

Control of Electrical Power Generation and Conversion on Aircraft and in Modern Wind Turbine

Mohammed Alnajjar

Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Elektrotechnik und Informationstechnik der
Universität der Bundeswehr München zur Erlangung des akademischen Grades eines

Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)

genehmigten Dissertation.

Vorsitzender:	Prof. Dr.-Ing. R. Marquardt
1. Berichterstatter:	Prof. Dr.-Ing. D. Gerling
2. Berichterstatter:	Prof. Dr.-Ing. M. Pacas

Die Dissertation wurde am 12.05.2016 bei der Universität der Bundeswehr München eingereicht
und durch die Fakultät für Elektrotechnik und Informationstechnik am 25.05.2016 angenommen.
Die mündliche Prüfung fand am 11.10.2016 statt.

Forschungsberichte Elektrische Antriebstechnik und Aktorik

Band 23

Mohammed Alnajjar

**Control of Electrical Power Generation and
Conversion on Aircraft and in Modern Wind Turbine**

Shaker Verlag
Aachen 2016

Bibliographic information published by the Deutsche Nationalbibliothek

The Deutsche Nationalbibliothek lists this publication in the Deutsche Nationalbibliografie; detailed bibliographic data are available in the Internet at <http://dnb.d-nb.de>.

Zugl.: München, Univ. der Bundeswehr, Diss., 2016

Copyright Shaker Verlag 2016

All rights reserved. No part of this publication may be reproduced, stored in a retrieval system, or transmitted, in any form or by any means, electronic, mechanical, photocopying, recording or otherwise, without the prior permission of the publishers.

Printed in Germany.

ISBN 978-3-8440-4887-2

ISSN 1863-0707

Shaker Verlag GmbH • P.O. BOX 101818 • D-52018 Aachen

Phone: 0049/2407/9596-0 • Telefax: 0049/2407/9596-9

Internet: www.shaker.de • e-mail: info@shaker.de

Acknowledgment

The path to finish the PhD and to obtain the degree has been challenging, and intensive work has been undertaken to complete the research project. I am very lucky because there are many people who provided me with the support needed to write this PhD dissertation. I would like to start by expressing my utmost gratitude and heart-felt thanks to my supervisor, **Prof. Dr.-Ing. Dieter Gerling** for giving me the opportunity to do my PhD at the Institute of Electrical Drives and Actuators (EAA) at the University of Bundeswehr München (UniBwM) and develop as a researcher. He provided me with invaluable guidance how to conduct high quality research during the project years. I greatly appreciate his encouragement, kindness and patience that helped me to carry out rewarding research work. Knowledge and information, which I obtained when conducting the project under his supervision helped me to complete the dissertation and, above all, will help me in my future ahead.

I also would like to thank **Prof. Dr.-Ing. Mario Pacas** from the Institute of Power Electronics and Electrical Drives at the University of Siegen for his interest in this work by accepting to be involved as a co-examiner and for his supporting ideas that enabled me to bring this PhD dissertation into success. I would like to express my deepest thanks for the priceless pieces of advice concerning both the research project and the career life.

It is my pleasure to thank my collaborative research team members and colleagues at the EAA Institute who supported me in a number of ways during my work. I would like to thank them for their suggestions and precious ideas that helped me to shape my research. I am very grateful to them for generously sharing their time with me and for the discussions that I immensely benefited from them. I wish to thank them for their great assistance in building the experimental setup and in performing the measurements in the laboratory. Thank you for sharing knowledge and providing support in various issues related to this project. Thank you for the nice and enjoyable time I spent with you during the project years.

I am also very indebted to my family and my fellow friends for their encouragement, generosity and belief in me. They never grew tired when supporting me to get to my dream. Thanks for supporting me while completing the project and also throughout the years of my career. I am thankful to people who are close to me for always being by my side. Without their help my research work would not have been possible.

Finally, I'd like to express my warm thanks to my dearest wife for her love and support that helped me to develop my scientific career and in particular to complete this dissertation. Our

Acknowledgment

endless discussions were what helped me to bring this PhD work to the reality. Thank you for the appreciated effort you spent on encouraging me and thank you for your clean heart.

Munich, 2016

Mohammed Alnajjar

Abstract

This research work is divided into two parts, and it deals with the control of the electrical power generation and conversion both on aircraft and in modern wind turbines. The aircraft and wind turbine applications are of major concern in the reduction of dependency on fossil fuels. Efficient and reliable electrical power systems are in great demand in both aircraft and wind turbine industrial sectors. The electrical power systems of the aircraft and the wind turbine have experienced dramatic developments in the past decades that continue until date. Due to the demand of innovative solutions, the focus on these applications in this work is made in order to explore more technological advancements, which in turn may lead to further steps in achieving the right solutions demanded by both the aircraft and the wind turbine industries.

In the first part of this thesis, the aircraft electrical power system based on HVDC – High-Voltage Direct Current is discussed, as such an electrical system is one of the main technological advancements towards improving the performance of the future aircraft. The key for improving the efficiency of the aircraft fuel consumption and obtaining reduced greenhouse emissions is to reduce the weight of the aircraft by replacing the mechanical, hydraulic and pneumatic actuators with electric drives. This modification of the energy forms on aircraft is known as the *More Electric Aircraft* concept. The main benefit of moving towards this concept is to have a reduced total weight of the aircraft and hence, a reduced fuel consumption. Furthermore, utilizing electric driven actuators on the aircraft leads to the possibility of keeping the aircraft engine running at an optimal operating point where mechanical effort taken from the engine by the hydraulic pumps is reduced or even eliminated. Additionally, the bleed air taken from the engine for heating purpose, cabin pressurization, and other pneumatic power consumers can be eliminated gaining the so-called *Bleedless Engine*. Therefore, by replacing the conventional mechanical, hydraulic and pneumatic power equipment on the aircraft with electrically driven systems, an improved efficiency of the fuel consumption of the aircraft engine may be achieved.

Recently, it has been shown that the use of the HVDC technology in the aircraft power system leads to a significant weight reduction of the cables and other electrical components, and in consequence to a considerable reduction of the fuel consumption. Hence, the effort towards using the HVDC technology in the aircraft power distribution system is on the way. The challenge after the change to HVDC power system is to achieve a high reliability of the power

Abstract

generation and conversion on the aircraft. However, the advancements in the power electronic components have made it possible to achieve an efficient, robust and maintainable aircraft power system. This work presents an approach for the control of the HVDC electrical power generation and conversion on the aircraft in order to stabilize the voltage of the aircraft electrical power system where two electrical generators per jet engine are utilized. The generators are two six-phase salient-pole electrically excited synchronous machines that are designed to satisfy the requirements of the variable-frequency electrical power generation on aircraft. The first machine is mounted on the high-pressure shaft of the engine and it is also used as a starter to start the engine. Two-level voltage source converter is utilized to start the engine and to obtain the DC power when the machine is operated as a generator and in this case the output DC power is actively rectified. In order to analyze the performance of the power converter, a simulation model has been developed to investigate the loss and the thermal behaviors of the power electronic converter for both motor and generator operation of the *starter/generator*. The second machine is mounted on the low-pressure shaft and it is operated only as a *generator* where the output power is passively rectified using a diode bridge rectifier in order to achieve a high-reliability power generation. When the two machines are operated together as generators, they deliver the power in parallel to the 270VDC main bus of the aircraft power distribution system. In order to fulfill the requirements of the regulation standards of the DC power system of the aircraft, a control method based on an accurate prediction of the behavior of the generators and power converter systems has been investigated. The control unit uses the developed models in order to stabilize the voltage of the aircraft electrical system and to compensate the disturbances caused by various step loads. A model predictive control strategy is utilized for the compensation of the system voltage upon applying step loads on the DC bus. The voltage stability of aircraft electrical power system is investigated based on the voltage regulation limits of the aircraft DC power that are given by the MIL-STD-704F standard. What is more, the power quality of the aircraft electrical power system is analyzed in the entire power and frequency ranges based on the associated regulation standards. Finally, the operation of the parallel connected generators is analyzed at the maximum load conditions where the generators are delivering the power to large loads with short-term overload conditions.

In the second part of this thesis, the electrical power generation and conversion in modern wind turbines is investigated, based on an efficient medium-speed synchronous reluctance drivetrain with modest power rating proposed for the variable-speed wind turbine application.

Abstract

The synchronous reluctance generator with full-scale three-level neutral point clamped voltage source converter is analyzed for wind turbine systems where the high efficiency, high reliability and low cost are the main concerns. Taking this into account, the synchronous reluctance drivetrain, which fulfills these specifications, is seen as a viable solution for the electrical power generation for both onshore and offshore wind turbines. The medium voltage of the generator and the three-level neutral point clamped voltage source converter topology are the main features that lead to reduced losses and hence high total efficiency of the drivetrain for modern wind turbines. The synchronous reluctance machine is designed where the speed range, the torque ripple and the power factor are the main features that need to be considered by the electrical generator in wind turbines. Based on these factors, the characteristics of the synchronous reluctance machine are improved in order to satisfy the desired performance for the power generation in wind turbines. The control system of the synchronous reluctance drivetrain for medium-speed wind turbine is also developed in order to achieve a high-performance power generation. The control system aims at achieving the voltage stability in addition to a high operation performance of the electrical power generation using the synchronous reluctance drivetrain based on the maximum torque per ampere control strategy. The three-level neutral point clamped voltage source converter is investigated for the synchronous reluctance drivetrain as it is considered a mature technology for medium-voltage class industrial applications. The loss and the thermal behaviors of the three-level neutral point clamped voltage source converter are investigated for the generator operation, where the desired reliability level for the wind turbine application needs to be achieved.

Kurzfassung

Die vorliegende Forschungsarbeit besteht aus zwei Teilen und befasst sich mit der Regelung der elektrischen Energieerzeugung und Energieumwandlung sowohl in Flugzeugen, als auch in modernen Windenergieanlagen. Anwendungen aus Luftfahrt und Windenergie sind von entscheidender Bedeutung in Hinblick auf die Verringerung der Abhängigkeit von fossilen Brennstoffen. Effiziente und zuverlässige Energiesysteme sind in beiden Bereichen stark nachgefragt und haben in den letzten Jahrzehnten eine drastische Entwicklungen erlebt, die bis heute andauert. Aufgrund des Bedarfs an innovativen Lösungen stehen diese Anwendungen im Mittelpunkt dieser Arbeit, mit dem Ziel, weitere technische Fortschritte erzielen zu können. Diese wiederum bilden die Basis für weitere Lösungsansätze, um die gestellten Anforderungen aus der Luftfahrt- und Windkraftindustrie bedienen zu können.

Im ersten Teil dieser Arbeit wurde das Flugzeugbordnetz mit Hochvolt (Englisch HVDC – *High-Voltage Direct Current*) untersucht, da dieses einer der wichtigsten technischen Fortschritte auf dem Weg zur verbesserten Leistungsfähigkeit zukünftiger Flugzeuge darstellt. Um eine höhere Effizienz des Kraftstoffverbrauchs von Flugzeugen und die Verringerung von Treibhausgasemissionen zu erreichen, ist es von entscheidender Bedeutung, das Flugzeuggewicht zu reduzieren. Dies geschieht unter anderem, indem mechanische, hydraulische und pneumatische Antriebe durch elektrische Antriebe ersetzt werden. Diese Änderung der Energieformen ist im Bereich der Luftfahrt als *More Electric Aircraft* Konzept bekannt. Es wurde kürzlich gezeigt, dass die HVDC Technologie in Flugzeugen zu einer erheblichen Reduzierung des Gesamtgewichts des Flugzeugs und dadurch zu einem verringerten Kraftstoffverbrauch führt. Des Weiteren können Flugzeugtriebwerke durch die Verwendung elektrischer Antriebe in einem optimalen Betriebspunkt betrieben werden. Dabei kann der zuvor von Hydraulikpumpen bestimmte mechanische Aufwand im Triebwerk deutlich reduziert oder gar eliminiert werden. Zusätzlich kann die Zapfluft, die aus dem Triebwerk für die Heizungszwecken, der und Druckbeaufschlagung der Kabine und zur Speisung anderer pneumatischer Verbraucher entnommen wird, eliminiert werden, um die sogenannte *Bleedless Engine* zu realisieren. Der Ersatz der konventionellen mechanischen, hydraulischen und pneumatischen Kraftgeräte im Flugzeug durch elektrische Antriebsysteme führt daher zu einer höheren Effizienz bezüglich des Kraftstoffverbrauchs der Triebwerke.

Zudem wurde gezeigt, dass die Verwendung der HVDC-Technologie im Flugzeugbordnetz zu einer erheblichen Gewichtsreduzierung der Verkablung und weiterer elektrischen Geräte führt,

Kurzfassung

was den Kraftstoffverbrauch ebenfalls deutlich reduziert. Aus diesem Grund ist die Umrüstung der Flugzeugbordnetze auf HVDC-Technologie in vollem Gange. Die Herausforderung beim Wechsel zu einem HVDC-Bordnetz besteht darin, eine hohe Zuverlässigkeit der Energieerzeugung und Energieumwandlung im Flugzeugbordnetz zu erreichen. Technische Fortschritte im Bereich der Leistungselektronik haben das Erreichen eines effizienten, robusten und wartbaren Flugzeugbordnetzes ermöglicht.

Diese Arbeit stellt einen Ansatz für die Regelung von elektrischer HVDC-Energieerzeugung und -umwandlung im Flugzeug dar, mit dem Ziel, die Spannungsstabilität des Flugzeugbordnetzes sicherzustellen, wobei zwei elektrische Generatoren pro Triebwerk eingesetzt wurden. Als Generatoren wurden zwei sechssphasige fremderregte Schenkelpol-Synchronmaschinen verwendet, die die Anforderungen der frequenzvariablen Energieerzeugung in Flugzeugen zu erfüllen hatten.

Die erste Maschine wurde auf die Hochdruckwelle des Triebwerks montiert, und zudem als Starter für das Triebwerk eingesetzt. Zum Start des Triebwerks, sowie zur Erhaltung der Gleichstromversorgung wurden Zwei-Level Umrichter verwendet. Aktive Gleichrichtung erfolgte dabei im Generatorbetrieb. Ein Simulationsmodell wurde entwickelt um das Verlustverhalten und das thermische Verhalten des Umrichters, sowohl für den Motorbetrieb als auch für den Generatorbetrieb, zu analysieren.

Die zweite Maschine wurde auf der Niederdruckwelle montiert und lediglich als Generator betrieben. Hierbei erfolgte die Gleichrichtung passiv über einen Diodenbrückengleichrichter, um eine hoch zuverlässige Energieerzeugung zu erzielen.

Bei zeitgleichem Betrieb speisten die Generatoren Gleichstrom parallel zu der 270VDC Hauptversorgung in das Flugzeugbordnetz. Um die Anforderungen seitens der Normen des Flugzeugbordnetzes zu erfüllen, wurde eine Regelungsstruktur untersucht, die auf eine genaue Vorhersage des Verhaltens der Generatorsysteme konzipiert wurde. Für das Regelungssystem wurden die entwickelten Modelle verwendet, um die Spannung des Bordnetzes zu stabilisieren und die entstehenden Störungen zu kompensieren, die durch verschiedene Lastsprünge verursacht werden. Eine modellprädiktive Regelungsstrategie wurde zum Zweck der Kompensation der Systemspannung bei Lastsprüngen im Bordnetz angewendet. Die Spannungsstabilität des Flugzeugbordnetzes wurde unter Berücksichtigung der Spannungsregelungsgrenzen des Flugzeuggleichstrombordnetzes untersucht, die durch den MIL-STD-704F-Standard vorgegeben sind. Außerdem wurde die Stromqualität des

Kurzfassung

Flugzeugbordnetzes im gesamten Leistungs- und Frequenzbereichen auf der Grundlage der dazugehörigen Normen analysiert. Abschließend wurde der Betrieb der parallel geschalteten Generatoren unter maximalen Lastbedingungen analysiert, wobei der Strom bei großen Lasten und kurzfristigen Überlastbedingungen durch die Generatoren geliefert wurde.

Der zweite Teil der Arbeit befasst sich mit der elektrischen Energieerzeugung und Energieumwandlung in modernen Windenergieanlagen, und zwar mit Hilfe eines effizienten Synchronreluktanzantriebs mit bescheidener Leistungskapazität und einem mittleren Drehzahlbereich, der für drehzahlvariable Windenergieanwendungen vorgeschlagen wurde. Der Synchronreluktanzgenerator mit Full-Scale Drei-Level Umrichter wurde für Windenergieanlagen untersucht, wobei hohe Effizienz, hohe Zuverlässigkeit und niedrige Kosten die wichtigsten Zielkriterien darstellten. Aus diesem Grund wurde ein diese Spezifikationen erfüllender Synchronreluktanz-Antriebsstrang ausgewählt, in Hinblick auf die elektrische Energieerzeugung in Onshore- als auch Offshore-Windenergieanlagen. Die Hauptmerkmale, die zu reduzierten Verlusten und damit zu hoher Gesamteffizienz des Antriebsstrangs moderner Windkraftanlagen führen, sind die mittlere Spannung des Generators, sowie die Drei-Level Umrichter-Topologie. Die Synchronreluktanzmaschine wurde mit Hauptaugenmerk auf Drehzahlbereich, Drehmomentenripple und Leistungsfaktor ausgelegt. Gleichzeitig sind dies jene Kriterien, die in modernen Windenergieanlagen durch den elektrischen Generator berücksichtigt werden müssen. Von diesen Faktoren ausgehend wurden die Eigenschaften der Synchronreluktanzmaschine optimiert, um die gewünschte Leistungsfähigkeit zum Zwecke der Energieerzeugung der Windenergieanlagen zu erzielen. Das Regelungssystem des Synchronreluktanz-Antriebsstrangs wurde ebenfalls zur Realisierung der Spannungsstabilität mit einer leistungsfähigen Energieerzeugung entwickelt, basierend auf der *maximum torque per ampere* Regelungsstrategie. Der Drei-Level Umrichter wird allgemein aus Sicht industrieller Mittelspannungsanwendungen als fortschrittliche Technologie angesehen und daher ebenfalls für den Synchronreluktanz-Antriebsstrang untersucht. Das Verlustverhalten und das thermische Verhalten des Drei-Level Umrichters wurden zum Zwecke des Generatorbetriebs analysiert, wobei das gewünschte Zuverlässigkeitsniveau für die Windenergieanlage erreicht werden sollte.

Table of Contents

1	Introduction.....	12
1.1	Background.....	12
1.2	Objectives and Outline of this Work.....	15
1.3	Conference Publications.....	20
2	Control of Electrical Power Generation and Conversion on Aircraft.....	21
2.1	Introduction.....	21
2.2	Aircraft Electrical Power System.....	23
2.2.1	Electrical System Architecture in Modern Aircraft.....	23
2.2.2	Aircraft Power Regulation Standards.....	25
2.2.3	Control Structure of Aircraft Power System.....	27
2.2.4	Rectification Topologies for Aircraft DC Power System.....	29
2.2.5	Aircraft Electrical Generator Topologies.....	33
2.3	Six-Phase Electrically Excited Synchronous Machine.....	35
2.3.1	Modeling of Six-Phase Salient-Pole Synchronous Machine under Linear Magnetic Conditions.....	35
2.3.2	Voltage Equations of Six-Phase Salient-Pole Synchronous Machine Considering Magnetic Cross-Saturation.....	43
2.4	Electromagnetic Design of Six-Phase Salient-Pole Synchronous Machine for Aircraft Power Generation.....	47
2.4.1	Winding Layout and MMF Distribution of Six-Phase Salient-Pole Synchronous Machine.....	47
2.4.2	FEM Analysis of Asymmetrical Six-Phase Salient-Pole Synchronous Machine.....	49
2.5	Control of Electrical Generators on Aircraft.....	57
2.5.1	The Test-Bench.....	57
2.5.2	Model Predictive Control.....	58
2.6	Control of the Six-Phase Aircraft Starter/Generator with Direct Exciter and Dual Voltage Source Converter.....	70
2.6.1	Introduction.....	70
2.6.2	Star-Connected vs. Delta-Connected Winding.....	71
2.6.3	Excitation of the Rotor Winding of the Starter/Generator.....	72

Table of Contents

2.6.4	Simulation Model.....	73
2.6.5	Vector Control of the Aircraft Starter/Generator.....	76
2.6.6	Loss Model of the Two-Level Voltage Source Converter.....	95
2.6.7	Thermal Model of the Two-Level Voltage Source Converter.....	100
2.7	Control of the Six-Phase Aircraft Generator with Three-Phase Brushless Exciter and 12-Pulse Diode Rectifier.....	104
2.7.1	Introduction.....	104
2.7.2	Excitation of the Generator with Three-Phase Brushless Exciter.....	105
2.7.3	Dynamic Average Value Model of the Six-Phase Aircraft Generator with Three-Phase Brushless Exciter and 12-Pulse Diode Rectifier.....	107
2.7.4	Simulation Model.....	112
2.7.5	Simulation and Experimental Result.....	114
2.8	Parallel Operation of the Aircraft Generators.....	118
2.9	Summary.....	120
3	Control of Electrical Power Generation and Conversion in Modern Wind Turbine.....	122
3.1	Introduction.....	122
3.2	Variable Speed Concepts in Modern Wind Turbine.....	127
3.2.1	Wind Turbine based on DFIG with Gearbox and Partial-Scale Converter.....	128
3.2.2	Direct-Drive Wind Turbine with Full-Scale Converter.....	129
3.2.3	Comparison of Variable Speed Wind Turbine Concepts.....	131
3.2.4	Medium Speed Generator Technology for Modern Wind Turbine Systems.....	135
3.3	Reliability of Wind Turbines.....	136
3.4	Wind Turbine Power Regulation Standards.....	140
3.4.1	Grid Support under Normal Operation.....	140
3.4.2	Grid Support under Transition/Fault Operation.....	144
3.5	Power Electronic Technology for Modern Wind Turbine.....	145
3.6	Configurations of Full-Scale Back-to-Back Converters for Medium Voltage Wind Turbines.....	148
3.7	Interconnection of Wind Turbines in Wind Farms and Power Transmission Systems.....	150
3.8	Control of Power Conversion in Wind Turbines with Full-Scale Converter.....	154
3.9	Synchronous Reluctance Drivetrain for Medium-Speed Wind Turbine.....	156
3.9.1	Synchronous Reluctance Machine.....	156
3.9.2	Control Performance of Synchronous Reluctance Machine.....	159

Table of Contents

3.10 Electromagnetic Analysis of Synchronous Reluctance Machine for Wind Turbines.....	162
3.11 Control of Synchronous Reluctance Generator for Wind Turbines	169
3.11.1 Control Structure.....	169
3.11.2 Vector Control of Synchronous Reluctance Machine.....	171
3.11.3 Simulation Result.....	177
3.12 Loss Model of Three-Level Neutral Point Clamped Voltage Source Converter for 2.0 MW Synchronous Reluctance Generator for Wind Turbine	188
3.13 Thermal Model of Three-Level Neutral Point Clamped Voltage Source Converter for 2.0 MW Synchronous Reluctance Generator for Wind Turbine	191
3.14 Summary.....	195
4 Conclusion	196
4.1 Summary.....	196
4.2 Future work.....	198
Appendices	200
Appendix A.....	200
Appendix B.....	203
Appendix C.....	207
Appendix D.....	209
Appendix E.....	212
Appendix F	215
List of Figures.....	218
List of Tables	226
List of Symbols.....	227
List of Abbreviations.....	233
References	236