

0.1 Simulação

0.1.1 Modelo do Sistema Elétrico

0.1.1.1 Sistema de Geração

O sistema de geração aplicado na simulação visa representar de maneira suficientemente apropriada uma fonte de tensão comumente encontrada em sistemas elétricos aeronáuticos. Tal bloco é composto por uma máquina síncrona, cuja entrada mecânica é definida por um valor constante representado pela rotação do eixo proveniente do IDG, e os níveis de tensão é determinado por controle de campo de excitação. Esse último é obtido por uma GCU a qual opera juntamente com a máquina síncrona do gerador. Em sistemas elétricos aeronáuticos reais a complexidade do bloco Gerador/GCU é complexa e envolve sistemas complementares para garantir sua confiabilidade. Entretanto, para a proposta de simulação apresentado nesse trabalho, o sistema proposto por [1] mostra-se adequado. Isto deve-se principalmente pela característica da saída do gerador apresentar tensão com certa frequência definida, com amplitude controlada e as não idealidades representadas pelas resistências e indutâncias nas linhas do gerador são modeladas.

falar da
potên-
cia do
gerador

Em ambiente Simulink tanto o bloco da máquina síncrona como o bloco de excitação de campo estão presentes. Sendo assim o sistema de geração utilizado no software é mostrado na Figura 1.

Nessa ilustração o subconjunto superior é composto pelos elementos que modelam a GCU. O *Excitation System* é um bloco nativo do Simulink, a qual opera como descrito em [2]. Já os blocos auxiliares da GCU estão presentes para condicionar o sinal adequadamente. A medição de tensão que alimenta a GCU deve ser proveniente do barramento de distribuição, visto que as não idealidades do sistema alterem os níveis de tensão nesse ponto em comparação à saída do gerador.

O subconjunto inferior compõe o Gerador. A máquina síncrona é também um bloco presente no Simulink e em sua saída estão presentes as resistências e indutâncias conectadas em série, cujos valores são expostos na Tabela 1. Ainda existe uma resistência parasita no sistema com o intuito de evitar problemas numéricos na simulação. A presença deste elemento não influencia o sistema que será simulado.

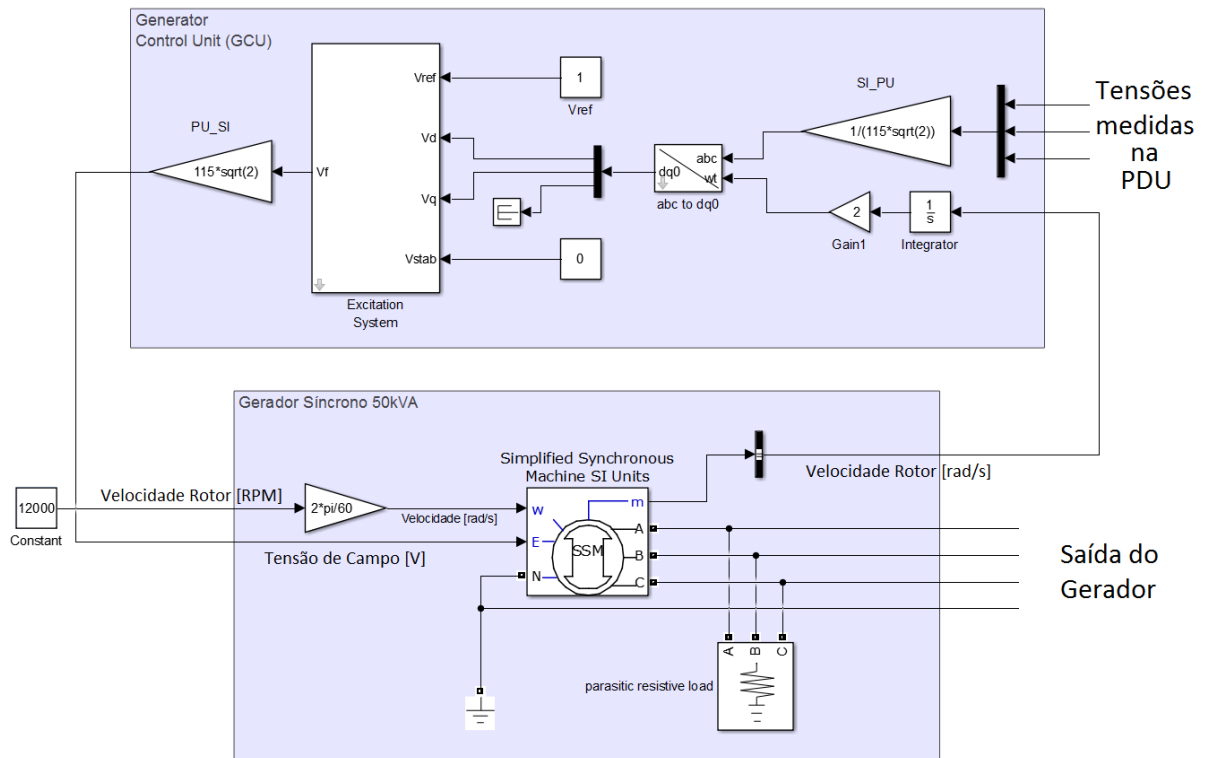


FIGURA 1 – Modelo do sistema de geração

Resistência [Ω]	Indutância [mH]	Impedância (400 Hz) [Ω]
0.0404	0.09204	$0.0404 + j0.213$

TABELA 1 – Impedância interna do Gerador

0.1.1.2 Sistema de Distribuição

O sistema de distribuição de uma aeronave é constituído pelos condutores que transferem a energia entre os subsistemas, além dos barramentos de distribuição e equipamentos de proteção do sistema elétrico. Contudo, nesse trabalho as proteções não estão no escopo da simulação, sendo que o modelo proposto será composto apenas pelas linhas de transmissão e um barramento a qual as cargas possam ser conectadas.

O ponto de conexão em comum está localizado na PDU (*Primary Distribution Unit*). Apenas um barramento será considerado e as cargas não lineares compostas pelos EHAs serão conectadas em paralelo a partir dessa unidade. A Figura 2 apresenta o modelo implementado no Simulink para realização da simulação. Aqui pode-se observar as cargas compostas pelos EHAs sendo conectadas a partir da PDU. A alimentação da PDU é realizada diretamente pelo gerador através de uma linha de transmissão trifásica. Nessa unidade ainda existe um sensor de tensão que cede informação ao GCU para o controle de excitação de campo, a qual fornecer ao gerador o controle para que este apresente níveis de tensão adequadas para manter a tensão de fase no PCC sendo 115 V.

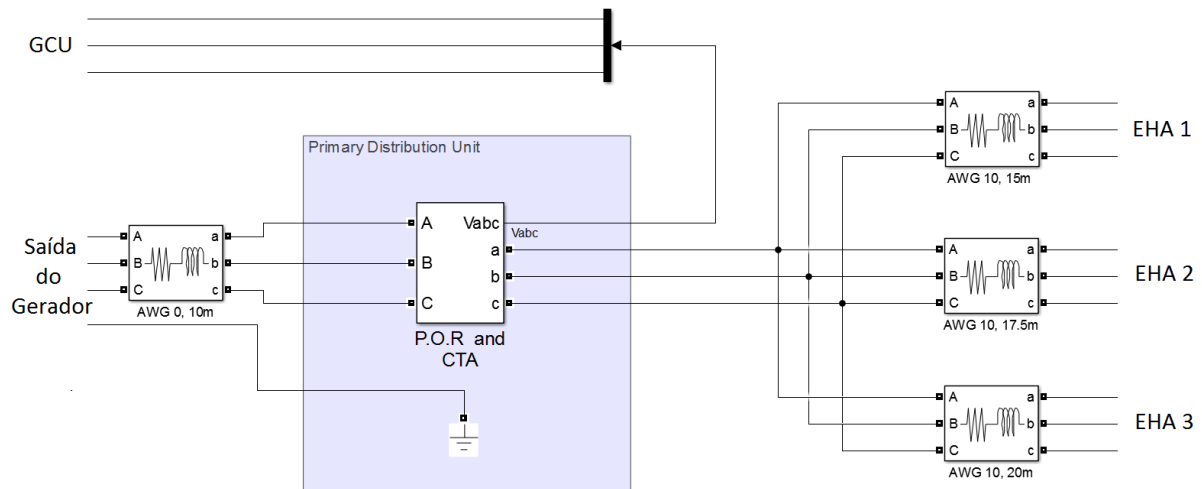


FIGURA 2 – Sistema de Distribuição

As não idealidades dos condutores são modeladas com a inserção de resistências e reatâncias indutivas conectadas em série nas linhas de transmissão do sistema. As capacitâncias entre os condutores e o plano de terra não são considerados devido sua insignificância frente a potência e o tamanho das cablagens. As bitolas dos fios e seus comprimentos estão adequadamente dimensionados para a corrente transmitida e o tamanho comumente encontrado em uma aeronave do porte do modelo, respectivamente. Sendo assim, os valores de impedância de cada seção do sistema trifásico é definido seguindo os parâmetros encontrados em [3]. A Tabela 2 expõe as definições do modelo quanto às cablagens utilizadas e suas impedâncias de cada seção.

Porção	Bitola	Comprimento	Impedância (400 Hz) [Ω]
GEN - PDU	AWG 0	10 m	$0,0047 + j0,0067$
PDU - EHA 1	AWG 10	15 m	$0,0540 + j0,0199$
PDU - EHA 2	AWG 10	17.5 m	$0,0630 + j0,0233$
PDU - EHA 3	AWG 10	20 m	$0,0720 + j0,0266$

TABELA 2 – Impedâncias das linhas de distribuição

0.1.1.3 Atuador Eletrohidrostático

O atuador eletrohidrostático é um dispositivo empregado em sistemas de controle de voo na qual atua nas superfícies de comando para manter a aeronavegabilidade de uma aeronave. Os EHAs são compostos por dois principais subsistemas: o subsistema elétrico e o subsistema hidráulico. A porção elétrica é composto por conversores de tensão elétrica de modo a energizar um motor que impulsiona a bomba do subsistema hidráulico. Com a

pressurização das linhas hidráulicas o EHA fica apto a acionar o deslocamento linear do pistão por meio da atuação de sistemas de controle.

A subsistema elétrico tem como principais componentes uma ponte trifásica de diodos, um driver DC-DC, um inversor de frequência e uma máquina síncrona baseada em ímãs permanentes [4]. A Figura 3 mostra o diagrama simplificado do subsistema elétrico. Cabe lembrar que outros componentes secundários são empregados neste subsistema com o intuito de prover controle e proteção ao EHA, e que não são mostrados na Figura 3.

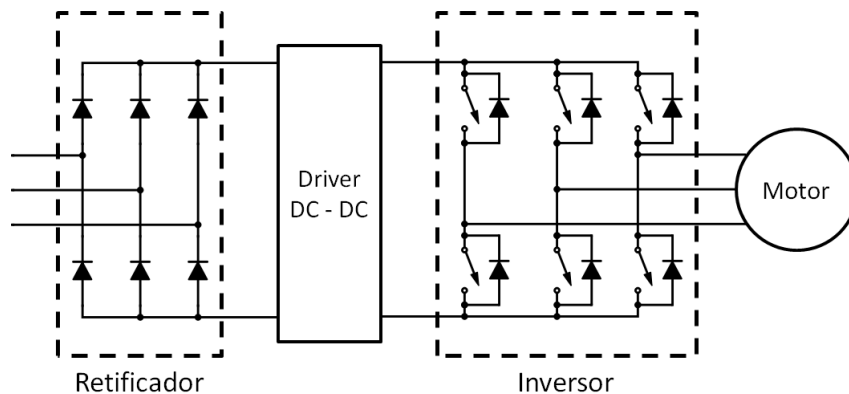


FIGURA 3 – Subsistema elétrico de um EHA

Por apresentar uma ponte retificadora de diodos na entrada, a operação de um EHA acaba por injetar componentes harmônicas nas formas de onda de corrente, trazendo assim a depreciação da qualidade de energia elétrica de uma aeronave. Como o foco deste trabalho diz respeito à qualidade de energia, tanto a modelagem do subsistema hidráulico juntamente com a operação do motor elétrico não serão modelados. Sendo assim, o foco recai nas formas de onda da corrente que atravessam o retificador de entrada, a qual é o principal componente responsável pela queda na qualidade de energia quando se opera o EHA. A Figura 4 mostra o modelo do EHA empregado no Simulink para realização da simulação. Este modelo é composto por uma ponte retificadora trifásica que interfaceia a conversão AC-DC, como em um EHA, sendo que no lado DC existe uma fonte de corrente controlada. A realização desta fonte tem por objetivo simular o comportamento de consumo de energia proferido pelo restante dos componentes do lado DC do subsistema elétrico. A presença de uma resistência *snubber* em paralelo à fonte de corrente tem como objetivo eliminar incompatibilidades do modelo, visto que isto é uma exigência para compilação do Simulink. Contudo, o valor de R é escolhido com alto valor de resistência de maneira que este interfere insignificamente ao sistema.

O sinal de controle da fonte de corrente do lado DC é realizado de maneira a providenciar adequadamente o consumo de corrente visto pelo lado AC de um EHA. Tal sinal de controle foi gerado utilizando resultados experimentais de um EHA operando com carga em seu pistão. A metodologia empregada para a obtenção do sinal de controle

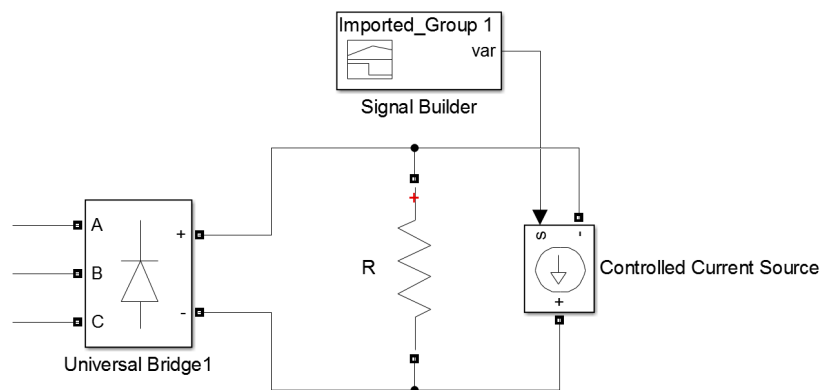


FIGURA 4 – Modelo do EHA empregado no Simulink

da fonte de corrente foi através do cálculo da potência aparente consumida de um EHA real, através de dados experimentais, e inferir essa mesma potência no lado DC do EHA do modelo. Com isso garante-se que a potência aparente apresentada no modelo seja a mesma de um EHA real operando com carga, além de garantir a equivalência das formas de onda da corrente no lado AC. Com essa metodologia empregada o sinal criado para o controle da fonte de corrente do lado DC do modelo é visto na Figura 5.

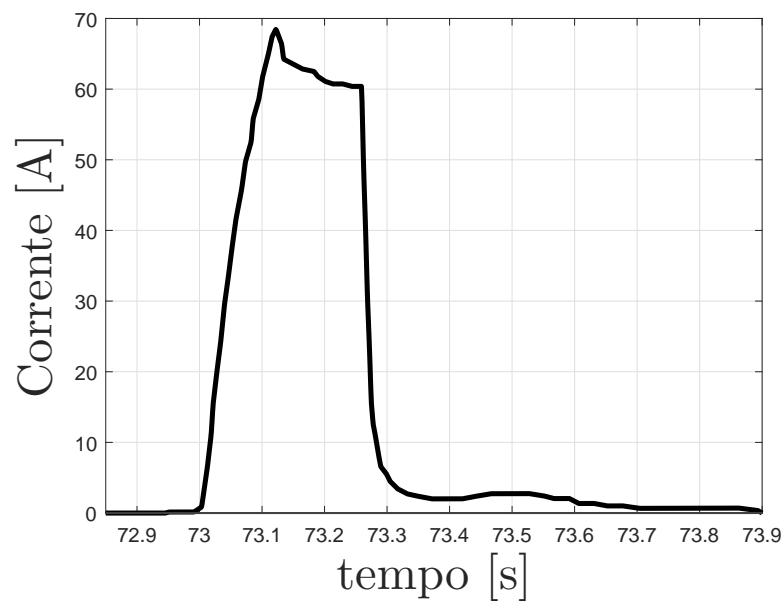


FIGURA 5 – Valores estipulados na fonte de corrente controlada

0.1.2 Modelo do Filtro Ativo

0.1.2.1 Controle

0.1.2.2 Compensador

0.1.3 Resultados

Referências Bibliográficas

- [1] TREMBLAY, L.-A. D. O. *Aircraft Electrical Power Generation and Distribution*. Montreal: Ecole de Technologie Superieure. Acessado em 14/10/2016. Disponível em: <<https://www.mathworks.com/help/physmod/sps/examples/aircraft-electrical-power-generation-and-distribution.html>>.
- [2] IEEE Recommended Practice for Excitation System Models for Power System Stability Studies. *IEEE Std 421.5-1992*, August 1992.
- [3] EXNER, D.; SINGER, G. Impedance data for 400-cycle aircraft distribution systems. *Transactions of the American Institute of Electrical Engineers, Part II: Applications and Industry*, IEEE, v. 71, n. 6, p. 410–419, 1953.
- [4] DINCA, L. et al. Mathematical modeling and analysis of an electro-hydrostatic servo actuator with brushless dc motor. In: BUZATU, C. (Ed.). *Modern Computer Applications in Science and Education*. Cambridge, MA, USA: WSEAS Press, 2014. p. 157–163.