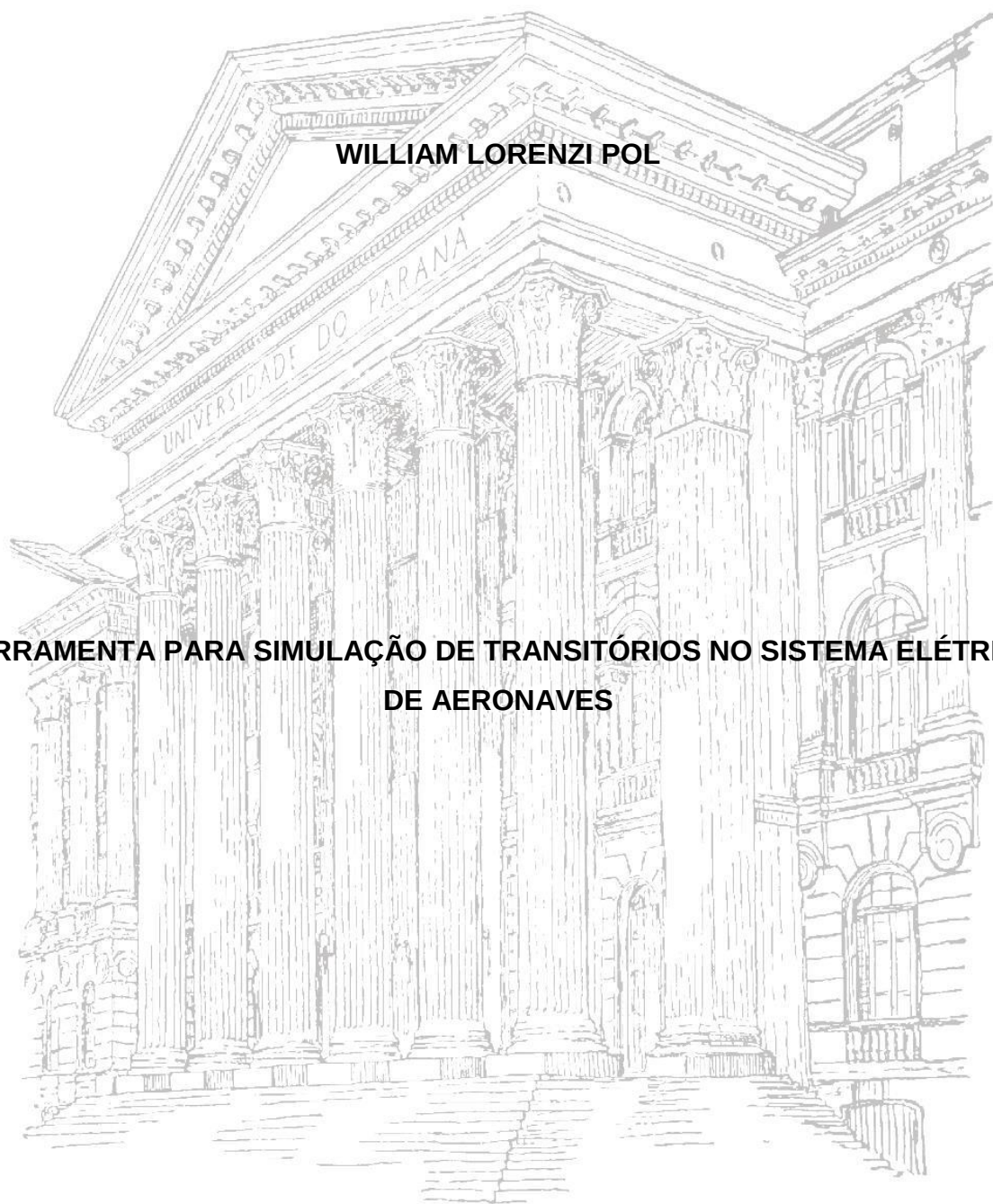


UNIVERSIDADE FEDERAL DO PARANÁ

WILLIAM LORENZI POL

**FERRAMENTA PARA SIMULAÇÃO DE TRANSITÓRIOS NO SISTEMA ELÉTRICO
DE AERONAVES**



CURITIBA

2019

WILLIAM LORENZI POL

**FERRAMENTA PARA SIMULAÇÃO DE TRANSITÓRIOS NO SISTEMA ELÉTRICO
DE AERONAVES**

Trabalho de Conclusão de Curso
apresentado como requisito parcial para a
obtenção do grau de Engenheiro
Eletricista. Curso de Engenharia Elétrica,
Setor de Tecnologia, Universidade Federal
do Paraná.

Orientador: Prof. Dr. Gideon Villar Leandro
Coorientador: M.Eng. Renato de Souza
Mariano

CURITIBA

2019

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1 – EVOLUÇÃO DA POTÊNCIA DOS GERADORES PRINCIPAIS	6
FIGURA 2 – EVOLUÇÃO DOS SISTEMAS DE GERAÇÃO	7
FIGURA 3 – CAMADAS DE UM SISTEMA ELÉTRICO DE UMA AERONAVE	12
FIGURA 4 – SISTEMA ELÉTRICO DO AIRBUS A380	13
FIGURA 5 – SISTEMA ELÉTRICO SIMPLIFICADO PROPOSTO	16
FIGURA 6 – ESTRUTURA ANALÍTICA DO PROJETO	18
FIGURA 7 – MODELO DO GERADOR.....	19
FIGURA 8 – RETIFICADOR DE 12 PULSOS	20
FIGURA 9 – MODELO DE TRU DESENVOLVIDO NO SIMULINK.....	20
FIGURA 10 – BLOCO E MÁSCARA DA TRU	21
FIGURA 11 – TENSÕES NOS TRANSFORMADORES E TENSÃO DE SAÍDA.....	22
FIGURA 12 – SIMULAÇÃO DO MODELO COM OS DADOS DE TESTE	23
FIGURA 13 – TENSÃO DE SAÍDA MODELO x MEDIDA PARA 100 A	24
FIGURA 14 – REGULAÇÃO DE TENSÃO MODELO x MEDIDAS	25
FIGURA 15 – RESPOSTA DO MODELO DE BATERIA	26
FIGURA 16 – FLUXO MAGNÉTICO EXTERNO E INTERNO NO CONDUTOR.....	28
FIGURA 17 – LINHA DE TRANSMISSÃO SOBRE UM PLANO DE TERRA	29
FIGURA 18 – BLOCO E MÁSCARA DO MODELO DE CABO DC	30
FIGURA 19 – PROFUNDIDADE DE PENETRAÇÃO DA CORRENTE.....	31
FIGURA 20 – BLOCO E MÁSCARA DO MODELO DE CABO AC	32
FIGURA 21 – MODELO DE DISJUNTOR COM RESET.....	34
FIGURA 22 – CORRENTE, INTEGRAL E STATUS DO MODELO RESET	35
FIGURA 23 – MODELO DE DISJUNTOR COM RESFRIAMENTO	36
FIGURA 24 – CORRENTE, INTEGRAL E STATUS DO MODELO COOLING	37
FIGURA 25 – MODELO DE DISJUNTOR.....	38
FIGURA 26 – BLOCO E MÁSCARA DO MODELO DE DISJUNTOR	38
FIGURA 27 – CURVA DE DESARME CALCULADA TEMPO x CORRENTE.....	39
FIGURA 28 – COMPARAÇÃO DAS CURVAS DATASHEET x MODELO	40
FIGURA 29 – MODELOS VARIADOS DE DISJUNTORES	40

LISTA DE TABELAS

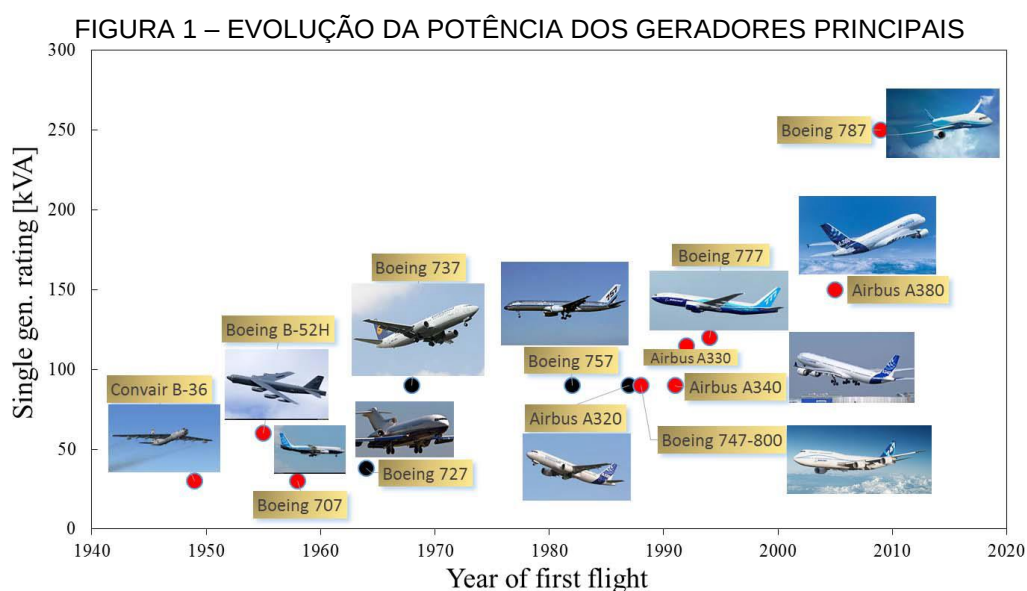
TABELA 1 – DESCRIÇÃO DOS CONTADORES.....	17
TABELA 2 – RESISTIVIDADE E COEF. DE TEMPERATURA	28

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	6
1.1	PROBLEMATIZAÇÃO	8
1.2	OBJETIVOS	9
1.2.1	Objetivo Geral	9
1.2.2	Objetivos Específicos	9
1.3	JUSTIFICATIVA E DIFERENCIAL DO PROJETO	10
1.4	PÚBLICO ALVO	11
1.5	ESTRUTURA DO TRABALHO	11
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	12
2.1	SISTEMA ELÉTRICO DE AERONAVES	12
3	MATERIAIS E MÉTODOS	15
3.1	MATLAB/SIMULINK	15
3.2	SISTEMA ELÉTRICO PROPOSTO	15
3.3	ESTRUTURA ANALÍTICA DO PROJETO	18
4	MODELAGEM DO SISTEMA	19
4.1	MODELOS DOS EQUIPAMENTOS	19
4.1.1	Gerador	19
4.1.2	TRU	19
4.1.3	Bateria	26
4.2	MODELOS DOS CABOS	26
4.2.1	Cabo DC	26
4.2.2	Cabo AC	31
4.3	MODELO DE DISJUNTOR TÉRMICO	33
5	CONCLUSÃO	42
5.1	TRABALHOS FUTUROS	42
	REFERÊNCIAS	43
	APÊNDICE 1 – SCRIPT DE CONFIGURAÇÃO DOS CABOS DC E AC	44
	APÊNDICE 2 – SCRIPT DA CURVA DE DISPARO DO DISJUNTOR	46

1 INTRODUÇÃO

O crescente aumento do consumo de energia elétrica nas aeronaves somado a utilização de cargas não lineares representadas por conversores de energia, controladores de motores e equipamentos eletrônicos em geral, aumentam os desafios para se obter a adequada integração entre os sistemas. Essa integração é essencial para se aumentar a qualidade de energia fornecida para todos os equipamentos eletrônicos e garantir o seu funcionamento. A figura a seguir mostra o aumento da potência dos geradores principais (potência de um gerador) em alguns aviões conhecidos ao longo dos anos.



Fonte: Madonna et al. (2018)

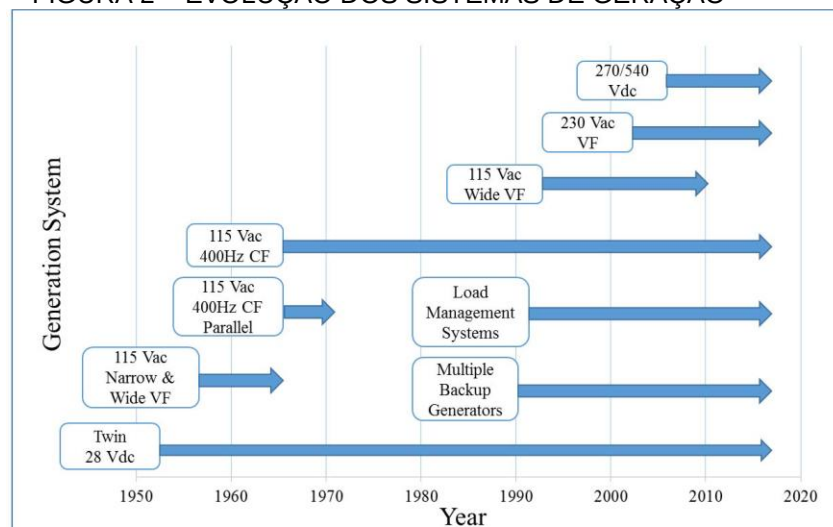
O sistema elétrico de um avião é extremamente importante, pois tem interface com todos os outros sistemas (pneumático, hidráulico, mecânico etc). Isso requer a geração de grande quantidade de energia. Ao longo dos anos os níveis de energia gerados aumentaram consideravelmente e a tendência é que aumentem cada vez mais. Para ilustrar, na década de 70 o Boeing 747-100 tinha uma potência instalada nos geradores principais de 200 kVA. O Airbus A380 e o Boeing 787, já nos anos 2000, possuem 600 kVA e 1 MVA, respectivamente, de potência instalada nos seus geradores principais (Moir et al., 2013). Sem contar os geradores auxiliares (APU – Auxiliary Power Unit).

Com a iniciativa chamada MEA (More Electric Aircraft) vários sistemas antes comandados de outras maneiras agora estão se tornando totalmente elétricos. Isso se deve à constante evolução da indústria aeronáutica em busca de melhores performances, menor custo operacional e diminuição dos tempos e dos custos de manutenção (Madonna et al., 2018).

Com esse avanço na direção de tornar os sistemas mais elétricos, a necessidade de geração de energia aumenta drasticamente. Com ela aumenta também a necessidade de evoluir os sistemas elétricos e seus componentes para atender às demandas e garantir a segurança das operações. Ou seja, os sistemas elétricos estão ficando cada vez mais complexos para atender a todos esses requisitos.

Um sistema elétrico típico nos anos 40 e 50 tinha dois geradores de 28 V (DC). Baterias também eram empregadas juntamente com inversores para prover 115 V (AC). Atualmente muitos aviões utilizam o sistema 115 V (AC) com frequência constante de 400 Hz. Como os geradores são acoplados aos motores, um componente mecânico chamado CSD (Constant Speed Drive) é necessário para manter a velocidade do gerador constante. Muitas vezes os geradores são vendidos diretamente com esse dispositivo em uma unidade chamada IDG (Integrated Drive Generator). Com o aumento dos níveis de potência e da complexidade dos sistemas, outros tipos de geração começaram a ser utilizados. A figura a seguir mostra alguns desses sistemas e uma linha do tempo.

FIGURA 2 – EVOLUÇÃO DOS SISTEMAS DE GERAÇÃO



CF: Constant Frequency; VF: Variable Frequency

Fonte: Madonna et al. (2018)

Fica evidente que os sistemas estão se tornando cada vez mais complexos e que o seu desenvolvimento exige um grande esforço e a aplicação de inúmeras ferramentas para ajudar nessa missão. As ferramentas computacionais se tornaram essenciais devido à agilidade que trazem ao projeto e ao design de novas soluções. A complexidade e a amplitude dos problemas torna o emprego de soluções analíticas impraticável e o uso de simulação se torna quase indispensável (Gole, 2000).

Simulações de fenômenos transitórios relacionados a sistemas de potência são, historicamente, analisados usando programas da família EMTP (*Electromagnetic Transients Program*) ou uma de suas variações (Long et al., 1990). Outros programas matemáticos e de controle como Matlab e Simulink também são usados em larga escala na engenharia. Eles oferecem métodos muito precisos para solução de equações diferenciais e são muito flexíveis.

Algumas ferramentas específicas para simulação de transitórios em sistemas de potência usando Matlab e Simulink existem (Dessaint, 1999), porém nenhuma delas trata de uma ferramenta específica para sistemas elétricos aeronáuticos.

Este trabalho tenta apontar na direção necessária para preencher essa lacuna através do uso do Matlab e do Simulink para o desenvolvimento de uma ferramenta para a simulação de transitórios no sistema elétrico de aeronaves. A proposta de trabalho visa desenvolver modelos dinâmicos que permitam caracterizar a qualidade de energia elétrica em sistemas de distribuição durante transições de fontes de energia (ou outros transitórios que possam ocorrer) em um sistema de distribuição típico de aeronaves civis. Esses modelos serão desenvolvidos no software Matlab e Simulink (Simpower Systems).

1.1 PROBLEMATIZAÇÃO

No atual processo de desenvolvimento de aeronaves as verificações relacionadas à qualidade de energia são feitas através de medidas em RIGs (laboratórios montados imitando a configuração de um avião), ou seja, tardiamente. Isso acarreta custos no caso de não conformidades, pois uma estrutura física é necessária para aumentar a maturidade da arquitetura e comprovar que o sistema funciona. Durante a vida útil da aeronave investigações sobre problemas no seu

sistema elétrico também precisam ser solucionados em campo (laboratório ou na própria aeronave).

Isso poderia ser solucionado ou melhorado com uma ferramenta que possibilitaria uma análise preliminar de possíveis arquiteturas para o sistema elétrico antes mesmo de qualquer etapa de validação. Além disso a ferramenta poderia evoluir juntamente com o programa de desenvolvimento da aeronave à medida que mais definições fossem fixadas. Assim, em caso de problemas com a aeronave uma investigação preliminar poderia ser feita via simulação. Isso permitiria uma economia de tempo no desenvolvimento e na operação, visto que muitos problemas seriam eliminados e soluções criadas antes mesmo da construção de qualquer estrutura física para testes.

1.2 OBJETIVOS

1.2.1 Objetivo Geral

Desenvolver modelos dinâmicos reconfiguráveis dos principais equipamentos presentes no sistema elétrico de aeronaves civis que permitam caracterizar a qualidade de energia do sistema quando integrados.

1.2.2 Objetivos Específicos

Os objetivos específicos do trabalho são:

- a) Desenvolver modelos simplificados no Simulink (SimPowerSystems) para aproximar o comportamento dos principais equipamentos do sistema elétrico de aeronaves;
- b) Comparar modelos com dados de testes em laboratório, quando existirem dados disponíveis;
- c) Integrar os modelos individuais para simular um sistema elétrico simplificado;
- d) Realizar análises para mostrar as capacidades da ferramenta (*Power Interruption*, *Ripple*, *Hamônicos* etc.).

1.3 JUSTIFICATIVA E DIFERENCIAL DO PROJETO

Soluções de simulação são amplamente utilizadas no meio aeronáutico para facilitar o desenvolvimento, embasar decisões, gerar requisitos, aumentar a qualidade do produto final, reduzir custos etc. No sistema elétrico essa realidade não é diferente e simulações são usadas em vários níveis do desenvolvimento da arquitetura. Esses níveis incluem a definição da lógica do sistema, análise em regime permanente e a análise de transitórios. A análise de transitórios é a mais delicada, pois exige modelos de alta fidelidade para produzir resultados satisfatórios. Por esse motivo ela é muitas vezes deixada de lado e as verificações são feitas diretamente em laboratório. O que pode gerar altos custos no caso de não conformidades.

Alguns fatores contribuem para a dificuldade de construção desses modelos de alta fidelidade:

- Falta de modelos genéricos e reconfiguráveis: muitos modelos são desenvolvidos para aplicações específicas e não são reaproveitados.
- Falta de conhecimento do equipamento por parte do integrador do sistema: o fornecedor do equipamento não proporciona todas as informações necessárias para a construção de um modelo de alta fidelidade.
- Falta de homogeneidade das soluções: as plataformas de desenvolvimento dos modelos devem ser compatíveis para que se possa fazer a integração.

O presente projeto visa solucionar algumas dessas dificuldades e tentar mostrar o caminho para solucionar ou amenizar as outras. Todos os modelos desenvolvidos são reconfiguráveis e compatíveis entre si, pois foram desenvolvidos na mesma plataforma. A maior dificuldade continua sendo a falta de conhecimento do equipamento por parte do integrador, pois o fornecedor quer proteger a sua propriedade intelectual e impedir a verticalização por parte do integrador.

A solução para esse problema é a inclusão de uma cláusula contratual que obrigue o fornecedor a entregar um modelo de alta fidelidade “caixa preta” junto com o seu produto. Do mesmo modo que o equipamento tem especificações a ser atendidas, o modelo também teria especificações para ser compatível com os demais modelos do integrador. Assim o integrador pode estudar mais profundamente o comportamento do equipamento ao mesmo tempo que o fornecedor está protegido.

Ao fim deste trabalho a ferramenta ainda estará extremamente simplificada, o que é evidente. Porém, quando totalmente desenvolvida e realimentada com novos modelos, a ferramenta possibilitará uma análise em todos os níveis do desenvolvimento de aeronaves. Desde a análise preliminar quando se definem os equipamentos e arquiteturas até o modelo de uma aeronave específica que já está em operação. Ou seja, o modelo computacional da aeronave vai evoluir juntamente com o programa de desenvolvimento à medida que mais definições são fixadas.

Portanto, o objetivo final do projeto não é ter o modelo fiel de uma aeronave, mas alguns modelos para provar que a ferramenta, mesmo que simplificada, pode fazer análises valiosas e convencer que vale a pena investir para aprofundá-la.

1.4 PÚBLICO ALVO

Os modelos poderão ser utilizados por diversos grupos de pessoas dentro do programa de desenvolvimento de uma aeronave:

- ➔ Responsáveis pela definição de tecnologias e arquitetura de uma nova aeronave;
- ➔ Responsáveis pelo dimensionamento do sistema;
- ➔ Responsáveis pela validação do sistema antes da construção de laboratórios;
- ➔ Responsáveis pelo suporte da aeronave depois da entrada em operação.

1.5 ESTRUTURA DO TRABALHO

O primeiro capítulo do trabalho introduz a problemática, as justificativas e apresenta os objetivos a serem atingidos. O segundo capítulo apresenta a arquitetura típica de sistemas elétricos de distribuição em aeronaves. O terceiro capítulo trata das ferramentas utilizadas pelo autor, da estrutura analítica do projeto e, por último, do sistema elétrico proposto para facilitar as análises. Os resultados da modelagem são mostrados no capítulo quatro juntamente com a análise final do sistema integrado. Finalmente, o capítulo cinco apresenta as conclusões do trabalho e os trabalhos futuros.

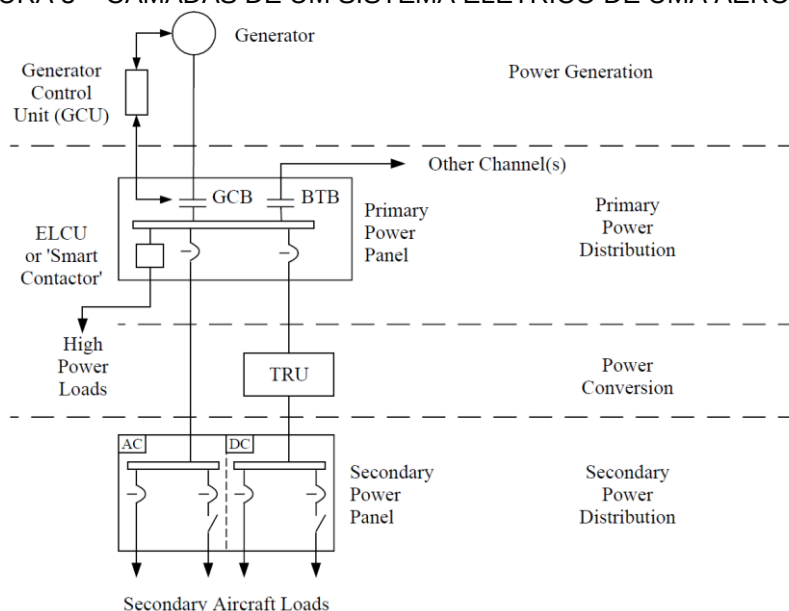
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo, temos algumas referências para a produção do trabalho, sejam elas técnicas ou da legislação.

2.1 SISTEMA ELÉTRICO DE AERONAVES

A figura 3 mostra quais são as partes genéricas de um sistema elétrico de aeronaves onde a geração primária é AC e o sistema DC é atendido por conversores, neste caso pela TRU (*Transformer Rectifier Unit*).

FIGURA 3 – CAMADAS DE UM SISTEMA ELÉTRICO DE UMA AERONAVE

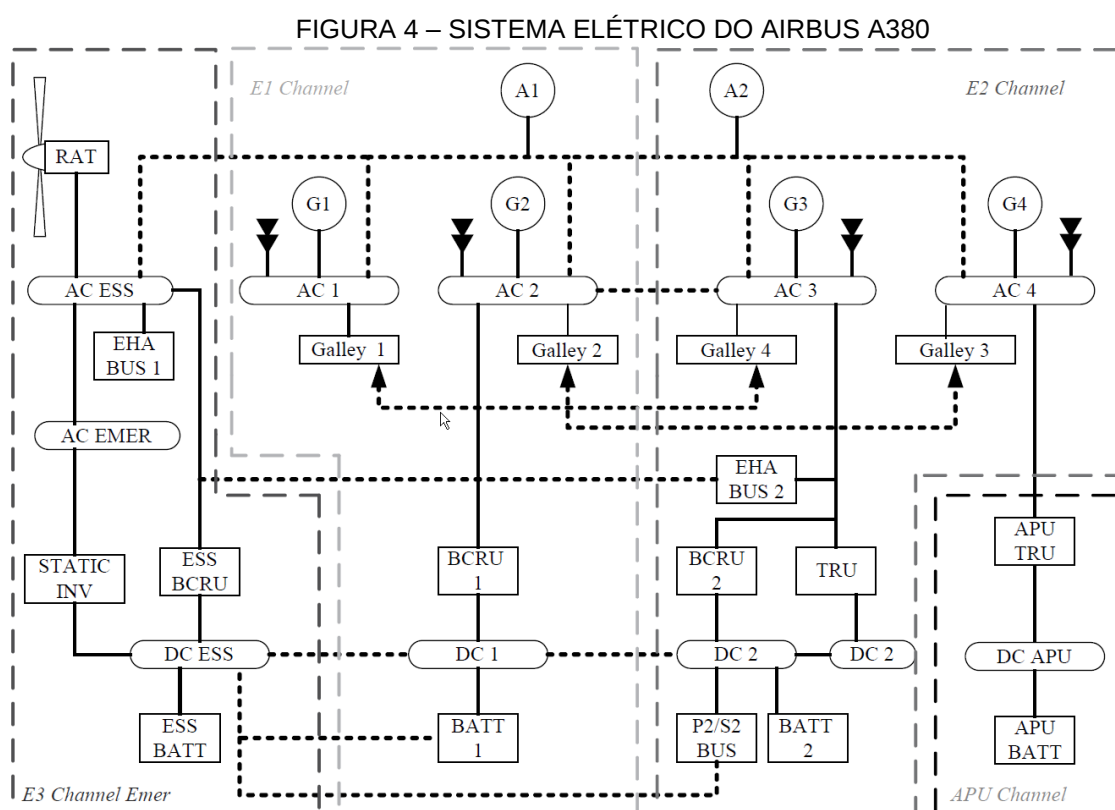


Fonte: Moir et al. (2013)

- **Geração de Energia:** geralmente é feita a partir de geradores síncronos. O controle de tensão é feito pela GCU (*Generator Control Unit*). A frequência de geração pode ser constante se o gerador estiver conectado a um CSD (*Constant Speed Drive*), ou variável se este dispositivo não estiver presente. Geralmente possui dois canais de geração quando a aeronave possui dois motores.
- **Distribuição Primária:** interligação de diferentes barramentos através de contatores (para permitir a reconfiguração do sistema) e alimentação de grandes cargas AC.

- **Conversão de Energia:** estágio onde é realizada a conversão de corrente alternada para corrente contínua. Também possui interligações para garantir que o sistema pode ser reconfigurado.
- **Distribuição Secundária:** alimentação AC e DC das cargas de baixa potência.

Além dos estágios citados as aeronaves possuem outras fontes de energia para garantir a alimentação de cargas essenciais mesmo em situações anormais ou de emergência. A Figura 4 mostra a arquitetura simplificada, disponível na literatura, do sistema elétrico de um Airbus A380.



Fonte: Moir et al. (2013)

A APU (*Auxiliary Power Unit*) é um motor auxiliar operado com velocidade constante, pois não tem a função de propulsão, acoplado a um gerador. Essa unidade é utilizada em solo para alimentar o sistema elétrico da aeronave além de poder ser utilizada em voo durante situações anormais ou emergências.

A RAT (*Ram Air Turbine*) é um gerador eólico utilizado quando a aeronave está em emergência elétrica devido a alguma falha grave no seu sistema principal ou em virtude de uma pane seca.

As baterias são utilizadas para garantir que as cargas essenciais da aeronave sempre terão alimentação. Além disso as baterias são importantíssimas para amortecer transitórios do sistema.

3 MATERIAIS E MÉTODOS

Neste capítulo os materiais utilizados para desenvolver o trabalho serão apresentados bem como o método usado para evoluir a solução. Um sistema elétrico simplificado será apresentado sobre o qual a estrutura analítica do projeto foi desenvolvida.

3.1 MATLAB/SIMULINK

O Matlab é um software voltado ao cálculos com matrizes sendo muito utilizado em projetos de controle, álgebra, análise numérica etc. O Simulink é a interface de programação gráfica do Matlab na qual o usuário usa diagramas de blocos para programar e não código diretamente. Os blocos são funções matemáticas e as linhas ligando os blocos são os sinais.

Neste projeto tanto o Matlab quanto o Simulink serão usados, mas principalmente a biblioteca SimPowerSystems que é uma extensão do Simulink para a modelagem e simulação de sistemas elétricos de potência. Essa biblioteca possui vários modelos típicos de sistemas de potência como transformadores, linhas de transmissão, máquinas elétricas, conversores etc.

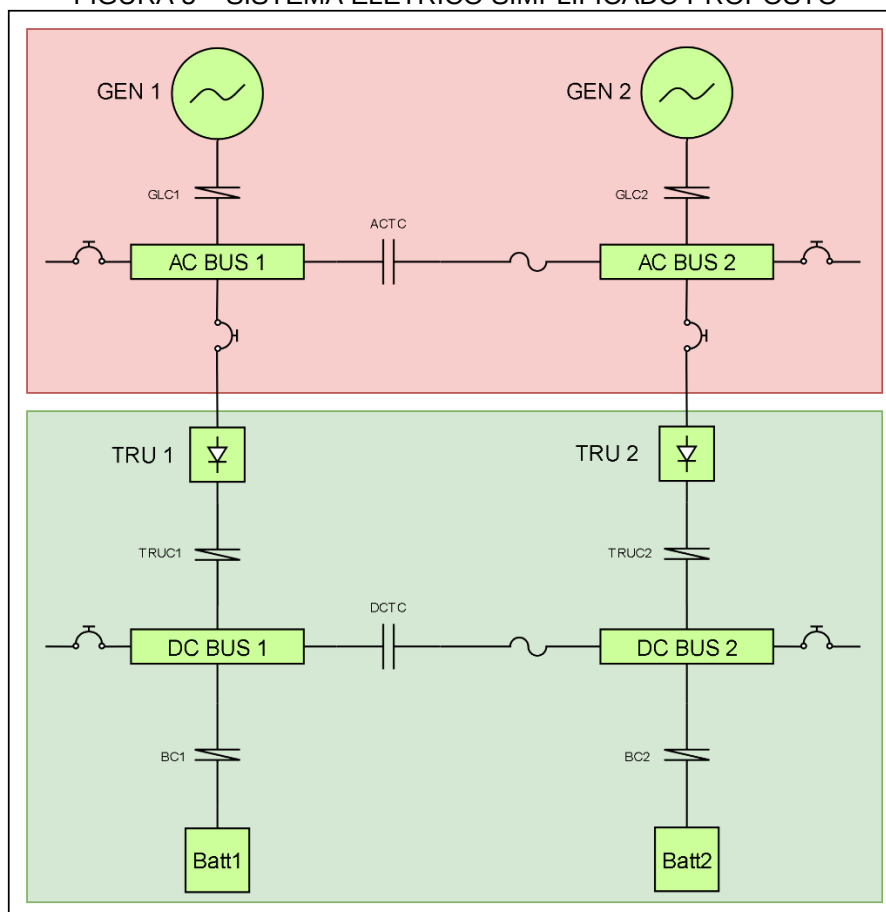
Além dos modelos nativos da plataforma SimPowerSystems, o Simulink fornece autonomia para o usuário criar o seu próprio modelo através da criação de subsistemas e de máscaras. Neste projeto essa funcionalidade será usada amplamente, pois modelos reconfiguráveis serão desenvolvidos. Ou seja, blocos abrangendo modelos nativos e outros criados no trabalho serão incluídos em um subsistema e o usuário poderá reconfigurá-lo através da sua máscara.

3.2 SISTEMA ELÉTRICO PROPOSTO

O trabalho não tem como objetivo modelar um sistema aeronáutico específico, e sim desenvolver modelos de equipamentos/componentes típicos de um sistema elétrico de aeronaves civis e mostrar que os modelos podem ser integrados. Portanto, o sistema apresentado aqui serve unicamente para guiar o desenvolvimento dos modelos bem como as análises no fim deste documento. Outros sistemas podem ser

simulados e analisados com os mesmos modelos desenvolvidos neste trabalho, mas para aumentar a didática do trabalho unicamente um sistema simplificado será levado em conta. Ele é apresentado na figura a seguir.

FIGURA 5 – SISTEMA ELÉTRICO SIMPLIFICADO PROPOSTO



Fonte: o autor (2019)

As duas partes destacadas em vermelho (superior) e em verde (inferior) representam as partes AC e DC, respectivamente. O sistema é composto por dois canais de geração independentes. Cada um deles possui um gerador AC, uma TRU e uma bateria. Os dois canais são segregados e só se ligam através dos dois contatores ACTC e DCTC (AC e DC Tie Contactors) em caso de alguma falha em um dos canais. Ou seja, os dois geradores GEN 1 e GEN 2 jamais são ligados em paralelo e a preocupação de sincronizar as tensões nas barras ACBUS 1 e ACBUS 2 não existe.

Na prática os contatores servem para reconfigurar automaticamente o sistema para todos os modos de operação da aeronave. Como o objetivo do trabalho não é

estudar a lógica do sistema, os contatores serão usados exclusivamente para reconfigurar o sistema manualmente e estudar os efeitos transitórios dessas mudanças nos barramentos. Os nomes dos contatores e suas funções estão detalhados na tabela a seguir.

TABELA 1 – DESCRIÇÃO DOS CONTADORES

Sigla	Nome	Descrição
GLC1 e GLC2	Generator Line Contactor	Liga o gerador à respectiva barra AC
ACTC	AC Tie Contactor	Liga a barra ACBUS1 à barra ACBUS2
TRUC1 e TRUC2	TRU Contactor	Liga a TRU à respectiva barra DC
DCTC	DC Tie Contactor	Liga a barra DCBUS1 à barra DCBUS2
BC1 e BC2	Battery Contactor	Liga a bateria à respectiva barra DC

Fonte: o autor (2019)

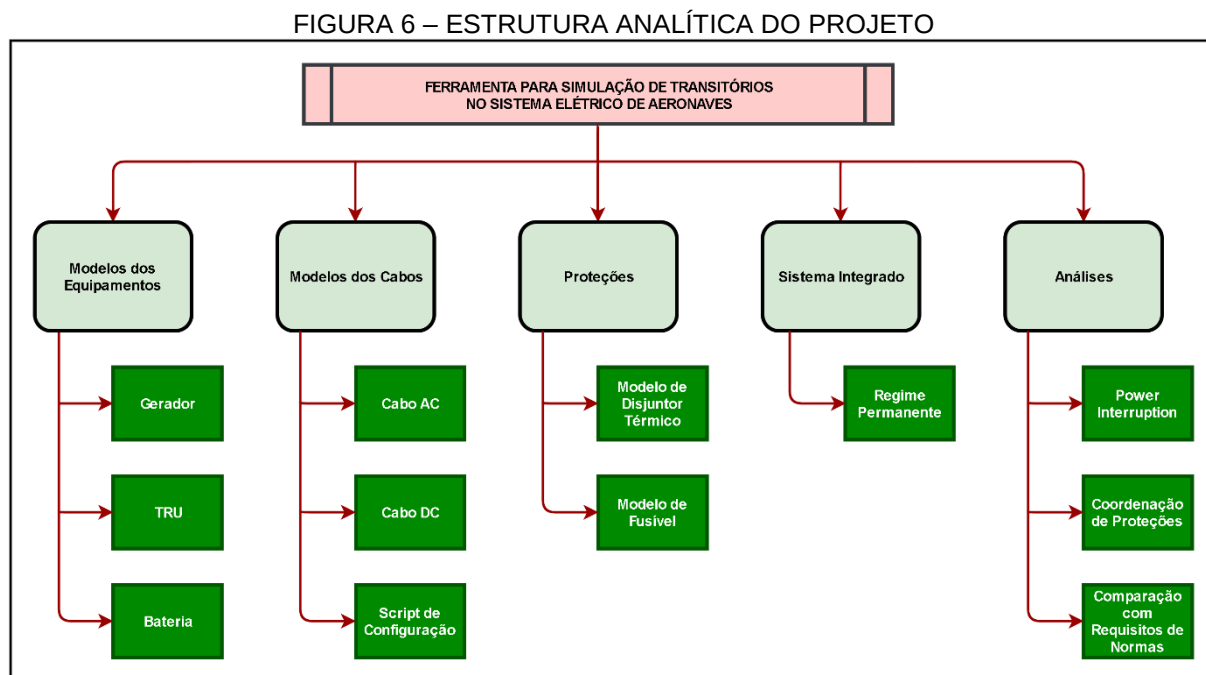
As cargas AC estão conectadas nas barras ACBUS e as cargas DC nas barras DCBUS. Para que o sistema possa ser simulado os seguintes componentes precisam ser modelados:

- Gerador AC;
- TRU;
- Bateria;
- Contator;
- Disjuntor/Fusível;
- Cabos (*Feeders*);

As definições do sistema e dos equipamentos ficarão mais claras à medida que os equipamentos forem desenvolvidos no capítulo 4. Outros modelos não utilizados no sistema proposto também foram desenvolvidos e serão apresentados no capítulo 4.

3.3 ESTRUTURA ANALÍTICA DO PROJETO

A estrutura analítica mostra a quebra do projeto em partes menores. Ou seja, a decomposição do projeto para que seja possível enxergar as etapas mais importantes para se alcançar o objetivo final. Os entregáveis também ficam visíveis e acessíveis. A estrutura pode ser vista na figura a seguir.



Fonte: o autor (2019)

O capítulo 4 será desenvolvido e apresentado seguindo aproximadamente esse caminho. Primeiramente os modelos dos equipamentos serão apresentados (Gerador, TRU e Bateria). Em seguida os modelos dos cabos e o modelo de disjuntor térmico. Por último a integração do sistema será feita juntamente com as análises sempre se utilizando do sistema elétrico proposto anteriormente.

4 MODELAGEM DO SISTEMA

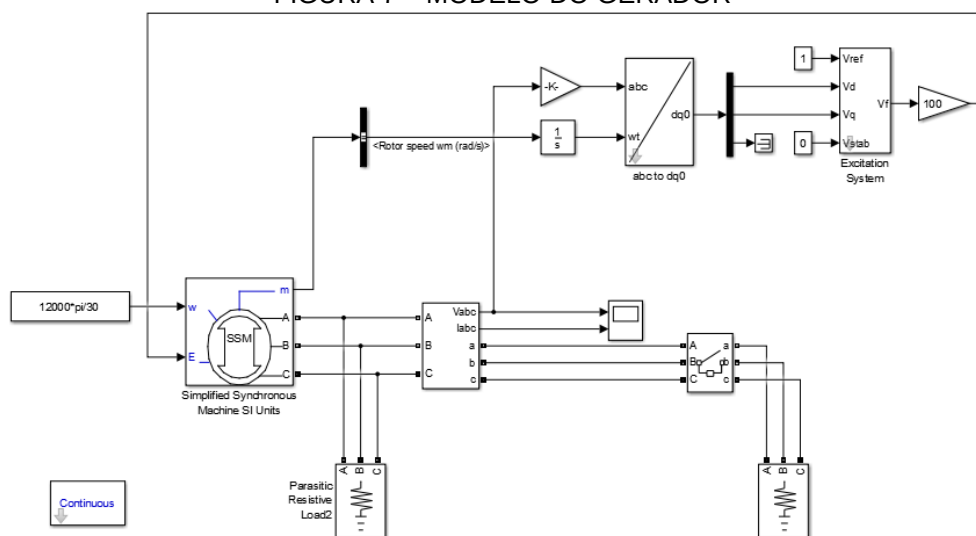
A modelagem do sistema seguirá a estrutura analítica apresentada anteriormente. Serão apresentados todos os modelos individualmente e depois o sistema integrado.

4.1 MODELOS DOS EQUIPAMENTOS

Os equipamentos contemplados nesta parte são: gerador, TRU e Bateria.

4.1.1 Gerador

FIGURA 7 – MODELO DO GERADOR



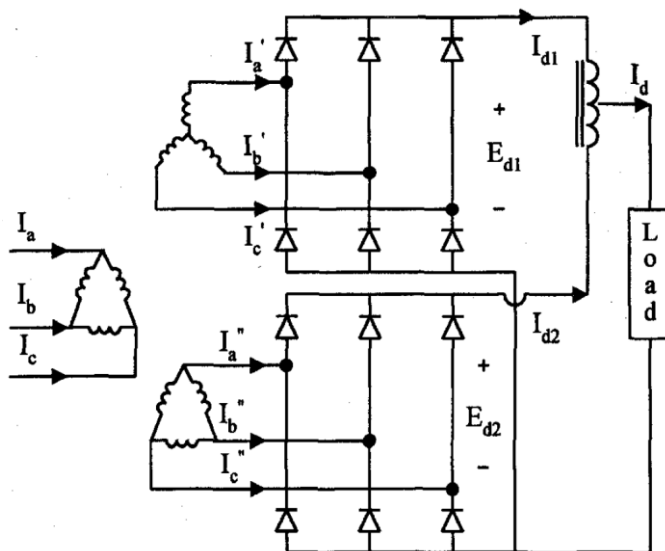
Fonte: o autor (2019)

4.1.2 TRU

A TRU (*Transformer Rectifier Unit*) é a unidade responsável por converter 115/200 Vrms, 400 Hz para 28 V (DC) através de um retificador de 12 pulsos. Trata-se de uma unidade não regulada e, portanto, a saída varia entre 27 e 31 volts, dependendo da carga atendida. A corrente nominal do equipamento é 300 A.

A figura 8 mostra uma arquitetura da literatura parecida com a usada para modelar a TRU.

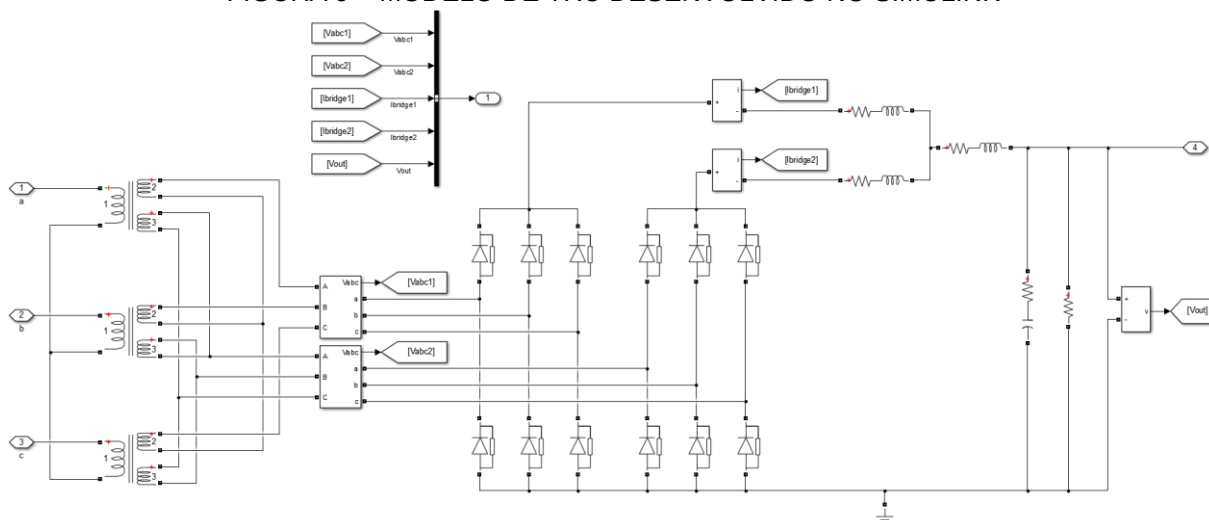
FIGURA 8 – RETIFICADOR DE 12 PULSOS



Fonte: Rendusara et al. (1996)

Os enrolamentos secundários em Δ/Y garantem a geração de seis fases (três fases defasadas de 30° das três primeiras) que quando retificadas geram 12 pulsos. A figura a seguir mostra o modelo desenvolvido no Simulink.

FIGURA 9 – MODELO DE TRU DESENVOLVIDO NO SIMULINK



Fonte: o autor (2019)

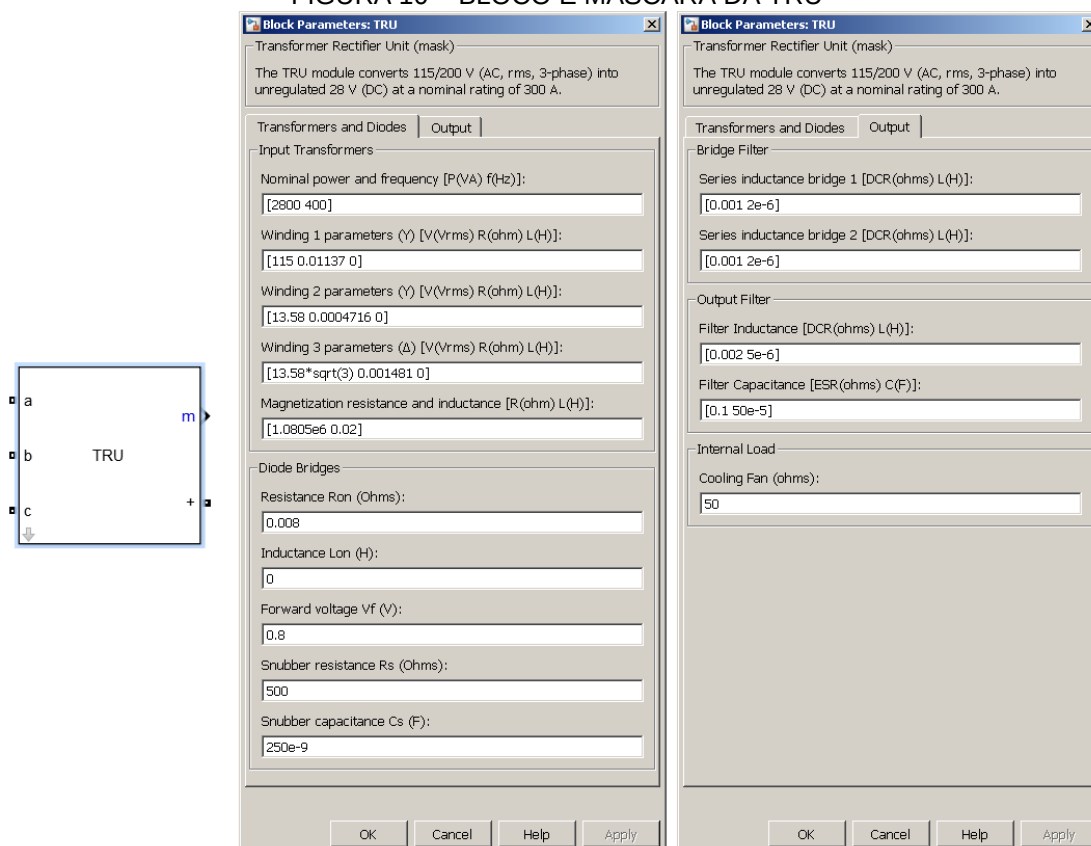
Essa defasagem permite uma diminuição na ondulação da tensão de saída e, conseqüentemente, diminui as componentes harmônicas do sinal, melhorando a

qualidade da energia. O indutor em cada uma das pontes retificadoras tem como objetivo filtrar a componente AC e acoplar adequadamente as duas pontes. Além disso um filtro é utilizado na saída para diminuir a ondulação da tensão DC. Ondulação essa que possui uma frequência de 4800 Hz, correspondendo aos 12 pulsos multiplicados pela frequência da tensão de entrada (400 Hz).

O modelo Simulink consiste em três transformadores (cada um com uma bobina de entrada e duas de saída) ligados externamente em estrela (Y) e em delta (Δ). Em seguida dois blocos promovem a leitura das tensões e correntes. Depois disso o sinal passa pelas pontes retificadoras, por medidores de corrente e pelo filtro indutivo. Na saída tem-se um filtro RL, um resistor que simula uma carga interna (ventilador do equipamento) e um bloco medidor de tensão. Todas as medidas citadas são disponibilizadas ao usuário na parte externa do bloco.

Esse modelo pode ser reconfigurado como o usuário desejar. Os valores dos componentes são acessíveis através da máscara do bloco. A máscara e o bloco final são mostrados na figura a seguir.

FIGURA 10 – BLOCO E MÁSCARA DA TRU

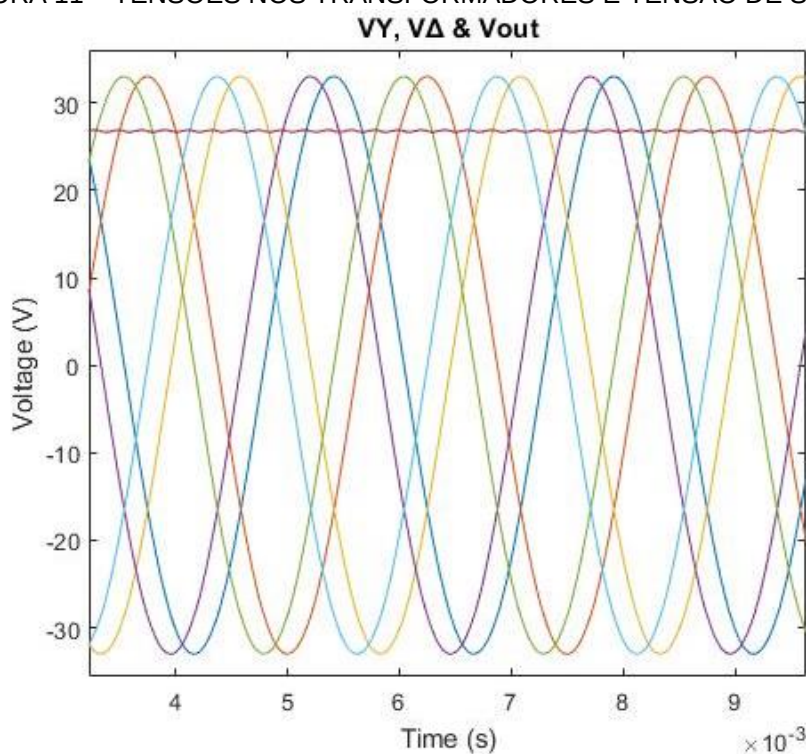


Fonte: o autor (2019)

O bloco possui três entradas referentes à tensão trifásica e duas saídas: uma referente à tensão DC e a outra para o acesso das medidas citadas anteriormente.

A figura 9 mostra o resultado do modelo simulado com uma fonte de tensão trifásica ideal de 115/200 V (rms), 400 Hz em sua entrada, em regime permanente e para uma carga de 300 A na saída da TRU. São mostradas as seis fases dos enrolamentos secundários e a tensão de saída do equipamento. A ondulação da tensão de saída é de 0,3 V pico a pico para essas condições.

FIGURA 11 – TENSÕES NOS TRANSFORMADORES E TENSÃO DE SAÍDA



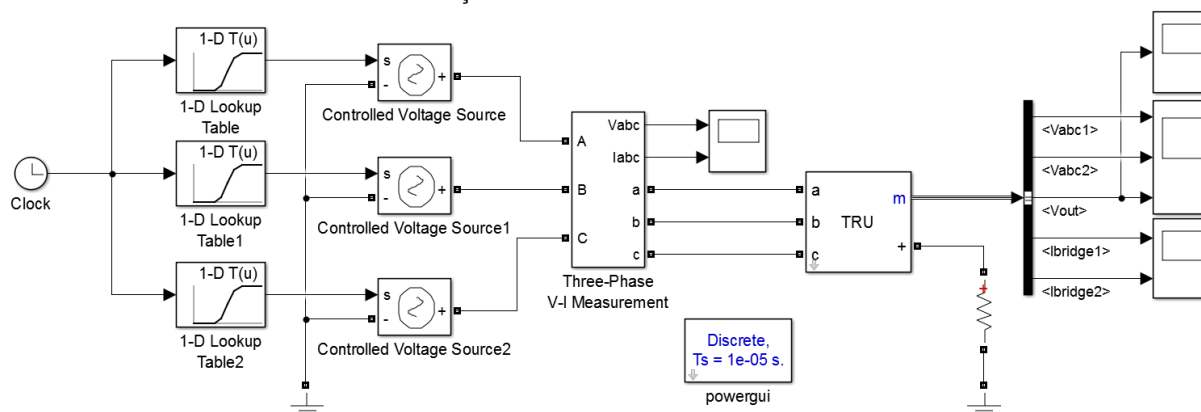
Fonte: o autor (2019)

A pequena ondulação se deve aos valores de filtro escolhidos para o equipamento. Esses valores podem ser recalculados e inseridos na máscara como mostrado anteriormente.

Depois de fazer o design simplificado do circuito utilizando dados da literatura e uma TRU de um fabricante como base, o modelo foi comparado com dados de testes já existentes de um equipamento similar. Os dados da tensão de alimentação do equipamento no teste foram utilizados como dados de entrada do modelo para que uma comparação ponto a ponto pudesse ser feita. Isso foi realizado através da utilização de *Lookup Tables* no Simulink. Assim, os pontos medidos de tensão trifásica

de entrada são os mesmos pontos simulados no software. A figura a seguir mostra o circuito utilizado para fazer tal comparação.

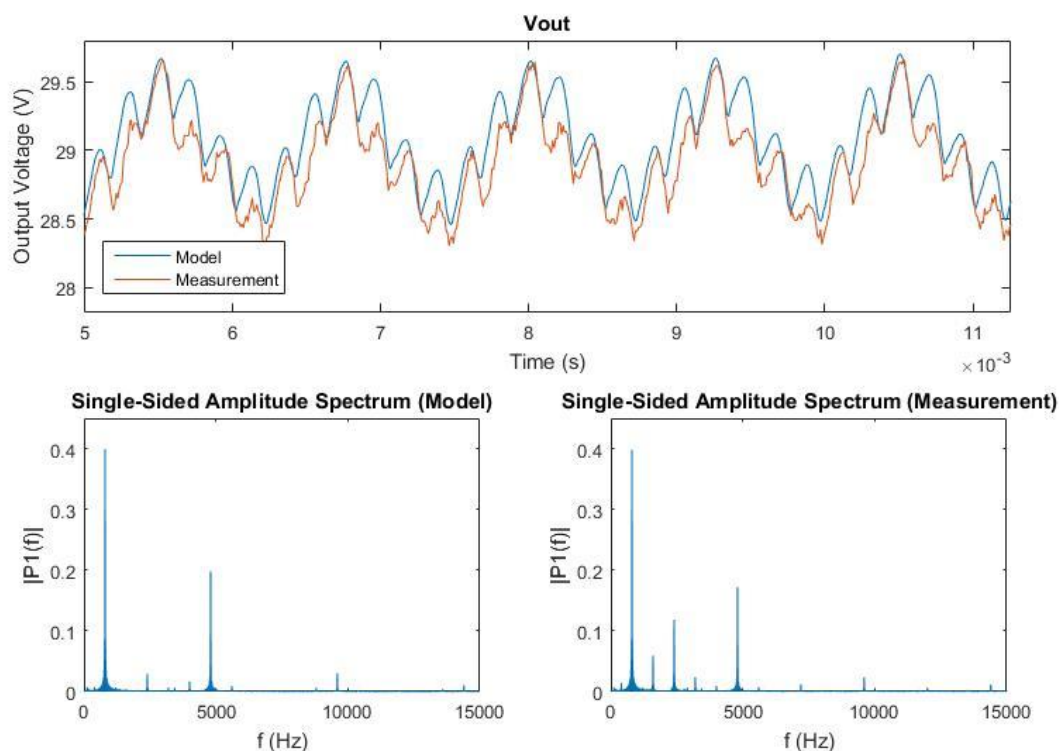
FIGURA 12 – SIMULAÇÃO DO MODELO COM OS DADOS DE TESTE



Fonte: o autor (2019)

Os dados de teste são carregados nas *Lookup Tables* que controlam as fontes de tensão que, por sua vez, alimentam a TRU. O passo de simulação é o mesmo utilizado na amostragem dos dados em laboratório, assim as ondas podem ser comparadas ponto a ponto. Os dados da simulação no Simulink são enviados para o *workspace* do Matlab (através dos *scopes*) e os resultados podem ser comparados. Com isso é possível medir o quanto o modelo se aproxima do comportamento real do equipamento durante o teste. O resultado da comparação entre a tensão de saída medida em laboratório e a tensão de saída do modelo é mostrado na figura 13 juntamente com o espectro de amplitude dos dois sinais.

FIGURA 13 – TENSÃO DE SAÍDA MODELO x MEDIDA PARA 100 A

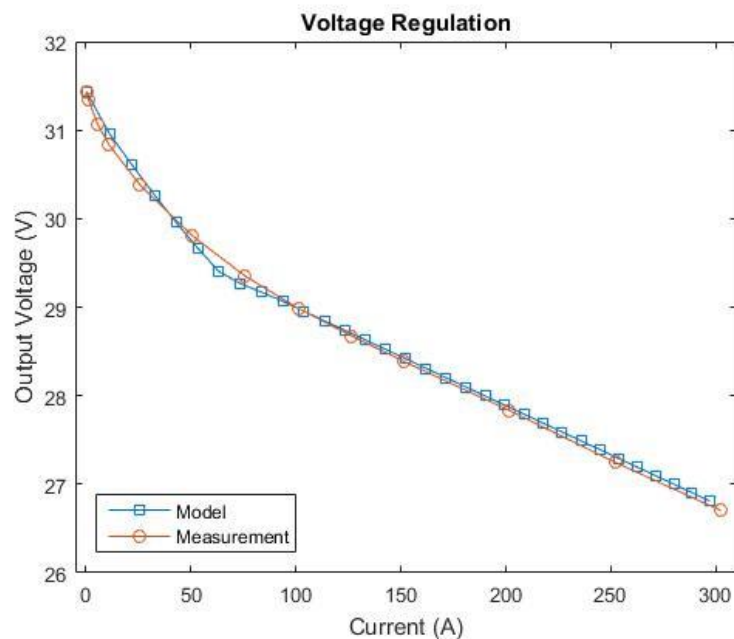


Fonte: o autor (2019)

A ondulação de menor frequência (800 Hz) ocorre devido a variações na amplitude da tensão de entrada, ou seja, as ondas de tensão injetadas no equipamento não são ideais. Já a ondulação de maior frequência ($12 \cdot 400 = 4800$ Hz) ocorre devido ao chaveamento dos diodos, como esperado. Pode-se constatar que o modelo está muito próximo do equipamento real para essa condição de teste. Porém, alguns ajustes ainda precisam ser feitos para que o modelo seja válido para toda a faixa de funcionamento do equipamento e para eliminar algumas frequências que não são correspondentes.

A regulação de tensão do modelo também foi comparada à regulação de tensão medida no equipamento real. Isso foi feito através de várias simulações automáticas realizadas a partir do matlab com diferentes cargas e recuperando o valor de tensão a cada nova simulação. O resultado é mostrado na figura a seguir.

FIGURA 14 – REGULAÇÃO DE TENSÃO MODELO x MEDIDAS

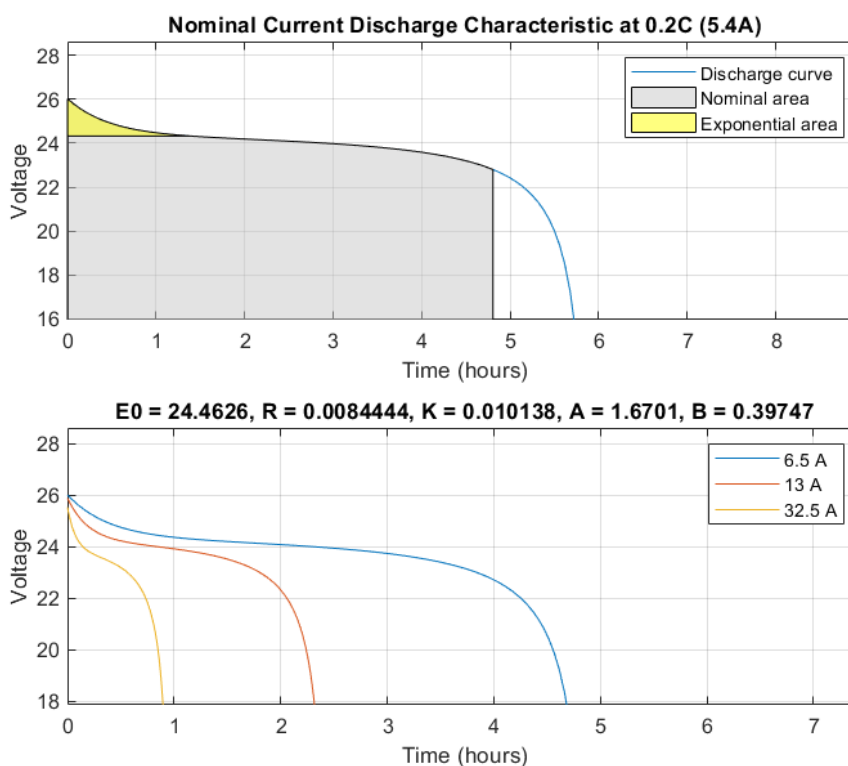


Fonte: o autor (2019)

A regulação do modelo está muito próxima da regulação do equipamento para esta condição e valores escolhidos. Vale ressaltar novamente que o modelo não foi desenvolvido a partir do conhecimento pleno do equipamento, pois o fabricante nunca fornece detalhes construtivos. Apenas informações básicas do equipamento e dados da literatura estavam disponíveis para o autor. Assim, não se espera que os comportamentos sejam fiéis, pois o modelo é reconfigurável e foi feito para uma família de equipamentos que possuem características semelhantes.

4.1.3 Bateria

FIGURA 15 – RESPOSTA DO MODELO DE BATERIA



Fonte: o autor (2019)

4.2 MODELOS DOS CABOS

Em uma aeronave existem dezenas de quilômetros de cabos elétricos. Qualquer fio, cabo ou dispositivo de conexão faz parte do sistema conhecido no meio aeronáutico como EWIS (Electrical Wiring Interconnections Systems), sejam eles para transportar energia ou dados. Neste trabalho apenas os cabos utilizados no sistema de potência do avião serão modelados, ou seja, aqueles utilizados para transportar energia.

4.2.1 Cabo DC

Mesmo que presente em grande quantidade, os cabos de uma aeronave não são suficientemente compridos para serem considerados linhas de transmissão médias ou longas. Assim sendo, linhas curtas podem ser bem caracterizadas por uma

resistência em série com uma indutância. A influência da capacitância shunt é tão pequena que pode ser desconsiderada sem grandes perdas de precisão (Stevenson, 1994). Portanto, os modelos de cabos utilizados neste trabalho serão somente resistências em série com indutâncias.

Em regime permanente uma impedância (ou uma resistência, para corrente contínua) caracterizaria totalmente a linha de transmissão, porém, neste trabalho deseja-se analisar respostas transitórias. Então o valor da indutância e sua resposta temporal são necessários.

A resistência DC de um condutor cilíndrico, com a corrente distribuída uniformemente em sua seção transversal, em uma dada temperatura é dada por (Grigsby, 2012):

$$R_{DC} = \rho \frac{l}{A} \quad [\Omega]$$

onde: R_{DC} é a resistência DC do material dada em $[\Omega]$; ρ é a resistividade do material dada em $[\Omega.m]$; l é o comprimento do cabo dado em $[m]$ e A é a área da seção transversal do cabo dado em $[m^2]$.

A resistividade de um condutor aumenta linearmente com o aumento da temperatura e, conseqüentemente, a resistência do condutor sofre a mesma variação que é dada por:

$$R_2 = R_1 \left(\frac{T + t_2}{T + t_1} \right) \quad [\Omega]$$

onde: R_2 é a resistência na temperatura desejada t_2 ; R_1 é a resistência conhecida na temperatura inicial t_1 ; T é o coeficiente de temperatura do material dado em $^{\circ}C$.

Nestes modelos os materiais utilizados serão cobre e alumínio. As resistividades e os coeficientes de temperatura desses dois materiais a 20 $^{\circ}C$ são mostradas na tabela a seguir.

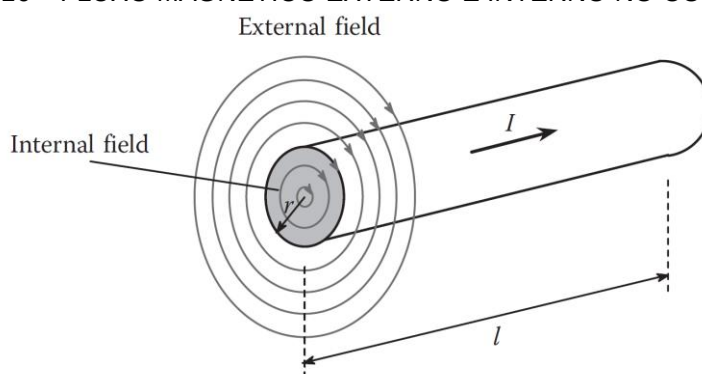
TABELA 2 – RESISTIVIDADE E COEF. DE TEMPERATURA

Material	Resistividade a 20 °C [Ω.m]	Coefficiente de Temperatura [°C]
Cobre (<i>Annealed Copper</i>)	$1,72 \times 10^{-8}$	234,5
Alumínio	$2,83 \times 10^{-8}$	228,1

Fonte: Adaptado de Grigsby (2012)

Um condutor conduzindo uma corrente produz linhas de fluxo magnético internas e externas. Quando essa corrente varia o fluxo magnético também varia e uma tensão é induzida no condutor se opondo à variação inicial de corrente. Isso caracteriza uma indutância. Para determinar o valor total dessa indutância é necessário calcular a indutância devido ao fluxo interno e a indutância devido ao fluxo externo (Grigsby, 2012).

FIGURA 16 – FLUXO MAGNÉTICO EXTERNO E INTERNO NO CONDUTOR



Fonte: Grigsby (2012)

A indutância devido ao fluxo magnético interno é dada por:

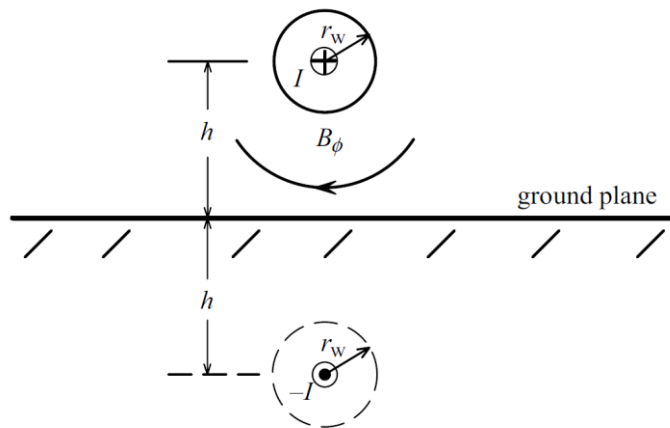
$$L_{int} = \frac{\mu_0}{8\pi} \left[\frac{H}{m} \right]$$

$$\mu_0 = 4\pi 10^{-7} \left[\frac{H}{m} \right]$$

onde: L_{int} é a indutância devido ao fluxo interno dada em [H/m] e μ_0 é a permeabilidade magnética do vácuo ou também de um material não magnético dada em [H/m].

O cálculo da indutância devido a um fluxo externo é mais complicado, pois depende do condutor de retorno da corrente que também contribui para esse fluxo. Em aeronaves comerciais o retorno de corrente é feito pela estrutura do avião, ou seja, a corrente flui por um cabo até a carga e retorna pela estrutura cilíndrica do avião. Aproximando essa estrutura por um plano infinito de condutividade perfeita, o problema pode ser simplificado e o valor de indutância externa pode ser aproximado pelo método das imagens (Paul, 2010). O método das imagens consiste em considerar um condutor de retorno imaginário posicionado simetricamente ao plano de terra como mostrado na figura a seguir.

FIGURA 17 – LINHA DE TRANSMISSÃO SOBRE UM PLANO DE TERRA



Fonte: Paul (2010)

Assim, o resultado para o caso de uma linha de transmissão com dois cabos pode ser estendido considerando o cabo de retorno a duas vezes a distância até o plano de terra (na figura, $2h$).

$$L_{ext} = \frac{\mu_0}{2\pi} \ln \left[\frac{h}{r_w} + \sqrt{\left(\frac{h}{r_w}\right)^2 - 1} \right] \quad \left[\frac{H}{m} \right]$$

onde: L_{ext} é a indutância devido ao fluxo externo dada em [H/m]; h é a distância do condutor até o plano de terra dada em [m] e r_w é o raio do condutor dado em [m].

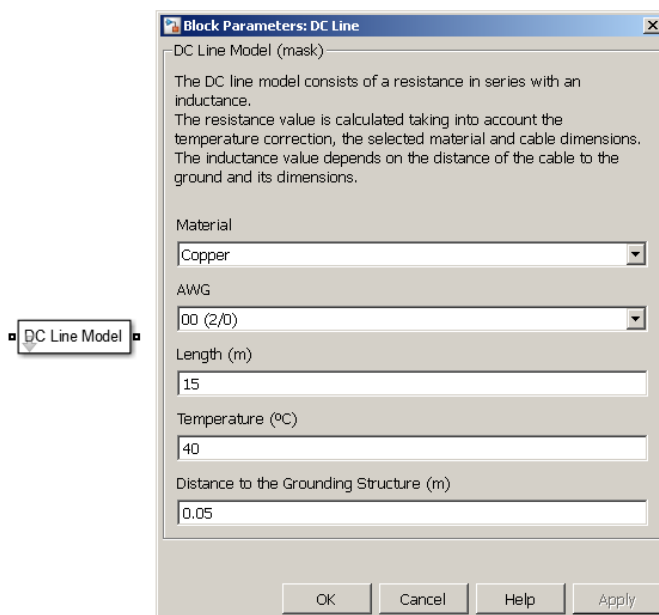
A indutância total é dada por:

$$L_{total} = L_{int} + L_{ext} \left[\frac{H}{m} \right]$$

Basta multiplicar o resultado pelo comprimento do cabo e teremos a sua indutância aproximada. Vale lembrar que o modelo leva em conta apenas um condutor e não um agrupamento de condutores (bundled conductors). Para esses casos o modelo deve ser melhorado e levar em conta o arranjo dos cabos e as influências mútuas. Isso não é um problema para o modelo DC, pois só existe um cabo positivo (retorno pela estrutura), mas para os cabos AC de um sistema trifásico essa aproximação será um pouco mais grosseira visto que as três fases “andam” juntas.

O modelo foi construído para calcular os valores de resistência e indutância automaticamente a partir das entradas do usuário. A figura seguinte mostra o bloco e a sua máscara.

FIGURA 18 – BLOCO E MÁSCARA DO MODELO DE CABO DC



Fonte: o autor (2019)

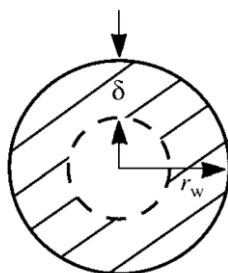
O usuário pode escolher o material, o número AWG (*American Wire Gauge*) do cabo, o seu comprimento, a temperatura de operação e a distância até o plano de terra (estrutura do avião). O script que calcula todos os parâmetros, incluindo as dimensões do cabo a partir do número AWG, está disponível no APÊNDICE 1.

4.2.2 Cabo AC

O modelo de cabo AC é um bloco trifásico que segue a mesma lógica do cabo DC. Ou seja, o modelo de linha é uma resistência em série com uma indutância para cada fase. Vale ressaltar novamente que uma impedância caracterizaria totalmente a linha, mas como deseja-se analisar fenômenos transitórios o valor da indutância se faz necessário. A única diferença entre os dois modelos é que a resistência é corrigida de modo a levar em conta o efeito pelicular (*Skin Effect*).

O efeito pelicular é o fenômeno que leva a corrente elétrica a se concentrar na superfície de um condutor à medida que a frequência aumenta. Ou seja, quanto maior a frequência menor a seção transversal efetiva do condutor usada para a condução como mostrado na figura a seguir.

FIGURA 19 – PROFUNDIDADE DE PENETRAÇÃO DA CORRENTE



Fonte: Paul (2008)

A profundidade de penetração δ é a parte do condutor de raio r_w usada efetivamente na condução de corrente. Ela é dada em [m] por (Hayt, 2012):

$$\delta = \sqrt{\frac{2\rho}{\omega\mu}} = \frac{1}{\sqrt{\pi f \mu \sigma}}$$

onde: ω é a frequência angular do sinal dada em [rad/s]; f é a frequência dada em [Hz] e σ é a condutividade do material dada em [S/m]. Se a profundidade de penetração for maior do que o raio (o que acontece para frequências baixas) considera-se que não existe efeito pelicular.

Esse efeito afeta a resistência do condutor e também sua indutância interna. Isso quer dizer que R e L são funções que dependem da frequência (Hayt, 2012).

Neste modelo apenas a resistência será corrigida em função da frequência, pois normalmente o valor da indutância interna é insignificante se comparado ao valor da indutância externa (Paul, 2010). A área aparente A_p de um condutor de raio r_w devido ao efeito pelicular será, então:

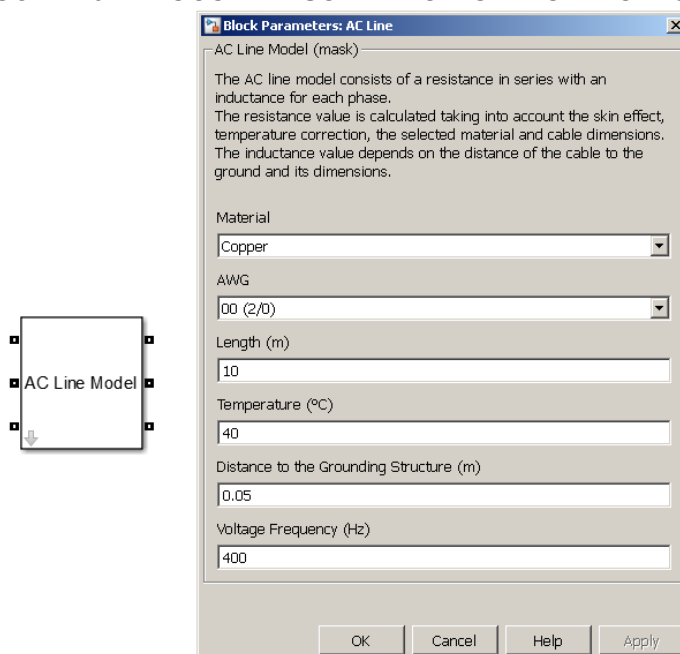
$$A_{ap} = \pi r_w^2 - \pi(r_w - \delta)^2$$

E a nova resistência corrigida R_{ap} será, então:

$$R_{ap} = \rho \frac{L}{A_{ap}}$$

O cálculo de indutância para o modelo de cabo AC será o mesmo apresentado anteriormente para o modelo DC. Deste modo, temos o bloco construído juntamente com sua máscara na figura a seguir.

FIGURA 20 – BLOCO E MÁSCARA DO MODELO DE CABO AC



Fonte: o autor (2019)

O usuário pode escolher o material, o número AWG (American Wire Gauge) do cabo, o seu comprimento, a temperatura de operação, a distância até o plano de terra

(estrutura do avião) e a frequência da tensão. O script que calcula todos os parâmetros, está disponível no APÊNDICE 1.

4.3 MODELO DE DISJUNTOR TÉRMICO

Em uma aeronave as cargas e, principalmente, o sistema EWIS são protegidos por vários dispositivos, tais como disjuntores térmicos e SSPCs (Solid State Power Controllers). As cablagens de um avião são um sistema extremamente complexo e de difícil acesso. Por esse motivo é essencial protegê-lo contra sobrecargas e curto-circuitos (Moir et al., 2013).

Neste trabalho somente um modelo de disjuntor térmico será desenvolvido, pois mesmo que sejam menos precisos que SSPCs ainda fornecem um bom compromisso entre precisão e simplicidade. Isso aumenta a confiabilidade do sistema, por isso o disjuntor térmico ainda é muito utilizado em aeronaves.

O método utilizado para modelar o disjuntor é o da integral de Joule (I^2t) que é bastante representativo na análise matemática dos efeitos térmicos em correntes de curto-circuito (Mamede, 2017). Sua formulação é dada pela seguinte equação:

$$I^2t = \int_0^t i(t)^2 dt \quad [A^2s]$$

onde i é a corrente que circula pelo condutor em [A].

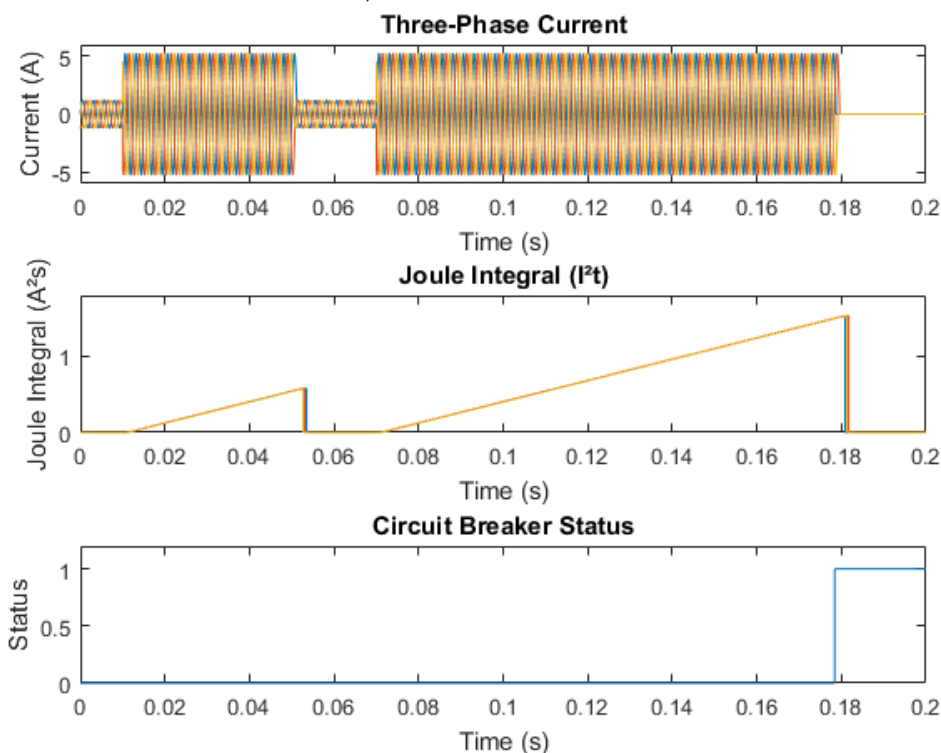
A NBR 5410 estabelece que um dispositivo proteção deve atuar antes que a integral de Joule atinja o valor necessário para aquecer o condutor, desde a temperatura máxima para serviço contínuo até a temperatura limite de curto-circuito, ou seja:

$$\int_0^t i(t)^2 dt \leq K^2 S^2$$

onde: K é uma constante que depende do material condutor e de sua isolação; S é a seção nominal do condutor dada em $[mm^2]$; $K^2 S^2$ é a integral de Joule, dada em

(para cada fase) computada pelo disjuntor e o seu status (armado ou desarmado).

FIGURA 22 – CORRENTE, INTEGRAL E STATUS DO MODELO RESET

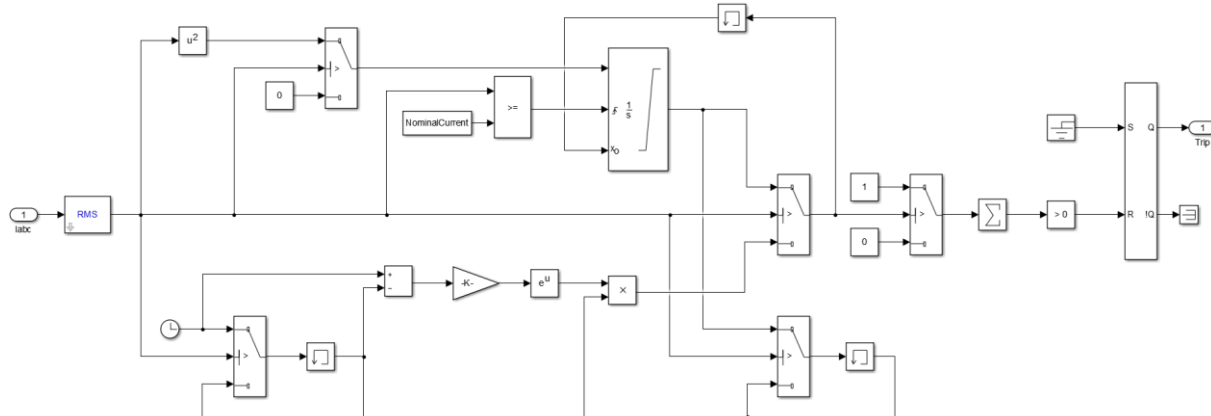


Fonte: o autor (2019)

Ao final da primeira sobrecarga o disjuntor não desarmou e seu valor de integral de Joule foi resetado. A segunda sobrecarga foi suficiente para atingir o limite escolhido e, conseqüentemente, o disjuntor foi desarmado levando a corrente a zero.

A integral de Joule representa o aquecimento sofrido pelo elemento sensível do disjuntor térmico (geralmente uma lâmina bimetálica). O reset desse valor representa uma condição irreal, pois representa um resfriamento instantâneo do elemento. Pensando nisso um segundo modelo foi desenvolvido de modo a levar em conta uma curva de resfriamento. Esse modelo pode ser visto na figura a seguir.

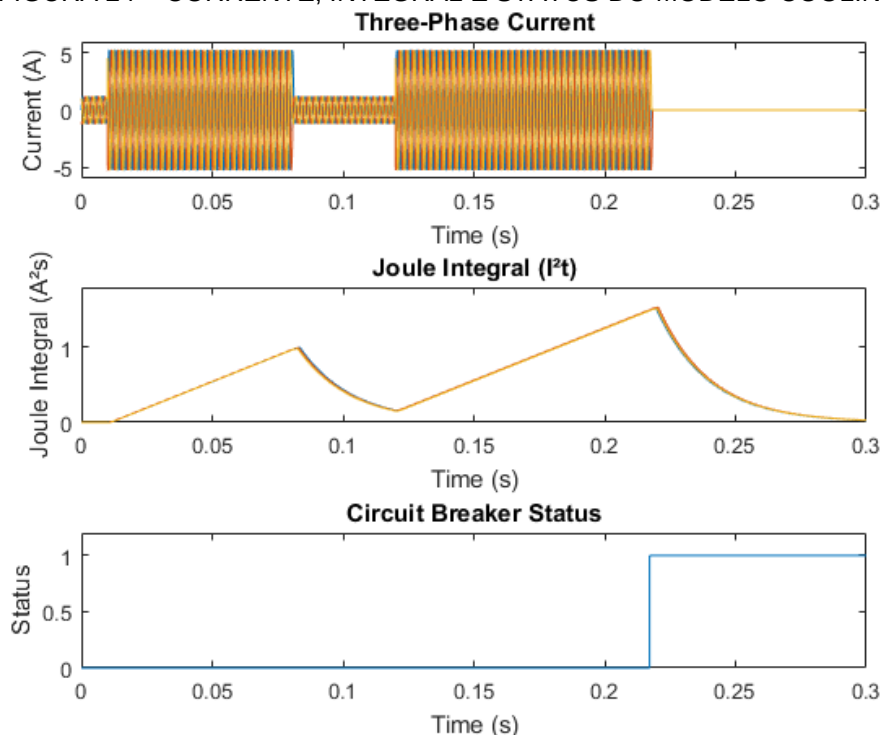
FIGURA 23 – MODELO DE DISJUNTOR COM RESFRIAMENTO



Fonte: o autor (2019)

O modelo com resfriamento funciona da mesma maneira que o modelo apresentado anteriormente para computar a integral de Joule, mas tem um comportamento diferente quando essa energia não é suficiente para desarmá-lo. Toda vez que a corrente excede o valor nominal do disjuntor temporariamente, mas sem atingir o limite para desarmá-lo, o valor computado segue uma exponencial simulando o resfriamento. A figura a seguir mostra o resultado de uma simulação de sobrecarga em um circuito trifásico. São mostrados a corrente (trifásica), a integral de Joule (para cada fase) computada pelo disjuntor e o seu status (armado ou desarmado).

FIGURA 24 – CORRENTE, INTEGRAL E STATUS DO MODELO COOLING

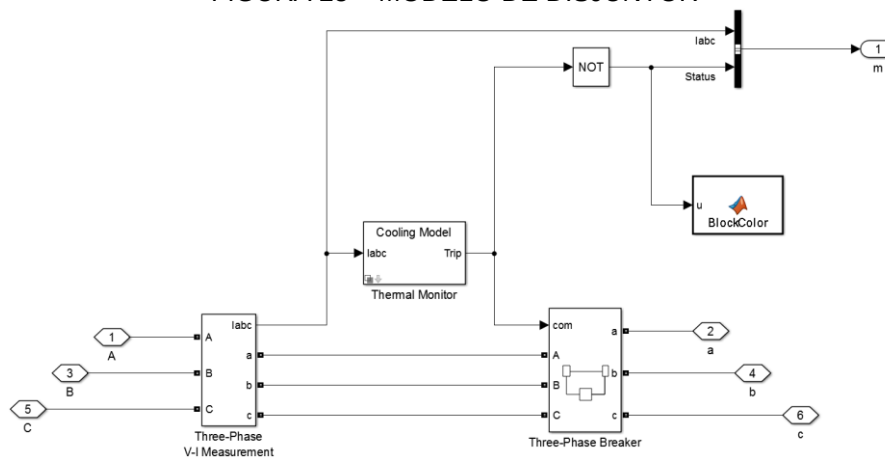


Fonte: o autor (2019)

Ao final da primeira sobrecarga o disjuntor não desarmou e seu valor de integral de Joule seguiu um decaimento exponencial para simular um retorno à temperatura ambiente. A segunda sobrecarga foi suficiente para atingir o limite escolhido e, consequentemente, o disjuntor foi desarmado levando a corrente a zero. Nesta simulação a constante de tempo para o resfriamento foi escolhida de modo a fazer uma figura didática, mas não representa a realidade. Uma constante de tempo representativa pode ser inserida pelo usuário através da máscara do bloco.

Os dois modelos, reset e cooling, apresentados anteriormente foram colocados em um subsistema *Variant*, batizado de *Thermal Monitor*. Ou seja, os dois modelos podem coexistir dentro de um mesmo bloco e o usuário pode escolher qual utilizar através da máscara. O *Thermal Monitor* e os outros blocos necessários para modelar o disjuntor são mostrados na figura a seguir.

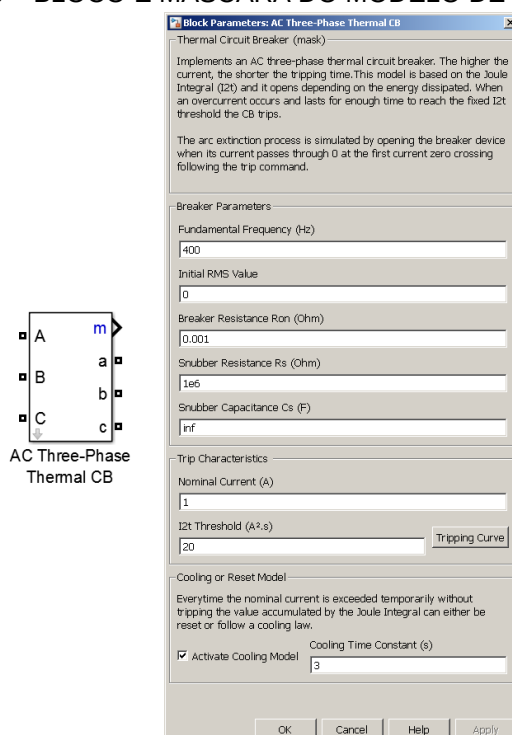
FIGURA 25 – MODELO DE DISJUNTOR



Fonte: o autor (2019)

O *Thermal Monitor* tem como entrada o valor de corrente medido por um bloco nativo do Simulink e sua saída leva o comando para desarmar um disjuntor ideal também nativo do Simulink. O bloco chamado *BlockColor* serve para mudar a cor do bloco topo e dar uma indicação visual de que o disjuntor foi desarmado. A saída 'm' deixa a medida de corrente e o status do disjuntor acessíveis ao usuário. O bloco final e sua máscara podem ser vistos na figura a seguir.

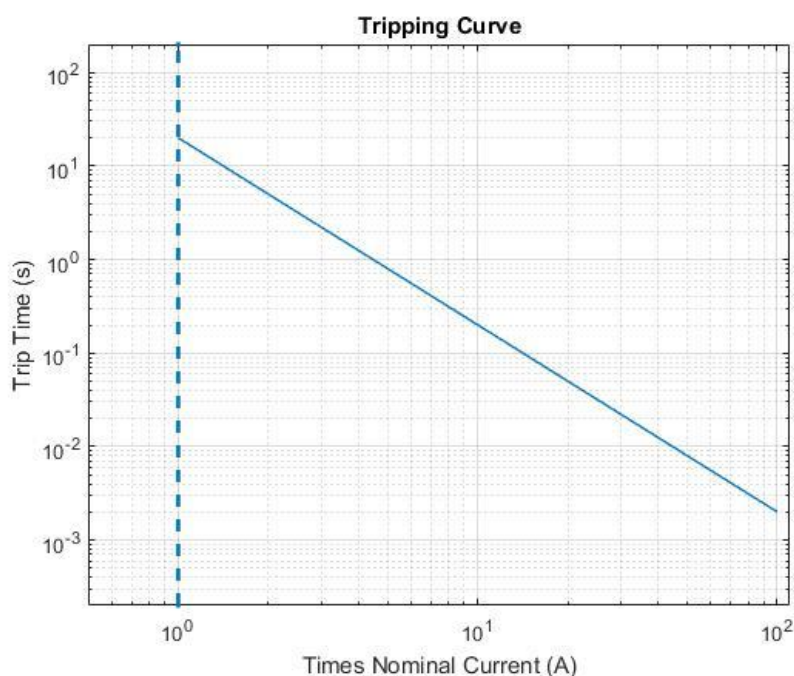
FIGURA 26 – BLOCO E MÁSCARA DO MODELO DE DISJUNTOR



Fonte: o autor (2019)

Além dos parâmetros relacionados à tensão, o usuário pode escolher a corrente nominal do disjuntor, o limite da integral de Joule para o qual ele vai desarmar, se vai ativar ou não o modelo de resfriamento e qual será sua constante de tempo no caso positivo. Um botão foi adicionado à máscara para mostrar a curva de desarme (tempo de desarme em função da corrente) levando em conta unicamente a corrente nominal e o limite selecionados. Essa curva é calculada pelo script presente no APÊNDICE 2 e coincide exatamente com o comportamento do modelo de disjuntor desenvolvido. A curva para uma corrente nominal de 1 A com um limite de $20 A^2s$ é mostrada na figura a seguir.

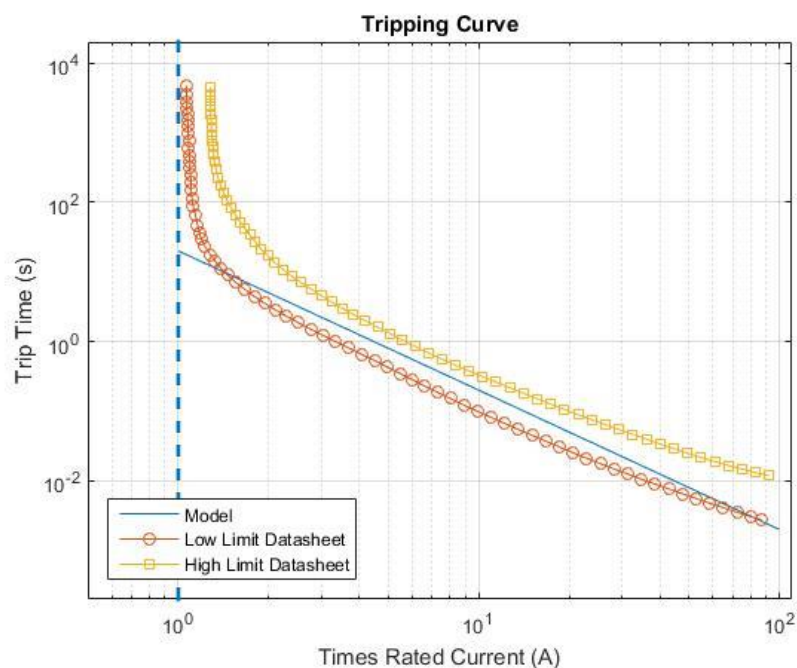
FIGURA 27 – CURVA DE DESARME CALCULADA TEMPO x CORRENTE



Fonte: o autor (2019)

Deste modo o usuário pode testar vários valores para se aproximar do comportamento de algum disjuntor desejado. Um exemplo pode ser visto na figura a seguir. As curvas de desarme presentes em um datasheet de um disjuntor aeronáutico foram comparadas à curva gerada pelo script que representa o modelo.

FIGURA 28 – COMPARAÇÃO DAS CURVAS DATASHEET x MODELO

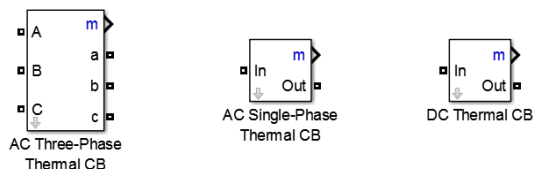


Fonte: o autor (2019)

As curvas do datasheet delimitam a faixa de atuação do disjuntor em temperatura ambiente (23 °C). Ou seja, o tempo de disparo do disjuntor pode ser qualquer valor dentro desta faixa. A resposta do modelo está dentro da faixa do datasheet para quase todas as correntes (de duas a cem vezes a corrente nominal). Para correntes baixas (menores que duas vezes a corrente nominal) o modelo é muito bem comportado e não tem as incertezas que um dispositivo real apresenta.

Além do disjuntor trifásico apresentado, um disjuntor monofásico AC e um disjuntor DC também foram desenvolvidos. Os blocos são mostrados na figura a seguir.

FIGURA 29 – MODELOS VARIADOS DE DISJUNTORES



Fonte: o autor (2019)

Todos os blocos têm o mesmo funcionamento citado anteriormente, exceto pelo tempo de abertura. Depois de comandados, os disjuntores AC abrem quando a

corrente tem seu primeiro cruzamento por zero (simulação de extinção de arco). Já o disjuntor DC abre instantaneamente após o comando de abertura, pois possui um *switch* ideal.

5 CONCLUSÃO

Os objetivos do projeto foram atingidos. Os modelos individuais foram desenvolvidos e comparados, no caso da TRU e do disjuntor, com dados reais. A ferramenta pode fazer análises valiosas, mas ainda possui uma aplicação limitada, pois a quantidade de modelos ainda é reduzida. Com um trabalho contínuo de construção de bibliotecas a ferramenta ficará cada vez mais robusta e útil.

5.1 TRABALHOS FUTUROS

O presente trabalho desenvolveu modelos de alguns dos equipamentos mais utilizados em sistemas elétricos de aeronaves. Porém, outras bibliotecas devem ser construídas para aumentar a utilidade da ferramenta. Outros modelos de geradores, modelos de cargas (bombas, motores etc.), outros modelos de conversores (inversores, conversores DC/DC etc.).

Como apontado nas justificativas do trabalho, uma dificuldade recorrente no desenvolvimento de modelos é a falta de informações vindas de fornecedores. Definições de requisitos para pedir modelos “caixa preta” para fornecedores enriqueceriam muito a ferramenta, pois modelos mais fiéis poderiam ser adicionados a ela.

Com relação aos modelos desenvolvidos também existem algumas melhorias a ser feitas. No modelo dos cabos o arranjo dentro da aeronave e a influência de outros condutores nos cálculos de indutância podem ser levados em conta. Um estudo também pode ser feito para analisar a necessidade de considerar a capacitância em cabos que andam em um *bundle*, ou seja, com vários outros cabos no mesmo agrupamento. Uma última melhoria seria considerar o efeito pelicular no cálculo da indutância interna de cabos AC.

O modelo de disjuntor não relaciona a constante de tempo de resfriamento com a temperatura do material nem com a temperatura ambiente. Uma melhoria possível seria considerar essa relação matemática para que o usuário não tenha que se preocupar com a constante de tempo. Ele só precisaria digitar uma temperatura ambiente e o modelo calcularia o restante.

REFERÊNCIAS

- I. Moir, A. Seabridge, and M. Jukes, **Electrical systems**, in Civil Avionics Systems, 2nd ed. New York, NY, USA: Wiley, 2013, pp. 235–290.
- V. Madonna, P. Giangrande and M. Galea, **Electrical Power Generation in Aircraft: Review, Challenges, and Opportunities**, in IEEE Transactions on Transportation Electrification, vol. 4, no. 3, pp. 646-659, Sept. 2018.
- A. M. Gole, **Simulation tools for system transients: an introduction**, 2000 Power Engineering Society Summer Meeting (Cat. No.00CH37134), Seattle, WA, 2000, pp. 761-762 vol. 2.
- W. Long et al., **EMTP a powerful tool for analyzing power system transients**, IEEE Comput. Appl. Power, vol. 3, pp. 36–41, July 1990.
- L. A. Dessaint, K. Al-Haddad, H. Le-Huy, G. Sybille and P. Brunelle, **A power system simulation tool based on Simulink**, in IEEE Transactions on Industrial Electronics, vol. 46, no. 6, pp. 1252-1254, Dec. 1999.
- D.A. Rendusara, A. Von Jouanne, P.N. Enjeti, D.A. Paice, **Design considerations for 12-pulse diode rectifier systems operating under voltage unbalance and pre-existing voltage distortion with some corrective measures**, Industry Applications IEEE Transactions on, vol. 32, no. 6, pp. 1293-1303, 1996.
- J. J. Grainger, W.D. Stevenson, **Power System Analysis**, first edition, McGraw-Hill, 1994.
- L. L. Grigsby, **Electric Power Generation, Transmission and Distribution**, third edition, CRC Press, 2012.
- C. R. Paul, **Inductance: Loop and Partial**, first edition, Wiley, 2010.
- C. R. Paul, **Analysis of Multiconductor Transmission Lines**, second edition, John Wiley and Sons, 2008.
- W. H. Hayt, **Engineering Electromagnetics**, eighth edition, McGraw-Hill, 2012.
- J. Mamede Filho, **Instalações Elétricas Industriais**, 9ª edição, LTC, 2017.

APÊNDICE 1 – SCRIPT DE CONFIGURAÇÃO DOS CABOS DC E AC

```

%% DC Line Model

%Values coming from the mask
material = 1;
length = 10;
awgIndex = 6;
temperature = 20;
distanceGround = 0.05;

%Copper and aluminum resistivities at 20°C (ohm.m)
resCu = 1.72e-8;
resAl = 2.83e-8;

%Copper and aluminum temperature coefficients at 20°C (°C)
coeffCu = 234.5;
coeffAl = 228.1;

%Vacuum permeability (H/m)
u0 = 4*pi*1e-7;

%Transforming AWG pop-up index to real awg number
awg = awgIndex-4;

%AWG diameter in m
diameter = (1e-3)*0.127*92^((36-awg)/39);
radius = diameter/2;

%AWG cross section in m²
crossSection = pi*radius^2;

%Material selection and resistance calculation with temperature correction
if material == 1
    refResistance = (resCu*length)/crossSection;
    resistance = refResistance*((coeffCu+temperature)/(coeffCu+20));
else
    refResistance = (resAl*length)/crossSection;
    resistance = refResistance*((coeffAl+temperature)/(coeffAl+20));
end

%Inductance calculation
indInternal = u0/(8*pi);
indExternal = (u0/(2*pi))*log(distanceGround/radius +
sqrt((distanceGround/radius)^2-1));
inductance = (indInternal + indExternal)*length;

```

```

%% AC Line Model

%Values coming from the mask
material = 1;
length = 10;
awgIndex = 6;
temperature = 20;
distanceGround = 0.05;
frequency = 400;

%Copper and aluminum resistivities at 20°C (ohm.m)
resCu = 1.72e-8;
resAl = 2.83e-8;

%Copper and aluminum temperature coefficients at 20°C (°C)
coeffCu = 234.5;
coeffAl = 228.1;

%Vacuum permeability (H/m)
u0 = 4*pi*1e-7;

%Transforming AWG pop-up index to real awg number
awg = awgIndex-4;

%AWG diameter in m
diameter = (1e-3)*0.127*92^((36-awg)/39);
radius = diameter/2;

%Skin Effect
skinDepth = sqrt(2*resCu/(2*pi*frequency*u0));

%Check if skin depth is greater than the radius of the conductor
if skinDepth > radius
    noCurrentArea = 0;
else
    noCurrentArea = pi*(radius-skinDepth)^2;
end

totalCrossSection = pi*radius^2;
aparentCrossSection = totalCrossSection - noCurrentArea;

%Material selection and resistance calculation with temperature correction
if material == 1
    refResistance = (resCu*length)/aparentCrossSection;
    resistance = refResistance*((coeffCu+temperature)/(coeffCu+20));
else
    refResistance = (resAl*length)/aparentCrossSection;
    resistance = refResistance*((coeffAl+temperature)/(coeffAl+20));
end

%Inductance calculation
indInternal = u0/(8*pi);
indExternal = (u0/(2*pi))*log(distanceGround/radius +
sqrt((distanceGround/radius)^2-1));
inductance = (indInternal + indExternal)*length;

```

APÊNDICE 2 – SCRIPT DA CURVA DE DISPARO DO DISJUNTOR

```
% Plot Circuit Breaker's Trip Curve Based on a Fixed I2t Threshold

myLoadBar = waitbar(0, 'Loading...', 'Name', 'Plot Curve',
'CreateCancelBtn', 'setappdata(gcf, 'canceling', 1)');
setappdata(myLoadBar, 'canceling', 0);

%Values coming from the mask
nominalCurrent = 1;
I2tLimit = 20;
magTripCurrent = 100;
magTripTime = 0.002;
activateMagTrip = 0;
stepSize = 1e-6;
counter = 0;
currentVector = zeros(1,100);           %Preallocation
timeVector = zeros(1,100);

for current = nominalCurrent : nominalCurrent : 100*nominalCurrent
    if getappdata(myLoadBar, 'canceling')
        break
    end

    time = 0;
    numericalIntegration = 0;

    while I2tLimit > numericalIntegration
        numericalIntegration = numericalIntegration + current^2*stepSize;
        time = time + stepSize;
    end

    counter = counter + 1;
    currentVector(counter) = current/nominalCurrent;

    if activateMagTrip == 1 && current>magTripCurrent
        timeVector(counter) = magTripTime;
    else
        timeVector(counter) = time;
    end

    waitbar(current/(100*nominalCurrent), myLoadBar)
end

delete(myLoadBar)

loglog(currentVector, timeVector, 'Linewidth', 1)
title('Tripping Curve')
xlim([0.5 110])
ylim([timeVector(counter)/10 timeVector(1)*10])
xlabel('Times Rated Current (A)')
ylabel('Trip Time (s)')
line([1 1], [timeVector(counter)/10 timeVector(1)*10], 'Linewidth', 2,
'Marker', '.', 'LineStyle', '--')
grid on
hold on
```