Figura 1 – VANTs *Ryan Firebee* (a), BQM-1BR (b) e ARARA II (c).



(a)



(b)



(c)

Fonte: (a) AERO MAGAZINE 248, 2015. (b) PAULA, 2014. (c) RBNAREDE, 2012.

2.2. NOMENCLATURAS E DISPOSIÇÕES LEGAIS

No que tange a legislação brasileira regulamentadora dos veículos aéreos não tripulados, o departamento de controle do espaço aéreo (DECEA) segue as premissas acordadas pela organização internacional da aviação civil (do inglês, *International Civil Aviation Organization* – ICAO) devido ao fato do Brasil ser um dos países signatários da convenção de Chicago.

Dessa forma, classifica-se os veículos aéreos não tripulados em remotamente pilotadas, automáticas e autônomas. Nas duas primeiras definições temos um piloto sob o comando da aeronave através de uma estação de pilotagem remota podendo ainda, no caso das automáticas, configurar e alterar parâmetros de voo através de um piloto automático (ICA 100-40, 2015).

Já as aeronaves autônomas são definidas como sendo aquelas que podem ser previamente programadas com parâmetros inerentes ao voo e que, após entrar em operação, não permitem qualquer intervenção externa sobre os parâmetros estabelecidos originalmente (ICA 100-40, 2015).

Entretanto, o artigo 8º da convenção de Chicago para a aviação civil internacional pontua que:

Nenhuma aeronave, capaz de ser voada sem piloto, deve ser voada sem piloto sobre o território de um Estado Signatário sem autorização especial emitida por esse Estado e de acordo com os termos de tal autorização. Cada Estado Signatário compromete-se a assegurar que o voo dessa aeronave sem piloto em regiões abertas às aeronaves civis deva ser tão controlado de modo a evitar perigo para as aeronaves civis (ICAO Cir 328, p. 3, 2011 – Tradução nossa).

Portanto, a organização internacional da aviação civil, com respaldo no artigo 8º da convenção de Chicago, veta a regulamentação desta categoria de VANTs, destacando ainda que:

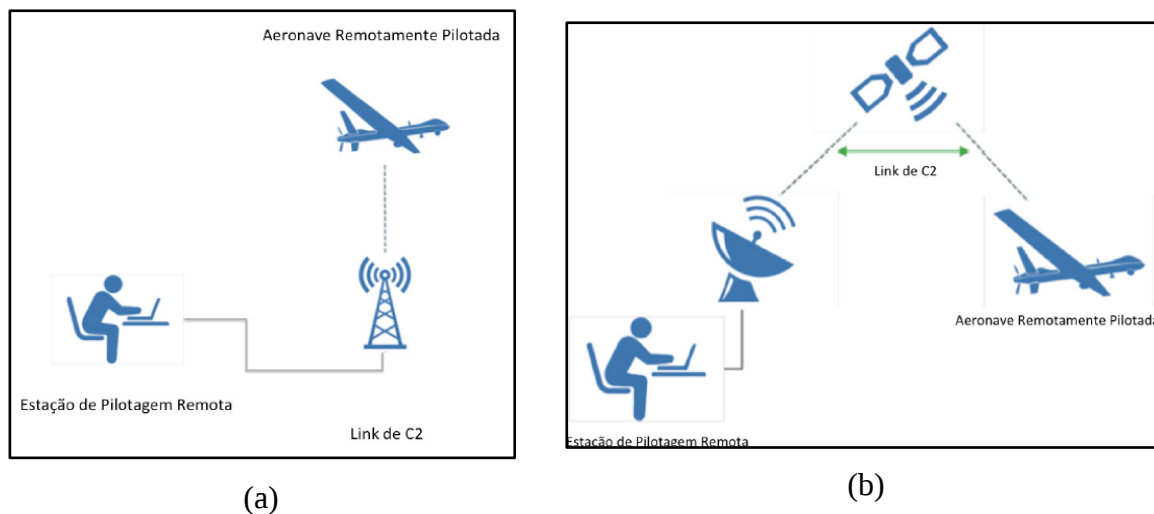
As funções e responsabilidades do piloto remoto são essenciais para uma operação segura e previsível da aeronave uma vez que interage com outras aeronaves civis e com o sistema de controle de tráfego aéreo (ICAO Cir 328, p. 3, 2011 – Tradução nossa).

Dessa forma, devido ao fato do Brasil ser signatário da convenção de Chicago, é autorizado apenas a homologação e o voo das aeronaves remotamente pilotadas (*Remotely Piloted Aircraft* – RPA) bem como os sistemas e equipamentos que norteiam o seu voo, os *Remotely Piloted Aircraft Systems* (RPAS) (ICA 100-40, 2015).

Podemos ainda, classificar a operação de um VANT com base nas especificidades do chamado enlace de pilotagem, isto é, o elo de comunicação entre a aeronave e seu operador. Este elo ainda é dividido em *uplink*, que permite com que os comandos do piloto cheguem até o veículo e o *downlink*, que permite que os dados inerentes ao voo sejam transmitidos do VANT até o piloto (ICA 100-40, 2015).

Com isso, classifica-se as operações de um VANT em operação em linha de visada rádio (do inglês, *radio line-of-sight* – RLOS, tradução nossa) e em operação além em linha de visada rádio (do inglês, *beyond radio line-of-sight* – BRLOS, tradução nossa). A principal diferença entre os dois tipos de operação é com relação ao caráter do *link* de comunicação, como podemos observar na Figura 2, pois nas operações RLOS a comunicação é feita de maneira *peer to peer*, enquanto que nas operações BRLOS o enlace de pilotagem é feito de maneira indireta (ICA 100-40, 2015).

Figura 2 – Operações RLOS (a) e BRLOS (b) de um veículo aéreo não tripulado.



Fonte: ICA 100-40, 2015.

Por fim, no que trata da interface e dos equipamentos necessários para que se tenha o controle e o gerenciamento do voo, tem-se a chamada estação de pilotagem remota (do inglês, *Remotely Pilot Station – RPS*) a qual pode ser interpretada como sendo o *cockpit* do VANT, ou seja, o local onde o piloto irá interagir com a máquina (Figura 3).

Levando em consideração a complexidade e a variedade de missões as quais um VANT pode ser aplicado, a estação de pilotagem deve conter as funções básicas que permitam ao piloto ter condições mínimas de controlar o veículo, variando seu *layout* de acordo com a missão designada a aeronave.

A ICA 100-40 (2015, p. 30) ainda diz que “os requisitos fundamentais da RPS e da interface com o piloto remoto devem ser os mais próximos daqueles disponíveis nas aeronaves tripuladas”. Desse modo, é de se esperar que existam determinadas exigências para quem irá operar a RPS, como treinamentos e certificações devidas a própria atividade aeronáutica (ICA 100-40, 2015).

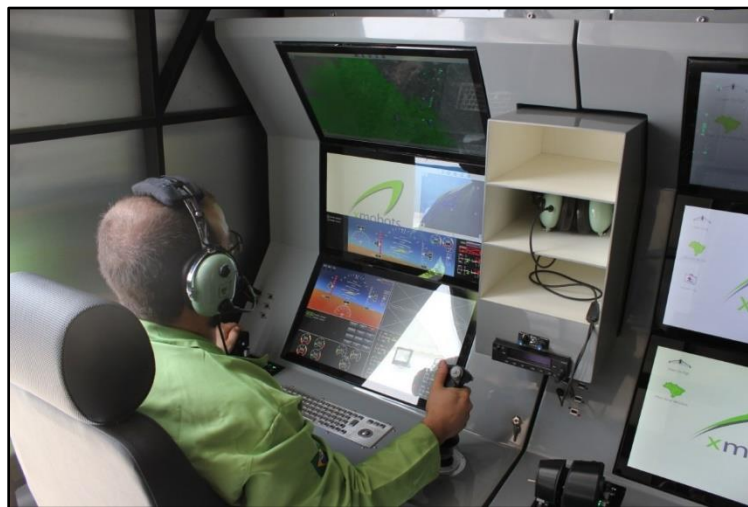
Com tudo, divide-se as categorias de estações de pilotagem remota em quatro tipos, levando em consideração se o VANT está operando sob condições visuais ou não, isto é, se o piloto possui contato visual com a aeronave durante o voo. Podemos ver essas classificações no Quadro 1.

Quadro 1 – Classificação das estações de pilotagem remotas.

BVLOS (<i>Beyond Visual Line of Sight</i>)			VLOS (<i>Visual Line of Sight</i>)
Pilotagem Direta (BVLOS A)	Piloto Automático (BVLOS B)	Pilotagem por Waypoint (BVLOS C)	Em Linha de Visada Visual
Alto nível de controle, permitindo comandos semelhantes aos de uma aeronave tripulada. Também pode haver a presença de piloto automático.	Possui um nível de controle inferior ao classe A, pois só se pode alterar os parâmetros de voo através de um piloto automático.	Possui um nível de controle bem limitado devido ao fato da aeronave voar através de uma rota programada, a qual só pode ser alterada inserindo ou removendo waypoints no plano de voo original.	O piloto possui controle direto da aeronave, pois a mesma está voando dentro do campo de visão de quem está pilotando. Também é possível que se tenha um certo nível de automação.

Fonte: ICA 100-40, 2015.

Figura 3 – Estação de pilotagem remota do Nauru 1000C da empresa XMobots.



Fonte: XMOBOTS.

2.3. PROJETO E DESENVOLVIMENTO DE UMA AERONAVE

O processo de desenvolvimento de uma aeronave pode se mostrar bastante complexo, entretanto, podemos organizar o processo com base em um fluxo de trabalho e etapas bem definidas, conforme mostrado nas Figuras 4 e 5. Estas etapas começam na fase conceitual, onde iremos realizar os estudos preliminares a respeito do modelo levando em consideração o propósito de sua implementação e sob quais situações o mesmo irá operar. A partir da finalidade da aeronave, deve-se definir quais missões típicas esta deverá estar apta a executar (BARROS, 2000).

Neste ponto deve-se realizar o levantamento de todos os requisitos mínimos de projeto necessários para que haja a homologação da aeronave pelo órgão responsável. Também devem ser elencadas características de desempenho básicas como velocidade máxima pretendida, teto máximo de operação, alcance e autonomia de voo, relação peso-potência, consumo de combustível, dentre outros.

Para tanto, este processo pode ser simplificado realizando um levantamento das séries históricas de tendência para diversos valores de parâmetros. Como Raymer (1989) destaca, “existem muitos níveis no procedimento de design e o mais simples apenas adota a história passada”.

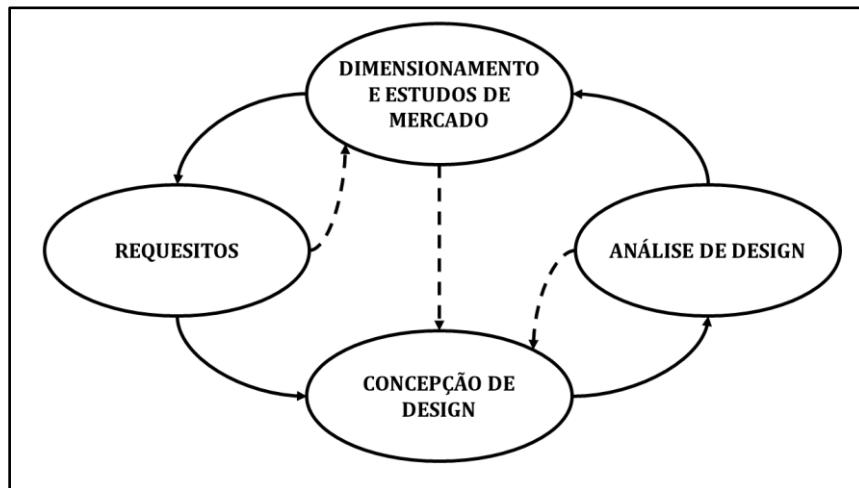
Posteriormente, tem-se a fase de *design* preliminar em que se tem a total liberdade de redesenhar o modelo realizando experimentações e combinações de uma variedade de parâmetros de projeto como peso bruto, peso do combustível, tipos de asa e de propulsão, dentre tantos outros (RAYMER, 1989). Desta forma, evita-se maiores transtornos provenientes de mudanças profundas em fases mais avançadas do desenvolvimento, além das vantagens que uma série de comparações de diversas versões do mesmo projeto pode trazer para a escolha do melhor *design* que atenda a finalidade esperada.

Também é nesta etapa que o estudo de mercado é feito tomando como base comparativos dentro da própria indústria aeronáutica a respeito do nicho que se deseja empregar a futura aeronave, de modo a determinar a viabilidade econômica do projeto que se propõe para tal nicho.

Posteriormente apresentam-se as fases preliminares, onde já temos um projeto maduro o suficiente para ser trabalhado com mais precisão por especialistas das diversas áreas que compõe um projeto aeronáutico. A modelagem matemática da parte externa da aeronave é feita com precisão suficiente para ajuste apropriado entre as suas diferentes partes, mesmo se elas forem feitas por projetistas diferentes (RAYMER, 1989).

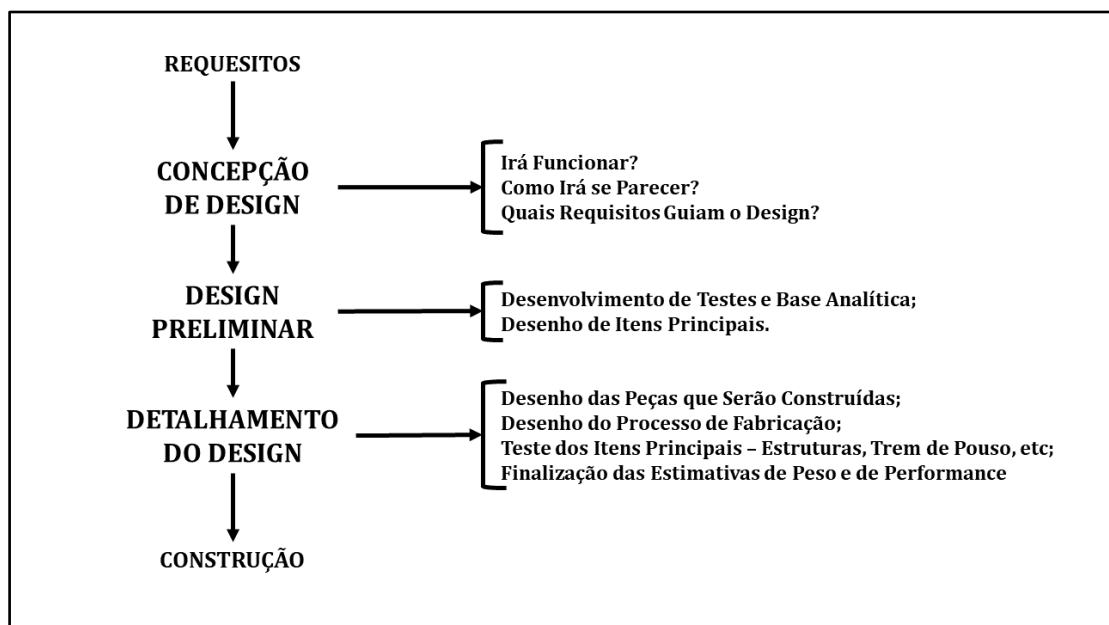
Por fim, chega-se a fase de detalhamento do projeto, momento este em que temos a execução de cada peça constituinte do mesmo. Aqui, surgem os desafios relativos ao processo construtivo de um protótipo em escala real, onde espera-se que tenham sido, em sua maior parte, previstos e estrategicamente contornados nas fases conceitual e preliminar (RAYMER, 1989).

Figura 4 – Fluxo de trabalho inerente ao projeto aeronáutico.



Fonte: RAYMER, 1989 (adaptado).

Figura 5 – As fases de um projeto aeronáutico.

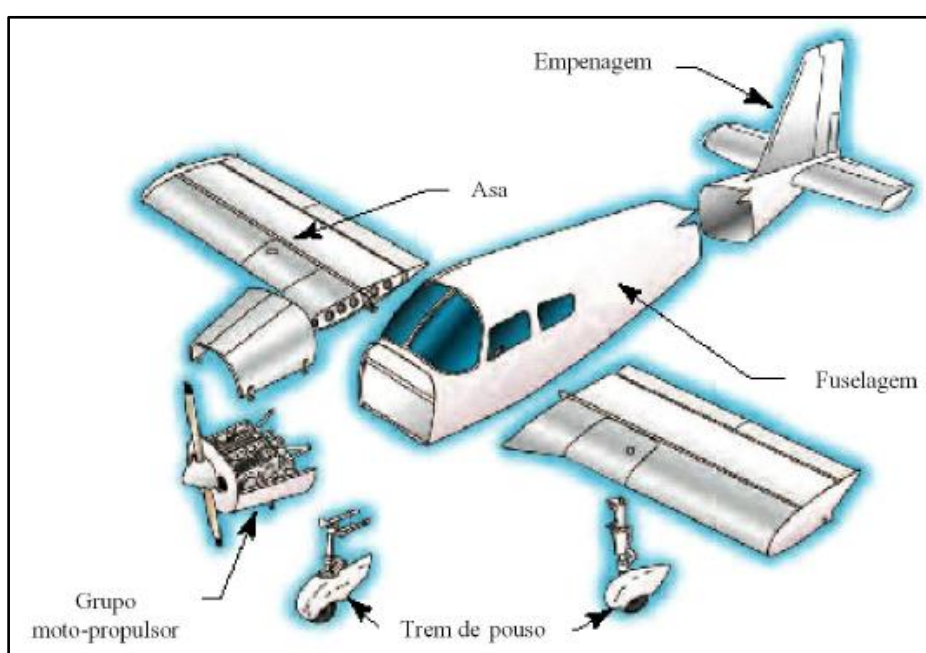


Fonte: RAYMER, 1989 (adaptado).

2.4. CONHECIMENTOS TÉCNICOS DE UMA AERONAVE E DINÂMICA DE VOO

Uma aeronave de asa fixa possui alguns componentes básicos para que possa ter a capacidade de alçar voo, entretanto as geometrias envolvidas podem variar a depender do projeto e da finalidade a qual a aeronave é destinada. Em geral, as partes básicas que compõe uma aeronave são as asas, fuselagem, empenagem, trem de pouso e a motorização, conforme ilustra a Figura 6 (RODRIGUES, 2009).

Figura 6 – Partes constituintes de uma aeronave.



Fonte: RODRIGUES, 2009.

2.4.1. Perfis Aerodinâmicos

As asas são os principais elementos geradores de sustentação em uma aeronave, isto é, a capacidade de vencer seu próprio peso, pois devido ao escoamento do fluido – no caso o ar – sobre seu perfil aerodinâmico (também chamado de aerofólio) temos a separação das linhas de fluxo sobre as porções inferior e superior do perfil gerando assim, através de uma diferença de pressão dinâmica um vetor de força que contrapõe o peso da aeronave. É nas asas que estão localizados as superfícies móveis denominadas de ailerons, responsáveis pelo movimento de rolagem da aeronave (RODRIGUES, 2009).

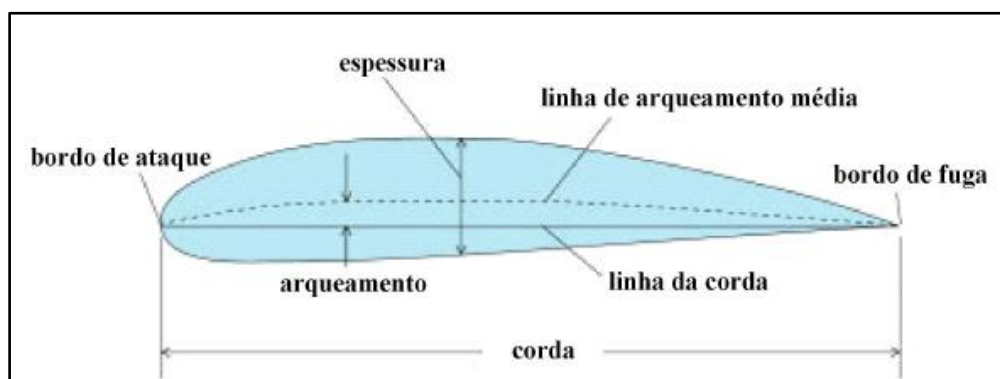
Como Raymer (1989 – tradução nossa) bem destaca, “o perfil do aerofólio [...] é o coração da aeronave” e sua escolha correta afeta diversos aspectos de todas as fases do voo.

Com isso, a eficiência e as características aerodinâmicas da asa a ser projetada terão um impacto muito grande do formato da seção da asa utilizada (ABBOTT, 1981).

As nomenclaturas usuais dos elementos de um aerofólio referem-se à suas características geométricas, como pode-se observar na Figura 7. Dessa forma, o que se denomina de:

- Bordo de Ataque: é parte dianteira do perfil por onde o ar começa a escoar sobre a asa;
- Bordo de Fuga: é parte traseira do perfil por onde o ar termina de escoar sobre a asa;
- Linha de Corda (c): é distância em linha reta do ponto mais extremo do bordo de ataque até o ponto mais extremo do bordo de fuga;
- Linha de Arqueamento média: é linha equidistante às superfícies superior e inferior do aerofólio;
- Arqueamento ou Curvatura: é máxima distância perpendicular entre a linha de corda e a linha de arqueamento média;
- Espessura (t): é distância máxima entre as superfícies superior e inferior, perpendicular à linha de corda.

Figura 7 – Elementos da geometria de um aerofólio.



Fonte: RODRIGUES, 2009.

Usualmente, expressa-se a curvatura de um perfil em termos percentuais da linha de corda e ainda, utiliza-se a razão da espessura do perfil pela sua corda (t/c) como parâmetros essenciais de dimensionamento de um aerofólio, pois estes são de essencial importância para o controle da sustentação da asa (ANDERSON, 2000).

2.4.1.1. Geração de Sustentação, Arrasto e Momento

Os parâmetros geométricos que ocasionam o aparecimento das forças aerodinâmicas em um aerofólio são a curvatura do perfil e o ângulo de ataque (α) do mesmo (RAYMER, 1989). Este último, por sua vez, é definido como sendo o ângulo formado pelo vento relativo e a linha de corda do perfil (ANDERSON, 2000).

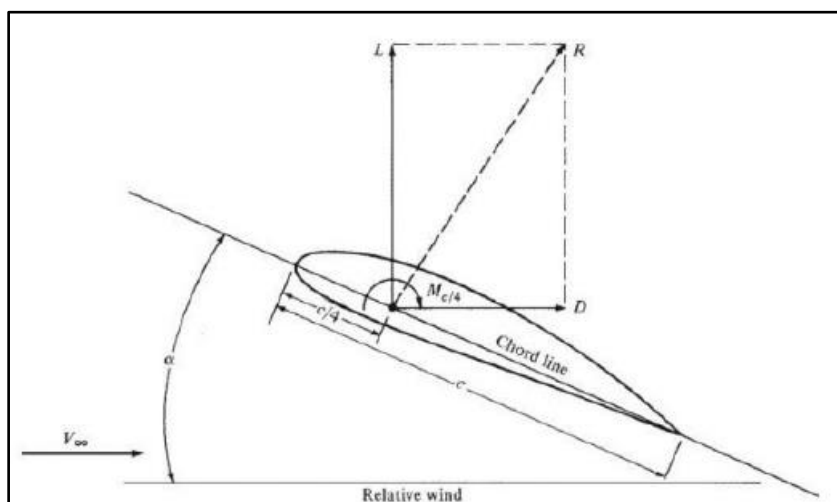
Embora tenhamos diversas variações de formatos e famílias distintas de aerofólios, todos partilham da mesma ideia básica que é a de proporcionar sustentação através do escoamento do ar sobre suas superfícies.

O que ocorre é a mudança de velocidade da corrente de ar que atravessa o perfil alar: na superfície superior, também chamada de extradorso, o ar escoa com uma velocidade superior ao escoamento na superfície inferior (intradorso), desse modo temos uma distribuição de pressão – como também de tensões cisalhantes - ao longo do aerofólio que gera uma resultante cuja uma de suas componentes é a que chamamos de sustentação (RAYMER, 1989).

Tem-se também o aparecimento do chamado arrasto, devido tanto a diferença de pressão entre o bordo de ataque e o bordo de fuga, quanto ao atrito ocasionado pelo escoamento viscoso no meio fluido (RAYMER, 1989).

Por definição, a componente da força aerodinâmica resultante perpendicular ao vento relativo é a sustentação (*Lift*) e a componente paralela ao vento relativo é o arrasto (*Drag*), como disposto na Figura 8 (ANDERSON, 2000).

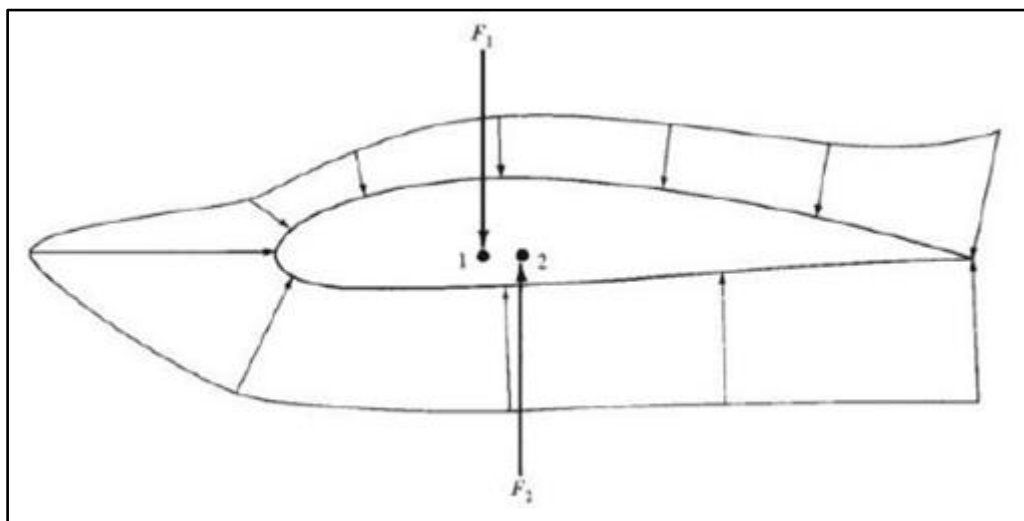
Figura 8 – Resultante das forças aerodinâmicas.



Fonte: ANDERSON, 2000.

Por fim, tem-se o surgimento de um momento devido à distribuição de pressão ao longo do aerofólio, que tende a rotacionar o mesmo. Este momento surge em decorrência da assimetria das resultantes das distribuições superior e inferior de pressão, pois como o extradorso possui formato diferente do intradorso, então o centro de pressão em que essas duas forças irão atuar não estarão localizados no mesmo ponto, como pode-se ver na Figura 9 (ANDERSON, 2000).

Figura 9 – Momento aerodinâmico induzido pela distribuição de pressão.



Fonte: ANDERSON, 2000.

Com isso, o momento de arfagem irá depender de qual ponto tomamos como referência. Usualmente, para aeronaves subsônicas toma-se como referência a distância de 25% da linha de corda, medido a partir do bordo de ataque (ANDERSON, 2000).

Mas ainda, como o momento de arfagem – bem como a sustentação e o arrasto – dependem do ângulo de ataque (α), existe então um ponto sob o qual o momento será constante para qualquer valor de α , chamado de centro aerodinâmico, que geralmente se localiza a frente do centro de pressão onde a sustentação atua (RAYMER, 1989).

Uma última variável que deve ser comentada é o número de Reynolds, fator adimensional que nos permite mensurar os limiares aos quais irá ocorrer a transição entre os regimes de escoamento laminar e turbulento. Ele relaciona as forças de inércia com as forças de viscosidade referentes ao escoamento do fluido (RODRIGUES, 2009) e, para o caso de um escoamento externo sobre um aerofólio, é dado pela Equação 1.

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu}, \quad (1)$$

onde ρ é a massa específica do fluido, μ é a viscosidade dinâmica, V é a velocidade com qual ele escoar e c é a linha de corda.

O desempenho de um aerofólio é drasticamente afetado pelo número de Reynolds que embora seja definido durante a fase de *design* do perfil, não pode ser controlado completamente durante a operação devido ao fato de sofrer influência de diversos fatores externos, como a fabricação da superfície do aerofólio (RAYMER, 1989).

2.4.1.2. Coeficientes Aerodinâmicos

As forças aerodinâmicas atuantes em uma aeronave podem ser expressas através de coeficientes adimensionais que geralmente são determinados através de ensaios práticos em túneis de vento ou através de simulações por dinâmica fluido computacional.

O Coeficiente de Sustentação (C_l) é tido como a eficiência que um perfil tem de gerar sustentação logo, perfis com grandes coeficientes de sustentação possuem uma grande capacidade de sustentação (RODRIGUES, 2009).

O Coeficiente de Arrasto (C_d), por sua vez, representa a eficiência do perfil em gerar arrasto. Dessa forma, pode-se dizer que um aerofólio é eficiente aerodinamicamente quando ao passo que produz um coeficiente de sustentação alto, seus coeficientes de arrasto são baixos (RODRIGUES, 2009). Por último, o Coeficiente de Momento (C_m) mostra o quão propício um aerofólio é para o movimento de arfagem.

Matematicamente, os coeficientes aerodinâmicos são escritos como sendo

$$C_l = \frac{L}{qS}, \quad (2)$$

$$C_d = \frac{D}{qS}, \quad (3)$$

$$C_m = \frac{M}{qSc}, \quad (4)$$

onde S é a área de superfície do perfil, c é a linha de corda e q é a pressão estática dada pela Equação 5.

$$q = \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2}, \quad (5)$$

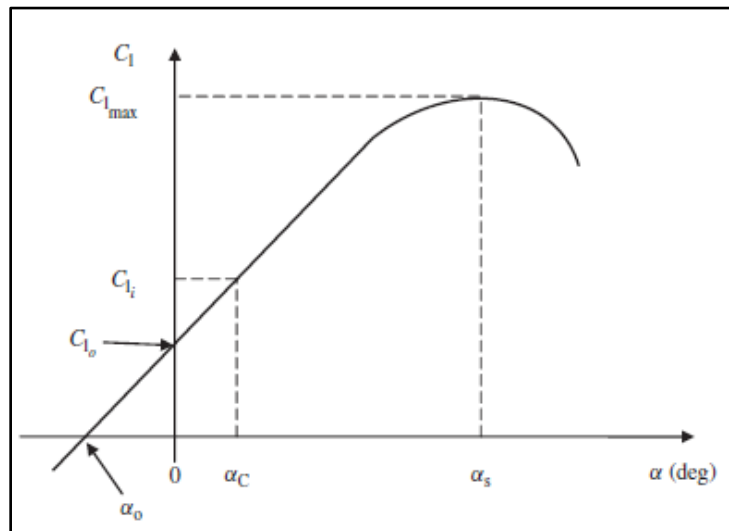
em que ρ_∞ é a massa específica de fluxo livre e V_∞ é a velocidade do escoamento de fluxo livre do fluido escoando.

Para o caso de asas finitas as Equações 2, 3 e 4 recebem índices maiúsculos em suas notações: C_L , C_D e C_M .

2.4.1.3. Relação entre Coeficiente de Sustentação e Ângulo de Ataque

Como já visto, a sustentação é dependente do ângulo de ataque. Mas ainda, pode-se afirmar que se trata de uma relação linear para um grande intervalo de ângulos de ataque (ANDERSON, 2000). Na Figura 10 é demonstrada uma curva característica do comportamento C_l versus α .

Figura 10 – Curva típica de C_l versus α .



Fonte: SADRAEY, 2013.

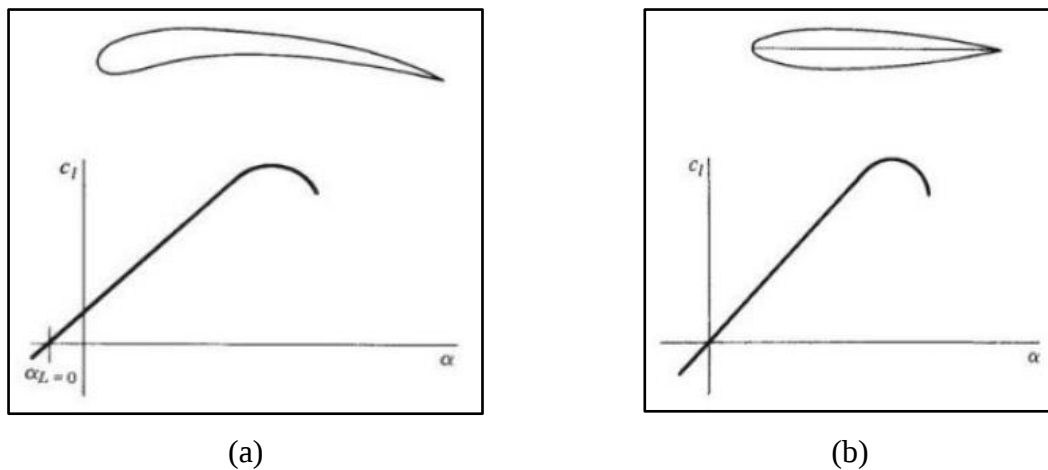
No que diz respeito à variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque devemos analisar alguns pontos cruciais para avaliar a performance do perfil. Sadraey (2013) pontua sete características cruciais para a análise da curva C_l versus α :

- Coeficiente de sustentação máximo ($C_{l_{máx}}$): máxima capacidade de o aerofólio gerar sustentação, que geralmente ocorre para o valor do ângulo de estol;
- Ângulo de estol (α_{stall}): ângulo a partir do qual o aerofólio perde a capacidade de sustentação, isto é, o coeficiente de sustentação passa a diminuir conforme o ângulo de ataque aumenta;
- Coeficiente de sustentação ideal (C_{l_i}): coeficiente de sustentação ao qual o coeficiente de arrasto irá variar muito pouco para pequenas variações do ângulo de ataque;
- Ângulo de ataque de sustentação ideal ($\alpha_{C_{l_i}}$): ângulo de ataque em que ocorre o coeficiente de sustentação ideal;

- Coeficiente de sustentação de ângulo de ataque nulo (C_{l_0}): coeficiente de sustentação associado ao ângulo de ataque nulo;
- Ângulo de ataque de zero sustentação (α_0): ângulo de ataque em que o coeficiente de sustentação é nulo;
- Inclinação da curva de sustentação (C_{l_α}): indicativo da taxa de variação do coeficiente de sustentação em relação ao ângulo de ataque.

Também é notório que a geometria do perfil também influencia na sua curva C_l versus α . A sustentação gerada quando o ângulo de ataque é nulo se dá devido à curvatura do aerofólio, logo em perfis simétricos não ocorre a existência de um coeficiente de sustentação de ângulo de ataque nulo, como mostrado na Figura 11 (ANDERSON, 2000).

Figura 11 – Curvas de sustentação para perfis curvados (a) e simétricos (b).



Fonte: ANDERSON, 2000.

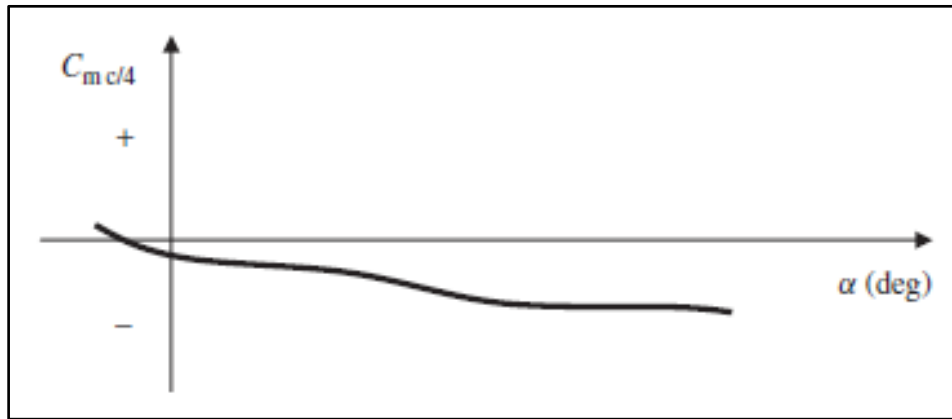
2.4.1.4. Relação entre Coeficiente de Momento e Ângulo de Ataque

A curva C_m versus α mostra a tendência do aerofólio em realizar o movimento de arfagem em torno de um ponto ao longo de sua corda. O ponto em que o coeficiente de momento se mantém constante para qualquer valor de α é chamado de centro aerodinâmico onde, geralmente, será negativo implicando numa tendência de “abaixar” o nariz da aeronave (RAYMER, 1989).

Mas ainda, quando se translada o coeficiente de momento para outro ponto ao longo da corda do perfil, a curva de momento não será mais constante (vide Figura 12), porém terá uma

inclinação negativa acarretando na mesma tendência de “abaixar” o nariz da aeronave (SADRAEY, 2013).

Figura 12 – Curva típica de C_m versus α .

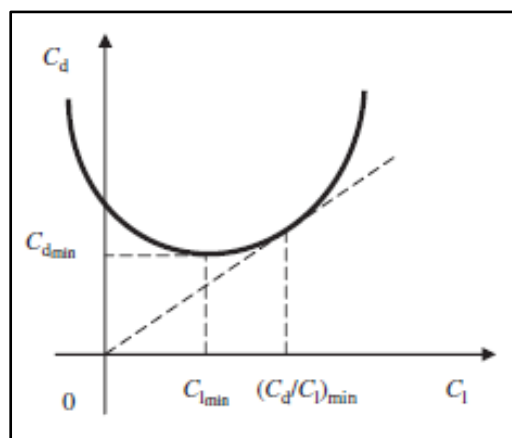


Fonte: SADRAEY, 2013.

2.4.1.5. Relação entre Coeficiente de Sustentação e Coeficiente de Arrasto

A curva C_l versus C_d irá relacionar para cada coeficiente de sustentação gerado em decorrência do ângulo de ataque, ao seu respectivo coeficiente de arrasto (Figura 13). A partir desta relação, pode-se retirar informações cruciais acerca do desempenho do aerofólio, como o coeficiente de sustentação que acarreta no menor coeficiente de arrasto (SADRAEY, 2013).

Figura 13 – Curva típica de C_l versus C_d .

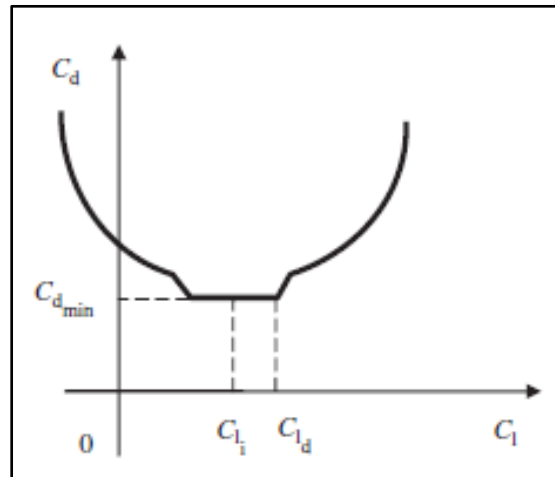


Fonte: SADRAEY, 2013.

Mas ainda, para o caso de aerofólios que operem em escoamento laminar, a curva C_l versus C_d irá ter um formato não muito usual de “balde” onde, para uma faixa de coeficientes

de sustentação, o coeficiente de arrasto mínimo não irá variar, como ilustrado na Figura 14 (SADRAEY, 2013).

Figura 14 – Curva típica de C_l versus C_d para um aerofólio laminar.

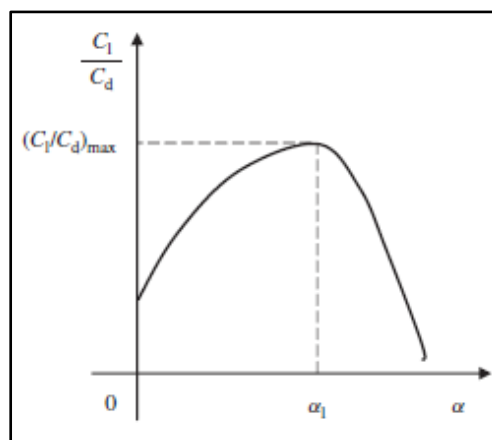


Fonte: SADRAEY, 2013.

2.4.1.6. Relação entre Razão Sustentação-Arrasto e Ângulo de Ataque

Uma última relação a qual pode-se retirar informações cruciais para as etapas posteriores de seleção do aerofólio a ser utilizado é a curva C_l/C_d versus α . Ela fornece uma ótima visão acerca do ângulo de ataque em que a eficiência aerodinâmica será máxima para o perfil analisado, tal como demonstrado na Figura 15 (SADRAEY, 2013).

Figura 15 – Curva típica de C_l/C_d versus α .



Fonte: SADRAEY, 2013.

2.5. FAMÍLIAS DE AEROFÓLIOS

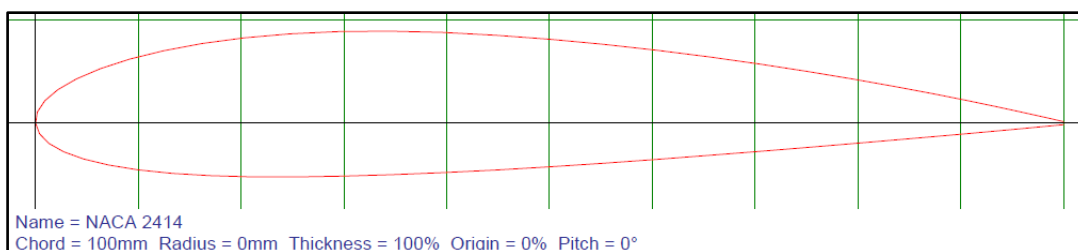
Grande parte dos conhecimentos acerca do comportamento dos aerofólios se deu, por muito tempo, de maneira experimental. Durante a segunda guerra mundial, o estudo acerca do tema passou a ser feito por diversos países, onde destaca-se o trabalho realizado pela NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*), atual NASA (ABBOTT, 1981).

O trabalho da NACA possui notoriedade devido ao fato de se ter reunido uma enorme quantidade de informações e parâmetros sobre aerofólios dos mais diversos formatos. Assim, surgem os chamados aerofólios NACA de quatro dígitos, agora definidos matematicamente e não mais empiricamente. Posteriormente surgem também os aerofólios de cinco e seis dígitos (RAYMER, 1989).

Os perfis NACA de quatro dígitos possuem a filosofia de que em um aerofólio eficiente, a distribuição de espessura é praticamente a mesma quando se remove a curvatura, ficando muito próxima a espessura máxima (ABBOTT, 1981).

Nestes perfis, o primeiro número indica a porcentagem da curvatura; o segundo indica a localização da curvatura máxima, em porcentagem, a partir do bordo de ataque; e os dois últimos dígitos se referem a espessura máxima (Figura 16). Todos estes números são percentuais referentes a linha de corda do perfil (RAYMER, 1989).

Figura 16 – Perfil NACA 2414.



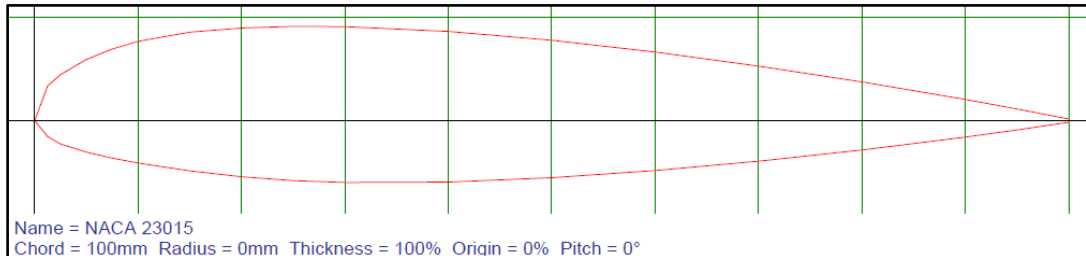
Fonte: UIUC APPLIED AERODYNAMICS GROUP.

Já os perfis NACA de cinco dígitos seguem a mesma filosofia acerca da distribuição de espessura que os de quatro dígitos, porém, na intenção de se ter um arqueamento mais suave após o ponto de espessura máxima do aerofólio. Para tanto, a linha de arqueamento média passou a ser composta por um arco de três graus e uma linha reta (PAULA, 2012).

Nesta família de aerofólios, o primeiro indica a curvatura em termos de 15% do coeficiente de sustentação teórico; os segundo e terceiro dígitos mostram o dobro do ponto em que se localiza a curvatura máxima; os quarto e quinto dígitos referem-se ao valor máximo da

espessura (Figura 17). Todos, exceto o primeiro dígito, são expressos em termos percentuais da corda do aerofólio (PAULA, 2012).

Figura 17 – Perfil NACA 23015.

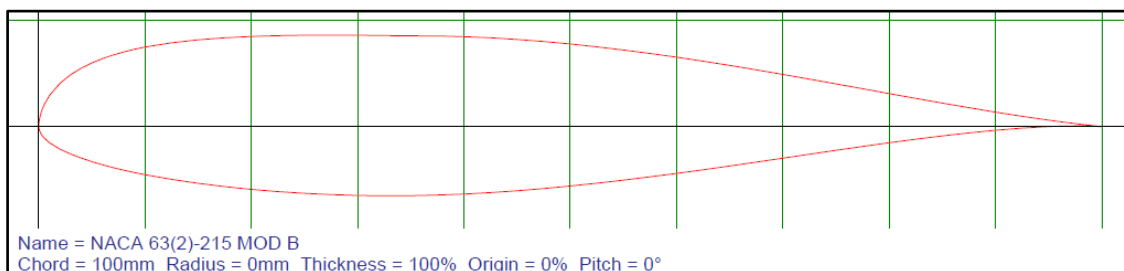


Fonte: *UIUC APPLIED AERODYNAMICS GROUP*.

Por último, os perfis NACA de seis dígitos surgiram com a finalidade de se proporcionar uma transição mais tardia do regime laminar para o turbulento no escoamento do ar sobre o aerofólio, frente a altos valores de velocidades e número de Reynolds (PAULA, 2012).

Nesta série, o primeiro dígito sempre será o número 6 indicando a família a qual pertence; o segundo, representa a localização do ponto de menor pressão em décimos da linha de corda a partir do bordo de ataque; o terceiro dígito aparece sobrescrito e indica a faixa de tolerância em torno do coeficiente de sustentação teórico ao qual temos a existência de um gradiente de pressão favorável, dada em décimos do C_l teórico; o quarto dígito nos mostra qual o coeficiente de sustentação teórico de projeto, em décimos; os quinto e sexto dígitos referem-se ao valor máximo da espessura em porcentagem de corda (Figura 18) (PAULA, 2012).

Figura 18 – Perfil NACA 63₂-215 modificado.



Fonte: *UIUC APPLIED AERODYNAMICS GROUP*.

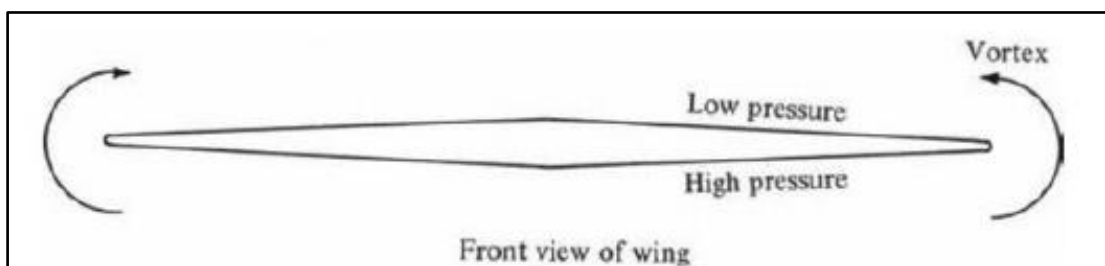
2.6. GEOMETRIA DE ASAS FINITAS

Na teoria dos aerofólios, tratamos sempre como se os mesmos se estendessem com envergadura infinitas, entretanto quando estamos trabalhando em casos reais, asas de

envergadura finita possuem comportamentos específicos durante o voo uma vez que nestes casos o escoamento é bidimensional, enquanto que na realidade o escoamento nas asas das aeronaves é tridimensional (ANDERSON, 2000).

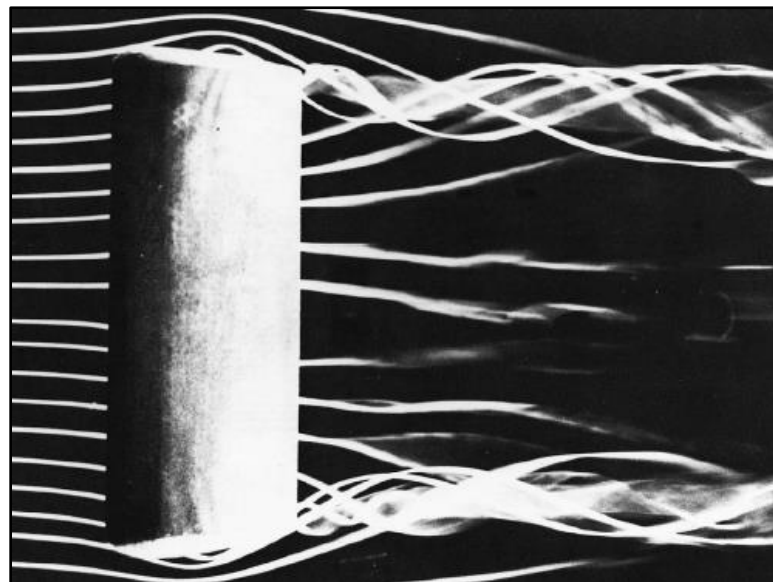
A principal implicação de se considerar uma asa finita é o surgimento dos chamados vórtices de ponta de asa (Figuras 19 e 20), que surgem devido ao ar que escoia sob maior pressão no intradorso da asa tender a “escapar” pelas pontas da asa para a região do extradorso, que possui menor pressão (ANDERSON, 2000).

Figura 19 – Surgimento dos vórtices de ponta de asa.



Fonte: ANDERSON, 2000.

Figura 20 – Vórtices de ponta de asa em um túnel de vento.



Fonte: ANDERSON, 2000.

Os vórtices de ponta de asa irão ser responsáveis pelo aparecimento de uma componente descendente da velocidade do ar que está circulando, chamada de *downwash*, que provoca o fenômeno indesejado do arrasto induzido (ANDERSON, 2010).

2.6.1. Formatos de Plantas de Asa

O formato de uma asa varia conforme o objetivo da aeronave que se está projetando. Os principais que podemos citar, para voos subsônicos a baixas velocidades, são o retangular, o trapezoidal e o elíptico. A asa retangular (Figura 21-a) é, de todas, a menos eficiente do ponto de vista aerodinâmico devido à grande influência dos vórtices de ponta de asa nesta configuração. Porém a complexidade de sua fabricação e os custos atrelados são bastante reduzidos quando comparado com outros formatos (RODRIGUES, 2009).

A trapezoidal (Figura 21-b), já apresenta uma eficiência aerodinâmica mais elevada devido ao fato de que a linha de corda do perfil diminui da asa para a sua ponta, o que reduz os vórtices. A elíptica (Figura 22), por sua vez possui o melhor desempenho dentre estas pois, devido a sua grande e suave redução da linha de corda, reduz ao máximo os efeitos dos vórtices de ponta de asa, entretanto é a que possui maior complexidade de fabricação (RODRIGUES, 2009).

Figura 21 – Formatos típicos de planta de asa: retangular no *Cessna 172 Skyhawk* (a) e trapezoidal no *Cessna Grand Caravan EX* (b).



(a)



(b)

Fonte: CESSNA AIRCRAFT.

2.6.2. Razão de Aspecto e Relação de Afilamento

A eficiência aerodinâmica destes formatos de asas nos é dada matematicamente através da razão de aspecto da geometria adotada. Numericamente ela é definida como sendo

$$AR = \frac{b^2}{S}, \quad (6)$$

onde b é a envergadura, isto é, a distância de ponta a ponta da asa e S é a área de referência da mesma.

O parâmetro da razão de aspecto nos fornece uma estimativa inicial de outro importante fator de eficiência aerodinâmica: a razão de sustentação-arrasto (L/D). Entretanto, o arrasto tratado nesta razão leva em conta tanto a parcela devida a geração de sustentação (arrasto induzido), quanto a parcela devida ao escoamento do ar por toda a superfície da aeronave (arrasto parasita) (RAYMER, 1989).

Esta razão geralmente é estimada nas etapas iniciais de projeto, uma vez que o projetista tem uma noção inicial a partir dos esboços conceituais dos principais elementos da aeronave que terão contato o ar como as asas e trem de pouso (RAYMER, 1989).

Outra importante característica geométrica de uma asa é o afilamento que ela possui, isto é, quanto a linha de corda do perfil diminui da raiz da asa até sua ponta, tal qual mostrado na Figura 22 (RODRIGUES, 2009). Esta relação é dada por

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}, \quad (7)$$

onde c_t é a linha de corda na ponta da asa e c_r é a linha de corda na raiz.

Figura 22 – *Supermarine Spitfire* com sua asa elíptica de grande afilamento.



Fonte: SMITHSONIAN NATIONAL AIR AND SPACE MUSEUM.

2.6.3. Corda Média Aerodinâmica

Para determinação do momento aerodinâmico ao qual a aeronave está sujeita é necessário que se saiba o valor da corda média aerodinâmica. Para tanto, utiliza-se de uma geometria de referência trapezoidal para realização dos cálculos de dimensionamento (Figura 23). Esta geometria de referência parte da linha central da aeronave, isto é, do eixo longitudinal e não leva em consideração a fixação da asa na fuselagem (RAYMER, 1989).

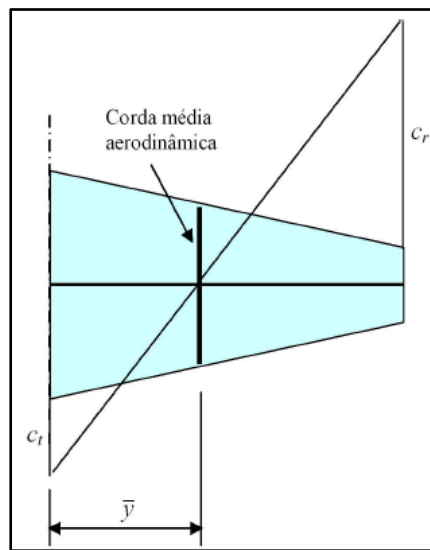
O comprimento da corda média aerodinâmica ($\bar{c}$) e sua localização a partir do eixo longitudinal da aeronave ($\bar{Y}$) são dadas por

$$\bar{c} = \frac{2}{3} c_r \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right), \quad (8)$$

$$\bar{Y} = \frac{b}{6} \left(\frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \right), \quad (9)$$

onde c_r é o comprimento de corda na raiz da asa, λ é a razão de afilamento e b é a envergadura.

Figura 23 – Geometria de referência para determinação da corda média aerodinâmica.



Fonte: RODRIGUES, 2009.

2.6.4. Posição Relativa a Fuselagem

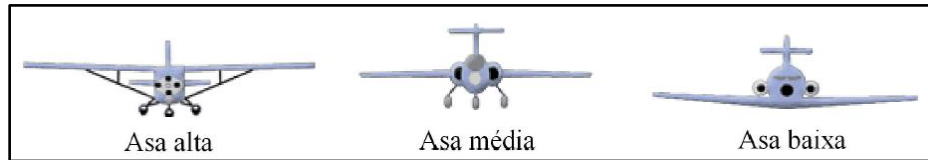
Quanto a posição da asa em relação a fuselagem da aeronave temos as fixações alta, média e baixa (Figura 24). Estes arranjos irão depender muito do ambiente a qual a aeronave irá operar (RAYMER, 1989).

Asas fixadas no plano superior da fuselagem são utilizadas quando se necessita ter uma menor distância para pouso e são usualmente empregadas em aeronaves cargueiras. Quando fixadas no plano mediano da fuselagem, a asa gera o menor arrasto dentre as três configurações, porém é necessário que se tenha uma maior resistência estrutural da fuselagem devido ao aumento excessivo dos esforços solicitantes sobre a raiz da asa (RODRIGUES, 2009).

Já as asas fixadas no plano inferior da fuselagem proporcionam uma menor distância de decolagem, além de uma boa manobrabilidade, entretanto sua falta de estabilidade lateral também é uma característica visível nas aeronaves que apresentam essa configuração, tendo

este problema de ser contornado através de outras soluções aerodinâmicas (RODRIGUES, 2009).

Figura 24 – Posições das asas em relação a fuselagem.



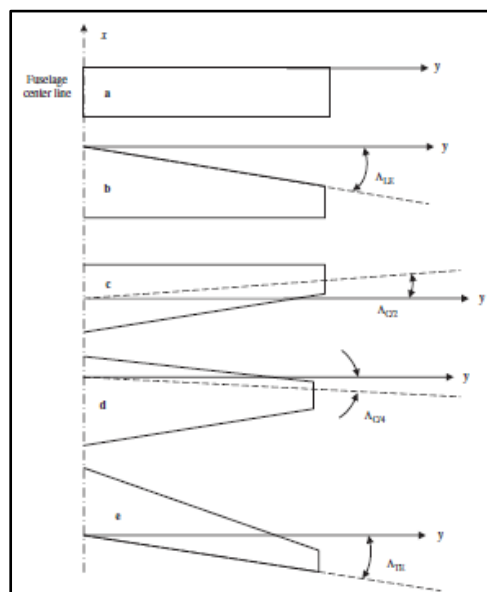
Fonte: RODRIGUES, 2009.

2.6.5. Ângulos de Enflechamento, Diedro e de Incidência

Podemos também, caracterizar as asas quanto as diferentes angulações que elas possuem (Figura 25). O ângulo formado pelo bordo de ataque da asa com relação a linha longitudinal da aeronave é dito enflechamento, e é denotado pela letra Λ . Comumente, utiliza-se do enflechamento para diminuir o arrasto e outros efeitos que prejudicam a eficiência aerodinâmica da asa em situações de voo transônico e supersônico (Figura 26) (RAYMER, 1989).

Outras vantagens podem ser obtidas quando se utiliza de asas com enflechamento: esta configuração naturalmente aumenta a estabilidade da aeronave sendo necessário, em alguns casos, que se utilize de outros artifícios de projeto para que não se tenha uma estabilidade excessiva, fator que dificulta o controle da mesma (RAYMER, 1989).

Figura 25 – Diferentes tipos de ângulos de enflechamento.



Fonte: SADRAEY, 2013.

Figura 26 – Northrop Grumman F14 TOMCAT com seu enflechamento positivo (a) e Northrop Grumman X29 com suas asas de enflechamento negativo (b).



(a)



(b)

Fonte: (a) AIRLINERS, 2005. (b) NASA, 2017.

Temos ainda o ângulo de diedro, representado pela letra Γ , que é aquele formado pela asa em relação ao plano horizontal da aeronave (Figura 27). Para tanto, este ângulo é extremamente dependente das escolhas da posição de fixação da asa na fuselagem e do enflechamento da mesma (RAYMER, 1989).

O ângulo de diedro de uma asa tende a produzir um momento de rolagem – proporcional ao próprio diedro - na aeronave quando se efetua curvas inclinadas devido ao fato de que o movimento da aeronave em direção a asa que está abaixada provoca um aumento no ângulo de ataque, como ilustrado na Figura 28 (RAYMER, 1989).

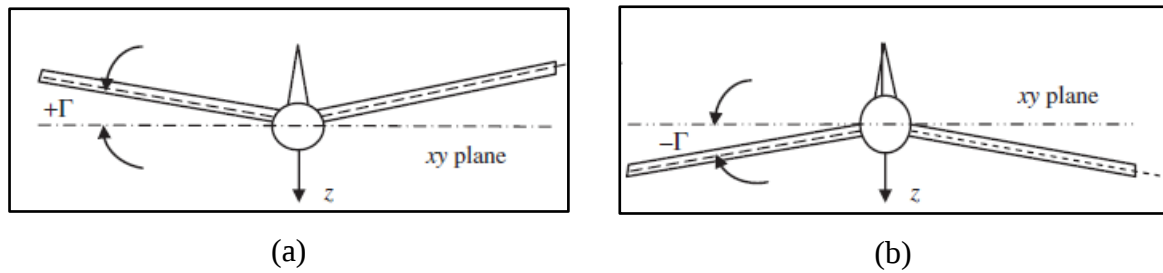
A Tabela 1 nos mostra alguns valores típicos de ângulos de diedro para determinadas classes de aeronaves.

Tabela 1 – Valores típicos de ângulos de diedro.

Posição Tipo de Uso	Asa Baixa	Asa Média	Asa Alta
Civis sem Γ	5° a 7°	2° a 4°	0° a 2°
Subsônicas com Γ	3° a 7°	-2° a 2°	-5° a -2°
Supersônicas c/ Γ	0° a 5°	-5° a 0°	-5° a 0°

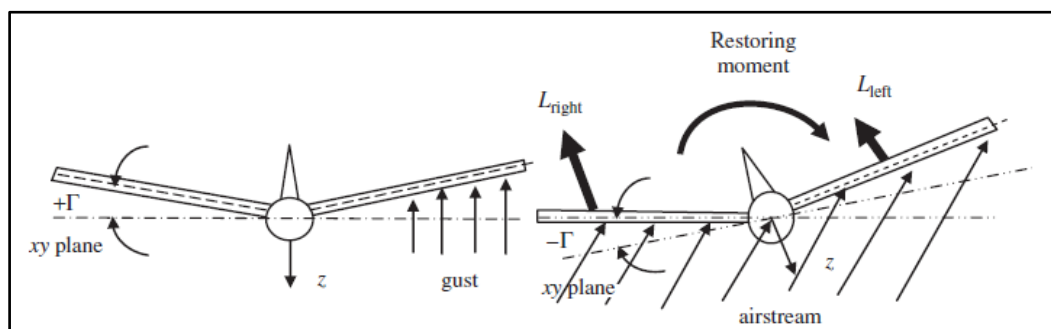
Fonte: RAYMER, 1989.

Figura 27 – Ângulo de diedro (a) e anedro (b).



Fonte: SADRAEY, 2013.

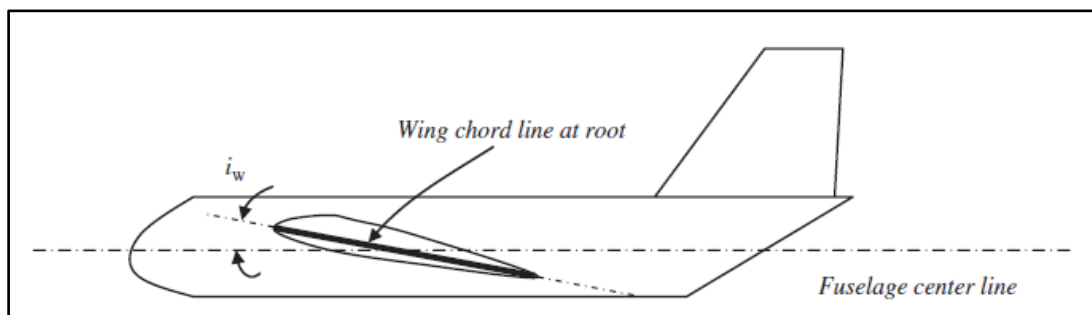
Figura 28 – Estabilidade lateral ocasionada pelo ângulo de diedro.



Fonte: SADRAEY, 2013.

Por fim, temos o ângulo de incidência da asa (i_w), que é aquele formado pela corda do aerofólio com a raiz da asa (Figura 29), sendo de extrema importância pois proporciona que a aeronave sempre tenha a sustentação necessária mesmo quando o ângulo de ataque da fuselagem seja nulo. Comumente toma-se o valor do ângulo correspondente ao coeficiente de sustentação ideal para ser o ângulo de incidência da asa (SADRAEY, 2013).

Figura 29 – Ângulo de incidência da asa.



Fonte: SADRAEY, 2013.

2.7. DIMENSIONAMENTO DE ASA E MOTOR

Em uma aeronave, o grupo moto-propulsor será o responsável por fornecer a potência necessária para deslocar a aeronave no ar, podendo ser classificado em diversas categorias relativas à sua forma de funcionamento (RODRIGUES, 2009).

Entretanto, o dimensionamento da asa de uma aeronave está intimamente ligado ao dimensionamento da motorização a ser utilizada. Dessa forma, os parâmetros da carga alar (W/S) e da carga de empuxo (T/W), ou carga de potência (W/P) devem ser determinados logo no início do processo de *design* da aeronave, de modo a otimizar a performance da mesma (RAYMER, 1989).

A carga alar é a razão entre o peso da aeronave (W) pela área da asa (S) e nos mostra a concentração de carga para cada unidade de área da asa; a carga de empuxo é definida como sendo a razão entre o empuxo provido pelo motor a jato da aeronave (T) pelo peso da mesma. Já a carga de potência é associada a aeronaves movidas a hélice, e nos indica o quão pesado a aeronave é em relação ao seu motor (SADRAEY, 2013).

Estes parâmetros estão atrelados a uma série de requisitos de projeto, como velocidade máxima, velocidade de estol, distância de decolagem, entre outros (RAYMER, 1989). Sadraey (2013) pontua que, para se realizar a estimativa destes dados deve-se encontrar uma série de funções que relacionem a carga alar e a carga de empuxo/carga de potência com as limitações de projeto, delimitando uma região onde todas as restrições sejam satisfeitas.

Desse modo, pode-se determinar um ponto ótimo de projeto donde retira-se as estimativas iniciais destes dois importantes parâmetros e, a posteriori, determinar os valores da área da asa e do empuxo/potência necessários para atender aos requisitos do projeto (SADRAEY, 2013).

2.7.1. Restrição de Velocidade de Estol

A velocidade de estol é um dos requisitos mais críticos no projeto de uma aeronave por se tratar da velocidade mínima que a mesma pode voar sem que haja a perda de sustentação, sendo as fases de decolagem e pouso as que causam mais preocupação acerca desse parâmetro. Mas ainda, a velocidade de estol será independente das características do motor, logo a carga alar pode ser estimada separadamente dos parâmetros de motor (RAYMER, 1989). Sadraey (2013), nos mostra que a carga alar devido ao requisito da velocidade de estol é dada por

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_{stall}} = \frac{1}{2} \rho V_{stall}^2 C_{L_{m\acute{a}x}}, \quad (10)$$

onde ρ é a densidade do ar a uma determinada altitude, V_{stall} é a velocidade de estol da aeronave e $C_{L_{m\acute{a}x}}$ é o coeficiente de sustentação máximo.

Nesta etapa de projeto, ainda não temos condições para determinar o coeficiente de sustentação máximo $C_{L_{m\acute{a}x}}$ para que possamos aplicar na Equação 10. Uma alternativa para contornarmos este problema é utilizar-se das séries de dados estatísticos históricos de diversas categorias de aeronaves (FLORES, 2017).

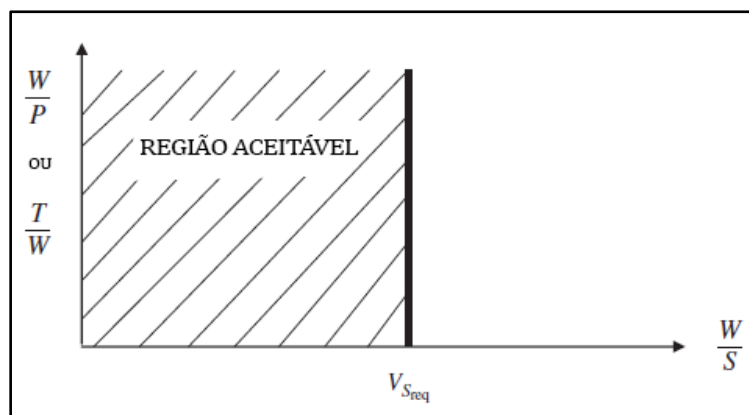
Tabela 2 – Valores típicos para o coeficiente de sustentação máximo.

Categoria de Aeronave	$C_{L_{m\acute{a}x}}$
Asa Delta	2,5 – 3,5
Planador	1,8 – 2,5
Ultraleve	1,8 – 2,4
Aviação Geral	1,6 – 2,2
Jato Executivo	1,6 – 2,6
Transporte a Jato	2,2 – 3,2

Fonte: SADRAEY, 2013.

Como visto na Equação 10 a carga alar devido a velocidade de estol não depende da carga de potência, logo a curva de restrição para velocidade de estol será uma reta vertical, e a região a esquerda desta reta será a região ótima de projeto pois, em geral, baixos valores de velocidade de estol são mais aceitáveis, como mostrado na Figura 30 (SADRAEY, 2013).

Figura 30 – Região aceitável para a restrição de velocidade de estol.



Fonte: SADRAEY, 2013 (adaptado).

2.7.2. Restrição de Velocidade Máxima

Outra importante restrição de projeto é a velocidade máxima que a aeronave irá desenvolver onde, neste caso, o parâmetro requerido depende tanto das características aerodinâmicas quanto das características de motorização (SADRAEY, 2013). Portanto, para aeronaves movidas a hélice, a função que restringe a velocidade máxima será dada por

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{V_{m\acute{a}x}} = \frac{\eta_p}{\frac{1}{2}\rho_0 V_{m\acute{a}x}^3 C_{D_0} \frac{1}{W/S} + \frac{2K}{\rho\sigma V_{m\acute{a}x}} \frac{W'}{S}} \quad (11)$$

onde ρ_0 é a densidade do ar ao nível do mar, ρ é a densidade do ar a uma determinada altitude, $V_{m\acute{a}x}$ é a velocidade máxima da aeronave, C_{D_0} é o coeficiente de arrasto de zero sustentação e η_p é a eficiência da hélice. Ademais, as constantes σ e K são, respectivamente, a densidade relativa do ar e a constante de arrasto induzido

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}, \quad (12)$$

$$K = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR}, \quad (13)$$

em que e é o fator de eficiência de Oswald onde, para o caso de asas sem enflechamento é dado por

$$e = 1,78(1 - 0,045AR^{0,68}) - 0,64, \quad (14)$$

que depende da razão de aspecto AR da asa.

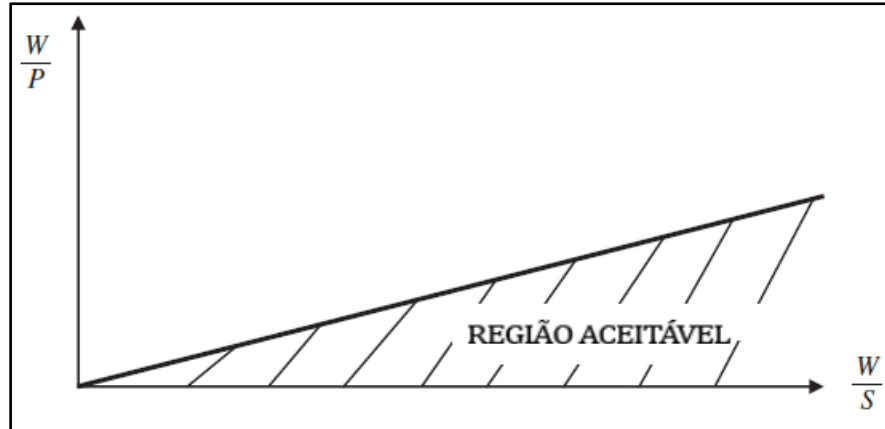
Assim como no caso do coeficiente de sustentação máximo ($C_{L_{m\acute{a}x}}$), nesta etapa do projeto necessitamos de uma série de dados estatísticos históricos para que possamos determinar um valor inicial para o coeficiente de arrasto de zero sustentação (C_{D_0}). Para esta restrição a região aceitável será aquela abaixo da curva pois, ao passo que a velocidade máxima aumenta, a carga de potência diminui, conforme ilustra a Figura 31 (FLORES, 2017).

Tabela 3 – Valores típicos para o coeficiente de arrasto de zero sustentação.

Categoria de Aeronave	C_{D_0}
Planador	0,012 – 0,015
Turbo Hélice	0,018 – 0,024
Aviação Geral (Trem de Pouso Retrátil)	0,02 – 0,03
Aviação Geral (Trem de Pouso Fixo)	0,025 – 0,04

Fonte: SADRAEY, 2013.

Figura 31 – Região aceitável para a restrição de velocidade máxima.



Fonte: SADRAEY, 2013 (adaptado).

2.7.3. Restrição de Distância de Decolagem

A distância de decolagem é um fator importante no projeto conceitual de uma aeronave quanto a sua performance pois, pode-se determinar as características de asa e de motor frente as necessidades impostas pela pista em que se irá operar. Sadraey (2013) define a distância de decolagem como sendo “a distância entre o ponto de início da decolagem até o local onde um obstáculo padrão que a aeronave deve livrar”.

A curva de restrição com base na distância de decolagem é descrita matematicamente como sendo

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO}} = \frac{1 - \exp\left(0,6\rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}\right) \left[\exp\left(0,6\rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)\right]} \frac{\eta_p}{V_{TO}}, \quad (15)$$

onde ρ é a densidade do ar a uma determinada altitude, g é a aceleração da gravidade, S_{TO} é a distância de decolagem, V_{TO} é a velocidade de decolagem, μ é o coeficiente de atrito da pista, e η_p é a eficiência da hélice. A velocidade de decolagem é ligeiramente maior que a velocidade de estol, geralmente variando na faixa de 10% a 30% acima da V_{stall} .

Além disso, o termo C_{L_R} é conhecido como coeficiente de sustentação na decolagem

$$C_{L_R} = \frac{2mg}{\rho S V_{TO}^2}, \quad (16)$$

e o termo C_{D_G}

$$C_{D_G} = C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}}, \quad (17)$$

em que $C_{D_{TO}}$ e $C_{L_{TO}}$ são, respectivamente, os coeficientes de arrasto e sustentação durante a decolagem.

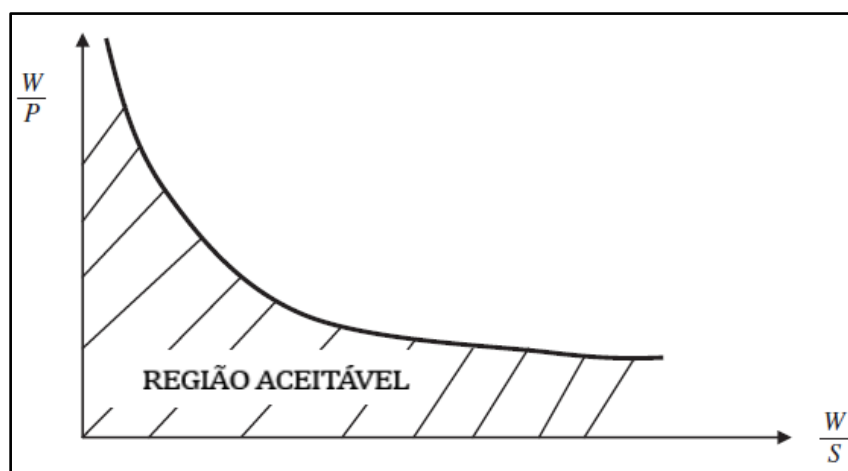
Tabela 4 – Valores típicos de coeficiente de atrito de pistas de pouso.

Superfície	μ
Concreto/Asfalto Seco	0,03 – 0,05
Concreto/Asfalto Molhado	0,05
Relva	0,04 – 0,07
Grama	0,05 – 0,1
Solo Regular	0,1 – 0,3

Fonte: SADRAEY, 2013.

Para esta restrição a região aceitável deve ser aquela a baixo da curva pois, quanto maior for a distância de decolagem requerida, menor será a carga de potência exigida para atender ao parâmetro da distância de decolagem, como mostra a Figura 32 (FLORES, 2017).

Figura 32 – Região aceitável para a restrição de distância de decolagem.



Fonte: SADRAEY, 2013 (adaptado).

2.7.4. Restrição de Teto

O teto de uma aeronave é definido como sendo a altitude a qual a mesma pode realizar um voo nivelado. Sadraey (2013), pontua alguns tipos de teto mais usuais para a aviação civil

- Teto Absoluto (h_{AC}): é a altitude máxima a qual a aeronave pode voar nivelada sem razão de subida;
- Teto de Serviço (h_{SC}): é a máxima altitude que uma aeronave pode chegar com uma razão de subida de 100 ft/min ;

- Teto de Cruzeiro (h_{CC}): é a máxima altitude que uma aeronave pode chegar com uma razão de subida de 300 *ft/min*.

A Equação que nos fornece a curva de restrição de teto é dada por

$$\left(\frac{W}{P}\right)_C = \frac{\sigma_C}{\frac{ROCC}{\eta_p} + \sqrt{\frac{2}{\rho_C \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}} S} \left[\frac{1,155}{(L/D)_{máx} \eta_p} \right]}}, \quad (18)$$

onde ρ_C é a densidade do ar em um determinado teto, σ_C é a densidade relativa no teto, $(L/D)_{máx}$ é a razão sustentação-arrasto máxima e $ROCC$ é a razão de subida até aquele teto.

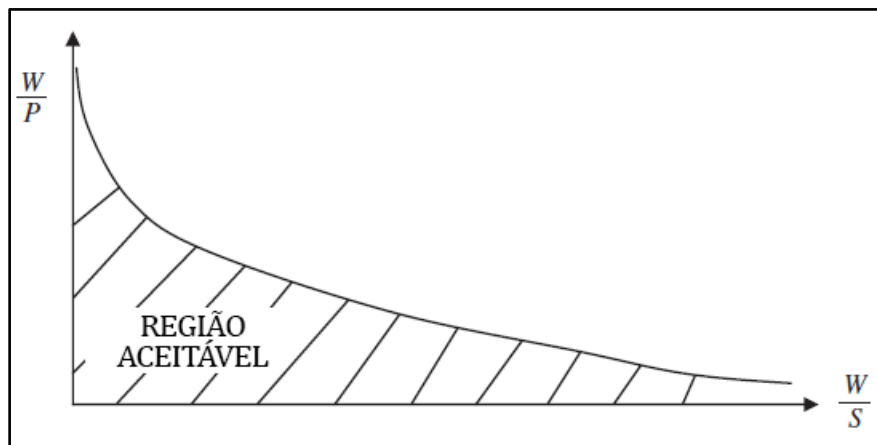
Novamente, deve-se recorrer a série histórica de dados estatísticos para se escolher a razão sustentação-arrasto máxima de modo a montar a curva de restrição. A região aceitável neste caso será aquela que se localizar abaixo da curva de restrição conforme ilustra a Figura 33 (SADRAEY, 2013).

Tabela 5 – Valores típicos de razão sustentação-arrasto.

Categoria de Aeronave	$(L/D)_{máx}$
Planador	20 – 35
Transporte a Jato	12 – 20
Aviação Geral	10 – 15
Ultraleve	8 - 15

Fonte: SADRAEY, 2013.

Figura 33 – Região aceitável para a restrição de teto.



Fonte: SADRAEY, 2013 (adaptado).

2.7.5. Sustentação Requerida para a Asa

Para que se possa determinar a sustentação necessária para a asa, que já foi previamente dimensionada a partir das equações de restrição, Sadraey (2013) enumera alguns passos para que se encontre o coeficiente de sustentação ideal do aerofólio a ser utilizado (C_{l_i}), bem como o coeficiente de sustentação máximo da asa ($C_{L_{máx_W}}$).

Primeiro, é necessário que se calcule o coeficiente de sustentação em cruzeiro ideal da aeronave, dado por

$$C_{L_c} = \frac{2W_{méd}}{\rho V_c^2 S_W}, \quad (19)$$

onde $W_{méd}$ é o peso médio da aeronave em cruzeiro, V_c é a velocidade de cruzeiro e S_W é a área da asa.

O segundo passo será a determinação do coeficiente de sustentação em cruzeiro da asa que leva em conta a contribuição da fuselagem, da cauda e demais componentes para a sustentação da aeronave. Esta relação é aproximadamente de

$$C_{L_{c_W}} = \frac{C_{L_c}}{0,95}. \quad (20)$$

No terceiro passo, encontraremos o coeficiente de sustentação ideal do, que é aproximadamente

$$C_{l_i} = \frac{C_{L_{c_W}}}{0,9}. \quad (21)$$

O penúltimo passo será a determinação do coeficiente de sustentação máximo da aeronave, dado por

$$C_{L_{máx}} = \frac{2W_{TO}}{\rho_0 V_S^2 S_W}, \quad (22)$$

em que W_{TO} é o peso de decolagem da aeronave e V_S é a velocidade de estol da mesma.

Por fim, caso a asa não seja provida de dispositivos hipersustentadores, como os *flaps*, por exemplo, o coeficiente de sustentação máximo da asa será aproximadamente

$$C_{L_{máx_W}} = \frac{C_{L_{máx}}}{0,95}. \quad (23)$$

2.8. EMPENAGEM HORIZONTAL

Na empenagem também temos a presença de superfícies aerodinâmicas, porém destinadas para o controle e estabilidade da aeronave. Dessa forma, dividimos estas superfícies

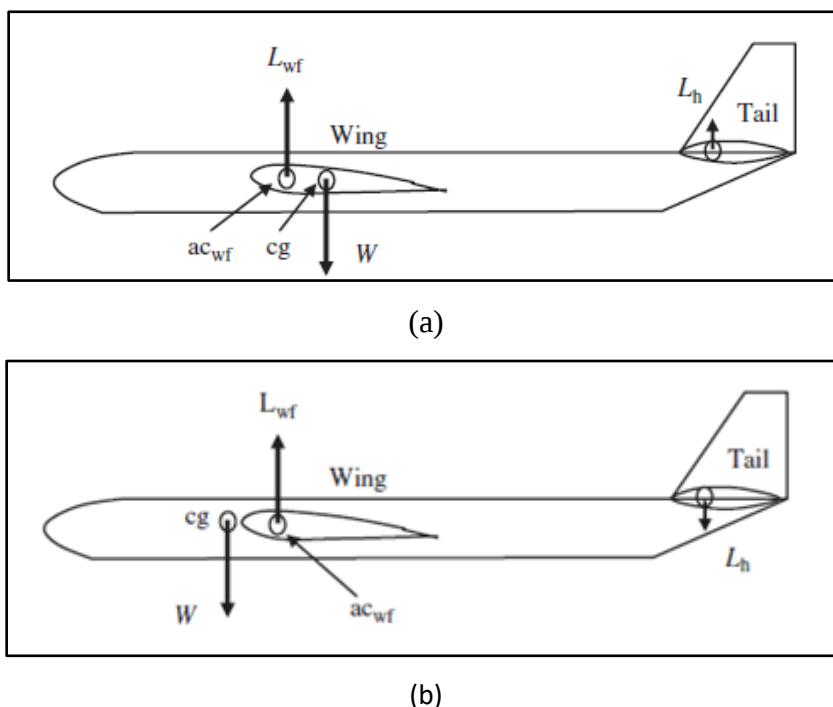
de controle em estabilizadores horizontais e vertical, e nestes vão as superfícies móveis de controle responsáveis pelos movimentos de guinada e arfagem da aeronave (RODRIGUES, 2009).

A função primordial dos estabilizadores horizontais é compensar os momentos atuantes na aeronave através da aplicação de uma pequena parcela da força de sustentação sobre o braço de alavanca da cauda da aeronave, como pode-se observar na Figura 34 (RAYMER, 1989).

O controle e estabilidade longitudinal da aeronave são obtidos através dos estabilizadores horizontais (RODRIGUES, 2009) os quais são responsáveis em balancear os momentos produzidos pelas asas (RAYMER, 1989).

É válido ressaltar que os momentos produzidos pelas asas variam muito de acordo com as atitudes as quais a aeronave é submetida durante o voo. Desse modo, a fim de minimizar a carga de trabalho do piloto, os estabilizadores podem ter seu ângulo de incidência variável de modo a compensar os momentos de asa específicos de cada situação.

Figura 34 – Sustentação gerada pela cauda: positiva (a) e negativa (b).



Fonte: SADRAEY, 2013.

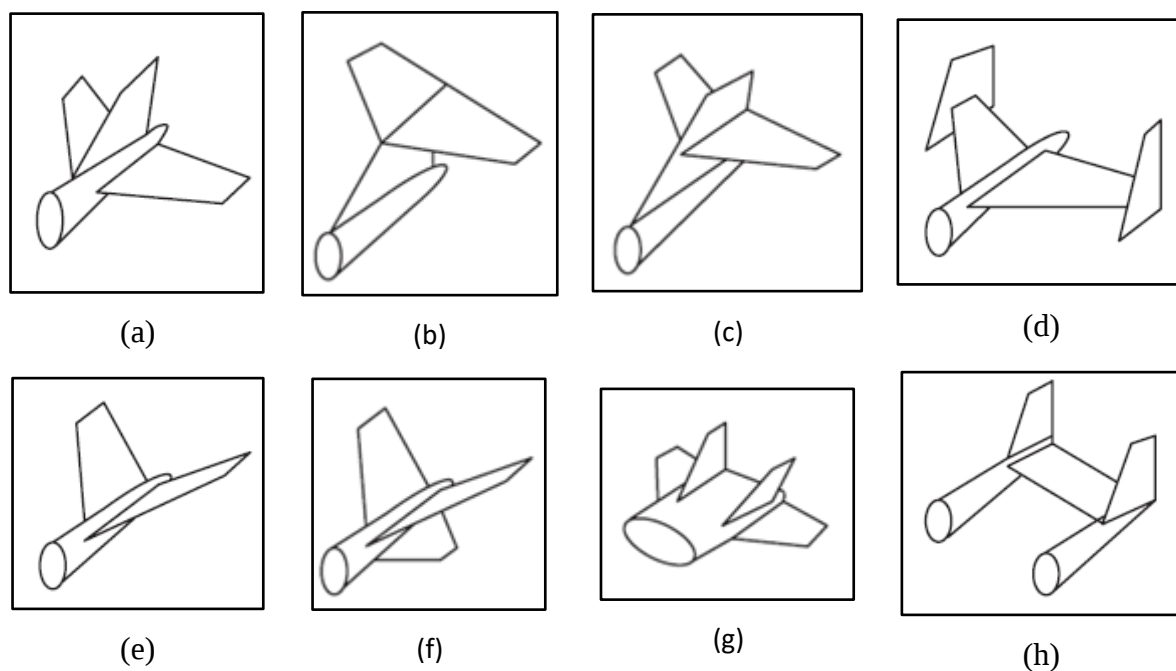
Sua localização relativa a posição das asas é de extrema importância para as características de *stall*, de modo que sempre se busca retardar a perda de controle das superfícies móveis da empennagem diante da perda de sustentação das asas. Para aeronaves em voo

subsônico a fixação dos estabilizadores horizontais próximos ao nível da asa promove uma boa resposta diante do *stall* (RAYMER, 1989).

Assim como as configurações de asa, a empenagem também terá seu arranjo modificado a depender do uso ao qual a aeronave irá ser destinada (vide Figura 35). Para a maioria dos casos o arranjo convencional é empregado largamente pois atende um grande leque de demandas de serviço (RAYMER, 1989).

A escolha do perfil a ser utilizado nos estabilizadores segue os mesmos princípios utilizados para as asas, bem como a escolha da geometria a ser escolhida que geralmente é proporcional a das asas. Todos os outros parâmetros geométricos como a razão de aspecto, afilamento, enflechamento e ângulo de diedro são escolhidos sempre com o intuito de prevenir a perda de controle das superfícies móveis da empenagem, retardando ao máximo a ocorrência do *stall* (RAYMER, 1989).

Figura 35 – Arranjos de cauda dos tipos: (a) convencional, (b) em T, (c) em cruz, (d) em H, (e) em V, (f) em Y, (g) estabilizador vertical duplo e (h) *boom-mounted*.



Fonte: SADRAEY, 2013.

2.8.1. Coeficiente de Volume para a Cauda Horizontal

O dimensionamento da cauda horizontal leva em conta os parâmetros já calculados para a asa da aeronave. Dessa forma, uma das primeiras considerações a serem feitas é o coeficiente de volume para a cauda, que relaciona características da asa com características da cauda (FLORES, 2017).

A efetividade da cauda em gerar momento será proporcional a força de sustentação produzida pelos estabilizadores horizontais e esta, por sua vez, será proporcional a área da cauda horizontal. Logo, o momento produzido será proporcional a esta área e ao braço de alavanca que liga a cauda ao centro de gravidade da aeronave, resultando em uma unidade dimensional de volume (RAYMER, 1989).

Matematicamente, o coeficiente de volume para a cauda horizontal é dado por

$$\bar{V}_{HT} = \frac{l \cdot S_{HT}}{\bar{C} \cdot S_W}, \quad (24)$$

onde l é a distância entre os centros aerodinâmicos da asa/fuselagem e da cauda horizontal, $\bar{C}$ é a corda média aerodinâmica da asa, S_{HT} é a área da cauda horizontal e S_W a área da asa.

Quanto maior for este coeficiente, mais estável longitudinalmente será a aeronave. Outra característica deste parâmetro é que, devido ao fato dele não ser função do peso, aeronaves grandes como jumbos ou cargueiros possuem coeficientes de volume para a cauda semelhantes (SADRAEY, 2013).

Tabela 6 – Valores típicos para o coeficiente de volume para a cauda horizontal.

Categoria de Aeronave	$\bar{V}_{HT}$
Planador	0,6
Aviação Geral à Pistão (monomotor)	0,7
Aviação Geral à Pistão (bimotor)	0,8
Aviação Agrícola	0,5
Transporte a Jato	1,1

Fonte: SADRAEY, 2013.

2.8.2. Braço Ideal para a Cauda Horizontal

A distância entre o centro aerodinâmico do conjunto asa-fuselagem até o centro aerodinâmico da cauda horizontal (Figura 36) é inversamente proporcional a área do mesmo. Logo, se diminuirmos o braço de alavanca, então iremos necessitar de uma maior área para os estabilizadores horizontais e vice-versa. No entanto, existe uma distância ideal para qual otimizamos a área molhada da empenagem reduzindo o arrasto da aeronave (SADRAEY, 2013).

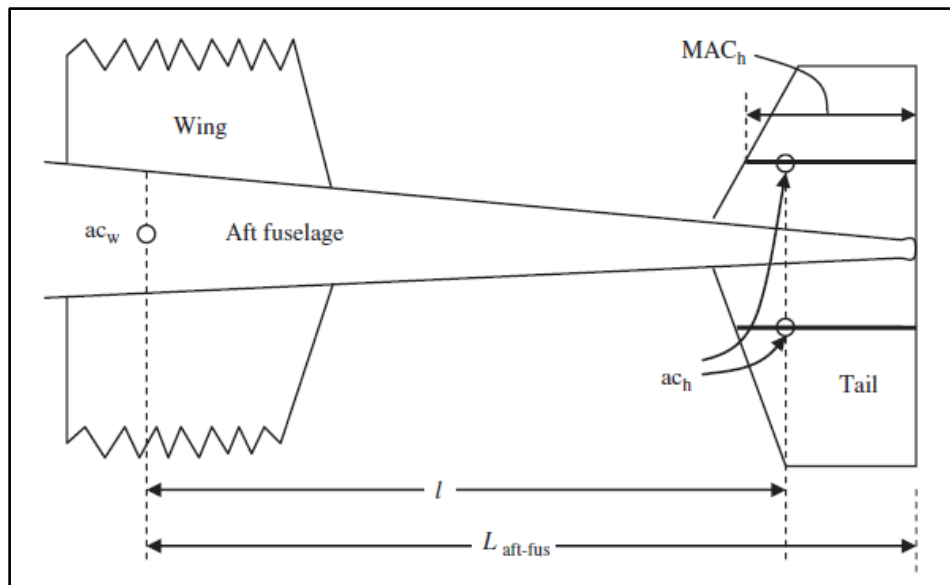
O chamado braço ideal para a cauda horizontal é dado por

$$l_{HT_{opt}} = K_c \sqrt{\frac{4 \cdot \bar{C} \cdot S_W \cdot \bar{V}_{HT}}{\pi \cdot D_f}}, \quad (25)$$

em que K_c é uma constante que depende do formato da fuselagem e D_f é o diâmetro máximo da mesma.

O fator de correção K_c irá variar entre 1 e 1,4 a depender do formato da aeronave: quanto mais cônica a fuselagem, mais próximo de 1 será o valor de K_c . Usualmente, adota-se o valor de 1,1 para aeronaves de aviação geral à pistão (SADRAEY, 2013).

Figura 36 – Braço ideal para a empenagem.



Fonte: SADRAEY, 2013.

2.8.3. Sustentação Requerida para a Cauda Horizontal

Alguns aspectos devem ficar claros quanto a escolha do perfil que irá compor a cauda horizontal: o perfil “nunca” deverá “estolar” logo, é necessário que ele atenda um grande intervalo de ângulos de ataque com boa sustentação; deverá ter comportamento similar para gerar sustentação positiva ou negativa implicando na escolha de um perfil simétrico já que estes possuem comportamentos similares para ângulos de ataque positivos e negativos (SADRAEY, 2013).

Podemos obter o coeficiente de sustentação necessário para a cauda horizontal a partir da Equação 26.

$$C_{L_{HT}} = \frac{C_{m_{0Wf}} + C_L \cdot (h - h_0)}{\eta_{HT} \cdot \bar{V}_{HT}}. \quad (26)$$

Na Equação 26 o termo $C_{m_{0Wf}}$ é o coeficiente de momento do conjunto asa-fuselagem, escrito como sendo

$$C_{m_{0Wf}} = C_{m_{af}} \frac{AR \cdot \cos^2(\Lambda)}{AR + 2 \cos^2(\Lambda)} + 0,01\alpha_t, \quad (27)$$

em que $C_{m_{af}}$ é o coeficiente de momento do aerofólio, AR a razão de aspecto da asa, Λ o ângulo de enflechamento da asa e α_t o ângulo de torção da mesma.

Ainda na Equação 26, o termo η_{HT} refere-se a eficiência da cauda

$$\eta_{HT} = \left(\frac{V_{HT}}{V} \right)^2, \quad (28)$$

onde V é a velocidade em relação ao ar da aeronave e V_{HT} é a velocidade em relação ao ar na região da cauda.

Já os termos h e h_0 na Equação 26 indicam, respectivamente, as posições do centro de gravidade da aeronave e do centro aerodinâmico do conjunto asa-fuselagem, ambos em relação a corda média aerodinâmica da asa

$$h = \frac{X_{CG}}{\bar{C}}, \quad (29)$$

$$h_0 = \frac{X_{ac_{Wf}}}{\bar{C}}. \quad (30)$$

Usualmente, os valores para h_0 encontram-se entre 0,2 e 0,25 para diversas classes de aeronaves. Quanto ao valor de h , devido ao fato de não se ter como precisar inicialmente a posição do centro de gravidade, então deve-se utilizar valores entre 0,1 e 0,3 (FLORES, 2017).

2.8.4. Ângulo de Incidência dos Estabilizadores Horizontais

A função primária do ângulo de incidência da cauda (i_{HT}) é anular os efeitos do momento de arfagem que surgem em torno do centro de gravidade da aeronave, através da geração de sustentação na cauda que balanceie o equilíbrio de momentos (SADRAEY, 2013).

Pela análise da curva de C_l versus α podemos retirar que o ângulo de incidência será dado por

$$\alpha_{HT} = \frac{C_{L_{HT}}}{C_{L_{\alpha_{HT}}}}, \quad (31)$$

onde $C_{L_{HT}}$ é o coeficiente de sustentação desejado e $C_{L_{\alpha_{HT}}}$ é a inclinação da curva de sustentação da cauda, descrita matematicamente como sendo

$$C_{L_{\alpha_{HT}}} = \frac{C_{l_{\alpha_{HT}}}}{1 + \frac{C_{l_{\alpha_{HT}}}}{\pi \cdot AR_{HT}}}, \quad (32)$$

em que $C_{l_{\alpha_{HT}}}$ é a inclinação da curva de sustentação do aerofólio escolhido.

Para que possamos determinar o valor da inclinação da curva de sustentação do aerofólio a ser utilizado podemos nos valer da Equação 33, obtida empiricamente.

$$C_{l_{\alpha_{HT}}} = 1,8\pi \left(1 + 0,8 \frac{t_{máx}}{c} \right), \quad (33)$$

cuja unidade dimensional é $1/rad$.

Mas ainda, devemos levar em conta o efeito de *downwash* da asa (Figura 37) para a escolha correta do ângulo de ataque efetivo da cauda (FLORES 2017). Podemos encontra-lo a través da Equação 34.

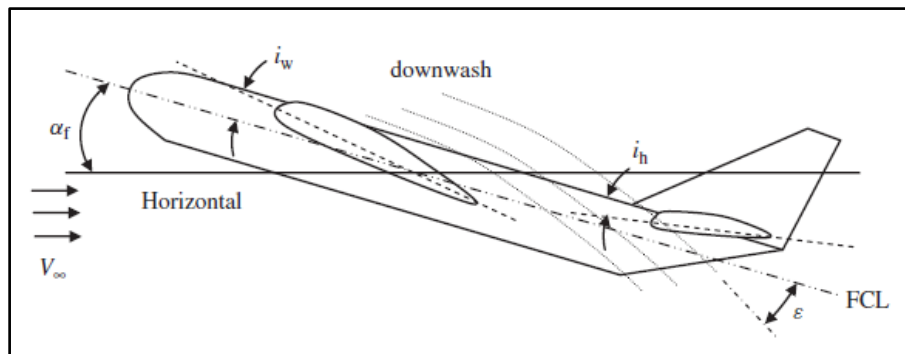
$$\alpha_{HT} = \alpha_f + i_{HT} - \epsilon, \quad (34)$$

onde α_f é o ângulo de ataque da fuselagem, i_{HT} é o ângulo de fixação na fuselagem e ϵ é referente ao *downwash* na cauda, dado por

$$\epsilon = \frac{2 \cdot C_{L_W}}{\pi \cdot AR_W} + \frac{2 \cdot C_{L_{\alpha_W}}}{\pi \cdot AR_W} \cdot \alpha_W, \quad (35)$$

em que $C_{L_{\alpha_W}}$ é a inclinação da curva de sustentação da asa e α_W é o ângulo de ataque da mesma.

Figura 37 – Efeitos do *downwash* da asa sobre a cauda.



Fonte: SADRAEY, 2013.

2.8.5. Posição Vertical dos Estabilizadores Horizontais

A posição vertical da cauda horizontal em relação a linha de corda da asa (Figura 38), que propicia a maior efetividade da cauda é, geralmente, obtida através de detalhadas análises

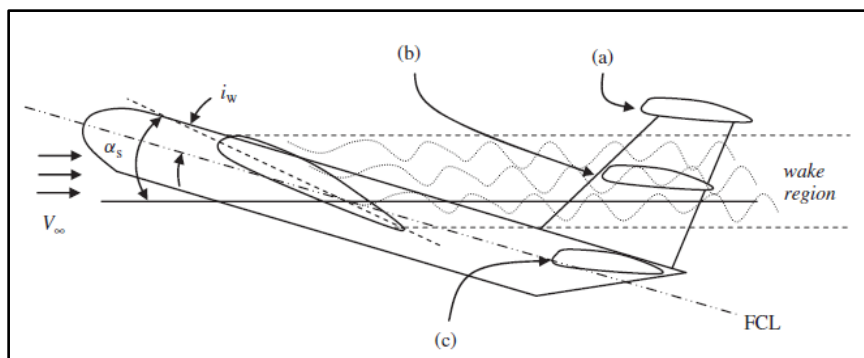
CFD pois os demais componentes da aeronave como asas, fuselagem e motores, irão afetar diretamente a efetividade da cauda horizontal (SADRAEY, 2013).

Entretanto, podemos estimar valores iniciais para a altura da cauda horizontal a partir de um intervalo obtido experimentalmente

$$l \cdot \tan(\alpha_s - i_w - 3) < h_t < l \cdot \tan(\alpha_s - i_w + 3), \quad (36)$$

onde l é o braço de alavanca da cauda, α_s é o ângulo de estol da asa e i_w é a incidência da mesma.

Figura 38 – Influência da asa na escolha da altura da cauda horizontal.



Fonte: SADRAEY, 2013.

2.8.6. Outros Parâmetros de Cauda Horizontal

Os demais parâmetros geométricos para a cauda horizontal (Figura 39) seguem os mesmos princípios já discutidos acerca da geometria de asas finitas. Dessa forma

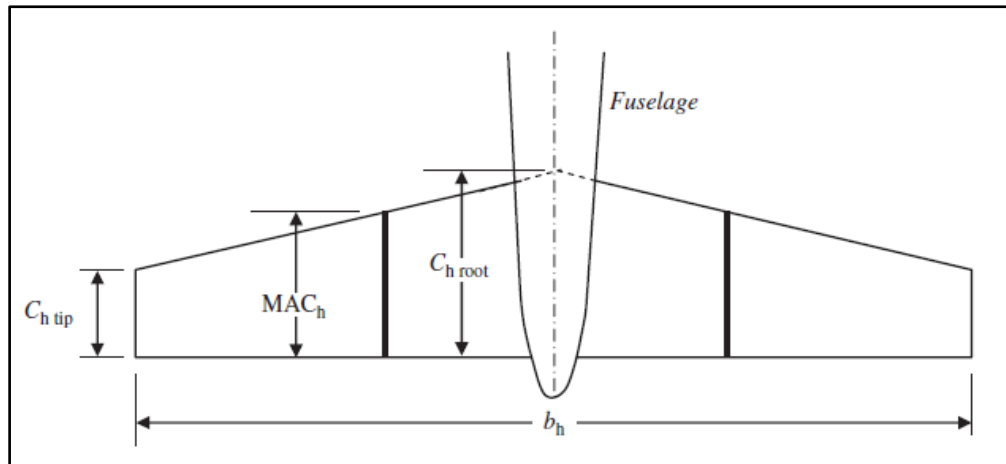
$$AR_{HT} = \frac{2}{3} AR_W = \frac{b_{HT}^2}{S_{HT}}, \quad (37)$$

$$\lambda_{HT} = \frac{c_{HTt}}{c_{HTr}}, \quad (38)$$

$$\bar{c}_{HT} = \frac{2}{3} c_{HTr} \left(\frac{1 + \lambda_{HT} + \lambda_{HT}^2}{1 + \lambda_{HT}} \right), \quad (39)$$

$$\bar{y}_{HT} = \frac{b_{HT}}{6} \left(\frac{1 + 2\lambda_{HT}}{1 + \lambda_{HT}} \right). \quad (40)$$

Figura 39 – Demais parâmetros geométricos da cauda horizontal.



Fonte: SADRAEY, 2013.

2.9. EMPENAGEM VERTICAL

A estabilidade e o controle transversal da aeronave, isto é, o controle direcional da mesma é de responsabilidade do estabilizador vertical (RODRIGUES, 2009). Entretanto, a maioria dos *designs* de aeronaves modernas é simétrico em relação ao plano transversal, logo não há assimetrias significativas de forças atuantes nesta direção que necessitem de ser compensadas (RAYMER, 1989).

A maioria das aeronaves é simétrica em relação ao plano xz , logo a trimagem direcional ocorre espontaneamente. Em casos de aeronaves bimotoras que tenha falha em um de seus motores, ou ainda aeronaves a pistão que sofrem o *propwash* teremos uma assimetria de forças a qual a cauda vertical terá que ser capaz de compensar (SADRAEY, 2013).

Grande parte dos parâmetros que foram discutidos acerca da empenagem horizontal poderá ser aplicada sem alterações severas a teoria envolvida no dimensionamento da empenagem vertical, como pode-se perceber na Figura 40.

significativo costuma-se definir pequenos ângulos de incidência de modo a balancear este efeito (FLORES, 2017).

2.9.3. Outros Parâmetros de Cauda Vertical

Os demais parâmetros geométricos para a cauda vertical seguem os mesmos princípios já discutidos. Dessa forma

$$AR_{VT} = \frac{b_{VT}^2}{S_{VT}}, \quad (42)$$

$$\lambda_{VT} = \frac{c_{VTt}}{c_{VT_r}}, \quad (43)$$

$$\bar{c}_{VT} = \frac{2}{3} c_{VT_r} \left(\frac{1 + \lambda_{VT} + \lambda_{VT}^2}{1 + \lambda_{VT}} \right), \quad (44)$$

$$\bar{y}_{VT} = \frac{b_{VT}}{6} \left(\frac{1 + 2\lambda_{VT}}{1 + \lambda_{VT}} \right). \quad (45)$$

2.10. SUPERFÍCIES DE CONTROLE

Em todas as estruturas aerodinâmicas já citadas temos a presença de superfícies móveis que tem por objetivo realizar o controle da aeronave em três graus de liberdade: movimentos de rolamento, guinada e arfagem (RODRIGUES, 2009).

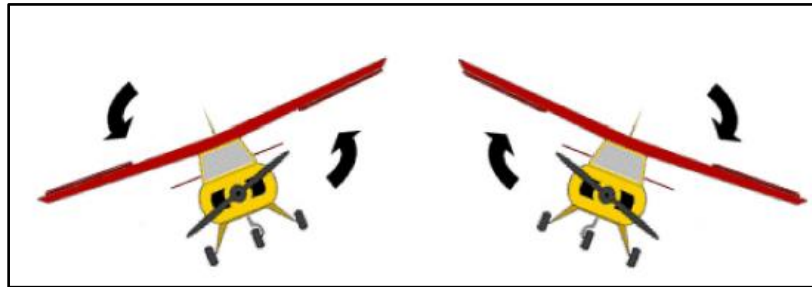
Nas asas, localizados no bordo de fuga, temos a presença dos ailerons que promovem o movimento de rolamento em torno do eixo longitudinal da aeronave (Figura 41-a), através de uma assimetria de sustentação nas asas. Ao serem comandados, os ailerons serão defletidos, para cima ou para baixo, em direções opostas, de modo que a asa cujo aileron foi movimentado para baixo tenha um aumento do arqueamento do perfil e consequente elevação da sustentação; do mesmo modo, a asa cujo aileron foi movimentado para cima terá uma diminuição do arqueamento e consequente redução da sustentação (RODRIGUES, 2009).

Como responsáveis pelo movimento de arfagem temos os profundores, localizados no bordo de fuga dos estabilizadores horizontais (Figura 41-b). Eles ocasionam o surgimento de um momento em torno do centro de gravidade da aeronave, devido a direção da sustentação gerada devido a deflexão da superfície (RODRIGUES, 2009).

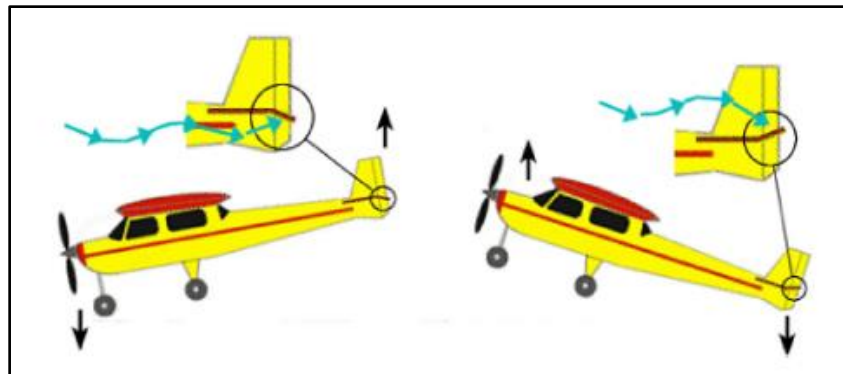
Por fim, o movimento de guinada é proporcionado pelo leme de direção, presente no estabilizador vertical (Figura 41-c). Seu princípio de funcionamento é o mesmo dos

profundores: criar um momento em torno do centro de gravidade devido a direção da sustentação gerada devido a deflexão da superfície (RODRIGUES, 2009).

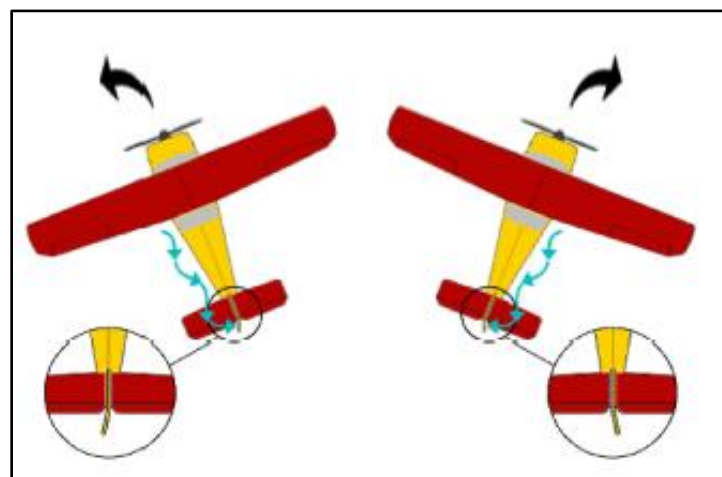
Figura 41 – Movimentos básicos de uma aeronave: ailerons e o movimento de rolagem (a), profundores e o movimento de arfagem (b), leme de direção e o movimento de guinada (c).



(a)



(b)



(c)

Fonte: RODRIGUES, 2009.

2.11. REDES DE PETRI E REDES DE PETRI COLORIDAS

Idealizadas na década de 60 por Carl Adam Petri, as redes de Petri são uma forma consistente de modelagem de sistemas pautado em um forte formalismo matemático que, desde seu início, era voltado para a modelagem de sistemas concorrentes. Entretanto, com o avanço dos estudos sobre o trabalho de Petri, as aplicabilidades deste método passaram a abranger diversos setores da indústria e ciência como a modelagem de hardware, controle de processos, avaliação de desempenho, protocolos de comunicação, circuitos integrados, dentre outros (MARRANGHELLO, 2005).

2.11.1. Classificação das Redes de Petri

Pode-se classificar as redes de Petri com base em seu nível de abstração. As redes consideradas de baixo nível são mais adequadas para modelos teóricos do sistema (JENSEN, 2009), devido ao fato de que suas marcas só são diferenciáveis entre si de acordo com suas redes associadas (MARRANGHELLO, 2005).

Já as redes de alto nível são mais adequadas para uso prático, devido a sua capacidade de diferenciar suas marcas através de estruturas semânticas (MARRANGHELLO, 2005), permitindo assim, segundo Jensen e Kristensen (2009, p. 14 – Tradução nossa) “a construção de modelos compactos e parametrizados”.

Dessa forma, as redes de Petri coloridas (do inglês, *Coloured Petri Nets* – CPN) nada mais são do que a combinação das redes de Petri de baixo nível com linguagem de programação de alto nível (JENSEN, 2009). Dessa forma, segundo Costa (2019), o uso de linguagem de programação de alto nível “fornece os primitivos para a definição de tipos de dados, para descrever a manipulação de dados e para criar modelos compactos e parametrizáveis”.

Jensen e Kristensen (2009, p. 14 – Tradução nossa) ainda destaca que “ao realizar simulações em modelos de redes de Petri coloridas é possível investigar diferentes cenários e explorar o comportamento do sistema”. Isto se deve ao fato de que as CPN podem retratar tanto os estados ao qual o sistema se encontra, quanto as ações a serem tomadas sobre o sistema para que o mesmo mude estes estados (JENSEN, 2009).

Esta característica permite aos modelos em rede de Petri coloridas a capacidade de realizar simulações passo a passo mostrando como o sistema está reagindo as ações tomadas sobre ele e ainda, através das simulações automáticas, de que forma pode-se otimizar o modelo o máximo possível (JENSEN, 2009).

Ademais, pode-se associar extensões com a finalidade de hierarquizar a rede de Petri – de modo a simplificar seu entendimento pelo usuário – ou ainda adicionar dependência temporal as mesmas, que podem ser determinísticas ou não determinísticas (MARRANGHELLO, 2005).

2.11.2. Conceitos Básicos das Redes de Petri

Uma rede de Petri é composta basicamente por lugares, transições, arcos e marcações: os lugares do sistema são suas variáveis passivas; as transições do sistema são suas variáveis ativas; os arcos relacionam a transformação de um estado em outro através de uma transição; as fichas ou marcações indicam que determinado estado do sistema está ativo. Usualmente estes são representados por elipses, retângulos, setas e pontos, respectivamente, tal qual representado na Figura 42 (MARRANGHELLO, 2005).

Formalmente, podemos definir uma rede de Petri como

$$PN = \{P, T, F, W, M_0\}, \quad (46)$$

em que os conjuntos que o formam são descritos como sendo

$$P = \{p_1, p_2, \dots, p_i\}, \quad (47)$$

$$T = \{t_1, t_2, \dots, t_i\}, \quad (48)$$

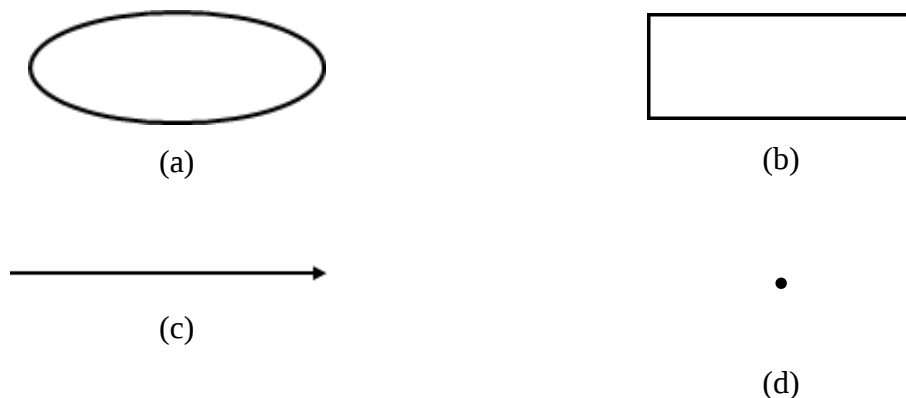
$$F \subseteq (P \times T) \cup (T \times P), \quad (49)$$

$$W: F \rightarrow \{1, 2, 3, \dots\}, \quad (50)$$

$$M_0: P \rightarrow \{0, 1, 2, 3, \dots\}, \quad (51)$$

onde as relações 47, 48, 49, 50 e 51 representam, respectivamente, o conjunto dos lugares, o conjunto das transições, o conjunto de arcos, a função de peso e a marcação inicial.

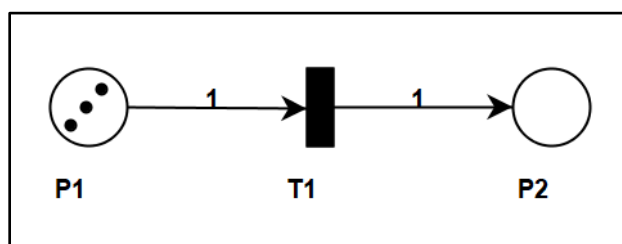
Figura 42 – Elementos básicos de uma RdP: lugares (a), transições (b), arcos (c) e marcações (d).



Se um lugar p_1 possui uma marcação, então o estado parcial do sistema associado a este lugar está ativo. Se p_1 estiver ligado através de um arco a uma transição t_1 e essa a um lugar p_2 então, caso t_1 seja disparada alguma ação é realizada, como, por exemplo, um quantitativo específico de fichas (*tokens*) é retirado de p_1 e colocado em p_2 , podendo t_1 ser desabilitada ou não, e habilitando ou não a transição de saída associada a p_2 . Neste caso, chamamos p_1 de lugar de entrada e p_2 de lugar de saída, como pode ser visto na Figura 43 (COSTA, 2019).

Mas ainda, os arcos podem possuir pesos, isto é, números naturais excluindo o zero ($\mathbb{N}^*$), que irão ditar quantas fichas são necessárias no lugar de entrada para que a transição seja ativada. Aqui, não se deve confundir fichas com marcações: a quantidade de fichas em um determinado lugar do modelo irá determinar uma marcação. Caso a quantidade de fichas no lugar de entrada seja maior ou igual ao peso do arco, então a transição associada estará habilitada, ou seja, apta a disparar (COSTA, 2019).

Figura 43 – Exemplo de funcionamento da relação entre estados e transições.



Fonte: O autor, 2019.

2.11.3. Redes de Petri Coloridas

O formalismo das redes de Petri tradicionais não permite sua utilização em modelos muito complexos, ou ainda em modelos que necessitem de uma diferenciação das fichas que estão contidas nos lugares (COSTA, 2019).

Dessa forma, como as redes de Petri coloridas possuem a capacidade de diferenciar suas fichas através de estruturas semânticas (MARRANGHELLO, 2005) e são basicamente a combinação das redes de Petri de baixo nível com linguagem de programação de alto nível (JENSEN, 2009) elas se tornam aptas para elaborar modelos mais próximos do contexto real.

Além disso, as redes de Petri coloridas podem ser modularizadas, isto é, divididas em módulos que podem ser analisados, modificados e simulados de maneira individual, facilitando a organização e o fluxo de trabalho em modelos muito grandes. As redes de Petri coloridas modularizadas dá-se a classificação de hierárquicas (COSTA, 2019).

Formalmente, Jensen e Kristensen (2009) definem as n-uplas para as CPNs não hierárquicas como sendo

$$CPN = \{P, T, A, \Sigma, V, C, G, E, I\}, \quad (52)$$

onde seus elementos são:

- P é um conjunto finito de lugares;
- T é um conjunto finitos de transições tal que $P \cap T = \emptyset$;
- $A \subseteq P \times T \cup T \times P$ é um conjunto de arcos direcionados;
- Σ é um conjunto finito não vazio de cores;
- V é um conjunto finito de variáveis tipadas tal que $Tipo[v] \in \Sigma \forall v \in V$;
- $C: P \rightarrow \Sigma$ é uma função de conjunto de cores que atribui uma cor para cada lugar;
- $G: T \rightarrow EXPR_V$ é uma função de guarda que atribui uma guarda para cada transição t tal que $Tipo[G(t)] = Bool$;
- $E: A \rightarrow EXPR_V$ é uma função de expressão de arco que atribui uma expressão de arco para cada arco a tal que $Tipo[E(a)] = C(p)_{MS}$, em que p é o lugar conectado ao arco a ;
- $I: P \rightarrow EXPR_\emptyset$ é uma função de inicialização que atribui uma expressão de inicialização para cada lugar p tal que $Tipo[I(p)] = C(p)_{MS}$.

Mas ainda, Jensen e Kristensen (2009) também definem as n-uplas para as redes de Petri coloridas hierárquicas como sendo

$$CPN_H = \{S, SM, PS, FS\}, \quad (53)$$

em que seus elementos são:

- S é um conjunto finito de módulos. Cada módulo é um módulo de rede de Petri colorida $s = \{(P^s, T^s, A^s, \Sigma^s, V^s, C^s, G^s, E^s, I^s), T_{sub}^s, P_{porta}^s, PT^s\}$. É requerido que $(P^{s_1} \cup T^{s_1}) \cap (P^{s_2} \cup T^{s_2}) = \emptyset$ para todo $s_1, s_2 \in S$, tal que $s_1 \neq s_2$;
- $SM: T_{sub} \rightarrow S$ é uma função de submódulo que atribui um submódulo para cada transição de substituição. É requerido que a hierarquia modular seja acíclica;
- PS é uma função de relação *port-socket* que atribui uma relação *port-socket* $PS(t) \subseteq P_{sock}(t) \times P_{port}^{SM(t)}$ para cada situação de transição t . É requerido que $ST(p) = PT(p')$, $C(p) = C(p')$ e $I(p)\langle \rangle = I(p')\langle \rangle$ para todo $(p, p') \in PS(t)$ e todo $t \in T_{sub}$;

- $FS \subseteq 2^P$ é um conjunto não vazio de conjuntos de fusão tal que $\mathcal{C}(p) = \mathcal{C}(p')$ e $I(p)\langle \rangle = I(p')\langle \rangle$ para todo $(p, p') \in fs$ e todo $fs \in FS$.

3. METODOLOGIA

O universo de pesquisa é o campo de causalidades que originam e propiciam o voo e os parâmetros analisados foram aqueles ligados aos fenômenos físicos que ocorrem no voo. Esta pesquisa tem caráter quantitativa-qualitativa devido a análise dos dados obtidos durante os ensaios virtuais.

O presente trabalho foi dividido em quatro partes principais: primeiro, o estudo bibliográfico das principais metodologias de projeto; segundo, a delimitação dos requisitos e parâmetros mínimos necessários; terceiro, análise do comportamento em voo e comparação dos modelos virtuais; quarto, modelagem do sistema de voo embarcado. Na Figura 44 pode-se observar o fluxo de trabalho seguido para o desenvolvimento do projeto.

A primeira etapa foi constituída da pesquisa teórica fundamentada nas principais literaturas sobre design e projeto aeronáutico buscando organizar o fluxo de trabalho das etapas posteriores visando o menor número de alterações severas que poderiam vir a aparecer no decorrer de todo o processo.

Na segunda etapa foram delimitados os requisitos mínimos necessários de modo a atender às necessidades de projeto estipuladas. Para tanto, foi realizada profunda pesquisa no estado da arte no que tange as especificações técnicas de aeronaves que estejam no mesmo nicho de atuação proposto, reunindo informações necessárias para a determinação dos parâmetros iniciais de projeto.

Foi nesta etapa que os parâmetros de carga de potência e carga alar foram encontrados após análise numérica das equações de restrição descritas na seção 2.7 e, consequentemente, determinados a potência necessária e a área da asa estimadas para uma carga útil. Com isso, e de posse de informações já conhecidas da razão de aspecto e afilamento da asa, pode-se calcular a geometria da mesma e inferir suas necessidades de projeto.

Na terceira fase foram construídos os modelos virtuais já com base nos requisitos mínimos previstos na etapa anterior realizando assim, simulações de modo a observar o comportamento durante o voo dos modelos, destacando os pontos positivos e negativos de cada um e verificando quais atenderiam as necessidades de projeto definidas na etapa dois.

Neste ponto, foram analisados uma série de perfis aerodinâmicos – selecionados na etapa um – utilizando o software *XFLR5*, comparando-os frente a três diferentes situações de voo: na velocidade de estol, na velocidade máxima e na velocidade de cruzeiro. Ao final deste processo, foi escolhido um perfil que mais se adequasse as necessidades da asa da aeronave.

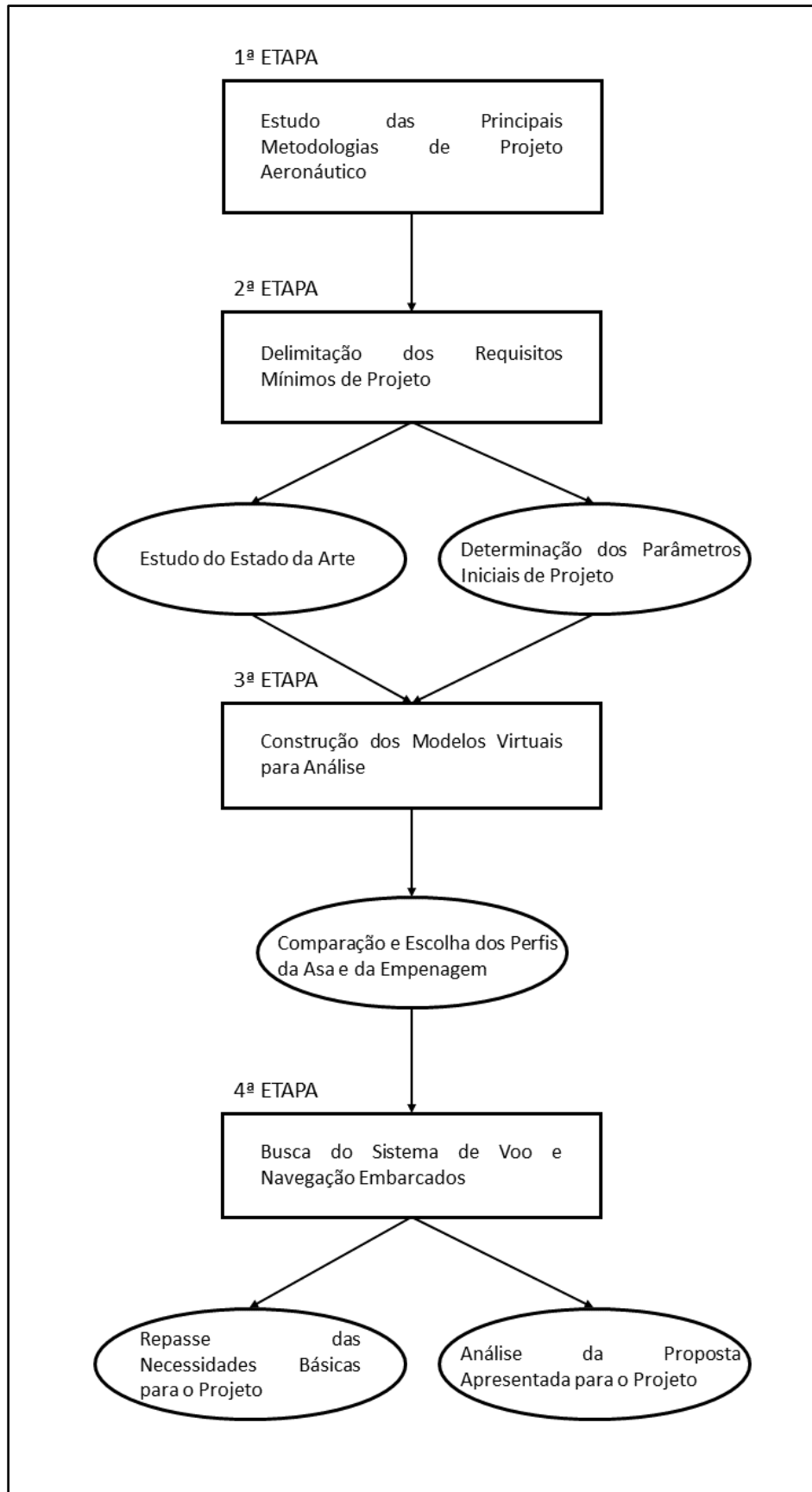
Dando continuidade a terceira fase, deu-se início ao dimensionamento da empenagem de forma bastante similar ao que foi feito no dimensionamento da asa: obtenção das necessidades da cauda através das equações das seções 2.8 e 2.9; análise de perfis pré-selecionados na fase um utilizando o *XFLR5*; comparação dos resultados nas três condições de voo; escolha do perfil final.

Por fim, na última fase se deu a elaboração do sistema de controle de voo embarcado de modo a atender a todos os requisitos de projeto estabelecidos previamente, verificando também através de simulações como o mesmo se portaria diante das situações que lhe forem impostas.

Para tanto, o sistema foi desenvolvido em parceria com os discentes do componente curricular Métodos Formais do semestre 2019.1, do curso de Bacharelado em Tecnologia da Informação, oferecido na UFRSA campus Pau dos Ferros, onde na oportunidade os mesmos obtiveram uma das notas do componente curricular através deste projeto.

Após reuniões onde foram repassados os principais pontos teóricos a respeito do funcionamento de uma aeronave, bem como a proposta do projeto e suas necessidades básicas, os discentes da disciplina apresentaram sua solução de sistema modelado em redes de Petri coloridas para a problemática que lhes foi dada.

Figura 44 – Etapas de desenvolvimento do trabalho.



Fonte: O autor, 2020.

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

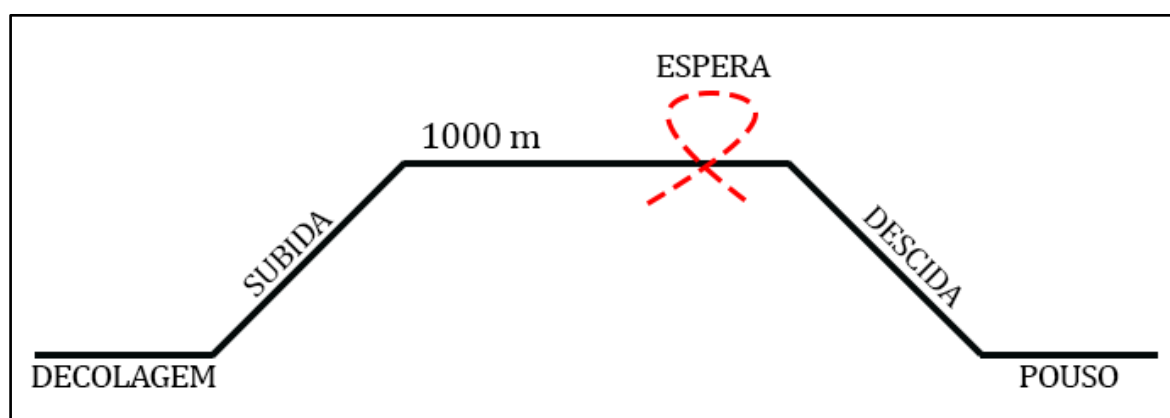
4.1. DELIMITAÇÃO DA MISSÃO

A missão a qual este veículo foi designado foi ser uma aeronave multipropósito que pudesse ser aplicada em diversos setores da sociedade, como por exemplo o uso pelas forças de segurança pública como forma de monitoramento a distância; no setor agropecuário, como forma de controle de pragas; na construção civil, atuando na área de geoprocessamento; no controle ambiental de áreas degradadas, dentre tantas outras que possam vir a ser integradas a posteriori.

Dessa forma, elaborou-se um perfil de missão simples, mas que possa atender aos segmentos propostos. A aeronave deve ser capaz de levantar voo em uma corrida de decolagem de 30 metros em uma grande variedade de pistas, tais como grama, terra seca e asfalto; deverá também ser capaz de subir até seu teto máximo de serviço de 1000 metros com uma razão de subida de $0,5 \text{ m/s}$; deverá realizar sobrevoos sobre uma área pré-determinada podendo alterar seu nível de voo a depender do tipo de serviço que lhe for imposta; retornar ao ponto de origem e pousar com segurança. A Figura 45 esquematiza o perfil de missão descrito.

Sua velocidade máxima foi estipulada para ser 40 m/s e sua velocidade de estol 15 m/s . A velocidade de decolagem foi tomada como sendo 30% maior que a velocidade de estol, e a velocidade de cruzeiro como sendo 80% da velocidade máxima.

Figura 45 – Perfil de missão pretendido.



Fonte: O autor, 2020.

4.2. CARGA DE POTÊNCIA E CARGA ALAR

4.2.1. Parâmetros Iniciais de Projeto

Além dos parâmetros determinados na fase de delimitação da missão, estimou-se também algumas outras informações acerca da geometria da asa e do peso de decolagem da aeronave. A Tabela 8 mostra tanto as velocidades estipuladas quanto os parâmetros geométricos determinados para o projeto da asa.

Tabela 8 – Parâmetros Iniciais de Projeto

$V_{m\acute{a}x}$	V_{To}	$V_{cruzeiro}$	V_{estol}
40 m/s	19,5 m/s	32 m/s	15 m/s
AR	λ	e	K
5	0,4	0,9	0,07

Fonte: O autor, 2020.

Os valores para as densidades atmosféricas e suas viscosidades dinâmicas referentes ao teto de serviço foram retiradas após o estudo de bibliografias como Çengel (2010), White (2010), Fox (2014) e estão dispostas na Tabela 9.

Tabela 9 – Valores para as constantes atmosféricas adotadas.

Nível do Mar	ρ_0	Teto Máximo de Serviço ($h_c = 1000\text{ m}$)	ρ_c
	1,225 kg/m ³		1,112 kg/m ³
	μ_0		μ_c
	1,789 x10 ⁻⁵ kg/ms		1,785 x10 ⁻⁵ kg/ms

Fonte: O autor, 2020.

Referente a motorização a ser utilizada, optou-se pela utilização de um motor elétrico para propulsão do veículo. Este fato elimina a necessidade de se realizar extensos cálculos de peso referentes a variação do combustível que ocorre em uma aeronave que utiliza motores a combustão, pois a utilização de baterias proporciona um peso constante durante todas as fases do voo. Diante disso, estimou-se um peso máximo de decolagem de 100 quilos, que irá permanecer constante durante o voo, isto é, não haverá lançamento de carga durante o voo.

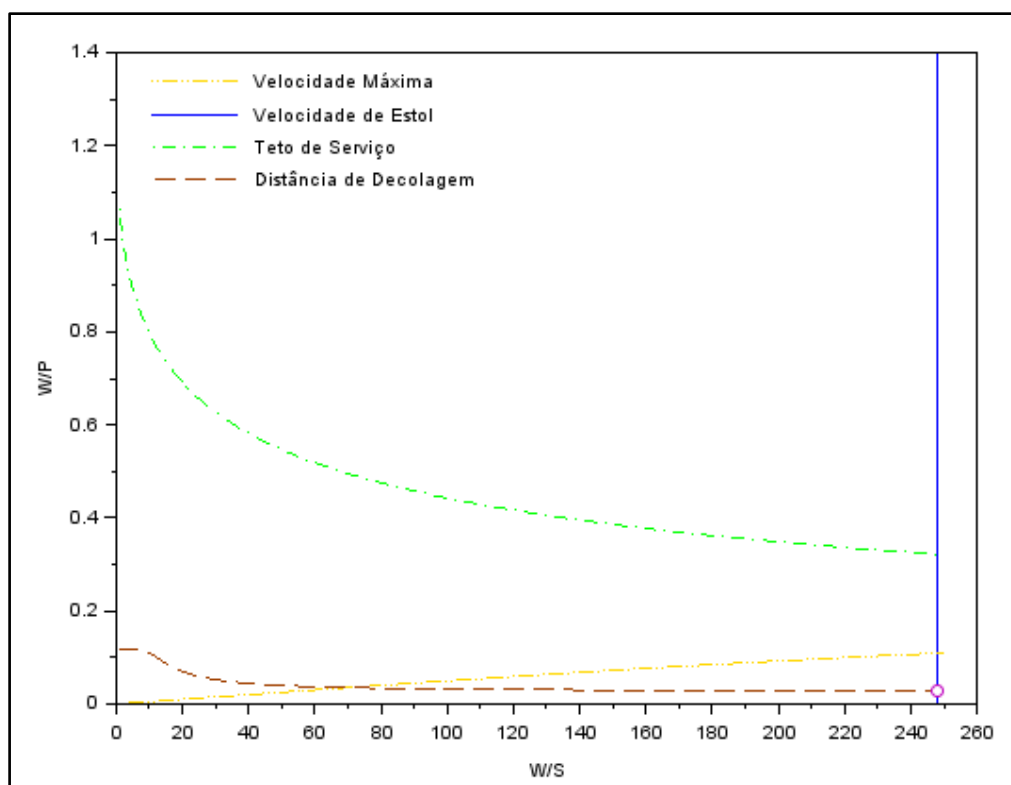
Como a aeronave deverá ser capaz de operar em diversos tipos de pista, adotou-se o valor de 0,3 (referente a Tabela 4) para o coeficiente de atrito da pista, de modo que o projeto seja dimensionado para operar no pior caso possível.

Mas ainda, partindo da análise histórico-estatística da bibliografia utilizada, adotou-se um valor de eficiência para a hélice de 80% para todas as fases de voo; para os valores iniciais do coeficiente de sustentação máximo e do coeficiente de arrasto de zero sustentação da asa, utilizou-se os valores de 1,8 e 0,035 respectivamente.

4.2.2. Potência Necessária e Área de Asa

A partir das equações de restrição discutidas na seção 2.7 e utilizando os parâmetros iniciais de projeto estimados elaborou-se código em *Scilab* (apêndice A) por meio do qual pode-se plotar as respectivas curvas de restrição e determinar qual seria o ponto ótimo de projeto, conforme mostra a Figura 46. Obteve-se os valores de 0,03 para a carga de potência e de 248,06 para a carga alar. Por conseguinte, dividindo o peso de decolagem por esses valores obtivemos uma potência necessária de 34,5 kW e uma área de asa de 3,95 m².

Figura 46 – Curvas de restrição para os parâmetros iniciais.



Fonte: O autor, 2020.

4.3. DIMENSIONAMENTO DA ASA

4.3.1. Aspectos Geométricos

A configuração escolhida foi a de asa alta, devido a sua grande versatilidade frente aos diferentes tipos de terrenos em que a aeronave possa operar, não possuindo nenhum ângulo de diedro ou de torção. A geometria a ser adotada foi a trapezoidal, por ser um meio termo entre a facilidade construtiva das asas retangulares com a eficiência aerodinâmica das asas elípticas.

De posse da área necessária para a asa e de sua razão de aspecto e de afilamento pré-determinadas, passou-se para a fase de dimensionamento da mesma. A partir da Equação 6 pode-se determinar a envergadura da asa e seus respectivos valores para a corda da raiz e da ponta da asa. Ainda, utilizando as Equações 8 e 9 determinou-se também os valores para a corda média aerodinâmica e sua localização medida a partir da raiz da asa. Os resultados obtidos estão dispostos na Tabela 10.

Tabela 10 – Aspectos geométricos da asa.

b	c_r	c_t	$\bar{c}$	$\bar{Y}$
4,45 m	1,27 m	0,51 m	0,94 m	0,95 m

Fonte: O autor, 2020.

4.3.2. Seleção do Perfil Aerodinâmico

Conhecendo o valor da corda média aerodinâmica da asa, bem como as densidades e viscosidades atmosféricas da Tabela 9, determinou-se o número de Reynolds para as velocidades de estol, cruzeiro e máxima. Desse modo, pode-se analisar os perfis com relação a corda média aerodinâmica nestas três situações de voo, verificando como o mesmo se comportaria variando o ângulo de ataque de -10° a 20° .

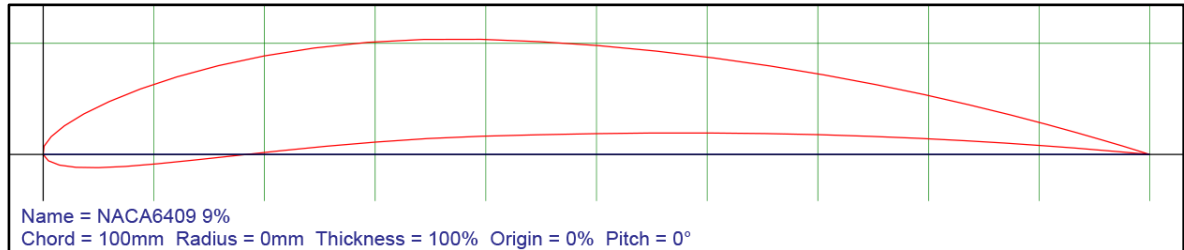
Tabela 11 – Números de Reynolds para os ensaios dos aerofólios da asa.

$\bar{c} = 0,94 \text{ m}$	ρ	μ	Re
V_{estol}	$1,225 \text{ kg/m}^3$	$1,789 \times 10^{-5} \text{ kg/ms}$	$9,69 \times 10^5$
$V_{cruzeiro}$	$1,112 \text{ kg/m}^3$	$1,785 \times 10^{-5} \text{ kg/ms}$	$1,88 \times 10^6$
$V_{m\acute{a}x}$			$2,35 \times 10^6$

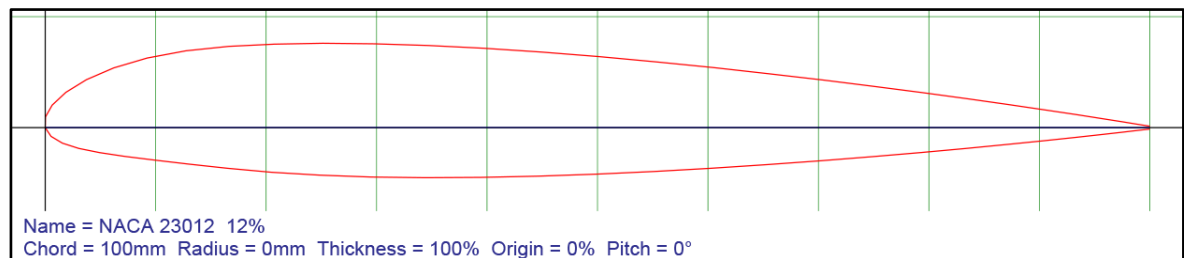
Fonte: O autor, 2020.

Após análise de autores como Raymer (1989), Sadraey (2013), Anderson (2000), Flores (2017) e Dantas (2014), selecionou-se seis diferentes perfis para comparação diante das necessidades do projeto: NACA 6409, NACA 23012, EPPLER 423, SELIG 1210 12%, SELIG 1223 e WORTMAN-FX-CL5-140. Pode-se observar os aerofólios selecionados na Figura 47.

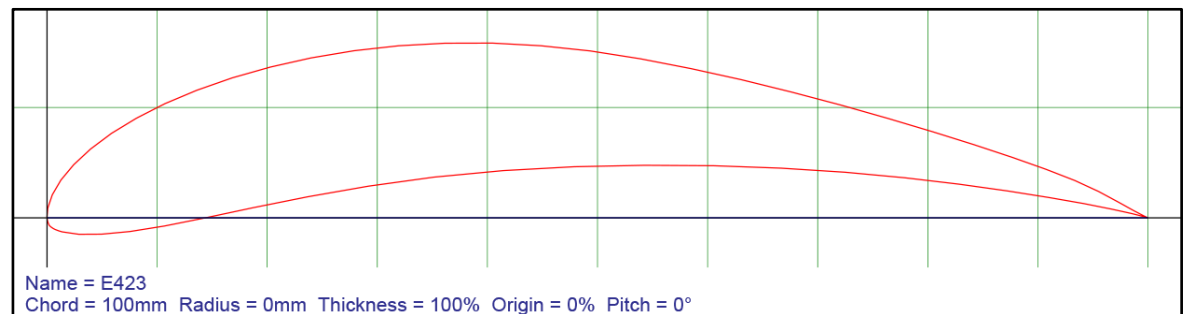
Figura 47 – Perfis selecionados para análise da asa: NACA 6409 (a), NACA 23012 (b), EPPLER 423 (c), SELIG 1210 12% (d), SELIG 1223 (e), WORTMAN-FX-CL5-140 (f).



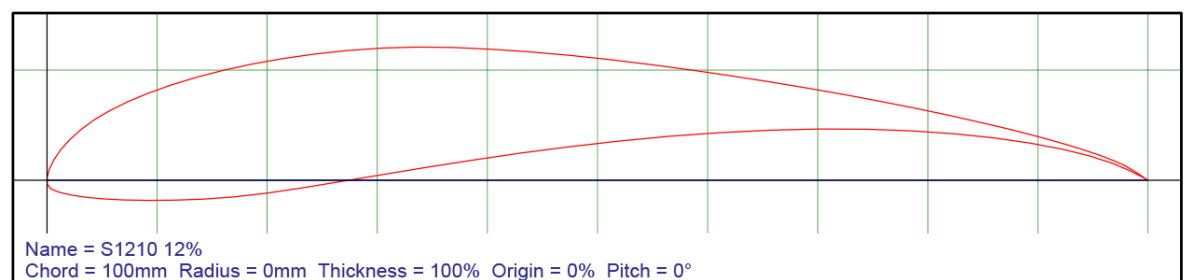
(a)



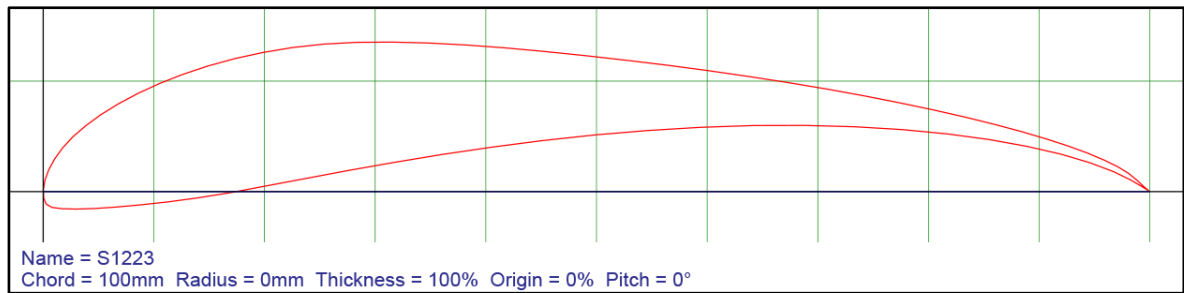
(b)



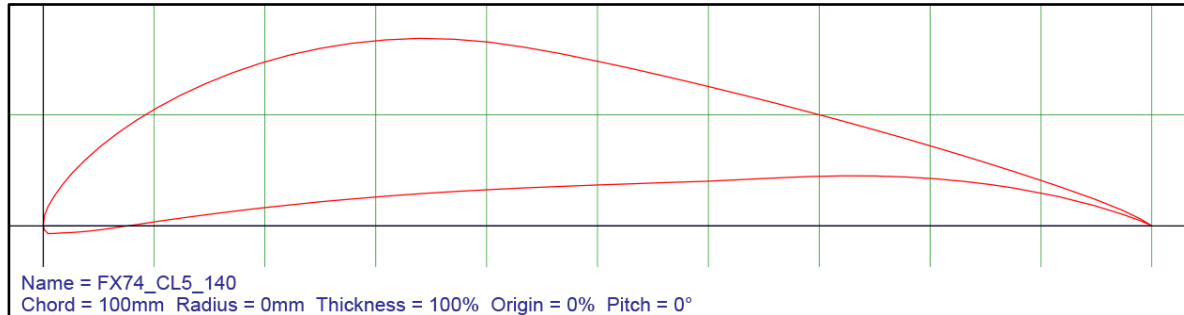
(c)



(d)



(e)



(f)

Fonte: UIUC APPLIED AERODYNAMICS GROUP.

Utilizando as equações da seção 2.7.5 determinou-se que o aerofólio deveria prover um coeficiente de sustentação ideal de 0,51 e um coeficiente de sustentação máximo de 1,89. Ademais, os critérios utilizados para a seleção do perfil foram:

- Maior coeficiente de sustentação máximo ($C_{l_{máx}}$);
- Maior ângulo de estol (α_{stall});
- Menor coeficiente de arrasto mínimo ($C_{d_{mín}}$);
- Maior coeficiente de sustentação ideal (C_{l_i});
- Maior coeficiente de sustentação de ângulo zero (C_{l_0});
- Maior eficiência aerodinâmica ($(C_l/C_d)_{máx}$);
- Valores negativos próximos a zero para o coeficiente de momento (C_m).

Dessa forma, após a análise no *software* XFLR5, obteve-se os resultados demonstrados na tabela presente no apêndice B. A Tabela 12 nos fornece uma visão mais geral dos resultados referentes a velocidade de cruzeiro.

Tabela 12 – Resultados dos perfis para a asa em velocidade de cruzeiro.

Parâmetro Perfil	$C_{l_{máx}}$	α_{stall}	$C_{d_{min}}$	C_{l_i}	$\alpha_{C_{l_i}}$	C_{l_0}	$\left(\frac{C_{l_i}}{C_{d_{min}}}\right)_{máx}$
NACA 6409	1,7836	15,60°	0,00555	0,8958	1,80°	0,7009	179,04
NACA 23012	1,6650	16,80°	0,00595	0,2334	1,00°	0,1204	117,55
EPPLER 423	2,0859	12,60°	0,00786	1,0292	-0,90°	1,1256	189,95
SELIG 1210	2,2306	12,90°	0,00754	0,8941	-1,95°	1,1189	167,83
SELIG 1223	2,4489	14,85°	0,01026	1,0828	-1,35°	1,2467	145,79
WORTMAN	2,3988	11,70°	0,00965	1,6573	3,45°	1,2204	186,04

Fonte: O autor, 2020.

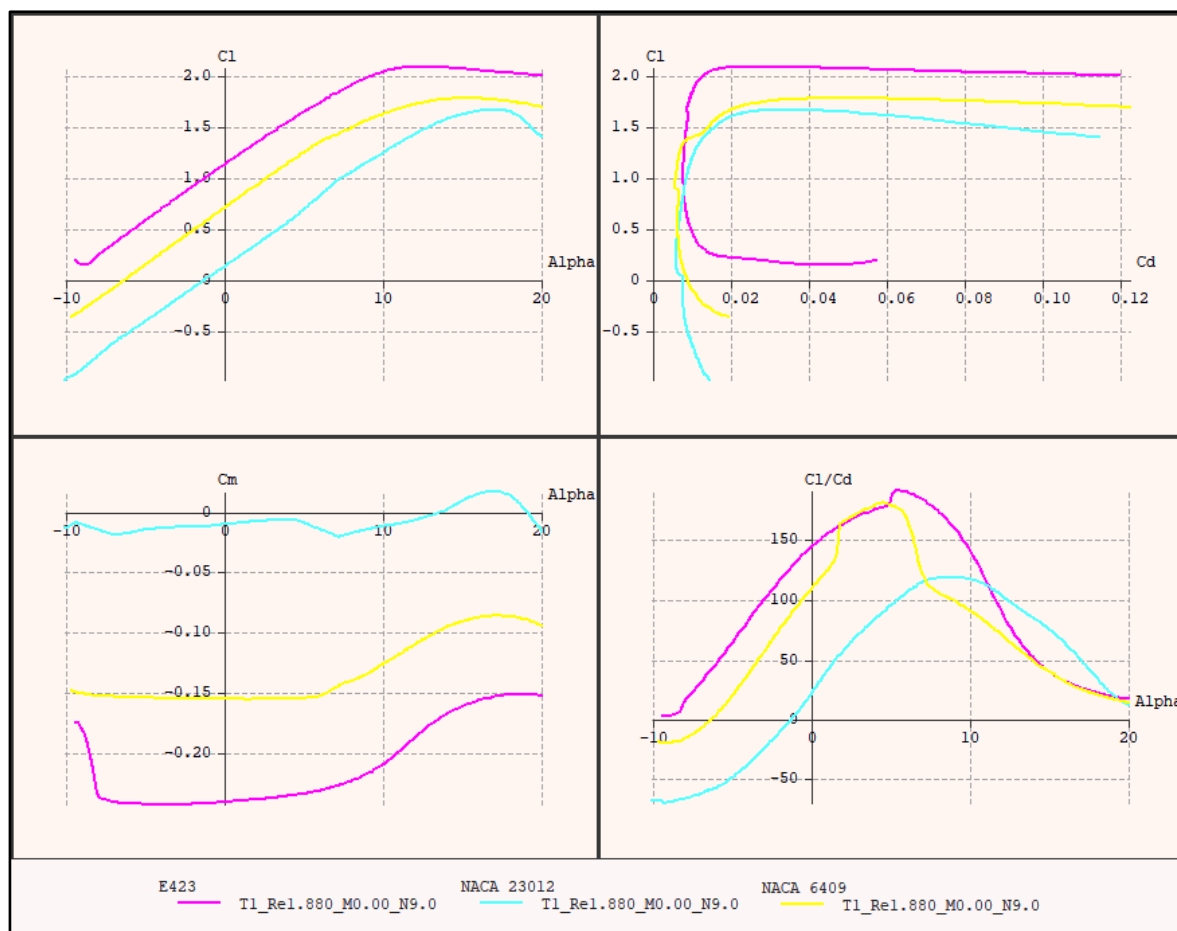
Comparando os perfis NACA 6409, NACA 23012 e EPPLER 423 percebeu-se que o perfil NACA 23012 apresentou um menor coeficiente de sustentação máximo dentre estes três. Além disso, o coeficiente de sustentação ideal ficou abaixo do valor necessário calculado. Sua curva de momento apresentou também comportamento mais instável frente aos outros dois.

Quanto ao NACA 6409, vemos que embora o coeficiente de sustentação ideal esteja acima do necessário, o mesmo não apresenta um coeficiente de sustentação máximo requerido. Logo, apesar deste aerofólio ter apresentado bons resultados em sua curva de momento, o mesmo não se mostra adequado ao projeto.

Já o perfil EPPLER 423 mostrou ter os melhores coeficientes de sustentação – tanto máxima quanto de ângulo de ataque nulo – atendendo aos valores calculados, e também, possuindo a melhor eficiência aerodinâmica dentre os três, embora possua os maiores resultados para a curva de arrasto.

Na Figura 48 temos as curvas para estes três perfis, resultantes das simulações em velocidade de cruzeiro. As demais curvas, referentes as velocidades de estol e máxima encontram-se no Apêndices D e E.

Figura 48 – Curvas para os perfis NACA 6409, NACA 23012 e EPPLER 423 referentes a velocidade de cruzeiro.



Fonte: O autor, 2020.

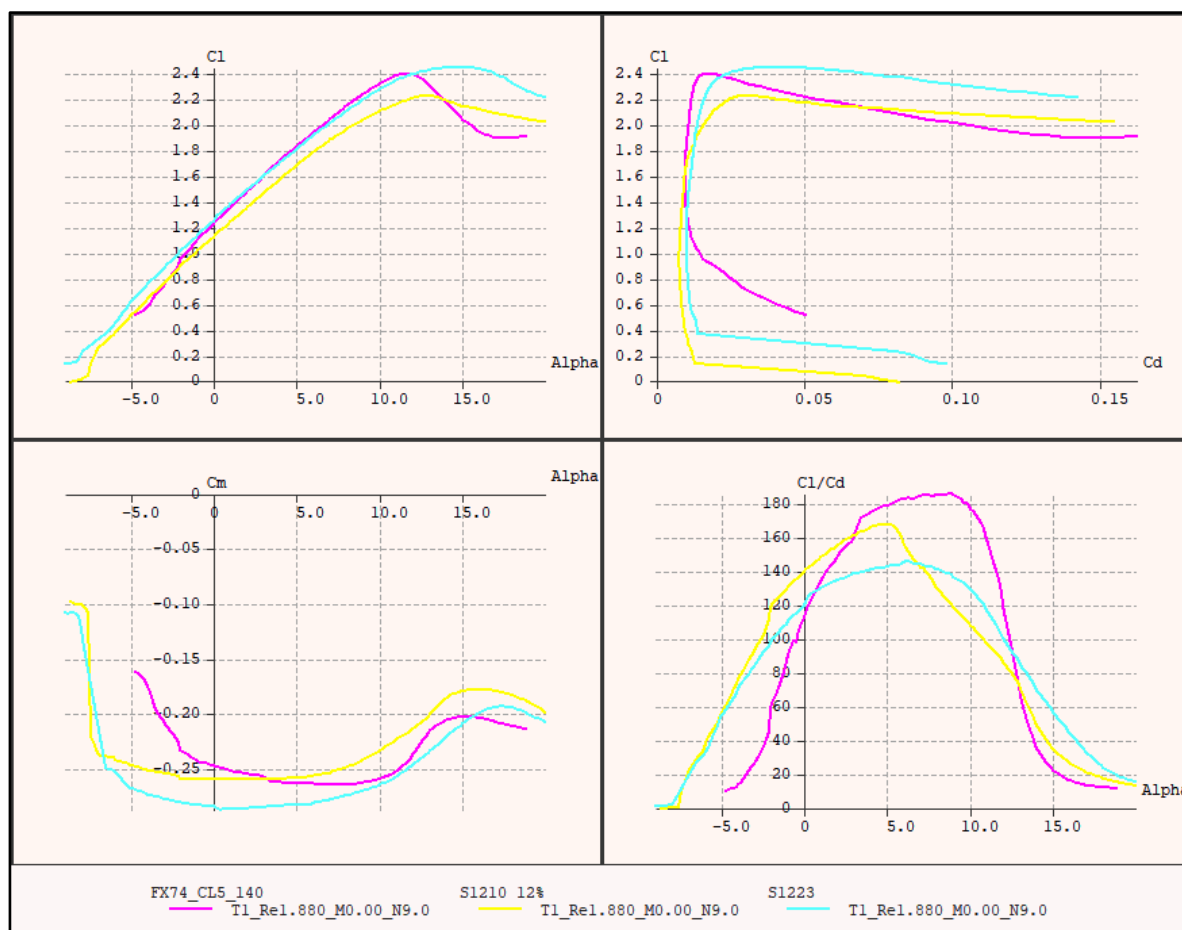
Quanto aos demais perfis, SELIG 1210 12%, SELIG 1223 e WORTMAN-FX-CL5-140 deve-se salientar que todos três cumpriram com os requisitos de sustentação máxima e ideal, sendo o SELIG 1223 aquele que apresentou os melhores resultados para a sustentação máxima, embora o SELIG 1210 12% tenha apresentado os menores coeficientes de arrasto.

Dentre estes três, o perfil WORTMAN-FX-CL5-140 foi o que apresentou os maiores valores para o ângulo de estol. Os demais parâmetros críticos são semelhantes para estes três aerofólios, entretanto o SELIG 1210 12% obteve os menores resultados para sustentação, tanto máxima quanto ideal.

Destaca-se ainda, o WORTMAN-FX-CL5-140 maior coeficiente de sustentação ideal e melhor eficiência aerodinâmica dentre os três, e também pelos bons resultados em sua curva de arrasto.

Na Figura 49 temos as curvas para estes três últimos perfis, resultantes das simulações em velocidade de cruzeiro. As demais curvas obtidas nos ensaios virtuais para as velocidades de estol e máxima também se encontram nos Apêndices D e E.

Figura 49 – Curvas para os perfis SELIG 1210 12%, SELIG 1223 e WORTMAN-FX-CL5-140 referentes a velocidade de cruzeiro.



Fonte: O autor, 2020.

Dessa forma, optou-se por selecionar o perfil EPPLER 423, devido aos seus bons resultados nas simulações frente aos demais candidatos, satisfazendo os requisitos de sustentação, bem como pelo seu desenho mais simplificado o que facilita e reduz custos de uma possível construção.

Com tudo, definimos o ângulo de incidência da asa como sendo igual ao ângulo de ataque de sustentação ideal do aerofólio para a situação de voo em cruzeiro ($i_W = -0,9^\circ$) de modo a diminuir os efeitos negativos do arrasto induzido.

4.4. DIMENSIONAMENTO DE CAUDA HORIZONTAL

4.4.1. Parâmetros Iniciais Adotados

Para dar-se início ao dimensionamento da cauda horizontal, adotou-se os valores descritos na Tabela 13 para serem utilizados nas suas respectivas equações. Os valores do coeficiente de momento de arfagem do aerofólio da asa e o coeficiente de sustentação em cruzeiro ideal da aeronave já foram previamente determinados na seção 4.3.2. A configuração escolhida para toda a empenagem foi a convencional – desse modo não se faz necessário reforços estruturais complexos em um processo construtivo futuro – não possuindo nenhum ângulo de diedro ou de torção.

O ângulo de ataque da asa foi considerado igual ao ângulo de incidência da mesma; a posição do centro aerodinâmico em relação a corda média aerodinâmica foi tomada como sendo o teórico de 25%, enquanto que a posição do centro de gravidade em relação a corda média aerodinâmica foi estimada em 20%, valor este dentro dos limites usuais de projeto descritos pelas literaturas da área já que não se conhecia o centro de gravidade da aeronave neste ponto do projeto.

Tabela 13 – Constantes iniciais adotadas.

$\bar{V}_{HT}$	K_c	D_f	η_{HT}	h_0	h	C_{maf}	C_{L_c}	α_w
0,7	1,1	0,55 m	0,8	0,25	0,2	-0,24	0,44	-0,9°

Fonte: O autor, 2020.

4.4.2. Braço Ideal, Área da Cauda Horizontal e Aspectos Geométricos

De posse das constantes da Tabela 13 e utilizando as equações da seção 2.8, obteve-se um braço de alavanca ideal para a cauda horizontal de 2,7 metros e uma área de $0,96 m^2$. Dessa forma, adotando uma razão de afilamento de 80% podemos chegar as características geométricas da empenagem horizontal dispostas na Tabela 14.

Tabela 14 – Aspectos geométricos da cauda horizontal.

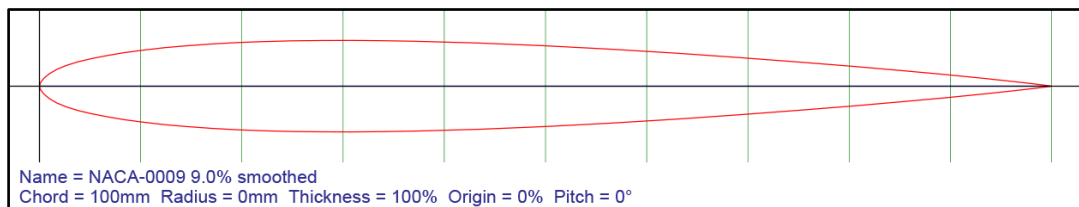
AR_{HT}	b_{HT}	$c_{r_{HT}}$	$c_{t_{HT}}$	$\bar{c}_{HT}$	$\bar{Y}_{HT}$
3,33	1,79 m	0,60 m	0,48 m	0,54 m	0,43 m

Fonte: O autor, 2020.

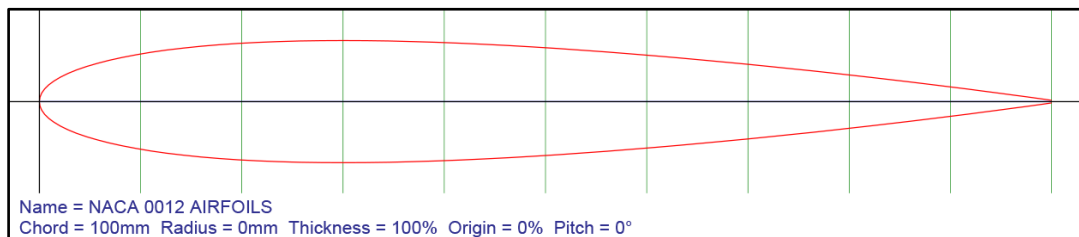
4.4.3. Seleção do Perfil Aerodinâmico

Com base nos autores da área selecionou-se quatro tipos de aerofólios simétricos como possíveis candidatos: NACA 0009, NACA 0012, NACA 63012 e o NACA 63015. Desse modo, a partir das equações da seção 2.8, dos dados da Tabela 13 e levando em consideração que a asa não possui nenhum ângulo de diedro ou de torção, o coeficiente de momento de arfagem do conjunto asa-fuselagem será de -0,17 e o coeficiente de sustentação requerido será de -0,34. Pode-se observar os aerofólios selecionados na Figura 50.

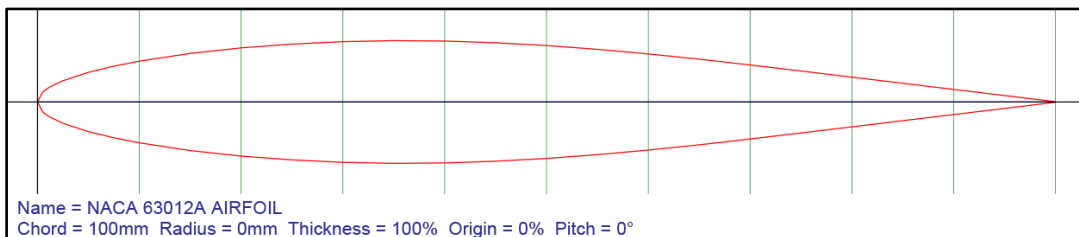
Figura 50 – Perfis selecionados para análise da cauda horizontal: NACA 0009 (a), NACA 0012 (b), NACA 63012 (c) e NACA 63015 (d).



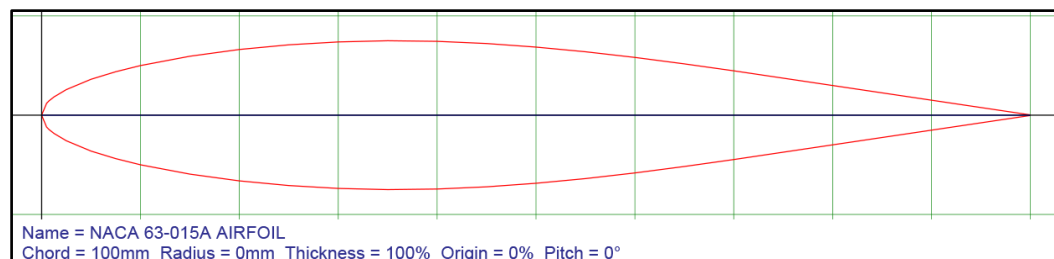
(a)



(b)



(c)



(d)

Fonte: *UIUC APPLIED AERODYNAMICS GROUP*.

Seguindo o mesmo processo lógico utilizado para a seleção do aerofólio da asa, realizou-se as simulações nos perfis candidatos para os números de Reynolds das três situações de voo, com relação ao escoamento sobre a corda média aerodinâmica, verificando seus comportamentos diante da variação do ângulo de ataque de -10° a 20° .

Tabela 15 – Números de Reynolds para os ensaios dos aerofólios da cauda horizontal.

$\bar{c}_{HT} = 0,54 \text{ m}$	ρ	μ	Re
V_{estol}	$1,225 \text{ kg/m}^3$	$1,789 \times 10^{-5} \text{ kg/ms}$	$5,55 \times 10^5$
$V_{cruzeiro}$	$1,112 \text{ kg/m}^3$	$1,785 \times 10^{-5} \text{ kg/ms}$	$1,19 \times 10^6$
$V_{m\acute{a}x}$			$1,49 \times 10^6$

Fonte: O autor, 2020.

Os critérios de seleção do perfil seguiram os mesmos princípios da escolha do perfil de asa, porém respeitando os requisitos próprios da cauda horizontal. Dessa forma, após a análise no *software XFLR5*, obteve-se os resultados da tabela presente no apêndice C. A Tabela 16 nos fornece uma visão mais geral dos resultados referentes a velocidade de cruzeiro.

Tabela 16 – Resultados dos perfis para a cauda horizontal em velocidade de cruzeiro.

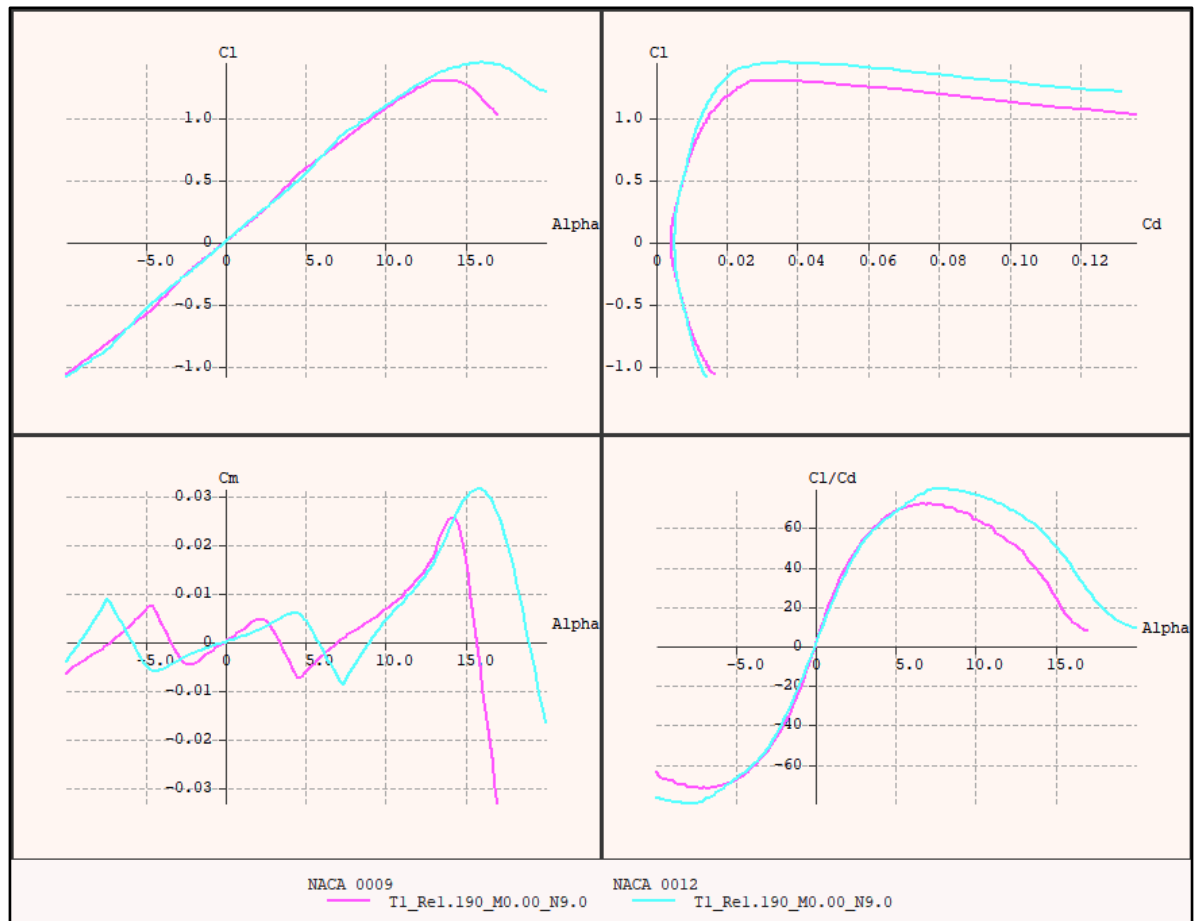
Parâmetro Perfil	$C_{l_{m\acute{a}x}}$	α_{stall}	$C_{d_{m\acute{a}n}}$	$\left(\frac{C_l}{C_d}\right)_{m\acute{a}x}$
NACA 0009	1,2940	$13,80^\circ$	0,00426	71,38
NACA 0012	1,4354	$15,90^\circ$	0,00532	79,04
NACA 63012	1,2428	$14,70^\circ$	0,00515	68,22
NACA 63015	1,2850	$15,75^\circ$	0,00583	73,19

Fonte: O autor, 2020.

É notório que todos eles satisfazem o coeficiente de sustentação requerido e mais ainda que apresentaram comportamentos bastante semelhantes. O perfil NACA 0012 obteve os melhores resultados quanto ao coeficiente de sustentação máximo e a sua eficiência aerodinâmica. Entretanto é recomendável que além de ser simétrico o aerofólio da cauda horizontal também seja de pequena espessura. Levando em conta este fato optou-se por adotar o perfil NACA 0009 pois, embora ele tenha um menor coeficiente de sustentação frente ao NACA 0012, sua espessura é a menor dos quatro além de possui um menor coeficiente de arrasto mínimo.

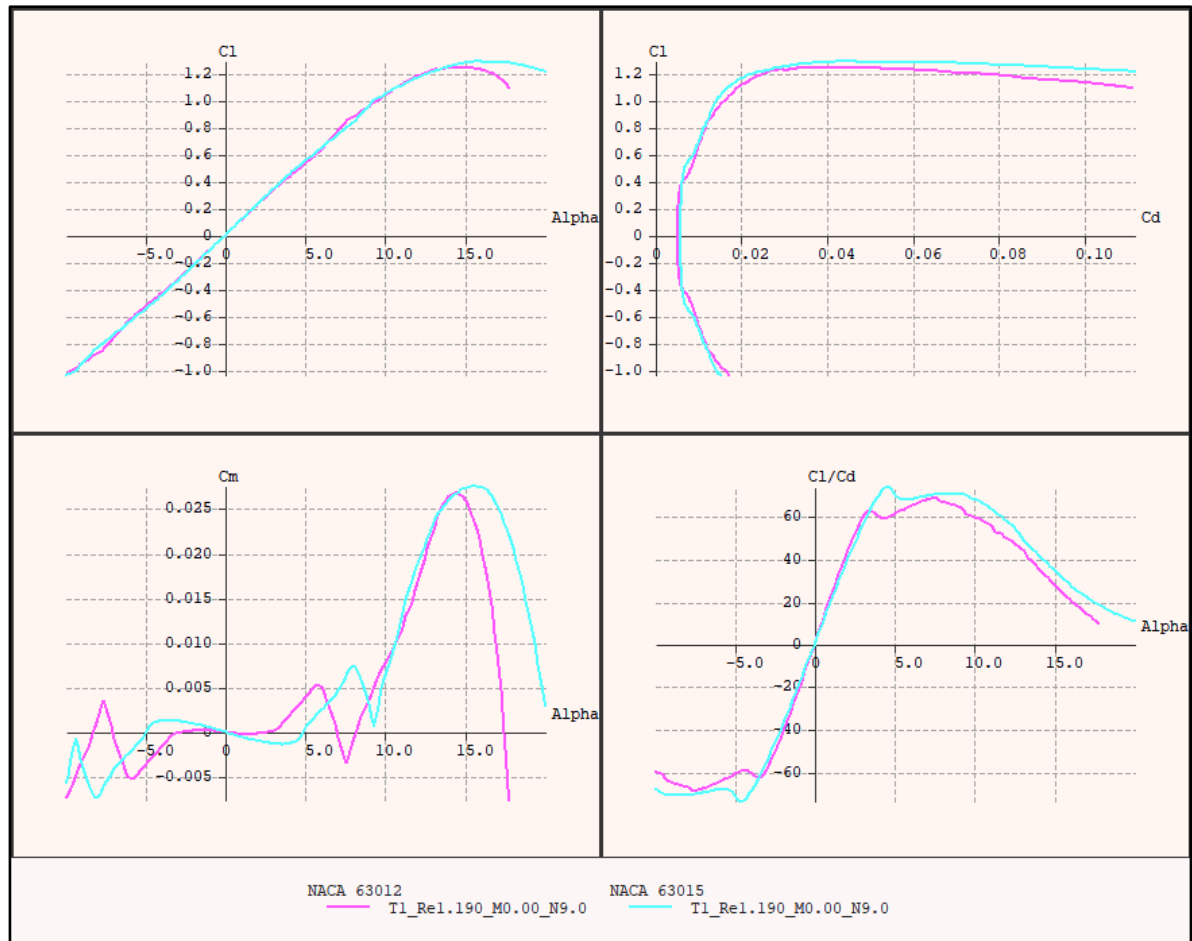
Na Figura 51 temos as curvas para os perfis NACA 0009 e NACA 0012 e na Figura 52 temos as curvas para os perfis NACA 63012 e NACA 63015, resultantes das simulações em velocidade de cruzeiro. Novamente, as demais curvas obtidas nos ensaios virtuais para as velocidades de estol e máxima se encontram nos Apêndices F e G.

Figura 51 – Curvas para os perfis NACA 0009 e NACA 0012 referentes a velocidade de cruzeiro.



Fonte: O autor, 2020.

Figura 52 – Curvas para os perfis NACA 63012 e NACA 63015 referentes a velocidade de cruzeiro.



Fonte: O autor, 2020.

4.4.4. Ângulo de Incidência e Altura da Cauda Horizontal

Conhecendo o perfil a ser utilizado, determinou-se o ângulo (i_w) de $-1,47^\circ$ para a cauda horizontal. Os parâmetros calculados para determinar o ângulo de incidência estão demonstrados na Tabela 17.

Tabela 17 – Parâmetros calculados para determinação do ângulo de incidência.

$C_{l_{\alpha_{HT}}}$	$C_{L_{\alpha_{HT}}}$	α_{HT}	$C_{l_{\alpha_w}}$	$C_{L_{\alpha_w}}$	ϵ
6,06/rad	3,84/rad	-0,0885 rad	6,22/rad	4,45/rad	0,0471/rad

Fonte: O autor, 2020.

Quanto à altura da cauda horizontal, a partir da Equação 36 determinou-se que a mesma deverá estar localizada a uma altura entre 0,5 metros e 0,8 metros, onde foi adotado o valor de 0,6 metros para a altura desta empenagem.

4.5. DIMENSIONAMENTO DA CAUDA VERTICAL

4.5.1. Parâmetros Iniciais Adotados e Aspectos Geométricos

Para o dimensionamento da cauda vertical, adotou-se uma razão de aspecto de 2 e um afilamento de 80%. Ademais, utilizou-se um coeficiente de volume ($\bar{V}_{VT}$) de 0,07 e tomou-se o braço da cauda vertical como sendo igual ao braço da cauda horizontal. Desse modo, a partir das equações da seção 2.9 chegou-se a geometria da empenagem vertical.

Tabela 18 – Aspectos geométricos da cauda vertical.

<i>Área</i>	<i>b_{VT}</i>	<i>c_{rVT}</i>	<i>c_{tVT}</i>	<i>c̄_{VT}</i>	<i>Ȳ_{VT}</i>
0,45 m ²	0,95 m	0,53 m	0,42 m	0,48 m	0,23 m

Fonte: O autor, 2020.

4.5.2. Seleção do Perfil Aerodinâmico

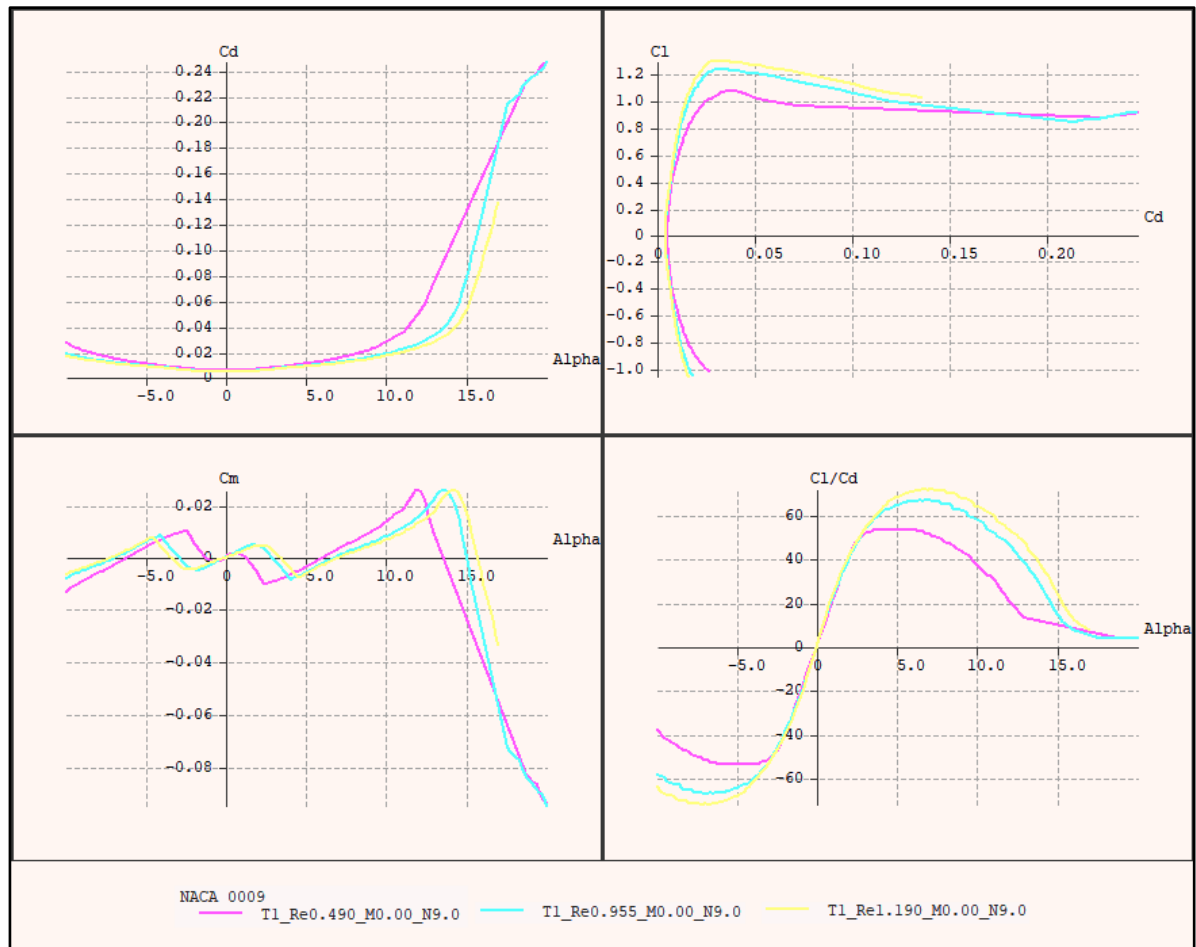
Optou-se por utilizar o mesmo perfil da cauda horizontal, isto é, o perfil NACA 0009, pelo fato do mesmo ter apresentado bons resultados em suas curvas frente ao escoamento sobre a corda média aerodinâmica da empenagem vertical (Figura 53). Além disso, esta decisão torna um possível processo construtivo futuro mais simples.

Tabela 19 – Números de Reynolds para os ensaios do aerofólio da cauda vertical.

<i>c̄_{VT} = 0,48 m</i>	<i>ρ</i>	<i>μ</i>	<i>Re</i>
<i>V_{estol}</i>	1,225 kg/m ³	1,789 x10 ⁻⁵ kg/ms	4,90 x10 ⁵
<i>V_{cruzeiro}</i>	1,112 kg/m ³	1,785 x10 ⁻⁵ kg/ms	9,55 x10 ⁵
<i>V_{máx}</i>			1,19 x10 ⁶

Fonte: O autor, 2020.

Figura 53 – Curvas para o perfil NACA 0009 referentes a V_{estol} , $V_{cruzeiro}$ e $V_{m\acute{a}x}$ na cauda vertical.



Fonte: O autor, 2020.

4.6. MODELAGEM DO SISTEMA VIA REDES DE PETRI COLORIDAS

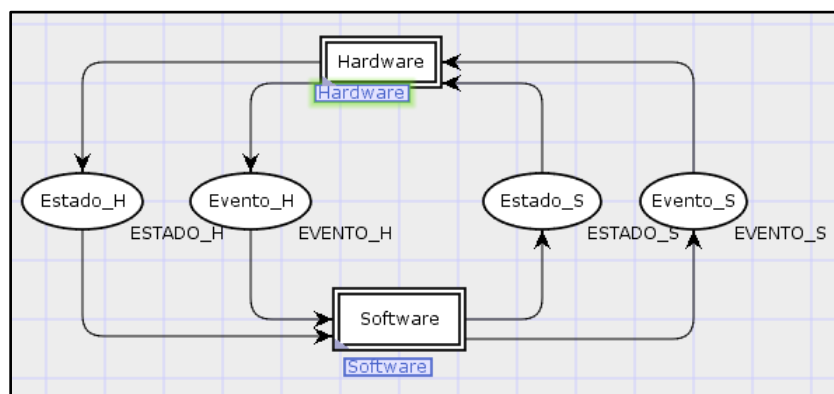
Diante do exposto aos discentes da disciplina de métodos formais, os mesmos apresentaram uma proposta de solução para uma das etapas de projeto inerente à problemática abordada neste trabalho. Neste sentido, foi elaborado um modelo em redes de Petri coloridas hierárquica que levou em conta os aspectos críticos inerentes a operação do projeto de VANT proposto. Portanto, os requisitos mínimos de projeto especificados foram:

- Capacidade de gerenciamento de parâmetros dos componentes de motor e bateria:
 - Ligar/desligar o motor:
 - Para que o VANT inicie sua operação, é necessário que a bateria do mesmo esteja acima de um dado valor mínimo tido como crítico;
 - Monitoramento de estado das baterias do motor:

- Verificação contínua do estado da bateria durante as fases de voo;
- Alteração da potência do motor:
 - Modificação do estado de aceleração do VANT através da potência do motor;
- Capacidade de gerenciamento de parâmetros relacionados ao controle de voo:
 - Movimento da aeronave através das superfícies de controle:
 - Alteração das posições dos ailerons, profundores e leme, retornando à posição inicial (neutra);
 - Movimento da aeronave através da estação remota de controle:
 - Levar em consideração a utilização de uma estação de pilotagem direta (BVLOS A).

Com isso, foi feita a especificação formal em linguagem Z dos requisitos, as quais podem ser encontradas no Anexo A. Quanto a modelagem em redes de Petri coloridas, o modelo do VANT proposto é composto por 11 módulos que relacionam entre si os componentes de *hardware* e as ações a serem tomadas pelo *software* de controle embarcado. Na Figura 54 é mostrada a visão macro do sistema proposto e como ocorrem as relações entre os módulos de *hardware* e *software*.

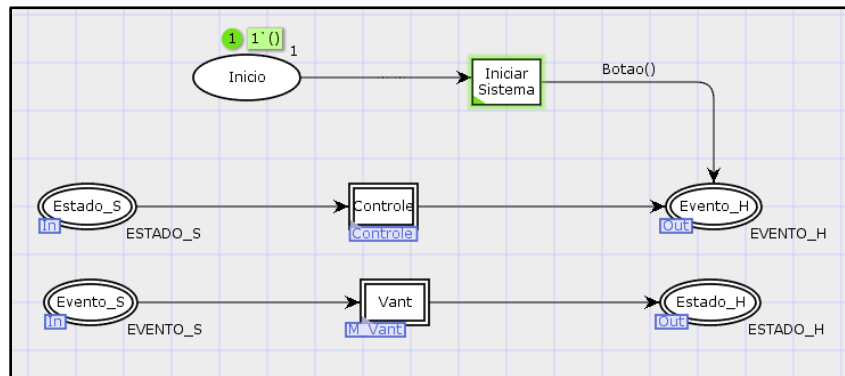
Figura 54 – Visão macro do modelo CPN para o VANT proposto.



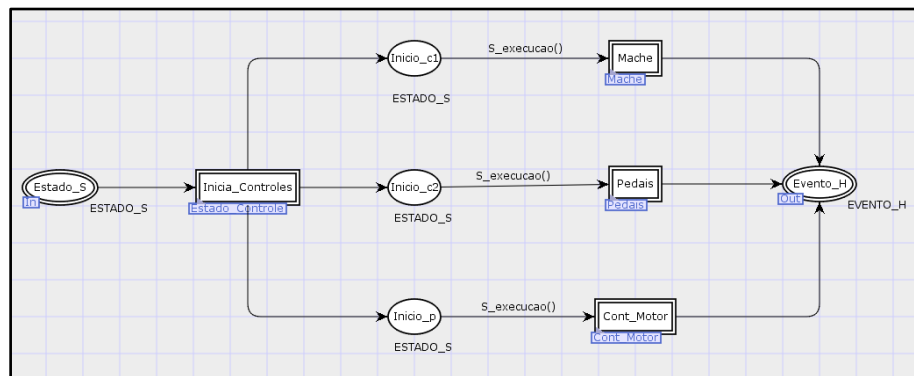
Fonte: DINIZ, 2019.

No módulo de *hardware* (Figura 55-a) tem-se a inicialização do veículo, bem como a presença dos submódulos responsáveis pelos controles na estação remota (Figura 55-b) e movimento das superfícies móveis no VANT (Figura 55-c).

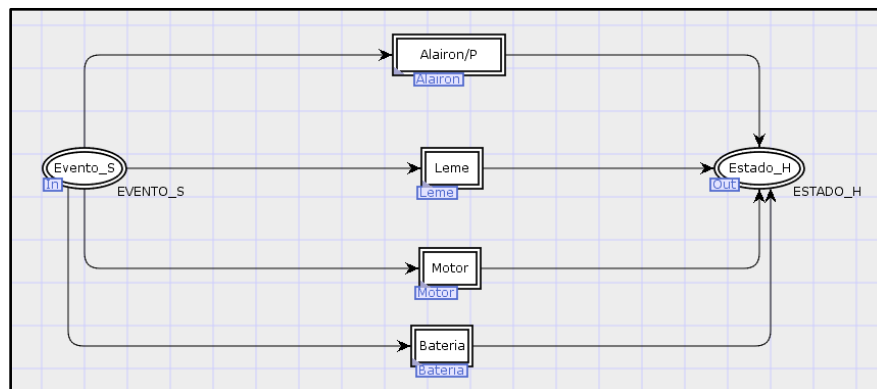
Figura 55 – Módulo de *hardware* (a) e submódulos de controle da estação remota (b) e de movimento do VANT (c).



(a)



(b)

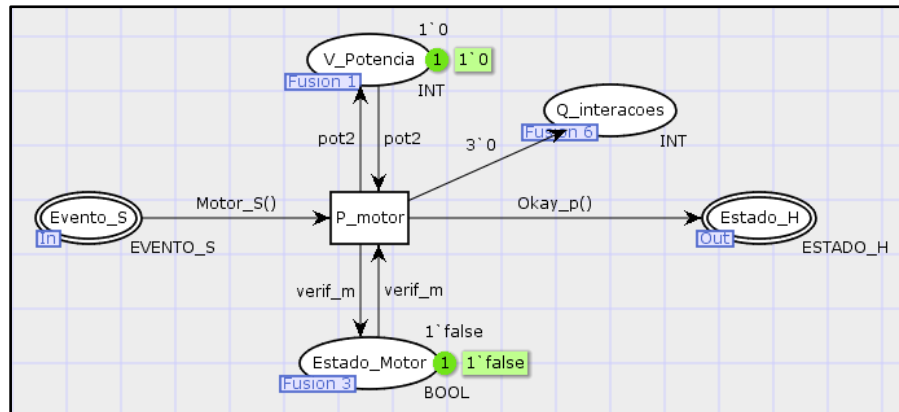


(c)

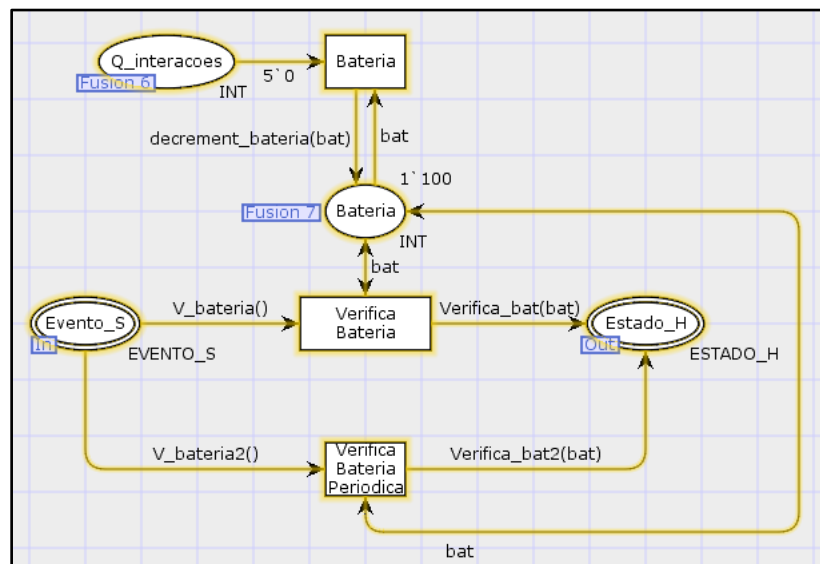
Fonte: DINIZ, 2019.

No que diz respeito ao motor, na Figura 56-a é apresentada como se dá a relação entre as variáveis representadas nos módulos de *software* e *hardware* para que se tenha a alteração da potência do motor, além de representar como o consumo de bateria é contabilizado. Na Figura 56-b tem-se o módulo da bateria, responsável por realizar o monitoramento do estado da mesma.

Figura 56 – Módulos de motor (a) e de bateria (b).



(a)



(b)

Fonte: DINIZ, 2019.

No mais, os demais módulos e submódulos de *software*, inicialização dos controles e de leme, manche e pedais da estação de controle remota encontram-se dispostas no relatório disponibilizado no Anexo A, apresentado pelos discentes para obtenção da nota do componente curricular citado.

5. CONSIDERAÇÕES FINAIS E PERSPECTIVAS FUTURAS

É notório que as peças aqui dimensionadas para a aeronave necessitam ainda de um refinamento em seus cálculos devido a alguns parâmetros que foram escolhidos através das análises histórico-estatísticas do estado da arte. Mas ainda, o emprego de análises CFD para avaliar como o escoamento tridimensional de fato irá ocorrer sobre as superfícies da asa e da empenagem seria, de fato, de grande valia para o refinamento das dimensões das superfícies.

Para a empenagem horizontal faz-se necessário também conhecer a localização precisa do centro de gravidade da aeronave, entretanto isto só seria possível caso conheça-se todos os componentes que estariam embarcados na aeronave, bem como uma estimativa de suas massas e também da massa de toda a estrutura da aeronave.

Entretanto, a metodologia de desenvolvimento deste trabalho se mostrou bastante sólida no que concerne a proposta do mesmo de um *Projeto de Veículo Aéreo Não Tripulado Multipropósito com Sistema de Controle Embarcado*. O fluxo de trabalho aqui apresentado mostra-se capaz de ser replicado e continuado com facilidade por qualquer outro pesquisador da área.

No mais, é notável que os primeiros passos para a elaboração de um projeto complexo de uma aeronave que seja multifuncional foram dados com sucesso. Desse modo, espera-se que o presente trabalho seja continuado na UFERSA campus Pau dos Ferros pois, como visto, sistemas de sua importância para a composição do projeto completo de um VANT tais como o refinamento das asas e empenagem, o dimensionamento das superfícies de controle, do trem de pouso e dos componentes eletroeletrônicos ainda estão pendentes, demandando muito tempo de estudo a posteriori.

Como a busca pelo sistema de controle embarcado foi realizada dentro da própria universidade, sendo feito sob medida para suas especificidades de projeto, então a integração futura entre sistema e protótipo físico se torna mais viável pois trata-se de tecnologia inteiramente desenvolvida dentro do ambiente acadêmico da UFERSA.

Quanto as melhorias a serem implementadas no sistema embarcado proposto, pode-se afirmar que se faz necessário o detalhamento dos componentes eletroeletrônicos a serem embarcados na aeronave de modo que se possa realizar as devidas verificações acerca do funcionamento correto e da integração entre sistema e veículo, bem como com a estação de pilotagem remota a ser utilizada.

Diante da problemática exposta nas páginas iniciais neste trabalho, espera-se que o projeto inicial da aeronave desenvolvido possa contribuir para a difusão e popularização das

ciências aeronáuticas dentro do meio acadêmico-social, de modo que a implementação de equipamentos do gênero seja uma realidade mais presente nos diversos setores que compõe nossa sociedade, em especial na região nordestina, atingindo assim o objetivo maior deste trabalho.

REFERÊNCIAS

ABBOTT, I. H.; DOENHOFF, A. E. V. *Theory of wing sections: including a summary of airfoil data*. Dover Publications, 1981.

ABREU JÚNIOR, C. E. **Automação no cockpit das aeronaves**. Revista Ação Ergonômica, v. 3, n. 2, 2011.

AERO MAGAZINE 248, janeiro de 2015, **Especial drones: a origem dos vant**. Disponível em: <https://aeromagazine.uol.com.br/artigo/origem-dos-vant_1907.html>. Acesso em: 03 de out de 2019.

AIRLINERS. **Grumman F-14A Tomcat - USA - Navy**. Disponível em: <<https://www.airliners.net/photo/USA-Navy/Grumman-F-14A-Tomcat/1281424>> Acesso em: 19 de nov de 2019.

ANDERSON, J. D. Jr. *Introduction to Flight*. McGraw-Hill, 2000.

ANDERSON, J. D. Jr. *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill, 2010.

BARROS, C. P. et al. **Uma metodologia para o desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas**. 2000.

ÇENGEL, Y.; CIMBALA, J. **Mecânica dos Fluidos: Fundamentos e Aplicações**. 6ª ed. McGraw-Hill, 2010.

CESSNA AIRCRAFT. **Single Engine Champions**. Disponível em: <cessna.txtav.com> Acesso em: 19 de nov de 2019.

COSTA, T. F. **Um modelo de referência para sistemas de bomba de infusão de insulina**. TCC (Graduação) - Curso de Tecnologia da Informação, Universidade Federal Rural do Semi-Árido, Pau dos Ferros - RN, 2019.

DANTAS, A. F. M. **Análise aerodinâmica de perfis de asa para veículos aéreos não tripulados usando o software XFLR5**. TCC (Graduação) - Curso de Ciência e Tecnologia, Universidade Federal Rural do Semi-Árido, Angicos - RN, 2014.

Diálogos Setoriais União Europeia - Brasil. **Estudo Sobre a Indústria Brasileira e Europeia de Veículos Aéreos Não Tripulados**. MINISTÉRIO DA INDÚSTRIA, COMÉRCIO EXTERIOR E SERVIÇOS; MINISTÉRIO DO PLANEJAMENTO, DESENVOLVIMENTO E GESTÃO.

DINIZ, I. R. F. et al. **Modelagem formal de um sistema de veículos aéreos não tripulados utilizando notação Z e redes de Petri**. Pau dos Ferros - RN, 2019.

FOX, R. W.; MCDONALD, A. T.; PRITCHARD, P. J. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**. 8ª ed. São Paulo: LTC, 2014.

FLORES, J. A. B. **Metodologia de projeto conceitual de aeronaves**. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Aeroespacial, Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville - SC, 2017.

ROSA, M. M. **Tecnologia da Informação e Comunicação a Serviço da Aviação**. Aviation In Focus - Journal Of Aeronautical Sciences, [s.l.], v. 7, n. 1, p.1-2, 31 out. 2017. EDIPUCRS. <http://dx.doi.org/10.15448/2179-703x.2017.1.28491>.

ICAO. **Unmanned Aircraft Systems (UAS)** (ICAO Cir 328), 2011.

ICA 100-40. **Instrução de Comando da Aeronáutica 100-40**. Portaria 415 de 09 de novembro de 2015. Rio de Janeiro, RJ, 2015.

JENSEN, K.; KRISTENSEN, L. M. **Coloured Petri nets: modelling and validation of concurrent systems**. Springer Science & Business Media, 2009.

JORGE, LA De C. et al. **Metodologia para utilização de aeromodelos em monitoramento aéreo**. Embrapa Instrumentação-Circular Técnica (INFOTECA-E), 2002.

MARRANGHELLO, N. **Redes de petri: Conceitos e aplicações**. São Paulo: DCCE/IBILCE/UNESP, 2005.

MAGALHAES, E. R. B. **Globalização e o impacto no tráfego aéreo brasileiro**. Ciências Aeronáuticas-Unisul Virtual, 2018.

MUNDO EM FOCO: ATUALIDADES, **Drones**. São Paulo - SP: Arte Antiga, v. 4, 2016.

NASA. **X-29 Image Galley**. Disponível em: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/multimedia/imagegallery/X-29/index.html> Acesso em: 29 de nov de 2019.

PAULA, A. A. **Apostila de Projeto Aerodinâmico**. São Paulo: Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, 2012. 213 p.

PAULA, V. M. G. **BQM-1BR o vant a jato brasileiro**. Universidade Federal de Juiz de Fora–Centro de Pesquisas Estratégicas Paulino José Soares de Sousa. Sd Disponível em:< <http://www.defesabr.com/Fab/BQM1BR.pdf>>. Acesso em: 15 de nov de 2019.

RAYMER, D. ***Aircraft design: a conceptual approach***. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1989.

RBNAREDE. **AGX lança primeira loja virtual de aviões-robôs da América Latina**. Disponível em: < <http://rbnarede.com.br/agx-lanca-primeira-loja-virtual-de-avioes-robos-da-america-latina/>> Acesso em: 15 de nov de 2019.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica–Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign**. Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo, 2009.

SADRAEY, M. H. ***Aircraft design: A systems engineering approach***. John Wiley & Sons, 2013.

SMITHSONIAN NATIONAL AIR AND SPACE MUSEUM. ***Supermarine Spitfire HF.Mk.VIIc. [Photograph]***. Disponível em: < <https://airandspace.si.edu/collection-objects/supermarine-spitfire-hfmkviic-photograph>> Acesso em: 19 de nov de 2019.

UIUC APPLIED AERODYNAMICS GROUP. ***UIUC Airfoil Coordinates Database***. Disponível em: <https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html>. Acesso em: 15 de nov. de 2019.

WHITE, F. **Mecânica dos Fluidos**. 6ª ed. São Paulo: McGraw-Hill, 2010.

XMOBOTS. **Segurança e Defesa**. Disponível em: < <https://xmobots.com.br/seguranca-e-defesa/>> Acesso em: 17 de nov de 2019.

APÊNDICE A – CÓDIGO EM SCILAB PARA AS EQUAÇÕES DE RESTRIÇÃO

```

clc, clear

x = [1:0.01:250]

//PARÂMETROS INICIAIS DE PROJETO
G = 9.80665 //(m/s^2) aceleração da gravidade
CLm = 1.8 //coeficiente de sustentação máximo
CD0 = 0.035 //coeficiente de arrasto de sustentação zero
Vm = 40 //(m/s) velocidade máxima
Vstall = 15 //(m/s) velocidade de estol
AR = 5 //razão de aspecto
n = 0.7 //eficiência da hélice
hc = 1000 //(m) teto de serviço
rho0 = 1.225 //(kg/m^3) densidade ao nível do mar à 20°C
rhoC = 1.112 //(kg/m^3) densidade na altitude de serviço - retirado do çengel

sigma = rhoC/rho0 //densidade relativa
e = 1.78*(1 - 0.045*AR^0.68) - 0.64 //fator de Oswald
K = 1/(%pi*e*AR) //coeficiente de arrasto induzido

//RESTRIÇÃO DE VELOCIDADE DE ESTOL
x1 = (rho0*CLm*Vstall^2)/2

//RESTRIÇÃO DE VELOCIDADE MÁXIMA
function y=f(x)
    a1 = (rho0*CD0)/2
    b1 = (2*K)/(rhoC*sigma)
    y = n/(a1*Vm^3/x + b1*x/Vm)
endfunction

//RESTRIÇÃO DE DISTÂNCIA DE DECOLAGEM
Sto = 30 //(m) distância de decolagem
mu = 0.3 //coeficiente de atrito da pista

Vto = 1.3*Vstall //velocidade de decolagem
CLto = 0.8*CLm //coeficiente de sustentação na decolagem
CDto = CD0 + K*CLto^2 //coeficiente de arrasto na decolagem
CDg = CDto - mu*CLto

function u=g(x)
    a2 = 0.6*rho0*G*CDg*Sto
    b2 = rho0*CDg*Vto^2/2
    u = (1 - exp(a2/x))/(mu - (mu + b2/x)*exp(a2/x)) * (n/Vto)
endfunction

//RESTRIÇÃO DE TETO DE SERVIÇO

ROCc = 0.5 //(m/s) razão de subida de 100ft/min até o teto de serviço
LDm = 15 //razão sustentação-arrasto máxima

function v=h(x)
    a3 = 2/(rhoC*sqrt(3*CD0/K))
    v = sigma/(ROCc/n + sqrt(a3*x)*(1.155/(LDm*n)))
endfunction

//PLOTAGEM DO DIAGRAMA DE RESTRIÇÕES

xp = [x1 x1]
yp = [0 1.4]
plot(xp, yp, x, f, x1, f(x1), 'o', x, g, '--', x1, g(x1), 'o', x, h, '-.', x1, h(x1), 'o')
xlabel("W/S")
ylabel("W/P")

```

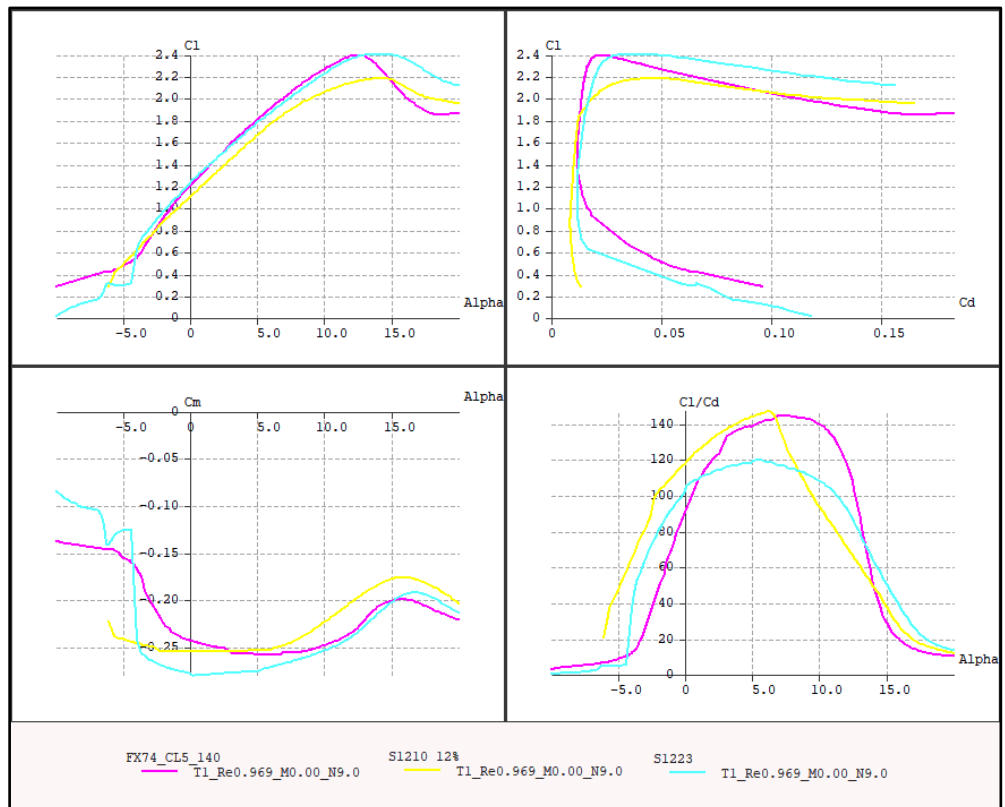
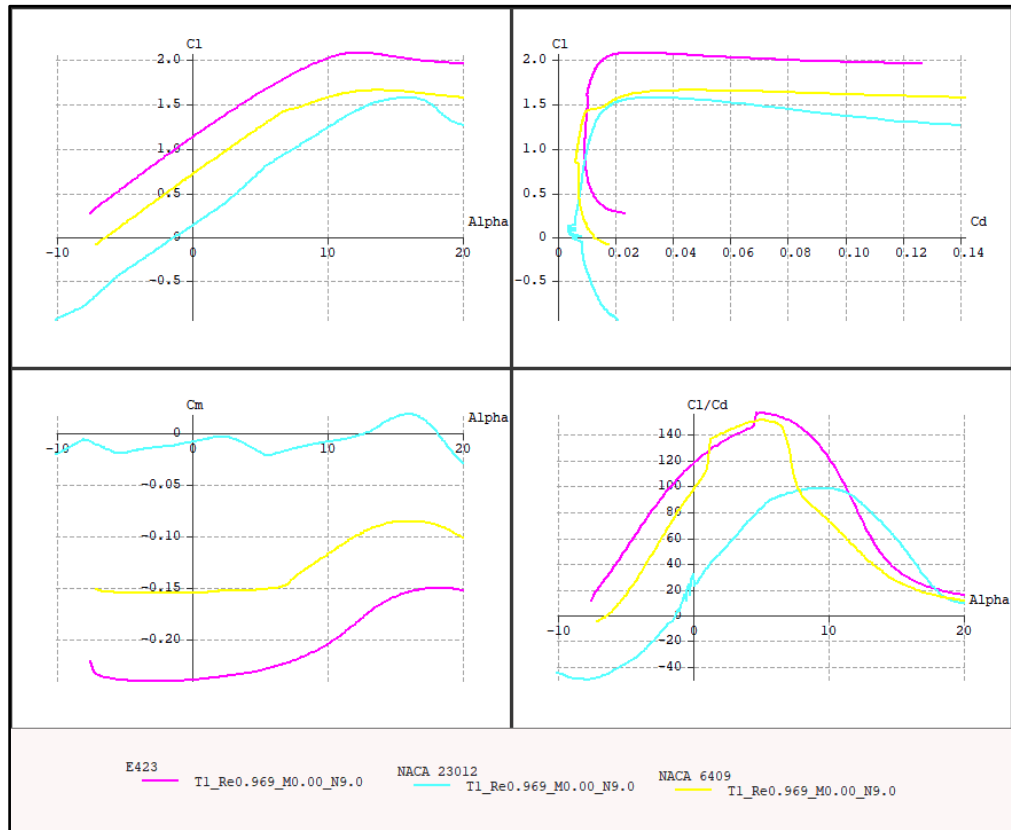
**APÊNDICE B – TABELA DE RESULTADOS DAS ANÁLISES DOS PERFIS
AERODINÂMICOS SELECIONADOS PARA A ASA**

Perfil Parâmetro		NACA 6409	NACA 23012	EPPLER 423	SELIG 1210	SELIG 1223	WORTMAN FX-CL5-140
$C_{l_{máx}}$	V_{estol}	1,6514	1,5675	2,0722	2,1801	2,4017	2,3911
	$V_{cruzeiro}$	1,7836	1,6650	2,0859	2,2306	2,4489	2,3988
	$V_{máx}$	1,8233	1,6988	2,0927	2,2342	2,4676	2,3941
α_{estol}	V_{estol}	13,80°	15,75°	12,30°	14,10°	14,25°	12,45°
	$V_{cruzeiro}$	15,60°	16,80°	12,60°	12,90°	14,85°	11,70°
	$V_{máx}$	16,00°	17,40°	13,35°	12,45°	14,85°	11,25°
$C_{d_{min}}$	V_{estol}	0,00620	0,00381	0,00946	0,00848	0,01185	0,01204
	$V_{cruzeiro}$	0,00555	0,00595	0,00786	0,00754	0,01026	0,00965
	$V_{máx}$	0,00547	0,00585	0,00745	0,00726	0,00977	0,00894
C_{l_i}	V_{estol}	0,8391	0,1207	0,9853	0,8389	1,2436	1,5988
	$V_{cruzeiro}$	0,8958	0,2334	1,0292	0,8941	1,0828	1,6573
	$V_{máx}$	0,9484	0,3384	1,0693	0,9185	0,9831	1,6680
$\alpha_{C_{l_i}}$	V_{estol}	1,35°	0,00°	-1,20°	-2,25°	0,15°	3,15°
	$V_{cruzeiro}$	1,80°	1,00°	-0,90°	-1,95°	-1,35°	3,45°
	$V_{máx}$	2,25°	1,95°	-0,60°	-1,80°	-2,25°	3,45°
C_{l_0}	V_{estol}	0,6976	0,1207	1,1150	1,0950	1,2186	1,1349
	$V_{cruzeiro}$	0,7009	0,1264	1,1256	1,1189	1,2467	1,2204
	$V_{máx}$	0,7022	0,1275	1,1335	1,1261	1,2566	1,2309
$\left(\frac{C_l}{C_d}\right)_{máx}$	V_{estol}	150,65	98,08	155,81	147,03	119,73	144,23
	$V_{cruzeiro}$	179,04	117,55	189,95	167,83	145,79	186,04
	$V_{máx}$	188,51	123,98	201,11	174,69	154,60	199,15

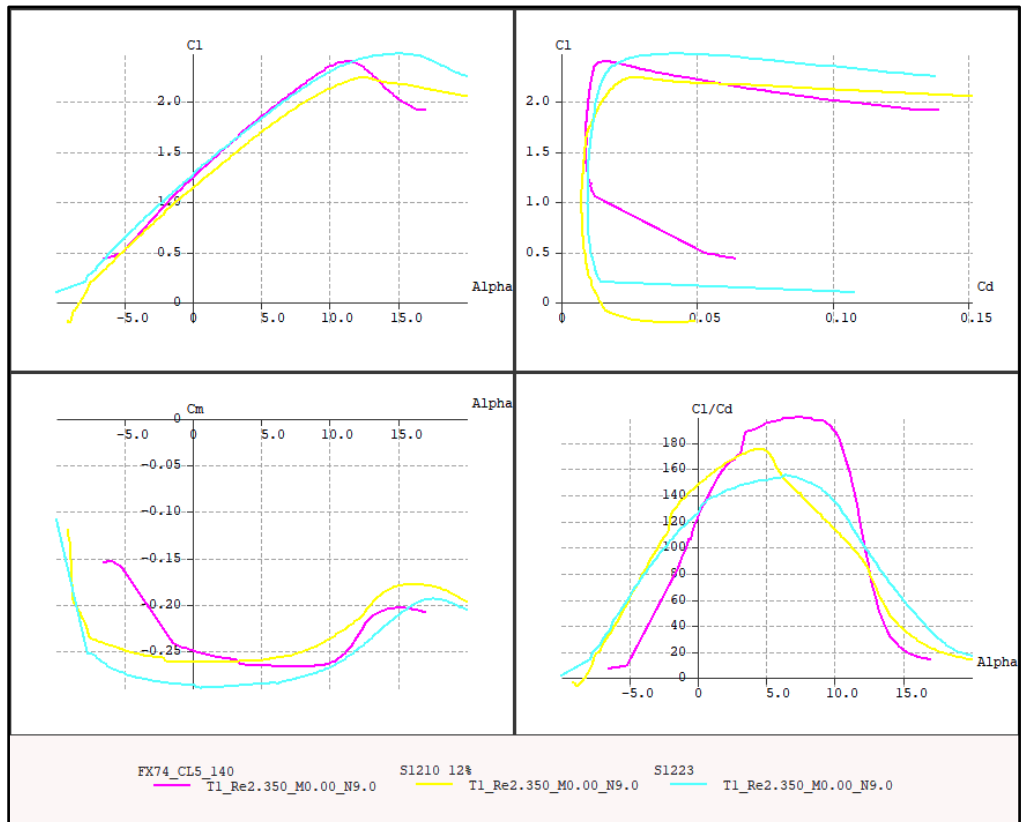
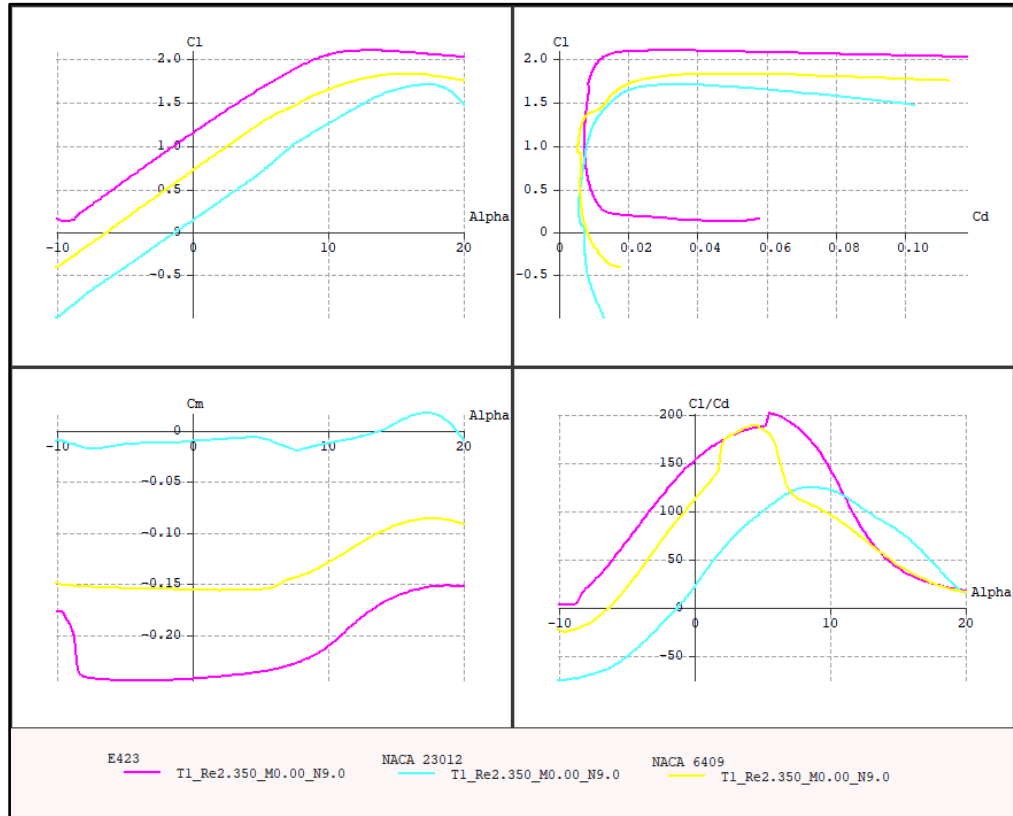
**APÊNDICE C – TABELA DE RESULTADOS DAS ANÁLISES DOS PERFIS
AERODINÂMICOS SELECIONADOS PARA A EMPENAGEM**

Perfil Parâmetro		NACA 0009	NACA 0012	NACA 63012	NACA 63015
$C_{l_{máx}}$	V_{estol}	1,0931	1,2694	1,0948	1,1952
	$V_{cruzeiro}$	1,2940	1,4354	1,2428	1,2850
	$V_{máx}$	1,3689	1,4922	1,3006	1,3358
α_{estol}	V_{estol}	11,95°	14,85°	11,85°	15,75°
	$V_{cruzeiro}$	13,80°	15,90°	14,70°	15,75°
	$V_{máx}$	14,10°	16,35°	14,55°	16,50°
$C_{d_{min}}$	V_{estol}	0,00504	0,00601	0,00658	0,00753
	$V_{cruzeiro}$	0,00426	0,00532	0,00515	0,00583
	$V_{máx}$	0,00428	0,00524	0,00487	0,00549
$\left(\frac{C_l}{C_d}\right)_{máx}$	V_{estol}	55,27	63,36	59,18	67,64
	$V_{cruzeiro}$	71,38	79,04	68,22	73,19
	$V_{máx}$	76,61	83,98	72,93	74,40

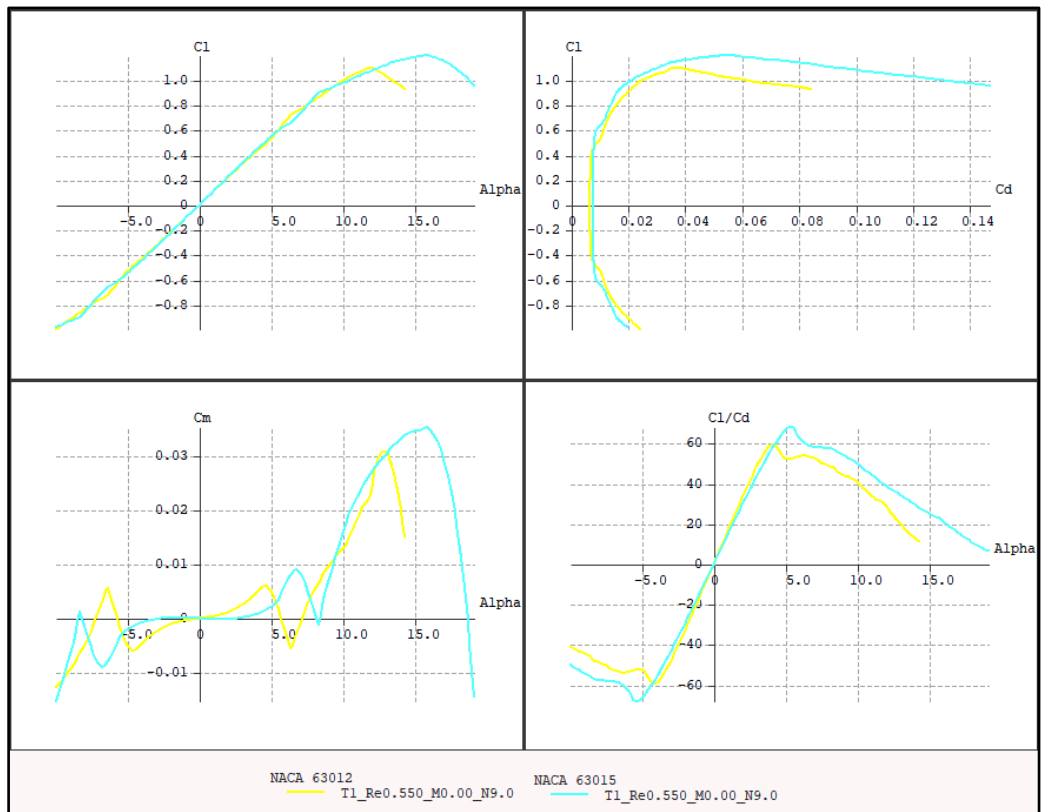
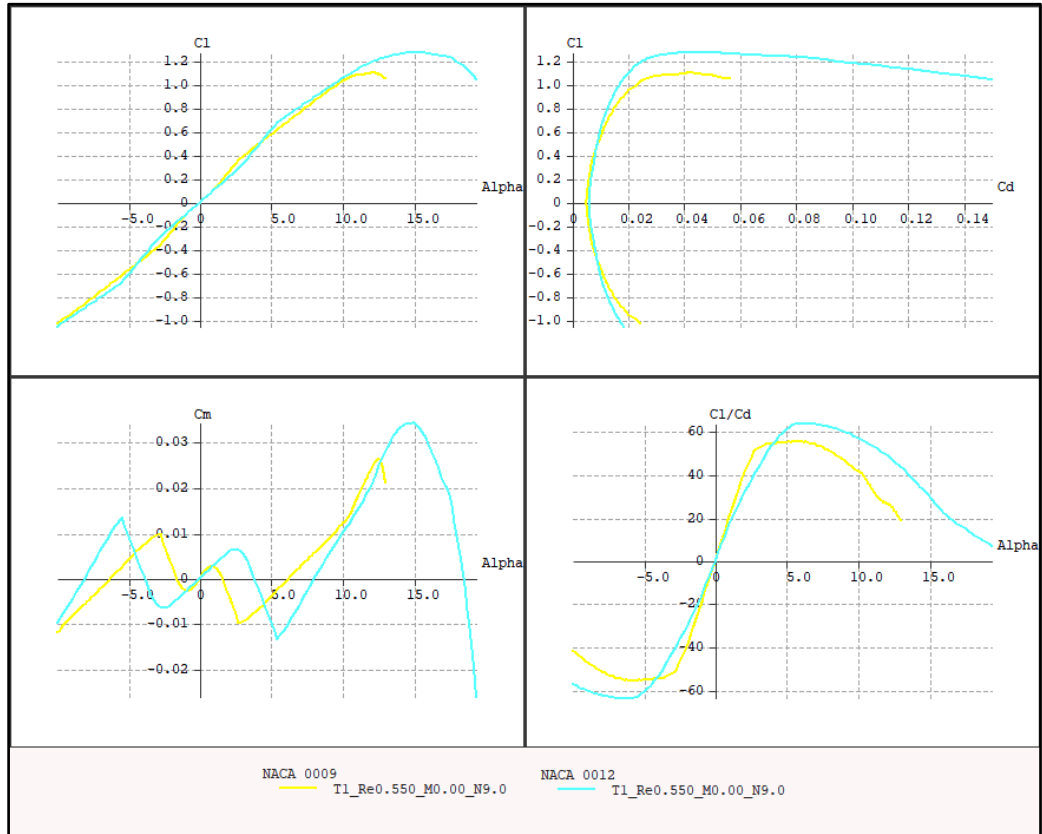
APÊNDICE D – CURVAS REFERENTES A VELOCIDADE DE ESTOL DOS PERFIS SELECIONADOS PARA A ASA



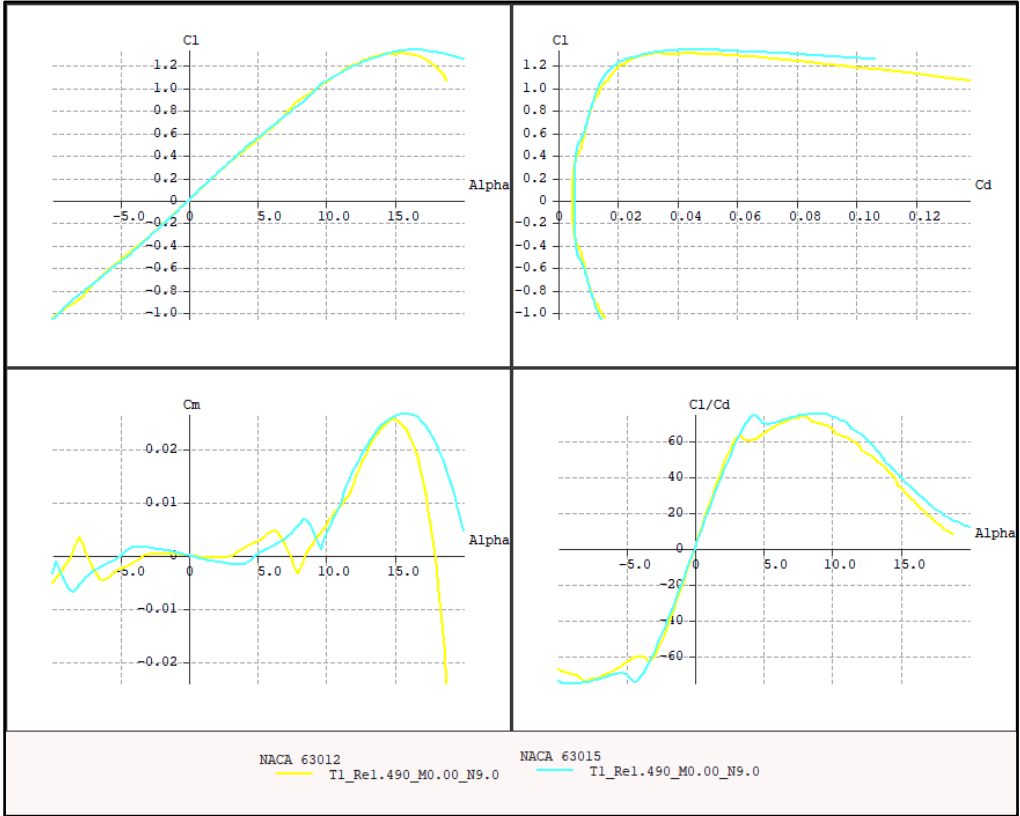
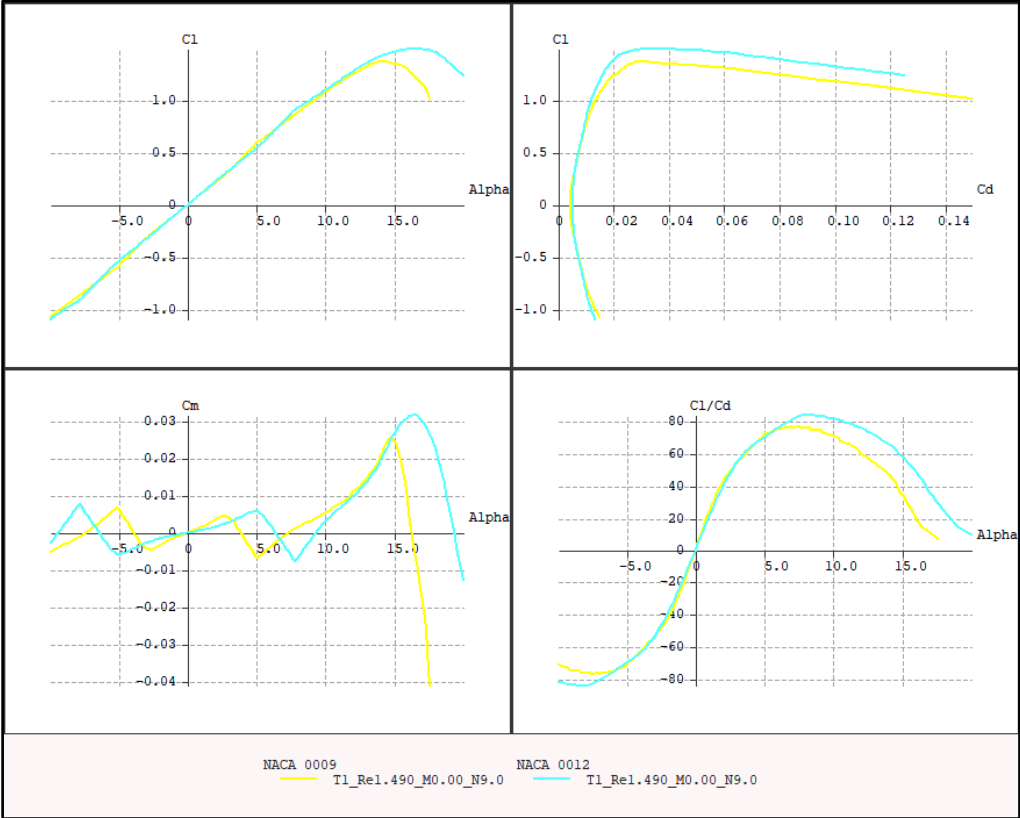
APÊNDICE E – CURVAS REFERENTES A VELOCIDADE MÁXIMA DOS PERFIS SELECIONADOS PARA A ASA



APÊNDICE F – CURVAS REFERENTES A VELOCIDADE DE ESTOL DOS PERFIS SELECIONADOS PARA A CAUDA HORIZONTAL

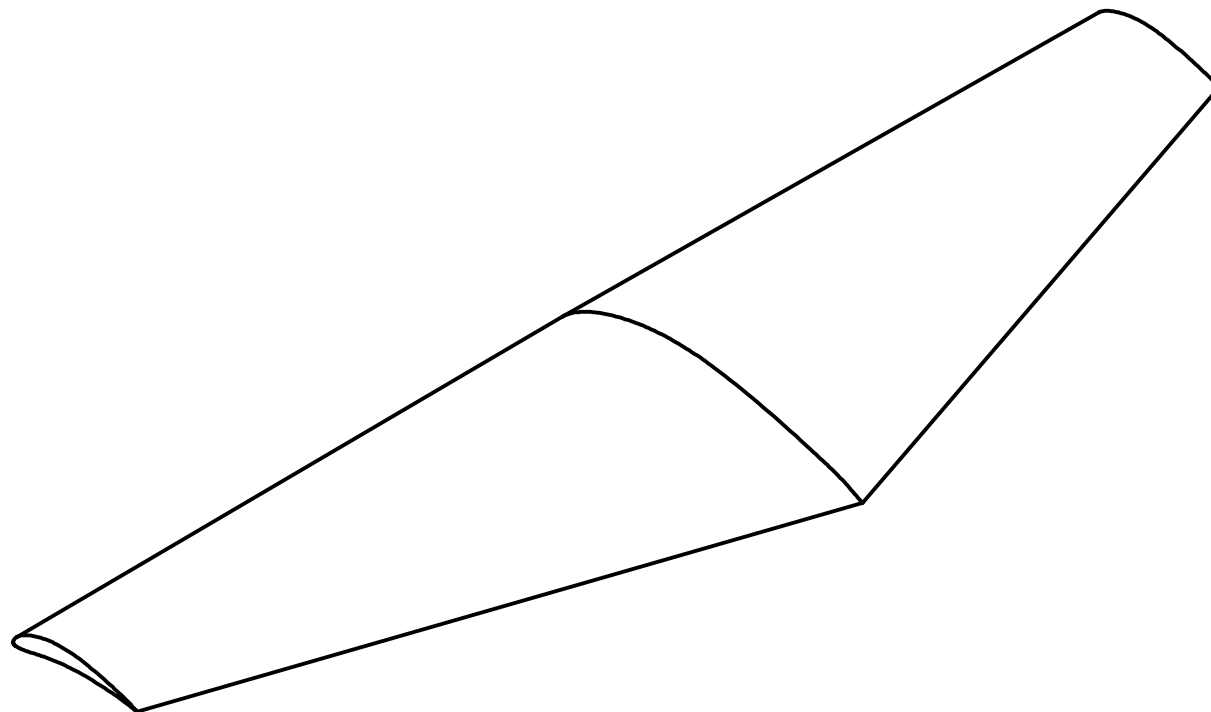
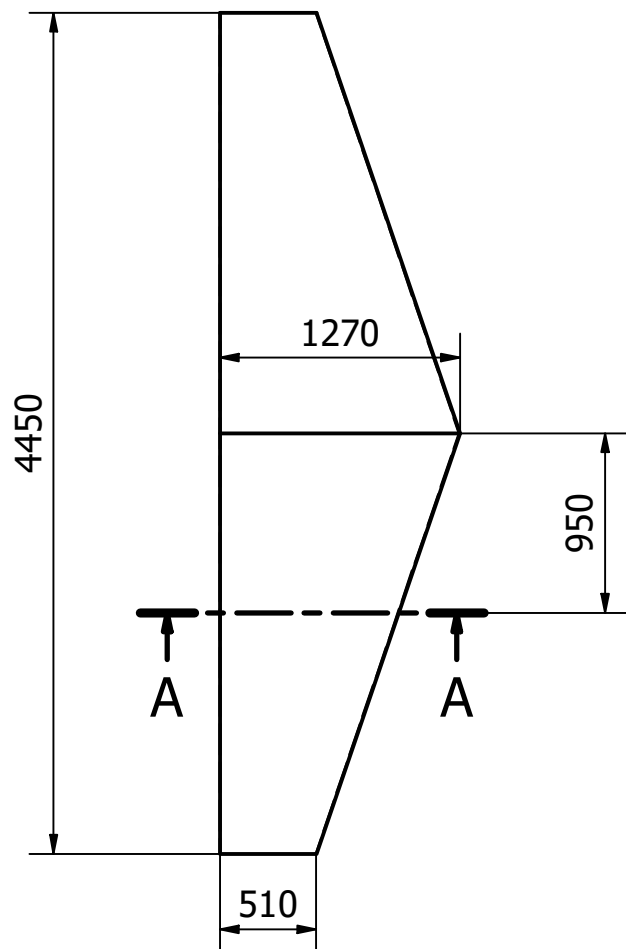
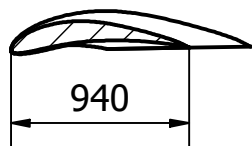


**APÊNDICE G – CURVAS REFERENTES A VELOCIDADE MÁXIMA DOS PERFIS
SELECIONADOS PARA A CAUDA HORIZONTAL**



APÊNDICE H – DESENHOS DOS COMPONENTES DIMENSIONADOS

A-A (1 : 40)



UNIVERSIDADE FEDERAL RURAL DO SEMI-ÁRIDO

PROJETISTA:
John David dos Santos Belém

DATA:
18/01/2020

PRANCHA:

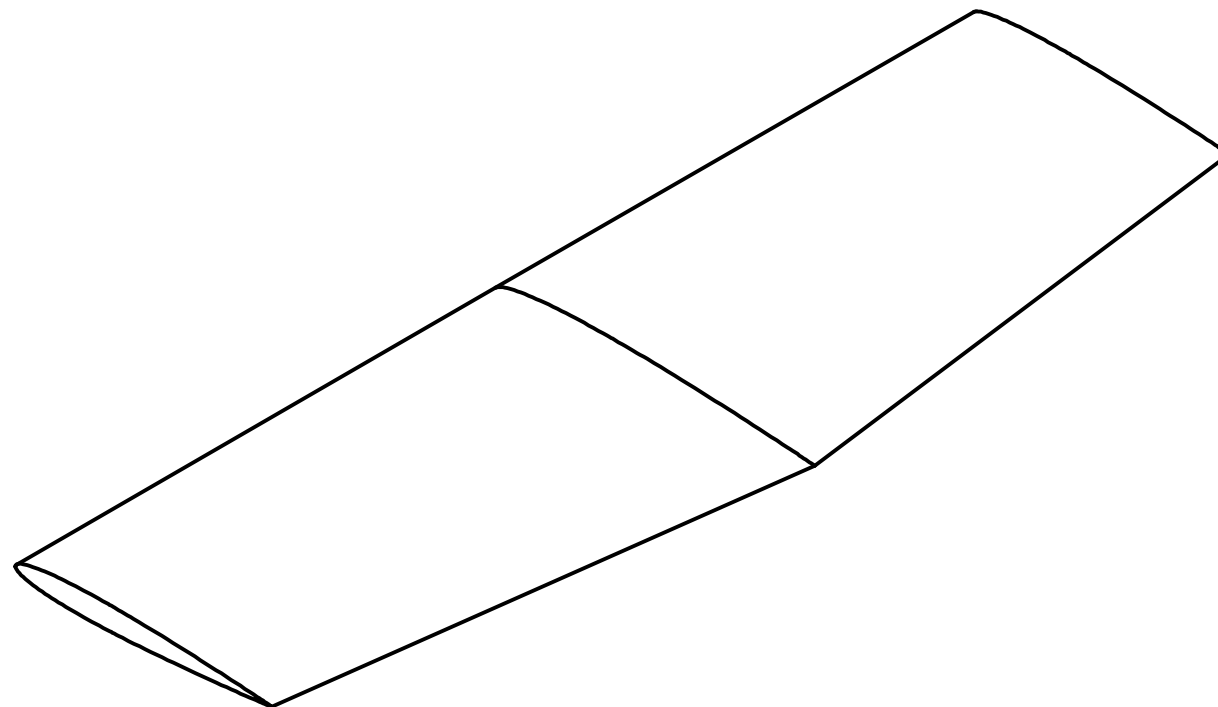
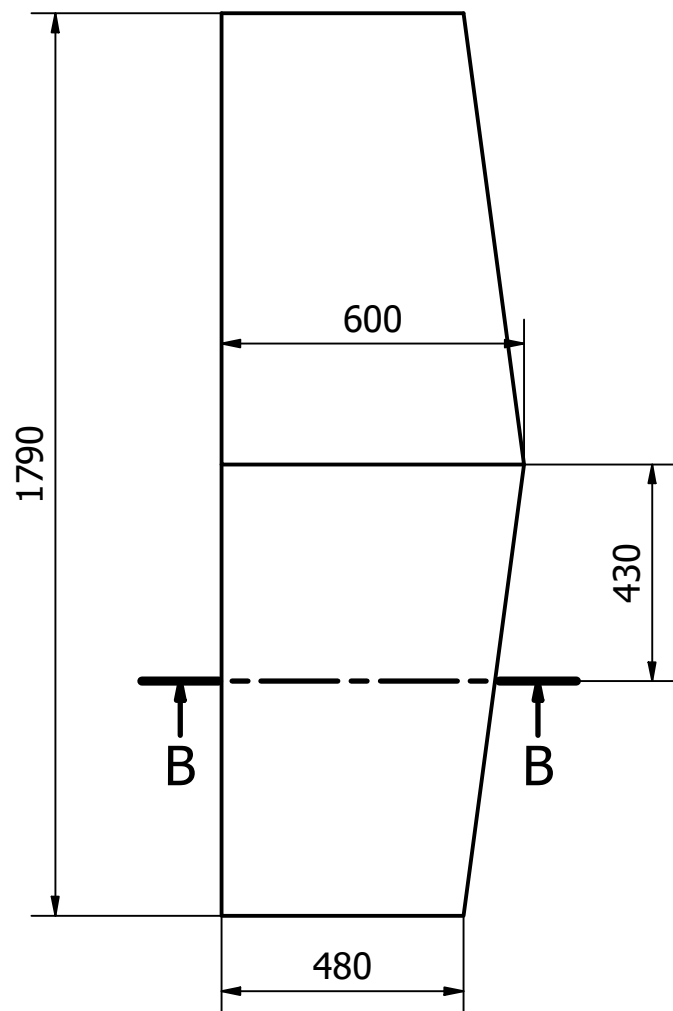
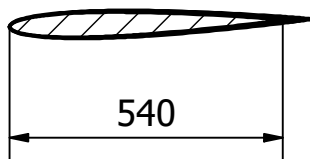
1/4

PEÇA:
Asa

DESCRIÇÃO:
Perfil EPPLER 423

ESCALA:
1 : 40

B-B (1 : 15)



UNIVERSIDADE FEDERAL RURAL DO SEMI-ÁRIDO

PROJETISTA:

John David dos Santos Belém

DATA:

18/01/2020

PRANCHA:

2/4

PEÇA:

Cauda Horizontal

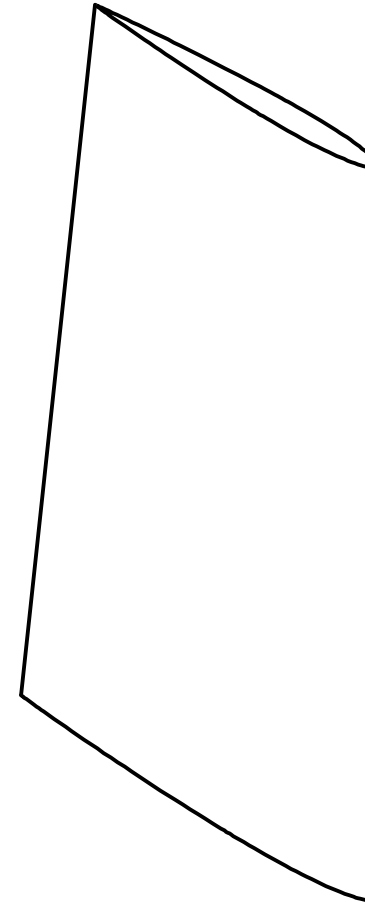
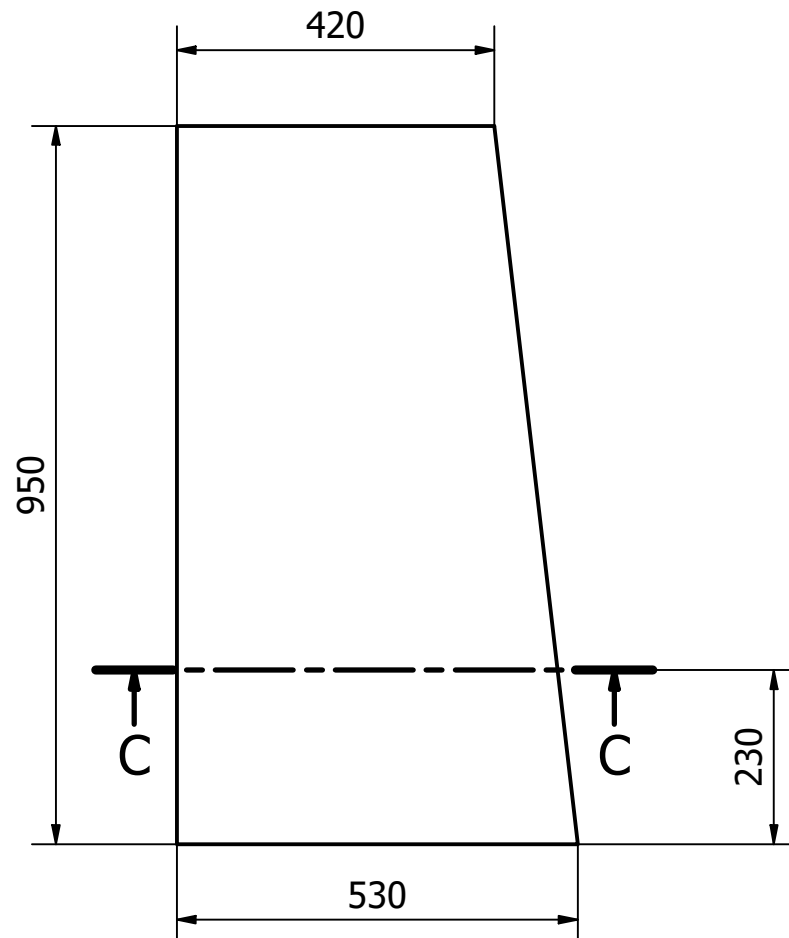
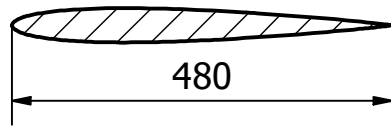
DESCRIÇÃO:

Perfil NACA 0009

ESCALA:

1 : 15

C-C (1 : 10)



UNIVERSIDADE FEDERAL RURAL DO SEMI-ÁRIDO

PROJETISTA:

John David dos Santos Belém

DATA:

18/01/2020

PRANCHA:

3/4

PEÇA:

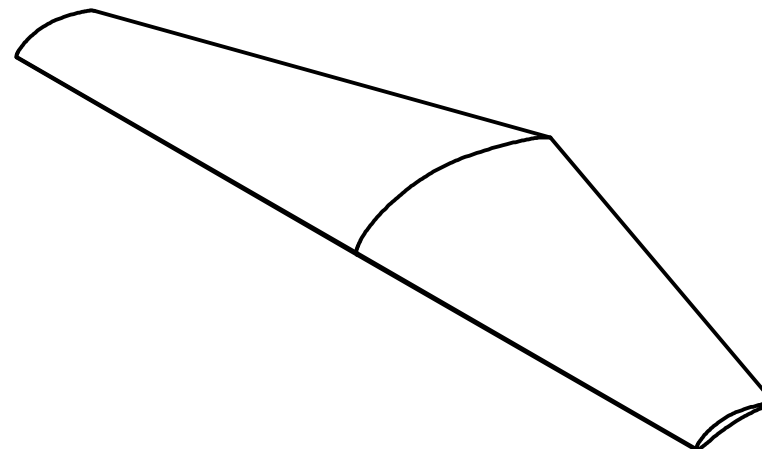
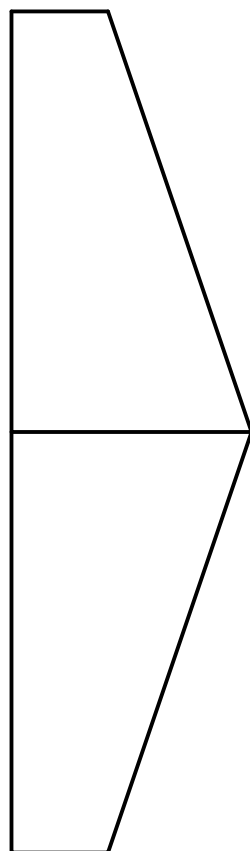
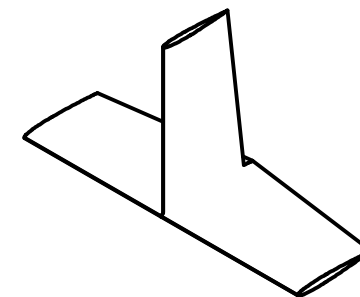
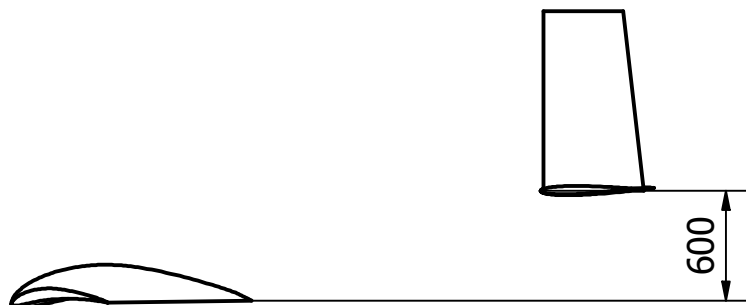
Cauda Vertical

DESCRIÇÃO:

Perfil NACA 0009

ESCALA:

1 : 10



UNIVERSIDADE FEDERAL RURAL DO SEMI-ÁRIDO			
PROJETISTA: John David dos Santos Belém		DATA: 18/01/2020	PRANCHA: 4/4
PEÇA: Conjunto Asa-Cauda	DESCRIÇÃO: Montagem Final	ESCALA: 1 : 40	

**ANEXO A – DOCUMENTAÇÃO DO MODELO EM REDES DE PETRI DO
SISTEMA DE CONTROLE EMBARCADO**

Modelagem Formal de um Sistema de Veículos Aéreos Não Tripulados Utilizando Notação Z e Redes de Petri

Igor Ramon Fernandes Diniz¹, Adby da Silva Santos¹, Igor Sthaynny Costa do Nascimento¹, Ernandes José Queiroz Maia¹, Lenardo Chaves e Silva², Alvaro Alvares de Carvalho Cesar Sobrinho²

¹Universidade Federal Rural do Semi-Árido (UFERSA)

Pau dos Ferros – RN – Brazil

²Departamento de Engenharias e Tecnologia – Universidade Federal Rural do Semi-Árido (UFERSA) – Pau dos Ferros – RN – Brazil

{igordiniz.ufersa, shamelord15, igorsthaynny, ernandes.maiamq}@gmail.com

Abstract. *Uncrewed Aerial Vehicle, the populars Drone, are considered today a high efficient and adaptable industry solution. As the demand grow, the necessity for security and productivity become indispensable. Therefore, they become critical systems, because they value as security as efficiency. Thus, the formal notation takes a role in software specification, because, being based on math logic, aims to minimize subjectivity and implement maximum specification correctness. So this paper aims to propose a base for formal modelling of a critical system VANT using a formal language, more specifically, the Z notation and modeling using the Petri Net of place and transition.*

.

Resumo.

Veículos aéreos não tripulados, os populares Drones, são considerados uma solução industrial eficiente e adaptável. Ao passo que a demanda cresce, sua necessidade por segurança e produtividade se torna indispensável. Então, os sistemas críticos prezam tanto pela segurança quanto pela eficiência. Dessa forma, a notação formal toma seu papel na especificação de software, uma vez que, por ser baseada em lógica matemática, busca minimizar a subjetividade e implementar a máxima corretude na especificação. Assim, neste artigo é proposta a modelagem formal de sistema crítico de VANT utilizando a notação Z e rede de Petri de lugares e transições.

1. Introdução

Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT) se popularizaram bastante pela sua versatilidade. Desde o uso comercial ao recreativo, esses dispositivos são empregados em diversas tarefas: filmagens, mapeamento geográfico, entrega de produtos e correspondências, segurança, entre outros. Mas, ao passo que a demanda cresce, consistência e segurança tornam-se indispensáveis.

Com isso, a especificação se torna um passo importante, uma vez que uma boa documentação significa menor risco de falhas. Uma característica importante da especificação diz respeito à linguagem utilizada. No entanto, uma especificação, ao sujeitar-se a linguagem natural, pode ter seu entendimento comprometido, ampliando o risco de falhas.

Em vista disso, linguagens baseadas em notação matemática (formais) são empregadas visando maior clareza e objetividade na especificação, reduzindo o risco de falhas. Nesse sentido objetiva-se desenvolver um modelo formal de software para representar vários aspectos de um VANT utilizando linguagem Z e redes de Petri.

Assim, este artigo está organizado da seguinte forma: na Seção 2 é apresentada a contextualização do trabalho; na Seção 3 é apresentada a especificação do sistema em notação Z, enquanto que na Seção 4 é apresentada a modelagem do sistema inicial em rede de Petri. Por fim, na Seção 5 são apresentadas as considerações finais.

2. Contextualização

Apresenta-se, portanto, alguns principais conceitos relacionados com a elaboração dos modelos de sistemas VANT.

2.1. Sistemas Críticos

Com a popularização do uso de software, as pessoas e negócios estão cada vez mais se expondo a tais tecnologias para solucionarem seus problemas ou demandas. Nesse sentido é importante que tais sistemas sejam bem projetados para o público alvo. Alguns dos sistemas que encontram-se operando são os chamados sistemas críticos. Estes, por sua vez, lidam com questões que envolvem a vida humana, resultando no risco de acidentes, caso ocorram falhas [Comerlato 2002]. Portanto, deve-se desenvolvê-los de modo que riscos de acidentes sejam reduzidos.

A concepção de eliminação absoluta de riscos não é trivial, dado que, uma vez que possível, envolveria variáveis externas, impactando negativamente na garantia de totalidade da segurança. Dessa forma, os riscos devem ser reduzidos para uma escala de aceitabilidade [Ericson 2005]. Em Cardoso (2010) são citados exemplos de sistemas críticos: Aviação Comercial, Transporte Ferroviário, Sistemas Bancários e Equipamentos Médicos.

2.2. Veículos aéreos não-tripulados

VANT é o termo associado com aeronaves que são controladas sem a presença humana a bordo. São geralmente utilizadas para a realização de tarefas laboriosas ou perigosas, como as realizadas em atividades militares [Song et al. 2018]. Essas aeronaves possuem sistemas complexos de controle, estes integrados a Sistemas de Posicionamento Global (GPS), e variam entre modelo a partir de tamanho, tempo total de voo, capacidade de carga, dentre outros fatores [Vasylenko 2017].

2.3. Linguagem Z

Para a discussão exposta, utilizar-se-a notação Z- uma linguagem para especificação formal [Spivey, 1998]. O uso de métodos formais garante que a especificação seja clara, objetiva e minimize a ocorrência de erros no sistema, onde regras rígidas estabelecem o que é construído e como deve funcionar. Vale frisar também que o uso de linguagem natural, devido sua ambiguidade, leva diferentes leitores a terem diferentes perspectivas. Uma vez que sistemas críticos prezam pela máxima segurança e correção da especificação, o uso de notação matemática não só é interessante como também indispensável.

2.4. Redes de Petri

O uso das redes de petri permite aos modeladores melhor entendimento dos requisitos de sistemas complexos, além disso pode ser utilizada como extensão da notação Z, pois permite a realização de simulações do sistema. Dado que as redes de petri permitem a condução da análise de propriedades comportamentais e de desempenho destes [Zurawski, Zhou, 1994].

3. Especificação em notação Z

Foram definidos alguns esquemas utilizando o *plugin* ctz-ide¹, através dos quais será possível: (1) Controlar atributos da aeronave; (2) Acelerar VANT; (3) Controlar Leme; (4) Gerenciar Drone; (5) Gerenciar Bateria; (6) Ligar e Desligar Motor; (7) Alterar Potência do Motor; (8) Realizar e Controlar Vôo.

3.1. Espaço de Estados e Controle de Atributos

O espaço de estados definido utiliza de enumeradores que representaram estados considerado pelo sistema, apresentados pelo Esquema 1. O primeiro enumerador trata das mensagens de saída emitidas pelo VANT, sendo ele MSG. É composto por bem_sucedido, motor_ligado, falha, motor_desligado, negado e bateria_estado_critico como possíveis mensagens a serem emitidas pelo dispositivo.

O enumerador ESTADOBATERIA é responsável pela definição do estado atual da bateria através dos estados e, d, c, b, a e s, que representam, respectivamente, os intervalos de bateria 0% a 20%, 21% a 40%, 41% a 60%, 61% a 80%, e 81% a 100%. Por sua vez, o enumerador ESTADOGERAL indica o estado do VANT com relação ao funcionamento, se o mesmo está ligado ou desligado.

O enumerador MOVIMENTO indica as possíveis ações do piloto em relação ao Aileron, Profundor, Leme e pedais, que representam elementos mecânicos acionados eletronicamente pelo usuário responsável pelo controle do VANT. Os estados de cima e baixo são relacionados ao Aileron e ao Profundor. Em direita e esquerda o

¹ Disponível em: <<http://czt.sourceforge.net/manual.html>>

controle é relacionado ao Leme. Para definir um estado em que os ailerons, Profundor e Leme estariam sem alterações, o estado `neutro` é definido.

Por fim, o enumerador `DIRECAOATUAL` foi implementado para definir tanto a direção na qual o VANT está seguindo quanto a entrada fornecida pelo Piloto a qual o mesmo deseja seguir, de modo a manter um controle da aeronave. No primeiro cenário, o estado `neu` representa a estabilidade do VANT. Os estados `sob`, `desc`, `dir` e `esq` relacionam-se aos movimentos nos eixos x e y , enquanto que `des_esq`, `des_dir`, `sob_esq` e `sob_dir` correspondem à combinação dessas direções.

Já para a definição das entradas do Piloto, que são fornecidas a partir dos movimentos realizados no manche, o estado `neu` representa este controle em posição totalmente vertical, ou seja, seu estado inicial. Os estados `sob`, `desc`, `dir`, `esq`, `des_esq`, `des_dir`, `sob_esq` e `sob_dir` estão associados a oito movimentos possíveis do manche. Se imaginado o manche no centro de uma Rosa dos Ventos, estes estados estão associados, respectivamente, aos movimentos da cabeça do manche para norte, sul, leste, oeste, sudoeste, sudeste, noroeste e nordeste.

Esquema 1. Espaço de estados considerado pela especificação do sistema

```
-
    MSG ::= bem_sucedido | motor_ligado | falha |
motor_desligado | negado | bateria_estado_critico
    ESTADOBATERIA ::= e | d | c | b | a | s
    ESTADOGERAL ::= ligado | desligado
    MOVIMENTO ::= esquerda | direita | cima | baixo |
neutro
    DIRECAOATUAL ::= neu | sob | desc | dir | esq | des_esq
| des_dir | sob_esq | sob_dir | r_hor | r_ant
L
|||||||||||||||||||||||||||||||||||||||||||||||||||||||||
r Drone
  bateriaVant: ESTADOBATERIA
  motor: ESTADOGERAL
  acelerador: N
  aileronD: MOVIMENTO
  aileronE: MOVIMENTO
  profundor: MOVIMENTO
  leme: MOVIMENTO
```

```
iteracao: N
|
0 ≤ acelerador ≤ 100
L
```

No Esquema 1 é representado o esquema do espaço de estados do Drone, através do qual podem ser consultados e alterados dados como o estado da bateria (*bateriaVant*), motor - quanto ao seu estado de ligado ou desligado - (*motor*), a aceleração (*acelerador*), os Ailerons direito e esquerdo (*aileronD* e *aileronE*), o Profundor (*profundor*) e o Leme (*leme*). Além disso, há ainda uma variável que contabiliza a quantidade de interações que são realizadas pelo sistema (*iteracao*), de modo que se automatize o consumo de bateria no contexto de funcionamento do VANT.

O espaço de estados do VANT ainda define a invariante *acelerador* como pertencente a um intervalo entre 0 e 100 unidades de potência. Dessa forma, a especificação assegura que o funcionamento do sistema não sobrecarregue ou subuse seus parâmetros.

3.2. Iniciar Drone

O esquema para inicialização do VANT define a forma como os parâmetros do VANT serão inicializados. Para esta implementação, abstraiu-se o conceito do estado da bateria, tendo ela porcentagem inicial equivalente à carga total. O motor do VANT é inicializado como desligado, com aceleração nula. Os elementos de controle (Ailerons, Profundor e Leme) iniciam em estado neutro. Uma mensagem de sucesso é retornada em caso da inicialização correta, e o contador de iterações inicia-se como zerado.

Esquema 2. Especificação da inicialização do VANT

```
r IniciaDrone
  ΔDrone
  resposta!: MSG
|
  bateriaVant' = a
  motor' = desligado
  acelerador' = 0
  aileronD' = aileronE' = profundor' = leme' = neutro
  resposta! = bem_sucedido
```

```
iteracao' = 0
L
```

3.3. Alterar Aceleração

A alteração da aceleração altera o espaço de estados do Drone, através de uma entrada (*senal_potencia?*), que representa a nova potência enviada para aceleração. Caso o motor esteja ligado, é verificado, como forma de redundância para garantir que seja obedecida a invariante de aceleração, é verificado se a entrada se encontra dentro do intervalo permitido ao Drone. Em caso positivo, essa nova potência é atribuída ao acelerador do VANT.

Esquema 3. Especificação da aceleração do VANT

```
⌈ AlterarAceleracao
  ΔDrone
  senal_potencia?: N
|
  motor = ligado
  (senal_potencia? ≤ 100) ∧ (senal_potencia? ≥ 0)
  acelerador' = senal_potencia?
L
```

3.4. Verifica Bateria

A realização da verificação de bateria é feita para fins de consulta. O estado da bateria, armazenado no parâmetro *bateriaVant* é retornado através da variável de saída *bateria_drone!*.

Esquema 4. Especificação da Verificação da Bateria

```
⌈ VerificaBateria
  EDrone
  bateria_drone!: ESTADOBATERIA
|
  bateria_drone! = bateriaVant
L
```

3.5. Controle dos Ailerons e Profundor

O controle dos Ailerons e Profundor busca alterar tais controladores baseado na entrada fornecida pelo piloto, alterando assim o espaço de estados de Drone. A entrada (entrada?) indica para qual direção a cabeça do manche está sendo levada, o que permite a alteração dos Ailerons e do Profundor.

Para que o VANT ganhe altitude, o Profundor deverá subir, e os Ailerons devem permanecer neutros. O oposto ocorre para casos em que o VANT precisa perder altitude. Já para o direcionamento para a direita, o Profundor deve se manter em estado neutro, e o Aileron direito deve subir, enquanto que o Aileron esquerdo deve descer, e vice-versa para casos em que o comando para direcionamento à esquerda é executado.

Para subir à esquerda uma combinação entre o Profundor e os Ailerons deve ser realizada. O Profundor deve subir, juntamente com o Aileron esquerdo, enquanto que o Aileron direito deve descer. O contrário acontece para o comando que faz com que o VANT desça à direita (Profundor e Aileron esquerdo descem, enquanto o Aileron direito sobe).

Já para subir à direita, o Profundor deve subir, juntamente com o Aileron direito, enquanto que o Aileron esquerdo deve descer. O contrário acontece para o comando que faz com que o VANT desça à esquerda (Profundor e Aileron direito descem, enquanto o Aileron esquerdo sobe). Para que o Drone se mantenha em estado neutro, todos os componentes devem se manter como neutros.

Esquema 5. Especificações do controle dos Ailerons e do Profundor

```

r Controle1
  ΔDrone
  entrada?: DIRECAOATUAL
|
  (bateriaVant ≠ e) ∧
  ((entrada? = sob
  profundor' = cima
  iteracao' = iteracao + 1) ∨

  (entrada? = desc
  profundor' = baixo
  iteracao' = iteracao + 1) ∨

  (entrada? = dir

```

```
profundor' = neutro  
aileronD' = cima  
aileronE' = baixo  
iteracao' = iteracao + 3) V
```

```
(entrada? = sob_dir  
profundor' = cima  
aileronD' = cima  
aileronE' = baixo  
iteracao' = iteracao + 3) V
```

```
(entrada? = des_dir  
profundor' = baixo  
aileronD' = cima  
aileronE' = baixo  
iteracao' = iteracao + 3) V
```

```
(entrada? = esq  
profundor' = neutro  
aileronD' = baixo  
aileronE' = cima  
iteracao' = iteracao + 3) V
```

```
(entrada? = sob_esq  
profundor' = cima  
aileronD' = baixo  
aileronE' = cima  
iteracao' = iteracao + 3) V
```

```
(entrada? = des_esq  
profundor' = baixo  
aileronD' = baixo
```

```

aileronE' = cima
iteracao' = iteracao + 3) V

(entrada? = neu
profundor' = neutro
aileronD' = neutro
aileronE' = neutro
iteracao' = iteracao + 3)  $\wedge$ 

((iteracao  $\geq$  500)  $\wedge$ 
((bateriaVant = s  $\wedge$  bateriaVant' = a) V
(bateriaVant = a  $\wedge$  bateriaVant' = b) V
(bateriaVant = b  $\wedge$  bateriaVant' = c) V
(bateriaVant = c  $\wedge$  bateriaVant' = d) V
(bateriaVant = d  $\wedge$  bateriaVant' = e))  $\wedge$ 
(iteracao' = iteracao-500)))
L

```

Para cada movimento de algum dos controladores, uma unidade de potência da bateria do VANT é descontada. Dessa forma, movimentos que necessitam da coordenação de três controladores, extrai três unidades de potência da bateria. Ao fim de cada interação, é verificado quantas interações são acumuladas. Se esse número passar de 500, o estado atual da bateria é alterado. Algo similar acontece no controle do Leme, apresentado na subseção seguinte.

3.6. Controle do Leme

O Leme é um controlador independente dos demais, servindo para regular a direção em que o VANT irá seguir, dado que as condições do ar podem desviar o dispositivo de sua rota. As interações ocorrem de modo similar à especificação para Ailerons e Profundor, como pode ser observado na Especificação 6.

Esquema 6. Especificação para controle do Leme

```

┌ Controle2

```

```

ΔDrone
  entrada?: DIRECAOATUAL
|
  (bateriaVant ≠ e) ∧
  ((entrada? = r_ant
  leme' = esquerda
  iteracao' = iteracao + 1) ∨

  (entrada? = r_hor
  leme' = direita
  iteracao' = iteracao + 1) ∨

  (entrada? = neu
  leme' = neutro
  iteracao' = iteracao + 1)

  ((iteracao ≥ 500) ∧
  ((bateriaVant = s ∧ bateriaVant' = a) ∨
  (bateriaVant = a ∧ bateriaVant' = b) ∨
  (bateriaVant = b ∧ bateriaVant' = c) ∨
  (bateriaVant = c ∧ bateriaVant' = d) ∨
  (bateriaVant = d ∧ bateriaVant' = e)) ∧
  (iteracao' = iteracao-500)))
L

```

3.7. Ligar e Desligar Motor

As operações de Ligar e Desligar motor alteram o espaço de estados do Drone. Para que o motor seja ligado, a bateria do VANT não poderá estar em estado crítico. No desligamento do motor, os estados são alterados de modo simples. Ao ligar o motor, cinco unidades de potência são consumidas da bateria, contabilizadas pela variável de interação.

Esquema 7. Especificações de Ligar e Desligar Motor

```

┌ LigarMotor
  ΔDrone
  estado_motor!: MSG
|
  ((bateriaVant ≠ e) ∧ (motor = desligado) ∧ (motor' =
ligado) ∧ (estado_motor! = motor_ligado) ∧ (iteracao' =
iteracao+5) ∧

  ((iteracao ≥ 500) ∧
  ((bateriaVant = s ∧ bateriaVant' = a) V
  (bateriaVant = a ∧ bateriaVant' = b) V
  (bateriaVant = b ∧ bateriaVant' = c) V
  (bateriaVant = c ∧ bateriaVant' = d) V
  (bateriaVant = d ∧ bateriaVant' = e)) ∧
  (iteracao' = iteracao-500)))V

  (estado_motor! = falha)
└

┌ DesligarMotor
  ΔDrone
  estado_motor!: MSG
|
  (bateriaVant = e
  motor' =desligado) V

  (motor = ligado
  motor' = desligado
  estado_motor! = motor_desligado)
└
```

O motor pode ser desligado por dois modos: com a bateria chegando ao marco zero e a partir de uma ação do Piloto. No cenário em que a bateria alcança o marco zero, o sistema apaga-se sem avisos prévios, uma vez que o Piloto foi notificado quando a bateria entrou em estado crítico.

4. Definição formal do VANT em Redes de Petri

A nômupla que representa a Rede de Petri Colorida é definida da seguinte forma:

$$\text{VANT} = \{L, T, A, \Sigma, V, C, G, E, I\}$$

A definição de cada elemento da nômupla está descrita no Anexo 1.

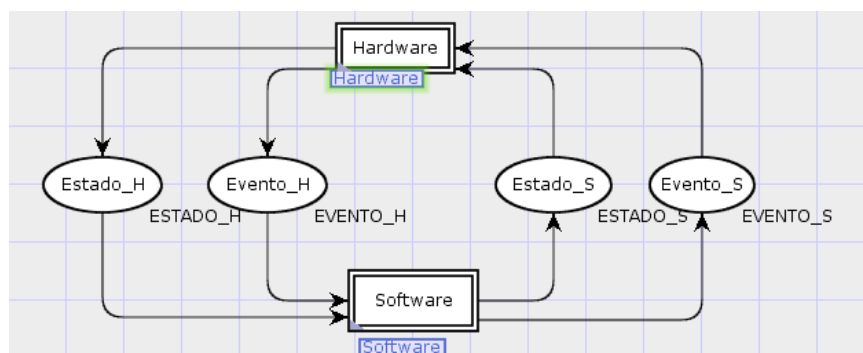
4.1 Glossário

- Estado_H: Resposta a um evento de software.
- Estado_S: Resposta a um evento de hardware.
- Evento_H: Um evento gerado pelo hardware.
- Evento_S: Um evento gerado pelo software.
- Q_interacoes: Quantidade de interações ocorridas nos atuadores do vant, essa variável quando chega ao seu limite habilita o decréscimo da bateria.

4.2 Modelagem em Rede de Petri Colorida

Apresenta-se portanto a Rede de Petri inicialmente elaborada utilizando CPN Tools v4.0.1². Sua estrutura é composta por módulos e foi construída na abordagem Top Down. Nesse sentido o funcionamento correto destes setores garantem os requisitos iniciais do VANT apresentados no tópico 3.

Figura 1 - Alto Nível do Sistema.

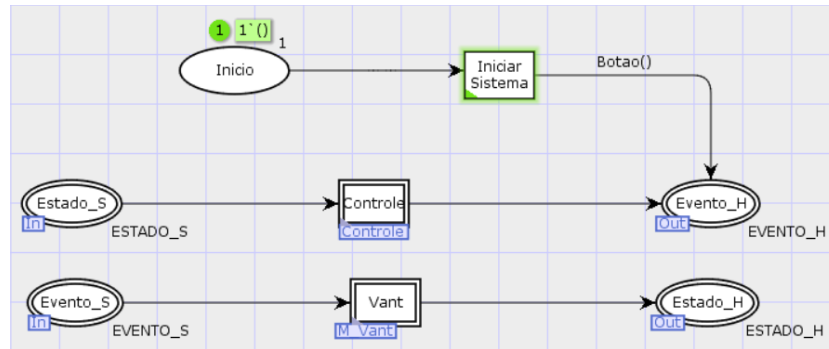


A Figura 1 apresenta o Módulo que representa o sistema que é proposto. Por sua

² Disponível para download em: <<http://cpntools.org/2018/01/16/download/>>

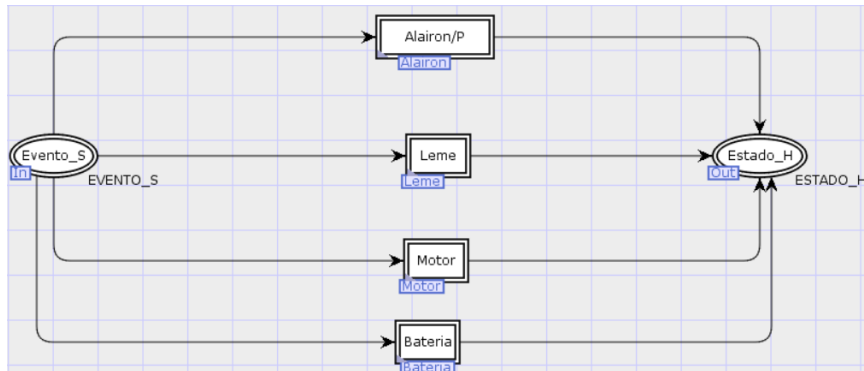
vez este contém contido os submódulos que representam os dispositivos de Hardware e a lógica que compete ao Software (Figura 13) através das transições hierárquicas e lugares que apontam os eventos e eventos que o software e hardware trocam entre si.

Figura 2 - Submódulo de Hardware



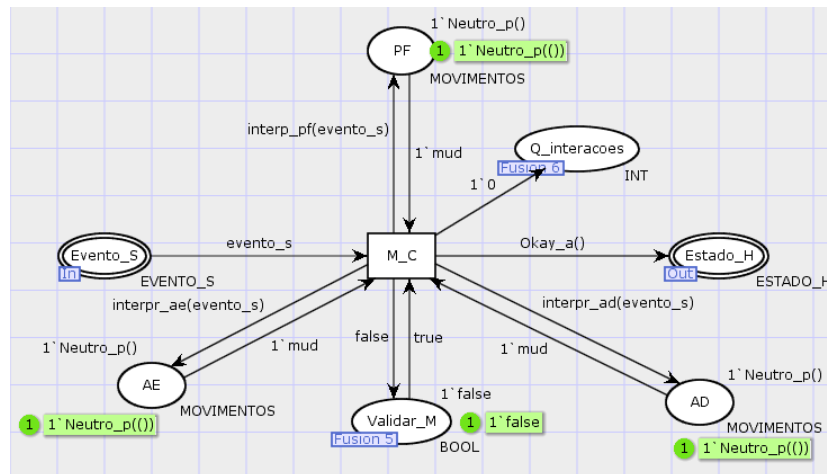
A Figura 2 apresenta o módulo de Hardware, onde se encontram os submódulos de controles (Figura 8) e de atuadores (Figura 4). Sua responsabilidade é enviar sinais ao software a respeito de iniciação do VANT, de eventos de Controle e de estados dos atuadores do VANT.

Figura 3 - Submódulo do VANT



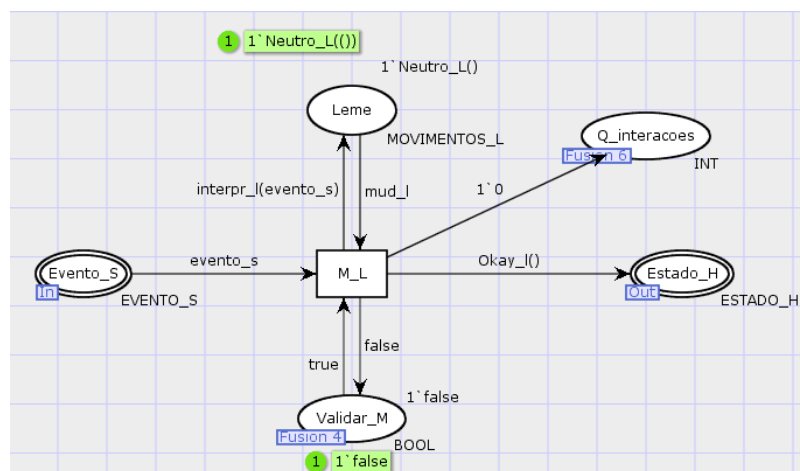
A Figura 3 apresenta o módulo chamado VANT, onde estão inclusos os seguintes sub módulos: Aileron/P (Figura 4), Leme (Figura 5), Motor (Figura 6) e Bateria (Figura 7).

Figura 4 - Submódulo de Atuadores (Ailerons e Profundor)



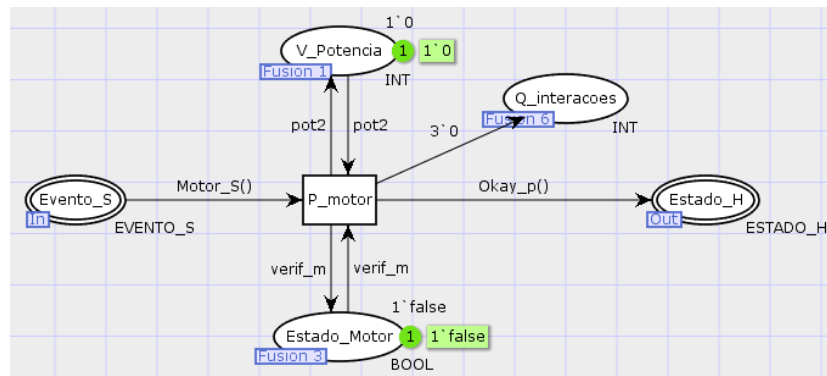
A Figura 4 apresenta os atuadores do VANT, os quais são Ailerons e Profundor. Eles são representados por elipses do tipo MOVIMENTO. Elas apresentam o estado atual de cada atuador, o qual espera um evento de software para fazer as devidas modificações. Em cada movimentação é iterado um token em Q_interações (Seção 4.1).

Figura 5 - Módulo do Leme



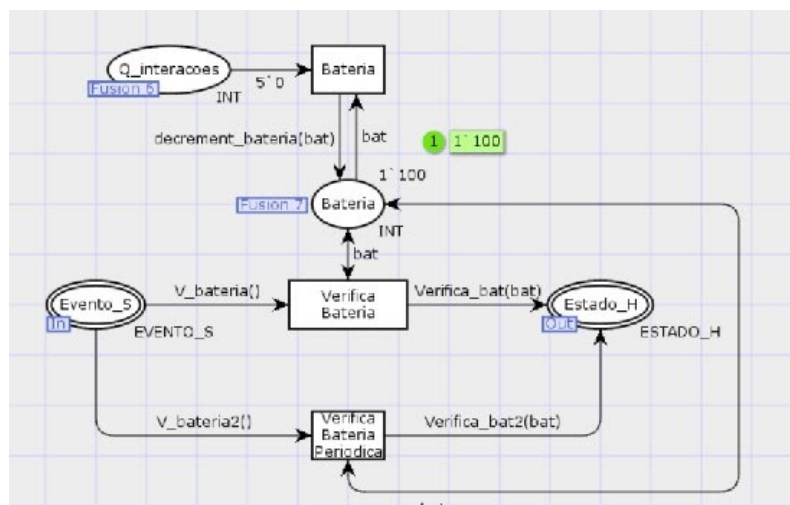
A Figura 5 representa o leme, este é responsável por receber eventos do software modifica o estado seja ele horário, anti-horário, ou neutro representados por um valor do tipo MOVIMENTOS_L. Logo após é enviado para Estado_H um valor de confirmação, realiza um incremento com um token em Q_interacoes.

Figura 6 - Módulo do motor



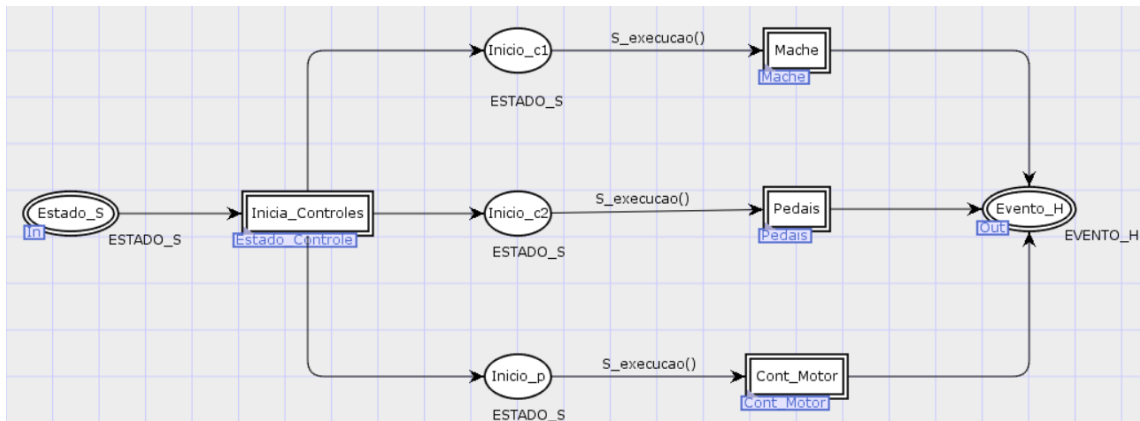
A Figura 6 apresenta o local de hardware que representa o motor, este por sua vez recebe um sinal de software para modificar a sua potência. Logo após, o Q_interacoes recebe *token* e envia um sinal de confirmação que foi modificado a potência do motor.

Figura 7 - Módulo de Bateria



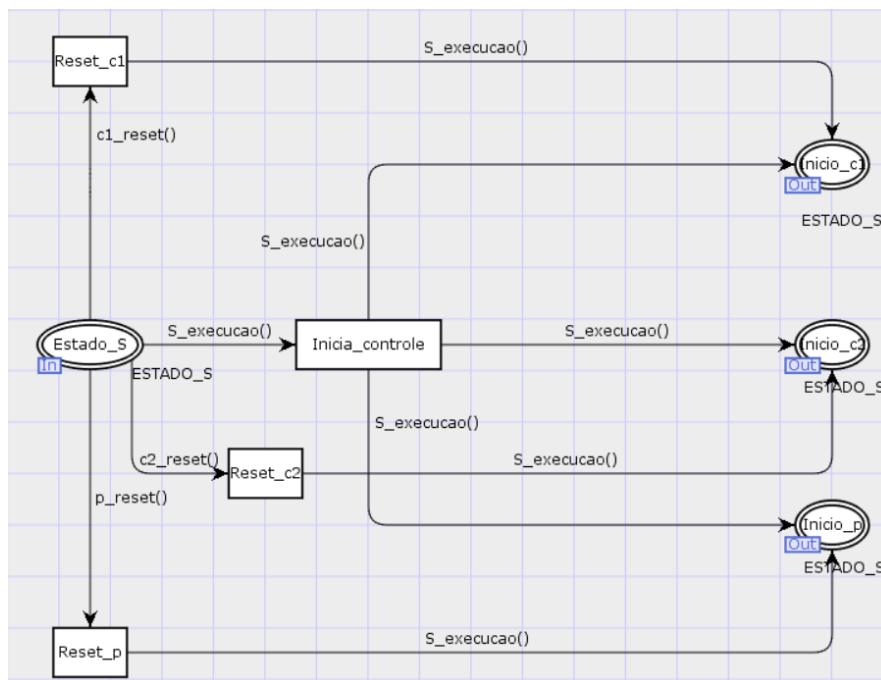
A Figura 7 apresenta o módulo que representa a Bateria do VANT. Ele é responsável por receber eventos de Software, para verificação da carga da bateria, e por enviar ao software o estado atual da bateria.

Figura 8 - Módulo de Controles



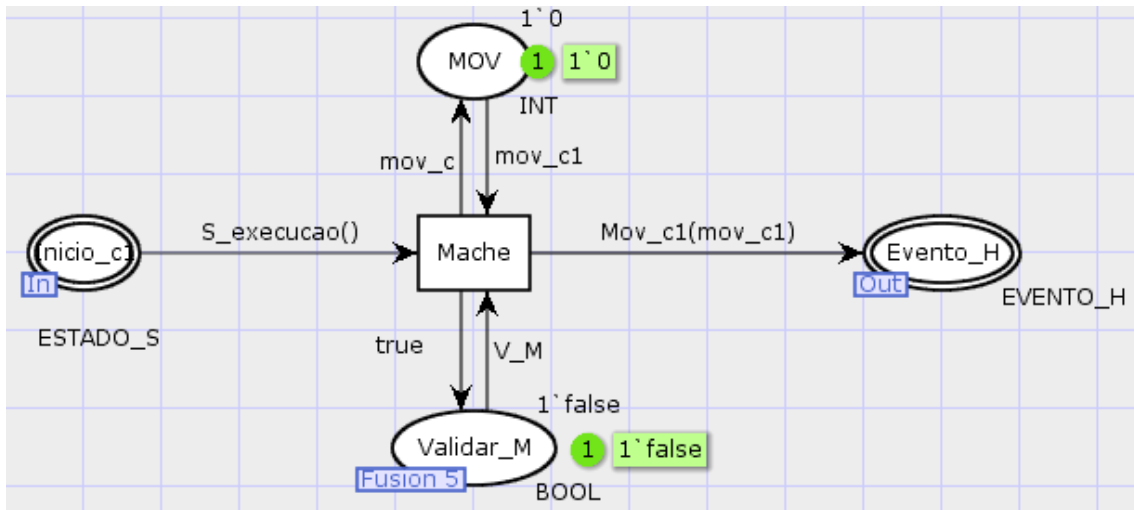
A Figura 8 é um submódulo de controles, neste está contido uma transição hierárquica para o início do controle (Figura 9). Após, permite o piloto a utilizar o manche, os pedais e alterar a potência do motor.

Figura 9 - Módulo para Iniciar os Controles



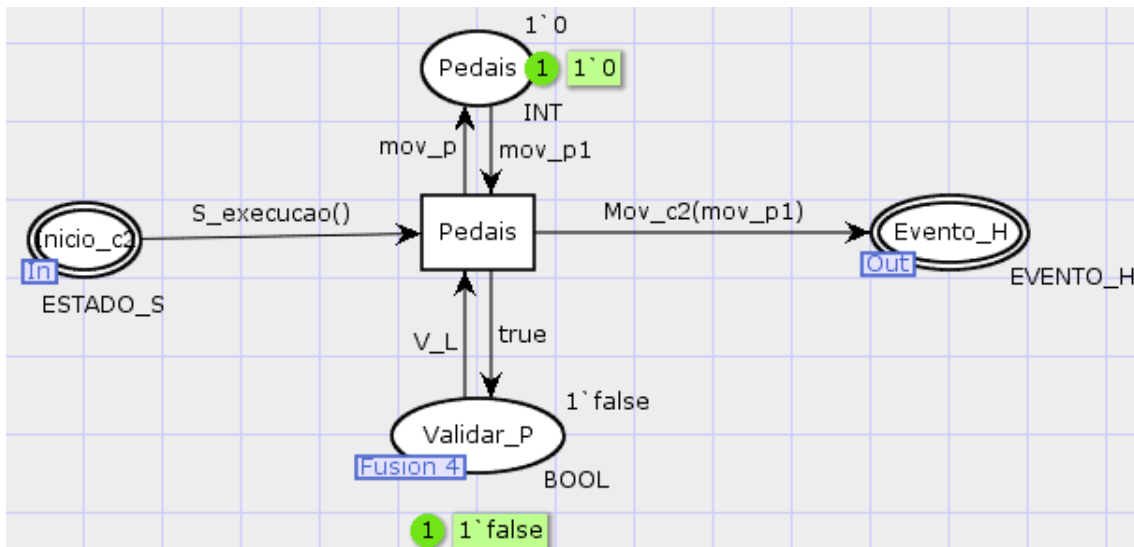
A Figura 9 apresenta o módulo que representa a iniciação dos controle do VANT. Ele é responsável por receber um estado de software, mais especificamente, o estado “em execução”. A partir dele, o módulo inicia a execução de controles do VANT: Manche, Pedais e Acelerador do motor.

Figura 10 - Módulo do Manche



A Figura 10 especifica o movimento realizado pelo usuário no manche, o valor gerado após o disparo da transição Manche, o valor gerado após ativação varia de 0 (zero) a 8 (oito) que será enviado para o software para posteriormente interpretado qual movimento deve ser replicado no VANT (Figura 3).

Figura 11 - Módulo de Pedais



A Figura 11 apresenta o submódulo que representa os Pedais, cuja responsabilidade é controlar o Leme do VANT. O módulo recebe um estado de software para modificar o movimento dos Pedais e, assim, alterar a posição do Leme.

Figura 12 - Módulo do controle dos motor

5. Conclusão

A partir do que foi explanado anteriormente, é possível observar o grande avanço de veículos não tripulados abrangendo lazer e atividades comerciais. Contudo que pode proporcionar falhas e riscos por ter utilidades de análise de locais de difíceis acessos , inspeção de projetos civis, entre outras atividades.

Portanto, a montagem desse sistema deve, a partir da aplicação proposta a especificação deve simular o controle de um vant num ponto de vista de formalização, com o intenção de minimizar e ser sensível aos fatores críticos. Para trabalhos futuros pretende-se aprimorar os modelos propostos e sugerir a construção de novos que considere todos os aspectos relevantes no que compete aos Vants, assim espera-se associar maior robustez ao sistema e validar-lo para o uso na construção de sistemas semelhantes.

5. Referências

Cardoso, Maria Jose Silva Mesquita. Modelo de Processo de Testes para Sistemas de Software Críticos. 2010. 171 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Elétrica, Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais, Belo Horizonte, 2010.

Comerlato, Cesar Augusto. Redes Neurais Artificiais em Sistemas Críticos quanto a Segurança: uma Abordagem para Certificação. 2002. 257 f. Tese (Doutorado) - Curso de Ciências em Engenharia de Sistemas e Computação, Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 2002.<https://www.cos.ufrj.br/uploadfile/1364836401.pdf>. Junho, 2019.

Ericson, Clifton A. Hazard Analysis Techniques for System Safety. Hoboken: John Wiley & Sons, Inc., 2005.

Song, Zhihua et al. Unmanned Aerial Vehicle Coverage Path Planning Algorithm Based on Cellular Automata*. 2018 International Conference On Information Systems And Computer Aided Education (iciscae), [s.l.], p.371-374, jul. 2018. IEEE.

Spivey, J. (1998). *The Z Notation: A Reference Manual*. 2nd ed. England: Prentice Hall International. Disponível em: <https://spivey.oriel.ox.ac.uk/wiki2/files/zrm/zrm.pdf> Acesso em: 2 de Junho de 2019.

Vasylenko, M. P.. Testing system for unmanned aerial vehicles microelectromechanical sensors. 2017 Ieee 4th International Conference Actual Problems Of Unmanned Aerial Vehicles Developments (apuavd), [s.l.], p.180-183, out. 2017. IEEE.

Zurawski, R.; Zhou, M.. Petri Nets and Industrial Applications: A Tutorial. Ieee. Transactions On Industrial Electronics, v. 41, n. , p.567-583, 6 dez. 1994.

Anexo 1: Formalização da Rede de Petri

1. Lugares

$L = \{\text{Evento_H}, \text{Evento_S}, \text{Em Execucao}, \text{Estado_H}, \text{Estado_S}, \text{Alerta}, \text{Ok_b}, \text{V_Potencia}, \text{Inicio_p}, \text{Estado_Motor}, \text{Inicio_c2}, \text{Pedais}, \text{Validar_P}, \text{Inicio_c1}, \text{MOV}, \text{Validar_M}, \text{Q_interacoes}, \text{Verifica Bateria}, \text{Bateria}, \text{Leme}, \text{PF}, \text{AD}, \text{AE}, \text{Inicio}, \text{Valid}\}$

2. Transições

$T = \{\text{Inicia_controle}, \text{Manche}, \text{Pedais}, \text{Cont_Motor}, \text{Bateria}, \text{Sinal Piloto}, \text{Verifica Bateria}, \text{Validar_M}, \text{Sinais_c1}, \text{Sinais_c2}, \text{Sinal_m}, \text{Sinal_m2}, \text{Inic_Sistema}, \text{Verifica Bateria}, \text{Receber Sinais_a}, \text{Receber Sinais_P}, \text{Receber Sinais_Pot}, \text{Cont_Motor}, \text{Ligar_M}, \text{Desligar_M}, \text{Reset_c1}, \text{Reset_c2}, \text{Reset_p}, \text{Inicia_controle}, \text{Iniciar Sistema}, \text{MC}, \text{M_L}, \text{P_motor}, \text{Verificar Bateria}, \text{Verificacao Periodica}, \text{Atualizar}, \text{Verifica Bateria}\}$

3. Arcos

$A = \{(\text{Inicio}, \text{IniciarSistema}), (\text{IniciarSistema}, \text{Evento_H}), (\text{Evento_H}, \text{Sinais_c1}), (\text{Sinais_c1}, \text{Em Execucao}), (\text{Em Execucao}, \text{Sinais_c1}), (\text{Sinais_c1}, \text{Evento_S}), (\text{Evento_S}, \text{M_C}), (\text{M_C}, \text{PF}), (\text{PF}, \text{M_C}), (\text{M_C}, \text{AE}), (\text{AE}, \text{M_C}), (\text{M_C}, \text{AD}), (\text{AD}, \text{M_C}), (\text{M_C}, \text{Validar_M}), (\text{Validar_M}, \text{M_C}), (\text{M_C}, \text{Q_interacoes}), (\text{M_C}, \text{Estado_H}), (\text{Estado_H}, \text{Inic_Sistema}), (\text{Inic_Sistema}, \text{Em Execucao}), (\text{Inic_Sistema}, \text{Ok_b}), (\text{Ok_b}, \text{Inic_Sistema}), (\text{Inic_Sistema}, \text{Estado_S}), (\text{Estado_S}, \text{Inicia_Controles}), (\text{Inicia_Controles}, \text{Inicio_c1}), (\text{Inicio_c1}, \text{Manche}), (\text{Manche}, \text{MOV}), (\text{MOV}, \text{Manche}), (\text{Manche}, \text{Validar_M}), (\text{Validar_M}, \text{Manche}), (\text{Manche}, \text{Evento_H}), (\text{Sinais_c1}, \text{Em Execucao}), (\text{Em Execucao}, \text{Sinais_c1}), (\text{Evento_H}, \text{Sinais_c2}), (\text{Sinais_c2}, \text{Em Execucao}), (\text{Em Execucao}, \text{Sinais_c2}), (\text{Sinais_c2}, \text{Evento_S}), (\text{Estado_H}, \text{Receber Sinais_a}), (\text{Receber Sinais_a}, \text{Em Execucao}), (\text{Em Execucao}, \text{Receber Sinais_a}), (\text{Receber Sinais_a}, \text{Estado_S}), (\text{Inicia_Controles}, \text{Inicio_c2}), (\text{Inicio_c2}, \text{Pedais}), (\text{Pedais}, \text{Pedais}), (\text{Pedais}, \text{Pedais}), (\text{Pedais}, \text{Validar_P}), (\text{Validar_P}, \text{Pedais}), (\text{Pedais}, \text{Evento_H}), (\text{Evento_H}, \text{Sinal_m}), (\text{Sinal_m}, \text{Em Execucao}), (\text{Em Execucao}, \text{Sinal_m}), (\text{Sinal_m}, \text{Evento_S}), (\text{Evento_S}, \text{M_L}), (\text{M_L}, \text{Leme}), (\text{Leme}, \text{M_L}), (\text{M_L}, \text{Q_interacoes}), (\text{M_L}, \text{Validar_M}), (\text{Validar_M}, \text{M_L}), (\text{M_L}, \text{Estado_H}), (\text{Estado_H}, \text{Receber Sinais_P}), (\text{Receber Sinais_P}, \text{Em Execucao}), (\text{Em Execucao}, \text{Receber Sinais_P}), (\text{Receber Sinais_P}, \text{Estado_S}), (\text{Inicia_Controles}, \text{Inicio_p}), (\text{Inicio_p}, \text{Cont_Motor}), (\text{Cont_Motor}, \text{V_Potência}), (\text{V_Potência}, \text{Cont_Motor}), (\text{Cont_Motor}, \text{Estado_Motor}), (\text{Estado_Motor}, \text{Cont_Motor}), (\text{Inicio_p}, \text{Ligar_M}), (\text{Ligar_M}, \text{Estado_Motor}), (\text{Estado_Motor}, \text{Ligar_M}), (\text{Ligar_M}, \text{Evento_H}), (\text{Inicio_p}, \text{Desligar_M}), (\text{Desligar_M}, \text{Estado_M}), (\text{Estado_Motor}, \text{Desligar_M}), (\text{Desligar_M}, \text{Evento_H}), (\text{Cont_Motor}, \text{Evento_H}), (\text{Evento_H}, \text{Sinal_m2}), (\text{Sinal_m2}, \text{Em Execucao}), (\text{Em Execucao}, \text{Sinal_m2}), (\text{Sinal_m2}, \text{Evento_S}), (\text{Estado_H}, \text{Receber Sinais_Pot}), (\text{Receber Sinais_Pot}, \text{Em Execucao}), (\text{Em Execucao}, \text{Receber Sinais_Pot}), (\text{Receber Sinais_Pot}, \text{Em Execucao}), (\text{Em Execucao}, \text{Receber Sinais_Pot}), (\text{Receber Sinais_Pot}, \text{Estado_S}), (\text{Evento_H}, \text{Verificar Bateria}), (\text{Verificar Bateria}, \text{Evento_S}),$

(Evento_S, P_motor), (P_motor, V_Potencia), (V_Potencia, P_motor), (P_motor, Estado_Motor), (Estado_Motor, P_motor), (P_motor, Q_interacoes), (P_motor, Estado_H), (Evento_S, Verifica Bateria), (Verifica Bateria, Bateria), (Bateria, Verifica Bateria), (Bateria, Bateria), (Bateria, Bateria), (Bateria, Ok_b), (Ok_b, Bateria), (Q_interacoes, Bateria), (Bateria, Verifica Bateria), (Verifica Bateria, Sinal Piloto), (Sinal Piloto, Alerta), (Alerta, Sinal Piloto), (Verifica Bateria, Estado_H), (Estado_S, Reset_c1), (Reset_c1, Inicio_c1), (Estado_S, Reset_p), (Reset_p, Inicio_p), (Estado_S, Reset_c2), (Reset_c2, Inicio_c2), (Inicia_controles, Inicio_c1), (Inicia_controles, Inicio_c2), (Inicia_controles, Inicio_cp), (Evento_S, Verificacao Periodica), (Verificacao Periodica, Estado_H), (Bateria, Verificacao Periodica), (Verificacao Periodica, Bateria), (Ok_b, Verifica Bateria), (Verifica Bateria, Valid), (Valid, Verifica Bateria), (Verifica Bateria, Evento_S), (Atualizar, Em Execucao), (Em Execucao, Atualizar), (Estado_H, Atualizar), (Atualizar, Alerta)}

4. Conjunto de cores

$\Sigma = \{\text{UNIT, BOOL, INT, ESTADO_H, EVENTO_H, EVENTO_S, ESTADO_S, MOVIMENTOS, MOVIMENTOS_L}\}$

5. Conjunto de Variáveis

$V = \{\text{motor1, motor bat, pot1, pot2, mov_c, mov_c1, mov_p1, mov_p, mud_l, mod_b, aux, aux1, V_L, V_M, verif_m, eventos_s, mud}\}$

6. Conjunto de cores em lugares

C(p) = {UNIT	se p ∈ {Inicio, Verifica Bateria, Em Execucao}
BOOL	se p ∈ {Validar_M, Estado_Motor, Ok_b, Alerta, Validar_P, Valid}
INT	se p ∈ {Q_interacoes, V_Potencia, Bateria, MOV, Pedais}
ESTADO_H	se p ∈ {Estado_H}
EVENTO_H	se p ∈ {Evento_H}
EVENTO_S	se p ∈ {Evento_S}
ESTADO_S	se p ∈ {Estado_S, Inicio_c1, Inicio_c2, Inicio_p}
MOVIMENTOS	se p ∈ {PF, AD, AE}
MOVIMENTOS_L	se p ∈ {Leme}}

7. Expressões de Guarda

$G = \{\emptyset\}$

8. Expressões de arco

$E(a) = \{1'()$	se $a \in \{(Atualizar, Alerta)\}$
$1'0$	se $a \in \{(M_C, Q_interacoes), (M_L, Q_interacoes)\}$
$3'0$	se $a \in \{(P_Motor, Q_interacoes)\}$
$5'0$	se $a \in \{(Q_interacoes, Bateria)\}$
$1'mud$	se $a \in \{(AE, M_C), (AD, M_C), (PF, M_C)\}$

9. Expressões de inicialização

$I(p) = \{1'()$	se $p \in \{Inicio\}$
$1'Neutro_p()$	se $p \in \{PF, AE, AD\}$
$1'Neutro_L()$	se $p \in \{Leme\}$
$1'false$	se $p \in \{Validar_M, Estado_Motor\}$
$1'0$	se $p \in \{V_Potencia, MOV, Pedais\}$
$1'100$	se $p \in \{Bateria\}$