

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

Electrificación de vehículos aéreos: Estado actual y análisis de utilidad de accionamientos multifásicos de inducción para flaps

Autor: José Antonio López Ferreiro

Tutor: Federico José Barrero García

Dpto. Ingeniería Electrónica
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2022



Trabajo Fin de Grado
Ingeniería Aeroespacial

Electrificación de vehículos aéreos: Estado actual y análisis de utilidad de accionamientos multifásicos de inducción para flaps

Autor:

José Antonio López Ferreiro

Tutor:

Federico José Barrero García

Catedrático de Universidad

Dpto. Ingeniería Electrónica
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla
Sevilla, 2022

Trabajo Fin de Grado: Electrificación de vehículos aéreos: Estado actual y análisis de utilidad de accionamientos multifásicos de inducción para flaps

Autor: José Antonio López Ferreiro

Tutor: Federico Barrero García

El tribunal nombrado para juzgar el Trabajo arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2022

El Secretario del Tribunal

A mis padres.

A mi familia y amistades.

Agradecimientos

La elaboración de este documento no ha sido una tarea fácil. Sin embargo, el apoyo de muchas personas que me rodean ha hecho que este camino haya resultado más liviano. En primer lugar, agradecer a mis padres y, en general, a mi familia la paciencia, preocupación e interés diarios mostrados por mí y mi bienestar. Por otro lado, quiero agradecer a todos mis amigos/-as y compañeros/-as de carrera por los ánimos mostrados y las experiencias que me han aportado. También quiero agradecer a Marieta la tranquilidad y el apoyo que me ha dado en más de una ocasión.

Finalmente, agradecer a mi tutor de TFG, quien ha demostrado estar presente para resolver cualquier tipo de dudas desde el primer momento, así como a todos los profesores que, a lo largo de mi vida, han conseguido que llegue hasta aquí y me han hecho ser quien soy.

José Antonio López Ferreiro
Grado en Ingeniería Aeroespacial
Sevilla, 2022

Resumen

Este trabajo viene motivado por la creciente preocupación en torno al cambio climático y el calentamiento global. Una de las vías para frenarlos pasa por hacer los medios de transporte eléctricos o, en general, más amigables con el medio ambiente. En el ámbito de la aeronáutica, esta electrificación de las aeronaves se conoce como 'More Electric Aircraft'.

Dentro del propio trabajo se encuentran tres partes bien diferenciadas: una primera parte bibliográfica, una segunda parte más práctica y, para finalizar, un apartado de conclusiones.

En la primera parte se presentan los conceptos de 'All Electric Aircraft' y 'More Electric Aircraft', profundizándose en los aspectos que forman parte de este último. A continuación, hecho el repaso del estado del arte, se propone una experiencia en la que se pone en práctica un proyecto que se puede encuadrar dentro de un MEA. Para dar cohesión a todo, se culmina con un capítulo de conclusiones, donde se resume todo lo expuesto con anterioridad.

Abstract

This work is motivated by growing concerns about climate change and global warming. One of the ways to stop them is to achieve electric or, in general, more environmentally friendly means of transport. In aeronautics, this electrification of aircraft is known as 'More Electric Aircraft'.

Within the work itself there are three distinct parts: a first bibliographic part, a second more practical part and, to sum up, a section of conclusions.

In the first part, concepts like 'All Electric Aircraft' and 'More Electric Aircraft' are depicted, delving into the aspects that are part of the latter. Then, once the review of the state of the art is done, an experience is proposed in which a project that can be framed within a MEA is implemented. To give some cohesion, it ends with a chapter of conclusions, which summarizes all the afore mentioned.

Índice

Agradecimientos	ixx
Resumen	xi
Abstract	xiii
Índice	xiv
Índice de Tablas	xvi
Índice de Figuras	xviii
Notación	xxi
0 Introducción	2
0.1. <i>Reseña histórica</i>	3
1 ¿Qué es el All Electric Aircraft?	7
1.1. <i>Ejemplos actuales de AEA</i>	8
2 ¿Qué es el More Electric Aircraft?	10
3 Sistemas de almacenamiento de energía eléctrica	16
3.1. <i>Baterías</i>	16
3.2. <i>Supercondensadores</i>	19
4 Sistemas de generación y distribución de energía eléctrica	21
4.1. <i>Sistemas eléctricos de potencia</i>	21
4.2. <i>Voltajes estándar en aviación</i>	23
4.3. <i>Abastecimiento de energía eléctrica</i>	23
4.4. <i>Arquitectura de los EPS</i>	24
5 Actuadores y sistemas de control basados en energía eléctrica. Concepto 'Fly-by-wire'	28
5.1. <i>Evolución de los actuadores</i>	28
5.2. <i>Hacia el control eléctrico FbW</i>	29
6 Conceptos de interés encuadrados en el MEA. MEE y TeDP	32
6.1. <i>Principales máquina eléctricas en un MEA</i>	33
6.2. <i>Propulsión distribuida turbo-eléctrica</i>	37
6.3. <i>Propulsión eléctrica en la actualidad</i>	39
6.3.1 <i>Movilidad aérea urbana</i>	39
7 Máquina de inducción de 5 fases para la actuación de un flap	42
7.1. <i>Simulación con MATLAB/Simulink</i>	47
7.1.1 <i>Simulación sin fallos</i>	48
7.1.2 <i>Simulación con un fallo</i>	51
7.1.3 <i>Simulación con dos fallos</i>	54
7.2. <i>Descripción del motor y resultados experimentales</i>	59

7.2.1	Funcionamiento sin fallos	60
7.2.2	Funcionamiento con un fallo	61
7.2.3	Funcionamiento con dos fallos	62
8	Conclusiones	66
	Referencias	68
	Glosario	72

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Parámetros de diseño del motor	43
Tabla 2. Parámetros de simulación del motor	46

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Primer vuelo tripulado de los hermanos Wright.	4
Figura 2. Despegue del Tupolev Tu-144 de Aeroflot.	4
Figura 3. Vista superior del Solar Impulse 2.	8
Figura 4. Comparación de avión tradicional con uno más eléctrico.	12
Figura 5. Fases de vuelo típica de una aeronave.	13
Figura 6. Esquema de carga-descarga de una batería Li-S con las distintas partes componentes.	18
Figura 7. Esquema de arquitectura con bus principal de HVDC.	24
Figura 8. EPS con distribución primaria en AC a frecuencia variable.	25
Figura 9. Esquema de la arquitectura eléctrica de un Boeing 787.	26
Figura 10. Esquema mecánico de control tradicional frente a esquema eléctrico de control, FbW.	30
Figura 11. Sección de un turbofán comercial.	32
Figura 12. Máquina de tipo CSCM.	34
Figura 13. Disposiciones posibles para una PMSM de 6 fases.	35
Figura 14. Principales diseños de rotores.	36
Figura 15. Etapas de generación de propulsión de un turbofán.	37
Figura 16. STARC-ABL, N3-X, 'e-thrust' y SAX-40.	39
Figura 17. UAV de reparto en áreas urbanas.	40
Figura 18. Ejemplos de UAVE actuales.	40
Figura 19. Efecto de la deflexión en la sustentación.	42
Figura 20. Diagrama de bloques en Simulink.	44
Figura 21. Esquema de la máquina de inducción a simular.	45
Figura 22. Detalle del bloque 'Pre-Falta'.	48
Figura 23a. Velocidad del motor en modo sin fallos.	49
Figura 23b. Zoom realizado a la gráfica de velocidad presente en la figura 23a.	49
Figura 24a. Intensidades de fase del motor en modo sin fallos.	50
Figura 24b. Zoom realizado en torno al instante de aplicación del par resistente.	50
Figura 25. Detalle del bloque 'Post-Falta'.	51
Figura 26a. Velocidad del motor operando con un fallo.	52
Figura 26b. Zoom realizado a la gráfica de velocidad presente en la figura 26a.	52
Figura 27a. Intensidades de fase del motor antes y después del fallo.	53

Figura 27b. Zoom realizado en torno al instante de fallo de fase ‘a’.	53
Figura 27c. Zoom realizado en torno al instante de aplicación del par de carga.	53
Figura 28a. Velocidad del motor operando con ‘a’ y ‘b’ en abierto.	54
Figura 28b. Zoom realizado a la gráfica de velocidad presente en la figura 28a.	55
Figura 29a. Intensidades de fase de motor antes y después de los fallos (‘a’, ‘b’).	55
Figura 29b. Zoom realizado en torno al instante de fallo de fases ‘a’ y ‘b’.	56
Figura 29c. Zoom realizado en torno al instante de aplicación del par de carga.	56
Figura 30a. Velocidad del motor operando con ‘a’ y ‘c’ en abierto.	57
Figura 30b. Zoom realizado a la gráfica de velocidad presente en la figura 30a.	57
Figura 31a. Intensidades de fase de motor antes y después de los fallos (‘a’, ‘c’).	58
Figura 31b. Zoom realizado en torno al instante de fallo de fases ‘a’ y ‘c’.	58
Figura 31c. Zoom realizado en torno al instante de aplicación del par de carga.	58
Figura 32. Esquema de funcionamiento del motor real.	60
Figura 33a. Velocidad real (azul) y de referencia (rojo) en funcionamiento normal.	61
Figura 33b. Intensidades de fase en funcionamiento normal.	61
Figura 33c. Intensidades de fase en funcionamiento normal.	61
Figura 34a. Referencia de par (rojo) y par producido (azul) con un fallo.	61
Figura 34b. Velocidad real (azul) y referencia (rojo) con un fallo.	62
Figura 34c. Intensidades de fase con una fase abierta.	62
Figura 34d. Intensidades de fase con una fase abierta.	62
Figura 35a. Referencia de par (rojo) y par real (azul) con dos fallos (‘a’ y ‘b’).	62
Figura 35b. Velocidad real (azul) y referencia (rojo) en funcionamiento con dos fallos (‘a’ y ‘b’).	63
Figura 35c. Intensidades de fase con dos fases abiertas (‘a’ y ‘b’).	63
Figura 35d. Intensidades de fase con dos fases abiertas (‘a’ y ‘b’).	63
Figura 36a. Referencia de par (rojo) y par real (azul) con dos fallos (‘a’ y ‘c’).	64
Figura 36b. Velocidad real (azul) y referencia (rojo) en funcionamiento con dos fallos (‘a’ y ‘c’).	64
Figura 36c. Intensidades de fase con dos fases abiertas (‘a’ y ‘c’).	64
Figura 36d. Intensidades de fase con dos fases abiertas (‘a’ y ‘c’).	64

Notación

AEA	All Electric Aircraft
MEA	More Electric Aircraft
MEE	More Electric Engine
TeDP	Turbo-electric Distributed Propulsion
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
RPA	Remotely Piloted Aircraft
eVTOL	electric Vertical Take-Off Landing
MTOW	Maximum Take-Off Weight
APU	Auxiliary Power Unit
ESG	Engine Start Generator
EPS	Electric Power System
RAT	Ram Air Turbine
AC/DC	Corriente alterna/Corriente continua
HVDC	Corriente continua de alto voltaje
kVA	Kilovoltioamperio(-s)
FbW	Fly-by-Wire
FCC	Flight Control Computer
STOL	Short Take-Off Landing
UAVE	Urban Aerial Vehicle
TRL	Technology Readiness Level
L	Sustentación
D	Resistencia aerodinámica
ρ	Densidad
DTC	Direct Torque Control
IM	Induction Machine
DSP	Digital Signal Processor
PCB	Printed Circuit Board

0 INTRODUCCIÓN

*Es posible volar sin motores, pero no sin conocimiento y habilidad.
Considero que es esto algo afortunado, para el hombre, por causa
de su mayor intelecto, ya que es más razonable la esperanza de
igualar a los pájaros en conocimiento, que igualar a la naturaleza
en la perfección de su maquinaria..*

- Wilbur Wright -

La reducción de los gases de efecto invernadero es más importante que nunca por razones más que obvias relacionadas con la supervivencia de la Tierra y de las especies que la habitan. Sólo el sector de la aviación produce el 2'2% de las emisiones globales y el 97% es debido al combustible de los motores (como se muestra en [1]), que sirven tanto para la propulsión como para el accionamiento de sistemas neumáticos, hidráulicos, eléctricos y mecánicos. La presencia de actuadores neumáticos e hidráulicos (que hacen uso de un fluido en su interior para ejercer su función), y mecánicos reduce la eficiencia del sistema y hace que su peso aumente, con el consiguiente aumento del consumo de combustible. Por ello, la estrategia *Flight Path 2050* busca la electrificación de las aeronaves, con la cual se pueden reducir las emisiones de CO₂ y NO_x, así como de ruido.

Este problema de contaminación tanto medioambiental como acústica no es nuevo. De hecho, hacia 1970, se empezó a plantear la idea de un avión totalmente eléctrico (por sus siglas en inglés, AEA: All Electric Aircraft), pero la aplicación de ese concepto no era viable por la falta de tecnología requerida.

Es por ello por lo que dos décadas después, en torno a 1990, se empezó a plantear un esquema algo más conservativo en cuanto a la electrificación de la aeronave. Ya que no era posible obtener un avión completamente eléctrico, se apostó por un avión cada vez más eléctrico (por sus siglas en inglés, MEA: More Electric Aircraft). Bajo esta premisa se empezó a desarrollar un nuevo paradigma, que llega hasta nuestra época. Eso sí, no debemos olvidar que el MEA no es más que un paso intermedio para poder llegar a nuestro fin: un avión íntegramente eléctrico o AEA.

El objetivo principal del MEA es ir sustituyendo sistemas que tradicionalmente eran hidráulicos, neumáticos o mecánicos por sus equivalentes eléctricos [2] o, en su defecto, por una combinación de ambas tecnologías, de tal manera que nuestra aeronave sea lo más eficiente y menos ruidosa posible. Esta eficiencia viene dada por la flexibilidad de la energía eléctrica en sus aplicaciones, con su consecuente reducción en costes y consumo de combustible, así como de emisiones contaminantes.

En el esquema clásico aeronáutico, la distribución de potencia se hace a tensión y frecuencia constantes (normalmente: 115 V-400 Hz). En este nuevo modelo, se tiende a distribuir a tensión constante (115 o 230 V) pero con frecuencia variable [3], lo cual hace vitales los convertidores AC-DC, DC-AC y DC-DC, así como un uso intensivo de la electrónica de potencia por medio de convertidores, rectificadores, inversores...

Otros aspectos que son de interés para una correcta implementación del modelo son el desarrollo de baterías u otros medios de almacenamiento de la energía, así como el desarrollo de un motor eléctrico que pueda originar una potencia del orden de la generada por uno convencional. La estrategia adoptada para mejorar la distribución, el almacenamiento y la generación de potencia es la duplicación o subdivisión en sistemas más reducidos que, por sí solos, generen menos potencia pero, conjuntamente, puedan alcanzar los requisitos exigidos por los regímenes de operación de la aeronave.

El objetivo de este trabajo es realizar un análisis exhaustivo del concepto 'More Electric Aircraft' (evaluación de su estado actual, vías de implementación, tecnología disponible...), así como de los retos y oportunidades de futuro que éste plantea. Por otro lado, se simulará una máquina multifásica de inducción y se analizarán los resultados, de los cuales se extraerán conclusiones sobre la viabilidad, ventajas y desventajas del uso de ellas.

El documento se organiza de la siguiente manera:

- En primer lugar se presenta una breve reseña histórica en la que se detallan los orígenes de la aviación y se repasa de manera cronológica la evolución de las diferentes tecnologías desarrolladas en el ámbito de la aeronáutica.
- Más adelante, se encuentra un pequeño apartado dedicado al 'All Electric Aircraft', donde se proporciona una noción de esta idea, en qué consiste, dónde se puede encontrar implementada a día de hoy, así como algunas de sus limitaciones.
- Enlazando con este apartado, se introduce al lector en un nuevo capítulo, dedicado al 'More Electric Aircraft'. Aquí se explica en detalle todo lo que conlleva un MEA, así como algunas nociones básicas del mundo aeronáutico que serán de utilidad con posterioridad.
- A continuación se sitúan los capítulos derivados del MEA. Se comienza con los sistemas de almacenamiento de energía eléctrica para después pasar a los sistemas de generación y distribución de esta. Posteriormente, se presentan los sistemas de control basados en energía eléctrica y se introduce el concepto del 'Fly-by-Wire', una técnica cada vez más implementada entre las aeronaves de nueva producción. Por último, se trata el tema de la propulsión eléctrica y su estado en la actualidad. Para ello, se hará una revisión bibliográfica de máquinas eléctricas y se introducirán conceptos innovadores como el MEE o TeDP.
- Una vez realizada la revisión del estado del arte, se continúa con una propuesta práctica de motor de inducción multifásico para accionamiento de un flap. En este apartado, se dan unas nociones básicas de la naturaleza de un flap, así como de la aerodinámica que lo rodea; se presenta la máquina eléctrica que se va a analizar y se procede a extraer resultados de ella. En primera instancia, estos resultados se obtendrán mediante simulación en MATLAB/Simulink para posteriormente comparar con los extraídos del motor en bancada. Con todo ello, se sacarán conclusiones acerca de la aeronavegabilidad de un sistema como el analizado, según las prestaciones que se requieran.
- Para finalizar el trabajo, se cuenta con un capítulo dedicado exclusivamente a las conclusiones e ideas de futuro extraíbles de todo lo analizado a lo largo del documento. La idea es sintetizar todo lo expuesto a modo de resumen, de manera que el lector interiorice los puntos clave referentes al MEA.

0.1 Reseña histórica

Hoy en día estamos familiarizados con todo tipo de aeronaves y con las innumerables ventajas que aportan a la sociedad (ocio, negocios, seguridad, mercancías...), pero hemos de recordar que este medio de transporte no siempre ha estado con nosotros. Aunque el ser humano ha soñado con surcar los cielos desde la Antigüedad, no es hasta 1783 (s. XVIII) cuando los hermanos Montgolfier hacen una demostración en público de su globo aerostático no tripulado. A partir de entonces se empezaron a desarrollar en otras partes del mundo más globos con distintas características hasta que, en 1852 (s. XIX), el ingeniero Giffard inventó el dirigible, el cual se distingue del globo en que su dirección puede ser controlada a voluntad.

Más adelante se fueron patentando y construyendo prototipos rudimentarios de aviones y monoplanos. Paralelamente se fue desarrollando la tecnología del motor de combustión interna, pero se implementaban modelos propulsados a vapor. Ya en el siglo XX se hacen mayores avances en la materia y, concretamente en 1903, los hermanos Wright realizan el primer vuelo controlado con una máquina voladora a motor, el Flyer I.



Figura 1. Primer vuelo tripulado de los hermanos Wright.

En los años cuarenta del siglo pasado se experimenta un gran desarrollo del sector en general, experimentado en gran parte por la Segunda Guerra Mundial. Así, los primeros aviones a reacción se estrenan en 1939, según muestra [4] y en 1942 se prueba el primer caza. En 1945 se realiza el primer vuelo con motores de turbina y en 1952 el primer vuelo comercial a reacción. Precisamente en la década de los 50 aparecen los primeros turbohélices y turboreactores.

Posteriormente, se incrementaron los avances en tecnología con la llegada del termorreactor y avión cohete y se empezó a asentar la aviación como medio de transporte. Esto último fue posible por la evolución de los sistemas de navegación inercial.

A la par que se consigue abarcar mayores distancias de vuelo y se reducen los tiempos, la tecnología sigue evolucionando, lo cual permite que en 1967 se llegase a volar a Mach 6.1 (vuelo supersónico) y el año siguiente el Tupolev Tu-144 se convirtiese en el primer avión supersónico comercial.



Figura 2. Despegue del Tupolev Tu-144 de Aeroflot.

Justamente en las décadas de los 60 y 70 se produce un gran incremento del número de vuelos, al ser considerado como un medio para poder hacer turismo. Al mismo tiempo se observa un cambio en la tendencia del clima global, hecho que inicia la idea de un avión sostenible y todo eléctrico, el ya mencionado 'AEA'. Con el paso del tiempo y, vista la tecnología con la que se contaba, se empezó a abandonar este paradigma mientras se seguían construyendo aviones, para incentivar el comercio y el ocio, de la manera tradicional. Alrededor de la década de 1990 seguía estando presente la preocupación por la enorme emisión de gases de efecto invernadero que el sector aeronáutico producía, pero no fue este el único detonante del 'MEA'. Ya había habido reportes de muchos accidentes aéreos cuyas causas no habían sido humanas, sino de la propia máquina. Esto podía deberse a un fallo del motor, de un sistema crítico no redundante, de alguna parte de la estructura o de algún sensor. Es por ello por lo que la idea de un avión más eléctrico no se sustenta sólo en un avión más verde, sino en un avión más fiable y seguro.

Desde entonces, se ha seguido manteniendo una estructura similar del avión en cuanto a su aspecto exterior pero no ha sido así en lo que a su interior respecta. El concepto de Aviónica, la electrónica de potencia o los distintos sensores embarcados (de todo tipo) han pasado de ser antiguas ayudas a la navegación y algo secundario a tener un papel más que relevante en las aeronaves actuales, constituyendo el eje central y gobernador de toda la máquina, más allá de las decisiones que el piloto pueda tomar. Todo ello se puede encuadrar dentro del MEA, aunque sus objetivos van más allá.

Hecha este breve reseña histórica, se procede a explicar en profundidad los conceptos de 'More and All Electric Aircraft' para una mejor perspectiva de todo lo que engloban cada uno de ellos.

1 ¿QUÉ ES EL ALL ELECTRIC AIRCRAFT?

Quando Cristóbal Colón partió para buscar el Nuevo Mundo, las distancias eran entre continentes, pero ya no. Ahora son estados de la mente.

-Bertrand Piccard-

El concepto de ‘All Electric Aircraft’ o avión todo eléctrico hace referencia a aquellas aeronaves cuyos sistemas de generación (y almacenamiento), distribución y consumo de potencia son totalmente eléctricos.

En el día a día encontramos aplicaciones de este concepto en la realidad, como pueden ser la mayoría de los drones. Antes de seguir profundizando en los motivos por los que un dron se puede considerar AEA, debemos distinguir entre UAV (vehículo aéreo no tripulado) y RPA (aeronave pilotada remotamente), que es como se pueden clasificar este tipo de aeronaves, según [5]. En el caso de un UAV, el vuelo o algunas de sus partes se realizan de forma automática, sin ningún tipo de supervisión humana; mientras que en el caso de un RPA existe un piloto remoto.

Tanto si hablamos de un UAV como de un RPA, los drones más pequeños son o pueden ser considerados AEA puesto que pueden completar todas las fases de un vuelo o misión haciendo uso exclusivo de energía eléctrica. En caso de contar con drones más grandes, habrá que tener en cuenta principalmente si se han sustituido las baterías suministradoras de energía eléctrica por algún tipo de combustible como hidrógeno o gasolina, en cuyo caso, deberíamos relajar el concepto de AEA para calificarlo como aeronave híbrida.

Además del impacto de los drones en la sociedad, recientemente hemos sido testigos de otro fenómeno que podemos encuadrar dentro del marco del ‘All Electric Aircraft’: la vuelta al mundo en el Solar Impulse 2, mostrado en [6].

Este avión, que completó una vuelta entera a la Tierra en el 2016, hizo uso exclusivo de energía solar para suministrar todos los equipos y sistemas embarcados en su travesía. Este hecho sirvió como impulso a las energías renovables y a la implementación de más sistemas eléctricos dentro de las aeronaves, principalmente, comerciales. Por otro lado, también contribuyó a romper el mito del almacenamiento de la energía solar para su uso nocturno.

Durante todo el trayecto, el avión fue pilotado por dos pilotos, Borschberg y Piccard. Este último hizo hincapié en que el todo el proyecto estaba más dedicado a la reivindicación de una movilidad verde que a la propia aviación. Esto es así, puesto que de momento no es factible volar con fuentes de energía renovable a la velocidad y capacidad con las que lo hacemos al usar fuentes de energía tradicionales.



Figura 3. Vista superior del Solar Impulse 2.

Enlazando con esta idea que expresó Piccard, y aunque contemos ya con algunos ejemplos de AEA, debemos ser críticos con una posible implementación masiva de este concepto en aeronaves civiles o militares, puesto que no podrá ser inmediata con el estado actual de desarrollo de la tecnología. Es por ello que, como paso intermedio, hay que empezar por crear aeronaves que sean híbridas y avanzar progresivamente hacia plataformas cada vez más eléctricas, lo que se ha denominado 'More Electric Aircraft'.

1.1 Ejemplos actuales de AEA

No obstante, como se ha mencionado, ya existen algunos modelos y prototipos de AEA como:

- El avión desarrollado por el equipo ACCEL de Rolls-Royce.
- El Jetson One de la compañía sueca Jetson Aero, diseñado para viajes individuales y equipado con 8 motores eléctricos y una batería recargable, otorgándole al conjunto una autonomía de 20 minutos.
- La aeronave Alice de Eviation, cuyo alcance es de unas 440 NM (millas náuticas).
- La flota de aviones de Sydney Seaplanes, en Australia, cuyo objetivo es ser la primera aerolínea mundial en volar íntegramente con cero emisiones.
- Los eVTOL de Avolon, que tiene convenios para desarrollarlos con empresas de la talla de Microsoft o Honeywell.
- El eVTOL de Kelekona, cuyo extravagante diseño no tiene alas y todo se centra en la aerodinámica.
- El Alia de Beta Technologies, que tiene capacidad para 6 personas y un alcance de unas 200 NM.
- Otros diseños que se presentarán en el capítulo de 'Propulsión eléctrica en la actualidad'.

A pesar de todo, prácticamente todos los proyectos de AEA anteriormente mencionados no están aún en el mercado, ya sea por falta de desarrollo en la tecnología necesaria, por intentar mejorar prestaciones (mayor alcance, autonomía, capacidad de pasajeros,...) o porque no son rentables frente a sus competidores tradicionales.

Se deja, por tanto, aparcada la idea de AEA y se pasa a tratar en profundidad en los siguientes capítulos el concepto MEA y las ventajas que nos puede ofrecer a la hora de intentar mejorar las aeronaves tradicionales.

2 ¿QUÉ ES EL MORE ELECTRIC AIRCRAFT?

Una vez hayas probado el vuelo siempre caminarás por la tierra con la vista mirando al cielo, porque ya has estado allí y allí siempre desearás volver.

- Leonardo Da Vinci -

Tanto en la introducción como en la reseña histórica se han dado unas pinceladas del significado de ‘More Electric Aircraft’ pero el objetivo de este capítulo es abordarlo con profundidad:

Primero, se pretende dar una visión global de este concepto, presentando las distintas ramas en las que se está trabajando para así poder centrarnos en ellas posteriormente.

A continuación, se tratarán exhaustivamente los problemas de la generación, distribución y almacenamiento de potencia, así como de la actuación del avión.

Por último, se introducirá el concepto de motor más eléctrico (More Electric Engine, MEE) y se estudiarán las diferentes tecnologías que se pueden implementar.

Hecho este breve inciso, pasamos a tratar el concepto del More Electric Aircraft:

Si atendemos al concepto de manera literal, el MEA no implica más que la consecución de un avión o aeronave cada vez más eléctrico. Pero, ¿esto qué implica? Pues bien, si tradicionalmente los sistemas de actuación de la máquina eran mecánicos, neumáticos, hidráulicos o eléctricos; se trata de sustituir los tres primeros tipos de manera total o parcial por equipos eléctricos que realicen la misma función. Se busca este cambio debido a que la energía eléctrica es muy versátil y consigue que los equipos embarcados reduzcan el peso, así como el ruido y el desgaste, consiguiendo una mayor vida útil. Además, la actuación de los sistemas tradicionales es más difícil de regular que la de los equipos eléctricos, por tanto, estos últimos ofrecen una mayor maniobrabilidad.

Por otro lado, este modelo plantea unos nuevos mecanismos de generación y distribución de potencia (así como de almacenamiento), lo que expande el horizonte de aplicación del concepto más allá de la sustitución de unos actuadores por otros, y hace necesaria una revisión y estudio de a qué partes de la aeronave afecta.

Sin ir más lejos, los modelos 787 de Boeing y A380 de Airbus implementan un esquema de generación de electricidad a frecuencia variable (de 350 a 800 Hz) y voltaje fijo (115 V ó 230 V en AC), como se muestra en [3]; cuando esta siempre se había realizado a tensión y frecuencia constante hasta la fecha.

Es por ello que se plantean nuevos retos a la hora de distribuir la potencia generada a todos los sistemas y equipos del avión (cada uno con su régimen de operación) y se hace vital el papel de la electrónica de potencia, con dispositivos como rectificadores, inversores...

Estos dispositivos son muy útiles puesto que nos permiten alimentar a cada equipo según sus características, pero además cuentan con la ventaja de ser ligeros, fiables y de tamaño reducido.

A pesar de su fiabilidad y de las estrictas especificaciones técnicas de aeronavegabilidad aplicables a los

dispositivos y sistemas electrónicos, no se puede dejar la seguridad de toda la misión (ya sea civil o militar) a merced de un posible fallo en algún punto de la instalación eléctrica del avión. Es por ello que, paralelamente al desarrollo del avión más eléctrico, se lleva a cabo un aumento de sensores detectores de fallos y una mayor redundancia en los diferentes esquemas de captación y transmisión de datos.

El primer factor ayuda a que, internamente, el propio avión sea capaz de detectar qué componentes han fallado a lo largo de un vuelo. Estos fallos pueden ser notificados al piloto si se consideran que pueden ser críticos para el desempeño de la aeronave en la misión, en cuyo caso será necesario tomar una acción inmediata; o bien, puede darse la situación de que el sistema detecte el fallo y lo registre, pero no lo muestre en la cabina, considerando que no es crítico y no es necesario notificarlo, evitando una posible distracción del piloto al mando. El hecho de que estos fallos se registren es, en primer lugar, necesario para poder llevar a cabo las labores de mantenimiento pertinentes y, además, para comprobar si la vida útil estimada es acorde con la real.

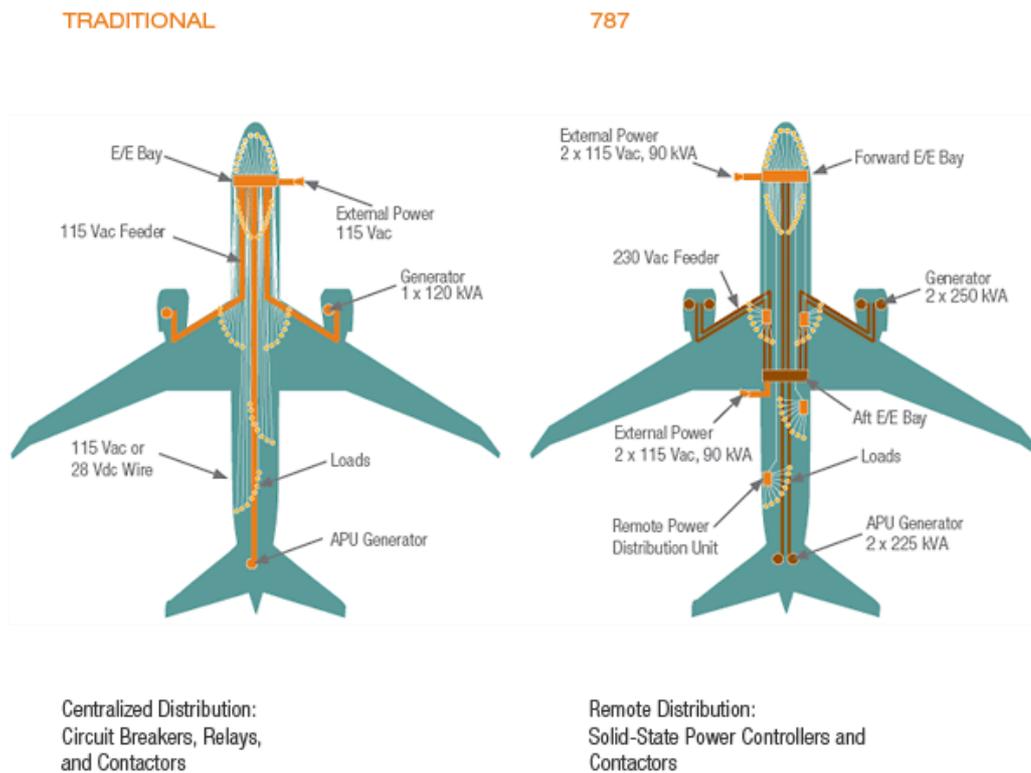


Figura 4. Comparación de avión tradicional con uno más eléctrico (nótese la redundancia de sistemas).

La redundancia de sistemas (ver figura 4) implica, por su parte, una mayor fiabilidad e integridad en el tratamiento de datos y en la transmisión de estos entre las distintas partes del avión. Un caso práctico se puede observar en los distintos sensores de presión o altitud con los que cuenta el avión:

Si estos se congelasen, bajo ciertas condiciones meteorológicas, o dejarasen de funcionar, por ejemplo, en la aproximación a un aeropuerto, sería crítico para la operación dado que no se estaría registrando correctamente la posición de la aeronave. Sin embargo, al contar con más de un mismo sensor (típicamente 3 o 4), se puede seguir garantizando una solución correcta, puesto que el sensor afectado se desprecia y se sigue navegando con los que se encuentran en buen estado.

Hecho este breve repaso del estado actual del concepto 'More Electric Aircraft', pasaremos a analizar qué vías de mejora, optimización o innovación en cuanto a electrificación se pueden encontrar, basándolo en dos criterios, a saber:

- Fases de vuelo.
- Tipos de sistemas.

Para llevar a cabo esta división, hay que recordar las diferentes fases de que se compone un vuelo o misión (ver figura 5). Estas son:

- Taxi: comprende todo el trayecto en tierra desde el punto de estacionamiento de la aeronave hasta la pista en la que realiza el despegue.
- Despegue: fase en la que la aeronave acelera para pasar del reposo hasta una velocidad determinada y así poder elevarse hasta una altura predefinida, normalmente, 35 ft.
- Ascenso: fase de transición entre el despegue y la fase de crucero.
- Crucero: comprende la mayor parte del vuelo y se caracteriza por realizarse a un nivel de vuelo (FL) especificado en el plan de vuelo, trazando una ruta al sobrevolar diferentes 'waypoints'. Cada tramo entre un 'waypoint' y el siguiente se caracteriza por ser un tramo recto, normalmente.
- Descenso: fase de transición entre el final del crucero y el inicio de la aproximación. En ella la aeronave realiza un descenso controlado.
- Aproximación: fase de acercamiento progresivo hacia el aeródromo de interés, para poder realizar el aterrizaje a la altura adecuada.
- Aterrizaje: fase final del vuelo, en la que la aeronave despliega su tren de aterrizaje y cuyo objetivo es frenar el avión hasta pasar a una velocidad suficiente para rodar hasta el puesto de estacionamiento o, en su defecto, nula.

Para llevar a cabo cada una de las fases, el avión hace uso de diferentes configuraciones (por ejemplo: en crucero se busca una configuración limpia, mientras que en el aterrizaje se busca dar mayor área efectiva a las alas, a fin de conseguir una resistencia aerodinámica mayor y poder frenar la aeronave), y al mismo tiempo se determinan qué variables (velocidad, altura, empuje...) son más críticas para un buen desempeño de la misión.

A la hora de analizar qué mejoras puede aportar el MEA a cada parte del vuelo, podemos considerar de forma práctica que el despegue y el ascenso conforman una sola fase y el descenso y la aproximación, otra aparte.



Figura 5. Fases de vuelo típica de una aeronave.

En el caso del taxi, los aviones actuales encienden sus motores a una potencia tal que les sea posible realizar la rodadura hasta la pista de despegue, es decir, consumen una cierta cantidad de combustible. Para poder mejorar en este aspecto se pueden plantear varias vías alternativas. La primera de ellas es una progresiva

electrificación del motor de manera que, aunque no sea efectiva en todos los rangos de operación de la misión, sí que sea capaz de desplazar el avión con su peso máximo al despegue (MTOW, *Maximum Take-Off Weight*) hasta el inicio de la pista de despegue. La segunda opción es contar con baterías más eficientes y avanzadas que puedan suministrar la potencia requerida para completar el trayecto del taxi. Por último, se podría plantear una electrificación del asfalto para que el avión obtuviera la energía de unos “raíles” que conectarían los diferentes puntos de estacionamiento con los inicios y finales de las pistas de despegue y aterrizaje.

Antes de abordar las fases de despegue y ascenso, es menester recordar las partes móviles de que se componen las alas de una aeronave [7]:

- Alerones: son los encargados (tanto el de baja como el de alta velocidad) de controlar el alabeo (giro alrededor del eje longitudinal del avión) durante el vuelo.
- Dispositivos hipersustentadores: se usan principalmente en despegues y aterrizajes y su misión consiste en reducir la velocidad mínima necesaria para llevar a cabo estas operaciones. Su deflexión implica una mayor resistencia aerodinámica. Se dividen en:
 - Flap Krueger.
 - Slats.
 - Flaps de tres partes interior.
 - Flaps de tres partes exterior.
- Spoilers: se encargan de destruir parte de la sustentación del ala. Sirven principalmente en el aterrizaje, aunque también pueden tener otros fines en otras fases del vuelo.
- Spoiler-aerofreno.

Además, el ala cuenta con ciertos elementos estáticos como los dispositivos de punta de ala o el carenado de los flaps, que terminan de darle la forma usual conocida por todos.

Como se puede ver, en las fases de despegue y ascenso, la configuración aerodinámica del avión (en concreto, de las alas) varía y de manera considerable. Tradicionalmente, estos dispositivos han sido accionados mediante sistemas mecánicos o hidráulicos. Actualmente, se busca la inserción de mecanismos eléctricos que regulen el movimiento de estas estructuras. Esto es positivo, puesto que son sistemas mucho más fiables que los tradicionales, así como más ligeros y que posibilitan una mayor maniobrabilidad. Por otro lado, si se quieren realizar virajes, se hace uso del timón de cola, el cual debe ser tratado como otro dispositivo a electrificar.

La siguiente fase de este análisis es el crucero. Hay que recordar que en este tramo del vuelo (que comprende un 90% del total de la misión), el avión vuela en configuración limpia, es decir, sin ningún dispositivo deflectado; y no requiere de maniobras bruscas ni rápidas. Es por ello que los esfuerzos se centran en la optimización de la eficiencia de los motores y en la implementación de esquemas híbridos (turboeléctricos) u otros englobados dentro del concepto MEE (More Electric Engine).

Por su parte, las fases de descenso, aproximación y aterrizaje tienen requisitos operativos parecidos al despegue y ascenso, por lo que deben tratarse dentro del marco del ‘More Electric Aircraft’ de la misma manera. Otro aspecto común a todas estas fases es la recogida y el despliegue del tren de aterrizaje. Este sistema debe ser automático, para ahorrar carga de trabajo a los piloto, y eléctrico, de manera que sea lo más eficiente posible.

Además, en el proceso de aterrizaje al hacer contacto las ruedas con el asfalto, se aplica un freno que, tradicionalmente, ha sido hidráulico, pero para el cual se plantea el cambio por un equivalente eléctrico. En muchas ocasiones, paralelamente al freno se hace uso de la reversa (*reverse thrust*). Esta consiste en redireccionar el flujo de gases de salida del motor de forma que se aplique un empuje inverso (de ahí el nombre) que facilite la desaceleración de la aeronave.

Por último, el trayecto desde que se finaliza el aterrizaje hasta que el avión es estacionado puede plantear unos retos parecidos al taxi inicial.

Concluido el análisis de los retos que plantea la aviación actual en cada una de sus fases y que pueden ser mejorados o resueltos mediante la aplicación del MEA, se procede a analizar este nuevo paradigma desde el prisma de los diferentes tipos de sistemas.

Para ello, los dividiremos en:

- Sistemas de almacenamiento de energía eléctrica.
- Sistemas de generación y distribución de energía eléctrica.
- Sistemas de control basados en energía eléctrica. Concepto 'Fly-by-Wire'.
- Sistemas propulsivos con aporte de energía eléctrica. Conceptos 'More Electric Engine' y 'Turbo-electric Distributed Propulsion (TeDP)'.

3 SISTEMAS DE ALMACENAMIENTO DE ENERGÍA ELÉCTRICA

La electricidad es el poder que causa todos los fenómenos naturales, a menos que sean causados por otra cosa.

- Ambrose Pierce -

En este apartado se analiza el estado de la tecnología de almacenamiento de energía eléctrica actual y su viabilidad dentro del modelo de un avión más eléctrico. Se comienza con un análisis de las baterías para, posteriormente, hacer lo propio con los supercondensadores.

3.1 Baterías

Los aviones ya incorporan actualmente baterías, véanse los modelos MD-11 (una batería de 50 Ah), DC-10 (cuatro baterías de Ni-Cd de 25 Ah) o el Boeing 747 (dos baterías de 34 Ah). Aunque estas baterías cumplen ciertas misiones dentro del régimen de operación nominal de una aeronave actual (arranque de motores, APUs, mantenimiento a tensión constante del bus AC/DC, alimentación de la aviónica en caso de emergencia,...), necesitamos desarrollar otras con mejores prestaciones para poder implementar el modelo de avión completamente eléctrico.

Para que estos nuevos aviones de pasajeros o mercancías despeguen, aterricen y lleven a cabo toda la fase de crucero se necesitarían baterías que pesen miles de kilogramos (con la tecnología actual), lo cual es demasiado pesado para que el avión pudiera despegar, en primer lugar. Incluso para pequeñas aeronaves de dos pilotos, las baterías limitan el rango de operación de estas. El principal escollo a salvar es el peso, por lo que la reducción de éste presenta una gran ventaja no sólo para la aviación sino para el resto de medios de transporte eléctricos.

Además de ser ligeras, otras características que deben presentar las baterías son:

- Entregar potencia de manera fiable y estar certificadas como seguras.
- Tener una salida de potencia consistente en toda la envolvente de operación.
- Tener una vida útil razonablemente larga.

Para poder abordar esta sección, se presentan en primer lugar los diferentes modelos de baterías que se encuentran en el mercado:

- Plomo ácido (Pb-ácido): De las diferentes tecnologías presentadas, es la batería recargable más antigua. En la actualidad se usan baterías de plomo ácido reguladas por válvulas (VRLA). En

comparación con otras baterías, son las más baratas y pueden suministrar grandes sobrecorrientes. Entre sus desventajas se puede nombrar los malos ratios de energía-peso y energía-volumen.

- Níquel-cadmio (Ni-Cd): Comparadas con otras baterías tiene un índice alto de carga rápida y simple. Además, cuentan con un número alto de ciclos de carga-descarga. Aun así, tienen desventajas, como el efecto memoria. Esto ocurre cuando se las descarga por completo.
- Ion de Litio (Li-ion): Son las baterías de más rápido desarrollo y mayor investigación. Se usan en sistemas donde se requieren baterías con poco peso y gran densidad de energía. Originariamente, se empezaron a usar baterías de litio de base metálica, pero, dados los problemas que presentaban, se cambiaron por las de Li-ion. Estas son mucho más seguras, aunque cuentan con algo menos de densidad energética. Entre sus ventajas, se evita el efecto de pérdida de memoria, se tiene una baja autodescarga y bajo mantenimiento. En contrapartida, son muy frágiles y más caras que el resto. Son las usadas en el B-787 y el A-350.

Una vez presentadas las principales tecnologías de baterías, es menester introducir algunos parámetros técnicos que influyen en el dimensionamiento de estas y en su funcionamiento. Ellos son: energía específica ([Wh/kg]), densidad volumétrica de energía ([Wh/L]) y potencia específica ([W/kg]). En cuanto a los dos primeros, son importantes para determinar el peso y el tamaño de la batería. El tercero y último es importante para elegir la batería si se necesitan altas corrientes de arranque de un motor eléctrico. Todo ello se muestra en [8].

De todas las baterías comerciales, las de ion de litio son las de mayor densidad energética. Es más, son las de mayor energía específica (es decir, la de menor peso a igualdad de energía almacenada), así como las de mayor densidad volumétrica de energía (dicho de otra manera, la de menor tamaño a igualdad de energía almacenada). A su vez, comparadas con las de plomo ácido y las de níquel-cadmio, son las de mayor potencia específica. Esto se traduce en cargas/descargas más rápidas en aplicaciones aeronáuticas como el arranque de los motores o de la APU.

Más allá de estas características técnicas, hay que tener en cuenta el efecto de la temperatura en el funcionamiento de la batería. Una temperatura baja aumenta la resistencia interna de esta y, como efecto, se produce una disminución de la capacidad.

A fin de mejorar las características de las baterías de ion de litio, se está investigando en otro tipo de sustancias químicas y, como resultado, se ha encontrado que las de litio-azufre son extremadamente ligeras y cuentan con una densidad de energía que duplica la típica de las baterías Li-ion. Por si fuera poco, esta tecnología es capaz de proveer los niveles de potencia y durabilidad que requieren las aeronaves y, sobre todo, son seguras.

Según [9], y a fin de entender mejor este nuevo modelo de batería, se procede a explicar los componentes típicos de una celda de litio-azufre, que son: cátodo (o electrodo positivo), ánodo (o electrodo negativo), un separador poroso y un electrolito.

El cátodo, como en el resto de baterías, es el encargado de absorber los electrones en el proceso de descarga. Está conectado a una lámina de aluminio recubierta de una mezcla de carbono y azufre, de tal manera que el azufre es el que reacciona, pero, al ser este aislante eléctrico, el carbono es quien se ocupa de transportar los electrones.

El ánodo es el encargado de liberar los electrones en el proceso de descarga y está directamente conectado a una lámina de litio. Este litio tiene doble función: actúa como toma de corriente al mismo tiempo que forma parte de la reacción electroquímica.

El separador tiene la función de prevenir que ambos electrodos entren en contacto y causen un cortocircuito. En este caso, se encuentra bañado con unas sales de litio. Por último, el electrolito se encarga de facilitar el paso de iones entre los dos electrodos y, con ello, la reacción química.

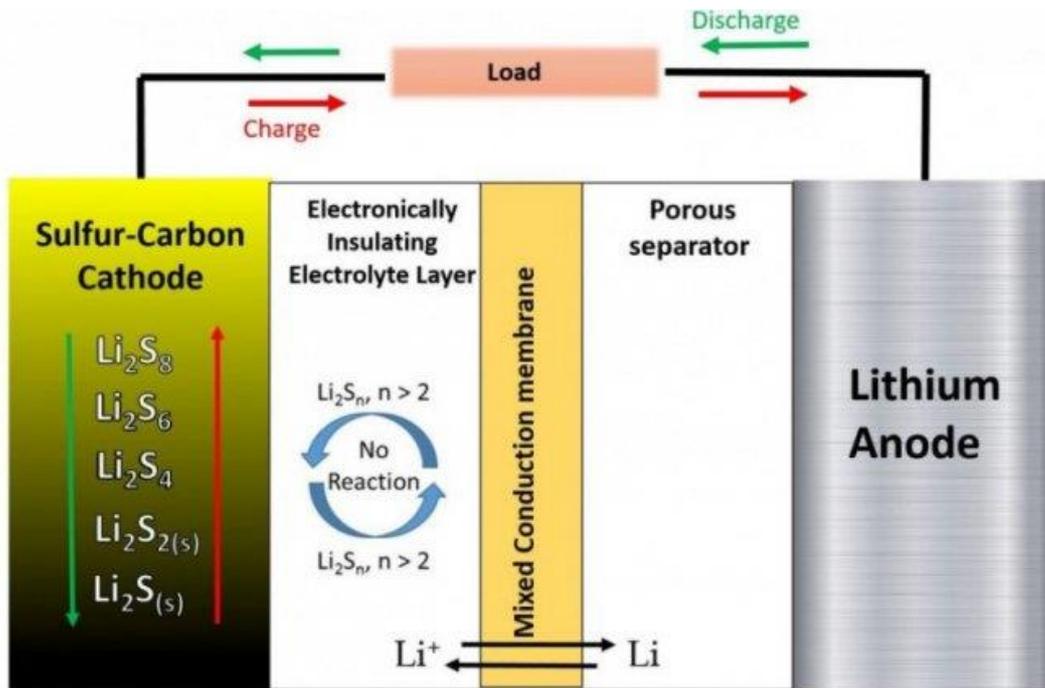


Figura 6. Esquema de carga-descarga de una batería Li-S donde se aprecian las distintas partes componentes.

Las celdas se conectan entre sí en serie y en paralelo, de manera que se aumenten los valores de tensión entre bornas (conexión serie) y los de capacidad (conexión paralelo).

Desde un punto de vista práctico, los mayores retos que se les presentan a las baterías Li-ion y Li-S son las degradaciones del ánodo tras muchos ciclos de carga-descarga. En las de iones de litio, los propios iones que llegan al electrodo se meten en los intersticios del metal, pero, a veces, forman una placa en la superficie, que puede atraer más iones y acabar formando un filamento que llegue al otro electrodo y cause un cortocircuito. Si esto le pasa a una celda, puede provocar que sus celdas vecinas sean más proclives a que les ocurra este fenómeno. En el caso de las baterías litio-azufre no se forman dendritas ni filamentos, sino que la degradación viene dada por una distribución desigual del litio, producto de las cargas y descargas de la batería.

Para poder abordar este problema y optimizar el desempeño de la batería, se apuesta por el sistema de gestión de batería (BMS). Este sistema es una combinación de software y hardware que se encarga de proteger y controlar el correcto funcionamiento de la batería.

Una vez estudiadas las tecnologías actuales y emergentes, hay que ver cuáles son las baterías empleadas en las aeronaves y como se integran dentro del concepto del MEA. Como ya se ha mencionado, las baterías juegan un rol esencial dentro de la aeronave, puesto que sirven para arrancar motores y suministrar energía en situación de emergencia, entre otras funciones.

Hay que resaltar que las aeronaves no siempre han ido equipadas con los mismos tipos de baterías, sino que han ido variando a lo largo del tiempo. En la década de los 50 se utilizaban las de plomo-ácido ventiladas (VLA), que rápidamente fueron sustituidas a finales de la misma década por las de níquel-cadmio ventiladas (VNC). Tuvieron que pasar otros diez años hasta que se implantaron, de manera masiva, las de Ni-Cd selladas. En la década de 1970 se volvió a la tecnología de plomo-ácido, pero pasaron de ser ventiladas a selladas (SLA). Esto fue así por una mayor fiabilidad de estas últimas respecto de las VLA y VNC.

Como resultado, muchos modelos distintos de aeronaves de diferentes fabricantes incorporan este tipo de baterías. Algunas de estas aeronaves son: C-130, F-16 o Boeing 777.

Para finalizar con este repaso del estado actual de la tecnología de las baterías, se procede a repasar cómo se encuadran dentro del paradigma del 'More Electric Aircraft':

Recordemos que uno de los puntos fundamentales del MEA es la sustitución de sistemas mecánicos,

hidráulicos o neumáticos por sus equivalentes eléctricos. Por tanto, desde un punto de vista de las cargas a alimentar, un avión más eléctrico tiene mucha más demanda de potencia eléctrica.

Por ello, la selección de una batería para una aeronave más eléctrica requiere conocer a la perfección a qué exigencias se va a ver sometida: el perfil de inicio del generador de arranque del motor (ESG), el perfil de cargas en situación de emergencia (hay que garantizar suministro de energía al menos durante 30 minutos, según [10]), el régimen transitorio, los factores medioambientales y el posible efecto de mayor peso.

Tras muchos experimentos, se ha determinado que la arquitectura de distribución de potencia más adecuada para el MEA sea con un bus de 270 V de corriente continua. Por ello, se utilizará esta arquitectura para determinar el funcionamiento de la batería, que cubre las misiones de iniciar el ESG o la APU, mantener el bus de DC a una tensión cercana a los 270 V y, si fuera necesario, otorgar potencia en situaciones de emergencias.

Recordemos la importancia de la redundancia de sistemas en el MEA. Sin ir más lejos, en un avión más eléctrico habitual se suele contar con dos APUs, pero ya se vio que todos los sistemas críticos cuentan con cierta redundancia, en general, duplicidad, con lo que el consumo de la potencia necesaria también se ve duplicado.

Algunos datos y resultados, que se muestran en [7], nos permiten ilustrar de qué manera opera una batería de un MEA con pocos asientos y una distancia de vuelo más bien corta:

- Analizando el perfil de arranque de un ESG, se puede observar que el tiempo característico de inicio es de unos 27 segundos. En el peor de los casos, puede haber hasta tres intentos de arranque, con lo que la batería debe estar diseñada para aportar potencia durante unos 5 minutos.
- En cuanto al bus de 270 V se tiene lo siguiente: si este bus se encuentra por debajo de 250 V, la batería debe aportar esta diferencia de potencial en menos de 40 milisegundos. Por otro lado, si se encuentra a más de 280 V, es la batería la encargada de redireccionar esa corriente en el mismo tiempo (40 ms).
- Por último, para las situaciones de emergencia, la batería debe ser seleccionada para poder otorgar toda la potencia requerida (es decir, que trabaje a plena carga) durante el mínimo de 30 minutos que establece la FAA.

3.2 Supercondensadores

Dentro de las aeronaves, existen cargas específicas de dinámica rápida, como los sistemas de actuación de vuelo. Estas cargas requieren de grandes picos de potencia durante períodos cortos de tiempo.

Este tipo de cargas suponen ciertos retos a la hora de definir bien el sistema de generación y distribución de energía. Algunos de ellos están relacionados con su estabilidad y la potencia generada.

Para disminuir estos efectos, se puede afrontar el diseño del sistema eléctrico de dos maneras [11]:

- Dimensionar los generadores atendiendo a los picos de potencia en vez de a la potencia media nominal, lo cual supone un incremento de peso y volumen bastante significativo.
- Mantener el dimensionamiento de los generadores basado en la potencia media nominal e implementar un sistema de almacenamiento de energía (ESS) que suministre a las cargas de dinámica rápida transitoria, de manera que éstas pasen desapercibidas para los generadores.

Dentro de este ESS podemos encontrar las baterías (explicadas con anterioridad) y los supercondensadores, caracterizados por una alta potencia específica y una baja energía específica. Estos últimos elementos son los encargados de suministrar a aquellas cargas transitorias con alta demandad de potencia.

Los supercondensadores reciben este nombre debido a su alta capacidad, que es del orden de los cientos o, en algunos casos, miles de faradios. Como su descarga es notablemente más rápida que la de las baterías, pueden ofrecer una respuesta rápida ante picos de potencia. Además, estos dispositivos cuentan con algunas ventajas como pueden ser: poca dependencia de su comportamiento con la temperatura, en un rango de unos -40 °C hasta unos 60 °C, y un elevado ciclo de vida, por lo que admiten muchos más ciclo de carga y descarga que una batería.

A modo de conclusión, y sin ánimo de ser exhaustivo, la tecnología de almacenamiento de energía necesita

seguir siendo investigada para ver qué prestaciones nos pueden ofrecer las baterías de Li-ion y Li-S, y los supercondensadores en los aviones del futuro, donde cada vez más potencia eléctrica será requerida. Respecto a las baterías, estas deben ser fuente de energía eléctrica para la puesta en marcha de la aeronave y para la proporción de un suministro mínimo en condiciones anómalas, pero, dado su estado actual de desarrollo, aún no se pueden contemplar como medio único de alimentación durante el vuelo, sino que debemos seguir contemplándolas como un sistema paralelo al de generación de potencia, que se tratará en la siguiente sección.

4 SISTEMAS DE GENERACIÓN Y DISTRIBUCIÓN DE ENERGÍA ELÉCTRICA

La investigación experimental que estableció la ley de Ampère de la acción mecánica entre corrientes eléctricas es uno de los logros más brillantes de la ciencia.

-James Clerk Maxwell -

En este epígrafe se aborda el análisis de la estructura actual de generación y distribución de potencia eléctrica de un avión genérico encuadrado dentro del concepto MEA.

Como se ha visto anteriormente, la electrificación de la aeronave trae consigo numerosas ventajas, como la reducción del peso de esta o de las emisiones asociadas a la combustión del keroseno. Aun así, cuenta con algunas desventajas como es el aumento de la complejidad del sistema eléctrico de potencia (EPS) de la propia aeronave. Una forma de definir el EPS es mediante la enumeración de los componentes de que consta, a saber: convertidores de potencia, máquinas eléctricas, interruptores, unidades de energía electroquímica, cargas,...

Todos estos componentes deben estar conectados debidamente a los buses correspondientes y deben ser tenidos en cuenta a la hora de analizar el sistema completo. Además un EPS se puede considerar como una red eléctrica embarcada, lo cual hace que presente características especiales como pueden ser:

- Un alto grado de seguridad operacional y fiabilidad.
- La prioridad de las cargas cambia a lo largo de la misión.
- Las cargas son más predecibles que aquellas propias de una red terrestre.
- Un EPS es intrínsecamente híbrido, compuesto de buses de AC y DC.

A la hora de analizar el EPS, se comenzará por la propulsión distribuida y eléctrica, los niveles de tensión típicos y arquitecturas, para más tarde continuar con un análisis de todos aquellos elementos relacionados con la electrónica de potencia y otros sistemas. Para finalizar, de la misma manera que se realizó en el apartado anterior, se presentan algunas consideraciones a modo de resumen y propuestas de futuro.

4.1 Sistemas eléctricos de potencia

Además de la complejidad anteriormente mencionada asociada a la electrificación del avión, debemos tener en cuenta que la cantidad de potencia a suministrar durante cada fase de vuelo varía significativamente. Así, en una aeronave genérica, se tiene que el pico de potencia de la fase de despegue puede llegar a ser tres veces mayor que el pico de la fase de crucero. En un MEA, esta potencia debe ser generada y distribuida por el EPS. Para evitar una mayor complejidad debida a este factor de variabilidad de potencia, se hace uso de modelos por módulos, que no sólo permiten la ampliación del EPS en caso de ser necesario, sino que además permiten

su reconfiguración.

Dentro del propio EPS, la generación de potencia la llevan a cabo los generadores y/o las unidades de energía electroquímica; y la distribución es realizada por medio de los convertidores, cables, interruptores,...

Para la generación, se estudiará la propulsión eléctrica y la propulsión distribuida, presentadas a continuación:

La propulsión eléctrica nos acerca al concepto de 'All Electric Aircraft' y representa un gran avance en el propio MEA. Los sistemas de propulsión eléctrica se pueden clasificar como: turbo-eléctricos, eléctricos híbridos o totalmente eléctricos.

Los primeros pueden ser parcial o totalmente turbo-eléctricos. En un tren de potencia de este tipo, la potencia es generada por las turbinas y convertida a energía eléctrica y distribuida mediante el uso de buses de DC y, posteriormente, de convertidores de potencia. Además, esta potencia es a su vez entregada a los motores para que los ejes del fan sean provistos de potencia propulsiva. La diferencia entre un sistema total o parcialmente turbo-eléctrico radica en lo siguiente: mientras que el primero aporta toda la potencia propulsiva mediante un turbofán, el segundo lo hace, en parte, usando propulsión eléctrica.

En cuanto al uso de AC o DC para la distribución de energía eléctrica en un sistema turbo-eléctrico, es conveniente revisar [13], donde se realiza un estudio acerca de esta cuestión. Los resultados son los siguientes: para niveles de tensión entre 0,6 y 2 kV, los buses de AC permiten tener menos pérdidas, ser más ligeros y tener más eficiencia. Para tensiones superiores a 2 kV, la masa perteneciente al aislamiento de conductores sería tan considerable que debería tenerse en cuenta.

Los sistemas híbridos pueden clasificarse como: en serie, en paralelo o una combinación de ambos. Estos sistemas son parecidos a los sistemas propios de los coches híbridos. Las arquitecturas en serie se caracterizan porque la potencia generada es convertida en potencia eléctrica y distribuida eléctricamente. Por su parte, las arquitecturas en paralelo permiten que el eje del fan sea movido mecánicamente con la potencia generada por las turbinas o bien mediante motores alimentados por unidades de energía electroquímica. Cabe mencionar que los sistemas híbridos permiten que las turbinas operen en condiciones óptimas, proporcionando una gran eficiencia, como se muestra en [12].

Por último, los sistemas todo-eléctrico proporcionan toda la potencia a los ejes del fan exclusivamente mediante unidades electroquímicas. Si se tiene la combinación de un tren de potencia de este estilo y un MEA completamente electrificado, se puede decir que se ha conseguido obtener un AEA.

En cuanto a la propulsión distribuida (DP), hay que mencionar que es un concepto novedoso y que está siendo investigado actualmente por agencias como la NASA, en su N3-X y con el desarrollo del TeDP, concepto que será explicado en un apartado posterior.

Un sistema de propulsión distribuida (DPS) puede implementarse con motores eléctricos que aceleren un flujo de aire y/o mediante la utilización de varios propulsores. Desde un punto de vista aerodinámico, el empuje es generado con aspas y/o fanes, que pueden encontrarse embutidos dentro de la carcasa del motor o fuera de la misma.

Una ventaja clara de la propulsión distribuida es la posibilidad de que motores más pequeños (<10 MW) sean desarrollados en años próximos para la propulsión eléctrica, en lugar de intentar mejorar motores más grandes, lo cual posiblemente requeriría décadas para que su implementación fuera factible. Ventajas adicionales pueden ser una mayor eficiencia y seguridad operacional, reducción de costes y de ruido, pero también cuenta con algunos contras como una cierta complejidad en los sistemas electrónicos de potencia, unidades de control y la gestión de fallos.

Según [14], se pueden encontrar cinco arquitecturas DP: arquitectura de referencia, concepto de lazo del bus interno, concepto de 'multifeeder' de triple bus, concepto de 'multifeeder' con redundancia cruzada y concepto de lazo de bus interno con cuádruple bus y 'multifeeder'. Estas difieren entre sí en peso, complejidad, respuesta ante fallos, número de componentes utilizados, potencia redundante, anchura de la protección y sencillez de modelaje. Como en la mayoría de sistemas de un MEA, la elección de la arquitectura adecuada requiere de una examinación profunda y, dependiendo de los requisitos, una puede ser más adecuada que otra, pero ninguna prevalece sobre el resto de forma general.

Una vez presentadas la propulsión eléctrica y distribuida, se procede a enumerar los niveles de tensión estándar, así como las arquitecturas de EPS presentes en las aeronaves actuales.

4.2 Voltajes estándar en aviación

El primer aspecto a aclarar antes de profundizar en esta sección es por qué se habla de “voltajes” y no de un único “voltaje”. La razón viene dada por la variedad de cargas que requieren de suministro de energía eléctrica, cada una de las cuales requiere su tensión nominal de funcionamiento. Así pues, se puede considerar el EPS de un avión como un sistema de tensiones multinivel. Los buses del EPS, que cuentan con su propio nivel de tensión, se conectan entre sí mediante convertidores.

Para los MEA existen estándares de voltajes, que se pueden agrupar dependiendo de si se suministra como corriente continua o alterna:

- En DC se tiene: 540 V (± 270 V), 270 V (± 135 V) y 28 V.
- En AC se encuentran: 230 V o 115 V a frecuencia variable (350-800 Hz), 230 V a frecuencia fija de 400 Hz y 115 V fijados a la misma frecuencia (400 Hz)..

4.3 Abastecimiento de energía eléctrica

Si bien es verdad que en un esquema tradicional [15] se generaban 115 V a velocidad y frecuencia constantes (CSCF), los generadores acoplados a motores actuales generan un cierto nivel de tensión a frecuencia variable. Esto es debido a la velocidad variable de los ejes del generador.

Si fuese necesario generar a frecuencia constante, se puede usar un CSD (‘Constant Speed Drive’), de manera que éste haga girar los ejes a velocidad constante; o bien se puede usar un convertidor AC-AC o AC-DC-AC a la salida del generador para suministrar a frecuencia constante, lo cual representa un esquema de velocidad variable y frecuencia constante (VSCF). La principal desventaja de este esquema es que el paso de toda la potencia por el convertidor hace que la fiabilidad del sistema se reduzca considerablemente.

En los aviones actuales clasificados como MEA se utiliza el concepto VSVF, el cual implica que se genera a velocidad y frecuencia variables. Un ejemplo es el Boeing 787, en el cual la salida del generador está conectada directamente al bus primario de corriente alterna.

Aparte de los generadores principales, una aeronave cuenta con otro tipo de generadores, como pueden ser la APU (‘Auxiliary Power Unit’) y la RAT (‘Ram Air Turbine’):

La primera de ellas se usa cuando la aeronave está en tierra o en situaciones de emergencia. Genera un voltaje de 230 V de corriente continua a 400 Hz. Siguiendo con el ejemplo del B-787, se tiene que la APU es de 0,45 MVA (realmente son dos APUs, cada una de 225 kVA), lo cual, sumado a sus cuatro generadores principales de 250 kVA cada uno, hace que la potencia global de ese avión en concreto sea de 1,45 MVA.

Las RAT se usan en el caso de múltiples fallos en situaciones de emergencia (por ejemplo, si fallan el resto de generadores y APUs) y no se conectan al bus principal de distribución, sino que cuentan con su propio bus, el de respaldo o ‘back-up’. Particularizando de nuevo para el B-787, las RAT son pequeños propulsores instalados a ambos lados del fuselaje y debajo del mismo. Es necesario resaltar que cuando un avión hace uso de la RAT esta no suministra potencia a todas las cargas, puesto que suele ser de 5-70 kVA en aviones comerciales, según [16].

Por último, cabe mencionar que existen unas unidades en tierra llamadas GPU (‘Ground Power Unit’). Estas se encuentran en los aeropuertos y sirven típicamente para llevar a cabo las labores de mantenimiento pertinentes, como se aclara en [17].

En la siguiente sección se aborda cómo se distribuye a todo el avión la potencia generada por los sistemas aquí descritos.

4.4 Arquitectura de los EPS

Aunque la distribución en AC y DC (lo que antes se ha definido como sistema eléctrico de potencia híbrido) parece algo inevitable, el propio EPS puede ser centralizado o distribuido remotamente. Para visualizarlo claramente se puede recurrir a la figura 4 (capítulo: ‘¿Qué es el More Electric Aircraft?’), en la cual se puede observar a la izquierda el esquema centralizado y a la derecha el remotamente distribuido. Este último tipo de EPS permite una mayor optimización y mejores resultados en cuanto a fiabilidad y peso, al mismo tiempo que posibilitan que las unidades convertidoras se sitúen más cerca de las cargas.

En muchas arquitecturas actuales, se propone el uso de un bus primario de distribución en corriente continua de alto voltaje (HVDC, por sus siglas en inglés). Cabe señalar que, aunque se le denomine de alto voltaje, el orden de este nunca supera los 10^3 V. Un ejemplo de este tipo de arquitectura puede observarse en la figura 7:

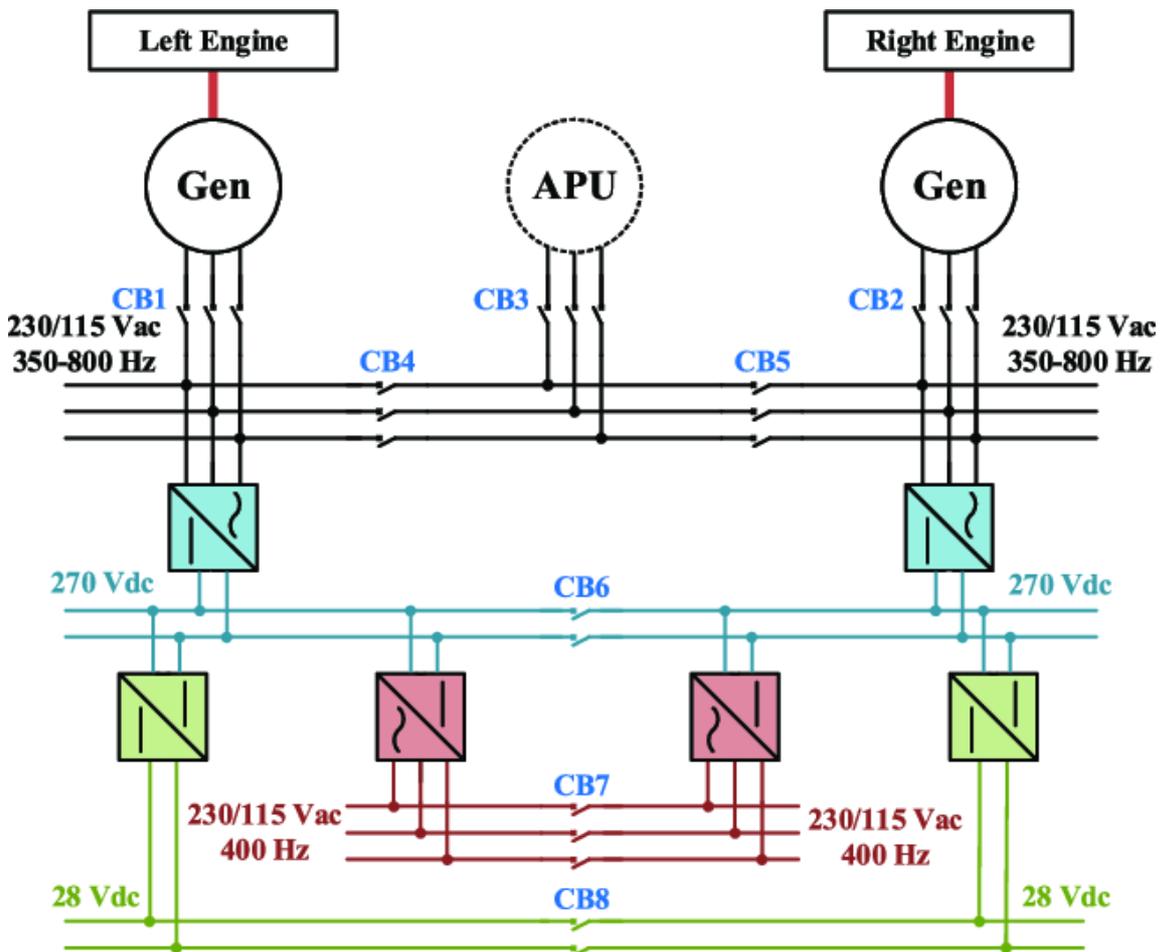


Figura 7. Esquema de arquitectura con bus principal de HVDC.

Como se puede apreciar, se genera en AC a frecuencia variable y esta corriente se hace pasar por rectificadores para establecer un bus principal de suministro en HVDC (270 V). De este bus surgen otros buses de distribución secundarios para alimentar a las cargas según sus tensiones nominales. Así, se tiene que mediante inversores se vuelve a distribuir en AC a frecuencia fija (bus rojo) y mediante ‘choppers’ se distribuye en DC pero a un voltaje menor (bus verde).

Otra arquitectura bastante popular es la usada en el B-787 y que se puede apreciar a continuación:

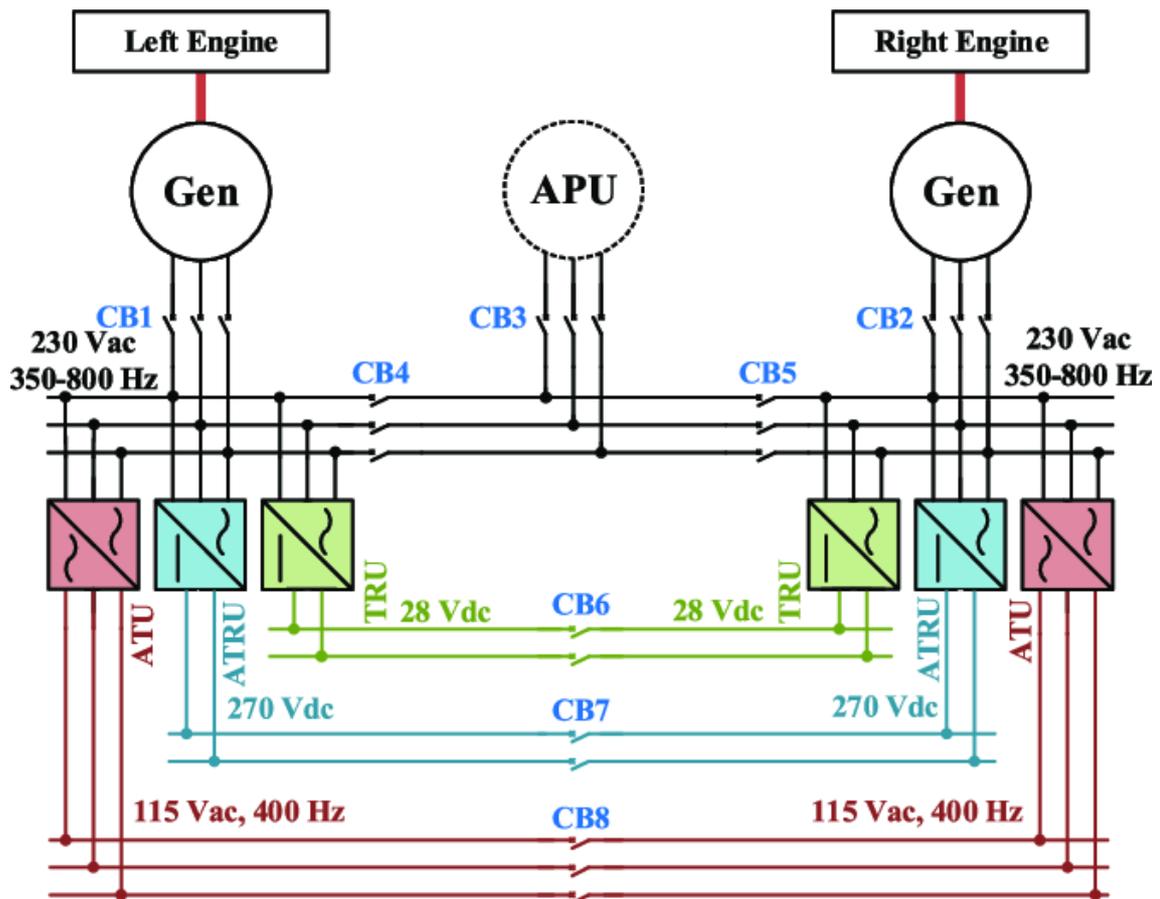


Figura 8. EPS con distribución primaria en AC a frecuencia variable.

Las cargas se conectan a los distintos buses secundarios y algunas, como por ejemplo el sistema eléctrico de propulsión, pueden estar directamente asociadas al bus principal de AC (bus negro). Se puede apreciar que todos los buses secundarios se derivan directamente del primario sin más que utilizar convertidores de potencia. Estos son la TRU, la ATRU y la ATU:

- TRU: es la unidad transformadora rectificadora. Es una combinación, como su propio nombre indica, de una unidad transformadora y un rectificador. Se encarga de convertir la tensión en el primario a 28 V de corriente continua.
- ATRU: es la unidad autotransformadora rectificadora. Es un rectificador que se usa para la distribución en DC de cargas razonablemente grandes. Como se observa en el esquema, el nivel de tensión de sus buses asociados es de 270 V (HVDC).
- ATU: es la unidad autotransformadora. Realmente es un transformador que se encarga de reducir los 230 V generados a 115 V, manteniendo su condición de corriente alterna. La frecuencia de salida puede ser igualmente variable o fija a 400 Hz, como se infiere de la figura 8.

En cuanto al B-787, su arquitectura eléctrica sigue esta distribución, pero (de nuevo, hay que remitirse a la figura 4) cuenta con dos generadores en cada motor (lo cual hace un total de cuatro generadores) y dos APUs. En la siguiente imagen, se puede observar de forma más esquemática el flujo de energía eléctrica desde que se genera hasta que es consumida por las cargas:

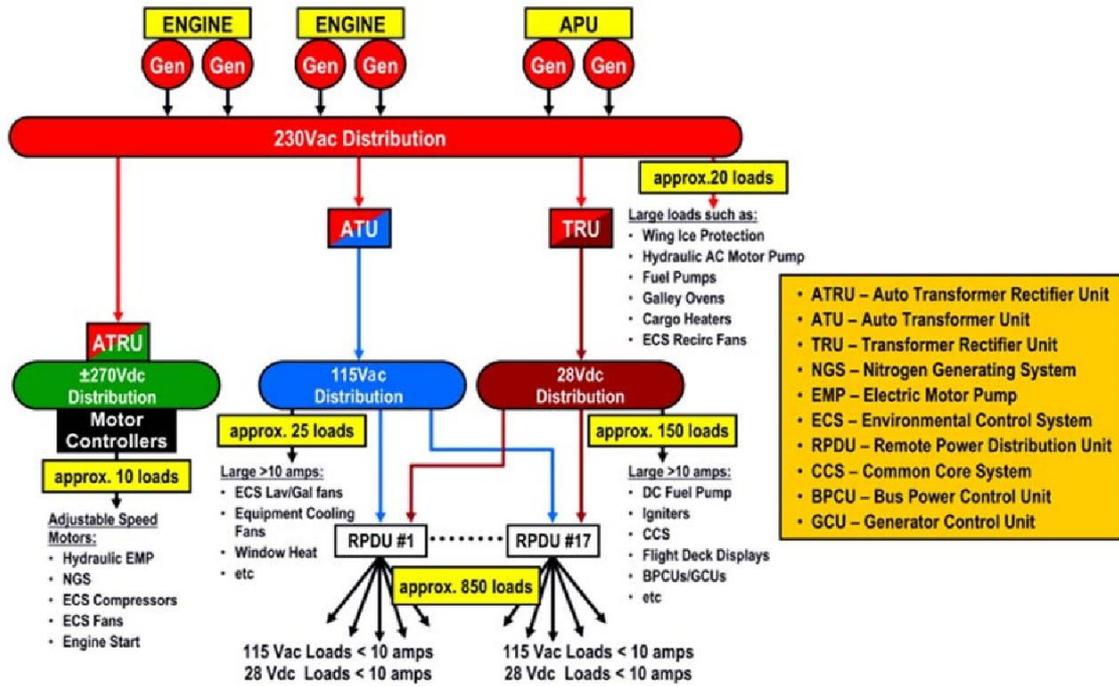


Figura 9. Esquema de la arquitectura eléctrica de un Boeing 787.

Una vez presentadas las arquitecturas actuales, resta identificar los componentes críticos de éstas y analizarlos. Los generadores, por su condición de ser la fuente de energía se deben contemplar como sistemas críticos. Por otro lado, en un MEA hay una cantidad enorme de convertidores de potencia, cada uno cumpliendo una función distinta, por lo que también deben ser analizados como componentes fundamentales. Por último, los buses de distribución de energía eléctrica, también se pueden considerar imprescindibles ya que, si fallan, esta no puede llegar a las cargas que la requieren.

Los convertidores de potencia cumplen una función vital como interfaz entre los buses de distribución y las cargas. Estos son cicloconvertidores (AC-AC), rectificadores (AC-DC), inversores (DC-AC) y ‘choppers’ (DC-DC). Dependiendo de su aplicación, los convertidores pueden ser unidireccionales o bidireccionales y deben tener gran densidad de potencia, así como gran fiabilidad. Además, hay que estipular una topología, que puede ser aislada o no aislada. La primera de ellas cuenta con la ventaja de evitar propagaciones de fallos, en el caso de que se produzcan.

En cuanto a los buses de distribución, suelen ser en su mayoría cables. Como en el caso de los convertidores, su número se ve aumentado en el caso de los MEA, por lo que los requisitos de éstos tienen que ver con el peso, la vida útil y otras características físicas y eléctricas. Un aspecto importante de los cables es su aislamiento. Actualmente, estos se realizan con Kapton o con un fluoropolímero, como se muestra en [20].

Para finalizar, los generadores y motores se pueden clasificar como máquinas eléctricas, las cuales son de gran importancia para los MEA y AEA. Para seleccionarlas y clasificarlas se atiende a criterios como eficiencia, fiabilidad o tolerancia al fallo. La tendencia actual es a usar máquinas de imanes permanentes, de inducción o de reluctancia variable. Todas estas máquinas pueden encuadrarse dentro del concepto ‘More Electric Engine’, que será abordado en un epígrafe posterior.

A modo de resumen, se ha analizado qué es un sistema eléctrico de potencia y qué componentes lo conforman, así como las arquitecturas actuales principales y un ejemplo real, el B-787. La gran mayoría de consideraciones han sido realizadas para una aeronave actual considerada como MEA. Sin embargo, este concepto está en continua evolución, por lo que los EPS y sus arquitecturas pueden sufrir variaciones significativas en los próximos años, del mismo modo que pueden presentarse modificaciones y avances en sus componentes. Esta evolución debe culminar de forma natural en el AEA, para lo cual será necesaria una gran investigación desde las fuentes de energía eléctrica hasta las cargas presentes, puesto que éstas también variarán con respecto a las presentes actualmente en cualquier avión comercial.

5 ACTUADORES Y SISTEMAS DE CONTROL BASADOS EN ENERGÍA ELÉCTRICA. CONCEPTO 'FLY-BY-WIRE'

Creemos que la electricidad existe porque la compañía eléctrica continúa enviándonos facturas por ella, pero nosotros no podemos averiguar cómo viaja dentro de los cables.

- Dave Barry -

En las aeronaves existen sistemas que requieren de una potencia secundaria, suministrada en forma de potencia eléctrica, hidráulica o neumática. Estos sistemas son en su mayoría actuadores, que sirven a los controles primarios y secundarios de vuelo, trenes de aterrizaje, motores y otras utilidades. Estos actuadores, como cualquier componente aeronáutico, está sujeto a diversos requerimientos y restricciones, como pueden ser: respuesta al fallo, duración de la operación, control, tasa de fallos,...

El objetivo de este epígrafe es presentar la progresión histórica de los actuadores y cómo el concepto de MEA ha permitido la evolución de estos, así como explicar el modelo 'Fly-by-Wire' (FbW).

5.1 Evolución de los actuadores

Los actuadores hidráulicos están presentes desde hace más de 50 años. Se introdujeron en primera instancia para realizar funciones relacionadas con el tren de aterrizaje o controles secundarios de vuelo. Sin embargo, su uso se ha visto incrementado más a funciones de bucle cerrado, como las relacionadas con controles de vuelo primarios. Esto es vital, puesto que se necesita auxiliar al piloto para mejorar las prestaciones en vuelo.

Estos actuadores necesitan ser "informados" de su función a realizar y para ello se opta por tres posibles vías: la hidráulica, la mecánica y la eléctrica. La primera de ellas se desecha por sus múltiples limitaciones. En cuanto a la segunda, se considera que es lo suficientemente fiable para tener una arquitectura simplex pero presenta muchas restricciones en cuanto a masa, envolvente de operación e integración con el resto de la aeronave. Además, fenómenos físicos como la fricción o la dilatación térmica afecta sobremanera a estos componentes.

Por último, la vía eléctrica presenta una mayor complejidad en cuanto que requiere de cierta redundancia para cualquier unidad o sistema, por reducido que sea. Aun así, la evolución de actuadores hidromecánicos a electrohidráulicos (EHA) ha permitido una mayor precisión en el control y mayor ancho de banda, de la misma manera que ha facilitado el uso de actuadores más sofisticados y avanzados. Asimismo, la implementación del control computarizado ha permitido contar con leyes de vuelo más complejas.

La evolución de la actuación puramente mecánica a una totalmente eléctrica ha necesitado varias décadas para completarse. En los inicios, la señal eléctrica se transformaba en una “señal” mecánica. Posteriormente se fue haciendo uso de servoválvulas que permitieron un reemplazo progresivo de los medios mecánicos por su equivalente eléctrico, conocido como ‘signal-by-wire’, como se muestra en [21]. Con esta nueva concepción del control aeronáutico se reduce el peso total de la aeronave al mismo tiempo que se electrifica la misma, es decir, se está haciendo uso de las ventajas definidas por el MEA.

Hoy en día, los aviones comerciales y militares hacen uso fundamentalmente de actuadores electrohidráulicos y electromecánicos (EMA). Los primeros sirven, por ejemplo, de actuadores de respaldo para funciones de control de vuelo primarias y secundarias en los modelos A-380, A-400M o A-350. Los EMA pueden servir de actuadores para funciones secundarias de control de vuelo o en el propio sistema de frenado en el B-787. Todo ello se muestra en [22]. De todos ellos se hablará en el siguiente apartado, puesto que se consideran parte del concepto ‘Fly-by-Wire’.

5.2 Hacia el control eléctrico FbW

Los aviones modernos utilizan un sistema de control del vuelo denominado pilotaje por mando eléctrico o ‘Fly-by-Wire’. Las instrucciones se envían a las superficies aerodinámicas mediante señales eléctricas y la idea que subyace en el FbW es la continua sustitución de sistemas mecánicos por sus equivalentes eléctricos.

En un diseño convencional de FbW, el cual es centralizado, el bucle de control de posición se cierra en los ordenadores de control de vuelo (FCC, por sus siglas en inglés). El piloto emplea una ‘mini-palanca’ que cuenta con un transductor, encargado de transformar el desplazamiento de esta en señales eléctricas. Aun así, dado que el sistema eléctrico puede fallar, se permite la posibilidad de mantener el control de la aeronave por medios mecánicos.

En un esquema habitual de FbW, son necesarios entre 16 (simplex) y 60 (redundante) cables para toda la envolvente de actuación de un componente, lo cual penaliza notablemente la red eléctrica y las ventajas que esta pueda ofrecer. Es por ello que se optó por introducir cierta electrónica remota (Actuator Control Electronics o ACE) conectada a los FCC mediante buses redundantes, lo cual disminuyó la cantidad de cableado necesaria.

Esta manera de concebir el concepto FbW se conoce como ‘Fly-by-Less-Wire’ (FbLW) y se ha llevado a cabo su implementación en aviones como el B-777 o el bombardero Northrop B-2.

A continuación se presenta un esquema básico de control basado en FbW, con sus componentes fundamentales, y otro compuesto por sistemas mecánicos. Nótese la diferencia entre las arquitecturas presentes en la figura 10.

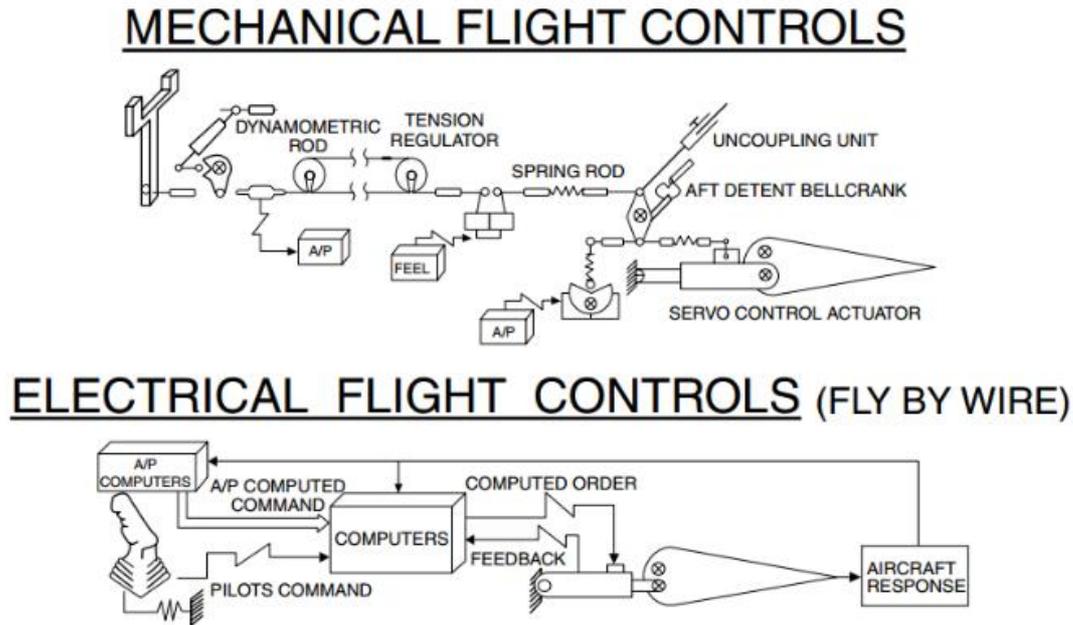


Figura 10. Esquema mecánico de control tradicional (superior) frente a esquema eléctrico de control, FbW (inferior).

Como se puede apreciar, la arquitectura eléctrica puede tener mayor complejidad en cuanto a cableado, número de buses, redundancia y realimentación (motivo por el cual se hace uso de computadores para el tratamiento de datos) pero es más robusta frente al fallo. Sin embargo, en la mecánica, aun siendo más simple, se cuenta con numerosos sistemas a lo largo de la cadena de mando que pueden sufrir algún tipo de fallo, el cual se ve propagado hasta el actuador.

Aparte de la reducción del peso, la versatilidad de la energía eléctrica y demás ventajas que puede ofrecer el modelo FbW, su implementación ha sido fomentada en gran medida por este último aspecto relativo a su gran tolerancia al fallo. Esta es primordial para garantizar una mayor seguridad operacional, objetivo último de la aviación.

En cuanto al medio de propagación de la señal, se ha establecido que se haga a través de cables, de ahí el nombre de FbW. No obstante, recientemente se ha propuesto el uso de fibra óptica ('Fly-by-Light' o FbL), la cual permitiría tener una arquitectura más integrada. Hasta el momento, el uso de fibra se ha reservado a funciones poco críticas. Según [21], el B-787 presenta 110 enlaces y el A-380, unos 171.

A lo que realmente se aspira es a una arquitectura de control sin cable ('Fly-by-wireless'). Esta se puede llevar a cabo mediante ondas de radio y proporciona ventajas en cuanto al diseño, la integración y la operación, pero hoy en día apenas cuenta con representación dentro de las aeronaves comerciales, de nuevo, por cuestiones de seguridad operacional ('safety') y de la aviación ('security').

Una vez revisados los diferentes medios de propagación de señal actuales y previstos para el futuro, es preciso centrarse en los diferentes tipos de actuadores que posibilitan que la señal eléctrica se convierta en una acción física. Se pueden clasificar principalmente en EHA y EMA, los cuales fueron presentados con anterioridad. A su vez, los EHA pueden clasificarse atendiendo a si son de desplazamiento fijo o variable:

- EHA de desplazamiento variable (EHA-VD): Su aparición data alrededor de 1930, pero no se empezó a aplicar hasta la década de 1950. En los años 80 del siglo pasado se volvió a investigar en ellos y, en 1990, comenzaron algunas pruebas en aviación civil. Consta de un motor de corriente alterna alimentado por una fuente que acciona una bomba conectada a un cilindro hidráulico. Este concepto se acabó abandonando por su baja eficiencia y cuestiones térmicas y de rigidez.
- EHA de desplazamiento fijo (EHA-FD): En él, la potencia es controlada mediante la acción sobre un lector eléctrico asociado a la bomba, que es fija. Se desarrolló en paralelo en Estados Unidos y en Europa, pero para diferentes funciones. En EEUU, el objetivo era incrementar la supervivencia de las

aeronaves militares (F-15, F-16, F-18) y facilitar el apoyo en misiones. En Europa, se centraron los esfuerzos en mejorar las aeronaves civiles, que contaban con redes de potencia hidráulica centralizadas demasiado grandes.

- EMA: este tipo de actuador aparta a un lado la tecnología hidráulica y, con ello, algunas de sus ventajas. Es por ello que la aplicación de los EMA a tareas críticas para la seguridad no es tan sencilla, teniendo que lidiar con aspectos como la fiabilidad y la respuesta al fallo, tanto de la parte eléctrica como la mecánica. Esto ha llevado durante décadas a programas de investigación para un variado número de ámbitos como: espacio, controles de vuelo primario y secundario, motores y trenes de aterrizaje.

Existen otros tipos de actuadores, resultado de la hibridación de los anteriores, como pueden ser: actuador de respaldo electro-hidroestático (EBHA), actuador hidroestático electro-asistido (EAHA), actuador mecánico de electro-‘back-up’ (EBMA) y EMA hidráulico de respaldo pasivo.

Después de haber analizado los tipos de actuadores, se plantean a modo de conclusión los retos futuros que se pueden encontrar dentro del concepto del FbW. Estos retos están relacionados predominantemente con la electrónica de potencia, el diseño de motores y el control, y la transmisión mecánica.

Algunos de las posibles mejoras en electrónica de potencia están relacionadas con la refrigeración de componentes o con la eliminación del DC-link (que no es más que el inversor al que llega corriente continua y que alimenta a los motores de los actuadores). En cuanto a los motores, en el sector aeronáutico se suelen usar sin escobillas, lo cual permite que se puedan modificar parámetros como el número de fases o el tipo de bobinado. Todos ellos conforman una disposición única, que debe tenerse en cuenta a la hora de optimizar características como la densidad de potencia o las pérdidas por histéresis. Como último punto a tratar, la transmisión mecánica presenta aspectos de importancia. Una buena lubricación siempre es vital, pero no es menos importante una buena respuesta del sistema ante el ‘jamming’ (interferencia) o la presencia de una función antirrotación en los EMA.

Todas estas cuestiones requieren de una mayor investigación para poder implementar un sistema de control basado en FbW más eficiente.

6 CONCEPTOS DE INTERÉS ENCUADRADOS EN EL MEA. MEE Y TeDP

Nada es demasiado maravilloso para ser cierto si obedece a las leyes de la naturaleza.

- Michael Faraday

Como ya se ha mencionado con anterioridad, la generación de energía eléctrica es un punto estratégico y vital dentro del contexto del MEA. El sistema de generación actual podría verse simplificado mediante la integración de generadores eléctricos en los motores, lo que se conoce como 'More Electric Engine' (MEE).

Actualmente se están llevando a cabo investigaciones para determinar la localización de estas máquinas eléctricas, ya sea en la parte delantera o trasera del motor. En los aviones comerciales, los motores más comunes son los turbofanes. Basándose en su estructura, la integración de estas máquinas se podría hacer en el eje de baja presión o en el de alta (figura 11).

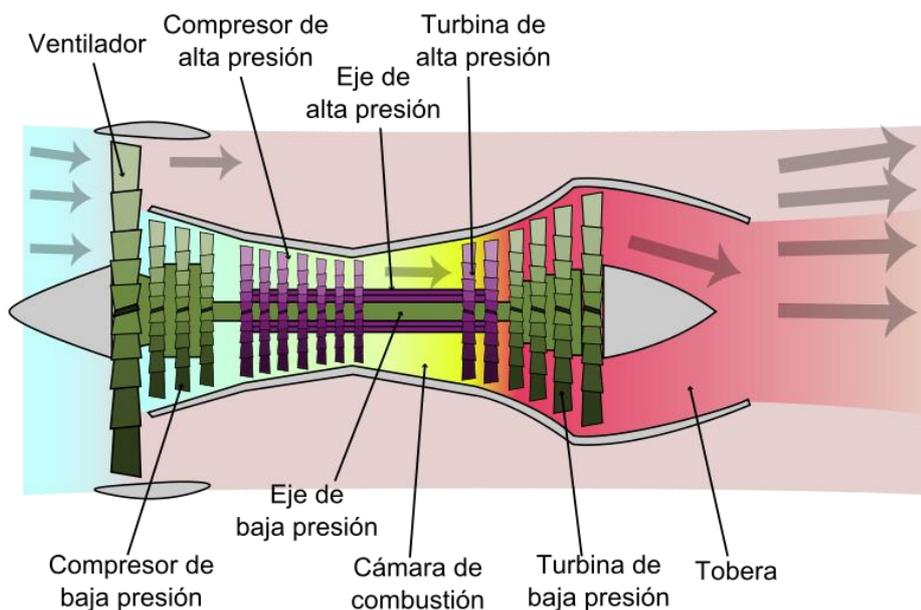


Figura 11. Sección de un turbofán comercial.

En la imagen se puede apreciar el eje de baja presión (verde) y el eje de alta presión (morado). Ambos tienen asociados su compresor y turbina de baja y de alta, respectivamente. Esta imagen servirá también de referencia a la hora de abordar el apartado relacionado con el TeDP.

Volviendo a las disposiciones mencionadas anteriormente, estas cuentan con ventajas y desventajas, que se pasan a analizar a continuación:

- Eje de baja (LP): la ventaja fundamental de situar la máquina eléctrica en este eje es la presencia de una menor temperatura ambiente. Además, en caso de fallo del motor, seguiría generando potencia eléctrica por efecto molino. El único inconveniente es que el rango de velocidades del generador debería extenderse considerablemente, puesto que las palas giran muy despacio si se produce un fallo del motor. Por otro lado, hay que señalar que la máquina en esta posición sólo puede desempeñar labores de generación.
- Eje de alta (HP): en esta localización, la máquina eléctrica no sólo es capaz de actuar como generador sino que también puede encargarse del encendido del motor al completo. Además, la máquina tendrá un régimen de operación caracterizado por altas velocidades, lo que puede minimizar el peso de esta. Como mayores desventajas están las relacionadas con las altas temperaturas que tiene que soportar, las grandes fuerzas centrífugas a las que se somete y unas mayores pérdidas.

Sea cual sea su localización y la tecnología usada, el diseño de estas máquinas es un procedimiento que combina muchas disciplinas diferentes y que se realiza teniendo en cuenta ciertos aspectos básicos. Entre ellos se encuentran: la refrigeración, los materiales electromagnéticos, la configuración del bobinado, el aislamiento eléctrico o los apoyos. Para dar una idea de cómo afecta cada campo en el desarrollo de la máquina y de su complejidad, se procede a explicar sucintamente cada uno de ellos:

En lo relativo a la refrigeración del sistema, los métodos se pueden clasificar en conductivos o convectivos. Sistemas basados en refrigeración por aire o por spray se pueden clasificar como convectivos. Otros, basados en líquidos, pueden ser de ambos tipos. Aun así, prevalece la refrigeración por aire, pues se considera una solución estándar, simple y robusta.

La selección del material electromagnético se considera un aspecto crítico. Esta depende de la aplicación y el tipo de máquina de que se trate. Los materiales se pueden clasificar en blandos y duros. Entre los primeros están los compuestos por níquel-hierro (NiFe), silicio-hierro (SiFe) y cobalto-hierro (CoFe). Dentro de la categoría de duros (imanes permanentes) se pueden tener los compuestos por samario-cobalto (SmCo) y neodimio-hierro-boro (NdFeB).

Por su parte, el bobinado puede contar con diferentes disposiciones. Algunas de las más usadas son: bobinado concentrado de ranura fraccionaria, bobinado multifásico y bobinado en horquilla. En cualquier caso, un buen bobinado tolerante al fallo debe estar aislado térmica, eléctrica y magnéticamente.

El aislamiento eléctrico tiene un impacto significativo en la capacidad de disipación de calor y de distribución de la temperatura dentro de la máquina.

Por último, los apoyos son los componentes mecánicos más críticos de las máquinas. Unos apoyos bien diseñados pueden mejorar la fiabilidad y vida útil del sistema, así como reducir el mantenimiento del mismo.

Una vez repasadas las cuestiones de diseño, se procede a la enumeración y explicación de cada una de las principales máquinas eléctricas. Se tratarán [1] las máquinas superconductoras, máquinas síncronas de imanes permanentes, máquinas síncronas con devanado de campo, máquinas de reluctancia variable y máquinas de inducción.

6.1 Principales máquinas eléctricas en un MEA

-Máquinas superconductoras:

Las máquinas superconductoras de alta temperatura (HTS) se caracterizan por una densidad de potencia y eficiencia tales que permiten su aplicación en el mundo aeronáutico. Las HTS trabajan a una temperatura criogénica y permiten altas densidades de corriente con pérdidas despreciables en DC. Hay dos tipos de máquinas superconductoras: las parciales o convencionales (CSCM) y las completas (FSCM). Su diferencia

radica en el hecho de que esta tecnología se puede implementar sólo al bobinado de campo (CSCM) o a este y al del armazón (FSCM).

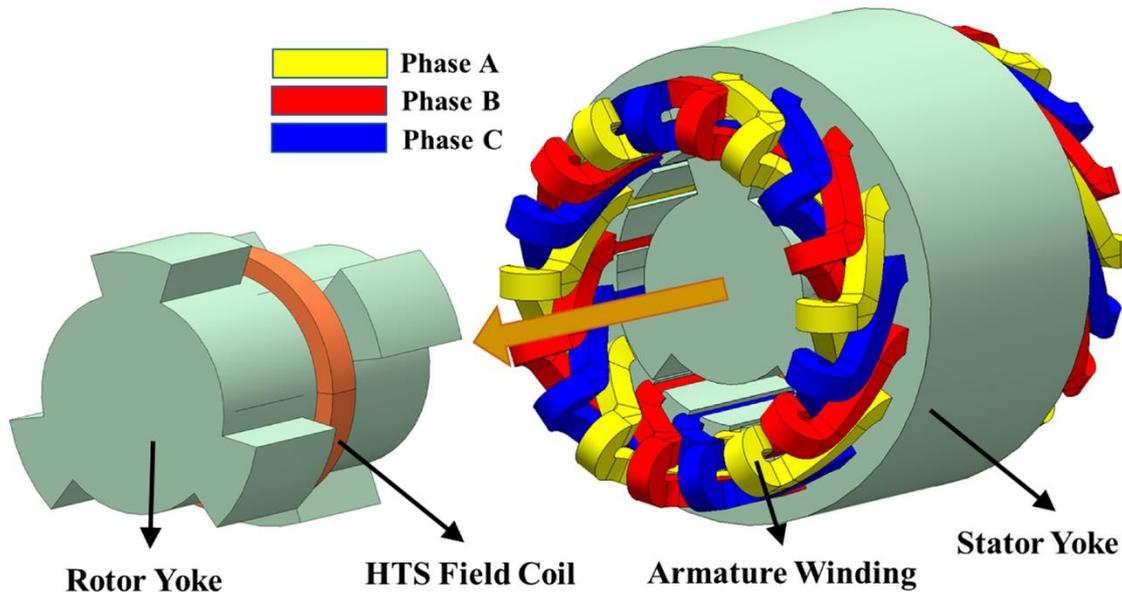


Figura 12. Máquina de tipo CSCM, al estar aplicada la tecnología HTS sólo al bobinado de campo.

Para trabajar a temperaturas criogénicas, se usa un enfriador criogénico ('cryocooler') o un baño criogénico ('cryogenic bath'). En cuanto a las prestaciones de CSCM y FSCM, hay que destacar lo siguiente:

Las FSCM tienen mayores cargas eléctricas y magnéticas y pueden alcanzar una densidad de potencia tres veces superior a la que presentan las CSCM. No obstante, cuentan con la desventaja de tener mayores pérdidas de AC en el estator. Estas se producen principalmente por fenómenos como la histéresis o las corrientes de Eddy. Debido a estas pérdidas, las FSCM son aptas para aplicaciones que impliquen grandes momentos y bajas frecuencias y velocidades. En cuanto a los materiales que las componen, ambas usan bobinas de campo revestidas de YBCO (material cerámico compuesto de óxidos de itrio, bario y cobre) pero se diferencian en su armazón: las CSCM lo tienen de cobre y las FSCM de boruro de magnesio (MgB_2).

Por último, cabe destacar un efecto físico muy interesante presente en estas máquinas: la captura de flujo. Esto es debido a la presencia de placas superconductoras, que reemplazan a los imanes del rotor. Como el campo eléctrico de un superconductor es prácticamente nulo, haciendo uso de la ecuación de Faraday-Maxwell, se obtiene que la derivada respecto del tiempo de la densidad del flujo magnético también es nula. Por tanto, esta densidad de flujo permanece constante si el material se enfría muy por debajo de su temperatura crítica. Así, se pueden capturar mayores densidades de flujo que en una máquina de imanes permanentes.

-Máquinas síncronas de imanes permanentes:

Las máquinas síncronas de imanes permanentes (PMSM) tienen una gran eficiencia y son capaces de conseguir una gran potencia, por lo que son una buena opción para implementar en el sector aeroespacial. Empresas como Airbus, Rolls Royce o la NASA ya investigan con ellas para posibles aplicaciones en prototipos de MEA.

No obstante, cuentan con algunos inconvenientes. Uno de ellos es su rango limitado de temperaturas de operación, lo cual hace que sea más complicado su uso en un MEE. Además, su fiabilidad se ve reducida por la falta de control sobre el campo magnético, lo que puede inducir corrientes de cortocircuito hasta incluso después de estar desconectado de la corriente.

Las PMSM cuentan con dos topologías principales: 'surface-mounted' (SPM) e interior (IPM). En la primera,

los imanes se encuentran en la periferia del rotor mientras que, en la segunda, los imanes están incrustados en el rotor. Relacionadas con la ubicación de los imanes están, por ejemplo, las características electromagnéticas de la máquina y su desempeño: en una IPM, al contrario que en una SPM, los imanes ven reducida su susceptibilidad a una desmagnetización irreversible.

Las PMSM se pueden utilizar para aplicaciones de alta velocidad. Además, las máquinas de flujo axial son interesantes para aplicaciones en el MEA. Estas desempeñan mejor su función si el número de polos es grande (>10) y el ratio longitud axial/diámetro exterior es menor que 0,3. Si este ratio fuese mayor que la unidad, entonces sería más conveniente usar máquinas de flujo radial.

Como último punto, cabe señalar el uso de máquinas multifásicas en el contexto del MEA. Comparadas con las trifásicas, las máquinas utilizadas de 5 o 6 fases ayudan a mejorar considerablemente la tolerancia al fallo electromagnético.

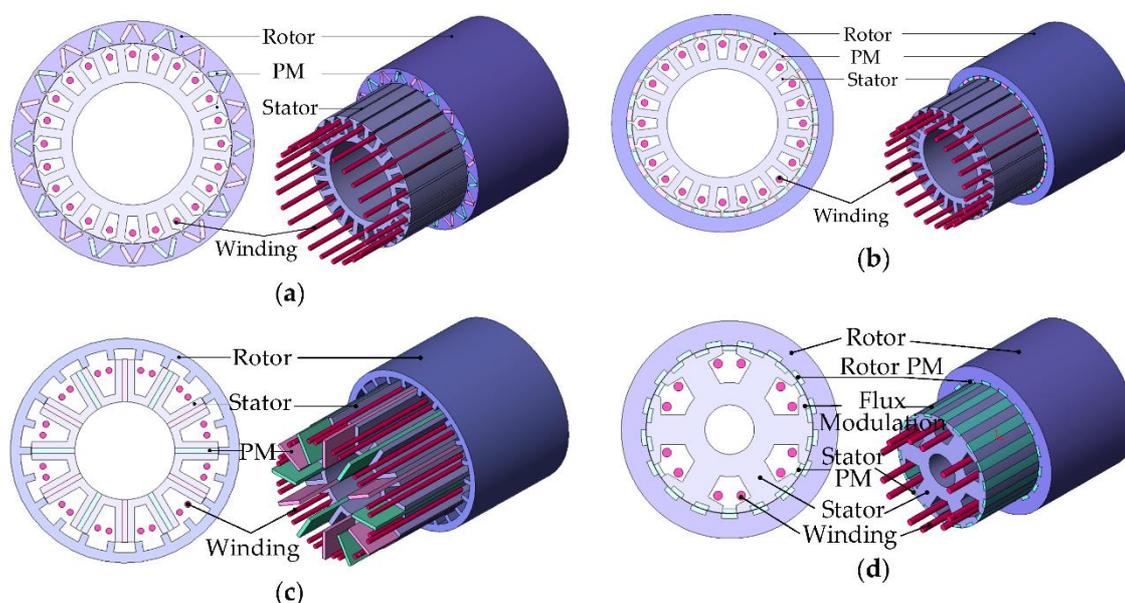


Figura 13. Disposiciones posibles para una PMSM de 6 fases: a) IPM; b) SPM; c) PMFS (imanes en el estator); d) PMV (imanes en estator y rotor) [¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.].

-Máquinas síncronas con devanado de campo:

Estas máquinas (WFSM) llevan mucho tiempo empleándose como motores de arranque o generadores en aviación civil. Una WFSM aplicada a la industria aeronáutica consta de tres etapas: un generador de imanes permanentes, un excitador principal y la propia máquina.

Estas máquinas cuentan con un control simple, arquitecturas flexibles, gran capacidad de generación de energía y una capacidad intrínseca de regulación del flujo, entre otras. Como desventaja se tiene su menor eficiencia respecto a otras máquinas. Sin embargo, un modelo de WFSM desarrollado por Honeywell mostró que una máquina de este estilo puede exceder en un cierto margen sus límites de operación.

-Máquinas de reluctancia variable:

Las máquinas de reluctancia variable (SRM) no cuentan con imanes permanentes ni bobinado en el rotor. Por ello, son más robustas y resistentes, y pueden aguantar temperaturas de hasta 400 °C. Además, comparadas con las PMSM, cuentan con una mayor fiabilidad. Esto es debido a su carencia de imanes permanentes. Su estructura resistente permite la operación a altas velocidades.

Estas máquinas cuentan con una configuración de bobinado concentrado y las fases reciben una excitación independiente. Todo ello aumenta la fiabilidad electromagnética y la capacidad de tolerancia al fallo, de ahí

que las SRM sean tendencia en el sector aeroespacial.

Existen dos tendencias principales en cuanto al diseño de estas máquinas (ver figura 14): rotor con polos biselados y rotor segmentado.

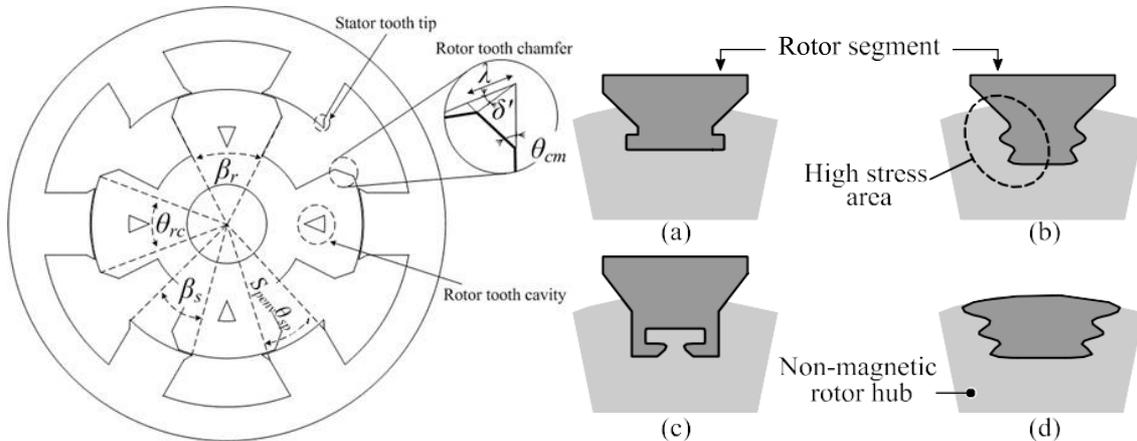


Figura 14. Principales diseños de rotores: polos biselados (izq.) y segmentado (dcha.). Los segmentados pueden ser: a) cola de milano; b) abeto; c) T inversa; d) raíces incrustadas.

Existen, además, otras disposiciones o diseños en los que el rotor es modular.

En cuanto a estrategias de mejora del rendimiento de la máquina, se pueden usar espiras criogénicas no superconductoras. Se sabe que las SRM trabajan muy bien si están saturadas y esta técnica está enfocada precisamente a aumentar el nivel de saturación de ellas.

Al igual que las PMSM, las SRM cuentan con diseños multifásicos que mejoran la redundancia de la máquina. En la literatura se propone el uso de una máquina de reluctancia variable de 5 fases para la actuación de flaps.

-Máquinas de inducción:

Las máquinas de inducción (IM) se usan habitualmente en aplicaciones industriales por su robustez, fiabilidad, bajo costo y demás ventajas. Son bastante resistentes pero, como contrapartida, no son tolerantes al fallo. Esto es debido al acoplamiento mutuo entre fases, resultado de tener un bobinado distribuido.

En el contexto del MEE se prefieren las máquinas de inducción antes que las síncronas de imanes permanentes por su operación a altas velocidades y la capacidad de debilitamiento del flujo. Asimismo, no cuentan con tantas restricciones mecánicas y térmicas.

Sin embargo, su eficiencia se ve reducida por las grandes pérdidas óhmicas que se producen en el rotor y tienen un factor de potencia bajo.

En cuanto a las posibles configuraciones se tienen: máquinas de inducción de doble alimentación, multifásicas y superconductoras. La primera de ellas es la más estudiada para aplicaciones de MEE y consta de dos devanados trifásicos. Por su parte, el diseño multifásico busca mejorar la capacidad de tolerancia al fallo. Por último, la configuración superconductor no busca mejorar alguna prestación de las IM, sino de las HTS y PMSM.

-Posibles aplicaciones de cada máquina:

Se procede a comentar por orden de aparición en qué área puede ser más adecuada cada máquina.

Primero, las HTS pueden tener cabida en aplicaciones donde se requieran grandes cantidades de potencia, como puede ser la propulsión y la generación.

Las PMSM pueden cubrir un rango bastante amplio de aplicaciones que va desde la generación hasta la actuación y el control de las bombas de combustible.

Por su parte, las WFSM son aptas para aplicaciones similares a la comentadas para las máquinas superconductoras de alta temperatura.

Por otro lado, las SRM son muy útiles en aplicaciones donde las velocidades y temperaturas sean altas como el encendido de motores, la generación y el taxi.

Por último, las IM se prefieren para aplicaciones de encendido y generación y para volantes de inercia de altas velocidades.

Con estas aplicaciones se concluye todo el apartado de las máquinas eléctricas presentes en el MEA y se procede a explicar el concepto de TeDP.

6.2 Propulsión distribuida turbo-eléctrica

Como adelanta el título de este apartado, las siglas TeDP significan propulsión distribuida turbo-eléctrica. En el epígrafe de generación y distribución ya se dieron unas nociones de qué implica tener una propulsión turbo-eléctrica y una distribuida. Sin embargo, para explicar todo lo relacionado con el concepto TeDP, se comenzará por los fundamentos de propulsión de las aeronaves actuales. Como ya se ha mencionado anteriormente, en los aviones comerciales se hace un uso mayoritario de turbofan.

En la figura 11 se observa uno de los tres tipos de turbofan que existen. Cada uno viene dado por el número de ejes que contiene: uno, dos (alta y baja) o tres (alta, media y baja). Un ventilador de un turbofan actual puede llegar a mover hasta una tonelada de aire por segundo y puede generar del orden de un 75% del empuje total del motor. Además se pueden alcanzar relaciones de compresión globales de 50:1. Hoy en día se prefiere el uso de compresores axiales, debido a sus rendimientos más elevados, aunque se siguen empleando compresores centrífugos y axi-centrífugos en turbosojos y turbofan muy pequeños. Con ayuda de la figura 15 se procede a explicar el funcionamiento de un turbofan:

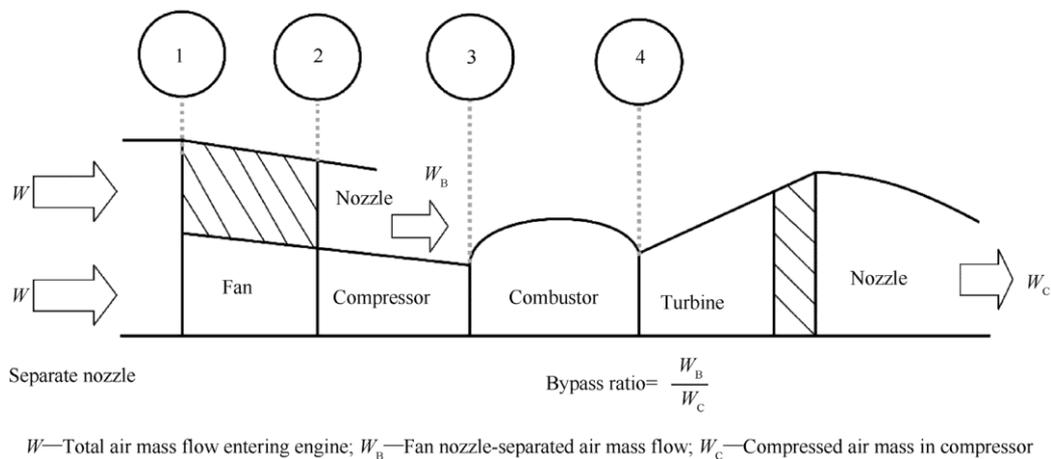


Figura 15. Etapas de generación de propulsión de un turbofan. [25]

Al atravesar el fan (etapa 1), el flujo de aire se divide en dos: flujo primario y flujo secundario o de ‘bypass’. Cada turbofan tiene su propio ratio de ‘bypass’, el cual se puede medir como un cociente entre el flujo secundario y el primario. Este flujo secundario seguirá el recorrido marcado por la propia carcasa del motor hasta la tobera de salida. Con la presencia del flujo de ‘bypass’ se consigue reducir el ruido y aumentar el empuje a bajas velocidades.

Mientras tanto, el flujo primario es comprimido por el compresor (o compresores) en la etapa 2. Este aire comprimido pasa en la etapa 3 a la cámara de combustión, donde se mezcla con el combustible y se enciende la mezcla. A la salida de la cámara de combustión está la turbina (o turbinas) para extraer la energía de los

gases de salida (etapa 4) y poder así mover el eje asociado (sus respectivos ejes).

Lo más habitual es que el gasto (medida de la masa por unidad de tiempo que atraviesa una sección) secundario se mezcle con el primario a la salida de la turbina y el gasto total se expanda en la tobera de salida para generar propulsión.

Todo lo explicado es crucial, puesto que es la tecnología actual de propulsión en aeronaves (mayoritariamente civiles) pero además se considera que será también la base de las aeronaves futuras. El propio TeDP basa mucho de sus modelos en la aplicación del turbofán.

El modelo N3-X de la NASA (aeronave con un sistema TeDP) tiene como objetivo convertir la energía mecánica en eléctrica y, además, poder hacerlo de forma reversible (eléctrica en mecánica). Asimismo se está contemplando incluir un sistema de almacenamiento de energía.

Como posibles motores a instalar en un MEA se tienen: motores de fan híbrido y motores de fan motorizado. Los primeros constan de una turbina de gas convencional a la que se asocia un generador eléctrico. Por su parte, los segundos se dividen en 'eFan' y 'hFan': los 'eFan' son motores totalmente eléctricos que, dependiendo del caso, pueden ir asociados a un fan con 'bypass'; los 'hFan' combinan las turbinas con sistemas eléctricos y pueden operar en tres modos: sólo turbina (como un motor convencional), modo híbrido o todo eléctrico.

Sea cual sea la opción finalmente elegida, todos estos motores se pueden contemplar como productos del MEE. Por tanto, una aeronave que haga uso de un sistema TeDP estaría implementando una particularización del concepto MEE. En el caso del modelo N3-X, se usan varios generadores con HTS, según [26].

Volviendo al significado del TeDP, se pueden diferenciar dos características fundamentales de la generación de propulsión: es distribuida y es turbo-eléctrica. Por ello, se analizarán a continuación de qué formas se puede implementar una configuración distribuida, así como una turbo-eléctrica.

En cuanto a la propulsión distribuida, se tiene:

- Todo eléctrico: se puede considerar verde, puesto que no conlleva emisiones de CO₂ ni NO_x. La fuente de energía suele ser una batería, que se conecta al motor para hacer girar el fan. Dependiendo del avión se pueden tener varios motores conectados a varias fuentes.
- Más eléctrico o híbrido: contienen más de un tipo de fuente de energía. Los hay total o parcialmente híbridos. A su vez, cada uno de ellos puede ser en serie o en paralelo:
 - Híbrido paralelo: la fuente de energía se conecta al motor eléctrico para hacer rotar el fan. Sin embargo, este motor actúa en paralelo junto al turbofán para generar empuje.
 - Híbrido en serie: el empuje se ve generado a través de una relación en serie establecida entre el turbofán y el motor eléctrico. Este motor es un propulsor más dentro del avión. Por tanto, si se requiere potencia eléctrica, parte del trabajo del turbofán va a un generador que pone en marcha el motor.
 - Híbrido serie-paralelo: es una configuración versátil puesto que permite el uso en serie y en paralelo. El paso de una configuración a otra viene dado por la decisión de usar la fuente de energía (una batería, por ejemplo) para suministrar alimentación a los motores eléctricos y a los generadores simultánea o separadamente.

En cuanto a la propulsión turbo-eléctrica, ya se ha mencionado en el epígrafe de generación y distribución que puede ser total o parcial. Por tanto, los modelos de TeDP también serán de carácter total o parcial. En los primeros, existe un turboeje que suministra toda la potencia a un generador eléctrico y este, a su vez, la distribuye a uno o varios motores eléctricos. En cuanto a las implementaciones parciales, ya no recae todo el peso de la generación en el turbofán, sino que los motores eléctricos son capaces de generar más empuje y potencia.

Aunque varíe la cantidad de empuje o potencia generada por los motores eléctricos en uno u otro modelo, físicamente su única diferencia radica en el tipo de aerorreactor que utilizan: turboeje (total) o turbofán (parcial).

Como se ha visto, hay muchas posibilidades y combinaciones para diseñar una aeronave con un sistema TeDP.

Por ello, para cerrar este epígrafe se van a nombrar algunos modelos reales en los que se está trabajando actualmente.

La NASA cuenta con un par de modelos, como son el ya mencionado N3-X y el STARC-ABL. Airbus, junto a Rolls-Royce y la Universidad de Cranfield, están trabajando en un concepto denominado ‘e-thrust’. Cambridge y el MIT han presentado su idea de TeDP integrada en el SAX-40. Por último, también se tiene el modelo híbrido cuerpo-ala (HBW), del cual es un buen representante el N3-X.



Figura 16. Por orden de aparición: STARC-ABL, N3-X, ‘e-thrust’ y SAX-40.

6.3 Propulsión eléctrica en la actualidad

Tras la presentación del estado actual del MEA, se propone enfocar todos los aspectos de generación y propulsión eléctrica a las oportunidades que ésta puede ofrecer en el ámbito aeroespacial. Con los avances en propulsión eléctrica, se está acentuando el desarrollo de aeronaves eléctricas para movilidad aérea urbana y para enlaces regionales con aviones de tipo eléctrico híbrido.

Las primeras, se espera estén en funcionamiento en la próxima década mientras que las segundas se irán implementando progresivamente, tomando como punto de partida aeronaves pequeñas. Si se mantiene el objetivo de conseguir implementar aviones totalmente eléctricos (AEA), es claro que serán óptimos en aplicaciones de movilidad aérea urbana. Por otro lado, una arquitectura del tipo TeDP ofrece mejores prestaciones en aplicaciones para conexiones regionales.

6.3.1 Movilidad aérea urbana

En nuestro día a día, la gente está acostumbrada a volar de una población a otra o, lo que es lo mismo, a volar rutas regionales, nacionales o internacionales. En conjunto a la visión aportada sobre el TeDP, es fácil imaginar para el lector la evolución que puede seguir el paradigma de aviación “tradicional”. Sin embargo, la movilidad aérea urbana es un nuevo modelo de transporte por aire que se está empezando a implementar y que, por tanto, es necesario explicar.

Haciendo honor a su apellido “urbana”, se trata de unas nuevas aeronaves que van a desarrollar su función como taxis aéreos. Según [27], se espera que estos sean de propulsión eléctrica (puesto que las exigencias de peso y autonomía así lo permiten) y puedan transportar unos 2 pasajeros hasta 2025. Más adelante (2025-2030) podrían aumentar su capacidad a 15-20 pasajeros y estarían alimentadas por un esquema de propulsión eléctrica híbrida. En un futuro más lejano, podrían estar alimentadas incluso a base de baterías o pilas de combustible.

Este medio de transporte es una manera segura y eficiente de transportar personas y carga (figura 17), consiguiendo reducir el tráfico rodado, mejorando la movilidad, reduciendo los tiempos de transporte; así como disminuyendo la contaminación.



Figura 17. UAV de reparto en áreas urbanas.

Entre las aplicaciones más populares para este tipo de vehículos (tripulados o no tripulados) están las de policía, ambulancia, servicios públicos... La mayoría de estas aeronaves están siendo desarrolladas de manera que puedan despegar y aterrizar en vertical (VTOL), dado el restringido espacio existente entre edificaciones en un área metropolitana.

Las investigaciones en propulsión eléctrica e integración de sistemas permiten el desarrollo rápido de estos vehículos. A pesar de esto, para llegar a hacerse realidad todo lo relacionado con movilidad aérea urbana, es imprescindible salvar un escollo fundamental, que es la regulación; aparte de otras certificaciones y regímenes de operación a los que debieran someterse.

Una alternativa plausible a los VTOL son los STOL (vehículos de corto despegue y aterrizaje). Al despegar y aterrizar como un avión convencional pero requiriendo menor distancia para ello, pueden suplir las duras exigencias impuestas a los VTOL en cuanto a regulación. Por su parte, muchas empresas están desarrollando sus propios UAVE (vehículos aéreos urbanos), con diseños siguiendo un esquema VTOL o STOL. Ejemplos de UAVE son el Volocopter (izquierda) o el Lilium Jet (derecha):



Figura 18. Ejemplos de UAVE actuales.

Como se ha mencionado con anterioridad, la propulsión eléctrica híbrida engloba arquitecturas muy diversas, como son la arquitectura en serie, en paralelo, en serie-paralelo, el TeDP y el todo-eléctrico. A pesar de que cada configuración tiene sus ventajas e inconvenientes, se ha hecho claro a lo largo del texto que los esquemas más habituales son el TeDP o el todo-eléctrico, aunque cada uno tiene un ámbito de aplicación óptimo, diferente uno de otro. No obstante, se tiende a pensar que una arquitectura en paralelo puede ser especialmente útil sobre el resto si los requerimientos de potencia de la aeronave son particularmente fluctuantes. En cualquier caso, implementar un sistema de propulsión eléctrica híbrido no es trivial, puesto que presentan una gran complejidad en operación y diseño.

Para poder medir el grado de desarrollo de una tecnología (en este caso, las arquitecturas híbridas), la NASA establece lo que se conoce como TRL ('Technology Readiness Level'). Así, cuanto mayor sea el número que acompaña al TRL (1-9), mayor será el grado de "maduración" del proyecto. Para tener una idea de lo cercana que están las tecnologías mencionadas con anterioridad a la realidad, se puede observar lo siguiente:

- El 'e-thrust' del capítulo anterior cuenta con un TRL 6-7, lo cual implica que aún está en fase de demostración del sistema en un entorno real. Los propios UAVE presentados en este capítulo se encuadran en este mismo TRL.
- El famoso N3-X de la NASA se encuentra encuadrado en un TRL 3-4. Esto indica que sus componentes están aún en validación en laboratorio y, de pasar correctamente las pruebas, el siguiente paso sería la validación en un entorno relevante. En este mismo nivel está también presente el STARC-ABL.

A modo de comentario final, es pertinente recalcar que la introducción de la propulsión eléctrica en el mundo comercial está llevándose a cabo lentamente. Esto se debe a varios motivos que se comentan a continuación:

Por un lado, debido a las diferentes posibilidades que ofrece la propulsión eléctrica híbrida, se están desarrollando paralelamente muchos prototipos de aeronaves que integran diversas arquitecturas de generación y propulsión, sin existir una solución universalmente válida.

Al mismo tiempo, todo el proceso de certificación y verificación presente en el sector aeronáutico hace que el proyecto en sí sea muy costoso desde un punto de vista laboral, temporal y económico.

Por último, si se pretende utilizar la propulsión eléctrica híbrida como reemplazo a motores de combustión tradicionales, éste se debe hacer componente a componente, estudiando exhaustivamente qué mejoras se aportan para poder justificar el cambio realizado.

Como objetivo final de este TFG se ha propuesto la realización de una simulación relacionada con una máquina de inducción multifásica, para poder determinar hasta qué punto el concepto de 'More Electric Aircraft' puede conseguir la mejora en prestaciones de la actuación de un dispositivo hipersustentador como puede ser un flap. Toda la simulación, resultados y análisis pertinentes se presentan en el siguiente capítulo.

7 MÁQUINA DE INDUCCIÓN DE 5 FASES PARA LA ACTUACIÓN DE UN FLAP

Si lo que quieres es encontrar los secretos del universo, piensa en términos de energía, frecuencia y vibración.

- Nikola Tesla -

En este último capítulo se va a analizar la viabilidad de la implementación de una máquina eléctrica de inducción de 5 fases para la actuación de un flap de una aeronave comercial. Se realizará una simulación de la misma con MATLAB/Simulink y, posteriormente, se obtendrán los resultados experimentales pertinentes en una bancada. Todo esto es llevado a cabo con el fin de poder discriminar hasta qué punto pueden jugar un papel importante las máquinas eléctricas en la electrificación de una aeronave, es decir, en el MEA.

Antes de pasar a la simulación, es necesario recordar qué es un flap, así como aportar una breve descripción de una máquina de inducción y las características que la hacen favorable para dicha aplicación.

Un flap es un dispositivo hipersustentador, lo cual indica que está diseñado para permitir reducir las velocidades de operación en aterrizaje y despegue. Se sitúa en la parte posterior de las alas de una aeronave y su característica más importante es la capacidad de deflexión, la cual conlleva un aumento considerable de resistencia aerodinámica. Esta deflexión puede ser mayor, menor o nula dependiendo de la fase de vuelo en que se encuentre el avión.

A continuación se puede ver una relación entre la deflexión del flap y la sustentación conseguida:

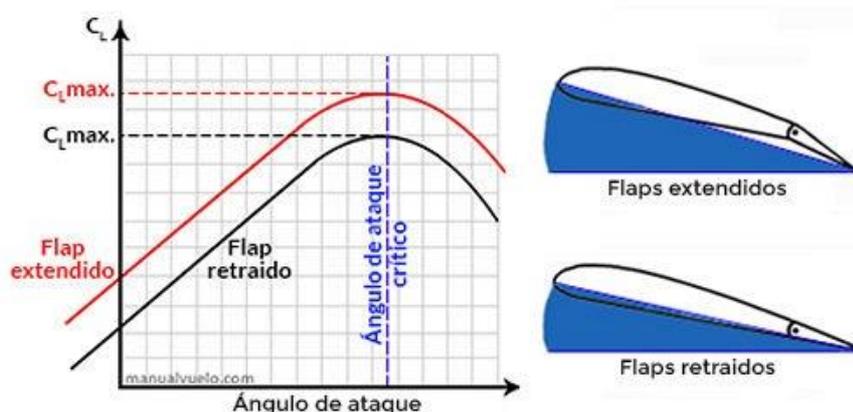


Figura 19. Efecto de la deflexión en la sustentación.

Como se puede observar, para un mismo ángulo de ataque de la aeronave, la deflexión de flaps permite tener una sustentación mayor (de ahí el nombre de dispositivo hipersustentador).

Conviene recordar que:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L ; D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

donde L representa la sustentación (lift) y D, la resistencia (drag); ρ es la densidad del aire, dependiente de la altura; S es la superficie aerodinámica transversal y C_L y C_D , los coeficientes de sustentación y resistencia, que son parámetros adimensionales y que dependen del ángulo de ataque, número de Mach y número de Reynolds.

Es inmediato comprobar que si la superficie S aumenta (producto de la deflexión del flap), la sustentación también lo hace. Además, si se considera la polar ($C_D = C_D(C_L, M)$) parabólica del avión, es decir:

$$C_D = C_{D_0} + k C_L^2$$

siendo C_{D_0} y k constantes; se puede observar con facilidad que la resistencia también aumenta, como se mencionó con anterioridad.

Una vez analizada la aerodinámica que justifica el uso de los flaps en aeronaves, así como su propio funcionamiento, se procede a presentar los parámetros de un flap de avión comercial para poder conocer con exactitud cuáles van a ser las restricciones a las que estará expuesta la máquina eléctrica que lo accione. Según [28], donde se propone una máquina de reluctancia variable multifásica para la actuación de estos dispositivos, los parámetros a tener en cuenta son los siguientes:

Tabla 1. Parámetros de diseño del motor

Parámetros	Valor numérico
Suministro en DC (máx) [V]	250
Par necesario en modo sin fallo [Nm]	12.0 @ 600 rpm
Peso [kg]	<4.0
Sistema de refrigeración	Aire natural
Par con una fase en fallo [Nm]	12.0 @ 600 rpm
Par con dos fases en fallo [Nm]	12.0 @ 400 rpm

Estas cantidades servirán como referencia para establecer una comparación con los resultados obtenidos de simulación y en bancada a través de un factor de escala entre las anteriormente mencionadas y las propias de la máquina de inducción propuesta.

Para ello, es menester recordar sucintamente qué es una máquina de inducción multifásica y para qué aplicaciones aeronáuticas se recomienda, así como presentar sus parámetros de simulación:

El motor de inducción es una máquina eléctrica de corriente alterna, compuesta por un rotor y un estátor, en la cual el rotor gira a una velocidad diferente a la del campo magnético del estátor. Los ejemplos más típicos están compuestos por tres fases desfasadas 120°. En general, son robustos y resistentes, al mismo tiempo que presentan pocas restricciones mecánicas y térmicas. Todo esto lo hace buen candidato como motor de generación de energía eléctrica para la puesta en movimiento de un flap a través de un EMA.

Sin embargo, un motor trifásico cuenta con la desventaja de no ser tolerante al fallo. Esto puede ser solucionado con la adición de más fases al diseño trifásico original, lo que se conoce como máquina multifásica. En el caso que nos ocupa, se plantea el estudio de una máquina de inducción de 5 fases, lo cual viene justificado por todo lo expuesto con anterioridad.

Para este estudio, se realizará primero una simulación en MATLAB/Simulink. Ésta se llevará a cabo con un diagrama de bloques (fig. 20) y códigos que representan no sólo el motor en sí sino también su algoritmo de control.

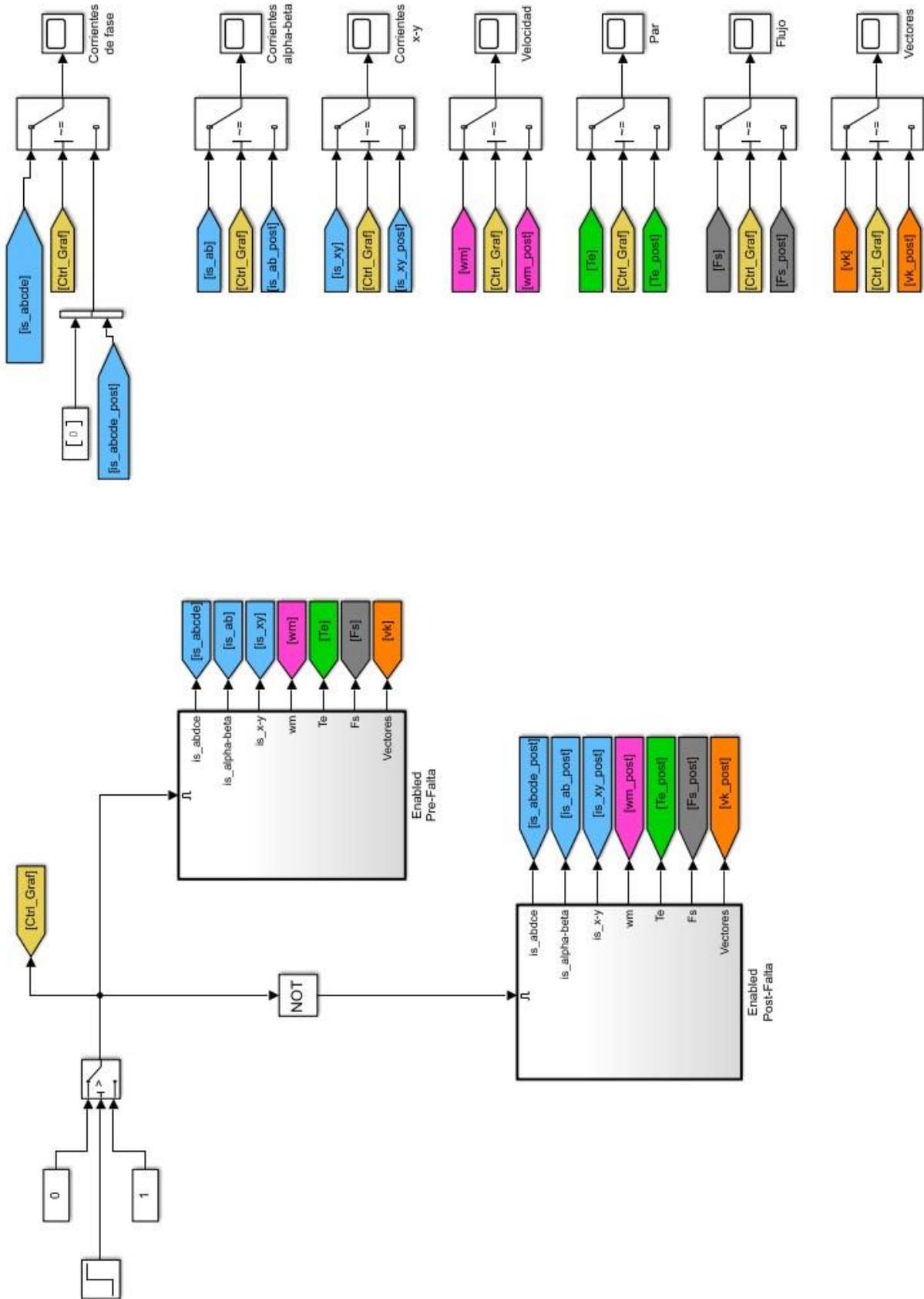


Figura 20. Diagrama de bloques en Simulink.

Para máquinas de inducción o asíncronas existen principalmente cuatro técnicas de control:

- Control de la tensión de línea aplicada al estátor.
- Control voltaje-frecuencia de línea (Control escalar).
- Control de campo orientado (FOC).
- Control directo del par (DTC).

En cuanto a la primera de ellas, no se aconseja su uso por introducir armónicos y no conseguir un buen factor de potencia. La segunda se realiza manteniendo el cociente [V/Hz] constante, para lo cual se usa la modulación de ancho de pulso (PWM). Además, según la red sea de alterna o de continua, es aplicable una legislación distinta en cada caso.

Los métodos de control de campo orientado (FOC) se basan en un control desacoplado del flujo y del par electromagnético. Actualmente se pueden considerar los más populares tanto para máquinas convencionales como multifásicas. Dentro de estas técnicas se encuentran el control vectorial directo y el indirecto.

Aun así, el control directo del par (DTC) se ha posicionado en los últimos años como un competidor interesante al FOC. La idea que subyace tras el DTC es la de eliminar cualquier forma de modulación, de manera que se obligue a los estados de los interruptores de alimentación a seguir rápidamente un valor de referencia. Por tanto, estas técnicas no contemplan la PWM ni ningún otro tipo de modulación, proporcionando comandos de control que se aplican directamente al convertidor de potencia. Como consecuencia, estos controladores pueden favorecer respuestas de par rápidas y controlar la robustez en cuanto a parámetros eléctricos de la máquina.

En el caso que se trata en este trabajo, se aplicará el DTC a un modo de funcionamiento normal, así como al fallo de una y dos fases.

Este motor está compuesto por un rotor de jaula de ardilla y un estátor con bobinados distribuidos de forma equiespaciada (fig. 21). La alimentación se proporciona en DC a través de un inversor de voltaje (VSI en inglés) de dos niveles para cinco fases:

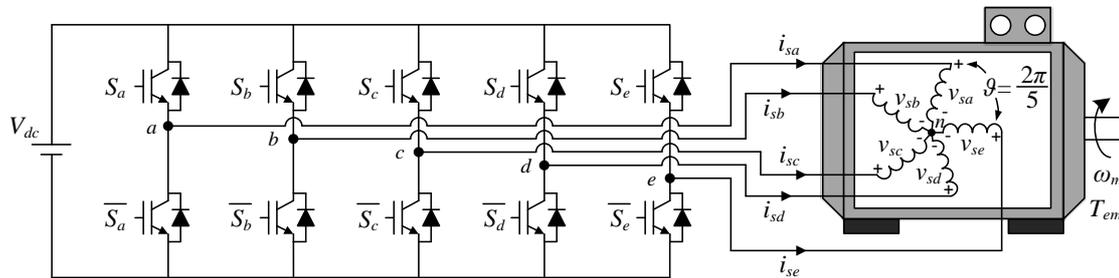


Figura 21. Esquema de la máquina de inducción a simular.

El control del funcionamiento sin fallos o normal se puede implementar al considerar el VSI como un sistema con 32 (2^5) posibles estados, los cuales se pueden representar mediante el vector $[S_a, S_b, S_c, S_d, S_e]$, siendo el valor de S_i igual a 0 o 1. De esta manera se pueden definir los valores de tensión en el estátor como:

$$\begin{bmatrix} v_{sa} \\ v_{sb} \\ v_{sc} \\ v_{sd} \\ v_{se} \end{bmatrix} = \frac{V_{dc}}{5} \cdot \begin{bmatrix} 4 & -1 & -1 & -1 & -1 \\ -1 & 4 & -1 & -1 & -1 \\ -1 & -1 & 4 & -1 & -1 \\ -1 & -1 & -1 & 4 & -1 \\ -1 & -1 & -1 & -1 & 4 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} S_a \\ S_b \\ S_c \\ S_d \\ S_e \end{bmatrix}$$

Si se toma el valor medio de la fuente de DC como el cero (toma de tierra) del sistema, se tiene que la suma de las componentes del vector tensión debe ser nula: $\sum v_{si} = 0$.

Por otro lado, al haber cinco fases presentes en la máquina, éstas se pueden subdividir en dos planos ortogonales (x-y, α - β) y en una componente homopolar, z. Así:

$$\begin{bmatrix} v_{s\alpha} \\ v_{s\beta} \\ v_{sx} \\ v_{sy} \\ v_{sz} \end{bmatrix} = R_s \cdot \begin{bmatrix} i_{s\alpha} \\ i_{s\beta} \\ i_{sx} \\ i_{sy} \\ i_{sz} \end{bmatrix} + \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \lambda_{s\alpha} \\ \lambda_{s\beta} \\ \lambda_{sx} \\ \lambda_{sy} \\ \lambda_{sz} \end{bmatrix}$$

donde λ_{si} representan medidas de flujo [Wb].

Hasta ahora, se han presentado únicamente algunas ecuaciones en las que aparecen variables de estátor (subíndice “s”). No obstante, existen más sistemas de ecuaciones que reflejan otras relaciones entre variables, así como sistemas que interrelacionan variables de rotor y de estátor. Para estas últimas es de especial interés la matriz de transformación de Clarke:

$$[C_5] = \frac{2}{5} \cdot \begin{bmatrix} 1 & \cos(\vartheta) & \cos(2\vartheta) & \cos(3\vartheta) & \cos(4\vartheta) \\ 0 & \sin(\vartheta) & \sin(2\vartheta) & \sin(3\vartheta) & \sin(4\vartheta) \\ 1 & \cos(2\vartheta) & \cos(4\vartheta) & \cos(6\vartheta) & \cos(8\vartheta) \\ 0 & \sin(2\vartheta) & \sin(4\vartheta) & \sin(6\vartheta) & \sin(8\vartheta) \\ \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & \frac{1}{2} \end{bmatrix}$$

Con un ejemplo se puede comprender mejor su utilidad. Si se toman los voltajes de fase y se quieren obtener referenciados al sistema de planos ortogonales y z, es necesario realizar la transformación:

$$\begin{bmatrix} v_{s\alpha} \\ v_{s\beta} \\ v_{sx} \\ v_{sy} \\ v_{sz} \end{bmatrix} = C_5 \cdot \begin{bmatrix} v_{sa} \\ v_{sb} \\ v_{sc} \\ v_{sd} \\ v_{se} \end{bmatrix}$$

Esto tiene su equivalente para corrientes y será muy útil en el control de fallos para poder tratar correctamente la casuística, más o menos probable, de que una o dos fases fallen.

Para el control DTC en una máquina de inducción de bobinado distribuido, se fija como objetivo el plano α - β , lo cual permite regular el flujo y el par. De esta forma se pueden usar ecuaciones simplificadas referidas al subespacio vectorial mencionado anteriormente. De todas maneras, a fin de tener una mejor idea de cómo se ha realizado la implementación del DTC, se emplaza al lector al apartado de referencias, en concreto la número 29, donde se encontrará más detalle sobre el modelado correspondiente al modo de operación normal y al modo con faltas.

Antes de obtener los resultados de interés, se presentan las características eléctricas y mecánicas más relevantes del motor a simular [30]:

Tabla 2. Parámetros de simulación del motor

Parámetros	Valor numérico
Resistencia de estátor, R_S [Ω]	12.85
Resistencia de rotor, R_R [Ω]	4.80
Inductancia de fuga de estátor, L_{LS} [mH]	79.93
Inductancia de fuga de rotor, L_{LR} [mH]	79.93
Inductancia mutua, M [mH]	681.7
Inercia rotacional del rotor, J_M [kg/m ²]	0.02
Número de pares de polos, p	3
Par máximo [Nm]	4.25

Retomando la figura 9 se aprecia que, en un avión comercial encuadrado en el paradigma del MEA (en este caso, Boeing 787), las cargas asociadas a motores son alimentadas a unos 270 V de corriente continua. Esto casa en cierta forma con lo expuesto en la tabla 1 y da una idea de los voltajes que pueden aparecer en el estátor. Como el simulador está basado en el motor real que se usará posteriormente, se realizará la simulación a una tensión DC de 300 V, siendo los resultados igual de válidos para una aplicación real cualquiera sin más que adaptar la máquina al voltaje de alimentación requerido.

La obtención de resultados (tanto en Simulink como en la bancada) se hará a unas condiciones de velocidad y par constantes. Sin embargo, debido a limitaciones físicas del propio sistema, no es posible simular y/o testar experimentalmente el motor de inducción a las condiciones presentes en la tabla 1. Aun así, se obtienen resultados satisfactorios y extrapolables a una aplicación aeronáutica real.

Revisando [28], se opta por la estrategia planteada de controlar el motor a la mitad de su velocidad de sincronismo ($\frac{1}{2}v_s = \frac{60}{2} * \frac{f}{p} = 500 \text{ rpm}$, en nuestro caso) y a un par equivalente a 2/3 del par máximo. Es el momento de aclarar que, aunque se haya hecho referencia a la velocidad de sincronismo de una máquina de inducción, esta magnitud sólo refleja la velocidad del campo magnético giratorio creado por el bobinado del estátor y no la velocidad de giro del rotor. Esta última es menor que v_s en régimen de motor (caso que nos ocupa) y puede ser mayor si la máquina está en régimen de generador. Como inciso final, a la diferencia entre velocidad del rotor y de sincronismo se le denomina deslizamiento.

Pues bien, introduciendo la velocidad (rpm) y el par de referencia (Nm), se procede a simular el mencionado motor. La dinámica que se va a seguir (para modo de operación normal) es la siguiente:

- Se establece en t_0 la velocidad de referencia (500 rpm) desde el inicio de la simulación y se deja que la máquina la alcance en un tiempo, t_1 .
- Cuando la máquina ha alcanzado la referencia y estabiliza su velocidad en torno a ella, se le aplica el par de referencia (2/3 del par máximo) en un tiempo, t_2 (siendo por tanto $t_2 > t_1$).
- Se observa el comportamiento de la máquina desde el punto de vista de la variación de la velocidad, así como de la intensidad de las fases.

Para modo con fallo/-s:

- Realizado el paso 1, se espera a que la máquina se estabilice en torno a los 500 rpm y se le provoca el/los fallo/-s de una/dos fase/-s en un tiempo, t_3 .
- Se analiza la variación de velocidad y de intensidades de fases para determinar el correcto funcionamiento de la máquina y sus mecanismos de tolerancia de fallo.
- En el instante t_4 se le aplica el par resistente. Al haber algún tipo de fallo, la máquina de inducción no podrá ofrecer el mismo par que en el régimen de operación normal. El objetivo es, por tanto, analizar cuál es el par máximo que puede ofrecer la máquina.
- Al mismo tiempo se analizará, de nuevo, variaciones en velocidad e intensidades de fase.

En el siguiente apartado se analiza en profundidad el comportamiento de la máquina siguiendo el esquema indicado.

7.1 Simulación con MATLAB/Simulink

Ante la existencia de diversos resultados extraídos de los diferentes regímenes de funcionamiento, se ha decidido subdividir el presente epígrafe en otros tres (cada uno correspondiente a un modo de operación). De esta manera, se inicia con el análisis del modo sin fallos para, posteriormente, continuar con la interpretación de resultados cuando ocurre un fallo y finalizar en el caso en el que se dan dos fallos de fase. Antes de avanzar, referir de nuevo al lector a [29] para profundizar en los modelos usados en los dos primeros apartados.

7.1.1 Simulación sin fallos

Tomando como referencia la figura 20, se hará uso del bloque ‘Pre-Falta’ y de los ‘scopes’ que se consideren necesarios para poder tratar los resultados. Para aportar algo más de detalle:

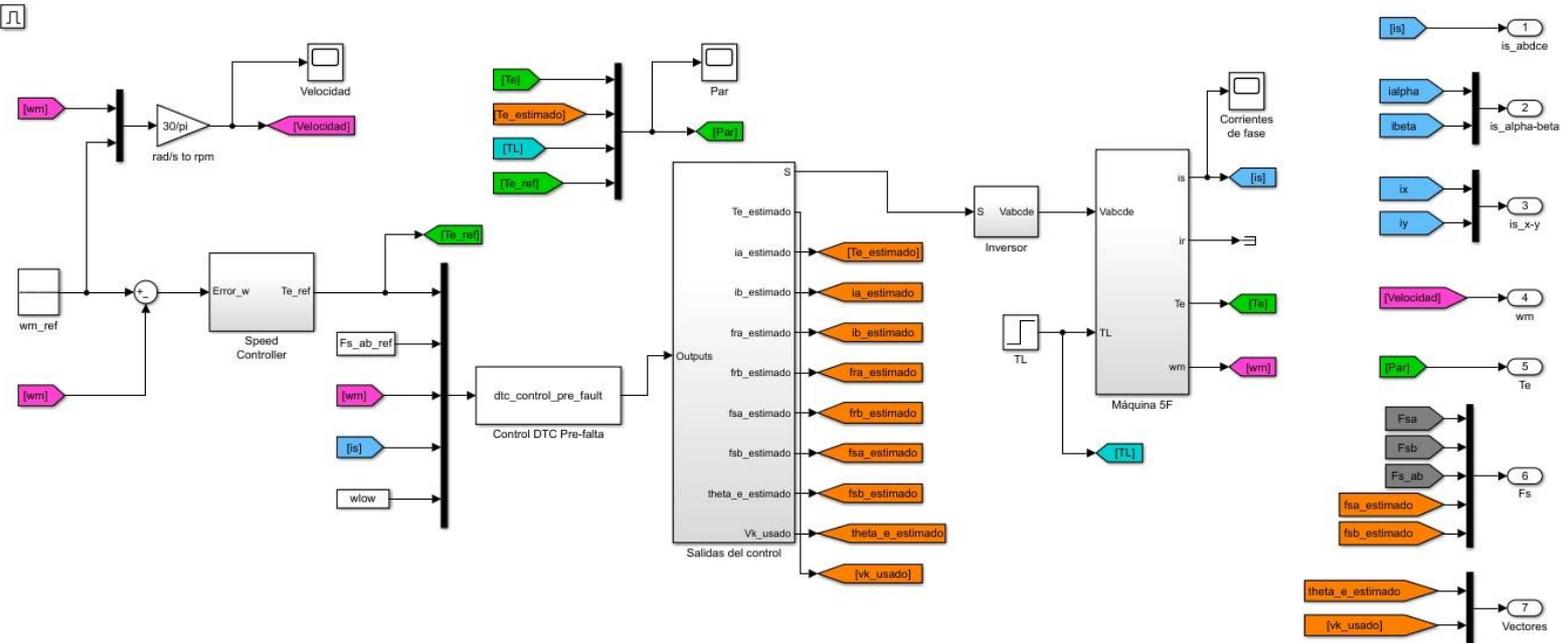


Figura 22. Detalle del bloque ‘Pre-Falta’.

Se lleva a cabo la simulación (con un tiempo de simulación de unos 3 segundos) y se determina que la velocidad se estabiliza en torno a la referencia alrededor de un $t_1 = 1s$. Por ello, se decide aplicar el par de referencia en un $t_2 = 2s$. Con ayuda de las figuras 23 (a y b) y 24 (a y b) se procede a analizar los resultados.

Como se puede observar en la primera de ellas, la velocidad del rotor crece con una tendencia prácticamente lineal hasta que alcanza la velocidad deseada de 500 rpm (fijada en $t_0 = 0s$). Es precisamente en el instante t_2 cuando se observa una perturbación en la gráfica de la velocidad (con más detalle en la fig. 23b) y se observa cómo esta cae momentáneamente. Esto es producto de la adaptación de la máquina de una situación inicial en la que giraba a 500 rpm pero sin par resistente a una nueva en la que se le exige mantener esta velocidad y generar un par de 2.83 Nm. Cómo se traduce esta exigencia en la máquina se puede apreciar en la tercera figura.

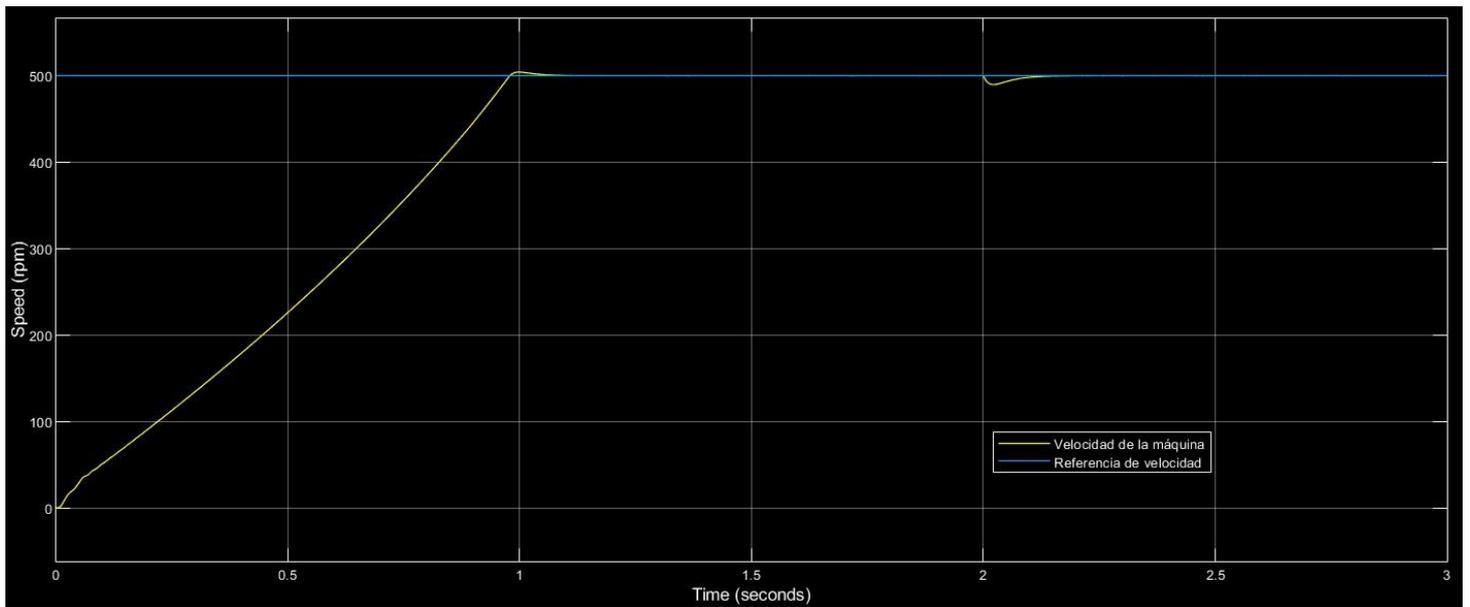


Figura 23a. Velocidad del motor en modo sin fallos.

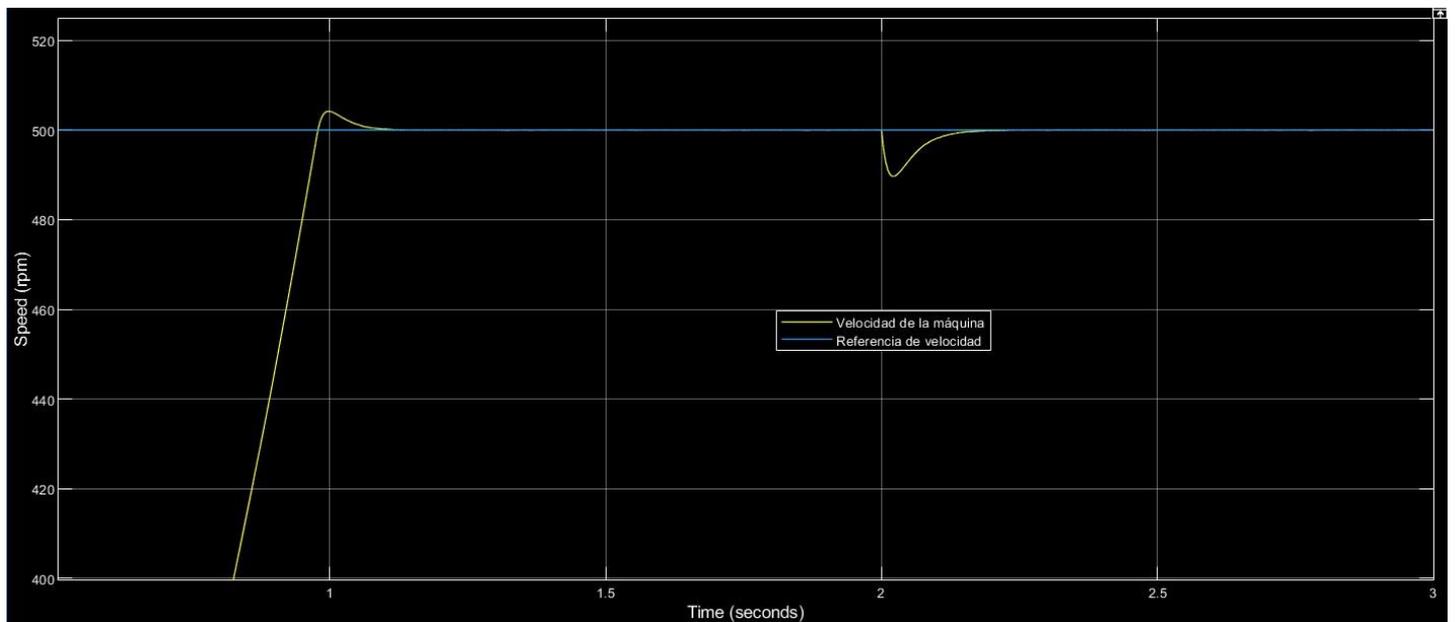


Figura 23b. Zoom realizado a la gráfica de velocidad presente en la figura 23a.

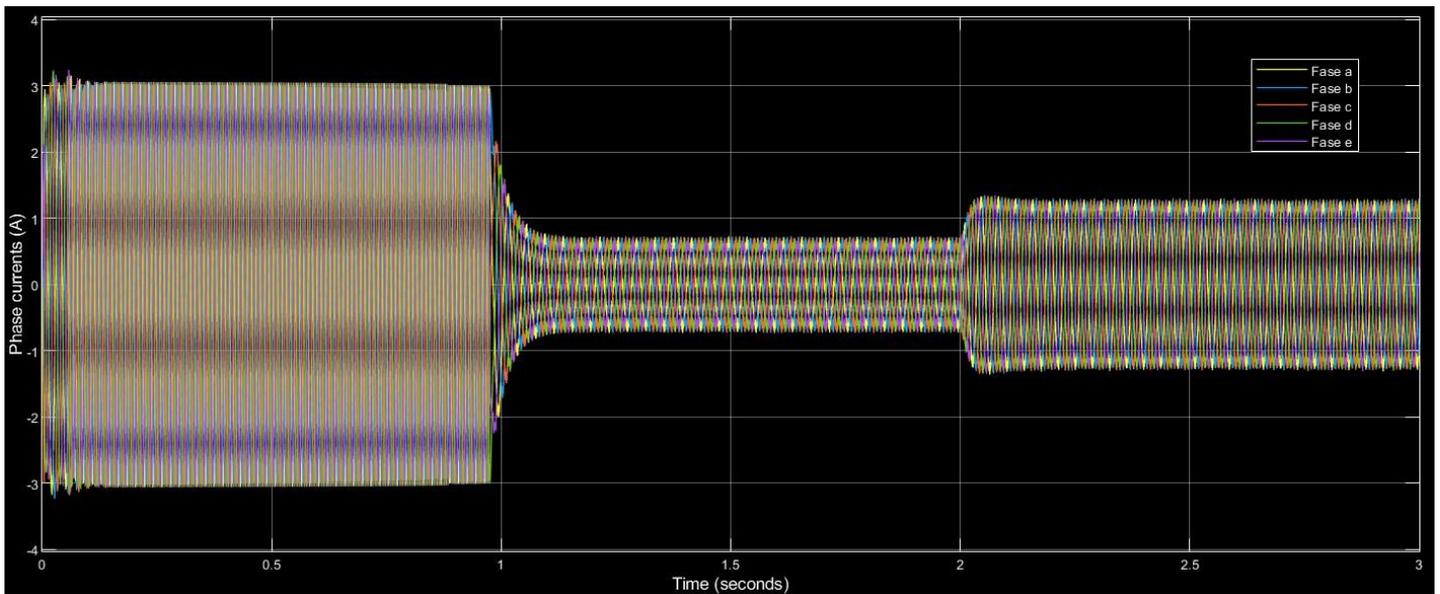


Figura 24a. Intensidades de fase del motor en modo sin fallos.

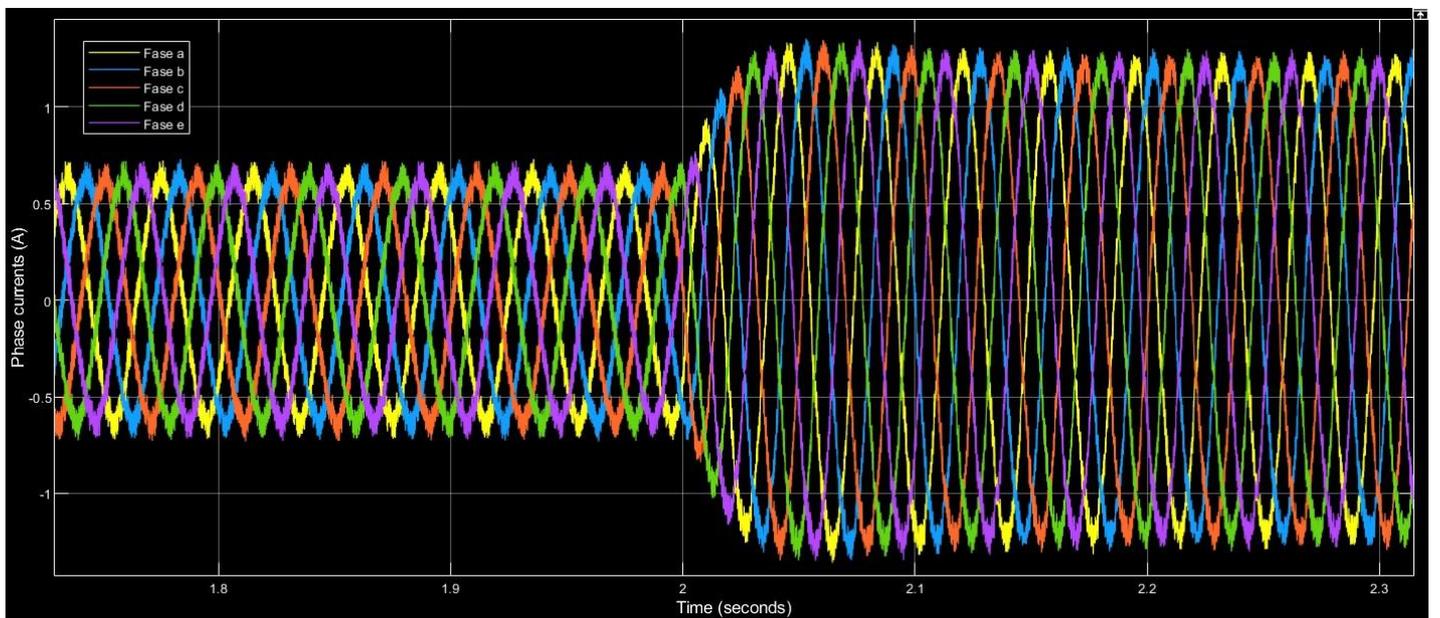


Figura 24b. Zoom realizado en torno al instante de aplicación del par resistente.

Haciendo un análisis por partes de la figura 24a, se ve que en el intervalo de tiempo que comprende en torno al primer segundo de simulación, las intensidades son máximas con el objetivo de poder alcanzar lo antes posible la velocidad de rotor requerida. En el entorno de t_1 , se reducen estas intensidades, puesto que ya no es necesario acelerar la máquina, sino mantenerla en los 500 rpm. Posteriormente, alrededor de t_2 , se observa (con más detalle en la fig. 24b) un crecimiento de estas magnitudes debido a la necesidad de mantener una velocidad al mismo tiempo que se ejerce un momento.

Como último punto a destacar se encuentra el hecho de que el sistema se encuentra equilibrado en este modo de operación, es decir, sus intensidades de fase son todas de igual módulo y están desfasadas entre sí 72°.

Como se ha mostrado, la máquina requiere de un cierto tiempo para alcanzar la velocidad que se le pide pero, a partir de ahí, ofrece buenas prestaciones, no sólo en cuanto a que es capaz de seguir ambas referencias sino también por el hecho de que requiere muy poco tiempo para estabilizarse en el caso de que se le perturbe o se le exija un aumento de alguna magnitud.

Por todo ello, en este modo se garantiza la seguridad de la operación de deflexión de flap, puesto que el comportamiento simulado durante 3 segundos es igualmente esperable en cualquier otro rango de tiempo. Así, sin fallos en ninguna fase y con un seguimiento rápido de las referencias, la deflexión se puede llevar a cabo exitosamente.

Sin embargo, no siempre todas las máquinas funcionan como uno desearía y en contadas ocasiones se producen fallos. Es entonces cuando hay que tratar con especial cuidado las posibilidades que puede seguir ofreciendo esa máquina y su tolerancia al fallo, robustez, fiabilidad y otras muchas cualidades que permitan determinar si sigue siendo apta para la operación en cuestión o es necesario reemplazarla por otra.

Ese es precisamente el objetivo de los epígrafes que a continuación se presentan y con los que se pretenden demostrar las buenas prestaciones que este motor de inducción puede llegar a tener.

7.1.2 Simulación con un fallo

En este apartado se analiza el caso en el que una fase de las cinco presentes en el estátor falle. Para ello, se ha simulado durante un tiempo de 4 segundos. El primer segundo es el necesario para que la máquina alcance la velocidad de 500 rpm. Es en $t_3 = 2s$ cuando se le provoca el fallo de una fase, en concreto, el de la fase 'a' ($i_{sa} = 0$). Posteriormente, para un $t_4 = 3s$, se le aplica el momento resistente de referencia. Este será variable entre una simulación y otra puesto que, como se ha comentado con anterioridad, el objetivo de esta sección es el de determinar qué par máximo puede dar el motor aún con una fase menos.

Antes de mostrar los resultados, y como se hizo en el anterior epígrafe, se procede a dar un detalle del bloque 'Post-Falta', el cual se muestra en la siguiente figura:

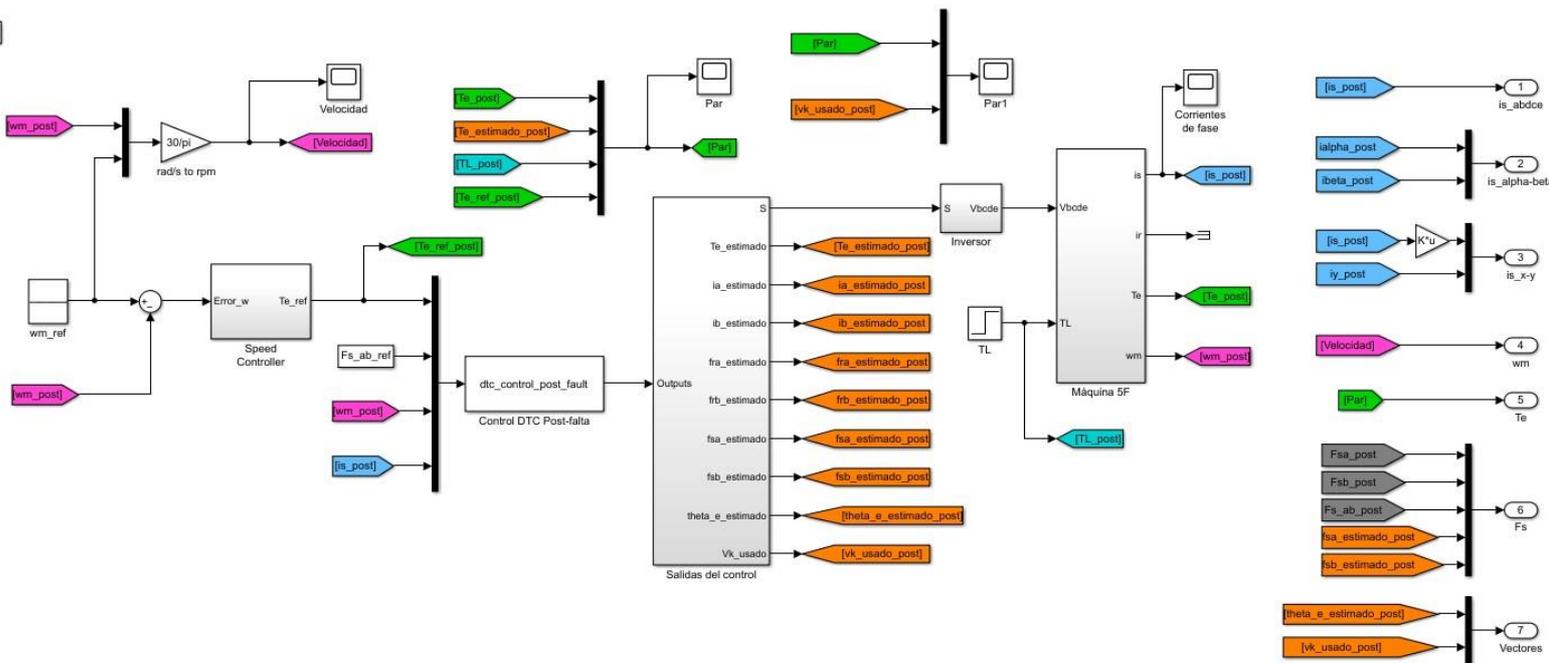


Figura 25. Detalle del bloque 'Post-Falta'.

Como se puede observar, comparando con la fig. 22, es un esquema parecido en cuanto a entradas y salidas pero el control por DTC se realiza de una forma diferente, adaptada a la falta de una fase. Esto se traduce, fundamentalmente, en el uso de una matriz de Clarke de orden 4 más una restricción ($i_{sx} = -i_{sa}$).

Hecho este inciso, se muestran a continuación los resultados extraídos de la simulación realizada. Para ello, se facilitan las figuras 26 (a y b) y 27 (a, b y c). En la primera de ellas se observa el instante de estabilización de la velocidad (de nuevo, en torno al primer segundo de simulación) y el de aplicación del par y posterior estabilización en velocidad (en torno al tercer segundo de simulación), pero no se percibe el momento en que se produce el fallo de la fase 'a'. Esto nos muestra, a priori, la buena tolerancia al fallo de la máquina, puesto que no modifica para nada su funcionamiento ante tal eventualidad. De nuevo, se ha creído conveniente ampliar la gráfica de la fig. 26a para poder mostrar en mayor detalle lo analizado en este párrafo.

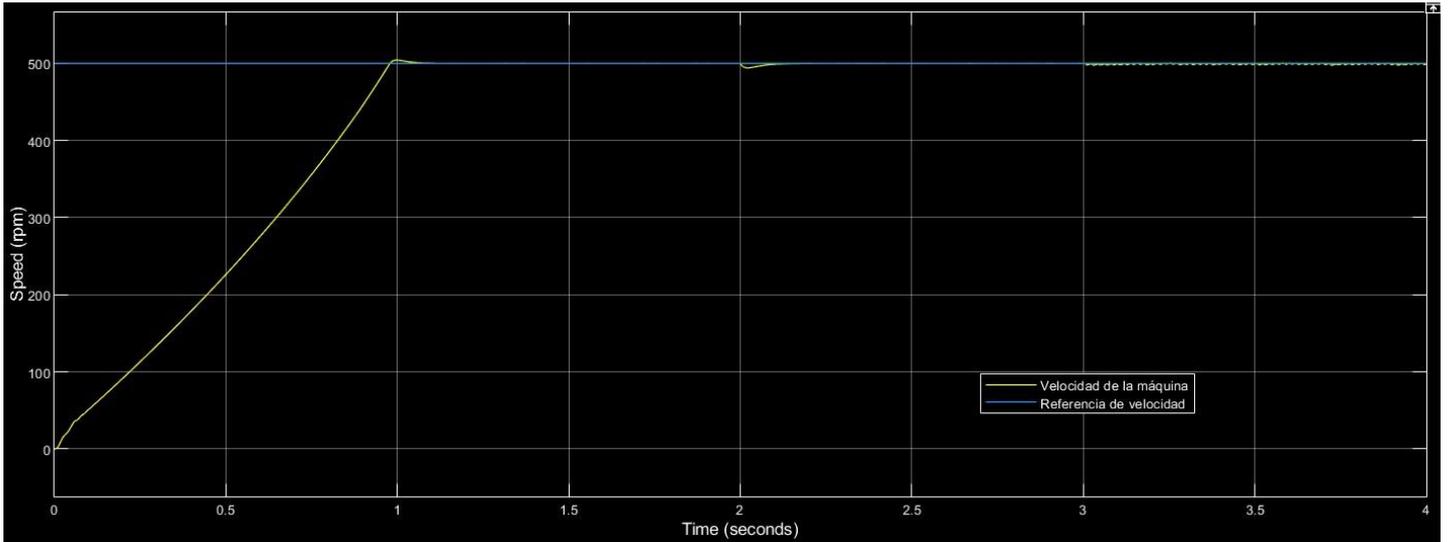


Figura 26a. Velocidad del motor operando con un fallo.

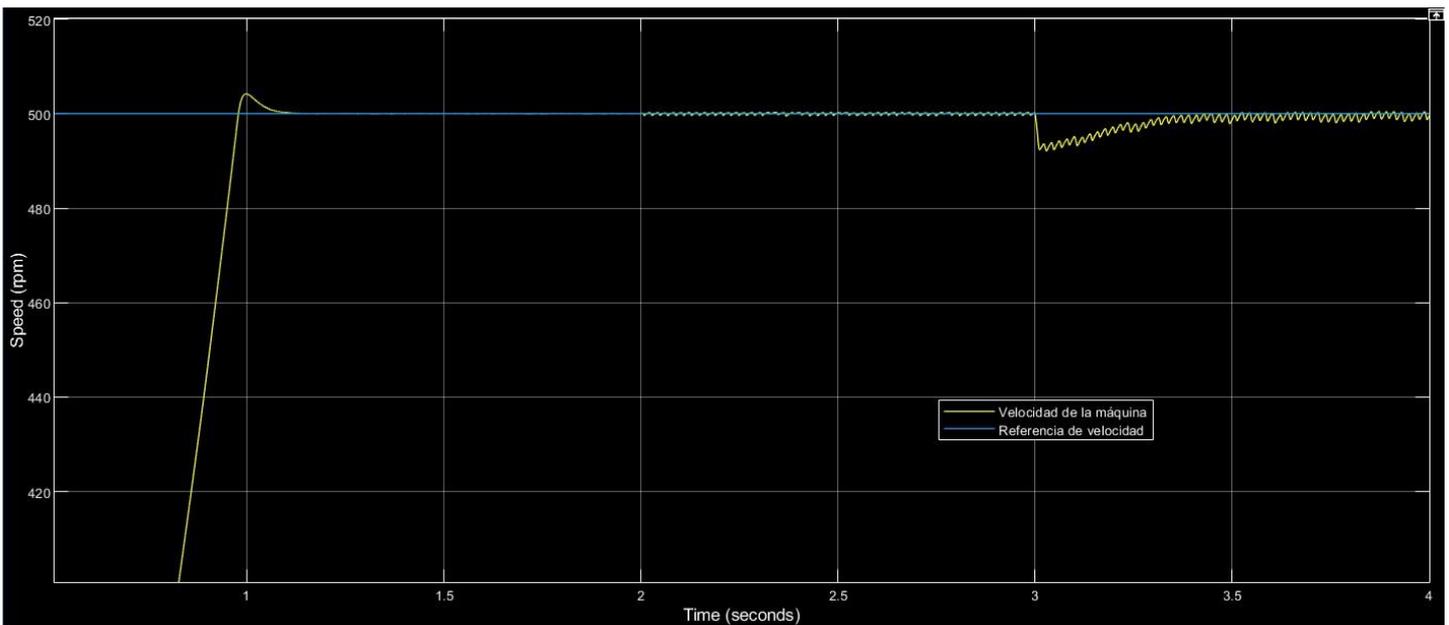


Figura 26b. Zoom realizado a la gráfica de velocidad presente en la figura 26a.

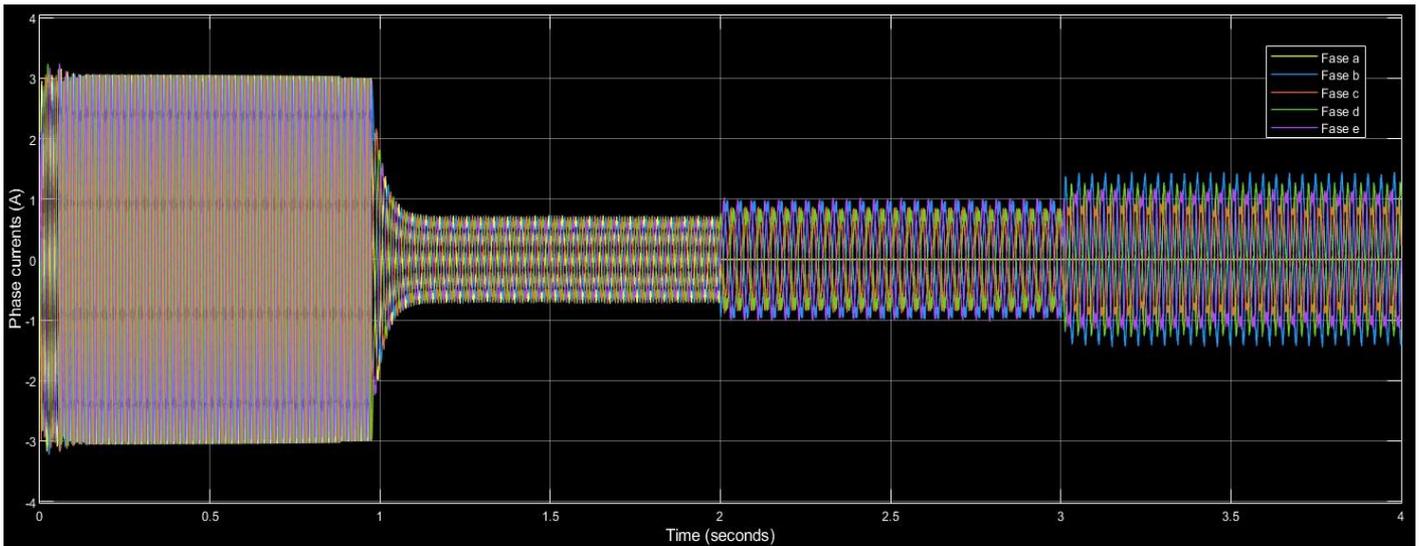
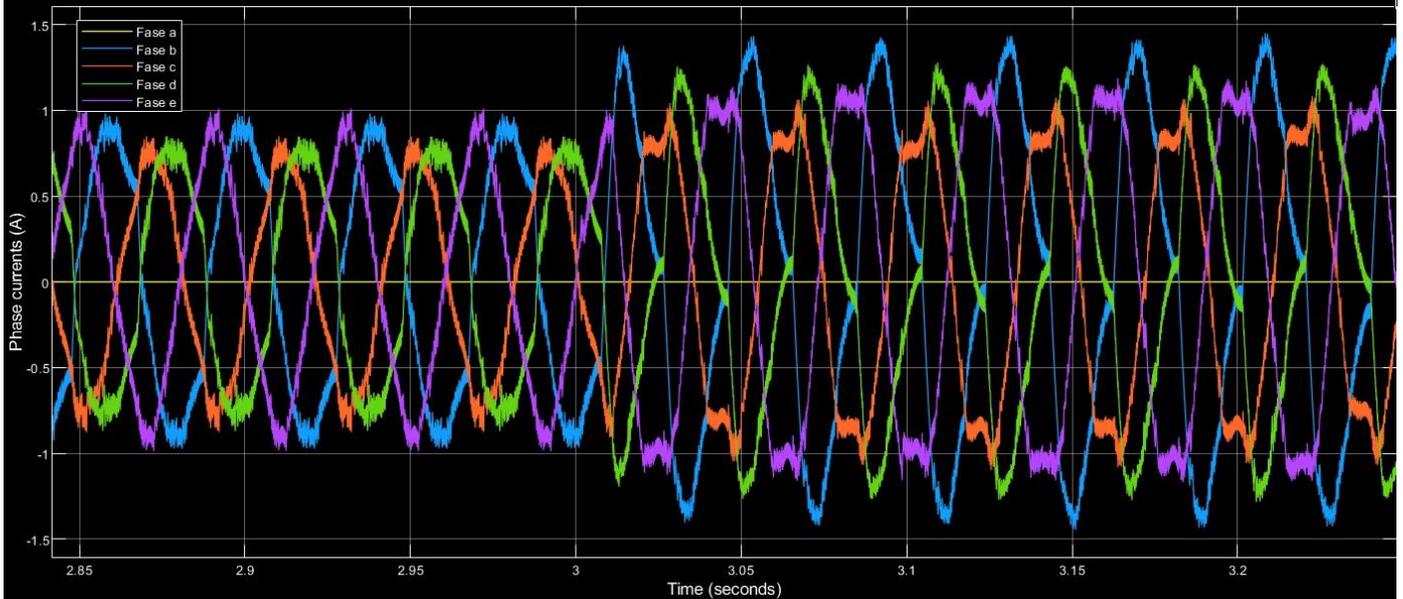
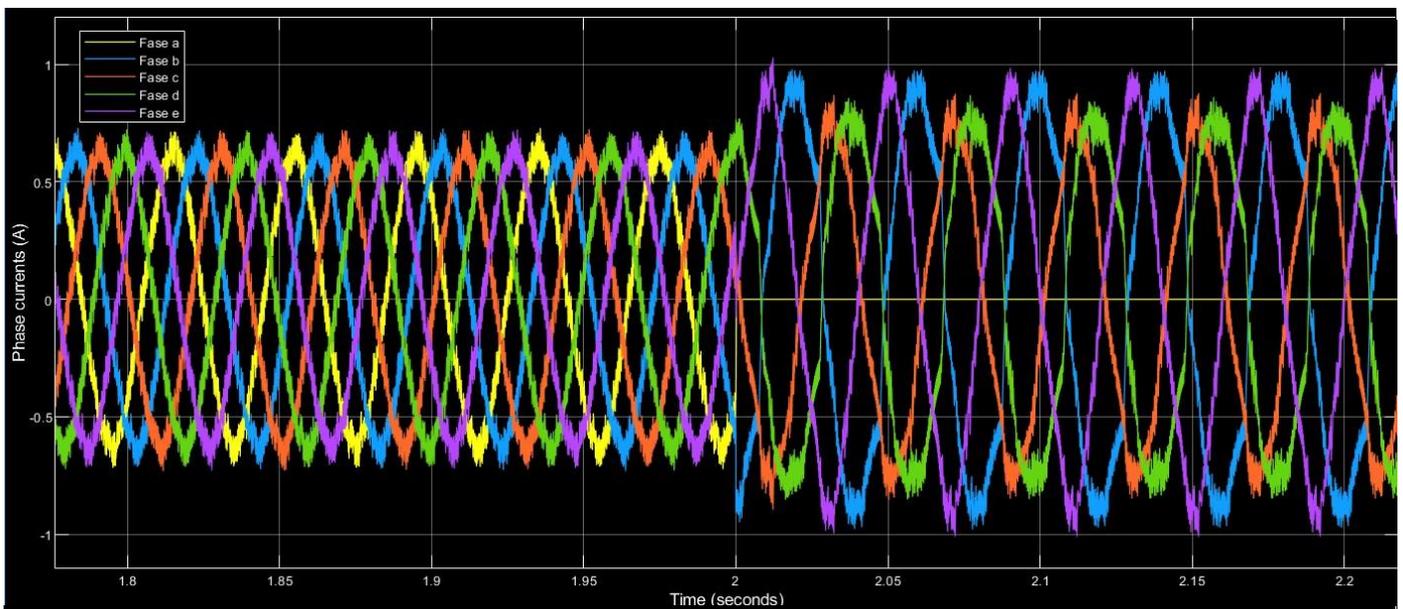


Figura 27a. Intensidades de fase del motor antes y después del fallo.



Figuras 27b y 27c. Zoom realizados en torno al instante de fallo de fase ‘a’ (arriba) y al instante de aplicación del par de carga (abajo).

Para poder observar el mencionado fallo, es preciso extraer la gráfica de las intensidades de fase, la cual se muestra en la figura 27a. Hasta los dos primeros segundos de simulación se aprecia un comportamiento idéntico al del régimen normal de funcionamiento. Sin embargo, es en el propio instante $t_3 = 2s$, cuando se aprecia el valor nulo de la intensidad de la fase ‘a’ y un incremento de las mismas magnitudes en el resto de fases (fig. 27b). Este incremento se debe a la necesidad de compensar la falta de operatividad de la fase ‘a’ con las cuatro fases restantes.

En $t_4 = 3s$, se aprecia un nuevo incremento de las corrientes de cada fase (fig. 27c). En este caso, este crecimiento de las magnitudes es debido a la exigencia de proporcionar un cierto par. Tras varias simulaciones, se ha obtenido como resultado que el par máximo admisible que puede aportar la máquina en este régimen es el mismo que el exigido con todas las fases operativas, es decir, $2/3$ del par máximo (lo que es lo mismo: unos 2.8333 Nm). Esto denota una buena tolerancia ante la eventualidad de un fallo en una fase.

7.1.3 Simulación con dos fallos

Para la simulación de la máquina con un segundo fallo, hay que contemplar dos posibilidades:

- Los fallos se producen en dos fases contiguas (por ejemplo: fases ‘a’ y ‘b’).
- Los fallos se producen en dos fases separadas entre sí por una tercera que sí está operativa (por ejemplo: fases ‘a’ y ‘c’).

Antes de avanzar a los resultados obtenidos, es necesario aclarar cómo se han obtenido. El simulador presentado con anterioridad (presente en [29]) representa los modos de operación normal y con una fase abierta (o sea, un fallo) pero no alcanza a analizar cómo se comportaría la máquina en el caso de dos fallos (de fases contiguas o no). Sin embargo, el algoritmo DTC implementado representa una forma de control predictivo de tal manera que, si ocurre uno o varios fallos, se puede seguir haciendo uso del bloque representado en la figura 22, sin necesidad de crear uno nuevo particularizado para el caso de 2 fallos.

Esta táctica es la que se ha seguido para este apartado, con las pertinentes modificaciones de las matrices de Clarke. De nuevo se ha simulado durante un tiempo de 4 segundos, de los cuales, el primer segundo sirve de nuevo para que la máquina alcance la referencia de velocidad. En este caso, los fallos se han provocado en $t_3 = 1.5s$, aunque la carga se ha mantenido aplicándose en $t_4 = 3s$. Se ha decidido dar medio segundo más a la máquina entre aplicación de fallos y de carga para que recuperase la referencia en velocidad adecuadamente. De nuevo, como en el caso anterior, el objetivo es ver qué par máximo puede dar la máquina con sólo tres fases operativas.

- Fallos en fases ‘a’ y ‘b’:

A continuación se presentan los resultados y se procede a analizar lo simulado. Como hasta el momento, primero se muestran las gráficas de velocidad (incluyendo zoom para más detalle) y, posteriormente, las gráficas relativas a las corrientes de las fases operativas:

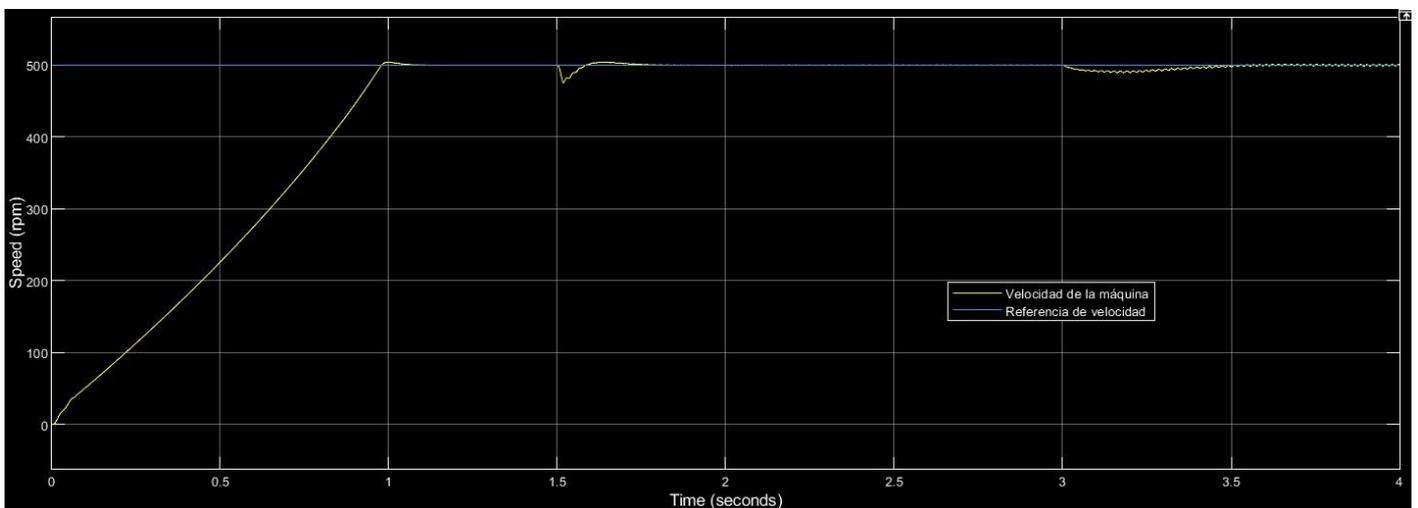


Figura 28a. Velocidad del motor operando con ‘a’ y ‘b’ en abierto.

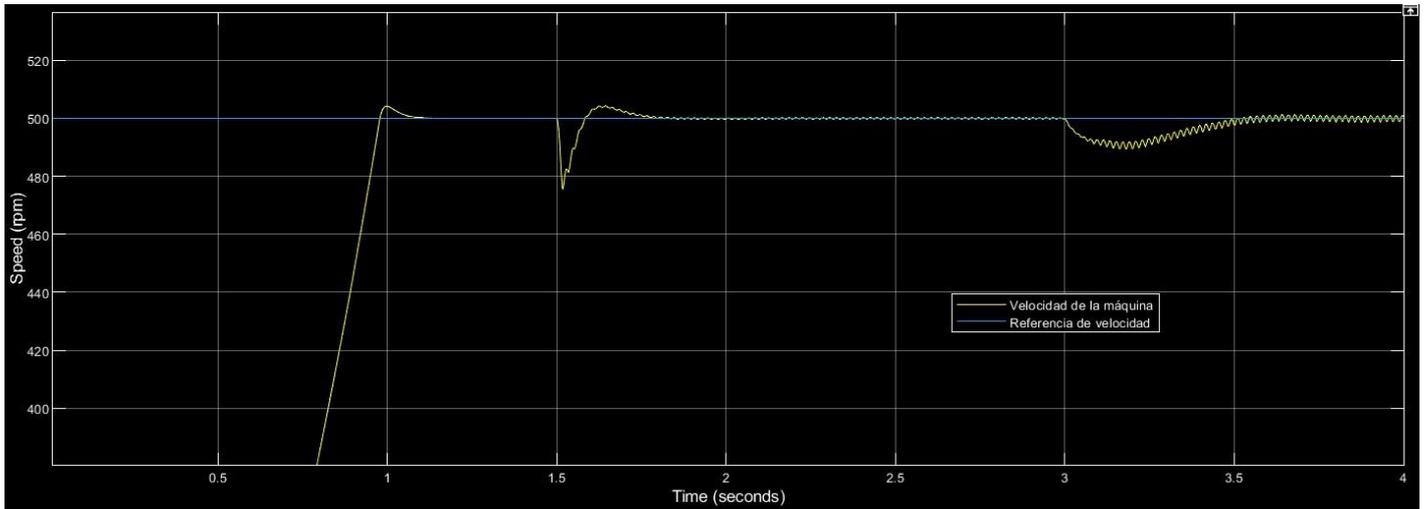


Figura 28b. Zoom realizado a la gráfica de velocidad presente en la figura 28a.

Con estas primeras gráficas se percibe la variación de velocidad sufrida por el motor en los instantes de perturbación, ya sea por fallos ($t = 1.5s$) o por exigirle un par mecánico ($t = 3s$). En el caso de la ocurrencia de fallos, es notorio que la velocidad no se estabiliza hasta, aproximadamente, 0.25 segundos después. En el caso de aplicación de par tarda más, en torno a medio segundo. Esto deriva del hecho de que una máquina de estas características se ve exigida por la casualidad de tener que funcionar sin dos fases, pero aún más si encima tiene que aportar un cierto par. Este par admisible es de 0.111 veces (una sexta parte del par admisible en los modos anteriores) el par máximo que puede dar la máquina.

Como es de esperar, las exigencias a las que se ve impuesta la IM se traducen en un aumento de intensidades, las cuales se presentan a continuación:

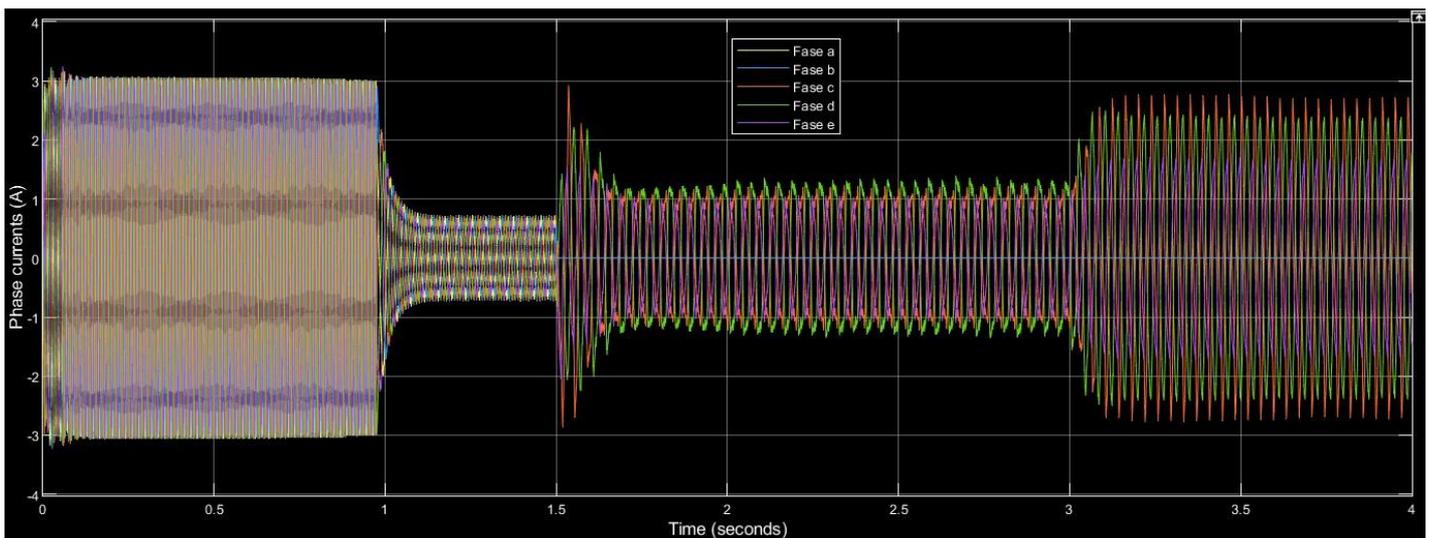
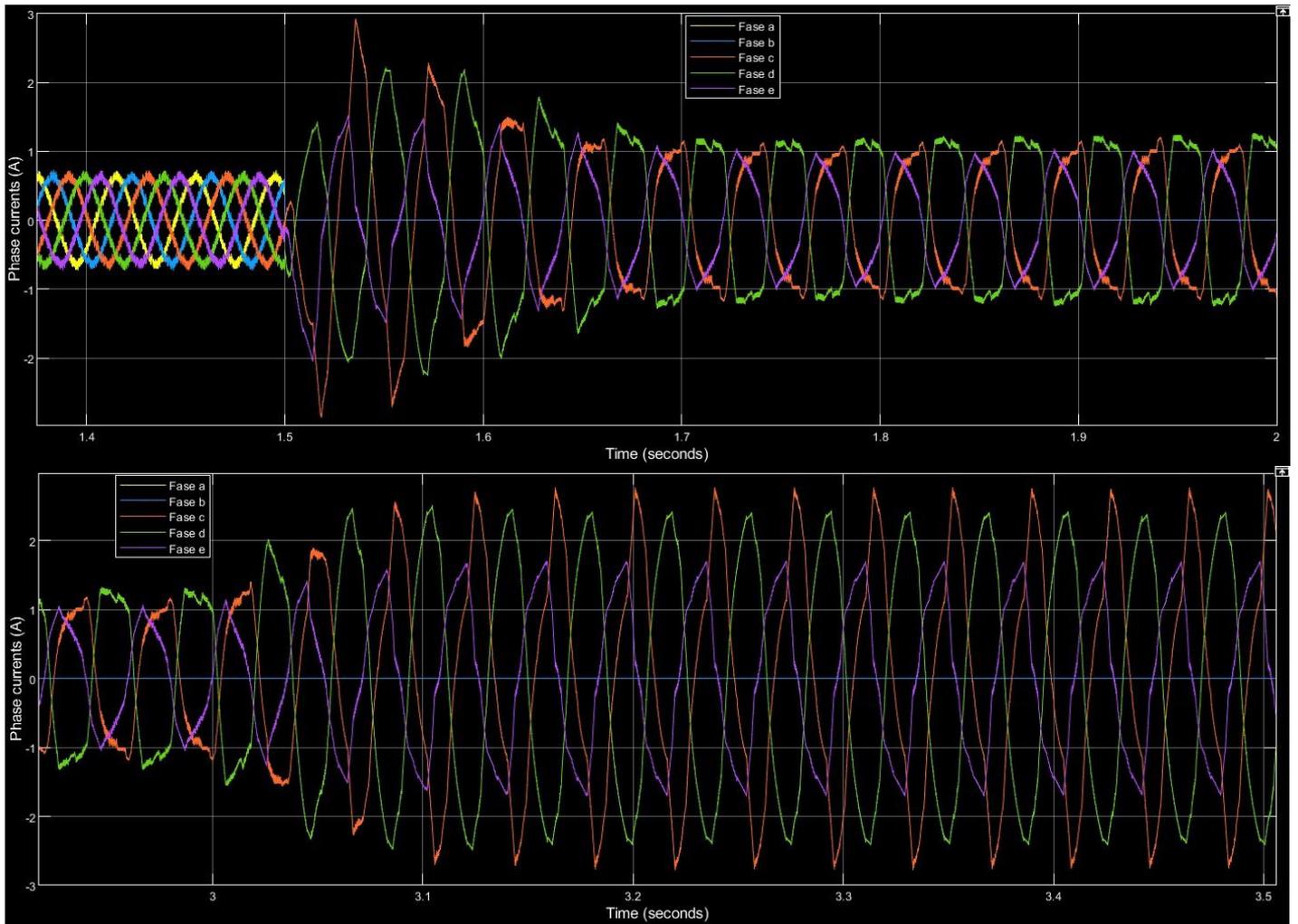


Figura 29a. Intensidades de fase de motor antes y después de los fallos ('a', 'b').



Figuras 29b y 29c. Zoom realizados en torno al instante de fallo de fases ‘a’ y ‘b’ (arriba) y al instante de aplicación del par de carga (abajo).

Al igual que en el caso de un fallo, se observa un aumento de las magnitudes (así como el hecho de que $i_{sa} = 0$ y $i_{sb} = 0$) para compensar la falta de dos fases y a la hora de aplicar el par resistente. Como se puede apreciar en las figuras 29b y 29c (así como también en las correspondientes a un fallo), las formas de onda de las intensidades se aproximan a una senoide pero tienen una cierta distorsión, mayor cuanto más fallos haya. Esta distorsión no es más que una consecuencia del modelado de la máquina con vectores virtuales de tensión.

- Fallos en fases ‘a’ y ‘c’:

En este caso, la peculiaridad es que el fallo se produce en dos fases que no son consecutivas, lo cual permite pensar, a priori, que ofrecerá mejores prestaciones que el caso anterior. Los tiempos de interés de simulación son los mismos que para el caso de avería de dos fases contiguas, por tanto, se procede a presentar las gráficas obtenidas, así como el valor del par máximo admisible tras los fallos:

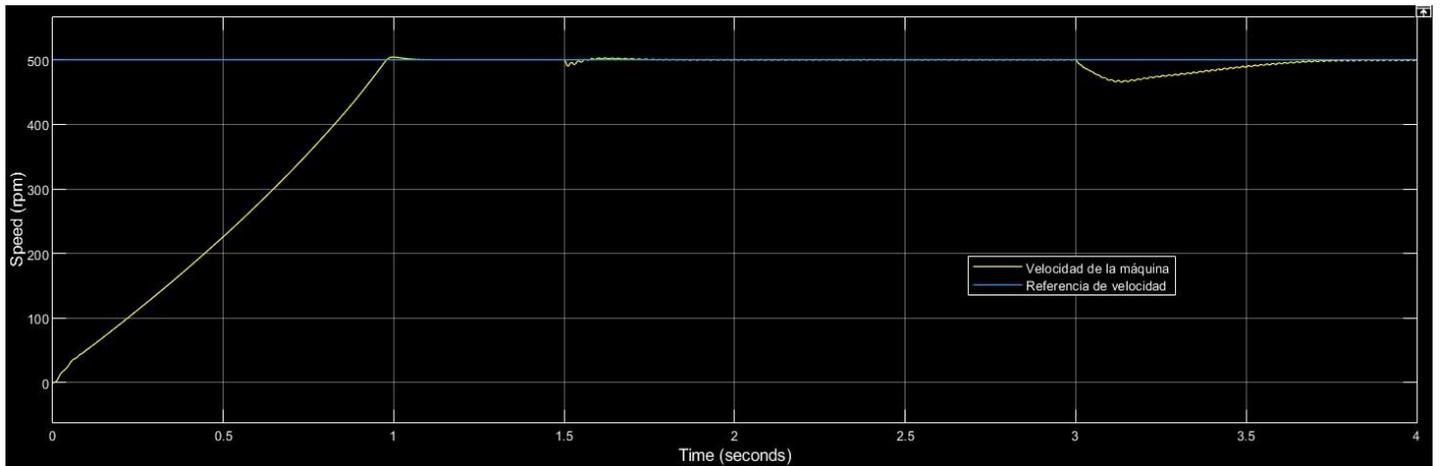


Figura 30a. Velocidad del motor operando con 'a' y 'c' en abierto.

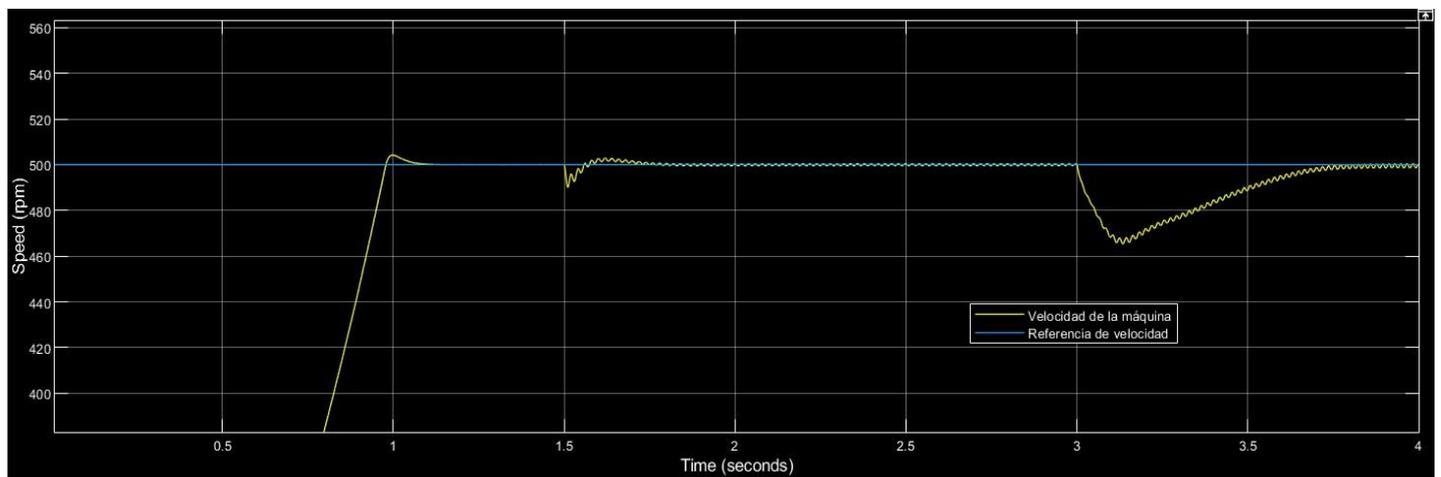


Figura 30b. Zoom realizado a la gráfica de velocidad presente en la figura 30a.

Como en las casuísticas anteriores, el hecho de que se produzcan fallos y, posteriormente se le exija cierto par, se traduce en las variaciones de velocidad plasmadas en las figuras 30a y 30b. Al ser el fallo en dos fases no consecutivas, se observa cómo, al fallar éstas, la referencia se recupera antes que en el caso de fallo 'a' y 'b'. Sin embargo, se puede apreciar el hecho de que, al aplicar la carga, la velocidad tarde ahora más en recuperar la referencia que en el caso anterior. Esto puede ser explicado por el simple hecho de que ahora el par máximo admisible es de en torno a $1/3$ del par máximo total. Por tanto, no se pueden establecer comparaciones entre un modo y otro en este aspecto puesto que las exigencias son mayores en uno que en otro.

Explicado todo lo relativo a velocidad y par máximo de referencia, es momento de pasar a las gráficas de intensidad:

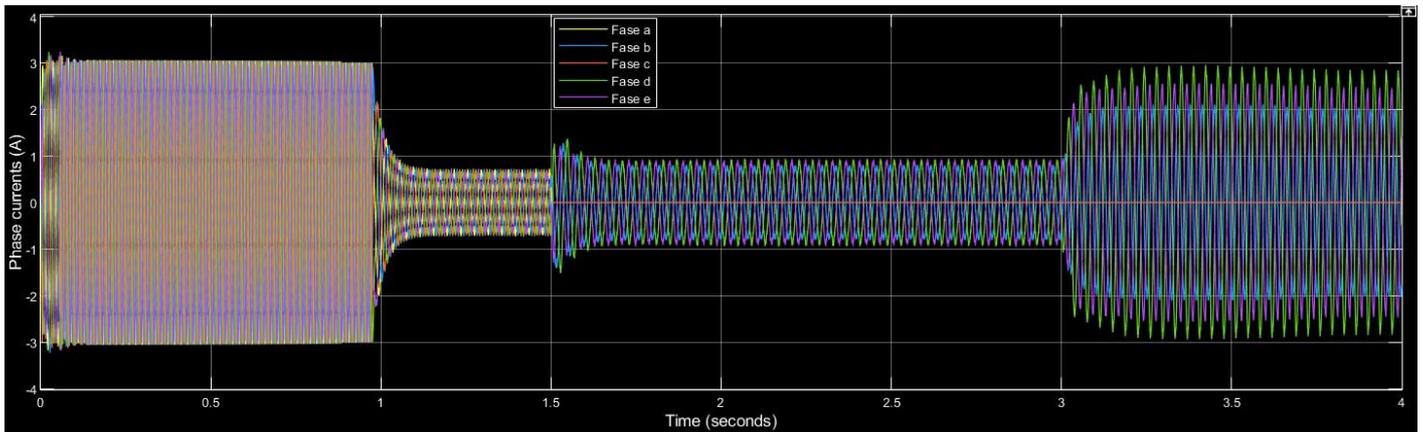
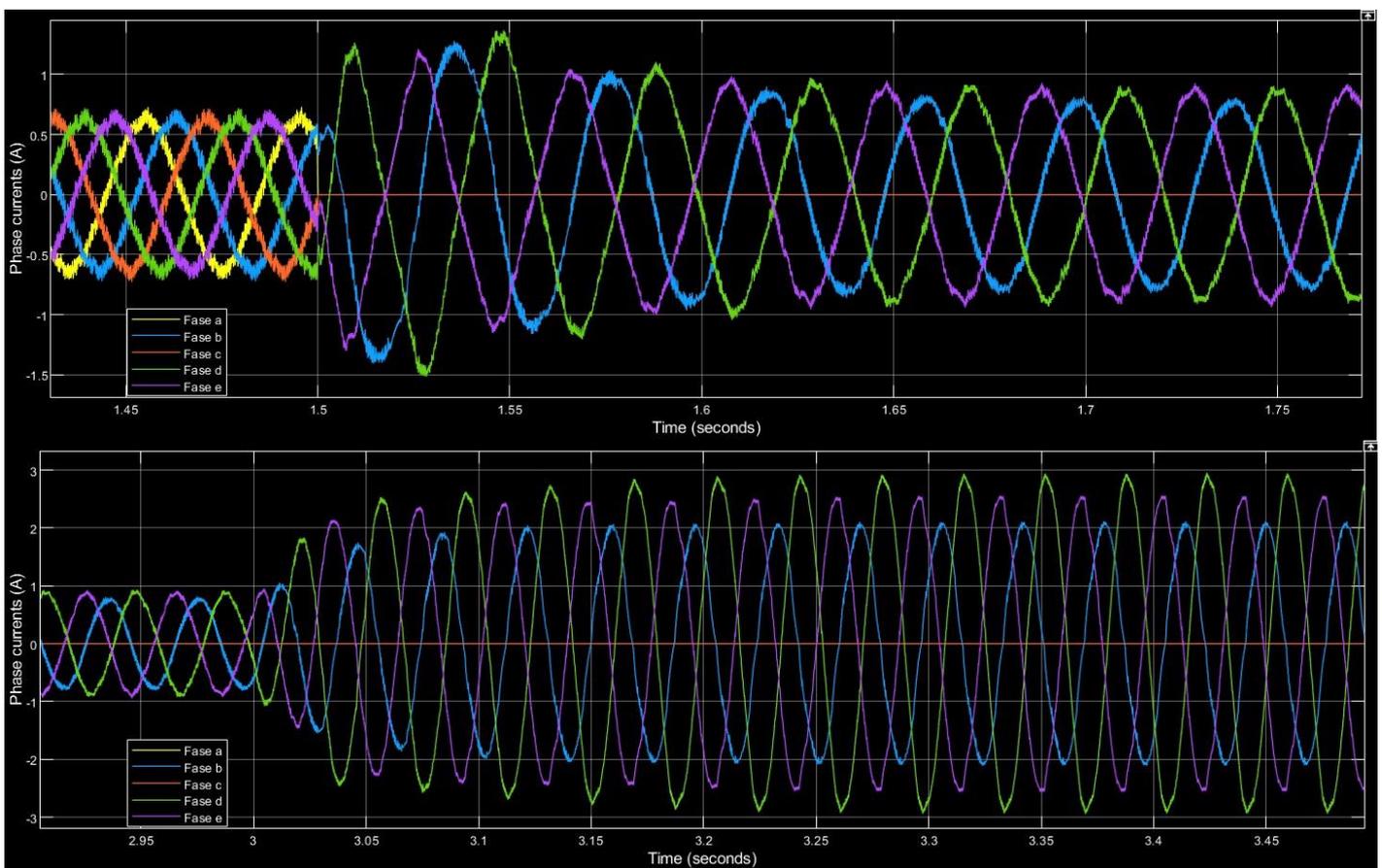


Figura 31a. Intensidades de fase de motor antes y después de los fallos ('a', 'c').



Figuras 31b y 31c. Zoom realizados en torno al instante de fallo de fases 'a' y 'c' (arriba) y al instante de aplicación del par de carga (abajo).

En las anteriores figuras se observa cómo $i_{sa} = 0$ y $i_{sc} = 0$, así como los incrementos de las intensidades de fases operativas, surgidos de la necesidad de compensar la falta de dos fases y de otorgar el par exigido.

A modo de conclusión, se pueden comparar las prestaciones de todos los modos entre sí, así como de los dos últimos para ver si, efectivamente, influye el hecho de que las fases defectuosas sean contiguas o no.

Entre el modo de operación normal y el modo con un fallo no hay muchas diferencias en cuanto a prestaciones

(par y velocidad), aunque es notable la mayor exigencia a que se ve sometida la máquina si una fase está en abierto.

Es a la hora de ocurrir el segundo fallo cuando se notan las diferencias. En el caso de fases contiguas ('a' y 'b' abiertas), el par máximo aplicable se desploma hasta la sexta parte del obtenido en los modos anteriores. En el caso de fases no consecutivas ('a' y 'c' consecutivas), la máxima carga aplicable es la mitad de la aplicable en los dos primeros modos. Aun así, el hecho de que sean no consecutivas sí repercute en las prestaciones, puesto que un fallo en 'a' y 'c' permite una carga mecánica tres veces mayor que la permitida si fallan 'a' y 'b'.

En general, se puede concluir que la máquina tiene una buena tolerancia al fallo (sigue funcionando a pesar de que una o dos fases se averíen) y mantiene prestaciones con un fallo de fase. Cuando el fallo es doble (caso muy improbable), entonces las capacidades mecánicas de la máquina empiezan a disminuir y es necesario estudiar con ahínco su posible implementación para una aplicación aeronáutica.

7.2 Descripción del motor y resultados experimentales

Una vez desarrollado el apartado de simulación de la máquina, donde se han expuesto diferentes modos de operación del motor, toca trasladar este motor simulado a la realidad. Para ello, se precisa del conocimiento de todos los elementos que componen el sistema experimental presente en la Universidad de Sevilla. En este texto se dará una visión general, pero si el lector requiere algo más de detalle, se le remite a la referencia [31].

El sistema al completo se compone de: motor, fuente de alimentación, convertidor de potencia, encoder, sistema electrónico de control y armario eléctrico. Elemento a elemento:

- El motor es la unidad de potencia y, como se ha presentado con anterioridad en el documento, es multifásico de 5 fases (por tanto, tiene una velocidad de sincronismo de 1000 rpm) y cuenta con los parámetros presentes en la tabla 2. En cuanto a su potencia nominal, esta es de unos 1400 W.
- La fuente de alimentación sirve para conectar el motor a un bus de DC y así prevenir su conexión directa a la red. Entre sus características técnicas cabe destacar una potencia máxima suministrable de 15 kW y un rango de tensión de alimentación (tensión de salida) que comprende desde los 0 a los 300 V.
- El convertidor de potencia realiza la función de alimentar al motor. Para ello, transforma la corriente continua en alterna para las 5 fases de que consta el motor. Esta conversión de DC a AC se realiza mediante transistores del tipo IGBT, los cuales pueden conmutar a una frecuencia máxima de 15 kHz. Por último, hay que comentar su capacidad para soportar una tensión de hasta 750 V.
- El encoder es el dispositivo que permite medir posición angular, velocidad y aceleración de un eje rotativo (como puede ser el del rotor de una máquina de inducción). El dato de velocidad es trascendental para poder realizar el control sobre ella, como se ha simulado con anterioridad. Para comprender el funcionamiento en detalle de este dispositivo, se recomienda, de nuevo, la lectura de [31]. Entre algunas de sus características está el número máximo de revoluciones permisibles mecánicamente, que es de 6000 rpm.
- El sistema electrónico de control se compone de un DSP y una PCB para adaptar las señales. Su función principal es controlar el funcionamiento de la propia máquina de inducción. Está diseñado para controlar un motor de hasta 6 fases, pero como contrapartida se encuentra una difícil depuración de errores.
- Por último, el armario eléctrico es el encargado de alojar algunos de los componentes anteriormente mencionados, como convertidores de potencia y la PCB de adaptación de señal. Por otra parte, alberga equipos de protección y otros elementos que permiten una operación del sistema segura y correcta.

A continuación se representa un esquema del sistema en su totalidad:

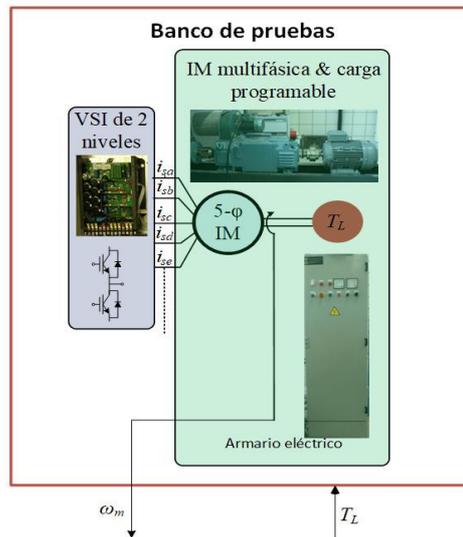
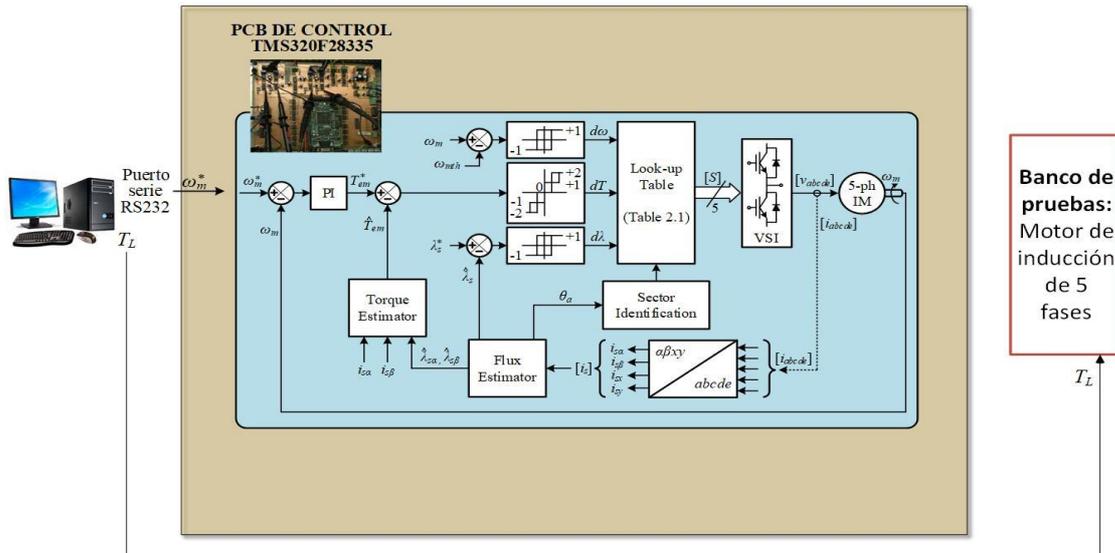


Figura 32. Esquema de funcionamiento del motor real.

Realizada la explicación pormenorizada de los subsistemas que componen el sistema experimental, se procede a obtener los resultados pertinentes y analizarlos, estableciendo una comparación con los obtenidos en simulación. Estos resultados representan el funcionamiento de la máquina en lo que se podría denominar ‘régimen permanente’, es decir, con su referencia de velocidad establecida; con fallo/-s, si lo/-s hubiera, ya presente/-s; y con cierto par resistente aplicado. Se simula durante un periodo de 3 segundos, que se considera necesario para mostrar la regularidad de los resultados.

7.2.1 Funcionamiento sin fallos

Este apartado es el equivalente al de ‘Simulación sin fallos’ y, por lo tanto, cualquier característica o propiedad del funcionamiento de la máquina allí presentada es igualmente aplicable a este caso. Antes de presentar los resultados extraídos del motor real, es necesario indicar la región de simulación a la cual prestar atención.

Según lo explicado con anterioridad a este apartado, esta región está situada a partir de $t=2s$, dicho de otra manera, una vez la máquina se ha estabilizado en torno a los 500 rpm y tiene aplicado un par resistente equivalente a 2/3 del par máximo (figura 33a). Las gráficas se presentan a continuación:

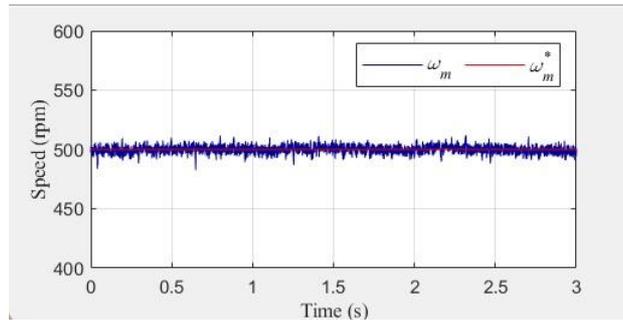
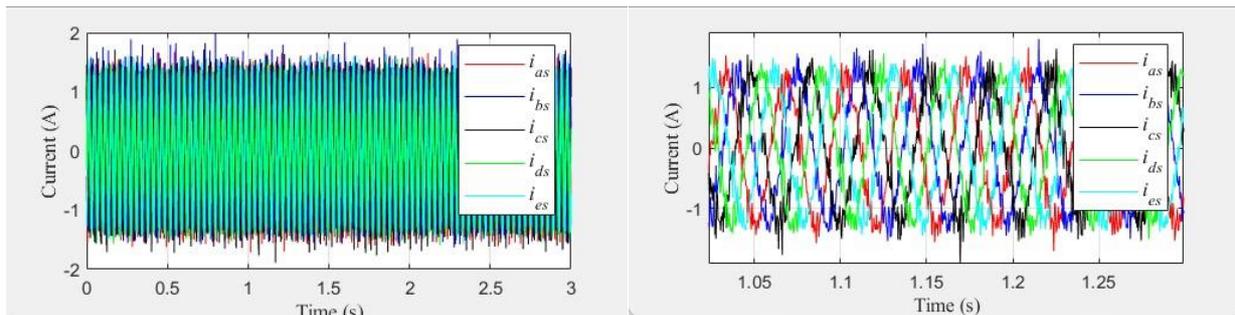


Figura 33a. Velocidad real (azul) y de referencia (rojo) en funcionamiento normal.



Figuras 33b y 33c. Intensidades de fase en funcionamiento normal.

Como se puede apreciar, la máquina es capaz de seguir la referencia de velocidad (fig. 33a), tal y como se mostró en simulación. Por otro lado, se muestran las intensidades de fase y sus magnitudes (fig. 33b y 33c), las cuales son también muy parecidas a las obtenidas en simulación. Aunque no se muestre explícitamente, la máquina es capaz de otorgar el par exigido y de seguir la propia referencia establecida para dicha magnitud.

Con todo lo mostrado, es posible concluir el correcto funcionamiento de la máquina real así como confirmar su posible implementación en la aplicación del flap, que está bajo estudio. Indirectamente, también se confirma el correcto modelado en MATLAB/Simulink y la validez de los resultados extraídos.

7.2.2 Funcionamiento con un fallo

Se recuerda que, para este apartado, el objetivo es encontrar el par máximo que es capaz de otorgar el motor manteniendo la referencia en velocidad y en el propio par. En simulación, se obtuvieron unas prestaciones equivalentes al modo de operación normal. En el montaje real, este valor se sitúa también en torno a dos terceras partes del par máximo que puede dar la máquina de inducción.

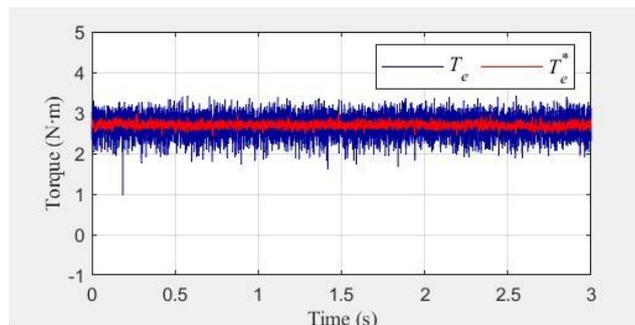


Figura 34a. Referencia de par (rojo) y par producido (azul) con un fallo.

Se aprecia cómo el motor sigue en todo momento la referencia de par. El hecho de que la gráfica azul tome un rango mayor de valores en el eje vertical puede ser debido a la presencia de ruido en la recepción de la señal. Aun así, se obtiene que, una vez ocurrido el fallo en una fase (fase 'a') y aplicada la carga, la velocidad y las corrientes que circulan por el resto de fases del motor en bancada son:

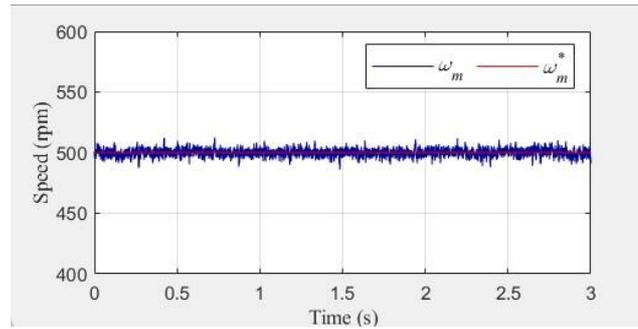
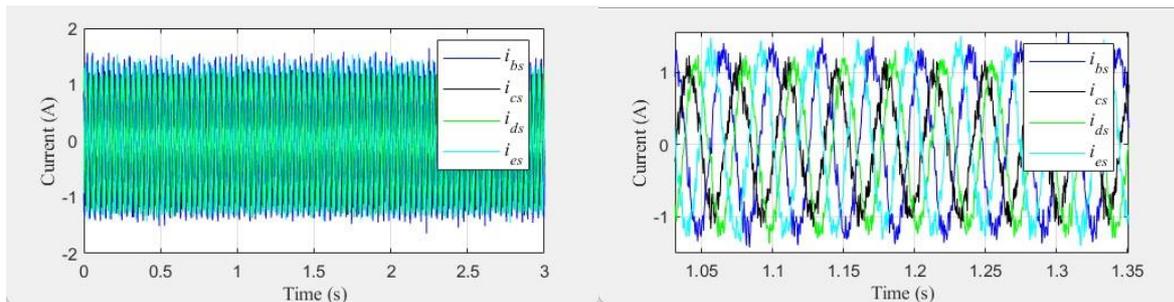


Figura 34b. Velocidad real (azul) y referencial (rojo) con un fallo.



Figuras 34c y 34d. Intensidades de fase con una fase abierta.

Antes de analizar las gráficas y compararlas con la simulación, hay que aclarar que se ha decidido no representar i_{sa} , puesto que $i_{sa} = 0$. Sin embargo, el resto de fases siguen operativas, por lo que circulan corrientes que no son nulas, como se observa en las figuras 34c y 34d. Estas magnitudes se comparan con aquellas pertenecientes a los instantes de tiempo superiores a los 3 segundos en simulación (fig. 27c). Al establecer la relación entre ambas gráficas, se puede inferir el correcto funcionamiento tanto de la máquina real como del simulador, puesto que todas las corrientes son equiparables dos a dos en magnitud y siempre se siguen las referencias impuestas de velocidad y par. Eso sí, en cuanto a la viabilidad de una posible aplicación aeronáutica se debatirá en el capítulo de conclusiones, tomando como referencia el comportamiento mostrado en este apartado y en los posteriores.

7.2.3 Funcionamiento con dos fallos

Al igual que en el epígrafe anterior, se ha de recordar el objetivo de esta sección, que no es más que obtener cuál es el par mecánico máximo que puede dar la máquina con un fallo en dos fases. Siguiendo el orden del apartado de simulación, se opta por empezar con el fallo en dos fases consecutivas ('a' y 'b'). En simulación se obtuvo un valor situado en torno a 0.111 veces el par máximo (0.47222 Nm). En bancada se obtiene lo siguiente:

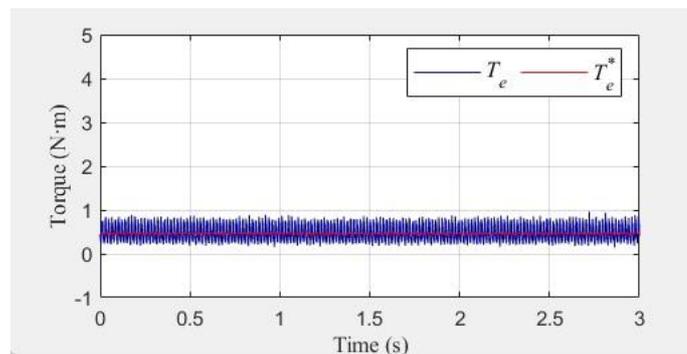


Figura 35a. Referencia de par (rojo) y par real (azul) con dos fallos ('a' y 'b').

En la figura superior se puede observar cómo el motor sigue la referencia de par, establecida en torno a 0.472 Nm, lo cual nos indica que la simulación coincide prácticamente con la realidad. De nuevo, la franja de valores representada en azul es debida a cierto ruido en la recepción de la señal.

Una vez confirmado el seguimiento en referencia del par, hay que corroborar el correcto funcionamiento también a través de la referencia en velocidad y las intensidades de fase. Para ello, se recuerda que lo presentado a continuación debe ser contrastado con lo simulado a partir del tercer segundo (cuando ya han sucedido los fallos y el par ha sido aplicado).

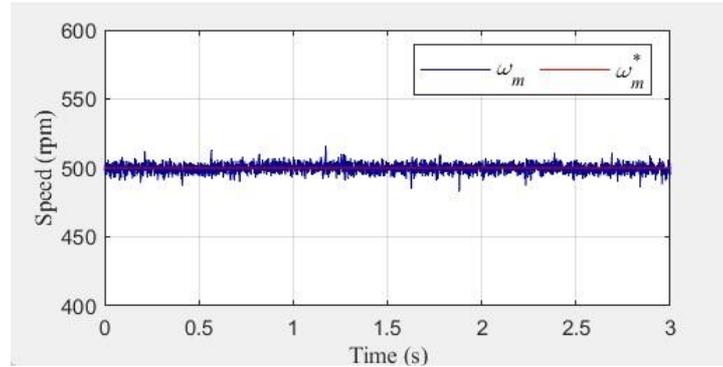
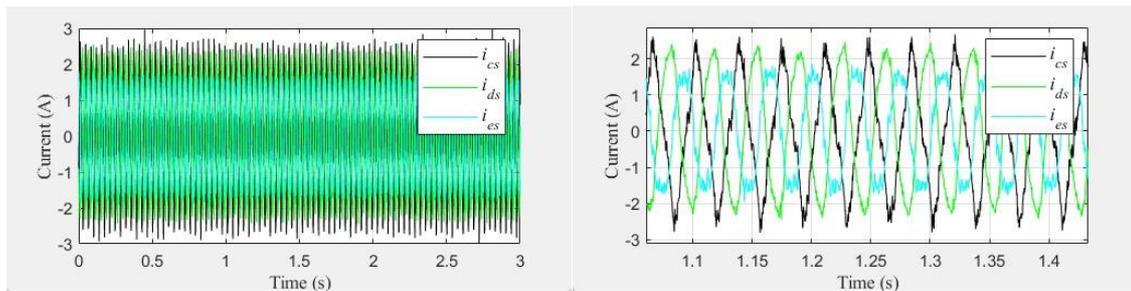


Figura 35b. Velocidad real (azul) y referencia (rojo) en funcionamiento con dos fallos ('a' y 'b').



Figuras 35c y 35d. Intensidades de fase con dos fases abiertas ('a' y 'b').

De la figura 35b, se infiere el correcto funcionamiento de la máquina, puesto que mantiene la referencia impuesta de velocidad (al mismo tiempo que mantiene la del par, como se ha mostrado con anterioridad). Por último, en las figuras 35c y 35d se muestran las corrientes de fase operativas, es decir, no se representan i_{sa} ni i_{sb} , por ser idénticamente nulas. Comparadas con las obtenidas en simulación, estas corrientes son muy parecidas una a una en módulo, por lo cual, se puede concluir un buen funcionamiento del simulador.

Una vez estudiado el caso de fallos en fases 'a' y 'b', se invita a seguir con el estudio de fallos en dos fases no consecutivas, 'a' y 'c'. Se procede de la misma manera que se ha realizado hasta ahora: obtención del par máximo en bancada y comprobación de una correcta operación mediante velocidad e intensidades.

Como se vio en simulación, el par máximo admisible asciende con respecto al fallo en fases contiguas. En este caso, se obtuvo que esta carga podía llegar a representar un tercio de la carga máxima aplicable, es decir, 1.416667 Nm. Con el motor real, se obtiene lo siguiente:

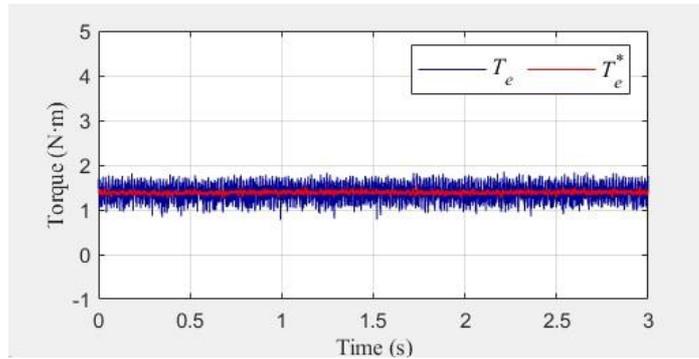


Figura 36a. Referencia de par (rojo) y par real (azul) con dos fallos ('a' y 'c').

La referencia de par se sitúa en torno al valor obtenido en simulación y la máquina real efectivamente es capaz de seguir esa referencia, por lo tanto, lo simulado coincide con el comportamiento real de la IM cuando las fases 'a' y 'c' están en abierto. Ya sólo resta comprobar el seguimiento de la referencia en velocidad y las corrientes de fase que se generan en ella.

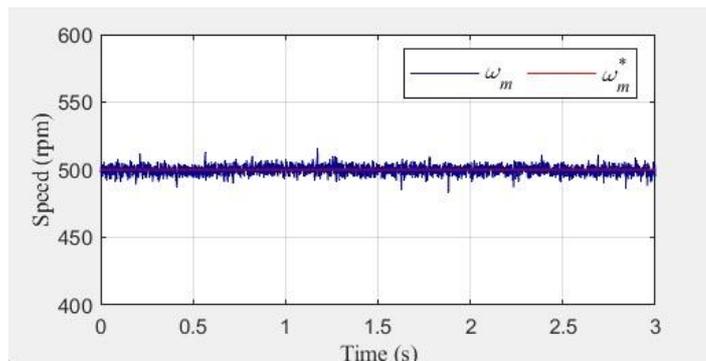
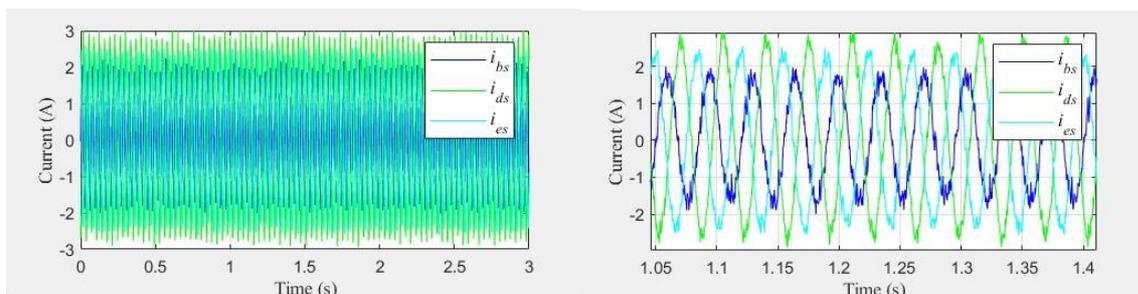


Figura 36b. Velocidad real (azul) y referencia (rojo) en funcionamiento con dos fallos ('a' y 'c').



Figuras 36c y 36d. Intensidades de fase con dos fases abiertas ('a' y 'c').

Al igual que con los fallos en 'a' y 'b', para la situación en que fallan 'a' y 'c', la velocidad de la máquina sigue en todo momento la impuesta como referencia (500 rpm). Si se observa la simulación de este caso a partir del tercer segundo (fig. 31c), se encuentra que las corrientes allí presentes tienen prácticamente el mismo módulo que las obtenidas mediante la operación de la máquina en bancada. Por todo ello, y al igual que sucediera con los modos de operación anteriores, es posible concluir que los resultados obtenidos en simulación se ajustan fielmente a la realidad y que, mediante la comparación de estos resultados obtenidos por dos vías distintas, podemos afirmar qué tipo de comportamiento y qué prestaciones puede ofrecer el motor de inducción según la casuística a la que nos enfrentemos.

Para terminar de analizar esta máquina y situarla dentro del contexto del MEA, así como para dar un enfoque final a todo lo expuesto anteriormente, se emplaza al lector al último apartado, donde se pretenden exponer las conclusiones extraídas.

8 CONCLUSIONES

Lo importante es no dejar de hacerse preguntas.

- Albert Einstein -

En este último apartado se presentan las conclusiones obtenidas de este trabajo, así como las oportunidades de futuro que se encuentran presentes en él. Siguiendo la línea narrativa de este documento, se propone comenzar por las conclusiones extraíbles del primer apartado y continuar uno a uno, por orden de aparición, hasta culminar con el último.

Aunque este trabajo se centra en el MEA, no se debe olvidar que el fin que se quiere obtener es el AEA. Es en el primer capítulo donde se percibe la utilidad de este nuevo paradigma de la aviación pero con cierto pesimismo, puesto que no es una tecnología fácilmente aplicable al mundo de la aviación comercial y, por ello, centra sus primeros prototipos en aeronaves de baja capacidad, las cuales además cuentan con un bajo alcance y/o autonomía.

En el segundo capítulo, dedicado al MEA, se postula esta idea como medio para alcanzar progresivamente una aviación más sostenible y eficiente, por medio del uso de energía eléctrica. Paralelamente a las mejoras físicas del avión, se busca una mayor seguridad, en gran parte mediante la redundancia de sensores. Por último, se han analizado también las ventajas que puede tener el MEA en las distintas fases de vuelo y se ha encontrado un gran potencial de mejora en cada una de ellas, en especial, en el taxi.

Ahondando en el propio concepto del MEA se llega al tercer epígrafe, donde se ha resaltado la gran importancia de los dispositivos almacenadores de energía eléctrica. Las baterías ya están presentes en las aeronaves pero son muy poco eficientes para poderse implementar en un avión totalmente eléctrico de pasajeros. La tecnología de estas debe ser investigada a fondo si se quiere contar con aviones eléctricos en el futuro, siendo la reducción del peso de las mismas el principal escollo a salvar. Por su parte, los supercondensadores, encargados de ofrecer energía a las cargas de dinámica rápida, deben aún seguir siendo estudiados para ver cómo implementarlos de manera óptima en un MEA.

Tras haber analizado cómo se almacena la energía, se llega al cuarto capítulo, donde se ha tratado la generación y distribución de la misma. Un concepto clave de este apartado es el EPS. Como se ha visto, un EPS de un MEA no sigue los mismos estándares de aquel de un avión más tradicional. Es por ello que, en el transcurso hacia un AEA, se prevé que los EPS sean uno de los aspectos más sujetos a cambio, ya que las cargas de los aviones futuros pueden variar en demanda de potencia, ubicación,...

Una vez comprendidos los mecanismos de almacenamiento, generación y distribución, se han presentado los mecanismos de actuación dentro de la aeronave. El quinto apartado nos sitúa en el FbW ('Fly-by-Wire'), esquema más utilizado dentro del MEA. Aunque es bastante tolerante al fallo, presenta mucho cableado (lo que se traduce en peso). Es por ello que una posible línea de investigación surja en torno al 'Fly-by-Light' y al 'Fly-by-wireless', lo cual sería el objetivo final.

Para finalizar con el repaso bibliográfico del estado del arte del MEA se ha dedicado el sexto epígrafe a la propulsión eléctrica (sobre todo MEE y TeDP). En primer lugar, se analizaron todas las tecnologías de máquina eléctrica que pueden desarrollar una labor de cierta importancia en el contexto del MEA. Al contrario de lo que se pueda pensar, no hay una tecnología predominante sobre el resto, sino que cada una de ellas puede ser mejor que otra en función de la tarea a realizar. Es por ello que gran parte de la investigación actual gira en torno a la determinación de los rangos de operación de las diferentes máquinas, así como su tolerancia al fallo.

En cuanto al TeDP, es un concepto innovador que puede mejorar las prestaciones de los aviones eléctricos, así como su carácter amigable con el medio ambiente. Es versátil y tiene varios esquemas de implementación física, lo cual ha dado lugar a diferentes prototipos de aeronaves. Con la experiencia, se podrá ir viendo qué configuraciones son mejores. Como último punto, se ha dado una visión global de cómo de desarrollada está esta propulsión eléctrica en la actualidad. Se ha hecho uso del TRL para discernir cómo de avanzados están estos modelos de aviones del futuro. Haciendo un pequeño repaso del capítulo, nos damos cuenta de que estas aeronaves más eléctricas aún deben ser mejor estudiadas para poder empezar a fabricarlas y entrar al mercado aeronáutico.

Dejando a un lado todo el repaso del estado actual del MEA, es hora de pasar a la parte práctica del mismo. Para ello, capítulo 7, se ha simulado y analizado experimentalmente una máquina de inducción de 5 fases para accionamiento de un flap. Se recuerda que, al ser multifásica, es una máquina tolerante al fallo. En este caso, los regímenes de operación son: normal, con un fallo y con dos fallos. Para poder afirmar que los resultados son veraces, se ha comprobado lo simulado con lo obtenido en bancada y se ha determinado lo siguiente:

- En operación sin fallos el motor cumple con las exigencias de velocidad y par mecánico.
- Cuando se produce un fallo, el motor cumple también con las exigencias de velocidad y par mecánico.
- Si se produce un segundo fallo, el motor consigue estabilizar la referencia en velocidad pero las exigencias de carga se ven reducidas (más o menos en función de si las fases afectadas son contiguas o no).

Con estas conclusiones, se puede plantear la duda de si este motor cumpliría con especificaciones de aeronavegabilidad o no. Para ello, la clave está en cómo de probable es que ocurran dos fallos simultáneos en dos fases de un motor de 5 fases y dónde se sitúa el umbral de riesgo de la normativa. El caso de que ocurriese un fallo no es relevante, puesto que se ha comprobado que sigue otorgando las mismas prestaciones que si no ocurriese el mencionado fallo.

Volviendo al caso de que sucediesen dos fallos (supuesto altamente improbable), también habría que analizar si el par mecánico que otorga el motor está por encima del par mínimo necesario para deflectar el flap, puesto que entonces se garantizaría una operación normal aún con sólo tres fases operativas.

Por todo ello, se plantea como posible trabajo futuro un análisis exhaustivo de la certificación de aeronavegabilidad de esta máquina, así como una comparación con otras tecnologías de máquinas eléctricas para ver cuál puede ser la más adecuada para dicha aplicación.

REFERENCIAS

- [1] E. Sayeb, M. Abdalmagib, G. Pietrini, N. Sa'adeh, A. Callegaro, C. Goldstein y A. Emadi, "Review of Electric Machines in More/Hybrid/Turbo Electric Aircraft," IEEE Transactions on Transportation Electrification, June 2021.
- [2] P. Wheeler, "Technology for the More and All Electric Aircraft of the Future," IEEE, 2016.
- [3] B. Sarlioglu y C. T. Morris, "More Electric Aircraft: Review, Challenges and Opportunities for Commercial Transport Aircraft," IEEE Transactions on Transportation Electrification, Vol. 1, No. 1, June 2015.
- [4] D. Simons y T. Withington, "Historia de la aviación - Desde los pioneros hasta la exploración del espacio," Parragon Books Ltd., 2003.
- [5] T. Medina, L. Esther, J. M. Cabrera Peña, R. J. Aguasca Colomo, B. Galván González, "Revisión tecnológica, normativa y aplicaciones de los vehículos aéreos no tripulados en la Ingeniería," 1 de septiembre de 2016.
- [6] "Solar Impulse completes historic round-the-world trip," BBC News, 26 de julio de 2016.
- [7] E. Torenbeek, "Synthesis of Subsonic Airplane Design," Delft University Press, 1981-1990.
- [8] M. Tariq, A. I. Maswood, C. J. Gajanayake, A. K. Gupta, "Aircraft batteries: current trend towards more electric aircraft," IET Electrical Systems in Transports, Vol. 7, Iss. 2, 2017.
- [9] M. Crittenden, "Ultralight Batteries for Electric Airplanes," IEEE, septiembre 2020.
- [10] "Electrical Requirements for Operation of Single-Engine Passenger-Carrying Aircraft under IFR—Título 14 CFR Parte 135," FAA.
- [11] A. M. Fares, M. Kippke, M. Rashed, C. Klumpner, S. Bozhko, "Development of a smart supercapacitor energy storage system for Aircraft Electric Power Systems," Energies, diciembre de 2021.
- [12] C. Pernet, A. T. Isikveren, "Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft," Prog. Aerosp. Sci., vol. 79, págs. 114-135, noviembre de 2015.
- [13] D. J. Sadey, J. Csank, P. A. Hanlon, R. Jansen, "A generalized power system architecture sizing and analysis framework," in Proc. Joint Propuls. Conf., julio de 2018.
- [14] M. J. Armstrong, M. Blackwelder, A. Bollman, C. Ross, A. Campbell, C. Jones, P. Norman, "Architecture, voltage and components for a turboelectric distributed propulsion electric grid," Univ. Strathclyde Glasgow, Tech. Rep., 2015.

- [15] A. J. Wileman, S. Aslam, S. Perinpanayagam, "A road map for reliable power electronics for more electric aircraft," *Progress in Aerospace Sciences*, mayo de 2021.
- [16] A. Barzkar, M. Ghassemi, "Electric Power Systems in More and All Electric Aircraft: A Review," *IEEE*, septiembre de 2020.
- [17] M. H. Tooley, D. Wyatt, "Aircraft Electrical and Electronic Systems: Principles, Operation and Maintenance," 2009.
- [18] M. A. Maldonado, N. M. Shah, K. J. Cleek, G. J. Korba, "Power Management and Distribution System for a More Electric Aircraft," *IEEE AES Systems Magazine*, diciembre de 1999.
- [19] S. Li, C. Gu, M. Xu, J. Li, P. Zhao, S. Cheng, "Optimal power system design and energy management for more electric aircrafts," *Journal of Power Sources*, Elsevier, septiembre de 2021.
- [20] J. Riba, A. Gómez-Pau, M. Moreno-Eguilaz, S. Bogarra, "Arc Tracking Control in Insulation Systems for Aeronautic Applications: Challenges, Opportunities, and Research Needs," *Sensors*, marzo de 2020.
- [21] J. Maré, J. Fu, "Review on signal-by-wire and power-by-wire actuation for more electric aircraft," *CSAA*, febrero de 2017.
- [22] J. Fu, J. Maré, Y. Fu, "Modelling and simulation of flight control electromechanical actuators with special focus on model architecting, multidisciplinary effects and power flows," *CSAA*, abril de 2016.
- [23] N. Nagel, "Actuation Challenges in the More Electric Aircraft," *IEEE Electrification Magazine*, diciembre de 2017.
- [24] Y. Yao, C. Liu, C. H. T. Lee, "Quantitative Comparisons of Six-Phase Outer-Rotor Permanent-Magnet Brushless Machines for Electric Vehicles," *Energies*, agosto de 2018.
- [25] M. Alrashed, T. Nikolaidis, P. Pilidis, S. Jafari, "Utilisation of turboelectric distributed propulsion in commercial aviation: A review on NASA's TeDP concept," *CSAA*, abril de 2021.
- [26] B. B. Choi, "Future turboelectric distributed-propulsion aircraft," *IEEE Electrification Magazine*, 2014.
- [27] M. A. Rendón, C. D. Sánchez, J. Gallo, A. H. Anzai, "Aircraft Hybrid-Electric Propulsion: Development Trends, Challenges and Opportunities," *NCBI*, junio de 2021.
- [28] M. Tursini, M. Villani, G. Fabri, L. Di Leonardo, "A switched-reluctance motor for aerospace application: Design, analysis and result," *Electric Power Systems Research*, enero de 2017.
- [29] M. Bermúdez, "Novel control techniques in multiphase drives: direct control methods (DTC and MPC) under limit situations," *Tesis Doctoral-Universidad de Sevilla*, diciembre de 2018.
- [30] M. Bermúdez, F. Barrero, C. Martín, "Performance analysis of direct torque controllers in five-phase electrical drives," *Applied Sciences*, diciembre de 2021.

- [31] M. García, “Sistema electrónico de control de accionamientos multifásicos basado en el microcontrolador TMS320F28379D,” Trabajo de Fin de Máster, Universidad de Sevilla, 2018.

GLOSARIO

Mach: cociente adimensional entre la velocidad de un objeto y la del sonido en el medio en que se mueve dicho objeto.

Waypoint: punto de paso perteneciente a una ruta, normalmente, aeronáutica.

Deflectar: cambiar la dirección de un fluido mediante un dispositivo o la posición del propio dispositivo.

Flap: Dispositivo hipersustentador presente en la parte posterior del ala.