



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

**Esquema de recuperación de cargas
AC/DC en el sistema de potencia de
aeronaves mediante baterías**

TESIS

Que para obtener el título de
Ingeniero Eléctrico Electrónico

P R E S E N T A

Eduardo León Sánchez

DIRECTOR DE TESIS

Dr. Mario Roberto Arrieta Paternina



Ciudad Universitaria, Cd. Mx., 2026



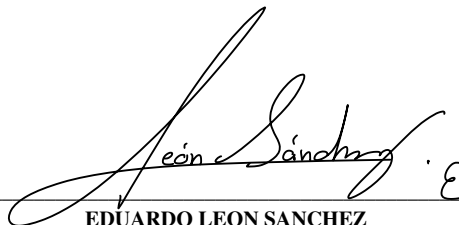
**PROTESTA UNIVERSITARIA DE INTEGRIDAD Y
HONESTIDAD ACADÉMICA Y PROFESIONAL
(Titulación con trabajo escrito)**



De conformidad con lo dispuesto en los artículos 87, fracción V, del Estatuto General, 68, primer párrafo, del Reglamento General de Estudios Universitarios y 26, fracción I, y 35 del Reglamento General de Exámenes, me comprometo en todo tiempo a honrar a la institución y a cumplir con los principios establecidos en el Código de Ética de la Universidad Nacional Autónoma de México, especialmente con los de integridad y honestidad académica.

De acuerdo con lo anterior, manifiesto que el trabajo escrito titulado ESQUEMA DE RECUPERACION DE CARGAS AC/DC EN EL SISTEMA DE POTENCIA DE AERONAVES MEDIANTE BATERIAS, que presenté para obtener el título de INGENIERO ELÉCTRICO ELECTRÓNICO es original, de mi autoría y lo realicé con el rigor metodológico exigido por mi Entidad Académica, citando las fuentes de ideas, textos, imágenes, gráficos u otro tipo de obras empleadas para su desarrollo.

En consecuencia, acepto que la falta de cumplimiento de las disposiciones reglamentarias y normativas de la Universidad, en particular las ya referidas en el Código de Ética, llevará a la nulidad de los actos de carácter académico administrativo del proceso de titulación.


EDUARDO LEON SANCHEZ
Número de cuenta: 317717541

Agradecimientos

“No hay fecha que no llegue, ni plazo que no se cumpla”

El haber culminado esta etapa con el desarrollo de este trabajo representa un logro personal que inició muchos años atrás, impulsado por un interés que he tenido prácticamente toda la vida.

A todas las personas que me acompañaron, guiaron y motivaron a lo largo de este camino, les debo una parte de este logro, en especial:

A mi padre, Eduardo León Hernández: no tengo un mejor ejemplo a seguir que tú. Gracias por enseñarme el valor del trabajo desde que tengo uso de razón y por educarme desde lo que tuviste.

A mi madre, María Teresa Sánchez Benavides: tú, más que nadie, conoces el proceso por el cual pasó este trabajo antes de materializarse. Te agradezco el tiempo dedicado a escucharme.

A la Bióloga Paulina León Sánchez: todavía tengo mucho que aprender de ti, pero te agradezco por mostrarme hasta dónde puede llegar una persona con determinación, por darme golpes de realidad de vez en cuando y por impulsarme a elegir lo que quiero. A ti te debo la elección de esta carrera y la elaboración de este trabajo.

A la Licenciada María Fernanda León Sánchez: gracias por ser mi guía moral durante estos 24 años, ayudándome a entender mis propios pensamientos y las situaciones a las que me he enfrentado.

A Víctor Manuel Chávez Huitrón: gracias por el apoyo brindado durante la carrera, por el cual tuve la facilidad de desarrollarme profesionalmente mientras estudiaba y trabajaba.

Agradezco también a todos esos amigos a quienes alguna vez les hablé sobre este proyecto y que me acompañaron durante esta etapa y además me brindaron de su apoyo, en especial a Ana Karla Altamirano, José Rafael Duque, Emiliano Vázquez, Jesús Linares, Fernanda Maldonado y Alfonso Morales.

Especialmente, agradezco al Doctor Mario Roberto Arrieta Paternina por guiarme para materializar una idea y transformarla en este proyecto, así como al equipo del Departamento de energía eléctrica de la Facultad de ingeniería de la UNAM, en particular a Manuel Ramos y María Fernanda por el apoyo brindado durante este proceso.

Finalmente, quiero agradecer a la UNAM, en especial agradezco al proyecto PAPIIT-IT102723 “Desarrollo de técnicas para la estimación de la constante de inercia de generadores mediante datos sincrofasoriales”.

Índice general

Índice de tablas	5
Índice de figuras	6
Lista de acrónimos	9
1. Introducción	10
1.1 Objetivos	10
1.1.2 Objetivo General	10
1.1.3 Objetivos Específicos	10
1.2 Definición del problema	10
1.3 Alcance y limitaciones	11
1.4 Antecedentes	12
1.4.1 Caso Air India 171	12
2. Convertidores electrónicos de voltaje	16
2.1 Conceptos	16
2.1.1 Inversores	16
2.1.2 Modulación por ancho de pulsos sinusoidales	16
2.2 Inversor conmutado	17
2.3 Inversor promediado	18
2.4 Transferencias abierta y cerrada	20
2.4.1 Transferencia abierta	20
2.4.2 Transferencia cerrada	20
2.5 Inversor seguidor de red	22
2.6 Inversor formador de red	24
2.7 Transformada de Park	25
2.8 Lazo de control	29
2.8.1 Sistema de sincronización PLL	29
2.8.2 Diseño del sistema de control PQ	31
2.8.3 Sintonización del controlador	35

3.	Sistema eléctrico de potencia del Boeing 787	39
3.1	Particularidades del sistema eléctrico del Boeing 787	42
3.1.1	Alto voltaje en AC y CD	42
3.1.2	Generadores de frecuencia variable.	44
3.2	Componentes del sistema	46
3.2.1	Controlador común de arranque de motores.	46
3.2.2	Unidad de autotransformador rectificador.	46
3.2.3	Unidad de transformador rectificador.	48
3.2.4	Unidad de autotransformador.	49
3.2.5	Sistema de enfriamiento para electrónica de potencia	51
3.2.6	Unidad de control de buses de potencia.	52
3.3	Descripción del sistema eléctrico	55
3.3.1	Paneles de distribución de potencia P100/P200 L/R 235VAC.	55
3.3.2	Panel de potencia auxiliar P150.	55
3.3.3	Paneles de distribución de potencia P300/P400 115 VAC y 28 VDC	56
3.3.4	Paneles de conversión P500/P600.....	56
3.3.5	Paneles de distribución de potencia en DC de alto voltaje	57
3.4	Simulación del sistema	58
3.4.1	Generadores	58
3.4.2	Etapas de conversión de potencia	60
3.4.3	Simulación de Interruptores.....	66
3.4.4	Niveles de tensión del sistema	68
3.5	Mediciones	69
4.	Esquema de recuperación de carga	70
4.1	Circuito lógico para transferencia cerrada	71
4.1.1	Tabla de verdad	71
4.1.2	Lógica de apertura y cierre	72
4.2	Operación del sistema eléctrico	73
4.2.1	Escenarios de operación	73

4.2.2 Mapas de Karnaugh	74
4.2.3 Funcionamiento del circuito lógico	78
5. Resultados	80
5.1 Diagrama Unifilar	80
5.2 Caso 1 Falla en generador L2.....	81
5.3 Caso 2 Falla crítica por pérdida total de generadores	85
6. Conclusiones	94
6.2 Trabajos futuros	95
Referencias	96
Anexo 1. Configuraciones y estado lógico de los 16 casos de operación de generadores.	100

Índice de tablas

Tabla 1. Resultados del Controlador PQ.....	37
Tabla 2. Parámetros eléctricos de fuentes de alimentación de los buses del sistema eléctrico del B787. Adaptado de [18].	42
Tabla 3. Características de cableado de aeronaves. Adaptado de [19].	42
Tabla 4. Parámetros eléctricos ATRU. Adapado de [25].....	47
Tabla 5 Parámetros eléctricos TRU Crane Aerospace & Electronics. Adaptado de [26].....	48
Tabla 6. Parámetros eléctricos TRU. Adaptado de [27]	49
Tabla 7. Parámetros eléctricos ATU Crane Aerospace & Electronics. Adaptado de [29]	50
Tabla 8. Categorización de interruptores del sistema.	66
Tabla 9. Tabla de verdad, condiciones operativas de los generadores.....	71
Tabla 10. Estados lógicos de los interruptores en condiciones de falla.	73
Tabla 11. Mapas de Karnaugh.....	74

Índice de figuras

Figura 1. Boeing 787-8 Dreamliner de Air India VT-ANB. Tomada de [2].	12
Figura 2. Despliegue de la Turbina de Aire de Impacto (RAT) vista en una captura de pantalla de CCTV. Tomada de [1].	13
Figura 3. Apertura de la compuerta de aire del APU. Tomada de [1].	14
Figura 4. Sección de cola y Tren de Aterrizaje Principal incrustados en el edificio A. Tomada de [4].	15
Figura 5. Sección de cola del B787 de Air India incrustada en el edificio tras el accidente AI171. Tomada de [5].	15
Figura 6. Esquema de Modulación de Ancho de pulsos sinusoidales (SPWM). Tomada de [7].	17
Figura 7. Modelo de inversor trifásico conmutado.	17
Figura 8. Señales de disparo de modulación SPWM.	18
Figura 9. Bloque universal Bridge.	18
Figura 10. Modelo general de un inversor conmutado. Tomado de [9].	19
Figura 11. Inversor promediado con filtro RLC.	19
Figura 12. Transferencia abierta de fuentes. Tomada de [10].	20
Figura 13. Transferencia cerrada de fuentes. Tomada de [10].	21
Figura 14. Estructura genérica del Sistema de control de un inversor seguidor de red. Tomada de [12].	23
Figura 15. Estructura genérica del Sistema de control de un inversor formador de red. Tomada de [12].	25
Figura 16. Ejes de cuadratura - Transformada de Park. Tomada de [13].	25
Figura 17. Componentes de cuadratura en un sistema balanceado.	27
Figura 18. Componentes de cuadratura en un sistema desbalanceado.	28
Figura 19. Sistema de transformación ABC a dq0.	28
Figura 20. Esquema general de PLL trifásico. Tomada de [14].	29
Figura 21. Máscara de bloque de PLL trifásico en simulink.	30
Figura 22. Ángulo PLL de un sistema balanceado.	30
Figura 23. Bloque de función en Matlab.	32
Figura 24. Esquema general de controlador PID. Tomada de [15].	32
Figura 25. Lazo de control del inversor con control de potencia activa y reactiva.	34
Figura 26. Ajustes del controlador PI.	35
Figura 27. Comportamiento del controlador con potencia activa.	35
Figura 28. Comportamiento del controlador con potencia reactiva.	35
Figura 29. Estabilización del sistema de control con parámetros en fase.	36
Figura 30. Relación de fase de voltaje y corriente.	36

Figura 31. Relación de fase control P.....	37
Figura 32. Relación de fase control Q.....	37
Figura 33. Relación de fase control PQ.....	38
Figura 34. Relación de fase control QP.	38
Figura 35. Disposición lateral de componentes eléctricos y diagrama unifilar del sistema eléctrico B787. Adaptada de [16] y [17].	39
Figura 36. Disposición física frontal de componentes eléctricos del sistema eléctrico B787 Dreamliner. Adaptado de [37]	40
Figura 37. Capacidad eléctrica instalada en aeronaves. Adaptado de [17].	40
Figura 38. Bahía eléctrica del Boeing 787. Tomada de [32].	43
Figura 39. Bahía de transformación de potencia Boeing 787.Tomada de [32].	43
Figura 40. Motor GEnX. Adaptado de [20] y [21].	44
Figura 41. Conversión de AC de frecuencia variable a AC de frecuencia constante. Tomada de [23].	45
Figura 42. Esquema general de un rectificador de 12 pulsos.	46
Figura 43. ATRU fabricante Crane Aerospace & Electronics. Tomada de [24].	47
Figura 44. Safran Group, “Auto Transformer Unit (2025). Tomada de [27].	49
Figura 45. Diagrama del sistema PECS. Tomada de [31].	52
Figura 46. Esquema lógico de protección del BCPU. Tomada de [3].	53
Figura 47. Esquema lógico de control del BCPU. Tomada de [3].	54
Figura 48. Panel P100/P200.	55
Figura 49. Panel P150.	55
Figura 50. Panel P300/P400.	56
Figura 51. Panel P500/P600.	56
Figura 52. Panel P700/P800.	57
Figura 53. Bloque VFSG 250 KVA.	58
Figura 54. Sistema de excitación del generador L1.....	58
Figura 55. Parámetros del regulador de voltaje	59
Figura 56. Máscara de bloque del generador L1.	59
Figura 57. Bloque modelo del ATRU.	60
Figura 58. Máscara del bloque ATRU en simulink.	60
Figura 59. Configuración del transformador del ATRU.	61
Figura 60. Variante 2 del ATRU.	61
Figura 61. Diagrama de la variante 2 del ATRU.	61
Figura 62. Voltaje a la salida del ATRU 270 VDC.	62
Figura 63. Voltaje promedio en la salida del ATRU 270 VDC.	62
Figura 64. Bloque modelo del TRU.	63
Figura 65. Configuración del transformador del TRU.	63

Figura 66. Voltaje a la salida del TRU 28 VDC.	63
Figura 67. Voltaje promedio en la salida del TRU 28 VDC.	64
Figura 68. Modelo del bloque ATU.....	64
Figura 69. Configuración del ATU.	64
Figura 70. Voltaje a la salida del ATU 115 VAC.	65
Figura 71. Voltaje promedio RMS a la salida del ATU 115 VAC.	65
Figura 72. Modelo de interruptor en el sistema.	66
Figura 73. Configuración del interruptor.	67
Figura 74. Modelo del sistema eléctrico del Boeing 787 en simulink.....	68
Figura 75. Mediciones de voltajes en modelo de simulación.....	69
Figura 76. Alimentación por sistema de superficies de control del avión. Adaptado de [20].	70
Figura 77. Simbología del estado del sistema eléctrico y generadores. Adaptada de [18]..	72
Figura 78. Circuito Lógico.	77
Figura 79. Funcionamiento del circuito lógico caso 1.	78
Figura 80. Funcionamiento del circuito lógico caso 4.	78
Figura 81. Funcionamiento del circuito lógico caso 10.	79
Figura 82. Funcionamiento del circuito lógico caso 16.	79
Figura 83. Arquitectura eléctrica del B787 con sistema BESS. Adaptada de [16] y [18].	80
Figura 84. Activación de interruptores ante falla en generador L2 pérdida parcial de potencia. Adaptada de [18].	81
Figura 85. Pérdida de frecuencia en L2.	82
Figura 86. Desconexión de L2.....	82
Figura 87. Activación de interruptor de amarre.	83
Figura 88. Forma de onda de voltaje en el bus de 235 VAC durante Transferencia abierta L2- L1.	83
Figura 89. Forma de onda de voltaje en el bus de 235 VAC durante Transferencia abierta L2- L1.	84
Figura 90. Señal de voltaje en el bus de 270 VDC durante la falla.	84
Figura 91. Señal de corriente en el bus de 270 VDC durante la falla.....	84
Figura 92. Activación de interruptores ante falla crítica, pérdida total de potencia. Adaptada de [18].	85
Figura 93. Pérdida de frecuencia en generador L1.	86
Figura 94. Señal de desconexión del generador L1 ante falla.	86
Figura 95. Señal de activación del esquema de recuperación de carga ante falla.	87
Figura 96. Transferencia de carga entre generador e inversor ante falla crítica.....	87
Figura 97. Frecuencia del sistema durante la activación del esquema de recuperación de carga.....	88

Figura 98. Forma de onda de voltaje en el bus de 235 VAC durante la falla.	89
Figura 99. Forma de onda de corriente en el bus de 235 VAC durante la falla.	89
Figura 100. Forma de onda de voltaje en el bus de 115 VAC durante la falla.	90
Figura 101. Forma de onda de corriente en el bus de 115 VAC durante la falla.	90
Figura 102. Señal de corriente en el bus de 270 VDC durante la falla.	91
Figura 103. Señal de voltaje en el bus de 270 VDC durante la falla.	91
Figura 104. Señal de voltaje en el bus de 28 VDC durante la falla.	92
Figura 105. Señal de corriente en el bus de 28 VDC durante la falla.	92
Figura 106. Comportamiento del sistema de control en el marco dq0 durante la falla.	93

Lista de acrónimos

- ♦ B787 – Boeing 787 Dreamliner.
- ♦ MEA – More Electric Aircraft.
- ♦ VFSG – Variable Frequency Starter Generator.
- ♦ IDG – Integrated Drive Generator.
- ♦ CSD – Constant Speed Drive.
- ♦ CMSC – Common Motor Start Controller.
- ♦ APU – Auxiliary Power Unit.
- ♦ RAT – Ram Air Turbine.
- ♦ PECS – Power Electronics Cooling System.
- ♦ ATU – Auto Transformer Unit.
- ♦ ATRU – Auto Transformer Rectifier Unit.
- ♦ TRU – Transformer Rectifier Unit.
- ♦ BCPU – Bus Control Power Unit.
- ♦ ELCU – Electric Load Control Unit.
- ♦ HVDC – High Voltage Direct Current.
- ♦ THD – Total Harmonic Distortion.
- ♦ DC – Direct Current.
- ♦ AC – Altern Current.
- ♦ SPWM – Sine Pulse Width Modulation.
- ♦ BESS – Battery Energy Storage System.
- ♦ VSC – Voltage Source Converter.
- ♦ RPM – Revolutions Per Minute.
- ♦ GFL – Grid Following.
- ♦ GFM – Grid Forming.
- ♦ PLL – Phase Locked Loop.

1. Introducción

1.1 Objetivos

1.1.2 Objetivo General

Desarrollar un esquema de recuperación de carga eléctrica que garantice el funcionamiento continuo del sistema eléctrico de una aeronave ante fallos críticos, utilizando un sistema de almacenamiento basado en baterías como suministro eléctrico entre la detección de la falla y el arranque de la unidad de potencia auxiliar (APU, por sus siglas del inglés) asegurando la continuidad en el suministro eléctrico.

1.1.3 Objetivos Específicos

- Documentar y reportar las principales problemáticas en la pérdida de unidades principales de generación y el tiempo de encendido de APU en el sistema eléctrico de aeronaves.
- Modelar y simular el sistema eléctrico de potencia de una aeronave basado en una arquitectura B787 en MATLAB/Simulink incluyendo generadores principales, APU, buses de alimentación AC/DC, baterías, cargas críticas y no críticas.
- Desarrollar un esquema de recuperación de carga eléctrica que permita mantener la continuidad del sistema eléctrico ante una falla crítica, implementando un sistema de baterías dedicado, que alimente los sistemas críticos durante la transición al APU.
- Simular escenarios de falla crítica que permita evaluar la efectividad del esquema implementado ante una contingencia en los generadores principales.

1.2 Definición del problema

Las aeronaves modernas a nivel comercial representan uno de los vehículos con mayor desarrollo y confiabilidad de nuestros días; sin embargo, existe una tendencia en la industria que pretende electrificar la mayoría de los sistemas posibles en aviones más eléctricos (MEA, por sus siglas en inglés), eliminando algunos, como los sistemas neumáticos. Para esto se requiere una mayor capacidad de generación en vuelo, lo que de alguna manera representa un riesgo en caso de una contingencia, ya que los generadores se encuentran acoplados a los motores principales para poder generar electricidad y en caso de una contingencia de fallo en ambos motores, no se tendría suministro de energía eléctrica, pensando en esto, los sistemas eléctricos de los aviones tienen un sistema de generadores de emergencia que pueden suplir energía eléctrica en una situación como esta, tanto la turbina de aire de impacto (RAT, por sus siglas en inglés) como el (APU, por sus siglas en inglés), sin embargo el tiempo de arranque de ambos generadores no es instantáneo, por su

naturaleza como máquina eléctrica necesitan tiempo para vencer su inercia y poder suministrar energía al sistema tardando algunos minutos; lo que, en condiciones críticas, puede suponer una diferencia entre la vida y la muerte de las personas a bordo y la pérdida de la aeronave. Por lo que se propone establecer un puente energético entre la detección de la falla y la activación de uno de los generadores de respaldo, en especial el APU, debido a que el despliegue del RAT, es el último recurso, ya que, al ser un generador de emergencia, se despliega del fuselaje del avión generando energía eléctrica, pero creando resistencia aerodinámica reduciendo la posible autonomía de vuelo del avión sin empuje.

1.3 Alcance y limitaciones

Alcances

El presente trabajo se enfoca en el estudio, modelado y comprensión del sistema eléctrico de potencia en aeronaves, tomando como modelo base y referencia el Boeing 787. Se desarrolla un modelo teórico y de simulación del sistema eléctrico de potencia que comprende las etapas de generación, transmisión, distribución, conversión y control del módulo de potencia.

El análisis se realiza mediante simulaciones en MATLAB/Simulink, considerando tanto condiciones normales de operación como escenarios de falla representativos tales como pérdida de generación. Se busca estudiar la respuesta dinámica del sistema eléctrico ante perturbaciones con el objetivo de evaluar estabilidad ante la pérdida de generación y la transferencia cerrada entre un equipo de generación y un sistema de baterías capaz de invertir la corriente de DC a AC mediante la implementación de un inversor controlado.

Limitaciones

1. Simplificaciones del modelo

- No se modela de manera completa y estricta todo el sistema eléctrico del Boeing 787, solamente se modelan los principales subsistemas relevantes para el módulo de potencia.
- Se utilizan modelos promedio para rectificadores e inversores, evitando la complejidad de modelos conmutados y efectos no lineales.

2. Alcance experimental

- No se realiza implementación física del sistema, todos los análisis se basan en simulaciones.
- No se incluyen efectos térmicos, mecánicos ni aerodinámicos de los componentes eléctricos.

- El modelado de la frecuencia de diseño de los componentes eléctricos se basa en un valor nominal de 60 Hz, esto con el objetivo de reducir las brechas de compatibilidad de los elementos de simulación y los elementos estandarizados a 400 Hz y de frecuencia variable en la industria aeronáutica.

3. Fuentes de información y referencias

- Los valores de parámetros eléctricos y características del sistema se obtienen de fuentes públicas y literatura técnica, por lo que los resultados deben interpretarse con fines académicos.

1.4 Antecedentes

1.4.1 Caso Air India 171

El 12 de junio de 2025, el vuelo Air india 171 con 241 personas a bordo, operado por un Boeing 787 con matrícula VT-ANB mostrado en la Figura 1, el cual cubría una ruta del aeropuerto del Ahmedabad en India al aeropuerto de Gatwick en Londres, se estrelló inmediatamente pasados 32 segundos después del despegue [1].



Figura 1. Boeing 787-8 Dreamliner de Air India VT-ANB. Tomada de [2].

Durante la fase de despegue, y ascenso inicial, la aeronave experimentó lo que los medios califican como una “rara falla doble de motor”, originada por una pérdida súbita e inesperada de propulsión debido al corte de flujo de combustible en ambos motores, los reportes indican que tras el corte de combustible ambos motores entraron en estado de falla, lo que ocasionó una pérdida inmediata de potencia desencadenando una secuencia que afectó los sistemas eléctricos encargados del arranque, control y operación de los motores, los cuales dependen de la estabilidad eléctrica para operar [1].

Al intentar realizar el restablecimiento y procedimiento de arranque de ambos motores, gestionando la ignición, rotación, inyección de combustible y control de empuje, con la

pérdida de potencia en ambos motores, no fue posible ya que los generadores dejaron de suplir energía. Esto provocó que la unidad de control de generadores (GCU, por sus siglas en inglés), responsable de regular, proteger y sincronizar los generadores con los buses AC, detectaran un colapso en la generación eléctrica principal y al no recibir torque de los motores, el GCU abre los contactores para proteger la red eléctrica, lo que obliga a la aeronave a depender únicamente de fuentes alternativas [1].

Los controladores comunes de arranque de motores (CMSC, por sus siglas en inglés), que controlan los modos de arranque y protecciones eléctricas de los generadores, no pudieron sostener ninguna acción una vez que los motores perdieron potencia y las GCU dejaron de energizar los buses.

El sistema de control eléctrico de la aeronave está coordinado por la unidad de control de buses de potencia (BCPU, por sus siglas en inglés), este supervisa y gestiona el estado de cada bus eléctrico para asegurar la continuidad eléctrica utilizando las fuentes disponibles. Cuando existe una condición en la que las fuentes no pueden alimentar los buses como en este caso, se activa un protocolo de emergencia utilizando fuentes de energía alternativas como la RAT o el APU [3]. Sin embargo, depende de que estas fuentes alcancen los parámetros eléctricos necesarios para mantener la red eléctrica estable, en la Figura 2 se observa cómo es que el B787 del vuelo AI 171 despliega la RAT durante la carrera de despegue. [1].



Figura 2. Despliegue de la Turbina de Aire de Impacto (RAT) vista en una captura de pantalla de CCTV. Tomada de [1].

De forma paralela, se tiene registro de como la APU inició el protocolo de autoarranque, en la Figura 3 se muestra la evidencia en el lugar del accidente donde se encontró la compuerta de entrada de aire del APU abierta, lo que confirma que el sistema detectó una pérdida total de generación eléctrica y trató de activar el APU como fuente primaria alternativa, sin embargo el tiempo de respuesta es alto y no se alcanzaron los parámetros eléctricos

suficientes para llegar a un régimen operativo, perdiendo toda la potencia en el avión que, al ser de una arquitectura más eléctrica depende en gran medida de la generación en vuelo para el control de la mayoría de sistemas [1].



Figura 3. Apertura de la compuerta de aire del APU. Tomada de [1].

Sin el aporte de los generadores principales y sin tiempo suficiente para que el APU tomara el control de la red eléctrica, la aeronave quedó en un estado crítico que afectó incluso los sistemas auxiliares en la secuencia de arranque [1].

Basado en el reporte e investigación por parte del ministerio de aviación civil y la oficina de investigación de accidentes aéreos del gobierno de la India, sabemos que la secuencia de operación del accidente fue la siguiente [1]:

- 08:07:33: Autorizado para el despegue desde la pista 23 de Ahmedabad.
- 08:07:37: La aeronave inicia la carrera de despegue.
- 08:08:33: La aeronave alcanza V1 (153 nudos).
- 08:08:35: La aeronave alcanza Vr (155 nudos) para la rotación.
- 08:08:39: Se registra el despegue.
- 08:08:42: La aeronave alcanza su velocidad máxima registrada de 180 nudos; ambos interruptores de combustible de los motores pasan abruptamente a “cut-off”.
- 08:08:47: Los motores pierden potencia; la RAT se despliega para proporcionar hidráulicos de emergencia.
- 08:08:52: El interruptor de combustible del motor 1 vuelve a “run”.
- 08:08:54: La compuerta de admisión del APU comienza a abrirse.
- 08:08:56: El interruptor de combustible del motor 2 también se mueve a “run”.
- 08:09:05: El piloto transmite “MAYDAY MAYDAY MAYDAY”.
- 08:09:11: Se registran los últimos datos; la aeronave impacta contra el suelo.

Finalmente, y aproximadamente a los 30 segundos después del despegue, el avión deja de transmitir datos, instantes después, se impacta con una residencia médica dejando únicamente 1 superviviente, 241 personas fallecidas a bordo y 19 personas en tierra,

además de 67 heridos, las evidencias del lugar del impacto se muestran en la Figura 4 y Figura 5.



Figura 4. Sección de cola y Tren de Aterrizaje Principal incrustados en el edificio A. Tomada de [4].



Figura 5. Sección de cola del B787 de Air India incrustada en el edificio tras el accidente AI171. Tomada de [5].

2. Convertidores electrónicos de voltaje

2.1 Conceptos

2.1.1 Inversores

Un inversor, es un dispositivo electrónico de potencia diseñado para convertir energía eléctrica disponible de corriente directa, comúnmente almacenada en baterías o generada en fuentes alternativas como paneles solares a energía utilizable de corriente alterna. De manera general un inversor se construye a partir de elementos de conmutación rápida como IGBT's o MOSFETS dispuestos en topologías de puente, que permiten controlar el sentido del flujo de corriente hacia la carga [6].

Cada transistor actúa como un interruptor capaz de abrir o cerrar el paso de corriente en intervalos muy cortos de tiempo lo que, con una técnica de apertura y cierre adecuada, se puede reconstruir una forma de onda sinusoidal con las características deseadas en una red.

Para reconstruir una señal sinusoidal de AC con una señal de DC, es necesario controlar esta acción de apertura y cierre de elementos de conmutación mediante una técnica de modulación, una de las más utilizadas es la SPWM.

2.1.2 Modulación por ancho de pulsos sinusoidales

La modulación SPWM, es una técnica confiable para la conmutación en convertidores electrónicos de potencia. Consiste en comparar una señal portadora (diente de sierra) de alta frecuencia y una señal de comparación sinusoidal de baja frecuencia para poder generar pulsos en los elementos de conmutación del convertidor. Mediante estas comparaciones se generan los pulsos de control para las compuertas gate de los transistores, con el fin de construir una señal sinusoidal en la salida del inversor mediante la apertura y cierre de los interruptores [7].

En la modulación SPWM, la señal portadora debe ser de alta frecuencia y una amplitud ligeramente mayor que la moduladora para que las pequeñas diferencias de amplitud se sometan a comparación, en cambio la señal moduladora debe ser de menor amplitud y de baja frecuencia.

La lógica de conmutación y de comparación consiste en que cuando la señal portadora es mayor que la señal de comparación sinusoidal manda un pulso igual a 0 a las compuertas y cuando es menor, manda un 1, mapeando así la forma de la señal sinusoidal a la salida del inversor [7].

El efecto producido por estas comparaciones se puede observar en la Figura 6.

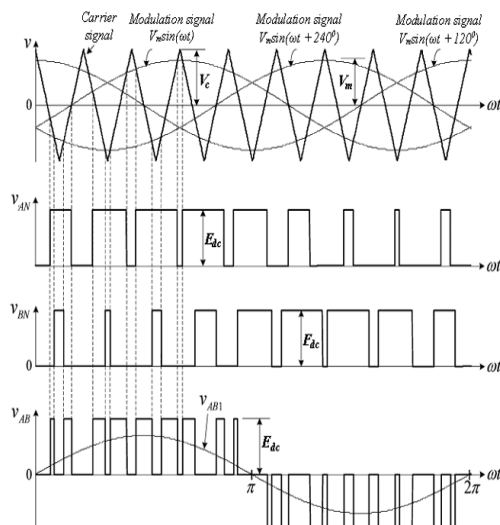


Figura 6. Esquema de Modulación de Ancho de pulsos sinusoidales (SPWM). Tomada de [7].

2.2 Inversor conmutado

El inversor conmutado consiste en un modelo de convertidor electrónico cuyo fuerte es simular el comportamiento real de los interruptores electrónicos durante las transiciones de encendido y apagado en función de una señal generada por una modulación SPWM [7].

En la Figura 7 se observa el modelo de un inversor conmutado, donde se modela desde la fuente de DC hasta el elemento de conmutación individual de cada rama [8], cada uno de los elementos recibe una señal de apertura y cierre producto de la lógica de modulación descrita en la sección 2.1.2.

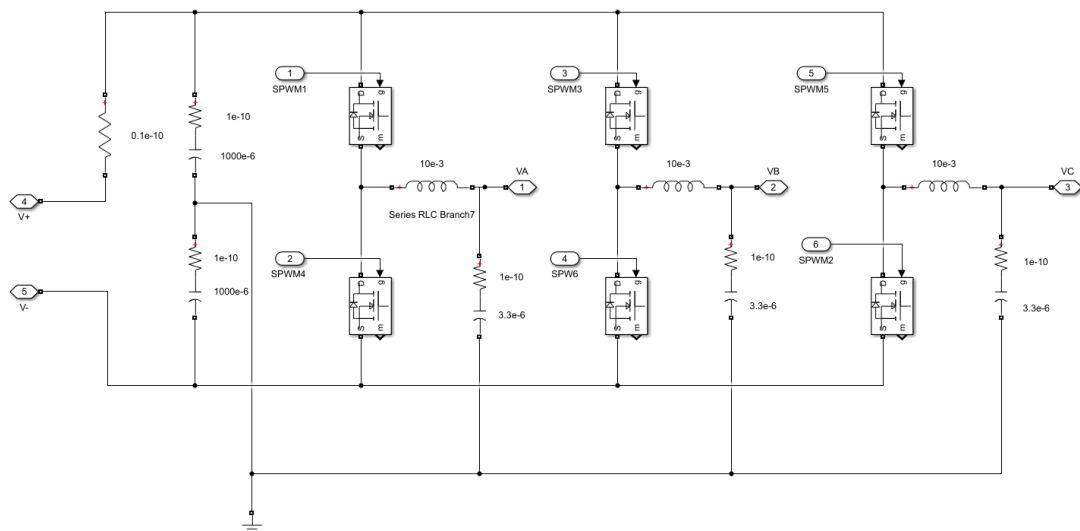


Figura 7. Modelo de inversor trifásico conmutado.

donde a la señal de comparación se le resta la señal portadora, y mientras sea mayor que cero, se procede con el pulso a disparar, este comportamiento se muestra en la Figura 8.

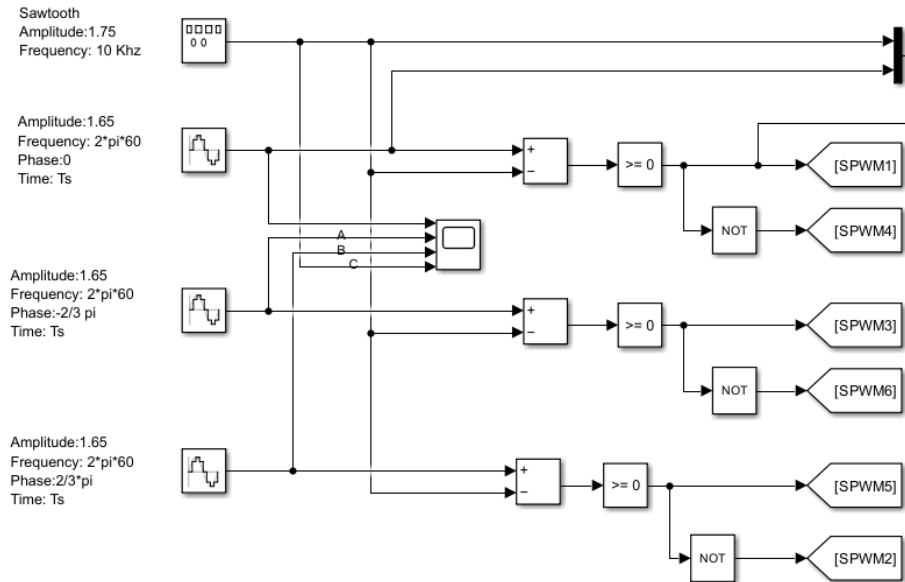


Figura 8. Señales de disparo de modulación SPWM.

Dentro de este proyecto en una primera fase se aborda la técnica de disparo de pulsos para el inversor conmutado, esta técnica se usa ampliamente cuando se busca conocer de forma detallada fenómenos de conmutación y disparo en cada uno de los transistores ya que construye el inversor a partir de sus elementos de conmutación, lo que hace más detallados dichos efectos, sin embargo, no están dentro de los alcances del trabajo.

2.3 Inversor promediado

Ya que dentro de los alcances del proyecto se busca priorizar el análisis de la dinámica del sistema eléctrico del avión, que es más lenta en comparación con la dinámica de los efectos de conmutación en un inversor controlado y para términos de simplicidad y ahorro de recursos computacionales respecto a los tiempos de procesamiento y simulación, se decidió utilizar el bloque Universal bridge en el modo VSC mostrado en la Figura 9.

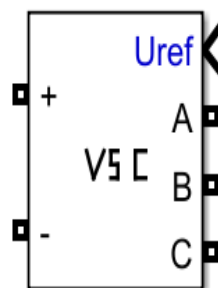


Figura 9. Bloque universal Bridge.

Con este elemento se busca sustituir la conmutación discreta de los interruptores como se muestra en la Figura 10, por una representación continua basada en el valor medio de las señales dentro de cada ciclo de conmutación. De esta forma, las tensiones y corrientes de salida del convertidor corresponden a sus valores promedio [9], pero con un menor costo computacional.

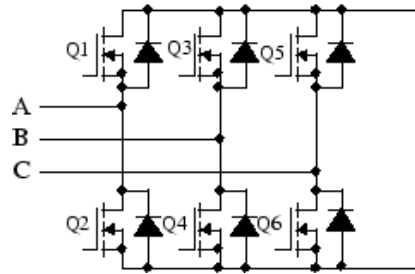


Figura 10. Modelo general de un inversor conmutado. Tomado de [9].

La implementación de este elemento dentro del proyecto, parte de una fuente de corriente directa, en este caso una batería seguida del bloque del modelo promediado cuya única entrada es la retroalimentación del sistema de control de la sección 2.8.

Finalmente, para el inversor es necesario implementar un filtro paso bajas que ayuda a limitar los armónicos a la salida en AC manteniendo la frecuencia de diseño, buscando un suministro estable de potencia en AC, el diseño del inversor se muestra en la Figura 11.

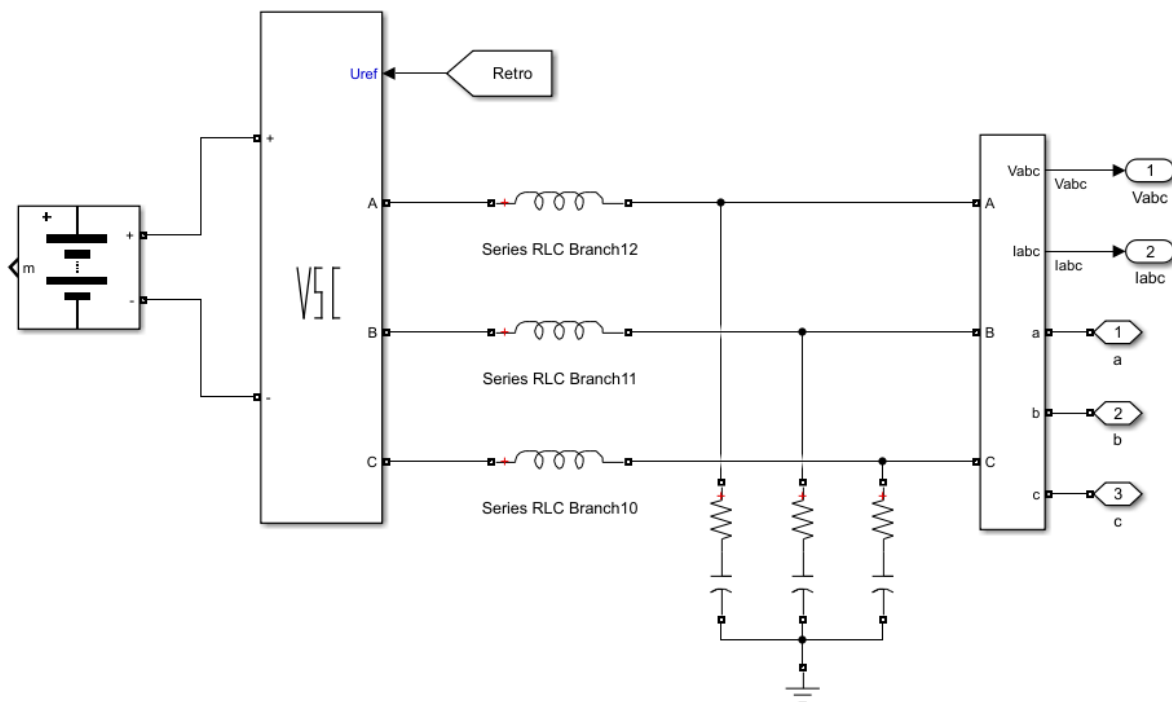


Figura 11. Inversor promediado con filtro RLC.

2.4 Transferencias abierta y cerrada

2.4.1 Transferencia abierta

De forma típica existen elementos llamados transferencias que permiten realizar la transición de energía entre una fuente y otra ante pérdidas en la fuente principal, es decir que el interruptor de transferencia cambia la carga eléctrica a la fuente secundaria o de respaldo siempre y cuando, ya sea estable y esté dentro de los parámetros eléctricos con baja tolerancia ante variaciones. Una vez que la fuente principal se restablece, la transferencia abierta, devuelve la carga de la fuente secundaria a la principal.

Se define como una transferencia de interrupción previa, donde el interruptor de transferencia interrumpe su conexión a una fuente de energía antes de realizar una conexión a la otra [10]. Las transiciones abiertas incluyen retardo abierto y apertura en fase, el comportamiento se observa en la Figura 12.

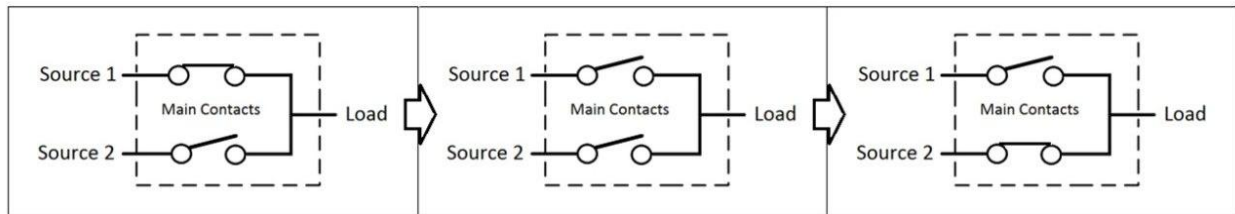


Figura 12. Transferencia abierta de fuentes. Tomada de [10].

2.4.2 Transferencia cerrada

En sistemas eléctricos donde el suministro de la energía eléctrica es crítico, no se puede permitir que haya interrupciones de energía que desemboque en pérdidas de información, datos, accionamientos o sistemas. Por lo que se busca que la alimentación de la carga sea continua y no se vea alterada en ningún momento, basado en esto es que se establece el concepto de transferencia cerrada. La cual se define como una transferencia que cierra antes de interrumpir. El interruptor de transferencia realiza una conexión a una segunda fuente de energía antes de interrumpir su conexión con la primera fuente de energía. Como no hay espacio entre la desconexión y la conexión, las cargas descendentes reciben energía continua durante todo el proceso de transferencia [10].

En una transferencia cerrada, durante la transición de fuentes ambos interruptores encargados de la conexión tanto de la fuente primaria y de respaldo se encuentran cerrados como lo muestra la Figura 13.

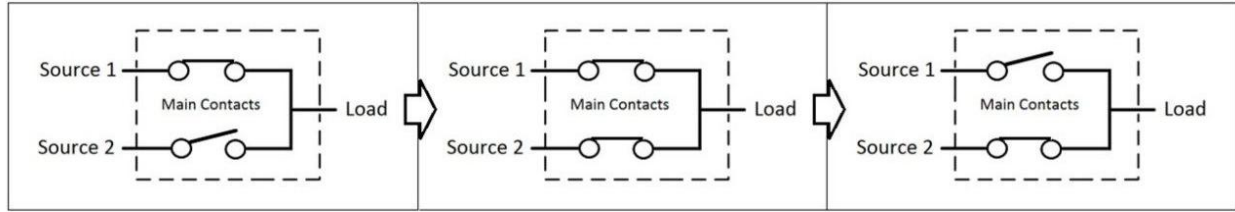


Figura 13. Transferencia cerrada de fuentes. Tomada de [10].

Algo que no se puede predecir es cuando fallarán los sistemas que suministran alimentación a cualquier red eléctrica, por lo que en los diseños eléctricos se cuentan con fuentes de respaldo que puedan entrar a suplir energía ante una falla.

Pensando en esto, se realizan los protocolos de accionamiento automático que pueden actuar de forma que el control de los interruptores se activa cuando el controlador detecta una falta de disponibilidad o pérdida de energía de la fuente seguida del funcionamiento del mecanismo de conmutación. Para llevarlo a cabo, es necesario igualar las condiciones eléctricas de la red saliente y la red entrante, en literatura mencionan que ante diferencias en estos parámetros se crean corrientes de circulación que llegan a afectar los sistemas, Si las fuentes están conectadas de esta manera, va a resultar en grandes diferencias de voltaje a través de las terminales de las máquinas y grandes corrientes de circulación [11].

Para que una fuente de corriente alterna pueda “entregar” la carga a otra fuente ante una falla en la disponibilidad, debe existir una sincronización entre ambas fuentes, es decir ambas fuentes deben encontrarse en una tolerancia de amplitud, fase y frecuencia en el momento exacto del cierre.

Siendo:

- $|V_1|$ y $|V_2|$ las magnitudes de voltaje de la fuente principal y de respaldo.
- f_1 y f_2 sus frecuencias.
- θ_1 θ_2 sus ángulos al momento del cierre.

Las condiciones de sincronismo son:

$$|V_1 - V_2| \leq \Delta V \quad \dots (1)$$

$$|f_1 - f_2| \leq \Delta f \quad \dots (2)$$

$$|\theta_1 - \theta_2| \leq \Delta \theta \quad \dots (3)$$

Si estas condiciones no se cumplen, la diferencia crea una corriente entre las fuentes de alimentación llamada corriente circulante, producto de la conexión de las dos fuentes, se crea una impedancia síncrona equivalente del circuito común entre ambas fuentes definida por:

$$Z_{sync} = R_{sync} + jX_{sync} \quad \dots (4)$$

Y estableciendo las ecuaciones correspondientes a la corriente circulante que se crea al momento de la sincronización la cual podemos definir de la siguiente forma:

$$I_{circ} = \frac{V_1 \angle \theta_1 - V_2 \angle \theta_2}{Z_{sync}} \approx \frac{\Delta V}{Z_s} \quad \dots (5)$$

donde cualquier diferencia entre las magnitudes, ángulos o frecuencia pueden producir una corriente que sea varias veces la corriente nominal durante algunos milisegundos, esto debido a que la impedancia de sincronización suele ser muy baja. Lo que puede producir esfuerzos térmicos en los elementos conductores o disparos en los elementos de protección.

En el caso de una transición cerrada con un inversor, el control debe compensar ese desbalance ajustando su referencia de corriente de manera instantánea, por lo que las condiciones de pre-sincronización deben de contar con muy bajas diferencias entre los parámetros anteriormente mencionados y así reducir los efectos de la corriente de circulación.

2.5 Inversor seguidor de red

Su principio de operación se basa en sincronizarse con una red preexistente y controlar la corriente inyectada al sistema, asumiendo que la red proporciona una referencia estable de tensión y frecuencia. Este tipo de convertidores se conectan a dicha red existente y utiliza la tensión y frecuencia de la red como referencia para sincronizar su operación, funcionando como una fuente de corriente controlada, donde la frecuencia y tensión actúan como variables impuestas. Se considera al inversor seguidor de red como un controlador que regula su salida de fuerza, midiendo el ángulo de la referencia de voltaje de la red existente mediante un lazo de bloqueo de fase (PLL), controla la amplitud de la corriente y el ángulo de fase para poder gestionar la potencia activa y reactiva, de manera que replica la frecuencia operativa en el sistema de potencia [12].

El principio de funcionamiento se basa en medir la tensión del punto de acoplamiento común y determinar su fase instantánea mediante un lazo de bloqueo de fase (PLL), dicho lazo se puede modelar de la siguiente manera mediante ecuaciones:

$$\frac{d\theta_{PLL}}{dt} = \omega_{PLL} = \omega_0 + K_P e_q + K_I \int e_q dt \quad \dots (6)$$

donde e_q es el error de cuadratura entre la tensión medida y la de referencia, K_P y K_I son las ganancias del control PI. Una vez sincronizado, el inversor controla las corrientes i_d e i_q para cumplir con las referencias de potencia activa P y reactiva Q de la siguiente manera:

$$i_d = \frac{2}{3} \left(\frac{P_{ref} v_d + Q_{ref} v_q}{v_d^2 + v_q^2} \right) \quad \dots (7)$$

$$i_q = \frac{2}{3} * \frac{P * v_q + Q * v_d}{v_d^2 + v_q^2} \quad \dots (8)$$

donde el control del inversor seguidor de red se expresa en el marco dq, de forma que una vez sincronizado con la red, las potencias reactiva y activa se definen como:

$$P = \frac{3}{2} (v_d i_d + v_q i_q) \quad \dots (9)$$

$$Q = \frac{3}{2} (v_q i_d - v_d i_q) \quad \dots (10)$$

La principal limitación de los GFL es su total dependencia del PLL, si la referencia de voltaje se pierde o es muy débil, como en escenarios de baja inercia o durante la separación de la red (modo isla), el inversor puede experimentar inestabilidad de sus controladores integrales, lo que conduce a sobrevoltajes y a la desconexión. La Figura 14 define la estructura genérica del sistema de control de un inversor seguidor de red.

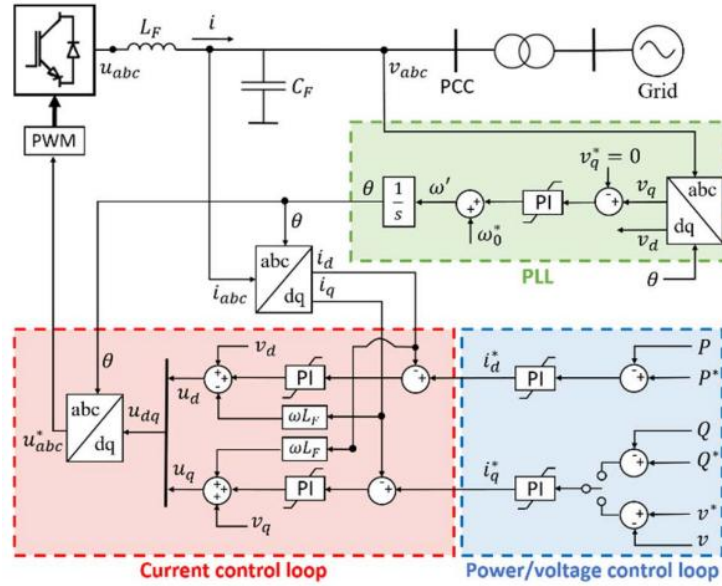


Figura 14. Estructura genérica del Sistema de control de un inversor seguidor de red. Tomada de [12].

2.6 Inversor formador de red

Inversores formadores de red

Los inversores formadores son capaces de establecer independientemente la frecuencia y magnitud del voltaje en el punto de acoplamiento a la red, actúan como fuentes de voltaje y a diferencia de seguidores de red pueden actuar en modo isla.

El principio fundamental de un inversor formador se basa en controlar directamente la tensión de salida mediante un lazo de control externo de tensión y un lazo interno de corriente. Estos convertidores eliminan la dependencia del PLL, debido a que la referencia angular es tomada de la diferencia entre la potencia de referencia y la potencia inyectada por el convertidor al sistema [12]. En lugar de controlar la corriente inyectada, este controla directamente el voltaje en las terminales haciendo que la corriente se ajuste de forma natural a las condiciones de la red.

El lazo externo de control de la tensión regula las corrientes de referencia en función del error de tensión con un controlador proporcional integral (PI), cuyo comportamiento se puede describir de la siguiente manera:

$$i_{dq} = K_P(v_{dq}^* - v_{dq}) + K_i \int (v_{dq}^* - v_{dq}) dt \quad \dots (11)$$

De esta manera el inversor actúa como una fuente de tensión regulada, donde los cálculos de las potencias activas (P) y reactivas (Q) correspondientes al flujo trifásico promedio en el sistema son:

$$P = \frac{2}{3}(v_d i_d + v_q i_q) \quad \dots (12)$$

$$Q = \frac{3}{2}(v_q i_d - v_d i_q) \quad \dots (13)$$

Una de las características diferenciadoras de este tipo de topología es su capacidad para establecer una “inercia” virtual que emula la de un generador síncrono para establecer los parámetros eléctricos de una red, esto se logra mediante la implementación de la siguiente ecuación que modela la dinámica rotacional equivalente:

$$J_V \frac{d\omega}{dt} = P_{ref} - P_{AC} \quad \dots (14)$$

Donde J_V es la inercia virtual asignada y P_{AC} es la potencia activa entregada, este término actúa como un filtro de baja frecuencia sobre la potencia proporcionando una respuesta de frecuencia más gradual frente a perturbaciones.

Los inversores formadores de red son una alternativa para mantener la estabilidad del sistema cuando los generadores síncronos son sustituidos convertidores, para llegar a esto la sintonización de sus controladores requiere atención especial en el control PI, la Figura 15 define la estructura genérica del Sistema de control de un inversor formador de red [12].

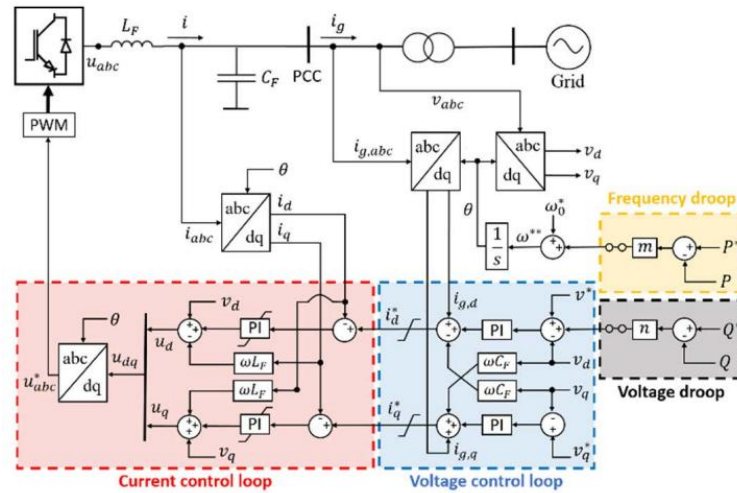


Figura 15. Estructura genérica del Sistema de control de un inversor formador de red. Tomada de [12].

2.7 Transformada de Park

La importancia de la transformada de Park en los sistemas de control radica en la propiedad de convertir señales de naturaleza sinusoidal en componentes constantes en corriente directa, capaces de implementar en sistemas de control digital, dicha transformación se realiza mediante una rotación a frecuencia angular transformando las referencias del marco abc al marco dq0 [13].

Esta transformada convierte componentes del dominio del tiempo de un sistema trifásico en un marco de referencia abc, a un sistema giratorio coordinado sobre los ejes dq0, esta transformación permite rotar los marcos de referencia de las formas de onda de AC en señales de CD, el comportamiento se describe en la Figura 16.

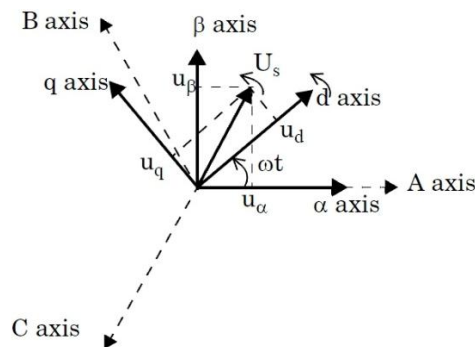


Figura 16. Ejes de cuadratura - Transformada de Park. Tomada de [13].

La transformación se define mediante una matriz que proyecta las señales trifásicas en un marco de referencia rotativo donde el ángulo de entrada es el ángulo de la red o del sistema a sincronizar obtenido por un PLL [13].

Suponiendo un sistema trifásico balanceado con tres fasores desfasados 120°

$$V_a = A_0 \cos(\omega t) \quad \dots (15)$$

$$V_b = A_0 \cos\left(\omega t - \frac{2\pi}{3}\right) \quad \dots (16)$$

$$V_c = A_0 \cos\left(\omega t + \frac{2\pi}{3}\right) \quad \dots (17)$$

La matriz de transformación se define de la siguiente manera:

$$\begin{bmatrix} V_d \\ V_q \\ V_0 \end{bmatrix} = T \begin{bmatrix} V_a \\ V_b \\ V_c \end{bmatrix} \quad \dots (18)$$

$$\begin{bmatrix} V_d \\ V_q \\ V_0 \end{bmatrix} = \frac{2}{3} \begin{bmatrix} \cos(\theta) & \cos\left(\theta - \frac{2\pi}{3}\right) & \cos\left(\theta + \frac{2\pi}{3}\right) \\ -\sin(\theta) & -\sin\left(\theta - \frac{2\pi}{3}\right) & -\sin\left(\theta + \frac{2\pi}{3}\right) \\ \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & \frac{1}{2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_a \\ V_b \\ V_c \end{bmatrix} \quad \dots (19)$$

Por lo que al desarrollar la expresión para obtener los valores equivalentes en el plano dq0 tenemos:

$$V_d = \frac{2}{3} \left(V_a \cos(\theta) + V_b \cos\left(\theta - \frac{2\pi}{3}\right) + V_c \cos\left(\theta + \frac{2\pi}{3}\right) \right) \quad \dots (20)$$

$$V_q = -\frac{2}{3} \left(V_a \sin(\theta) + V_b \sin\left(\theta - \frac{2\pi}{3}\right) + V_c \sin\left(\theta + \frac{2\pi}{3}\right) \right) \quad \dots (21)$$

$$V_0 = \frac{2}{3} \left(\frac{V_a}{2} + \frac{V_b}{2} + \frac{V_c}{2} \right) = \frac{1}{3} (V_a + V_b + V_c) \quad \dots (22)$$

$$\begin{bmatrix} V_d \\ V_q \\ V_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{2}{3} \left(V_a \cos(\theta) + V_b \cos\left(\theta - \frac{2\pi}{3}\right) + V_c \cos\left(\theta + \frac{2\pi}{3}\right) \right) \\ -\frac{2}{3} \left(V_a \sin(\theta) + V_b \sin\left(\theta - \frac{2\pi}{3}\right) + V_c \sin\left(\theta + \frac{2\pi}{3}\right) \right) \\ \frac{1}{3} (V_a + V_b + V_c) \end{bmatrix} \quad \dots (23)$$

Componente de eje directo (Vd)

$$V_d = \frac{2}{3} \left(V_a \cos(\theta) + V_b \cos\left(\theta - \frac{2\pi}{3}\right) + V_c \cos\left(\theta + \frac{2\pi}{3}\right) \right) \quad \dots (24)$$

Representa la componente activa de la señal asociada al flujo de potencia activa, al estar balanceado y alineado con el ángulo de fase del PLL, se espera una señal en DC con una amplitud promedio igual que la señal trifásica de naturaleza sinusoidal a la entrada.

Componente de cuadratura (Vq)

$$V_q = -\frac{2}{3} \left(V_a \sin(\theta) + V_b \sin\left(\theta - \frac{2\pi}{3}\right) + V_c \sin\left(\theta + \frac{2\pi}{3}\right) \right) \quad \dots (25)$$

Representa la componente reactiva asociada al flujo de potencia reactiva, si el marco dq0 se encuentra sincronizado, se espera un valor de 0 ya que es producto del cálculo del error estacionario.

Componente 0

$$V_0 = \frac{1}{3} (V_a + V_b + V_c) \quad \dots (26)$$

Representa la componente de secuencia cero en un sistema desbalanceado, por lo que, para un sistema estable y balanceado, este valor va a ser igual a 0.

Al transformar la entrada trifásica sinusoidal al marco de referencia dq0, la componente directa (Vd) muestra una señal de DC de la misma amplitud que la señal de entrada, la componente de cuadratura (Vq) aproxima el valor a 0 durante el tiempo de simulación permitiéndonos observar la reducción del error de fase mediante el controlador.

Este efecto se observa en la Figura 17.

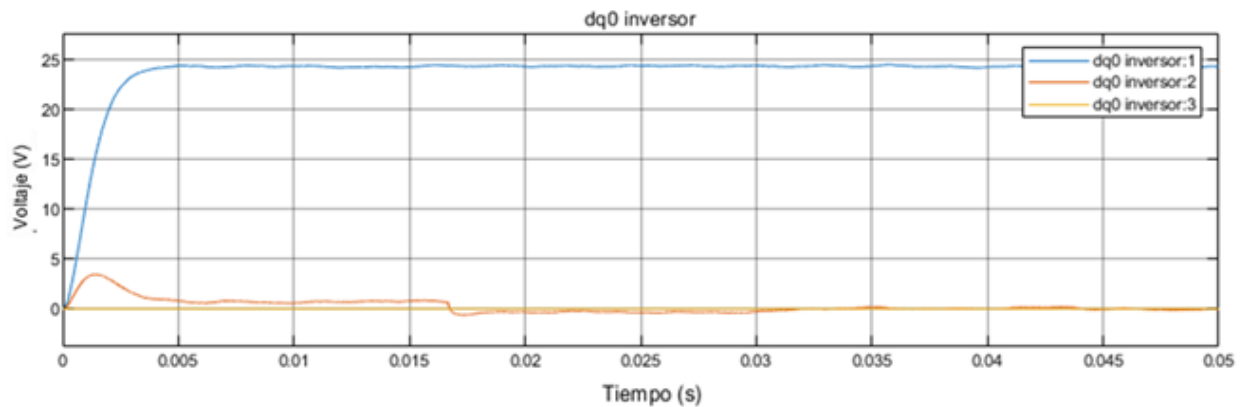


Figura 17. Componentes de cuadratura en un sistema balanceado.

Podemos observar en la Figura 18 que si realizamos un desbalance y desfase, las componentes dq sufren cambios y conservan su naturaleza sinusoidal, esto debido a que el eje rotatorio no se encuentra rotando a la misma velocidad angular como se define en la transformada de park.

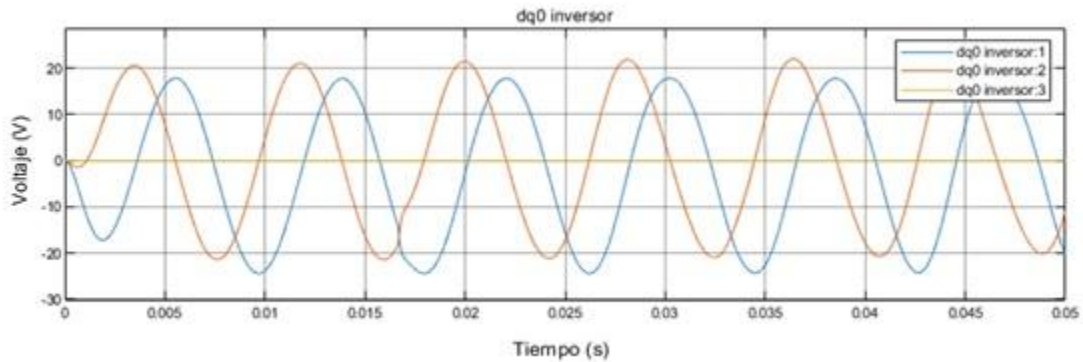


Figura 18. Componentes de cuadratura en un sistema desbalanceado.

El sistema de transformación se observa en la Figura 19, donde una vez realizadas las transformadas del plano abc a dq0, las variables en su plano dq0 podemos separar cada componente para la implementación de un sistema de control.

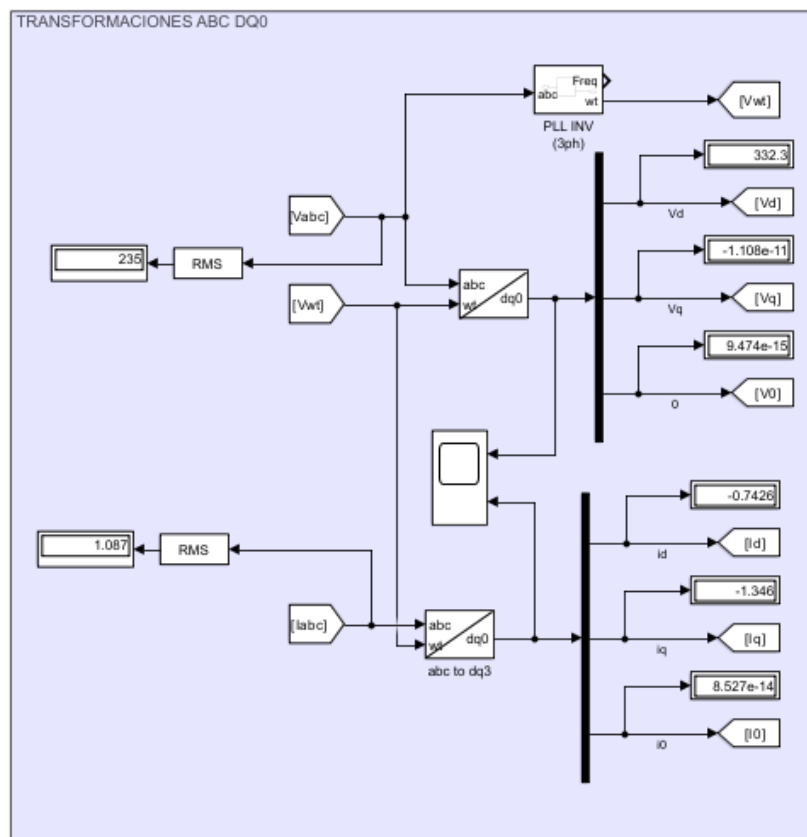


Figura 19. Sistema de transformación ABC a dq0.

2.8 Lazo de control

2.8.1 Sistema de sincronización PLL

El PLL consiste en un sistema de control que permite extraer el ángulo de fase y frecuencia equivalentes en una señal trifásica sinusoidal, para poder sincronizarlo ya sea en la red o un sistema alterno. Su objetivo es minimizar el error de fase entre la señal de entrada y la señal del oscilador interno, para lograrlo, se genera una señal de control que ajusta la frecuencia del oscilador haciendo que el ángulo de fase de la salida siga al de entrada [14].

El diseño de un PLL trifásico se constituye varias etapas que se definen de forma general en la Figura 20.

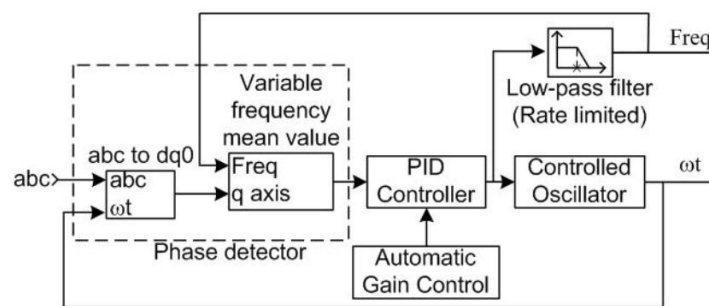


Figura 20. Esquema general de PLL trifásico. Tomada de [14].

Detector de fase: Recibe la señal de la red y la transforma al eje de cuadratura dq0, establece la relación proporcional de la diferencia de fase entre la señal ABC y el sistema de coordenadas del oscilador interno, este se somete a un filtro para mantener la diferencia de los valores de la fase de entrada y la del oscilador en cero con ayuda del sistema de control.

Un oscilador controlado: Sistema que genera una señal de forma periódica, capaz de repetirse en el tiempo sin necesidad de una entrada periódica, en el caso del PLL, se utiliza un oscilador controlado por voltaje (VCO) cuyo funcionamiento se basa en controlar la frecuencia de salida a partir de una entrada definida.

Control Proporcional-Integral-Derivativo: Utiliza un control automático de ganancia, dicho controlador actúa sobre el oscilador que por su forma de operación se puede representar como un integrador, este se ajusta acumulando la diferencia hasta lograr la sincronización.

Sistema de control: regula la diferencia de ángulo de la señal de entrada y el ángulo propio del oscilador, es por esto que se usan las propiedades de la transformada de Park [13] $abc \rightarrow dq0$, ya que al pasar al marco de referencia rotativo, las señales sinusoidales con naturaleza oscilatoria se pueden tratar como si fueran señales de corriente directa, simplificando el diseño del controlador interno siempre y cuando el sistema sea

balanceado, por lo que la señal de entrada trifásica se transforma a un sistema de coordenadas dq0 utilizando la velocidad angular (ωt) del oscilador interno en un sistema retroalimentado.

Finalmente, la salida PID que corresponde a la velocidad angular, se filtra y se convierte a la frecuencia utilizada por el valor medio, todo el sistema está diseñado en un lazo cerrado, en la Figura 21 se muestra el diseño con todas las etapas en simulink.

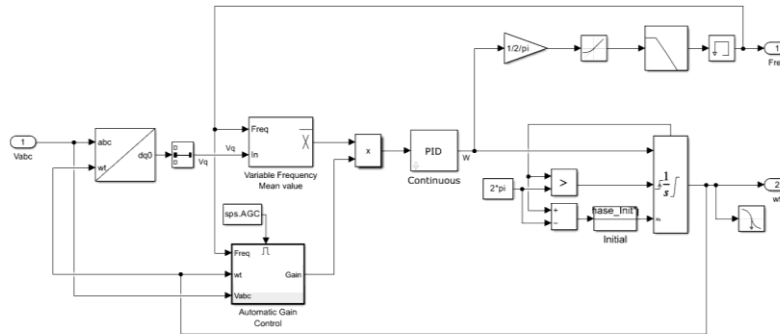


Figura 21. Máscara de bloque de PLL trifásico en simulink.

La Figura 22 muestra una señal de salida del ángulo obtenido del PLL en un sistema balanceado y sincronizado.

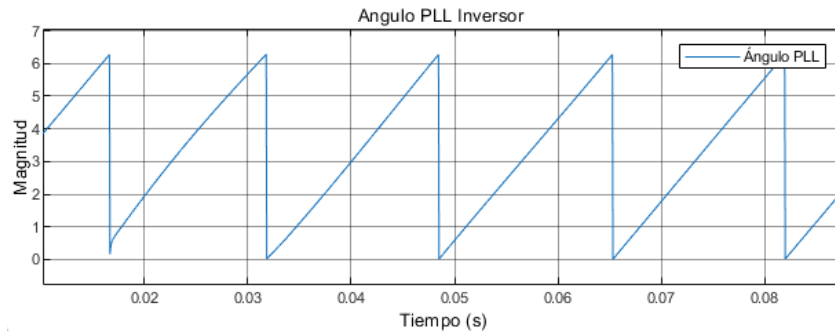


Figura 22. Ángulo PLL de un sistema balanceado.

Como se puede observar en la gráfica de la Figura 22, cuando la sincronización del PLL es correcta, el ángulo de salida del PLL muestra una señal diente de sierra debido a la periodicidad de la señal de entrada.

El ángulo de salida del PLL se representa como una señal diente de sierra con magnitud de 6.28, esto debido a que la fase aumenta de manera lineal hasta llegar a 2π , una vez que llega al valor máximo se reinicia aprovechando la periodicidad del sistema ya que tanto las señales de control como las transformaciones de ABC a dq0 ocupan el dominio de $[0, 2\pi]$, mientras que el ángulo tenga una representación de dientes de sierra, el sistema va a estar sincronizado.

2.8.2 Diseño del sistema de control PQ

La importancia de implementar un sistema de control sobre la potencia activa y reactiva que entrega el inversor a la salida, radica en la necesidad de equilibrar el flujo de potencia activa en el sistema, el lazo de control es seguido por un sistema de control de corriente. Al comparar las corrientes de referencia y medidas el controlador de corriente debe de generar los estados de conmutación adecuados para que el inversor elimine el error de corriente y produzca la forma de onda de AC deseada.

El cálculo de la potencia activa y reactiva en el marco dq0 se pueden calcular teniendo los equivalentes de voltaje y corriente en el marco de referencia rotativo dq0 obteniendo las siguientes expresiones:

$$\begin{bmatrix} V_d \\ V_q \\ V_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{2}{3} \left(V_a \cos(\theta) + V_b \cos\left(\theta - \frac{2\pi}{3}\right) + V_c \cos\left(\theta + \frac{2\pi}{3}\right) \right) \\ -\frac{2}{3} \left(V_a \sin(\theta) + V_b \sin\left(\theta - \frac{2\pi}{3}\right) + V_c \sin\left(\theta + \frac{2\pi}{3}\right) \right) \\ \frac{1}{3} (V_a + V_b + V_c) \end{bmatrix} \quad \dots (27)$$

$$\begin{bmatrix} I_d \\ I_q \\ I_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{2}{3} \left(I_a \cos(\theta) + I_b \cos\left(\theta - \frac{2\pi}{3}\right) + I_c \cos\left(\theta + \frac{2\pi}{3}\right) \right) \\ -\frac{2}{3} \left(I_a \sin(\theta) + I_b \sin\left(\theta - \frac{2\pi}{3}\right) + I_c \sin\left(\theta + \frac{2\pi}{3}\right) \right) \\ \frac{1}{3} (I_a + I_b + I_c) \end{bmatrix} \quad \dots (28)$$

Producto de estas matrices, se obtienen las expresiones:

$$P = \frac{3}{2} (V_d I_d + V_q I_q) \quad \dots (29)$$

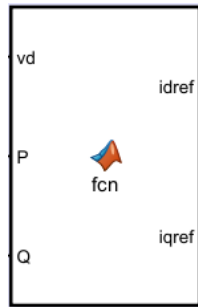
$$Q = \frac{3}{2} (V_q I_d - V_d I_q) \quad \dots (30)$$

La componente v_d es igual a la tensión de referencia, v_q se al sincronizarse tiende a ser cero, y por lo que para nuestro caso en específico esta componente no se considera, dejando las expresiones de potencia activa y reactiva en la siguiente equivalencia:

$$P = \frac{3}{2} (V_d I_d) \quad \dots (31)$$

$$Q = -\frac{3}{2} (V_d I_q) \quad \dots (32)$$

Dichas ecuaciones demuestran que el control de la potencia activa y reactiva es posible controlando las componentes de corriente I_d & i_q en los ejes d y q, por lo que, para simplificar el proceso, se realiza el despeje de dichas componentes para la implementación de una función equivalente mediante un bloque en Matlab/Simulink (Figura 23), dentro de este esquema se pretende que tanto P como Q sean valores de referencia y el cálculo de las componentes de corriente que regulen el sistema de control sean en función de V_d .



$$I_d = P_{ref} \left(\frac{2}{3V_d} \right) \quad \dots (33)$$

$$I_q = Q_{ref} \left(-\frac{2}{3V_d} \right) \quad \dots (34)$$

```
function [idref,iqref] = fcn(vd,P,Q)
idref=P*(2/3*vd);
iqref=Q*(-2/3*vd);
```

Figura 23. Bloque de función en Matlab.

Para la implementación del sistema de control, sabemos que tanto i_d e i_q controlan los flujos de potencia activa y reactiva, por lo que a la salida del bloque que describe la expresión del cálculo de potencias, se le resta el valor inicial de dicho parámetro, esto con el objetivo de disminuir el error al implementar el controlador PI.

En la Figura 24 se observa un esquema general del funcionamiento de los componentes del controlador PID en un lazo de control retroalimentado, y como es que aportan al sistema para estabilizar la señal de control.

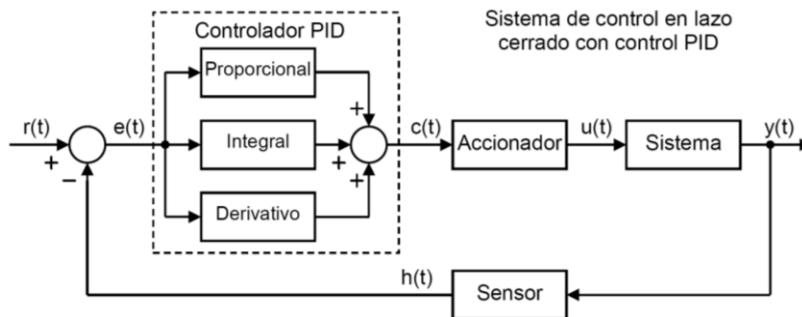


Figura 24. Esquema general de controlador PID. Tomada de [15].

Siendo la ecuación general del controlado PID:

$$u(t) = K_P e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{e(t)}{dt} \quad \dots (35)$$

Las partes que lo componen cumplen las siguientes funciones:

Parte Proporcional

La parte proporcional depende únicamente de la diferencia entre el punto de referencia y la variable del proceso, esta diferencia se le conoce como error, la ganancia proporcional K_p determina la relación entre la respuesta de salida y la del error, su objetivo es disminuir el error en estado estacionario. En general cuando se aumenta la ganancia proporcional, se aumenta la velocidad de respuesta del sistema de control, pero si se excede el valor de sintonización, la variable de estado comenzará a oscilar volviendo inestable al sistema [15].

La ecuación que describe a la parte proporcional es la siguiente:

$$P = K_p * e(t) \quad \dots (36)$$

Donde K_p es la constante proporcional y $e(t)$ es el error.

Parte Integral

La parte integral es la principal encargada de eliminar o disminuir el error lo más posible después de que la parte proporcional no pudiera hacerlo ya que suma el término del error en el transcurso del tiempo, siendo proporcional a la velocidad de cambio del error, la tendencia es llevar el error de estado estable a cero, aumentando la constante K_i , sin embargo, si la ganancia es muy alta puede causar sobre impulsos [15].

La ecuación que describe a la parte integral es la siguiente:

$$I = K_i \int_0^t e(t) dt \quad \dots (37)$$

Parte Derivativa

La parte derivativa tiene como función principal anticipar el comportamiento futuro del error, actuando sobre su velocidad de cambio. Es decir, el controlador reacciona al valor actual del error y a qué tan rápido está aumentando o disminuyendo. Su objetivo es suavizar la respuesta del sistema, reduciendo el sobreimpulso y mejorando la estabilidad al oponerse a variaciones bruscas del error. La acción derivativa es proporcional a la derivada del error con respecto al tiempo, multiplicada por la constante

Sin embargo, si la ganancia es demasiado alta, puede amplificar el ruido presente en la señal de error y generar oscilaciones no deseadas [15].

$$K_d \frac{e(t)}{dt} \quad \dots (38)$$

El objetivo de utilizar un controlador PI, en lugar de un controlador PID, en un sistema de control de inversores radica en que cuando aplicamos un lazo de control ya sea en voltaje o

corriente, el lazo de control necesita actuar muy rápido para poder seguir las referencias del sistema, estos sistemas operan conmutando los elementos del convertidor electrónico cuyo funcionamiento está basado en altas frecuencias y dado que el término derivativo amplifica las tasas de cambio, se puede decir que la sensibilidad aumenta haciendo que el ruido amplificado por la constante derivativa, lo interprete como una perturbación y le de inestabilidad u oscilaciones no previstas a los lazos de control.

La implementación del sistema de control PQ, se muestra en la Figura 25.

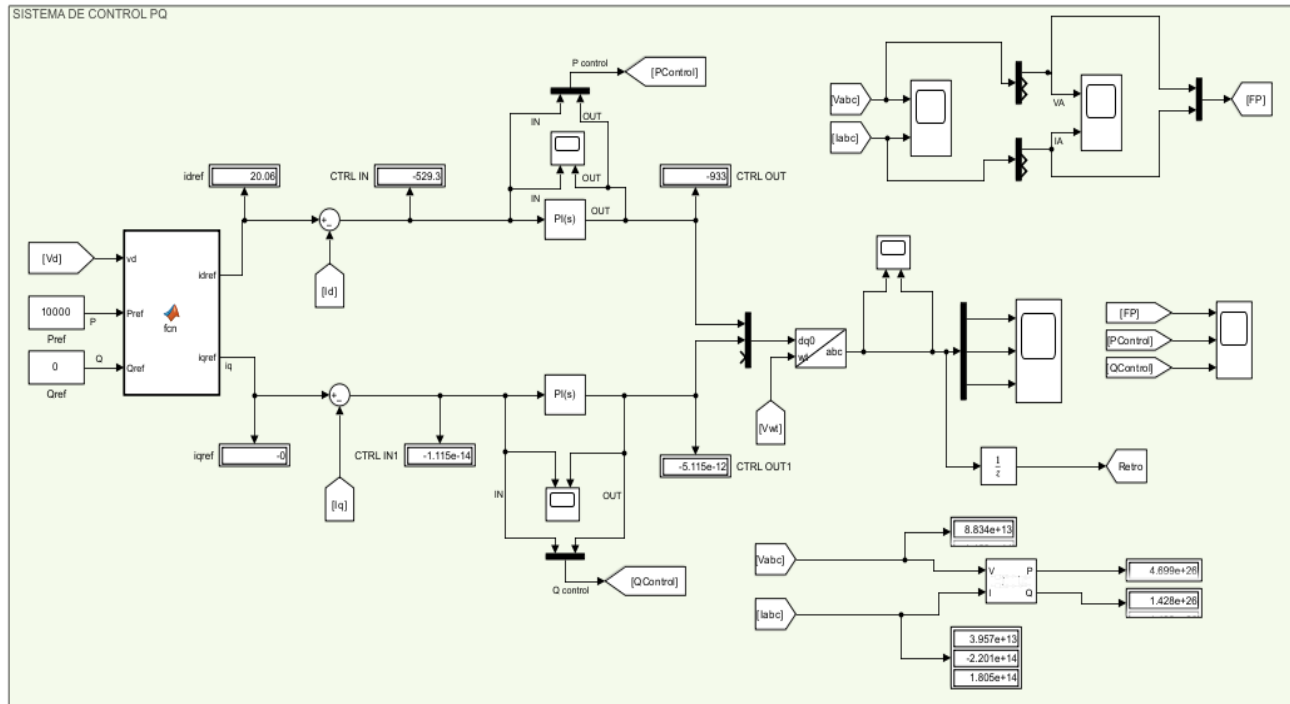


Figura 25. Lazo de control del inversor con control de potencia activa y reactiva.

2.8.3 Sintonización del controlador

La sintonización del control PI se realizó mediante un esquema iterativo utilizando el método de Ziegler-Nichols, el cual consiste en obtener la respuesta de la señal medida a una perturbación, seguido se ajustan los valores de las ganancias hasta lograr la estabilidad del sistema, los valores de las ganancias se muestran en la Figura 26.

Controller: PI Form: Parallel

Time domain:
☒ Continuous-time
☐ Discrete-time

Discrete-time settings
Sample time (-1 for inherited): -1

Compensator formula
$$P + I \frac{1}{s}$$

Main Initialization Saturation Data Types State Attributes

Controller parameters
Source: internal
Proportional (P): 0.1
Integral (I): 0.5 ☐ Use I*Ts (optimal for codegen)

Figura 26. Ajustes del controlador PI.

De igual manera observamos que la sintonización del control obtenido es correcta por el tipo de comportamiento que se observa en la Figura 27 y en la Figura 28 demostrando la estabilización del sistema de control ante de potencia activa y reactiva respectivamente.

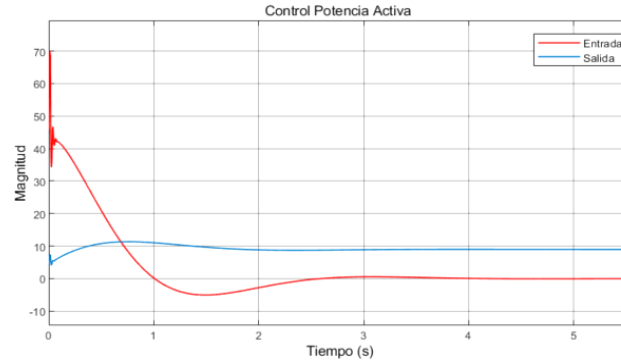


Figura 27. Comportamiento del controlador con potencia activa.

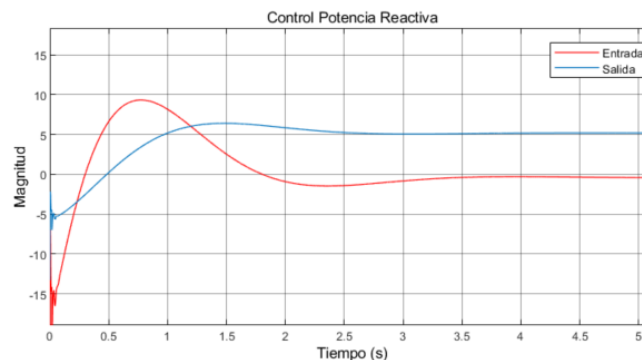


Figura 28. Comportamiento del controlador con potencia reactiva.

En la Figura 29 se muestra como el control hace que la corriente incremente progresivamente hasta que el sistema se estabiliza, tanto las señales sinusoidales de voltaje como la de corriente se encuentren en fase una vez que el control se estabiliza.

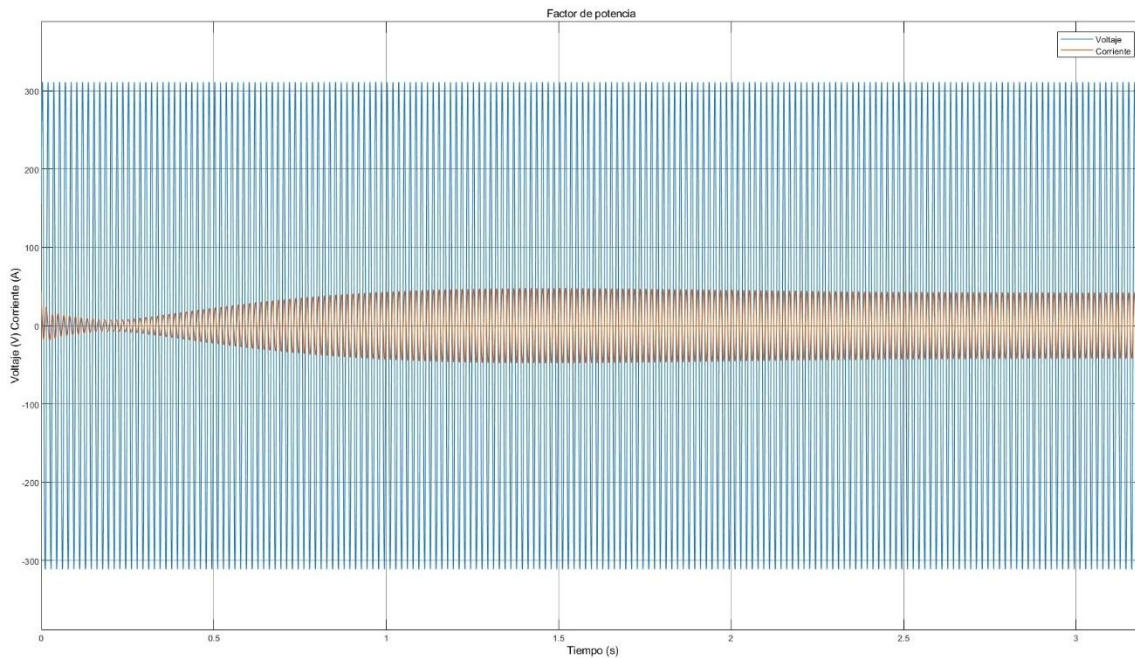


Figura 29. Estabilización del sistema de control con parámetros en fase.

Una vez que el sistema de control se estabiliza, las referencias se ajustan para hacer coincidir en fase tanto el voltaje como la corriente del sistema y de esta manera aumentar el aprovechamiento de energía entregada por el BESS, esta relación de fases entre voltaje y corriente se observan en la Figura 30.

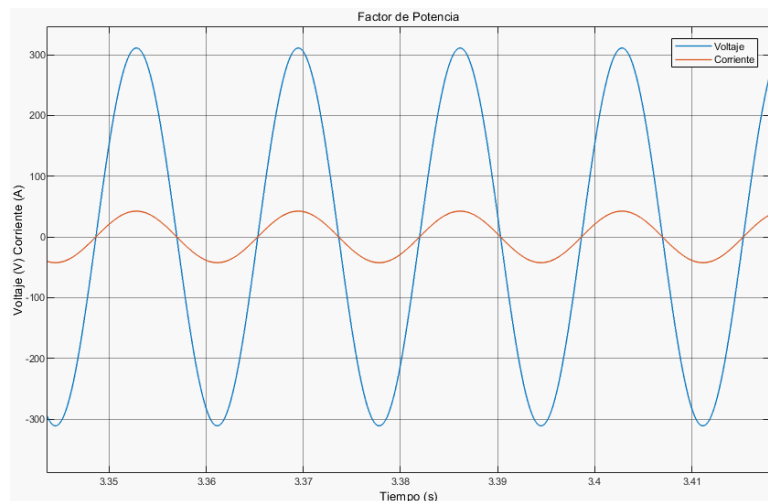
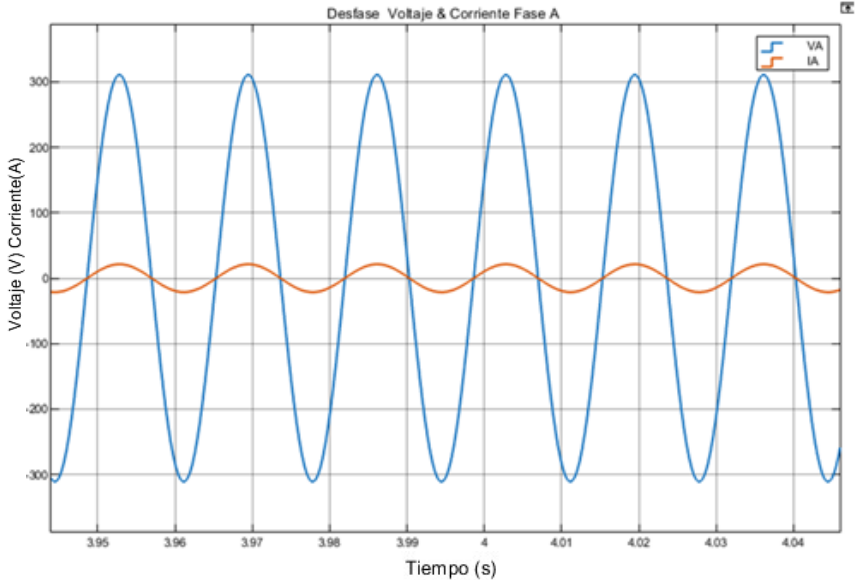
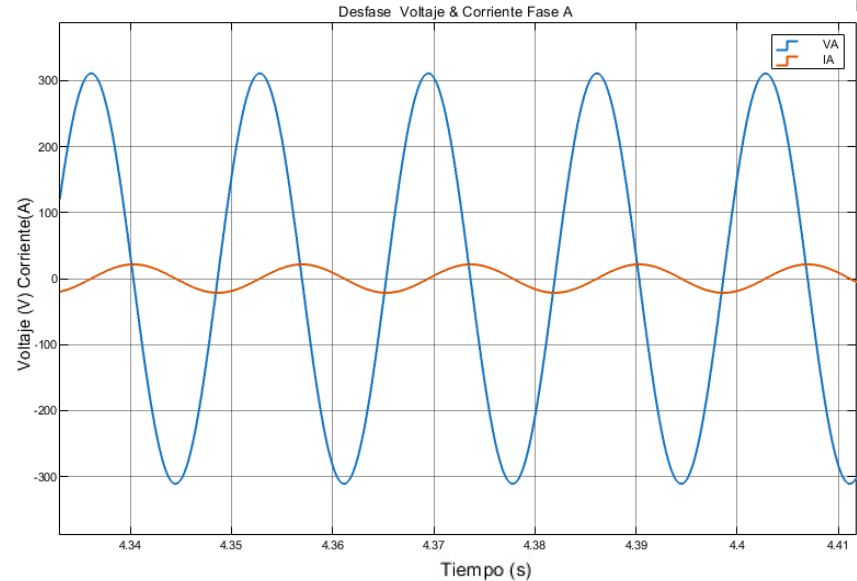
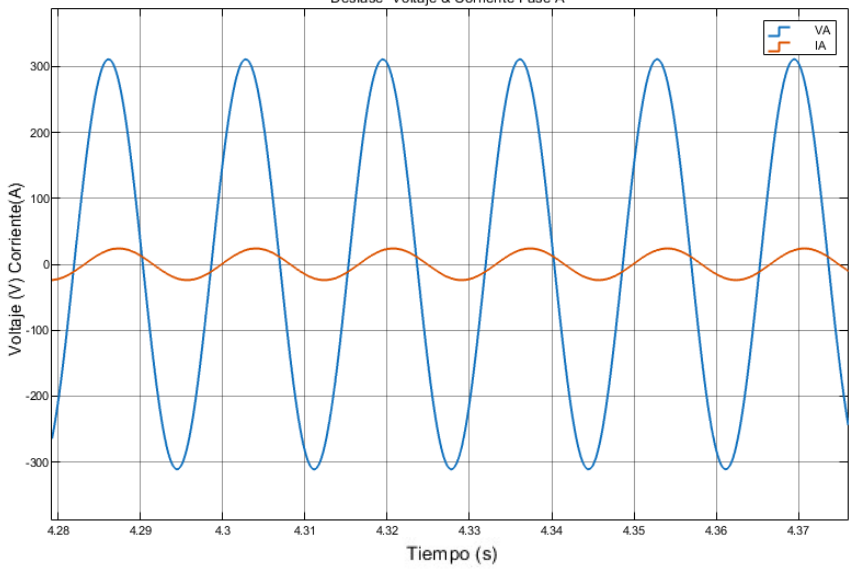
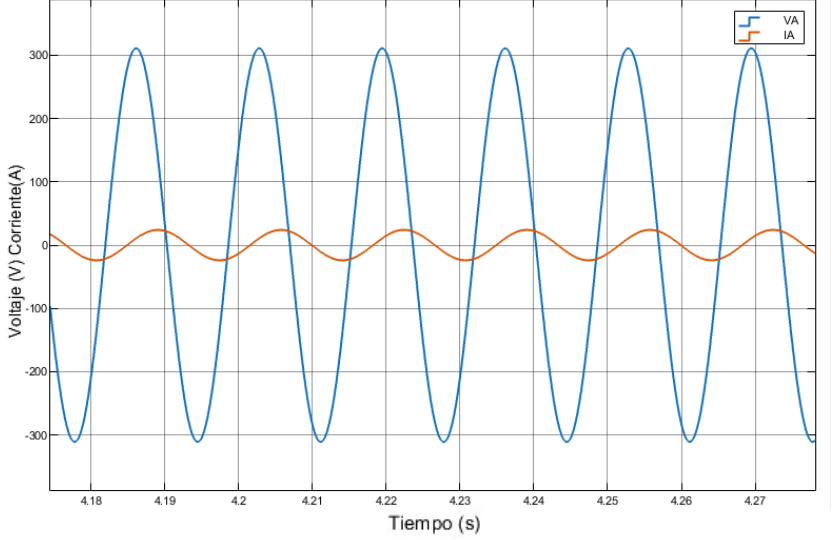


Figura 30. Relación de fase de voltaje y corriente.

Como parte del análisis de resultados para el diseño del inversor, se verifica que el control del voltaje y corriente se realice de forma correcta a partir de las variaciones de las constantes de P y Q, dichos resultados se reportan en la Tabla 1.

Tabla 1. Resultados del Controlador PQ.

ITERACIÓN	P	Q	GRÁFICA
1	10,000	0	 Desfase Voltaje & Corriente Fase A Figura 31. Relación de fase control P.
2	0	10,000	 Desfase Voltaje & Corriente Fase A Figura 32. Relación de fase control Q.

3	10000	5000	Desfase Voltaje & Corriente Fase A  Voltaje (V) Corriente(A) Tiempo (s) Figura 33. Relación de fase control PQ.
4	5000	10000	Desfase Voltaje & Corriente Fase A  Voltaje (V) Corriente(A) Tiempo (s) Figura 34. Relación de fase control QP.

3. Sistema eléctrico de potencia del Boeing 787

El Boeing 787 hasta el año 2025, constituye la propuesta más completa respecto a la tendencia de aeronaves más eléctricas donde gran parte de los sistemas tradicionalmente neumáticos, hidráulicos e incluso de frenado han sido adaptados en sistemas eléctricos aumentando la capacidad de potencia instalada a 1.4 MVA [16], la disposición de equipo eléctrico físico y el diagrama unifilar referentes a la red del avión se muestran en disposición lateral en la Figura 35 y de forma frontal en la Figura 36.

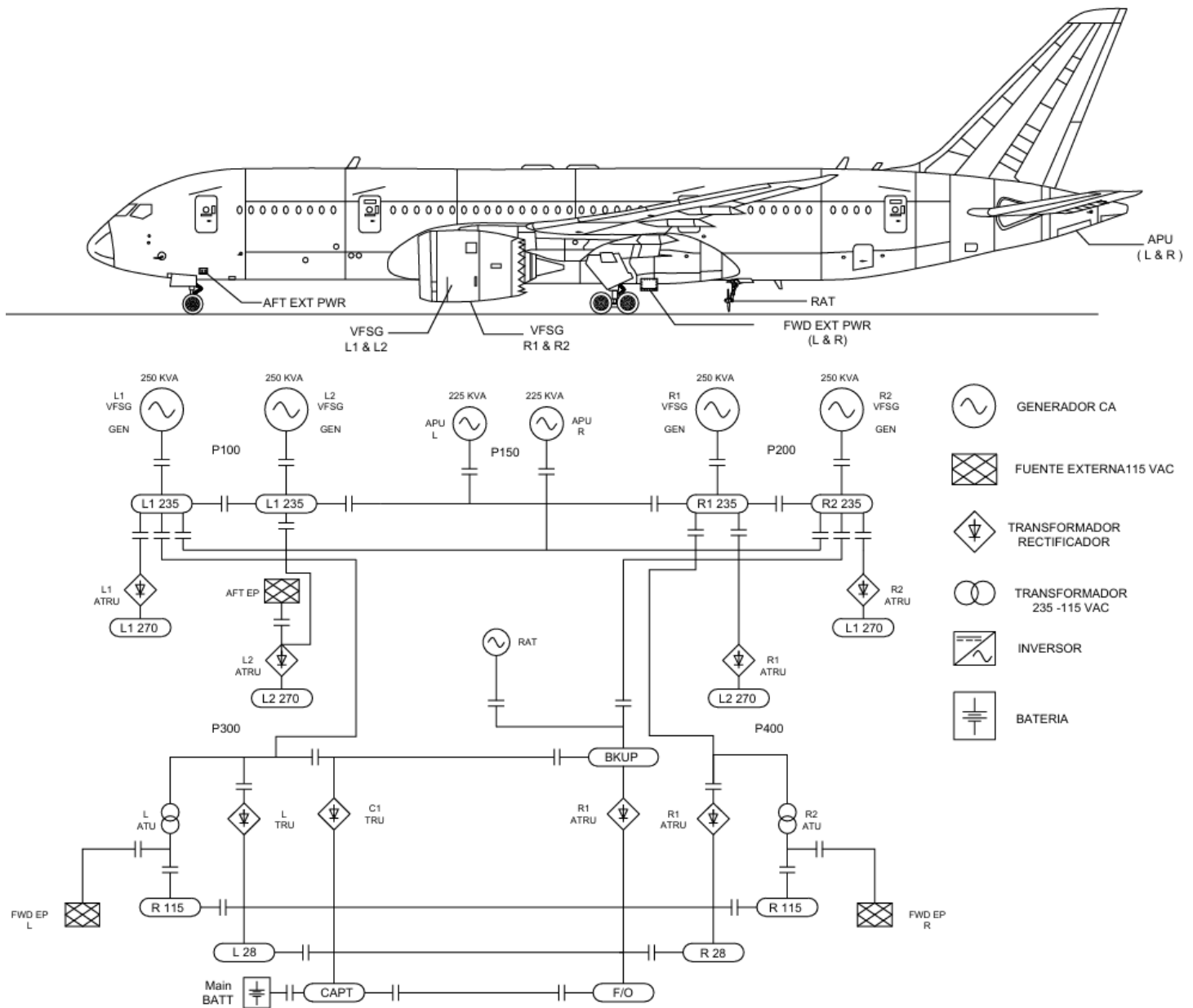


Figura 35. Disposición lateral de componentes eléctricos y diagrama unifilar del sistema eléctrico B787. Adaptada de [16] y [17].

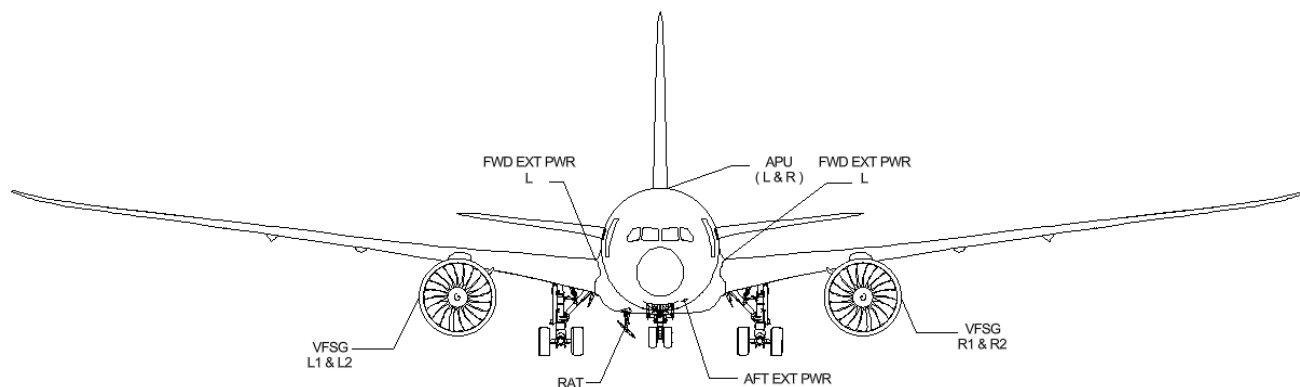


Figura 36. Disposición física frontal de componentes eléctricos del sistema eléctrico B787 Dreamliner. Adaptado de [37]

Como se observa en la Figura 37, el b787 lidera la tendencia MEA, como la aeronave con mayor capacidad de generación existente [17].

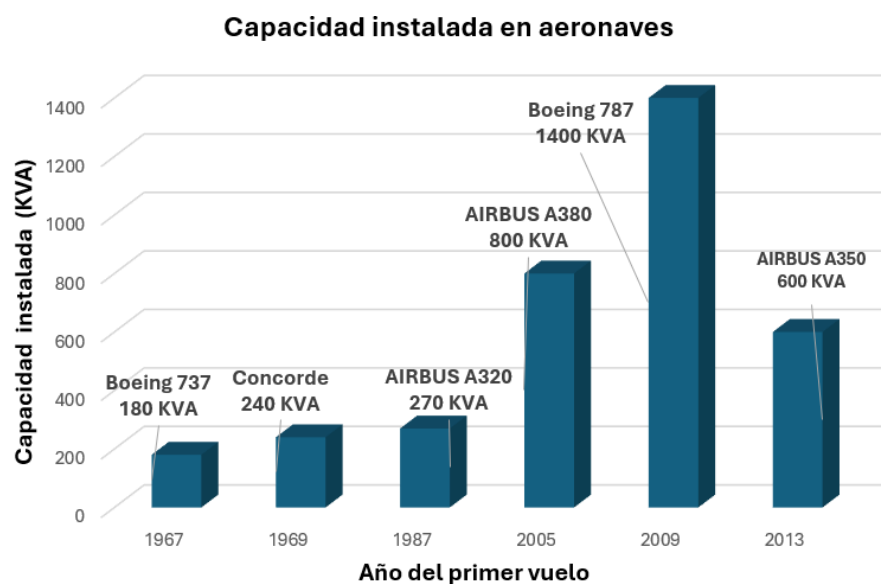


Figura 37. Capacidad eléctrica instalada en aeronaves. Adaptado de [17].

El sistema es una configuración redundante de dos sistemas idénticos (derecho e izquierdo), ambos cuentan con 2 generadores de frecuencia variable (VFSG) que suplen 235 VAC 360-800 Hz, ubicados en la caja de engranajes y accesorios de los motores principales y dos generadores en la unidad de potencia auxiliar [18].

Se concentra en 4 diferentes niveles de voltaje, dos en AC (235 y 115) y dos en DC (270 y 28), la distribución de la energía se organiza mediante buses de los diferentes niveles de voltaje controlados por la unidad de control de potencia de los buses (BCPU), que coordina la conexión, transferencia, y protección del sistema [18].

Adicional a esto, para poder suplir todas las cargas involucradas en uno de estos sistemas, se implementan diferentes etapas de conversión de potencia mediante convertidores electrónicos (ATRU, ATU, TRU), estos se encargan de adaptar la energía a los diferentes subsistemas.

Dentro de la arquitectura eléctrica se consideran dos clases de fuentes externas, las fuentes normalizadas a infraestructuras de aeropuertos cuyos niveles están estandarizados a 115 VAC 400 Hz, y la RAT, cuya función es desplegarse del fuselaje del avión en caso de falla crítica y total pérdida de energía del avión asemejando el funcionamiento de una turbina eólica para alimentar sistemas críticos [18].

3.1 Particularidades del sistema eléctrico del Boeing 787

La evolución de los sistemas eléctricos ha impulsado el desarrollo de arquitecturas y sistemas que buscan mejorar la eficiencia y reducir peso. En este contexto el Boeing 787 incorpora particularidades que lo distinguen a los diseños convencionales marcando una transición a arquitecturas más eléctricas.

3.1.1 Alto voltaje en AC y CD

Los principales fabricantes de aeronaves a nivel mundial (AIRBUS Y BOEING) han estandarizado los valores de suministro de potencia a 115 VAC a una frecuencia de 400 Hz estables, que se complementa con una derivación de buses de 28 VDC destinados principalmente a los equipos de telemetría, comunicaciones, navegación y control.

Boeing incursionó en el concepto de aeronaves más eléctricas con el desarrollo del 787 Dreamliner, al implementar niveles de tensión más elevados tanto en AC como en DC con el objetivo de reducir peso, utilizando principios similares a los de líneas de transmisión donde a tensiones más altas se puede transmitir la misma potencia, pero con corrientes menores, los niveles de voltaje del sistema eléctrico se muestran en la Tabla 2.

Tabla 2. Parámetros eléctricos de fuentes de alimentación de los buses del sistema eléctrico del B787. Adaptado de [18].

Tensión	Frecuencia	Corriente
235	360-800 Hz	AC
115	400 Hz	AC
270	-	DC
28	-	DC

El Boeing 787 fue diseñado bajo el concepto más eléctrico y con una arquitectura digitalizada y sistemas de comunicación basados en fibra óptica y buses de datos, lo que redujo en gran medida el peso de los componentes y sistemas, reemplazando cableados de control y sistemas analógicos además de la sustitución de sistemas mecánicos, hidráulicos y neumáticos por sistemas eléctricos, característica que permitió incrementar la eficiencia de consumo de combustible y a pesar de ser una aeronave más eléctrica, este modelo presenta una cantidad de cableado relativamente mayor, como se indica en la Tabla 3.

Tabla 3. Características de cableado de aeronaves. Adaptado de [19].

AERONAVE	Fuselaje	Cableado
Boeing 787	Ancho	500 km
Boeing 767	Ancho	140 km
Airbus A380	Ancho	480 km

Bajo esta relación, el diseño del sistema eléctrico parte de diferentes buses de alimentación de CA y CD, son subsistemas modulares que cumplen con diferentes tareas de acondicionamiento de sistemas de la aeronave como se puede observar en la Figura 38 y en la Figura 39.



Figura 38. Bahía eléctrica del Boeing 787. Tomada de [32].



Figura 39. Bahía de transformación de potencia Boeing 787. Tomada de [32].

3.1.2 Generadores de frecuencia variable.

Una de las características más destacadas en la arquitectura más eléctrica del Boeing 787, es la implementación de generadores de frecuencia variable (VFSG), en este apartado, Boeing decide sustituir los IDG/CSD, los cuales regulaban la red eléctrica utilizando el torque del motor del avión como potencia de entras y mediante elementos mecánicos, e hidráulicos lo convertían en energía eléctrica a una frecuencia constante, sin embargo este sistema es pesado, complejo y de alto mantenimiento, por lo que Boeing implementó los VFSG que le permiten operar la red eléctrica directamente de la velocidad del motor [20].

El Boeing 787 utiliza una tecnología de motor turbo Fan con motores GEnX [21], tanto los VFSG, así como la unidad de control electrónico se encuentran acoplados a la caja de engranes y accesorios del motor, cuya estructura y partes se muestran en la Figura 40.

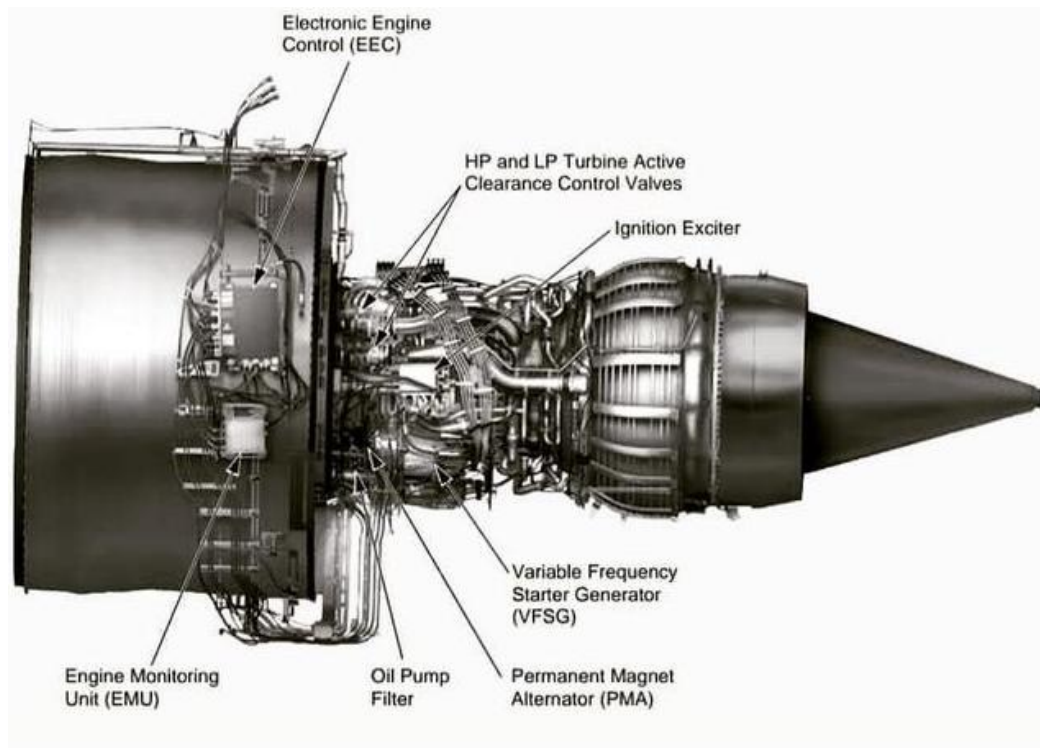


Figura 40. Motor GEnX. Adaptado de [20] y [21].

Cada motor del Boeing 787 incorpora dos VFSG capaces de funcionar tanto como motores eléctricos durante el arranque, como generadores una vez que el motor principal está en funcionamiento. Estos equipos producen 235 VAC, con una potencia de 250 kVA por unidad y con un rango de frecuencia que varía entre 360 y 800 Hz, dependiendo de las revoluciones del motor en las diferentes etapas de empuje [18].

La mayoría de los sistemas de los aviones modernos no son capaces de trabajar con un rango tan amplio en frecuencia, y al contar con VFSG, es necesario producir una señal de

AC de frecuencia constante y compatible con los sistemas del avión y para hacerlo se ocupa tratar la señal del generador en dos etapas utilizando convertidores electrónicos de potencia de carácter AC-DC-AC, la primera como una etapa de rectificación donde se elimina por completo la frecuencia de la señal de AC y la segunda etapa consiste en adecuar dicha señal a las características deseadas de la carga mediante un inversor [23], ambas etapas se muestran en la Figura 41.

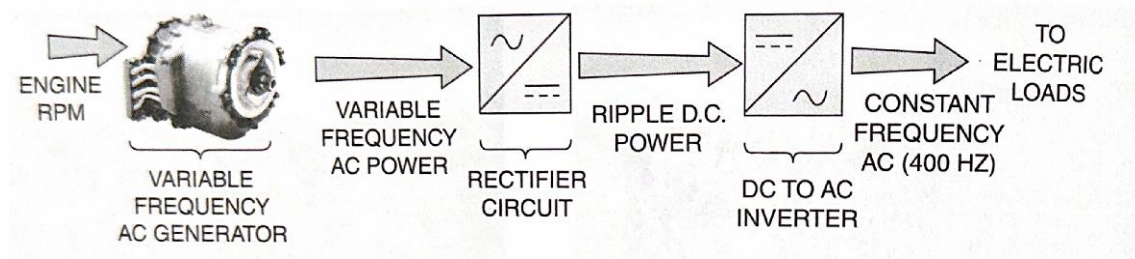


Figura 41. Conversión de AC de frecuencia variable a AC de frecuencia constante. Tomada de [23].

Este sistema de distribución representa una ventaja competitiva en el sector ya que al eliminar la necesidad de sincronizar mecánicamente los generadores con la velocidad de rotación del motor mediante la eliminación del IDG/CSD y elementos mecánicos para asegurar una frecuencia constante, se reduce drásticamente el peso total del sistema [23].

De igual manera el aumento de frecuencia en ciertos estados operativos permite realizar un dimensionamiento y diseño físico más compactos y ligeros de máquinas eléctricas sin sacrificar desempeño, por lo que la implementación de esta tecnología es un avance importante en el diseño de sistemas eléctricos de potencia en aeronaves.

3.2 Componentes del sistema

3.2.1 Controlador común de arranque de motores.

El sistema eléctrico del B787 depende en gran medida del correcto funcionamiento de los motores principales ya que las flechas de los generadores se encuentran acoplados a las cajas de accesorios y engranajes de estos.

El elemento encargado del correcto funcionamiento, arranque y supervisión de los motores es el CMSC, es de suma importancia ya que tan solo controla y gestiona el sistema de arranque de motores, arranque de unidades de potencia auxiliar, compresores y algunas bombas eléctricas del sistema hidráulico incluso pudiendo operar más de un motor [24].

El CMSC depende de una alimentación de 270 V de corriente continua en alta tensión transformada en la unidad de autotransformador rectificador cuya alimentación de entrada es de 235 VAC. Cada uno de los sistemas gemelos que componen el sistema eléctrico cuenta con 4 de estos elementos ubicados en los paneles P800 Y P700 respectivamente.

A nivel diseño, este componente cuenta con 2 procesadores dedicados a distintas funciones, uno diseñado para comunicaciones y protección y el segundo gestiona la operación de los inversores y la modulación de anchos de pulso, lo que los hace elementos de alto procesamiento que necesitan de una gestión térmica adecuada, la cual se implementa mediante una refrigeración líquida (PECS).

3.2.2 Unidad de autotransformador rectificador.

El sistema conocido como ATRU es la principal etapa de conversión de potencia, dentro del sistema eléctrico del B787, dicha etapa de electrónica de potencia consiste en un rectificador pasivo no aislado de 12 pulsos normalmente estandarizado a 12 o 18 pulsos para aplicaciones aeronáuticas [25], su esquema se muestra en la Figura 42.

La importancia del ATRU radica en que es la principal fuente de alimentación del CMSC.

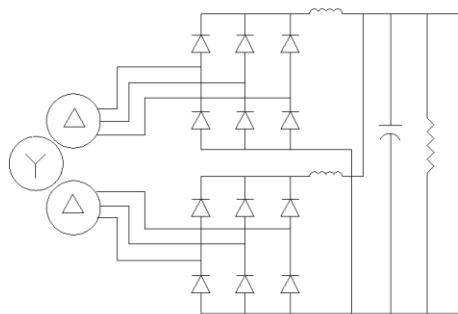


Figura 42. Esquema general de un rectificador de 12 pulsos.

Estos equipos proveen de energía en DC de manera eficiente y confiable, algunos fabricantes pueden aumentar la cantidad de pulsos dependiendo de la necesidad de reducir la distorsión armónica (THD). El fabricante Crane Aerospace & Electronics, establece la siguiente relación en las especificaciones de los ATRU'S, cuya representación física se observa en la Figura 43.

Voltaje de entrada: 115 V AC o 230 V CA

Voltaje de salida: 270 Vdc o 540 Vdc

Eficiencia: 98%+

Factor de potencia: >0,98 (dependiendo de la configuración y el nivel de potencia)

Distorsión de la corriente de entrada (THD):

- 12 pulsos <12%.
- 18 pulsos <7%.
- 24 pulsos <5%.
- 30 pulsos <3%.



Figura 43. ATRU fabricante Crane Aerospace & Electronics. Tomada de [24].

La configuración eléctrica del 787 respecto a los ATRU es de 4 equipos en total y sus parámetros eléctricos se representan en la Tabla 4. Parámetros eléctricos ATRU, siendo dos por cada lado del avión y uno fungiendo como redundancia del otro. EL ATRU transforma una señal de 235 VAC trifásica de frecuencia variable en una señal de +/- 270 VDC, alimentando a los buses HVDC [25].

Tabla 4. Parámetros eléctricos ATRU. Adapado de [25]

Potencia de entrada	Voltaje de entrada	Voltaje de salida	Comentarios
150 KVA • 1 Amp Min • 223 Amp Nominal • 255 Amp Max	235 VAC – Frecuencia variable (360-800 Hz)	+/- 270 VDC	Transforma la corriente alterna generada por los generadores principales ubicados en los motores

65 KV • 1 Amp min • 200 Amp nominal • 225 Amp Max	115 VAC – 400 Hz	+/- 270 VDC	Transforma la corriente alterna generada por una fuente de energía externa
---	------------------	-------------------	--

La importancia de mantener energizados estos equipos radica en las cargas que alimenta, ya que estas cargas puntuales contienen elementos que aseguran el correcto funcionamiento de los sistemas más críticos de la aeronave que se encargan del arranque de motores, bombas, compresores y elementos del sistema hidráulico.

3.2.3 Unidad de transformador rectificador.

Al igual que el ATRU, el TRU consiste en un rectificador que se encarga de reducir el voltaje generado a 235 VAC de frecuencia variable a 28 VDC, dicho voltaje alimenta cargas de instrumentación para el monitoreo y control de la aeronave en el área de cabina. La configuración de estos rectificadores asegura un bajo rizo debido a la cantidad de pulsos implementados en el rectificador obteniendo una fuente de corriente directa regulada, perfecta para alimentar las cargas anteriormente mencionadas [26].

El fabricante Crane Aerospace and electronics define el TRU como una unidad de conversión aislada de AC a DC para obtener potencia en DC con los parámetros de la Tabla 5. [27]

Tabla 5 Parámetros eléctricos TRU Crane Aerospace & Electronics. Adaptado de [26]

Transformer Rectifier Unit (TRU)
• Input voltage: 115 VAC or 230 VAC • Output voltage: 28 VDC or 270 VDC • Output current: 10 A to 400 A • Efficiency: 85 to 92%+ • Power Factor: >0.96 • (depending upon configuration and power level) • High current overload capability • (typically, 150% for 2m and 200% for 5s) • Compatible with pulsed /dynamic loads

El fabricante Global Aviations systems nos proporciona de forma pública las características de un equipo de este tipo descrito en la

Tabla 6.

Tabla 6. Parámetros eléctricos TRU. Adaptado de [27]

Tiempos de sobrecarga	Voltaje de entrada	Parámetros de salida	Comentarios
2400 Amp (2 Seg) 1200 Amp (40 Seg)	235 VAC – Frecuencia variable (360-800 Hz)	+/- 28 VDC 600 Amp 1% de rizo >92% de eficiencia	Transforma la corriente alterna generada por los generadores principales ubicados en los motores

Adicionalmente el bus de 28 VDC considera una etapa de conversión de energía para alimentar a la unidad de suministro de los frenos eléctricos. En esta etapa se transforman los +/- 28 VDC a +/- 130 VDC para mantener energizados los controladores y actuadores encargados de los frenos eléctricos.

3.2.4 Unidad de autotransformador.

Dentro de los muchos cambios implementados para la arquitectura más eléctrica del Boeing 787, se incluyen buses de alto voltaje en AC, esto asimilando a las técnicas utilizadas en líneas de transmisión de alta tensión donde a mayor voltaje menor corriente en las líneas y por lo tanto se puede utilizar un calibre mucho menor a comparación de aviones que solamente contemplan un voltaje estandarizado a 115 VAC. Es por eso que se establece la etapa del ATU cuyo modelo físico se observa en la Figura 44.



Figura 44. Safran Group, “Auto Transformer Unit (2025). Tomada de [27].

Este equipo realiza la conversión del voltaje de forma bidireccional es decir de 235 VAC a frecuencia variable de 360 a 800 Hz a la entrada y obteniendo una salida de 115 VAC a 400

Hz y viceversa [29], dentro de la arquitectura del sistema eléctrico existen únicamente 2 de estas unidades. La salida de 115 VAC entrega suministro de energía a los buses izquierdo y derecho respectivamente que se encargan de alimentar ventiladores de enfriamiento forzado y bombas del sistema de enfriamiento líquido, mientras que la salida de 235 AC, solamente opera y suministra mientras haya suministro por parte de las fuentes externas, es decir que el avión se encuentre realizando operaciones terrestres conectado a una fuente externa (AFT, FWD).

Las unidades de control de generadores (GCU) tienen lazos de comunicación que permiten recibir comandos del bus de datos para controlar los contactos y relevadores de la unidad de auto transformador.

Adicionalmente el lazo de comunicación que tiene el bus de datos se relaciona con la unidad de control de carga eléctrica (ELCU) para realizar monitoreo y protección de las cargas.

El fabricante Crane Aerospace and electronics define el ATU como una unidad simple, bidireccional y eficiente de conversión de potencia con los parámetros descritos en la Tabla 7.

Tabla 7. Parámetros eléctricos ATU Crane Aerospace & Electronics. Adaptado de [29]

Auto-Transformer Unit (ATU)
• AC step up 115 Vac to 235 Vac • AC step down 235 Vac to 115 Vac • Output power: 5 to 100 kVA • Efficiency: >98% • Phase load imbalance correction • Low transfer impedance

3.2.5 Sistema de enfriamiento para electrónica de potencia

Con las mejoras y optimización en el diseño de motores y con la tecnología implementada de frecuencia variable, las cargas relacionadas a los motores tienen un incremento de densidad térmica para todo el procesamiento necesario entre la electrónica de conmutación en convertidores y procesadores, por lo que se implementa una solución líquida que remueve el calor acumulado por estos elementos [31].

El sistema de enfriamiento para electrónica de potencia (PECS, por sus siglas en inglés) consiste en un sistema de enfriamiento líquido encargado de distribuir refrigerante mediante bombas a los diferentes sistemas y etapas de conversión que necesiten de bajas temperaturas para un funcionamiento óptimo [31].

El PECS solamente se habilita de forma automática si se detecta que alguno de los motores ya sean principales o auxiliares se encuentra activo o si una fuente externa se encuentra disponible, y se encarga de mantener la temperatura estable durante una operación normal.

El diagrama se muestra en la Figura 45. El sistema se compone de 2 circuitos de refrigeración con un sistema de bombas redundantes e independientes independiente uno en el sistema izquierdo y otro en el derecho. El sistema de enfriamiento se encarga de hacer recirculamiento de líquido para abatir progresivamente el calor residual generado por los motores una vez que el avión se encuentra en tierra.

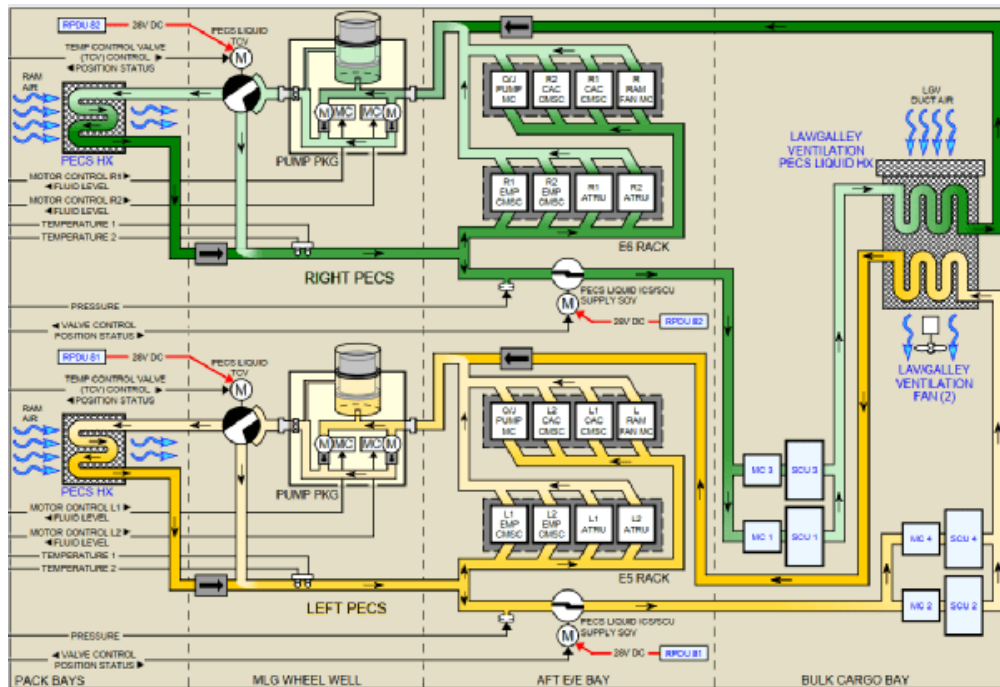


Figura 45. Diagrama del sistema PECS. Tomada de [31].

3.2.6 Unidad de control de buses de potencia.

El BCPU, es el módulo principal de control de los 4 diferentes buses de niveles de voltaje, tanto el sistema izquierdo (L) como el derecho (R) cuenta con una de estas unidades, y su principal función es gestionar la conexión, protección y transferencias entre fuentes de energía de las distintas fuentes de alimentación del sistema eléctrico del avión.

En la Figura 46 se muestra el esquema lógico de protección y control del BCPU, y como es que interactúa con los controles de carga eléctrica (ELCU) y la unidad de control de generadores (GCU) por medio de una misma red de datos en ambos sistemas, así mismo monitorea de forma continua los parámetros eléctricos de los buses mediante TC's y TP's para detectar anomalías en la red y de esta forma coordinar la protección del sistema ante fallas o sobrecargas. Cada uno de los BCPU controla y monitorea el sistema eléctrico asegurando la continuidad del suministro mediante transferencias, y redundancias [3].

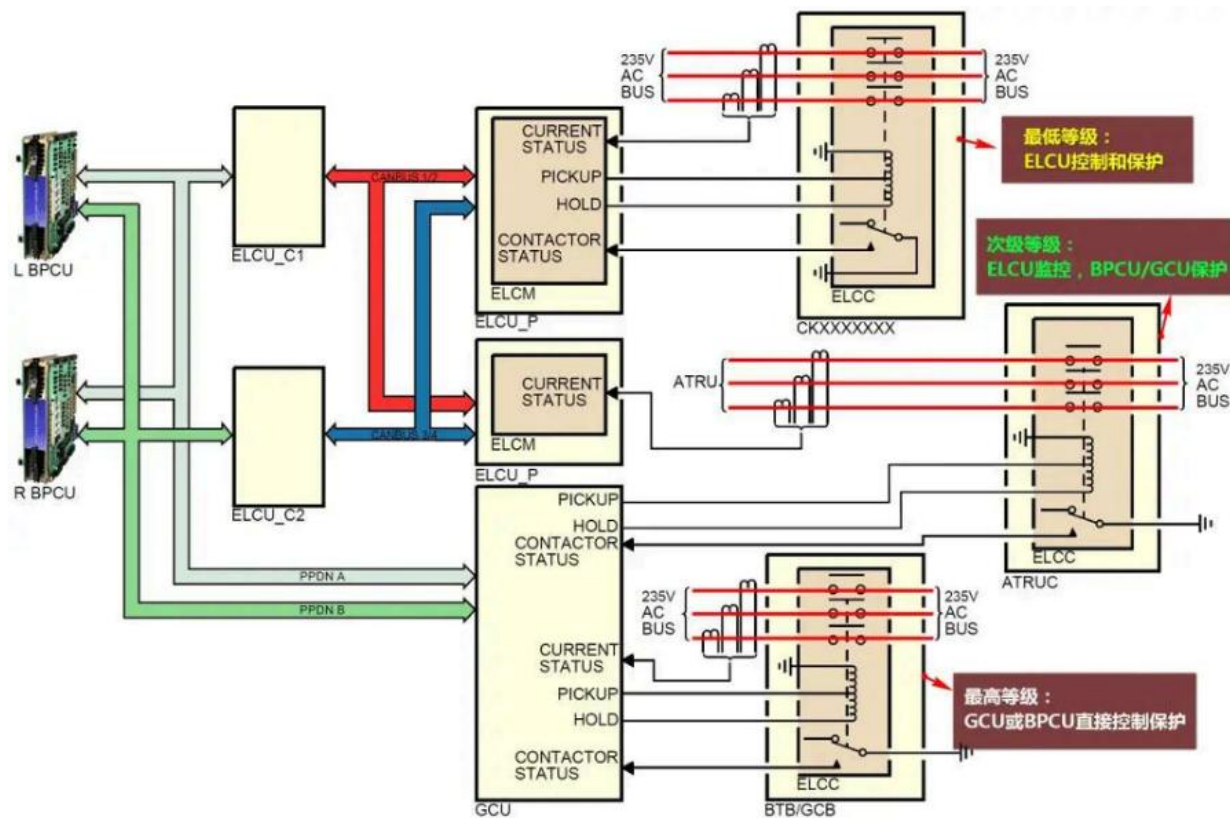


Figura 46. Esquema lógico de protección del BCPU. Tomada de [3].

En la Figura 47, se muestra de forma general el esquema lógico de control del BCPU y como es que interactúa con los paneles P300/P400 por medio de la red de datos [3], esto con el objetivo de accionar mediante los contactores, disyuntores y contactos que se encargan de establecer la redundancia y asegurando la continuidad de suministro del sistema eléctrico.

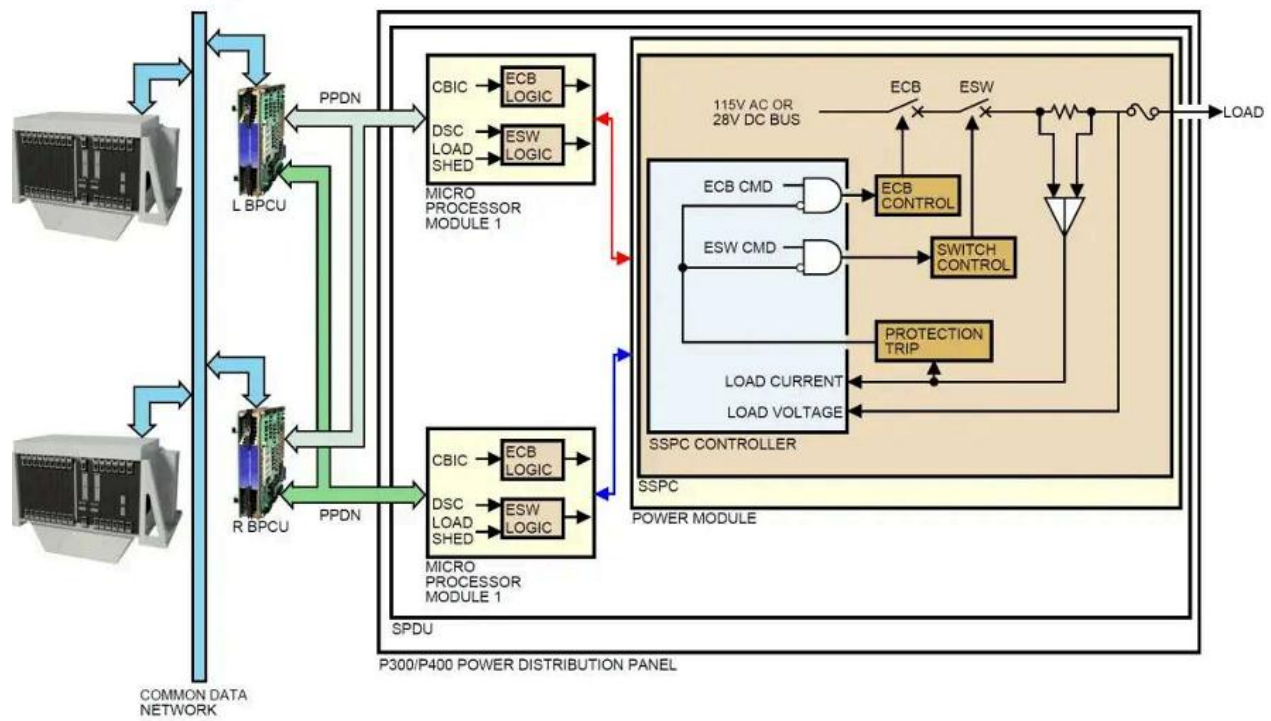


Figura 47. Esquema lógico de control del BCPU. Tomada de [3].

3.3 Descripción del sistema eléctrico

Debido a que las funciones del sistema eléctrico son variadas, Boeing decidió agrupar en diferentes paneles a los elementos eléctricos encargados de la distribución de potencia, cada panel esta agrupado por función y corresponden a los elementos siguientes:

3.3.1 Paneles de distribución de potencia P100/P200 L/R 235VAC.

Principales compartimentos de distribución de potencia, dentro de estos se encuentran los elementos que controlan, protegen y distribuyen la potencia de los VFSG [33], ambos sistemas (L y R) cuentan con una redundancia de generadores, estos paneles contienen a las principales redes de datos entre las unidades de control de generador (GCU) y las unidades de control de la carga eléctrica (ELCU), los interruptores del panel, interactúan mediante lógica para interactuar con los buses aledaños si es que uno de los generadores principales pierde potencia, el modelo utilizado se muestra en la Figura 48.

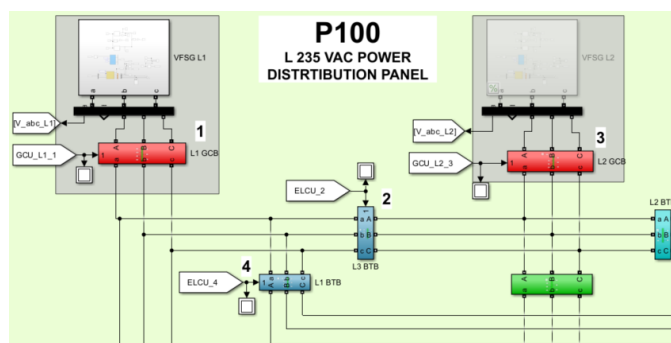


Figura 48. Panel P100/P200.

3.3.2 Panel de potencia auxiliar P150.

Encargado de generar potencia a 235 volts en corriente alterna, esta energía proviene de los generadores ubicados en la APU, cuya función es proveer energía en operaciones terrestres cuando los motores principales no están encendidos o en emergencias [33] y debido a su naturaleza como máquina eléctrica, estos generadores estabilizan el suministro eléctrico a los 2 minutos de haber encendido, el modelo utilizado se muestra en la Figura 49.

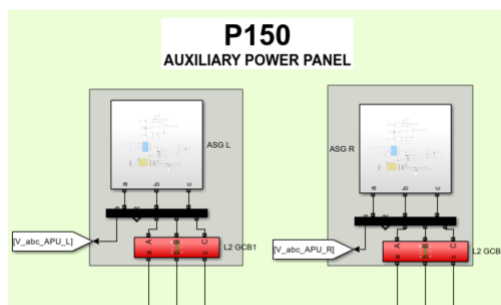


Figura 49. Panel P150.

3.3.3 Paneles de distribución de potencia P300/P400 115 VAC y 28 VDC

Distribuye potencia a cargas de 115 VAC, durante el encendido del avión, ya que cualquier fuente externa que se encuentre en tierra puede suministrar potencia a este voltaje y de esta forma activar cargas, principalmente controles de vuelo, adicional a esto, cuenta con elementos que permiten conectar y favorecer el flujo de potencia a otras fuentes en caso de pérdida de generadores, coordinando la redundancia de ambos sistemas mediante interruptores[33], el modelo utilizado se muestra en la Figura 50.

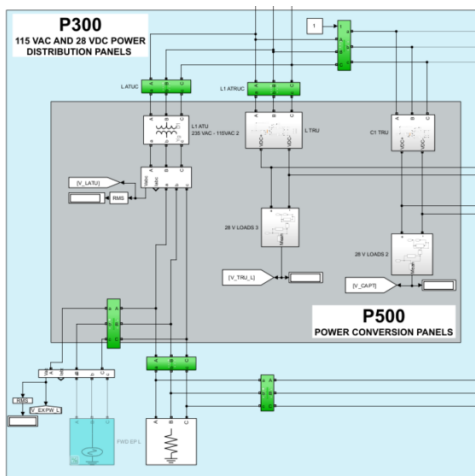


Figura 50. Panel P300/P400.

3.3.4 Paneles de conversión P500/P600.

El panel P500, es el principal encargado de convertir los niveles de voltaje producto de los generadores en niveles utilizables para diferentes cargas de importancia tanto para alimentación de sistemas de instrumentación en el bus de 20 VDC, así como de sistemas de conversión adicional para frenado. Recibe alimentación directa de los paneles de distribución primarios como el P100, P200 o en algunos escenarios el panel P150 e incorpora a los ATU y TRU [33], el modelo utilizado se muestra en la Figura 51.

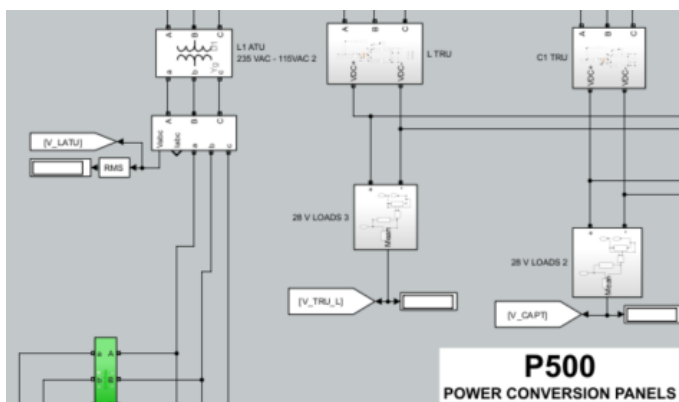


Figura 51. Panel P500/P600.

3.3.5 Paneles de distribución de potencia en DC de alto voltaje

El panel P700 y P800 corresponden a la distribución de potencia de DC de alto voltaje, ambos cuentan con convertidores electrónicos de potencia encargados de rectificar la corriente producida de los generadores mediante los ATRU, se encargan de distribuir a las cargas, principalmente a los CMSC, entre otras. Estos paneles debido al alto procesamiento y elementos de conmutación de electrónica de potencia, siendo refrigerados por liquido mediante el sistema PECS [33], el modelo utilizado se muestra en la Figura 52.

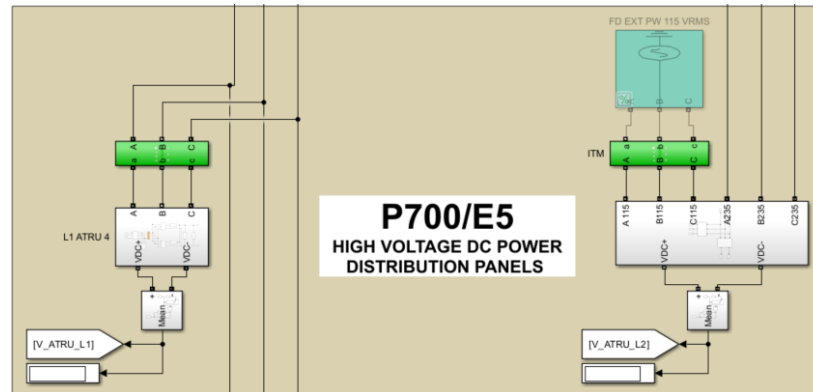


Figura 52. Panel P700/P800.

3.4 Simulación del sistema

Para la simulación del modelo y sus componentes se optó por el software especializado Matlab/Simulink, Se utilizó la versión 2024b utilizando la licencia estudiantil lo que facilitó el acceso y permitió realizar las simulaciones y los elementos del modelo. Se utilizó debido a la variedad de componentes, herramientas de diseño y la facilidad de análisis, así como su integración en el estado dinámico de sistemas eléctricos y de control.

3.4.1 Generadores

Dentro de las limitaciones establecidas en la sección 1.3 se establece que la frecuencia de operación de los generadores por cuestiones de compatibilidad se fija en 60 Hz, para el modelado de los generadores y el APU se utiliza el bloque VFSG mostrado en la Figura 53.



Figura 53. Bloque VFSG 250 KVA.

Para el desarrollo del modelo de control de excitación mostrado en la Figura 54 y para ciertos parámetros de los bloques, se tomó como referencia el proyecto de MATLAB/Simulink incluido en la documentación oficial de Mathworks, específicamente el ejemplo “Performance of Three PSS for Interarea Oscillations” permitiendo validar comportamientos de los parámetros del generador en nuestro sistema.

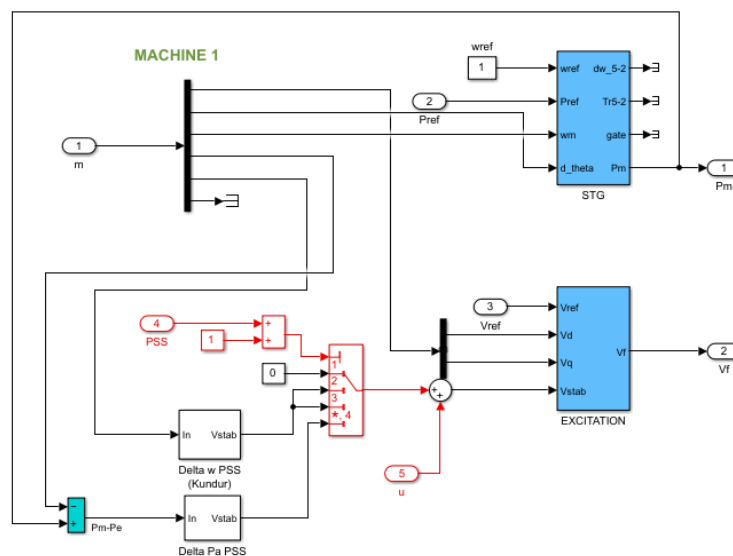


Figura 54. Sistema de excitación del generador L1.

Los parámetros se muestran en la Figura 55.

Parameters	
Low-pass filter time constant $T_r(s)$:	20e-3
Regulator gain and time constant [$K_a()$ $T_a(s)$]:	[200, 0.001] [200,0.001]
Exciter [$K_e()$ $T_e(s)$]:	[1, 0] [1,0]
Transient gain reduction [$T_b(s)$ $T_c(s)$]:	[0, 0] [0,0]
Damping filter gain and time constant [$K_f()$ $T_f(s)$]:	[0, 0] [0,0]
Regulator output limits and gain [E_{fmin} , E_{fmax} (pu), $K_p()$]:	[-12.3, 12.3, 0] [-12.3,12.3,0]
Initial values of terminal voltage and field voltage [V_{t0} (pu) V_{f0} (pu)]	[1,1.83395]

Figura 55. Parámetros del regulador de voltaje

El esquema de control interno del generador mostrado en la Figura 56, se integra por una máquina síncrona donde el gobernador de velocidad se define mediante el bloque STG, así como el bloque del sistema de excitación el cual Implementa un regulador de voltaje de máquina síncrona combinado con un excitador.

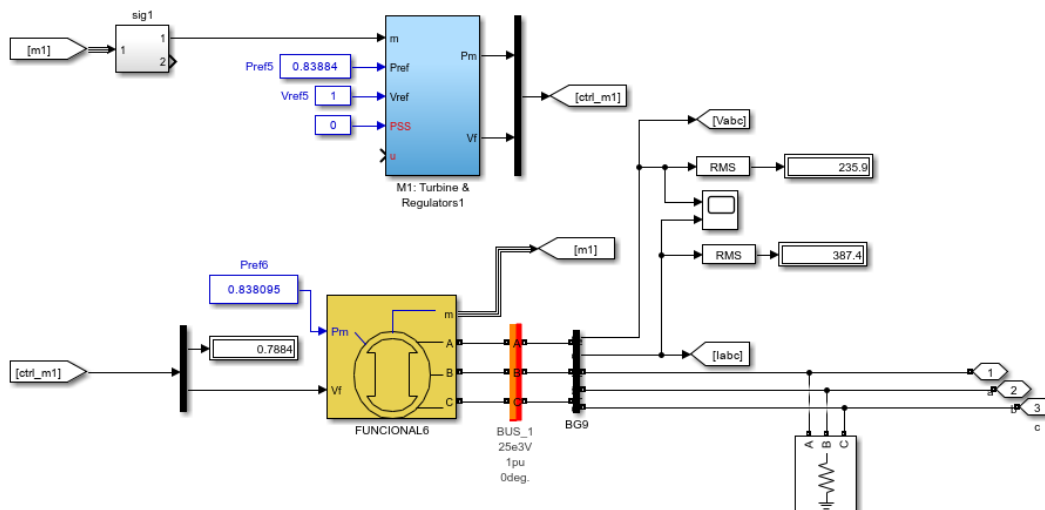


Figura 56. Máscara de bloque del generador L1.

Este recibe la referencia de voltaje V_{ref} , las componentes del voltaje en dq y la señal de estabilización V_{stab} . Con estas entradas, el excitador determina el voltaje de campo V_f , que controla la corriente de excitación del generador ambos elementos se muestran en la utilizando solamente la componente de voltaje de campo como referencia para el lazo de control, que en conjunto con la referencia de potencia mecánica define el comportamiento del generador.

3.4.2 Etapas de conversión de potencia

Simulación del ATRU

La unidad de autotransformador rectificador es la principal etapa de conversión en el sistema eléctrico de potencia del Boeing 787 y es la encargada de energizar los CMSC [25]. Adicional a esto, en la etapa de conversión de potencia se modela como un rectificador de 12 pulsos, con el objetivo de reducir el rizo de forma significativa en esta etapa de conversión. El sistema eléctrico contempla dos variantes.

Variante 1 (235 VAC – 270 VDC).

Para la implementación, se parte desde la estructura general de un rectificador de 12 pulsos, la cual consiste en dos rectificadores trifásicos de 6 pulsos, la máscara del bloque (Figura 57) se muestra en la Figura 58.

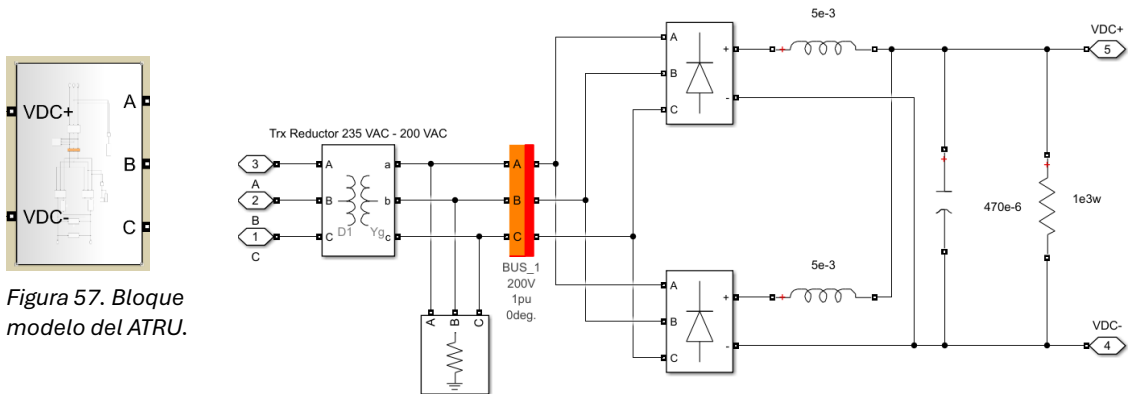


Figura 57. Bloque modelo del ATRU.

Figura 58. Máscara del bloque ATRU en simulink.

Utilizando el voltaje de entrada, calculamos la relación de transformación mediante la ecuación del voltaje promedio de un rectificador de 6 pulsos.

$$V_{DC} = \frac{3\sqrt{2}}{\pi} V_{LL} = 1.35 V_{LL} \quad \dots (39)$$

$$\therefore V_{DC} = 1.35 V_{LL} \rightarrow V_{LL} = \frac{270}{1.35} = 200 V \quad \dots (40)$$

Estableciendo la configuración del transformador como se indica en la Figura 59.

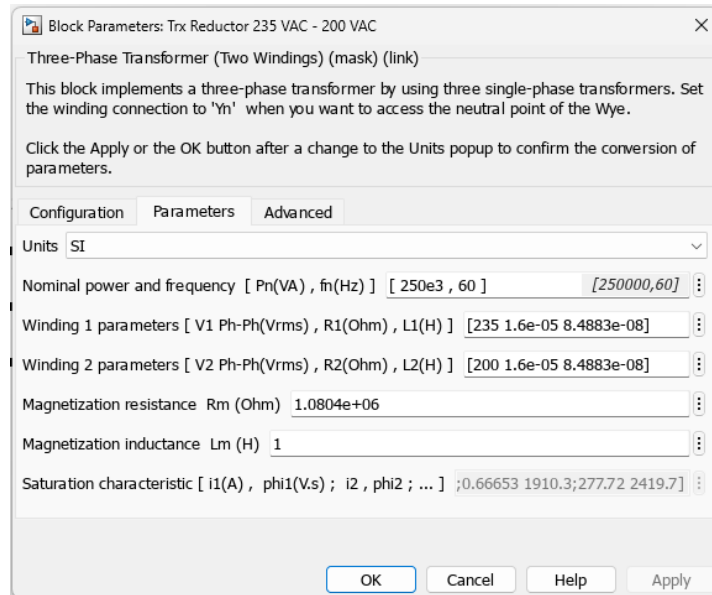


Figura 59. Configuración del transformador del ATRU.

Variante 2 (235 – 115 VAC – 270 VDC)

La segunda variante de este componente mostrada en la Figura 60 y la Figura 61 tiene la capacidad de transformar tanto la energía generada por los motores principales como la de una fuente externa, para llevar a cabo el encendido de motores en tierra por medio de los CMSC.

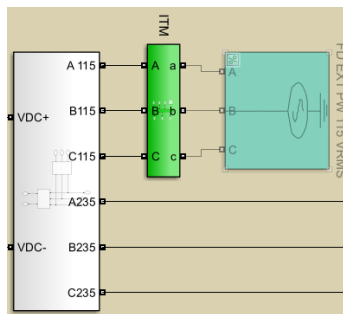


Figura 60. Variante 2 del ATRU.

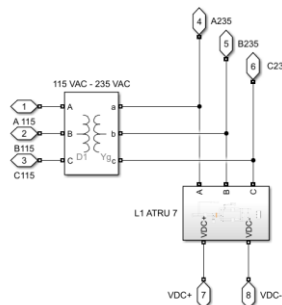


Figura 61. Diagrama de la variante 2 del ATRU.

Finalmente obtenemos un voltaje rectificado de 270 con un voltaje de rizo relativamente bajo, dentro de parámetros y un voltaje rectificado promedio de 270 VDC, su comportamiento se observa en las gráficas de la Figura 62 y la Figura 63.

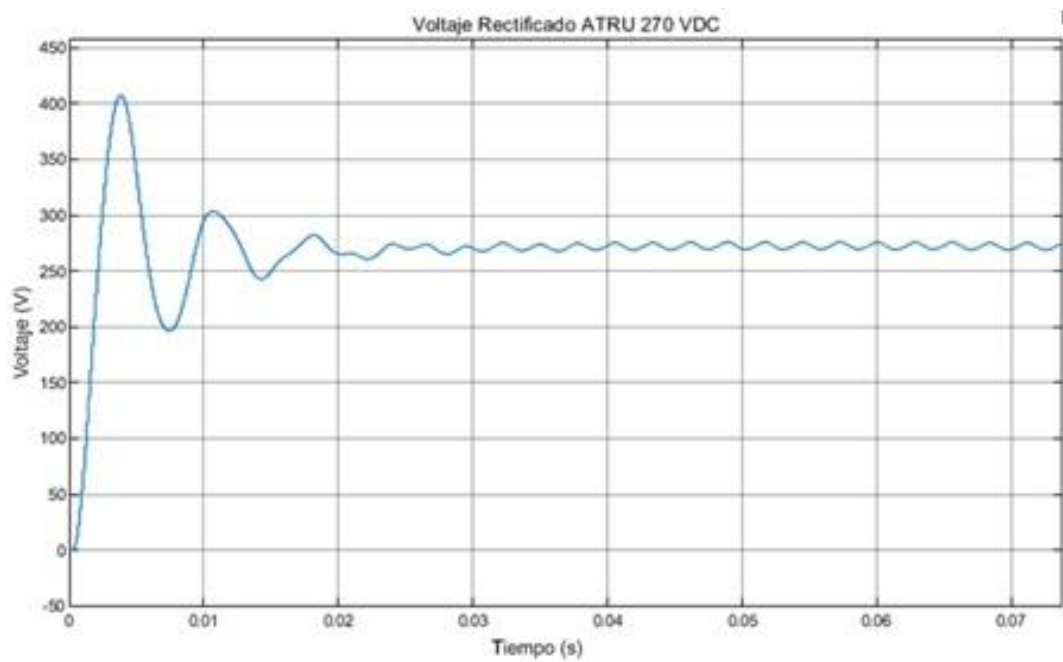


Figura 62. Voltaje a la salida del ATRU 270 VDC.

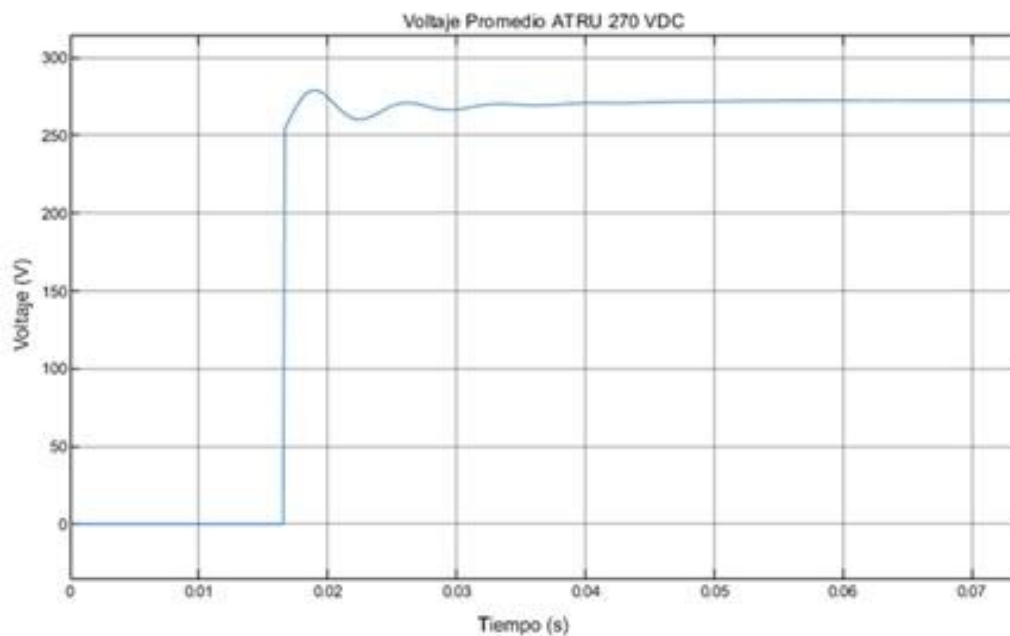


Figura 63. Voltaje promedio en la salida del ATRU 270 VDC.

Simulación del TRU

La principal diferencia del ATRU al TRU, es la capacidad y el voltaje de DC al que rectifica para alimentar las cargas asociadas a este convertidor [26], y a diferencia del ATRU, las cargas asociadas a los buses de 28 VDC corresponden a la instrumentación en cabina, computadoras de vuelo y respaldo del sistema de frenado. El modelado mostrado en la Figura 64, se realizó de la misma manera que el ATRU, modelando un rectificador de 12 pulsos, cambiando la relación de transformación mostrada en la Figura 65 considerando el voltaje requerido de 28 VDC. Utilizando el voltaje de entrada, calculamos la relación de transformación mediante la ecuación del voltaje promedio de un rectificador de 6 pulsos.

$$V_{DC} = \frac{3\sqrt{2}}{\pi} V_{LL} = 1.35 V_{LL} \quad \dots (41)$$

$$\therefore V_{DC} = 1.35 V_{LL} \rightarrow V_{LL} = \frac{28}{1.35} = 20.74 V \quad \dots (42)$$

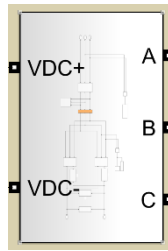


Figura 64. Bloque modelo del TRU.

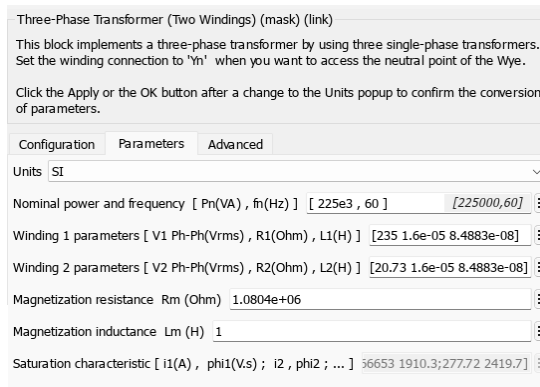


Figura 65. Configuración del transformador del TRU.

Las gráficas mostradas en la Figura 66 y la Figura 67 describen el comportamiento del TRU.

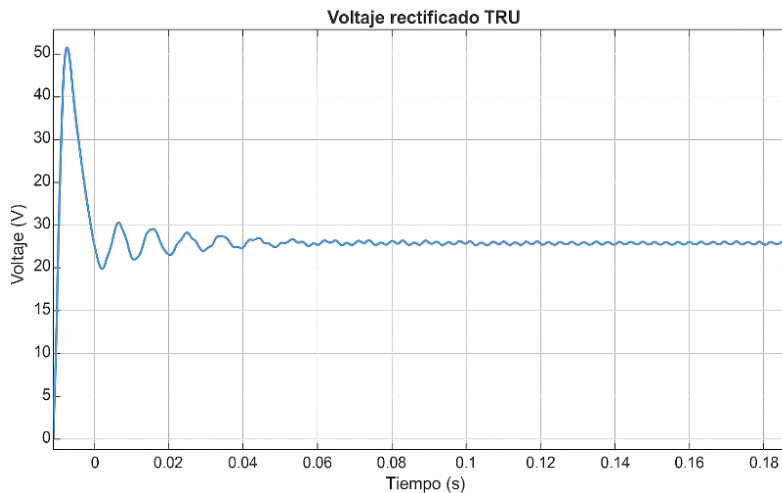


Figura 66. Voltaje a la salida del TRU 28 VDC.

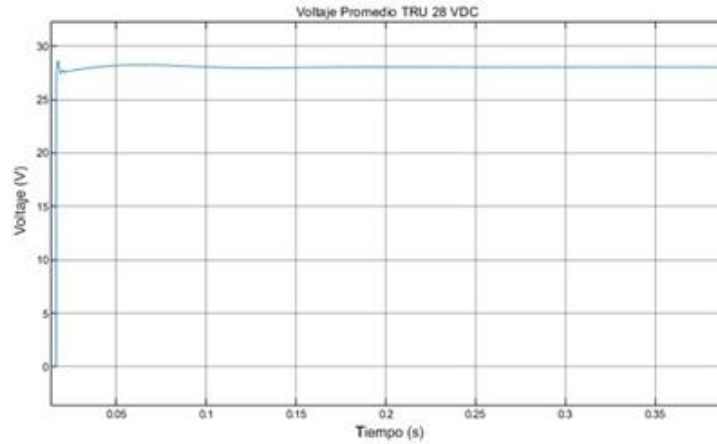


Figura 67. Voltaje promedio en la salida del TRU 28 VDC.

Simulación del ATU

A diferencia de las otras dos etapas principales de conversión de potencia, el ATU es un convertidor AC/AC, bidireccional y aislado dentro de la configuración del sistema eléctrico del B787 y solamente cuenta con dos equipos en cada sistema (Izquierdo y derecho).

En el modelado se considera como un transformador trifásico ideal mostrado en la Figura 68 con una relación de transformación de 235 VAC a 115 VAC, descrita en la Figura 69.

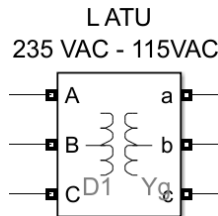


Figura 68. Modelo del bloque ATU.

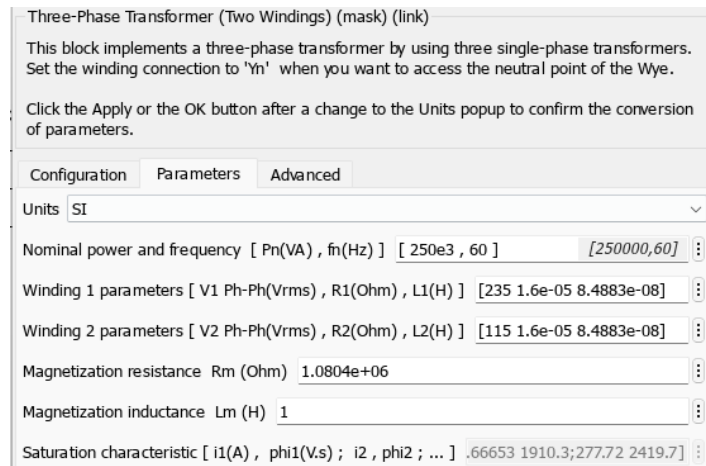


Figura 69. Configuración del ATU.

La gráfica de la Figura 70 muestra la forma de onda a la salida del ATU.

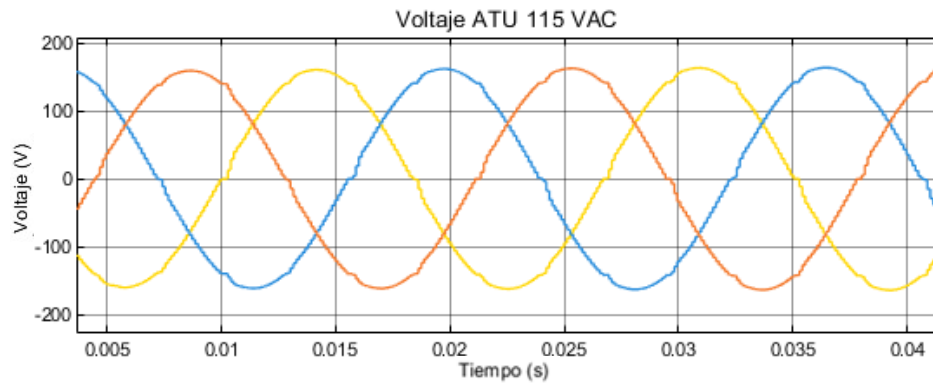


Figura 70. Voltaje a la salida del ATU 115 VAC.

La Figura 71 muestra el voltaje promedio del ATU, el cual se mantiene estable a 115 VAC, lo que demuestra que las relaciones anteriormente mencionadas son correctas.

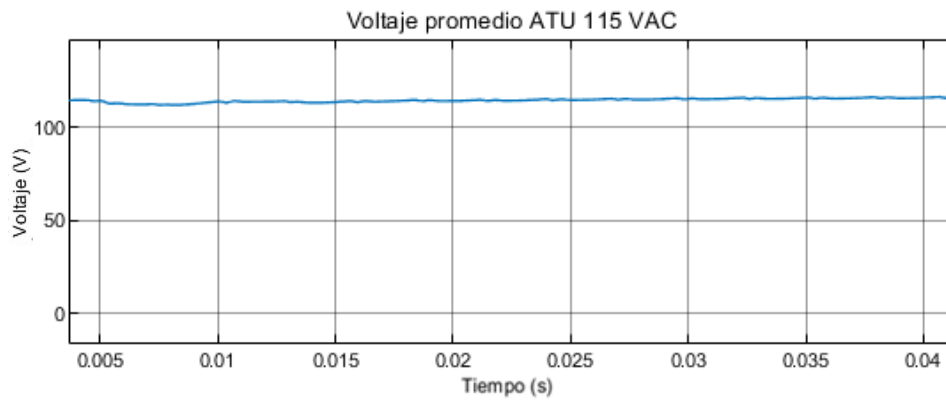


Figura 71. Voltaje promedio RMS a la salida del ATU 115 VAC.

3.4.3 Simulación de Interruptores

Dentro del modelo funcional desarrollado para evaluar el comportamiento dinámico del sistema eléctrico del Boeing 787, los interruptores o disyuntores que realizan la acción de desconexión o conexión controlada de buses de alimentación se modela tomando en cuenta una entrada que dicte la acción de control sobre el dispositivo.

Los interruptores que dictan el comportamiento dinámico contemplado en este trabajo se enumeran del 1 al 9 y según su categoría/sistema como se indica en la Tabla 8.

Tabla 8. Categorización de interruptores del sistema.

#	RED DE DATOS	FASES	SISTEMA
1	GCU	TRIFÁSICO	L1
2	ELCU	TRIFÁSICO	BUS 235 VAC
3	GCU	TRIFÁSICO	L2
4	ELCU	TRIFÁSICO	BUS 235 VAC
5	GCU	TRIFÁSICO	R1
6	GCU	TRIFÁSICO	R2
7	ELCU	TRIFÁSICO	BUS 235 VAC
8	ELCU	TRIFÁSICO	BUS 235 VAC
9	ELCU	TRIFÁSICO	BUS 235 VAC

Donde el parámetro nombrado como GCU corresponde a la red de datos de la unidad de control de generadores, encargada de dictaminar la señal de control ante la pérdida de una de las unidades de generación. En este trabajo la señal de pérdida se genera con el abatimiento de frecuencia de las unidades de generación, generando un pulso en el momento en que se cumple esta condición, a partir de este evento la condición lógica pasa como entrada al circuito lógico desarrollado en la sección 8.

En la Figura 72 se muestra que una vez que la señal ingresa al circuito lógico, la salida producida por este dictamina la condición de apertura o cierre en el interruptor.

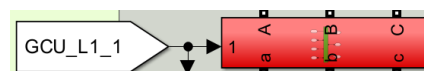


Figura 72. Modelo de interruptor en el sistema.

Para el modelado del interruptor, se utilizó el bloque prediseñado “Three-Phase Breaker” en la configuración de señal externa por lo explicado durante esta sección del trabajo, dicha configuración se muestra en la Figura 73.

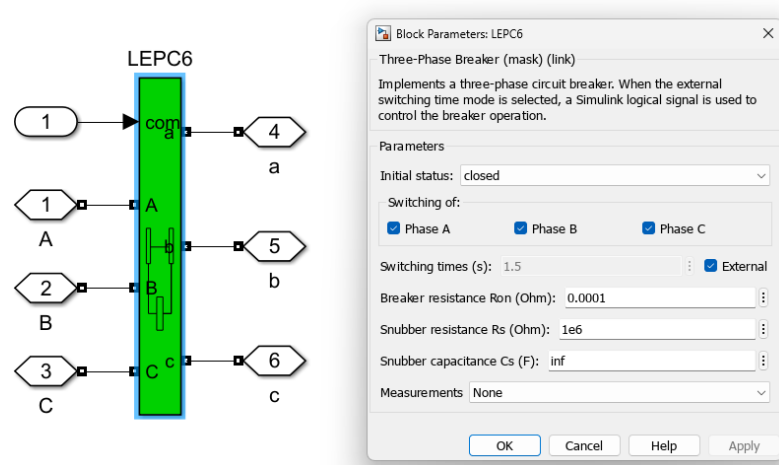


Figura 73. Configuración del interruptor.

Mientras que el comportamiento asociado a los interruptores de la red de datos del ELCU corresponde completamente a la lógica asociada al desarrollo del circuito lógico de la sección 4.2.2.

3.4.4 Niveles de tensión del sistema

En este trabajo se realizó una simulación funcional del sistema eléctrico del Boeing 787, contemplando los principales paneles de conversión y distribución de energía mencionados en la sección 3.3.1, dicha simulación se realizó en Matlab/Simulink y se muestra en la Figura 74. Adicional a esto, se modela el sistema BESS el cual se aborda en las secciones 2 y 4 como complemento del sistema eléctrico original.

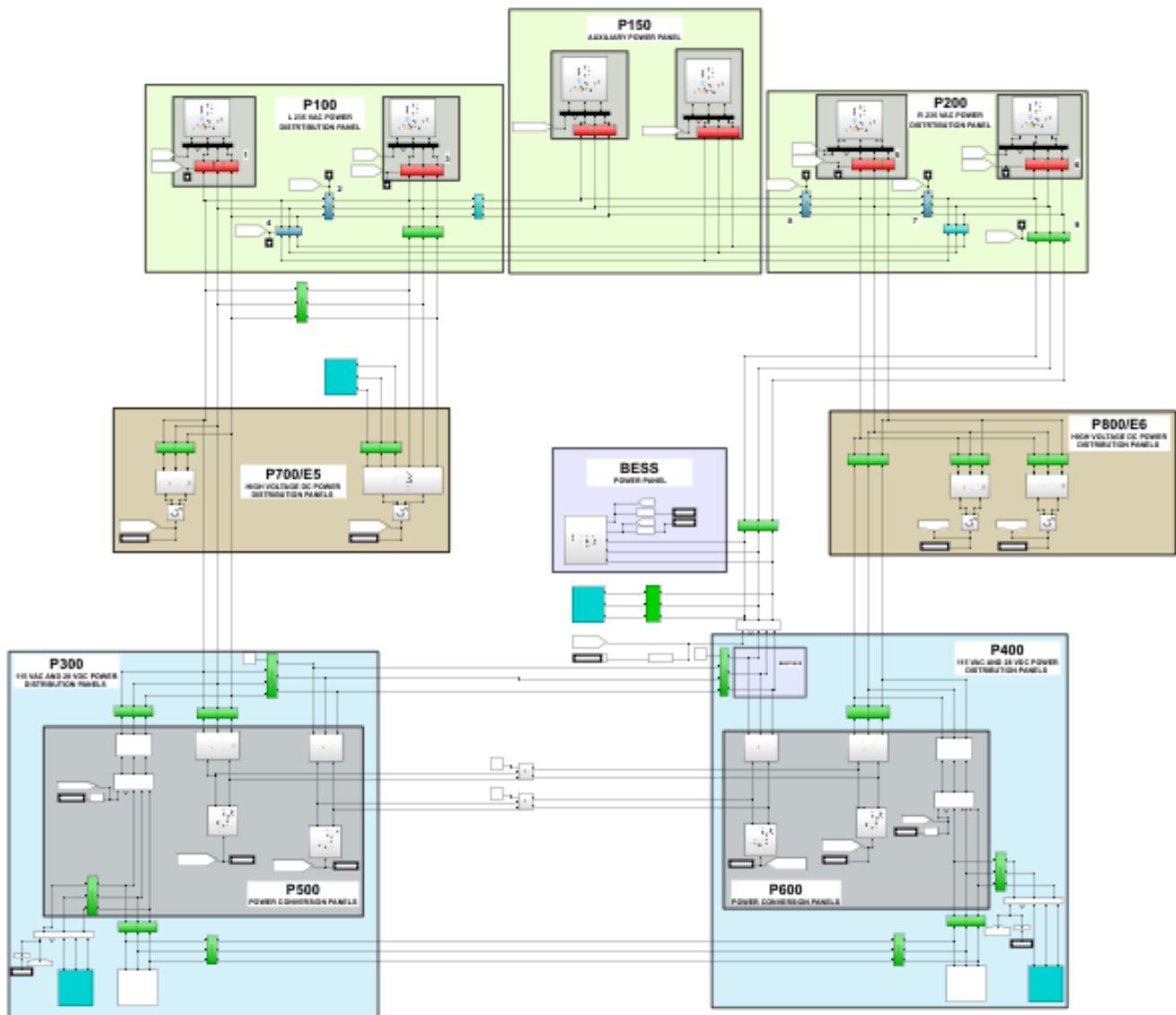


Figura 74. Modelo del sistema eléctrico del Boeing 787 en simulink.

Este modelo de simulación se diseña con el objetivo de realizar evaluaciones al comportamiento dinámico del sistema y evaluar las condiciones operativas cuando este se somete a cambios en el suministro de potencia de los buses de suministro eléctrico.

3.5 Mediciones

En la Figura 75 se observa que el modelo desarrollado muestra los diferentes niveles de voltaje de los buses de distribución tanto en AC como en DC, producto de la potencia entregada de los generadores, así como de las etapas de conversión y adecuamiento de energía para la alimentación de diferentes cargas del avión, ya que los parámetros eléctricos son estables se puede proceder a evaluar el desempeño del modelo en comportamientos dinámicos del sistema.

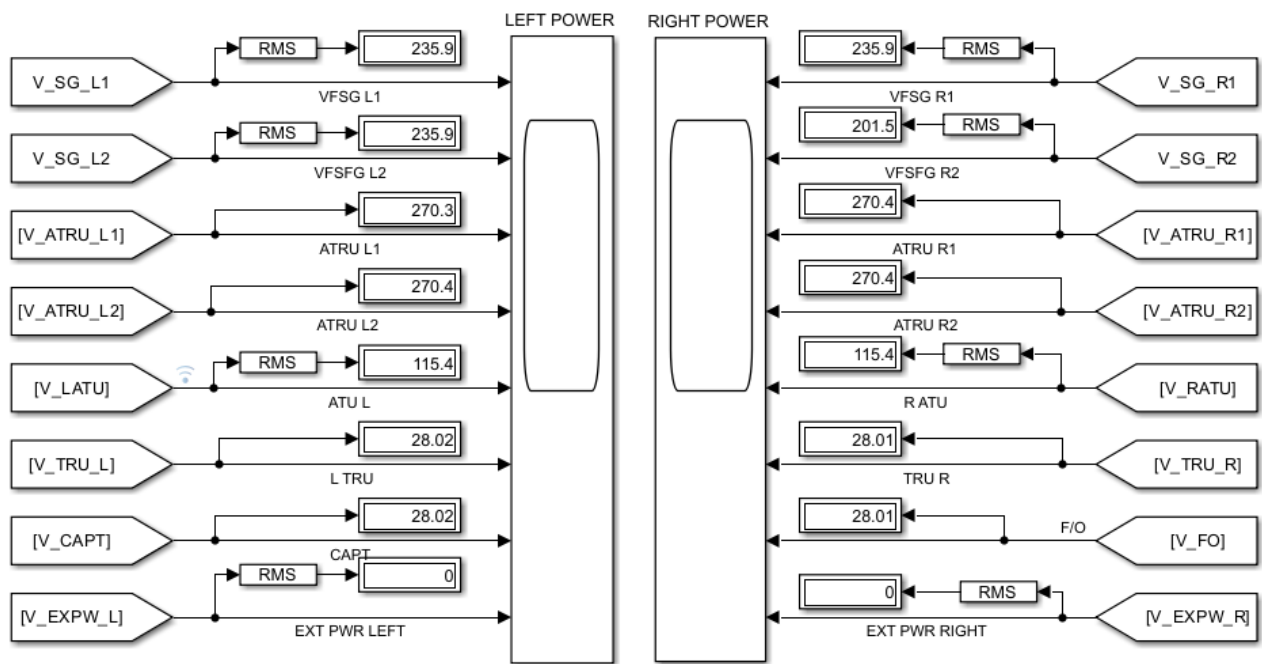


Figura 75. Mediciones de voltajes en modelo de simulación.

4. Esquema de recuperación de carga

Como se ha descrito a lo largo de este trabajo, la arquitectura eléctrica del Boeing 787 Dreamliner es bastante robusta para prevenir casi cualquier contingencia, sin embargo, existen ciertas vulnerabilidades que no son posibles de predecir bajo ciertos escenarios, prueba de ello son los eventos asociados en la sección 1.

El esquema de recuperación de carga es el eje principal de este trabajo, se fundamenta en que, en un escenario de doble falla de motor durante una condición crítica de vuelo, ya sea despegue o aterrizaje, se puede producir una pérdida total de potencia eléctrica en la red del avión, dicha falla puede ser producto de ingesta de pájaros en motores, fallas mecánicas o humanas, que desencadenen en la pérdida de rotación de los motores principales y por lo tanto de los generadores, lo que desencadenaría una pérdida total de energía y del accionamiento de las superficies de control accionadas por actuadores electromecánicos e electrohidráulicos [20]. Debido a su naturaleza eléctrica, muchas de las partes móviles de las superficies de control de las alas son de accionamiento eléctrico en conjunto con el sistema hidráulico, en general el funcionamiento en conjunto consiste en utilizar energía eléctrica para el accionamiento de bombas hidráulicas dependiendo del sistema al que esté asociado la superficie, como se muestra en la Figura 76.

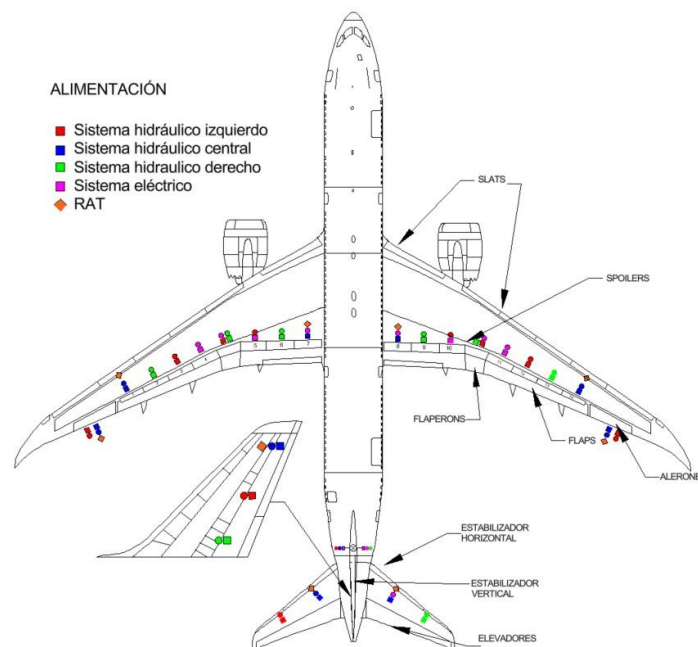


Figura 76. Alimentación por sistema de superficies de control del avión. Adaptado de [20].

En la sección 3.2.2 se especifican los alcances del CMSC y como interactúan en el control, gestión y arranque de los motores y al estar en una condición crítica de vuelo, no se cuenta con tiempo suficiente de vuelo sin empuje, es decir que el avión se encuentre en

sustentación para realizar el arranque de motores desde el encendido del CMSC si es que este pierde alimentación ante la pérdida de ambos motores. Pensando en este hecho, se plantea un esquema de recuperación de carga como una modificación al sistema eléctrico existente, dicho esquema basado baterías debido a la capacidad que tienen de suplir energía de forma inmediata, que permita soportar las cargas ante una pérdida de generación fungiendo como un “Puente” de transición eléctrica entre la pérdida de generadores y el arranque de uno de los motores principales o en su defecto de la unidad de potencia auxiliar, todo esto mediante una transición cerrada con el objetivo de evitar pérdidas de información, apagado de equipos, motores y computadoras, es decir que el sistema y sus cargas no perciban un corte de energía durante la transición de fuentes eléctricas utilizando este “Puente energético”.

4.1 Circuito lógico para transferencia cerrada

4.1.1 Tabla de verdad

Para definir la lógica de apertura y cierre de los elementos que conforman el sistema eléctrico, en especial de la sección de control de generadores, partimos de la premisa que existen 4 unidades de generación (L1, L2, R1, R2) en dos grupos redundantes, donde si evaluamos las condiciones del sistema, obtenemos la Tabla 9, una tabla de verdad con todas las posibles condiciones de falla en las unidades de generación, que resulta en 16 casos.

Tabla 9. Tabla de verdad, condiciones operativas de los generadores.

Caso	Entradas			
	L1	L2	R1	R2
1	0	0	0	0
2	0	0	0	1
3	0	0	1	0
4	0	0	1	1
5	0	1	0	0
6	0	1	0	1
7	0	1	1	0
8	0	1	1	1
9	1	0	0	0
10	1	0	0	1
11	1	0	1	0
12	1	0	1	1
13	1	1	0	0
14	1	1	0	1
15	1	1	1	0
16	1	1	1	1

4.1.2 Lógica de apertura y cierre

La lógica de apertura y cierre se da para la interconexión de nuestro sistema en el esquema de recuperación de carga, parte de la integración del sistema propuesto a la lógica de operación del avión, en específico a la red de datos del GCU en conjunto del BCPU las cuales coordinan las condiciones de conexión y desconexión de los elementos del sistema eléctrico.

El análisis del diseño redundante del sistema eléctrico del Boeing 787, permite identificar que la continuidad operativa del sistema se mantiene siempre y cuando haya una unidad de generación funcionando. En el escenario de pérdida total de unidades de generación el esquema de recuperación de carga se activa mediante la entrada sincronizada de la fuente de corriente diseñada en la sección 5, garantizando una transferencia cerrada y por lo tanto la continuidad del suministro eléctrico sin interrupciones perceptibles.

La lógica de apertura y cierre se diseñó para los elementos de los sistemas P100 y P200 bajo la simbología de la Figura 77.

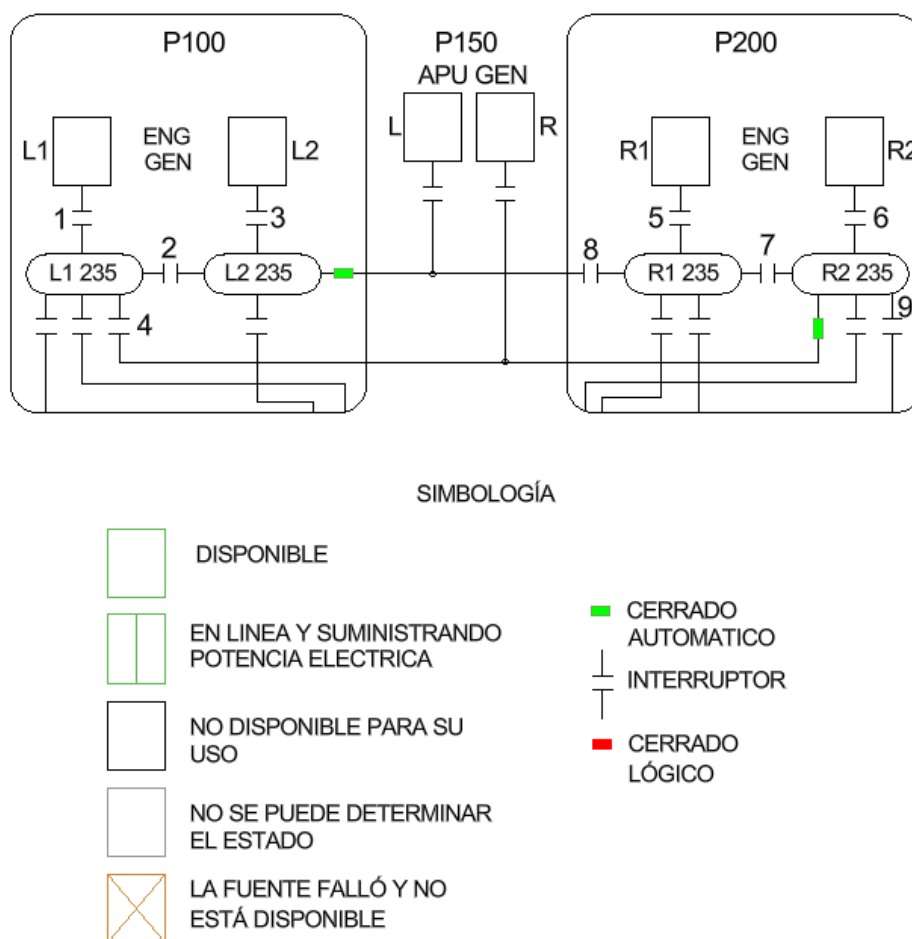


Figura 77. Simbología del estado del sistema eléctrico y generadores. Adaptada de [18].

4.2 Operación del sistema eléctrico

Se analizaron todos los casos de fallo en las principales unidades de generación (L1, L2, R1, R2), así como la apertura y cierre de interruptores para asegurar la continuidad tomando en cuenta la topología y filosofía de operación del sistema eléctrico del Boeing 787 bajo las siguientes consideraciones:

Los interruptores marcados como “Cerrado Automático” de la Figura 77 en conjunto con los interruptores #4 y #8 son los encargados del amarre y sincronización ante la falla de redundancia entre los sistemas principales de alimentación en el avión.

Derivado de este análisis se enumeran los interruptores restantes con una secuencia del 1 al 9 como principales enlaces para controlar el suministro eléctrico en el sistema eléctrico.

Los 16 posibles casos y combinaciones en fallos de unidades de generación se presentan en el anexo 1.

4.2.1 Escenarios de operación

Basado en los análisis para la consideración de la transferencia entre fuentes y la acción de cada uno de los interruptores en el momento de la pérdida de las diferentes unidades de generación con base en los 16 posibles casos, obtenemos el arreglo de la Tabla 10.

Tabla 10. Estados lógicos de los interruptores en condiciones de falla.

Entradas					Salidas de interruptores								
#	L1	L2	R1	R2	1	2	3	4	5	6	7	8	9
1	0	0	0	0	0	1	0	1	0	0	1	1	1
2	0	0	0	1	0	1	0	1	0	1	1	1	0
3	0	0	1	0	0	1	0	1	1	0	1	1	0
4	0	0	1	1	0	0	0	1	1	1	0	1	0
5	0	1	0	0	0	1	1	0	0	0	1	1	0
6	0	1	0	1	0	1	1	0	0	1	1	0	0
7	0	1	1	0	0	1	1	0	1	0	1	0	0
8	0	1	1	1	0	1	1	0	1	1	0	0	0
9	1	0	0	0	1	1	0	1	0	0	1	0	0
10	1	0	0	1	1	1	0	0	0	1	1	0	0
11	1	0	1	0	1	1	0	0	1	0	1	0	0
12	1	0	1	1	1	1	0	0	1	1	0	0	0
13	1	1	0	0	1	0	1	1	0	0	0	1	0
14	1	1	0	1	1	0	1	0	0	1	1	0	0
15	1	1	1	0	1	0	1	0	1	0	1	0	0
16	1	1	1	1	1	0	1	0	1	1	0	0	0

Donde con elementos de lógica digital podemos realizar un circuito lógico que con base a la señal de pérdida de generador a la entrada del circuito resulte en las señales de apertura o cierre a la salida.

4.2.2 Mapas de Karnaugh

Dado que, dentro de los estados lógicos correspondientes a las 16 combinaciones posibles, es necesario determinar de manera simultánea el estado de apertura o cierre de cada interruptor, se plantea la utilización de Mapas de Karnaugh como herramienta de simplificación lógica. Mediante esta técnica se obtienen funciones booleanas simplificadas agrupando los elementos comunes en grupos, resultando en funciones que se pueden representar en compuertas lógicas. En la Tabla 10 se muestra el estado lógico de los nueve interruptores para cada uno de los 16 casos, con el propósito de minimizar las funciones booleanas obtenidas y, en consecuencia, optimizar el diseño del circuito lógico de control.

En este procedimiento, cada interruptor se considera como una variable de salida dependiente de las señales de entrada que representan las condiciones de operación o pérdida de los generadores y su función de salida se muestra en la Tabla 11.

Tabla 11. Mapas de Karnaugh

Interruptor	Mapa de Karnaugh	Función
1		$F_1 = A$
2		$F_2 = \bar{B}\bar{C} + \bar{B}\bar{D} + \bar{A}B + A\bar{B}$

3	<table><tr><td>AB \ CD</td><td>00</td><td>01</td><td>11</td><td>10</td></tr><tr><td>00</td><td>0</td><td>0</td><td>0</td><td>0</td></tr><tr><td>01</td><td>1</td><td>1</td><td>1</td><td>1</td></tr><tr><td>11</td><td>1</td><td>1</td><td>1</td><td>1</td></tr><tr><td>10</td><td>0</td><td>0</td><td>0</td><td>0</td></tr></table>	AB \ CD	00	01	11	10	00	0	0	0	0	01	1	1	1	1	11	1	1	1	1	10	0	0	0	0	$F_3 = B$
AB \ CD	00	01	11	10																							
00	0	0	0	0																							
01	1	1	1	1																							
11	1	1	1	1																							
10	0	0	0	0																							
4	<table><tr><td>AB \ CD</td><td>00</td><td>01</td><td>11</td><td>10</td></tr><tr><td>00</td><td>1</td><td>1</td><td>1</td><td>1</td></tr><tr><td>01</td><td>0</td><td>0</td><td>0</td><td>0</td></tr><tr><td>11</td><td>1</td><td>0</td><td>0</td><td>0</td></tr><tr><td>10</td><td>1</td><td>0</td><td>0</td><td>0</td></tr></table>	AB \ CD	00	01	11	10	00	1	1	1	1	01	0	0	0	0	11	1	0	0	0	10	1	0	0	0	$F_4 = A\bar{C}\bar{D} + \bar{A}\bar{B}$
AB \ CD	00	01	11	10																							
00	1	1	1	1																							
01	0	0	0	0																							
11	1	0	0	0																							
10	1	0	0	0																							
5	<table><tr><td>AB \ CD</td><td>00</td><td>01</td><td>11</td><td>10</td></tr><tr><td>00</td><td>0</td><td>0</td><td>1</td><td>1</td></tr><tr><td>01</td><td>0</td><td>0</td><td>1</td><td>1</td></tr><tr><td>11</td><td>0</td><td>0</td><td>1</td><td>1</td></tr><tr><td>10</td><td>0</td><td>0</td><td>1</td><td>1</td></tr></table>	AB \ CD	00	01	11	10	00	0	0	1	1	01	0	0	1	1	11	0	0	1	1	10	0	0	1	1	$F_5 = C$
AB \ CD	00	01	11	10																							
00	0	0	1	1																							
01	0	0	1	1																							
11	0	0	1	1																							
10	0	0	1	1																							
6	<table><tr><td>AB \ CD</td><td>00</td><td>01</td><td>11</td><td>10</td></tr><tr><td>00</td><td>0</td><td>1</td><td>1</td><td>0</td></tr><tr><td>01</td><td>0</td><td>1</td><td>1</td><td>0</td></tr><tr><td>11</td><td>0</td><td>1</td><td>1</td><td>0</td></tr><tr><td>10</td><td>0</td><td>1</td><td>1</td><td>0</td></tr></table>	AB \ CD	00	01	11	10	00	0	1	1	0	01	0	1	1	0	11	0	1	1	0	10	0	1	1	0	$F_6 = D$
AB \ CD	00	01	11	10																							
00	0	1	1	0																							
01	0	1	1	0																							
11	0	1	1	0																							
10	0	1	1	0																							
7	<table><tr><td>AB \ CD</td><td>00</td><td>01</td><td>11</td><td>10</td></tr><tr><td>00</td><td>1</td><td>1</td><td>0</td><td>1</td></tr><tr><td>01</td><td>1</td><td>1</td><td>0</td><td>1</td></tr><tr><td>11</td><td>0</td><td>1</td><td>0</td><td>1</td></tr><tr><td>10</td><td>1</td><td>1</td><td>0</td><td>1</td></tr></table>	AB \ CD	00	01	11	10	00	1	1	0	1	01	1	1	0	1	11	0	1	0	1	10	1	1	0	1	$F_7 = \bar{A}\bar{D} + \bar{B}\bar{D} + \bar{C}D + C\bar{D}$
AB \ CD	00	01	11	10																							
00	1	1	0	1																							
01	1	1	0	1																							
11	0	1	0	1																							
10	1	1	0	1																							

8

AB \ CD	00	01	11	10
00	1	1	1	1
01	1	0	0	0
11	1	0	0	0
10	0	0	0	0

$$F_8 = B\bar{C}\bar{D} + \bar{A}\bar{B}$$

9

AB \ CD	00	01	11	10
00	1	0	0	0
01	0	0	0	0
11	0	0	0	0
10	0	0	0	0

$$F_9 = \overline{ABCD}$$

De manera que las ecuaciones que describen el comportamiento de nuestro sistema son modeladas mediante compuertas lógicas, para realizar la implementación del circuito lógico de la Figura 78.

El circuito lógico recibe la señal lógica de los generadores, misma que determina si es que un generador puede seguir aportando potencia a la red, obteniendo las señales de activación de los interruptores de sincronía y conmutación de fuentes a la salida.

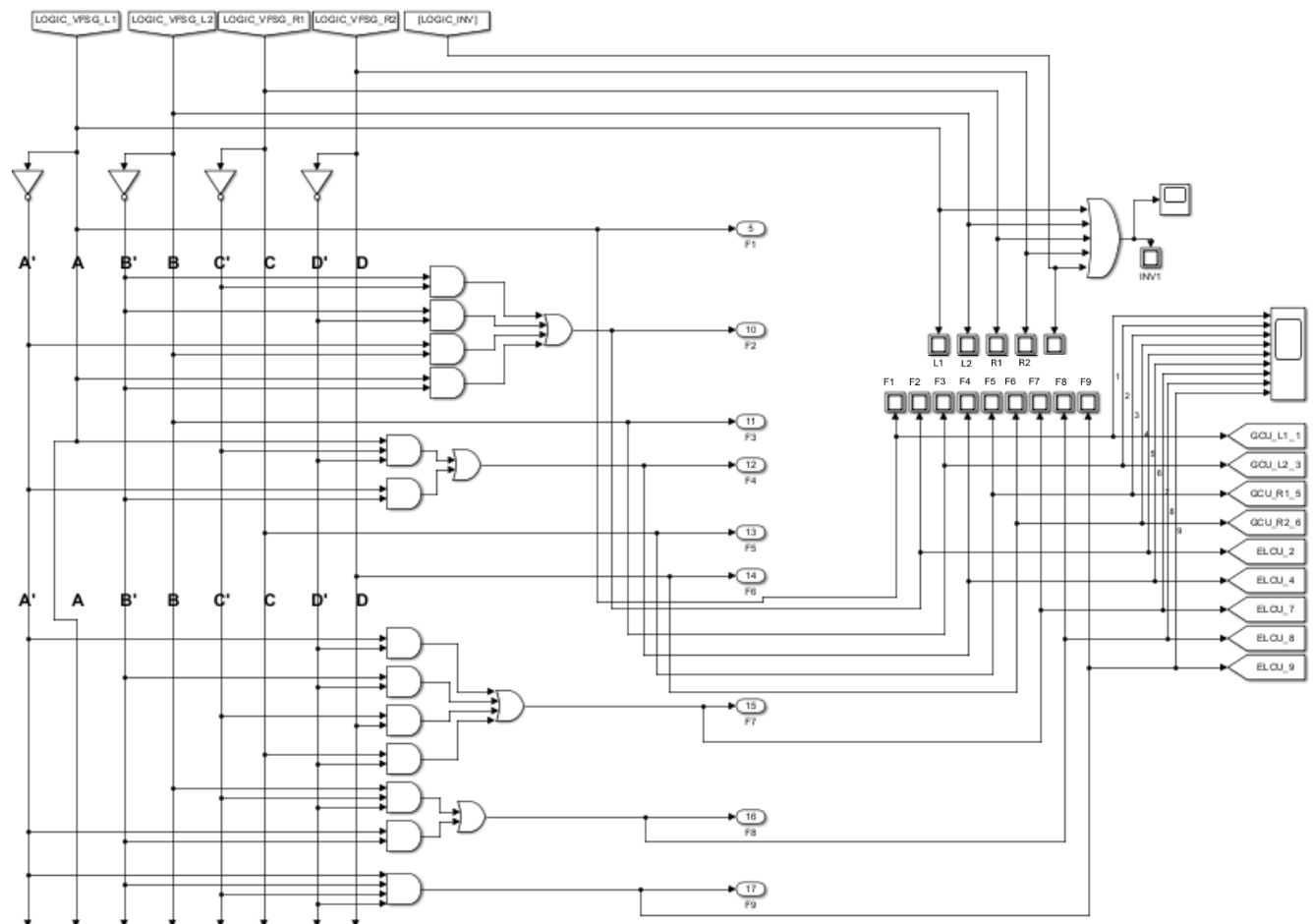


Figura 78. Circuito Lógico.

4.2.3 Funcionamiento del circuito lógico

Para verificar el funcionamiento de nuestro circuito lógico es necesario evaluar su reacción mediante entradas de pulsos unitarios controlados y validar a la salida si es que los estados de activación corresponden a lo planteado en la tabla de verdad de los 16 casos posibles con los estados de cada uno de los 9 interruptores.

Por lo que procedemos a la validación de la implementación de los resultados obtenidos de la Tabla 10 y 11 mediante la entrada y salida del circuito lógico obteniendo los siguientes resultados para algunos casos

Caso 1. Pérdida total de generadores

La Figura 79 muestra la señal de activación de los 9 interruptores ante la pérdida total de generación, donde ninguno de los 4 generadores de ambos sistemas se encuentran disponibles.

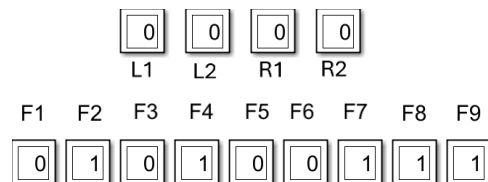


Figura 79. Funcionamiento del circuito lógico caso 1.

Caso 4. Pérdida de generadores sistema izquierdo

La Figura 80 muestra la señal de activación de los 9 interruptores ante la pérdida de generación en el lado izquierdo, en esta condición los generadores L1 y L2 no se encuentran disponibles.

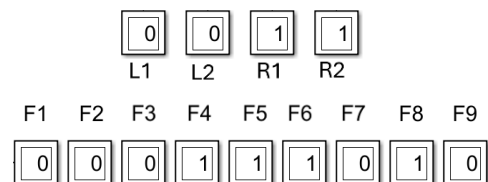


Figura 80. Funcionamiento del circuito lógico caso 4.

Caso 10. Pérdida de redundancia en ambos sistemas

La Figura 81 muestra la señal de activación de los 9 interruptores ante la pérdida de redundancia, donde ambos sistemas solo tienen disponibilidad de un generador por lado.

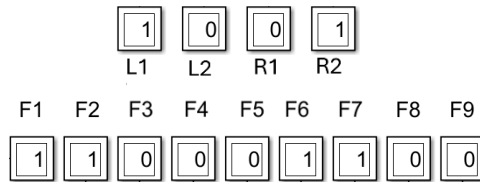


Figura 81. Funcionamiento del circuito lógico caso 10.

Caso 16. Disponibilidad en todos los generadores

La Figura 82 muestra la señal de activación de los 9 interruptores en una condición normal de operación, donde los 4 generadores del sistema están disponibles.

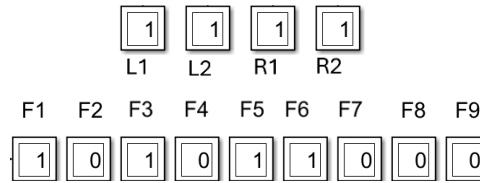


Figura 82. Funcionamiento del circuito lógico caso 16.

Comparando los resultados de la salida con la Tabla 9 y la Tabla 10, podemos validar que el circuito lógico desarrollado cumple con las señales de salida necesarias para implementar las transiciones de las fuentes de alimentación.

5. Resultados

La tendencia creciente a la electrificación de vehículos ha hecho que incluso en el sector aeronáutico, se estén adoptando medidas para sustituir sistemas tradicionalmente neumáticos o hidráulicos por elementos y sistemas eléctricos bajo el concepto de MEA. Este cambio ha impulsado el desarrollo de arquitecturas eléctricas más seguras, capaces de garantizar la continuidad operativa de la aeronave bajo condiciones inesperadas.

A lo largo de este trabajo, se ha destacado la importancia y viabilidad de implementar un esquema de recuperación de carga tanto en AC como en DC para el sistema eléctrico del Boeing 787. Ya que, a pesar de su redundancia eléctrica, hay escenarios donde se puede ver comprometida la redundancia, incluso con las diversas fuentes eléctricas a bordo debido a su incapacidad de suplir energía de forma inmediata por su naturaleza eléctrica.

5.1 Diagrama Unifilar

En este trabajo se desarrolló un esquema basado en baterías que pretende fungir como puente energético entre la pérdida total de energía y el arranque de un generador de respaldo. El sistema BESS, se implementa en el bus de respaldo originalmente diseñado para energía producida por la RAT, conservando la topología eléctrica del B787 como se indica en la Figura 83.

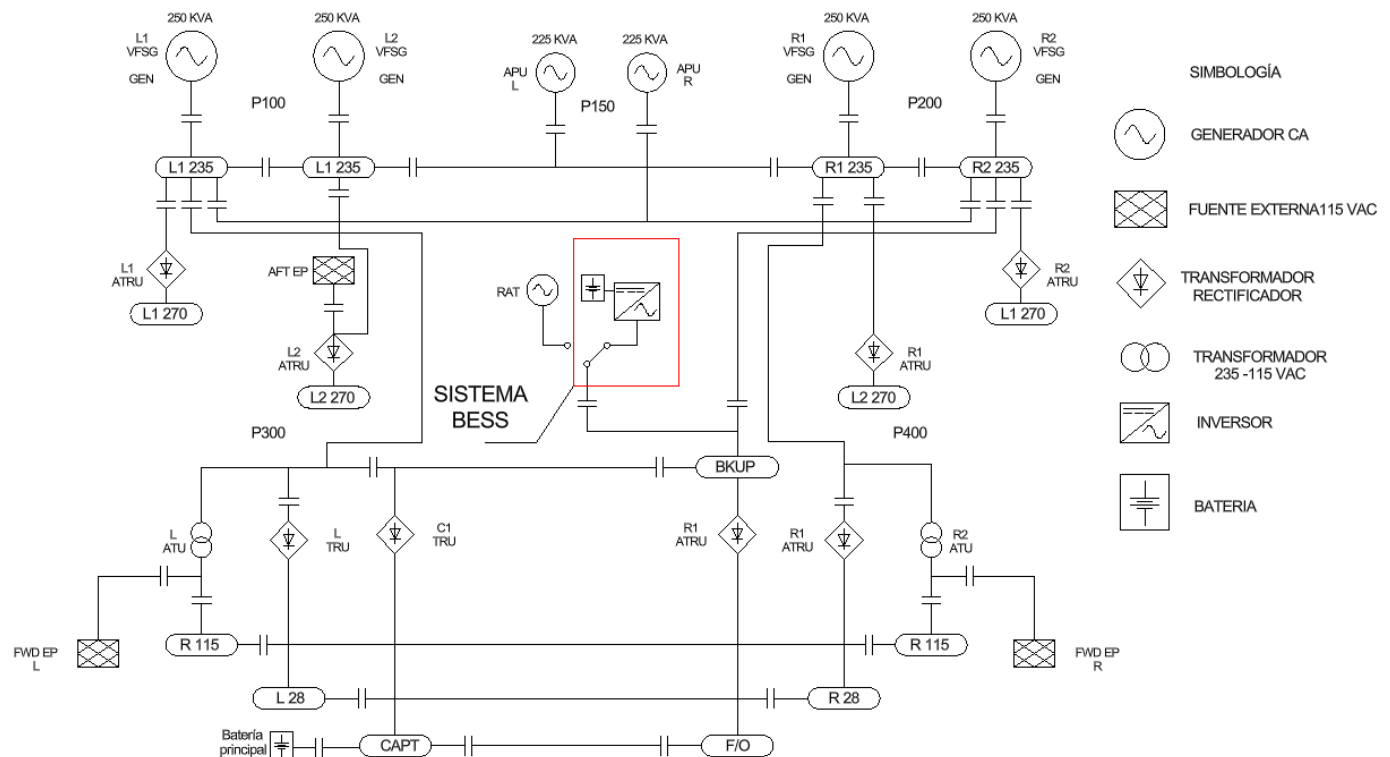


Figura 83. Arquitectura eléctrica del B787 con sistema BESS. Adaptada de [16] y [18].

5.2 Caso 1 Falla en generador L2

Dentro de la topología redundante del sistema eléctrico del B787, cuando existe una condición de falla en la que el GCU desconecta un generador de la red del avión debido a un daño en uno de los motores principales o del generador mismo, cualquiera de los de los generadores restantes en caso de estar disponibles puede asumir la carga de dicho generador fallado.

Las principales fuentes de generación eléctrica del avión se encuentran en los motores. El sistema eléctrico está dividido en dos sistemas gemelos, derecho (R) e izquierdo (L). Cada sistema cuenta con un motor principal, y cada motor incorpora dos generadores, uno dedicado al suministro normal de carga y otro como redundancia en caso de falla.

En la Figura 84 se muestra la configuración de interruptores producto de la activación de señales del circuito lógico diseñado en la sección 4.2.2 ante una condición de abatimiento de frecuencia. En este escenario la desconexión de L2, crea la condición para que el L1 asuma la carga del sistema izquierdo.

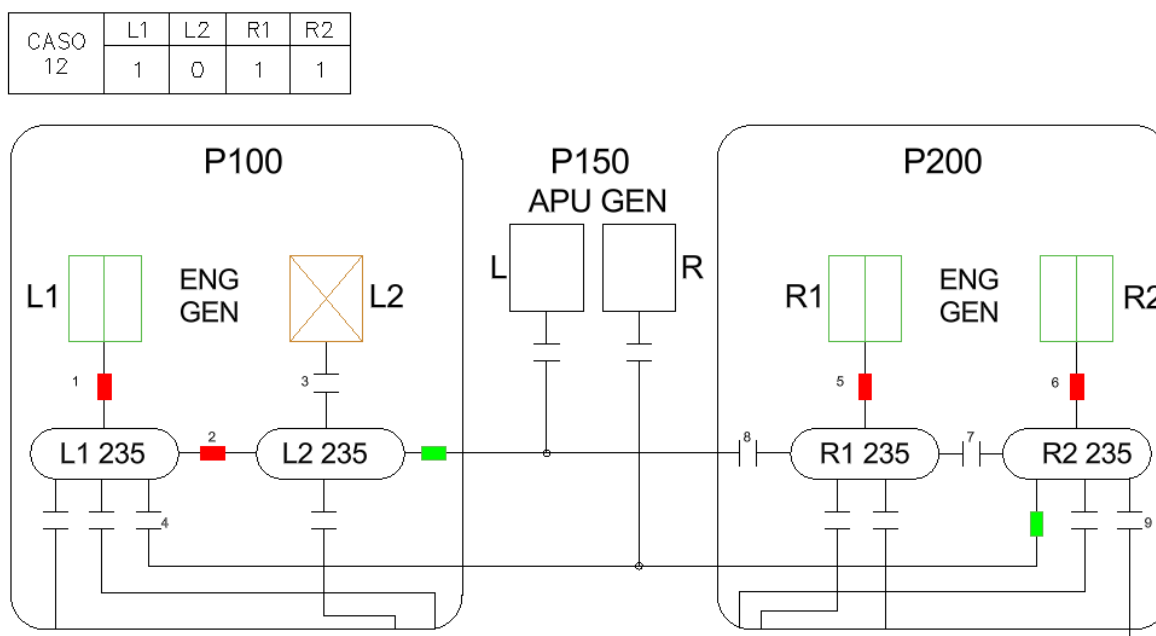


Figura 84. Activación de interruptores ante falla en generador L2 pérdida parcial de potencia. Adaptada de [18].

Esta situación no se considera crítica ya que el sistema derecho aún cuenta con 3 generadores disponibles y por lo tanto el motor se encuentra en condiciones operativas, lo que permite operar el sistema eléctrico al 75% de la capacidad instalada en los motores principales, únicamente transfiriendo la carga del generador L2 al L1.

En la Figura 85 se observa cómo es que a los 1.4 segundos, el generador L2 pierde frecuencia.

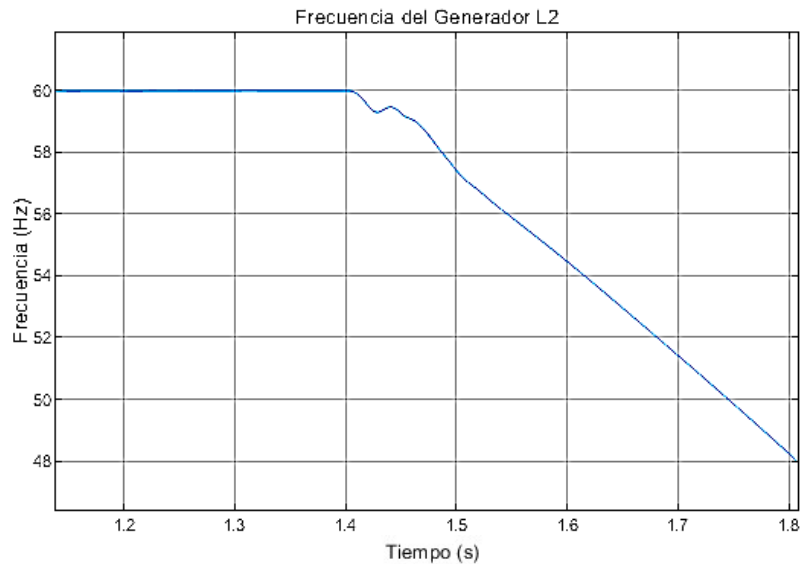


Figura 85. Pérdida de frecuencia en L2.

Al perder frecuencia, el GCU indica la orden de desconexión de este generador de la red cambiando el estado lógico de conexión de L2 de 1 a 0 como se muestra en la Figura 86.

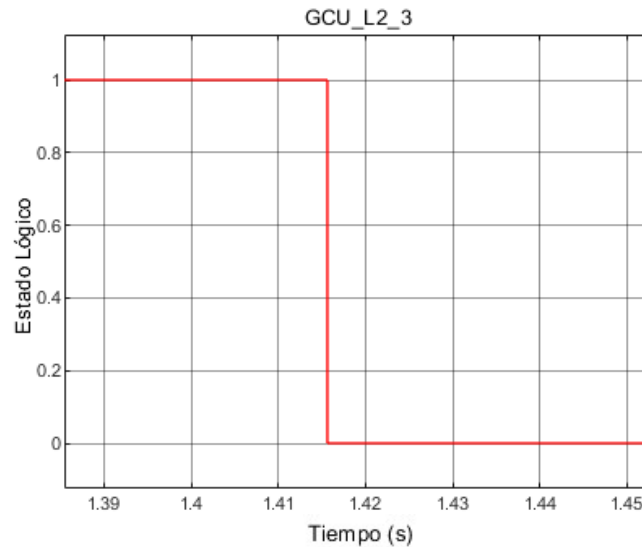


Figura 86. Desconexión de L2.

En el instante en que el rango de frecuencia de L2 se abate, el circuito lógico ordena transferir la carga en su totalidad al generador L1 que se encuentra disponible, esto lo hace mediante la activación del interruptor 2 mostrado en la Figura 84 dicho interruptor funciona como amarre entre ambas fuentes de suministro cambiando su estado lógico de 0 a 1 como se muestra en la Figura 87.

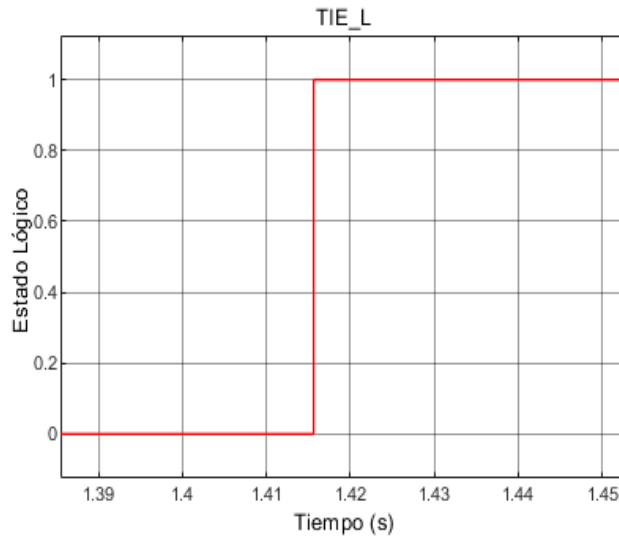


Figura 87. Activación de interruptor de amarre.

En este escenario, las cargas del sistema derecho no se van a ver interrumpidas debido a que sus fuentes de alimentación no presentan fallos, sin embargo, durante la transferencia de carga de L2 a L1 se va a observar un pequeño “parpadeo” debido a su propiedad como transferencia abierta y aunque se vean interrumpidas las cargas del sistema izquierdo durante este “parpadeo”, el sistema está en condiciones seguras manteniendo los sistemas con la energía proporcionada por R1 y R2.

El corte durante la transferencia abierta se puede observar desde el instante de la falla en L2 hasta la toma de la carga por parte de L1 en la Figura 88.

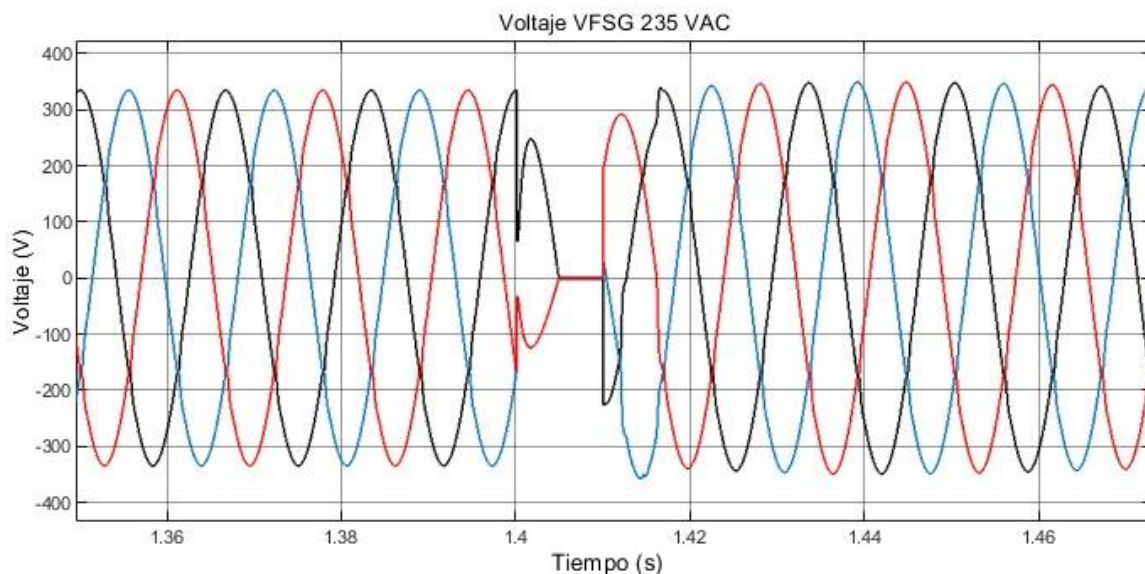


Figura 88. Forma de onda de voltaje en el bus de 235 VAC durante Transferencia abierta L2-L1.

El efecto se observa tanto en voltaje como en corriente de los buses de alimentación de los diferentes sistemas de distribución del sistema derecho, dicho abatimiento se observa en la Figura 89 para AC y en la Figura 90 y Figura 91 para DC.

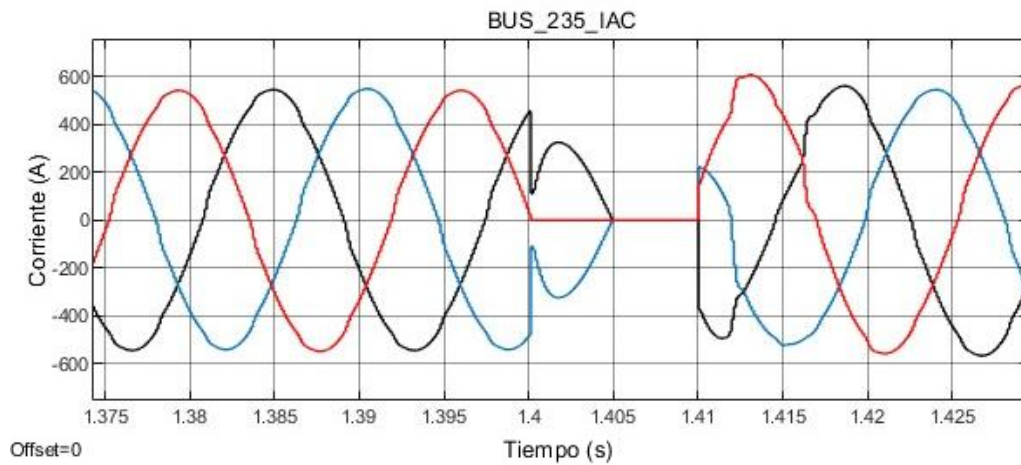


Figura 89. Forma de onda de voltaje en el bus de 235 VAC durante Transferencia abierta L2-L1.

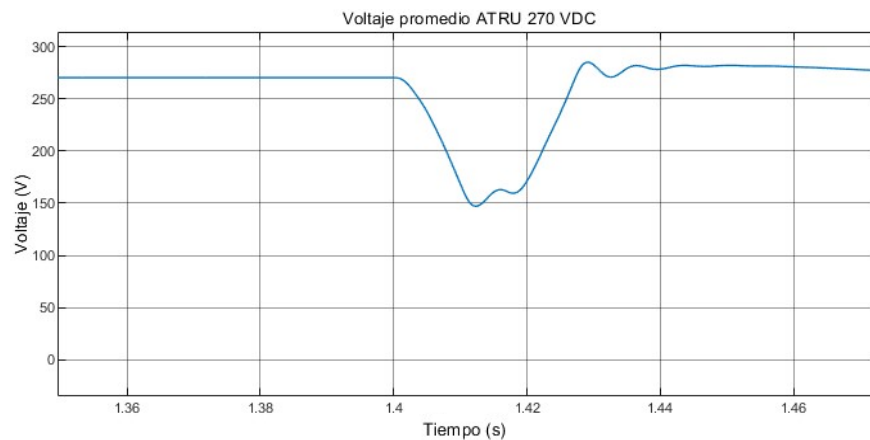


Figura 90. Señal de voltaje en el bus de 270 VDC durante la falla.

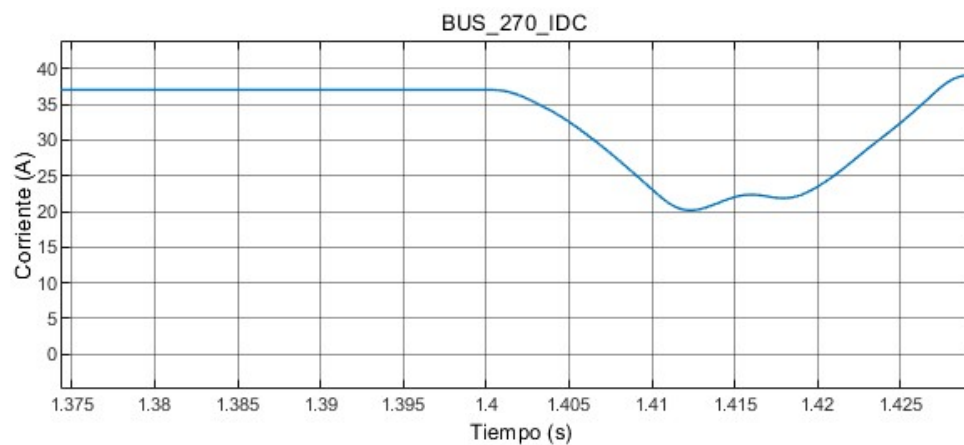


Figura 91. Señal de corriente en el bus de 270 VDC durante la falla.

5.3 Caso 2 Falla crítica por pérdida total de generadores

La condición única para la activación del esquema de recuperación de carga dentro del diseño desarrollado es la pérdida total de fuentes eléctricas, es decir que no quede ningún generador disponible. En la arquitectura eléctrica original, ante este tipo de fallas, se despliega la RAT del fuselaje del avión, la cual a ciertas velocidades y condiciones específicas de RPM empieza a suplir energía, sin embargo, el tiempo de transición de fuentes implica la interrupción de alimentación a cargas críticas.

En el momento en el que los generadores L1, L2, R1 y R2 están fallados y los generadores L y R del APU no están disponibles según la simbología de la Figura 77, el esquema de recuperación de carga entra como fuente de alimentación alternativa e ininterrumpida utilizando las condiciones lógicas estipuladas en la sección 4.2.1 evitando que la alimentación de las cargas se vea interrumpida.

En la Figura 92 se muestra la configuración de interruptores producto de la señal de activación del circuito lógico diseñado en la sección 4.2.2 para dicha condición, asegurando la alimentación continua de las cargas mediante el BESS, siendo el interruptor 9 el encargado de conectar dicho sistema a la red eléctrica del avión.

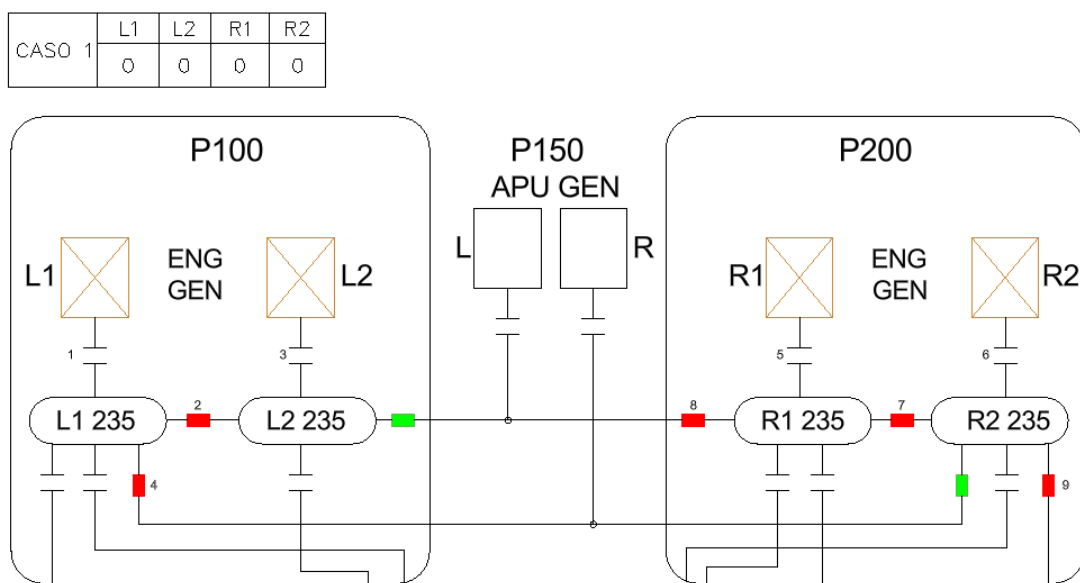


Figura 92. Activación de interruptores ante falla crítica, pérdida total de potencia. Adaptada de [18].

La pérdida de potencia en los generadores comienza con un abatimiento de frecuencia producido por la pérdida de giro de los generadores acoplados a la caja de engranes de los motores principales, por lo que, al detectar la falta de giro de un generador, el GCU se encarga de desconectarlo de la red, para evitar que dañe equipos que no son compatibles a este rango de variación de frecuencia.

En el modelo de simulación, dicha falla crítica se genera a los 1.4 segundos produciendo un abatimiento de frecuencia progresivo y se puede observar en la gráfica de la Figura 93.

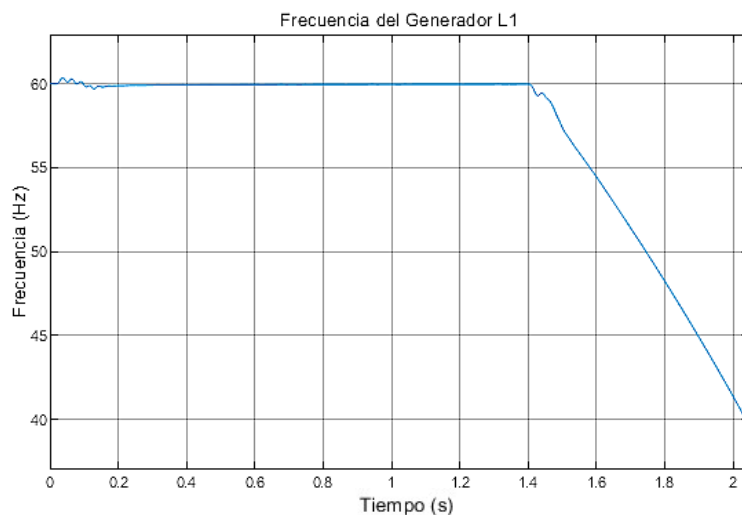


Figura 93. Pérdida de frecuencia en generador L1.

En este caso, se evalúa la reacción del sistema ante la pérdida de L1, siendo el último generador disponible, en esta situación el GCU desconecta el generador como fuente de suministro, cambiando el estado lógico de su interruptor de 1 a 0 como se muestra en la gráfica de la Figura 94.

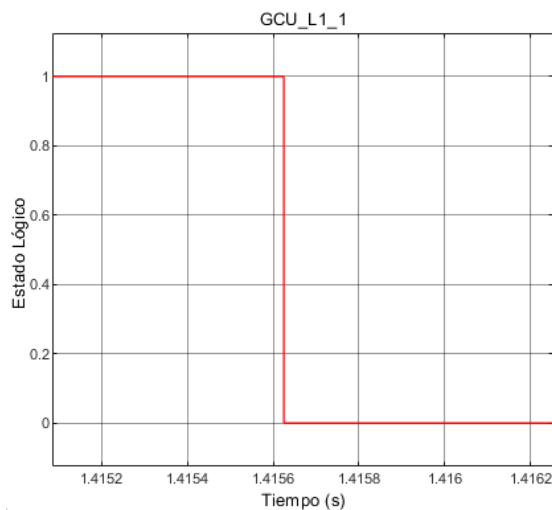


Figura 94. Señal de desconexión del generador L1 ante falla.

En el mismo instante el esquema de recuperación de carga entra, cambiando el estado lógico del interruptor de 0 a 1 como se observa en la Figura 95 y adecuando el estado de los demás interruptores como se menciona previamente haciendo referencia a la Figura 92.

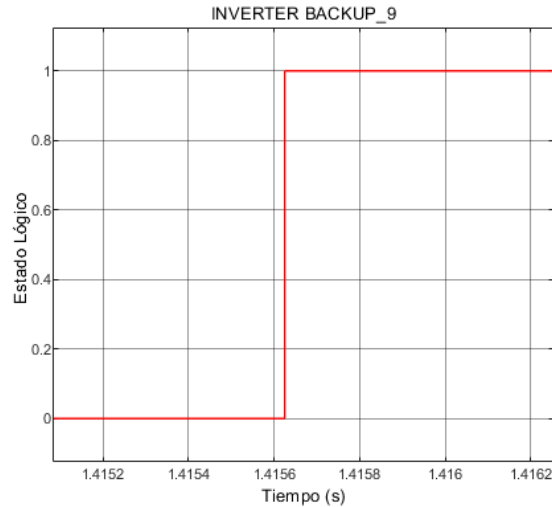


Figura 95. Señal de activación del esquema de recuperación de carga ante falla.

Durante esta transferencia automática de fuentes de alimentación, el BESS puede tomar la carga debido a la relación de sincronía activa que tiene con el generador perdido, por lo que empieza una transición de fuentes de forma sincronizada gracias al sistema de control implementado en el inversor diseñado en la sección 2.8.

La transferencia y recuperación activa de la carga inicia en el instante en que el generador pierde su estabilidad de frecuencia a los 1.4 segundos, seguido por el accionamiento del esquema de recuperación de carga, este comportamiento se observa en la Figura 96 así como la evolución de la corriente del generador e inversor antes, durante y después del evento de pérdida del generador L1.

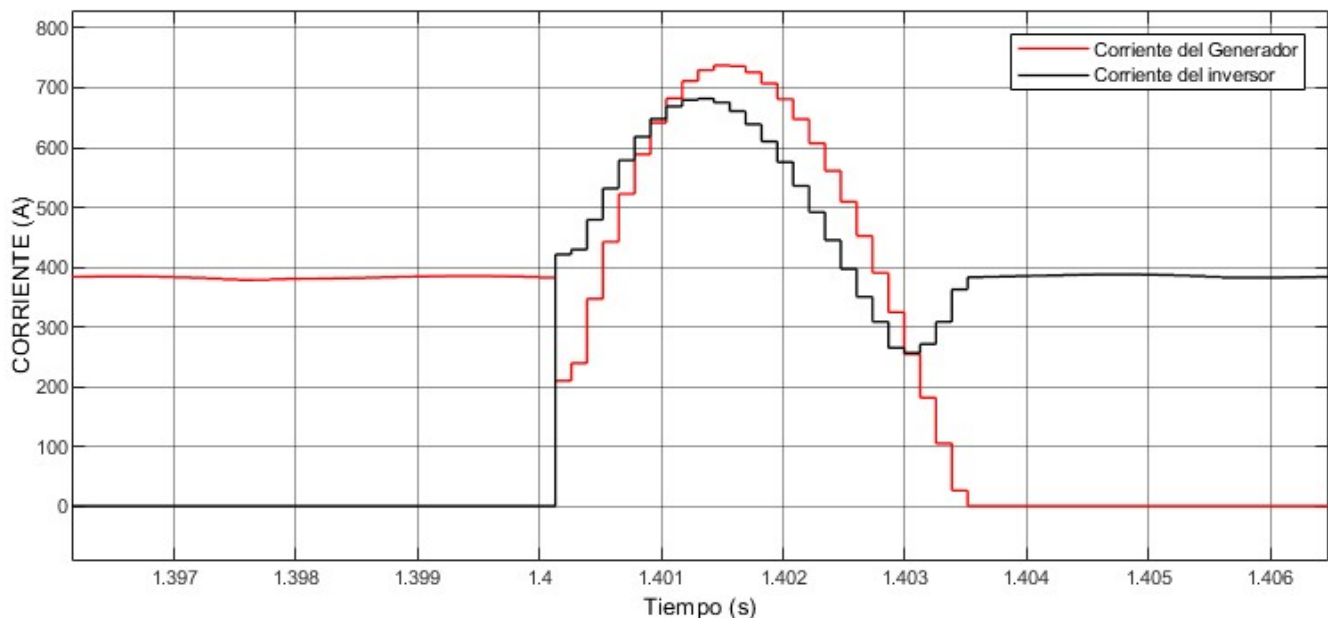


Figura 96. Transferencia de carga entre generador e inversor ante falla crítica.

Se observa que el esquema de recuperación de carga entra en funcionamiento durante el instante de desconexión del generador asumiendo progresivamente la carga de este, mientras el inversor aumenta la entrega de corriente, el generador reduce la suya de forma inversamente proporcional hasta alcanzar cero amperes, completando la transferencia de carga cerrada, sin interrumpir el suministro de los sistemas.

Durante la transferencia, se producen efectos transitorios en la frecuencia de la red del avión, estos representan la estabilidad del sistema durante el accionamiento del esquema de recuperación. Estas variaciones están dentro de los límites aceptables ya que el sistema de control obliga al inversor a sincronizarse con la frecuencia del generador antes de su desconexión, evitando variaciones bruscas, efecto se observa en la Figura 97.

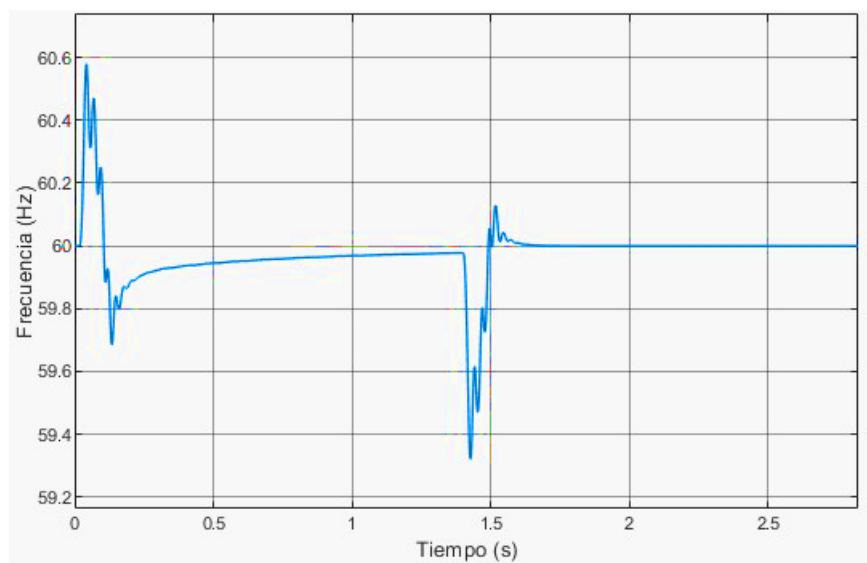


Figura 97. Frecuencia del sistema durante la activación del esquema de recuperación de carga.

Una vez que el inversor toma completamente la carga, la frecuencia se estabiliza en su valor nominal, evidenciando que la transición se realiza de manera continua y sin afectar la operación de los equipos conectados.

Durante el evento de pérdida del generador L1, a los 1.4 segundos, el sistema debe realizar una transferencia de carga sin comprometer la continuidad del suministro. En este proceso, el generador saliente y el inversor entrante deben presentar formas de onda compatibles en frecuencia, amplitud y fase, lo que obliga al inversor a sincronizar su señal de salida a los parámetros eléctricos del sistema antes de asumir la carga por completo.

El esquema de recuperación de carga diseñado es responsable de garantizar la transición de fuentes de alimentación, desde la detección de falla del generador, ordena la entrada del inversor, ajusta su forma de onda para que ambas fuentes compartan el sistema antes de realizar la transferencia de carga.

La Figura 98 y la Figura 99 muestran que, durante el transitorio sucede un ajuste en voltaje y corriente de las señales sinusoidales en las tres fases, debido a que el inversor modifica sus referencias para alinear fase, frecuencia y amplitud con la del generador que está siendo desconectado por el GCU.

Este ajuste en las señales ocurre mediante una sincronización forzada que permite que el inversor entre en operación evitando distorsiones que afecten la calidad del suministro.

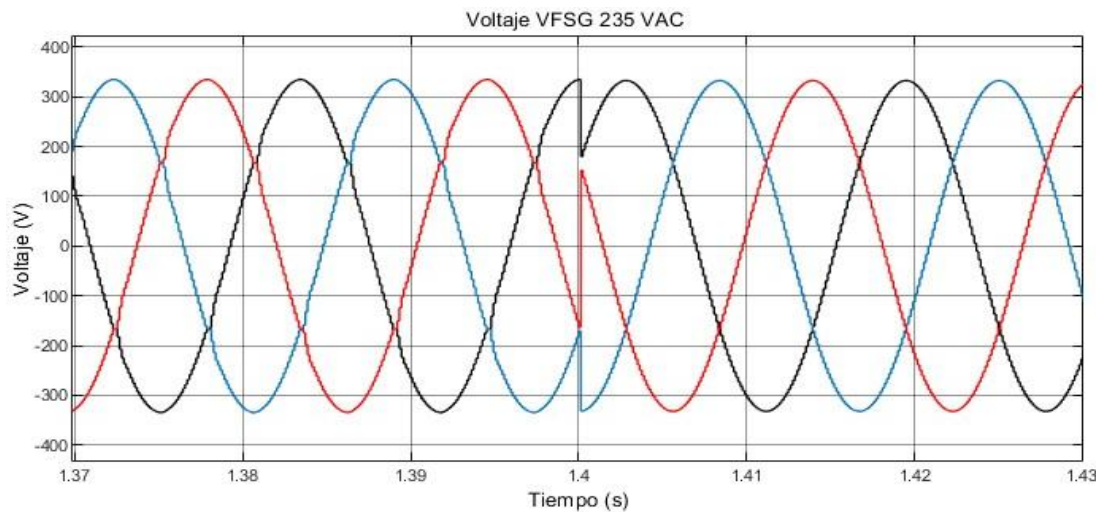


Figura 98. Forma de onda de voltaje en el bus de 235 VAC durante la falla.

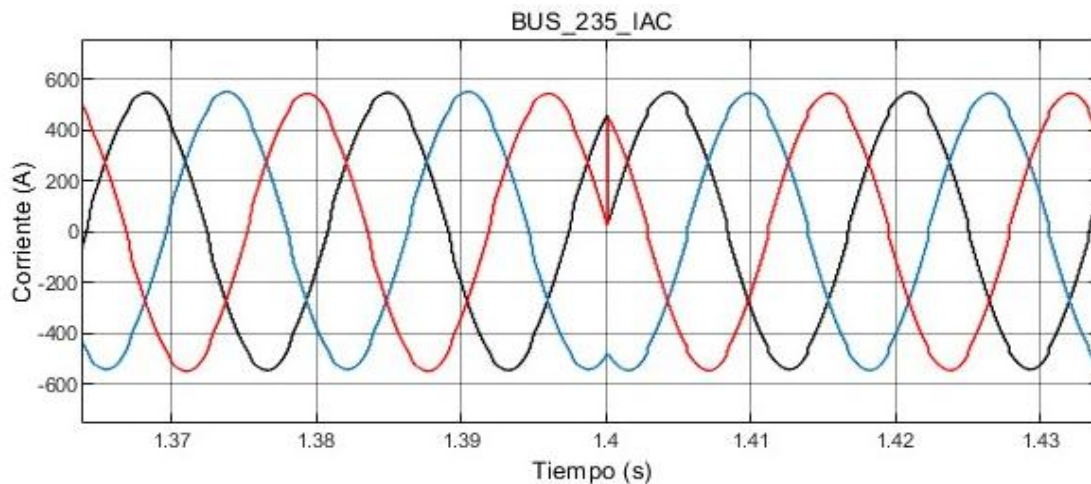


Figura 99. Forma de onda de corriente en el bus de 235 VAC durante la falla.

Por lo que el proceso de sincronización y transferencia se ejecuta de manera adecuada, preservando la estabilidad del voltaje y demostrando la efectividad del esquema de recuperación de carga frente a perturbaciones dinámicas del sistema eléctrico.

Se observa el mismo efecto en la Figura 100 y la Figura 101, donde el ajuste de las ondas sinusoidales en corriente y voltaje se puede ver claramente desde el instante de la falla a los 1.4 segundos hasta que el inversor retoma la carga. Adicional a esto, se puede observar que a partir de que el inversor entra, la señal sinusoidal se observa más limpia, esto debido a que el sistema de control se encarga de construir la señal sinusoidal, reduciendo efectos armónicos derivados del sistema de control del generador.

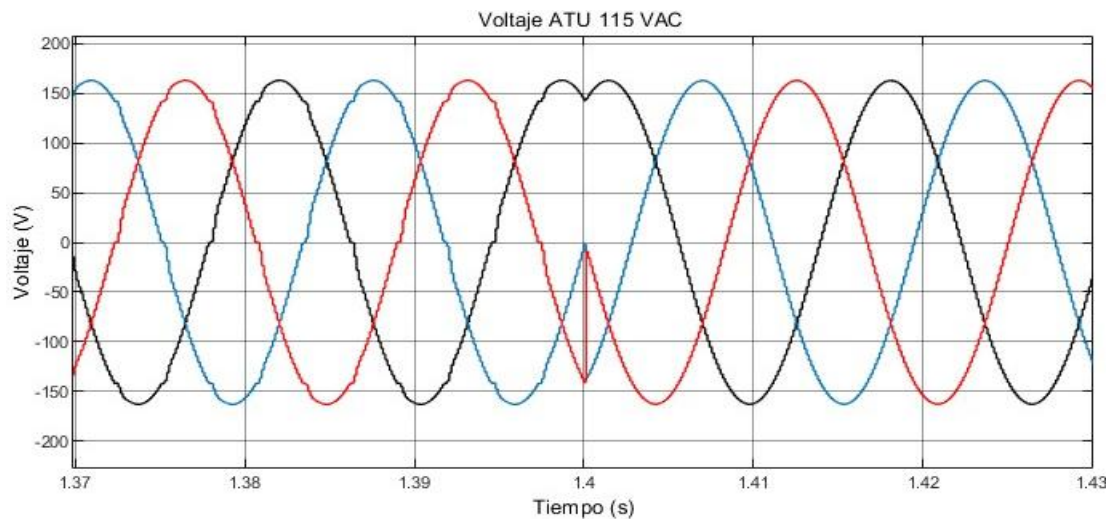


Figura 100. Forma de onda de voltaje en el bus de 115 VAC durante la falla.

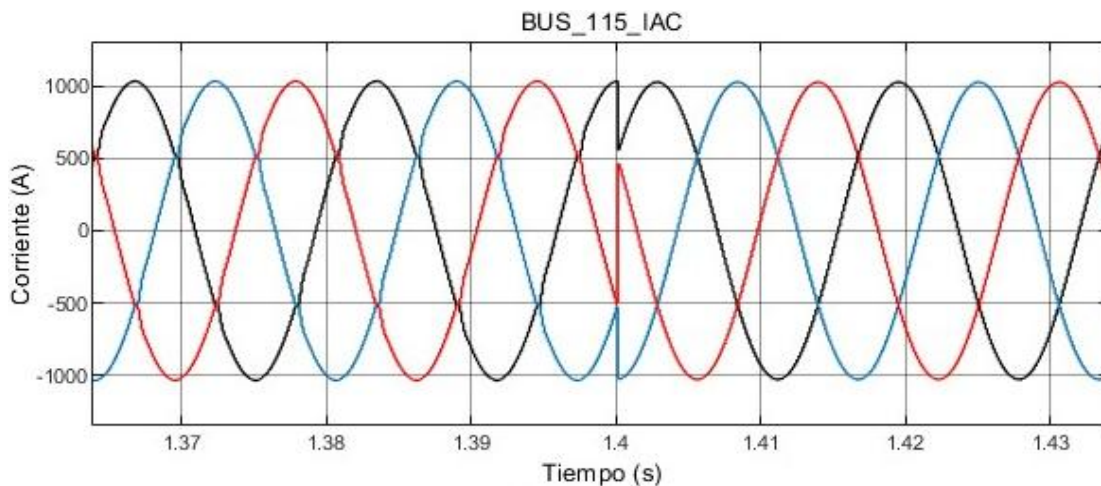


Figura 101. Forma de onda de corriente en el bus de 115 VAC durante la falla.

El bus de corriente 270 DC, presenta un corto incremento alrededor de los 1.4 segundos seguido de una caída y oscilaciones de corta duración, logrando su estabilidad en unos cuantos milisegundos.

En la Figura 102 se observa este efecto, producto de la transición entre generador y la toma de control del inversor. A pesar de este transitorio, el nivel de corriente se mantiene cercano a su valor nominal y recupera rápidamente su estabilidad, dicho comportamiento nos confirma la continuidad de la alimentación y que el bus de alimentación no presentó afectaciones que desencadenen una pérdida de cargas.

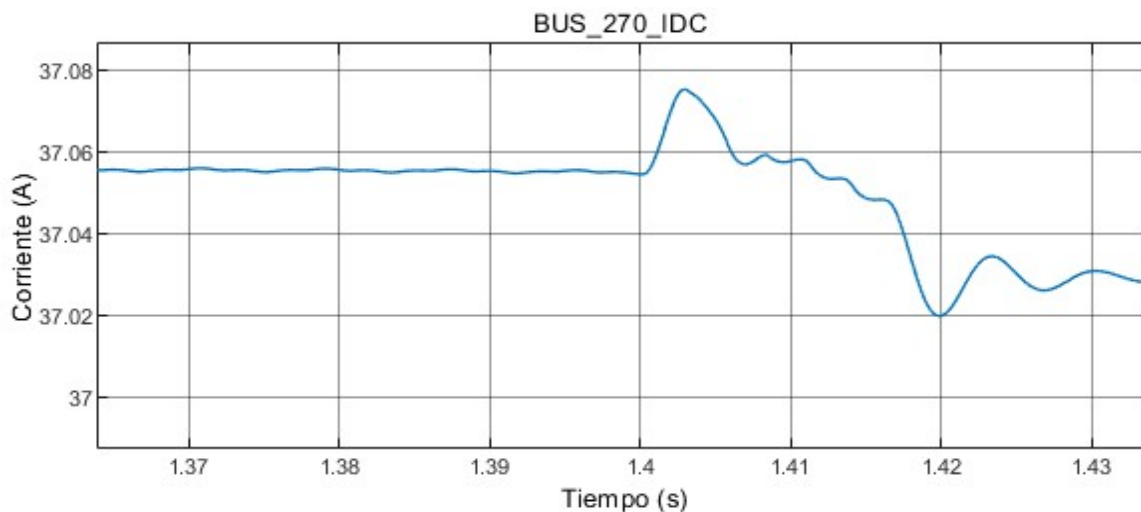


Figura 102. Señal de corriente en el bus de 270 VDC durante la falla.

Los efectos son similares en el análisis de la señal de voltaje del bus de 270 VDC, cuya gráfica se muestra en la Figura 103.

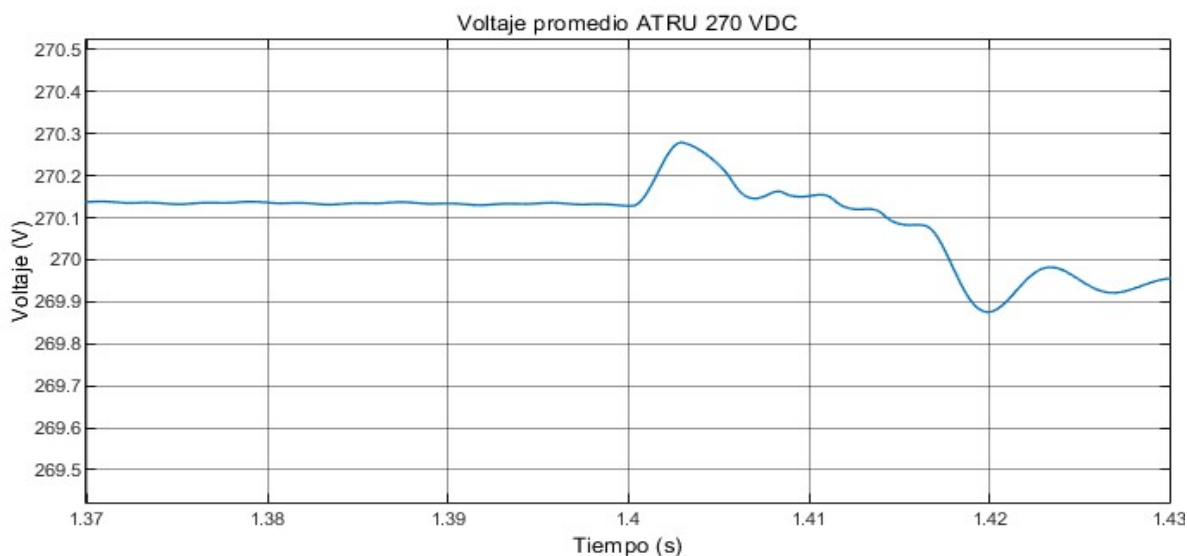


Figura 103. Señal de voltaje en el bus de 270 VDC durante la falla.

Con respecto al voltaje rectificado del TRU, mostrado en la Figura 104, se observa el efecto transitorio del cambio de fuentes desde el inicio de la falla hasta la toma del sistema por parte del inversor, donde se estabiliza la señal de voltaje milisegundos después en su valor nominal.

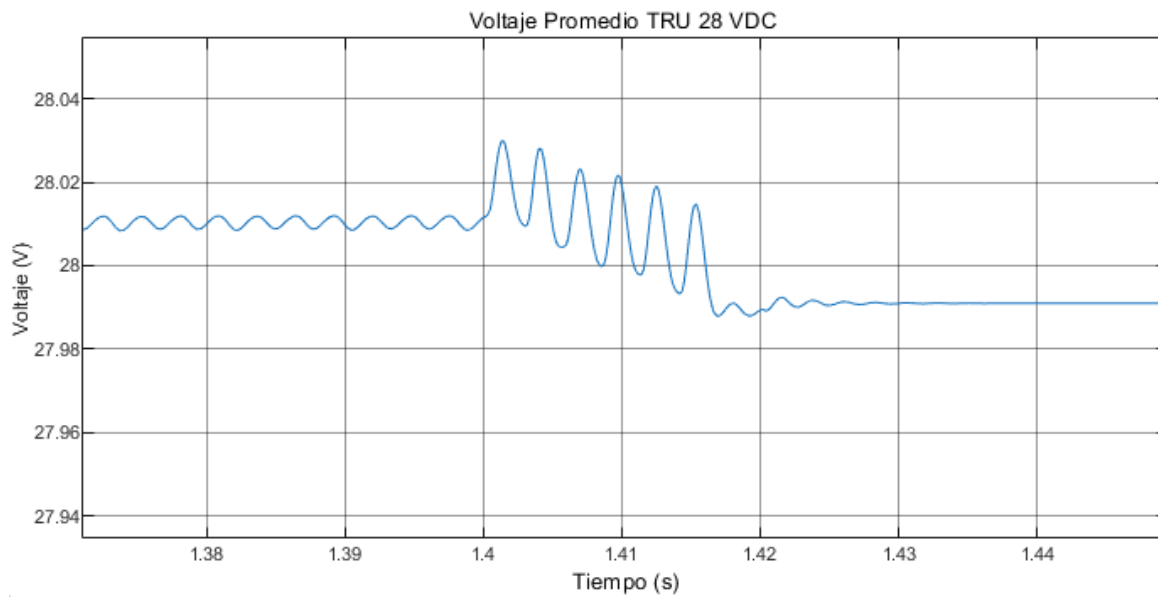


Figura 104. Señal de voltaje en el bus de 28 VDC durante la falla.

El comportamiento de las cargas del bus de 28 VDC se puede observar en la Figura 105, donde el comportamiento de la corriente presenta un efecto transitorio durante el cambio de fuentes, estabilizándose en su valor nominal de carga en algunos milisegundos.

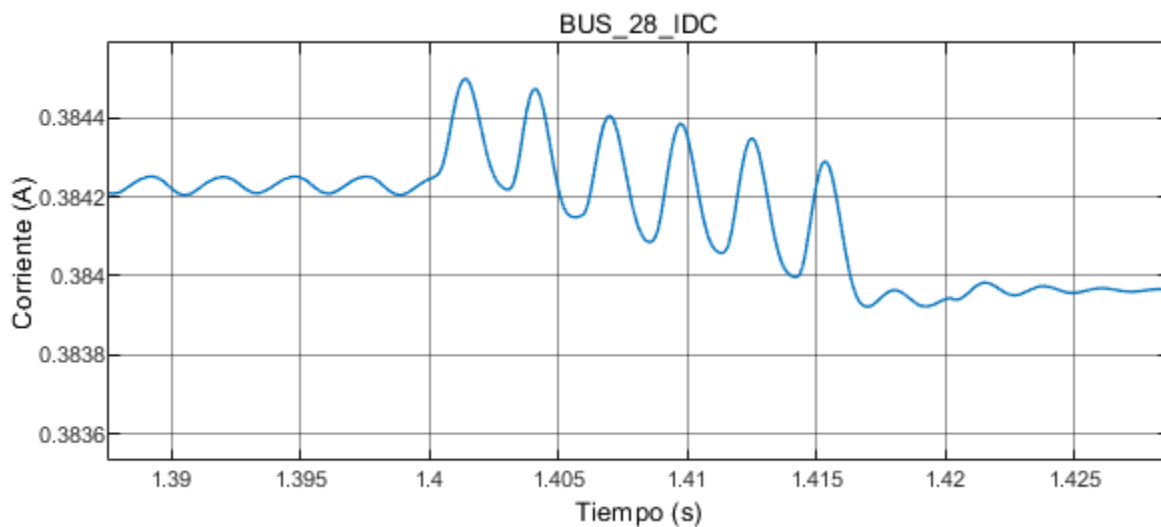


Figura 105. Señal de corriente en el bus de 28 VDC durante la falla.

Mientras que en la Figura 106 se observa cómo es que a partir de la falla del generador y una vez realizada la activación del esquema de recuperación de carga, el sistema de control del inversor deja de iterar y asume el control de la carga forzando los ejes d y q a ajustar los parámetros eléctricos del inversor con los del generador, la sintonización de los controladores diseñados haciendo que la respuesta sea más suave y se estabilice en un periodo corto de tiempo.

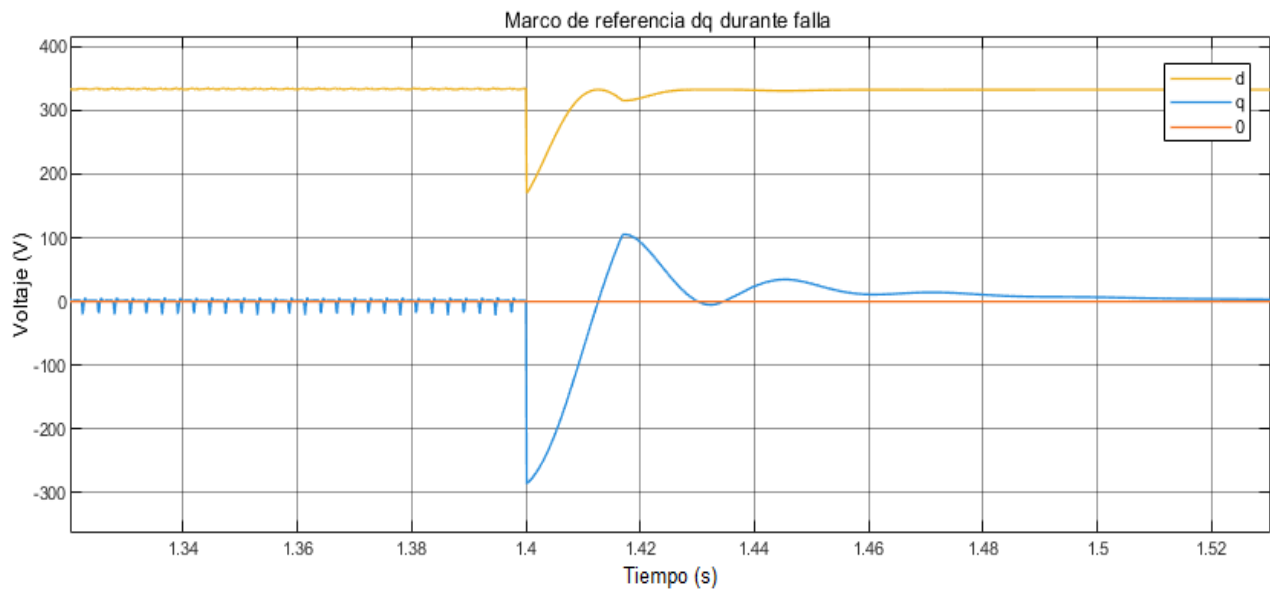


Figura 106. Comportamiento del sistema de control en el marco dq0 durante la falla.

6. Conclusiones

El presente trabajo tuvo como objetivo desarrollar un esquema de recuperación de carga eléctrica tanto en AC como en DC basado en baterías, que garantice la continuidad del suministro eléctrico del sistema de potencia de una aeronave como una fuente transitoria de energía entre la detección de una falla por pérdida total de energía y el arranque de las unidades de generación. A través del modelado del sistema eléctrico se evaluó el comportamiento dinámico de la red ante fallas y la viabilidad del sistema propuesto para sostener cargas en situaciones críticas.

Los resultados obtenidos muestran que, ante una pérdida total de potencia el sistema basado en baterías entra en operación de manera instantánea y efectiva, asumiendo las cargas mediante una transferencia cerrada. La estrategia de control implementada en el diseño del inversor permite establecer una sincronización activa entre la fuente saliente y la fuente entrante, asegurando una alimentación estable y sin interrupciones en los sistemas durante el periodo en que permanece sin fuentes convencionales de suministro. Este comportamiento confirma que el esquema de recuperación diseñado mantiene la estabilidad del sistema eléctrico durante fallas críticas donde se pierde todo suministro eléctrico, dando margen de tiempo para el arranque y puesta en marcha de las unidades de generación tanto tradicionales como auxiliares.

En contraste, las simulaciones realizadas para una falla aislada de generador demuestran que, ante un evento de este tipo, el esquema de recuperación de carga no interviene dado que la arquitectura eléctrica mantiene redundancia eléctrica suficiente para sostener las cargas.

El análisis dinámico del sistema eléctrico confirma que el esquema de recuperación propuesto, mejora significativamente la robustez del sistema eléctrico ante fallos severos estableciendo una técnica viable para mejorar la continuidad de suministro en escenarios críticos.

6.2 Trabajos futuros

El trabajo desarrollado, sienta bases para continuar con el estudio de diversas líneas de investigación orientadas al análisis dinámico de sistemas eléctricos aeronáuticos, que permitan realizar evaluaciones completas del comportamiento del sistema, incluyendo la recreación de condiciones reales de operación de generadores, máquinas eléctricas y unidades de conversión de potencia dentro de entornos controlados, permitiendo conocer con mayor detalle la respuesta del sistema de potencia como de los subsistemas de control de este, ante distintas condiciones de operación.

Mi intención es continuar especializándome en áreas como la integración y diseño de arquitecturas eléctricas de sistemas de generación y conversión en entornos aeronáuticos, así como la simulación dinámica de sistemas eléctricos, estableciendo una relación más estrecha entre el modelo teórico y el comportamiento del sistema bajo condiciones de falla en algún centro de investigación.

Referencias

- [1] Preliminary Report Accident involving Air India's B787-8 aircraft bearing registration VT-ANB at Ahmedabad on 12 June 2025 Government of India Ministry of Civil Aviation Aircraft Accident Investigation Bureau [Internet]. Available from: https://i2.res.24o.it/pdf2010/Editrice/ILSOLE24ORE/ILSOLE24ORE/Online/_Oggetti_Embedded/Documenti/2025/07/12/Preliminary%20Report%20VT.pdf
- [2] Nagy, D. (2025, 6 de junio). VT-ANB - Boeing 787-8 Dreamliner - Air India. JetPhotos. <https://www.jetphotos.com/photo/11878935>.
- [3] 787 Power Systems - Sistema de Distribución Inteligente (SSPC) - Interruptores - Contactores - [Vicorv]. (2024). Recuperado el 27 de noviembre de 2025 del sitio web Vicorv.com: <https://www.vicorv.com/news/8271-en.html>.
- [4] “Sección de cola y Tren de Aterrizaje Principal Derecho (RH MLG) incrustados en el edificio A”. Reproducido de Preliminary Report Accident involving Air India's B787-8 aircraft bearing registration VT-ANB at Ahmedabad on 12 June 2025, por Aircraft Accident Investigation Bureau (AAIB), 2025, p. [8]. Copyright 2025 por AAIB.
- [5] “Sección de cola del B787 de Air India incrustada en el edificio tras el accidente AI171”. Associated Press. Solanki, A. (2025).
- [6] Roy, Molay & GUPTA, PUJA & BISWAS, SHEKHAR. (2016). DESIGN, SIMULATION & IMPLEMENTATION OF INVERTER. 10.13140/RG.2.1.4895.7040.
- [7] Bayazid, Md. Hasan & Rahman, Dr & Akter, Masuma & Ahmed, Emtiaz & Nondy, Ratan & Karim, S. M. & Shahriar, Sadik & Sifat, Haque. (2023). Hybrid Switching Control-Based DC to AC Inverter for Microgrid Using Renewable Energy Sources. IUBAT Review. 6. 25-46. 10.3329/iubatr.v6i1.67229.
- [8] Rahman, Dr & Motakabber, Sma & Ibrahimy, Muhammad. (2016). Design of a Switching Mode Three Phase Inverter. 155-160. 10.1109/ICCCE.2016.43.
- [9] Universal Bridge - (To be removed) Implement universal power converter with selectable topologies and power electronic devices - Simulink. (2025). Mathworks.com. <https://la.mathworks.com/help/sps/powersys/ref/universalbridge.html>.
- [10] Fundamentos de los interruptores de transferencia automática (ATS). (2025). Eaton. <https://www.eaton.com/mx/es-mx/products/low-voltage-power-distribution-control-systems/automatic-transfer-switches/automatic-transfer-switch-fundamentals.html>.
- [11] Chapman, Stephen J., Electric Machinery Fundamentals, McGraw-Hill, 5ª edición.
- [12] Vega, Benjamin & Rahmann, Claudia & Alvarez-Malebrán, Ricardo & Vittal, V. (2022). Determination of Control Requirements to Impose on CIG for Ensuring Frequency Stability of Low Inertia Power Systems. IEEE Access. 10. 1-1. 10.1109/ACCESS.2022.3169489.

- [13] abc to dq0, dq0 to abc - (To be removed) Perform transformation from three-phase (abc) signal to dq0 rotating reference frame or the inverse - Simulink. (2025). Recuperado Octubre, 2025, from Mathworks.com website: <https://la.mathworks.com/help/sps/powersys/ref/abctodq0dq0toabc.html>.
- [14] PLL - Determine frequency and fundamental components of signal phase angle - Simulink. (2025). Retrieved November 30, 2025, from Mathworks.com website: <https://la.mathworks.com/help/sps/powersys/ref/pll.html>.
- [15] PID controller - System control - Picuino [Internet]. Picuino.com. 2025 [cited 2025 Oct 10]. Available from: <https://www.picuino.com/en/control-pid.html>
- [16] Xu, Kelu & Xie, Ning & Wang, Chengmin & Shi, Xudong. (2017). Modeling and Simulation of Variable Speed Variable Frequency Electrical Power System in More Electric Aircraft. The Open Electrical & Electronic Engineering Journal. 11. 87-98. 10.2174/1874129001711010087.
- [17] Burón G, Lamadrid Z, Luis Á. Sistema eléctrico de los aviones [Internet]. Available from: <https://uvadoc.uva.es/bitstream/handle/10324/18103/TFG-P-380.pdf>
- [18] How to master B787 Electrical System - SkyhighTEX - Knowledge Base. (2022, August 29). SkyhighTEX - Knowledge Base. <https://kb.skyhightex.com/knowledge-base/electrical-system-summary/>
- [19] America A. War on wiring [Internet]. Aerospace America. 2017 [cited 2025 Jul 9]. Available from: <https://aerospaceamerica.aiaa.org/features/war-on-wiring/>
- [20] Rock, G. R. (2025). Air India Flight 171 B787-8 VT-ANB – POSSIBLE FAILURE EVENT on Slat Autogap and Slat Pregap. Blogspot.com. <https://aviationtroubleshooting.blogspot.com/2025/06/air-india-flight-171-b787-8-vt-anb.html>.
- [21] Z. Zhang, Y. Liu and J. Li, "A HESM-Based Variable Frequency AC Starter-Generator System for Aircraft Applications," in IEEE Transactions on Energy Conversion, vol. 33, no. 4, pp. 1998-2006, Dec. 2018, doi: 10.1109/TEC.2018.2867906.
- [22] GEnx Engine Family Surpasses 50 Million Flight Hours | GE Aerospace News. (2023). Geaerospace.com. <https://www.geaerospace.com/news/articles/product-sustainability-technology/genx-engine-family-surpasses-50-million-flight-hours>.
- [23] Eismin, T. K. (2019). Aircraft electricity & electronics (7th ed.). McGraw-Hill Education.
- [24] US7821145B2 - Aircraft engine starter/generator and controller - Google Patents [Internet]. Google.com. 2009 [cited 2025 September 9]. Available from: <https://patents.google.com/patent/US7821145B2/en>
- [25] Electrical Power Solutions: ATRUs | Crane Aerospace & Electronics. (2025). Craneae.com. <https://www.craneae.com/auto-transformer-rectifier-atru>.
- [26] Electrical Power Solutions: TRUs | Crane Aerospace & Electronics. (2025). Craneae.com. <https://www.craneae.com/transformer-rectifier-units-tru>.
- [27] Global Aviation Systems GmbH. (2024). TRU-28 28V Transformer Rectifier Unit. <https://www.global-aviation-systems.de/en/ground-support/tru-28-28v-transformer-rectifier-unit>.

- [28] Electrical Power Solutions: ATUs | Crane Aerospace & Electronics. (2025). Craneae.com. <https://www.craneae.com/auto-transformer-units-atus>.
- [29] Safran Electrical & Power. (2025). Auto Transformer Unit. Safran Group. <https://www.safran-group.com/products-services/auto-transformer-unit>.
- [30] Crane Aerospace & Electronics. (2025). Electrical Power Solutions Electrification (Version 6, 28 de abril de 2025). https://www.craneae.com/sites/default/files/documents/ElectricalPowerSolutionsElectrificationv6_04282025.pdf.
- [31] 787 Power Electronic Equipment Cooling System (PECS) Pump MEL Release Introduction. (2023, September 9). Retrieved November 28, 2025, from Sohu.com website: https://www.sohu.com/a/719017699_121123900.
- [32] Trans Global Training. (2024). The role of the equipment cooling system in the Boeing 787. <https://www.transglobaltraining.com/boeing-787-cooling/>.
- [33] prasadktnn. (s. f.). 787 Oral Notes [Documento en Scribd]. Recuperado el 2 de julio de 2025, de <https://es.scribd.com/document/442907041/787-Oral-Notes-docx>
- [34] González-Longatt, F. M., & Rueda Torres, J. L. (Eds.) (2021). Modelling and Simulation of Power Electronic Converter Dominated Power Systems in PowerFactory. Springer, Cham.
- [35] A. Eid, H. El-Kishky, M. Abdel-Salam and T. El-Mohandes, "Modeling and characterization of an aircraft electric power system with a fuel cell-equipped APU paralleled at main AC bus," 2010 IEEE International Power Modulator and High Voltage Conference, Atlanta, GA, USA, 2010, pp. 229-232, doi: 10.1109/IPMHVC.2010.5958335.
- [36] Trailing edges are cutting edge. (2025). Recuperado en noviembre 9, 2025, recuperado de Boeing.com website: <https://www.boeing.com/features/2025/06/trailing-edges-are-cutting-edge>.
- [37] Boeing. (2025). General Dimensions: Model 787-9. En 787 Aircraft Characteristics for Airport Planning (Rev. Q) (p. 2-6). Recuperado de Boeing.com https://www.boeing.com/content/dam/boeing/boeingdotcom/commercial/airports/acaps/787_ACA_P_Rev_Q.pdf.
- [38] dviationwebex1. (2021, November 15). Book 1 - Introduction to B787 Avionics Electrical - Flipbook by dviationwebex1 | FlipHTML5. Retrieved November 27, 2025, from FlipHTML5 website: https://fliphtml5.com/quwam/qhdw/Book_1_-_Introduction_to_B787_Avionics_Electrical/.
- [39] The magnitude of manufacturing in the GENx | GE Aerospace News. (2016). Retrieved November 2, 2025, from Geaerospace.com website: <https://www.geaerospace.com/news/articles/manufacturing/magnitude-manufacturing-genx>.
- [40] The Tribune. (2025). Retrieved November 2, 2025, from The Tribune website: <https://www.tribuneindia.com/news/top-headlines/fresh-evidence-pointing-to-rat-could-guide-ai-171-crash-probe/>.

- [41] Ulrich Prottung. How to Handle 300 Miles of Electrical Wiring [Internet]. English. 2018 [cited 2025 August 9]. Available from: <https://www.zuken.com/en/blog/aircraft-electrical-design/>
- [42] misc. (2025). GENx-1B Component Identification Guide. Scribd. <https://es.scribd.com/document/740372813/GENx-1B-Component-Identification-Guide>.
- [43] G. Mejía-Ruiz, M. R. A. Paternina, J. R. Rodríguez, A. Zamora, G. Bolivar-Ortiz and C. Toledo-Santos, "A Bidirectional Isolated Charger for Electric Vehicles in V2G Systems with the Capacity to Provide Ancillary Services," 2020 52nd North American Power Symposium (NAPS), Tempe, AZ, USA, 2021, pp. 1-6, doi: 10.1109/NAPS50074.2021.9449674.

Anexo 1. Configuraciones y estado lógico de los 16 casos de operación de generadores.

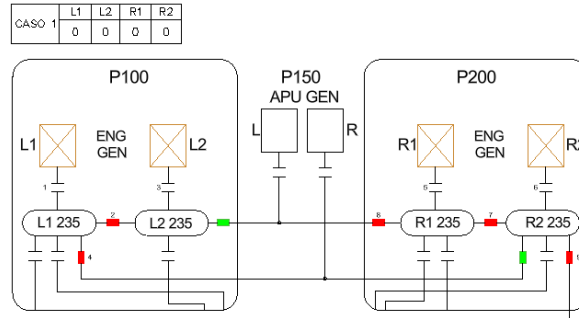


Figura A.1. Activación de interruptores ante falla crítica, pérdida total de potencia. Adaptada de [18]

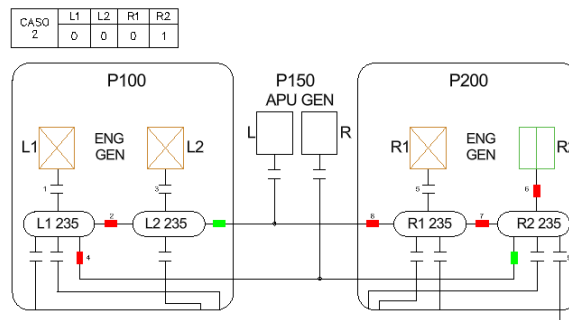


Figura A.2. Activación de interruptores ante falla, únicamente generador R2 disponible. Adaptada de [18]

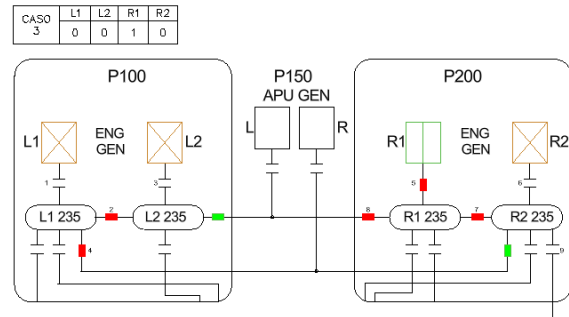


Figura A.3. Activación de interruptores ante falla, únicamente generador R1 disponible. Adaptada de [18]

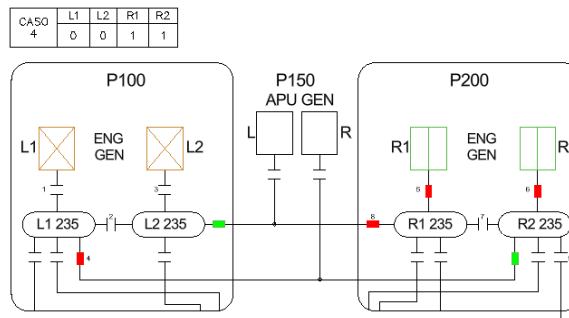


Figura A.4. Pérdida de potencia en sistema izquierdo, sistema derecho disponible. Adaptada de [18]

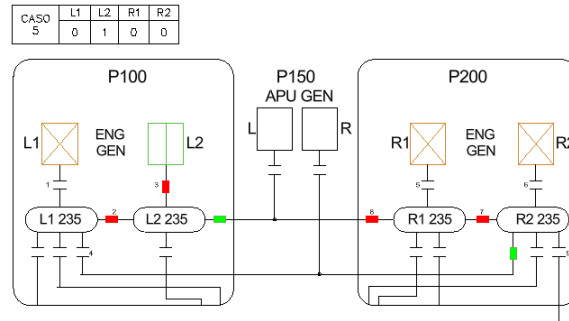


Figura A.5. Activación de interruptores ante falla, únicamente generador L2 disponible. Adaptada de [18]

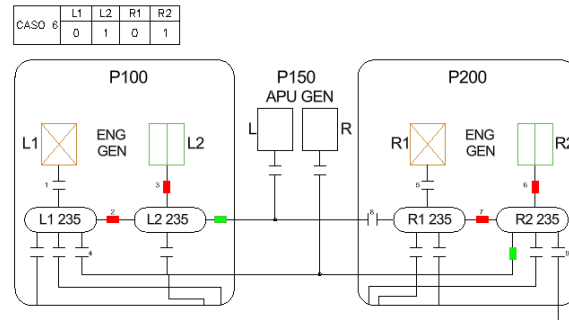


Figura A.6. Pérdida de redundancia en ambos sistemas, unidades #2 no disponibles. Adaptada de [18]

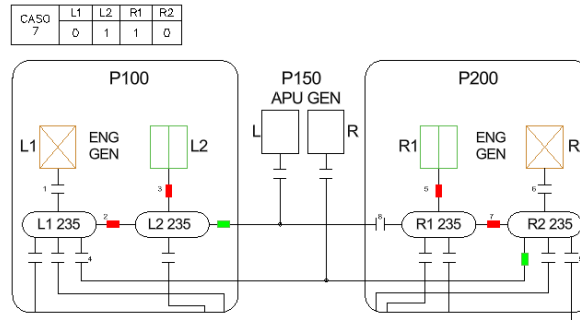


Figura A.7. Pérdida de redundancia en ambos sistemas, unidades L2 y R1 no disponibles. Adaptada de [18]

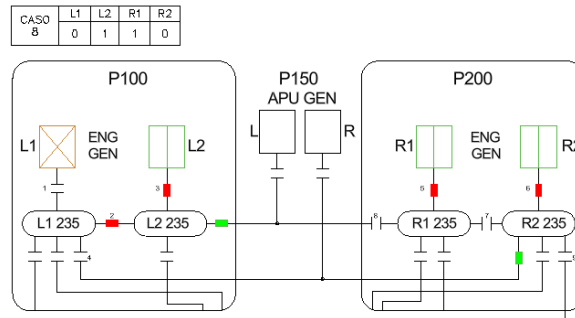


Figura A.8. Activación de interruptores ante falla en generador L1, pérdida parcial de potencia. Adaptada de [18]

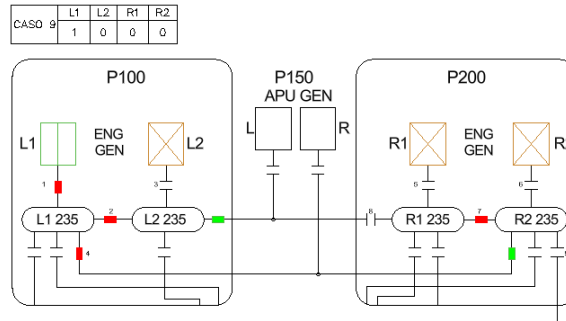


Figura A.9. Activación de interruptores ante falla, únicamente generador L1 disponible. Adaptada de [18]

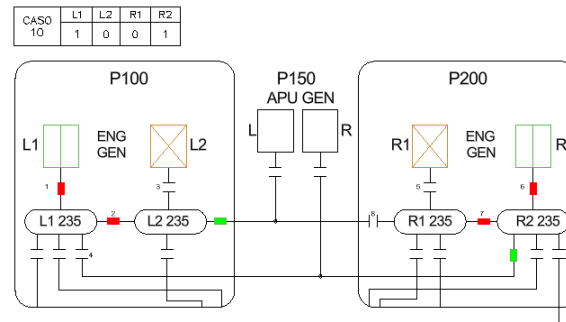


Figura A.10. Pérdida de redundancia en ambos sistemas, unidad L1 y R2 no disponibles. Adaptada de [18]

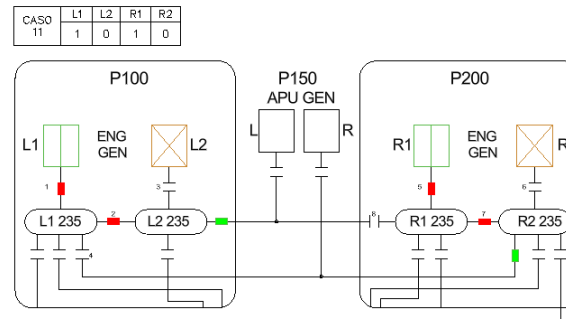


Figura A.11. Pérdida de redundancia en ambos sistemas, unidades #1 no disponibles. Adaptada de [18]

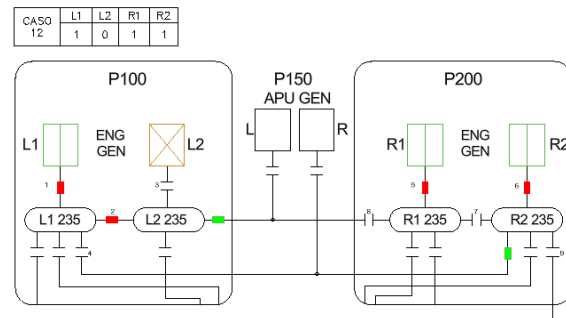


Figura A.12. Activación de interruptores ante falla en generador L2 pérdida parcial de potencia. Adaptada de [18]

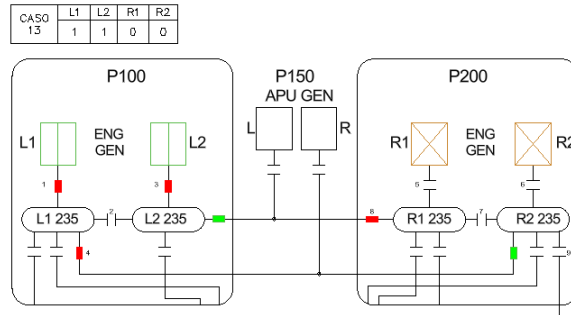


Figura A.13. Pérdida de potencia en sistema derecho. Adaptada de [18]

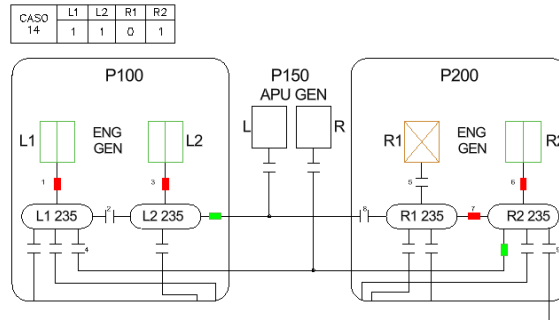


Figura A.14. Activación de interruptores ante falla en generador R1, pérdida parcial de potencia. Adaptada de [18]

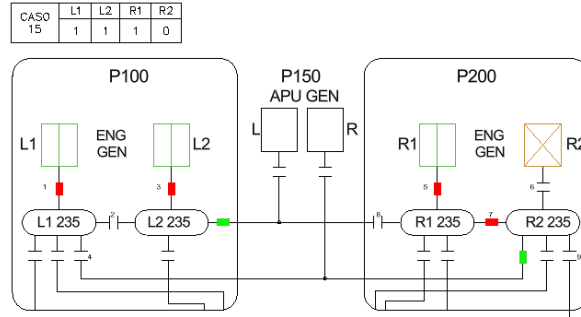


Figura A. 15 Activación de interruptores ante falla en generador R2 pérdida parcial de potencia. Adaptada de [18]

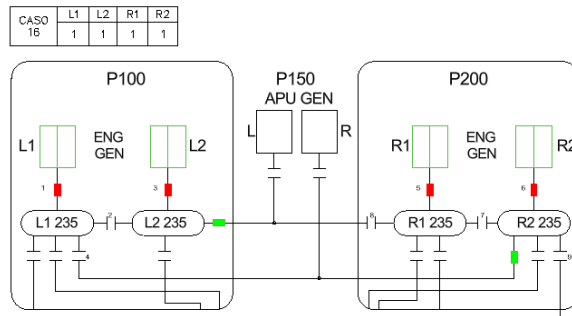


Figura A.16. Disponibilidad de los 4 generadores en ambos sistemas, condición normal. Adaptada de [18]