

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน
ด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาปูเชิงปรับตัว



นายรัฐพล โพธิ์สังข์

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาปรัชญาดุษฎีบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี
ปีการศึกษา 2567

ADAPTIVE STABILIZATION OF AIRCRAFT ELECTRICAL POWER
SYSTEMS USING ADAPTIVE TABU SEARCH ALGORITHM



RATAPON PHOSUNG

A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the
Degree of Doctor of Philosophy in Electrical Engineering
Suranaree University of Technology
Academic Year 2024

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินด้วยอัลกอริทึม
การค้นหาแบบตาปูเชิงปรับตัว

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อนุมัติให้นับวิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา
ตามหลักสูตรปริญญาปรัชญาดุษฎีบัณฑิต

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์

(รศ. ดร.เดชา พวงดาวเรือง)

ประธานกรรมการ

(ศ. ดร.กองพัน อารีรักษ์)

กรรมการ (อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์)

(รศ. ดร.กิตติ ชยะกุลศิริ)

กรรมการ

(รศ. ดร.กิตติ อรรถกิจมงคล)

กรรมการ

(ผศ. ดร.สุธารัตน์ ขวัญอ่อน)

กรรมการ

(รศ. ดร.ยุพาพร รักสกุลวัฒน์)

รองอธิการบดีฝ่ายวิชาการและประกันคุณภาพ

(รศ. ดร.พรศิริ จงกล)

คณบดีสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์

รัฐพล โพธิ์สังข์ : การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินด้วย
อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบูลูเชิงปรับตัว (ADAPTIVE STABILIZATION OF AIRCRAFT
ELECTRICAL POWER SYSTEMS USING ADAPTIVE TABU SEARCH ALGORITHM)
อาจารย์ที่ปรึกษา : ศาสตราจารย์ ดร.ก้องพันธุ์ อารีย์รักษ์, 381 หน้า.

คำสำคัญ: เครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น/โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว/การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว/
เทคนิคลูปลูกเล็ก/อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบูลูเชิงปรับตัว

เครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นถือได้ว่าเป็นแนวคิดและทางออกที่สำคัญของวิศวกรรมการบินและอวกาศยุคสมัยใหม่สำหรับการลดการปล่อยมลพิษ การเพิ่มประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือของเครื่องบินโดยรวม และการลดต้นทุนการบำรุงรักษาและการดำเนินการ อย่างไรก็ตาม การนำระบบไฟฟ้ามาใช้บนเครื่องบินที่มากขึ้นยังมีปัญหาด้านเสถียรภาพที่ต้องนำมาพิจารณาอีกด้วย เนื่องจากระบบไฟฟ้ากำลังที่ใช้บนเครื่องบินโดยส่วนใหญ่ล้วนเป็นวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุมการทำงาน โดยวงจรแปลงผันกำลังเมื่อมีการควบคุมมักจะแสดงพฤติกรรมเปรียบเสมือนโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่สามารถลดทอนเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินได้โดยตรง ซึ่งการขาดเสถียรภาพนั้นไม่เพียงทำให้สมรรถนะการควบคุมลดลงจนกระทั่งสูญเสียการควบคุมทั้งระบบเท่านั้น แต่อาจก่อให้เกิดความเสียหายต่อโครงสร้างของระบบโดยรวมที่นำไปสู่อุบัติเหตุทางการบินได้ด้วยเหตุผลดังกล่าว การวิเคราะห์เสถียรภาพเพื่อคาดการณ์จุดปฏิบัติงานที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพและการบรรเทาการขาดเสถียรภาพเพื่อให้ระบบที่เคยขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพจึงมีความสำคัญเป็นอย่างมาก โดยงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะดำเนินการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงแบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว โดยอาศัยทฤษฎีบทค่าเจาะจง การวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วม และการวิเคราะห์ระนาบเฟส ในส่วนของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพจะอาศัยการชดเชยแบบแอกทีฟด้านแหล่งจ่ายด้วยเทคนิคลูปลูกเล็กที่สามารถกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้โดยตรง อย่างไรก็ตามการบรรเทาการขาดเสถียรภาพเพียงอย่างเดียวไม่มีประสิทธิภาพมากพอที่จะทำให้ระบบทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้ศึกษาวิจัยวิธีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาซึ่งมีอยู่ด้วยกัน 2 แนวทาง โดยแนวทางแรกคือ การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยสมการที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ แนวทางนี้จะอาศัยการสร้างสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยการพิสูจน์หาจากแบบจำลองของระบบ โดยสมการดังกล่าวจะเป็นสมการอย่างง่ายที่สามารถคำนวณหาค่าอัตราขยายของลูปลูกเล็กที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว อย่างไรก็ตามแนวทางดังกล่าวเมื่อนำมาประยุกต์ใช้กับระบบที่มีความซับซ้อนจะไม่สามารถหา

สมการอย่างง่ายได้ ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงมุ่งเน้นที่จะศึกษาการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อาศัยสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้จากการวิเคราะห์เสถียรภาพเนื่องจากแนวทางดังกล่าวมีความยืดหยุ่นสูงและสามารถประยุกต์ใช้ได้กับระบบไฟฟ้ากำลังโดยส่วนใหญ่ อย่างไรก็ตามการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวไม่ว่าจะแนวทางใดที่มีอยู่ในปัจจุบันไม่สามารถทำให้สมรรถนะการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงดีขึ้นได้ ยิ่งไปกว่านั้นอาจทำให้สมรรถนะการควบคุมแรงดันลดลงจนกระทั่งไม่เป็นไปตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ด้วยเหตุนี้งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอการออกแบบค่าสัมประสิทธิ์ของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยการประยุกต์ใช้อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว เพื่อให้สมรรถนะการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงดีที่สุดเท่าที่จะเป็นไปได้และสอดคล้องตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ภายใต้เงื่อนไขการมีเสถียรภาพตลอดช่วงการทำงาน สำหรับการตรวจสอบของผลการออกแบบจะอาศัยผลการวิเคราะห์ในทางทฤษฎี ผลการจำลองสถานการณ์ และผลการทดสอบที่ได้จากชุดทดสอบจริงภายในห้องปฏิบัติการที่สอดคล้องและคล้อยตามกันอย่างเห็นได้ชัด เพื่อแสดงให้เห็นว่า วิธีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่นำเสนอสามารถทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดระยะทางและระยะเวลาทำการบิน และยังคงให้ผลการตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงที่ดีเป็นไปตามกรอบมาตรฐานที่กำหนด ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้ว่า การประยุกต์ใช้วิธีการทางปัญญาประดิษฐ์ร่วมกับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์เป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือสูงเหมาะสำหรับการนำไปใช้งานจริงในภาคอุตสาหกรรมการบิน



สาขาวิชา วิศวกรรมไฟฟ้า
ปีการศึกษา 2567

ลายมือชื่อนักศึกษา.....
ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา.....

RATAPON PHOSUNG : ADAPTIVE STABILIZATION OF AIRCRAFT ELECTRICAL POWER SYSTEMS USING ADAPTIVE TABU SEARCH ALGORITHM. THESIS
ADVISOR : PROF. KONGPAN AREERAK, Ph.D., 381 PP.

Keyword: More Electric Aircraft (MEA)/Constant Power Loads (CPLs)/Adaptive stabilization/Loop-cancellation technique/Adaptive Tabu Search algorithm (ATS)

More Electric Aircraft (MEA) is a crucial concept and solution of modern aerospace engineering for decreasing gas emissions, optimizing global aircraft performance and reliability, and reducing maintenance and operating cost. However, the stability issues should be taken into account in detail when the electric system is applied with aircraft. This is because most electrical power systems (EPSs) on MEA are the power converters under closed-loop mode, acting as constant power loads (CPLs). These CPLs can directly degrade the MEA EPS stability. The destabilizing effect not only results in poor performance until controllers fails but also may cause damage to the entire systems that lead to an aviation accident. From this mentioned reason, both stability analysis and instability mitigation are drastically required to predict the system's instability operation and to return the unstable system to a stable operating state. For this thesis, the stability analysis technique via eigenvalue theorem, phase-plane analysis, and participation factor analysis are performed to investigate the stability margin of a single-generator-single-bus DC distribution MEA EPS. As for instability mitigation, the active compensation on feeder side using loop-cancellation technique, eliminating the instability effect of CPLs directly, is selected. Unfortunately, only the instability mitigation cannot make the system operate stably until the rated power is achieved. Hence, this research thesis will study an adaptive stabilization for studied MEA EPS. The adaptive stabilization techniques can be categorized into two approaches. The first is adaptive stabilization using the equation derived from state-variables-averaging mathematical model, wherein the adaptive stabilization equation is established by system model. This referred equation, i.e., simple equation, can provide the feedback gain of loop-cancellation technique depending on the power level of CPLs. However, when this technique is applied with the complicated system, the simple equation cannot be achieved. Thus, the second approach, namely adaptive stabilization using the adaptive stabilizing equation

obtained from stability assessment, is the better choice. This is because it is high flexible and is appropriately applied for most EPSs. Unfortunately, existing adaptable stabilization approaches cannot improve the DC bus voltage regulation performance. Moreover, the nonadherence of DC bus voltage response to the MIL-STD-704F standard may be occurred. Consequently, in this thesis, adaptable stabilization equation's coefficients will be designed using adaptive tabu search (ATS) algorithm. The main objective of the proposed design technique is to provide the best possible DC bus voltage performance according to the MIL-STD-704F standard. Furthermore, the MEA EPS is constantly stable under all operating conditions. Good agreement among the results of theoretical analysis (derived via eigenvalue theorem, participation factor analysis, and the phase plane analysis), MATLAB simulation, hardware-in-the-loop simulation, and experimental rig are used to verify the design results derived from the ATS algorithm. The results demonstrate that the proposed adaptive stabilization methodology can maintain the stable MEA EPS operation for all distance and flying time with good performance under the defined aircraft standard. It can be, therefore, confirmed that the application of an artificial intelligence (AI) technique for adaptive stabilization presented in this thesis is an effective and high reliability method. Moreover, it is also suitable for practical application in the aviation industry.

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

School of Electrical Engineering

Academic Year 2024

Student's Signature.....

Advisor's Signature.....

รศ. ไพรัช
รศ.

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์นี้สำเร็จลุล่วงด้วยดีเนื่องจากได้รับความช่วยเหลืออย่างยิ่ง ทั้งด้านวิชาการ การดำเนินงานวิจัย และทุนสนับสนุนการวิจัย จากบุคคล กลุ่มบุคคล และหน่วยงานต่าง ๆ ได้แก่

ศาสตราจารย์ ดร.ก้องพันธ์ อารีรักษ์ อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ที่ได้ถ่ายทอดองค์ความรู้ ประสบการณ์ต่าง ๆ และแนวทางอันเป็นประโยชน์อย่างยิ่งต่อการดำเนินงานวิจัย พร้อมทั้งได้สละเวลาเพื่อตรวจทานและแก้ไขรายงานวิทยานิพนธ์เล่มนี้จนกระทั่งเสร็จสมบูรณ์ นอกจากนี้ยังเป็นกำลังใจและเป็นแบบอย่างที่ดีในการดำเนินชีวิตหลาย ๆ ด้านให้กับผู้วิจัยมาโดยตลอด

คณาจารย์ ผู้ช่วยสอนประจำสาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า และเลขานุการ ของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ทุกท่านที่ถ่ายทอดองค์ความรู้และให้คำปรึกษาทางด้านวิชาการ การติดต่อประสานงาน และข้อคิดในด้านต่าง ๆ อย่างดียิ่งเสมอมา

บุคลากรศูนย์เครื่องมือวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ทุกท่านที่อำนวยความสะดวกในการใช้ห้องปฏิบัติการและอุปกรณ์ต่าง ๆ ที่จำเป็นต่อการดำเนินงานวิจัย อีกทั้งยังคอยช่วยเหลือเรื่องความปลอดภัยขณะทำการวิจัยอีกด้วย

บัณฑิตศึกษาทั้งในและนอกกลุ่มวิจัยอิเล็กทรอนิกส์กำลัง พลังงาน เครื่องจักรกล และการควบคุม ของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ที่ถ่ายทอดและแลกเปลี่ยนองค์ความรู้ในด้านวิชาการ รวมถึงให้คำปรึกษาในด้านการดำเนินชีวิตและคอยให้กำลังใจกับผู้วิจัยตลอดมา

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารีที่ให้ทุนการศึกษากิตติบัณฑิตแก่นักศึกษาบัณฑิตศึกษานิยมเพื่อสนับสนุนการศึกษาในระดับบัณฑิตศึกษา

สำนักงานการวิจัยแห่งชาติ (วช.) ที่ให้ทุนสนับสนุนการศึกษาวิจัยวิทยานิพนธ์ ภายใต้โครงการปริญญาเอกกาญจนาภิเษก (คปก.) สาขาวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี ตามสัญญาเลขที่ N41A661128

สุดท้ายนี้ผู้วิจัยขอขอบคุณครูและอาจารย์ทุกท่านที่ประสิทธิ์ประสาทความรู้ทางด้านต่าง ๆ ทั้งในอดีตและปัจจุบัน สำหรับคุณงามความดีอันใดที่เกิดจากวิทยานิพนธ์เล่มนี้ ผู้วิจัยขอมอบแด่ นายพิธิ – นางรัตนา โพธิ์สังข์ บิดาและมารดาของผู้วิจัย ซึ่งถือได้ว่าเป็นอาจารย์คนแรก รวมถึงญาติพี่น้องของผู้วิจัยทุกท่านที่ให้การอบรมเลี้ยงดู ให้กำลังใจ และให้การสนับสนุนในด้านการศึกษาอย่างดียิ่งมาโดยตลอด จนทำให้ผู้วิจัยประสบความสำเร็จในชีวิตเรื่อยมา

รัฐพล โพธิ์สังข์

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ (ภาษาไทย)	ก
บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ)	ค
กิตติกรรมประกาศ	จ
สารบัญ.....	ฉ
สารบัญตาราง	ฎ
สารบัญรูป.....	ณ
บทที่	
1 บทนำ.....	1
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา.....	1
1.2 วัตถุประสงค์ของงานวิจัย.....	3
1.3 ข้อยกเว้นเบื้องต้น.....	4
1.4 ขอบเขตของงานวิจัย	5
1.5 สมมติฐานการวิจัย	6
1.6 จุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์.....	6
1.7 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ	7
1.8 การจัดรูปแบบรายงานวิจัยวิทยานิพนธ์	7
2 ปรัชญารวบรวมและงานวิจัยในอดีตที่เกี่ยวข้อง	10
2.1 บทนำ.....	10
2.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน	10
2.3 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพ.....	18
2.4 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์.....	22
2.5 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้า	28
2.6 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพและ งานวิจัยที่ได้รับการพัฒนาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์.....	33
2.7 สรุป	44

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

3	การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง.....	45
3.1	บทนำ	45
3.2	ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง.....	45
3.3	การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา	47
3.3.1	การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบในกรณีที่ไม่มี การควบคุม	48
3.3.2	การคำนวณหาค่ามอดูลต่างเฟสระหว่างแรงดันไฟฟ้าภายในและแรงดันไฟฟ้าที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าด้วยทฤษฎีการไหลของกำลังไฟฟ้า	55
3.3.3	การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์	58
3.3.4	การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบในกรณีที่มีการควบคุม	61
3.3.5	การทำให้เป็นเชิงเส้นของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์.....	72
3.3.6	การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์	73
3.4	สรุป.....	76
4	การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง.....	78
4.1	บทนำ	78
4.2	การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา	78
4.2.1	มาตรฐาน MIL-STD-704F	79
4.2.2	การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง	80
4.2.3	การวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม.....	82
4.2.4	การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส	88
4.3	การยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพ.....	91

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

4.4	การศึกษาผลกระทบที่มีต่อเสถียรภาพอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลง ค่าพารามิเตอร์ของระบบ	96
4.4.1	การศึกษาผลกระทบของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง.....	96
4.4.2	การศึกษาผลกระทบของความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้า	99
4.4.3	การศึกษาผลกระทบของตัวเก็บประจุของบัสไฟฟ้ากระแสตรง.....	102
4.4.4	การศึกษาผลกระทบของอัตราส่วนการหน่วงของ ลูปควบคุมแรงดันและกระแส	105
4.4.5	การศึกษาผลกระทบของความถี่ธรรมชาติของ ลูปควบคุมแรงดันและกระแสไฟฟ้า.....	108
4.4.6	การศึกษาผลกระทบของค่าอัตราการขยายรูปและ ค่าอัตราการขยายรูปรวม.....	112
4.5	สรุป.....	115
5	การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กและ การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม.....	117
5.1	บทนำ	117
5.2	การบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา โดยใช้เทคนิคลูปยกเล็ก.....	118
5.2.1	หลักการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก ของระบบที่ศึกษา.....	118
5.2.2	การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบเมื่อ มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพโดยใช้เทคนิคลูปยกเล็ก.....	121
5.2.3	การทำให้เป็นเชิงเส้นของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์.....	125
5.2.4	การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์	126
5.3	การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ โดยใช้เทคนิคลูปยกเล็ก.....	128
5.3.1	การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่มี การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง.....	129

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

5.3.2	การวิเคราะห์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมของระบบที่มี การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ	132
5.3.3	การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่มี การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส.....	137
5.3.4	การยืนยันผลการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ	143
5.4	การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม	147
5.4.1	การวิเคราะห์เสถียรภาพบนระนาบเอสด้วย ทฤษฎีบทค่าเจาะจงสำหรับระบบที่มี การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม	151
5.4.2	การวิเคราะห์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมของระบบที่มี การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม.....	152
5.4.3	การวิเคราะห์ระนาบเฟสของระบบที่มี การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม.....	155
5.4.4	การจำลองสถานการณ์สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม	160
5.5	สรุป.....	163
6	การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึม	
	การค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว	166
6.1	บทนำ	166
6.2	การออกแบบสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึม	
	การค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว	166
6.2.1	หลักการและทฤษฎีพื้นฐานของการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว	167
6.2.2	กระบวนการออกแบบสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว	170
6.2.3	ผลการออกแบบสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว.....	175
6.2.4	การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง.....	179
6.2.5	การวิเคราะห์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วม.....	181
6.2.6	การวิเคราะห์ระนาบเฟส.....	184

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

6.2.7	การจำลองสถานการณ์สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาข่ายเชิงปรับตัว	189
6.3	สรุป	195
7	การสร้างชุดทดสอบและผลการทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลัง บนเครื่องบินที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วย อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาข่ายเชิงปรับตัว	197
7.1	บทนำ	197
7.2	ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาและมาตรฐาน MIL-STD-704F ของชุดทดสอบ	198
7.2.1	ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาของชุดทดสอบ	198
7.2.2	มาตรฐาน MIL-STD-704F ของชุดทดสอบ	199
7.3	การสร้างชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มี การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วย อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาข่ายเชิงปรับตัว	200
7.3.1	ระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับ	201
7.3.2	วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟและตัวควบคุม	202
7.3.3	วงจรทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง	209
7.3.4	โหลดต่าง ๆ ของระบบไฟฟ้าที่ศึกษา	211
7.3.5	การทดสอบสมรรถนะการควบคุมของชุดทดสอบ ตามมาตรฐาน MIL-STD-704F	215
7.4	การศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของ ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน	217
7.4.1	การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของชุดทดสอบ	217
7.4.2	การวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบที่มี การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ	231
7.4.3	การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วย วิธีการแบบดั้งเดิมของชุดทดสอบ	244

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

7.4.4	การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึม การค้นหาแบบตาข่ายเชิงปรับตัวของชุดทดสอบ	246
7.5	ผลการทดสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลัง บนเครื่องบินที่ศึกษาวิจัย.....	259
7.5.1	การทดสอบสภาวะขาดเสถียรภาพ	259
7.5.2	การทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ	261
7.5.3	การทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม	264
7.5.4	การทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วย อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาข่ายเชิงปรับตัว	267
7.6	สรุป	269
8	สรุปและข้อเสนอแนะ	272
8.1	สรุป	272
8.2	สรุปจุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์	278
8.3	ข้อเสนอแนะสำหรับงานวิจัยในอนาคต	279
	รายการอ้างอิง	280
	ภาคผนวก	
ภาคผนวก ก.	ผลงานวิจัยที่ได้รับการตีพิมพ์และเผยแพร่ในระหว่างศึกษา	290
ภาคผนวก ข.	โปรแกรมการคำนวณการไหลของกำลังไฟฟ้าด้วย การคำนวณเชิงคณิตศาสตร์ของนิวตัน – رافสันสำหรับ คำนวณหาค่ามุมต่างเฟสระหว่างแรงดันไฟฟ้าภายใน และแรงดันไฟฟ้าที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า	348
ภาคผนวก ค.	สมการในรูปแบบทั่วไปของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้น	352
ภาคผนวก ง.	การทดสอบหาค่าพารามิเตอร์ของอัลกอริทึม การค้นหาแบบตาข่ายเชิงปรับตัวที่เหมาะสมที่สุดสำหรับ การออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว	360
ภาคผนวก จ.	โปรแกรมการควบคุมแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรงของชุดทดสอบ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน	368
	ประวัติผู้เขียน	379

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน	11
2.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพ	18
2.3 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์	23
2.4 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้า	28
2.5 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้า	33
2.6 ข้อดีและข้อเสียของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยวิธีแบบแยกทีฟ	42
2.7 ข้อดีและข้อเสียของการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว	44
3.1 พารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่ศึกษาในกรณีที่ไม่มีการควบคุม	59
3.2 พารามิเตอร์ของตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิว	74
4.1 เมตริกซ์เวกเตอร์ลักษณะเฉพาะซ้าย ณ จุดขาดเสถียรภาพ	85
4.2 เมตริกซ์เวกเตอร์ลักษณะเฉพาะขวา ณ จุดขาดเสถียรภาพ	86
4.3 เมตริกซ์ค่าเจาะจง ณ จุดขาดเสถียรภาพ	87
4.4 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม ณ จุดขาดเสถียรภาพ	88
5.1 ค่า P_{CPL} และ K_{FB} สำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ด้วยเทคนิคลูบยกเล็ก	133
5.2 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 0$ (กรณีที่ 1)	133
5.3 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 0.1$ (กรณีที่ 2)	134
5.4 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 0.46$ (กรณีที่ 3)	134
5.5 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 0.72$ (กรณีที่ 4)	135
5.6 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 0.9$ (กรณีที่ 5)	135

สารบัญตาราง (ต่อ)

ตารางที่	หน้า
5.7 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 1.01$ (กรณีที่ 6).....	136
5.8 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 9.02$ (กรณีที่ 7)	136
5.9 ค่า P_{CPL} และ K_{FB} สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม	152
5.10 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 0.0969$ (กรณีที่ 1).....	153
5.11 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 0.4516$ (กรณีที่ 2).....	153
5.12 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 0.7215$ (กรณีที่ 3).....	154
5.13 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 0.9065$ (กรณีที่ 4).....	154
5.14 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 1.0066$ (กรณีที่ 5).....	155
6.1 การปรับตั้งค่าระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว.....	171
6.2 พารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว	174
6.3 ขอบเขตการค้นหาค่าสัมประสิทธิ์ของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว	175
6.4 ค่าสัมประสิทธิ์ที่เหมาะสมที่สุดของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว	176
6.5 ค่า P_{CPL} และ K_{FB} สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว	179
6.6 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 4.3998$ (กรณีที่ 1).....	182
6.7 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 4.2568$ (กรณีที่ 2).....	182

สารบัญตาราง (ต่อ)

ตารางที่	หน้า
6.8 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 4.1137$ (กรณีที่ 3).....	183
6.9 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 3.9707$ (กรณีที่ 4).....	183
6.10 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 3.8277$ (กรณีที่ 5).....	184
7.1 พารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอของวงจรแปลงผันแบบบัส.....	214
7.2 พารามิเตอร์ของชุดทดสอบระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่ศึกษา.....	229
7.3 ค่า P_{CPL} และ K_{FB} สำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบ.....	235
7.4 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมของชุดทดสอบเมื่อ $K_{FB} = 0$ (กรณีที่ 1).....	236
7.5 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมของชุดทดสอบเมื่อ $K_{FB} = 0.1$ (กรณีที่ 2).....	236
7.6 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมของชุดทดสอบเมื่อ $K_{FB} = 0.15$ (กรณีที่ 3).....	237
7.7 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมของชุดทดสอบเมื่อ $K_{FB} = 0.19$ (กรณีที่ 4).....	237
7.8 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมของชุดทดสอบเมื่อ $K_{FB} = 6.73$ (กรณีที่ 5).....	238
7.9 ค่า P_{CPL} และ K_{FB} สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วย วิธีการแบบดั้งเดิมของชุดทดสอบ.....	246
7.10 จุดปฏิบัติงานของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา.....	247
7.11 พารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาข่ายเชิงปรับตัวสำหรับชุดทดสอบ.....	248
7.12 ขอบเขตการค้นหาค่าสัมประสิทธิ์ของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว สำหรับชุดทดสอบ.....	248
7.13 ค่าสัมประสิทธิ์ที่เหมาะสมที่สุดของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว สำหรับชุดทดสอบ.....	250
7.14 ค่า P_{CPL} และ K_{FB} สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาข่ายเชิงปรับตัวของชุดทดสอบ.....	252
7.15 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 1.3504$ (กรณีที่ 1).....	254

สารบัญตาราง (ต่อ)

ตารางที่	หน้า
7.16 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 1.7245$ (กรณีที่ 2).....	254
7.17 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมี การสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 2.0986$ (กรณีที่ 3).....	255



สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1	สถาปัตยกรรมของเครื่องบิน (ก) เครื่องบินยุคแรก (ข) เครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น 14
2.2	ผังของเครื่องบินยุคแรกและเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น 16
2.3	ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและแบตเตอรี่ 16
2.4	คุณลักษณะสมบัติของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว 21
2.5	เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง (ก) ก่อนการเชื่อมต่อกับ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (ข) หลังการเชื่อมต่อกับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว 21
2.6	ส่วนประกอบของเครื่องบินที่เป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว 22
2.7	ระดับของการพิสูจน์หาแบบจำลองของระบบไฟฟ้ากำลัง บนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น 26
2.8	แผนภาพสรุปวิธีในการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ 26
2.9	แผนภาพสรุปการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้า 31
2.10	แผนภาพสรุปการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้า 41
3.1	ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่สนใจศึกษา 47
3.2	วงจรสมมูลของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโรตารี่ชนิดแม่เหล็กถาวรบนแกนดีคิว 49
3.3	วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟ 49
3.4	วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟบนแกนดีคิว 52
3.5	แผนภาพเวกเตอร์สำหรับการแปลงดีคิว 52
3.6	วงจรสมมูลอย่างง่ายบนแกนดีคิวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ในกรณีที่ไม่มีการควบคุม 53
3.7	แผนภาพการวิเคราะห์การไหลของกำลังไฟฟ้าหนึ่งเฟส 56
3.8	ชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB ของ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษากรณีที่ไม่มีการควบคุม 58

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.9 ผลตอบสนอง V_{dc} I_c และ V_b ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน กรณีไม่มีการควบคุมสำหรับใช้ในการตรวจสอบความถูกต้อง ของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์	60
3.10 แผนภาพสำหรับออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนดี	63
3.11 แผนภาพสำหรับออกแบบตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า	66
3.12 ลักษณะเฉพาะของแรงดันและกระแสสำหรับ การควบคุมแบบดรูโปหมดแรงดัน	68
3.13 ตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้าสำหรับตัวควบคุมแบบดรูโปหมดแรงดัน	69
3.14 โครงสร้างภายในของระบบควบคุมสำหรับ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา	70
3.15 ชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB ของ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษากรณีที่มีการควบคุม	74
3.16 ผลตอบสนอง V_{dc} I_c และ V_b (ก) การตรวจสอบความถูกต้องของ แบบจำลองที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้น (ข) การตรวจสอบความถูกต้องของ แบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้น	75
4.1 มาตรฐาน MIL-STD-704F สำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มี ระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 V	80
4.2 ค่าเจาะจงเด่นทั้งหมดของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา	81
4.3 ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา	82
4.4 แผนภาพการวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม	83
4.5 แผนภาพการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส	89
4.6 ผลการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส (ก) $P_{CPL} = 18$ kW (ข) $P_{CPL} = 20$ kW (ค) $P_{CPL} = 22$ kW	91
4.7 ภาพรวมของชุดทดสอบการจำลองสถานการณ์ที่อาศัย เทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูป	93
4.8 บล็อกไดอะแกรมการจำลองสถานการณ์โดยอาศัยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูป	93

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.9 การยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพ (ก) การจำลองสถานการณ์ด้วยโปรแกรม MATLAB บนคอมพิวเตอร์ (ข) การจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูป.....	94
4.10 เส้นเสถียรภาพเมื่อ C_{dc} มีการเปลี่ยนแปลง.....	97
4.11 ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ C_{dc} มีการเปลี่ยนแปลง.....	97
4.12 ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูปเมื่อ C_{dc} มีการเปลี่ยนแปลง.....	98
4.13 เส้นเสถียรภาพเมื่อความยาวสายส่งมีการเปลี่ยนแปลง.....	99
4.14 ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อความยาวสายส่งมีการเปลี่ยนแปลง.....	100
4.15 ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูปเมื่อความยาวสายส่งมีการเปลี่ยนแปลง.....	101
4.16 เส้นเสถียรภาพเมื่อ C_b มีการเปลี่ยนแปลง.....	102
4.17 ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ C_b มีการเปลี่ยนแปลง.....	104
4.18 ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูปเมื่อ C_b มีการเปลี่ยนแปลง.....	105
4.19 เส้นเสถียรภาพเมื่อ ζ_v และ ζ_i มีการเปลี่ยนแปลง.....	106
4.20 ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ ζ_v และ ζ_i มีการเปลี่ยนแปลง.....	107
4.21 ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูปเมื่อ ζ_v และ ζ_i มีการเปลี่ยนแปลง.....	108
4.22 เส้นเสถียรภาพเมื่อ f_{mv} และ f_{mi} มีการเปลี่ยนแปลง.....	109
4.23 ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ f_{mv} และ f_{mi} มีการเปลี่ยนแปลง.....	110

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.24 ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูป เมื่อ f_{nv} และ f_{ni} มีการเปลี่ยนแปลง.....	111
4.25 เส้นอเสถียรภาพเมื่อ K_d และ K_i มีการเปลี่ยนแปลง.....	112
4.26 ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ K_d และ K_i มีการเปลี่ยนแปลง.....	113
4.27 ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูปเมื่อ K_d และ K_i มีการเปลี่ยนแปลง.....	114
5.1 แผนภาพบล็อกไดอะแกรมของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ ที่มีเทคนิคคุยกเล็ก.....	119
5.2 ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ด้วยเทคนิคคุยกเล็ก.....	119
5.3 โครงสร้างภายในของระบบควบคุมเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ด้วยเทคนิคคุยกเล็ก.....	121
5.4 ชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเมื่อมี การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคุยกเล็ก.....	126
5.5 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองผ่านผลตอบสนอง V_{dc} I_c และ V_b เมื่อ $K_{FB}=1$ (ก) แบบจำลองที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้น (ข) แบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้น.....	127
5.6 ค่าเจาะจงทั้งหมดของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาเมื่อมี การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ.....	129
5.7 ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ (ก) $K_{FB} = 0.1$ (ข) $K_{FB} = 0.46$ (ค) $K_{FB} = 0.72$ (ง) $K_{FB} = 0.9$	130
5.8 ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาเมื่อมี การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ (ต่อ) (ก) $K_{FB} = 1.01$ (ข) $K_{FB} = 9.02$	131
5.9 การวิเคราะห์หรรณพเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 22$ kW และ $K_{FB} = 0$ (กรณี 1).....	137

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
5.10 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 22$ kW และ $K_{FB} = 0.1$ (กรณีที่ 2)	
(ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ	
(ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s	138
5.11 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 26$ kW และ $K_{FB} = 0.46$ (กรณีที่ 3)	
(ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ	
(ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s	140
5.12 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 30$ kW และ $K_{FB} = 0.712$ (กรณีที่ 4)	
(ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ	
(ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b	141
5.13 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 34$ kW และ $K_{FB} = 0.9$ (กรณีที่ 5)	
(ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ	
(ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b	141
5.14 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 38$ kW และ $K_{FB} = 1.01$ (กรณีที่ 6)	
(ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ	
(ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b	142
5.15 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 22$ kW และ $K_{FB} = 9.02$ (กรณีที่ 7)	142
5.16 บล็อกไดอะแกรมการจำลองสถานการณ์ของระบบที่มี	
การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูป	144
5.17 การยืนยันผลบรรเทาการขาดเสถียรภาพ	
(ก) การจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ $K_{FB} = 0.1$	
(ข) การจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูปเมื่อ $K_{FB} = 0.1$	
(ค) การจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ $K_{FB} = 9.02$	
(ง) การจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูปเมื่อ $K_{FB} = 9.02$	145
5.18 บล็อกไดอะแกรมการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว	
ด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม	148
5.19 การหาสมการโพลีโนเมียลโดยอาศัยการเลือกเส้นกราฟที่เหมาะสม.....	149

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
5.20 ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม	150
5.21 ค่าเจาะจงเด่นของระบบเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม	151
5.22 การวิเคราะห์ระนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 22$ kW และ $K_{FB} = 0.0969$ (กรณีที่ 1) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s	156
5.23 การวิเคราะห์ระนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 26$ kW และ $K_{FB} = 0.4516$ (กรณีที่ 2) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s	157
5.24 การวิเคราะห์ระนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 30$ kW และ $K_{FB} = 0.7215$ (กรณีที่ 3) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b	158
5.25 การวิเคราะห์ระนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 34$ kW และ $K_{FB} = 0.9065$ (กรณีที่ 4) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b	158
5.26 การวิเคราะห์ระนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 34$ kW และ $K_{FB} = 1.0066$ (กรณีที่ 5) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b	159
5.27 ชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB ของระบบที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม	160
5.28 บล็อกไดอะแกรมการจำลองสถานการณ์ของระบบที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม	161
5.29 การจำลองสถานการณ์เพื่อยืนยันผลการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม (ก) ชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB (ข) เทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูป	162

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
6.1	167
6.2	168
6.3	168
6.4	169
6.5	169
6.6	170
6.7	176
6.8	177
6.9	178
6.10	180
6.11	181
6.12	185
6.13	186
6.14	187

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
6.15 การวิเคราะห์หรรณบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 34 \text{ kW}$ และ $K_{FB} = 3.9707$ (กรณีที 4) (ก) สำนหับพิจำรณำเสถียรภำพของระบบ (ข) สำนหับพิจำรณำแอมพลิจูดของ V_b	187
6.16 การวิเคราะห์หรรณบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 38 \text{ kW}$ และ $K_{FB} = 3.8277$ (กรณีที 5) (ก) สำนหับพิจำรณำเสถียรภำพของระบบ (ข) สำนหับพิจำรณำแอมพลิจูดของ V_b	188
6.17 ชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB ของระบบทีมำการสร้างเสถียรภำพเชิงปรับต้วด้วย อัลกอริทึมการค้นหำแบบตำบุเชิงปรับต้ว.....	190
6.18 บล็อกไดอะแกรมการจำลองสถำนการณ้ของระบบทีมำ การสร้างเสถียรภำพเชิงปรับต้วด้วยอัลกอริทึมการค้นหำแบบตำบุเชิงปรับต้ว	190
6.19 การจำลองสถำนการณ้เพื่อยืนยันผลการสร้างเสถียรภำพเชิงปรับต้วด้วย อัลกอริทึมการค้นหำแบบตำบุเชิงปรับต้ว (ก) ชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB (ข) เทคนิกฮำรด์แวร์ในลูป	192
6.20 การยืนยันควมคงทนต่อการเปลี่ยนแปลงของ R_c (ก) การจำลองสถำนการณ้ บนคอมพิวเตอร้เมื่อ $R_c+10\% = 6.6 \text{ m}\Omega$ (ข) การจำลองสถำนการณ้ด้วย เทคนิกฮำรด์แวร์ในลูปเมื่อ $R_c+10\% = 6.6 \text{ m}\Omega$ (ค) การจำลองสถำนการณ้ บนคอมพิวเตอร้เมื่อ $R_c-10\% = 5.4 \text{ m}\Omega$ (ง) การจำลองสถำนการณ้ด้วย เทคนิกฮำรด์แวร์ในลูปเมื่อ $R_c-10\% = 5.4 \text{ m}\Omega$	193
6.21 การยืนยันควมคงทนต่อการเปลี่ยนแปลงของ R_L (ก) การจำลองสถำนการณ้ บนคอมพิวเตอร้เมื่อ $R_L+10\% = 11 \Omega$ (ข) การจำลองสถำนการณ้ด้วย เทคนิกฮำรด์แวร์ในลูปเมื่อ $R_L+10\% = 11 \Omega$ (ค) การจำลองสถำนการณ้ บนคอมพิวเตอร้เมื่อ $R_L-10\% = 9 \Omega$ (ง) การจำลองสถำนการณ้ด้วย เทคนิกฮำรด์แวร์ในลูปเมื่อ $R_L-10\% = 9 \Omega$	194
7.1 ระบบไฟฟ้ำกำลังบนเครื่องบินทีมำการสร้างเสถียรภำพเชิงปรับต้ว ด้วยอัลกอริทึมการค้นหำแบบตำบุเชิงปรับต้ว สำนหับการสร้างชุดทดสอบ.....	198

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
7.2	มาตรฐาน MIL-STD-704F ของชุดทดสอบสำหรับ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน..... 199
7.3	ภาพรวมชุดทดสอบสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มี การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วย อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาข่ายปรับตัว.....201
7.4	ระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับ (ก) ชุดแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับ สามเฟสสมดุล (ข) วงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ202
7.5	ภาพรวมของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟและตัวควบคุม202
7.6	มอดูลไอจีบีทีรุ่น IPM6MBP50RA120-5 (ก) แผนภาพการต่อวงจร ของมอดูลไอจีบีที (ข) วงจรที่ใช้งานจริงของมอดูลไอจีบีที203
7.7	ตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง 204
7.8	วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ 204
7.9	วงจรตรวจจับกระแสไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ 205
7.10	วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง 206
7.11	วงจรปรับแต่งสัญญาณที่ถูกสร้างขึ้น..... 207
7.12	ชุดบอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit 208
7.13	ไอซีเบอร์ PC923 ของบริษัท SHARP 208
7.14	วงจรแยกโคตสัญญาณหรือวงจรขับเกทที่ถูกสร้างขึ้น..... 209
7.15	สายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง..... 209
7.16	วงจรตรวจจับแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง..... 210
7.17	วงจรตรวจจับกระแสโหลดของระบบ 211
7.18	ภาพรวมชุดทดสอบโหลดวงจรแปลงผันแบบบัคที่มีการควบคุม (ก) แผนภาพการต่อวงจร (ข) วงจรที่สร้างขึ้น..... 212
7.19	ส่วนประกอบที่สำคัญของโหลดวงจรแปลงผันแบบบัค 212
7.20	โหลดความต้านทานของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน..... 214
7.21	ตู้ตัวเก็บประจุไฟฟ้าหรือตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง..... 215

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
7.22 ผลการทดสอบสมรรถนะการควบคุมแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรง (ก) ชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB (ข) ชุดทดสอบจริงภายในห้องปฏิบัติการ	216
7.23 วงจรสมมูลของวงจรทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับบนแกนดีคิว	219
7.24 วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟบนแกนดีคิว	220
7.25 แผนภาพเวกเตอร์สำหรับการแปลงดีคิวของ ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน	220
7.26 วงจรสมมูลอย่างง่ายบนแกนดีคิวของชุดทดสอบกรณีที่ไม่มีแรงดันควบคุม	221
7.27 โครงสร้างภายในของตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิว และเทคนิคการเลือกของชุดทดสอบ	222
7.28 ชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB ของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา	228
7.29 ผลตอบสนอง V_{dc} , I_c และ V_b สำหรับชุดทดสอบ เมื่อ $K_{FB}=1$ (ก) แบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้น (ข) แบบจำลองที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้น	230
7.30 ค่าเฉลี่ยทั้งหมดของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา (ก) สำหรับวิเคราะห์จุดขาดเสถียรภาพ (ข) สำหรับหาค่า K_{FB} ที่น้อย และเพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ (ค) สำหรับหาค่า K_{FB} ที่เหมาะสมไปสำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ	232
7.31 ค่าเฉลี่ยจุดเด่นของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา (ก) $K_{FB} = 0$ (ข) $K_{FB} = 0.1$ (ค) $K_{FB} = 0.15$ (ง) $K_{FB} = 0.19$	233
7.32 ค่าเฉลี่ยจุดเด่นของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา (ต่อ) เมื่อ $K_{FB} = 6.73$	234
7.33 การวิเคราะห์หาค่าเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 60$ W และ $K_{FB} = 0$ (กรณีที่ 1)	239
7.34 การวิเคราะห์หาค่าเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 60$ W และ $K_{FB} = 0.1$ (กรณีที่ 2) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s	240

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
7.35 การวิเคราะห์หรรณบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 80$ W และ $K_{FB} = 0.15$ (กรณีที 3) (ก) สำนหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำนหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำนหรับพิจารณา T_s	241
7.36 การวิเคราะห์หรรณบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 100$ W และ $K_{FB} = 0.19$ (กรณีที 4) (ก) สำนหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำนหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำนหรับพิจารณา T_s	242
7.37 การวิเคราะห์หรรณบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 60$ W และ $K_{FB} = 6.73$ (กรณีที 5) (ก) สำนหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำนหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b	243
7.38 สมการสร้งเสถียรภาพเชิงปรับต้วทีได้จากรวิการแบบตั้งเดิมของชุดทดสอบ	244
7.39 บล็อกไดอะแกรมการออกแบบสมการสร้งเสถียรภาพเชิงปรับต้ว ด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับต้ว	247
7.40 การลู่เข้าหาคำตอบ W ท้ง 5 ครั้งสำหรับชุดทดสอบ	249
7.41 เส้นกราฟสมการสร้งเสถียรภาพเชิงปรับต้วของชุดทดสอบทีเหมาะสมทีสุด	251
7.42 ค่าเจาะจงท้งหมดของชุดทดสอบเมื่อมีการสร้งเสถียรภาพเชิงปรับต้ว ด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับต้ว	252
7.43 ค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบเมื่อมีการสร้งเสถียรภาพเชิงปรับต้ว ด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับต้ว	253
7.44 การวิเคราะห์หรรณบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 60$ W และ $K_{FB} = 1.3504$ (กรณีที 1) (ก) สำนหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำนหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำนหรับพิจารณา T_s	256
7.45 การวิเคราะห์หรรณบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 80$ W และ $K_{FB} = 1.7245$ (กรณีที 2) (ก) สำนหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำนหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำนหรับพิจารณา T_s	257
7.46 การวิเคราะห์หรรณบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 100$ W และ $K_{FB} = 2.0986$ (กรณีที 3) (ก) สำนหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำนหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำนหรับพิจารณา T_s	258

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
7.47 ผลการทดสอบสมภาวะขาดเสถียรภาพของ ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาวิจัย (ก) ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ (ข) ผลการทดสอบจากชุดทดสอบจริง.....	260
7.48 การทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ (ก) ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ $K_{FB} = 0.1$ (ข) ผลการทดสอบเมื่อ $K_{FB} = 0.1$ (ค) ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ $K_{FB} = 6.73$ (ง) ผลการทดสอบเมื่อ $K_{FB} = 6.73$	262
7.49 การทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม (ก) ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB (ข) ผลการทดสอบจาก ชุดทดสอบจริงภายในห้องปฏิบัติการ.....	266
7.50 การทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วย อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว (ก) ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB (ข) ผลการทดสอบจาก ชุดทดสอบภายในห้องปฏิบัติการ.....	268

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

ในปัจจุบันแนวคิดและแนวโน้มของวิศวกรรมการบินสมัยใหม่ (modern aerospace engineering) เกี่ยวกับเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น (More-Electric Aircraft : MEA) (Weimer, J.A., 1993; Emadi, A., and Ehsani, M., 2000; Areerak, K-N., Wu, T., Bozhko, S.V., Asher, G.M., and Thomas, D.W.P., 2011; Ni, K., Liu, Y., Mei, Z., Wu, T., Hu, Y., Wen, H., and Wang, Y., 2019) ได้รับความนิยมนำมาใช้ในการพัฒนาเครื่องบินพาณิชย์เป็นจำนวนมาก อาทิเช่น เครื่องบินแอร์บัส A330 (Airbus A330) และโบอิง 787 (Boeing 787) เป็นต้น โดยแนวความคิดดังกล่าวเป็นแนวคิดที่ต้องการจะเปลี่ยนแหล่งพลังงานหลักในเครื่องบินรุ่นแรก (Conventional Aircraft) ซึ่งได้มาจากระบบทางกล (mechanical system) ระบบนิวแมติก (pneumatic system) ระบบไฮดรอลิก (hydraulic system) ระบบไฟฟ้า (electrical system) ไปเป็นแหล่งพลังงานย่อยจากระบบไฟฟ้าเพียงระบบเดียวเท่านั้น เนื่องจากระบบทางกลมีความยุ่งยากซับซ้อนในการบำรุงรักษา (Ni, K., Liu, Y., Mei, Z., Wu, T., Hu, Y., Wen, H., and Wang, Y., 2019) ในส่วนของระบบนิวแมติกและระบบไฮดรอลิกเกิดการรั่วไหลของพลังงานได้ง่าย ยากต่อการตรวจจับความผิดปกติ ซึ่งอาจนำไปสู่อุบัติเหตุขณะนำเครื่องลงจอดและทำให้เที่ยวบินเกิดความล่าช้าได้ (Rosero, J.A., Ortega, J.A., Aldabas, E., and Romeral, L., 2007) ด้วยเหตุนี้อุปกรณ์ทางกล นิวแมติก และไฮดรอลิก หลายอย่างจึงได้ถูกแทนที่ด้วยอุปกรณ์ทางไฟฟ้า ยกตัวอย่างเช่น การปั้มน้ำมันและเชื้อเพลิงของเครื่องยนต์ (fuel and oil pumping) ที่อาศัยพลังงานจากระบบทางกล จะถูกแทนที่ด้วยปั้มเชื้อเพลิงไฟฟ้า (electrical fuel pump) ของระบบไฟฟ้า ระบบป้องกันการเกาะของน้ำแข็งบนปีกเครื่องบิน (Wings Anti-Icing System : WAI) และระบบควบคุมสภาพอากาศภายในห้องโดยสาร (Environment Control System : ECS) ที่ปกติใช้ระบบนิวแมติก จะถูกแทนที่ด้วยอุปกรณ์ทำความร้อนด้วยไฟฟ้า (electrical heaters) และชุดคอมเพรสเซอร์ (compressor) ที่ใช้พลังงานไฟฟ้า ตามลำดับ ตัวกระตุ้นแบบไฮดรอลิก (Electro-Hydraulic Actuators : EHAs) จะถูกแทนที่ด้วยการใช้ตัวกระตุ้นเชิงกลไฟฟ้า (Electromechanical Actuators : EMAs) เป็นต้น สำหรับสถาปัตยกรรมต้นแบบแรกของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นเป็นระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสสลับ (AC distribution system) ทั้งแบบความถี่คงที่ 400 Hz ขนาดแรงดัน 115 Vac และแบบปรับเปลี่ยนค่าความถี่ได้ตั้งแต่ 320-800 Hz ขนาดแรงดัน 115/230 Vac

(Wheeler, P., and Bozhko, S.V., 2014; Ni, K., Liu, Y., Mei, Z., Wu, T., Hu, Y., Wen, H., and Wang, Y., 2019) โดยบริษัทผู้ผลิตเครื่องบินอากาศยานและยูทอปรณ์ ดังเช่น แอร์บัสกรุ๊ป (Airbus Group) และบริษัทโบอิง (The Boeing Company) ได้นำสถาปัตยกรรมดังกล่าวมาใช้เป็นต้นแบบของเครื่องบินพาณิชย์ในเครื่องบินจำนวนมาก ยกตัวอย่างเช่น สถาปัตยกรรมของเครื่องบินแอร์บัส A330 (Airbus A330) และโบอิง 767 (Boeing 767) เป็นต้น และต่อมาได้มีการพัฒนาเป็นระบบจำหน่ายแบบผสม (hybrid distribution system) ที่ใช้ไฟฟ้ากระแสสลับและไฟฟ้ากระแสตรงร่วมกัน (Areerak, K-N., Wu, T., Bozhko, S.V., Asher, G.M., and Thomas, D.W.P., 2011; Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., De Lillo, L., and Thomas, D.W.P., 2012) เช่น เครื่องบินแอร์บัส A380 (Airbus A380) และโบอิง 787 (Boeing 787) เป็นต้น แต่สำหรับสถาปัตยกรรมของเครื่องบินที่ถูกนำมาใช้งานจริงในปัจจุบันและยังคงมีแนวโน้มการใช้งานอย่างต่อเนื่องจนถึงในอนาคต ทั้งในเชิงพาณิชย์และด้านการทหารเป็นระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสตรง (DC distribution system) เนื่องจากให้สมรรถนะการทำงานและความน่าเชื่อถือของระบบที่สูงกว่าระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสสลับและแบบผสม นอกจากนี้ยังไม่จำเป็นต้องอาศัยอุปกรณ์ในการชดเชยกำลังไฟฟ้ารีแอคทีฟจึงทำให้น้ำหนักเบาและสามารถลดกำลังงานสูญเสียในระบบได้เป็นอย่างดี อย่างไรก็ตามการนำระบบไฟฟ้ามาใช้บนเครื่องบินมากขึ้นนอกจากจะมีประโยชน์ในหลาย ๆ มิติดังที่กล่าวมาแล้วข้างต้น ยังมีประเด็นของปัญหาด้านเสถียรภาพที่ต้องนำมาพิจารณาอย่างละเอียดอีกด้วย เนื่องจากระบบไฟฟ้ากำลัง (Electrical Power System : EPS) ที่ใช้งานบนเครื่องบินโดยส่วนใหญ่ล้วนมีส่วนประกอบหลักเป็นวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุมการทำงาน ยกตัวอย่างเช่น วงจรแปลงผันกำลังที่เชื่อมต่อกับชุดคอมเพรสเซอร์ของระบบควบคุมสภาพอากาศภายในห้องโดยสาร และวงจรแปลงผันกำลังที่เชื่อมต่อกับมอเตอร์ไฟฟ้าซึ่งมีทำหน้าที่ในการบังคับทิศทางให้เครื่องบินหันหัวซ้าย – ขวา หรือเรียกว่าหางเสือ (Rudder) เป็นต้น ซึ่งวงจรแปลงผันที่มีการควบคุมดังกล่าวมักจะแสดงพฤติกรรมเปรียบเสมือนโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (Constant Power Loads : CPLs) (Jusoh, A.B. 2004; Rivetta, C.H., Geoffrey, A., Williamson, G.A., and Emadi, A., 2005; Emadi, A., Khaligh, A., Rivetta, C.H., and Williamson, G.A, 2006) ที่สามารถลดทอนเสถียรภาพโดยรวมของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินได้ (Kim, S., and Williamson, S.S., 2011; Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., De Lillo, L., and Thomas, D.W.P., 2012; Gao, F., and Bozhko, S.V., 2016) ซึ่งการขาดเสถียรภาพนั้นไม่เพียงทำให้สมรรถนะการควบคุมลดลงจนกระทั่งสูญเสียการควบคุมทั้งระบบเท่านั้น แต่อาจก่อให้เกิดความเสียหายต่อโครงสร้างของระบบที่นำไปสู่เที่ยวบินล่าช้าหรืออุบัติเหตุทางการบินได้ ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอแนวทางการแก้ปัญหาดังกล่าวด้วยการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว (adaptive stabilization) ที่อาศัยสมการอย่างง่ายหรือสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวในการคำนวณหาตัวอัตราขยายสำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพซึ่งสามารถแปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีการเปลี่ยนแปลงไป

จึงทำให้ระบบไฟฟ้าที่ศึกษาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ นั่นคือ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง (DC Distribution More Electric Aircraft Power Systems) สามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพตลอดช่วงการทำงานภายใต้ระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดของระบบ อย่างไรก็ตามการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยแนวทางที่มีอยู่ในปัจจุบันไม่สามารถทำให้สมรรถนะการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงดีขึ้นได้ ยิ่งไปกว่านั้นอาจทำให้สมรรถนะการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงของระบบลดลงไม่เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้ด้วยเหตุผลดังกล่าวข้างต้น งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้ประยุกต์ใช้แนวทางการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของ รัฐพล โพธิ์สังข์ และคณะ (Phosung, R., Areerak, K., Sopapirm, T., and Areerak, K., 2022) ที่นำวิธีการทางปัญญาประดิษฐ์ (Artificial Intelligence Technique : AI) มาใช้ในกระบวนการออกแบบค่าพารามิเตอร์ของลูปป้อนไปหน้า (feedforward loop) ที่มีนัยสำคัญต่อเสถียรภาพและสมรรถนะการควบคุมแรงดันของโหลดของระบบไฟฟ้ากำลังเอซีเป็นดีซีที่มีโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวขนานกัน มาพัฒนาและต่อยอดการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว โดยงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะใช้วิธีการทางปัญญาประดิษฐ์ที่เรียกว่า อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบูเชิงปรับตัว (Adaptive Tabu Search Algorithm : ATS) (Puangdownreong, D., Areerak, K-N., Sujitjorn, S., and Kulworawanichpong, T., 2004; Sopapirm, T., Areerak, K-N., and Areerak, K-L., 2012; Pakdeeto, J., Chanpittayagit, R., Areerak, K-N., and Areerak K-L., 2017) มาประยุกต์ใช้ในการออกแบบสัมประสิทธิ์ของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวเพื่อให้สมรรถนะการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงดีที่สุดเท่าที่จะเป็นไปได้และสอดคล้องตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ภายใต้เงื่อนไขการมีเสถียรภาพตลอดระยะทางและระยะเวลาทำการบิน ซึ่งถือได้ว่าเป็นงานวิจัยที่ต่อยอดจากในอดีตจนถึงปัจจุบัน และยังไม่มียานวิจัยใด ๆ ดำเนินการในลักษณะเช่นนี้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน วิธีการทางปัญญาประดิษฐ์วิธีการอื่น ๆ อาทิเช่น วิธีการค้นหาแบบจินเนติกอัลกอริทึม (Genetic Algorithm : GA) (Narongrit, T., Areerak, K-N., and Areerak, K-L., 2010) และวิธีการค้นหาแบบการเคลื่อนที่ของกลุ่มนอนุภาค (Particle Swarm Optimization : PSO) (Chonsatidjamroen, S., Areerak, K-N., and Areerak, K-L., 2012) ก็สามารถนำมาประยุกต์ใช้กับแนวทางการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้นำเสนอในวิทยานิพนธ์นี้ได้เช่นกัน

1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย

1.2.1 เพื่อศึกษา ค้นคว้า และเสริมสร้างองค์ความรู้เกี่ยวกับสถาปัตยกรรมต่าง ๆ ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น

1.2.2 เพื่อศึกษา ค้นคว้า และเสริมสร้างองค์ความรู้เกี่ยวกับผลกระทบของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น

1.2.3 เพื่อศึกษา ค้นคว้า และเสริมสร้างองค์ความรู้เกี่ยวกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ซึ่งเป็นแบบจำลองที่สามารถนำไปใช้ในการวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบได้

1.2.4 เพื่อศึกษา ค้นคว้า และเสริมสร้างองค์ความรู้เกี่ยวกับการวิเคราะห์เสถียรภาพโดยอาศัยวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเชิงเส้นด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง เทคนิคการวิเคราะห์แบบโมเดลที่เรียกว่า การวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม และวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้นผ่านการวิเคราะห์ระนาบเฟส ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว

1.2.5 เพื่อศึกษา ค้นคว้า และเสริมสร้างองค์ความรู้สำหรับการชดเชยแบบแอคทีฟด้านแหล่งจ่ายโดยใช้เทคนิคคลุกย่อยของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว

1.2.6 เพื่อต่อยอด พัฒนา และสร้างองค์ความรู้ใหม่สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาปูเชิงปรับตัว

1.3 ข้อตกลงเบื้องต้น

1.3.1 ระบบไฟฟ้าที่ศึกษาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์เป็นระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นและมีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว (single-generator-single-bus)

1.3.2 ระบบควบคุมของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาเป็นตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิว ซึ่งจะประกอบไปด้วย ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้า ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า ตัวควบคุมแบบดรูป และตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้า

1.3.3 การออกแบบตัวควบคุมพีไอสำหรับวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟจะอาศัยวิธีการแบบดั้งเดิม

1.3.4 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาจะพิสูจน์มาจากวิธีดีคิว

1.3.5 การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาจะอาศัยวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเชิงเส้นด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง เทคนิคการวิเคราะห์แบบโมเดลที่เรียกว่า การวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม และวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้นผ่านการวิเคราะห์ระนาบเฟส

1.3.6 การบรรเทาการขาดเสถียรภาพและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาจะใช้การชดเชยแบบแอคทีฟด้านแหล่งจ่ายด้วยเทคนิคคลุกย่อย

1.3.7 การสร้างสมการอย่างง่ายของค่าอัตราขยายป้อนกลับที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลด สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาจะอาศัยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวในการออกแบบค่าสัมประสิทธิ์ต่าง ๆ ของสมการอย่างง่ายที่อยู่ในรูปของสมการโพลิโนเมียล

1.3.8 งานวิจัยวิทยานิพนธ์จะไม่พิจารณาฮาร์มอนิกที่เกิดขึ้นในระบบ

1.3.9 การจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาจะอาศัยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูป (hardware-in-the-loop : HIL)

1.3.10 ชุดทดสอบจริงที่ถูกสร้างขึ้นภายในห้องปฏิบัติการของระบบไฟฟ้าที่ศึกษา ซึ่งใช้สำหรับยืนยันผลการศึกษาเสถียรภาพทั้งหมดจะมีพิกัดกำลังไฟฟ้าไม่เกิน 114.4 W

1.4 ขอบเขตของการวิจัย

1.4.1 งานวิจัยวิทยานิพนธ์มุ่งเน้นที่จะศึกษาการบรรเทาการขาดเสถียรภาพและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้นและมีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว โดยอาศัยการชดเชยแบบแอคทีฟด้านแหล่งจ่ายด้วยเทคนิคลูปยกเล็กเท่านั้น

1.4.2 เครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโรตารีชนิดแม่เหล็กถาวรที่พิจารณาจะทำงานไม่เกินความเร็วรอบที่ค่าพิกัดเท่านั้น

1.4.3 การทำงานของวงจรแปลงผันกำลังในระบบไฟฟ้าที่ศึกษาจะพิจารณาในย่านโหมดการนำกระแสต่อเนื่อง (Continuous Conduction Mode: CCM) เท่านั้น

1.4.4 แบบจำลองของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟที่ใช้ในการจำลองสถานการณ์บนโปรแกรม MATLAB เป็นแบบจำลองแบบฟังก์ชัน (functional model)

1.4.5 การทำแบบจำลองให้เป็นเชิงเส้นในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะอาศัยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นด้วยอนุกรมเทย์เลอร์อันดับหนึ่ง

1.4.6 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์จะอาศัยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB เพียงอย่างเดียวเท่านั้น ในขณะที่การตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์เสถียรภาพการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวจะอาศัยทั้งการจำลองสถานการณ์ผ่านชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB การจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูป และการสร้างชุดทดสอบจริงภายในห้องปฏิบัติการ

1.4.7 การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาจะพิจารณาเฉพาะภายใต้พิกัดกำลังไฟฟ้าของระบบ

1.4.8 วิธีการทางปัญญาประดิษฐ์ที่ใช้ในการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะใช้อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว

1.5 สมมติฐานการวิจัย

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินด้วยเทคนิคคุยกเล็ก ร่วมกับอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว นอกจากจะทำให้ระบบมีเสถียรภาพตลอดระยะทาง และระยะเวลาทำการบินแล้ว ยังสามารถทำให้สมรรถนะการควบคุมแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรงดีที่สุดเท่าที่จะเป็นไปได้และสอดคล้องตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ซึ่งสามารถยืนยันและตรวจสอบผลได้โดยอาศัยการจำลองสถานการณ์ผ่านชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB การจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูป และการสร้างชุดทดสอบจริงในห้องปฏิบัติการ

1.6 จุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์

1.6.1 งานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้นำเสนอแนวทางในการแก้ไขปัญหาแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรงตก อันเนื่องมาจากพฤติกรรมการทำงานของตัวควบคุมแบบดรูปในระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

1.6.2 งานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้นำเสนอการวิเคราะห์หาตัวแปรสถานะที่มีความเกี่ยวข้องกับค่าเจาะจงเด่นของระบบเพื่อใช้สร้างระนาบเฟสสำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้นด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส

1.6.3 งานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้นำวิธีการห้วงแบบแอกทีฟด้านแหล่งจ่ายที่อาศัยเทคนิคคุยกเล็กมาใช้ในการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีความทันสมัยนั้นคือ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่รวมตัวชดเชยแรงดันเข้าไปในโครงสร้างของตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิว

1.6.4 งานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้นำเสนอการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยการประยุกต์ใช้อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวในการออกแบบสัมประสิทธิ์ของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว เพื่อให้สมรรถนะการควบคุมแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรงดีที่สุดเท่าที่จะเป็นไปได้และสอดคล้องตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ภายใต้เงื่อนไขการมีเสถียรภาพตลอดระยะทางและระยะเวลาทำการบิน

จุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์ทั้ง 4 ข้อนี้ ถือได้ว่าเป็นงานวิจัยที่ต่อยอดจากในอดีตจนถึงปัจจุบัน และยังไม่ม้งานวิจัยใด ๆ ดำเนินการในลักษณะเช่นนี้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน รวมถึงการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว

1.7 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

1.7.1 ได้องค์ความรู้เกี่ยวกับสถาปัตยกรรมต่าง ๆ ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น

1.7.2 ได้องค์ความรู้เกี่ยวกับการออกแบบระบบควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น

1.7.3 ได้องค์ความรู้เกี่ยวกับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น

1.7.4 ได้องค์ความรู้เกี่ยวกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีคิด ซึ่งเป็นแบบจำลองที่เหมาะสมสำหรับนำไปใช้ในการวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดียว

1.7.5 ได้องค์ความรู้เกี่ยวกับการวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดียว

1.7.6 ได้สร้างองค์ความรู้ใหม่สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดียว ด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาปูเชิงปรับตัว

1.7.7 ได้บทความวิจัยตีพิมพ์เผยแพร่ระดับชาติและนานาชาติ รวมทั้งลิขสิทธิ์โปรแกรม

1.8 การจัดรูปเล่มรายงานวิจัยวิทยานิพนธ์

วิทยานิพนธ์มีส่วนประกอบทั้งหมด 8 บท โดยแต่ละบทได้มีการนำเสนอรายละเอียดดังต่อไปนี้

บทที่ 1 นำเสนอความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา วัตถุประสงค์ของการวิจัย ข้อตกลงเบื้องต้น ขอบเขตของการวิจัย สมมติฐานของการวิจัย จุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์ รวมถึงประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับจากงานวิจัยวิทยานิพนธ์

บทที่ 2 นำเสนอปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยในอดีตที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพ งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้า งานวิจัยเกี่ยวกับการวิเคราะห์เสถียรภาพ และงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้า อีกทั้งยังได้สรุปองค์ความรู้ที่ได้จากการสำรวจปริทัศน์วรรณกรรมเพื่อใช้เป็นแนวทางในการดำเนินงานวิจัยในปัจจุบันและพัฒนาต่อยอดงานวิจัยในอนาคต

บทที่ 3 นำเสนอสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่สนใจศึกษานั้นคือระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงแบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดียวและแบตเตอรี่ การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาทั้งในกรณีที่ยังไม่มีตัวควบคุมและมีตัวควบคุมด้วยวิธีดีคิว รวมถึงการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองที่ได้ด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ผ่านชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB สำหรับการออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาจะได้รับการอธิบายไว้อย่างละเอียดในบทนี้ด้วยเช่นกัน

บทที่ 4 นำเสนอมาตรฐาน MIL-STD-704F ซึ่งเป็นมาตรฐานสากลที่ใช้กำหนดคุณสมบัติของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่ศึกษา และการศึกษาผลกระทบที่มีต่อเสถียรภาพอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบโดยการวิเคราะห์และศึกษาเสถียรภาพดังกล่าวจะอาศัยการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเชิงเส้นด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงควบคู่ไปกับวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้นด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส พร้อมทั้งดำเนินการวิเคราะห์หาตัวประกอบการมีส่วนร่วมของระบบผ่านทฤษฎีบทค่าเจาะจงสำหรับการตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์ทั้งหมดจะอาศัยการจำลองสถานการณ์ผ่านชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูป

บทที่ 5 นำเสนอหลักการในการกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวด้วยเทคนิคคลุกเล็กและการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคลุกเล็ก รวมถึงการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวผ่านวิธีการแบบดั้งเดิมของระบบไฟฟ้าที่ศึกษา พร้อมทั้งยืนยันผลการบรรเทาการขาดเสถียรภาพและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยการจำลองสถานการณ์ผ่านชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูป

บทที่ 6 นำเสนอหลักการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว พร้อมทั้งยืนยันผลการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยการจำลองสถานการณ์ผ่านชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูป

บทที่ 7 นำเสนอการสร้างชุดทดสอบและผลการทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว โดยเนื้อหาในบทนี้จะแบ่งออกเป็น 4 ส่วนหลัก ๆ คือ คือ ส่วนที่ 1 จะเป็นเนื้อหาเกี่ยวกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาและมาตรฐาน MIL-STD-704F สำหรับชุดทดสอบจริง ส่วนที่ 2 จะกล่าวถึงรายละเอียดต่าง ๆ ของชุดทดสอบจริงที่ได้รับการสร้างขึ้นภายในห้องปฏิบัติการ พร้อมทั้งการทดสอบสมรรถนะการทำงานของชุดทดสอบภายใต้กรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ส่วนที่ 3 จะเป็นการศึกษาและวิจัยด้านเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา

และส่วนที่ 4 ได้นำเสนอผลการทดสอบจากชุดทดสอบจริงเพื่อใช้ยืนยันผลการศึกษาและวิจัยด้านเสถียรภาพทั้งหมด

บทที่ 8 สรุปผลการดำเนินงานและแนวทางวิจัยในอนาคต

ภาคผนวกในงานวิจัยวิทยานิพนธ์มีอยู่ด้วยกัน 5 ส่วน *ภาคผนวก ก.* แสดงรายการผลงานวิจัยที่ได้รับการตีพิมพ์และเผยแพร่ในระหว่างศึกษา *ภาคผนวก ข.* แสดงโปรแกรมการคำนวณการไหลของกำลังไฟฟ้าด้วยการคำนวณเชิงคณิตศาสตร์ของนิวตัน – ราฟสันสำหรับคำนวณหาค่ามุมต่างเฟสระหว่างแรงดันไฟฟ้าภายในและแรงดันไฟฟ้าที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า *ภาคผนวก ค.* แสดงรายละเอียดสมการในรูปแบบทั่วไปของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้น *ภาคผนวก ง.* แสดงรายละเอียดการทดสอบหาค่าพารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวที่เหมาะสมที่สุดสำหรับการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว *ภาคผนวก จ.* แสดงรายละเอียดโปรแกรมการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน



บทที่ 2

ปรัทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยในอดีตที่เกี่ยวข้อง

2.1 บทนำ

งานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้ดำเนินการศึกษาและวิจัยเกี่ยวกับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงแบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดียวและบัสเดียว ด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาปูเชิงปรับตัว ซึ่งตั้งแต่อดีตจนถึงปัจจุบันได้มีผู้ทำการศึกษาค้นคว้าและพัฒนางานวิจัยที่เกี่ยวกับวิทยานิพนธ์เป็นจำนวนมาก ด้วยเหตุผลดังกล่าวในหัวข้อนี้จึงมุ่งเน้นที่จะศึกษาและนำเสนอปรัทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยในอดีตที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพ งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้า งานวิจัยเกี่ยวกับการวิเคราะห์เสถียรภาพ และงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้า โดยจะแบ่งออกเป็น 5 หัวข้อและนำเสนอตามลำดับดังที่ได้กล่าวไว้ข้างต้น ซึ่งในแต่ละหัวข้อได้นำเสนองานวิจัยเรียงตามลำดับปีที่ตีพิมพ์ รวมถึงอธิบายสาระสำคัญของงานวิจัยนั้น ๆ พร้อมทั้งสรุปองค์ความรู้ที่จำเป็นและสำคัญในแต่ละงานไว้พอสังเขปเพื่อใช้เป็นหลักการและแนวทางสำหรับการทำวิจัยด้านเสถียรภาพในปัจจุบันและในอนาคตต่อไป

2.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

เครื่องบินพาณิชย์ในปัจจุบันมีจุดประสงค์และเป้าหมายหลักเพื่อลดต้นทุนการทำงาน ลดการใช้เชื้อเพลิง ลดค่าบำรุงรักษา ลดขนาดและน้ำหนักของเครื่องบินโดยรวม ตลอดจนลดผลกระทบต่าง ๆ ที่เกิดต่อสิ่งแวดล้อม ซึ่งทำให้สถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินได้รับการพัฒนาและปรับปรุงอย่างต่อเนื่อง เพื่อให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาวิจัยในวิทยานิพนธ์เป็นระบบที่มีการใช้จริงในปัจจุบันและมีแนวโน้มที่จะได้รับการพัฒนาต่อยอดสำหรับใช้งานต่อไปในอนาคต ดังนั้นในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ผู้วิจัยจึงเริ่มจากการศึกษาค้นคว้าเกี่ยวกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน โดยปรัทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยในอดีตที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ตามที่ผู้วิจัยได้ทำการค้นคว้าตั้งแต่อดีตจนถึงปัจจุบัน แสดงได้ดังตารางที่ 2.1

ตารางที่ 2.1 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.)	คณะผู้วิจัย	สาระสำคัญของงานวิจัย
1993	Weimer, J.A.	บทความนี้นำเสนอแนวคิดเกี่ยวกับเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ที่มุ่งเน้นในการใช้ประโยชน์จากระบบไฟฟ้าเพียงอย่างเดียวเพื่อเป็นแหล่งพลังงานหลักบนเครื่องบิน โดยจากเดิมจะพึ่งพาแหล่งพลังงาน 4 ระบบด้วยกันคือ ระบบไฟฟ้า ระบบนิวแมติก ระบบทางกล และระบบไฮดรอลิก ซึ่งแนวคิดนี้สามารถเป็นไปได้ด้วยการพัฒนาเทคโนโลยีอิเล็กทรอนิกส์กำลัง
2000	Emadi, A., and Ehsani, M.	บทความนี้นำเสนอแนวคิดและแนวโน้มในการพัฒนาเรื่อง เครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ที่ต้องการจะเปลี่ยนการใช้พลังงานจากระบบทางกล ระบบไฟฟ้า ระบบนิวแมติก และระบบไฮดรอลิกในเครื่องบินยุคแรกไปเป็น การใช้พลังงานจากระบบไฟฟ้าเพียงระบบเดียวเท่านั้น ซึ่งถือเป็นการปรับปรุงและพัฒนาสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่อาศัยความก้าวหน้าของ วงจรอิเล็กทรอนิกส์กำลัง การขับเคลื่อน การควบคุม และไมโครโพรเซสเซอร์ นอกจากนี้ยังนำเสนอหัวข้องานวิจัยที่ควรได้รับการพัฒนาต่อในอนาคต อาทิเช่น การออกแบบสถาปัตยกรรม การจัดการพลังงานไฟฟ้า และการตรวจสอบเสถียรภาพของระบบ เป็นต้น
2007	Rosero, J.A., Ortaga, J.A., Aldabas, E., and Romeral, L.	บทความนี้นำเสนอปัญหาต่าง ๆ ของการใช้งานระบบนิวแมติก ระบบทางกล และระบบไฮดรอลิก เป็นแหล่งพลังงานในการขับเคลื่อนระบบต่าง ๆ บนเครื่องบินรุ่นแรกหรือยุคแรก จึงทำให้เกิดแนวคิดที่จะพัฒนาเรื่องเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น และได้นำเสนอสถาปัตยกรรมต้นแบบแรกของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่ใช้ระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสสลับที่มีความถี่คงที่ 400 Hz และมีค่าแรงดันไฟฟ้าเท่ากับ $115 V_{rms}$

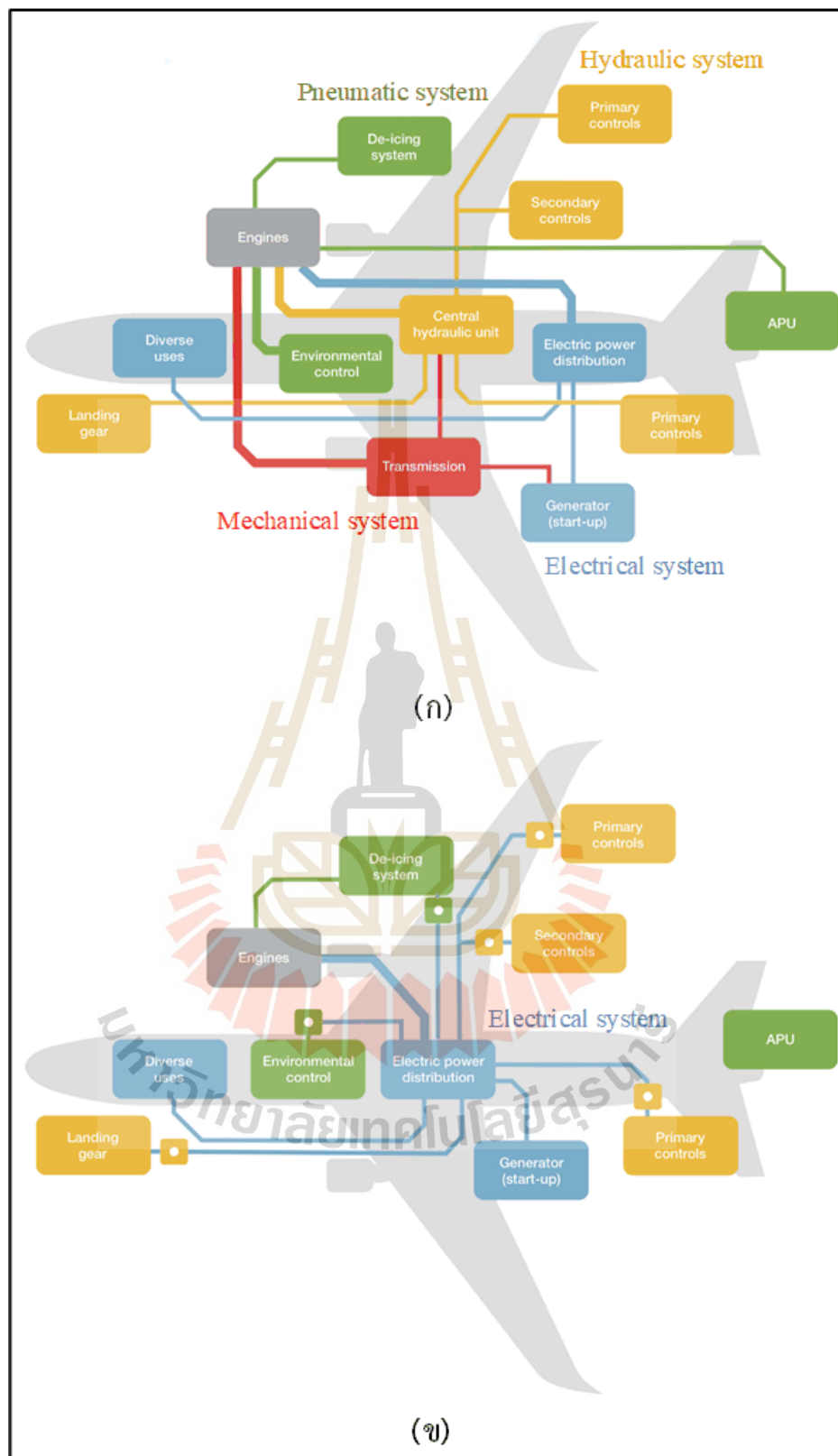
ตารางที่ 2.1 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน (ต่อ)

2011	Areerak, K-N., Wu, T., Bozhko, S.V., Asher, G.M., and Thomas, D.W.P.	บทความนี้นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพและวิเคราะห์ถึงผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบผสมที่ใช้ไฟฟ้ากระแสสลับร่วมกับไฟฟ้ากระแสตรง ซึ่งเป็นสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังที่ได้รับการพัฒนาต่อมาจากระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสสลับ
2014	Wheeler, P., and Bozhko, S.V.	บทความนี้เสนอวิวัฒนาการของสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่อาศัยความก้าวหน้าและการประยุกต์ใช้งานเทคโนโลยีอิเล็กทรอนิกส์กำลัง โดยสถาปัตยกรรมต้นแบบแรกของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นเป็นระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสสลับ ต่อมาได้พัฒนามาเป็นระบบจำหน่ายแบบผสม สำหรับในปัจจุบันและในอนาคตได้มีแนวโน้มที่จะใช้งานระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสตรง นอกจากนี้ยังได้นำเสนอระดับของการพิสูจน์หาแบบจำลองของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินอีกด้วย
2015	Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S.V., Hill, C., and Asher, G.	บทความนี้เสนอสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 V ไว้อย่างละเอียด อีกทั้งยังนำเสนอการสร้างแบบจำลองและวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน
2016	Gao, F., Bozhko, S.V., Asher, G., Wheeler, P., and Patel, C.	บทความนี้เสนอวิธีการชดเชยแรงดันตกอันเนื่องมาจากตัวควบคุมแบบรูปของเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 V แบบหลายเครื่องกำเนิดไฟฟ้าและบัสเดียว พร้อมทั้งแสดงให้เห็นถึงประสิทธิภาพของวิธีการดังกล่าวในการชดเชยแรงดันตกทั้งในสภาวะปกติและสภาวะที่มีความผิดปกติ นอกจากนี้ยังนำเสนอผลพลอยได้ในแง่ของเสถียรภาพที่ได้รับการปรับปรุงจากวิธีการดังกล่าว

ตารางที่ 2.1 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน (ต่อ)

ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.)	คณะผู้วิจัย	สาระสำคัญของงานวิจัย
2017	Gao, F., Bozhko, S.V., Costabeber, A., Asher, G.M., and Wheeler, P.	บทความนี้นำเสนอการออกแบบตัวควบคุมของเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 V แบบหลายเครื่องกำเนิดไฟฟ้าและบัสเดียว พร้อมทั้งนำเสนอผลการตรวจสอบเสถียรภาพของระบบในกรณีที่ค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมแบบดรูปมีค่าเปลี่ยนไปอันเนื่องมาจากจำนวนของแหล่งจ่ายที่ใช้งานและอัตราส่วนการแบ่งกำลังไฟฟ้ามีการเปลี่ยนแปลง
2019	Ni, K., Liu, Y., Mei, Z., Wu, T., Hu, Y., Wen, H., and Wang, Y.	บทความนี้นำเสนอเกี่ยวกับเทคโนโลยีไฟฟ้ากำลังและอิเล็กทรอนิกส์กำลังที่เป็นส่วนสำคัญในการผลักดันแนวคิดเรื่องเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น โดยมุ่งเน้นที่จะนำเสนอในส่วนของระบบส่งกำลังและระบบไฟฟ้ากำลังเป็นหลัก รวมทั้งอธิบายเกี่ยวกับความเป็นมาและความสำคัญของเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นไว้พอสังเขป

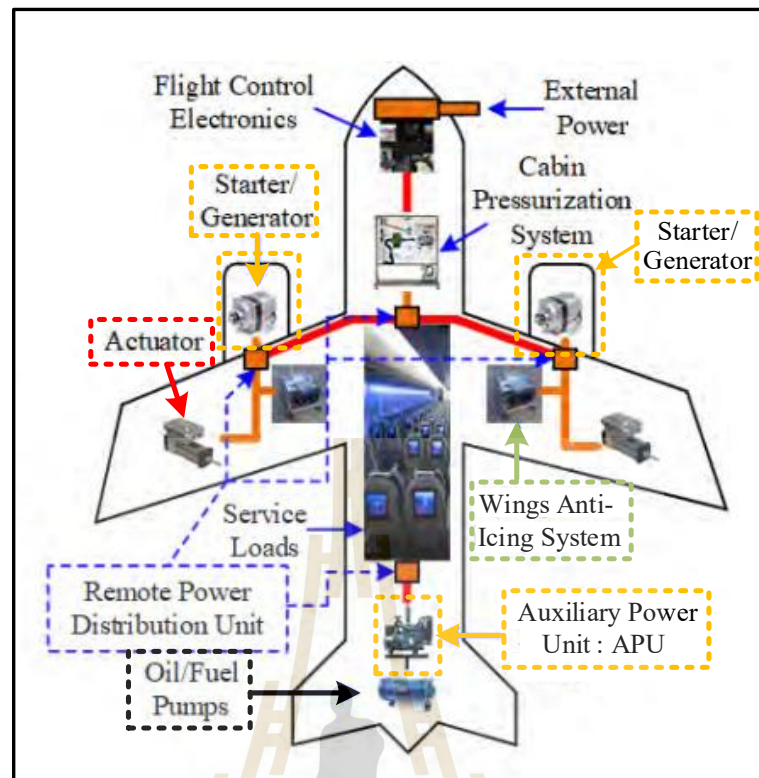
จากการสำรวจปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินดังในตารางที่ 2.1 พบว่า เครื่องบินรุ่นแรกหรือยุคแรก (Conventional Aircraft) จะมีการใช้แหล่งพลังงานหลักจาก 4 ระบบด้วยกันคือ ระบบไฟฟ้า (electrical system) ระบบนิวแมติก (pneumatic system) ระบบไฮดรอลิก (hydraulic system) และระบบทางกล (mechanical system) ดังแสดงได้ในรูปที่ 2.1 (ก) อย่างไรก็ตาม เมื่อคำนึงถึงผลกระทบต่อสิ่งแวดล้อม ความปลอดภัยของผู้โดยสาร ค่าใช้จ่ายตลอดวงจรชีวิต ขนาดและน้ำหนักของเครื่องบิน สมรรถนะการทำงานและความน่าเชื่อถือของระบบโดยรวมบนเครื่องบิน จึงทำให้แนวคิดและแนวโน้มของวิศวกรรมการบินสมัยใหม่ (modern aerospace engineering) เกี่ยวกับเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น (More-Electric Aircraft : MEA) ได้รับความนิยมนำมาใช้ในการพัฒนาเครื่องบินพาณิชย์เป็นจำนวนมาก อาทิเช่น เครื่องบินแอร์บัส A330 (Airbus A330) และโบอิง 787 (Boeing 787) เป็นต้น โดยแนวความคิดดังกล่าวเป็นแนวคิดที่ต้องการใช้แหล่งพลังงานย่อยจากระบบเพียงระบบเดียวในการขับเคลื่อนระบบต่าง ๆ บนเครื่องบินเท่านั้น ซึ่งระบบเดียวที่ถูกพิจารณาคือระบบไฟฟ้าที่แสดงได้ดังในรูปที่ 2.1 (ข) เนื่องจากพลังงานไฟฟ้าเป็นพลังงานที่สะอาด มีคุณภาพและความยืดหยุ่นสูง อีกทั้งยังมีการวิจัย (advanced diagnostics) และการพยากรณ์ขั้นสูง (advanced prognostics) ที่สามารถตรวจจับความผิดปกติของอุปกรณ์ภายในระบบได้ง่าย ดังนั้นอุปกรณ์ทางกล



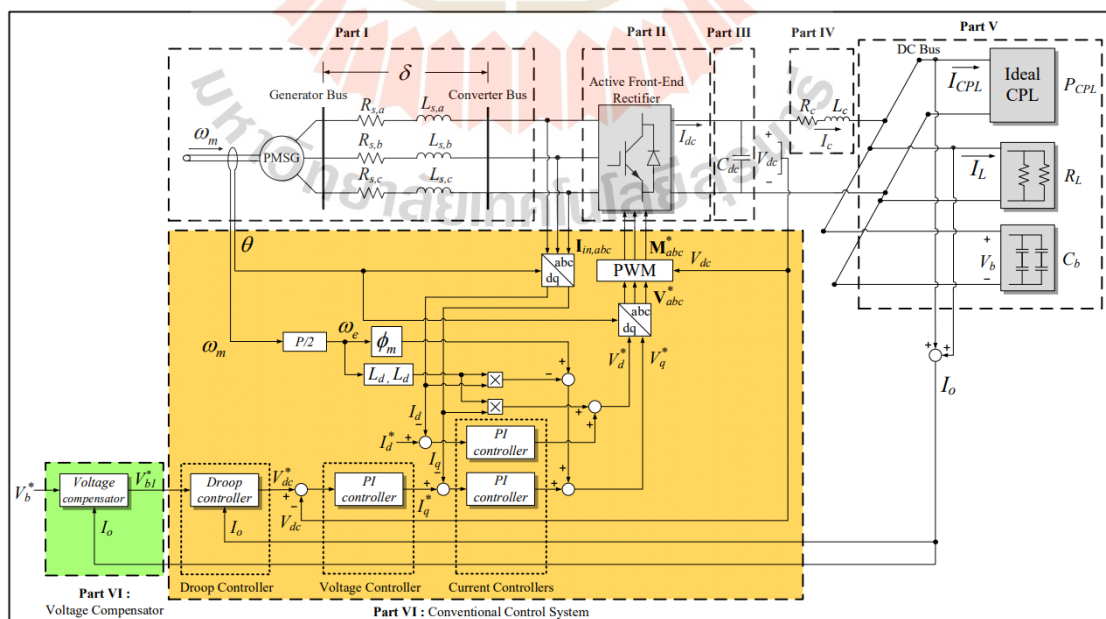
รูปที่ 2.1 สถาปัตยกรรมของเครื่องบิน (ก) เครื่องบินยุคแรก (ข) เครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น
(สืบทัดจาก <http://www.aertrcsolutions.com/infographics>)

นิวแมติก และไฮดรอลิก หลายอย่างจึงได้ถูกแทนที่ด้วยอุปกรณ์ทางไฟฟ้า ยกตัวอย่างเช่น ปั๊มน้ำมันหรือเชื้อเพลิงของเครื่องยนต์ (fuel/oil pumps) ดังแสดงในกรอบเส้นประสีดำของรูปที่ 2.2 ที่พลังงานจากระบบทางกลจะถูกแทนที่ด้วยปั๊มเชื้อเพลิงไฟฟ้า (electrical fuel pump) ของระบบไฟฟ้า ระบบป้องกันการเกราะของน้ำแข็งบนปีกเครื่องบิน (Wings Anti-Icing System : WAI) ดังแสดงในกรอบเส้นประสีเขียวของรูปที่ 2.2 ที่ปกติใช้ระบบนิวแมติก จะถูกแทนที่ด้วยอุปกรณ์ทำความร้อนด้วยไฟฟ้า (electrical heaters) และตัวขับเคลื่อนหรือตัวกระตุ้น (Actuator) ที่แสดงในกรอบเส้นประสีแดงของรูปที่ 2.2 จากเดิมที่ใช้ตัวขับเคลื่อนแบบไฮดรอลิก (Electro-Hydraulic Actuators : EHAs) จะถูกแทนที่ด้วยการใช้ตัวขับเคลื่อนเชิงกลไฟฟ้า (Electro-Mechanical Actuators : EMAs) เป็นต้น โดยสถาปัตยกรรมต้นแบบแรกของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นเป็นระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสสลับ (AC distribution system) ทั้งแบบความถี่ 400 Hz ขนาดแรงดัน 115 Vac และแบบปรับเปลี่ยนค่าความถี่ได้ตั้งแต่ 320-800 Hz ขนาดแรงดัน 115/230 Vac โดยบริษัทผู้ผลิตเครื่องบินต่ออากาศยานและยุทธโธปกรณ์ ดังเช่นแอร์บัสกรุ๊ป (Airbus Group) และบริษัทโบอิง (The Boeing Company) ได้นำสถาปัตยกรรมดังกล่าวมาใช้เป็นต้นแบบของเครื่องบินพาณิชย์ในเครือจำนวนมาก ยกตัวอย่างเช่น สถาปัตยกรรมของเครื่องบินแอร์บัส A330 (Airbus A330) และโบอิง 767 (Boeing 767) เป็นต้น และต่อมาได้มีการพัฒนาเป็นระบบจำหน่ายแบบผสม (hybrid distribution system) ที่ใช้ไฟฟ้ากระแสสลับและไฟฟ้ากระแสตรงร่วมกัน เช่น เครื่องบินแอร์บัส A380 (Airbus A380) และโบอิง 787 (Boeing 787) เป็นต้น แต่สำหรับสถาปัตยกรรมของเครื่องบินที่ถูกนำมาใช้งานจริงในปัจจุบันและยังคงมีแนวโน้มการใช้งานอย่างต่อเนื่องจนถึงในอนาคต ทั้งในเชิงพาณิชย์และด้านการทหารเป็นระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสตรง (DC distribution system) เนื่องจากให้สมรรถนะการทำงานและความน่าเชื่อถือของระบบที่สูงกว่าระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสสลับและแบบผสม นอกจากนี้ยังไม่จำเป็นต้องอาศัยอุปกรณ์ในการชดเชยกำลังไฟฟ้ารีแอกทีฟจึงทำให้มีน้ำหนักเบาและสามารถลดกำลังงานสูญเสียในระบบได้เป็นอย่างดี

จากเหตุผลดังกล่าวข้างต้นจึงทำให้แนวโน้มของการวิจัยเกี่ยวกับเครื่องบินในปัจจุบันมุ่งเน้นไปที่การศึกษาระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง (DC distribution more electric aircraft) ซึ่งโครงสร้างแบบดั้งเดิมจะเป็นแบบหลายเครื่องกำเนิดไฟฟ้าและบัสเดียว (multiple-generator-single-bus) ดังแสดงในกรอบเส้นประสีส้มของรูปที่ 2.2 ที่ประกอบไปด้วยเครื่องกำเนิดไฟฟ้าหลัก 2 ชุด (Starter/Generator) ทำหน้าที่ส่งจ่ายกำลังไฟฟ้าไปยังโหลดทั้งหมดบนเครื่องบิน และชุดของแหล่งพลังงานสำรอง (Auxiliary Power Unit : APU) อีก 1 ชุด ทำหน้าที่เป็นแหล่งพลังงานสำรองให้กับเครื่องบินในกรณีที่เครื่องกำเนิดไฟฟ้าหลักทั้ง 2 ชุดเกิดความผิดปกติจนกระทั่งไม่สามารถทำงานต่อไปได้ แต่เนื่องด้วยเครื่องกำเนิดไฟฟ้าง่ายกว่ามีขนาด



รูปที่ 2.2 ผังของเครื่องบินยุคแรกและเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น
(Ni, K., Liu, Y., Mei, Z., Wu, T., Hu, Y., Wen, H., and Wang, Y., 2019)



รูปที่ 2.3 ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นแบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว

พิกัด และโครงสร้างพื้นฐานเหมือนกันทุกประการ (symmetrical infrastructure) ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงสนใจและมุ่งเน้นที่จะศึกษาระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นแบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว (single-generator-single-bus) ดังแสดงในรูปที่ 2.3 ซึ่งจะเห็นได้ว่า ระบบควบคุมแบบดั้งเดิม (Conventional Control System) ที่แสดงได้ดังในกรอบพื้นที่สี่เหลี่ยมของรูปที่ 2.3 จะมีตัวควบคุมแบบดรู๊ป (Droop Controller) ซึ่งทำหน้าที่ในการแบ่งกำลังไฟฟ้าหรือกระแสไฟฟ้าที่ได้จากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแต่ละเครื่องให้มีความเหมาะสมและเพียงพอต่อความต้องการของโหลดต่าง ๆ บนเครื่องบินโดยอาศัยการกำหนดคุณลักษณะเฉพาะของเอาต์พุต (output characteristic) ของแต่ละแหล่งจ่ายในรูปของแรงดันตก เป็นส่วนประกอบของระบบซึ่งพฤติกรรมการทำงานของตัวควบคุมดังกล่าวอาจส่งผลทำให้แรงดันไฟฟ้าตกทางฝั่งเอาต์พุตของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ (V_{dc}) และฝั่งบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ด้วยสาเหตุดังกล่าวงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอแนวทางในการแก้ไขปัญหาด้วยการประยุกต์ใช้ตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้า (Voltage Compensator) ที่แสดงได้ดังในกรอบพื้นที่สี่เหลี่ยมของรูปที่ 2.3 เพื่อลดหรือป้องกันไม่ให้แรงดันไฟฟ้าของระบบตก

จากที่ได้กล่าวมาทั้งหมดข้างต้นจึงได้ข้อสรุปว่า ระบบไฟฟ้าที่สนใจศึกษาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์คือ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ดังแสดงได้ในรูปที่ 2.3 (Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S.V., and Hil, C.I., 2015) ซึ่งประกอบด้วย 6 ส่วนคือ ส่วนที่ 1 เครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร (Permanent Magnet Synchronous Generator with its parasitic parameters $R_{s,abc}$ and $L_{s,abc}$: PMSG) จะทำหน้าที่ในการผลิตไฟฟ้ากระแสสลับด้วยการเปลี่ยนพลังงานกลเป็นพลังงานไฟฟ้าผ่านเครื่องยนต์กังหันก๊าซ (gas turbine engines) ส่วนที่ 2 วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ (Active Front-End rectifier : AFE) จะทำหน้าที่ในการแปลงไฟฟ้ากระแสสลับของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าไปเป็นไฟฟ้ากระแสตรงเพื่อเป็นแหล่งจ่ายกำลังไฟฟ้าให้กับโหลดต่าง ๆ บนเครื่องบิน ส่วนที่ 3 ตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (DC-link capacitor : C_{dc}) ทำหน้าที่ลดการกระเพื่อมของแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ได้จากวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟให้มีรูปสัญญาณที่ราบเรียบมากยิ่งขึ้น ส่วนที่ 4 สายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (DC transmission line : R_c and L_c) ส่วนที่ 5 โหลดต่าง ๆ ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ซึ่งประกอบด้วย ตัวเก็บประจุ (capacitor bank : C_b) โหลดความต้านทาน (R_L) หรือโหลดอิมพีแดนซ์คงตัว (Constant Impedance Load : CIL) ซึ่งใช้แทนระบบป้องกันการเกราะของน้ำแข็งบนปีกเครื่องบิน และโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) ซึ่งเป็นพฤติกรรมการทำงานของวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุม ยกตัวอย่างเช่น วงจรแปลงผันกำลังเอซีเป็นดีซี วงจรแปลงผันกำลังดีซีเป็นดีซี และวงจรแปลงผันกำลังดีซีเป็นเอซี ที่มีการจ่ายโหลดมอเตอร์ไฟฟ้าหรือ

โหลดตัวต้านทาน เป็นต้น และส่วนที่ 6 ระบบควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน (Conventional Control System with Voltage Compensator) ที่ประกอบไปด้วย ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้า (Current Controllers) ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า (Voltage controller) ตัวควบคุมแบบดรู๊ป และตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้า ซึ่งทำหน้าที่ในการควบคุมแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟและแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรงให้มีค่าคงที่และสอดคล้องกับมาตรฐาน MIL-STD-704F

2.3 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพ

ด้วยความก้าวหน้าของเทคโนโลยีอิเล็กทรอนิกส์กำลังจึงทำให้จำนวนของวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุมการทำงาน หรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวในระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามักเพิ่มขึ้นเพิ่มขึ้นอย่างต่อเนื่อง โดยโหลดดังกล่าวจะมีคุณลักษณะเป็นค่าความต้านทานหรืออิมพีแดนซ์ติดลบที่สามารถลดทอนการหน่วงของระบบได้โดยตรง จนกระทั่งระบบเกิดการขาดเสถียรภาพได้ ซึ่งการขาดเสถียรภาพนั้นไม่เพียงแต่ส่งผลกระทบต่อสมรรถนะการทำงานของระบบควบคุมเท่านั้น แต่อาจก่อให้เกิดความเสียหายต่อโครงสร้างของระบบโดยรวมที่มีผลต่อความปลอดภัยของนักบินและผู้โดยสารภายในเครื่องบินได้ ด้วยสาเหตุดังกล่าวงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้ศึกษาค้นคว้างานวิจัยเกี่ยวกับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบัน ซึ่งสามารถแสดงเป็นปรัทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยในอดีตที่เกี่ยวข้องได้ดังตารางที่ 2.2

ตารางที่ 2.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพ

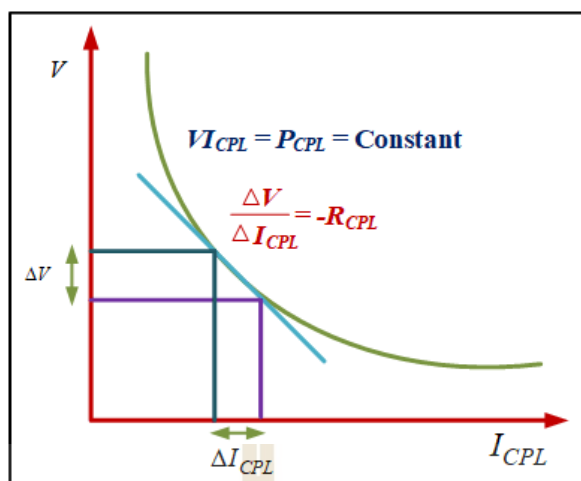
ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.)	คณะผู้วิจัย	สาระสำคัญของงานวิจัย
1976	Middlebrook, R.D.	บทความนี้นำเสนอผลกระทบต่อระบบไฟฟ้ากำลังอันเนื่องมาจากผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งโหลดดังกล่าวนี้จะมีลักษณะเป็นค่าอิมพีแดนซ์ติดลบหรือค่าความต้านทานติดลบต่อระบบโดยรวม ที่นอกจากจะลดทอนเสถียรภาพของระบบแล้ว ยังส่งผลทำให้ระบบมีความไม่เป็นเชิงเส้น ดังนั้นการศึกษาเสถียรภาพจึงมีความสำคัญเป็นอย่างมาก เพื่อหลีกเลี่ยงจุดปฏิบัติงานที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพ

ตารางที่ 2.2 ผลงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพ (ต่อ)

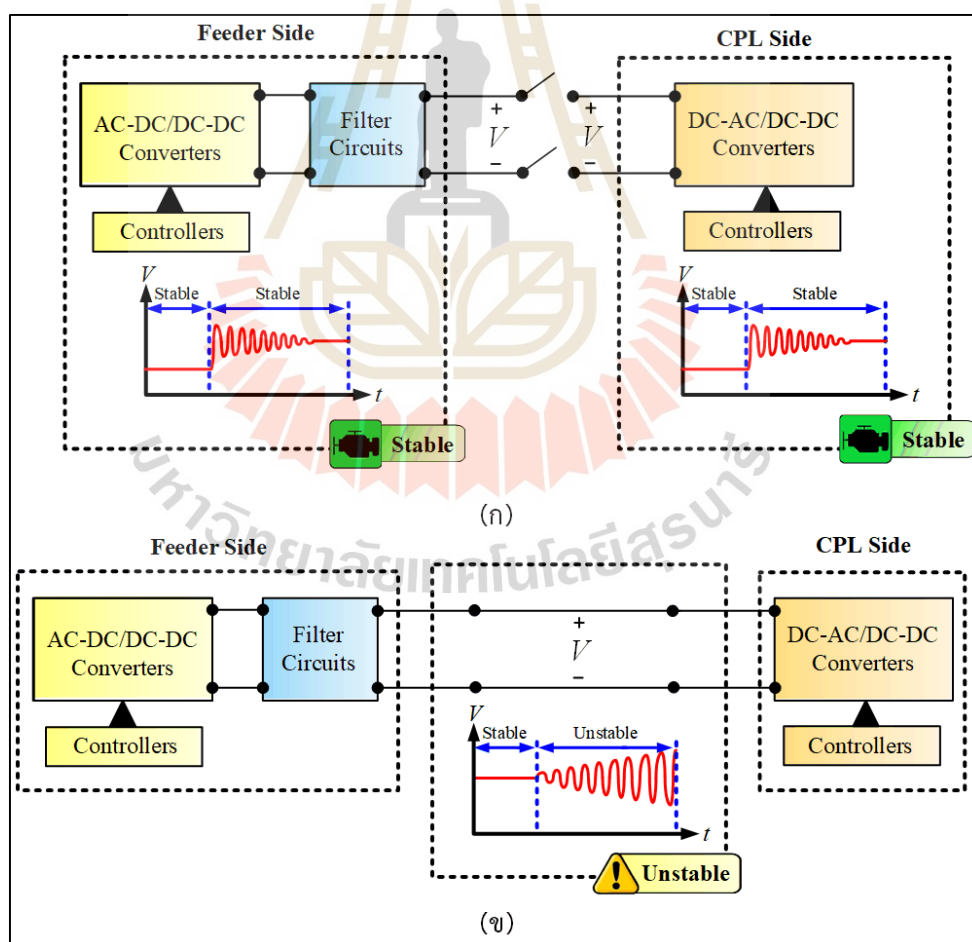
ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.)	คณะผู้วิจัย	สาระสำคัญของงานวิจัย
2004	Jusoh, A.B.	บทความนี้นำเสนอผลกระทบของการขาดเสถียรภาพที่เกิดจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว รวมทั้งแนวทางการออกแบบวงจรกรองเพื่อบรรเทาการขาดเสถียรภาพ พร้อมทั้งยืนยันผลด้วยการจำลองสถานการณ์
2005	Rivetta, C.H., Williamson, G.A., and Emadi, A.	บทความนี้แนะนำเสนอการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังในเรือดำนํ้าอันเนื่องมาจากค่าอิมพีแดนซ์เชิงลบของวงจรอิเล็กทรอนิกส์กำลังและวงจรขับเคลื่อนมอเตอร์ที่มีการควบคุม
2006	Emadi, A., Khaligh, A., Rivetta, C.H., and Williamson, G.A.	บทความนี้แนะนำเสนอการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังในระบบยานยนต์อันเนื่องมาจากค่าอิมพีแดนซ์เชิงลบของวงจรอิเล็กทรอนิกส์กำลังและวงจรขับเคลื่อนมอเตอร์ที่มีการควบคุม
2012	Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., De Lillo, L., and Thomas, D.W.P.	บทความนี้แนะนำเสนอการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบผสม อันเนื่องมาจากวงจรแปลงผันกำลังเอซีเป็นดีซีและดีซีเป็นดีซีที่มีการควบคุมการทำงาน ซึ่งจะมีพฤติกรรมเป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว พร้อมทั้งนำเสนอการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบ
2016	Gao, F., and Bozhko, S.V.	บทความนี้แนะนำเสนอการตรวจสอบเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสตรง แบบหลายเครื่องกำเนิดไฟฟ้าอิสระ อันเนื่องมาจากการเพิ่มขึ้นของอิมพีแดนซ์ลบของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวโดยอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ อีกทั้งแนะนำเสนอการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบ

จากการสำรวจปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังในตารางที่ 2.2 พบว่า

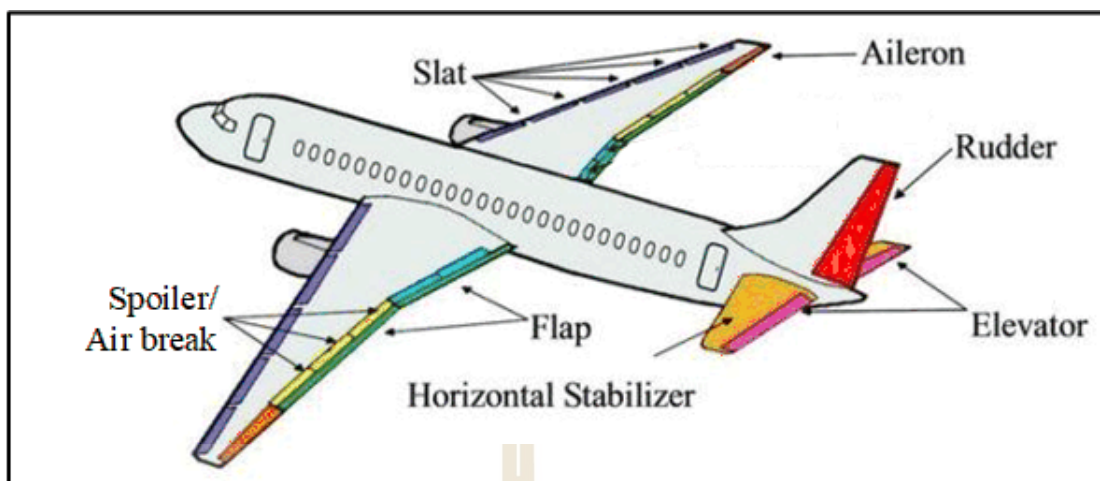
วงจรอิเล็กทรอนิกส์กำลังโดยเฉพาะอย่างยิ่งวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุมการทำงานไม่ว่าจะเป็นวงจรแปลงผันกำลังเอซีเป็นดีซี ดีซีเป็นดีซี ดีซีเป็นเอซี และเอซีเป็นเอซี ในสภาวะอยู่ตัว (steady-state condition) จะมีค่ากำลังไฟฟ้าคงที่ค่าหนึ่ง ซึ่งจะขึ้นอยู่กับจุดปฏิบัติงานหรือจุดสมดุลของระบบ (operating points or equilibrium points) ดังนั้นโหลดดังกล่าวจึงมีพฤติกรรมเปรียบเสมือนโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว โดยโหลดในลักษณะนี้จะมีคุณลักษณะสมบัติของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าที่แปรผกผันกันดังแสดงในรูปที่ 2.4 ซึ่งจะเห็นได้ว่า หากแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมโหลด (V) มีค่าเพิ่มมากขึ้น กระแสไฟฟ้าของโหลด (I_{CPL}) จะมีค่าลดลง ในทางตรงกันข้าม หากแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมโหลดมีค่าลดลง กระแสไฟฟ้าของโหลดจะมีค่าเพิ่มมากขึ้น ซึ่งส่งผลทำให้การเปลี่ยนแปลงค่าความต้านทานของโหลดดังกล่าวมีค่าติดลบหรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีลักษณะเป็นค่าความต้านทานหรืออิมพีแดนซ์ติดลบ (negative resistance/negative impedance) ต่อระบบโดยรวม อย่างไรก็ตามการใช้งานโหลดที่เป็นโหลดวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุมเพียงอย่างเดียวโดยไม่พิจารณาการทำงานร่วมกันกับระบบส่งจ่ายไฟฟ้ากำลังและวงจรกรอง (Filter Circuits) หรือกล่าวได้ว่า วงจรทางฝั่งแหล่งจ่าย (feeder side) ทำงานแยกกันกับวงจรทางฝั่งโหลด (CPL side) ดังแสดงในรูปที่ 2.5 (ก) จะไม่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าแต่อย่างใด แต่เมื่อคำนึงถึงการใช้งานจริงในปัจจุบันไม่ว่าจะเป็นในอากาศยาน เรือดำน้ำ รถไฟฟ้า ยานยนต์ หรือระบบควบคุมในกระบวนการผลิตของภาคอุตสาหกรรม โหลดวงจรแปลงผันที่มีการควบคุมการทำงานจะต่อกับระบบส่งจ่ายไฟฟ้ากำลังผ่านวงจรกรอง ดังแสดงในรูปที่ 2.5 (ข) ดังนั้นค่าความต้านทานติดลบของโหลดชนิดนี้จะปลดทอนค่าความต้านทานที่เป็นบวกของวงจรกรอง (damping) การลดลงของค่าความต้านทานของวงจรกรองจะทำให้เกิดการกระเพื่อมของสัญญาณที่สูงขึ้น หากสัญญาณที่กระเพื่อมนั้นเกิดการลู่ออกจากจุดการปฏิบัติงานเดิมจะเรียกสภาวะนี้ว่า ระบบไฟฟ้ากำลังเกิดการขาดเสถียรภาพ ซึ่งการขาดเสถียรภาพนั้นไม่เพียงแต่ส่งผลต่อสมรรถนะการทำงานของระบบควบคุมเท่านั้น แต่อาจก่อให้เกิดความเสียหายต่อโครงสร้างของระบบโดยรวมที่ทำให้เที่ยวบินเกิดความล่าช้าหรือทำให้เกิดอุบัติเหตุทางการบินได้ ซึ่งเป็นเหตุการณ์ที่ไม่ควรเกิดขึ้นตลอดระยะทางและระยะเวลาทำการบิน และนอกจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจะส่งผลเสียต่อระบบดังที่ได้กล่าวไปในข้างต้นแล้ว ยังส่งผลทำให้ระบบมีความไม่เป็นเชิงเส้นเกิดขึ้น กล่าวคือทำให้ระบบเป็นระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น ด้วยเหตุนี้การวิเคราะห์เสถียรภาพสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังที่เชื่อมต่อโหลดวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุมโดยอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบจึงมีความสำคัญอย่างยิ่ง โดยเฉพาะระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่เป็นระบบไฟฟ้าแบบอิสระ (stand-alone system) และมีโหลดหรือส่วนประกอบของเครื่องบินโดยส่วนใหญ่เป็นวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุมการทำงาน



รูปที่ 2.4 คุณลักษณะสมบัติของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว



รูปที่ 2.5 เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง (ก) ก่อนการเชื่อมต่อกับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว
(ข) หลังการเชื่อมต่อกับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว



รูปที่ 2.6 ส่วนประกอบของเครื่องบินที่เป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว
(สืบค้นจาก <https://tuemaster.com>)

ยกตัวอย่างเช่น ปีกเล็กแก้อียง (Aileron) ที่ใช้บังคับให้เครื่องบินเอียงซ้าย-ขวา เบรกอากาศ (Spoiler/Air brake) ซึ่งเป็นอุปกรณ์ช่วยตัดแรงยกหรือลดความเร็วในการบิน ทางเสือ (Rudder) สำหรับใช้บังคับทิศทางให้เครื่องบินหันหัวซ้าย – ขวา ปีกเพิ่มลดแรงยก (Flap) ซึ่งเป็นอุปกรณ์เพิ่มแรงยกให้ปีก และส่วนควบคุมแนวระดับ (Elevator) ที่ทำหน้าที่ใช้บังคับหัวเครื่องบินให้ก้ม-เงย (ดังแสดงได้ในรูปที่ 2.6) เป็นต้น ดังนั้นในหัวข้อที่ 2.4 และหัวข้อที่ 2.5 จึงได้นำเสนอการปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยในอดีตที่เกี่ยวข้องกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และงานวิจัยที่เกี่ยวกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง ตามลำดับ

2.4 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

ในหัวข้อนี้ได้นำเสนองานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับแนวทางการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลัง โดยการดำเนินงานวิจัยในส่วนนี้จะมุ่งเน้นศึกษางานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับแนวทางการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ เพื่อเปลี่ยนแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ขึ้นอยู่กับเวลาไปเป็นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลา เนื่องจากแบบจำลองที่ขึ้นอยู่กับเวลาหากนำไปวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบโดยตรงจะทำให้เกิดความยุ่งยากและซับซ้อนเป็นอย่างมาก สำหรับงานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของวงจรแปลงผันกำลังในระบบไฟฟ้ากำลังสามารถแสดงได้ดังตารางที่ 2.3

ตารางที่ 2.3 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.)	คณะผู้วิจัย	สาระสำคัญของงานวิจัย
1997	Mahdavi, J., Emadi, A., Bellar, M.D., and Ehsano, M.	บทความนี้นำเสนอการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของวงจรแปลงผันแบบบัค-วงจรแปลงผันแบบบูสต์ และวงจรแปลงผันแบบบัค-บูสต์ ในระบบส่งจ่ายกำลังไฟฟ้ากระแสตรงด้วยวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไป
2004	Uan-Zo-li, A., Burgos, R.P., Lacaux, F., Wang, F., and Boroyevich, D.	บทความนี้นำเสนอการสร้างแบบจำลองด้วยวิธีค่าเฉลี่ยแบบไม่เป็นเชิงเส้นของวงจรเรียงกระแสแบบหกและสิบสองพัลส์
2004	Emadi, A.	บทความนี้นำเสนอการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไปและการวิเคราะห์เสถียรภาพของวงจรแปลงผันดีซีเป็นดีซีที่มีการขนานกัน
2004	Emadi, A.	บทความนี้นำเสนอการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์โดยอาศัยวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไปและการวิเคราะห์เสถียรภาพสำหรับวงจรเรียงกระแสหนึ่งเฟสแบบควบคุมได้และแบบควบคุมไม่ได้ที่จ่ายโหลดตัวต้านทานขนานกับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว
2009	Areerak, K-N., Bozhko, S.V., de Lillo, L., Asher, G.M., Thomas, D.W.P., Watson, A., and Wu, T.	บทความนี้นำเสนอการสร้างแบบจำลองและการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายไฟฟ้าแบบผสมด้วยการแปลงดีคิวและทฤษฎีบทค่าเจาะจง ตามลำดับ พร้อมทั้งดำเนินการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองและผลการวิเคราะห์ด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์และผลที่ได้จากห้องปฏิบัติการ

ตารางที่ 2.3 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (ต่อ)

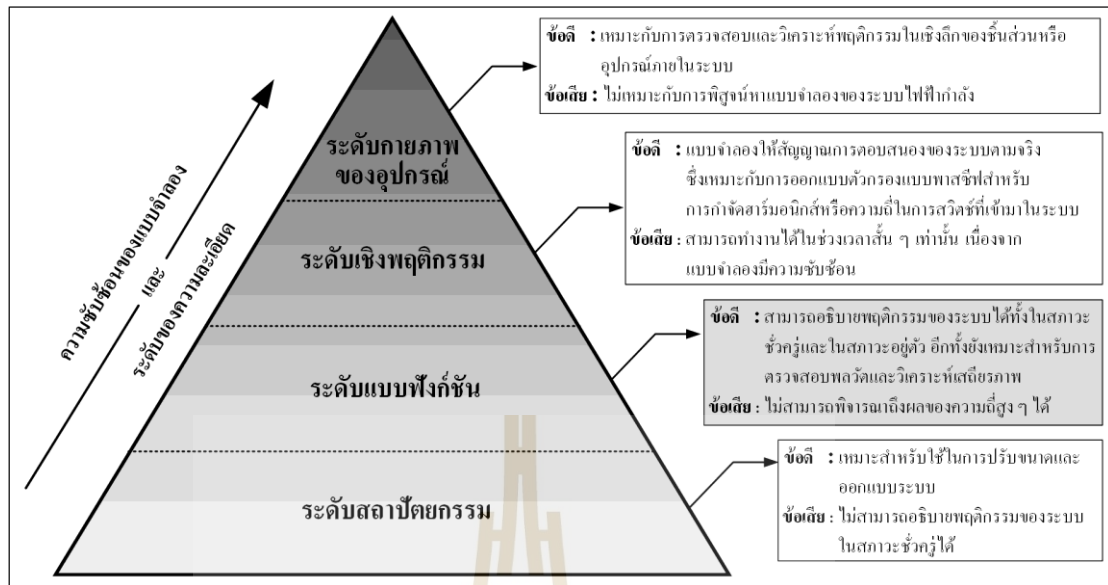
ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.)	คณะผู้วิจัย	สาระสำคัญของงานวิจัย
2011	Chaijarumnudomrung, K., Areerak, K-N., and Areerak, K-L.	บทความนี้นำเสนอการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังเอซีเป็นดีซีที่ประกอบด้วย แหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟส วงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบควบคุมเฟสได้ (Three-phase controlled rectifier) วงจรกรองสัญญาณดีซี และมีโหลดเป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ด้วยวิธีดีคิว พร้อมทั้งดำเนินการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองและผลการวิเคราะห์จะอาศัยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ด้วยโปรแกรม MATLAB
2011	Sopapirm, T., Areerak, K-N., and Areerak, K-L.	บทความนี้นำเสนอการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังเอซีเป็นดีซีที่ประกอบไปด้วย วงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบบริดจ์ (Three-phase diode rectifier) วงจรกรองสัญญาณดีซี และโหลดเป็นวงจรแปลงผันแบบบักชานกัน โดยอาศัยการผสมผสานกันระหว่างวิธีดีคิวและวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไป พร้อมทั้งดำเนินการตรวจสอบความถูกต้องโดยอาศัยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ด้วยโปรแกรม MATLAB
2014	Wheeler, P., and Bozhko, S.V.	บทความนี้นำเสนอระดับของการพิสูจน์หาแบบจำลองของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ซึ่งประกอบไปด้วย 4 ระดับคือ ระดับกายภาพของอุปกรณ์ ระดับเชิงพฤติกรรม ระดับแบบฟังก์ชัน และระดับสถาปัตยกรรม พร้อมทั้งนำเสนอสถาปัตยกรรมของเครื่องบินที่มีการใช้งานในปัจจุบันและมีแนวโน้มที่จะได้รับการพัฒนาในอนาคต นั่นคือ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง

ตารางที่ 2.3 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (ต่อ)

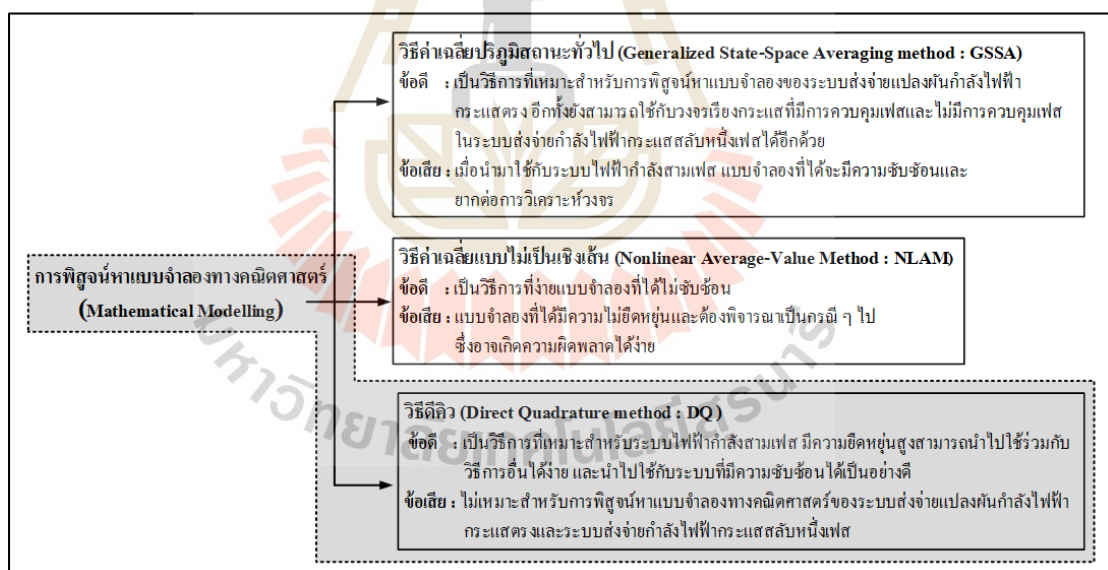
ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.)	คณะผู้วิจัย	สาระสำคัญของงานวิจัย
2015	Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S., Hill, C.I., and Asher, G.M.	บทความนี้นำเสนอการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงแบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวบัสเดียวด้วยวิธีดีคิวกีที่ประกอบด้วย เครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททิฟ โหลดความต้านทาน และโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว พร้อมทั้งได้นำเสนอการตรวจสอบเสถียรภาพของระบบที่ศึกษาในกรณีที่มีและไม่มี การพิจารณาสายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง
2017	Pakdeeto, J., Areerak, K-N., and Areerak, K-L.	บทความนี้นำเสนอการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สัญญาณขนาดใหญ่ของระบบโครงข่ายกำลังไฟฟ้ากระแสตรงขนาดเล็กที่ประกอบด้วย วงจรแปลงผันกำลังไฟฟ้าแบบ สองทิศทาง (Bidirectional converter) วงจรแปลงผันแบบบูสต์ และโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว โดยอาศัยวิธีดีคิวกีร่วมกับวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไป

จากการสำรวจปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยตั้งแต่อดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของวงจรแปลงผันกำลังดังตารางที่ 2.3 ซึ่งสามารถสรุปเป็นแผนภาพระดับของการพิสูจน์หาแบบจำลองของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นและแผนภาพสรุปวิธีในการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ได้ดังรูปที่ 2.7 และ 2.8 ตามลำดับ

จากแผนภาพในรูปที่ 2.7 จะพบว่า การพิสูจน์หาแบบจำลองของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นแบ่งออกเป็น 4 ระดับคือ ระดับที่ 1 ระดับสถาปัตยกรรม (architectural layer) เป็นระดับที่แบบจำลองมีความละเอียดและซับซ้อนน้อยที่สุด ซึ่งจะถูกใช้ในการศึกษาและวิจัยสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังโดยรวมในสภาวะอยู่ตัวเท่านั้น ดังนั้นจึงเหมาะสำหรับใช้ในการปรับขนาดและออกแบบระดับระบบเป็นหลัก ในขณะที่ระดับที่ 2 ระดับแบบฟังก์ชัน (functional layer) เป็นการพิสูจน์หาแบบจำลองที่ตั้งอยู่บนพื้นฐานของแบบจำลองแบบเฉลี่ยที่ไม่มีการสวิตช์



รูปที่ 2.7 ระดับของการพิสูจน์หาแบบจำลองของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น



รูปที่ 2.8 แผนภาพสรุปวิธีในการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

(non-switching averaged model) แบบจำลองที่ได้สามารถอธิบายพฤติกรรมของระบบไฟฟ้ากำลัง ในขณะที่ทำการบินได้อย่างถูกต้องแม่นยำทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัว ดังนั้นแบบจำลองในระดับนี้จึงเหมาะสำหรับใช้ในการวิเคราะห์เสถียรภาพและตรวจสอบพลวัตของระบบ ระดับที่ 3 ระดับเชิงพฤติกรรม (behavioral layer) เป็นระดับที่สามารถศึกษาและวิจัยถึงผลของเวลาที่สูง

มาก ๆ (200-300 kHz) ซึ่งครอบคลุมความถี่สวิตช์ของวงจรแปลงผันกำลังโดยส่วนใหญ่ ดังนั้นแบบจำลองที่ได้จึงให้สัญญาณการตอบสนองของระบบตามจริง ซึ่งเหมาะสำหรับใช้ในการออกแบบตัวกรองแบบพาสซีฟ (passive filter) สำหรับการกำจัดฮาร์โมนิกส์หรือความถี่ในการสวิตช์ที่เข้ามาในระบบ แต่มีข้อเสียคือ มีขีดความสามารถในการจำลองสถานการณ์ได้ในช่วงระยะเวลาสั้น ๆ เท่านั้น เนื่องจากความซับซ้อนของแบบจำลอง และระดับที่ 4 ระดับกายภาพของอุปกรณ์ (device physical layer) เป็นระดับที่แบบจำลองมีความละเอียดและความซับซ้อนมากที่สุด ซึ่งถูกใช้เพื่อตรวจสอบและวิเคราะห์พฤติกรรมในเชิงลึกของชิ้นส่วนหรืออุปกรณ์ภายในระบบ ดังนั้นจึงไม่เหมาะกับการสร้างแบบจำลองของระบบไฟฟ้ากำลังโดยรวม

จากแผนภาพในรูปที่ 2.8 จะพบว่า วิธีการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เพื่อเปลี่ยนแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ขึ้นอยู่กับเวลา (time-varying model) ไปเป็นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลา (time-invariant model) มีอยู่ 3 วิธีที่นิยมนำมาใช้กันอย่างแพร่หลาย วิธีที่ 1 เรียกว่า วิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไป (Generalized State-Space Averaging method : GSSA) ซึ่งเป็นวิธีที่เหมาะสมสำหรับการกำจัดผลของอุปกรณ์สวิตช์ในระบบส่งจ่ายกำลังไฟฟ้า เช่น วงจรแปลงผันแบบบัก วงจรแปลงผันแบบบูสต์ และวงจรแปลงผันแบบบัก-บูสต์ เป็นต้น นอกจากนี้ยังสามารถใช้กับวงจรเรียงกระแสหนึ่งเฟสแบบควบคุมได้และแบบควบคุมไม่ได้ในระบบส่งจ่ายกำลังไฟฟ้ากระแสสลับหนึ่งเฟสได้อีกด้วย แต่เมื่อนำวิธีการนี้มาประยุกต์ใช้กับระบบไฟฟ้ากำลังสามเฟสจะทำให้แบบจำลองของระบบเป็นแบบจำลองอันดับสูง (high-order model) ซึ่งยากต่อการวิเคราะห์ห้วงจร วิธีที่ 2 คือ วิธีค่าเฉลี่ยแบบไม่เป็นเชิงเส้น (Nonlinear Average-Value Method : NLAM) เป็นวิธีที่เรียบง่ายและแบบจำลองที่ได้ไม่ซับซ้อน แต่มีข้อเสียคือ แบบจำลองที่ได้มีความยืดหยุ่นน้อยและต้องพิจารณาเป็นกรณี ๆ ไป สำหรับการพิสูจน์หาแบบจำลองของแต่ละระบบซึ่งอาจทำให้เกิดความผิดพลาดได้ง่าย โดยวิธีการนี้ได้ถูกนำมาใช้ในการสร้างแบบจำลองของวงจรเรียงกระแสแบบหกและสิบสองพัลส์ วิธีที่ 3 คือ วิธีดีคิว (Direct Quadrature method : DQ) เป็นวิธีการที่ได้รับความนิยมอย่างแพร่หลายในการสร้างแบบจำลองของระบบส่งจ่ายกำลังไฟฟ้าสามเฟส ยกตัวอย่างเช่น วงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบบริดจ์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินและวงจรแปลงผันกำลังไฟฟ้าแบบสองทิศทางสำหรับระบบโครงข่ายกำลังไฟฟ้ากระแสตรงขนาดเล็ก เป็นต้น เนื่องจากมีความยืดหยุ่นสูงสามารถนำมาประยุกต์ใช้ร่วมกับวิธีการอื่น ๆ ได้ง่าย ดังเช่นการประยุกต์ใช้ร่วมกับวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไปในการสร้างแบบจำลองของวงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบควบคุมได้และไม่สามารถควบคุมได้ที่มีโหลดเป็นวงจรแปลงผันแบบบัก เป็นต้น ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้พิจารณาการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาในระดับแบบฟังก์ชันโดยอาศัยวิธีดีคิวเพื่อให้ได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาซึ่งง่ายต่อการวิเคราะห์ห้วงจรด้วยทฤษฎีวงจรไฟฟ้าพื้นฐาน อีกทั้งยังเหมาะสำหรับนำไปใช้ในการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบอีกด้วย

สำหรับรายละเอียดงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 2.5 ต่อไป

2.5 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้า

การเพิ่มขึ้นของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวในระบบไฟฟ้ากำลังไม่เพียงแต่จะทำให้ระบบมีความไม่เป็นเชิงเส้นเพิ่มขึ้นแล้ว แต่ยังสามารถลดทอนเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังโดยรวมได้อีกด้วย ดังนั้นการตรวจสอบและการวิเคราะห์เสถียรภาพผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์จึงเป็นสิ่งที่จำเป็นอย่างมาก ทั้งนี้เพื่อทำนายจุดปฏิบัติงานของโหลดดังกล่าวที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพ และหลีกเลี่ยงผลเสียต่อระบบที่จะเกิดขึ้นตามมา ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงศึกษาค้นคว้างานวิจัยในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับแนวทางการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้า ซึ่งสามารถแสดงเป็นปรัทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องได้ดังตารางที่ 2.4

ตารางที่ 2.4 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้า

ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.)	คณะผู้วิจัย	สาระสำคัญของงานวิจัย
2011	Weijing, D., Junming, Z., Yang, Z., and Zhoamong, Q.	บทความนี้นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดใหญ่สำหรับระบบไฟฟ้ากำลังของรถยนต์ไฟฟ้าด้วยวิธีการกราฟฟิคที่เรียกว่า การวิเคราะห์ร่นาบเฟส และทฤษฎีของเลียปูนอฟที่สามารถประมาณขอบเขตของการมีเสถียรภาพแบบเชิงเส้นกำกับจากฟังก์ชันเลียปูนอฟกำลังสอง
2012	Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., De Lillo, L., and Thomas, D.W.P.	บทความนี้นำเสนอการคาดเดาจุดขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบผสม อันเนื่องมาจากวงจรแปลงผันกำลังเอซีเป็นดีซีและดีซีเป็นดีซีที่มีการควบคุมการทำงานซึ่งจะมีพฤติกรรมเป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว พร้อมทั้งนำเสนอการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบ

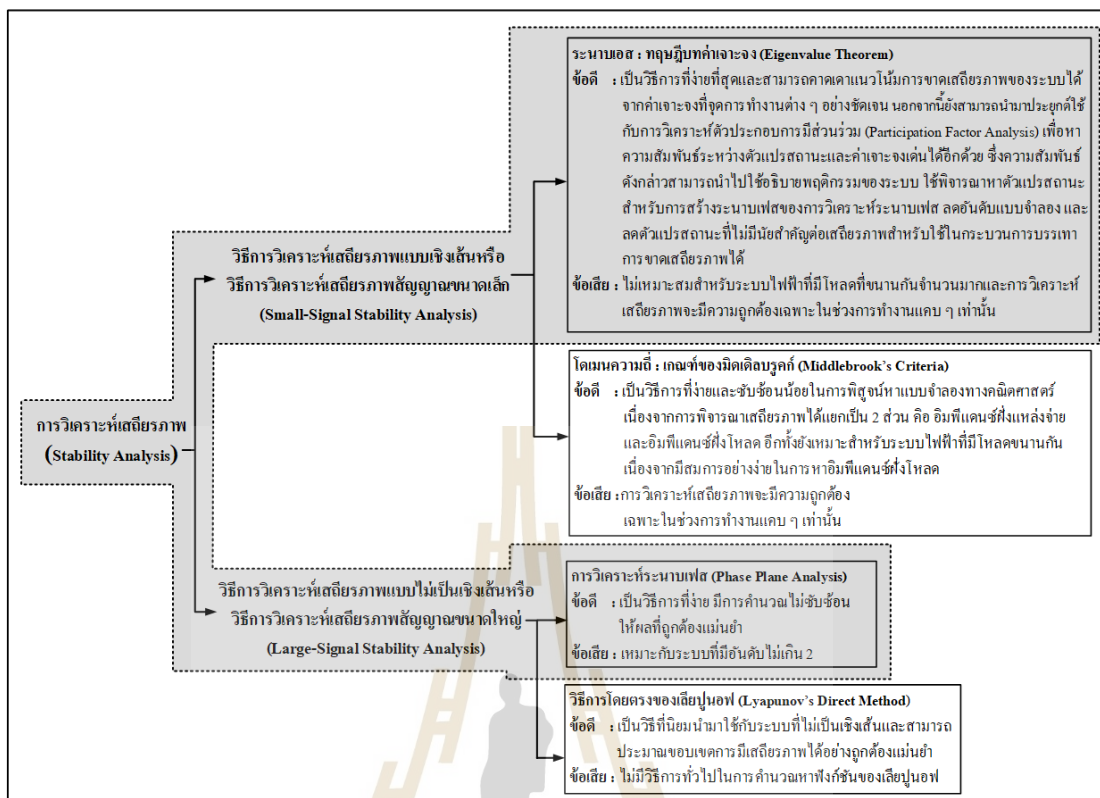
ตารางที่ 2.4 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้า (ต่อ)

ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.)	คณะผู้วิจัย	สาระสำคัญของงานวิจัย
2012	Griffo, A., and Wang, J.	บทความนี้นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดใหญ่ของระบบไฟฟ้ากำลังเอซีเป็นดีซีในระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีระบบจำหน่ายแบบผสม โดยพิจารณาให้พฤติกรรมของวงจรอิเล็กทรอนิกส์กำลังทั้งหมดของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินรวมเป็นหนึ่งโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวแบบอุดมคติ ซึ่งจะมุ่งเน้นในการประมาณขอบเขตของการมีเสถียรภาพแบบเชิงเส้นกำกับจากฟังก์ชันเลียปูนอฟที่คำนวณได้โดยอาศัยวิธีการที่นำเสนอโดยเบร์ยทันและมอเซอร์
2014	Riccobono, A., and Santi, E.	บทความนี้นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบจำหน่ายกำลังไฟฟ้าแบบกระแสตรงด้วยเกณฑ์ของมิตเดิลบรูกและเกณฑ์ของไนควิสต์ พร้อมทั้งได้เปรียบเทียบผลการวิเคราะห์เสถียรภาพที่ได้จากเกณฑ์ทั้งสอง
2016	Gao, F., and Bozhko, S.V.	บทความนี้นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็กของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 V ด้วยเกณฑ์ของมิตเดิลบรูก และได้นำเสนอผลการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบ
2018	Pakdeeto, J., Areerak, K., and Areerak, K.	บทความนี้นำเสนอการสร้างแบบจำลองและการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็กของระบบโครงข่ายกำลังไฟฟ้ากระแสตรงขนาดเล็กด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง พร้อมทั้งดำเนินการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองและผลการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการจำลองสถานการณ์บนโปรแกรม MATLAB

ตารางที่ 2.4 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้า (ต่อ)

ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.)	คณะผู้วิจัย	สาระสำคัญของงานวิจัย
2021	Suyapan, A., Areerak, K., Bozhko, S., Yeoh, S.S., and Areerak, K.	บทความนี้ได้นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็กและสัญญาณขนาดใหญ่โดยใช้ทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการวิเคราะห์ระนาบเฟสสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 V และมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีลูยกเล็ก พร้อมทั้งยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบดังกล่าวด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์และชุดทดสอบจริงจากห้องปฏิบัติการ
2022	Phosung, R., Areerak, K., Sopapirm, T., and Areerak, K.	บทความนี้ได้นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็กด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงของระบบไฟฟ้ากำลังเอซีเป็นดีซีที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยอุปกรณ์ไปหนักร่วมกับวิธีการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัวยิ่งไปกว่านั้นยังได้วิเคราะห์ถึงตัวแปรสถานะที่ส่งผลต่อค่าเจาะจงเด่นของระบบที่ได้จากทฤษฎีบทค่าเจาะจงด้วยการวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม สำหรับการยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบดังกล่าวจะอาศัยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์และชุดทดสอบจริงจากห้องปฏิบัติการ

จากปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยในอดีตที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังดังตารางที่ 2.4 สามารถสรุปเป็นแผนภาพการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังได้ดังรูปที่ 2.9 ซึ่งจากรูปจะพบว่า การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลังที่นิยมใช้ในปัจจุบันสามารถจำแนกออกเป็น 2 วิธีคือ วิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเชิงเส้นหรือวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็ก (small-signal stability analysis) และวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้นหรือวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดใหญ่ (large-signal stability analysis) โดยวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเชิงเส้นจะอาศัยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้น (linearization) เพื่อเปลี่ยนแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นให้เป็นแบบจำลองที่เป็นเชิงเส้นสำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ศึกษา ซึ่งประกอบไปด้วย 2 แนวทางที่นิยมใช้กันในปัจจุบันคือ



รูปที่ 2.9 แผนภาพสรุปการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้า

แนวทางที่ 1 การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเฉพาะบนระนาบออส (eigenvalue theory) ซึ่งเป็นแนวทางการวิเคราะห์เสถียรภาพที่ง่ายที่สุดและยังสามารถคาดเดาแนวโน้มการขาดเสถียรภาพของระบบผ่านการพิจารณาวิถีการเคลื่อนที่ของค่าเฉพาะได้อีกด้วย แต่มีข้อจำกัดคือ เมื่อระบบไฟฟ้าที่ศึกษามีการเพิ่มจำนวนโหลดในลักษณะของการต่อขนานกันมากขึ้น จะทำให้การวิเคราะห์เสถียรภาพมีความยุ่งยาก เนื่องจากต้องดำเนินการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ใหม่ทั้งระบบ ด้วยเหตุผลดังกล่าวจึงได้มีการศึกษาเสถียรภาพของระบบดังกล่าวด้วยแนวทางที่ 2 การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยเกณฑ์ของมิดเดิลบรูคบนโดเมนความถี่ (Middlebrook's criteria) ซึ่งเป็นแนวทางที่อาศัยการวิเคราะห์อิมพีแดนซ์ทางฝั่งแหล่งจ่ายหรือเอาต์พุตอิมพีแดนซ์ (output impedance) และอิมพีแดนซ์ทางฝั่งโหลดหรืออินพุตอิมพีแดนซ์ (input impedance) ของระบบ โดยหากโหลดของระบบมีการเปลี่ยนแปลงจะอาศัยเพียงการคำนวณหาอินพุตอิมพีแดนซ์ด้วยสมการอย่างง่ายเท่านั้น ในขณะที่เอาต์พุตอิมพีแดนซ์ของระบบยังคงเหมือนเดิม อย่างไรก็ตามทั้ง 2 แนวทางมีข้อเสียเช่นเดียวกันคือ ผลการวิเคราะห์เสถียรภาพจะมีความคลาดเคลื่อนภายใต้การเปลี่ยนแปลงจุดปฏิบัติงานที่กว้าง ยกตัวอย่างเช่น สภาวะผิดปกติของระบบไฟฟ้ากำลังและสภาวะที่โหลดมีการเปลี่ยนแปลงแบบทันทีทันใด เป็นต้น ในส่วนของวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็น

เชิงเส้นจะเป็นการวิเคราะห์เสถียรภาพผ่านแบบจำลองไม่เป็นเชิงเส้นของระบบโดยไม่จำเป็นต้องอาศัยกระบวนการทำให้เป็นเชิงเส้น ซึ่งจะประกอบไปด้วย 2 แนวทางที่นิยมใช้กันอย่างแพร่หลาย นั่นคือ แนวทางที่ 1 การวิเคราะห์ระนาบเฟส (phase plane analysis) เป็นวิธีการทางกราฟฟิกที่จะสร้างการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ (trajectory) ลงบนระนาบเฟส (phase plane) โดยอาศัยการหาผลเฉลยสมการอนุพันธ์ของระบบจากเงื่อนไขเริ่มต้นที่พิจารณา จากนั้นจะดำเนินการพิจารณาเสถียรภาพของระบบจากการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ ซึ่งเป็นวิธีการที่ง่ายและได้ผลที่มีความถูกต้องแม่นยำสูง นอกจากนี้ยังสามารถแสดงถึงการตอบสนองทางพลวัตของระบบได้อีกด้วย แต่ข้อเสียของการวิเคราะห์ระนาบเฟสคือ เป็นวิธีการที่เหมาะสมสำหรับนำมาประยุกต์ใช้กับระบบที่มีอันดับไม่เกิน 2 เท่านั้น แนวทางที่ 2 การวิเคราะห์เสถียรภาพโดยตรงของเลียปูนอฟ (Lyapunov's direct method) เป็นแนวทางที่นิยมใช้ในการตรวจสอบเสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นเป็นอย่างมาก เนื่องจากให้ผลการวิเคราะห์เสถียรภาพที่มีความถูกต้องแม่นยำสูง อีกทั้งยังสามารถประมาณขอบเขตของการมีเสถียรภาพแบบเชิงเส้นกำกับ (Region of Asymptotic Stability : RAS) ได้อีกด้วย อย่างไรก็ตาม แนวทางนี้จำเป็นต้องคำนวณหาฟังก์ชันพลังงานของเลียปูนอฟเพื่อนำไปใช้วิเคราะห์เสถียรภาพตามทฤษฎีการมีเสถียรภาพของเลียปูนอฟ ซึ่งข้อเสียของแนวทางนี้คือ ไม่มีวิธีการทั่วไปในการหาฟังก์ชันพลังงานของเลียปูนอฟ ดังนั้นอาจจะต้องลองผิดลองถูก (trial and error) โดยพิจารณาเป็นกรณี ๆ ไป เพื่อให้ได้วิธีการที่เหมาะสมสำหรับการคำนวณหาฟังก์ชันพลังงานของเลียปูนอฟสำหรับระบบนั้น ๆ จากที่กล่าวมาข้างต้นจะพบว่าแต่ละวิธีมีทั้งข้อดีและข้อเสียที่แตกต่างกันออกไป สำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้เลือกการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเชิงเส้นโดยอาศัยทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้นด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟสเพื่อวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา โดยทฤษฎีบทค่าเจาะจงเป็นแนวทางที่ง่ายที่สุดและสามารถนำไปประยุกต์ใช้ในการทำนายแนวโน้มการขาดเสถียรภาพของระบบได้อย่างถูกต้อง อีกทั้งยังสามารถนำมาประยุกต์ใช้ได้กับการวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม (Participation Factor analysis : PF) ซึ่งเป็นเทคนิคการวิเคราะห์แบบโมเดล (modal analysis techniques) เพื่อวิเคราะห์หาตัวแปรสถานะ (state-variable) ที่มีอิทธิพลต่อค่าเจาะจงเด่นของระบบหรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือค่าเจาะจงที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบโดยตรง ซึ่งถือได้ว่าเป็นข้อมูลทางเสถียรภาพที่มีประโยชน์ต่อการวิเคราะห์เสถียรภาพและการบรรเทาการขาดเสถียรภาพเป็นอย่างมาก ในส่วนของการวิเคราะห์ระนาบเฟสไม่เพียงแต่สามารถวิเคราะห์หาจุดขาดเสถียรภาพได้เท่านั้น แต่ยังสามารถพิจารณาขนาดของแอมพลิจูดที่มีการสั่นไกวของผลตอบสนองได้อย่างถูกต้องแม่นยำ ซึ่งเหมาะสำหรับนำไปใช้ตรวจสอบผลตอบสนองของระบบที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการจำลองสถานการณ์ภายใต้กรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ซึ่งเป็นมาตรฐานสากลที่ใช้กันอย่างแพร่หลายสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น โดยกระบวนการในการตรวจสอบดังกล่าวนี้จะสามารถดำเนินการได้ผ่านการวิเคราะห์ระนาบเฟสเท่านั้น ในขณะที่การวิเคราะห์

เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงไม่สามารถทำได้ ดังนั้นการวิเคราะห์ระบบเฟสจึงเป็นสิ่งที่จำเป็นอย่างยิ่งกับงานวิจัยวิทยานิพนธ์ นอกจากนี้ยังเป็นการแสดงให้เห็นว่า ผลการวิเคราะห์เสถียรภาพทั้ง 2 แนวทางดังกล่าวมีความสอดคล้องกันอย่างเห็นได้ชัด อย่างไรก็ตามการวิเคราะห์เสถียรภาพดังกล่าวทำได้เพียงคาดเดาจุดที่ทำให้ระบบขาดเสถียรภาพเท่านั้น แต่ไม่สามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อในระดับพิกัดกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นได้ ดังนั้นจึงมีความจำเป็นในการบรรเทาการขาดเสถียรภาพเพื่อกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีต่อระบบไฟฟ้า ซึ่งงานวิจัยที่เกี่ยวกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อ 2.6 ต่อไป

2.6 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพและงานวิจัยที่ได้รับการพัฒนาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์

การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่มีความถูกต้องแม่นยำ สามารถทำนายจุดปฏิบัติการของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพได้ แต่ไม่สามารถทำให้ระบบไฟฟ้ามีขีดความสามารถในการจ่ายโหลดในระดับกำลังที่สูงขึ้นจนถึงค่าพิกัดได้ โดยไม่ประสบปัญหาจากการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้ศึกษาการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าตั้งแต่อดีตจนถึงปัจจุบัน พร้อมทั้งหาแนวการต่อยอดและพัฒนาเพื่อประยุกต์ใช้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ จากการศึกษาค้นคว้างานวิจัยในอดีตจนถึงปัจจุบันสามารถแสดงเป็นปรัทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องได้ดังตารางที่ 2.5

ตารางที่ 2.5 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้า

ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.)	คณะผู้วิจัย	สาระสำคัญของงานวิจัย
2005	Liu, X.Y., and Forsyth, A.J.	บทความนี้แนะนำการสร้างเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังดีซีเป็นเอซีที่จ่ายโหลดมอเตอร์ไฟฟ้า กระแสตรงไร้แปรงถ่านด้วยตัวควบคุมการสร้างเสถียรภาพระบบไม่เป็นเชิงเส้น ซึ่งถือเป็นการชดเชยแบบแอคทีฟทางฝั่งโหลดที่อาศัยการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นในการฉีดสัญญาณการสร้างเสถียรภาพไปยังลูบควบคุมกระแสของวงจรอินเวอร์เตอร์ที่จ่ายโหลดมอเตอร์

ตารางที่ 2.5 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้า (ต่อ)

ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.)	คณะผู้วิจัย	สาระสำคัญของงานวิจัย
2007	Liu, X.Y., Forsyth, A.J., and Cross, A.M.	บทความนี้นำเสนอการสร้างเสถียรภาพด้านโหลดของระบบไฟฟ้ากำลังดีซีเป็นเอซีที่จ่ายโหลดมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงไร้แปรงถ่านด้วยตัวชดเชยค่าความต้านทานอินพุตเชิงลบที่อาศัยการฉีดสัญญาณชดเชยไปยังลูบควบคุมกระแสของวงจรอินเวอร์เตอร์ที่จ่ายโหลดมอเตอร์เพื่อปรับเปลี่ยนอิมพีแดนซ์ของโหลด
2008	Usman Iftikhar, M., Godoy, E., Lefranc, P., Sadarnac, D., and Karimi, C.	บทความนี้นำเสนอการสร้างเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังดีซีเป็นดีซีโดยอาศัยตัวควบคุมการป้อนกลับสถานะร่วมกับวิธีการวางตำแหน่งโพลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งถือได้ว่าเป็นการชดเชยแบบแอคทีฟทางฝั่งโหลด
2009	Rahimi, A.M., and Emadi, A.	บทความนี้เสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของวงจรแปลงผันแบบบัก-บูสต์ และวงจรแปลงผันแบบบัก-บูสต์ที่จ่ายโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวขนานกับโหลดตัวต้านทานด้วยวิธีการห่วงแบบแอคทีฟ ซึ่งเป็นวิธีการที่อาศัยการสร้างตัวต้านทานเสมือนเพิ่มเข้าไปยังวงจรกรองเพื่อเพิ่มผลการห่วงของระบบ
2010	Rahimi, A.M., Williamson, G.A., and Emadi, A.	บทความนี้ได้นำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของวงจรแปลงผันแบบบักที่มีโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวขนานกับโหลดตัวต้านทานด้วยเทคนิคลูบยกเล็ก ซึ่งเป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพมากที่สุดในปัจจุบันเนื่องจากสามารถชดเชยผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้โดยตรง

ตารางที่ 2.5 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้า (ต่อ)

ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.)	คณะผู้วิจัย	สาระสำคัญของงานวิจัย
2011	Kim, S., and Williamson, S. S.	บทความนี้นำเสนอการชดเชยแบบแอคทีฟด้านแหล่งจ่ายด้วยการควบคุมตำแหน่งค่าเจาะจงเด่นเพื่อชดเชยอิมพีแดนซ์เชิงลบในระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสตรง
2012	Magne, P., Marx, D., Nahid-Mobarakeh, B., and Pierfederic, S.	บทความนี้นำเสนอการสร้างเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังเอซีเป็นดีซีที่มีโหลดเป็นวงจรอินเวอร์เตอร์ที่เชื่อมต่อกับมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสด้วยการชดเชยแบบแอคทีฟด้านโหลดโดยอาศัยตัวเก็บประจุเสมือนเพื่อเติมการหน่วงในวงจรกรอง
2012	Mohamed, Y.A-R.I., Radwan, A.A.A., and Lee, T.K.	บทความนี้นำเสนอการสร้างเสถียรภาพระบบไฟฟ้ากำลังดีซีเป็นเอซีที่ขับเคลื่อนมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสแบบ PMSM ด้วยวิธีอาร์วีซีแบบดั้งเดิมและแบบปรับปรุง โดยจะมุ่งเน้นไปที่การเปรียบเทียบสมรรถนะการควบคุมความเร็วรอบที่ได้จาก 2 วิธีการ
2013	Zhang, X., Ruan, X., Kim, H., and Tse, K.T.	บทความนี้นำเสนอการสร้างเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังดีซีเป็นดีซีโดยอาศัยการเพิ่มวงจรช่วยที่เรียกว่า วงจรแปลงผันตัวเก็บประจุแบบแอคทีฟระหว่างวงจรฝั่งแหล่งจ่ายและฝั่งโหลด เพื่อทำการปรับเปลี่ยนเอาต์พุตอิมพีแดนซ์ของระบบให้มีค่าลดลง หรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือเป็นการเพิ่มการหน่วงให้กับวงจรกรอง

ตารางที่ 2.5 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้า (ต่อ)

ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.)	คณะผู้วิจัย	สาระสำคัญของงานวิจัย
2015	Wu, M., and D. D. C., Lu.	บทความนี้นำเสนออุปสรรคไปหน้าในการสร้างเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังดีซีเป็นดีซีที่มีการเชื่อมต่อโหลดวงจรแปลงผันแบบบัสผ่านวงจรกรองสัญญาณดีซี ซึ่งเป็นการชดเชยแบบแอคทีฟด้านโหลดที่มีประสิทธิภาพที่สุดเนื่องจากสามารถชดเชยผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงจนถึงค่าพิกัดได้ นอกจากนี้ยังได้นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพโดยใช้แผนภาพไนควิสต์และเกณฑ์ของมิตเดิลบรูค์พร้อมทั้งยืนยันผลการวิเคราะห์ทั้งหมดด้วยชุดทดสอบจริง
2016	Zhang, X., Zhong, Q-C., and Ming, W-L.	บทความนี้แนะนำการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวในกรณีที่แหล่งจ่ายของระบบมีการเปลี่ยนแปลงโดยอาศัยวิธีการควบคุมอิมพีแดนซ์เสมือนขนานกันเชิงปรับตัว พร้อมทั้งได้วิเคราะห์เสถียรภาพและยืนยันผลการสร้างเสถียรภาพโดยใช้เกณฑ์ของมิตเดิลบรูค์และผลจากชุดทดสอบจริง ตามลำดับ
2017	Sopapim, T., Areerak K-N., and Areerak K-L.	บทความนี้แนะนำการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของวงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ไม่มีการควบคุมที่เชื่อมต่อโหลดวงจรแปลงผันแบบบัสที่มีการควบคุมแรงดันเอาต์พุตโดยอาศัยการประยุกต์ใช้วิธีการหวนแบบแอคทีฟร่วมกับวงจรช่วยพร้อมทั้งดำเนินการตรวจสอบเสถียรภาพผ่านทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการวิเคราะห์ระนาบเฟส นอกจากนี้ยังได้ยืนยันผลการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบด้วยชุดทดสอบจริง

ตารางที่ 2.5 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้า (ต่อ)

ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.)	คณะผู้วิจัย	สาระสำคัญของงานวิจัย
2018	Areerak, K-N., Sopapirm, T., Bozhko, S.V., Hill, C. I., Suyapan, A., and Areerak, K-L	บทความนี้ได้นำเสนอการสร้างเสถียรภาพที่มีการปรับตัวด้วยวิธีอุปยกเล็กในกรณีที่โหลดของวงจรแปลงผันกำลังไฟฟ้าเอซีเป็นดีซีที่ไม่มีการควบคุมมีการเปลี่ยนแปลง พร้อมทั้งวิเคราะห์เสถียรภาพโดยใช้ทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการวิเคราะห์ระนาบเฟส นอกจากนี้ยังได้มีการยืนยันผลการสร้างเสถียรภาพของระบบดังกล่าวด้วยชุดทดสอบจากห้องปฏิบัติการ
2018	Sopapirm, T.	บทความนี้เสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพทางฝั่งโหลดของวงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ไม่มีการควบคุมและมีโหลดเป็นวงจรแปลงผันแบบบักที่มีการควบคุมด้วยการประยุกต์ใช้วิธีการห่วงแบบแอกทีฟเพื่อเพิ่มค่าความต้านทานเสมือนในวงจรกรอง
2021	Pakdeeto, J., Areerak, Bozhko, S., and Areerak, K.	บทความนี้ได้นำเสนอการสร้างเสถียรภาพของระบบโครงข่ายกำลังไฟฟ้ากระแสตรงขนาดเล็กด้วยเทคนิคอุปยกเล็ก พร้อมทั้งดำเนินการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็กโดยใช้ทฤษฎีบทค่าเจาะจง นอกจากนี้ยังได้มีการยืนยันผลการสร้างเสถียรภาพของระบบดังกล่าวด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์และชุดทดสอบจริงจากห้องปฏิบัติการ

ตารางที่ 2.5 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้า (ต่อ)

ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.)	คณะผู้วิจัย	สาระสำคัญของงานวิจัย
2021	Roy, R., and Kapat S.	บทความนี้นำเสนอวิธีการฉีดแรงดันกระแสเพื่อใช้ในการสร้างเสถียรภาพของระบบส่งจ่ายไฟฟ้ากำลังดีซีเป็นดีซีที่เชื่อมต่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวผ่านวงจรแปลงผันแบบบูสต์ที่มีการควบคุมหรือเรียกว่าวงจรแปลงผันบัสตรงกลาง โดยจะมุ่งเน้นในการสร้างเสถียรภาพเมื่อวงจรแปลงผันบัสตรงกลางและโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีการเพิ่มจำนวนมากขึ้น พร้อมทั้งดำเนินการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยเกณฑ์ของมิตเดิลบรูค และยืนยันผลการสร้างเสถียรภาพของระบบดังกล่าวด้วยชุดทดสอบจริง
2021	Suyapan, A., Areerak, K., Bozhko, S., Yeoh, S.S., and Areerak, K.	บทความนี้ได้นำเสนอการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีลูบยกเล็กในกรณีที่โหลดของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 V มีการเปลี่ยนแปลง พร้อมทั้งดำเนินการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็กและสัญญาณขนาดใหญ่โดยใช้ทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการวิเคราะห์ระนาบเฟส ตามลำดับ นอกจากนี้ยังได้มีการยืนยันผลการสร้างเสถียรภาพของระบบดังกล่าวด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์และชุดทดสอบจริงจากห้องปฏิบัติการ

ตารางที่ 2.5 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้า (ต่อ)

ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.)	คณะผู้วิจัย	สาระสำคัญของงานวิจัย
2022	Phosung, R., Areerak, K., Sopapirm, T., and Areerak, K.	บทความนี้ได้นำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังเอซีเป็นดีซีที่มีโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวขนานกันโดยอาศัยอุปกรณ์ไปหน้าร่วมกับวิธีการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว พร้อมทั้งดำเนินการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็กด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง นอกจากนี้ยังได้วิเคราะห์ถึงตัวแปรสถานะที่ส่งผลต่อค่าเจาะจงของระบบด้วยเทคนิคการวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วม สำหรับการยืนยันผลการสร้างเสถียรภาพของระบบดังกล่าวจะอาศัยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์และผลจากชุดทดสอบจริงในห้องปฏิบัติการ

จากการสำรวจปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้างดังตารางที่ 2.5 สามารถสรุปเป็นแผนภาพการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าแสดงได้ดังรูปที่ 2.10 ซึ่งแสดงให้เห็นว่า การบรรเทาการขาดเสถียรภาพไม่ว่าจะวิธีการใดก็ตามจะตั้งอยู่บนพื้นฐานแนวคิดเดียวกันคือ การเพิ่มการหน่วงของระบบ (system damping) เพื่อชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวผ่านการปรับเปลี่ยนองค์ประกอบภายในระบบที่ศึกษา (modifications) จากการศึกษางานวิจัยตั้งแต่อดีตจนถึงปัจจุบันได้มีการนำเสนอวิธีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพไว้ 2 วิธีการด้วยกันคือ วิธีที่ 1 วิธีแบบพาสซีฟ จะอาศัยการแก้ไขส่วนประกอบทางด้านฮาร์ดแวร์ (hardware modifications) ด้วยการลดค่าตัวเหนี่ยวนำหรือเพิ่มค่าตัวเก็บประจุของวงจรกรองดีซีผ่านการขนานหรืออนุกรม รวมทั้งการเพิ่มอุปกรณ์พาสซีฟ ได้แก่ การนำตัวต้านทานมาต่ออนุกรม หรือขนานกับตัวเก็บประจุไฟฟ้า หรือตัวเหนี่ยวนำในวงจรกรอง เพื่อเพิ่มการหน่วงให้กับระบบ ซึ่งจะส่งผลทำให้เสถียรภาพโดยรวมของระบบไฟฟ้ากำลังมีค่าเพิ่มขึ้น วิธีแบบพาสซีฟเป็นวิธีการที่ง่ายและไม่ซับซ้อนในการออกแบบและการนำไปใช้งานจริงในทางปฏิบัติ แต่มีข้อเสียคือ ทำให้น้ำหนัก ขนาด ราคา และกำลังงานสูญเสียของระบบมีค่าเพิ่มสูงมากขึ้น ซึ่งจะส่งผลทำให้สมรรถนะการทำงานของระบบโดยรวมลดลง วิธีที่ 2 วิธีแบบแอ็กทีฟเป็นวิธีการที่อาศัยการเพิ่มตัวชดเชยที่ทำให้ระบบมีเสถียรภาพในโครงสร้างการควบคุม (control structures modifications) ซึ่งเป็นวิธีที่มีประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือสูงเมื่อเทียบกับ

วิธีแบบพาสซีฟเนื่องจากไม่มีการปรับเปลี่ยนส่วนประกอบทางด้านฮาร์ดแวร์ โดยวิธีการนี้สามารถจำแนกได้ 3 แนวทาง ดังแสดงในตารางที่ 2.6 แนวทางที่ 1 การชดเชยแบบแอคทีฟด้านแหล่งจ่าย (active compensation at feeder side) เป็นแนวทางที่อาศัยการสร้างสัญญาณชดเชย (compensation signal) หรือสัญญาณการบรรเทา (mitigation signal) บ้อนเข้าไปในโครงสร้างของระบบควบคุมด้านแหล่งจ่ายเพื่อสร้างผลการหน่วง (damping effect) ซึ่งทำให้การหน่วงของระบบมีค่าเพิ่มมากขึ้น นั่นคือ ทำให้ระบบมีเสถียรภาพมากขึ้น อย่างไรก็ตามแนวทางดังกล่าวเมื่อนำมาประยุกต์ใช้กับวงจรแปลงผันกำลังที่ไม่สามารถควบคุมได้ ดังเช่น วงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบบริดจ์ (three-phase diode rectifier) และวงจรเรียงกระแสหนึ่งเฟสแบบบริดจ์ (single-phase diode rectifier) จะไม่สามารถทำการชดเชยผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้ เนื่องจากอุปกรณ์สวิตช์ในวงจรเรียงกระแสไม่สามารถควบคุมได้ผ่านสัญญาณควบคุมจากวงจรภายนอก แนวทางที่ 2 คือ การชดเชยแบบแอคทีฟด้านโหลด (active compensation at CPL side) ซึ่งจะอาศัยหลักในการเพิ่มผลการหน่วงให้กับระบบเช่นเดียวกับการหน่วงแบบแอคทีฟด้านแหล่งจ่าย แต่จะนำสัญญาณการบรรเทาที่สร้างขึ้นไปบ้อนให้กับโครงสร้างของระบบควบคุมด้านโหลดแทน โดยแนวทางนี้มีข้อดีคือ สามารถประยุกต์ใช้ได้กับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวทุกประเภท แต่มีข้อเสียคือ จะทำให้สมรรถนะการควบคุมการทำงานของโหลดลดลง ดังนั้น หากวงจรด้านแหล่งจ่ายของระบบที่ศึกษาประกอบด้วยวงจรแปลงผันกำลังที่ไม่สามารถควบคุมได้และสมรรถนะการทำงานของโหลดเป็นสิ่งสำคัญ การชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจำเป็นต้องพึ่งพาแนวทางที่ 3 คือ การชดเชยแบบแอคทีฟด้วยวงจรช่วย (active compensation using auxiliary circuits) โดยแนวทางนี้จะดำเนินการเพิ่มอุปกรณ์ (additional device) หรือวงจรช่วย (auxiliary circuits) ระหว่างด้านแหล่งจ่ายและด้านโหลดของระบบ ซึ่งส่งผลให้เกิดกำลังงานสูญเสียในระบบและทำให้ประสิทธิภาพของระบบโดยรวมลดต่ำลง จากที่กล่าวมาข้างต้นจะเห็นว่าแต่ละวิธีมีทั้งข้อดีและข้อเสีย รวมทั้งความเหมาะสมกับระบบไฟฟ้าที่ศึกษาแตกต่างกันออกไป สำหรับในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะพิจารณาการชดเชยแบบแอคทีฟด้านแหล่งจ่ายด้วยเทคนิคลูปยกเลิก (loop-cancellation technique) เนื่องจากเป็นวิธีการที่สามารถชดเชยผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้โดยตรงจึงทำให้ระบบไฟฟ้าที่ศึกษามีขีดความสามารถในการจ่ายระดับกำลังไฟฟ้าได้สูงจนถึงค่าพิกัดของระบบ โดยทั่วไปการบรรเทาการขาดเสถียรภาพจะวิเคราะห์และออกแบบให้เหมาะสมสำหรับการชดเชยผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ณ จุดปฏิบัติงานจุดใดจุดหนึ่งเท่านั้น หากระบบที่ศึกษามีการเปลี่ยนแปลงจุดปฏิบัติงานอันเนื่องมาจากการเพิ่มขึ้นของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวโดยที่ค่าที่ออกแบบไว้ไม่แปรเปลี่ยนตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลด อาจทำให้ระบบที่มีเสถียรภาพกลับมาขาดเสถียรภาพอีกครั้ง ดังนั้นจึงมีความจำเป็นในการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว (adaptive stabilization) เพื่อทำให้ระบบไฟฟ้าที่ศึกษาสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดช่วงการทำงานภายใต้ระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดของระบบ

ตารางที่ 2.6 ข้อดีและข้อเสียของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยวิธีแบบแยกทีฟ

แนวทาง	ข้อดี	ข้อเสีย
การชดเชยแบบแยกทีฟด้านแหล่งจ่าย	ไม่ทำให้สมรรถนะการทำงานของโหลดลดลง	ไม่สามารถประยุกต์ใช้ได้กับระบบที่ไม่มีลูปควบคุมด้านแหล่งจ่าย
การชดเชยแบบแยกทีฟด้านโหลด	สามารถประยุกต์ใช้ได้กับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวทุกประเภท	ทำให้สมรรถนะการทำงานของโหลดลดลง
การชดเชยแบบแยกทีฟด้วยวงจรช่วย	สามารถประยุกต์ใช้ได้กับระบบที่ไม่มีลูปควบคุมด้านแหล่งจ่าย และไม่ทำให้สมรรถนะการทำงานของโหลดลดลง	ทำให้เกิดกำลังงานสูญเสียในระบบและทำให้ประสิทธิภาพของระบบโดยรวมลดต่ำลง

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้มีการนำเสนอตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันมีอยู่มากมายหลากหลายแนวทาง ซึ่งสามารถจำแนกได้ตามพฤติกรรมการทำงานของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาได้ 2 กรณีหลัก ๆ ดังแสดงในตารางที่ 2.7 คือ กรณีที่ 1 แหล่งจ่ายของระบบมีการเปลี่ยนแปลงหรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือความถี่เรโซแนนซ์ของวงจรกรองมีการเปลี่ยนแปลง โดยการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวสำหรับกรณีที่ 1 จะใช้วิธีการควบคุมอิมพีแดนซ์เสมือนขนานกันเชิงปรับตัวซึ่งเป็นการชดเชยแบบแยกทีฟด้านโหลดที่อาศัยหลักการในการค้นหาและตรวจจับค่าความถี่เรโซแนนซ์ของวงจรกรองที่เปลี่ยนไป อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงของวงจรทางฝั่งแหล่งจ่ายเพื่อนำไปใช้ในกระบวนการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ภายใต้เงื่อนไขสมรรถนะการควบคุมของโหลดลดลงน้อยที่สุด แต่มีข้อจำกัดคือ การออกแบบตัวควบคุมพีไอที่ใช้สำหรับการค้นหาค่าความถี่เรโซแนนซ์มีความยุ่งยากซับซ้อน หากค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมดังกล่าวมีค่าไม่เหมาะสมจะส่งผลทำให้การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวเกิดความผิดพลาดได้ กรณีที่ 2 โหลดของระบบมีการเปลี่ยนแปลง โดยการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวสำหรับกรณีที่ 2 นี้สามารถแบ่งออกได้ 2 แนวทางนั่นคือ แนวทางที่ 1 การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อาศัยสมการที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (closed-form equation) เป็นแนวทางที่อาศัยสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยการพิสูจน์มาจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ โดยสมการดังกล่าวจะเป็นสมการอย่างง่ายของค่าอัตราขยายสำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ซึ่งจะแปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีการเปลี่ยนแปลงไป โดยแนวทางนี้มีข้อดีคือ สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวสามารถใช้สำหรับการสร้างเสถียรภาพของระบบได้ทุกกรณี ถึงแม้ว่าค่าพิกัดของระบบจะมีการเปลี่ยนแปลงไป อย่างไรก็ตามแนวทางดังกล่าวเมื่อนำมาประยุกต์ใช้กับระบบที่มีความซับซ้อน ยกตัวอย่างเช่น ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินและ

ระบบรางไฟฟ้า จะไม่สามารถหาสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบได้ แนวทางที่ 2 คือ การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อาศัยสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้จากการวิเคราะห์เสถียรภาพ (adaptive stabilization equation based stability analysis) โดยสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว สำหรับแนวทางนี้จะอยู่ในรูปของค่าอัตราขยายที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลด เช่นเดียวกับแนวทางที่ 1 เพียงแต่สมการดังกล่าวเป็นสมการโพลิโนเมียล (polynomial equation) ที่ได้มาจากการวิเคราะห์หาเส้นอเสถียรภาพ (instability line) ผ่านทฤษฎีบทค่าเจาะจง โดยแนวทางนี้มีข้อจำกัดคือ หากระบบไฟฟ้าที่ศึกษามีการเปลี่ยนแปลงพิกัดของระบบก็จำเป็นต้องหาสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวใหม่ สำหรับในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะดำเนินการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวโดยอาศัยสมการที่ได้จากการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงและจะเรียกแนวทางการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังกล่าวว่า “วิธีการแบบดั้งเดิม (conventional design method)” เนื่องจากระบบไฟฟ้าที่ศึกษาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์เป็นระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและแบตเตอรี่ ซึ่งมีความซับซ้อนและมีการเปลี่ยนแปลงระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวตามที่ได้กล่าวไว้แล้วข้างต้น อย่างไรก็ตามการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยแนวทางที่มีอยู่ในปัจจุบันไม่สามารถทำให้สมรรถนะการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงดีขึ้นได้ ยิ่งไปกว่านั้นอาจทำให้สมรรถนะการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงของระบบลดลงไม่เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้

ด้วยเหตุผลดังกล่าวข้างต้น งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้ประยุกต์ใช้แนวทางการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของ รัฐพล โพธิ์สังข์ และคณะ (Phosung, R., Areerak, K., Sopapirm, T., and Areerak, K., 2022) ที่นำวิธีการทางปัญญาประดิษฐ์ (Artificial Intelligence Technique : AI) มาใช้ในกระบวนการออกแบบค่าพารามิเตอร์ของลูปป้อนไปหน้า (feedforward loop) ที่มีนัยสำคัญต่อเสถียรภาพและสมรรถนะการควบคุมแรงดันของโหลดของระบบไฟฟ้ากำลังเอซีเป็นดีซีที่มีโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวขนานกัน มาพัฒนาและต่อยอดการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว (adaptive stabilization) โดยงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะใช้วิธีการทางปัญญาประดิษฐ์ที่เรียกว่า อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบูลาร์เชิงปรับตัว (Adaptive Tabu Search Algorithm : ATS) มาประยุกต์ใช้ในการออกแบบสัมประสิทธิ์ของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวเพื่อทำให้สมรรถนะการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงดีที่สุดเท่าที่จะเป็นไปได้และสอดคล้องตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ภายใต้เงื่อนไขการมีเสถียรภาพตลอดระยะทางและระยะเวลาทำการบิน ซึ่งถือได้ว่าเป็นงานวิจัยที่ต่อยอดจากในอดีตจนถึงปัจจุบัน และยังไม่มียานวิจัยใด ๆ ดำเนินการในลักษณะเช่นนี้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน วิธีการทางปัญญาประดิษฐ์วิธีการอื่น ๆ อาทิเช่น วิธีการค้นหาแบบจินเนติกอัลกอริทึม (Genetic Algorithm : GA) และวิธีการค้นหาแบบการเคลื่อนที่ของกลุ่มอนุภาค (Particle Swarm Optimization : PSO) ก็สามารถนำมาประยุกต์ใช้กับแนวทางการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้นำเสนอในวิทยานิพนธ์นี้ได้เช่นกัน

ตารางที่ 2.7 ข้อดีและข้อเสียของการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว

กรณีศึกษา	แนวทาง	ข้อดี	ข้อเสีย
แหล่งจ่ายของระบบมีการเปลี่ยนแปลง	การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยการควบคุมอิมพีแดนซ์เสมือนขนานกันเชิงปรับตัว	ไม่ก่อให้เกิดกำลังงานสูญเสียในระบบ	สมรรถนะการควบคุมของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวลดลงน้อยที่สุดและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวจะเกิดความผิดพลาดหากออกแบบตัวควบคุมแบบพีไอที่ใช้สำหรับค้นหาความถี่เรโซแนนซ์ของระบบไม่เหมาะสม
โหลดของระบบมีการเปลี่ยนแปลง	การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยสมการอย่างง่ายที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์	สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวรองรับการเปลี่ยนแปลงค่าพิกัดของระบบ	ไม่สามารถประยุกต์ใช้ได้กับระบบที่มีความซับซ้อนได้
โหลดของระบบมีการเปลี่ยนแปลง	การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยสมการอย่างง่ายที่ได้จากการวิเคราะห์เสถียรภาพ	ประยุกต์ใช้ได้กับระบบที่มีความซับซ้อน	สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวไม่รองรับการเปลี่ยนแปลงค่าพิกัดของระบบ

2.7 สรุป

ปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องที่ได้นำเสนอในบทที่ 2 เป็นการรวบรวมข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีต่อเสถียรภาพ แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลัง การวิเคราะห์เสถียรภาพ และการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง ซึ่งถือได้ว่าเป็นแนวทางและองค์ความรู้พื้นฐานที่สำคัญในการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและแบตเตอรี่ ให้สามารถชดเชยผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้อย่างมีประสิทธิภาพและให้ประสิทธิผลที่ดี

บทที่ 3

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง

3.1 บทนำ

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นและมีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงที่สามารถอธิบายพฤติกรรมทางพลวัตของระบบได้อย่างถูกต้องแม่นยำ มีความสำคัญอย่างยิ่งต่องานวิจัยด้านเสถียรภาพ ไม่ว่าจะเป็นการวิเคราะห์เสถียรภาพการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำทฤษฎีการแปลงแกนดีคิวของปาร์ค (Park's Transform) มาประยุกต์ใช้ในการสร้างแบบจำลองของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาทั้งในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุมและในกรณีที่มีตัวควบคุม พร้อมทั้งดำเนินการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองโดยอาศัยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ผ่านชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB เพื่อเป็นการเพิ่มความน่าเชื่อถือและยืนยันความถูกต้องของแบบจำลองที่ได้รับการพิสูจน์ขึ้นในบทนี้ ในส่วนของการออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษานั้นจะได้รับการอธิบายไว้อย่างละเอียดในหัวข้อที่ 3.3.4 โดยเนื้อหาในบทที่ 3 จะเป็นพื้นฐานที่สำคัญในการนำไปใช้ต่อยอดและพัฒนาสำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในบทที่ 4 ต่อไป

3.2 ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง

ระบบไฟฟ้าที่ศึกษาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 3.1 ซึ่งประกอบด้วย 6 ส่วนคือ ส่วนที่ 1 เครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร (Permanent Magnet Synchronous Generator : PMSG) ทำหน้าที่ผลิตไฟฟ้ากระแสสลับด้วยการเปลี่ยนพลังงานกลจากกังหัน (turbine) ของเครื่องยนต์ (engines) ให้เป็นพลังงานไฟฟ้า โดยที่ $R_{s,abc}$ และ $L_{s,abc}$ คือความต้านทานและความเหนี่ยวนำของขดลวดสเตเตอร์ภายในเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร ตามลำดับ ส่วนที่ 2 วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ (Active Front-End rectifier : AFE) จะทำหน้าที่ในการแปลงไฟฟ้ากระแสสลับจากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าไปเป็นไฟฟ้ากระแสตรงเพื่อเป็นแหล่งจ่ายกำลังไฟฟ้าให้กับโหลดต่าง ๆ บนเครื่องบิน

ส่วนที่ 3 ตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (DC-link capacitor) ทำหน้าที่ลดการกระเพื่อมของแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ได้จากวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟให้มีรูปสัญญาณที่ราบเรียบมากยิ่งขึ้น โดยที่ C_{dc} คือ ความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง ส่วนที่ 4 สายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (DC transmission line) โดยที่ R_c และ L_c คือ ความต้านทานและความเหนี่ยวนำของสายส่งกำลังไฟฟ้ากระแสตรง ตามลำดับ ส่วนที่ 5 โหลดต่าง ๆ ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ซึ่งประกอบด้วย ตู้ตัวเก็บประจุ (capacitor bank) โหลดความต้านทาน (resistive load) หรือโหลดอิมพีแดนซ์คงตัว (Constant Impedance Load : CIL) ซึ่งใช้แทนระบบป้องกันการกระชากของน้ำแข็งบนปีกเครื่องบิน และโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (Constant Power Load : CPL) ซึ่งเป็นส่วนประกอบโดยส่วนใหญ่ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน อาทิเช่น ปีกเล็กแก้อียง (Aileron) เบรกอากาศ (Spoiler/Air brake) หางเสือ (Rudder) ปีกเพิ่มลดแรงยก (Flap) และส่วนควบคุมแนวระดับ (Elevator) เป็นต้น โดยที่ C_b , R_L และ P_{CPL} คือ ความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง ความต้านทานของโหลด และกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวตามลำดับ และส่วนที่ 6 ตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินซึ่งเป็นตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิว (vector-controller on dq -axis) ที่ทำหน้าที่ในการควบคุมแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงและแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงให้มีค่าคงที่และสอดคล้องกับมาตรฐาน MIL-STD-704F จากที่กล่าวมาข้างต้นจะเห็นว่า ระบบไฟฟ้าที่ศึกษาในรูปที่ 3.1 จะประกอบด้วยโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว โดยโหลดประเภทนี้จะมีลักษณะเป็นค่าความต้านทานหรืออิมพีแดนซ์ติดลบที่สามารถลดทอนเสถียรภาพของระบบโดยตรง ดังนั้นการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจึงเป็นสิ่งที่จำเป็นอย่างมาก อย่างไรก็ตามการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบจำเป็นต้องพึ่งพาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ดังนั้นในลำดับถัดไปจะกล่าวถึงการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าที่ศึกษา ซึ่งจะได้รับการนำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 3.3

3.3.1 การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบในกรณีที่ไม่มี การควบคุม

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงด้วยทฤษฎีการแปลงดีคิวของปาร์คจะต้องอยู่ภายใต้สมมติฐานดังต่อไปนี้

1. ฮาร์โมนิก (harmonics) ที่เกิดขึ้นทั้งหมดในระบบจะไม่ถูกพิจารณา
2. มุมเหลื่อม (overlap angle : μ) ของอุปกรณ์สวิตช์ไอจีบีทีภายในวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟต้องมีค่าน้อยกว่า 60 องศา
3. วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟจะต้องทำงานภายใต้โหมดการนำกระแสต่อเนื่อง (continuous conduction mode : CCM) เท่านั้น
4. แอมพลิจูดของแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสต้องมีค่าคงที่และสมดุล

อันดับแรกพิจารณาเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร เมื่อทำการแปลงให้อยู่บนแกนดีคิวโดยอาศัยวิธีการแปลงของปาร์คจะได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรแสดงได้ดังสมการที่ (3-1) (Gao, F., and Bozhko, S.V., 2016; Suyapan, A., Areerak, K., Bozhko, S., Yeoh, S.S., and Areerak, K., 2021) จากนั้นทำการแปลงสมการดังกล่าวให้อยู่ในรูปวงจรไฟฟ้าพื้นฐาน ซึ่งทำให้ได้วงจรสมมูลบนแกนดีคิวของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรที่แสดงได้ดังในรูปที่ 3.2

$$\begin{cases} \frac{d}{dt} I_d = -\frac{R_s}{L_d} I_d + \frac{\omega_e L_q}{L_d} I_q - \frac{1}{L_d} V_d \\ \frac{d}{dt} I_q = -\frac{\omega_e L_d}{L_q} I_d - \frac{R_s}{L_q} I_q - \frac{1}{L_q} V_q + \frac{\omega_e \phi_m}{L_q} \end{cases} \quad (3-1)$$

เมื่อ R_s คือ ความต้านทานของขดลวดสเตเตอร์ (stator resistance)

L_d คือ ความเหนี่ยวนำบนแกนดี (inductance on d -axis)

L_q คือ ความเหนี่ยวนำบนแกนคิว (inductance on q -axis)

ϕ_m คือ ฟลักซ์เชื่อมโยง (flux linkage) ของแม่เหล็กถาวร

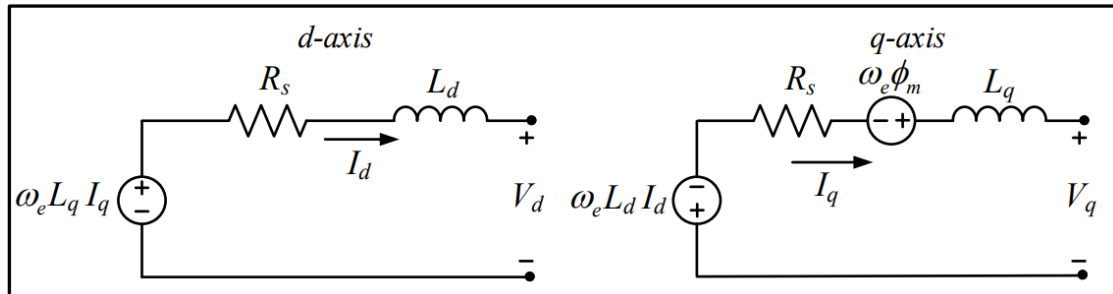
ω_e คือ ความเร็วเชิงมุมทางไฟฟ้าของโรเตอร์ (electrical rotor angular velocity)

I_d คือ กระแสสเตเตอร์บนแกนดี (stator current on d -axis)

I_q คือ กระแสสเตเตอร์บนแกนคิว (stator current on q -axis)

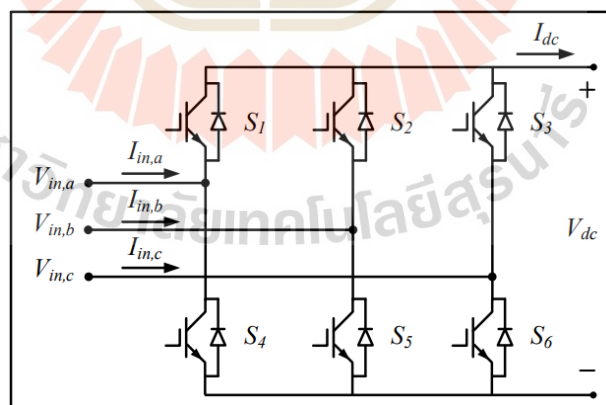
V_d คือ แรงดันสเตเตอร์บนแกนดี (stator voltage on d -axis)

V_q คือ แรงดันสเตเตอร์บนแกนคิว (stator voltage on q -axis)



รูปที่ 3.2 วงจรสมมูลของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรบนแกนดีคิว

ในลำดับต่อมาจะเป็นการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟที่มีสวิตช์ไอจีบีทีทั้งหมด 6 ตัวเป็นอุปกรณ์สวิตช์ ดังแสดงได้ในรูปที่ 3.3 โดยอุปกรณ์สวิตช์ดังกล่าวเป็นสาเหตุที่ทำให้แบบจำลองของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิที่ศึกษาเป็นแบบจำลองที่ขึ้นอยู่กัเวลา ดังนั้นผู้วิจัยจึงได้นำหลักการในการแปลงดีคิวของปาร์คมาประยุกต์ใช้ในการกำจัตสัญญาณการสวิตช์ของสวิตช์ดังกล่าว ซึ่งทำให้ได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กัเวลา และเหมาะสมกับการศึกษาเสถียรภาพของระบบ



รูปที่ 3.3 วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟ

จากรูปที่ 3.3 จะเห็นได้ว่า วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟจะทำหน้าที่ในการแปลงปริมาณไฟฟ้ากระแสสลับไปเป็นปริมาณไฟฟ้ากระแสตรง โดยความสัมพันธ์ระหว่างแรงดันไฟฟ้าอินพุต ($V_{in,abc}$) และแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุต (V_{dc}) ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟ

แสดงได้ดังสมการที่ (3-2) ในขณะที่ความสัมพันธ์ระหว่างกระแสไฟฟ้าอินพุต ($\mathbf{I}_{in,abc}$) และกระแสไฟฟ้าเอาต์พุต (I_{dc}) ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟแสดงได้ดังสมการที่ (3-3) สำหรับฟังก์ชันการสวิตช์สามเฟส (switching function : $\mathbf{M}_{abc}$) สามารถแสดงได้ดังสมการที่ (3-4)

$$\mathbf{V}_{in,abc} = \mathbf{M}_{abc} V_{dc} \quad (3-2)$$

$$\mathbf{I}_{in,abc} = \mathbf{M}_{abc} I_{dc} \quad (3-3)$$

$$\text{เมื่อ } \mathbf{V}_{in,abc} = \begin{bmatrix} V_{in,a} \\ V_{in,b} \\ V_{in,c} \end{bmatrix} \text{ และ } \mathbf{I}_{in,abc} = \begin{bmatrix} I_{in,a} \\ I_{in,b} \\ I_{in,c} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{M}_{abc} = \frac{m}{2} \begin{bmatrix} \sin(\omega t + \phi_{con.}) & \sin\left(\omega t - \frac{2\pi}{3} + \phi_{con.}\right) & \sin\left(\omega t - \frac{4\pi}{3} + \phi_{con.}\right) \end{bmatrix}^T \quad (3-4)$$

เมื่อ m คือ ค่าดัชนีการมอดูเลต (modulation index)

$\phi_{con.}$ คือ มุมเฟสที่บัสวงจรแปลงผัน (converter bus)

จากฟังก์ชันการสวิตช์ในสมการที่ (3-4) ทำการแปลงฟังก์ชันการสวิตช์ให้อยู่บนแกนดีคิว จะได้ฟังก์ชันการสวิตช์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาแสดงได้ดังสมการที่ (3-5)

$$\mathbf{M}_{dq} = \frac{m}{2} \begin{bmatrix} \cos(\phi - \phi_{con.}) \\ -\sin(\phi - \phi_{con.}) \end{bmatrix} \quad (3-5)$$

$$\text{เมื่อ } \mathbf{M}_{dq} = \begin{bmatrix} M_d \\ M_q \end{bmatrix} \text{ และ } \phi \text{ คือ มุมเฟสที่ใช้ในการหมุนแกนดีคิว}$$

พิจารณาความสัมพันธ์ระหว่างแรงดันไฟฟ้าอินพุตและแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟในสมการที่ (3-2) เมื่อใช้การแปลงดีคิวที่อาศัยการแปลงของปาร์ค

จะได้ความสัมพันธ์ของแรงดันไฟฟ้าของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟบนแกนดีคิว แสดงได้ดังสมการที่ (3-6)

$$\mathbf{V}_{in,dq} = \mathbf{M}_{dq} V_{dc} \quad (3-6)$$

$$\text{เมื่อ } \mathbf{V}_{in,dq} = \begin{bmatrix} V_{in,d} \\ V_{in,q} \end{bmatrix}$$

พิจารณาความสัมพันธ์ระหว่างกระแสไฟฟ้าอินพุตและกระแสไฟฟ้าเอาต์พุตของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟในสมการที่ (3-3) เมื่อใช้การแปลงดีคิวของปาร์ค จะได้ความสัมพันธ์ของกระแสไฟฟ้าของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟบนแกนดีคิว แสดงได้ดังสมการที่ (3-7)

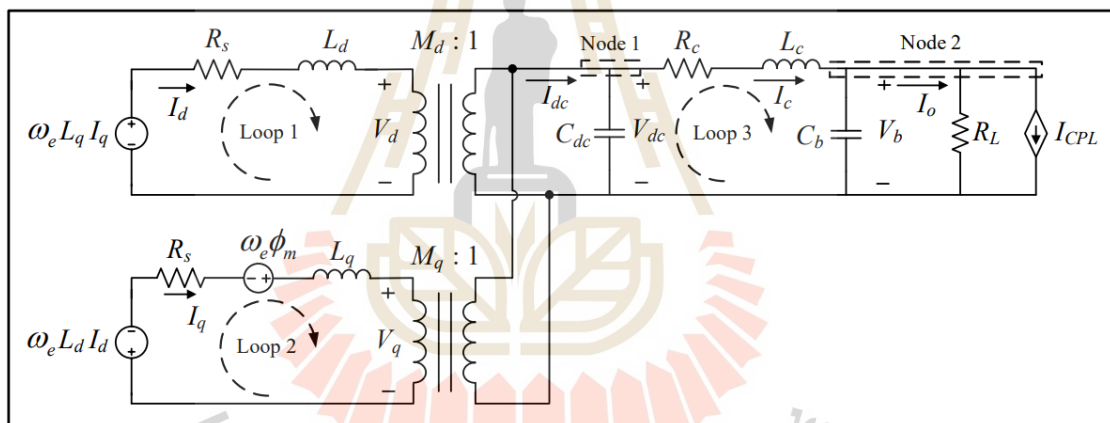
$$I_{dc} = \frac{3}{2} \mathbf{M}_{dq}^T \mathbf{I}_{in,dq} \quad (3-7)$$

$$\text{เมื่อ } \mathbf{I}_{in,dq} = \begin{bmatrix} I_{in,d} \\ I_{in,q} \end{bmatrix}$$

จากการวิเคราะห์สมการที่ (3-6) และ (3-7) ด้วยทฤษฎีพื้นฐานทางไฟฟ้า จะเห็นได้ว่า ความสัมพันธ์ของแรงดันและกระแสไฟฟ้าระหว่างอินพุตและเอาต์พุตที่ได้จะอยู่ในรูปของอัตราส่วนซึ่งกันและกันหรือคล้ายกันกับสมการอัตราส่วนของหม้อแปลงไฟฟ้า ดังนั้นจึงสามารถเขียนวงจรสมมูลของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟบนแกนดีคิวในรูปของหม้อแปลงไฟฟ้า ได้ดังรูปที่ 3.4

เมื่อ δ คือ มุมต่างเฟสระหว่างแรงดันไฟฟ้าภายใน (internal voltage) และแรงดันไฟฟ้าที่ขั้ว (terminal voltage) ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร

จากการใช้วิธีการแปลงของปาร์คเพื่อกำจัดผลการทำงานของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรและอุปกรณ์สวิตช์ไอจีบีทีทั้ง 6 ตัว ภายในวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอทฟตามที่ได้นำเสนอมาข้างต้น จึงทำให้ได้วงจรสมมูลอย่างง่ายบนแกนดีคิวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในรูปที่ 3.1 เป็นวงจรไฟฟ้ากระแสตรง ดังแสดงในรูปที่ 3.6 ซึ่งง่ายต่อการวิเคราะห์ห้วงจรด้วยกฎพื้นฐานทางไฟฟ้า ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำกฎแรงดันของเคอร์ชอฟฟ์ (Kirchhoff's Voltage Law : KVL) และกฎกระแสของเคอร์ชอฟฟ์ (Kirchhoff's Current Law : KCL) มาวิเคราะห์ห้วงรอบที่ 1 ถึงห้วงรอบที่ 3 (Loop 1 – Loop 3) และโนดที่ 1 ถึงโนดที่ 2 (Node 1 – Node 2) ตามลำดับ ซึ่งสามารถแสดงได้ดังสมการที่ (3-9) ถึง (3-13)



รูปที่ 3.6 วงจรสมมูลอย่างง่ายบนแกนดีคิวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินในกรณีที่ไม่มีกรควบคุม

- วิเคราะห์ Loop 1 ด้วยกฎแรงดันของเคอร์ชอฟฟ์

$$-\omega_e L_q I_q + R_s I_d + L_d \dot{I}_d + V_d = 0$$

$$\dot{I}_d = -\frac{R_s}{L_d} I_d + \omega_e I_q - \frac{M_d}{L_d} V_{dc} \quad (3-9)$$

- วิเคราะห์ Loop 2 ด้วยกฎแรงดันของเคอร์ชอฟฟ์

$$\omega_e L_d I_d + R_s I_q - \omega_e \phi_m + L_q \dot{I}_q + V_q = 0$$

$$\dot{I}_q = -\omega_e I_d - \frac{R_s}{L_q} I_q - \frac{M_q}{L_q} V_{dc} + \frac{\omega_e \phi_m}{L_q} \quad (3-10)$$

- วิเคราะห์ Loop 3 ด้วยกฎแรงดันของเคอร์ชอฟฟ์

$$-V_{dc} + R_c I_c + L_c \dot{I}_c + V_b = 0$$

$$\dot{I}_c = \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \quad (3-11)$$

- วิเคราะห์ Node 1 ด้วยกฎกระแสของเคอร์ชอฟฟ์

$$I_{dc} - C_{dc} \dot{V}_{dc} - I_c = 0$$

$$\dot{V}_{dc} = \frac{3M_d}{2C_{dc}} I_d + \frac{3M_q}{2C_{dc}} I_q - \frac{1}{C_{dc}} I_c \quad (3-12)$$

- วิเคราะห์ Node 2 ด้วยกฎกระแสของเคอร์ชอฟฟ์

$$I_c - C_b \dot{V}_b - \frac{V_b}{R_L} - \frac{P_{CPL}}{V_b} = 0$$

$$\dot{V}_b = \frac{1}{C_b} I_c - \frac{1}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b V_b} \quad (3-13)$$

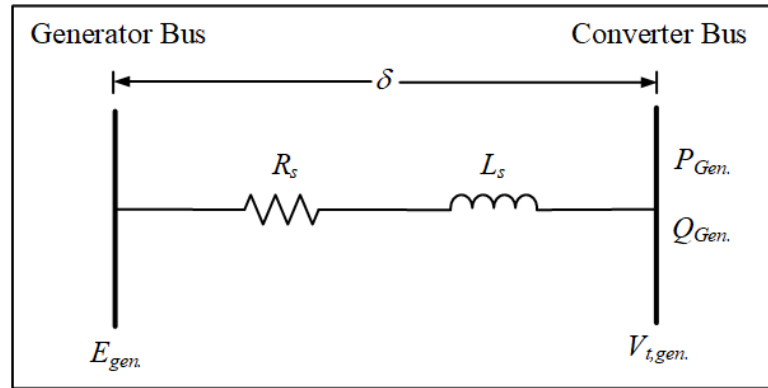
จากการใช้วิธีการแปลงดีคิวร่วมกับกฎพื้นฐานทางไฟฟ้าในการวิเคราะห์วงจรสมมูลอย่างง่ายบนแกนดีคิวในรูปที่ 3.6 ทั้งหมดที่ผ่านมา จะทำให้ได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับ

กับเวลา ดังแสดงได้ในสมการที่ (3-14) ซึ่งจะสังเกตได้ว่า ในสมการของ $\dot{I}_d$ $\dot{I}_q$ และ $\dot{V}_{dc}$ จะมีพารามิเตอร์ M_d และ M_q ปรากฏอยู่ โดยค่าพารามิเตอร์ดังกล่าวขึ้นอยู่กับค่ามุมต่างเฟสระหว่างแรงดันไฟฟ้าภายในและแรงดันไฟฟ้าที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (δ) ดังแสดงในสมการที่ (3-8) ดังนั้นการคำนวณหาค่า δ เพื่อให้แบบจำลองที่ได้รับการพิสูจน์ขึ้นจากวิธีดีคิวนสามารถใช้งานต่อไปได้ จึงมีความจำเป็นและสำคัญอย่างมาก โดยงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะประยุกต์ใช้ทฤษฎีการไหลของกำลังไฟฟ้า (power flow) เพื่อคำนวณหาค่าดังกล่าว ซึ่งสามารถแสดงรายละเอียดได้ดังหัวข้อที่ 3.3.2

$$\begin{cases} \dot{I}_d = -\frac{R_s}{L_d} I_d + \omega_e I_q - \frac{M_d}{L_d} V_{dc} \\ \dot{I}_q = -\omega_e I_d - \frac{R_s}{L_q} I_q - \frac{M_q}{L_q} V_{dc} + \frac{\omega_e \phi_m}{L_q} \\ \dot{V}_{dc} = \frac{3M_d}{2C_{dc}} I_d + \frac{3M_q}{2C_{dc}} I_q - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\ \dot{I}_c = \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \\ \dot{V}_b = \frac{1}{C_b} I_c - \frac{1}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b V_b} \end{cases} \quad (3-14)$$

3.3.2 การคำนวณหาค่ามุมต่างเฟสระหว่างแรงดันไฟฟ้าภายในและแรงดันไฟฟ้าที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าด้วยทฤษฎีการไหลของกำลังไฟฟ้า

การคำนวณหาค่า δ ในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะอาศัยการวิเคราะห์การไหลของกำลังไฟฟ้าทางฝั่งไฟฟ้ากระแสสลับของรูปที่ 3.1 ในสถานะอยู่ตัว แต่เนื่องด้วยระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเป็นระบบไฟฟ้าสามเฟสสมดุลจึงทำให้สามารถลดความซับซ้อนของการวิเคราะห์ได้ โดยอาศัยการพิจารณาการไหลของกำลังไฟฟ้าเพียงแค่เฟสเดียวเท่านั้น โดยแผนภาพที่แสดงการไหลของกำลังไฟฟ้าสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 3.7 และสามารถพิสูจน์หาสมการการไหลของกำลังไฟฟ้าด้วยองค์ความรู้พื้นฐานทางไฟฟ้าได้ดังนี้



รูปที่ 3.7 แผนภาพการวิเคราะห์การไหลของกำลังไฟฟ้าหนึ่งเฟส

จาก $S = \mathbf{VI}^* = P_{gen.} + jQ_{gen.}$

$$P_{gen.} + jQ_{gen.} = V_{t,gen.} \angle 0 \left(\frac{E_{gen.} \angle \delta - V_{t,gen.} \angle 0}{Z \angle \gamma} \right)^*$$

$$P_{gen.} + jQ_{gen.} = V_{t,gen.} \angle 0 \left(\frac{E_{gen.} \angle (\delta - \gamma)}{Z} - \frac{V_{t,gen.} \angle (0 - \gamma)}{Z} \right)^*$$

$$P_{gen.} + jQ_{gen.} = V_{t,gen.} \angle 0 \left(\frac{E_{gen.} \angle (\gamma - \delta)}{Z} - \frac{V_{t,gen.} \angle (\gamma)}{Z} \right)$$

$$P_{gen.} + jQ_{gen.} = \frac{V_{t,gen.} E_{gen.} \angle (\gamma - \delta)}{Z} - \frac{V_{t,gen.}^2 \angle (\gamma)}{Z}$$

$$P_{gen.} + jQ_{gen.} = \left[\frac{V_{t,gen.} E_{gen.} \cos(\gamma - \delta)}{Z} - \frac{V_{t,gen.}^2 \cos(\gamma)}{Z} \right] + j \left[\frac{V_{t,gen.} E_{gen.} \sin(\gamma - \delta)}{Z} - \frac{V_{t,gen.}^2 \sin(\gamma)}{Z} \right]$$

ดังนั้น สมการการไหลของกำลังไฟฟ้าแสดงได้ดังสมการที่ (3-15)

$$\begin{cases} \frac{V_{t,gen.} E_{gen.} \cos(\gamma - \delta)}{Z} - \frac{V_{t,gen.}^2 \cos(\gamma)}{Z} = P_{gen.} \\ \frac{V_{t,gen.} E_{gen.} \sin(\gamma - \delta)}{Z} - \frac{V_{t,gen.}^2 \sin(\gamma)}{Z} = Q_{gen.} \end{cases} \quad (3-15)$$

เมื่อ $E_{gen.}$ $V_{t,gen.}$ Z และ γ คือ แรงดันไฟฟ้าภายใน แรงดันไฟฟ้าที่ขั้ว ขนาดอิมพีแดนซ์ และมุมเฟสอิมพีแดนซ์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซึ่งโครนส์ชนิดแม่เหล็กถาวร โดยที่ กำลังไฟฟ้าจริงเอาต์พุต ($P_{gen.}$) และกำลังไฟฟ้ารีแอคทีฟเอาต์พุต ($Q_{gen.}$) ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซึ่งโครนส์ชนิดแม่เหล็กถาวร สามารถคำนวณได้จากสมการที่ (3-16)

$$\begin{cases} P_{gen.} = \frac{P_{load} + P_{loss}}{3} \\ Q_{gen.} = -\frac{E_{gen.} V_{t,gen.}}{X_s} \cos(\delta) + \frac{V_{t,gen.}^2}{X_s} \end{cases} \quad (3-16)$$

เมื่อ X_s คือ ขนาดรีแอคแตนซ์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซึ่งโครนส์ชนิดแม่เหล็กถาวร โดยที่ P_{load} คือ กำลังไฟฟ้าทั้งหมดของโหลดซึ่งจะมีค่าเท่ากับผลรวมของกำลังไฟฟ้าของโหลดตัวต้านทาน (P_{R_L}) กับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) ดังที่แสดงได้ในสมการที่ (3-17) ในส่วนของ P_{loss} คือ กำลังไฟฟ้าสูญเสียภายในระบบซึ่งจะมีค่าเท่ากับกำลังไฟฟ้าสูญเสียที่เกิดขึ้นจากความยาวของสายส่งกำลัง (P_{R_c}) ซึ่งสามารถแสดงได้ดังสมการที่ (3-18)

$$P_{load} = P_{R_L} + P_{CPL} = \frac{V_b^2}{R_L} + P_{CPL} \quad (3-17)$$

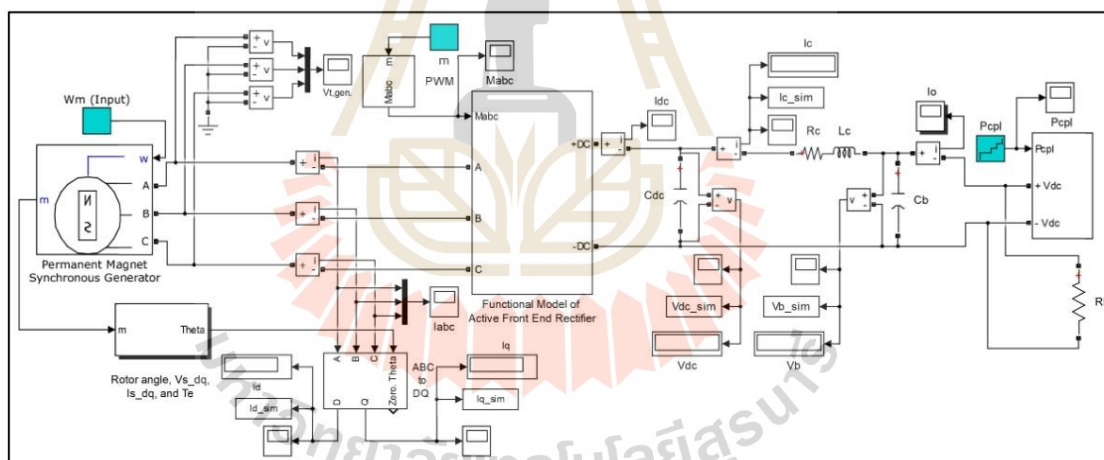
$$P_{loss} = P_{R_c} = I_c^2 R_c \quad (3-18)$$

จากสมการที่ (3-15) ถึงสมการที่ (3-18) สามารถคำนวณหาผลเฉลยได้โดยใช้วิธีการเชิงคณิตศาสตร์ของนิวตัน-ราฟสันที่ได้รับการเขียนโปรแกรมคำสั่งไว้ใน m-file บนโปรแกรม

MATLAB ดังแสดงได้ในภาคผนวก ข. ซึ่งทำให้ได้ค่า δ ที่เหมาะสมกับการนำไปใช้ตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในหัวข้อถัดไป

3.3.3 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิที่ศึกษาในกรณีที่ไม่มีการควบคุมจะอาศัยการเปรียบเทียบระหว่างผลตอบสนองที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในสมการที่ (3-14) ซึ่งได้มาจากการหาผลเฉลยของสมการด้วยฟังก์ชัน ode45 ของ MATLAB กับผลการจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าในรูปที่ 3.1 ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB ที่แสดงในรูปที่ 3.8 เพื่อพิจารณาพฤติกรรมการทำงานและพลวัตของระบบภายใต้เงื่อนไขการทำงานต่าง ๆ และได้กำหนดให้พารามิเตอร์สำหรับการจำลองสถานการณ์ของระบบที่ศึกษาแสดงดังตารางที่ 3.1 โดยค่าพารามิเตอร์ดังกล่าวเป็นค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 V ซึ่งอ้างอิงมาจากบทความวิจัยของ เฟย์ เกา และคณะ (Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S.V., and Hil, C.I., 2015)

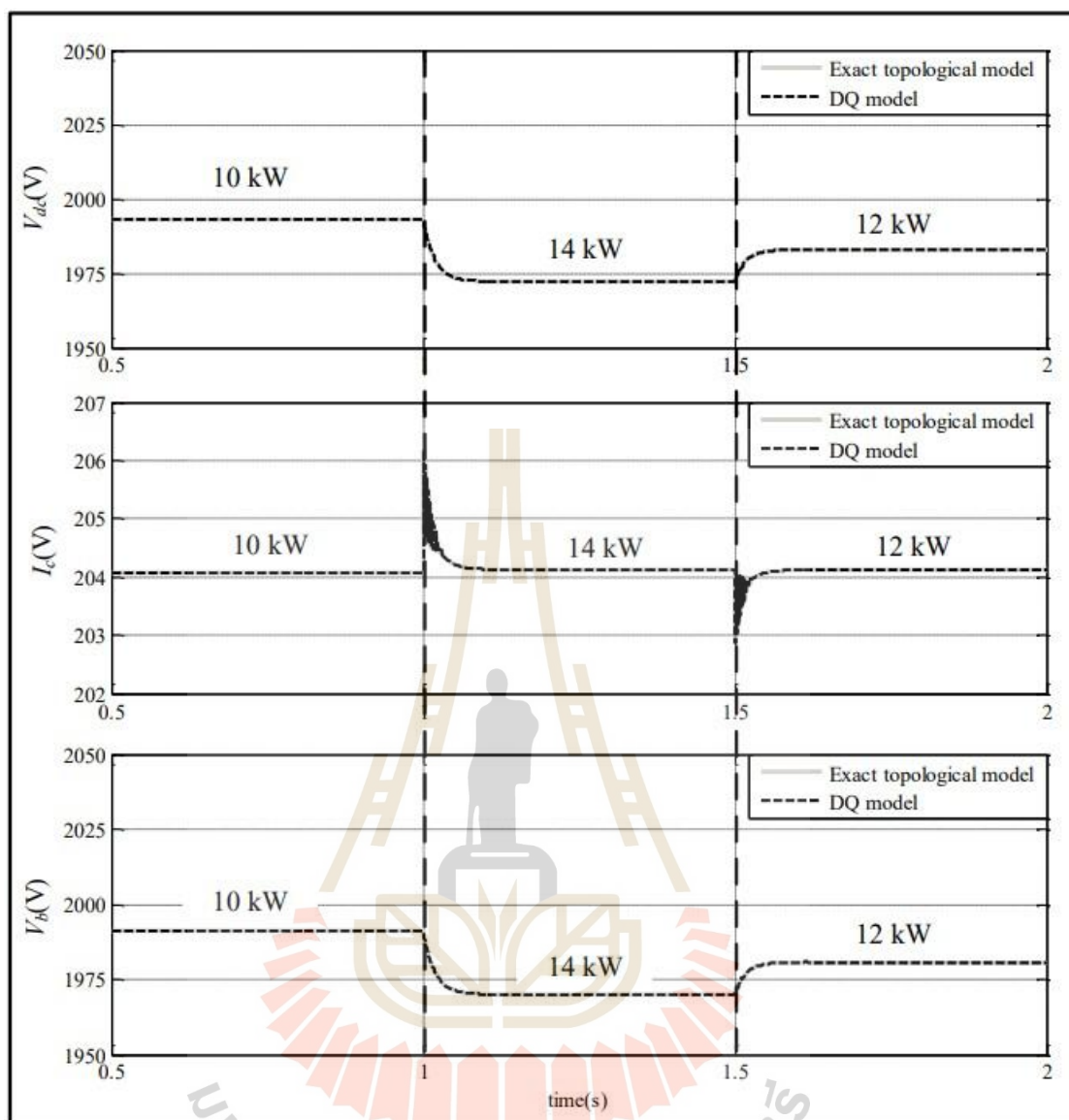


รูปที่ 3.8 ชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิที่ศึกษากรณีไม่มีการควบคุม

ตารางที่ 3.1 พารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่ศึกษาในกรณีที่ไม่มีการควบคุม

พารามิเตอร์	ค่า	รายละเอียด
R_s	1.058 m Ω	ความต้านทานของขดลวดสเตเตอร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า
L_s	99 μ H	ความเหนี่ยวนำของขดลวดสเตเตอร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า
$L_d = L_q$	99 μ H	ความเหนี่ยวนำบนแกนดีควิของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า
ϕ_m	0.0364 V.s/rad	ฟลักซ์เชื่อมโยงของแม่เหล็กถาวรของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า
p	6	ขั้วแม่เหล็กของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า
ω_e	$2\pi \times 400$ rad/s	ความถี่เชิงมุมทางไฟฟ้าของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า
C_{dc}	1 mF	ความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง
R_c	6 m Ω	ความต้านทานของสายส่งกำลังไฟฟ้ากระแสตรง
L_c	2 μ H	ความเหนี่ยวนำของสายส่งกำลังไฟฟ้ากระแสตรง
C_b	0.5 mF	ความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุไฟฟ้า
R_L	10 Ω	ความต้านทานของโหลด
m	0.75	ดัชนีการมอดูเลต
$P_{CPL, rated}$	38 kW	พิกัดกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว
$P_{RL, rated}$	7 kW	พิกัดกำลังไฟฟ้าของโหลดความต้านทาน

รูปที่ 3.9 แสดงผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (V_{dc}) กระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านสายส่งกำลังไฟฟ้า (I_c) และแรงดันที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุหรือแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) สำหรับการเปรียบเทียบรูปสัญญาณระหว่างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้รับการพิสูจน์ด้วยวิธีดีคิวกับรูปสัญญาณที่ได้จากการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB โดยผลการตรวจสอบความถูกต้องได้มีการเปลี่ยนแปลงค่าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) จาก 10 kW ไปเป็น 14 kW และจาก 14 kW ไปเป็น 12 kW ที่เวลา 1.0 วินาที และ 1.5 วินาที ตามลำดับ



รูปที่ 3.9 ผลตอบสนอง V_{dc} , I_c และ V_b ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินกรณีไม่มีการควบคุม
 สำหรับใช้ในการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

จากการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ตามรูปที่ 3.9 จะพบว่า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์สามารถให้ผลการตอบสนองที่สอดคล้องกับผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนโปรแกรม MATLAB ทั้งในส่วนของการตอบสนองในสภาวะชั่วคราว (transient state condition) และในสภาวะอยู่ตัว (steady state condition) ดังนั้นจึงถือได้ว่าแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุมซึ่งพิสูจน์มาจากวิธีคิด มีความถูกต้อง สามารถนำไปใช้งานได้จริง และยังสามารถนำไปพัฒนาเป็นแบบจำลองของระบบที่มีตัวควบคุมเพื่อนำไปใช้ใน

การวิเคราะห์เสถียรภาพได้ โดยรายละเอียดของการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในกรณีที่มีตัวควบคุมจะได้รับการอธิบายในหัวข้อที่ 3.3.4 ต่อไป

3.3.4 การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบในกรณีที่มีการควบคุม

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงในกรณีที่มีการควบคุมจะอาศัยการต่อยอดและพัฒนาจากแบบจำลองที่ได้รับการสร้างขึ้นในหัวข้อที่ 3.3.1 ที่ผ่านมา ซึ่งจะเพิ่มเติมเพียงในส่วนของตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิวของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ ดังแสดงในพื้นที่สี่หาของรูปที่ 3.1 โครงสร้างภายในของตัวควบคุมดังกล่าวแบ่งออกเป็น 2 ลูปคือ ลูปภายใน (inner loop) และลูปภายนอก (outer loop) โดยลูปภายในจะประกอบด้วย 2 ส่วนคือ ส่วนที่ 1 ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนดี (current controllers on d -axis) ทำหน้าที่ในการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนดีให้มีค่าเท่ากับศูนย์ ($I_d = 0$ A) เพื่อให้เครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโรนัสชนิดแม่เหล็กถาวรอยู่ในโหมดการทำงานแบบฟลักซ์เต็ม (full flux operation mode) และมีตัวประกอบกำลังไฟฟ้า (power factor : pf) ของระบบมีค่าเท่ากับหนึ่ง (unity power factor) ผ่านการกำหนดค่ากระแสไฟฟ้าบนแกนดีอ้างอิง (I_d^*) และส่วนที่ 2 ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนคิว (current controllers on q -axis) จะทำงานร่วมกันกับตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า (voltage controllers) ที่เป็นลูปควบคุมภายนอก ซึ่งจะทำหน้าที่ในการควบคุมแรงดันที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (V_{dc}) และแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ให้อยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F (Department of Defense Interface Standard, 2004) ผ่านการกำหนดค่าแรงดันไฟฟ้าอ้างอิงหรือ V_b^* ให้มีค่าเท่ากับ 270 V ในส่วนของลูปควบคุมภายนอกจะประกอบด้วย 3 ส่วนคือ ส่วนที่ 1 ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า (voltage controllers) ส่วนที่ 2 ตัวควบคุมแบบดรู๊ป (droop controllers) ทำหน้าที่ในการแบ่งกำลังไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าที่ได้จากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแต่ละเครื่องให้มีความเหมาะสมและเพียงพอต่อความต้องการของโหลดต่าง ๆ บนเครื่องบินโดยอาศัยการกำหนดและออกแบบลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้า (V-I droop characteristic) และส่วนที่ 3 ตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้า (voltage compensator) ทำหน้าที่ในการชดเชยแรงดันตกอันเนื่องมาจากพฤติกรรมการทำงานของตัวควบคุมแบบดรู๊ป อีกทั้งยังสามารถทำให้กำลังงานสูญเสียในระบบลดลงน้อยที่สุดได้อีกด้วย นอกจากนี้ในรูปที่ 3.1 จะสังเกตได้ว่า ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าและตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าเป็นตัวควบคุมพีไอที่มีการเรียงต่อกัน (cascaded PI controller) ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงดำเนินการออกแบบตัวควบคุมดังกล่าวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม (conventional method) (Suyapan, A., Areerak, K-N., and Areerak, K-L., 2017; Phosung, R., Areerak, K., and Areerak, K., 2024) เนื่องจากเป็นวิธีการที่ให้ผลการตอบสนองที่ดีและมีขั้นตอนการออกแบบที่เรียบง่ายโดยอาศัยเพียงการเปรียบเทียบกับสัมประสิทธิ์สมการมาตรฐานของระบบอันดับสอง ในขณะที่การออกแบบตัวควบคุมแบบดรู๊ปและตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้าจะอาศัยลักษณะเฉพาะของ

แรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าและสมการอย่างง่ายที่พิสูจน์ขึ้นโดยอาศัยการพิจารณาเงื่อนไขกำลังงานสูญเสียในระบบน้อยที่สุด (Gao, F., Bozhko, S.V., Asher, G., Wheeler, P., and Patel, C., 2016) ตามลำดับ โดยการออกแบบตัวควบคุมทั้งหมดที่กล่าวมาข้างต้นของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิ้นที่ศึกษาสามารถแสดงรายละเอียดได้ดังนี้

ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนดี

ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนดีสามารถออกแบบได้โดยอาศัยการวิเคราะห์สมการพลวัตของกระแสสเตเตอร์บนแกนดีในสมการที่ (3-1) ซึ่งแสดงได้ดังสมการที่ (3-19) และกำหนดให้พจน์ชดเชยบนแกนดีแสดงได้ดังสมการที่ (3-20)

$$\frac{d}{dt}I_d = -\frac{R_s}{L_d}I_d + \frac{\omega_e L_q}{L_d}I_q - \frac{1}{L_d}V_d \quad (3-19)$$

$$V_d' = V_d - \omega_e L_q I_q \quad (3-20)$$

จากสมการที่ (3-19) และสมการที่ (3-20) สามารถจัดรูปสมการของกระแสสเตเตอร์บนแกนดีใหม่ได้ดังสมการที่ (3-21)

$$L_d \frac{d}{dt}I_d = -R_s I_d - V_d' \quad (3-21)$$

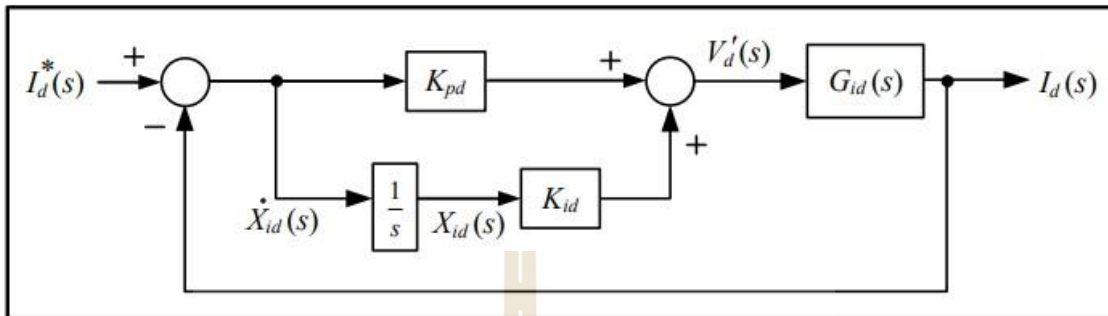
ดำเนินการแปลงลาปลาซสมการที่ (3-21) โดยกำหนดให้เงื่อนไขเริ่มต้นมีค่าเท่ากับศูนย์ ดังนั้นจะได้สมการความสัมพันธ์ในโดเมนเอสแสดงดังสมการที่ (3-22)

$$sL_d I_d(s) = -R_s I_d(s) - V_d'(s) \quad (3-22)$$

จากสมการที่ (3-22) สามารถหาฟังก์ชันถ่ายโอน ($G_{id}(s)$) แสดงดังสมการที่ (3-23)

$$G_{id}(s) = \frac{I_d(s)}{V_d'(s)} = -\frac{1}{sL_d + R_s} \quad (3-23)$$

กำหนดให้ K_{pd} และ K_{id} คือ พารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีและตัวควบคุมไอบนแกนดีตามลำดับ ดังนั้นจะได้แผนภาพของตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนดีแสดงได้ดังรูปที่ 3.10



รูปที่ 3.10 แผนภาพสำหรับออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนดี

จากแผนภาพในรูปที่ 3.10 สามารถวิเคราะห์หาฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของลูปรการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนดี ($T_{id}(s)$) ได้ดังสมการที่ (3-24)

$$\left\{ \begin{aligned} T_{id}(s) &= \frac{I_d(s)}{I_d^*(s)} = \frac{\left(\frac{K_{pd}s + K_{id}}{s} \right) \cdot G_{id}(s)}{1 + \left(\frac{K_{pd}s + K_{id}}{s} \right) \cdot G_{id}(s)} \\ T_{id}(s) &= \frac{I_d(s)}{I_d^*(s)} = \frac{(-K_{pd}s - K_{id}) \left(\frac{1}{L_d} \right)}{s^2 + \left(\frac{R_s - K_{pd}}{L_d} \right) s - \frac{K_{id}}{L_d}} \end{aligned} \right. \quad (3-24)$$

พิสูจน์หาสมการในรูปทั่วไปสำหรับการออกแบบตัวควบคุมโดยอาศัยการเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์พหุนามตัวหารของ $T_{id}(s)$ กับสมการมาตรฐานของระบบอันดับสอง ($T(s)$) ในสมการที่ (3-25) ดังนั้นจะได้สมการที่ใช้ในการออกแบบหาค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีและตัวควบคุมไอของลูปรการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนดีแสดงได้ดังสมการที่ (3-26) ตามลำดับ

$$T(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (3-25)$$

$$\begin{cases} K_{pd} = R_s - 2\zeta_i \omega_{ni} L_d \\ K_{id} = -L_d \omega_{ni}^2 \end{cases} \quad (3-26)$$

โดยที่ ζ_i คือ อัตราส่วนการหน่วง (damping ratio) ของลูปกระแสไฟฟ้า

ω_{ni} คือ ความถี่ธรรมชาติ (natural frequency) ของลูปกระแสไฟฟ้า

ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนคว

ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนควสามารถออกแบบได้โดยอาศัยการวิเคราะห์สมการพลวัตของกระแสสเตเตอร์บนแกนควในสมการที่ (3-1) ซึ่งแสดงได้ดังสมการที่ (3-27) และกำหนดให้พจน์ชดเชยบนแกนควแสดงได้ดังสมการที่ (3-28)

$$\frac{d}{dt} I_q = -\frac{\omega_e L_d}{L_q} I_d - \frac{R_s}{L_q} I_q - \frac{1}{L_q} V_q + \frac{\omega_e \phi_m}{L_q} \quad (3-27)$$

$$V_q' = V_q + \omega_e L_d I_d - \omega_e \phi_m \quad (3-28)$$

จากนั้นทำการจัดรูปสมการที่ (3-27) และสมการที่ (3-28) จะได้สมการของกระแสสเตเตอร์บนแกนควใหม่ แสดงได้ดังสมการที่ (3-29)

$$L_q \frac{d}{dt} I_q = -R_s I_q - V_q' \quad (3-29)$$

จากสมการที่ (3-29) จะเห็นได้ว่า มีรูปแบบของสมการที่คล้ายกันกับสมการที่ (3-22) ดังนั้นการออกแบบตัวควบคุมพีไอของลูปควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนควจะดำเนินการในลักษณะเดียวกันกับการออกแบบตัวควบคุมพีไอของลูปควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนดี แต่จะมีเพียงพจน์ชดเชยในสมการที่ (3-20) ที่มีความแตกต่างกับสมการที่ (3-28) เท่านั้น ดังนั้นจึงสามารถคำนวณหาค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอดังกล่าวได้ผ่านสมการในรูปทั่วไปที่แสดงในสมการที่ (3-30) โดยจะกำหนดให้ K_{pq} และ K_{iq} คือ พารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีและตัวควบคุมไอบนแกนควตามลำดับ

$$\begin{cases} K_{pq} = R_s - 2\zeta_i \omega_{ni} L_q \\ K_{iq} = -L_q \omega_{ni}^2 \end{cases} \quad (3-30)$$

ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า

การออกแบบตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงหรือแรงดันเอาต์พุตของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟ (V_{dc}) จะอาศัยกฎกระแสของเคอร์ชอฟฟ์ในการวิเคราะห์กระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (C_{dc}) ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินในรูปที่ 3.1 โดยกำหนดให้กระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านสายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (I_c) เป็นสัญญาณรบกวน (disturbance) ซึ่งจะถูกกำหนดให้มีค่าเท่ากับศูนย์หรือไม่พิจารณาในขั้นตอนการออกแบบตัวควบคุม ดังนั้นจะได้สมการอนุพันธ์ของแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงแสดงได้ดังสมการที่ (3-31)

$$C_{dc} \frac{d}{dt} V_{dc} = I_{dc} \quad (3-31)$$

พิจารณาความสัมพันธ์ระหว่างกระแสไฟฟ้าอินพุตที่ถูกแปลงให้อยู่บนแกนดีคิวและกระแสไฟฟ้าเอาต์พุตของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟจะได้ดังสมการที่ (3-32) (Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S.V., Hill, C., and Asher, G., 2015) โดยในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะควบคุมให้กระแสสเตเตอร์บนแกนดีมีค่าเท่ากับศูนย์ ($I_d = 0$ A) เพื่อให้เครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรอยู่ในโหมดการทำงานแบบฟลักซ์เต็มและมีตัวประกอบกำลังไฟฟ้ามี่ค่าเท่ากับหนึ่งตามที่ได้กล่าวไว้แล้วข้างต้น

$$I_{dc} = \frac{3}{4} (mI_d + mI_q) \quad (3-32)$$

ดังนั้นสามารถจัดรูปสมการอนุพันธ์ของแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงใหม่โดยอาศัยสมการที่ (3-31) สมการที่ (3-32) และข้อกำหนดดังกล่าวได้ดังสมการที่ (3-33)

$$C_{dc} \frac{d}{dt} V_{dc} = \frac{3}{4} mI_q \quad (3-33)$$

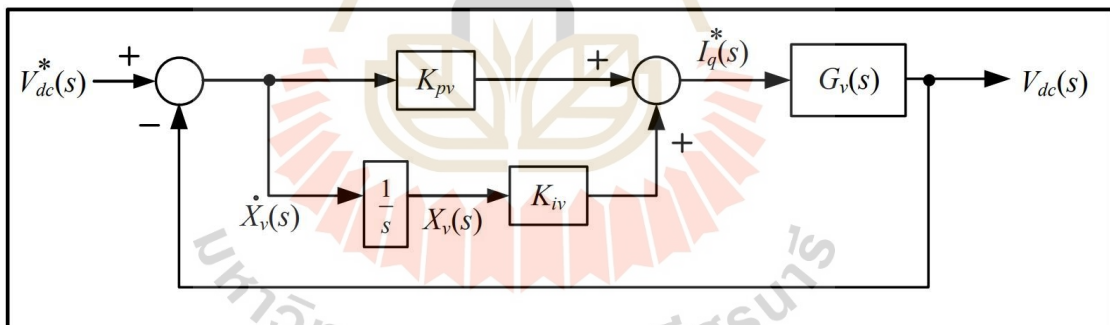
ดำเนินการแปลงลาปลาซสมการที่ (3-33) โดยกำหนดให้เงื่อนไขเริ่มต้นมีค่าเท่ากับ ศูนย์ ดังนั้นจะได้สมการความสัมพันธ์ในโดเมนเอสแสดงดังสมการที่ (3-34)

$$sC_{dc}V_{dc}(s) = \frac{3}{4}mI_q(s) \quad (3-34)$$

จากสมการที่ (3-34) สามารถหาฟังก์ชันถ่ายโอน $G_v(s)$ แสดงดังสมการที่ (3-35)

$$G_v(s) = \frac{V_{dc}(s)}{I_q(s)} = \frac{3}{4}m \frac{1}{sC_{dc}} \quad (3-35)$$

กำหนดให้ K_{pv} และ K_{iv} คือ พารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีและตัวควบคุมไอของ ลูปควบคุมแรงดันไฟฟ้า ตามลำดับ ดังนั้นจะได้แผนภาพของตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าแสดงดังรูปที่ 3.11



รูปที่ 3.11 แผนภาพสำหรับออกแบบตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า

จากแผนภาพในรูปที่ 3.11 สามารถวิเคราะห์หาฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของลูปควบคุมแรงดันไฟฟ้า ($T_v(s)$) ได้ดังสมการที่ (3-36)

$$\left\{ \begin{aligned} T_v(s) &= \frac{V_{dc}(s)}{V_{dc}^*(s)} = \frac{\left(\frac{K_{pv}s + K_{iv}}{s} \right) \cdot G_v(s)}{1 + \left(\frac{K_{pv}s + K_{iv}}{s} \right) \cdot G_v(s)} \\ T_v(s) &= \frac{V_{dc}(s)}{V_{dc}^*(s)} = \frac{(K_{pv}s + K_{iv})(3m) \left(\frac{1}{4C_{dc}} \right)}{s^2 + \left(\frac{3mK_{pv}}{4C_{dc}} \right)s + \left(\frac{3mK_{iv}}{4C_{dc}} \right)} \end{aligned} \right. \quad (3-36)$$

พิสูจน์หาสมการในรูปทั่วไปสำหรับการออกแบบตัวควบคุมโดยอาศัยการเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์ของพหุนามตัวหารของ $T_v(s)$ กับสมการมาตรฐานของระบบอันดับสอง ($T(s)$) ในสมการที่ (3-25) ดังนั้นจะได้สมการที่ใช้ในการคำนวณหาค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีโอของลูบควบคุมแรงดันไฟฟ้างแสดงในสมการที่ (3-37)

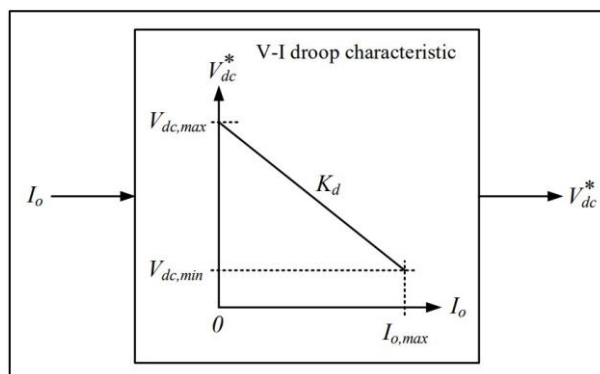
$$\left\{ \begin{aligned} K_{pv} &= \frac{8\zeta_v \omega_{nv} C_{dc}}{3m} \\ K_{iv} &= \frac{4C_{dc} \omega_{nv}^2}{3m} \end{aligned} \right. \quad (3-37)$$

โดยที่ ζ_v คือ อัตราส่วนการหน่วงของลูบแรงดันไฟฟ้า

ω_{nv} คือ ความถี่ธรรมชาติของลูบแรงดันไฟฟ้า

ตัวควบคุมแบบรูป

ตัวควบคุมแบบรูปที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะเป็นตัวควบคุมแบบรูปโหมตแรงดัน (voltage-mode droop controller) (Gao, F., Bozhko, S.V., Asher, G., Wheeler, P., and Patel, C., 2016) ซึ่งจะทำหน้าที่ในการแบ่งกำลังไฟฟ้าหรือกระแสไฟฟ้าให้มีความเหมาะสมและเพียงพอต่อความต้องการของโหลดต่าง ๆ บนเครื่องบินผ่านการกำหนดลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้า (V-I droop characteristic) ที่แสดงในรูปที่ 3.12 ในรูปของแรงดันตกจากรูปที่ 3.12 จะเห็นได้ว่า ความชันของกราฟลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าคือ อัตราการขยายรูป (droop gain : K_d) ซึ่งจะถูกนำไปใช้สำหรับการคำนวณหาแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงอ้างอิงของลูบการควบคุมแรงดันไฟฟ้า (V_{dc}^*) ดังแสดงได้ในสมการที่ (2-38) สำหรับในส่วนของการออกแบบค่าอัตราการขยาย K_d จะอาศัยการออกแบบควบคุมไปกับตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้า ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อลำดับถัดไป



รูปที่ 3.12 ลักษณะเฉพาะของแรงดันและกระแสสำหรับการควบคุมแบบดรูปโหมดแรงดัน

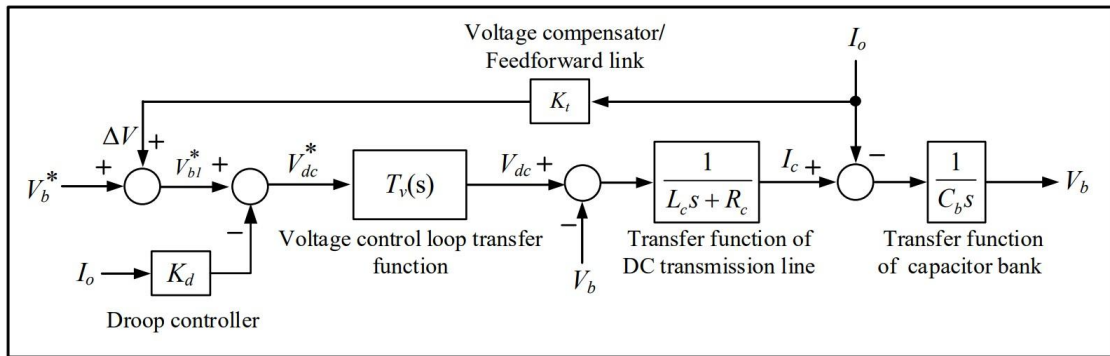
$$V_{dc}^* = V_b^* - K_d I_o \quad (2-38)$$

โดยที่ V_b^* คือ แรงดันไฟฟ้าอ้างอิงของระบบ

I_o คือ กระแสไฟฟ้าของโหลด

ตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้า

ตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้าสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจะทำหน้าที่ในการลดหรือป้องกันไม่ให้อำนาจไฟฟ้าตกทางฝั่งเอาต์พุตของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ (V_{dc}) และฝั่งบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) อันเนื่องมาจากพฤติกรรมการแบ่งกำลังไฟฟ้าหรือการแบ่งกระแสไฟฟ้าของการควบคุมแบบดรูป รวมทั้งยังสามารถทำให้กำลังไฟฟ้าสูญเสียจากสายส่งกำลังลดลงน้อยที่สุด ซึ่งทำให้ประสิทธิภาพการทำงานของระบบโดยรวมเพิ่มสูงขึ้น โครงสร้างของตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้าสำหรับตัวควบคุมแบบดรูปโหมดแรงดันแสดงได้ดังในรูปที่ 3.13 ซึ่งจากรูปจะสังเกตได้ว่าตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้าคือ วงจรเชื่อมโยงแบบป้อนไปหน้า (feedforward link) ที่อาศัยการตรวจจับสนกระแสไฟฟ้าของโหลด (I_o) ผ่านค่าอัตราการขยายดรูปรวม (global droop gain : K) โดยค่าอัตราการขยาย K จะมีค่าเท่ากับค่าอัตราการขยาย K_d เนื่องจากระบบไฟฟ้าที่ศึกษาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์เป็นระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว จากนั้นจะนำแรงดันเอาต์พุตที่ได้ (ΔV) ไปรวมกับแรงดันไฟฟ้าอ้างอิงของระบบ (V_b^*) เพื่อสร้างแรงดันไฟฟ้าอ้างอิงของระบบใหม่ (V_{b1}^*) ดังแสดงในสมการที่ (3-39)



รูปที่ 3.13 ตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้าสำหรับตัวควบคุมแบบดรูพโหมดแรงดัน

$$V_{b1}^* = V_b^* + \Delta V = V_b^* + K_t I_o \quad (3-39)$$

สำหรับการออกแบบค่าอัตราการขยาย K_t ในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะอยู่ภายใต้เงื่อนไขกำลังไฟฟ้าสูญเสียจากสายส่งกำลังหรือกำลังไฟฟ้าสูญเสียของระบบลดลงน้อยที่สุดตลอดระยะทางและระยะเวลาทำการบิน โดยเงื่อนไขดังกล่าวสามารถแสดงได้ดังในสมการที่ (3-40) และสมการที่ (3-41) (Gao, F., Bozhko, S.V., Asher, G., Wheeler, P., and Patel, C., 2016)

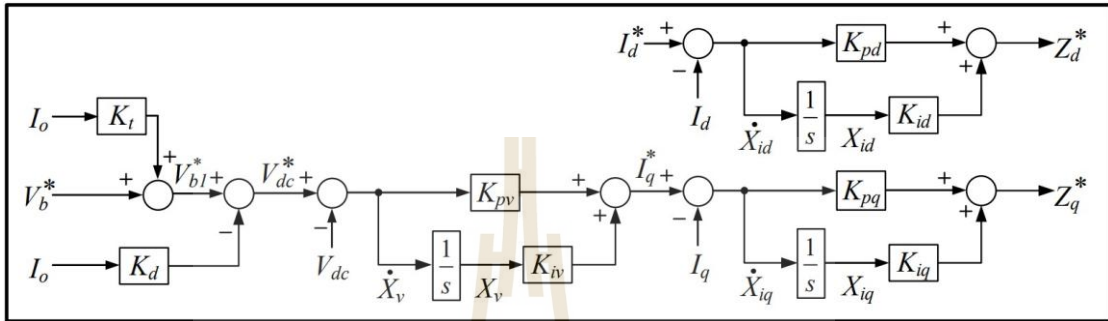
$$\left\{ \begin{array}{l} \text{if } \frac{1}{3} < r \leq 1 \\ R_L \frac{1-r}{1+r} < K_t \leq \frac{R_L}{2} \left(\sqrt{1 + \frac{1}{r}} - 1 \right) \end{array} \right. \quad (3-40)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{if } r > 1 \\ 0 < K_t \leq \frac{R_L}{2} \left(\sqrt{1 + \frac{1}{r}} - 1 \right) \end{array} \right. \quad (3-41)$$

เมื่อ r คือ อัตราส่วนระหว่างกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) และกำลังไฟฟ้าของโหลดตัวต้านทาน (P_{R_L}) ดังแสดงในสมการที่ (3-42)

$$r = \frac{P_{CPL}}{P_{R_L}} \quad (3-42)$$

จากการพิจารณาการออกแบบตัวควบคุมต่าง ๆ ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 V แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและแบตเตอรี่ที่ได้นำเสนอไว้ข้างต้น จึงสามารถแสดงโครงสร้างภายในของระบบควบคุมทั้งหมดได้ดังในรูปที่ 3.14



รูปที่ 3.14 โครงสร้างภายในของระบบควบคุมสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา

จากการวิเคราะห์โครงสร้างภายในของระบบควบคุมในรูปที่ 3.14 สามารถเขียนสมการของตัวควบคุมได้ดังสมการที่ (3-43) และเมื่อพิจารณาความสัมพันธ์แรงดันไฟฟ้าอินพุตและเอาต์พุตของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟบนแกนดีคิวในสมการที่ (3-2) รวมทั้งพจน์ชดเชยบนแกนดีคิวในสมการที่ (3-20) และแกนคิวในสมการที่ (3-28) ในขั้นตอนการออกแบบตัวควบคุมจะสามารถคำนวณหาฟังก์ชันการสวิตช์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟในกรณีที่มีตัวควบคุมบนแกนดีคิว (M_d^*) และแกนคิว (M_q^*) แสดงได้ดังสมการที่ (3-44) และ (3-45) ตามลำดับ

$$\begin{cases} Z_d^* = -K_{pd}I_d + K_{id}X_{id} + K_{pd}I_d^* \\ Z_q^* = -K_{pq}I_q - K_{pv}K_{pq}V_{dc} + K_{iv}K_{pq}X_v + K_{iq}X_{iq} + K_{pv}K_{pq}V_b^* + \frac{K_{pv}K_{pq}K_tV_b}{R_L} \\ \quad + \frac{K_{pv}K_{pq}K_tP_{CPL}}{V_b} - \frac{K_{pv}K_{pq}K_dV_b}{R_L} - \frac{K_{pv}K_{pq}K_dP_{CPL}}{V_b} \end{cases} \quad (3-43)$$

$$\begin{cases} M_d^* = \frac{V_d}{V_{dc}} \\ M_d^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) (Z_d^* + \omega_e L_q I_q) \\ M_d^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) (-K_{pd} I_d + K_{id} X_{id} + K_{pd} I_d^* + \omega_e L_q I_q) \end{cases} \quad (3-44)$$

$$\begin{cases} M_q^* = \frac{V_q}{V_{dc}} \\ M_q^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) (Z_q^* - \omega_e L_d I_d + \omega_e \phi_m) \\ M_q^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) \left(-K_{pq} I_q - K_{pv} K_{pq} V_{dc} + K_{iv} K_{pq} X_v + K_{iq} X_{iq} + K_{pv} K_{pq} V_b^* \right. \\ \quad \left. + \frac{K_{pv} K_{pq} K_t V_b}{R_L} + \frac{K_{pv} K_{pq} K_t P_{CPL}}{V_b} - \frac{K_{pv} K_{pq} K_d V_b}{R_L} - \frac{K_{pv} K_{pq} K_d P_{CPL}}{V_b} \right. \\ \quad \left. - \omega_e L_d I_d + \omega_e \phi_m \right) \end{cases} \quad (3-45)$$

พิจารณาในส่วนของฟังก์ชันการสวิตช์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอทไฟบนแกนตติวในสมการที่ (3-44) และสมการที่ (3-45) จะเห็นได้ว่า X_{id} X_{iq} ของอุปกรณ์กระแสและ X_v ของอุปกรณ์แรงดันจะถูกกำหนดให้เป็นตัวแปรสถานะของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ และสามารถดำเนินการหาแบบจำลองของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิที่ศึกษาในกรณีที่มีการควบคุมได้โดยการแทนค่า M_d และ M_q ในสมการที่ (3-14) ของหัวข้อที่ 3.3.1 ด้วย M_d^* และ M_q^* ตามลำดับซึ่งแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ดังกล่าวแสดงได้ดังสมการที่ (3-46) โดยสมการที่ (3-46) จะถูกนำไปใช้ในการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้นด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟสในบทที่ 4 ต่อไป แต่จากที่ได้กล่าวไว้แล้วในบทที่ 2 งานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้มีการนำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพอีกหนึ่งวิธีคือการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเชิงเส้นผ่านทฤษฎีบทค่าเจาะจง ทั้งนี้ทฤษฎีบทดังกล่าวจำเป็นต้องอาศัยแบบจำลองที่เป็นเชิงเส้น ดังนั้นจึงมีความจำเป็นในการเปลี่ยนแปลงแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นในสมการที่ (3-46) ไปเป็นแบบจำลองที่เป็นเชิงเส้น ซึ่งจะแสดงรายละเอียดของการทำแบบจำลองให้เป็นเชิงเส้นได้ในหัวข้อที่ 3.3.5

$$\begin{cases}
\dot{I}_d = \frac{(K_{pd} - R_s)}{L_d} I_d - \frac{K_{id}}{L_d} X_{id} - \frac{K_{pd}}{L_d} I_d^* \\
\dot{I}_q = \frac{(K_{pd} - R_s)}{L_q} I_q + \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} V_{dc} - \frac{K_{pv} K_{pq} (K_t - K_d)}{L_q R_L} V_b - \frac{K_{pv} K_{pq} P_{CPL} (K_t - K_d)}{L_q} \cdot \frac{1}{V_b} \\
\quad - \frac{K_{iv} K_{pq}}{L_q} X_v - \frac{K_{iq}}{L_q} X_{iq} - \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} V_b^* \\
\dot{V}_{dc} = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc}} \left[K_{pd} I_d^2 + K_{id} I_d X_{id} + K_{pd} I_d I_d^* - K_{pq} I_q^2 + \omega_e \phi_m I_q - K_{pv} K_{pq} I_q V_{dc} \right. \\
\quad + \frac{K_{pv} K_{pq} (K_t - K_d)}{R_L} I_q V_b + \frac{K_{pv} K_{pq} P_{CPL} (K_t - K_d)}{L_q} \cdot \frac{I_q}{V_b} + K_{iv} K_{pq} I_q X_v \\
\quad \left. + K_{iq} I_q X_{iq} + K_{pv} K_{pq} I_q V_b^* \right] - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\
\dot{I}_c = \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \\
\dot{V}_b = \frac{1}{C_b} I_c - \frac{1}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b} \cdot \frac{1}{V_b} \\
\dot{X}_v = -V_{dc} + \frac{(K_t - K_d)}{R_L} V_b + (K_t - K_d) P_{CPL} \cdot \frac{1}{V_b} + V_b^* \\
\dot{X}_{id} = -I_d + I_d^* \\
\dot{X}_{iq} = -I_q - K_{pv} V_{dc} + \frac{K_{pv} (K_t - K_d)}{R_L} V_b + K_{pv} (K_t - K_d) P_{CPL} \cdot \frac{1}{V_b} + K_{iv} X_v + K_{pv} V_b^*
\end{cases} \quad (3-46)$$

3.3.5 การทำให้เป็นเชิงเส้นของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

ตามที่ได้กล่าวไว้ข้างต้นแล้วว่าแบบจำลองในสมการที่ (3-46) เป็นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่เป็นเชิงเส้น โดยจะปรากฏพจน์ที่ไม่เป็นเชิงเส้นในสมการเชิงอนุพันธ์ของ $\dot{I}_q$, $\dot{V}_{dc}$, $\dot{V}_b$, $\dot{X}_v$ และ $\dot{X}_{iq}$ ซึ่งการวิเคราะห์หาจุดปฏิบัติงานที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพจำเป็นต้องอาศัยแบบจำลองที่เป็นเชิงเส้น ภายใต้ทฤษฎีบทค่าเจาะจง ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นของอนุกรมเทย์เลอร์อันดับที่หนึ่งมาใช้ในการเปลี่ยนแบบจำลองดังกล่าวให้เป็นแบบจำลองที่เป็นเชิงเส้น โดยสมการในรูปแบบทั่วไปของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้น (linearized model) สามารถแสดงได้ดังสมการที่ (3-47)

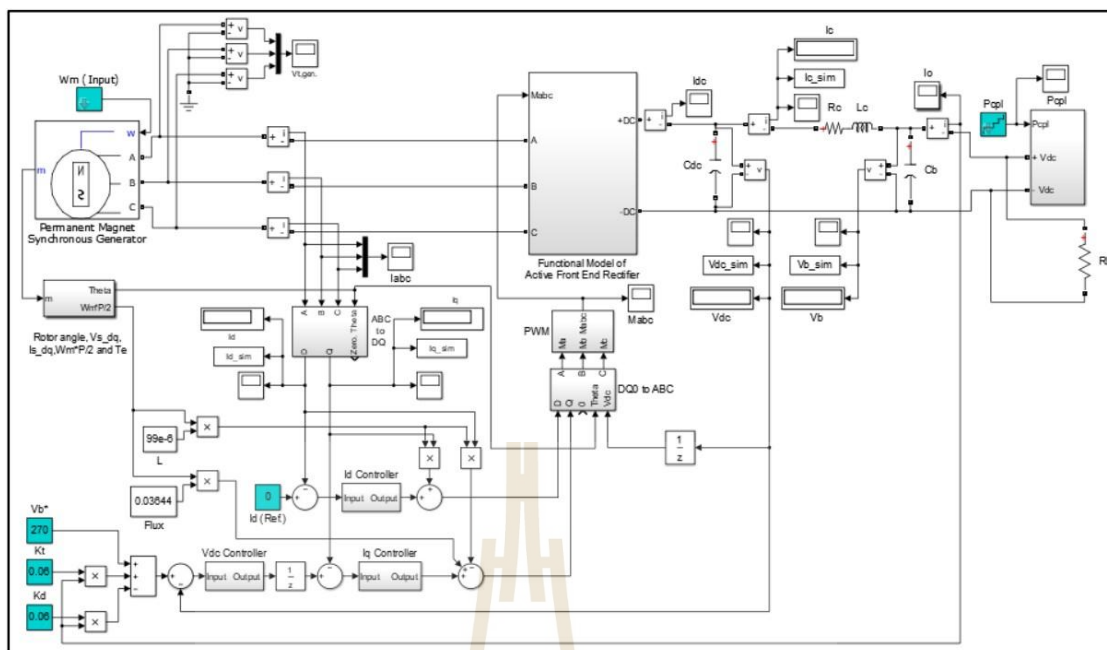
$$\begin{cases}
\dot{\delta \mathbf{x}} = \mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{x} + \mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{u} \\
\delta \mathbf{y} = \mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{x} + \mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{u}
\end{cases} \quad (3-47)$$

โดยที่ $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ $\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ $\mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ และ $\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ คือ เมตริกซ์จาโคเบียน (jacobian matrix) ซึ่งมีค่าขึ้นอยู่กับค่าของตัวแปรสถานะ $\mathbf{x}_0$ และค่าของตัวแปรอินพุต $\mathbf{u}_0$ ณ จุดปฏิบัติงานที่พิจารณา โดยจุดปฏิบัติงานดังกล่าวคำนวณได้จาก $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{0}$ สำหรับรายละเอียดของ $\delta \mathbf{x}$ $\delta \mathbf{u}$ $\delta \mathbf{y}$ $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ $\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ $\mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ และ $\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ในสมการที่ (3-47) สามารถดูได้จากภาคผนวก ค.

จากเมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ และ $\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ จะเห็นว่า เมตริกซ์ดังกล่าวจะมีค่าขึ้นอยู่กับค่า $I_{d,0}$ $I_{q,0}$ $V_{dc,0}$ $V_{b,0}$ $X_{v,0}$ $X_{id,0}$ และ $X_{iq,0}$ ซึ่งค่าเหล่านี้เป็นค่าในสถานะอยู่ตัว ณ จุดปฏิบัติงานที่พิจารณา ซึ่งสามารถคำนวณหาได้จากการกำหนดให้ $\dot{I}_d$ $\dot{I}_q$ $\dot{V}_{dc}$ $\dot{V}_b$ $\dot{X}_v$ $\dot{X}_{id}$ และ $\dot{X}_{iq}$ ในแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบในสมการที่ (3-46) มีค่าเป็นศูนย์

3.3.6 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

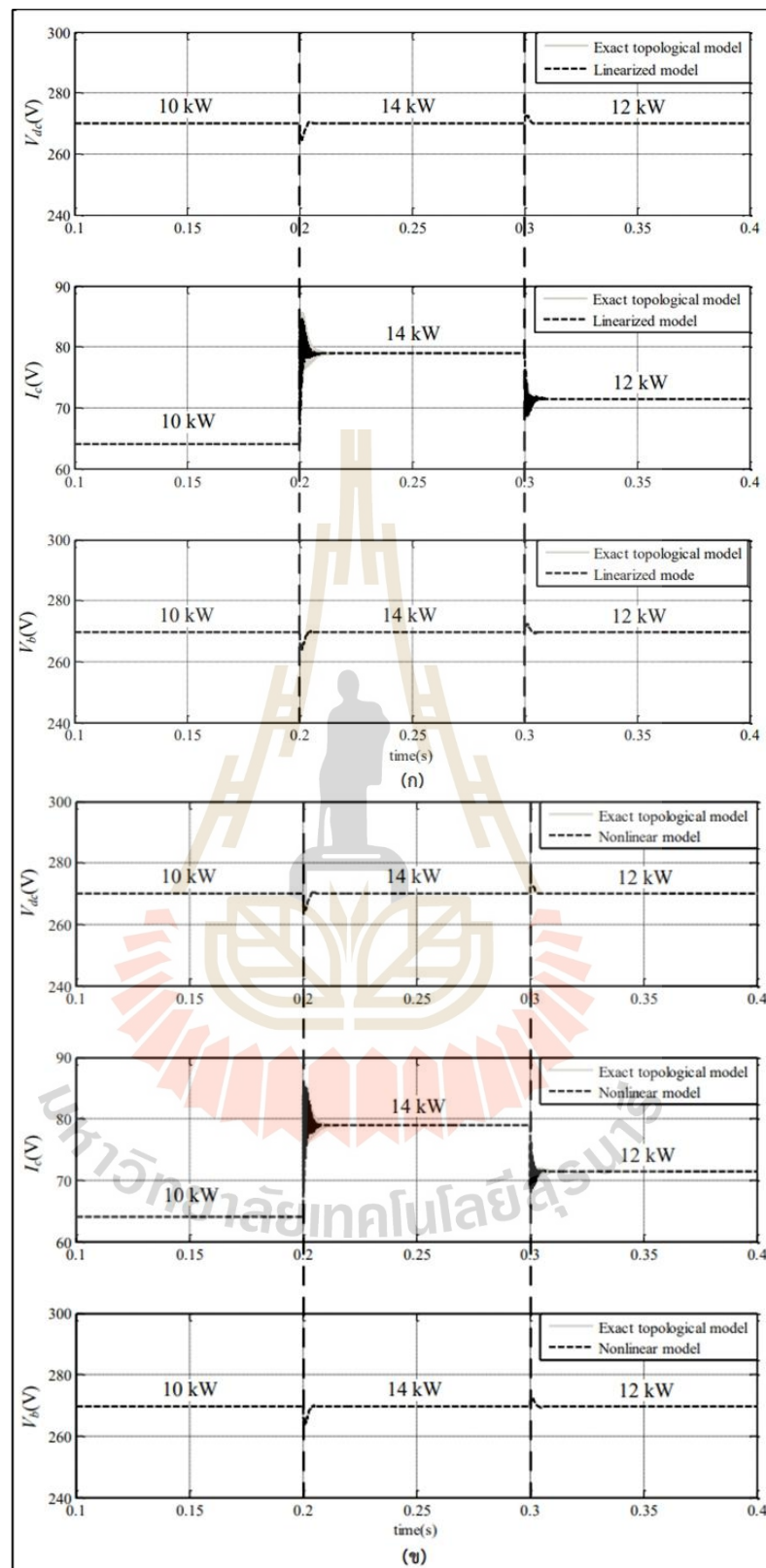
การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจะอาศัยการเปรียบเทียบระหว่างผลตอบสนองที่ได้จากแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นในสมการที่ (3-46) และแบบจำลองที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้นในสมการที่ (3-47) ซึ่งได้มาจากการหาผลเฉลยของสมการด้วยฟังก์ชัน ode45 และ lsim ของ MATLAB กับผลการจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าในรูปแบบที่ 3.1 ด้วยชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB ที่แสดงในรูปแบบที่ 3.15 เพื่อพิจารณาพฤติกรรมการทำงานและพลวัตของระบบภายใต้เงื่อนไขการทำงานต่าง ๆ โดยกำหนดให้พารามิเตอร์ที่ใช้ในกระบวนการจำลองสถานการณ์ของระบบยังคงมีค่าเท่าเดิมดังตารางที่ 3.1 ในหัวข้อที่ 3.3.3 แต่จะเพิ่มเติมเฉพาะในส่วน of ค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมแบบแวกเตอร์บนแกนดีคิวที่แสดงได้ดังในตารางที่ 3.2



รูปที่ 3.15 ชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB ของระบบไฟฟ้ากำลังบน
เครื่องบันทึกการดำเนินงานที่มีการควบคุม

ตารางที่ 3.2 พารามิเตอร์ของตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิว

พารามิเตอร์	ค่า	รายละเอียด
K_{pv}	3.5744	พารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีสำหรับลูปแรงดันไฟฟ้า ($\zeta_v = 0.8$ และ $\omega_{nv} = 2\pi \times 200$ rad/s)
K_{iv}	2807.3541	พารามิเตอร์ของตัวควบคุมไอสำหรับลูปแรงดันไฟฟ้า ($\zeta_v = 0.8$ และ $\omega_{nv} = 2\pi \times 200$ rad/s)
K_{pd} และ K_{pq}	-1.9895	พารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีบนแกนดีคิวสำหรับ ลูปกระแสไฟฟ้า ($\zeta_i = 0.8$ และ $\omega_{ni} = 2\pi \times 2000$ rad/s)
K_{id} และ K_{iq}	-1563.3453	พารามิเตอร์ของตัวควบคุมไอบนแกนดีคิวสำหรับ ลูปกระแสไฟฟ้า ($\zeta_i = 0.8$ และ $\omega_{ni} = 2\pi \times 2000$ rad/s)
K_d	0.06	อัตราการขยายตัว
K_t	0.06	อัตราการขยายตัวรวม
I_d^*	0 A	กระแสไฟฟ้าอ้างอิงบนแกนดี
V_b^*	270 V	แรงดันไฟฟ้าอ้างอิงของระบบ



รูปที่ 3.16 ผลตอบสนอง V_{dc} , I_c และ V_b (ก) การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้น
(ข) การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้น

รูปที่ 3.16 (ก) และรูปที่ 3.16 (ข) แสดงผลการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้นและแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นผ่านการเปรียบเทียบระหว่างผลเฉลยที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์กับผลการจำลองสถานการณ์ของแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (V_{dc}) กระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านสายส่งกำลังไฟฟ้า (I_L) และแรงดันที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุหรือแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) โดยมีการเปลี่ยนแปลงค่าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) จาก 10 kW ไปเป็น 14 kW และจาก 14 kW ไปเป็น 12 kW ที่เวลา 0.2 วินาที และ 0.3 วินาที ตามลำดับ

จากการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ตามรูปที่ 3.16 จะเห็นได้ว่า ผลเฉลยที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่เป็นเชิงเส้นและถูกทำให้เป็นเชิงเส้นมีลักษณะของรูปสัญญาณที่สอดคล้องกับผลตอบสนองที่ได้จากการจำลองสถานการณ์ผ่านชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB อย่างเห็นได้ชัด ทั้งในส่วนของสภาวะชั่วคราวและสภาวะอยู่ตัว ดังนั้นจึงถือได้ว่า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา มีความถูกต้องแม่นยำ อีกทั้งยังเหมาะสำหรับนำไปใช้ในการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้น ด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟสและการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเป็นเชิงเส้นผ่านทฤษฎีบทค่าเจาะจงอีกด้วย

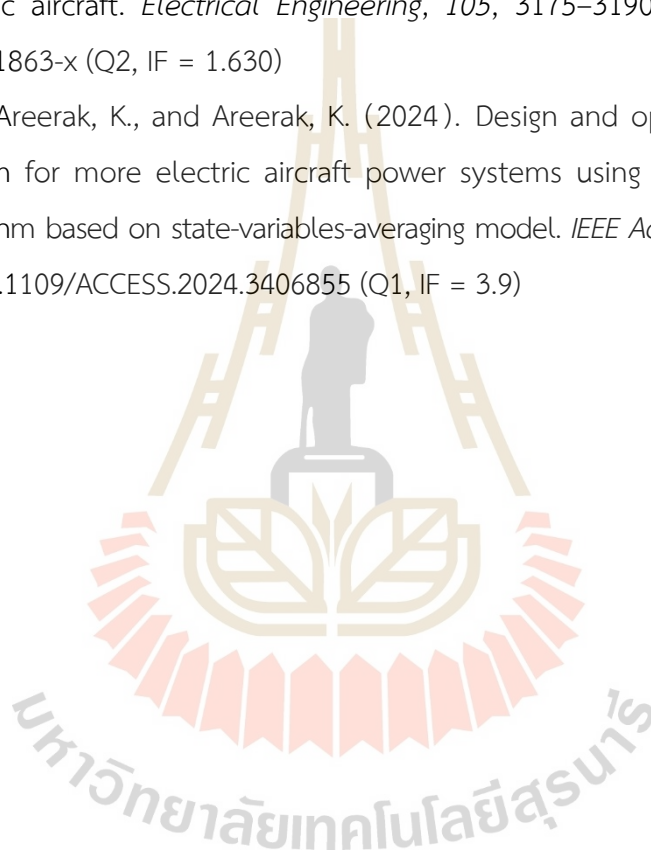
3.4 สรุป

เนื้อหาในบทที่ 3 ได้นำเสนอการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยว และบัสเดี่ยว โดยใช้ทฤษฎีพื้นฐานการแปลงดีคิวด้วยวิธีการของปาร์ค รวมถึงอธิบายหลักการในการออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาไว้อย่างละเอียด ซึ่งจะเห็นว่าแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้รับการพิสูจน์ขึ้นไม่เป็นเชิงเส้น ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้ประยุกต์ใช้ออนุกรมเทย์เลอร์อันดับที่หนึ่งเพื่อเปลี่ยนแบบจำลองดังกล่าวไปเป็นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่เป็นเชิงเส้น พร้อมทั้งดำเนินการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ทั้งแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นและถูกทำให้เป็นเชิงเส้นโดยอาศัยการเปรียบเทียบระหว่างผลเฉลยจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และผลการจำลองสถานการณ์ ซึ่งจะสังเกตได้ว่า ผลเฉลยจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่เป็นเชิงเส้นและเป็นเชิงเส้นมีลักษณะของรูปสัญญาณที่สอดคล้องกับผลการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB ทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัว ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันว่าแบบจำลองที่ได้รับการพิสูจน์ขึ้นในงานวิจัยวิทยานิพนธ์เป็นแบบจำลองที่มีความถูกต้องแม่นยำและมีความน่าเชื่อถือสูง เหมาะสำหรับนำไปใช้ในการศึกษาและวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบต่อไป

สำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์ของบทที่ 3 ในส่วนของการออกแบบตัวควบคุมและการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาได้รับการตีพิมพ์ในวารสารวิชาการระดับนานาชาติจำนวน 2 บทความ โดยได้แสดงบทความฉบับสมบูรณ์ไว้ในภาคผนวก ก. ซึ่งมีรายละเอียดดังนี้

Phosung, R., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2023). Modeling and stability assessment of permanent magnet machine-based DC electrical power system in more electric aircraft. *Electrical Engineering*, 105, 3175–3190. doi:10.1007/s00202-023-01863-x (Q2, IF = 1.630)

Phosung, R., Areerak, K., and Areerak, K. (2024). Design and optimization of control system for more electric aircraft power systems using adaptive tabu search algorithm based on state-variables-averaging model. *IEEE Access*, 12, 76579-76588. doi:10.1109/ACCESS.2024.3406855 (Q1, IF = 3.9)



บทที่ 4

การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง

4.1 บทนำ

ความก้าวหน้าของเทคโนโลยีด้านไฟฟ้ากำลังและอิเล็กทรอนิกส์กำลังเป็นส่วนที่สำคัญที่สุดใน การผลักดันให้เกิดแนวคิดและแนวโน้มของเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นในปัจจุบัน โดยเฉพาะอย่างยิ่ง วงจรแปลงผันกำลังที่ถูกลำมาใช้งานด้านวิศวกรรมอย่างแพร่หลาย ด้วยเหตุนี้โหลดหรือส่วนประกอบ ของเครื่องบินโดยส่วนใหญ่จึงเป็นวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุมการทำงาน ยกตัวอย่างเช่น ปีกเล็กแก้อียง เบรกอากาศ หางเสือ ปีกเพิ่มลดแรงยก และส่วนควบคุมแนวระดับ เป็นต้น ซึ่งเป็นที่ ทราบกันดีว่าวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุมจะแสดงพฤติกรรมเป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว และเมื่อเชื่อมต่อกับระบบทางฝั่งแหล่งจ่ายผ่านบัสไฟฟ้ากระแสตรงจะส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบ โดยตรง ซึ่งการขาดเสถียรภาพนั้นไม่เพียงทำให้สมรรถนะการควบคุมลดลงจนกระทั่งไม่เป็นไปตาม มาตรฐานที่กำหนดเท่านั้น แต่อาจก่อให้เกิดความเสียหายต่อระบบโดยรวมที่นำไปสู่อุบัติเหตุ ทางการบินได้ ดังนั้นเนื้อหาในบทนี้จะกล่าวถึง มาตรฐาน MIL-STD-704F ซึ่งเป็นมาตรฐานสากลที่ใช้ กำหนดคุณสมบัติของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบน เครื่องบินที่ศึกษา และการศึกษาผลกระทบที่มีต่อเสถียรภาพอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลง ค่าพารามิเตอร์ของระบบ โดยการวิเคราะห์เสถียรภาพและศึกษาผลกระทบดังกล่าวจะอาศัยการวิเคราะห์ เสถียรภาพแบบเชิงเส้นด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงควบคู่ไปกับการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้น ด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส พร้อมทั้งดำเนินการวิเคราะห์หาตัวประกอบการมีส่วนร่วมของระบบผ่าน ทฤษฎีบทค่าเจาะจง ซึ่งต้องอาศัยองค์ความรู้ในการพิสูจน์หาแบบจำลองที่ได้จากบทที่ 3 ที่ผ่านมา สำหรับการตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์ทั้งหมดที่ได้นำเสนอในบทนี้จะอาศัยการจำลอง สถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และ เทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูป (hardware-in-the-loop : HIL) โดยเนื้อหาในบทที่ 4 จะเป็นองค์ความรู้พื้นฐาน ในการนำไปใช้ในการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาต่อไปในอนาคต

4.2 การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา

หัวข้อนี้จะนำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว โดยอาศัย แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาในบทที่ 3 ที่ผ่านมา เพื่อใช้คาดเดาจุดปฏิบัติงานที่ทำให้

ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพและหลีกเลี่ยงจุดปฏิบัติงานที่ทำให้สมรรถนะการทำงานของระบบไม่ เป็นไปตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F โดยเนื้อหาที่สำคัญจะประกอบด้วย มาตรฐาน MIL-STD-704F การวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเชิงเส้นด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง การวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม และการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้นผ่านการวิเคราะห์ระนาบเฟส ซึ่งจะได้รับ การนำเสนอในหัวข้อที่ 4.2.1 ถึง 4.2.4 ตามลำดับ

4.2.1 มาตรฐาน MIL-STD-704F

มาตรฐาน MIL-STD-704F คือ มาตรฐานทางทหาร (military standard) ของ สหรัฐอเมริกาที่ใช้ในการกำหนดคุณลักษณะเฉพาะของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินทั้ง ระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสสลับหนึ่งเฟสและสามเฟสแบบความถี่คงที่ 400 Hz ขนาดแรงดัน 115 Vac ระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสสลับหนึ่งเฟสและสามเฟสแบบปรับเปลี่ยนค่าความถี่ได้ขนาดแรงดัน 115 Vac ระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสสลับหนึ่งเฟสแบบความถี่คงที่ 60 Hz ขนาดแรงดัน 115 Vac ระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 28 Vdc และระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 Vdc นอกจากนี้ยังได้มีการระบุถึงวิธีการทดสอบและวิธีการสำหรับการใช้ประโยชน์ในอวกาศของ อุปกรณ์เสริมต่าง ๆ ของเครื่องบินไว้อีกด้วย โดยดัชนีการชี้วัดคุณลักษณะของมาตรฐานดังกล่าวจะ ครอบคลุมในหัวข้อต่าง ๆ มากมาย อาทิเช่น แรงดันตก แรงดันเกิน ความถี่ เฟส ตัวประกอบกำลัง การกระเพื่อม และกระแสสูงสุด เป็นต้น แต่มาตรฐานนี้จะไม่ครอบคลุมในเรื่องของการรบกวนทาง แม่เหล็กไฟฟ้าและแรงดันสไปค์ สำหรับเนื้อหาในหัวข้อนี้นี้จะมุ่งเน้นไปที่การนำเสนอมาตรฐาน MIL-STD-704F ที่ใช้ระบุคุณลักษณะเฉพาะของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มี ระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 V ซึ่งเป็นระบบที่ศึกษาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์เท่านั้น โดยคุณลักษณะเฉพาะดังกล่าวสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 4.1 ดังนี้

จากรูปที่ 4.1 สามารถแสดงดัชนีที่บ่งชี้สมรรถนะการทำงานของระบบไฟฟ้ากำลัง บนเครื่องบินตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้ดังนี้

ดัชนีชี้วัดที่ 1 คือ ขนาดแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงสูงสุดในสภาวะชั่วครู่ ($V_{b,t(max)}$) จะต้องมีค่าน้อยกว่า 330 V หรือสามารถมีค่าเท่ากับ 330 V ได้เพียงไม่เกิน 0.02 วินาทีเท่านั้น นับตั้งแต่เริ่มมีการเปลี่ยนแปลงจุดปฏิบัติงานของระบบ

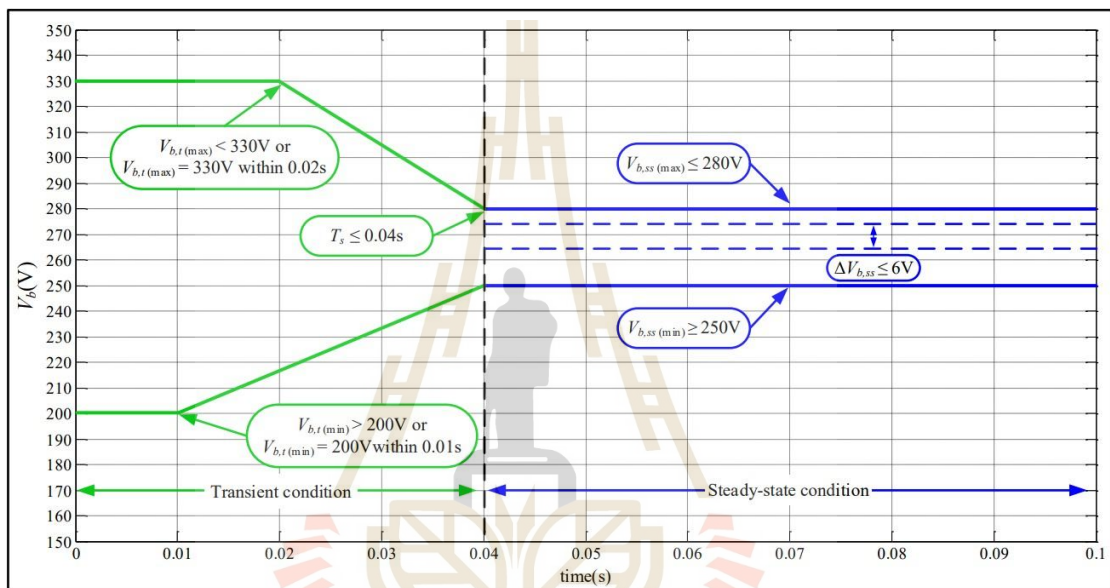
ดัชนีชี้วัดที่ 2 คือ ขนาดแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงต่ำสุดในสภาวะชั่วครู่ ($V_{b,t(min)}$) จะต้องมีค่ามากกว่า 200 V หรือสามารถมีค่าเท่ากับ 200 V ได้เพียงไม่เกิน 0.01 วินาทีเท่านั้น นับตั้งแต่เริ่มมีการเปลี่ยนแปลงจุดปฏิบัติงานของระบบ

ดัชนีชี้วัดที่ 3 คือ ช่วงเวลาเข้าที่ (settling time : T_s) จะต้องมีค่าน้อยกว่าหรือ เท่ากับ 0.04 วินาที

ดัชนีชี้วัดที่ 4 คือ ขนาดแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรงสูงสุดในสภาวะอยู่ตัว ($V_{b,ss}(\max)$) จะต้องมิต่ำกว่าหรือเท่ากับ 280 V

ดัชนีชี้วัดที่ 5 คือ ขนาดแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรงต่ำสุดในสภาวะอยู่ตัว ($V_{b,ss}(\min)$) จะต้องมิต่ำกว่าหรือเท่ากับ 250 V

ดัชนีชี้วัดที่ 6 คือ ขนาดแรงดันกระเพื่อม (ripple voltage) ในสภาวะอยู่ตัว ($\Delta V_{b,ss}$) จะต้องมิต่ำกว่าหรือเท่ากับ 6 V



รูปที่ 4.1 มาตรฐาน MIL-STD-704F สำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีระบบจำหน่ายแบบ ไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 V

4.2.2 การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง

การวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเชิงเส้นสำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะอาศัยวิธีการ พื้นฐานของทฤษฎีบทควบคุมที่เป็นเชิงเส้น นั่นคือ ทฤษฎีบทค่าเจาะจง ในการคาดเดาจุดขาดเสถียรภาพ ผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้นในสมการที่ (3-47) ของบทที่ 3 โดยจะพิจารณา จากตำแหน่งของค่าเจาะจง (eigenvalues) ของระบบ ซึ่งค่าเจาะจงดังกล่าวสามารถคำนวณได้จาก เมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ดังสมการที่ (4-1)

$$\det[\lambda \mathbf{I} - \mathbf{A}] = 0 \quad (4-1)$$

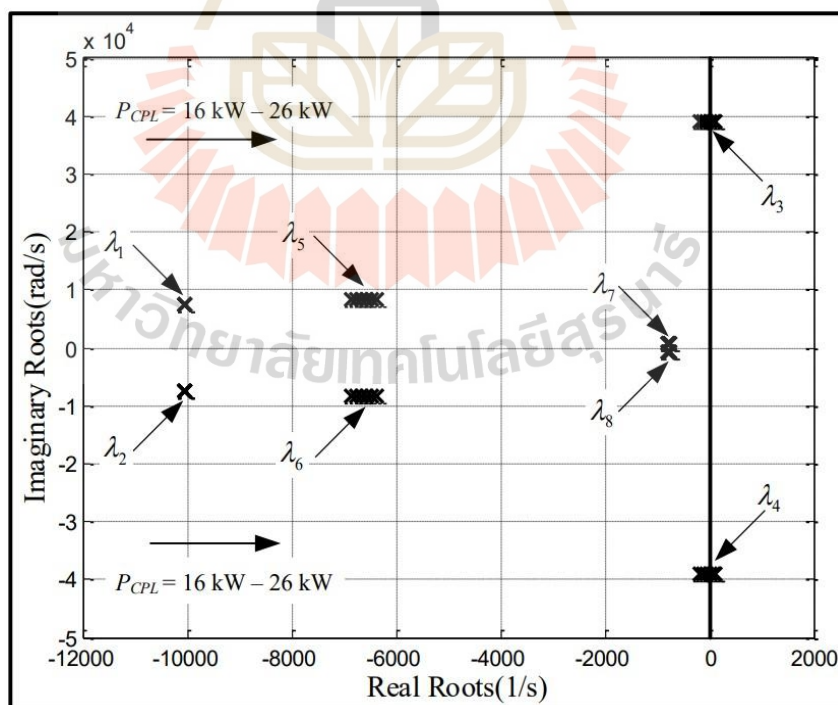
เงื่อนไขการมีเสถียรภาพของระบบสามารถแสดงได้ดังสมการที่ (4-2)

$$\sigma_i < 0 \quad (4-2)$$

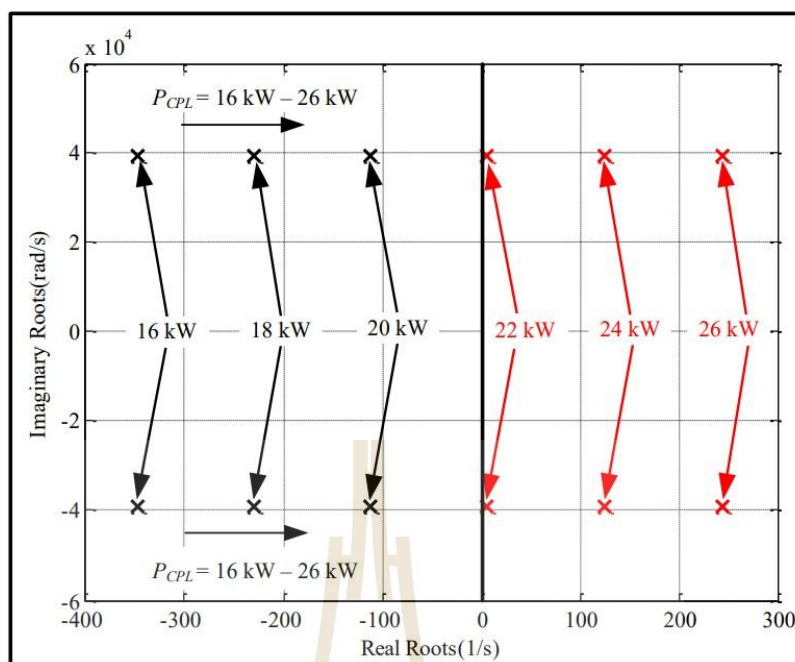
โดยที่ σ_i คือ ส่วนจริงของค่าเฉพาะ

$i = 1 \ 2 \ 3 \ \dots \ n$ (n คือ จำนวนตัวแปรสถานะของระบบ)

การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว จะอาศัยการเปลี่ยนแปลงโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) จาก 16 kW ถึง 26 kW ควบคู่ไปกับการพิจารณาทิศทางการเคลื่อนที่และตำแหน่งของค่าเฉพาะของระบบบนระนาบเอส ซึ่งจะประกอบไปด้วยค่าเฉพาะทั้งหมด 8 ค่า ($\lambda_1 - \lambda_8$) ตามจำนวนตัวแปรสถานะของระบบดังแสดงในรูปที่ 4.2 โดยในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะพิจารณาเฉพาะค่าเฉพาะเด่น (dominant pole : $\lambda_3 \ \lambda_4$) ของระบบเท่านั้น ซึ่งสามารถแสดงภาพขยายได้ดังรูปที่ 4.3



รูปที่ 4.2 ค่าเฉพาะทั้งหมดของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา



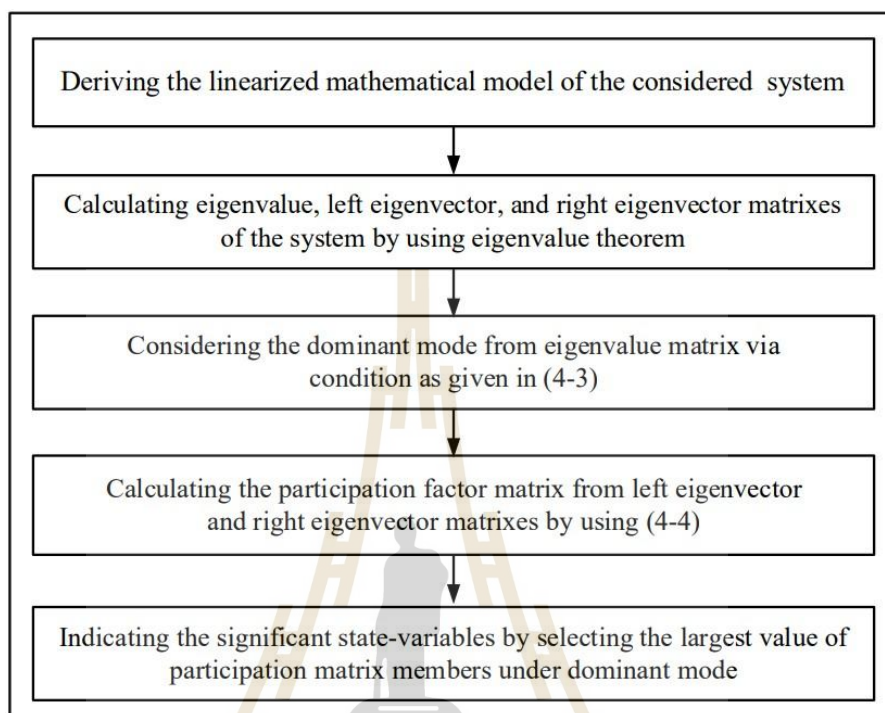
รูปที่ 4.3 ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา

จากรูปที่ 4.3 จะสังเกตได้ว่า เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มขึ้นจาก 16 kW ถึง 26 kW จะทำให้ค่าเจาะจงเด่นของระบบมีทิศทางการเคลื่อนที่จากฝั่งซ้ายของระนาบเอสไปฝั่งขวาของระนาบเอส และเมื่อระดับกำลังไฟฟ้ามีค่าเท่ากับ 22 kW ส่วนจริงของค่าเจาะจงเด่นจะมีค่ามากกว่าศูนย์ ซึ่งไม่เป็นไปตามเงื่อนไขในสมการที่ (4-2) ที่กล่าวไว้ว่า ระบบที่มีเสถียรภาพจะต้องมีส่วนจริงของค่าเจาะจงมีค่าน้อยกว่าศูนย์ ดังนั้น ณ จุดปฏิบัติงานนี้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ดังแสดงในรูปที่ 3.1 ของบทที่ 3 จะเกิดการขาดเสถียรภาพ ($P_{unstable} = 22 \text{ kW}$) สำหรับการยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพที่ได้จากทฤษฎีบทค่าเจาะจงจะได้รับการนำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 4.3 เป็นลำดับถัดไป

4.2.3 การวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม

การวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเป็นเทคนิคการวิเคราะห์แบบโมเดล (modal analysis) สำหรับการระบุตัวแปรสถานะต่าง ๆ ของระบบที่มีความเกี่ยวข้องหรือมีนัยสำคัญต่อค่าเจาะจงเด่นของระบบซึ่งจำเป็นต้องอาศัยองค์ความรู้พื้นฐานจากวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเชิงเส้นหรือวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็กด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงในหัวข้อที่ 4.2.2 ที่ผ่านมา โดยข้อมูลที่ได้จากการวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมสามารถนำไปใช้ประโยชน์ได้อย่างหลากหลาย ยกตัวอย่างเช่น การอธิบายพฤติกรรมของระบบ การลดอันดับแบบจำลอง และการลดตัวแปรสถานะที่ไม่มีความสำคัญต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยวิธีการควบคุมตำแหน่งโพล

(pole placement control) เป็นต้น สำหรับขั้นตอนในการวิเคราะห์หาตัวประกอบการมีส่วนร่วมสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 4.4



รูปที่ 4.4 แผนภาพการวิเคราะห์หาตัวประกอบการมีส่วนร่วม

จากแผนภาพในรูปที่ 4.4 จะพบว่า การวิเคราะห์หาตัวประกอบการมีส่วนร่วมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจะประกอบไปด้วย 5 ขั้นตอน คือ

ขั้นตอนที่ 1 ดำเนินการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้นและไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาด้วยวิธีดีคิว

ขั้นตอนที่ 2 คำนวณหาเมตริกซ์ค่าเจาะจง (eigenvalue matrix) เมตริกซ์เวกเตอร์ลักษณะเฉพาะซ้าย (left eigenvector matrix) และเมตริกซ์เวกเตอร์ลักษณะเฉพาะขวา (right eigenvector matrix) ของระบบด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง

ขั้นตอนที่ 3 พิจารณาหาโหมดเด่น (dominant mode) จากเมตริกซ์ค่าเจาะจงผ่านเงื่อนไขส่วนจริงของค่าเจาะจงเด่นมีค่ามากกว่าศูนย์หรือส่วนจริงของค่าเจาะจงเด่นที่มีตำแหน่งใกล้แกนจินตภาพ (imaginary axis) มากที่สุด ดังแสดงได้ในสมการที่ (4-3)

$$\begin{cases} \sigma_i > 0 \\ or \\ \sigma_i < \varepsilon \end{cases} \quad (4-3)$$

เมื่อ σ_i คือ ส่วนจริงของค่าเจาะจงเด่น

ε คือ ระยะห่างระหว่างส่วนจริงของค่าเจาะจงเด่นและแกนจินตภาพที่น้อยที่สุด

ขั้นตอนที่ 4 คำนวณหาเมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม (participation factor matrix) จากเมตริกซ์เวกเตอร์ลักษณะเฉพาะซ้ายและเมตริกซ์เวกเตอร์ลักษณะเฉพาะขวาโดยอาศัยสมการที่ (4-4)

$$PF(l,k) = |Q(l,k) \cdot P(l,k)| \quad (4-4)$$

เมื่อ $P(l,k)$ คือ เมตริกซ์เวกเตอร์ลักษณะเฉพาะซ้าย

$Q(l,k)$ คือ เมตริกซ์เวกเตอร์ลักษณะเฉพาะขวา

$PF(l,k)$ คือ เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม

ขั้นตอนที่ 5 ระบุตัวแปรสถานะที่เกี่ยวข้องหรือมีนัยสำคัญกับค่าเจาะจงเด่นของระบบโดยอาศัยการเลือกจากค่าของสมาชิกในเมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมที่มีค่ามากที่สุด

เมื่อพิจารณาหาตัวประกอบการมีส่วนร่วมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในรูปที่ 3.1 ของบทที่ 3 ที่ระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 22 kW หรือจุดขาดเสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมจะสามารถคำนวณหาเมตริกซ์เวกเตอร์ลักษณะเฉพาะซ้าย เมตริกซ์เวกเตอร์ลักษณะเฉพาะขวา และเมตริกซ์ค่าเจาะจงของระบบ รวมถึงสามารถพิจารณาหาโหมดเด่นผ่านเงื่อนไขส่วนจริงของค่าเจาะจงเด่นมีค่ามากกว่าศูนย์ ($\sigma_i > 0$) ได้ดังตารางที่ 4.1 4.2 และ 4.3 ตามลำดับ การคำนวณเมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม พร้อมทั้งระบุตัวแปรสถานะที่มีนัยสำคัญกับค่าเจาะจงเด่น สามารถแสดงได้ดังตารางที่ 4.4

จากตารางที่ 4.4 จะเห็นได้ว่า ตัวแปรสถานะ I_c และ V_b จะมีอิทธิพลมากที่สุด ในโหมดเด่น ซึ่งดูได้จากสมาชิกในโหมดเด่นที่มีค่ามากที่สุด ดังนั้นจึงถือได้ว่า ตัวแปรสถานะ I_c และ V_b จะมีความเกี่ยวข้องกับค่าเจาะจงเด่น λ_3 และ λ_4 ที่แสดงในรูปที่ 4.2 ของหัวข้อที่ 4.2.2 สำหรับข้อมูล

ทางเสถียรภาพที่ได้จากการวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในหัวข้อนี้จะมีประโยชน์อย่างยิ่งต่อการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้น ด้วยการวิเคราะห์หรรณบเฟส ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 4.2.4 เป็นลำดับถัดไป

ตารางที่ 4.1 เมตริกซ์เวกเตอร์ลักษณะเฉพาะซ้ำ ณ จุดขาดเสถียรภาพ

	Col. I	...	Col. IV	Col. V	...	Col. VIII
Row I	1	...	0	0	...	0
Row II	0	...	$(-4.9+j0.5) \times 10^{-2}$	0.8615	...	0.8544
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
Row IV	0	...	0.9971	$0.42-j0.26$	...	$0.24-j0.03$
Row V	0	...	$(-0.51+j5.1) \times 10^{-2}$	$(-8.6-j2.8) \times 10^{-2}$	...	$-0.24-j0.22$
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
Row VII	$(6.4+j4.7) \times 10^{-4}$	...	0	0	...	0
Row VIII	0	...	$(2.3+j0.7) \times 10^{-6}$	$(3.7+j3.9) \times 10^{-5}$	...	$(-4.0-j5.5) \times 10^{-6}$

ตารางที่ 4.2 เมตริกซ์เวกเตอร์ลักษณะเฉพาะของ จิตชาติเสถียรภาพ

	Col. I	...	Col. IV	Col. V	...	Col. VIII
Row I	$0.50-j0.67$	...	0	0	...	0
Row II	0	...	$-0.47-j0.11$	$0.77-j0.77$	...	$0.22-j0.01$
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
Row IV	0	...	$0.49+j0.03$	0.0301	...	$(2.3+j1.6) \times 10^{-3}$
Row V	0	...	$-0.42+j6.27$	$0.88-j1.07$	...	$-0.95-j0.02$
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
Row VII	$j1.1 \times 10^{-4}$	...	0	0	...	0
Row VIII	0	...	$(2.7+j1.5) \times 10^{-3}$	$(1.3+j1.1) \times 10^{-4}$	...	$(-1.2-j3.2) \times 10^{-3}$

ตารางที่ 4.3 เมตริกซ์ค่าเจาะจง ณ จุดขาดเสถียรภาพ

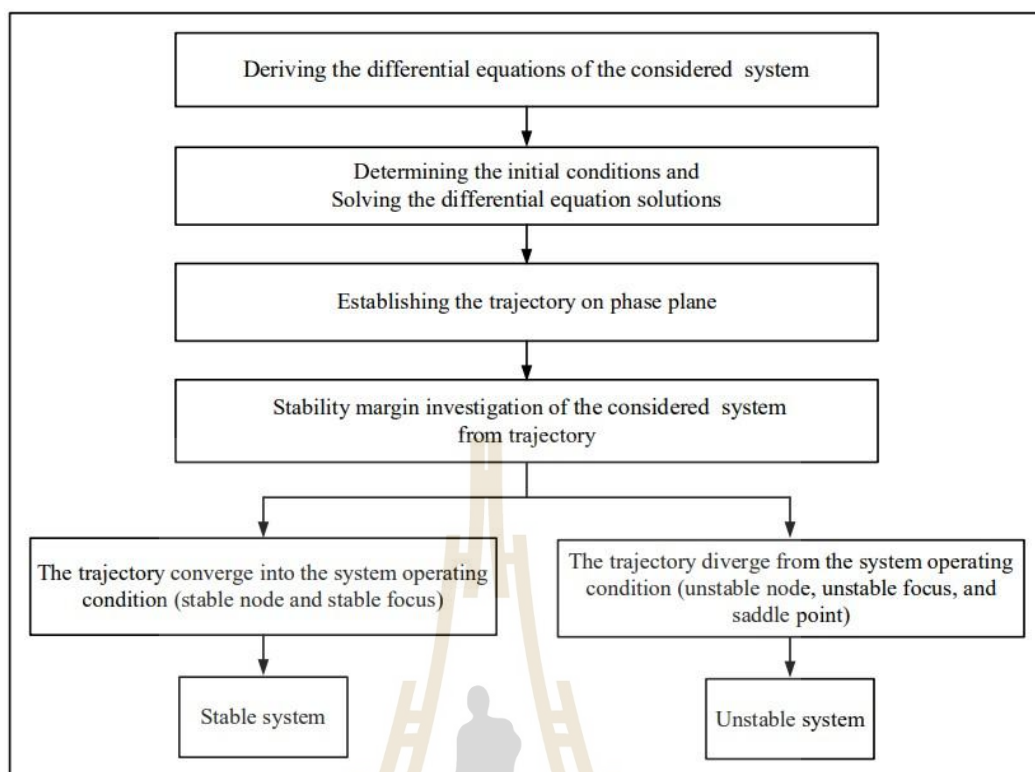
	Col. I	...	Col. III	Col. IV	...	Col. VIII
	Eig. I	...	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII
Row I	$(-1+j0.8)$ $\times 10^{-4}$	...	0	0	...	0
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
Row III	0	...	$(6.38+j3.9)$ $\times 10^{-4}$	0	...	0
Row IV	0	...	0	$(6.38-j3.9)$ $\times 10^{-4}$	...	0
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
Row VIII	0	...	0	0	...	$(-7.8-j8.4)$ $\times 10^{-2}$
Mode I	...		Mode II (Dominant mode)		...	Mode IV

ตารางที่ 4.4 เมตริกซ์ตัวประกอบมีส่วนร่วม ณ จุดขาดเสถียรภาพ

	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	Eig. V	Eig. VI	Eig. VII	Eig. VIII
I_d	0.8333	0.8333	0	0	0	0	0	0
I_q	0	0	0.0241	0.0241	0.9395	0.9395	0.1881	0.1881
V_{dc}	0	0	0.1845	0.1845	0.2308	0.2308	0.62151	0.62151
I_c	0	0	0.4895	0.4895	0.0148	0.0148	7×10^{-4}	7×10^{-4}
V_b	0	0	0.3209	0.3209	0.1255	0.1255	0.3128	0.3128
X_v	0	0	8×10^{-4}	8×10^{-4}	0.0269	0.0269	0.8118	0.8118
X_{id}	0.8333	0.8333	0	0	0	0	0	0
X_{iq}	0	0	0.0076	0.0076	0.6224	0.6224	0.0086	0.0086
	Mode I		Mode II (Dominant mode)		Mode III		Mode IV	

4.2.4 การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส

การวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้นสำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะอาศัยวิธีการพื้นฐานของทฤษฎีบทควบคุมที่ไม่เป็นเชิงเส้น นั่นคือ การวิเคราะห์ระนาบเฟส ในการคาดเดาจุดขาดเสถียรภาพผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่เป็นเชิงเส้นในสมการที่ (3-46) ของบทที่ 3 โดยการวิเคราะห์ระนาบเฟสเป็นวิธีการทางกราฟิกที่เหมาะสมสำหรับศึกษาพฤติกรรมของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นอันดับสอง (second-order nonlinear system) และยังมีข้อดีที่สามารถประมาณขนาดแอมพลิจูดของรูปสัญญาณที่มีการสั่นไกวก่อนเข้าสู่สภาวะอยู่ตัวได้ ซึ่งเหมาะสำหรับนำไปใช้ตรวจสอบ



รูปที่ 4.5 แผนภาพการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส

คุณลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F โดยการดำเนินการในลักษณะเช่นนี้การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจึงไม่สามารถทำได้ สำหรับขั้นตอนการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟสสามารถสรุปได้ดังรูปที่ 4.5

จากแผนภาพในรูปที่ 4.5 จะพบว่า การวิเคราะห์ระนาบเฟสของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจะประกอบไปด้วย 4 ขั้นตอนหลัก คือ

ขั้นตอนที่ 1 ดำเนินการหาสมการเชิงอนุพันธ์หรือพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา

ขั้นตอนที่ 2 กำหนดเงื่อนไขเริ่มต้นและหาผลเฉลยของสมการเชิงอนุพันธ์

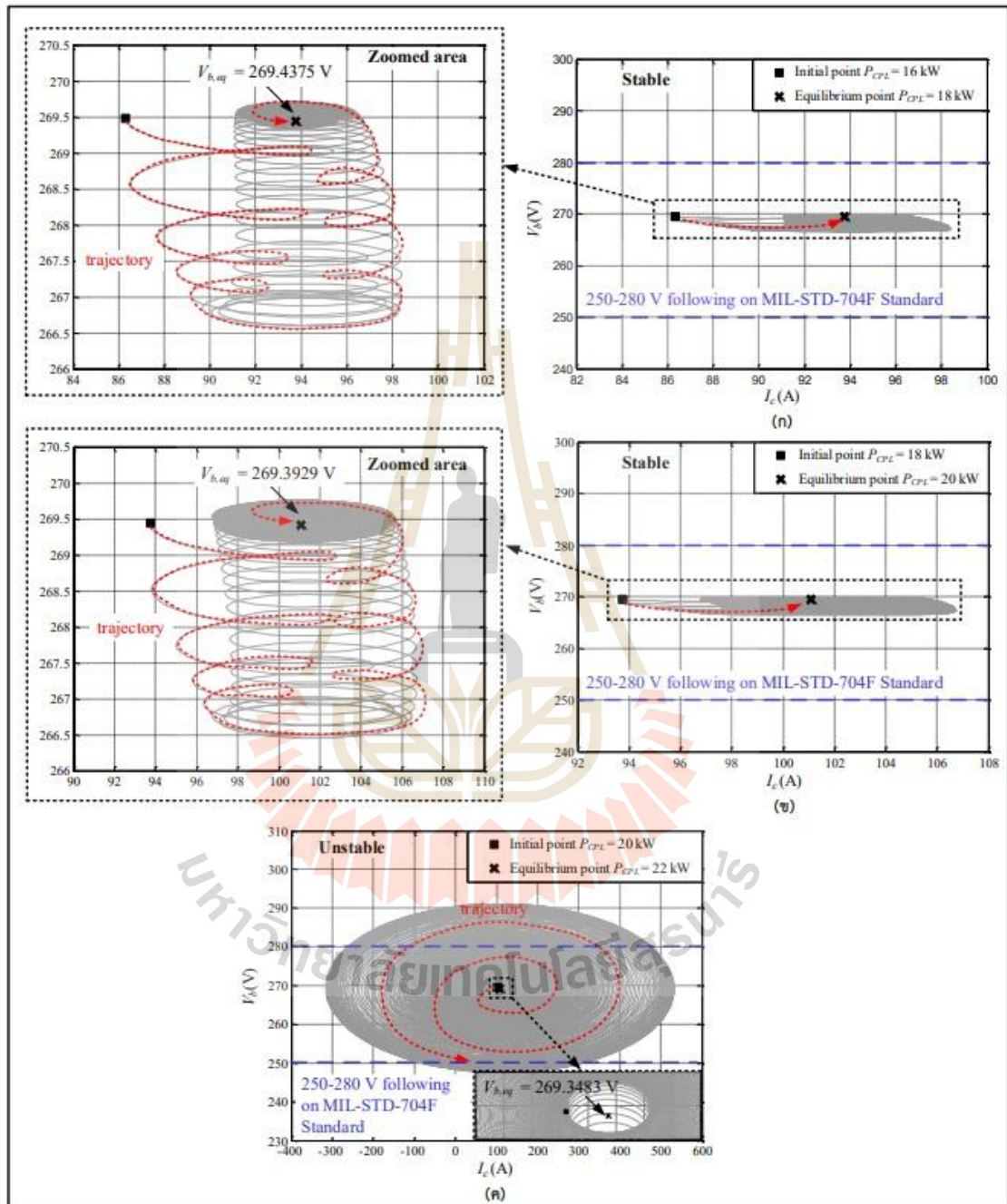
ขั้นตอนที่ 3 สร้างการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ (trajectory) ลงบนระนาบเฟส (phase plane) หรือปริภูมิสถานะ (state space) ที่ขึ้นอยู่กับตัวแปรสถานะของระบบสองตัว โดยการเลือกตัวแปรสถานะสำหรับสร้างระนาบเฟสนั้นจะอาศัยการวิเคราะห์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมที่นำเสนอในหัวข้อที่ 4.2.3 ที่ผ่านมา เพื่อพิจารณาหาตัวแปรสถานะที่มีความสัมพันธ์กับค่าเจาะจ่งเด่นของระบบ ซึ่งในที่นี้ก็คือ ตัวแปรสถานะ I_c และ V_b

ขั้นตอนที่ 4 ตรวจสอบเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจากรูปแบบการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนระนาบเฟส โดยถ้ารูปแบบการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนระนาบเฟสเป็นโนดเสถียร (stable node) และโฟกัสเสถียร (stable focus) จะถือว่าระบบมีเสถียรภาพ (stable system) แต่ในทางกลับกัน ถ้ารูปแบบการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนระนาบเฟสเป็นโนดไม่เสถียร (unstable node) โฟกัสไม่เสถียร (unstable focus) และจุดอานม้า (saddle point) จะถือว่า ระบบขาดเสถียรภาพ (unstable system) สำหรับรายละเอียดเพิ่มเติมเกี่ยวกับการวิเคราะห์ระนาบเฟสและรูปแบบการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนระนาบเฟสในรูปแบบต่าง ๆ สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้จาก (อภิชัย สุยะพันธ์, 2558)

การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการวิเคราะห์ระนาบเฟสจะพิจารณาการเปลี่ยนแปลงระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจาก 16 kW ไปจนถึง 26 kW โดยจะเพิ่มขึ้นทีละ 2 kW ควบคู่ไปกับการพิจารณารูปแบบการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนระนาบเฟส จนกระทั่งพบจุดปฏิบัติงานที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพ ซึ่งสามารถแสดงผลการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการวิเคราะห์ระนาบเฟสของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาได้ดังรูปที่ 4.6

จากรูปที่ 4.6 (ก) และรูปที่ 4.6 (ข) ซึ่งแสดงการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนระนาบ I_c และ V_b เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับ 18 kW และ 20 kW ตามลำดับ จะพบว่า แรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ของระบบมีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ที่กำหนดไว้ ซึ่งสังเกตได้จากเส้นประสีน้ำเงิน และเมื่อพิจารณาเสถียรภาพของระบบผ่านพื้นที่ขยาย (Zoomed area) จะเห็นได้ว่า การโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ของระบบที่แสดงดังเส้นประสีแดงจะเริ่มจากจุดเริ่มต้นและเข้าสู่จุดสมดุลหรือจุดปฏิบัติงานของระบบ ($V_{b,eq}$) ซึ่งแสดงให้เห็นว่า การโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ดังกล่าวเป็นแบบโฟกัสเสถียรหรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือ ระบบไฟฟ้าที่ศึกษาจะมีเสถียรภาพ ณ P_{CPL} มีค่าเท่ากับ 18 kW และ 20 kW ในทางกลับกันการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ของระบบเมื่อ P_{CPL} เท่ากับ 22 kW ในรูปที่ 4.6 (ค) นั้นจะเริ่มจากจุดเริ่มต้นและมีการเคลื่อนที่รอบ ๆ จุดปฏิบัติงาน ก่อนที่จะหลุดออกจากจุดปฏิบัติงานของระบบมากยิ่งขึ้นอย่างไม่สิ้นสุดเมื่อเวลาผ่านไป ซึ่งถือได้ว่า การโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ดังกล่าวเป็นแบบโฟกัสไม่เสถียร ดังนั้นที่ P_{CPL} มีค่าเท่ากับ 22 kW ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจะเกิดการขาดเสถียรภาพ ($P_{unstable} = 22$ kW) ซึ่งจุดดังกล่าวสอดคล้องกับผลการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงดังที่ได้กล่าวไว้แล้วในหัวข้อที่ 4.2.2 นอกจากนี้ยังเห็นได้ว่าแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงไม่อยู่ภายใต้กรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ในสถานะอยู่ตัวอีกด้วย สำหรับการตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์เสถียรภาพที่ได้จากการวิเคราะห์ระนาบเฟสจะอาศัยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์โดยใช้ชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม

MATLAB และการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูป ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อถัดไป



รูปที่ 4.6 ผลการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส (ก) $P_{CPL} = 18$ kW

(ข) $P_{CPL} = 20$ kW (ค) $P_{CPL} = 22$ kW

4.3 การยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพ

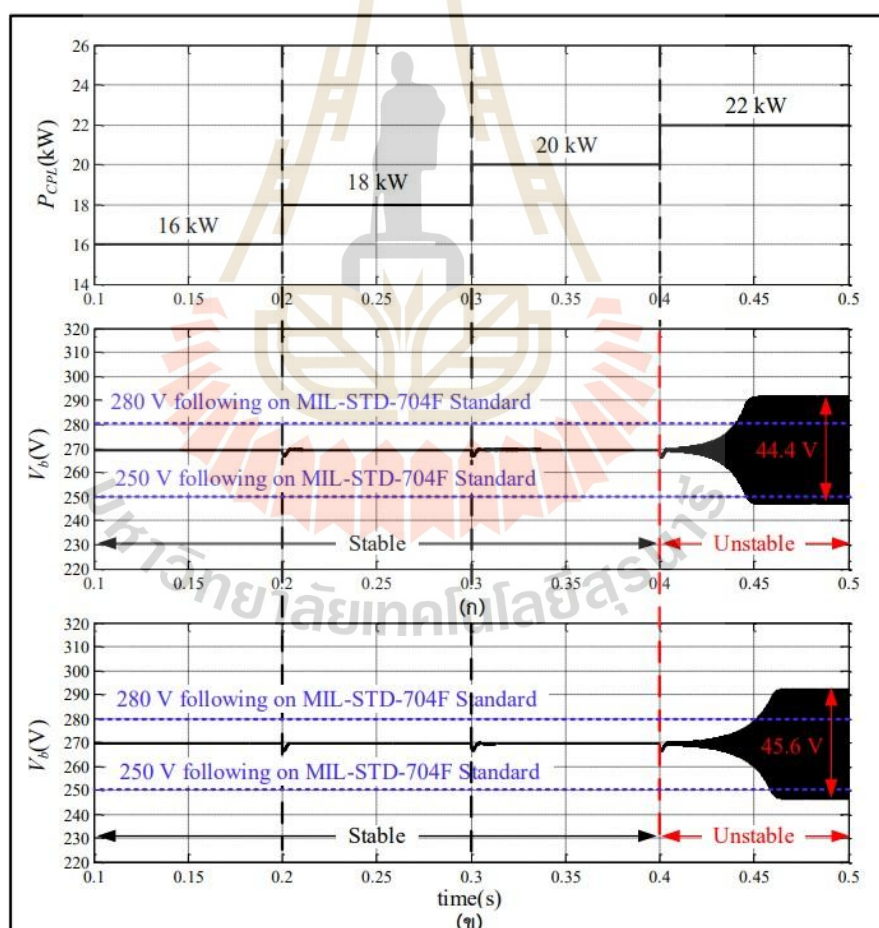
การยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพทั้งหมดที่ได้จากทฤษฎีบทค่าเจาะจงซึ่งเป็นการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเชิงเส้นและการวิเคราะห์ระนาบเฟสซึ่งเป็นการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้นจะอาศัยการพิจารณา ระหว่างผลการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB กับผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูป เพื่อแสดงให้เห็นว่า ผลการจำลองสถานการณ์ทั้ง 2 มีความสอดคล้องกัน อีกทั้งยังทำให้เห็นว่า วิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพที่ได้นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์เป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพและมีความน่าเชื่อถือสูง

การจำลองสถานการณ์โดยใช้เทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูปเป็นกระบวนการที่อาศัยการทำงานร่วมกันระหว่างชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB กับบอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit ที่ติดต่อสื่อสารกันผ่านโปรแกรม Code Composer Studio ในเวอร์ชัน 3.3 (Code Composer Studio™ v 3.3 IDE) ดังแสดงได้ในรูปที่ 4.7 ซึ่งมีข้อดีหลายประการ ดังเช่น การตรวจสอบความถูกต้องและการทดสอบสมรรถนะการทำงานเบื้องต้นของระบบควบคุมก่อนการนำไปใช้งานจริงในทางปฏิบัติ การคาดการณ์หรือการทำนายความผิดปกติที่อาจทำให้เกิดความเสียหายต่อโครงสร้างทางฮาร์ดแวร์ของชุดทดสอบโดยรวม และผลการจำลองสถานการณ์ที่ใกล้เคียงกับผลการทดสอบจากห้องปฏิบัติการ เป็นต้น ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำเทคนิคดังกล่าวมาใช้ในการตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์เสถียรภาพ โดยวงจรกำลังของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาซึ่งประกอบไปด้วย เครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ ตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง สายส่งกำลังไฟฟ้ากระแสตรง ตัวเก็บประจุ โหลดความต้านทาน และโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว จะถูกสร้างขึ้นด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB ในขณะที่ระบบควบคุมที่ประกอบด้วย ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้า ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า ตัวควบคุมแบบดรู๊ป และตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้า จะถูกโปรแกรมคำสั่งลงบนบอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit ด้วยโปรแกรมภาษาซี โดยบล็อกไดอะแกรมสำหรับกระบวนการจำลองสถานการณ์ที่อาศัยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูปแสดงดังในรูปที่ 4.8 ซึ่งประกอบด้วย คอมพิวเตอร์หลักที่เชื่อมต่อบอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit ผ่านทางพอร์ต USB JTAG Emulator โดยมีลักษณะการรับ-ส่งข้อมูลในรูปแบบ RTDX (real-time data exchange)

จากรูปที่ 4.8 แสดงขั้นตอนในการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูปของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิที่ศึกษาได้ดังต่อไปนี้

ขั้นตอนที่ 1 ตรวจจับค่าความเร็วรอบของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (ω_m) กระแสอินพุตของวงจรเรียงกระแส ($I_{in,abc}$) กระแสโหลดรวม (I_o) และแรงดันที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง

ลำดับถัดไปจะเป็นผลการตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์เสถียรภาพที่ได้นำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 4.2.2 และ 4.2.4 โดยอาศัยการจำลองสถานการณ์ผ่านชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB และเทคนิคการจำลองสถานการณ์แบบฮาร์ดแวร์ในลูป โดยเมื่อพิจารณาและอ้างอิงตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ที่ได้นำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 4.2.1 จะพบว่า มาตรฐานดังกล่าวจะให้ความสำคัญเพียงแค่ลักษณะเฉพาะของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) เท่านั้น ดังนั้นการจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะนำเสนอเฉพาะรูปสัญญาณของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงเท่านั้น พร้อมทั้งดำเนินการตรวจสอบสมรรถนะการควบคุมแรงดันโดยอ้างอิงจากมาตรฐานดังกล่าว ทั้งนี้เพื่อเป็นการเพิ่มความน่าเชื่อถือของผลการศึกษาเสถียรภาพที่ผ่านมาทั้งหมด โดยผลการยืนยันการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 4.9



รูปที่ 4.9 การยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพ (ก) การจำลองสถานการณ์ด้วยโปรแกรม MATLAB บนคอมพิวเตอร์ (ข) การจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูป

จากรูปที่ 4.9 จะสังเกตเห็นว่า เมื่อระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเปลี่ยนแปลงจาก 20 kW ไปเป็น 22 kW ที่เวลา 0.4 วินาที จะทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพ ซึ่งดูได้จากผลการสั่นไหวของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงที่มีค่าเพิ่มสูงขึ้น อีกทั้งยังทำให้สมรรถนะการควบคุมของระบบลดลงไม่เป็นไปตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F โดยแรงดันในสภาวะอยู่ตัวจะอยู่นอกช่วง 250 V ถึง 280 V และค่าแรงดันกระแสเฟืองของผลตอบสนองที่ได้จากชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปมีค่าเท่ากับ 44.4 V และ 45.6 V ตามลำดับ ซึ่งเกินค่าแรงดันกระแสเฟืองสูงสุดตามที่มาตรฐานกำหนดไว้นั้นคือ 6 V และเมื่อพิจารณาความถี่ของการสั่นไหวของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงที่ได้จากชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปซึ่งมีค่าเท่ากับ 37699.11 rad/s และ 37699.11 rad/s ตามลำดับ จะพบว่ามีความใกล้เคียงกับความถี่เรโซแนนซ์ (ω_r) ที่สามารถคำนวณได้จากสมการที่ (4-5) ซึ่งมีค่าเท่ากับ 31622.78 rad/s ดังนั้นจึงเป็นการแสดงให้เห็นว่าค่าความเหนี่ยวนำของสายส่งกำลังไฟฟ้ากระแสตรง (L_c) และค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุไฟฟ้า (C_b) ที่ใช้ในการคำนวณหา ω_r มีความสำคัญต่อเสถียรภาพของระบบ โดยผลกระทบที่มีต่อเสถียรภาพของระบบอันเนื่องมาจาก L_c และ C_b จะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 4.4 นอกจากนี้ยังแสดงให้เห็นอีกว่าผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎี ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปมีความสอดคล้องและคล้ายตามกันอย่างเห็นได้ชัด ดังนั้นจึงถือได้ว่า วิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพที่ได้นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ให้ประสิทธิผลที่ดีและมีความน่าเชื่อถือสูง

$$\omega_r = \frac{1}{\sqrt{L_c C_b}} \quad (4-5)$$

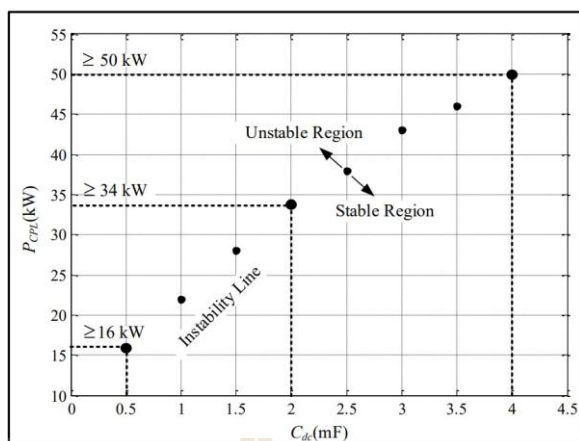
จากการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายเป็นไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดียว ที่ผ่านมา แสดงให้เห็นว่าการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเชิงเส้นผ่านทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้นผ่านการวิเคราะห์ระนาบเฟสโดยอาศัยแบบจำลองที่ไม่ขึ้นอยู่กัเวลาของระบบซึ่งพิสูจน์มาจากวิธีดีคิว สามารถคาดเดาจุดการขาดเสถียรภาพได้อย่างถูกต้องแม่นยำและมีความสอดคล้องกันอย่างชัดเจน อย่างไรก็ตามพฤติกรรมการขาดเสถียรภาพอาจไม่ได้ขึ้นอยู่กับโหลดกำลังไฟฟ้าที่เพิ่มขึ้นเพียงอย่างเดียว แต่อาจเป็นผลมาจากพารามิเตอร์อื่นในระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินก็ได้ ดังนั้นในหัวข้อลำดับถัดไปจึงเป็นการนำเสนอการศึกษาผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่มีต่อเสถียรภาพของระบบ

4.4 การศึกษาผลกระทบที่มีต่อเสถียรภาพอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบ

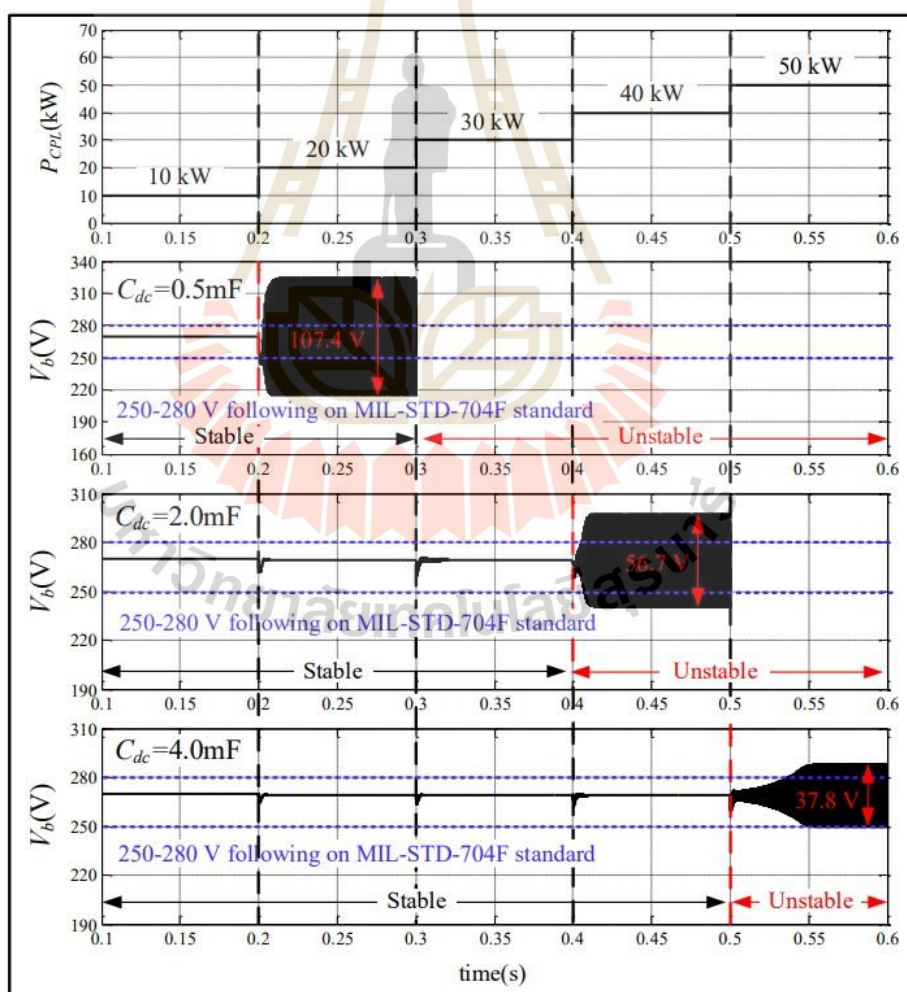
การศึกษาและวิจัยเกี่ยวกับผลกระทบที่มีต่อเสถียรภาพอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบที่นำเสนอในหัวข้อนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อสร้างความเข้าใจเชิงลึกเกี่ยวกับคุณสมบัติด้านเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการใช้ไฟฟ้ามากขึ้นและเป็นแนวทางเบื้องต้นในการเลือกค่าพารามิเตอร์ของระบบสำหรับวิศวกรผู้ออกแบบ ดังนั้นค่าพารามิเตอร์ที่พิจารณาศึกษาจะเป็นพารามิเตอร์ที่วิศวกรสามารถออกแบบและมีการปรับเปลี่ยนได้ตามความเหมาะสม โดยค่าพารามิเตอร์ดังกล่าวคือ ตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (C_{dc}) ความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (R_c และ L_c) ตัวเก็บประจุของบัสไฟฟ้ากระแสตรง (C_b) อัตราส่วนการหน่วงของลูปควบคุมแรงดัน (ζ_v) และลูปควบคุมกระแสไฟฟ้า (ζ_i) ความถี่ธรรมชาติของลูปควบคุมแรงดัน (f_{nv}) และลูปควบคุมกระแสไฟฟ้า (f_{ni}) ค่าอัตราการขยายตัว (K_d) และค่าอัตราการขยายตัวรวม (K_r) โดยวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพเพื่อศึกษาถึงผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ในหัวข้อนี้จะอาศัยการวิเคราะห์เสถียรภาพบนระนาบเอสด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการวิเคราะห์เสถียรภาพบนปริภูมิสถานะที่ขึ้นอยู่กับตัวแปรสถานะด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส ในส่วนของการตรวจสอบความถูกต้องจะอาศัยการพิจารณาผลตอบสนองที่ได้จากชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB ควบคู่ไปกับผลตอบสนองที่ได้จากเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูปเช่นเดียวกับการยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพในหัวข้อที่ 4.3 โดยผลการศึกษาดังกล่าวข้างต้นสามารถแสดงรายละเอียดได้ดังต่อไปนี้

4.4.1 การศึกษาผลกระทบของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง

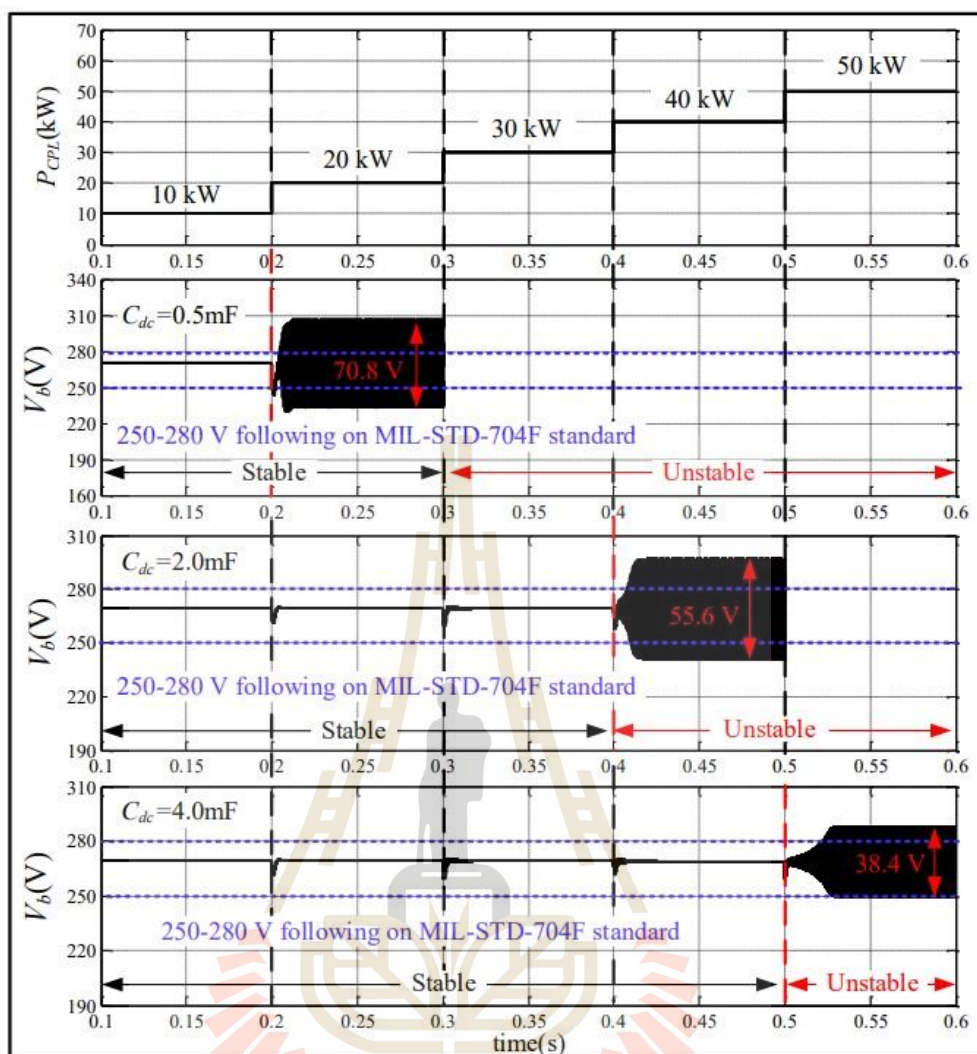
ตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (C_{dc}) จะทำหน้าที่ลดการกระเพื่อมของแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟ (V_{dc}) ให้มีลักษณะรูปสัญญาณที่ราบเรียบมากขึ้น โดยการศึกษาและวิจัยผลจากการเปลี่ยนแปลงความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุดังกล่าวที่มีต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจะใช้การวิเคราะห์เสถียรภาพบนระนาบเอสด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการวิเคราะห์เสถียรภาพบนปริภูมิสถานะของตัวแปรสถานะ I_c และ V_b ด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส พร้อมทั้งดำเนินการเปลี่ยนแปลงความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงจาก 0.5 mF ถึง 4 mF ในขณะที่ค่าพารามิเตอร์อื่น ๆ ของระบบจะกำหนดให้มีค่าเท่าเดิมดังในตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ของบทที่ 3 เพื่อสร้างเส้นอเสถียรภาพ (Instability Line) ที่แสดงได้ดังรูปที่ 4.10



รูปที่ 4.10 เส้นอเสถียรภาพเมื่อ C_{dc} มีการเปลี่ยนแปลง



รูปที่ 4.11 ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ C_{dc} มีการเปลี่ยนแปลง



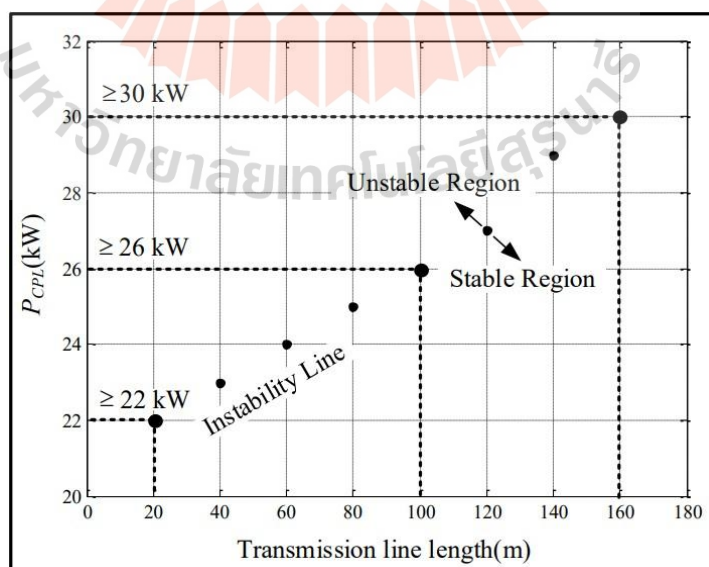
รูปที่ 4.12 ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปเมื่อ C_{dc} มีการเปลี่ยนแปลง

จากรูปที่ 4.10 จะเห็นว่า เมื่อความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงมีค่าเท่ากับ 0.5 mF 2 mF และ 4 mF ระบบจะเกิดการขาดเสถียรภาพ ณ ระดับกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 16 kW 34 kW และ 50 kW ตามลำดับ และเมื่อพิจารณาพร้อมกับผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์โดยใช้ชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB ดังแสดงในรูปที่ 4.11 และผลการจำลองสถานการณ์ที่ได้จากเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปในรูปที่ 4.12 จะพบว่า ให้ผลที่สอดคล้องและคล้ายตามกันอย่างเห็นได้ชัด เมื่อพิจารณาถึงสมรรถนะการควบคุมแรงดันของระบบจะเห็นว่า คุณลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ไม่อยู่ภายใต้กรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ทั้งขนาดแอมพลิจูดของแรงดันที่ไม่อยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V และแรงดันกระเพื่อมที่เกิน 6 V ดังนั้นจึงสรุปได้ว่า เมื่อความจุไฟฟ้า

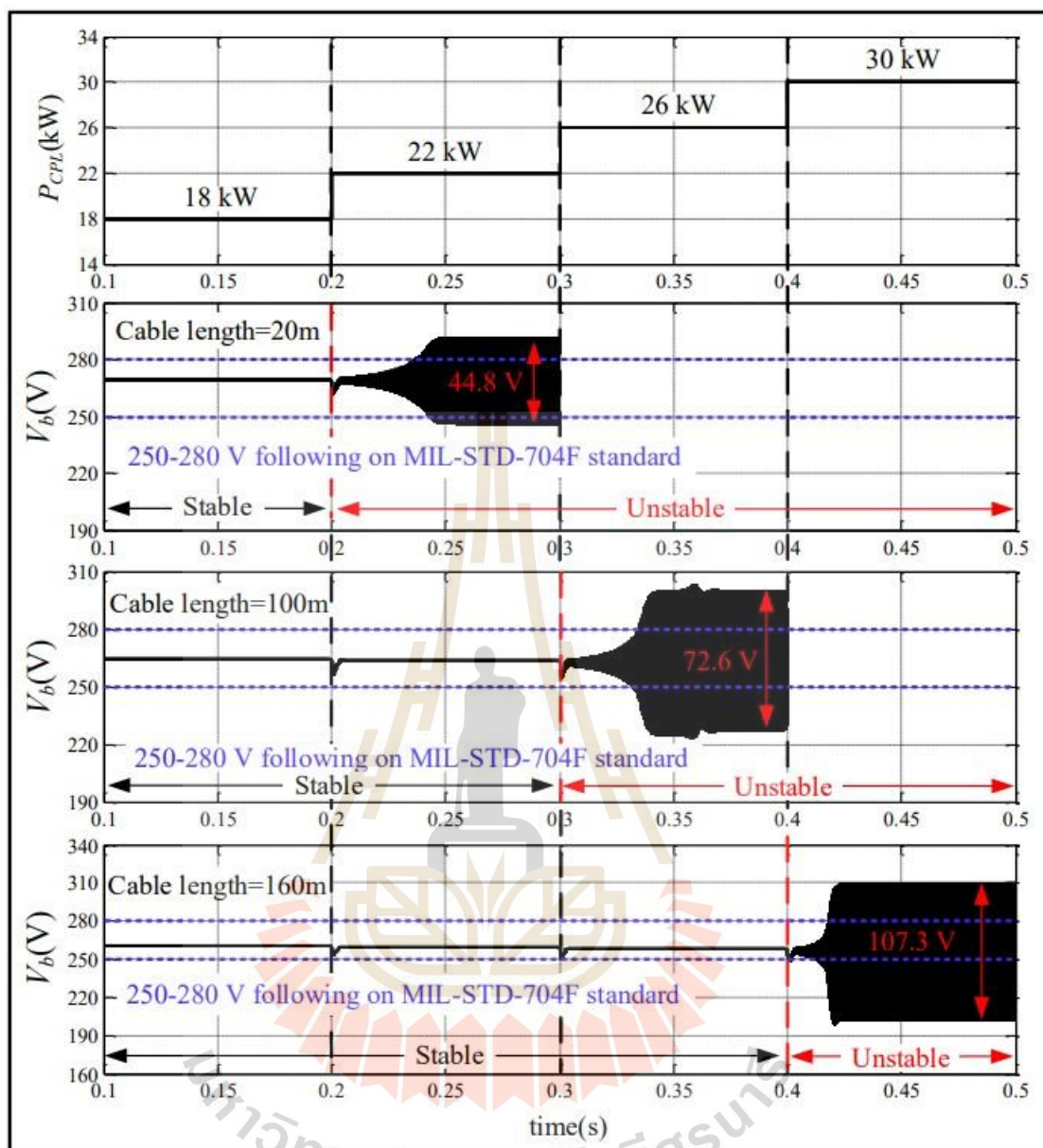
ของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงมีค่าเพิ่มมากขึ้นจะทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายเป็นไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัลลัสเดียว มีเสถียรภาพเพิ่มมากขึ้นตามไปด้วย ซึ่งถือได้ว่า ข้อสรุปดังกล่าวเป็นแนวทางที่มีประโยชน์อย่างยิ่งในการเลือกหรือออกแบบค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงให้มีความเหมาะสมสำหรับวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟในการใช้งานจริงในทางปฏิบัติ อย่างไรก็ตามการเพิ่มค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงที่มากเกินไปจะส่งผลเสียต่อระบบในแง่ของราคา น้ำหนัก และขนาดของระบบโดยรวมที่เพิ่มสูงขึ้นด้วยเช่นกัน

4.4.2 การศึกษาผลกระทบของความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้า

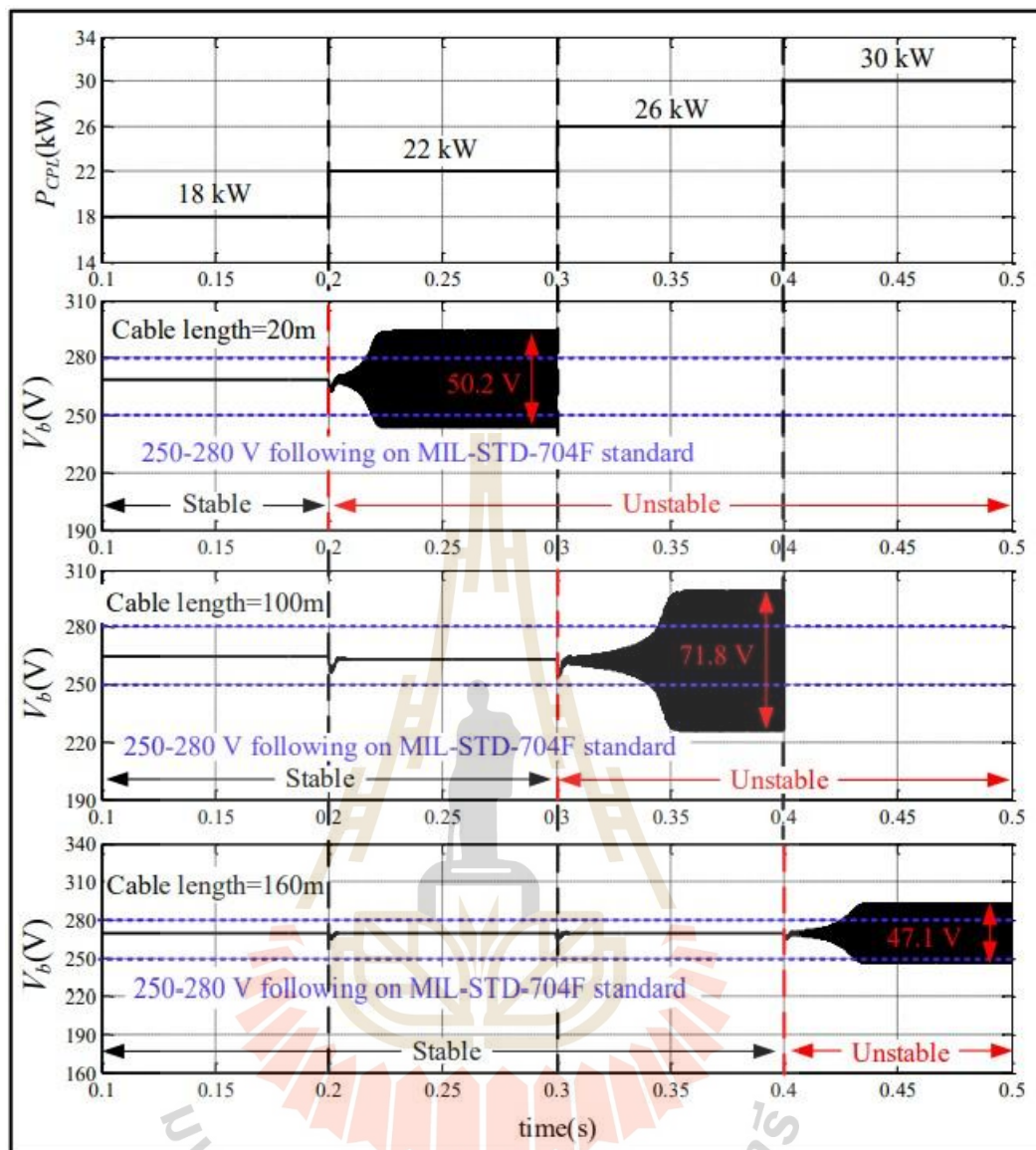
การเปลี่ยนแปลงความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าด้านไฟฟ้ากระแสตรงจะส่งผลให้ค่าความต้านทาน (R_c) และค่าความเหนี่ยวนำ (L_c) ของสายส่งกำลังไฟฟ้ามีค่าเปลี่ยนไปด้วยเช่นกัน ดังนั้นการศึกษาและวิจัยถึงผลกระทบอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าที่มีต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจึงเปรียบเสมือนเป็นการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับผลของการเปลี่ยนแปลงค่าความต้านทานและค่าความเหนี่ยวนำของสายส่งกำลังไฟฟ้าด้วยเช่นกัน โดยจะดำเนินการเปลี่ยนแปลงความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าด้านไฟฟ้ากระแสตรงจาก 20 m ไปจนถึง 160 m พร้อมทั้งดำเนินการวิเคราะห์เสถียรภาพบนระนาบเอสดีด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการวิเคราะห์เสถียรภาพบนปริภูมิสถานะของตัวแปรสถานะ I_c และ V_c ด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส เพื่อพิจารณาขอบเขตการมีเสถียรภาพผ่านเส้นอเสถียรภาพที่แสดงได้ดังรูปที่ 4.13 โดยค่าพารามิเตอร์อื่น ๆ ของระบบจะกำหนดให้มีค่าเท่าเดิมตามตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ในบทที่ 3



รูปที่ 4.13 เส้นอเสถียรภาพเมื่อความยาวสายส่งมีการเปลี่ยนแปลง



รูปที่ 4.14 ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อความยาวสายส่งมีการเปลี่ยนแปลง



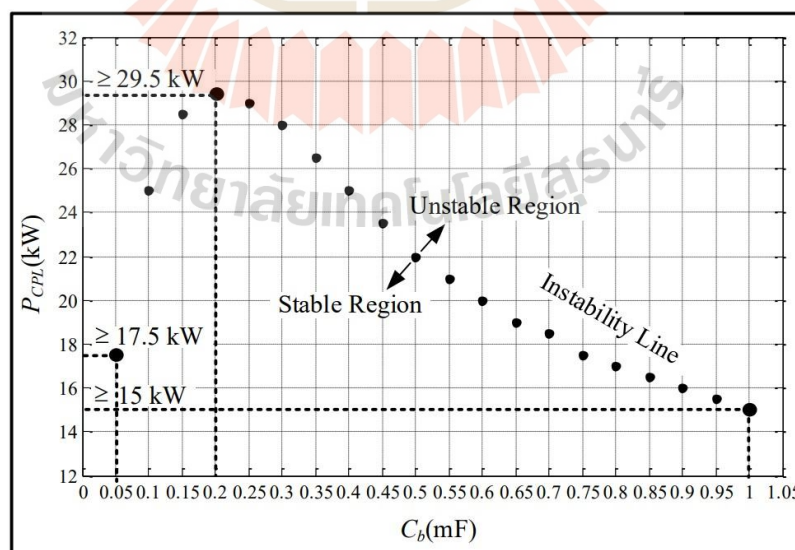
รูปที่ 4.15 ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปเมื่อความยาวสายส่งมีการเปลี่ยนแปลง

จากรูปที่ 4.13 จะเห็นได้ว่า เมื่อความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าด้านไฟฟ้ากระแสตรงมีค่าเท่ากับ 20 m 100 m และ 160 m ระบบจะเกิดการขาดเสถียรภาพ ณ ระดับกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 22 kW 26 kW และ 30 kW ตามลำดับ และเมื่อพิจารณาร่วมกับผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์โดยใช้ชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB ดังแสดงในรูปที่ 4.14 และผลการจำลองสถานการณ์ที่ได้จากเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปในรูปที่ 4.15 จะพบว่า ให้ผลที่สอดคล้องและคล้อยตามกัน อย่างเห็นได้ชัด เมื่อพิจารณาถึงสมรรถนะการควบคุมแรงดันของระบบจะเห็นว่า คุณลักษณะเฉพาะ

ของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ไม่อยู่ภายใต้กรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ทั้งขนาดแอมพลิจูดของแรงดันที่ไม่อยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V และแรงดันกระเพื่อมที่เกิน 6 V ดังนั้นจึงสรุปได้ว่าความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าด้านไฟฟ้ากระแสตรงที่มีค่าเพิ่มมากขึ้นจะทำให้เสถียรภาพโดยรวมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายเป็นไฟฟ้ากระแสตรงแบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว เพิ่มมากขึ้นด้วยเช่นกัน ซึ่งเป็นเพราะว่า ค่าความต้านทานของสายส่งกำลังไฟฟ้า (R_c) ที่เพิ่มขึ้นตามความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าจะส่งผลทำให้การหน่วงของระบบ (damping system) มีค่าเพิ่มมากขึ้นด้วยเช่นกัน (Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S.V., Hill, C., and Asher, G., 2015) ดังนั้นระบบจึงมีเสถียรภาพเพิ่มมากขึ้น (more stable)

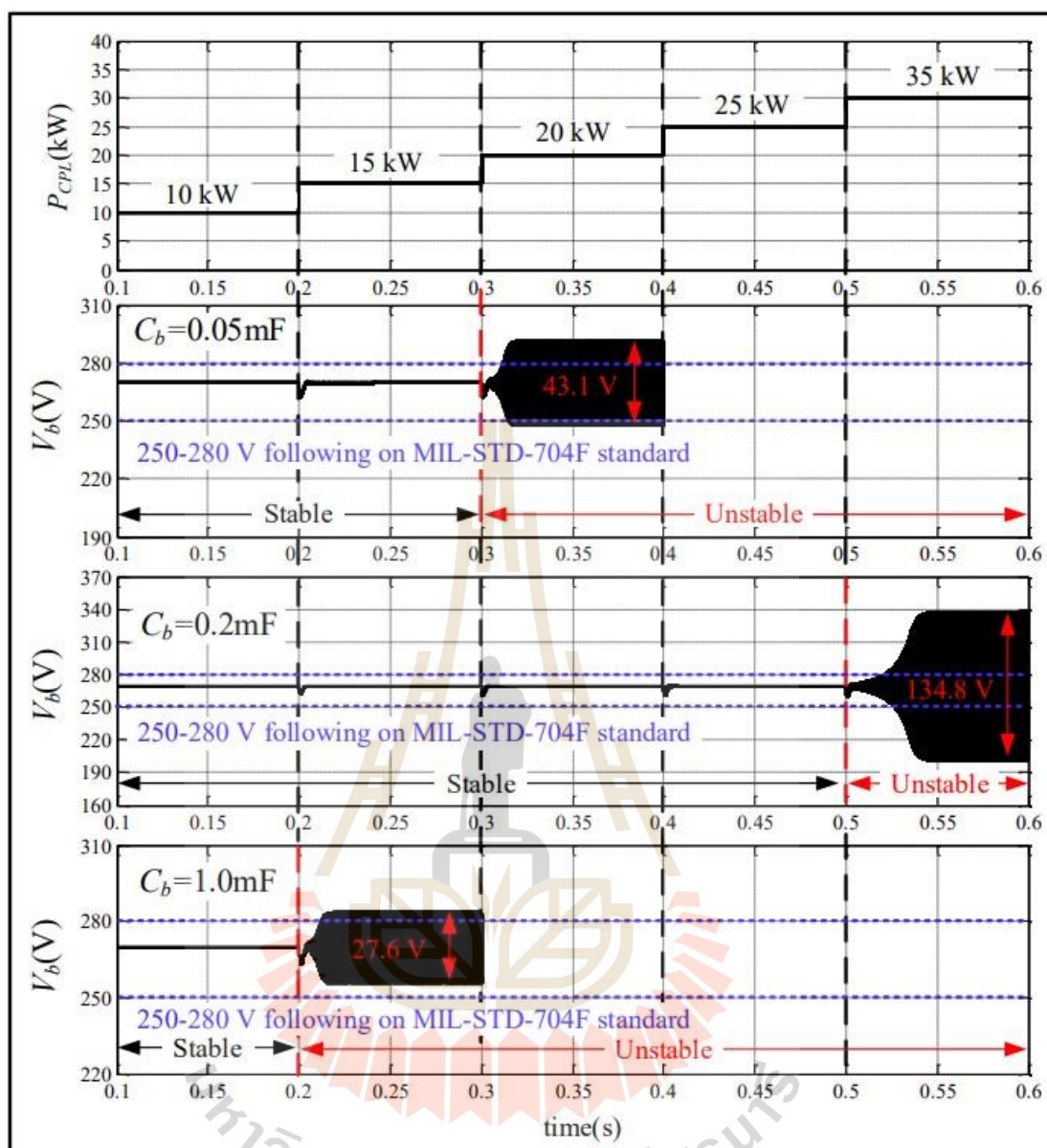
4.4.3 การศึกษาผลกระทบของตัวเก็บประจุของบัสไฟฟ้ากระแสตรง

ตัวเก็บประจุของบัสไฟฟ้ากระแสตรง (C_b) จะทำหน้าที่ลดการกระเพื่อมของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ให้มีลักษณะรูปสัญญาณที่ราบเรียบคงที่ โดยการศึกษาและวิจัยผลจากการเปลี่ยนแปลงความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุดังกล่าวที่มีต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจะอาศัยการเปลี่ยนแปลงค่าความจุไฟฟ้าจาก 0.05 mF ถึง 1 mF ควบคู่ไปกับการวิเคราะห์เสถียรภาพบนระนาบเอสด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการวิเคราะห์เสถียรภาพบนปริภูมิสถานะของตัวแปรสถานะ I_c และ V_b ด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส เพื่อคำนวณหาเส้นอเสถียรภาพที่ได้ดังรูปที่ 4.16 โดยค่าพารามิเตอร์อื่น ๆ ของระบบจะกำหนดให้มีค่าเท่าเดิมดังตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ในบทที่ 3

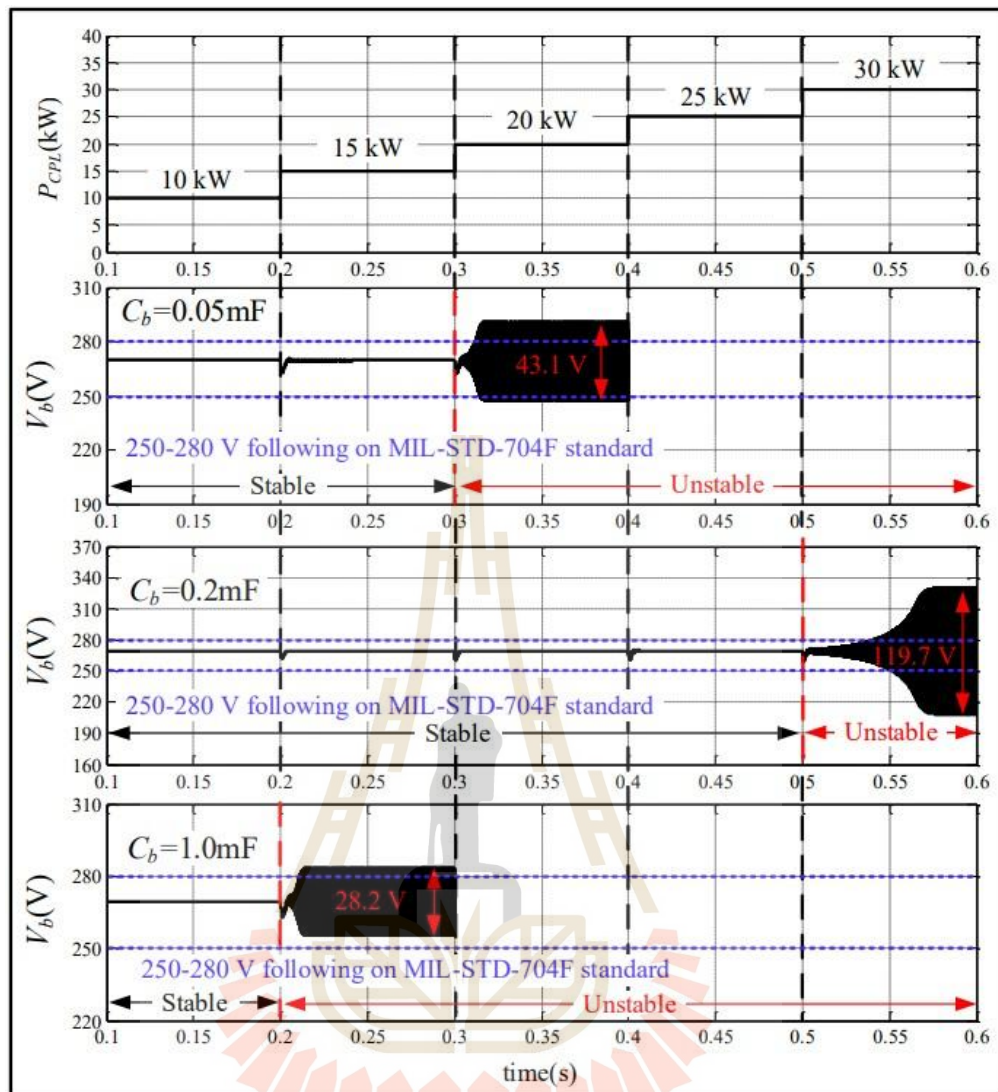


รูปที่ 4.16 เส้นอเสถียรภาพเมื่อ C_b มีการเปลี่ยนแปลง

จากรูปที่ 4.16 จะเห็นได้ว่า เมื่อความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุของบัสไฟฟ้ากระแสตรงมีค่าเท่ากับ 0.05 mF 0.2 mF และ 1 mF ระบบจะเกิดการขาดเสถียรภาพ ณ ระดับกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 17.5 kW 29.5 kW และ 15 kW ตามลำดับ และเมื่อพิจารณาร่วมกับผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์โดยใช้ชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB ดังแสดงในรูปที่ 4.17 และผลการจำลองสถานการณ์ที่ได้จากเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูปในรูปที่ 4.18 จะพบว่า ให้ผลที่สอดคล้องและคล้อยตามกัน อย่างเห็นได้ชัด เมื่อพิจารณาถึงสมรรถนะการควบคุมแรงดันของระบบจะเห็นได้ว่า คุณลักษณะเฉพาะของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ไม่อยู่ภายใต้กรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ทั้งขนาดแอมพลิจูดของแรงดันที่ไม่อยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V และแรงดันกระเพื่อมที่เกิน 6 V ดังนั้นจึงสรุปได้ว่า เมื่อค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุของบัสไฟฟ้ากระแสตรงมีค่าอยู่ในช่วง 0.05 mF ถึง 0.2 mF จะส่งผลทำให้ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายเป็นไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว มีเสถียรภาพเพิ่มมากขึ้น ซึ่งนั่นเป็นเพราะ ถ้าค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุของบัสไฟฟ้ากระแสตรงมีค่าเพิ่มมากขึ้น จะทำให้การหน่วงของระบบมีค่าเพิ่มมากขึ้นด้วยเช่นกัน (Cespedes, M., Xing, L., Sun, J., 2011; Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., De Lillo, L., and Thomas, D.W.P., 2012) ดังนั้นระบบไฟฟ้าที่ศึกษา จึงมีเสถียรภาพเพิ่มมากขึ้น อย่างไรก็ตาม หากค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุของบัสไฟฟ้ากระแสตรงมีค่ามากกว่า 0.2 mF จะส่งผลทำให้ระบบมีเสถียรภาพลดลง (less stable) ดังนั้นการเพิ่มค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุของบัสไฟฟ้ากระแสตรงที่มากเกินไปจะเป็นผลเสียมากกว่าผลดีกับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา ทั้งในแง่ของเสถียรภาพของระบบที่ลดลงและในแง่ของมูลค่า น้ำหนัก และขนาดของระบบโดยรวมที่เพิ่มสูงขึ้น โดยการเลือกใช้ตัวเก็บประจุของบัสไฟฟ้ากระแสตรงเป็นสิ่งที่วิศวกรผู้ออกแบบพึงพิจารณาอย่างละเอียดและรอบคอบเพื่อให้เหมาะสมและเพียงพอต่อการใช้งาน



รูปที่ 4.17 ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ C_b มีการเปลี่ยนแปลง



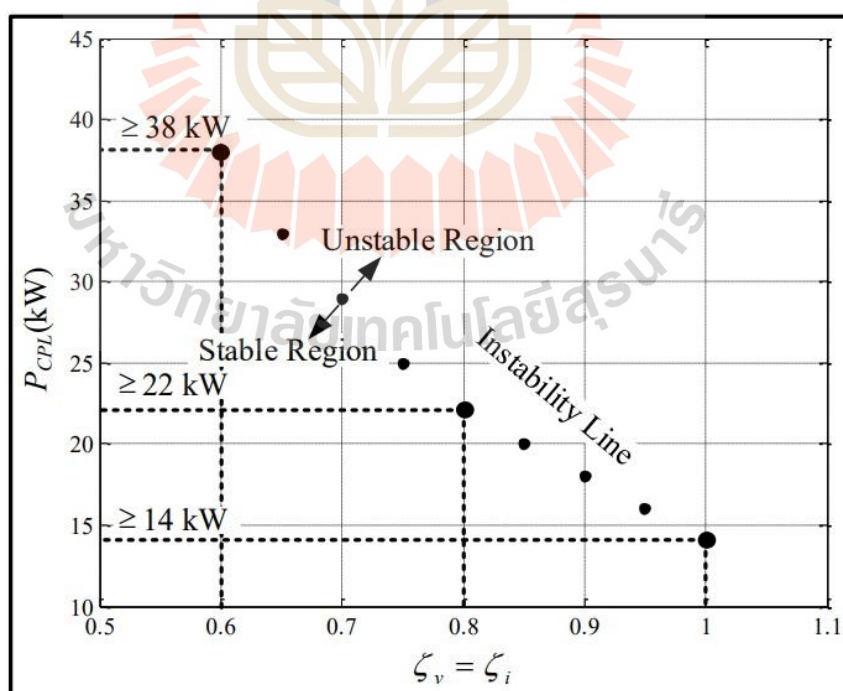
รูปที่ 4.18 ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปเมื่อ C_b มีการเปลี่ยนแปลง

4.4.4 การศึกษาผลกระทบของอัตราส่วนการหน่วงของลูปควบคุมแรงดันและกระแส

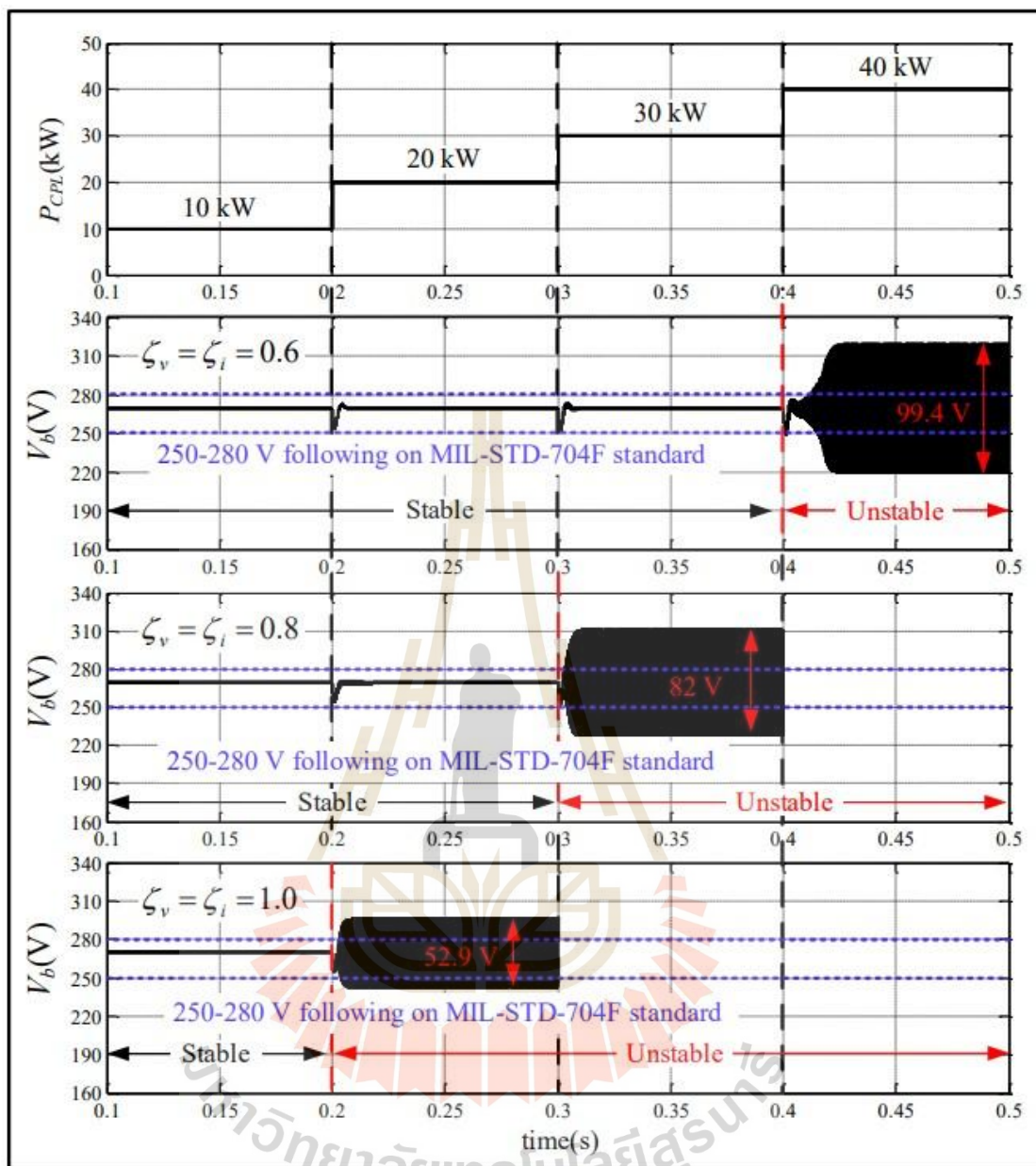
การศึกษาและวิจัยผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงอัตราส่วนการหน่วงของลูปควบคุมในหัวข้อนี้จะดำเนินการผ่านเงื่อนไข อัตราส่วนการหน่วงของลูปแรงดันไฟฟ้า (ζ_v) มีค่าเท่ากับอัตราส่วนการหน่วงของลูปกระแสไฟฟ้า (ζ_i) ทั้งนี้ผู้วิจัยต้องการออกแบบให้เปอร์เซ็นต์การพุ่งเกินของรูปสัญญาณแรงดันเอาต์พุตของวงจรเรียงกระแสกระแสสแตเตอร์บนแกนหมุนดี และกระแสสแตเตอร์บนแกนหมุนควมีความที่เท่ากัน โดยจะดำเนินการเปลี่ยนแปลงอัตราส่วนการหน่วงของลูปแรงดันไฟฟ้าและอัตราส่วนการหน่วงของลูปกระแสไฟฟ้าไปพร้อม ๆ กันจาก 0.6 ถึง 1 ในขณะที่ค่าพารามิเตอร์อื่น ๆ ของระบบยังคงไม่เปลี่ยนแปลงดังใน

ตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ของบทที่ 3 เพื่อพิจารณาขอบเขตการมีเสถียรภาพผ่านเส้นอเสถียรภาพที่ได้มาจากทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการวิเคราะห์ระนาบเฟส ดังแสดงได้ในรูปที่ 4.19

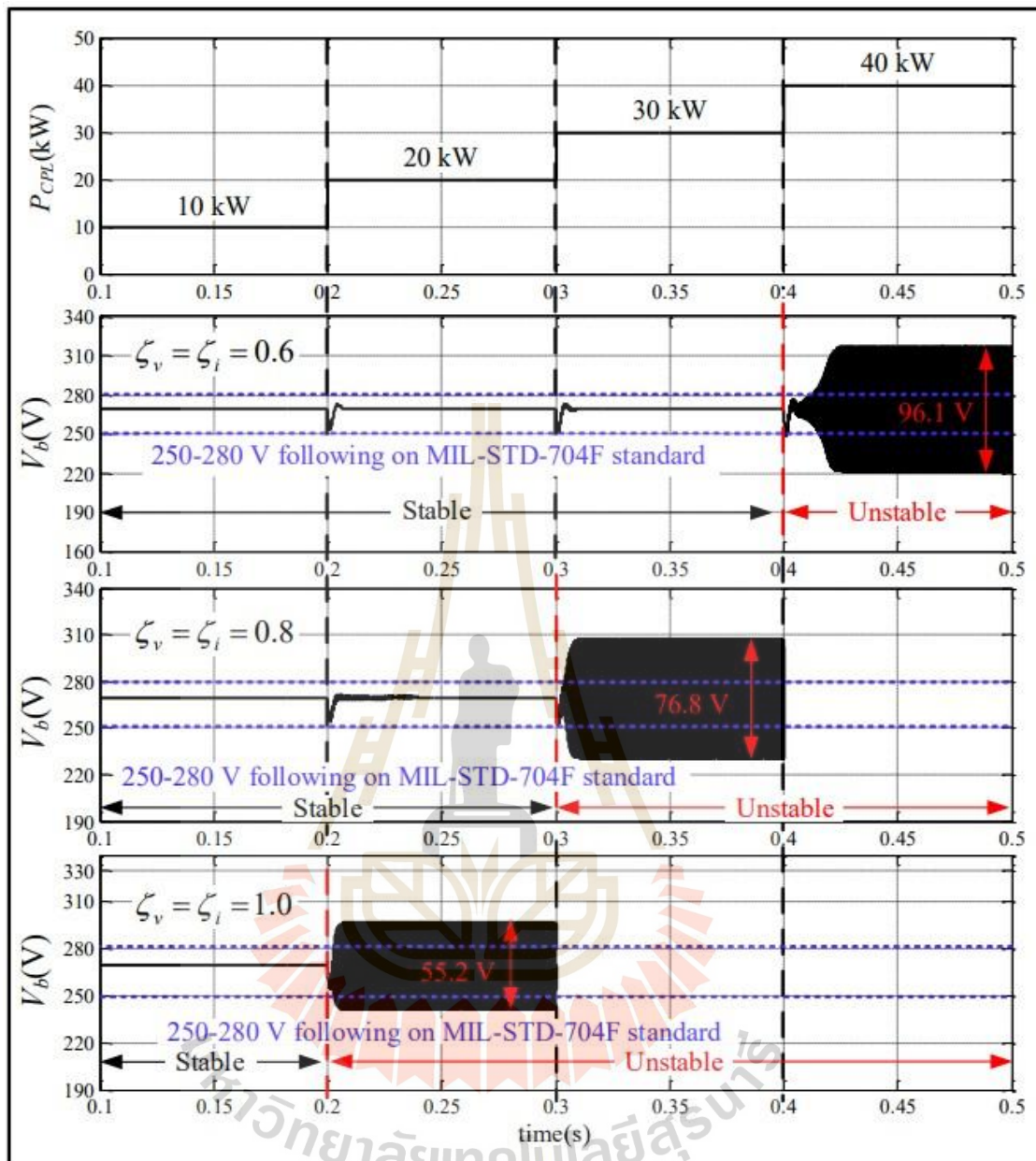
จากรูปที่ 4.19 จะสังเกตได้ว่า เมื่ออัตราส่วนการหน่วงทั้งลูบแรงดันไฟฟ้าและลูบกระแสไฟฟ้ามี่ค่าเท่ากับ 0.6 0.8 และ 1 ระบบจะเกิดการขาดเสถียรภาพ ณ ระดับกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 38 kW 22 kW และ 14 kW ตามลำดับ และเมื่อพิจารณาร่วมกับผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์โดยใช้ชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB ดังแสดงในรูปที่ 4.20 และผลการจำลองสถานการณ์ที่ได้จากเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูปในรูปที่ 4.21 จะพบว่า ให้ผลที่สอดคล้องและคล้อยตามกันอย่างเห็นได้ชัด เมื่อพิจารณาถึงสมรรถนะการควบคุมแรงดันของระบบจะเห็นได้ว่า คุณสมบัติเฉพาะของแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ไม่อยู่ภายใต้กรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ทั้งขนาดแอมพลิจูดของแรงดันที่ไม่อยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V และแรงดันกระเพื่อมที่เกิน 6 V ดังนั้นจึงสรุปได้ว่า อัตราส่วนการหน่วงทั้งลูบแรงดันไฟฟ้าและลูบกระแสไฟฟ้าที่มีค่าเพิ่มขึ้นจะส่งผลให้เสถียรภาพโดยรวมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายเป็นไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัลเดี่ยวลดลง ซึ่งถือได้ว่า ข้อสรุปดังกล่าวมีความสำคัญและเป็นประโยชน์ในการพิจารณาเลือกใช้ค่าอัตราส่วนการหน่วงของลูบแรงดันไฟฟ้าและลูบกระแสไฟฟ้าที่เหมาะสม



รูปที่ 4.19 เส้นอเสถียรภาพเมื่อ ζ_v และ ζ_i มีการเปลี่ยนแปลง



รูปที่ 4.20 ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ ζ_v และ ζ_i มีการเปลี่ยนแปลง

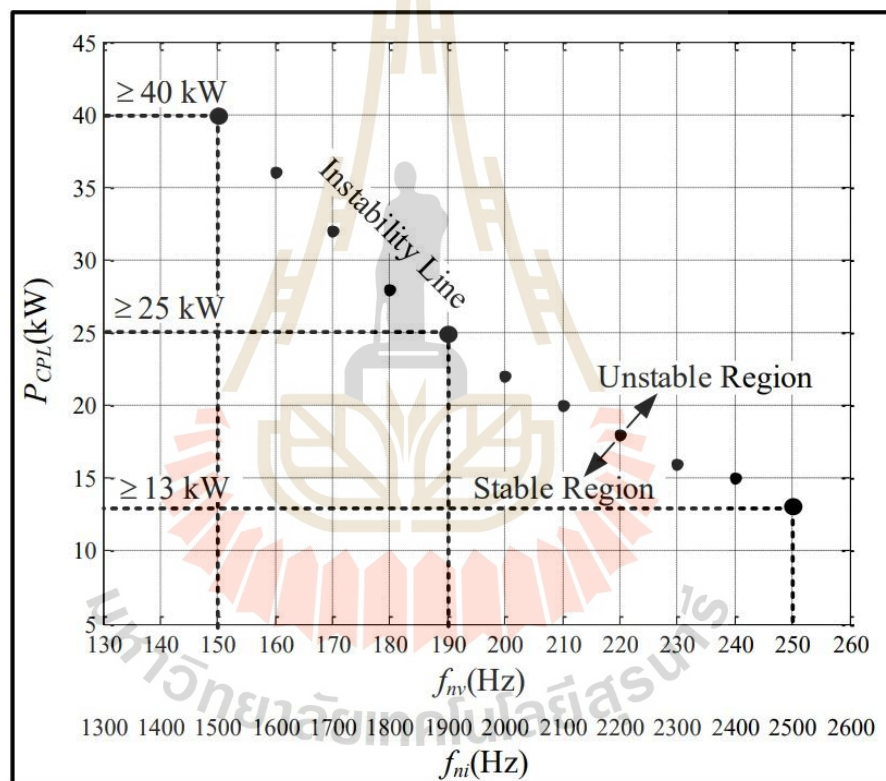


รูปที่ 4.21 ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปเมื่อ ζ_v และ ζ_i มีการเปลี่ยนแปลง

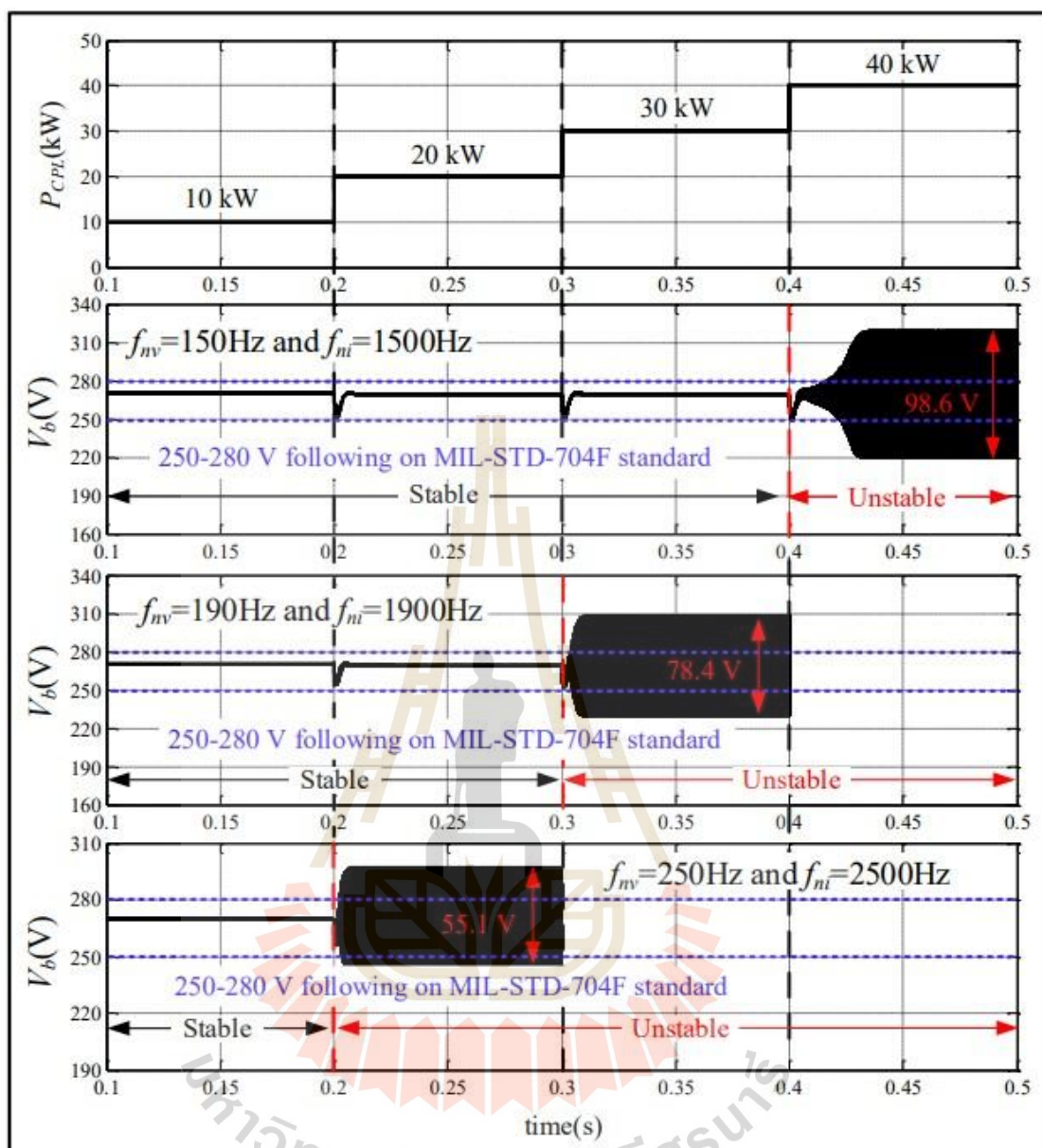
4.4.5 การศึกษาผลกระทบของความถี่ธรรมชาติของลูปควบคุมแรงดันและกระแสไฟฟ้า

การศึกษาวิเคราะห์ผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงความถี่ธรรมชาติของลูปควบคุมในหัวข้อนี้จะดำเนินการผ่านเงื่อนไขความถี่ธรรมชาติของลูปกระแสไฟฟ้า (f_{ni}) มีค่าเท่ากับ 10 เท่าของความถี่ธรรมชาติของลูปแรงดันไฟฟ้า (f_{nv}) ทั้งนี้เนื่องจากตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิวที่พิจารณาในวิทยานิพนธ์เป็นตัวควบคุมพีไอที่มีการเรียง

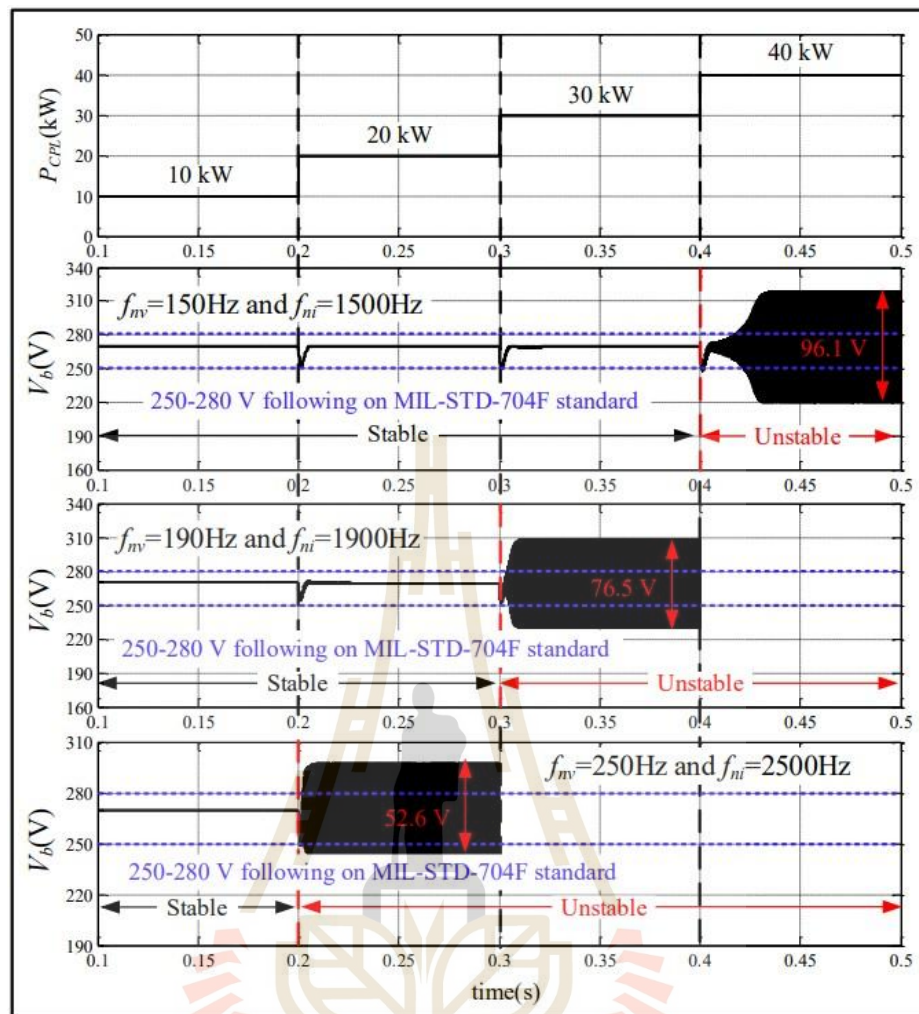
ต่อกันที่ลูปควบคุมภายในต้องประมวลผลได้รวดเร็วกว่าลูปควบคุมภายนอกอย่างน้อย 10 เท่า ($f_{ni} \geq 10f_{nv}$) (Pakdeeto, J., Chanpittayagit, R., Areerak, K-N., and Areerak, K-L., 2017) โดยการศึกษาดังกล่าวจะดำเนินการเปลี่ยนแปลงความถี่ธรรมชาติของลูปกระแสไฟฟ้าและความถี่ธรรมชาติของลูปแรงดันไฟฟ้าไปพร้อม ๆ กันตามเงื่อนไขดังกล่าว นั่นคือ 150 Hz ถึง 250 Hz และ 1500 Hz ถึง 2500 Hz ตามลำดับ รวมทั้งวิเคราะห์เสถียรภาพบนระนาบแอสด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง และวิเคราะห์เสถียรภาพบนปริภูมิสถานะของตัวแปรสถานะ I_c และ V_b ด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟสเพื่อคำนวณหาเส้นอเสถียรภาพที่แสดงได้ดังรูปที่ 4.22 โดยค่าพารามิเตอร์ของระบบค่าอื่นยังคงมีค่าเท่าเดิมดังในตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ในบทที่ 3



รูปที่ 4.22 เส้นอเสถียรภาพเมื่อ f_{nv} และ f_{ni} มีการเปลี่ยนแปลง



รูปที่ 4.23 ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ f_{nv} และ f_{ni} มีการเปลี่ยนแปลง



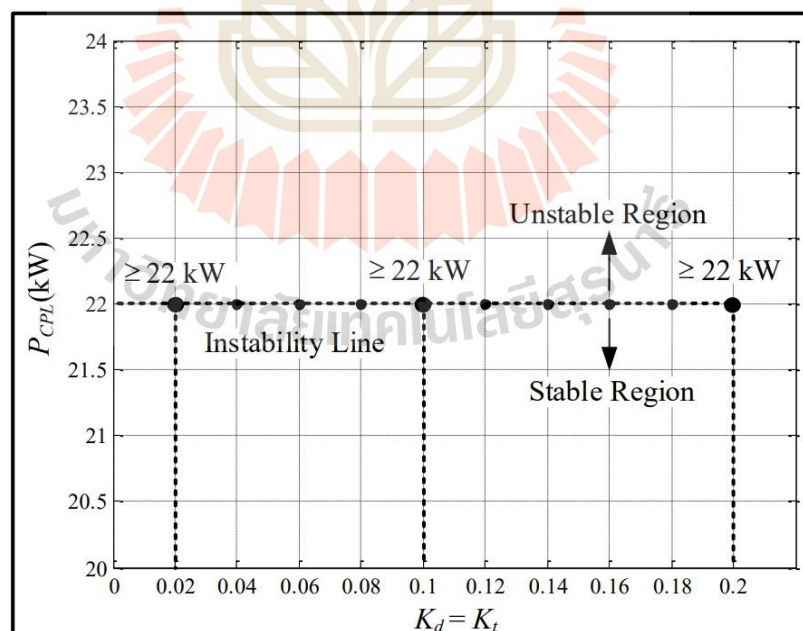
รูปที่ 4.24 ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปเมื่อ f_{mv} และ f_{ni} มีการเปลี่ยนแปลง

จากรูปที่ 4.22 จะสังเกตได้ว่า เมื่อความถี่ธรรมชาติของลูประงดันไฟฟ้ามีค่าเท่ากับ 150 Hz 190 Hz และ 250 Hz หรือความถี่ธรรมชาติของลูกระแสไฟฟ้ามีค่าเท่ากับ 1500 Hz 1900 Hz และ 2500 Hz ระบบจะเกิดการขาดเสถียรภาพ ณ ระดับกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 40 kW 25 kW และ 13 kW ตามลำดับ และเมื่อพิจารณาพร้อมกับผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์โดยใช้ชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB ดังแสดงในรูปที่ 4.23 และผลการจำลองสถานการณ์ที่ได้จากเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปในรูปที่ 4.24 จะพบว่าให้ผลที่สอดคล้องและคล้อยตามกันอย่างเห็นได้ชัด เมื่อพิจารณาถึงสมรรถนะการควบคุมแรงดันของระบบจะเห็นว่า คุณลักษณะเฉพาะของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ไม่อยู่ภายใต้กรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ทั้งขนาดแอมพลิจูดของแรงดันที่ไม่อยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V และ

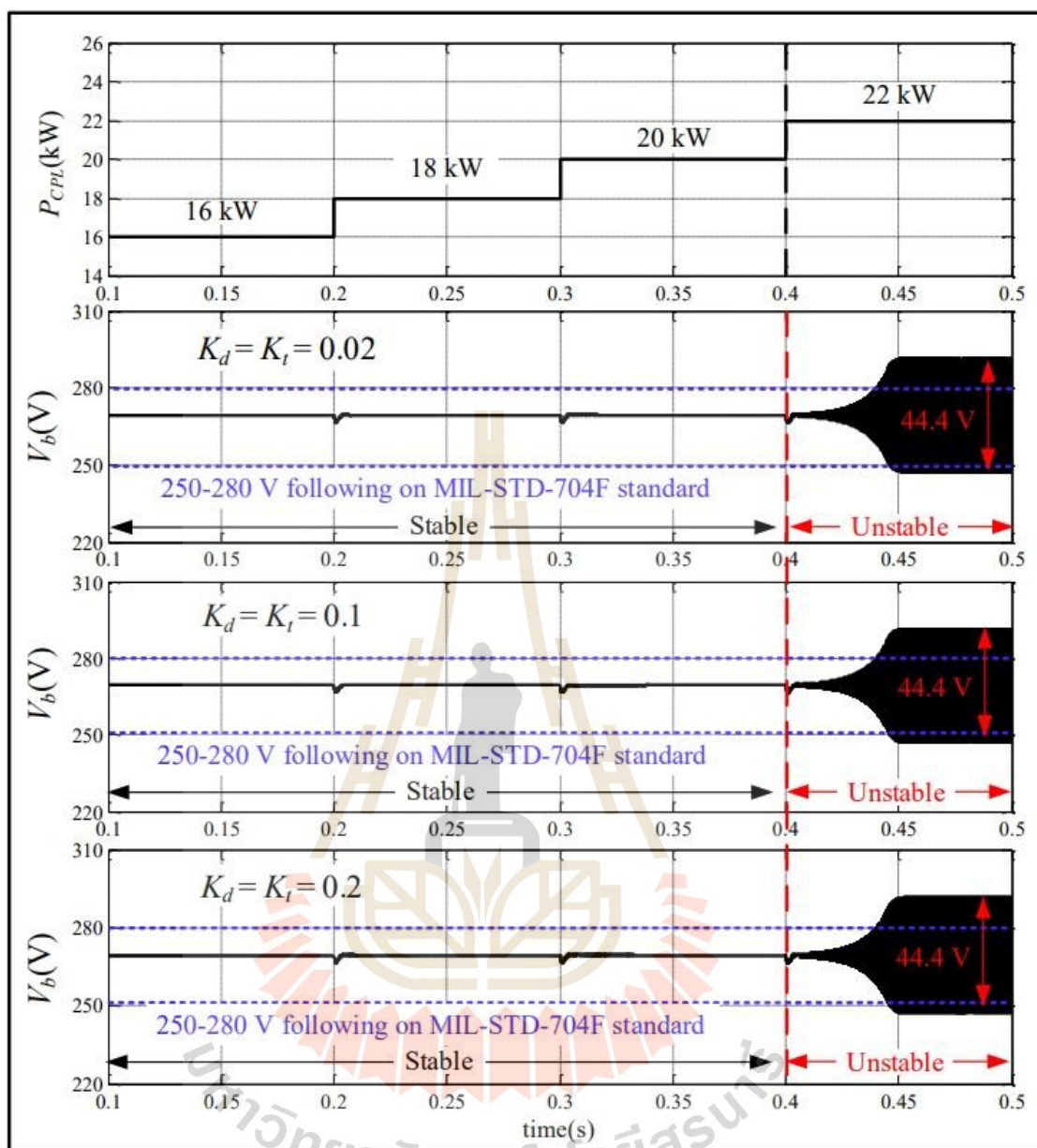
แรงดันกระเพื่อมที่เกิน 6 V ดังนั้นจึงสามารถสรุปได้ว่า ความถี่ธรรมชาติของลูบแรงดันไฟฟ้าและลูบกระแสไฟฟ้าที่เพิ่มขึ้นจะทำให้เสถียรภาพโดยรวมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายเป็นไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ลดลง ซึ่งถือได้ว่าข้อสรุปดังกล่าวเป็นแนวทางที่สำคัญและเป็นประโยชน์ต่อการเลือกและออกแบบความถี่ธรรมชาติของลูบแรงดันไฟฟ้าและลูบกระแสไฟฟ้าให้มีความเหมาะสมต่อการใช้งานจริงในทางปฏิบัติ

4.4.6 การศึกษาผลกระทบของค่าอัตราขยายรูปและค่าอัตราขยายรูปรวม

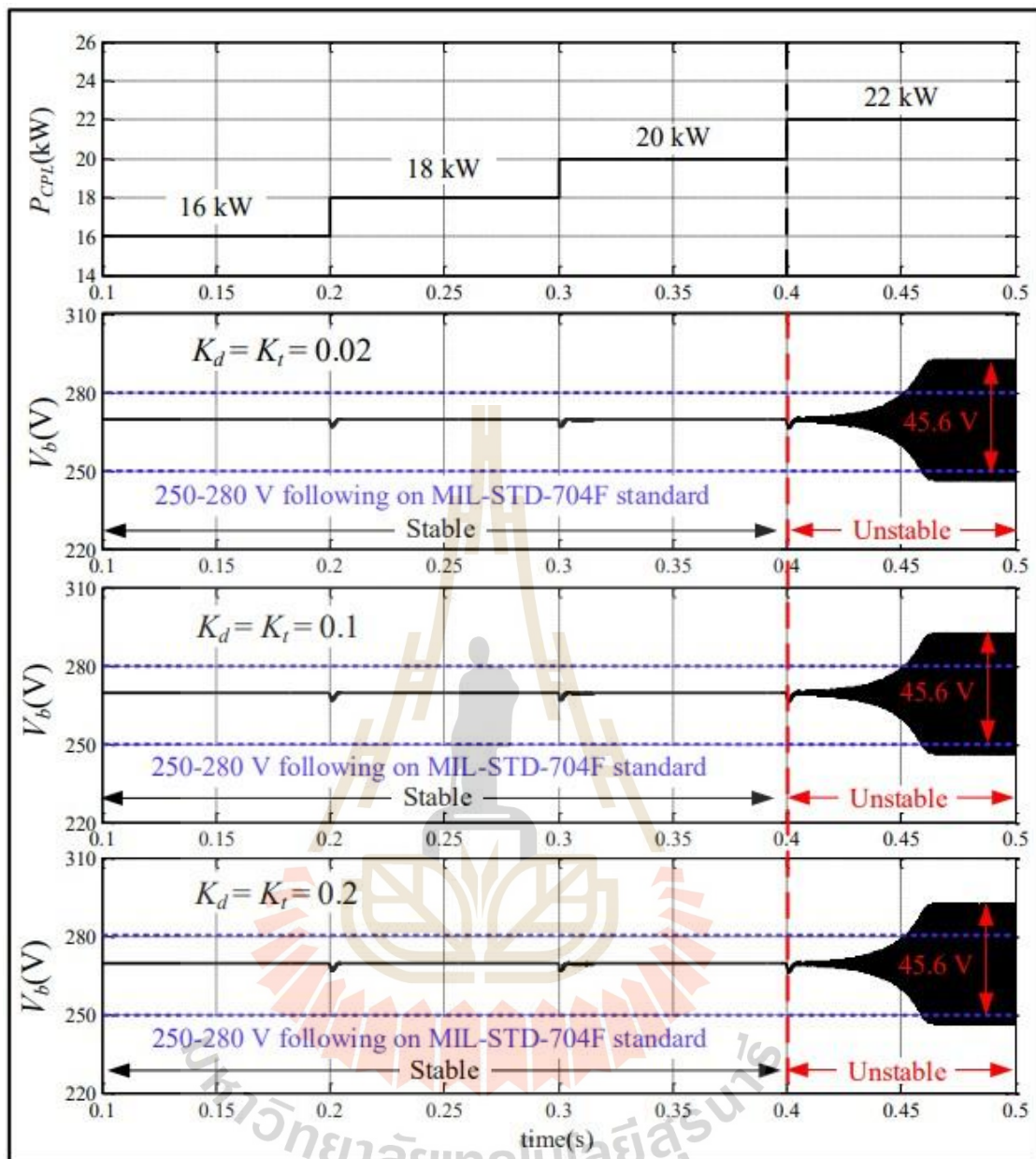
ตามที่ได้กล่าวไว้ในหัวข้อที่ 3.3.4 ของบทที่ 3 ค่าอัตราขยายรูป (K_d) ของตัวควบคุมแบบรูปและค่าอัตราขยายรูปรวม (K) ของตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้าจะมีค่าเท่ากันในกรณีที่ระบบไฟฟ้าที่ศึกษาเป็นระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ดังนั้นการศึกษาเสถียรภาพในหัวข้อนี้จะดำเนินการเปลี่ยนแปลงค่าอัตราขยายรูปและค่าอัตราขยายรูปรวมไปพร้อม ๆ กันและมีค่าเท่ากันตามเงื่อนไขดังกล่าว นั่นคือ 0.02 ถึง 0.2 รวมทั้งวิเคราะห์เสถียรภาพบนระนาบเอสด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงและวิเคราะห์เสถียรภาพบนปริภูมิสถานะของตัวแปรสถานะ I_c และ V_b ด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส เพื่อพิจารณาขอบเขตการมีเสถียรภาพผ่านเส้นอเสถียรภาพที่แสดงได้ดังรูปที่ 4.25 โดยค่าพารามิเตอร์ของระบบค่าอื่นยังคงมีค่าเท่าเดิมดังในตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ในบทที่ 3



รูปที่ 4.25 เส้นอเสถียรภาพเมื่อ K_d และ K_t มีการเปลี่ยนแปลง



รูปที่ 4.26 ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ K_d และ K_i มีการเปลี่ยนแปลง



รูปที่ 4.27 ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปเมื่อ K_d และ K_t มีการเปลี่ยนแปลง

จากรูปที่ 4.25 จะสังเกตได้ว่า เมื่อค่าอัตราการขยายรูปและค่าอัตราการขยายรูปรวมมีค่าเท่ากับ 0.02 0.1 และ 0.2 ระบบจะเกิดการขาดเสถียรภาพ ณ ระดับกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 22 kW และเมื่อพิจารณาร่วมกับผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์โดยใช้ชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB ดังแสดงในรูปที่ 4.26 และผลการจำลองสถานการณ์ที่ได้จากเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปในรูปที่ 4.27 จะพบว่า ให้ผลที่สอดคล้อง

และคล้อยตามกันอย่างเห็นได้ชัด ดังนั้นจึงสรุปได้ว่า ค่าอัตราการขยายรูปและค่าอัตราการขยายรูปรวมที่แปรเปลี่ยนไปจะไม่ส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพโดยรวมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายเป็นไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดียว

4.5 สรุป

เนื้อหาในตอนต้นของบทที่ 4 ได้อธิบายถึงมาตรฐาน MIL-STD-704F ซึ่งเป็นมาตรฐานที่ใช้กำหนดคุณสมบัติของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินสมัยใหม่ไว้พอสังเขปเพื่อใช้เป็นกรอบมาตรฐานในการพิจารณาสมรรถนะการทำงานของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายเป็นไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดียว ซึ่งเป็นระบบไฟฟ้ากำลังที่ศึกษาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ อีกทั้งยังได้นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพและการศึกษาผลกระทบที่มีต่อเสถียรภาพอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบดังกล่าวโดยอาศัยการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการวิเคราะห์ระนาบเฟส โดยการสร้างปริภูมิสถานะที่ขึ้นอยู่กับตัวแปรสถานะ 2 ตัวสำหรับการวิเคราะห์ระนาบเฟสนั้นจะพิจารณาจากตัวแปรสถานะที่มีอิทธิพลต่อค่าเจาะจงเด่นของระบบและเสถียรภาพอย่างมีนัยสำคัญ ซึ่งสามารถวิเคราะห์หาได้จากการวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วมที่เป็นเทคนิคการวิเคราะห์แบบโมเดล จากผลการศึกษาเสถียรภาพในทางทฤษฎี ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูป แสดงให้เห็นว่า วิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพที่นำเสนอทั้ง 2 วิธีการสามารถคาดเดาพฤติกรรมการขาดเสถียรภาพของระบบได้อย่างถูกต้องและให้ผลที่สอดคล้องกัน นอกจากนี้การศึกษผลกระทบของค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ในระบบที่มีต่อเสถียรภาพยังเป็นแนวทางที่สำคัญในการเลือกใช้และออกแบบค่าพารามิเตอร์ให้มีความเหมาะสมกับการใช้งานจริงในทางปฏิบัติสำหรับวิศวกรผู้ออกแบบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินอีกด้วย อย่างไรก็ตาม จุดขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา ($P_{unstable} = 22 \text{ kW}$) จะเกิดขึ้นก่อนระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดของระบบ ($P_{CPL, rated} = 38 \text{ kW}$) ซึ่งส่งผลทำให้ระบบไม่สามารถทำงานต่อไปได้ ดังนั้นงานวิจัยในลำดับต่อไปจะเป็นการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายเป็นไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดียว เพื่อให้ระบบกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อในพิกัดกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นได้

สำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์ของบทที่ 4 ในส่วนของการวิเคราะห์เสถียรภาพและการศึกษาผลกระทบที่มีต่อเสถียรภาพอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาได้รับการตีพิมพ์ในวารสารวิชาการระดับนานาชาติจำนวน 1 บทความ นอกจากนี้การจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา ยังได้รับการจดลิขสิทธิ์โปรแกรมจำนวน 1 โปรแกรม โดยได้แสดงบทความฉบับสมบูรณ์และหนังสือแสดงการแจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์ไว้ในภาคผนวก ก. ซึ่งมีรายละเอียดดังนี้

Phosung, R., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2023). Modeling and stability assessment of permanent magnet machine-based DC electrical power system in more electric aircraft. *Electrical Engineering*, 105, 3175–3190. doi:10.1007/s00202-023-01863-x (Q2, IF = 1.630)

ยื่นคำขอลิขสิทธิ์ โปรแกรมการตรวจสอบเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินด้วยการจำลองสถานการณ์แบบฮาร์ดแวร์ในลูบ
เลขที่คำขอ 429306 วันที่ 8 เดือน พฤษภาคม พ.ศ. 2566

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

บทที่ 5

การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กและการสร้างเสถียรภาพ เชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม

5.1 บทนำ

การวิเคราะห์และตรวจสอบเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในบทที่ 4 ที่ผ่านมา แสดงให้เห็นถึงปัญหาด้านเสถียรภาพและผลเสียที่ตามมาอันเนื่องมาจากการเพิ่มขึ้นของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวในระบบ รวมทั้งทำให้ทราบถึงจุดปฏิบัติงานที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพ อย่างไรก็ตามเพียงแค่การวิเคราะห์เสถียรภาพไม่สามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพก่อนค่าพิกัดกำลังไฟฟ้ากลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อไปได้ ดังนั้นการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพในบทนี้จะเป็นการบรรเทาการขาดเสถียรภาพและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว โดยเนื้อหาในส่วนแรกของบทที่ 5 จะเป็นการนำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาโดยใช้เทคนิคลูปยกเล็ก เพื่อให้ระบบที่เคยขาดเสถียรภาพกลับมาทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพอีกครั้ง ซึ่งจะได้กล่าวถึงหลักการกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ การวิเคราะห์เสถียรภาพในทางทฤษฎีด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง การวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วม และการวิเคราะห์ระนาบเฟส พร้อมทั้งการจำลองสถานการณ์เพื่อยืนยันผลการวิเคราะห์ดังกล่าวทั้งหมด ซึ่งผลการศึกษาชี้ให้เห็นว่า การบรรเทาการขาดเสถียรภาพไม่มีประสิทธิภาพเพียงพอในการทำให้ระบบทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดช่วงการทำงาน ดังนั้นในส่วนสุดท้ายของบทนี้จึงได้นำเสนอการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม ซึ่งเป็นวิธีการที่ยืดหยุ่นและสามารถประยุกต์ใช้ได้กับระบบไฟฟ้ากำลังที่มีโครงสร้างซับซ้อนได้เป็นอย่างดี โดยจะอาศัยเพียงการเพิ่มสมการอย่างง่ายสำหรับคำนวณค่าอัตราขยายป้อนกลับที่แปรเปลี่ยนไปตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเข้าไปในลูปยกเล็กเท่านั้น สำหรับองค์ความรู้ที่ได้จากบทที่ 5 จะถูกนำไปประยุกต์ใช้ร่วมกับวิธีการทางปัญญาประดิษฐ์เพื่อลดข้อเสียของการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่มีอยู่ในปัจจุบัน ซึ่งจะได้รับคำแนะนำในบทที่ 6 ต่อไป

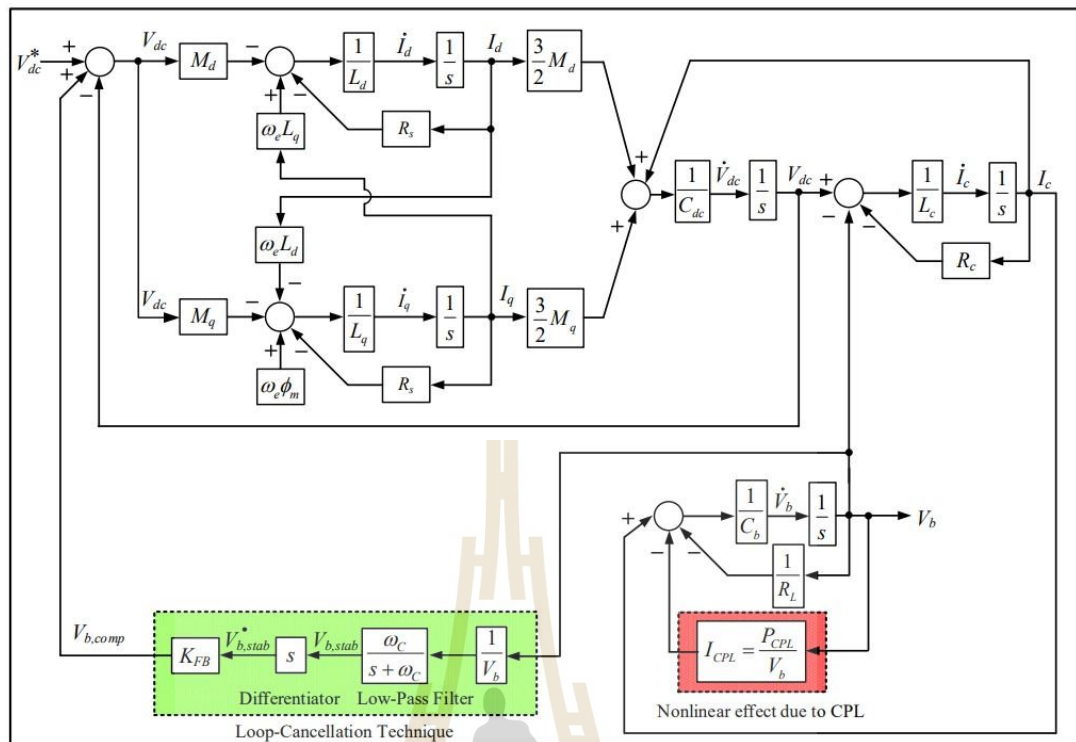
5.2 การบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา โดยใช้เทคนิคลูปยกเล็ก

การบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและแบตเตอรี่ ดังแสดงในรูปที่ 3.1 ของบทที่ 3 จะอาศัยการชดเชยแบบแอคทีฟด้านแหล่งจ่ายด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก ซึ่งเป็นวิธีการที่สามารถกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้โดยตรง จึงทำให้ระบบมีขีดความสามารถในการจ่ายระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่สูงมากขึ้น โดยหลักการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาด้วยเทคนิคลูปยกเล็กจะได้รับการนำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 5.2.1

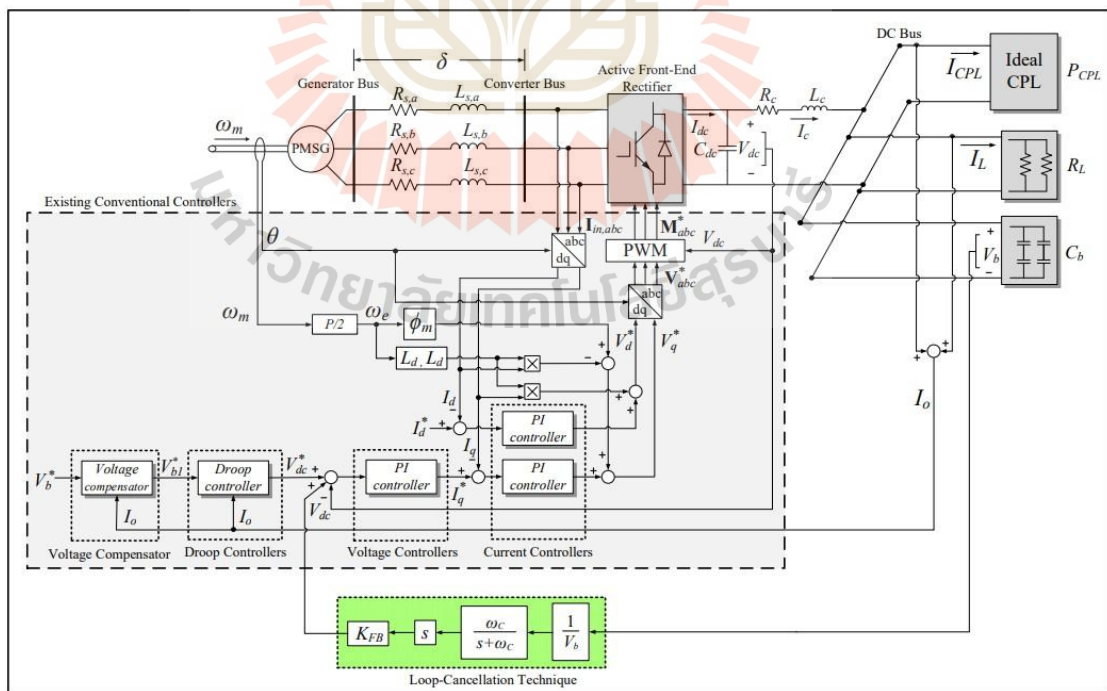
5.2.1 หลักการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กของระบบที่ศึกษา

การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กเป็นวิธีการที่ตั้งอยู่บนแนวความคิดของการกำจัดความไม่เป็นเชิงเส้นที่เกิดขึ้นในระบบด้วยการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้น (Rahimi, A.M., Williamson, G.A., and Emadi, A., 2010) และเมื่อพิจารณาถึงประเภทของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพโดยอ้างอิงตามองค์ความรู้ที่ได้จากการปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยในอดีตในบทที่ 2 จะพบว่า เทคนิคลูปยกเล็กยังเป็นการชดเชยแบบแอคทีฟอีกด้วย ดังนั้นการกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวด้วยเทคนิคดังกล่าวจึงอาศัยการแก้ไขโครงสร้างการควบคุมผ่านการสร้างสัญญาณชดเชยป้อนไปยังระบบควบคุมเพื่อชดเชยการหน่วงให้กับระบบ หรือกล่าวได้ว่าทำให้ระบบมีเสถียรภาพมากขึ้น โดยรายละเอียดของหลักการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจะอาศัยการอธิบายผ่านแผนภาพบล็อกไดอะแกรมที่แสดงได้ดังในรูปที่ 5.1 ดังนี้

จากแผนภาพในรูปที่ 5.1 จะเห็นได้ว่า พจน์ของ $\frac{P_{CPL}}{V_b}$ ที่แสดงในกรอบพื้นที่สีแดง คือ ผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ทำให้เกิดความไม่เป็นเชิงเส้นขึ้นในระบบ หากดำเนินการยกเล็กพจน์ดังกล่าวได้จะทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเปรียบเสมือนมีเพียงโหลดตัวต้านทาน (R_L) และตัวเก็บประจุ (C_b) เท่านั้น หรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือระบบจะไม่ประสบปัญหาการขาดเสถียรภาพอีกต่อไป ซึ่งกระบวนการยกเล็กดังกล่าว (แสดงดังในกรอบพื้นที่สีเขียว) สามารถทำได้โดยการตรวจจับแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ให้อยู่ในรูปแบบผกผันผ่านตัวกรองผ่านต่ำ (Low-Pass Filter) โดยตัวกรองผ่านต่ำจะทำหน้าที่ในการลดทอนสัญญาณรบกวนที่เข้ามาในระบบ จากนั้นนำแรงดันไฟฟ้าสำหรับการสร้างเสถียรภาพ ($V_{b,stab}$) ที่ได้มาหาอนุพันธ์ของสัญญาณและปรับคูณกับค่าอัตราขยายป้อนกลับ (K_{FB}) เพื่อสร้างสัญญาณชดเชย ($V_{b,comp}$) ที่แสดงได้ดังสมการที่ (5-1) ป้อนไปยังลูปควบคุมแรงดันของตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิวด้วยเครื่องหมายบวกซึ่งเป็น



รูปที่ 5.1 แผนภาพบล็อกไดอะแกรมของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟที่มีเทคนิคลูปยกเลิก



รูปที่ 5.2 ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเลิก

เครื่องหมายตรงข้ามกับพจน์ที่ไม่เป็นเชิงเส้น $\frac{P_{CPL}}{V_b}$ ที่มีเครื่องหมายเป็นลบเพื่อกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว เมื่อนำการชดเชยด้วยเทคนิคลูบยกเล็กมาประยุกต์ใช้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ดังแสดงในรูปที่ 5.2 จะพบว่า การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูบยกเล็กจะอาศัยเพียงแค่การเพิ่มเซนเซอร์แรงดันไฟฟ้า (voltage sensor) สำหรับตรวจจับค่าแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง V_b เข้าไปในระบบเท่านั้น ดังนั้นจึงไม่ส่งผลทำให้กำลังงานสูญเสีย น้ำหนัก ขนาด และราคาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินโดยรวมเพิ่มสูงขึ้น ซึ่งเป็นไปตามแนวคิดและหลักการของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยวิธีแบบแยกที่ที่ได้นำเสนอไว้ในบทที่ 2

$$V_{b,comp} = K_{FB} s \frac{\omega_C}{s + \omega_C} \cdot \left(\frac{1}{V_b} \right) \quad (5-1)$$

เมื่อ ω_C คือ ค่าความถี่ตัดผ่าน (rad/s) ซึ่งจะกำหนดให้มีค่าเท่ากับ 1.25 เท่าของความถี่เรโซแนนซ์ (ω_r) ที่สามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (5-2)

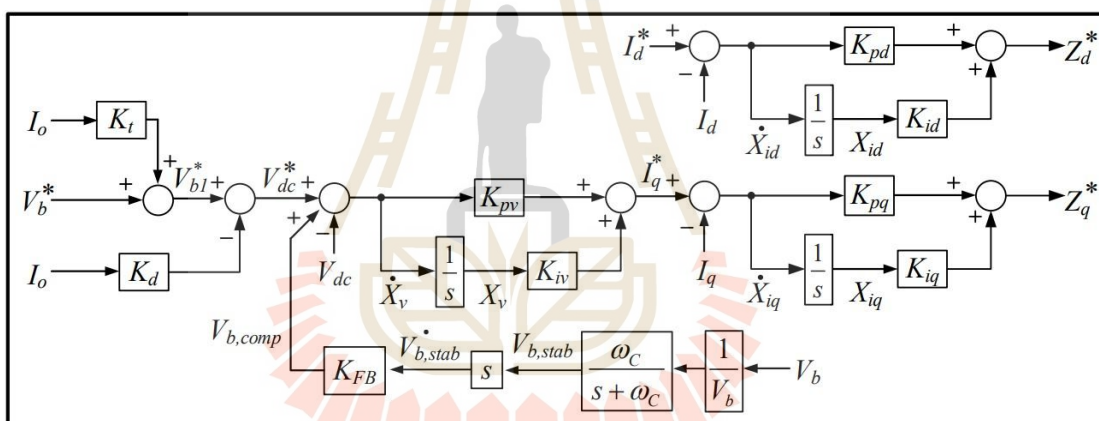
$$\omega_r = \frac{1}{\sqrt{L_c C_b}} \quad (5-2)$$

จากสมการที่ (5-1) จะเห็นได้ว่า เมื่อค่า K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0 จะทำให้ $V_{b,comp}$ มีค่าเท่ากับ 0 ซึ่งหมายถึง กระบวนการกำจัดหรือชดเชยผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวด้วยเทคนิคลูบยกเล็กยังไม่ทำงาน จึงทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเกิดการขาดเสถียรภาพ หากค่า K_{FB} มีค่ามากกว่า 0 จะทำให้ $V_{b,comp}$ มีอัตราการเปลี่ยนแปลงตามแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง ดังนั้นการออกแบบและการเลือกใช้ค่า K_{FB} จึงเป็นสิ่งที่พึงพิจารณาอย่างละเอียดและรอบคอบเพื่อให้ได้ค่าที่เหมาะสมและเพียงพอต่อการชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว โดยในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะอาศัยการวิเคราะห์หาค่าอัตราขยายดังกล่าวด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่เป็นการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเชิงเส้น การวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วมซึ่งเป็นเทคนิคการวิเคราะห์แบบโมเดล และการวิเคราะห์ระนาบเฟสที่เป็นการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้น ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 5.3 เป็นลำดับถัดไป อย่างไรก็ตามการวิเคราะห์เสถียรภาพไม่ว่าจะวิธีการใดจำเป็นต้องพึ่งพาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบที่มีการบรรเทาการขาด

เสถียรภาพด้วยเทคนิคลูบยกเล็ก โดยรายละเอียดของการพิสูจน์หาแบบจำลองดังกล่าวจะได้รับ การนำเสนอในหัวข้อที่ 5.2.2

5.2.2 การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบเมื่อมีการบรรเทาการขาด เสถียรภาพโดยใช้เทคนิคลูบยกเล็ก

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กัเวลาของระบบไฟฟ้ากำลัง บนเครื่องบินที่ศึกษา จะอาศัยการต่อยอดและพัฒนาจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ ไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินในกรณีที่ไม่มีการควบคุมในหัวข้อที่ 3.3.1 ของบทที่ 3 เช่นเดียวกับการ พิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบในกรณีที่มีการควบคุมในหัวข้อที่ 3.3.4 ของ บทที่ 3 แต่จะแตกต่างกันตรงที่ได้มีการเพิ่มลูบยกเล็กเข้าไปยังระบบควบคุมเดิมที่มีอยู่แล้วของ วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟ โดยโครงสร้างภายในของระบบควบคุมแบบเวกเตอร์บน แกนดีคิวเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูบยกเล็ก สามารถแสดงได้ดังในรูปที่ 5.3



รูปที่ 5.3 โครงสร้างภายในของระบบควบคุมเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูบยกเล็ก

จากรูปที่ 5.3 จะเห็นได้ว่า มีพจน์ที่อยู่ในโดเมนเอสปรากฏอยู่ภายในโครงสร้างของ ลูบยกเล็ก นั่นคือ $s \cdot \frac{\omega_c}{s + \omega_c} \cdot \frac{1}{V_b}$ ซึ่งทำให้เกิดความซับซ้อนสำหรับการวิเคราะห์หาค่า K_{FB} เพื่อใช้ในการ บรรเทาการขาดเสถียรภาพผ่านแบบจำลองของระบบ ดังนั้นการกำจัดพจน์ดังกล่าวจึงมี ความจำเป็นอย่างยิ่ง ซึ่งสามารถดำเนินการได้โดยการเพิ่มตัวแปรสถานะอีก 1 ตัวแปร นั่นคือ $V_{b,stab}$ โดยตัวแปรสถานะนี้จะมีความสัมพันธ์กับตัวแปรสถานะต่าง ๆ ของระบบ แสดงดังสมการที่ (5-3)

$$V_{b,stab} = \frac{\omega_c}{s + \omega_c} \cdot \frac{1}{V_b} \quad (5-3)$$

ดำเนินการจัดรูปสมการที่ (5-3) ให้อยู่ในรูปของสมการเชิงอนุพันธ์โดยอาศัยการแปลงลาปลาซผกผัน ซึ่งสามารถแสดงรายละเอียดการพิสูจน์ได้ดังนี้

$$\begin{cases} sV_{b,stab} + \omega_C V_{b,stab} = \frac{\omega_C}{V_b} \\ sV_{b,stab} = \frac{\omega_C}{V_b} - \omega_C V_{b,stab} \end{cases}$$

ดังนั้น สมการเชิงอนุพันธ์ของ $V_{b,stab}$ สามารถแสดงได้ดังสมการที่ (5-4) ดังนี้

$$\dot{V}_{b,stab} = \frac{\omega_C}{V_b} - \omega_C V_{b,stab} \quad (5-4)$$

ในลำดับถัดไปเมื่อทำการวิเคราะห์โครงสร้างภายในของตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กในรูปที่ 5.3 จะสังเกตเห็นว่า เทคนิคลูปยกเล็กจะส่งผลให้โครงสร้างของตัวควบคุมบนแกนคิวที่มีอยู่เดิมเปลี่ยนแปลงไปด้วยการป้อนสัญญาณชดเชย ($V_{b,comp}$) ไปยังลู่วควบคุมแรงดันตามที่ได้กล่าวไว้ในหัวข้อที่ 5.2.1 ในขณะที่โครงสร้างของตัวควบคุมบนแกนดียังคงเหมือนเดิมดังแสดงได้ในสมการที่ (5-5) ดังนั้นจึงสามารถแสดงขั้นตอนในการพิสูจน์หาสมการของตัวควบคุมบนแกนคิวใหม่ได้ดังนี้

$$Z_d^* = -K_{pd} I_d + K_{id} X_{id} + K_{pd} I_d^* \quad (5-5)$$

$$\begin{cases} Z_q^* = -K_{pq} I_q - K_{pv} K_{pq} V_{dc} + K_{iv} K_{pq} X_v + K_{iq} X_{iq} \\ \quad + K_{pv} K_{pq} \left[V_b^* + (K_t - K_d) I_o + K_{FB} \dot{V}_{b,stab} \right] \\ Z_q^* = -K_{pq} I_q - K_{pv} K_{pq} V_{dc} + K_{iv} K_{pq} X_v + K_{iq} X_{iq} \\ \quad + K_{pv} K_{pq} \left[V_b^* + (K_t - K_d) \left(\frac{V_b}{R_L} + \frac{P_{CPL}}{V_b} \right) + K_{FB} \left(\frac{\omega_C}{V_b} - \omega_C V_{b,stab} \right) \right] \end{cases}$$

ซึ่งสมการของตัวควบคุมบนแกนคิวสามารถแสดงได้ดังสมการที่ (5-6)

$$\begin{aligned}
 Z_q^* = & -K_{pq}I_q - K_{pv}K_{pq}V_{dc} + K_{iv}K_{pq}X_v + K_{iq}X_{iq} + K_{pv}K_{pq}V_b^* \\
 & + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)}{R_L}V_b + K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)\frac{P_{CPL}}{V_b} \\
 & - K_{pv}K_{pq}K_{FB}\omega_c V_{b,stab} + K_{pv}K_{pq}K_{FB}\frac{\omega_c}{V_b}
 \end{aligned} \quad (5-6)$$

เมื่อพิจารณาความสัมพันธ์ของแรงดันไฟฟ้าอินพุตและเอาต์พุตของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟบนแกนดีคิวในสมการที่ (3-2) ของบทที่ 3 และพจน์ชดเชยบนแกนดีคิวในสมการที่ (3-20) และแกนคิวในสมการที่ (3-28) ของขั้นตอนการออกแบบตัวควบคุมที่ได้นำเสนอในบทที่ 3 จะสามารถคำนวณหาฟังก์ชันการสวิตช์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟบนแกนดีคิว (M_d^*) และแกนคิว (M_q^*) เมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูบยกเล็ก แสดงได้ดังสมการที่ (5-7) และ (5-8) ตามลำดับ

$$\begin{cases}
 M_d^* = \frac{V_d}{V_{dc}} \\
 M_d^* = \left(\frac{1}{V_{dc}}\right)(Z_d^* + \omega_e L_q I_q) \\
 M_d^* = \left(\frac{1}{V_{dc}}\right)(-K_{pd}I_d + K_{id}X_{id} + K_{pd}I_d^* + \omega_e L_q I_q)
 \end{cases} \quad (5-7)$$

$$\begin{cases}
 M_q^* = \frac{V_q}{V_{dc}} \\
 M_q^* = \left(\frac{1}{V_{dc}}\right)(Z_q^* - \omega_e L_d I_d + \omega_e \phi_m) \\
 M_q^* = \left(\frac{1}{V_{dc}}\right)(-K_{pq}I_q - K_{pv}K_{pq}V_{dc} + K_{iv}K_{pq}X_v + K_{iq}X_{iq} + K_{pv}K_{pq}V_b^* \\
 + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)}{R_L}V_b + K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)\frac{P_{CPL}}{V_b} \\
 - K_{pv}K_{pq}K_{FB}\omega_c V_{b,stab} + K_{pv}K_{pq}K_{FB}\frac{\omega_c}{V_b} - \omega_e L_d I_d + \omega_e \phi_m)
 \end{cases} \quad (5-8)$$

$$\begin{aligned}
\dot{I}_d &= \frac{(K_{pd} - R_s)}{L_d} I_d - \frac{K_{id}}{L_d} X_{id} - \frac{K_{pd}}{L_d} I_d^* \\
\dot{I}_q &= \frac{(K_{pd} - R_s)}{L_q} I_q + \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} V_{dc} - \frac{K_{pv} K_{pq} (K_t - K_d)}{L_q R_L} V_b - \frac{K_{pv} K_{pq} P_{CPL} (K_t - K_d)}{L_q} \frac{1}{V_b} \\
&\quad - \frac{K_{pv} K_{pq} K_{FB} \omega_c}{L_q} \frac{1}{V_b} - \frac{K_{iv} K_{pq}}{L_q} X_v - \frac{K_{iq}}{L_q} X_{iq} + \frac{K_{pv} K_{pq} K_{FB} \omega_c}{L_q} V_{b,stab} - \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} V_b^* \\
\dot{V}_{dc} &= \frac{3}{2C_{dc}} \frac{1}{V_{dc}} \left[K_{pd} I_d^2 + K_{id} I_d X_{id} + K_{pd} I_d I_d^* - K_{pq} I_q^2 + \omega_e \phi_m I_q - K_{pv} K_{pq} I_q V_{dc} \right. \\
&\quad + \frac{K_{pv} K_{pq} (K_t - K_d)}{R_L} I_q V_b + \frac{K_{pv} K_{pq} P_{CPL} (K_t - K_d)}{L_q} \frac{I_q}{V_b} \\
&\quad + K_{pv} K_{pq} K_{FB} \omega_c \frac{I_q}{V_b} + K_{iv} K_{pq} I_q X_v + K_{iq} I_q X_{iq} - K_{pv} K_{pq} K_{FB} \omega_c I_q V_{b,stab} \\
&\quad \left. + K_{pv} K_{pq} I_q V_b^* \right] - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\
\dot{I}_c &= \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \\
\dot{V}_b &= \frac{1}{C_b} I_c - \frac{1}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b} \frac{1}{V_b} \\
\dot{X}_v &= -V_{dc} + \frac{(K_t - K_d)}{R_L} V_b + (K_t - K_d) P_{CPL} \frac{1}{V_b} + K_{FB} \omega_c \frac{1}{V_b} - K_{FB} \omega_c V_{b,stab} + V_b^* \\
\dot{X}_{id} &= -I_d + I_d^* \\
\dot{X}_{iq} &= -I_q - K_{pv} V_{dc} + \frac{K_{pv} (K_t - K_d)}{R_L} V_b + K_{pv} (K_t - K_d) P_{CPL} \frac{1}{V_b} + K_{pv} K_{FB} \omega_c \frac{1}{V_b} \\
&\quad - K_{pv} K_{FB} \omega_c V_{b,stab} + K_{iv} X_v + K_{pv} V_b^* \\
\dot{V}_{b,stab} &= \frac{\omega_c}{V_b} - \omega_c V_{b,stab}
\end{aligned} \tag{5-9}$$

จากการกำจัดผลของพจน์ที่อยู่ในโดเมนเอสในสมการที่ (5-4) และการแทนค่า M_d และ M_q ในสมการที่ (3-14) ของแบบจำลองของระบบในกรณีที่ไม่มีการควบคุมในบทที่ 3 ด้วย M_d^* และ M_q^* ที่ได้จากสมการที่ (5-7) และ (5-8) จะได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูบยกเล็กแสดงได้ดังสมการที่ (5-9) โดยสมการที่ (5-9) จะถูกนำไปใช้ในการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟสในหัวข้อที่ 5.3 ต่อไป อย่างไรก็ตามงานวิจัยวิทยานิพนธ์ยังได้นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่มีการบรรเทาการขาด

เสถียรภาพอีกหนึ่งวิธีการ นั่นคือ การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง ดังนั้นจึงมีความจำเป็นในการเปลี่ยนแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นในสมการที่ (5-9) ให้เป็นแบบจำลองที่เป็นเชิงเส้น ซึ่งเหมาะสำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทดังกล่าว โดยรายละเอียดของการทำแบบจำลองให้เป็นเชิงเส้นจะได้รับการนำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 5.2.3

5.2.3 การทำให้เป็นเชิงเส้นของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

จากสมการที่ (5-9) จะสังเกตได้ว่า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นจะปรากฏพจน์ที่ไม่เป็นเชิงเส้นในสมการเชิงอนุพันธ์ของ $\dot{I}_q$, $\dot{V}_{dc}$, $\dot{V}_b$, $\dot{X}_v$, $\dot{X}_{iq}$ และ $\dot{V}_{b,stab}$ ซึ่งการวิเคราะห์หาค่า K_{FB} ที่เหมาะสมและเพียงพอต่อการชดเชยผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวผ่านทฤษฎีบทค่าเจาะจงจำเป็นต้องอาศัยแบบจำลองที่เป็นเชิงเส้น ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นของอนุกรมเทย์เลอร์อันดับที่หนึ่งมาใช้ในการเปลี่ยนแบบจำลองดังกล่าวให้เป็นแบบจำลองที่เป็นเชิงเส้น โดยสมการในรูปแบบทั่วไปของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้นสามารถแสดงได้ดังสมการที่ (5-10)

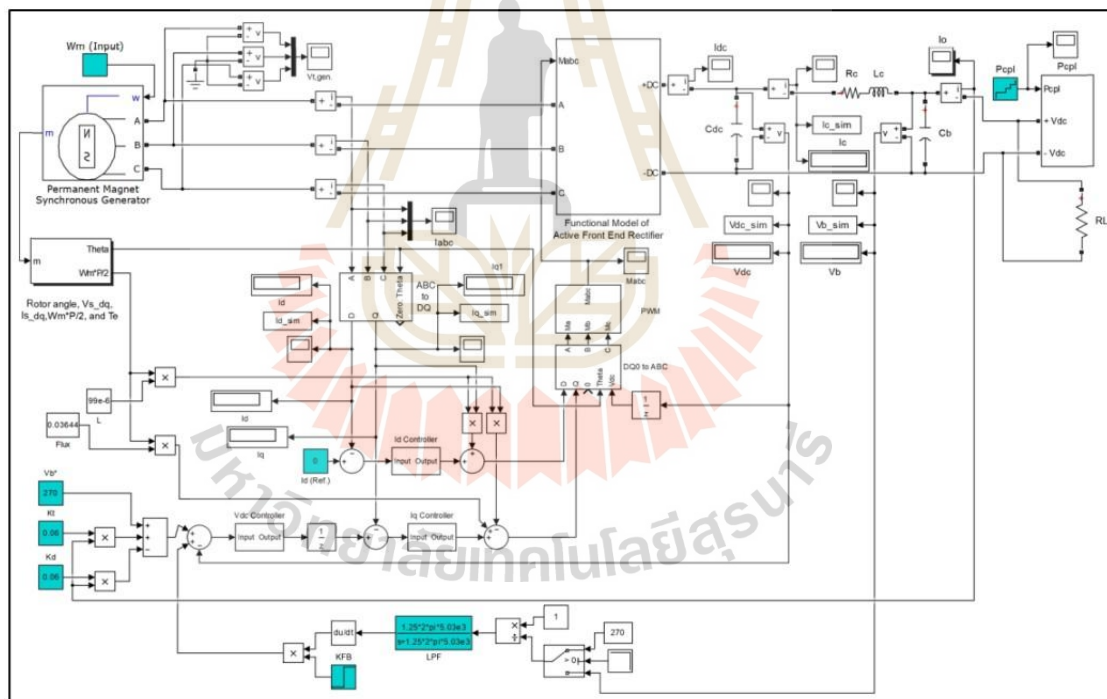
$$\begin{cases} \delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{x} + \mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{u} \\ \delta \mathbf{y} = \mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{x} + \mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{u} \end{cases} \quad (5-10)$$

โดยที่ $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$, $\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$, $\mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ และ $\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ คือ เมตริกซ์จาโคเบียน (jacobian matrix) ซึ่งมีค่าขึ้นอยู่กับค่าของตัวแปรสถานะ $\mathbf{x}_0$ และค่าของตัวแปรอินพุต $\mathbf{u}_0$ ณ จุดปฏิบัติงานที่พิจารณา โดยจุดปฏิบัติงานดังกล่าวคำนวณได้จาก $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{0}$ สำหรับรายละเอียดของ $\delta \mathbf{x}$, $\delta \mathbf{u}$, $\delta \mathbf{y}$, $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$, $\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$, $\mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ และ $\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ในสมการที่ (5-10) สามารถดูได้จากภาคผนวก ค.

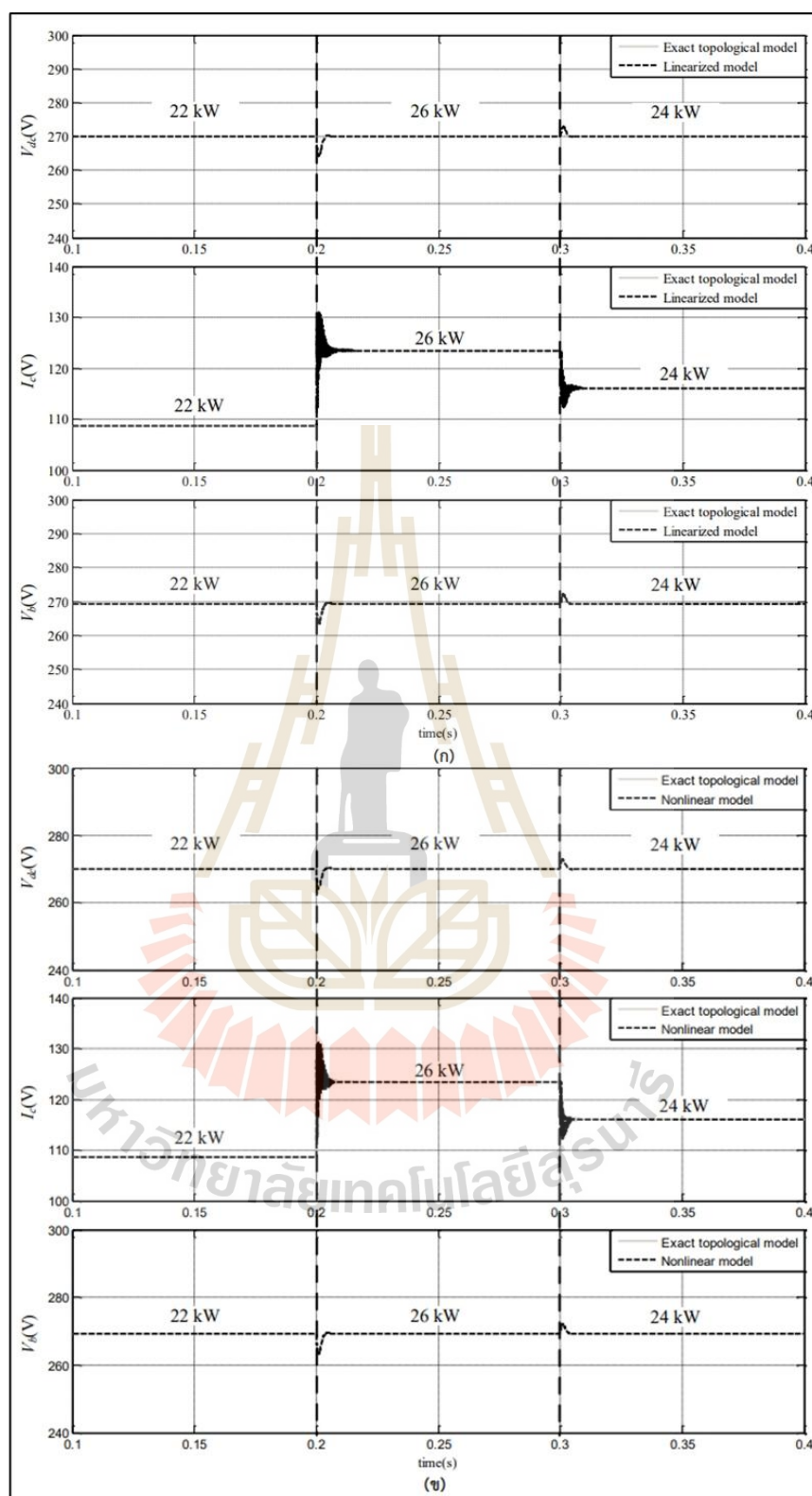
จากเมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ และ $\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ จะเห็นได้ว่า เมตริกซ์ดังกล่าวจะมีค่าขึ้นอยู่กับค่า $I_{d,0}$, $I_{q,0}$, $V_{dc,0}$, $V_{b,0}$, $X_{v,0}$, $X_{id,0}$, $X_{iq,0}$ และ $V_{b,stab,0}$ ซึ่งค่าเหล่านี้เป็นค่าในสถานะอยู่ตัว ณ จุดปฏิบัติงานที่พิจารณา ซึ่งสามารถคำนวณหาได้จากการกำหนดให้ $\dot{I}_d$, $\dot{I}_q$, $\dot{V}_{dc}$, $\dot{V}_b$, $\dot{X}_v$, $\dot{X}_{id}$, $\dot{X}_{iq}$ และ $\dot{V}_{b,stab}$ ในแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบในสมการที่ (5-9) มีค่าเป็นศูนย์

5.2.4 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบันทึกการบิดเบือนการบิดเบือนด้วยเทคนิคการเปรียบเทียบระหว่างผลตอบสนองที่ได้จากแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นในสมการที่ (5-9) และแบบจำลองที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้นในสมการที่ (5-10) ซึ่งได้มาจากการหาผลเฉลยของสมการด้วยฟังก์ชัน ode45 และ lsim ของ MATLAB กับผลการจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าในรูปแบบที่ 5.2 ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB ที่แสดงในรูปแบบที่ 5.4 เพื่อพิจารณาพฤติกรรมการทำงานและพลวัตของระบบในเงื่อนไขการทำงานต่าง ๆ โดยจะกำหนดให้พารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาเป็นดังตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ในบทที่ 3 ซึ่งจะมีส่วนที่พิจารณาเพิ่มเติมคือ ค่าความถี่ตัดผ่าน (ω_c) ของตัวกรองผ่านต่ำซึ่งออกแบบให้มีค่าเท่ากับ 39505.53 rad/s โดยผลการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองแสดงได้ดังรูปที่ 5.5



รูปที่ 5.4 ชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบันทึกการบิดเบือนการบิดเบือนด้วยเทคนิคการบิดเบือน



รูปที่ 5.5 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองผ่านผลตอบสนอง V_{dc} I_c และ V_b เมื่อ $K_{FB}=1$
 (ก) แบบจำลองที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้น (ข) แบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้น

รูปที่ 5.5 (ก) และรูปที่ 5.5 (ข) แสดงผลการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้นและแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้น ตามลำดับ ผ่านการเปรียบเทียบระหว่างผลเฉลยที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์กับผลการจำลองสถานการณ์ของแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (V_{dc}) กระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านสายส่งกำลังไฟฟ้า (I_c) และแรงดันที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุหรือแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) โดยได้ดำเนินการเปลี่ยนแปลงค่าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) จาก 22 kW ไปเป็น 26 kW และจาก 26 kW ไปเป็น 24 kW ที่เวลา 0.2 วินาที และ 0.3 วินาที ตามลำดับ ในขณะที่ค่า K_{FB} มีค่าคงที่เท่ากับ 1 ตลอดช่วงการทำงาน

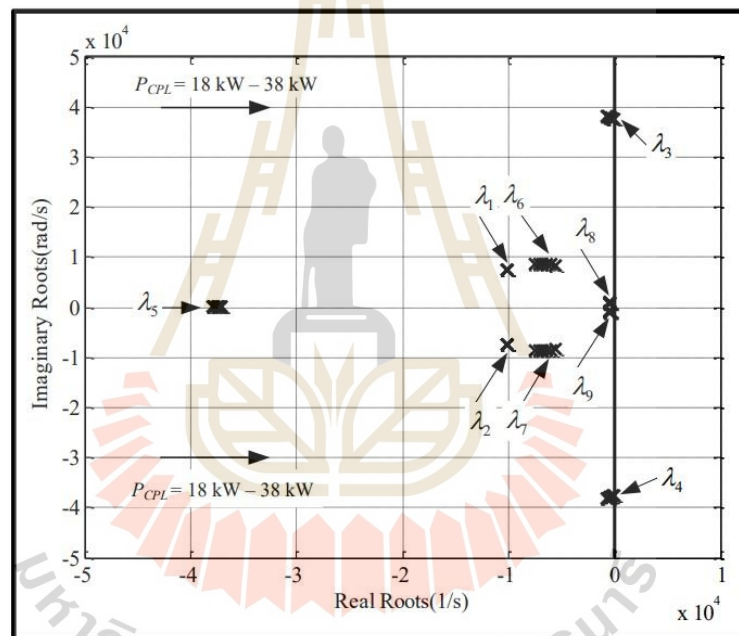
จากรูปที่ 5.5 จะสังเกตได้ว่า ผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นและถูกทำให้เป็นเชิงเส้นมีลักษณะของรูปสัญญาณที่สอดคล้องกับผลตอบสนองที่ได้จากการจำลองสถานการณ์ผ่านชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB ทั้งเงื่อนไขการทำงานในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัว ดังนั้นจึงถือได้ว่า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้รับการพิสูจน์ขึ้นสามารถอธิบายพฤติกรรมทางพลวัตของระบบได้อย่างถูกต้องแม่นยำ ซึ่งเหมาะสำหรับการนำไปใช้วิเคราะห์หาค่า K_{FB} ที่ทำให้ระบบกลับมามีเสถียรภาพและทำงานต่อไปได้เมื่อประสบปัญหาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว โดยรายละเอียดการวิเคราะห์ดังกล่าวจะได้รับการนำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 5.3

5.3 การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพโดยใช้เทคนิคคุปยกเล็ก

การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคุปยกเล็กจำเป็นต้องอาศัยการวิเคราะห์หาและเลือกใช้อัตราขยาย K_{FB} ที่มีความเหมาะสมและเพียงพอต่อการชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเพื่อทำให้ระบบที่เคยขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อไปได้ โดยในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะดำเนินการวิเคราะห์หาและออกแบบค่าอัตราขยายดังกล่าวโดยอาศัยการวิเคราะห์เสถียรภาพบนระนาบเอสด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง การวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วม และการวิเคราะห์เสถียรภาพบนปริภูมิสถานะของตัวแปรสถานะด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส ร่วมกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคุปยกเล็กซึ่งได้รับการพิสูจน์จากวิธีคิดในหัวข้อที่ 5.2 โดยเนื้อหาและรายละเอียดเกี่ยวกับการวิเคราะห์ดังกล่าวจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 5.3.1 ถึงหัวข้อที่ 5.3.3 ดังนี้

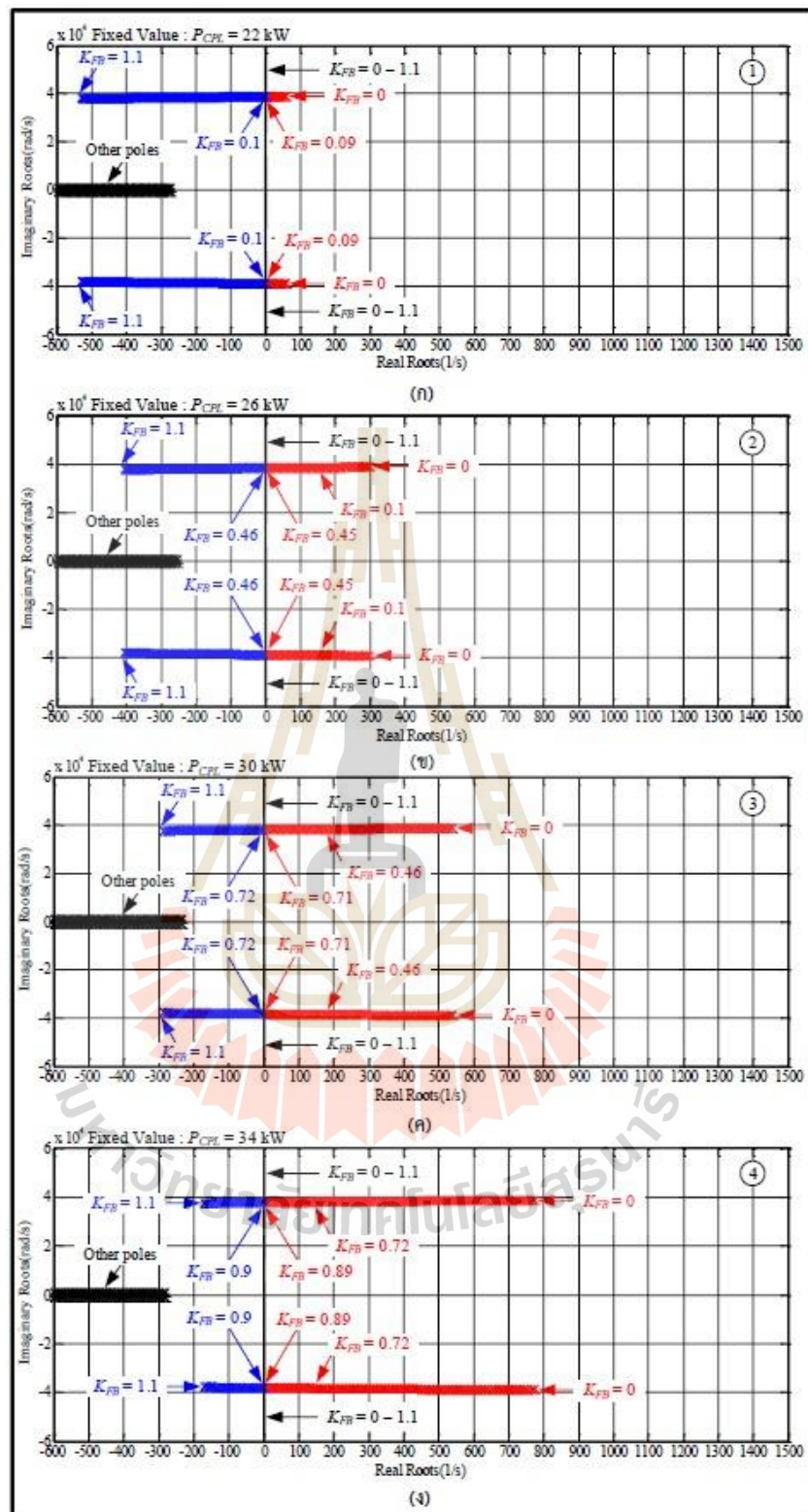
5.3.1 การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วย ทฤษฎีบทค่าเจาะจง

การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในกรณีที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคูปยกละในรูปที่ 5.2 ภายใต้ทฤษฎีบทค่าเจาะจง จะอาศัยการวิเคราะห์ทิศทางการเคลื่อนที่และตำแหน่งของค่าเจาะจงของระบบทั้ง 9 ค่า ($\lambda_1 - \lambda_9$) ที่แสดงในรูปที่ 5.6 ซึ่งสามารถคำนวณได้จากเมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ของสมการที่ (5-10) และการหาค่าในสภาวะอยู่ตัว ในขณะที่ระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเพิ่มขึ้นจาก 18 kW ไปจนถึง 38 kW (ค่าพิกัดของระบบ) เพื่อพิจารณาหาค่าเจาะจงเด่นที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบสำหรับนำมาใช้ในการออกแบบค่าอัตราขยาย K_{FB} ที่ทำให้ระบบกลับมามีเสถียรภาพภายใต้พิกัดของระบบ



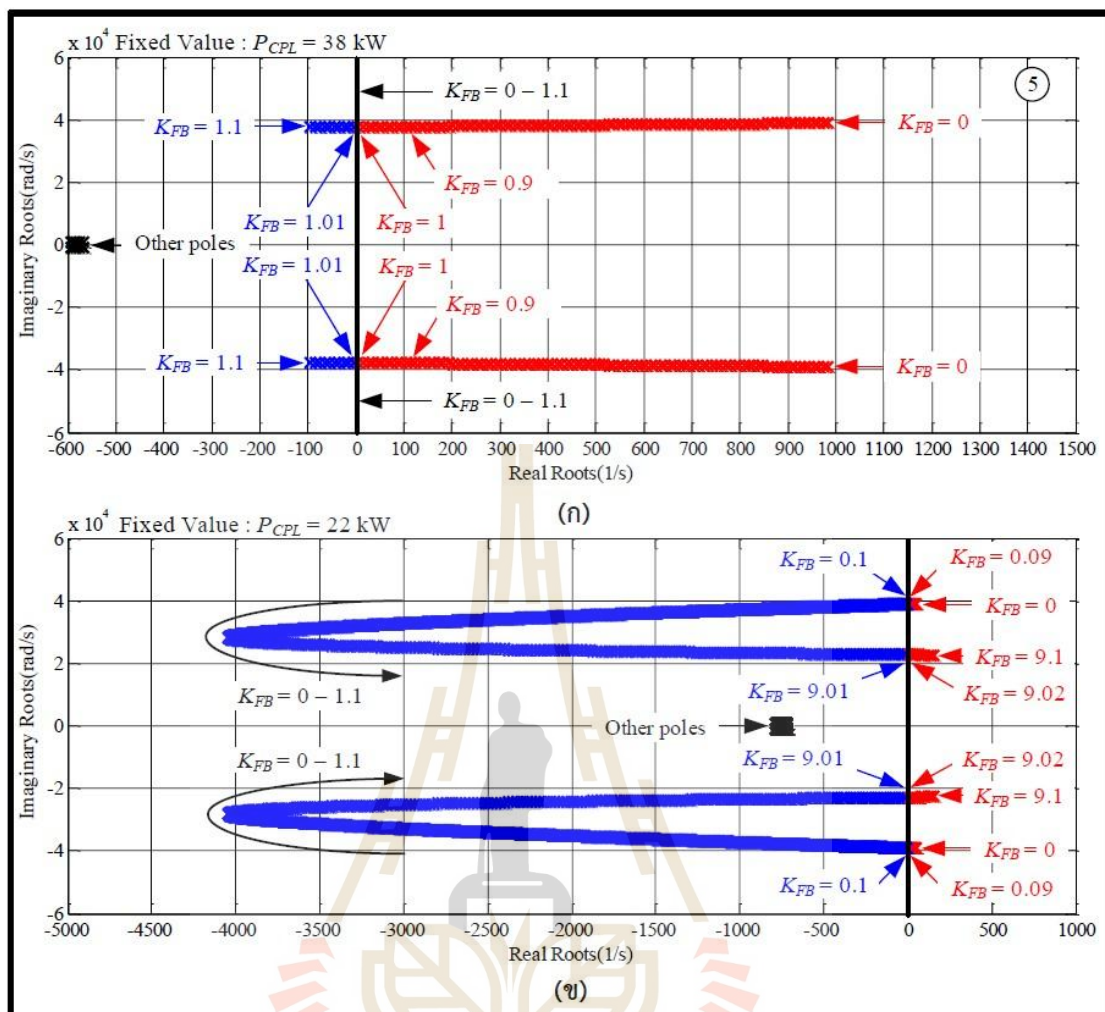
รูปที่ 5.6 ค่าเจาะจงทั้งหมดของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ

จากรูปที่ 5.6 จะเห็นได้ว่า ค่าเจาะจงของระบบจะมีอยู่ด้วยกัน 9 ค่า ซึ่งก็คือ $\lambda_1 - \lambda_9$ ตามจำนวนตัวแปรสถานะของระบบ สำหรับการออกแบบค่า K_{FB} ที่ทำให้ระบบกลับมามีเสถียรภาพอีกครั้งจะอาศัยเพียงการพิจารณาเฉพาะค่าเจาะจงเด่น (λ_3 และ λ_4) เท่านั้น โดยเส้นทางเดินของค่าเจาะจงเด่นดังกล่าวเมื่อค่า K_{FB} มีการเปลี่ยนแปลงจาก 0 ไปจนถึง 1.1 โดยที่กำหนดให้ P_{CPL} มีค่าเท่ากับ 22 kW 26 kW 30 kW 34 kW และ 38 kW สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 5.7 (ก) 5.7 (ข) 5.7 (ค) 5.7 (ง) และ 5.8 (ก) ตามลำดับ และเส้นทางเดินของค่าเจาะจงเด่นเมื่อ K_{FB} มีค่าเพิ่มขึ้นจาก 0 ไปจนถึง 9.1 ในขณะที่ P_{CPL} มีค่าคงที่เท่ากับ 22 kW สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 5.8 (ข)



รูปที่ 5.7 ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ

(ก) $K_{FB} = 0.1$ (ข) $K_{FB} = 0.46$ (ค) $K_{FB} = 0.72$ (ง) $K_{FB} = 0.9$



รูปที่ 5.8 ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ (ต่อ)

(ก) $K_{FB} = 1.01$ (ข) $K_{FB} = 9.02$

จากรูปที่ 5.7 (ก) ได้กำหนดให้ค่า K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0 นั้นหมายถึง ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา ยังไม่ได้รับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูบยกเล็กจึงทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพ ณ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 22 kW ซึ่งตรงกับผลการวิเคราะห์เสถียรภาพในหัวข้อที่ 4.2.2 ของบทที่ 4 แต่เมื่อค่า K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0.1 หรือกล่าวได้ว่า ลูบยกเล็กเริ่มทำงาน จะทำให้ค่าเจาะจงเด่นของระบบ ณ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 22 kW เคลื่อนที่จากฝั่งขวาของระนาบเอสมาอยู่ทางฝั่งซ้าย ซึ่งหมายถึง การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูบยกเล็กสามารถทำให้ระบบที่เคยขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อไปได้เพียงการเพิ่มค่า K_{FB} จาก 0 มาเป็น 0.1 เท่านั้น อย่างไรก็ตาม หากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มขึ้น

มากกว่า 22 kW ดังเช่นมีค่าเพิ่มขึ้นเป็น 26 kW ในขณะที่ K_{FB} ยังคงมีค่าเท่าเดิมคือ 0.1 ระบบไฟฟ้าที่ศึกษาจะกลับมาขาดเสถียรภาพอีกครั้ง ทั้งนี้เนื่องจากค่า K_{FB} ดังกล่าวไม่เพียงพอต่อการกำจัดหรือชดเชยผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ณ จุดปฏิบัติงานดังกล่าว ซึ่งสามารถสังเกตได้จากรูปที่ 5.7 (ข) ที่ค่าเจาะจงเด่นของระบบ ณ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 26 kW ยังคงอยู่ทางฝั่งขวาของระนาบเอสเมื่อ K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0.1 ดังนั้นเพื่อทำให้ค่าเจาะจงเด่นของระบบเคลื่อนที่จากฝั่งขวามาอยู่ทางฝั่งซ้ายของระนาบเอสอีกครั้ง หรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือ การทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษามีเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 26 kW ค่า K_{FB} จะต้องมีการเพิ่มขึ้นเป็น 0.46 ดังแสดงในรูปที่ 5.7 (ข) ในลักษณะเดียวกันกับที่โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 30 kW 34 kW และ 38 kW ค่า K_{FB} จะต้องมีการเพิ่มเป็น 0.72 0.9 และ 1.01 ดังแสดงในรูปที่ 5.7 (ค) 5.7 (ง) และ 5.8 (ก) ตามลำดับ มิฉะนั้นระบบจะไม่สามารถรักษาเสถียรภาพไว้ได้ นอกจากนี้เมื่อพิจารณาผลการวิเคราะห์ในรูปที่ 5.8 (ข) จะเห็นได้ว่า การเพิ่มขึ้นของค่า K_{FB} จนกระทั่งมีค่าเท่ากับ 9.02 จะทำให้ค่าเจาะจงเด่นของระบบ ณ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเท่ากับ 22 kW จากเดิมที่อยู่ฝั่งซ้ายของระนาบเอสเมื่อ K_{FB} เท่ากับ 0.1 จะเปลี่ยนไปอยู่ทางฝั่งขวาของระนาบเอส นั่นหมายถึง ระบบที่มีเสถียรภาพภายหลังจากการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอจะกลับมาขาดเสถียรภาพอีกครั้งหากค่า K_{FB} มากเกินไป สำหรับการยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพข้างต้นจะอาศัยทั้งการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB และการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูบ ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 5.4 ต่อไป

5.3.2 การวิเคราะห์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมของระบบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ

การวิเคราะห์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาและมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูบยกเล็กในรูปที่ 5.2 จะดำเนินการตามหลักการและขั้นตอนในการวิเคราะห์หาตัวแปรสถานะที่มีนัยสำคัญต่อค่าเจาะจงเด่นของระบบเช่นเดียวกับการวิเคราะห์ที่ได้นำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 4.2.3 ของบทที่ 4 โดยจะพิจารณาทั้งหมด 7 กรณีดังแสดงได้ในตารางที่ 5.1 ซึ่งจะสอดคล้องกับผลการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่ได้นำเสนอในรูปที่ 5.7 และรูปที่ 5.8 ของหัวข้อที่ 5.3.1 โดยเมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูบยกเล็กสำหรับกรณีที่ 1 ถึงกรณีที่ 7 สามารถแสดงได้ดังตารางที่ 5.2 ถึง 5.8 ตามลำดับ

ตารางที่ 5.1 ค่า P_{CPL} และ K_{FB} สำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก

กรณี	P_{CPL}	K_{FB}
1	22 kW (จุดขาดเสถียรภาพ)	0
2	22 kW	0.1
3	26 kW	0.46
4	30 kW	0.72
5	34 kW	0.9
6	38 kW (พิกัดของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว)	1.01
7	22 kW	9.02

ตารางที่ 5.2 เมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 0$ (กรณีที่ 1)

	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII	Eig. IX
I_d	0.8333	0.8333	0	0	...	0	0
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$
I_c	0	0	0.4895	0.4895	...	7×10^{-4}	7×10^{-4}
V_b	0	0	0.3209	0.3209	...	0.3128	0.3128
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{stab}	0	0	0.0020	0.0020	...	0.0014	0.0014
	Mode I		Mode II (Dominant mode)		...	Mode V	

ตารางที่ 5.3 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 0.1$
(กรณีที่ 2)

	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII	Eig. IX
I_d	0.8333	0.8333	0	0	...	0	0
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
I_c	0	0	0.4907	0.4907	...	6.6×10^{-4}	6.6×10^{-4}
V_b	0	0	0.3209	0.3209	...	0.3119	0.3119
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{stab}	0	0	0.0020	0.0020	...	0.0014	0.0014
	Mode I		Mode II (Dominant mode)		...	Mode V	

ตารางที่ 5.4 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 0.46$
(กรณีที่ 3)

	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII	Eig. IX
I_d	0.8333	0.8333	0	0	...	0	0
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
I_c	0	0	0.4960	0.4960	...	8.0×10^{-4}	8.0×10^{-4}
V_b	0	0	0.3211	0.3211	...	0.3252	0.3252
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{stab}	0	0	0.0112	0.0112	...	0.0070	0.0070
	Mode I		Mode II (Dominant mode)		...	Mode V	

ตารางที่ 5.5 เมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 0.72$ (กรณีที่ 4)

	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII	Eig. IX
I_d	0.8333	0.8333	0	0	...	0	0
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
I_c	0	0	0.5016	0.5016	...	9.8×10^{-4}	9.8×10^{-4}
V_b	0	0	0.3221	0.3221	...	0.3406	0.3406
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{stab}	0	0	0.0205	0.0205	...	0.0118	0.0118
	Mode I		Mode II (Dominant mode)		...	Mode V	

ตารางที่ 5.6 เมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 0.9$ (กรณีที่ 5)

	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII	Eig. IX
I_d	0.8333	0.8333	0	0	...	0	0
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
I_c	0	0	0.5072	0.5072	...	0.0012	0.0012
V_b	0	0	0.3240	0.3240	...	0.3584	0.3584
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{stab}	0	0	0.0296	0.0296	...	0.0160	0.0160
	Mode I		Mode II (Dominant mode)		...	Mode V	

ตารางที่ 5.7 เมตริกซ์ตัวประกอบมีส่วนร่วมเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 1.01$ (กรณีที่ 6)

	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII	Eig. IX
I_d	0.8333	0.8333	0	0	...	0	0
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
I_c	0	0	0.5125	0.5125	...	0.0014	0.0014
V_b	0	0	0.3266	0.3266	...	0.3792	0.3792
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{stab}	0	0	0.0378	0.0378	...	0.0196	0.0196
	Mode I		Mode II (Dominant mode)		...	Mode V	

ตารางที่ 5.8 เมตริกซ์ตัวประกอบมีส่วนร่วมเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 9.02$ (กรณีที่ 7)

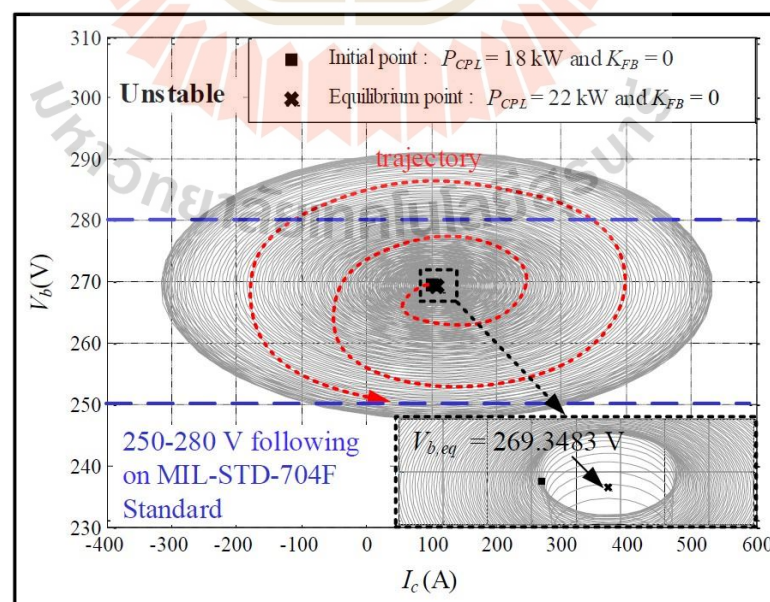
	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII	Eig. IX
I_d	0.8333	0.8333	0	0	...	0	0
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
I_c	0	0	0.6446	0.6446	...	5.1×10^{-4}	5.1×10^{-4}
V_b	0	0	0.6324	0.6324	...	0.2497	0.2497
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{stab}	0	0	1.0208	1.0208	...	0.0987	0.0987
	Mode I		Mode II (Dominant mode)		...	Mode V	

จากตารางที่ 5.2 ถึง 5.8 จะเห็นได้ว่า ตัวแปรสถานะ I_c และ V_b จะมีอิทธิพลมากที่สุดเสมอ โดยเหตุผลดังกล่าวจึงทำให้ตัวแปรสถานะ I_c และ V_b มีความเกี่ยวข้องกับค่าเจาะจงเด่น

ของระบบนั้นคือ λ_3 และ λ_4 ที่แสดงในรูปที่ 5.6 โดยตรง เช่นเดียวกับผลการวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วมในหัวข้อที่ 4.2.3 ของบทที่ 4 ที่ผ่านมา โดยข้อมูลที่ได้จากการวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วมดังกล่าวนี้จะถูกนำไปใช้ในการระบุตัวแปรสถานะสำหรับการสร้างระนาบเฟสของการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้นด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส ซึ่งจะได้รับคำแนะนำในหัวข้อที่ 5.3.3 เป็นลำดับถัดไป

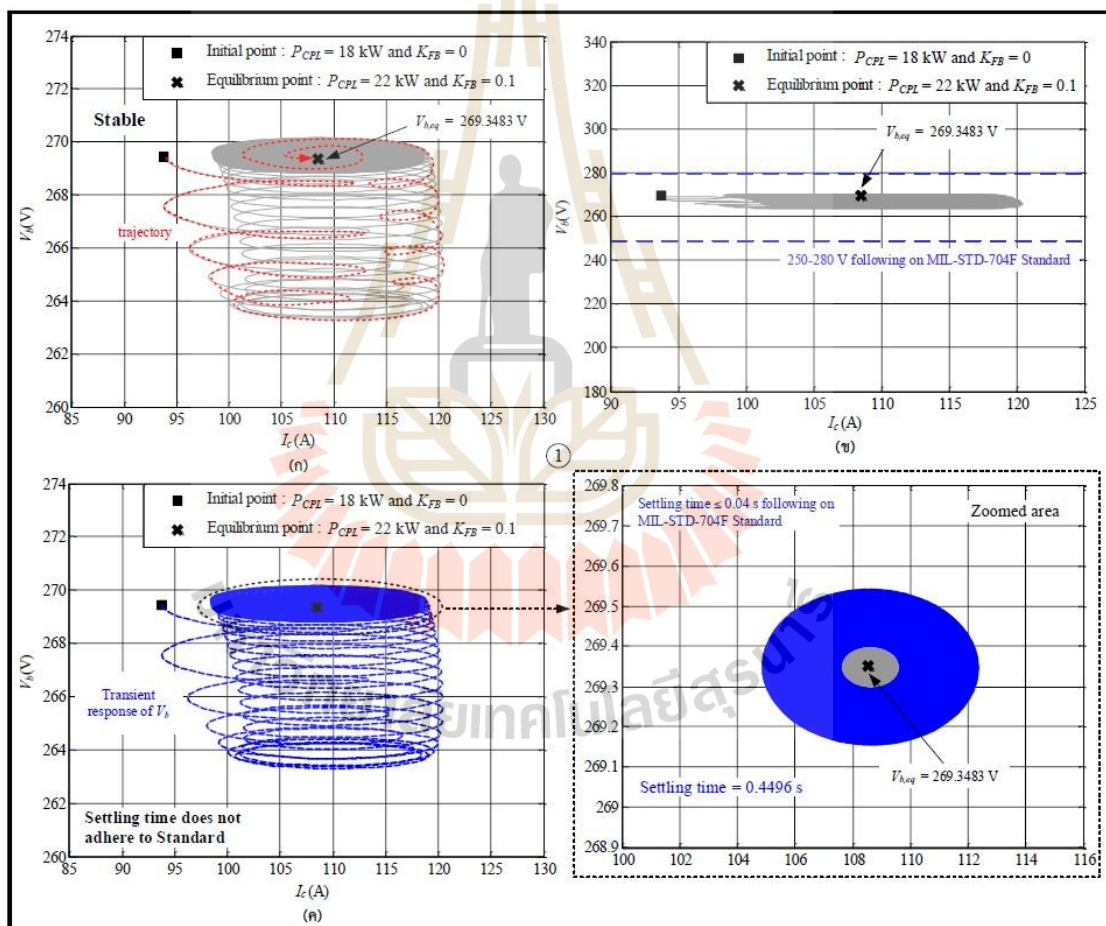
5.3.3 การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส

การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในกรณีที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคลุยกเล็กในรูปที่ 5.2 บนระนาบของตัวแปรสถานะ I_c และ V_b ด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟสเพื่อออกแบบค่าอัตราขยาย K_{FB} ที่ทำให้ระบบกลับมามีเสถียรภาพและทำงานต่อไปได้ พร้อมทั้งตรวจสอบคุณลักษณะเฉพาะของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ในขณะเดียวกัน จะอาศัยหลักการและขั้นตอนเดียวกันกับการวิเคราะห์หาจุดปฏิบัติงานที่ทำให้ระบบไฟฟ้าที่ศึกษาในกรณีที่ไม่พิจารณาการบรรเทาการขาดเสถียรภาพในหัวข้อที่ 4.2.4 เกิดการขาดเสถียรภาพ นั่นคือ การวิเคราะห์การโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนระนาบเฟส ในขณะที่ระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเพิ่มขึ้นจาก 22 kW ไปจนถึง 38 kW (ค่าพิกัดของระบบ) โดยการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์สำหรับกรณีที่ 1 ถึง 7 (ที่แสดงในตารางที่ 5.1) สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 5.9 ถึงรูปที่ 5.15 ตามลำดับ



รูปที่ 5.9 การวิเคราะห์ระนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 22$ kW และ $K_{FB} = 0$ (กรณีที่ 1)

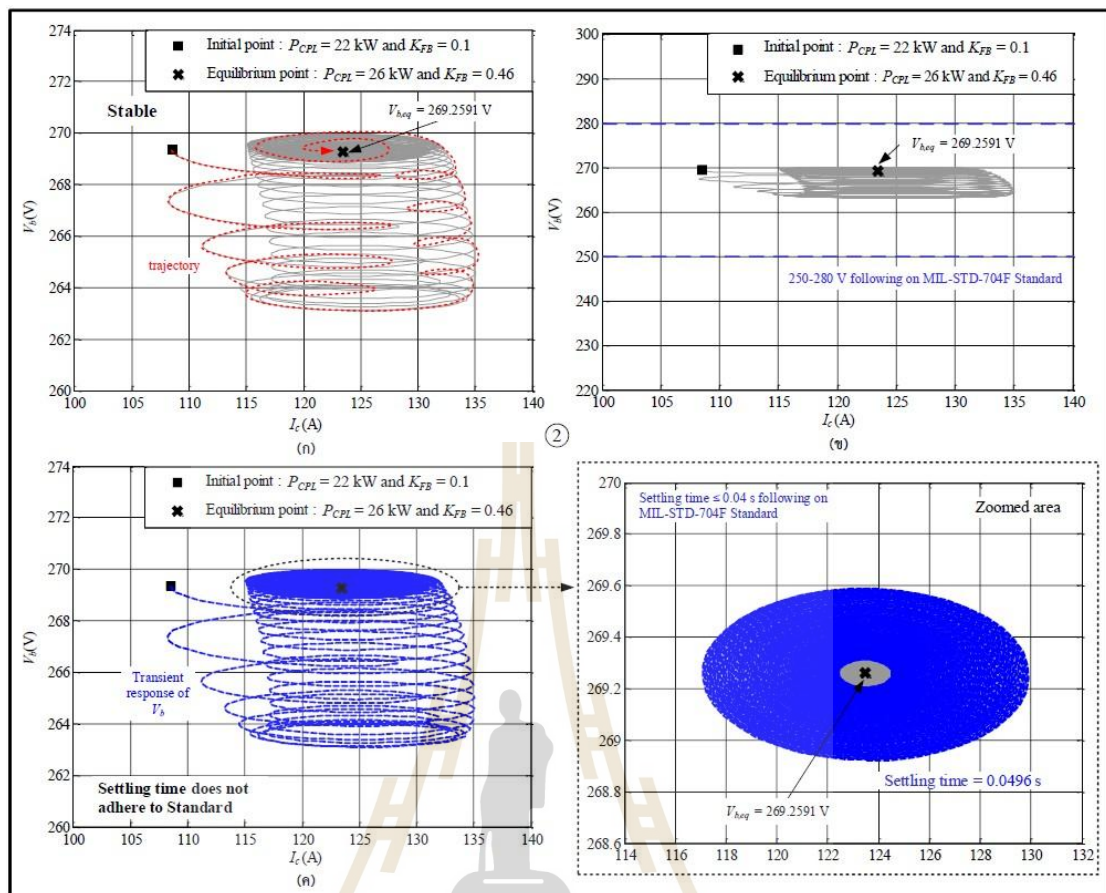
จากรูปที่ 5.9 ได้กำหนดให้ค่า K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0 ซึ่งหมายถึง ลูปยกเลิกลังไม่ทำงาน ณ จุดปฏิบัติงานนี้ ซึ่งสังเกตได้ว่า การโคจรของค่าตอบสนองการอนุพันธ์ของระบบเมื่อ P_{CPL} เท่ากับ 22 kW จะค่อย ๆ ออกห่างจากจุดปฏิบัติงานของระบบมากยิ่งขึ้นอย่างไม่สิ้นสุดเมื่อเวลาผ่านไป (ดูได้จากเส้นปะสีแดง) ดังนั้น ณ จุดปฏิบัติงานนี้ระบบจะเกิดการขาดเสถียรภาพ ซึ่งจะสอดคล้องกับผลการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงในรูปที่ 5.7 (ก) นอกจากนี้ยังเห็นอีกว่า แรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงจะมีค่าเกิน 250 V ถึง 280 V ซึ่งไม่ตรงตามที่มาตรฐาน MIL-STD-704F ระบุไว้ (ดูได้จากเส้นปะสีน้ำเงิน) ดังนั้นเพื่อบรรเทาปัญหาการขาดเสถียรภาพที่ระดับ P_{CPL} เท่ากับ 22 kW จึงได้สั่งการให้ลูปยกเลิกรับทำงานด้วยค่า K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0.1 ดังแสดงได้ในรูปที่ 5.10 ดังนี้



รูปที่ 5.10 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 22$ kW และ $K_{FB} = 0.1$ (กรณีที่ 2) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s

จากรูปที่ 5.10 จะเห็นได้ว่า เมื่อ K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0.1 ซึ่งเป็นค่าที่น้อยและเพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพจะทำให้การโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ของระบบเมื่อ P_{CPL} เท่ากับ 22 kW ที่แสดงดังในรูปที่ 5.10 (ก) เคลื่อนที่รอบ ๆ จุดปฏิบัติงานและเข้าสู่จุดปฏิบัติงานของระบบเมื่อเวลาผ่านไป ซึ่งแสดงให้เห็นว่า ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจากที่เคยขาดเสถียรภาพจะกลับมามีเสถียรภาพอีกครั้งหนึ่ง และเมื่อพิจารณาถึงแอมพลิจูดของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) และช่วงเวลาเข้าที่ (settling time : T_s) ของ V_b ที่แสดงในรูปที่ 5.10 (ข) และ 5.10 (ค) ตามลำดับ จะพบว่า แรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง V_b จะมีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ในส่วนของช่วงเวลาเข้าที่ซึ่งสามารถคำนวณได้จากการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ในสถานะชั่วครู่ดังแสดงในเส้นสีน้ำเงินจะมีค่าเท่ากับ 0.4496 วินาที ซึ่งเกินช่วงเวลาเข้าที่ตามมาตรฐานกำหนดไว้นั้นคือ 0.04 วินาที อย่างไรก็ตาม หากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มขึ้นมากกว่า 22 kW ยกตัวอย่างเช่นมีค่าเป็น 26 kW ค่าอัตราขยาย K_{FB} ของระบบก็ควรมีค่าเพิ่มขึ้นเพื่อให้เหมาะสมกับการกำจัดหรือชดเชยผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่เพิ่มขึ้น ซึ่งในที่นี้ K_{FB} จะมีค่าเป็น 0.46 ดังแสดงในรูปที่ 5.11

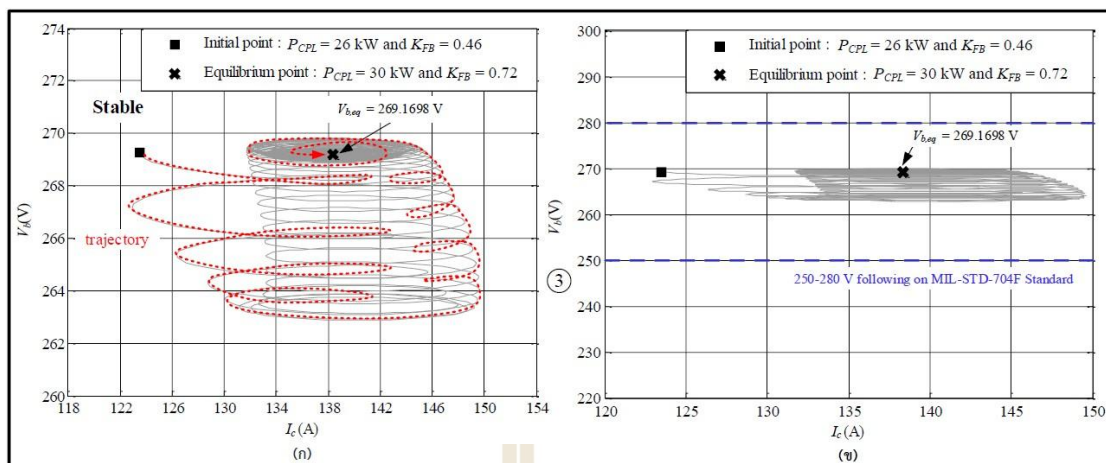




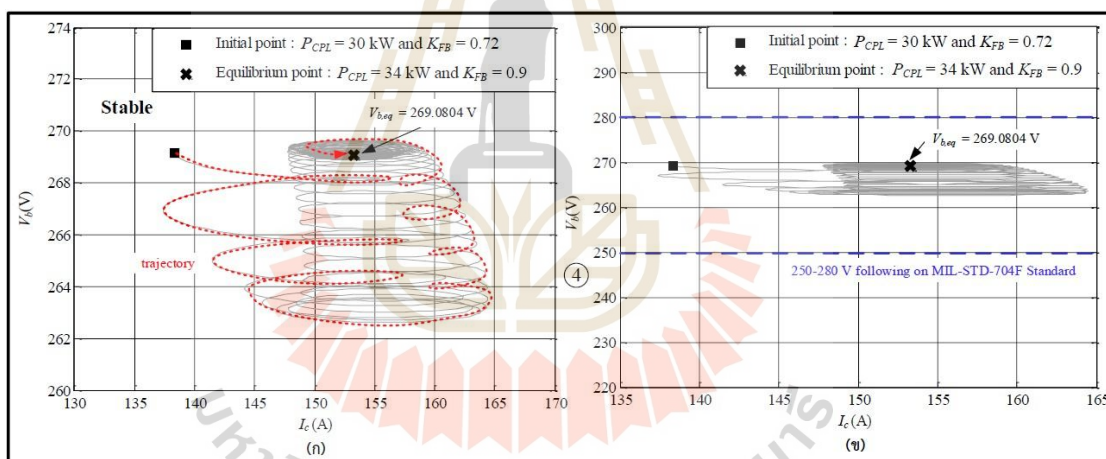
รูปที่ 5.11 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 26$ kW และ $K_{FB} = 0.46$ (กรณีที่ 3) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s

จากการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์เมื่อ P_{CPL} เท่ากับ 26 kW ในรูปที่ 5.11 (ก) ที่มีการลู่เข้าสู่จุดปฏิบัติงานของระบบเมื่อเวลาผ่านไป แสดงให้เห็นว่า ค่าอัตราขยาย K_{FB} เท่ากับ 0.46 สามารถทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษารักษาเสถียรภาพ ณ จุดปฏิบัติงานนี้ได้ นอกจากนี้ในรูปที่ 5.11 (ข) ยังแสดงให้เห็นอีกว่า แรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) อยู่ภายใต้กรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F นั่นคือ มีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ในขณะที่รูปที่ 5.11 (ค) แสดงให้เห็นว่า ช่วงเวลาเข้าที่จะไม่เป็นไปตามกรอบมาตรฐานที่ระบุไว้ นั่นคือ มีค่าเกิน 0.04 วินาที

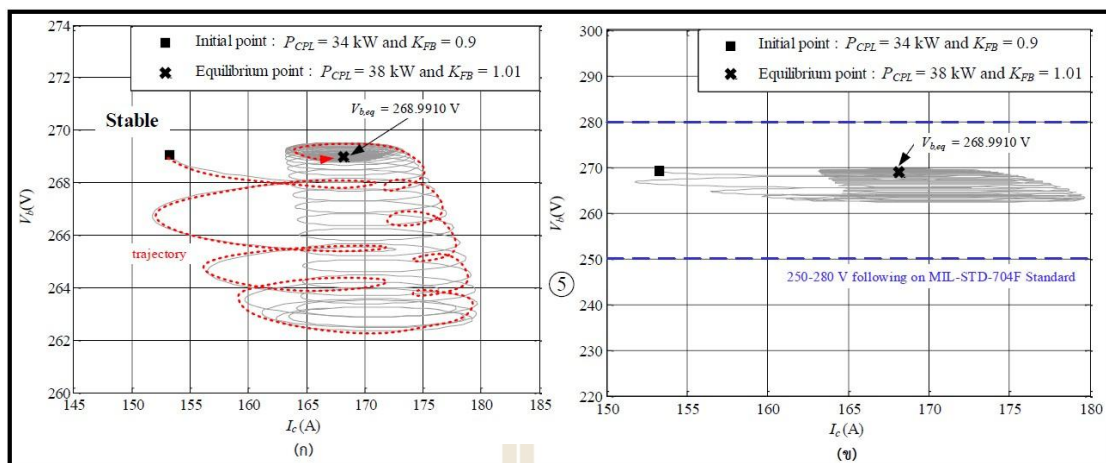
โดยการเพิ่มขึ้นของค่า K_{FB} สำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มขึ้นดังที่ได้กล่าวไว้ข้างต้นเป็นข้อสรุปเดียวกันกับที่โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 30 kW 34 kW และ 38 kW นั่นคือ ค่า K_{FB} จะต้องมีค่าเพิ่มเป็น 0.72 0.9 และ 1.01 ดังแสดงในรูปที่ 5.12 5.13 และ 5.14 ตามลำดับ



รูปที่ 5.12 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 30$ kW และ $K_{FB} = 0.72$ (กรณีที่ 4) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s

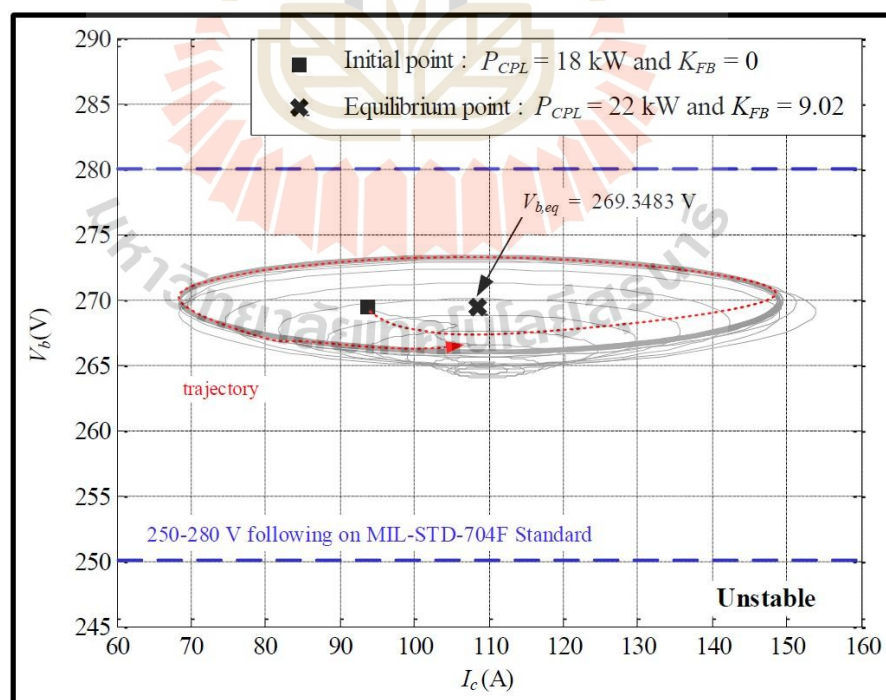


รูปที่ 5.13 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 34$ kW และ $K_{FB} = 0.9$ (กรณีที่ 5) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s



รูปที่ 5.14 การวิเคราะห์ระนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 38 \text{ kW}$ และ $K_{FB} = 1.01$ (กรณีที่ 6) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s

ในลำดับถัดมาพิจารณาการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในกรณีที่ K_{FB} มีค่ามากเกินไป ณ ระดับ P_{CPL} เท่ากับ 22 kW ดังแสดงในรูปที่ 5.15

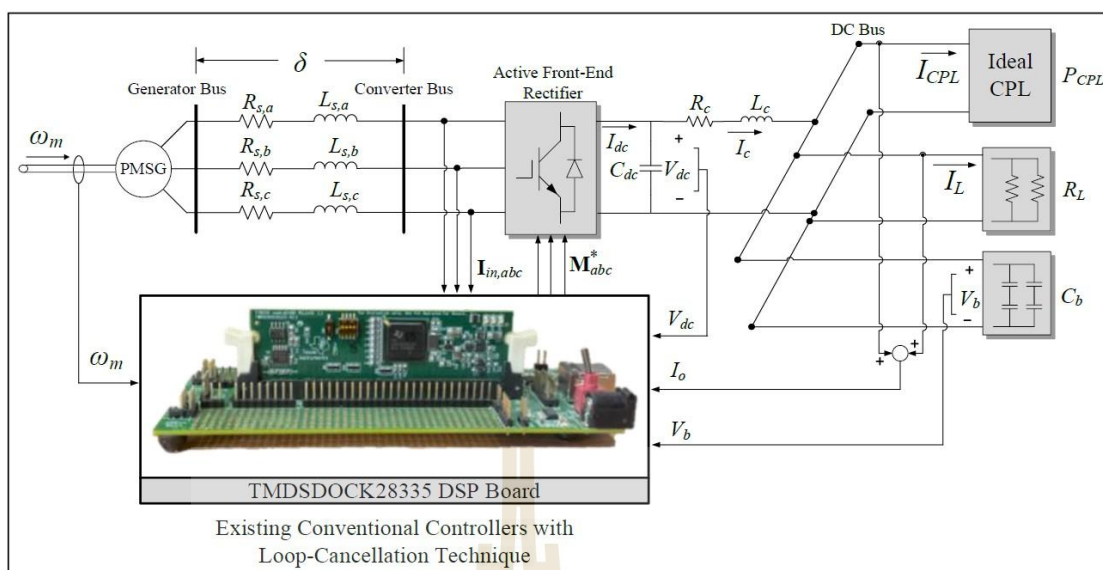


รูปที่ 5.15 การวิเคราะห์ระนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 22 \text{ kW}$ และ $K_{FB} = 9.02$ (กรณีที่ 7)

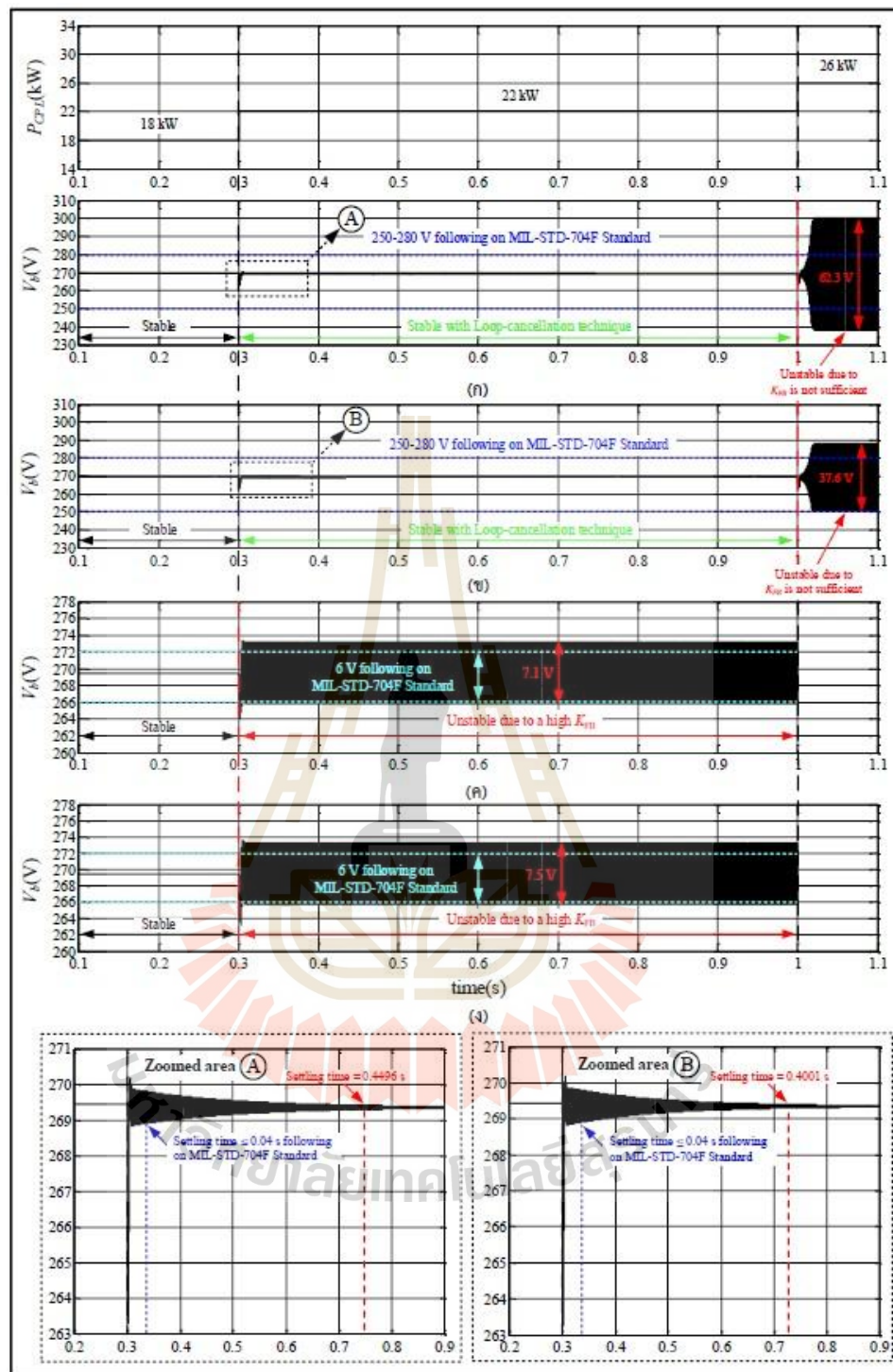
จากการวิเคราะห์ในรูปที่ 5.15 จะเห็นได้ว่า การเพิ่มขึ้นของค่า K_{FB} ที่มากเกินไปซึ่งมีค่าเท่ากับ 9.02 จะไม่เป็นผลดีต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่ศึกษา เนื่องจากจะทำให้การโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนระนาบ I_c และ V_b เมื่อ P_{CPL} เท่ากับ 22 kW จากเดิมที่ลู่เข้าจุดปฏิบัติงานในกรณีที่ K_{FB} เท่ากับ 0.1 (ดูได้จากรูปที่ 5.10 (ก)) จะเปลี่ยนไปออกห่างจากจุดปฏิบัติงานของระบบเมื่อเวลาผ่านไป ซึ่งหมายถึง ระบบที่มีเสถียรภาพหลังจากการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอจะกลับมาขาดเสถียรภาพอีกครั้ง หากค่า K_{FB} มีค่ามากเกินไป สำหรับการตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์เสถียรภาพข้างต้นจะอาศัยทั้งการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูป ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 5.3.4

5.3.4 การยืนยันผลการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ

การยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพทั้งหมดของระบบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพโดยใช้เทคนิคบล็อกเล็กจะอาศัยการเปรียบเทียบระหว่างผลการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB ที่แสดงดังในรูปที่ 5.4 กับผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูป ในส่วนของการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูป จะมีหลักการและขั้นตอนในการจำลองสถานการณ์เช่นเดียวกับการจำลองสถานการณ์เพื่อตรวจสอบเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษากรณีที่ไม่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่ได้อธิบายไว้ในหัวข้อที่ 4.3 ของบทที่ 4 แต่จะเพิ่มเติมเพียงกระบวนการตรวจจับแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) เข้าไปประมวลผลภายในบอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit ดังแสดงในรูปที่ 5.16 โดยผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์สำหรับยืนยันการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในกรณีที่เลือกใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ($K_{FB} = 0.1$) รวมทั้งในกรณีที่ใช้ค่า K_{FB} มากเกินไป ($K_{FB} = 9.02$) สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 5.17



รูปที่ 5.16 บล็อกไดอะแกรมการจำลองสถานการณ์ของระบบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูป



รูปที่ 5.17 การยืนยันผลการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ (ก) การจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ $K_{FB} = 0.1$ (ข) การจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปเมื่อ $K_{FB} = 0.1$ (ค) การจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ $K_{FB} = 9.02$ (ง) การจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปเมื่อ $K_{FB} = 9.02$

จากรูปที่ 5.17 (ก) และ 5.17 (ข) แสดงให้เห็นว่า เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีการเปลี่ยนแปลงจาก 18 kW ไปเป็น 22 kW (จุดขาดเสถียรภาพของระบบ) ที่เวลา 0.3 วินาที โดยกำหนดให้ K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0.1 ซึ่งเป็นค่าน้อยและเพียงพอจะทำให้ระบบที่เคยขาดเสถียรภาพกลับมาเสถียรภาพอีกครั้งตามผลการวิเคราะห์ที่ได้นำเสนอในรูปที่ 5.7 (ข) (ทฤษฎีบทค่าเจาะจง) และ 5.10 (การวิเคราะห์หระนาบเฟส) ซึ่งสังเกตได้จากผลการสั่นไหวของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง V_b ที่ค่อย ๆ ลดลงจนกระทั่งมีค่าคงที่อยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ตามที่มาตรฐาน MIL-STD-704F ระบุไว้อย่างไรก็ตาม ช่วงเวลาเข้าที่ของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง V_b จะไม่อยู่ภายใต้กรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ซึ่งสอดคล้องกับผลการวิเคราะห์ที่ได้นำเสนอในรูปที่ 5.10 (ค) (การวิเคราะห์หระนาบเฟส) นั่นคือ ช่วงเวลาเข้าที่ของผลตอบสนองที่ได้จากชุดบล็อก SimPowerSytem™ และเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปมีค่าเท่ากับ 0.4496 วินาที และ 0.4001 วินาที ตามลำดับ ซึ่งเกินช่วงเวลาเข้าที่สูงสุดตามที่มาตรฐานกำหนดไว้นั้นคือ 0.04 วินาที และเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้ถูกเพิ่มอีกครั้งให้มีค่าเท่ากับ 26 kW ที่เวลา 1 วินาที ในขณะที่ K_{FB} ยังคงมีค่าเท่าเดิม จะส่งผลให้การกระเพื่อมของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง V_b ที่ได้จากชุดบล็อก SimPowerSytem™ และเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปมีค่าสูงถึง 62.3 V และ 37.6 V ตามลำดับ ซึ่งเกินกว่าที่มาตรฐาน MIL-STD-704F กำหนดไว้มาก (6 V) หรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือระบบจะกลับมาขาดเสถียรภาพอีกครั้งหนึ่ง ทั้งนี้เป็นเพราะค่า K_{FB} ไม่เพียงพอต่อการชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ณ ระดับกำลังไฟฟ้าเท่ากับ 26 kW ดังนั้นหากต้องการให้ระบบรักษาเสถียรภาพ ณ จุดปฏิบัติงานนี้ได้ค่า K_{FB} จะต้องเพิ่มเป็น 0.46 ตามผลการวิเคราะห์เสถียรภาพในรูปที่ 5.7 (ค) (ทฤษฎีบทค่าเจาะจง) และรูปที่ 5.11 (การวิเคราะห์หระนาบเฟส)

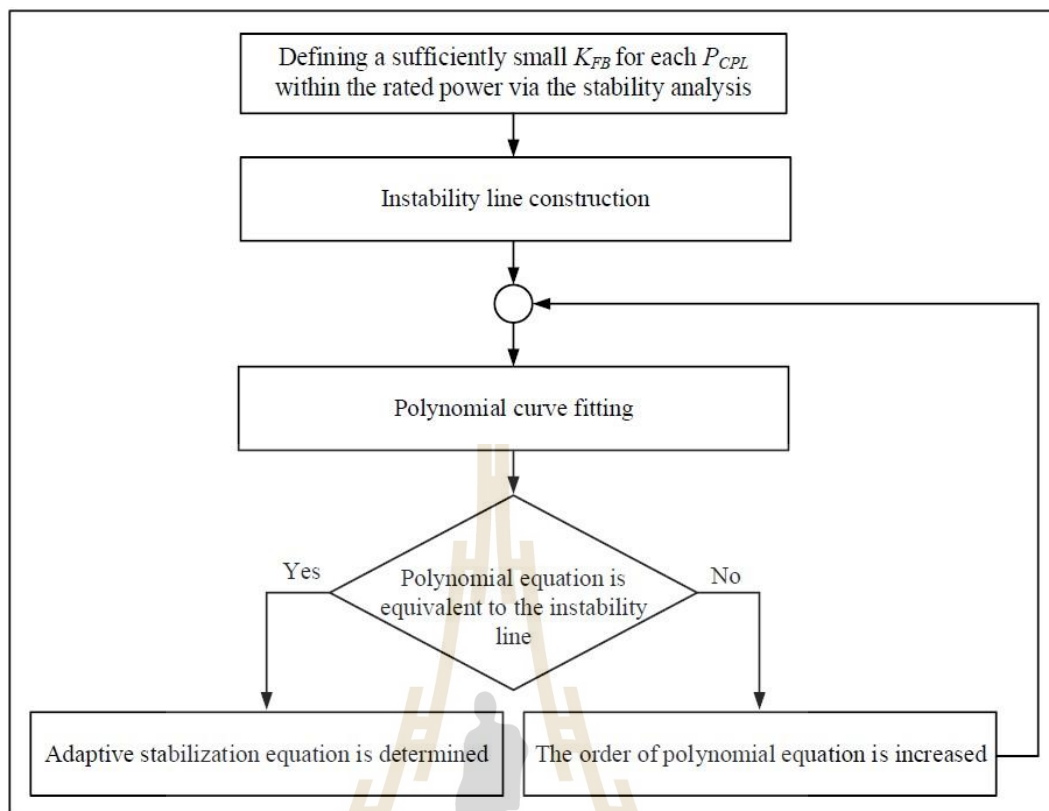
ในขณะที่รูปที่ 5.17 (ค) และ 5.17 (ง) ได้กำหนดให้ K_{FB} มีค่าเท่ากับ 9.02 และ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีการเปลี่ยนแปลงจาก 18 kW ไปเป็น 22 kW ที่เวลา 0.3 วินาที จะพบว่าระบบจะเกิดการขาดเสถียรภาพ ซึ่งสอดคล้องกับผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีที่ได้นำเสนอในรูปที่ 5.8 (ข) (ทฤษฎีบทค่าเจาะจง) และ 5.15 (การวิเคราะห์หระนาบเฟส) และเมื่อพิจารณาถึงค่าแรงดันกระเพื่อมของผลตอบสนอง V_b ที่ได้จากชุดบล็อก SimPowerSytem™ ซึ่งมีค่าเท่ากับ 7.1 V และเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปซึ่งมีค่าเท่ากับ 7.5 V จะไม่อยู่ภายใต้กรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ที่กำหนดให้ค่าแรงดันกระเพื่อมสูงสุดมีค่าไม่เกิน 6 V

จากผลการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการวิเคราะห์หระนาบเฟส รวมทั้งผลการจำลองสถานการณ์ในรูปที่ 5.17 ที่มีความสอดคล้องกันอย่างชัดเจนสามารถสรุปได้ว่าการเพิ่มของค่า K_{FB} ที่มากเกินไปจะส่งผลเสียมากกว่าผลดีต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา ดังนั้นการเพิ่มค่า K_{FB} ตามโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่เพิ่มขึ้นควรพิจารณาเลือกใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอ (sufficiently small) ต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ณ

จุดปฏิบัติงานนั้น ๆ (Suyapan, A., Areerak, K., Bozhko, S., Yeoh, S.S., and Areerak, K., 2021) อย่างไรก็ตาม หากต้องการให้ระบบทำงานอย่างมีประสิทธิภาพตลอดช่วงการทำงานจนถึงพิกัดกำลังไฟฟ้าจำเป็นต้องดำเนินการวิเคราะห์หาค่า K_{FB} ใหม่ทุกครั้งเมื่อจุดปฏิบัติงานของระบบมีการเปลี่ยนแปลงอันเนื่องมาจากการเพิ่มขึ้นของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งจะทำให้เกิดความยุ่งยากซับซ้อนและล่าช้าในการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในสถานการณ์ทำการบินจริง ซึ่งอาจนำไปสู่อุบัติเหตุทางการบินได้ ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมซึ่งอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงในการระบุสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่สามารถปรับเปลี่ยนค่า K_{FB} ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้แบบทันทีทันใด ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 5.4 นอกจากนี้จากผลการศึกษายังแสดงให้เห็นอีกว่า การออกแบบค่า K_{FB} ที่อาศัยการเลือกใช้ค่าที่น้อยและเพียงพอจะทำให้ผลการตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง V_b ในบางจุดปฏิบัติงานมีช่วงเวลาเข้าที่ไม่สอดคล้องตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอแนวทางการแก้ไขปัญหาดังกล่าวด้วยการประยุกต์ใช้วิธีการทางปัญญาประดิษฐ์ ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในบทที่ 6 ต่อไป

5.4 การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเป็นการประยุกต์ใช้การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กร่วมกับสมการอย่างง่ายของค่าอัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคลูปยกเล็ก (K_{FB}) ที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว หรือเรียกสมการดังกล่าวว่า สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว (adaptive stabilization equation) โดยในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะอาศัยการหาสมการโพลีโนเมียลที่ได้มาจากการวิเคราะห์หาเสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงร่วมกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ผ่านการทำให้เป็นเชิงเส้นในสมการที่ (5-10) เพื่อออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังกล่าวซึ่งสามารถสรุปขั้นตอนในการออกแบบได้ดังรูปที่ 5.18



รูปที่ 5.18 บล็อกไดอะแกรมการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม

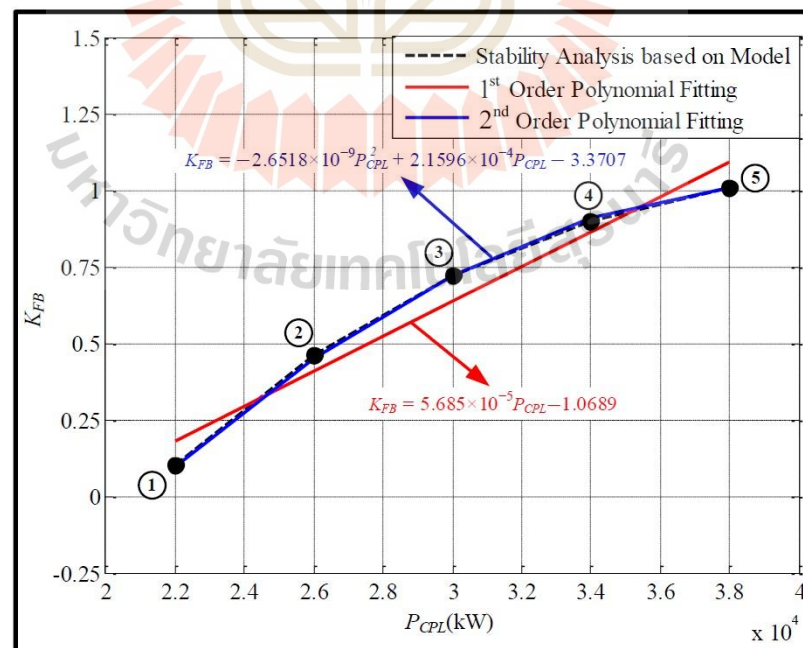
จากรูปที่ 5.18 จะเห็นได้ว่า ขั้นตอนในการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจะประกอบไปด้วย 3 ขั้นตอนหลัก ๆ คือ

ขั้นตอนที่ 1 วิเคราะห์หาค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอสำหรับการชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) ตั้งแต่จุดปฏิบัติงานที่ระบบเริ่มเกิดการขาดเสถียรภาพ ($P_{unstable}$) จนถึงค่าพิกัดกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ($P_{CPL, rated}$) โดยอาศัยการวิเคราะห์เสถียรภาพบนระนาบเอสด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงร่วมกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบในสมการที่ (5-10)

ขั้นตอนที่ 2 ดำเนินการสร้างเส้นอเสถียรภาพโดยอาศัยผลการวิเคราะห์เสถียรภาพในขั้นตอนที่ 1 ในแต่ละจุดปฏิบัติงานเพื่อนำไปใช้ในการหาสมการโพลิโนเมียลในขั้นตอนถัดไป

ขั้นตอนที่ 3 หาสมการโพลิโนเมียลที่เหมาะสมโดยอาศัยการเพิ่มอันดับของสมการโพลิโนเมียลไปเรื่อย ๆ จนกระทั่งกราฟของสมการโพลิโนเมียลเทียบเท่าหรือใกล้เคียงกับเส้นอเสถียรภาพที่สร้างขึ้นในขั้นตอนที่ 2 ก็จะได้สมการโพลิโนเมียลที่เหมาะสมหรือเรียกว่าสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว

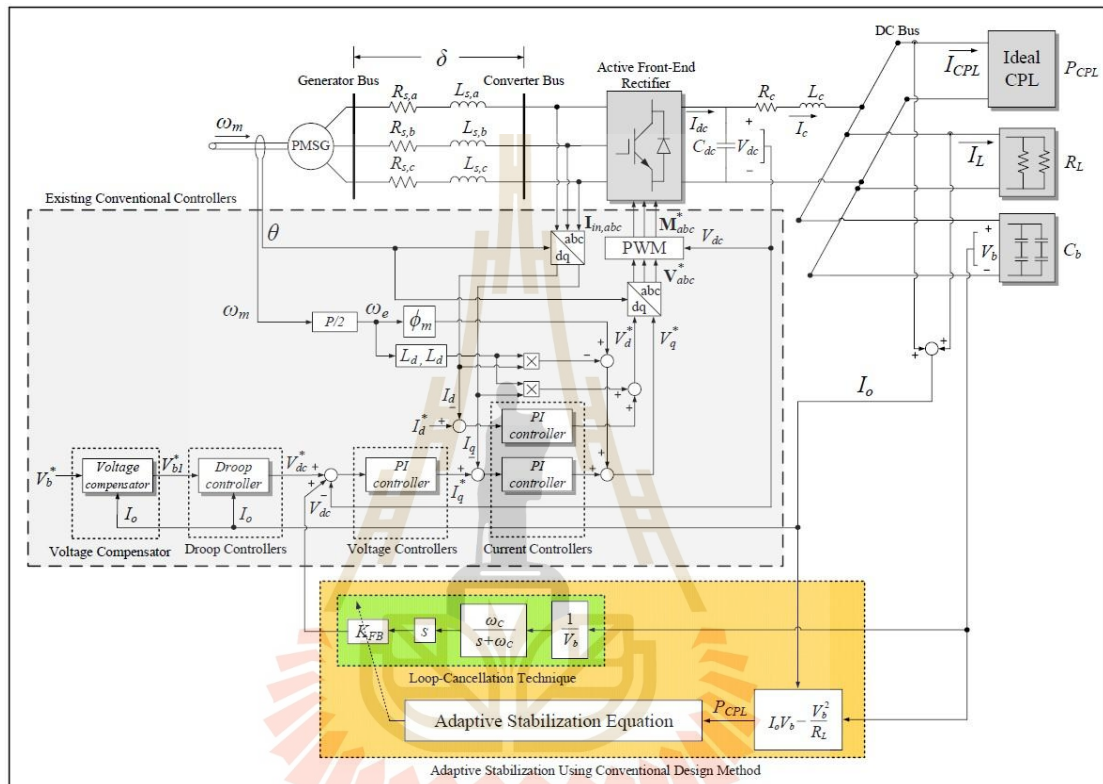
จากบล็อกไดอะแกรมการออกแบบในรูปที่ 5.18 และขั้นตอนที่ได้รับการอธิบายไว้ข้างต้น จะสามารถแสดงผลการหาสมการโพลีโนเมียลสำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาได้ดังในรูปที่ 5.19 จากรูปที่ 5.19 เส้นประสีดำคือ เส้นอเสถียรภาพ ซึ่งได้มาจากผลการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าตั้งแต่ 22 kW (จุดปฏิบัติงานที่ทำให้ระบบขาดเสถียรภาพ) ถึง 38 kW (ค่าพิกัดกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว) โดยจุด ① ถึง ⑤ ที่ปรากฏบนเส้นอเสถียรภาพคือค่า K_{FB} ที่ได้จากการวิเคราะห์เสถียรภาพในหัวข้อที่ 5.3.1 และ 5.3.3 ในขณะที่เส้นสีแดงและเส้นสีน้ำเงินในรูปที่ 5.19 คือ เส้นกราฟของสมการโพลีโนเมียลอันดับหนึ่ง (first-order) และอันดับสอง (second-order) ตามลำดับ ซึ่งจะเห็นได้ว่า เส้นกราฟสีน้ำเงินซึ่งได้มาจากสมการโพลีโนเมียลอันดับสองเทียบเท่าหรือใกล้เคียงกับเส้นอเสถียรภาพมากกว่าเส้นกราฟสีแดงที่ได้มาจากสมการโพลีโนเมียลอันดับหนึ่ง ดังนั้น สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจึงเป็นสมการโพลีโนเมียลอันดับสองที่แสดงได้ดังสมการที่ (5-11) จากสมการที่ (5-11) จะเห็นได้ว่า เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว มีการเปลี่ยนแปลงจะทำให้ค่าอัตราขยาย K_{FB} มีค่าแปรเปลี่ยนไปด้วยเช่นกัน เพื่อเป็นการแก้ปัญหาการกลับมาขาดเสถียรภาพของระบบอีกครั้ง อันเนื่องมาจากค่า K_{FB} มีค่าคงที่ตลอดช่วงการทำงาน ตามที่กล่าวไว้ในหัวข้อที่ 5.3 ที่ผ่านมา สำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 5.20



รูปที่ 5.19 การหาสมการโพลีโนเมียลโดยอาศัยการเลือกเส้นกราฟที่เหมาะสม

$$K_{FB} = -2.6518 \times 10^{-9} P_{CPL}^2 + 2.1596 \times 10^{-4} P_{CPL} - 3.3707 \quad (5-11)$$

$$\text{เมื่อ} \quad P_{CPL} = I_o V_b - \frac{V_b^2}{R_L} \quad (5-12)$$



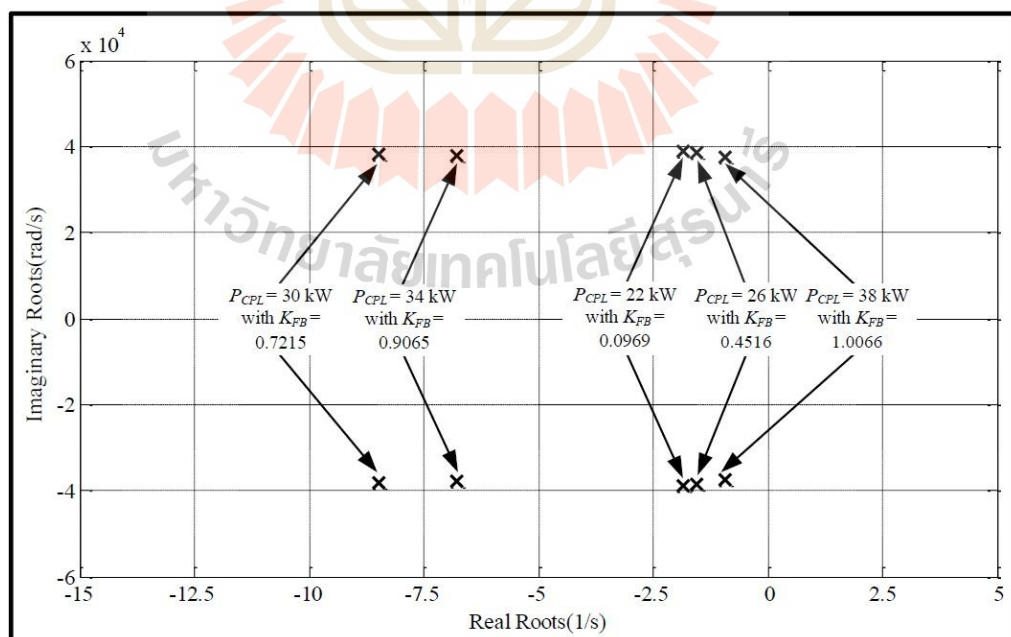
รูปที่ 5.20 ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม

จากรูปที่ 5.20 จะเห็นได้ว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมที่แสดงในพื้นที่สีส้ม จะประกอบด้วย 2 ส่วนคือ ส่วนที่ 1 ส่วนของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเลิก ซึ่งจะทำหน้าที่ในการกำจัดหรือยกเลิกผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวอย่างสมบูรณ์เพื่อให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินมีเสถียรภาพตลอดช่วงการทำงานภายใต้พิกัดกำลังไฟฟ้าของระบบ และส่วนที่ 2 ส่วนของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ซึ่งจะทำหน้าที่ในการปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคลูปยกเลิก (K_{FB}) ตามการเปลี่ยนแปลงของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) โดยอาศัยการคำนวณผ่านสมการที่ (5-11) สำหรับค่า P_{CPL} ในสมการที่ (5-11) จะถูกคำนวณผ่านสมการที่ (5-12) โดยอาศัยกระแสไฟฟ้าของโหลดทั้งหมด (I_o) ที่ได้จากตัวตรวจจับสนามแรงดันไฟฟ้า

กระแสตรง (V_b) ที่ได้จากตัวตรวจจับแรงดัน และความต้านทานของโหลด (R_L) ซึ่งเป็นค่าคงที่ ดังแสดงได้ในตารางที่ 3.1 ของบทที่ 3 และเพื่อเป็นการตรวจสอบว่าค่า K_{FB} ที่คำนวณได้จากสมการสร้าง เสถียรภาพเชิงปรับตัวในสมการที่ (5-11) สามารถทำให้ระบบไฟฟ้าที่ศึกษามีขีดความสามารถในการจ่าย ระดับกำลังไฟฟ้าได้จนถึงค่าพิกัด โดยไม่ประสบปัญหาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากผลของ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้า กำลังบนเครื่องبنที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม ซึ่งจะได้รับการนำเสนอใน หัวข้อที่ 5.4.1 ถึง 5.4.3

5.4.1 การวิเคราะห์เสถียรภาพบนระนาบเอสด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงสำหรับระบบที่มี การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม

การตรวจสอบผลการปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายป้อนกลับ (K_{FB}) ในสมการที่ (5-11) ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว เพื่อทำให้ระบบไฟฟ้าที่ศึกษามีขีดความสามารถใน การจ่ายระดับกำลังไฟฟ้าได้จนถึงค่าพิกัดโดยอาศัยการวิเคราะห์เสถียรภาพบนระนาบเอสด้วยทฤษฎีบท ค่าเจาะจงร่วมกับแบบจำลองของระบบที่ผ่านการทำให้เป็นเชิงเส้นในสมการที่ (5-10) จะพิจารณาจาก ตำแหน่งของค่าเจาะจงเด่นของระบบ ดังแสดงได้ในรูปที่ 5.21 โดยกำหนดให้โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีการเปลี่ยนแปลงระดับกำลังไฟฟ้าจาก 22 kW ไปจนถึง 38 kW และค่าอัตราขยายป้อนกลับ (K_{FB}) มีการปรับเปลี่ยนค่าให้สอดคล้องกับระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดดังกล่าวตามสมการที่ (5-11)



รูปที่ 5.21 ค่าเจาะจงเด่นของระบบเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม

จากรูปที่ 5.21 จะสังเกตได้ว่า เมื่อทำการเพิ่มระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวให้ มีค่าเป็น 22 kW 26 kW 30 kW 34 kW และ 38 kW โดยที่ค่า K_{FB} เปลี่ยนแปลงไปตามสมการที่ (5-11) ซึ่งก็คือ 0.0969 0.4516 0.7215 0.9065 และ 1.0066 ตามลำดับ จะทำให้ค่าเจาะจงเด่นของระบบมีส่วนจริงน้อยกว่าศูนย์ ระบบจึงมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงาน ดังนั้นจึงเป็นการแสดงให้เห็นว่า K_{FB} ที่คำนวณได้จากสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวซึ่งถูกออกแบบด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมสามารถกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้อย่างมีประสิทธิภาพและให้ประสิทธิภาพที่ดี โดยไม่ประสบปัญหาการขาดเสถียรภาพถึงแม้ว่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มสูงขึ้นก็ตาม

5.4.2 การวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมของระบบที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม

การวิเคราะห์หาตัวแปรสถานะที่ส่งผลต่อค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาและมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมในรูปที่ 5.20 เพื่อนำไปใช้สร้างระนาบเฟสสำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้นด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟสที่ได้รับการนำเสนอในหัวข้อข้อถัดไป จะพิจารณาด้วยกันทั้งหมด 5 กรณี ดังแสดงได้ในตารางที่ 5.9 ซึ่งจะสอดคล้องกับผลการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่ได้นำเสนอในรูปที่ 5.21 โดยเมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวสามารถแสดงได้ดังตารางที่ 5.10 ถึง 5.14

ตารางที่ 5.9 ค่า P_{CPL} และ K_{FB} สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม

กรณีที่	P_{CPL}	K_{FB}
1	22 kW (จุดขาดเสถียรภาพ)	0.0969
2	26 kW	0.4516
3	30 kW	0.7215
4	34 kW	0.9065
5	38 kW (พิกัดของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว)	1.0066

ตารางที่ 5.10 เมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 0.0969$ (กรณีที่ 1)

	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII	Eig. IX
I_d	0.8333	0.8333	0	0	...	0	0
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
I_c	0	0	0.4907	0.4907	...	6.6×10^{-4}	6.6×10^{-4}
V_b	0	0	0.3209	0.3209	...	0.3120	0.3120
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{stab}	0	0	0.0020	0.0020	...	0.0014	0.0014
	Mode I		Mode II (Dominant mode)		...	Mode V	

ตารางที่ 5.11 เมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 0.4516$ (กรณีที่ 2)

	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII	Eig. IX
I_d	0.8333	0.8333	0	0	...	0	0
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
I_c	0	0	0.4959	0.4959	...	8.0×10^{-4}	8.0×10^{-4}
V_b	0	0	0.3211	0.3211	...	0.3253	0.3253
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{stab}	0	0	0.0110	0.0110	...	0.0068	0.0068
	Mode I		Mode II (Dominant mode)		...	Mode V	

ตารางที่ 5.12 เมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 0.7215$ (กรณีที่ 3)

	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII	Eig. IX
I_d	0.8333	0.8333	0	0	...	0	0
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
I_c	0	0	0.5016	0.5016	...	9.8×10^{-4}	9.8×10^{-4}
V_b	0	0	0.3221	0.3221	...	0.3406	0.3406
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{stab}	0	0	0.0206	0.0206	...	0.0118	0.0118
	Mode I		Mode II (Dominant mode)		...	Mode V	

ตารางที่ 5.13 เมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 0.9065$ (กรณีที่ 4)

	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII	Eig. IX
I_d	0.8333	0.8333	0	0	...	0	0
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
I_c	0	0	0.5074	0.5074	...	0.0012	0.0012
V_b	0	0	0.3240	0.3240	...	0.3583	0.3583
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{stab}	0	0	0.0299	0.0299	...	0.0161	0.0161
	Mode I		Mode II (Dominant mode)		...	Mode V	

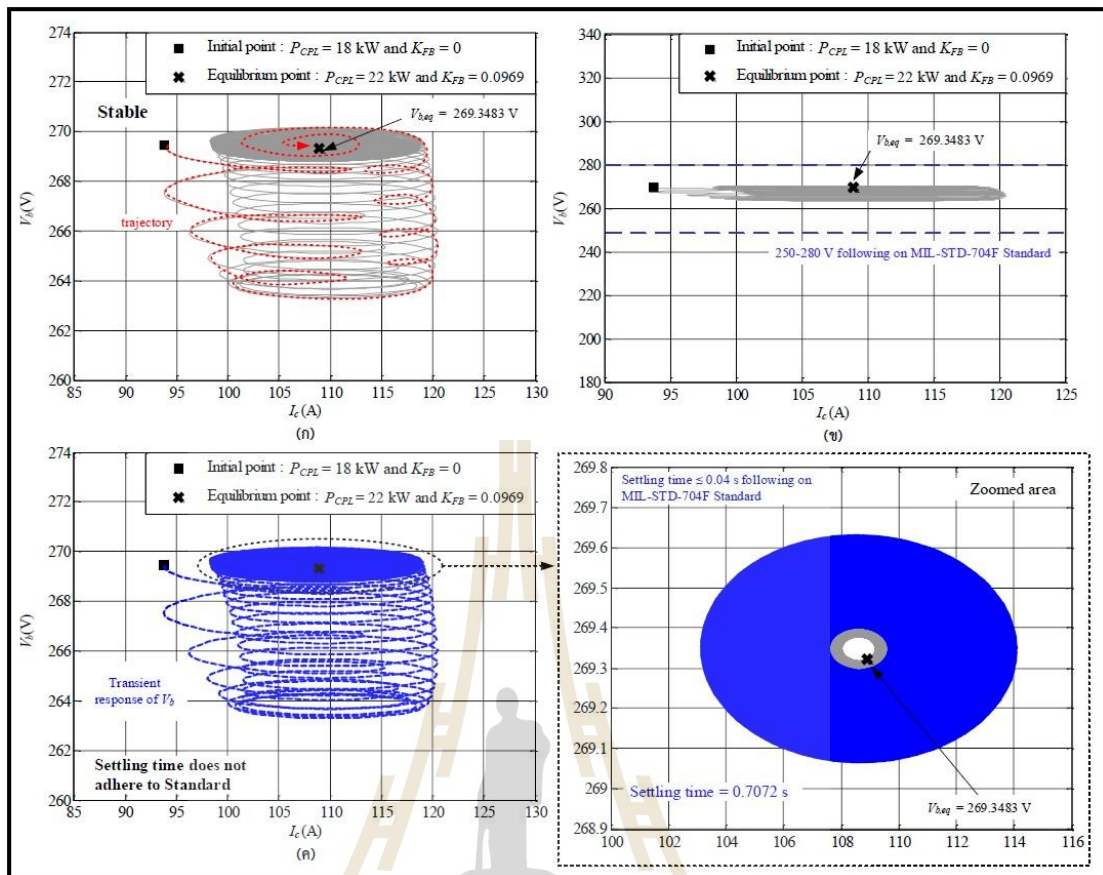
ตารางที่ 5.14 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 1.0066$ (กรณีที่ 5)

	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII	Eig. IX
I_d	0.8333	0.8333	0	0	...	0	0
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
I_c	0	0	0.5124	0.5124	...	0.0014	0.0014
V_b	0	0	0.3266	0.3266	...	0.3793	0.3793
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{stab}	0	0	0.0376	0.0376	...	0.0196	0.0196
	Mode I		Mode II (Dominant mode)		...	Mode V	

จากตารางที่ 5.10 ถึงตารางที่ 5.14 จะพบว่า ตัวแปรสถานะที่มีนัยสำคัญต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในกรณีที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมมากที่สุดและมีความเกี่ยวข้องโดยตรงกับค่าเจาะจงเด่น λ_3 และ λ_4 ที่แสดงในรูปที่ 5.6 คือ ตัวแปรสถานะ I_c และ V_b เนื่องจากมีสมาชิกในเมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมที่มีค่ามากที่สุด

5.4.3 การวิเคราะห์ระนาบเฟสของระบบที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม

การตรวจสอบผลการปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายป้อนกลับ (K_{FB}) ในสมการที่ (5-11) ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว เพื่อให้ระบบไฟฟ้าที่ศึกษามีขีดความสามารถในการจ่ายระดับกำลังไฟฟ้าได้จนถึงค่าพิกัดของระบบโดยอาศัยการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟสร่วมกับแบบจำลองของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นในสมการที่ (5-9) จะอาศัยการพิจารณารูปแบบการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนระนาบเฟสควบคู่ไปกับการตรวจสอบลักษณะเฉพาะของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ตามมาตรฐาน MIL-STD-704F เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีการเปลี่ยนแปลงระดับกำลังไฟฟ้าจาก 22 kW ไปจนถึง 38 kW และค่าอัตราขยายป้อนกลับ (K_{FB}) มีการปรับเปลี่ยนค่าให้สอดคล้องกับระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดดังกล่าวตามสมการที่ (5-11) ซึ่งเป็นค่าเดียวกันกับค่า K_{FB} ที่ได้นำเสนอไว้ในตารางที่ 5.9 ทั้ง 5 กรณี โดยการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์สำหรับกรณีที่ 1 ถึงกรณีที่ 5 สามารถแสดงได้ดังในรูปที่ 5.22 ถึงรูปที่ 5.26 ตามลำดับ

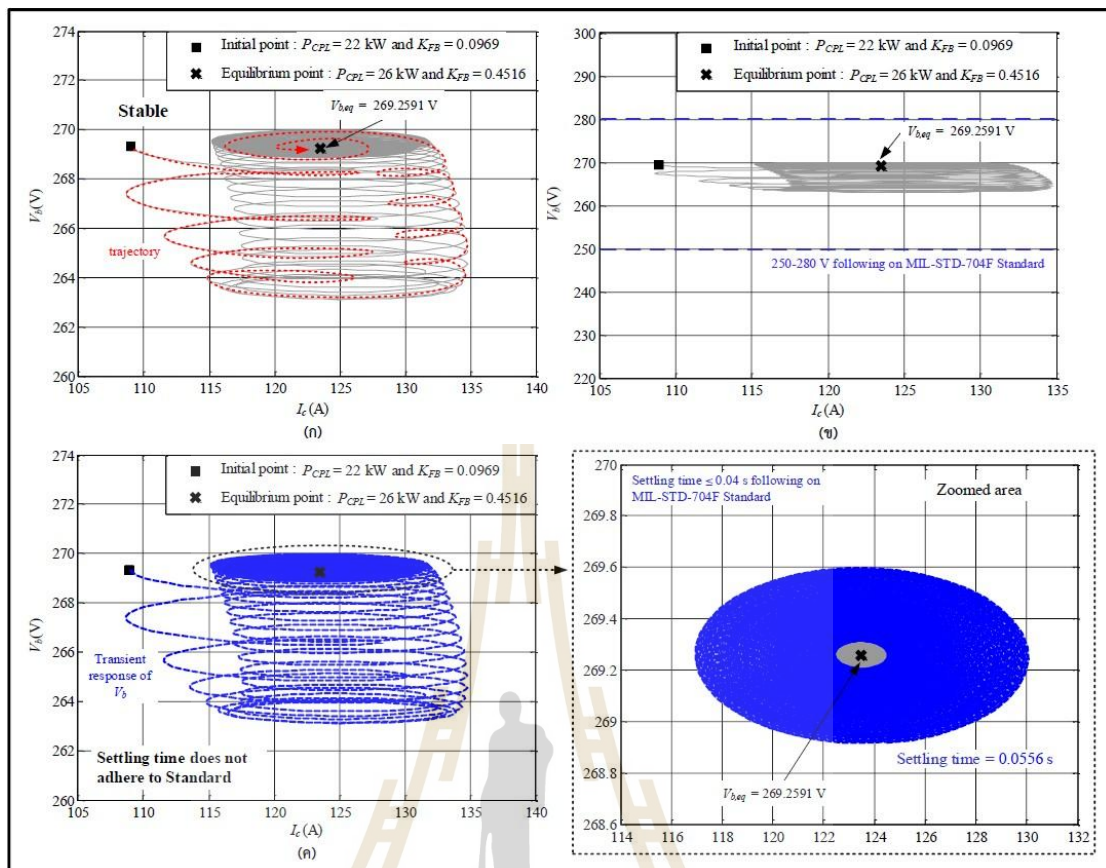


รูปที่ 5.22 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 22 \text{ kW}$ และ $K_{FB} = 0.0969$ (กรณีที่ 1)

(ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b

(ค) สำหรับพิจารณา T_s

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

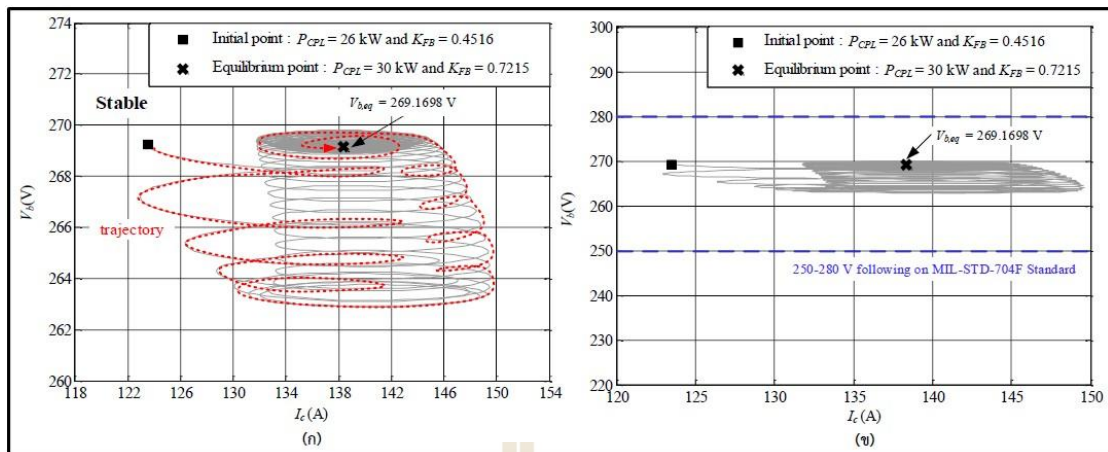


รูปที่ 5.23 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 26 \text{ kW}$ และ $K_{FB} = 0.4516$ (กรณีที่ 2)

(ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b

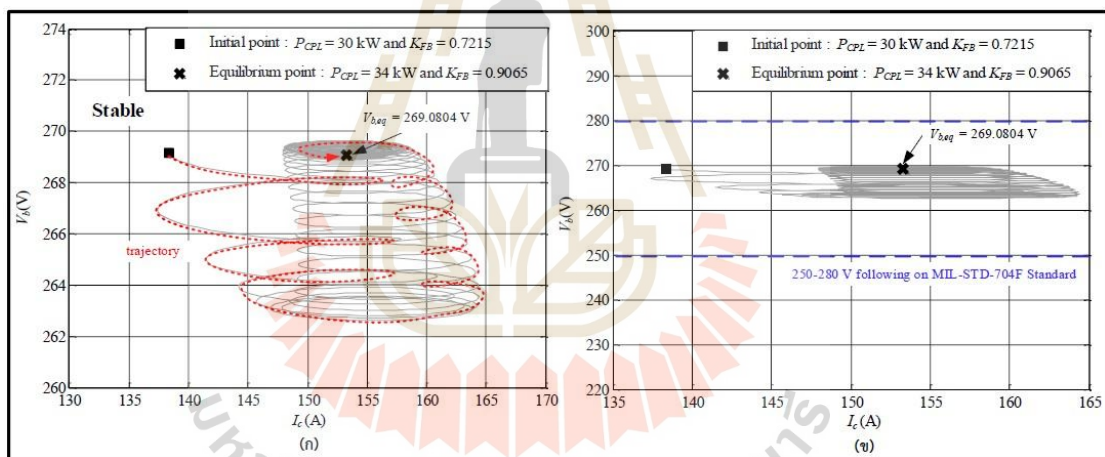
(ค) สำหรับพิจารณา T_s

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี



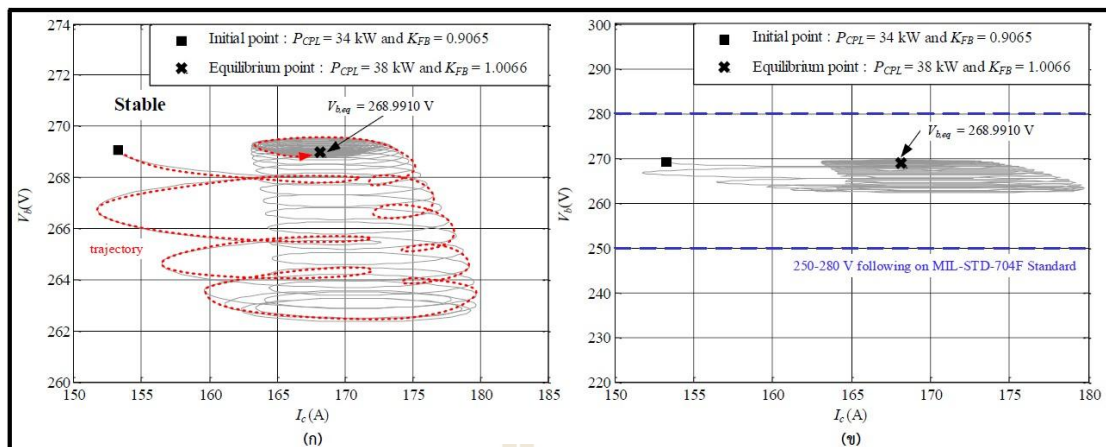
รูปที่ 5.24 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 30$ kW และ $K_{FB} = 0.7215$ (กรณีที่ 3)

(ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b



รูปที่ 5.25 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 34$ kW และ $K_{FB} = 0.9065$ (กรณีที่ 4)

(ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b

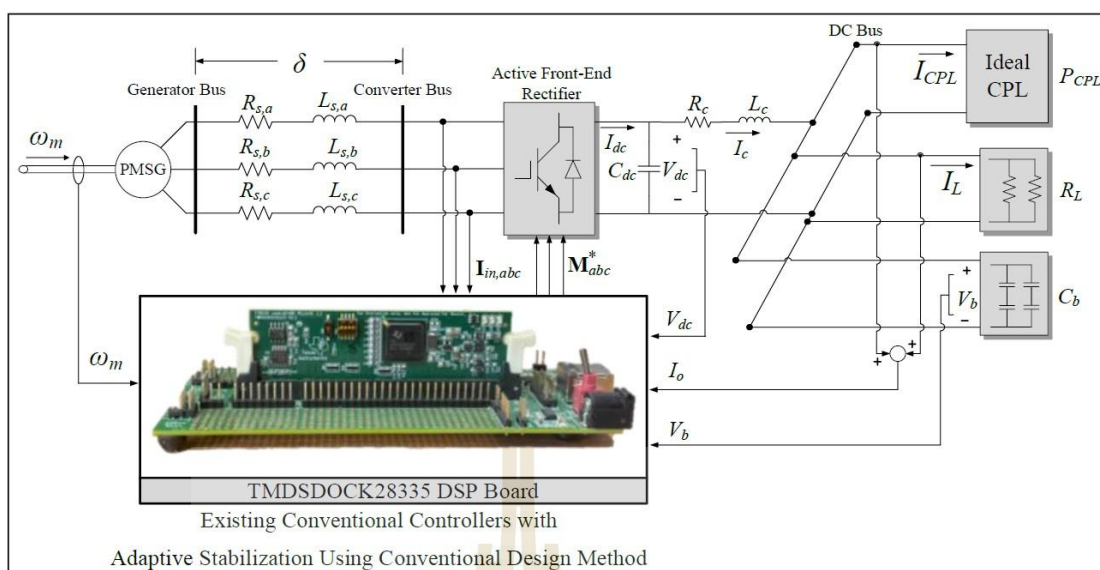


รูปที่ 5.26 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 38$ kW และ $K_{FB} = 1.0066$ (กรณีที่ 5)

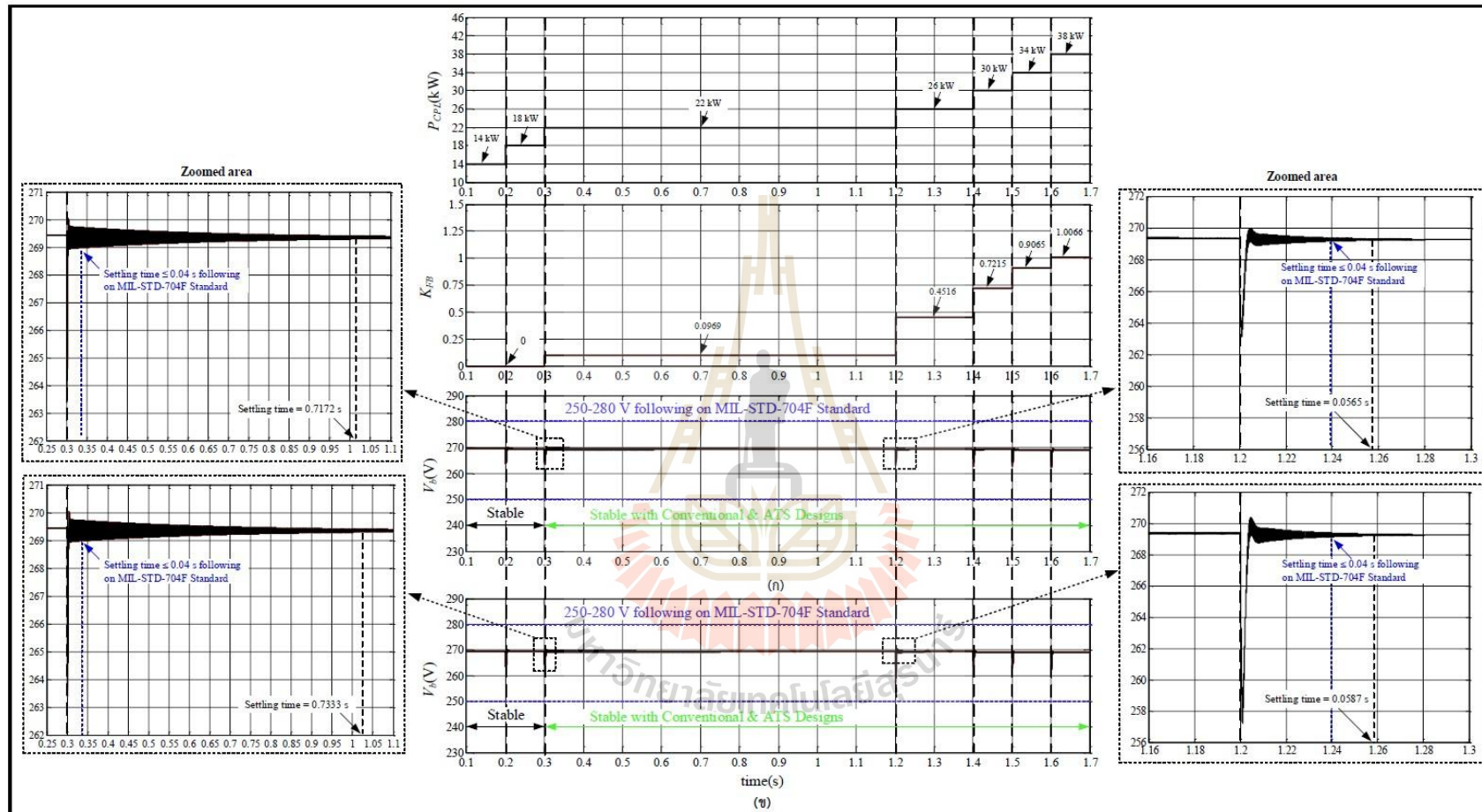
(ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b

จากรูปที่ 5.22 ถึงรูปที่ 5.26 จะสังเกตได้ว่า เมื่อทำการเพิ่มระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวให้มีค่าเป็น 22 kW 26 kW 30 kW 34 kW และ 38 kW โดยที่ค่า K_{FB} เปลี่ยนแปลงไปตามสมการที่ (5-11) ซึ่งก็คือ 0.0969 0.4516 0.7215 0.9065 และ 1.0066 ตามลำดับ การโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ของระบบจะเข้าสู่จุดปฏิบัติงานและแอมพลิจูดของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงจะมีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ทุก ๆ จุดปฏิบัติงาน โดยเมื่อพิจารณาในส่วนของช่วงเวลาเข้าที่จะพบว่าในกรณีที่ $P_{CPL} = 22$ kW และ $K_{FB} = 0.0969$ และในกรณีที่ $P_{CPL} = 26$ kW และ $K_{FB} = 0.4516$ จะมีช่วงเวลาเข้าที่เกิน 0.04 วินาที ตามที่มาตรฐานระบุไว้ ซึ่งมีค่าเท่ากับ 0.7072 วินาที และ 0.0556 วินาที ตามลำดับ (คำนวณได้จากการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ในสภาวะชั่วครู่ดังแสดงในเส้นสีน้ำเงินของรูปที่ 5.22 (ค) และ 5.23 (ค)) ดังนั้นจึงเป็นการแสดงให้เห็นว่า K_{FB} ที่คำนวณได้จากสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวซึ่งถูกออกแบบด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม สามารถกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้ โดยไม่ประสบปัญหาการขาดเสถียรภาพถึงแม้ว่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มสูงขึ้นก็ตาม

โดยการยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพในทางทฤษฎีตั้งแต่หัวข้อที่ 5.4.1 ถึงหัวข้อที่ 5.4.3 ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมจะได้รับการนำเสนอไว้ในหัวข้อถัดไป



รูปที่ 5.28 บล็อกไดอะแกรมการจำลองสถานการณ์ของระบบที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม



รูปที่ 5.29 การจำลองสถานการณ์เพื่อยืนยันผลการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม

(ก) ชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB (ข) เทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูป

จากรูปที่ 5.29 จะสังเกตได้ว่า เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีการเปลี่ยนแปลงค่าระดับกำลังไฟฟ้าเพิ่มขึ้น ในขณะที่ K_{FB} มีการปรับเปลี่ยนค่าเพิ่มขึ้นอย่างเหมาะสมตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่เพิ่มแบบทันทีทันใด ภายใต้หลักการของค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอต่อการกำจัดหรือยกเลิกผลของโหลดกำลังไฟฟ้าอย่างสมบูรณ์ จะทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายเป็นไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดียวและบัสเดียวสามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพ ภายใต้เงื่อนไขการเพิ่มขึ้นของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจนถึงค่าพิกัดกำลังไฟฟ้า โดยดูได้จากการสั่นไหวของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ที่ไม่มีผลของการกระเพื่อมที่สูงขึ้นของแรงดัน อีกทั้งยังมีค่าไม่เกิน 250 V ถึง 280 V ตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F นอกจากนี้ยังแสดงให้เห็นว่า ผลการวิเคราะห์ในทางทฤษฎี ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปมีความสอดคล้องและคล้ายคลึงกันอย่างเห็นได้ชัด

อีกประเด็นที่น่าสนใจ เมื่อพิจารณาสมรรถนะการควบคุมแรงดันไฟฟ้าในพื้นที่ขยายในกรณีที่ $P_{CPL} = 22$ kW (จุดขาดเสถียรภาพ) และ $K_{FB} = 0.0969$ จะพบว่า ช่วงเวลาเข้าที่ของผลตอบสนอง V_b ที่ได้จากชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปมีค่าเท่ากับ 0.7172 วินาที และ 0.7333 วินาที ตามลำดับ และในกรณีที่ $P_{CPL} = 26$ kW และ $K_{FB} = 0.4516$ ช่วงเวลาเข้าที่ของผลตอบสนอง V_b ที่ได้จากชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปจะมีค่าเท่ากับ 0.0565 วินาที และ 0.0587 วินาที ตามลำดับ ซึ่งไม่เป็นไปตามที่มาตรฐาน MIL-STD-704F ระบุไว้ นั่นคือ ช่วงเวลาเข้าที่จะต้องไม่เกิน 0.04 วินาที ในขณะที่ช่วงเวลาเข้าที่ของผลตอบสนอง V_b ที่จุดการทำงานอื่นจะเป็นไปตามมาตรฐานที่กำหนด จากที่ได้กล่าวมาข้างต้นแสดงให้เห็นว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมที่ไม่ได้นำมาตรฐาน MIL-STD-704F มาใช้ในกระบวนการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวจะไม่สามารถรับประกันได้ว่าแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) จะมีคุณลักษณะเฉพาะเป็นไปตามที่มาตรฐาน MIL-STD-704F ระบุไว้ทุกประการ ดังนั้นจึงทำให้ผู้วิจัยสนใจและมุ่งมั่นในการทำให้สมรรถนะการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงดีมากยิ่งขึ้นและสอดคล้องตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ภายใต้เงื่อนไขการมีเสถียรภาพตลอดระยะทางและระยะเวลาทำการบินด้วยการนำวิธีการทางปัญญาประดิษฐ์มาประยุกต์ใช้ในการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ซึ่งรายละเอียดการออกแบบดังกล่าวจะได้รับการนำเสนอในบทที่ 6 ต่อไป

5.5 สรุป

เนื้อหาในบทที่ 5 ได้นำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน โดยในส่วนของ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพจะเริ่มต้นจาก

การอธิบายถึงหลักการเบื้องต้นในการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กและพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ อีกทั้งยังได้นำเสนอการวิเคราะห์และออกแบบหาค่าอัตราขยายป้อนกลับ K_{FB} ที่เหมาะสมต่อการกำจัดผลของโหนดกำลังไฟฟ้าคงตัวในระบบ โดยอาศัยการวิเคราะห์เสถียรภาพบนระนาบเอสด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง การวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม และการวิเคราะห์เสถียรภาพบนปริภูมิสถานะของตัวแปรสถานะ I_c และ V_b พร้อมทั้งดำเนินการตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์ดังกล่าวด้วยการจำลองสถานการณ์ โดยผลการวิเคราะห์ในทางทฤษฎีและผลการจำลองสถานการณ์ที่สอดคล้องกันแสดงให้เห็นว่า การเลือกใช้ค่า K_{FB} ที่มากเกินไปกลับส่งผลเสียมากกว่าผลดีต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพนั้นคือ การใช้ค่า K_{FB} มากเกินไปอาจทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพได้ในทางตรงกันข้าม การเลือกใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพจะทำให้ระบบทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพ ณ จุดปฏิบัติงานนั้น ๆ ด้วยเหตุนี้การออกแบบและเลือกใช้ค่า K_{FB} สำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพในบทนี้จะอาศัยเกณฑ์การเลือกค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอ อย่างไรก็ตามการบรรเทาการขาดเสถียรภาพเพื่อให้ระบบมีเสถียรภาพตลอดช่วงการทำงานจำเป็นต้องอาศัยการออกแบบค่า K_{FB} ใหม่ทุกครั้งเมื่อจุดปฏิบัติงานของระบบมีการเปลี่ยนแปลงไป ซึ่งเมื่อคำนึงถึงสถานการณ์ทำการบินจริงจะมีความยุ่งยากและซับซ้อนเป็นอย่างมาก อีกทั้งยังทำให้การบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเกิดความล่าช้าจนอาจเป็นสาเหตุที่ทำให้เกิดอุบัติเหตุทางการบินได้ ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมเพื่อให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา มีเสถียรภาพตลอดระยะทางและระยะทำการบิน โดยการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังกล่าวเป็นการประยุกต์ใช้การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กร่วมกับสมการอย่างง่ายของค่าอัตราขยายป้อนกลับ K_{FB} ที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหนดกำลังไฟฟ้าคงตัว หรือเรียกสมการดังกล่าวว่า สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว โดยงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะอาศัยการหาสมการโพลีโนเมียลที่ได้มาจากการวิเคราะห์หาเสนอเสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง ร่วมกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่พิสูจน์มาจากวิธีดีคิว เพื่อหาสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังกล่าว จากผลการวิเคราะห์ในทางทฤษฎี การจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB และการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปที่มีความสอดคล้องกันสามารถยืนยันได้ว่า วิธีการสร้างเสถียรภาพที่ได้แนะนำเสนอดังกล่าวนี้อาจทำให้ระบบทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดระยะทางและระยะทำการบิน รวมทั้งทำให้แอมพลิจูดของผลตอบสนองแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงมีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704 อีกด้วย อย่างไรก็ตาม ช่วงเวลาเข้าที่ของผลตอบสนองแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงในบางจุดปฏิบัติงานยังมีค่ามากกว่า 0.04 วินาที ซึ่งไม่เป็นตามมาตรฐานที่ระบุไว้ ทั้งนี้เป็นเพราะการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการที่นำเสนอไม่ได้พิจารณาตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ในขณะที่

ทำการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ดังนั้นในบทที่ 6 ซึ่งเป็นบทถัดไปจึงได้นำเสนอแนวทางในการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการทางปัญญาประดิษฐ์ที่สามารถรับประกันได้ว่าแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงจะมีสมรรถนะการควบคุมที่ดีมากยิ่งขึ้นและสอดคล้องตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ภายใต้เงื่อนไขการมีเสถียรภาพตลอดระยะทางและระยะเวลาทำการบิน

สำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์ของบทที่ 5 ในส่วนของการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคยุคลิดได้รับการตีพิมพ์ในวารสารวิชาการระดับนานาชาติจำนวน 1 บทความ และการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงได้รับการจดลิขสิทธิ์โปรแกรมจำนวน 1 โปรแกรม โดยได้แสดงบทความฉบับสมบูรณ์และหนังสือแสดงการแจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์ไว้ในภาคผนวก ก. ซึ่งมีรายละเอียดดังนี้

Phosung, R., Areerak, K., and Areerak, K. (2024). Improvement in the stability of DC electrical power distribution systems in more electric aircraft. *IEEE Access*, 12, 100908-100920. doi:10.1109/ACCESS.2024.3430948 (Q1, IF = 3.4)

ยื่นคำขอลิขสิทธิ์ โปรแกรมการวิเคราะห์หาค่าอัตราขยายป้อนกลับของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง
เลขที่คำขอ 421741 วันที่ 15 เดือน กันยายน พ.ศ. 2565

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

บทที่ 6

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบูลิงปรับตัว

6.1 บทนำ

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมที่อาศัยการประยุกต์ใช้การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคุยกเล็กร่วมกับสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวซึ่งจะอยู่ในรูปของค่าอัตราขยายป้อนกลับที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดตั้งที่ได้นำเสนอในบทที่ 5 ที่ผ่านมา สามารถทำให้ระบบทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพ ภายใต้เงื่อนไขการเพิ่มขึ้นของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดรวมถึงทำให้แอมพลิจูดของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงเป็นไปตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F อย่างไรก็ตามช่วงเวลาเข้าที่ของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงในบางจุดปฏิบัติงานยังคงไม่เป็นไปตามมาตรฐานที่กำหนด ดังนั้นในบทที่ 6 จึงนำเสนอการประยุกต์ใช้อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบูลิงปรับตัวในการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่สามารถทำให้ผลการตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงของระบบมีสมรรถนะที่ดีมากยิ่งขึ้นและเป็นไปตามกรอบมาตรฐานที่กำหนดทุกประการ ภายใต้เงื่อนไขการมีเสถียรภาพตลอดระยะทางและระยะเวลาทำการบิน โดยเนื้อหาในบทที่ 6 จะกล่าวถึงหลักการและทฤษฎีพื้นฐานของการค้นหาแบบตาบูลิงปรับตัว กระบวนการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบูลิงปรับตัว และผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว พร้อมทั้งยืนยันผลการออกแบบดังกล่าวด้วยการวิเคราะห์เสถียรภาพในทางทฤษฎีด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง การวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วม การวิเคราะห์ระนาบเฟส การจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB และเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูป เพื่อแสดงให้เห็นว่า ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาที่ได้มีการพิจารณาสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้รับการออกแบบด้วยวิธีการที่ได้นำเสนอในบทนี้จะมีความเสถียรภาพตลอดช่วงการทำงานจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด และมีสมรรถนะการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงที่ดีกว่าเมื่อเทียบกับวิธีการแบบดั้งเดิม ภายใต้กรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F

6.2 การออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบูลิงปรับตัว

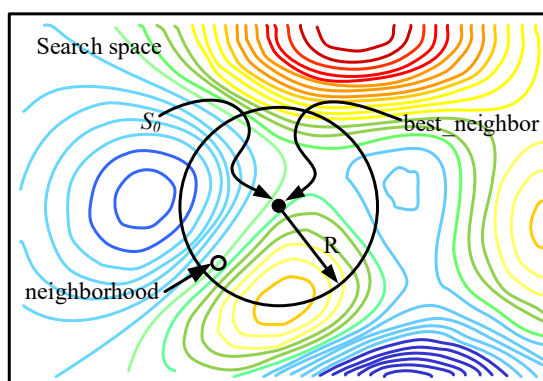
หัวข้อนี้ได้นำเสนอการค้นหาค่าสัมประสิทธิ์ของสมการโพลิโนเมียลอันดับหนึ่งที่ใช้ในการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบูลิงปรับตัวสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินเพื่อให้ผลการตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงมีสมรรถนะที่ดีกว่าผลการตอบสนอง

ที่ได้จากวิธีการแบบดั้งเดิมที่ได้รับการอธิบายไว้แล้วในบทที่ 5 อีกทั้งยังช่วยลดความซับซ้อนของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่จากเดิมอยู่ในรูปของสมการโพลิโนเมียลอันดับสอง (วิธีการแบบดั้งเดิม) จะเปลี่ยนไปอยู่ในรูปของสมการโพลิโนเมียลอันดับหนึ่ง ซึ่งง่ายต่อการสร้างจริงโดยอาศัยเพียงแค่วงจรแอนะล็อกเท่านั้น โดยเนื้อหาที่สำคัญจะประกอบไปด้วย หลักการและทฤษฎีพื้นฐานของการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว กระบวนการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว การวิเคราะห์เสถียรภาพบนระนาบเอสด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง การวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส และการจำลองสถานการณ์เพื่อยืนยันผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 6.2.1 ถึงหัวข้อที่ 6.2.7 ตามลำดับ

6.2.1 หลักการและทฤษฎีพื้นฐานของการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว

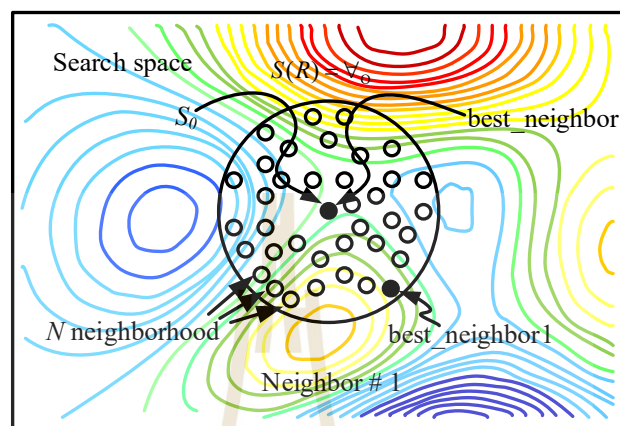
อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว (Puangdownreong, D., Areerak, K-N., Sujitjorn, S., and Kulworawanichpong, T., 2004) เป็นอัลกอริทึมที่ถูกต่อยอด พัฒนา และปรับปรุงมาจากอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่ (Tabu Search : TS) โดยอาศัยการเพิ่มกลไกการปรับรัศมีการค้นหา (adaptive radius) ที่สามารถทำการปรับลดรัศมีในขณะทำการค้นหาจนกระทั่งการค้นหาเข้าใกล้คำตอบที่ดีที่สุดและกลไกการเดินย้อนรอย (back tracking) ที่สามารถแก้ปัญหาสำหรับการติดอยู่ในคำตอบแบบวงแคบเฉพาะถิ่น (local optimum) ซึ่งส่งผลให้การค้นหามีประสิทธิภาพเพิ่มมากขึ้น สำหรับกระบวนการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวสามารถสรุปดังนี้

ขั้นตอนที่ 1 ทำการกำหนดรัศมีการค้นหา (R) พื้นที่การค้นหา จำนวนรอบการค้นหา ($round$) และจำนวนรอบการค้นหาสูงสุด ($round_{max}$) พร้อมทั้งดำเนินการหาคำตอบเริ่มต้น S_0 ภายใต้พื้นที่การค้นหาด้วยการสุ่ม เพื่อใช้เป็นคำตอบที่ดีที่สุดแบบวงแคบเฉพาะถิ่น (local solution) ดังแสดงได้ในรูปที่ 6.1



รูปที่ 6.1 สุ่มค่า S_0 ในพื้นที่การค้นหา

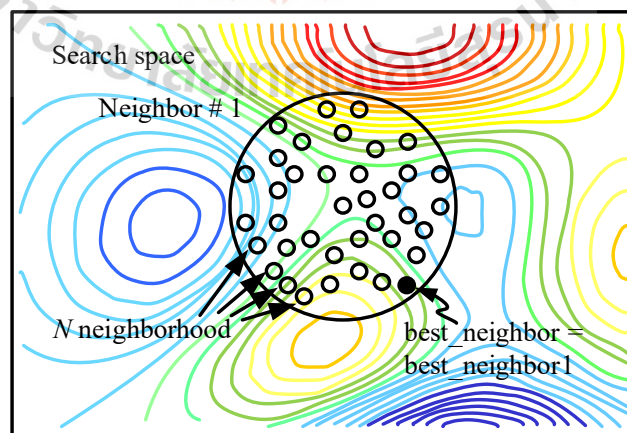
ขั้นตอนที่ 2 ทำการสุ่มเลือกคำตอบจำนวน N คำตอบรอบ ๆ S_0 ภายในพื้นที่ที่มี การค้นหา R พร้อมทั้งกำหนดให้เซต $S(R)$ เป็นเซตของคำตอบ N คำตอบ ซึ่งเรียกว่า คำตอบรอบข้าง แสดงดังรูปที่ 6.2



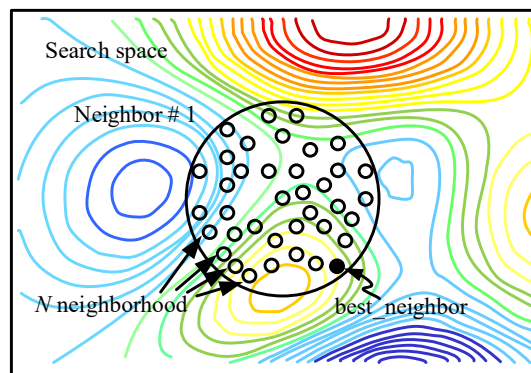
รูปที่ 6.2 ค่าใกล้เคียงรอบ ๆ S_0

ขั้นตอนที่ 3 ทำการประเมินคำตอบของแต่ละสมาชิกใน $S(R)$ ด้วยฟังก์ชัน วัตถุประสงค์ โดยจะกำหนดให้ S_i เป็นคำตอบที่ดีที่สุดที่สุดในเซต $S(R)$

ขั้นตอนที่ 4 ถ้า $S_i < S_0$ ทำการเก็บค่า S_0 ในรายการตามด้วยการกำหนดให้ $S_i = S_0$ ดังแสดงได้ในรูปที่ 6.3 และรูปที่ 6.4



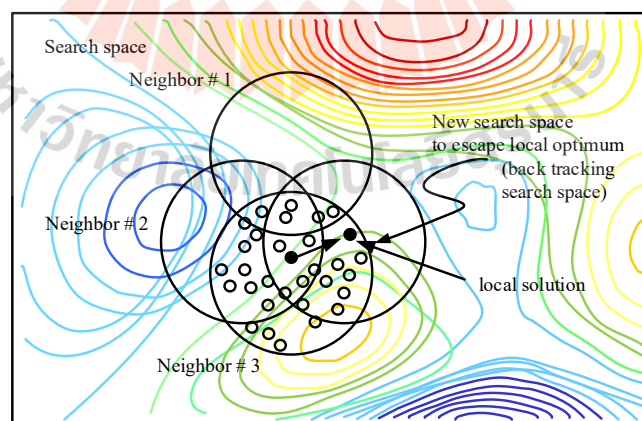
รูปที่ 6.3 กำหนดค่าใกล้เคียงใหม่



รูปที่ 6.4 กำหนดค่า S_0 ใหม่

ขั้นตอนที่ 5 ถ้า $round \geq round_{max}$ จะหยุดกระบวนการค้นหาทันที โดยที่ค่า S_0 คือคำตอบที่ดีที่สุด มิเช่นนั้นแล้วจะกลับไปสู่ขั้นตอนที่ 3 พร้อมทั้งเริ่มกระบวนการใหม่อีกครั้งจนกระทั่งได้คำตอบที่น่าพอใจ

ขั้นตอนที่ 6 จะเข้าสู่กลไกการเดินย้อนรอย เมื่อจำนวนคำตอบในแต่ละรอบไม่หลุดออกจากคำตอบที่เป็นวงแคบเฉพาะถิ่นเป็นจำนวนเท่ากับจำนวนคำตอบสูงสุดที่ได้ทำการตั้งค่าไว้ กลไกนี้จะเลือกคำตอบที่ดีที่สุดที่ได้จากการค้นหาในพื้นที่การค้นหาเดิมในรายการตาบู่เพื่อนำมากำหนดเป็นคำตอบเริ่มต้นสำหรับการค้นหาในรอบถัดไป ทั้งนี้เพื่อให้หลุดออกจากคำตอบที่เป็นแบบวงแคบเฉพาะถิ่น แสดงดังรูปที่ 6.5



รูปที่ 6.5 กลไกการเดินย้อนรอย

ขั้นตอนที่ 7 เข้าสู่กลไกการปรับค่ารัศมีการค้นหา โดยจะทำการลดรัศมีเพื่อกระชับพื้นที่การค้นหาให้แคบลงเมื่อกระบวนการการค้นหาเข้าใกล้คำตอบที่ดีที่สุด ซึ่งจะทำให้ได้คำตอบจาก

การค้นหามีความละเอียดมากขึ้น จนพบคำตอบที่อยู่ในเกณฑ์ที่กำหนด ส่งผลให้การค้นหาสามารถพบคำตอบได้อย่างรวดเร็วยิ่งขึ้น ซึ่งการปรับลดรัศมีเป็นไปตามสมการที่ (6-1)

$$R_{new} = \frac{R_{old}}{DF} \quad (6-1)$$

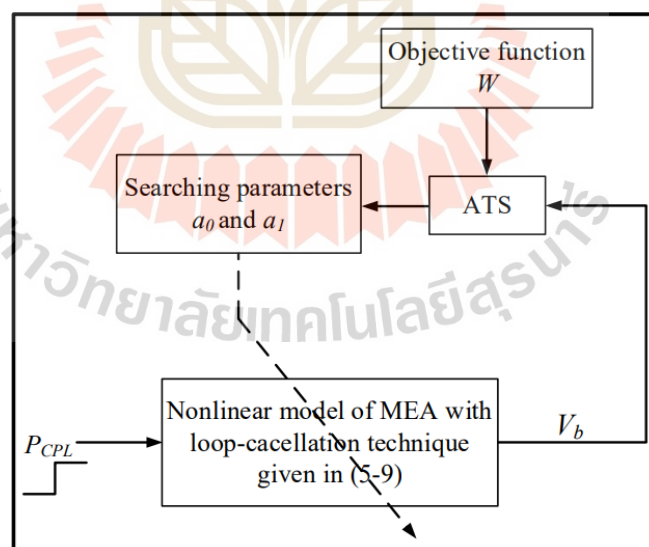
โดยที่ R_{new} คือ รัศมีการค้นหาใหม่

R_{old} คือ รัศมีการค้นหาเก่า

DF คือ อัตราปรับลดรัศมี

6.2.2 กระบวนการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว

โครงสร้างบล็อกไดอะแกรมสำหรับการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาปูเชิงปรับตัว แสดงได้ดังในรูปที่ 6.6 ซึ่งประกอบไปด้วย 2 ส่วนหลัก ๆ คือ แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคยุบเลิกและอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาปูเชิงปรับตัว



รูปที่ 6.6 บล็อกไดอะแกรมการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาปูเชิงปรับตัว

จากรูปที่ 6.6 สามารถสรุปขั้นตอนในการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาได้ดังต่อไปนี้

ขั้นตอนที่ 1 กำหนดฟังก์ชันเงื่อนไขสมการที่กำหนดจากการมีเสถียรภาพของระบบตามทฤษฎีบทค่าเจาะจงดังในสมการที่ (6-2) ฟังก์ชันวัตถุประสงค์ (W) ในรูปผลรวมของค่า w_t , w_{ss} และ w_{pf} ดังแสดงในสมการที่ (6-3) ฟังก์ชันเงื่อนไขสมการที่กำหนดจากกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ดังสมการที่ (6-6) และฟังก์ชันเงื่อนไขสมการที่กำหนดจากขอบเขตของค่าสัมประสิทธิ์ของสมการโพลิโนเมียลอันดับหนึ่ง (a_0 และ a_1) ดังสมการที่ (6-7)

$$\text{Subject to} \quad \text{Re}\{\lambda\} < 0 \quad (6-2)$$

เมื่อ λ คือ ค่าเจาะจงทั้งหมดของระบบ โดยถ้า λ เป็นไปตามเงื่อนไขในสมการที่ (6-2) หรือกล่าวได้ว่าระบบมีเสถียรภาพจะกำหนดให้ W เท่ากับ 0 มิเช่นนั้นแล้ว จะกำหนดให้ W เท่ากับ 10000

$$\text{Minimize} \quad W = \sum_{i=1}^n w_{t,i} + w_{ss,i} + w_{pf,i} \quad (6-3)$$

เมื่อ n คือ จำนวนจุดปฏิบัติงานที่ถูกปรับตั้งดังแสดงในตารางที่ 6.1 ซึ่งมีค่าเท่ากับ 5

w_t คือ ค่าฟังก์ชันวัตถุประสงค์สำหรับการตรวจสอบคุณลักษณะของแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ในสภาวะชั่วคราว โดยค่า w_t จะมีค่าเท่ากับ 0 ถ้าแรงดัน V_b ในสภาวะชั่วคราวสอดคล้องกับฟังก์ชันเงื่อนไขสมการที่ (6-6) มิเช่นนั้นแล้ว จะกำหนดให้ w_t มีค่าเท่ากับ 10000

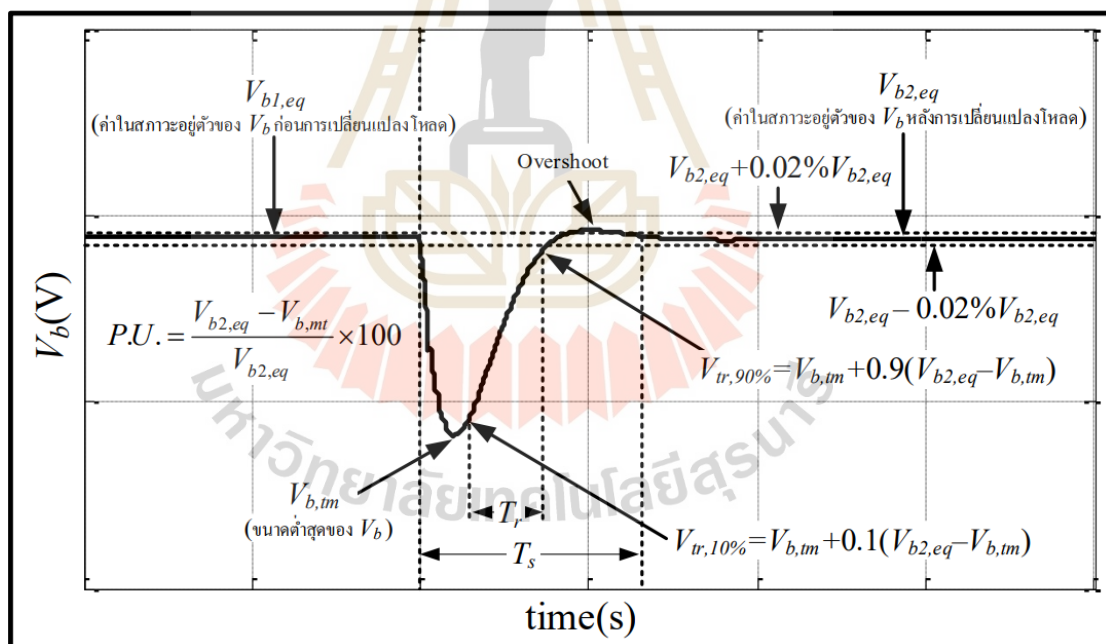
w_{ss} คือ ค่าฟังก์ชันวัตถุประสงค์สำหรับการตรวจสอบคุณลักษณะของแรงดัน V_b ในสภาวะอยู่ตัว โดยค่า w_{ss} จะมีค่าเท่ากับ 0 ถ้าแรงดัน V_b ในสภาวะอยู่ตัวสอดคล้องกับฟังก์ชันเงื่อนไขสมการที่ (6-6) มิเช่นนั้นแล้ว จะกำหนดให้ w_{ss} มีค่าเท่ากับ 10000

w_{pf} คือ ค่าฟังก์ชันวัตถุประสงค์สำหรับการประเมินสมรรถนะการควบคุม ซึ่งคำนวณได้จากเปอร์เซ็นต์การพุ่งลงทางด้านลบ (Percent undershoot : $P.U.$) ช่วงเวลาขึ้น (Rise time : T_r) และช่วงเวลาเข้าที่ (Settling time : T_s) ดังแสดงได้ในรูปที่ 6.7 โดยอาศัยสมการที่ (6-4) สำหรับสาเหตุที่งานวิจัยวิทยานิพนธ์เลือกพิจารณา ค่าดัชนีสมรรถนะ (Performance index) ทั้ง 3 เป็นเพราะช่วงเวลาเข้าที่ได้ถูกระบุไว้ในมาตรฐาน MIL-STD-704F ในส่วนของเปอร์เซ็นต์การพุ่งลงทางด้านลบและ

ช่วงเวลาขึ้นจะปรากฏอย่างชัดเจนในผลการตอบสนองของแรงดัน V_b อย่างไรก็ตาม ผลการตอบสนองดังกล่าวยังมีการพุ่งเกิน (Overshoot) อีกด้วย แต่มีเพียงเล็กน้อยเท่านั้น ดังนั้นเปอร์เซ็นต์การพุ่งเกิน (Percent overshoot) จึงไม่ถูกนำมาพิจารณา

ตารางที่ 6.1 การปรับตั้งค่าระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว

จุดปฏิบัติงานที่	ระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว
1	เปลี่ยนจาก 18 kW เป็น 22 kW (จุดขาดเสถียรภาพ)
2	เปลี่ยนจาก 22 kW เป็น 26 kW
3	เปลี่ยนจาก 26 kW เป็น 30 kW
4	เปลี่ยนจาก 30 kW เป็น 34 kW
5	เปลี่ยนจาก 34 kW เป็น 38 kW (พิกัดของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว)



รูปที่ 6.7 ค่าสมรรถนะที่พิจารณาสำหรับผลตอบสนองแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง

$$w_{pf} = \alpha \left(\frac{P.U._{ATS}}{P.U._{CON}} \right) + \beta \left(\frac{T_{r,ATS}}{T_{r,CON}} \right) + \gamma \left(\frac{T_{s,ATS}}{T_{s,CON}} \right) \quad (6-4)$$

โดยที่	$P.U_{ATS}$	คือ เพอร์เซ็นต์การพุ่งลงทางด้านลบของ V_b โดยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามเชิงปรับตัว (เปอร์เซ็นต์)
	$T_{r,ATS}$	คือ ช่วงเวลาขึ้นของ V_b โดยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามเชิงปรับตัว (วินาที)
	$T_{s,ATS}$	คือ ช่วงเวลาเข้าที่ของ V_b โดยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามเชิงปรับตัว (วินาที)
	$P.U_{CON.}$	คือ เพอร์เซ็นต์การพุ่งลงทางด้านลบของ V_b โดยวิธีการแบบดั้งเดิม (เปอร์เซ็นต์)
	$T_{r,CON.}$	คือ ช่วงเวลาขึ้นของ V_b โดยวิธีการแบบดั้งเดิม (วินาที)
	$T_{s,CON.}$	คือ ช่วงเวลาเข้าที่ของ V_b โดยวิธีการแบบดั้งเดิม (วินาที)

$$\alpha + \beta + \gamma = 1 \quad (6-5)$$

เมื่อ α β และ γ คือ ค่าสัมประสิทธิ์ความสำคัญ (priority coefficients) ของค่า $P.U$, T_r และ T_s ตามลำดับ ซึ่งการออกแบบในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะให้ความสำคัญของค่า $P.U$, T_r และ T_s อย่างละเท่า ๆ กัน โดยการนำค่าสมรรถนะจากอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามเชิงปรับตัว ($P.U_{ATS}$, $T_{r,ATS}$, $T_{s,ATS}$) หารด้วยค่าสมรรถนะจากวิธีการแบบดั้งเดิม ($P.U_{CON.}$, $T_{r,CON.}$, $T_{s,CON.}$) ดังสมการที่ (6-2) และได้กำหนดให้ค่า α β และ γ มีค่าเท่ากับ 0.34 0.33 และ 0.33 ตามลำดับ

$$\text{Subject to } \left. \begin{aligned} V_{b,t(\max)} &< 330\text{V or } V_{b,t(\max)} = 330\text{V within } 0.02\text{s}, \\ V_{b,t(\min)} &< 200\text{V or } V_{b,t(\min)} = 200\text{V within } 0.01\text{s}, \\ T_s &< 0.04\text{s}, \\ V_{b,ss(\max)} &\leq 280\text{V}, \\ V_{b,ss(\min)} &\geq 250\text{V}, \\ \Delta V_{b,ss} &< 6V, \end{aligned} \right\} \quad (6-6)$$

เมื่อ	$V_{b,t(\max)}$	คือ ขนาดแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงสูงสุดในสภาวะชั่วคราว
	$V_{b,t(\min)}$	คือ ขนาดแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงต่ำสุดในสภาวะชั่วคราว
	T_s	คือ ช่วงเวลาเข้าที่
	$V_{b,ss(\max)}$	คือ ขนาดแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงสูงสุดในสภาวะอยู่ตัว
	$V_{b,ss(\min)}$	คือ ขนาดแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงต่ำสุดในสภาวะอยู่ตัว
	$\Delta V_{b,ss}$	คือ ขนาดแรงดันกระเพื่อม

$$\text{Subject to } \left. \begin{aligned} a_{0(\min)} &\leq a_0 \leq a_{0(\max)}, \\ a_{l(\min)} &\leq a_l \leq a_{l(\max)}, \end{aligned} \right\} \quad (6-7)$$

เมื่อ	$a_{0,(\min)}$	คือ ขอบเขตล่างของ a_0 ซึ่งแสดงได้ดังตารางที่ 6.3
	$a_{0,(\max)}$	คือ ขอบเขตบนของ a_0 ซึ่งแสดงได้ดังตารางที่ 6.3
	$a_{1,(\min)}$	คือ ขอบเขตล่างของ a_1 ซึ่งแสดงได้ดังตารางที่ 6.3
	$a_{1,(\max)}$	คือ ขอบเขตบนของ a_1 ซึ่งแสดงได้ดังตารางที่ 6.3

ขั้นตอนที่ 2 ประมวลผลโปรแกรมการค้นหาลำดับอัลกอริทึมการค้นหาลำดับแบบตาข่ายเชิงปรับตัวบนโปรแกรม MATLAB เพื่อค้นหาค่าสัมประสิทธิ์ของสมการโพลิโนเมียลอันดับหนึ่ง a_0 และ a_1 หรือเรียกว่า ค่าสัมประสิทธิ์ของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ที่เหมาะสม ภายในปริภูมิการค้นหาในสมการที่ (6-7) และสอดคล้องกับฟังก์ชันเงื่อนไขของสมการที่ (6-2) และ (6-6) เพื่อให้ W ในสมการที่ (6-3) มีค่าน้อยที่สุด

การออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาลำดับแบบตาข่ายเชิงปรับตัวผ่านการค้นหาค่าสัมประสิทธิ์ของสมการโพลิโนเมียลอันดับหนึ่ง จำเป็นต้องมีการทดสอบพารามิเตอร์ที่สำคัญของอัลกอริทึมการค้นหาลำดับแบบตาข่ายเชิงปรับตัวซึ่งได้แก่ จำนวนคำตอบเริ่มต้น จำนวนคำตอบรอบข้าง ค่ารัศมีการค้นหา ค่าอัตราปรับลดรัศมี และจำนวนรอบการค้นหา เนื่องจากค่าพารามิเตอร์ดังกล่าวจะส่งผลโดยตรงต่อประสิทธิภาพของการค้นหา หากค่าพารามิเตอร์ดังกล่าวมีความเหมาะสมจะทำให้กระบวนการในการค้นหาลำดับด้วยอัลกอริทึมการค้นหาลำดับแบบตาข่ายเชิงปรับตัวมีประสิทธิภาพเพิ่มขึ้นด้วยเช่นกัน สำหรับรายละเอียดของการทดสอบพารามิเตอร์ทั้ง 5 นั้นจะได้รับการนำเสนอไว้ที่ภาคผนวก ง. ในตารางที่ ง.1 ถึงตารางที่ ง.5 จากการทดสอบพารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาลำดับแบบตาข่ายเชิงปรับตัวในภาคผนวก ง. งานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้เลือกใช้พารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาลำดับแบบตาข่ายเชิงปรับตัวที่เหมาะสมที่สุดโดยอาศัยเกณฑ์การพิจารณาจากค่า W เฉลี่ยที่น้อยที่สุด ซึ่งแสดงได้ดังตารางที่ 6.2

ตารางที่ 6.2 พารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาลำดับแบบตาข่ายเชิงปรับตัว

พารามิเตอร์	ค่า	รายละเอียด
<i>Initial number neighbor</i>	20	จำนวนคำตอบเริ่มต้น
<i>Number neighbor</i>	40	จำนวนคำตอบรอบข้าง
<i>Radius</i>	30 (%)	ค่ารัศมีการค้นหาคิดเป็นเปอร์เซ็นต์ของขอบเขต
<i>DF</i>	1.4	ค่าอัตราปรับลดรัศมี
<i>Round</i>	50	จำนวนรอบการค้นหา

ในลำดับถัดไปจะเป็นการกำหนดขอบเขตการค้นหาค่าซึ่งเป็นส่วนสำคัญอีกส่วนหนึ่งที่มีผลต่อประสิทธิภาพการค้นหาค่าด้วยเช่นกัน การกำหนดขอบเขตการค้นหาค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวจะพิจารณาให้มีค่าเป็น 9 เท่าของค่าสัมประสิทธิ์ของสมการโพลีโนเมียลอันดับหนึ่งที่ได้แสดงในรูปที่ 5.19 ของบทที่ 5 ซึ่งสามารถแสดงอีกครั้งได้ดังสมการที่ (6-8) โดยขอบเขตล่างจะมีเครื่องหมายเป็นลบและขอบเขตบนจะมีเครื่องหมายบวก เนื่องจากการกำหนดขอบเขตการค้นหาค่าที่แคบเกินไป อาทิเช่น 3 เท่าหรือ 4 เท่าของค่าสัมประสิทธิ์ของสมการที่ (6-8) จะทำให้ค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ที่ได้จากกระบวนการค้นหามีค่าใกล้เคียงกับขอบเขตบนหรือขอบเขตล่าง ซึ่งถือได้ว่าคำตอบที่ได้ยังไม่เหมาะสม ดังนั้นต้องทำการปรับเปลี่ยนขอบเขตของคำตอบรวมถึงทำการค้นหาใหม่จนกว่าจะได้คำตอบที่เหมาะสม อย่างไรก็ตาม หากพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินมีการเปลี่ยนแปลงหรือระบบไฟฟ้ากำลังที่ศึกษาเปลี่ยนไป ยกตัวอย่างเช่นระบบโครงข่ายกำลังไฟฟ้ากระแสตรงขนาดเล็ก (DC micro-grid system) และรถยนต์ไฟฟ้า (electric vehicle) เป็นต้น จำเป็นจะต้องมีการปรับเปลี่ยนขอบเขตการค้นหาค่าด้วยเช่นกัน ซึ่งจะต้องพิจารณาเป็นกรณี ๆ ไป

$$K_{FB} = 5.685 \times 10^{-5} P_{CPL} - 1.0689 \quad (6-8)$$

$$\text{เมื่อ } P_{CPL} = I_o V_b - \frac{V_b^2}{R_L}$$

ตารางที่ 6.3 ขอบเขตการค้นหาค่าสัมประสิทธิ์ของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว

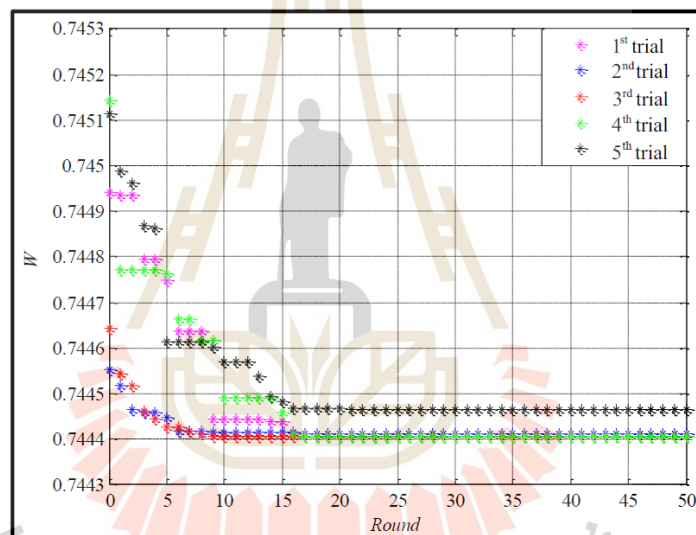
ค่าสัมประสิทธิ์	ขอบเขตการค้นหา	
	ขอบเขตล่าง	ขอบเขตบน
a_1	$-51.165 \times 10^{-5} (a_{1,(\min)})$	$51.165 \times 10^{-5} (a_{1,(\max)})$
a_0	$-9.6201 (a_{0,(\min)})$	$9.6201 (a_{0,(\max)})$

เมื่อทราบถึงองค์ประกอบที่สำคัญทั้งหมดสำหรับการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวแล้วไม่ว่าจะเป็น กระบวนการออกแบบ ค่าพารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาค่าแบบตามูเชิงปรับตัวที่เหมาะสม และขอบเขตการค้นหา ในลำดับต่อมาจะเป็นการประยุกต์ใช้อัลกอริทึมการค้นหาค่าแบบตามูเชิงปรับตัวสำหรับการออกแบบค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ที่ทำให้แรงดัน V_b มีสมรรถนะการควบคุมแรงดันที่ดีขึ้นและเป็นไปตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F

ภายใต้เงื่อนไขระบบมีเสถียรภาพทุก ๆ จุดปฏิบัติงานจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าวิกฤต โดยผลการออกแบบค่าสัมประสิทธิ์ดังกล่าวจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 6.2.3 ต่อไป

6.2.3 ผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว

การออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ที่ศึกษาผ่านการค้นหาค่า a_0 และ a_1 สำหรับในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะพิจารณาผลการลู่เข้าของค่า W ทั้งหมด 5 ครั้ง เพื่อนำมาใช้ในการเลือกค่า a_0 และ a_1 ที่เหมาะสมที่สุด ผ่านเงื่อนไขค่า W ที่น้อยที่สุด นอกจากนี้ยังเป็นการเพิ่มความน่าเชื่อถือของผลการออกแบบที่ได้อีกด้วย โดยผลการลู่เข้าของค่า W ทั้ง 5 ครั้งและค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ที่เหมาะสมที่สุดของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 6.8 และตารางที่ 6.4 ตามลำดับ



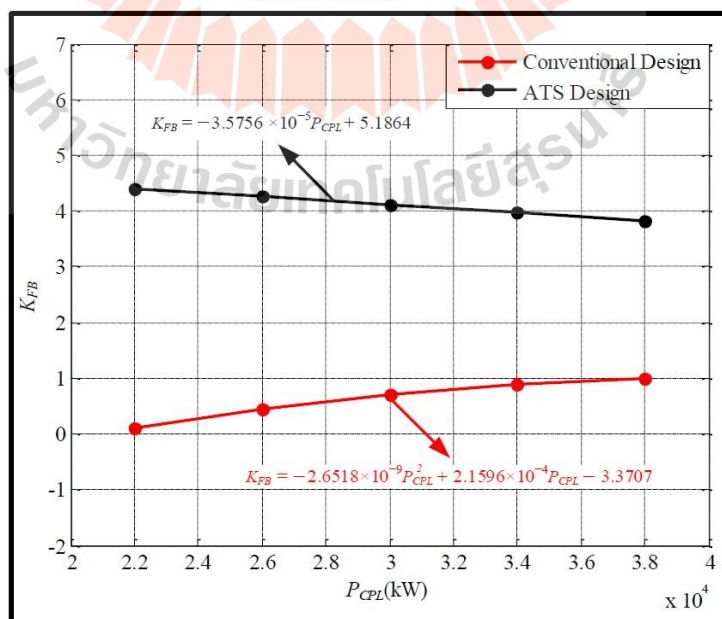
รูปที่ 6.8 การลู่เข้าหาค่าตอบ W ทั้ง 5 ครั้ง

ตารางที่ 6.4 ค่าสัมประสิทธิ์ที่เหมาะสมที่สุดของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว

ครั้งที่	ค่าที่ออกแบบ		ค่า W	สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว
	a_1	a_0		
1	-3.5756×10^{-5}	5.1864	0.7444	$K_{FB} = -3.5756 \times 10^{-5} P_{CPL} + 5.1864$
2	-3.7299×10^{-5}	5.4086	0.74441	$K_{FB} = -3.7299 \times 10^{-5} P_{CPL} + 5.4086$
3	-3.5756×10^{-5}	5.1864	0.7444	$K_{FB} = -3.5756 \times 10^{-5} P_{CPL} + 5.1864$
4	-3.5756×10^{-5}	5.1864	0.7444	$K_{FB} = -3.5756 \times 10^{-5} P_{CPL} + 5.1864$
5	-3.4124×10^{-5}	4.9613	0.7445	$K_{FB} = -3.4124 \times 10^{-5} P_{CPL} + 4.9613$

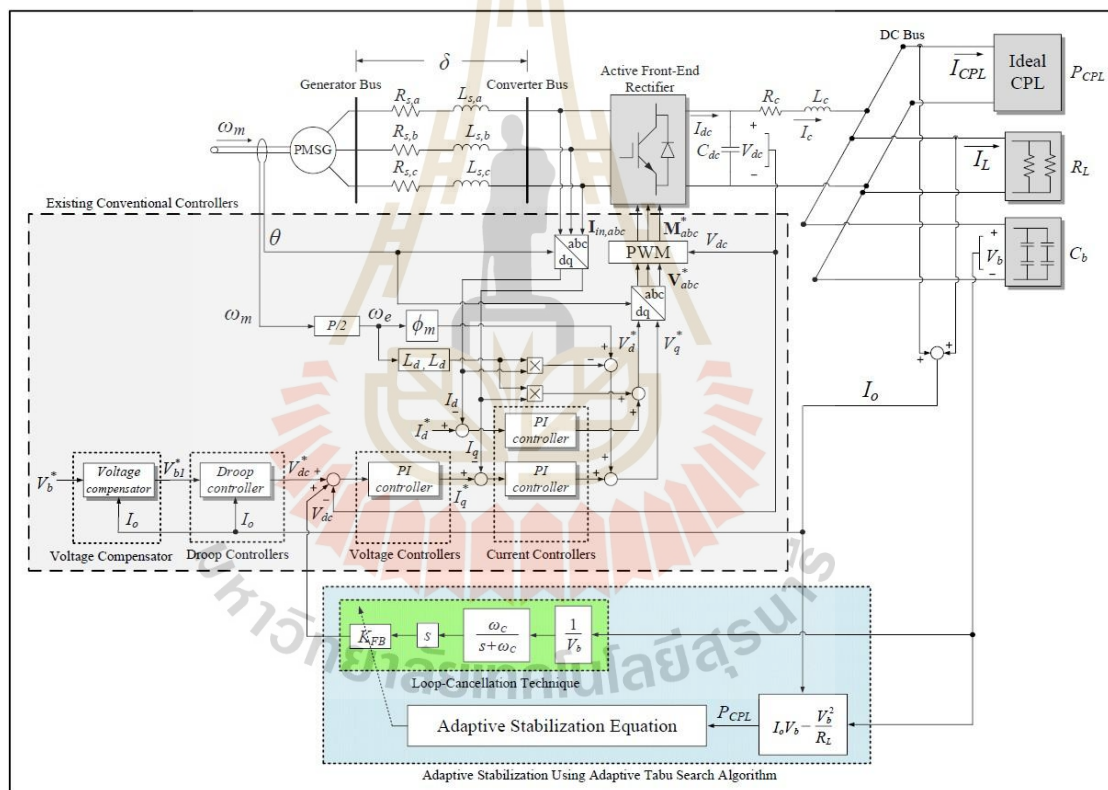
จากรูปที่ 6.8 จะเห็นได้ว่า ค่าฟังก์ชันวัตถุประสงค์ W ทั้ง 5 ครั้งมีแนวโน้มที่ลดลง เมื่อจำนวนรอบการค้นหามีขึ้น ซึ่งเป็นการบ่งบอกอย่างชัดเจนว่า อัลกอริทึมการค้นหาลำดับเชิงปรับตัวสามารถค้นหาค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ทำให้ผลการตอบสนองของ V_b มีสมรรถนะที่ดีขึ้นได้และเป็นไปตามมาตรฐานที่กำหนด ในขณะที่ระบบยังคงมีเสถียรภาพทุก ๆ จุดการทำงาน โดยค่าฟังก์ชันวัตถุประสงค์ W ที่มีค่าน้อยที่สุดคือ 0.7444 ซึ่งจะปรากฏอยู่ในผลการสุ่มเข้าหาคำตอบ W ในครั้งที่ 1 (เส้นกราฟสีม่วง) ครั้งที่ 3 (เส้นกราฟสีแดง) และครั้งที่ 4 (เส้นกราฟสีเขียว)

จากตารางที่ 6.4 ได้แสดงผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวผ่านการค้นหาค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ที่ทำให้ผลตอบสนอง V_b มีสมรรถนะการควบคุมที่ดีขึ้นและเป็นไปตามมาตรฐานที่กำหนด ในขณะที่ระบบยังคงมีเสถียรภาพทุก ๆ จุดการทำงาน ทั้ง 5 ครั้ง ซึ่งจะพบได้ว่า ผลการออกแบบในครั้งที่ 1 ครั้งที่ 3 และครั้งที่ 4 ให้ค่า W ที่มีค่าเท่ากันและมีค่าน้อยที่สุด ดังนั้นในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้พิจารณาเลือกใช้ค่า a_0 และ a_1 เท่ากับ -3.5756×10^{-5} และ 5.1864 ตามลำดับ นอกจากนี้จะเห็นอีกว่า ค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ที่ได้จากการค้นหาทั้ง 5 ครั้งมีค่าที่ใกล้เคียงกันหรือเป็นชุดข้อมูลที่เกาะกลุ่มกัน ดังนั้นจึงเป็นการรับประกันได้ว่าค่าสัมประสิทธิ์ที่เลือกใช้เป็นค่าที่เหมาะสมที่สุดกับการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา สำหรับเส้นกราฟของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้รับการออกแบบด้วยอัลกอริทึมการค้นหาลำดับเชิงปรับตัวสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 6.9



รูปที่ 6.9 เส้นกราฟของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่เหมาะสมที่สุด

จากรูปที่ 6.9 จะเห็นได้ว่า สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้รับการออกแบบด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม (แสดงด้วยเส้นกราฟสีแดง) จะเป็นสมการโพลีโนเมียลอันดับสอง โดยเมื่อคำนึงถึงการสร้างชุดทดสอบจริงโดยอาศัยเพียงวงจรแอนะล็อกจะมีความซับซ้อนและยุ่งยากมากกว่าการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวโดยอาศัยสมการที่ได้รับการออกแบบด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัวซึ่งเป็นสมการโพลีโนเมียลอันดับหนึ่ง (แสดงด้วยเส้นกราฟสีดำ) ดังนั้นจึงถือได้ว่าการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการที่นำเสนอนอกจากช่วยบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาได้ ยังสามารถลดความซับซ้อนของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวได้ด้วยเช่นกัน สำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัวสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 6.10



รูปที่ 6.10 ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัว

จากรูปที่ 6.10 จะเห็นได้ว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัวที่แสดงในพื้นที่สีฟ้า จะประกอบไปด้วยโครงสร้าง 2 ส่วนคือ ส่วนที่ 1 คือ ส่วนของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเลิก ส่วนที่ 2 คือ ส่วนของสมการสร้าง

เสถียรภาพเชิงปรับตัว ซึ่งเป็นโครงสร้างเดียวกันกับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม ในหัวข้อที่ 5.4 ของบทที่ 5 แต่จะแตกต่างกันตรงที่สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ออกแบบด้วย อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวจะอยู่ในรูปของสมการโพลีโนเมียลอันดับหนึ่ง ในขณะที่ สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ออกแบบด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมจะอยู่ในรูปของสมการโพลีโนเมียล อันดับสอง โดยค่าอัตราขยายป้อนกลับ (K_{FB}) ที่คำนวณได้จากสมการโพลีโนเมียลอันดับหนึ่งดังกล่าว ณ ระดับ P_{CPL} ต่าง ๆ สามารถแสดงได้ดังตารางที่ 6.5

ตารางที่ 6.5 ค่า P_{CPL} และ K_{FB} สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว

กรณี	P_{CPL}	K_{FB}
1	22 kW (จุดขาดเสถียรภาพ)	4.3998
2	26 kW	4.2568
3	30 kW	4.1137
4	34 kW	3.9707
5	38 kW (พิกัดของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว)	3.8277

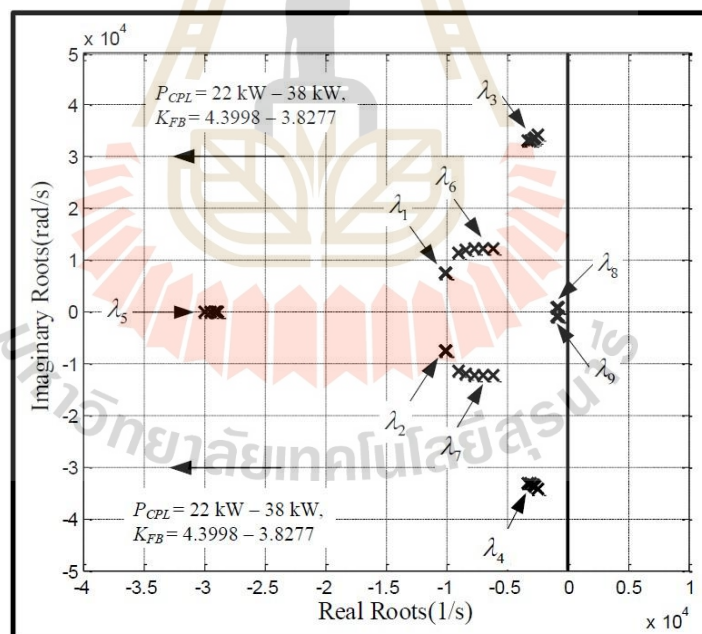
จากตารางที่ 6.5 จะสังเกตได้ว่า ค่า K_{FB} ที่คำนวณได้จากสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้รับการออกแบบด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวจะมีค่ามากกว่าค่า K_{FB} ที่คำนวณได้จากสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้รับการออกแบบด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม ในตารางที่ 5.9 ของบทที่ 5 ทั้งนี้เป็นเพราะการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมจะอาศัยเพียงแค่เงื่อนไขการมีเสถียรภาพของระบบตลอดช่วงการทำงานในการออกแบบเท่านั้น ในขณะที่การออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวได้นำทั้งเงื่อนไขการมีคุณลักษณะเฉพาะของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F เงื่อนไขการมีเสถียรภาพของระบบทุก ๆ จุดปฏิบัติงาน และการมีสมรรถนะการควบคุมแรงดันที่ดีมากยิ่งขึ้น มาพิจารณาในกระบวนการออกแบบด้วยจึงทำให้ค่า K_{FB} ที่ได้มีความแตกต่างกันอย่างเห็นได้ชัด

และเพื่อเป็นการยืนยันประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือของผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้นำเสนอในทางทฤษฎี ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายเป็นไฟฟ้า

กระแสดรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วย อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 6.2.4 ถึง 6.2.6

6.2.4 การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง

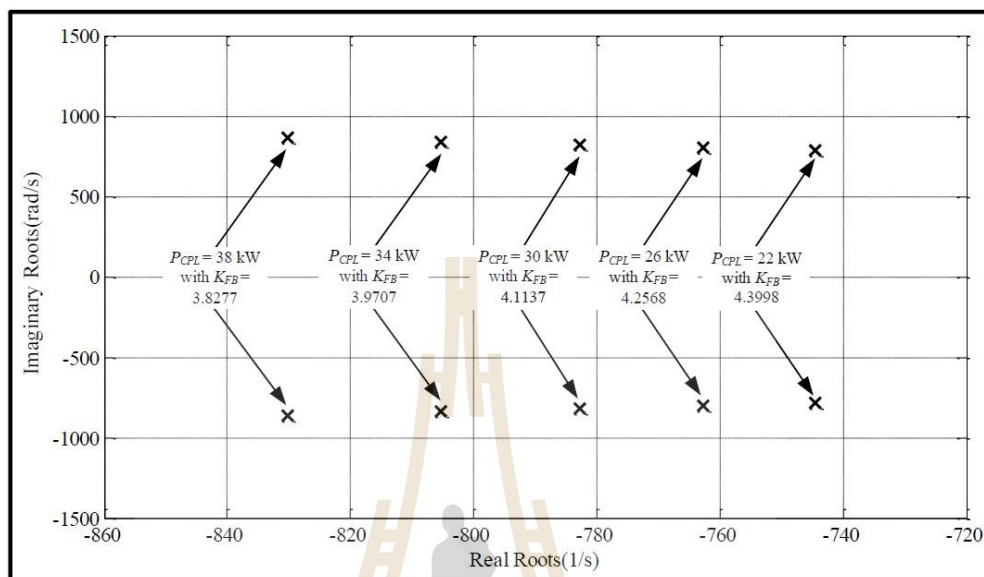
การวิเคราะห์เสถียรภาพบนระบบนาบเอสด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงเพื่อยืนยัน ประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือของผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วย อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวในทางทฤษฎีจะดำเนินการในลักษณะเดียวกันกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในกรณีที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมในหัวข้อที่ 5.4.1 ของบทที่ 5 นั่นคือ การพิจารณาวิถีการเคลื่อนที่ และตำแหน่งของค่าเจาะจง ในขณะที่ระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีการเปลี่ยนแปลงและค่าอัตราขยายป้อนกลับ (K_{FB}) ได้มีการปรับเปลี่ยนตามระดับกำลังไฟฟ้าของ โหลดดังกล่าว จากสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้จากอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว ค่า K_{FB} ที่ระดับ P_{CPL} ต่าง ๆ แสดงได้ดังตารางที่ 6.5 โดยค่าเจาะจงของระบบทั้งหมดสามารถแสดงได้ ดังในรูปที่ 6.11



รูปที่ 6.11 ค่าเจาะจงทั้งหมดของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วย อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว

จากรูปที่ 6.11 ค่าเจาะจงจะมีทั้งหมด 9 ค่า ($\lambda_1 - \lambda_9$) เช่นเดียวกับค่าเจาะจงของ ระบบในกรณีที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพในหัวข้อที่ 5.3.1 และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว

ในหัวข้อที่ 5.4.1 ของบทที่ 5 แต่มีความแตกต่างในส่วนของคุณค่าเจาะจงเด่นของระบบที่แสดงในรูปที่ 6.11 จากเดิมคือ λ_3 และ λ_4 ได้เปลี่ยนไปเป็น λ_8 และ λ_9



รูปที่ 6.12 ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วย อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว

จากรูปที่ 6.12 จะสังเกตได้ว่า ค่าเจาะจงเด่นของระบบในกรณีนี้ที่ K_{FB} มีค่าแปรเปลี่ยนไปตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวตามสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวในตารางที่ 6.4 จนกระทั่งมีค่าเท่ากับ 3.8277 ที่ค่าพิกัดของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว นั่นก็คือ $P_{CPL, rated} = 38$ kW จะมีส่วนจริงน้อยกว่าศูนย์ทุกค่า ซึ่งสอดคล้องกับเงื่อนไขการมีเสถียรภาพที่ถูกนำมาประยุกต์ใช้ในกระบวนการออกแบบสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวในขั้นตอนที่ 2 หรือกล่าวได้ว่ากลไกการตรวจสอบเสถียรภาพขณะทำการออกแบบสามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพและให้ประสิทธิภาพที่ดี ดังนั้นจึงถือได้ว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวที่ได้นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์เป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพสามารถทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษามีเสถียรภาพทุก ๆ จุดปฏิบัติงานจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด

6.2.5 การวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม

การวิเคราะห์หาตัวแปรสถานะของระบบที่ส่งผลต่อตำแหน่งของคุณค่าเจาะจงเด่นที่แสดงดังในรูปที่ 6.12 ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวโดยอาศัยการวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมจะดำเนินการภายใต้เงื่อนไขการทำงานเดียวกันกับการวิเคราะห์เสถียรภาพบนระนาบเอสด้วย

ทฤษฎีบทค่าเจาะจงตามตารางที่ 6.5 โดยเมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมของระบบไฟฟ้าที่ศึกษาเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวสามารถแสดงได้ดังตารางที่ 6.6 ถึง 6.10

ตารางที่ 6.6 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 4.3998$ (กรณีที่ 1)

	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII	Eig. IX
I_d	0.8333	0.8333	0	0	...	0	0
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{dc}	0	0	0.0905	0.0905	...	0.5516	0.5516
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
X_v	0	0	0.0050	0.0050	...	0.7641	0.7641
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{stab}	0	0	0.1876	0.1876	...	0.0544	0.0544
	Mode I		Mode II (Dominant mode)		...	Mode V	

ตารางที่ 6.7 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 4.2568$ (กรณีที่ 2)

	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII	Eig. IX
I_d	0.8333	0.8333	0	0	...	0	0
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{dc}	0	0	0.0904	0.0904	...	0.5770	0.5770
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
X_v	0	0	0.0061	0.0061	...	0.7830	0.7830
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{stab}	0	0	0.2294	0.2294	...	0.0566	0.0566
	Mode I		Mode II (Dominant mode)		...	Mode V	

ตารางที่ 6.8 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 4.1137$ (กรณีที่ 3)

	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII	Eig. IX
I_d	0.8333	0.8333	0	0	...	0	0
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{dc}	0	0	0.1012	0.1012	...	0.6052	0.6052
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
X_v	0	0	0.0074	0.0074	...	0.8035	0.8035
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{stab}	0	0	0.2753	0.2753	...	0.0590	0.0590
	Mode I		Mode II (Dominant mode)		...	Mode V	

ตารางที่ 6.9 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 3.9707$ (กรณีที่ 4)

	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII	Eig. IX
I_d	0.8333	0.8333	0	0	...	0	0
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{dc}	0	0	0.1226	0.1226	...	0.6364	0.6364
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
X_v	0	0	0.0086	0.0086	...	0.8259	0.8259
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{stab}	0	0	0.3236	0.3236	...	0.0618	0.0618
	Mode I		Mode II (Dominant mode)		...	Mode V	

ตารางที่ 6.10 เมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 3.8277$ (กรณีที่ 5)

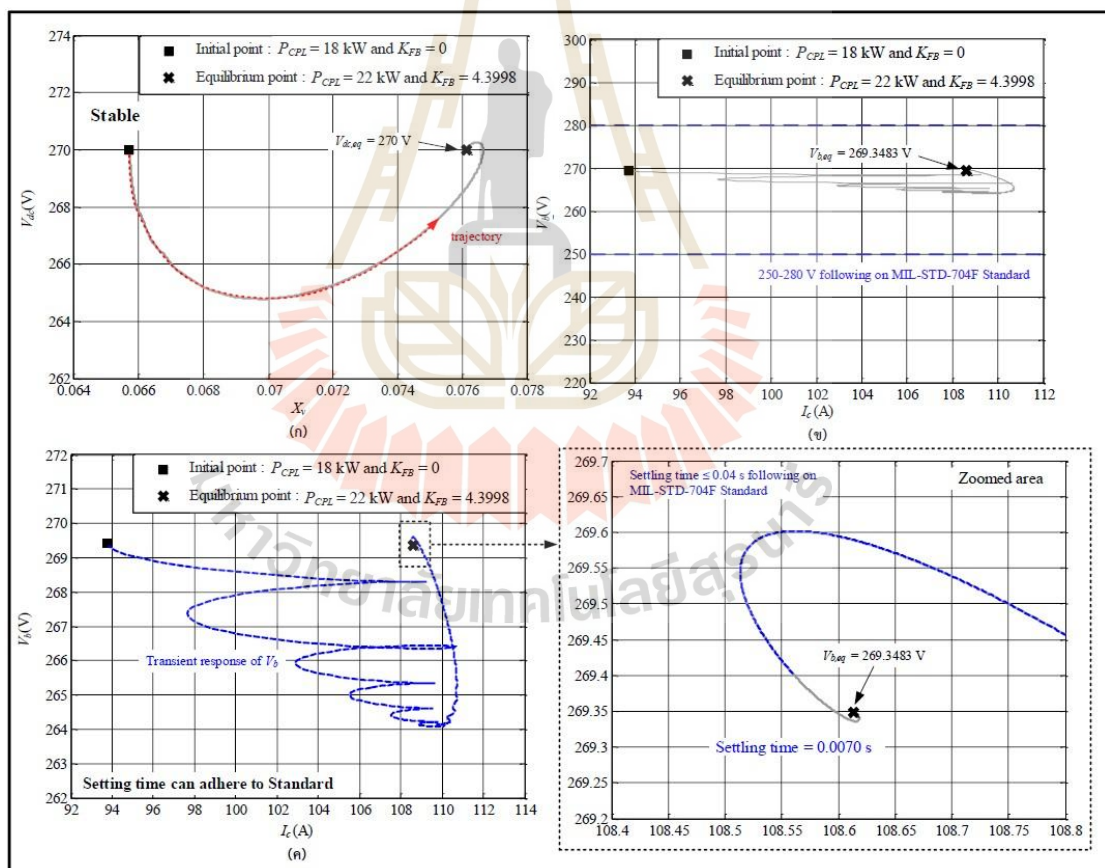
	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII	Eig. IX
I_d	0.8333	0.8333	0	0	...	0	0
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{dc}	0	0	0.1499	0.1499	...	0.6714	0.6714
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
X_v	0	0	0.0097	0.0097	...	0.8504	0.8504
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$
V_{stab}	0	0	0.3697	0.3697	...	0.0649	0.0649
	Mode I	Mode II (Dominant mode)			...	Mode V	

จากตารางที่ 6.6 ถึง 6.10 จะเห็นได้ว่า ตัวแปรสถานะ V_{dc} และ X_v ซึ่งมีนัยสำคัญมากที่สุด ในโหมดเด่นจะมีความเกี่ยวข้องกับค่าเจาะจงเด่นของระบบ ซึ่งจะแตกต่างจากผลการวิเคราะห์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมในกรณีที่ระบบมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพในหัวข้อที่ 5.3.2 และมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวในหัวข้อที่ 5.4.2 ของบทที่ 5 ที่ตัวแปรสถานะ I_c และ V_b จะมีความเกี่ยวข้องโดยตรงกับค่าเจาะจงเด่นของระบบ ทั้งนี้เนื่องจากค่าเจาะจงเด่นของระบบได้เปลี่ยนจาก λ_3 และ λ_4 ไปเป็น λ_8 และ λ_9 ดังแสดงได้ในรูปที่ 6.10 สำหรับข้อมูลทางเสถียรภาพที่ได้จากการวิเคราะห์หาตัวประกอบที่มีส่วนร่วมในหัวข้อนี้จะถูกนำไปใช้ในการพิจารณาเลือกตัวแปรสถานะ 2 ตัวแปรสำหรับสร้างระนาบเฟสในหัวข้อที่ 6.2.6 ต่อไป

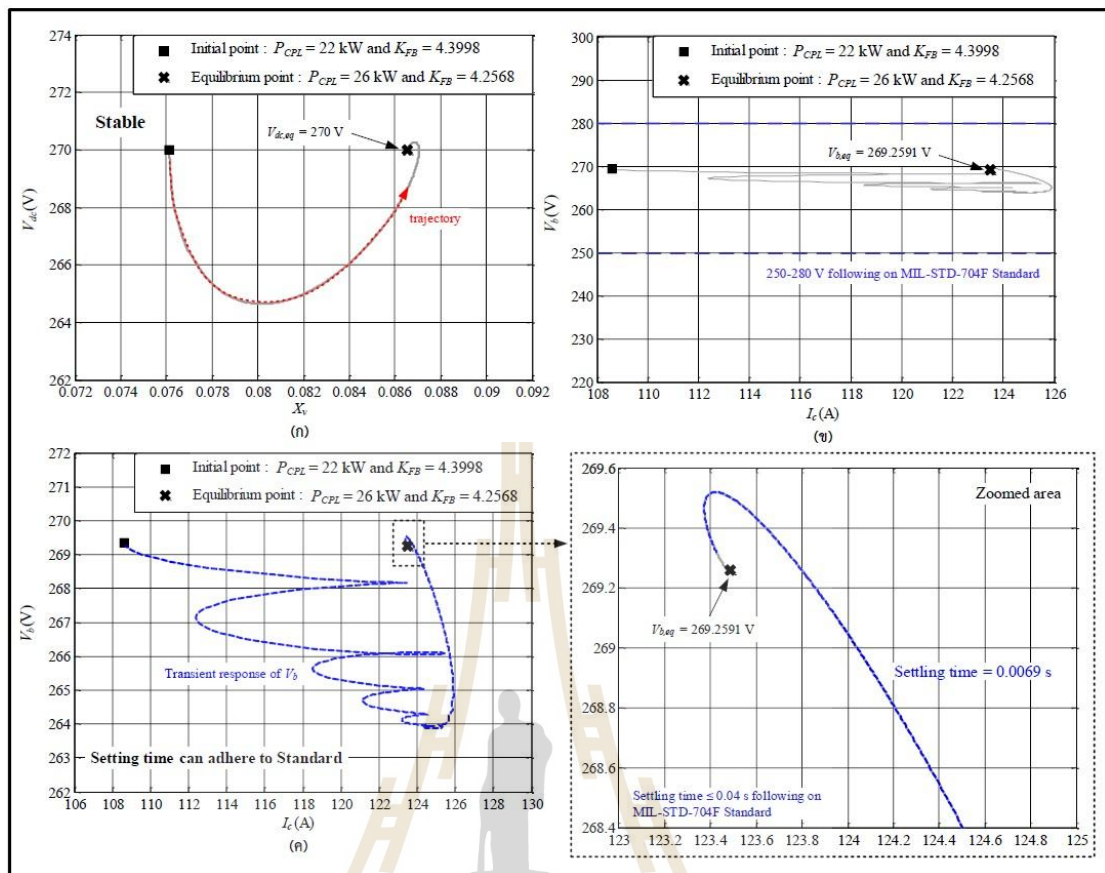
6.2.6 การวิเคราะห์ระนาบเฟส

การวิเคราะห์เสถียรภาพบนระนาบของตัวแปรสถานะด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟสเพื่อยืนยันประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือของผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัวในทางทฤษฎีจะดำเนินการในลักษณะเดียวกันกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในกรณีที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม ในหัวข้อที่ 5.4.3 ของบทที่ 5 นั่นคือ การวิเคราะห์และพิจารณารูปแบบการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนระนาบเฟสเพื่อตรวจสอบทั้งเสถียรภาพของระบบและลักษณะเฉพาะของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ในขณะที่ระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีการเปลี่ยนแปลงจาก 22 kW ไปจนถึง 38 kW

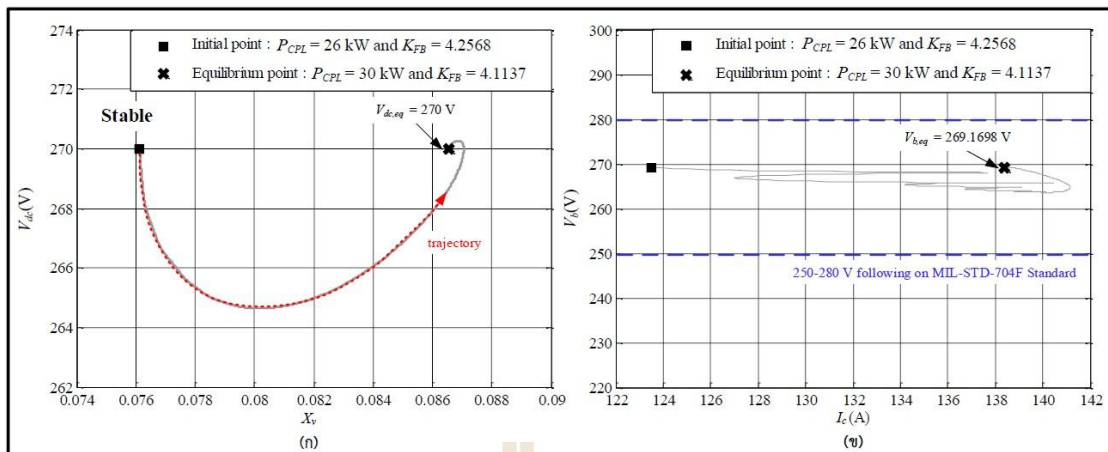
และค่าอัตราขยายป้อนกลับ (K_{FB}) ได้มีการปรับเปลี่ยนตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดดังกล่าว โดยในส่วนของการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบจะพิจารณาจากการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนระนาบเฟสของตัวแปรสถานะ V_{dc} และ X_v โดยตัวแปรสถานะทั้ง 2 ตัว เป็นตัวแปรสถานะที่มีความสัมพันธ์กับค่าเจาะจงเด่นซึ่งเป็นข้อมูลทางเสถียรภาพที่ได้จากการวิเคราะห์หาตัวประกอบมีส่วนร่วมในหัวข้อที่ผ่านมา ในขณะที่การตรวจสอบคุณลักษณะเฉพาะของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) จะอาศัยการวิเคราะห์จากการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนระนาบเฟสของตัวแปรสถานะ I_c และ V_b โดยผลการวิเคราะห์ในทางทฤษฎีเพื่อยืนยันประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือของผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟสเมื่อค่า P_{CPL} และค่า K_{FB} ที่พิจารณาตามตารางที่ 6.5 สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 6.13 ถึง 6.17 ตามลำดับ



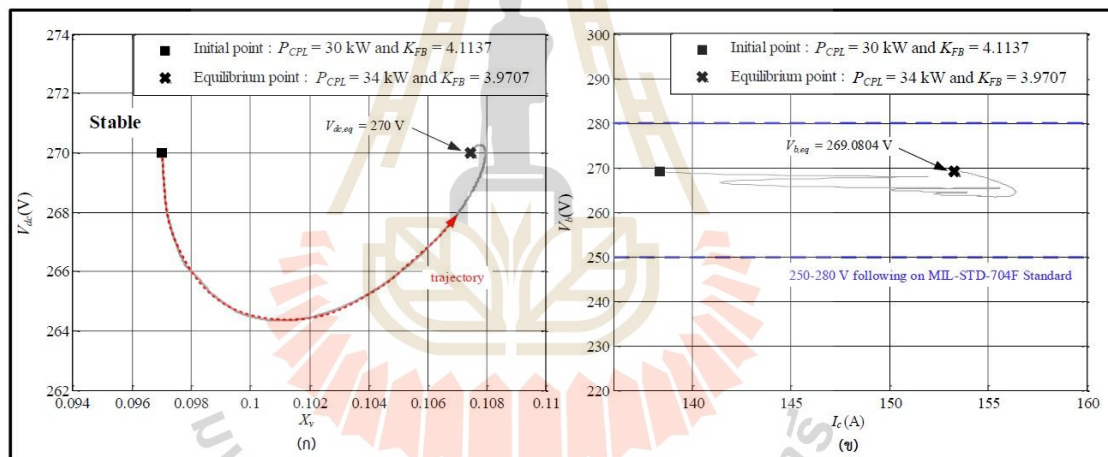
รูปที่ 6.13 การวิเคราะห์ระนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 22 \text{ kW}$ และ $K_{FB} = 4.3998$ (กรณีที่ 1) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s



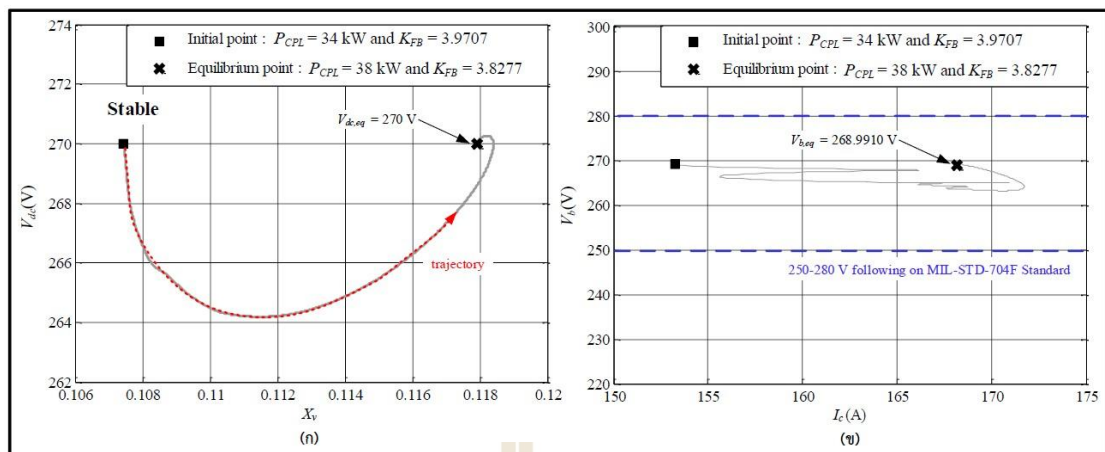
รูปที่ 6.14 การวิเคราะห์ระนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 26 \text{ kW}$ และ $K_{FB} = 4.2568$ (กรณีที่ 2) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s



รูปที่ 6.15 การวิเคราะห์ระนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 30 \text{ kW}$ และ $K_{FB} = 4.1137$ (กรณีที่ 3) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b



รูปที่ 6.16 การวิเคราะห์ระนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 34 \text{ kW}$ และ $K_{FB} = 3.9707$ (กรณีที่ 4) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b



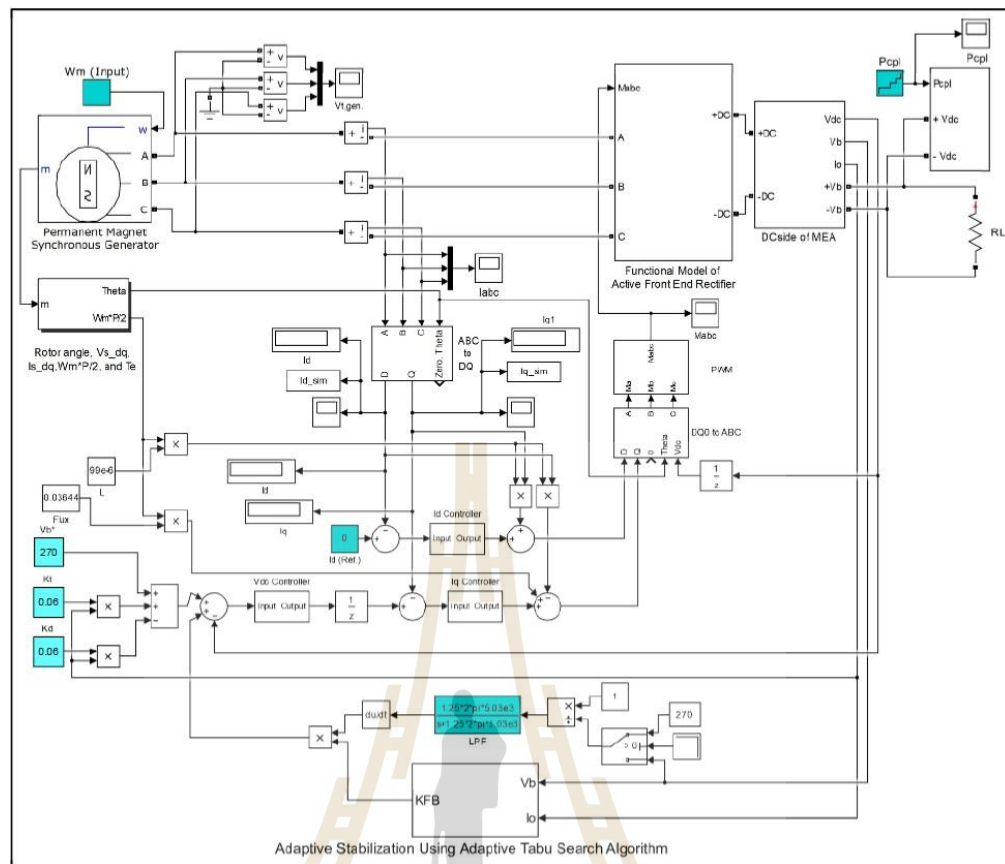
รูปที่ 6.17 การวิเคราะห์ระนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 38$ kW และ $K_{FB} = 3.8277$ (กรณี ที่ 5) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b

จากรูปที่ 6.13 (ก) แสดงให้เห็นได้ว่า การโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนระนาบของตัวแปรสถานะ V_{dc} และ X_v เมื่อ P_{CPL} เท่ากับ 22 kW และ $K_{FB} = 4.3998$ จะเคลื่อนที่จากจุดเริ่มต้นและเข้าสู่จุดสมดุลหรือจุดปฏิบัติงานของระบบ (ดูได้จากเส้นประสีแดง) หรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือระบบไฟฟ้าที่ศึกษาจะมีเสถียรภาพ ณ จุดปฏิบัติงานนี้ ดังนั้นจึงถือว่า กลไกการตรวจสอบเสถียรภาพขณะทำการออกแบบภายในอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวสามารถทำงานได้อย่างถูกต้อง และเมื่อตรวจสอบลักษณะเฉพาะของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ในส่วนของขนาดแรงดันไฟฟ้าในสภาวะอยู่ตัวและช่วงเวลาเข้าที่ (T_s) ผ่านการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ในรูปที่ 6.13 (ข) และรูปที่ 6.13 (ค) จะพบว่า แรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง V_b ในสภาวะอยู่ตัวจะมีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F และช่วงเวลาเข้าที่ (คำนวณได้จากการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ในสภาวะชั่วครู่ที่แสดงในเส้นสีน้ำเงิน) จะมีค่าเท่ากับ 0.007 วินาที ซึ่งมีค่าไม่เกิน 0.04 วินาที ตามที่มาตรฐานกำหนดไว้ ดังนั้นจึงถือว่า กลไกการตรวจสอบคุณลักษณะของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงและการประเมินสมรรถนะการควบคุมภายในอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวสามารถทำงานได้เป็นอย่างดี โดยสามารถปรับปรุงช่วงเวลาเข้าที่ของผลการตอบสนอง V_b ที่ได้จากวิธีการแบบดั้งเดิมในรูปที่ 5.22 ของบทที่ 5 ที่มีค่าเท่ากับ 0.7072 วินาที (ไม่เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F) ให้มีค่าลดลงเป็น 0.007 วินาที โดยรูปที่ 6.14 (ก) ได้แสดงการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนระนาบของตัวแปรสถานะ V_{dc} และ X_v เมื่อ P_{CPL} เท่ากับ 26 kW และ $K_{FB} = 4.2568$ ซึ่งจะสังเกตได้ว่าการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์จะเคลื่อนที่เข้าหาจุดปฏิบัติงานของระบบ ดังนั้น ณ จุดปฏิบัติงานนี้ระบบไฟฟ้าที่ศึกษาสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพ และเมื่อพิจารณาในส่วนของขนาดแรงดันไฟฟ้าในสภาวะอยู่ตัวและช่วงเวลาเข้าที่ผ่านการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ใน

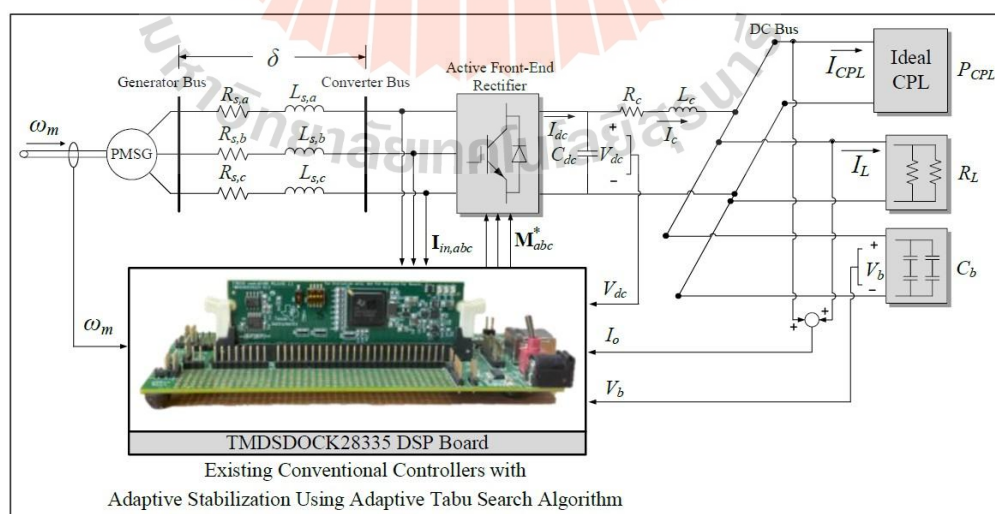
รูปที่ 6.14 (ข) และรูปที่ 6.14 (ค) จะพบว่า ทั้งแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรง V_b ในสภาวะอยู่ตัวและช่วงเวลาเข้าที่จะอยู่ภายใต้กรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F นั่นคือมีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V และไม่เกิน 0.04 วินาที ตามลำดับ โดยสมรรถนะการควบคุมแรงดัน V_b ในส่วนของช่วงเวลาเข้าที่จะได้รับการปรับปรุงจาก 0.0556 วินาที (ดูได้จากการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ในรูปที่ 5.23 ของบทที่ 5) ไปเป็น 0.0069 วินาที สำหรับผลการวิเคราะห์ในทางทฤษฎีในกรณีอื่น ๆ จะให้ข้อสรุปเดียวกันกับผลการวิเคราะห์ที่ได้อธิบายไว้ข้างต้น ดังนั้นจึงถือได้ว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวที่ได้นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์เป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพสามารถทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษามีเสถียรภาพทุก ๆ จุดปฏิบัติงานจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด อีกทั้งยังทำให้ผลการตอบสนองของแรงดัน V_b มีลักษณะเฉพาะเป็นตามมาตรฐาน MIL-STD-704F และเพื่อเป็นการเพิ่มความน่าเชื่อถือของผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวให้มากยิ่งขึ้นจะอาศัยผลการจำลองสถานการณ์ผ่านชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB และเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูป ซึ่งได้นำเสนอไว้ในหัวข้อถัดไป

6.2.7 การจำลองสถานการณ์สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว

การยืนยันประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือของผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวในหัวข้อที่ 6.2.3 จะอาศัยชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB แสดงได้ดังรูปที่ 6.18 และเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปแสดงได้ดังรูปที่ 6.19 มาใช้ในการจำลองสถานการณ์ ณ จุดปฏิบัติงานเดียวกันเพื่อพิจารณาผลการสั่นไหวของแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) และเปรียบเทียบผลตอบสนองของแรงดันไฟฟ้า V_b ที่ใช้สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวจากอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวและวิธีการแบบดั้งเดิม ซึ่งหลักการในการจำลองสถานการณ์จะทำการเพิ่มโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจาก 18 kW ไปจนถึง 38 kW (ค่าพิกัดกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว) ในขณะที่ค่าอัตราขยายป้อนกลับ (K_{FB}) จะมีการปรับเปลี่ยนค่าอย่างเหมาะสมตามสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของแต่ละวิธี

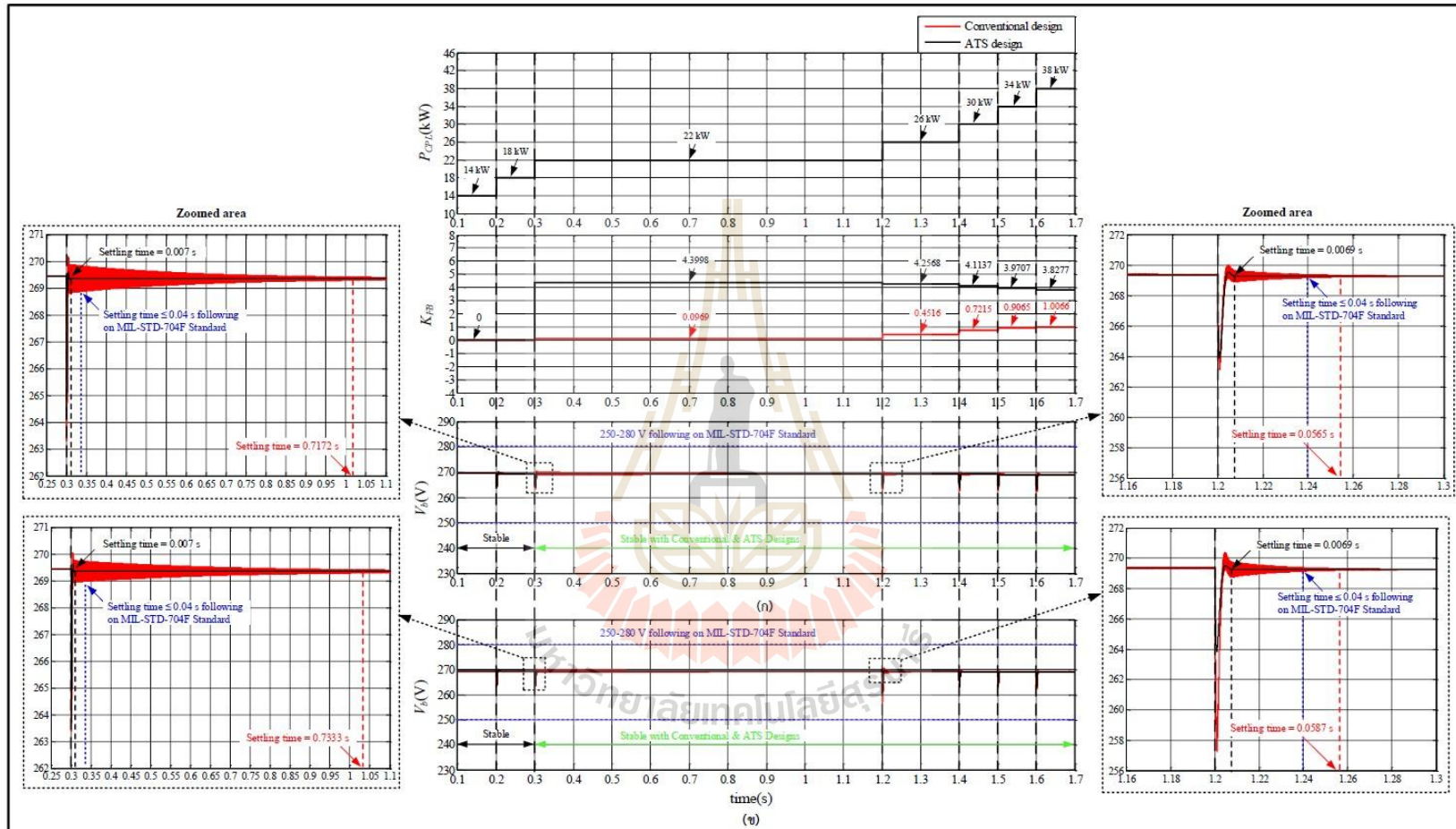


รูปที่ 6.18 ชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB ของระบบที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบูเชิงปรับตัว



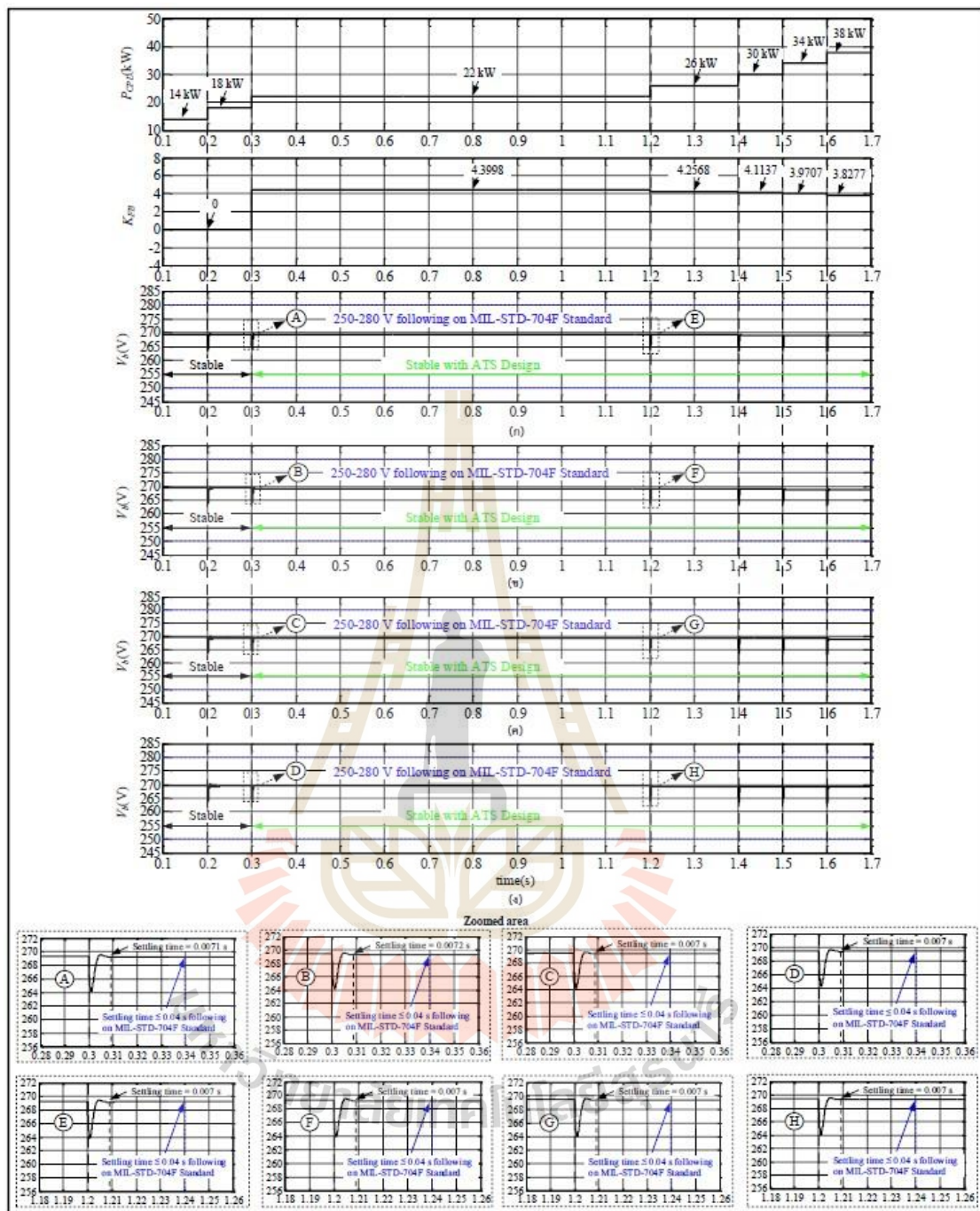
รูปที่ 6.19 บล็อกไดอะแกรมการจำลองสถานการณ์ของระบบที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบูเชิงปรับตัว

โดยผลการจำลองสถานการณ์สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 6.20 จากรูปที่ 6.20 สามารถยืนยันได้ว่า ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการทั้งสองจะมีเสถียรภาพตลอดระยะทางและระยะเวลาทำการบิน ซึ่งดูได้จากผลการเข้าสู่ของแรงดันไฟฟ้า V_b ณ จุดปฏิบัติงานต่าง ๆ ที่ไม่มีการกระเพื่อมของแรงดันสูงขึ้นและมีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F และเมื่อพิจารณาถึงสมรรถนะการควบคุมแรงดันไฟฟ้า V_b ผ่านพื้นที่ขยาย จะพบว่า สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้รับการออกแบบผ่านอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวนั้นให้ผลตอบสนองของแรงดันไฟฟ้า V_b ที่มีการพุ่งลงทางด้านลบเพียงเล็กน้อยและสามารถเข้าสู่สภาวะอยู่ตัวได้อย่างรวดเร็วเมื่อเทียบกับผลตอบสนองที่ได้จากวิธีการแบบดั้งเดิมที่มีการพุ่งลงทางด้านลบที่มากกว่า อีกทั้งยังประสบปัญหาการแกว่งของรูปสัญญาณเป็นเวลานานจนกระทั่งทำให้ช่วงเวลาเข้าที่มีค่าเกิน 0.04 วินาที ตามที่มาตรฐานระบุไว้ในบางจุดปฏิบัติงาน ($P_{CPL} = 22$ kW และ $P_{CPL} = 26$ kW) นอกจากนี้ยังแสดงให้เห็นว่า ผลการออกแบบ ผลการวิเคราะห์ในทางทฤษฎี ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB และผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูปมีความสอดคล้องและคล้ายตามกันอย่างเห็นได้ชัดเจน อย่างไรก็ตามค่าพารามิเตอร์ของระบบบางค่าอาจมีการเปลี่ยนแปลงได้โดยเฉพาะอย่างยิ่งค่าความต้านทานที่สามารถแปรเปลี่ยนได้ตามอุณหภูมิ โดยการเปลี่ยนแปลงของค่าความต้านทานดังกล่าวอาจส่งผลต่อเสถียรภาพโดยรวมของระบบได้ ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้จำลองสถานการณ์ในกรณีที่ค่าความต้านทานของสายส่งกำลังไฟฟ้า กระแสตรง (R_c) มีการเปลี่ยนแปลงเป็น $R_c + 10\% = 6.6 \text{ m}\Omega$ และ $R_c - 10\% = 5.4 \text{ m}\Omega$ ดังแสดงได้ในรูปที่ 6.21 รวมทั้งในกรณีที่ค่าความต้านทานของโหลด (R_L) มีการเปลี่ยนแปลงเป็น $R_L + 10\% = 11 \Omega$ และ $R_L - 10\% = 9 \Omega$ ดังแสดงได้ในรูปที่ 6.21 ในขณะที่การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวยังคงอาศัยสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้รับการออกแบบด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวในตารางที่ 6.4 ดั้งเดิม เพื่อรับประกันว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการที่น่าเสนอมีความคงทน (robustness) ต่อการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์

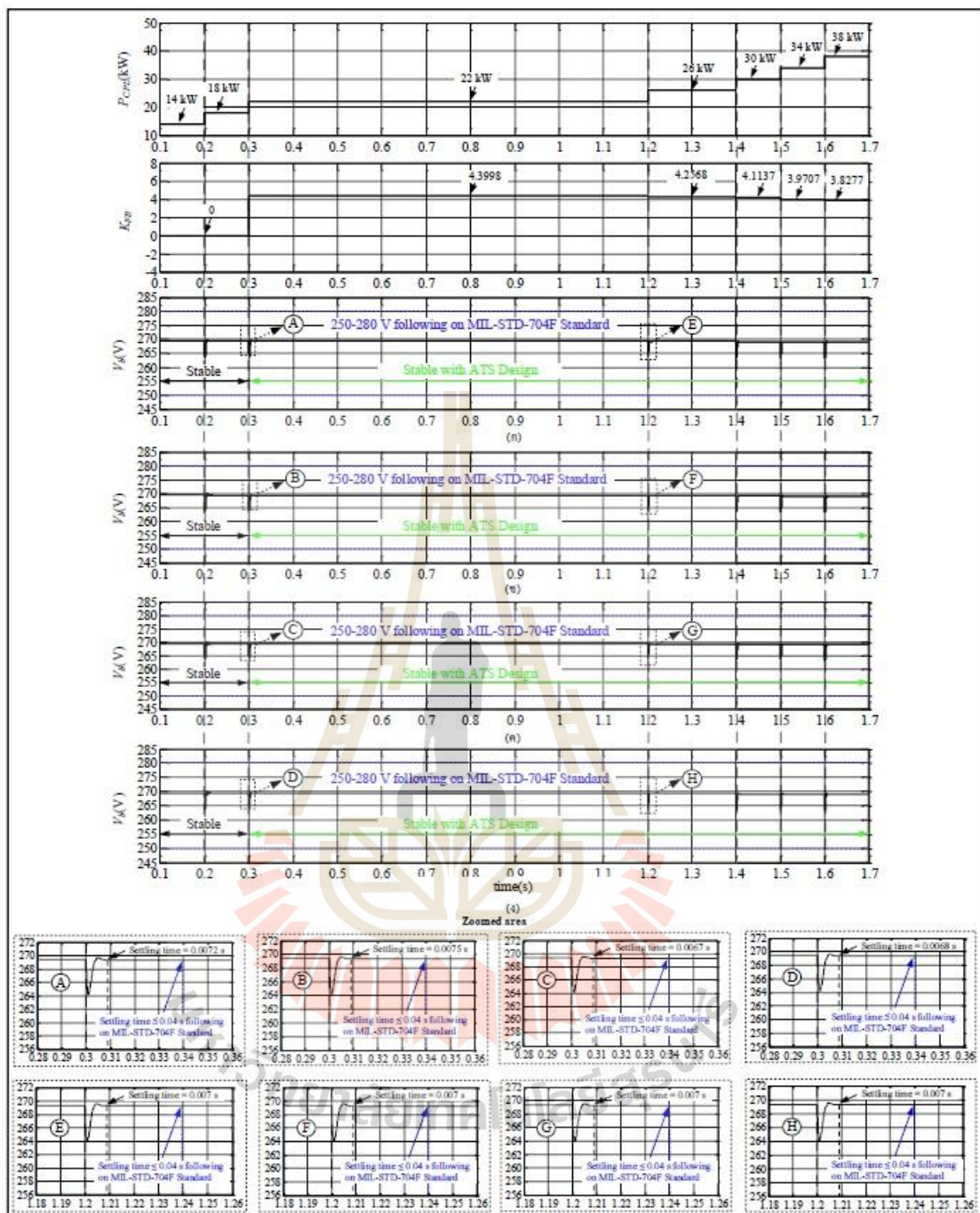


รูปที่ 6.20 การจำลองสถานการณ์เพื่อยืนยันผลการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาข่ายปรับตัว

(ก) ชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB (ข) เทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูป



รูปที่ 6.21 การยืนยันความคงทนต่อการเปลี่ยนแปลงของ R_c (ก) การจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ $R_c+10\% = 6.6 \text{ m}\Omega$ (ข) การจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปเมื่อ $R_c+10\% = 6.6 \text{ m}\Omega$ (ค) การจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ $R_c-10\% = 5.4 \text{ m}\Omega$ (ง) การจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปเมื่อ $R_c-10\% = 5.4 \text{ m}\Omega$



รูปที่ 6.22 การยืนยันความคงทนต่อการเปลี่ยนแปลงของ R_L (ก) การจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ $R_L+10\% = 11 \Omega$ (ข) การจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปเมื่อ $R_L+10\% = 11 \Omega$ (ค) การจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ $R_L-10\% = 9 \Omega$ (ง) การจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปเมื่อ $R_L-10\% = 9 \Omega$

จากรูปที่ 6.21 และรูปที่ 6.22 ได้แสดงให้เห็นว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาลักษณะแบบตาบู่เชิงปรับตัวยังคงรักษาเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาไว้ได้จนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด ถึงแม้ว่าค่า R_c และ R_L จะมีการเปลี่ยนแปลงในช่วง $\pm 10\%$ ก็ตาม อีกทั้งยังทำให้ผลการตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงเป็นไปตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ทุกประการ ดังนั้นจึงถือได้ว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาด้วยอัลกอริทึมการค้นหาลักษณะแบบตาบู่เชิงปรับตัวเป็นวิธีการที่มีความคงทนต่อการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์และมีประสิทธิภาพสูง

6.3 สรุป

เนื้อหาในบทที่ 6 เป็นการนำเสนอการออกแบบสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายเป็นไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ผ่านการค้นหาค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ของสมการโพลีโนเมียลอันดับหนึ่งด้วยการประยุกต์ใช้การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยลูกโยกเล็กร่วมกับอัลกอริทึมการค้นหาลักษณะแบบตาบู่เชิงปรับตัว โดยได้เริ่มต้นจากการนำเสนอหลักการและทฤษฎีพื้นฐานของการค้นหาลักษณะแบบตาบู่เชิงปรับตัว รวมถึงกระบวนการออกแบบสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาลักษณะแบบตาบู่เชิงปรับตัว ซึ่งในกระบวนการออกแบบอัลกอริทึมดังกล่าวจะได้รับการทดสอบหาค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมที่สุดทั้งหมด 5 ค่า คือ จำนวนคำตอบเริ่มต้น จำนวนคำตอบรอบข้าง ค่ารัศมีการค้นหา ค่าอัตราปรับลดรัศมี และจำนวนรอบการค้นหา อีกทั้งยังได้มีการกำหนดขอบเขตการค้นหาที่เหมาะสม ผลการออกแบบสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวได้นำเสนอผลการเข้าสู่ของค่าฟังก์ชันวัตถุประสงค์ (J) จำนวน 5 ครั้ง สำหรับนำมาใช้ในการพิจารณาค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ของสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่เหมาะสมที่สุดผ่านเงื่อนไขค่า J ที่น้อยที่สุด ซึ่งจะเห็นได้ว่าค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ที่ได้จากการค้นหาทั้ง 5 ครั้งมีค่าที่ใกล้เคียงกันหรือเป็นชุดข้อมูลที่เกาะกลุ่มกัน ดังนั้นจึงเป็นการรับประกันได้ว่าค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ที่เลือกใช้เป็นค่าที่เหมาะสมที่สุดกับการออกแบบสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว สำหรับการยืนยันประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือของผลการออกแบบดังกล่าวจะอาศัยทั้งการวิเคราะห์เสถียรภาพโดยใช้ทฤษฎีบทค่าเจาะจง การวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วม และการวิเคราะห์ระนาบเฟสร่วมกับการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB และเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูป จากผลการออกแบบผลการวิเคราะห์ในทางทฤษฎี และผลการจำลองสถานการณ์ที่มีความสอดคล้องกัน แสดงให้เห็นอย่างชัดเจนว่า ค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ของสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้รับการออกแบบด้วยอัลกอริทึมการค้นหาลักษณะแบบตาบู่เชิงปรับตัวจะให้สมรรถนะการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ที่ดีกว่าเมื่อเปรียบเทียบกับค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ที่ออกแบบด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม และ

สอดคล้องตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F อีกทั้งยังทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพทุก ๆ จุดปฏิบัติงาน นอกจากนี้การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวยังมีความคงทนต่อการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบในช่วง $\pm 10\%$ อีกด้วย ซึ่งการดำเนินงานในลักษณะนี้ถือเป็นงานวิจัยต่อยอดจากงานวิจัยในอดีตและในปัจจุบันยังไม่มีงานวิจัยใด ๆ ที่นำแนวทางดังกล่าวมาพัฒนาใช้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ดังนั้นจึงถือได้ว่าเป็นจุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์

สำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์ของบทที่ 6 ในส่วนของการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวได้รับการจดลิขสิทธิ์โปรแกรมจำนวน 2 โปรแกรม โดยได้แสดงหนังสือแสดงการแจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์ไว้ในภาคผนวก ก. ซึ่งมีรายละเอียดดังนี้

ยื่นคำขอลิขสิทธิ์ โปรแกรมการคำนวณค่าสมรรถนะของผลการตอบสนองพลวัตเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงสัญญาณโหลดแบบขั้นบันได

เลขที่คำขอ 421738 วันที่ 15 เดือน กันยายน พ.ศ. 2565

ยื่นคำขอลิขสิทธิ์ โปรแกรมการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว

เลขที่คำขอ 421743 วันที่ 15 เดือน กันยายน พ.ศ. 2565

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

บทที่ 7

การสร้างชุดทดสอบและผลการทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มี การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว

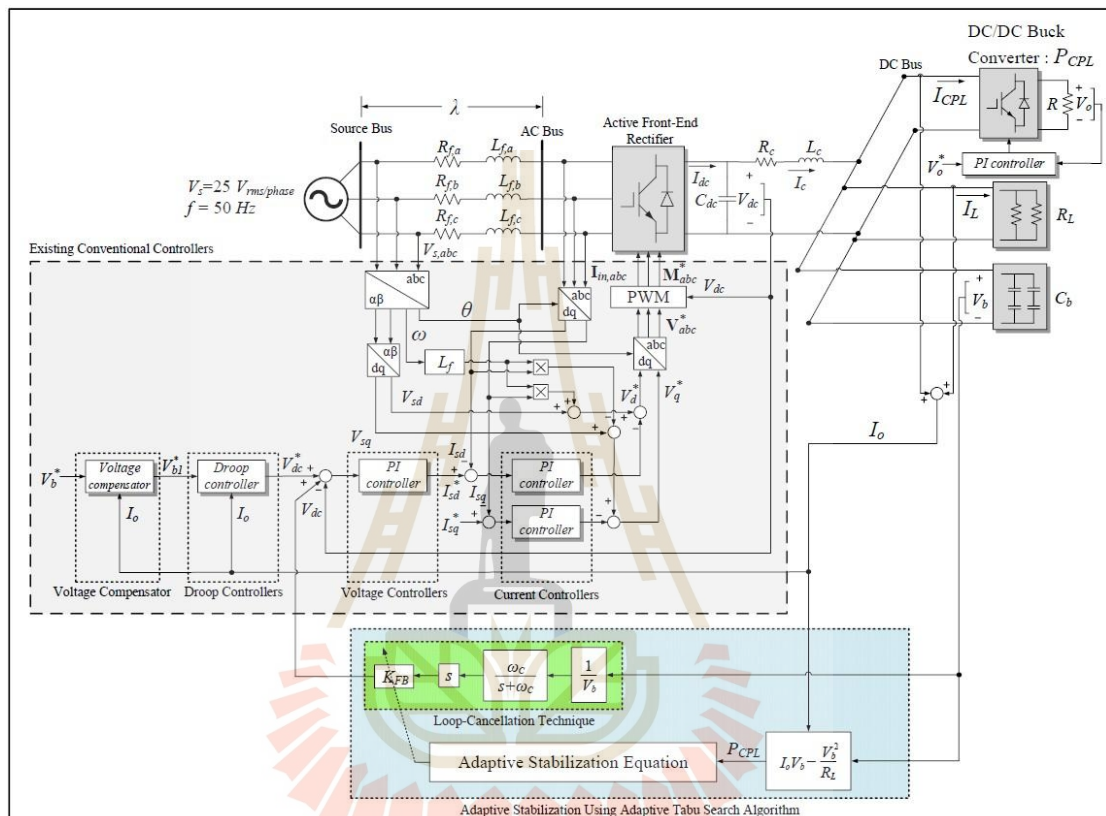
7.1 บทนำ

การประยุกต์ใช้อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวในการออกแบบสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวในบทที่ 6 ที่ผ่านมานี้ไม่เพียงทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษามีเสถียรภาพทุกเงื่อนไขการทำงาน แต่ยังสามารถทำให้ผลการตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงของระบบมีประสิทธิภาพที่ดียิ่งขึ้นและเป็นไปตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้อีกด้วย อย่างไรก็ตาม ผลการออกแบบดังกล่าวได้รับการตรวจสอบความถูกต้องและยืนยันผลโดยอาศัยเพียงการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เท่านั้น ดังนั้นเนื้อหาในบทที่ 7 จึงได้นำเสนอการสร้างชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวเพื่อเป็นการเพิ่มความน่าเชื่อถือของแนวคิดและวิธีการที่ได้นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ให้มากยิ่งขึ้น โดยเนื้อหาในบทนี้จะแบ่งออกเป็น 4 ส่วนหลัก ๆ คือ ส่วนที่ 1 จะเป็นเนื้อหาเกี่ยวกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาและมาตรฐาน MIL-STD-704F สำหรับชุดทดสอบจริง ส่วนที่ 2 จะกล่าวถึงรายละเอียดต่าง ๆ ของชุดทดสอบจริงที่ได้รับการสร้างขึ้นภายในห้องปฏิบัติการ พร้อมทั้งทดสอบสมรรถนะการทำงานของชุดทดสอบภายใต้กรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ส่วนที่ 3 จะเป็นการศึกษาและวิจัยด้านเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาซึ่งจะดำเนินการทั้งในส่วนของการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ การออกแบบตัวควบคุม การวิเคราะห์เสถียรภาพ การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว และส่วนที่ 4 จะเป็นการยืนยันผลการศึกษาและวิจัยด้านเสถียรภาพทั้งหมดของชุดทดสอบโดยอาศัยการพิจารณาระหว่างผลการจำลองสถานการณ์ผ่านชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB และผลการทดสอบจริงภายในห้องปฏิบัติการ เพื่อเป็นการแสดงให้เห็นว่า ผลการวิเคราะห์ในทางทฤษฎี ผลการจำลองสถานการณ์ และผลการทดสอบจริงมีความสอดคล้องกัน อีกทั้งยังทำให้เห็นว่า แนวคิดการนำวิธีการทางปัญญาประดิษฐ์มาประยุกต์ใช้กับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินให้ประสิทธิผลที่ดี มีความน่าเชื่อถือสูง เหมาะอย่างยิ่งสำหรับนำไปใช้ในภาคอุตสาหกรรมการบินจริง

7.2 ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาและมาตรฐาน MIL-STD-704F ของชุดทดสอบ

7.2.1 ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาของชุดทดสอบ

โครงสร้างของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.1



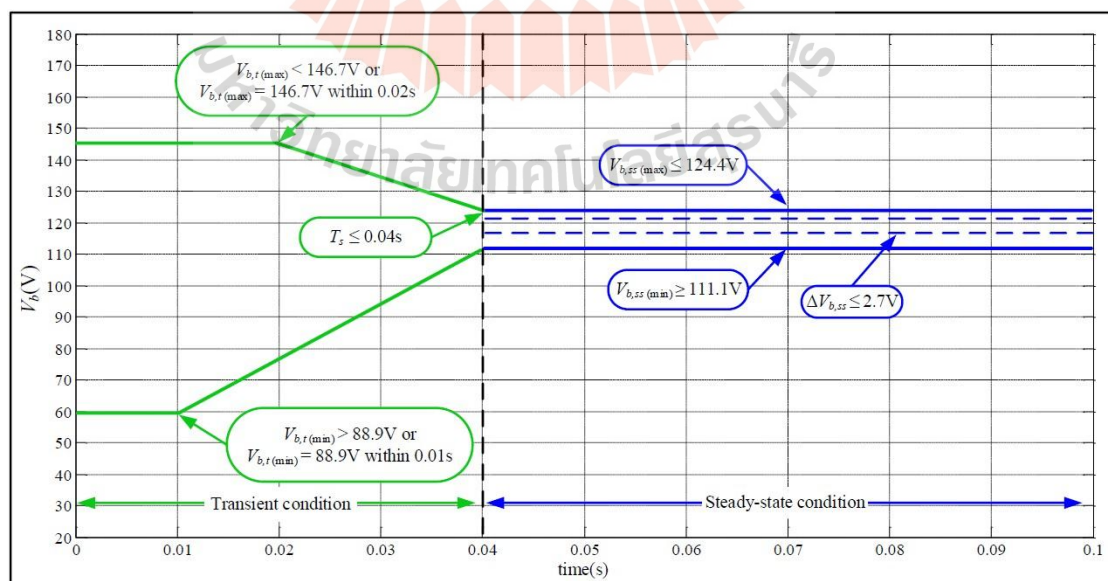
รูปที่ 7.1 ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวสำหรับการสร้างชุดทดสอบ

จากรูปที่ 7.1 จะสังเกตได้ว่า ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวจะมีโครงสร้างที่คล้ายคลึงกับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงที่ได้นำเสนอในรูปที่ 6.9 ของบทที่ 6 แต่เนื่องด้วยขีดความสามารถของห้องปฏิบัติการที่จำกัดและการคำนึงถึงความปลอดภัยของผู้วิจัย จึงทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงและชุดทดสอบที่สร้างขึ้นภายในห้องปฏิบัติการมีส่วนที่แตกต่างกัน 3 ส่วนหลัก ๆ คือ ส่วนที่ 1 เครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโครนอสชนิดแม่เหล็กถาวรที่ทำหน้าที่ในการผลิตไฟฟ้ากระแสสลับในสภาพการณ์จริงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจะถูกแทนที่ด้วยระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับของชุดทดสอบที่สร้างขึ้นภายในห้องปฏิบัติการ

โดยระบบผลิตไฟฟ้าดังกล่าวนี้จะประกอบไปด้วยอุปกรณ์หลักทั้งหมด 2 ชุดคือ ชุดแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสสมดุลงจากบริษัท CHROMA รุ่น 61704 ที่ทำงานร่วมกับโปรแกรม AC Source Soft Panel และวงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ ส่วนที่ 2 พิกัดกำลังไฟฟ้าและขนาดของแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรงของระบบจากเดิมที่มีค่าเท่ากับ 45 kW และ 270 V จะถูกปรับลดลงให้มีค่าเท่ากับ 114.4 W และ 120 V ตามลำดับ โดยการกำหนดพิกัดของระบบดังกล่าวจะทำให้ค่าพารามิเตอร์และมาตรฐาน MIL-STD-704F ที่ใช้ระบุคุณลักษณะเฉพาะของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินแตกต่างไปจากค่าพารามิเตอร์และมาตรฐานที่ได้นำเสนอไว้ในบทที่ 3 และบทที่ 4 ตามลำดับ และส่วนที่ 3 โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวแบบอุดมคติซึ่งเป็นโหลดโดยส่วนใหญ่ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงและมีนัยสำคัญต่อเสถียรภาพของระบบจะถูกแทนที่ด้วยโหลดวงจรแปลงผันแบบบัคที่มีการควบคุม ดังนั้นจึงมีความจำเป็นในการศึกษาและวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของชุดทดสอบที่สร้างขึ้นทั้งในส่วนของการวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ซึ่งต้องอาศัยแบบจำลองที่สามารถอธิบายพฤติกรรมทางพลวัตได้อย่างถูกต้องแม่นยำ โดยการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของชุดทดสอบที่สร้างขึ้นจะได้รับการนำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 7.4 ต่อไป สำหรับมาตรฐาน MIL-STD-704F ที่เปลี่ยนแปลงไปอันเนื่องมาจากการปรับลดขนาดของแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรงจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 7.2.2

7.2.2 มาตรฐาน MIL-STD-704F ของชุดทดสอบ

มาตรฐาน MIL-STD-704F สำหรับระบุคุณลักษณะเฉพาะของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 120 V สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.2



รูปที่ 7.2 มาตรฐาน MIL-STD-704F ของชุดทดสอบสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

จากรูปที่ 7.2 สามารถแสดงดัชนีที่บ่งชี้สมรรถนะการทำงานของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ของชุดทดสอบได้ดังนี้

ดัชนีชี้วัดที่ 1 คือ ขนาดแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงสูงสุดในสภาวะชั่วคราว ($V_{b,t(max)}$) จะต้องมีความน้อยกว่า 146.7 V หรือสามารถมีค่าเท่ากับ 146.7 V ได้เพียงไม่เกิน 0.02 วินาทีเท่านั้น นับตั้งแต่เริ่มมีการเปลี่ยนแปลงจุดปฏิบัติงานของระบบ

ดัชนีชี้วัดที่ 2 คือ ขนาดแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงต่ำสุดในสภาวะชั่วคราว ($V_{b,t(min)}$) จะต้องมีความมากกว่า 88.9 V หรือสามารถมีค่าเท่ากับ 88.9 V ได้เพียงไม่เกิน 0.01 วินาทีเท่านั้น นับตั้งแต่เริ่มมีการเปลี่ยนแปลงจุดปฏิบัติงานของระบบ

ดัชนีชี้วัดที่ 3 คือ ช่วงเวลาเข้าที่ (T_s) จะต้องมีความน้อยกว่าหรือเท่ากับ 0.04 วินาที

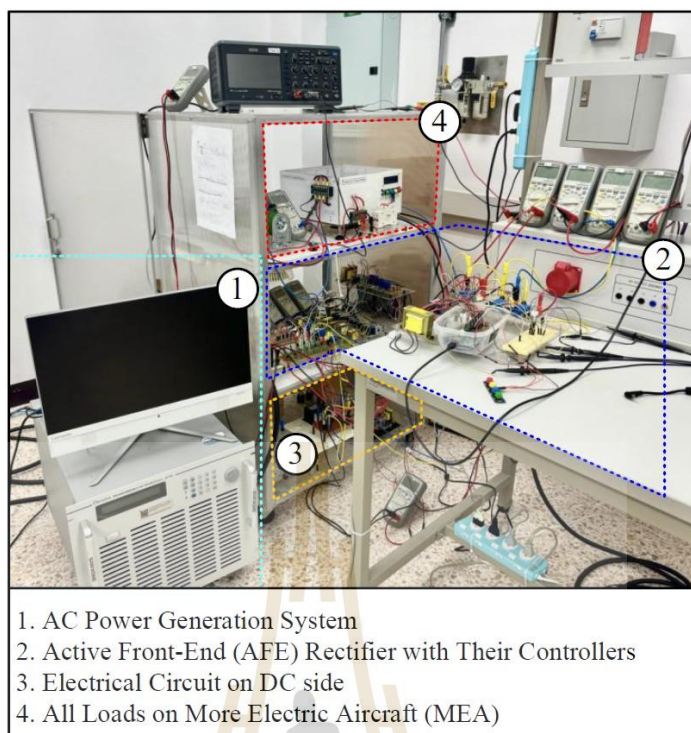
ดัชนีชี้วัดที่ 4 คือ ขนาดแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงสูงสุดในสภาวะอยู่ตัว ($V_{b,ss(max)}$) จะต้องมีความน้อยกว่าหรือเท่ากับ 124.4 V

ดัชนีชี้วัดที่ 5 คือ ขนาดแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงต่ำสุดในสภาวะอยู่ตัว ($V_{b,ss(min)}$) จะต้องมีความมากกว่าหรือเท่ากับ 111.1 V

ดัชนีชี้วัดที่ 6 คือ ขนาดแรงดันกระเพื่อม (ripple voltage) ในสภาวะอยู่ตัว ($\Delta V_{b,ss}$) จะต้องมีความน้อยกว่าหรือเท่ากับ 2.7 V

7.3 การสร้างชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว

ภาพรวมของการดำเนินการสร้างชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินในรูปที่ 7.1 สามารถแสดงได้ดังในรูปที่ 7.3 ซึ่งจะเห็นว่า ชุดทดสอบดังกล่าวจะประกอบไปด้วยอุปกรณ์หลัก ๆ ทั้งหมด 4 ชุดด้วยกันคือ ระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับ (ดังแสดงในกรอบเส้นประสีฟ้าหมายเลข 1) วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟและตัวควบคุม (ดังแสดงในกรอบเส้นประสีน้ำเงินหมายเลข 2) วงจรทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (ดังแสดงในกรอบเส้นประสีส้มหมายเลข 3) และโหลดต่าง ๆ ของระบบไฟฟ้าที่ศึกษา (ดังแสดงในกรอบเส้นประสีแดงหมายเลข 4) โดยรายละเอียดของอุปกรณ์ดังกล่าวจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 7.3.1 - 7.3.4 ตามลำดับ

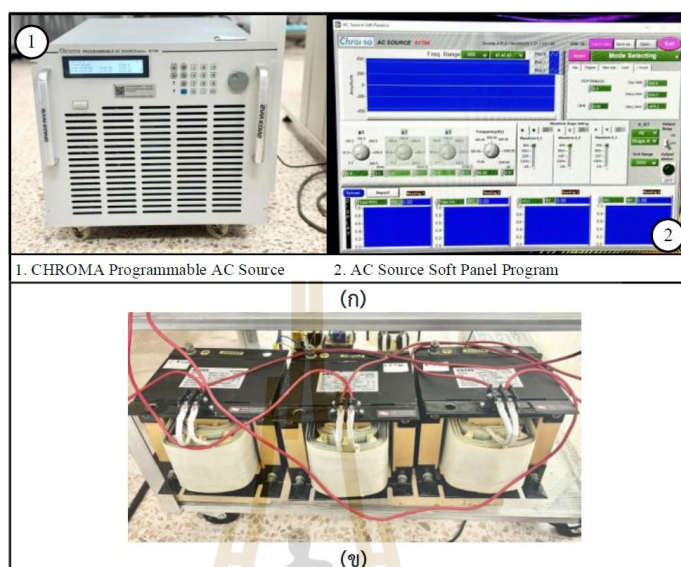


รูปที่ 7.3 ภาพรวมชุดทดสอบสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาข่ายปรับตัว

7.3.1 ระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับ

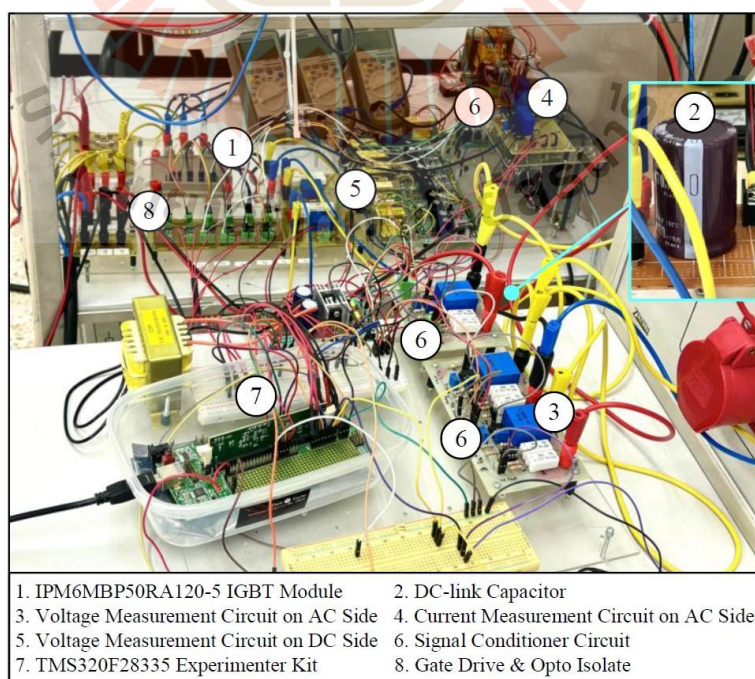
ระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับของชุดทดสอบที่ใช้แทนเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโครนิสชนิดแม่เหล็กถาวรในสถาปัตยกรรมจริงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจะประกอบไปด้วยชุดแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสสมมูลจากบริษัท CHROMA รุ่น 61704 ที่ทำงานร่วมกับโปรแกรม AC Source Soft Panel และวงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับที่แสดงได้ดังในรูปที่ 7.4 โดยชุดแหล่งจ่ายไฟฟ้าที่แสดงในรูปที่ 7.4(ก) มีพิกัดแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าทางด้านเอาต์พุตต่อเฟสเท่ากับ $300 \text{ V}_{\text{rms/phase}}$ และ $8 \text{ A}_{\text{rms/phase}}$ ตามลำดับ ในขณะที่ความถี่ของไฟฟ้ากระแสสลับสามารถปรับเปลี่ยนค่าได้อยู่ในช่วง 15 Hz ถึง 1200 Hz โดยในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะดำเนินการปรับตั้งค่าแรงดันไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสแบบสมมูลให้มีค่าเท่ากับ $25 \text{ V}_{\text{rms/phase}}$ และมีความถี่เท่ากับ 50 Hz ตามค่าพารามิเตอร์ของชุดทดสอบดังที่ได้แสดงไว้ในตารางที่ 7.2 ของหัวข้อที่ 7.4 ในส่วนของวงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับที่แสดงในรูปที่ 7.4 (ข) ได้ใช้ตัวเหนี่ยวนำที่ผลิตจากบริษัท ESTEL มีขนาดเท่ากับ 50 mH และพิกัดทนกระแสไฟฟ้าเท่ากับ $10 \text{ A}_{\text{rms/phase}}$ ซึ่งตัวเหนี่ยวนำดังกล่าวจะถูกแทนด้วยวงจรสมมูลอนุกรมของตัวต้านทานภายในตัวเหนี่ยวนำ ($R_{f,abc}$) กับตัวเหนี่ยวนำ ($L_{f,abc}$) ของวงจรกรองที่แสดงได้ดังรูปที่ 7.1 และถูกนำไประบุเอกลักษณ์เนื่องจากค่า $R_{f,abc}$ และ $L_{f,abc}$ จะส่งผลต่อ

เสถียรภาพอย่างมีนัยสำคัญ ซึ่งค่าพารามิเตอร์ที่ได้รับการระบุเอกลักษณ์สามารถแสดงได้ดังในตารางที่ 7.2 ของหัวข้อที่ 7.4



รูปที่ 7.4 ระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับ (ก) ชุดแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสสมดุล
(ข) วงจรรongsทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ

7.3.2 วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอทฟิและตัวควบคุม

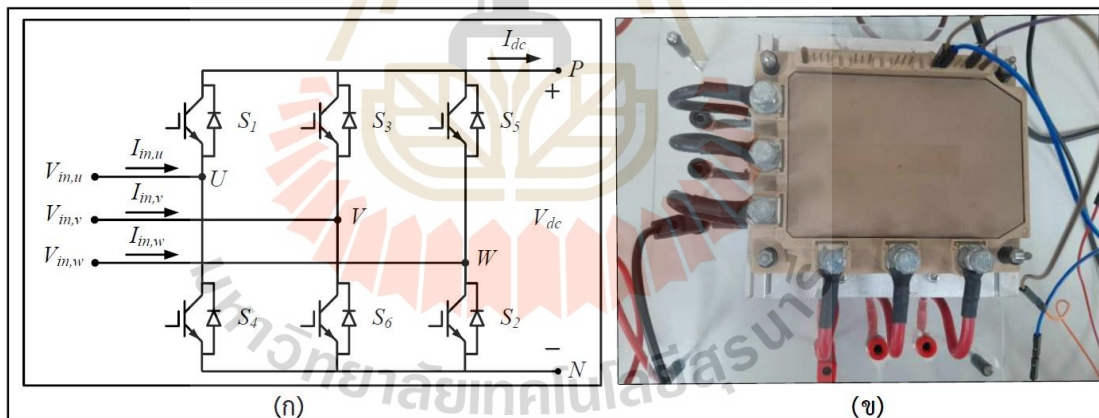


รูปที่ 7.5 ภาพรวมของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอทฟิและตัวควบคุม

ภาพรวมของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบันทึกที่ศึกษาที่แสดงได้ดังในรูปที่ 7.5 จะประกอบด้วย 8 อุปกรณ์หลัก ๆ ได้แก่ มอดูลไอจีบีทีรุ่น IPM6MBP50RA120-5 ที่มีสวิตช์ไอจีบีทีจำนวน 6 ตัว ตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ วงจรตรวจจับกระแสไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง วงจรป้อนแรงดันสัญญาณ ชุดบอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit และวงจรแยกโหนดสัญญาณหรือวงจรขับเคลื่อนสำหรับไอจีบีที ซึ่งรายละเอียดแต่ละอุปกรณ์สามารถอธิบายได้ดังต่อไปนี้

มอดูลไอจีบีทีรุ่น IPM6MBP50RA120-5 ที่มีสวิตช์ไอจีบีทีจำนวน 6 ตัว

อุปกรณ์สวิตช์ไอจีบีทีทั้ง 6 ตัวของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟที่แสดงในรูปที่ 7.6 (ก) ซึ่งทำหน้าที่ในการแปลงไฟฟ้ากระแสสลับที่ได้จากระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับของชุดทดสอบในหัวข้อที่ 7.3.1 ให้เป็นไฟฟ้ากระแสตรงเพื่อจ่ายโหลดต่าง ๆ ของระบบในหัวข้อที่ 7.3.4 เป็นมอดูลสำเร็จรูปรุ่น IPM6MBP50RA120-5 ของบริษัท FUJI Electric มีพิกัดกระแสไฟฟ้าเท่ากับ 50 A และพิกัดแรงดันไฟฟ้าเท่ากับ 1200 V ดังแสดงได้ดังรูปที่ 7.6 (ข) สำหรับรายละเอียดเพิ่มเติมในการใช้งานมอดูลดังกล่าวสามารถศึกษาได้จาก (พลสิทธิ์ ศานติประพันธ์, 2559)

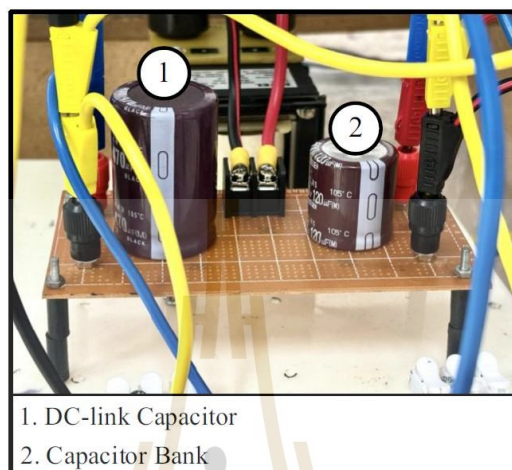


รูปที่ 7.6 มอดูลไอจีบีทีรุ่น IPM6MBP50RA120-5 (ก) แผนภาพการต่อวงจรของมอดูลไอจีบีที
(ข) วงจรที่ใช้จริงของมอดูลไอจีบีที

ตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง

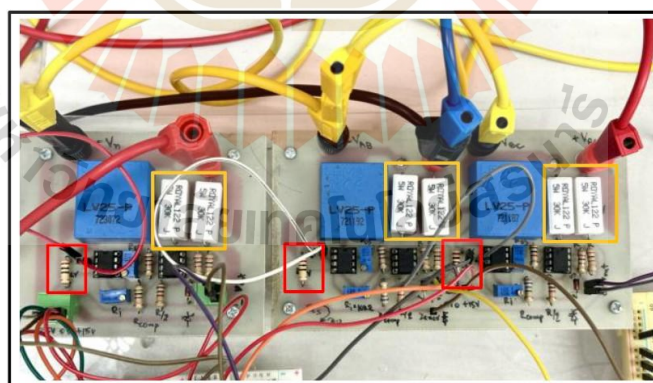
สำหรับตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟ (C_{dc}) ที่ทำหน้าที่ในการลดการกระเพื่อมของแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ได้จากวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟให้มีรูปสัญญาณที่ราบเรียบมากยิ่งขึ้น จะใช้ตัวเก็บประจุที่ผลิตโดยบริษัท NICHICON มีขนาดเท่ากับ 470 μF พิกัดแรงดันไฟฟ้าเท่ากับ 450 V ดังแสดงได้ดังรูปที่ 7.7

(หมายเลข 1) โดยตัวเก็บประจุดังกล่าวจะถูกนำไประบุเอกลักษณ์เนื่องจากค่าความจุไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงจะส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบโดยตรง ตามที่ได้อธิบายไว้แล้วอย่างละเอียดในหัวข้อที่ 4.4 ของบทที่ 4



รูปที่ 7.7 ตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง

วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ



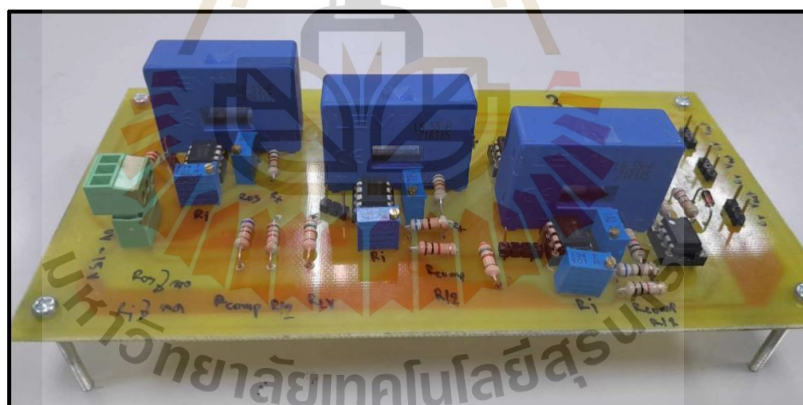
รูปที่ 7.8 วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ

วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับทั้ง 3 วงจรของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่แสดงได้ดังในรูปที่ 7.8 จะใช้เซ็นเซอร์แรงดันเบอร์ LV 25-P ของบริษัท Life Energy Motion ที่มีพิกัดแรงดันไฟฟ้าด้านแรงสูงเท่ากับ 500 V และพิกัดกระแสไฟฟ้า

ด้านแรงสูงเท่ากับ 10 mA ซึ่งจะทำหน้าที่ในการตรวจจับแรงดันเฟสของแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับ ($V_{s,a}$, $V_{s,b}$ และ $V_{s,c}$) ในขณะที่สัญญาณเอาต์พุตของเซนเซอร์จะถูกส่งไปยังบอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit ผ่านวงจรปรุ่่งแต่งสัญญาณ เพื่อนำไปใช้ในกระบวนการแปลงดีคิวภายในบอร์ดต่อไป สำหรับความถูกต้องแม่นยำในการตรวจจับของวงจรดังกล่าวจะขึ้นอยู่กับ การออกแบบค่าความต้านทานด้านแรงสูง (แสดงในพื้นที่สีส้มของรูปที่ 7.8) และค่าความต้านทานด้านแรงต่ำ (แสดงในพื้นที่สีแดงของรูปที่ 7.8) ที่เหมาะสมต่อการใช้งาน ซึ่งสามารถทำได้โดยอาศัยข้อมูลกำกับของอุปกรณ์จากบริษัทผู้ผลิต (datasheet)

วงจรตรวจจับกระแสไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ

วงจรสำหรับการตรวจจับกระแสไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับทั้ง 3 วงจรสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.9 ซึ่งจากรูปที่ 7.9 จะสังเกตได้ว่า เซนเซอร์กระแสเบอร์ LA 55-P ของบริษัท LEM ที่มีพิสัยของการวัดอยู่ในช่วง 0 A ถึง ± 70 A จะถูกใช้ในการตรวจจับกระแสไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับทั้งสามเฟส ($I_{in,abc}$) โดยอาศัยการคล้องสายไฟลอดผ่านตัวเซนเซอร์ ในขณะที่สัญญาณเอาต์พุตของเซนเซอร์ดังกล่าวจะถูกส่งไปยังบอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit ผ่านวงจรปรุ่่งแต่งสัญญาณ เพื่อนำไปใช้ในกระบวนการแปลงดีคิวภายในบอร์ดต่อไป

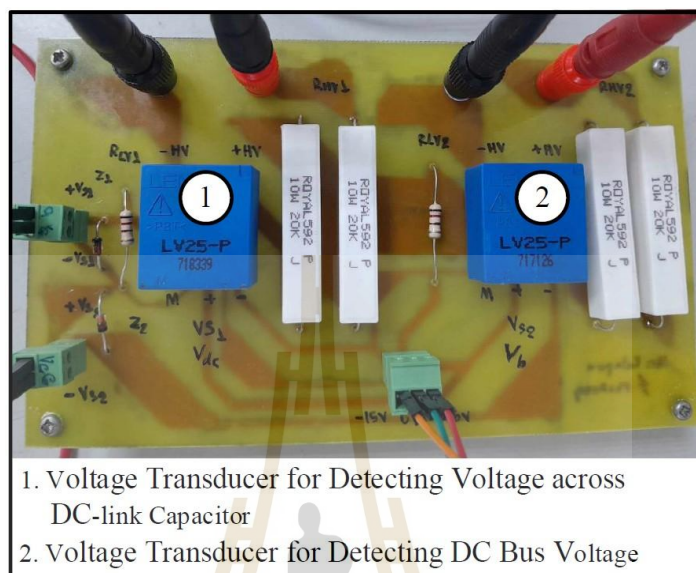


รูปที่ 7.9 วงจรตรวจจับกระแสไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ

วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง

วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงที่ใช้ในการตรวจจับแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (V_{dc}) เพื่อนำไปใช้คำนวณหาสัญญาณพัลส์ (pulse) สำหรับควบคุมการทำงานของสวิตช์ไอจีบีทีทั้ง 6 ตัว ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแยกที่พีจะใช้เซนเซอร์แรงดันเบอร์ LV 25-P ของบริษัท Life Energy Motion ที่มีพิสัยแรงดันไฟฟ้าด้านแรงสูงเท่ากับ 500 V และพิสัยกระแสไฟฟ้าด้านแรงสูงเท่ากับ 10 mA ดังแสดงได้ในรูปที่ 7.10

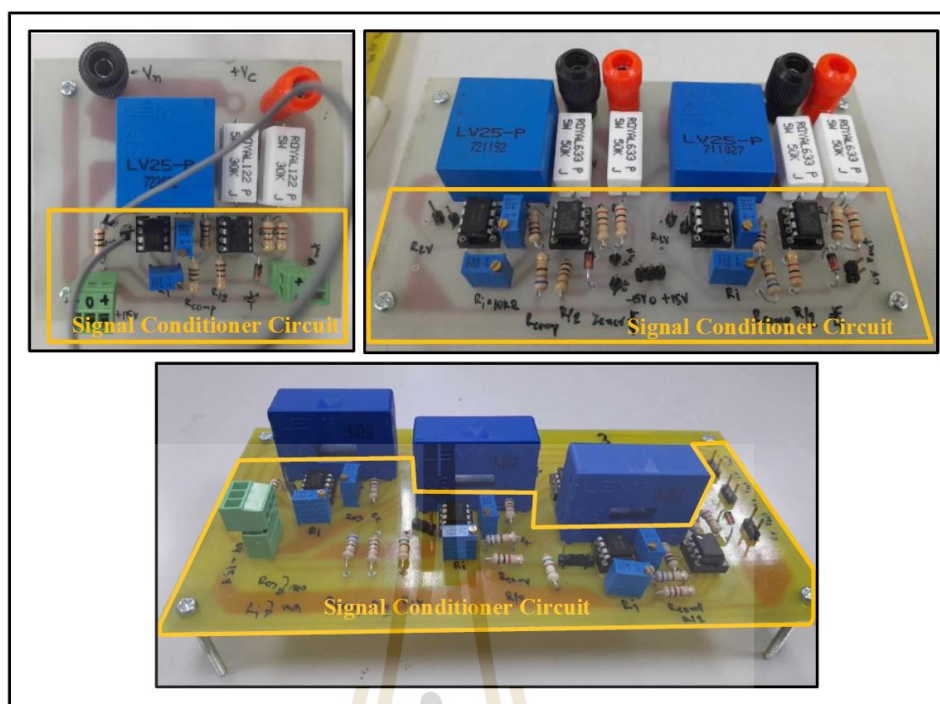
(หมายเลข 1) โดยรายละเอียดการออกแบบวงจรตรวจจับดังกล่าวสามารถศึกษาเพิ่มเติมได้จาก (รัฐพล โพธิ์สังข์, 2563)



รูปที่ 7.10 วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง

วงจรปรับแต่งสัญญาณ

วงจรปรับแต่งสัญญาณของวงจรตรวจจับทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับที่แสดงในรูปที่ 7.11 จะทำหน้าที่ในการปรับขนาดและยกระดับรูปสัญญาณเอาต์พุตของวงจรตรวจจับที่แสดงในรูปที่ 7.8 และรูปที่ 7.9 ให้เป็นสัญญาณไฟฟ้ากระแสตรงและมีค่าอยู่ในช่วง 0 V ถึง 3.3 V เนื่องจากรูปสัญญาณเอาต์พุตดังกล่าวเป็นสัญญาณไฟฟ้ากระแสสลับที่มีค่าอยู่ทั้งในช่วงซีกบวกและซีกลบ ซึ่งไม่เหมาะสมในการอ่านค่าเข้าสู่บอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit เพื่อนำไปใช้ในกระบวนการแปลงดีคิว สำหรับรายละเอียดในการออกแบบวงจรปรับแต่งสัญญาณดังกล่าวสามารถศึกษาเพิ่มเติมได้จาก (ภักดี สวัสดิ์นะที, 2556)



รูปที่ 7.11 วงจรปรับแต่งสัญญาณที่ถูกสร้างขึ้น

ชุดบอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit

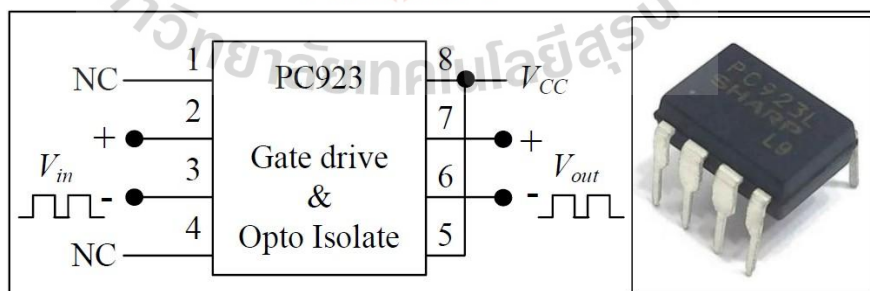
บอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit จะทำหน้าที่ในการคำนวณหาสัญญาณพัลส์ (pulse) สำหรับควบคุมการทำงานของสวิตช์ไอจีบีทีที่กึ่งบน (S_1, S_2, S_3) และกึ่งล่าง (S_4, S_5, S_6) ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟที่แสดงในรูปที่ 7.6 ผ่านกระบวนการทำงานร่วมกันระหว่างการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยเทคนิคลูปยกเล็กและการควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิว โดยอาศัยการอ่านค่าแรงดัน ($V_{s,a}, V_{s,b}$ และ $V_{s,c}$) และกระแสไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับทั้งสามเฟส ($I_{in,abc}$) ที่ได้จากแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับ แรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (V_{dc}) กระแสไฟฟ้าของโหลดทั้งหมด (I_o) และแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) โดยบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ดังกล่าวจะใช้ชิพประมวลผลรุ่น TMS320F28335 ของบริษัท Texas Instruments ที่มีหน่วยประมวลผลสัญญาณดิจิทัล 32 บิตและสัญญาณนาฬิกาประมวลผล 150 MHz หรือ 6.67 ns ต่อหนึ่งรอบสัญญาณนาฬิกา สามารถรองรับการเขียนภาษาซีบนโปรแกรม Code Composer Studio ได้ ซึ่งง่ายต่อการเขียนโปรแกรมสำหรับผู้ใช้งาน นอกจากนี้ยังมีพอร์ตอินพุต พอร์ตเอาต์พุต พอร์ตดิจิทัล พอร์ตแอนะล็อก พอร์ตสร้างสัญญาณ PWM และขนาดหน่วยความจำที่มากเพียงพอต่อการใช้งานอีกด้วย สำหรับรูปร่างของบอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit สามารถแสดงได้ดังในรูปที่ 7.12



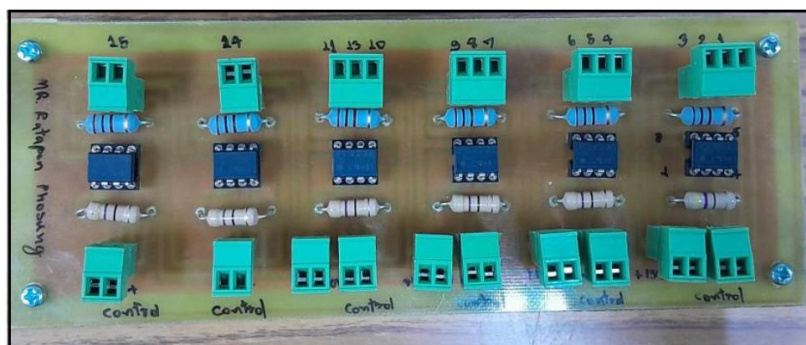
รูปที่ 7.12 ชุดบอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit

วงจรแยกโดดสัญญาณหรือวงจรขับเคลื่อนสำหรับไอจีบีที

วงจรแยกโดดสัญญาณหรือวงจรขับเคลื่อนสำหรับไอจีบีทีที่มีหน้าที่ในการสร้างสัญญาณจุดชนวนเกิดให้กับมอดูลไอจีบีทีรุ่น IPM6MBP50RA120-5 ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟควบคู่ไปกับการแยกกราวด์ระหว่างวงจรทางฝั่งแรงสูงและวงจรทางฝั่งแรงต่ำหรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือ การแยกกราวด์ระหว่างวงจรกำลัง (power circuit) และวงจรควบคุม (control circuit) โดยการสร้างวงจรดังกล่าวในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้เลือกใช้ไอซีเบอร์ PC923 ของบริษัท SHARP ที่แสดงในรูปที่ 7.13 ซึ่งมีอินพุตเป็นสัญญาณพัลส์ (V_{in}) ที่ถูกส่งมาจากบอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit เพื่อควบคุมการทำงานของอุปกรณ์สวิตช์ไอจีบีที หลังจากนั้นไอซีเบอร์ดังกล่าวจะดำเนินการสร้างเอาต์พุตเป็นสัญญาณพัลส์ (V_{out}) ที่มีขนาดเท่ากับแหล่งจ่ายไฟเลี้ยง (V_{cc}) ของวงจรมานั้นคือ 15 V ซึ่งมีค่าเพียงพอสำหรับการจุดชนวนเกิดให้กับอุปกรณ์สวิตช์สำหรับวงจรแยกโดดสัญญาณหรือวงจรขับเคลื่อนที่ถูกสร้างขึ้นสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.14



รูปที่ 7.13 ไอซีเบอร์ PC923 ของบริษัท SHARP



รูปที่ 7.14 วงจรแยกโดดสัญญาณหรือวงจรขับเคลื่อนที่ถูกสร้างขึ้น

7.3.3 วงจรทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง

วงจรทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจะประกอบไปด้วย สายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง วงจรตรวจจับแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง และวงจรตรวจจับกระแสไหลของระบบ ซึ่งรายละเอียดของอุปกรณ์ดังกล่าวสามารถอธิบายได้ดังต่อไปนี้

สายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง



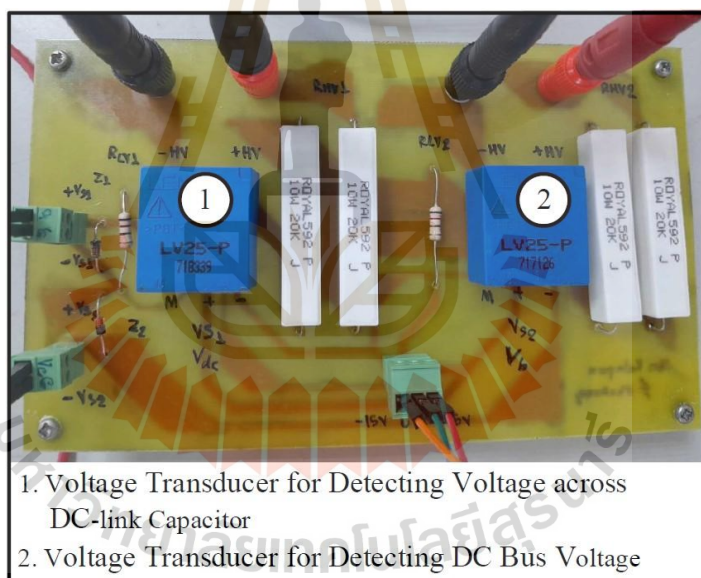
รูปที่ 7.15 สายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง

สำหรับชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาได้นำตัวเหนี่ยวนำที่ผลิตจากบริษัท ESTEL ซึ่งมีขนาดเท่ากับ $30 \mu\text{H}$ พิกัดทนกระแสไฟฟ้าเท่ากับ 40 A ที่แสดงได้ดังในรูปที่ 7.15 มาใช้เป็นสายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง ซึ่งสามารถแทนด้วยวงจรสมมูลอนุกรม

ของตัวต้านทาน (R_c) กับตัวเหนี่ยวนำ (L_c) ของสายส่งกำลังไฟฟ้างแสดงในรูปที่ 7.1 โดยตัวเหนี่ยวนำดังกล่าวจะถูกนำไประบุเอกลักษณ์เพื่อหาค่าที่แท้จริง เนื่องจากค่า R_c และ L_c ของสายส่งจะส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินโดยรวมตามที่ได้รับการอธิบายไว้ในหัวข้อที่ 4.4 ของบทที่ 4

วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้ากระแสตรง

วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจะใช้เซนเซอร์แรงดันเบอร์ LV 25-P ของบริษัท Life Energy Motion ที่แสดงได้ดังรูปที่ 7.16 (หมายเลข 2) ซึ่งจะทำหน้าที่ในการตรวจจับแรงดันไฟฟ้ากระแสตรง (V_d) เพื่อนำไปใช้ในกระบวนการบรรเทาการขาดเสถียรภาพและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวภายในบอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit สำหรับรายละเอียดการออกแบบวงจรตรวจจับดังกล่าวสามารถศึกษาเพิ่มเติมได้จาก (รัฐพล โพธิ์สังข์, 2563)

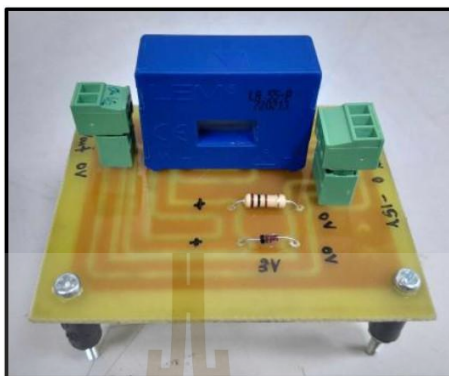


รูปที่ 7.16 วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้ากระแสตรง

วงจรตรวจจับกระแสไหลของระบบ

วงจรตรวจจับกระแสไหลของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินสำหรับชุดทดสอบที่แสดงในรูปที่ 7.17 จะใช้เซนเซอร์กระแสเบอร์ LA 55-P ของบริษัท LEM ที่มีพิสัยของการวัดอยู่ในช่วง 0 A ถึง ± 70 A ซึ่งจะทำหน้าที่ในการตรวจจับกระแสไหลทั้งหมดของระบบ (I_o) โดยอาศัยการคล้องสายไฟลอดผ่านตัวเซนเซอร์เพื่อส่งสัญญาณเอาต์พุตที่ได้ไปประมวลผลภายในบอร์ด DSP

รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit ต่อไป สำหรับวงจรตรวจจับกระแสไหลของระบบที่สร้างขึ้นสามารถแสดงได้ในรูปที่ 7.17



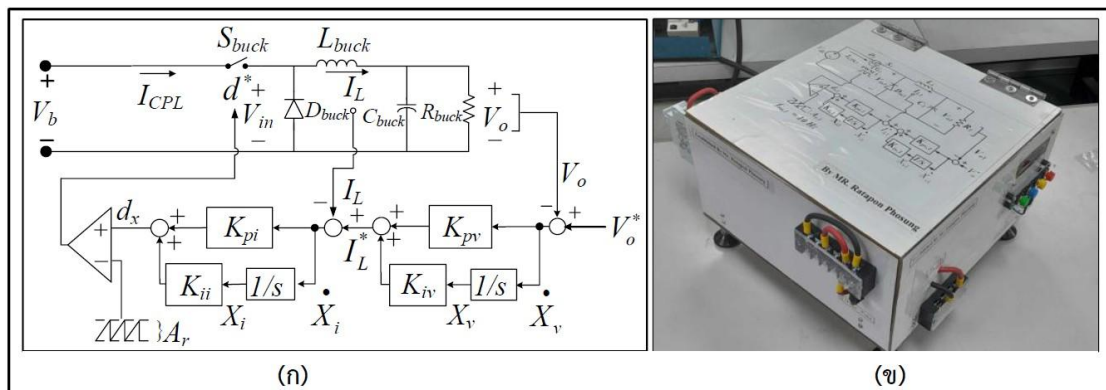
รูปที่ 7.17 วงจรตรวจจับกระแสไหลของระบบ

7.3.4 โหลดต่าง ๆ ของระบบไฟฟ้าที่ศึกษา

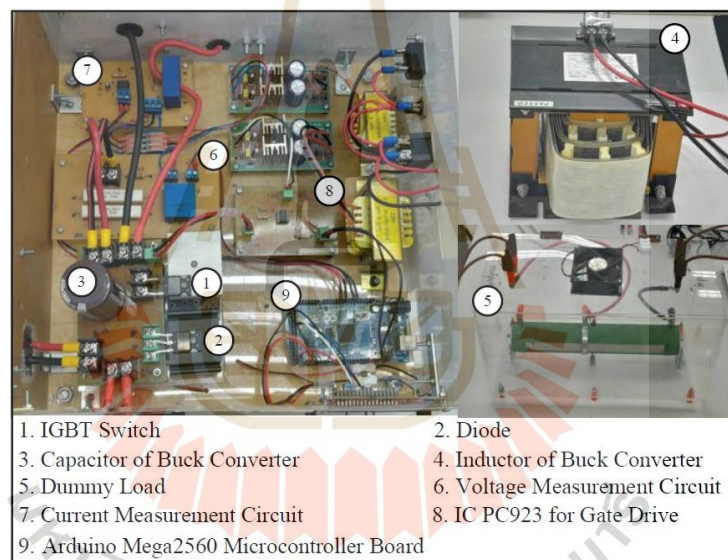
โหลดต่าง ๆ ของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจะประกอบด้วย โหลดวงจรแปลงผันแบบบัคที่มีการควบคุมแบบพีไอ โหลดความต้านทาน และตัวเก็บประจุไฟฟ้า หรือตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง โดยอุปกรณ์ที่ใช้ในการสร้างโหลดดังกล่าวสามารถแสดงรายละเอียดได้ดังนี้

โหลดวงจรแปลงผันแบบบัคที่มีการควบคุมแบบพีไอ

โหลดวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุมซึ่งถูกนำมาใช้แทนโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวแบบอุดมคติในสถาปัตยกรรมจริงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะใช้ โหลดวงจรแปลงผันแบบบัคที่มีการควบคุมแบบพีไอ เนื่องจากโหลดดังกล่าวสามารถควบคุมการทำงานได้ง่าย มีโครงสร้างที่ไม่ซับซ้อน และมีประสิทธิภาพสูง สำหรับแผนภาพการต่อวงจรและวงจรที่สร้างขึ้นจริงของโหลดดังกล่าวสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.18 และส่วนประกอบที่สำคัญของโหลดวงจรแปลงผันแบบบัคที่มีการควบคุมกระแสที่ไหลผ่านตัวเหนี่ยวนำและแรงดันเอาต์พุตที่ตกคร่อมตัวต้านทานสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.19



รูปที่ 7.18 ภาพรวมชุดทดสอบโพลดวงจรแปลงผันแบบบักที่มีการควบคุม (ก) แผนภาพการต่อวงจร (ข) วงจรที่สร้างขึ้น



รูปที่ 7.19 ส่วนประกอบที่สำคัญของโพลดวงจรแปลงผันแบบบัก

จากรูปที่ 7.19 จะเห็นได้ว่า ส่วนประกอบที่สำคัญของโพลดวงจรแปลงผันแบบบัก จะมีทั้งหมด 9 ส่วน ซึ่งแต่ละส่วนจะได้รับการออกแบบโดยอาศัยองค์ความรู้พื้นฐานใน (เทพพนม โสกาเพิ่ม, 2554) และสามารถแสดงรายละเอียดของแต่ละส่วนได้ดังต่อไปนี้

1) ส่วนที่ 1 อุปกรณ์สวิตช์ไอจีบีที (S_{buck}) เบอร์ FGH40N60SMD ของบริษัท onsemi ที่มีพิกัดแรงดันไฟฟ้าเท่ากับ 600 V และพิกัดกระแสไฟฟ้าเท่ากับ 80 A

2) ส่วนที่ 2 ไดโอดกำลัง (D_{buck}) เบอร์ RUG8060 ของบริษัท onsemi ที่มีพิกัดแรงดันไฟฟ้าเท่ากับ 600 V และพิกัดกระแสไฟฟ้าเท่ากับ 80 A

3) ส่วนที่ 3 ตัวเก็บประจุ (C_{buck}) ขนาด 1000 μF ของบริษัท NIPPON ที่มีพิกัดแรงดันไฟฟ้าเท่ากับ 450 V

4) ส่วนที่ 4 ตัวเหนี่ยวนำ (L_{buck}) ขนาด 15 mH ของบริษัท ESTEL ที่มีพิกัดกระแสไฟฟ้าเท่ากับ 10 A

5) ส่วนที่ 5 โหลดความต้านทาน (R_{buck}) ซึ่งเป็นตัวต้านทานปรับค่าได้แบบดัมมี่ (dummy load) ของบริษัท OKK Parts ที่สามารถปรับเปลี่ยนค่าความต้านทานได้ตั้งแต่ 0 Ω ถึง 20 Ω พิกัดกำลังไฟฟ้าเท่ากับ 2.5 kW

6) ส่วนที่ 6 วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตที่ตกคร่อมตัวต้านทานของวงจรแปลงผันแบบบักจะใช้เซนเซอร์แรงดันเบอร์ LV 25-P ของบริษัท Life Energy Motion พิกัดแรงดันไฟฟ้าเท่ากับ 500 V ซึ่งจะทำหน้าที่ในการตรวจจับแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตที่ตกคร่อมตัวต้านทาน (V_o) เพื่อส่งค่าที่ได้ไปประมวลผลภายในบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล AVR รุ่น MEGA2560

7) ส่วนที่ 7 วงจรตรวจจับกระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านตัวเหนี่ยวนำของวงจรแปลงผันแบบบักจะใช้เซนเซอร์กระแสเบอร์ LA 55-P ของบริษัท LEM ที่มีพิกัดของการวัดอยู่ในช่วง 0 A ถึง ± 70 A ซึ่งจะทำหน้าที่ในการตรวจจับกระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านตัวเหนี่ยวนำ (I_L) โดยอาศัยการคล้องสายไฟลอดผ่านตัวเซนเซอร์เพื่อส่งสัญญาณเอาต์พุตที่ได้ไปประมวลผลภายในบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล AVR รุ่น MEGA2560

8) ส่วนที่ 8 ไอซีสำหรับขับเกทและแยกโหนดสัญญาณเบอร์ PC923 ของบริษัท SHARP จะทำหน้าที่ยกระดับสัญญาณพัลส์ที่ได้จากบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล AVR รุ่น MEGA2560 ให้มีขนาดที่เหมาะสมและเพียงพอต่อการจุดฉนวนเกตอุปกรณ์สวิตช์ไอจีบีทีเบอร์ FGH40N60SMD พร้อมทั้งแยกกราวด์ด้านแรงสูงของวงจรแปลงผันแบบบักออกจากด้านแรงต่ำ

9) ส่วนที่ 9 บอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล AVR รุ่น MEGA2560 ซึ่งภายในบอร์ดดังกล่าวจะใช้ชิพไมโครคอนโทรลเลอร์ ATMEGA2560 ที่เป็นชิพตระกูล AVR ของบริษัท ATMEL โดยบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ดังกล่าวจะทำหน้าที่ในการสร้างและส่งออกสัญญาณ PWM สำหรับควบคุมการทำงานของอุปกรณ์สวิตช์ไอจีบีที (S_{buck}) ของวงจรแปลงผันแบบบักโดยอาศัยการรับค่าแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตที่ตกคร่อมตัวต้านทาน (V_o) และกระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านตัวเหนี่ยวนำ (I_L) ร่วมกับการประมวลผลของตัวควบคุมพีไอ 2 รูปต่อกันแบบคาสเคดภายในบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ โดยการสร้างสัญญาณ PWM ในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะใช้ฟังก์ชันการสร้างสัญญาณพีดีบีเลเยอร์โหมด Phase and Frequency Correct PWM ของบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล AVR รุ่น MEGA2560 ซึ่งเป็นการสร้างสัญญาณพัลส์ที่อาศัยตัวจับและนับเวลาร่วมกับสัญญาณนาฬิกาของบอร์ด สำหรับพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอของวงจรแปลงผันแบบบักสามารถ

แสดงได้ดังในตารางที่ 7.1 ซึ่งจะได้รับการออกแบบด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม โดยสามารถศึกษาเพิ่มเติมได้จาก (โกศล ชัยเจริญอุดมรุ่ง, 2554, รัฐพล โพธิ์สังข์, 2563)

ตารางที่ 7.1 พารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอของวงจรแปลงผันแบบบัก

พารามิเตอร์	ค่า	รายละเอียด
K_{pv}	0.0314	พารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีของลูปรองแรงดันไฟฟ้าสำหรับวงจรแปลงผันแบบบัก ($\zeta_v = 0.5$ และ $\omega_{nv} = 2\pi \times 5 \text{ rad/s}$)
K_{iv}	0.9870	พารามิเตอร์ของตัวควบคุมไอของลูปรองแรงดันไฟฟ้าสำหรับวงจรแปลงผันแบบบัก ($\zeta_v = 0.5$ และ $\omega_{nv} = 2\pi \times 5 \text{ rad/s}$)
K_{pi}	4.7124	พารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีของลูประแสไฟฟ้าสำหรับวงจรแปลงผันแบบบัก ($\zeta_i = 0.5$ และ $\omega_{ni} = 2\pi \times 50 \text{ rad/s}$)
K_{ii}	1480.4	พารามิเตอร์ของตัวควบคุมไอของลูประแสไฟฟ้าสำหรับวงจรแปลงผันแบบบัก ($\zeta_i = 0.5$ และ $\omega_{ni} = 2\pi \times 50 \text{ rad/s}$)

โหลดความต้านทาน

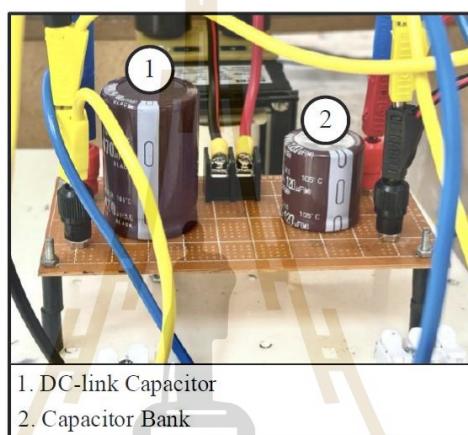
โหลดความต้านทานที่ใช้แทนระบบป้องกันน้ำแข็งเกราะบนปีกเครื่องบินในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้ใช้ตัวต้านทานปรับค่าได้ที่แสดงในรูปที่ 7.20 ซึ่งสามารถปรับเปลี่ยนค่าความต้านทานได้ตั้งแต่ 0 Ω ถึง 1847 Ω และมีพิกัดกำลังไฟฟ้าเท่ากับ 100 W



รูปที่ 7.20 โหลดความต้านทานของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

ตู้ตัวเก็บประจุไฟฟ้าหรือตู้เก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง

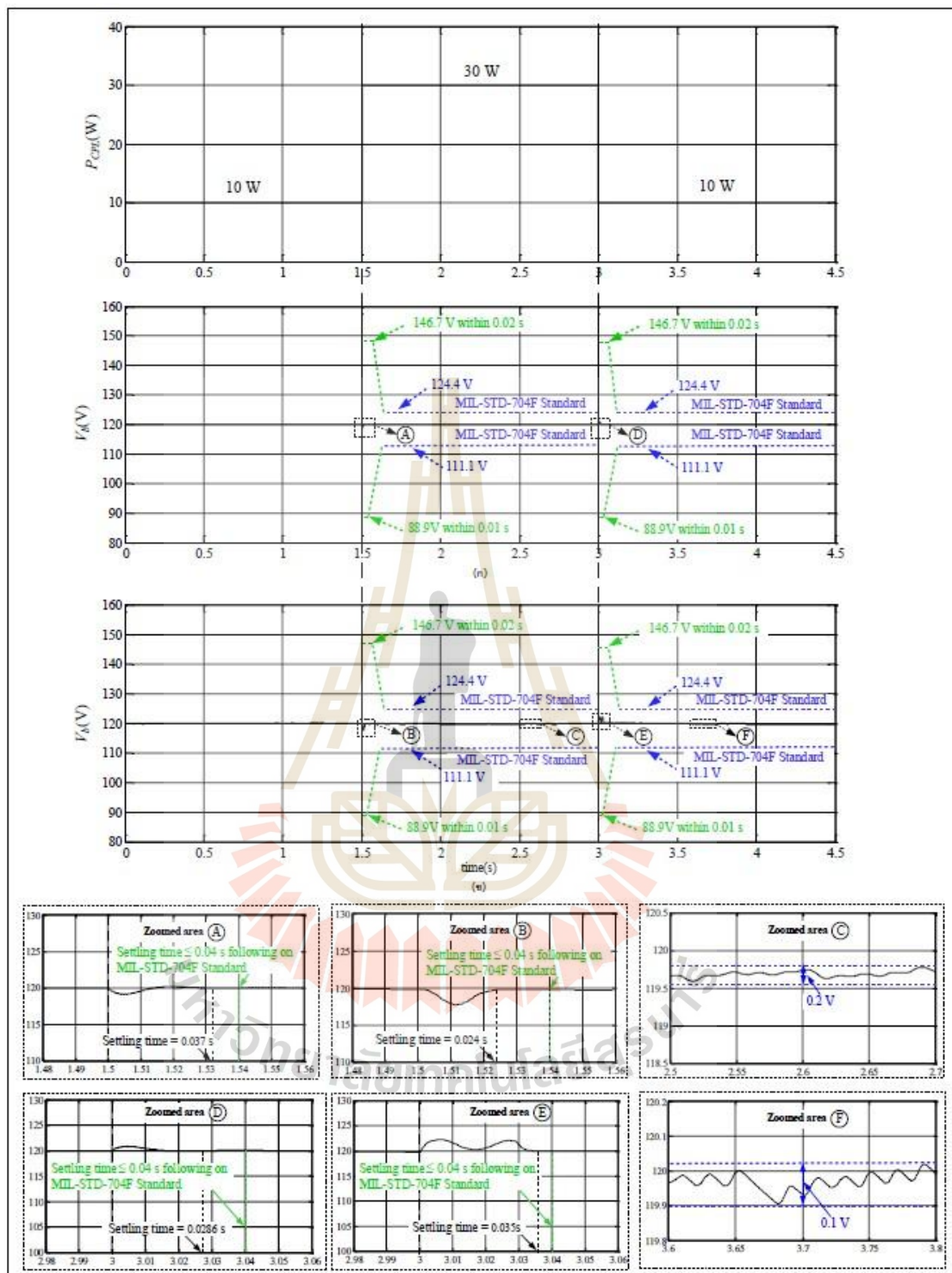
ตู้ตัวเก็บประจุไฟฟ้าหรือตู้เก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (C_b) ซึ่งทำหน้าที่ในการลดการกระเพื่อมของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงให้มีรูปสัญญาณที่ราบเรียบมากยิ่งขึ้นจะใช้ตัวเก็บประจุที่ผลิตโดยบริษัท NIPPON มีขนาดเท่ากับ $220\ \mu\text{F}$ พิกัดแรงดันไฟฟ้าเท่ากับ $450\ \text{V}$ ดังแสดงได้ในรูปที่ 7.21 (หมายเลข 2) โดยตัวเก็บประจุดังกล่าวจะถูกนำไปประกอบเข้ากับระบบเนื่องจากค่าความจุไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงจะส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบโดยตรง ตามที่ได้อธิบายไว้แล้วอย่างละเอียดในหัวข้อที่ 4.4 ของบทที่ 4



รูปที่ 7.21 ตู้ตัวเก็บประจุไฟฟ้าหรือตู้เก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง

7.3.5 การทดสอบสมรรถนะการควบคุมของชุดทดสอบตามมาตรฐาน MIL-STD-704F

การทดสอบสมรรถนะการควบคุมของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจะอาศัยการพิจารณาผลตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ที่ได้จากการจำลองสถานการณ์ผ่านชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB และผลการทดสอบจริงภายในห้องปฏิบัติการ ภายใต้เงื่อนไขการทำงานเดียวกันที่แสดงได้ดังในรูปที่ 7.22 (ก) และ 7.22 (ข) ตามลำดับ โดยกำหนดให้แรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง V_b มีค่าเท่ากับ $120\ \text{V}$ และทำการเปลี่ยนแปลงระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) จาก $10\ \text{W}$ ไปเป็น $30\ \text{W}$ และจาก $30\ \text{W}$ ไปเป็น $10\ \text{W}$ ที่เวลา 1.5 วินาที และ 3 วินาที ตามลำดับ



รูปที่ 7.22 ผลการทดสอบสมรรถนะการควบคุมแรงดันไฟฟ้ากระแสตรง (ก) ชุดบล็อก

SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB (ข) ชุดทดสอบจริงภายในห้องปฏิบัติการ

จากรูปที่ 7.22 จะสังเกตได้ว่า ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ได้รับการสร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการมีสมรรถนะการควบคุมแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรงที่ดีและเป็นไปตามที่กรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F กำหนดไว้ทุกประการ ถึงแม้ว่าระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจะมีการเพิ่มขึ้นจาก 10 W ไปเป็น 30 W และจาก 30 W ไปเป็น 10 W ที่เวลา 1.5 วินาที และ 3 วินาที ตามลำดับ โดยดูได้จากขนาดของแรงดันไฟฟ้าในสถานะชั่วคราวที่มีการพุ่งลงทางด้านลบและพุ่งเกินไม่เกิน 88.9 V และ 146.7 V ตามลำดับ ในขณะที่แรงดันไฟฟ้าในสถานะอยู่ตัวยังคงมีค่าอยู่ในช่วง 111.1 V ถึง 124.4 V อีกทั้งยังมีแรงดันพลี้น้อยกว่า 2.7 V และสามารถเข้าสู่สถานะอยู่ตัวภายในระยะเวลา 0.04 วินาที ดังนั้นจึงถือได้ว่า ชุดทดสอบที่ได้รับการสร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการสามารถทำงานตามการโปรแกรมคำสั่งได้อย่างถูกต้องแม่นยำ ซึ่งเหมาะสำหรับการนำไปใช้ในการศึกษาวิจัยด้านเสถียรภาพต่อไป

7.4 การศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

7.4.1 การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของชุดทดสอบ

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจะอาศัยการประยุกต์ใช้ทฤษฎีการแปลงดีคิวของปาร์คเพื่อเปลี่ยนแบบจำลองที่ขึ้นอยู่กับเวลาของชุดทดสอบ อันเนื่องมาจากพฤติกรรมการทำงานของแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสสมดุล วงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ และอุปกรณ์สวิตช์ภายในวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟที่แสดงได้ดังในรูปที่ 7.1 ให้เป็นแบบจำลองที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลา ซึ่งมีความเหมาะสมและเพียงพอต่อการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบต่อไป โดยรายละเอียดของการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาสามารถอธิบายไว้พอสังเขปได้ดังนี้

โดยเริ่มต้นจากการพิจารณาแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสสมดุล ($V_{s,abc}$) ซึ่งมีสมการของแหล่งจ่ายแสดงได้ดังสมการที่ (7-1) (รัฐพล โพธิ์สังข์, 2563, อภิชัย สุษะพันธ์, 2564) และเมื่อทำการแปลงให้อยู่บนแกนดีคิวโดยอาศัยวิธีการแปลงของปาร์คจะได้สมการแหล่งจ่ายบนแกนดีคิวดังแสดงได้ในสมการที่ (7-2)

$$\begin{bmatrix} V_{s,a} \\ V_{s,b} \\ V_{s,c} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_m \sin(\omega t) \\ V_m \sin\left(\omega t - \frac{2\pi}{3}\right) \\ V_m \sin\left(\omega t - \frac{4\pi}{3}\right) \end{bmatrix} \quad (7-1)$$

$$\begin{bmatrix} V_{sd} \\ V_{sq} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_m \cos(\phi_s - \phi) \\ V_m \sin(\phi_s - \phi) \end{bmatrix} \quad (7-2)$$

เมื่อ V_m คือ แรงดันค่ายอดของแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับ

ϕ_s คือ มุมเฟสที่บัสแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับ

ϕ คือ มุมสำหรับการหมุนแกนดีคิว

V_{sd} คือ แรงดันไฟฟ้าของแหล่งจ่ายบนแกนดี

V_{sq} คือ แรงดันไฟฟ้าของแหล่งจ่ายบนแกนคว

ดำเนินการในลักษณะเดียวกันกับวงจรทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับที่ประกอบด้วยตัวต้านทานภายในตัวเหนี่ยวนำ ($R_{f,abc}$) ต่ออนุกรมกับตัวเหนี่ยวนำ ($L_{f,abc}$) ของวงจรที่แสดงได้ดังในรูปที่ 7.1 จะสามารถคำนวณหาแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมวงจรดังกล่าวได้ดังสมการที่ (7-3) พร้อมทั้งแปลงสมการดังกล่าวให้อยู่บนแกนดีคิวโดยอาศัยทฤษฎีการแปลงดีคิวของปาร์คได้ดังสมการที่ (7-4) (รัฐพล โพธิ์สังข์, 2563, อภิชัย สุยะพันธ์, 2564)

$$\Delta \mathbf{V}_{\text{drop},abc} = R_f \mathbf{I}_{abc} + L_f \frac{d}{dt} \mathbf{I}_{abc} \quad (7-3)$$

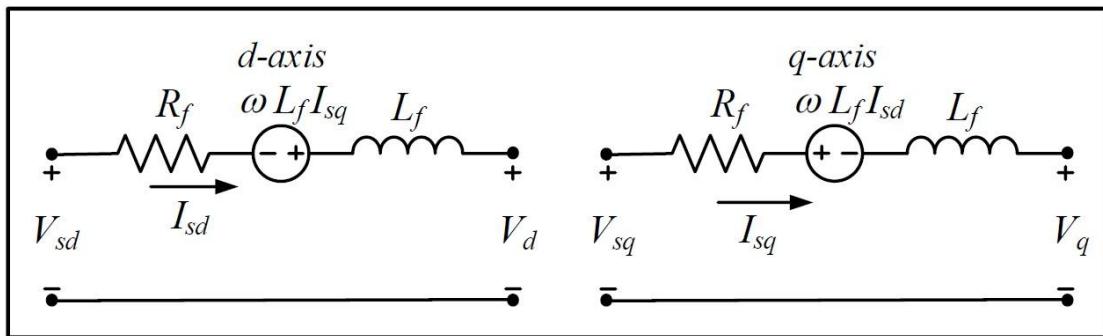
$$\begin{cases} \Delta V_d = R_f I_{sd} - \omega L_f I_{sq} + L_f \frac{d}{dt} I_{sd} \\ \Delta V_q = R_f I_{sq} + \omega L_f I_{sd} + L_f \frac{d}{dt} I_{sq} \end{cases} \quad (7-4)$$

เมื่อ ω คือ ความถี่เชิงมุมของแหล่งจ่ายแรงดันไฟฟ้ากระแสสลับ

I_{sd} คือ กระแสไฟฟ้าบนแกนดี

I_{sq} คือ กระแสไฟฟ้าบนแกนคว

จากสมการที่ (7-4) สามารถแปลงสมการดังกล่าวให้อยู่ในรูปของวงจรสมมูลอนุกรมของตัวต้านทานภายในตัวเหนี่ยวนำกับตัวเหนี่ยวนำของวงจรสามเฟสที่อยูบนแกนดีคิวแสดงได้ดังรูปที่ 7.23

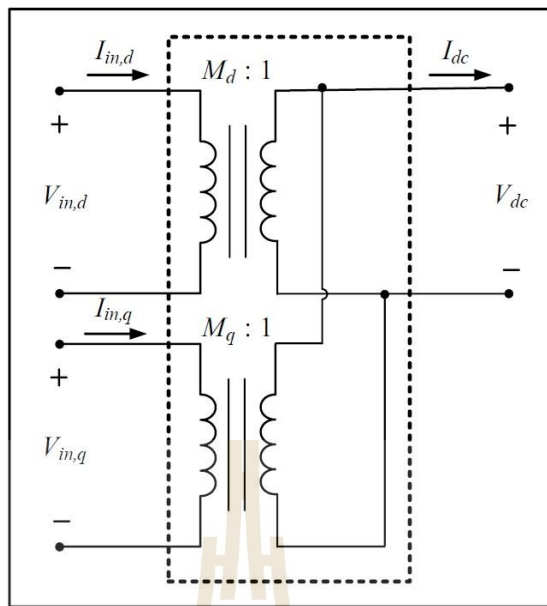


รูปที่ 7.23 วงจรสมมูลของวงจรทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับบนแกนดีคิว

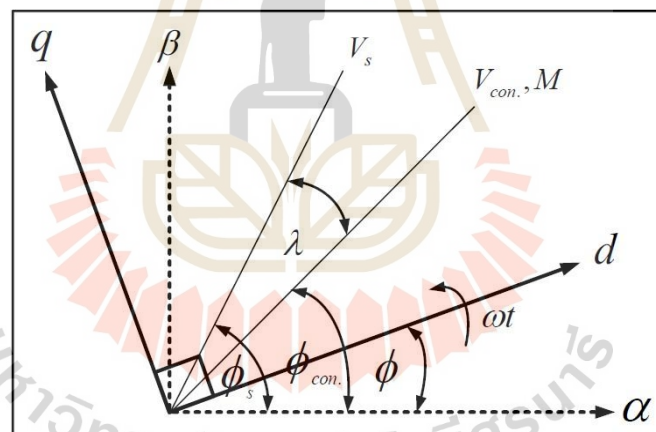
ในลำดับต่อมาพิจารณาวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ ซึ่งจะเห็นได้ว่า วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟของชุดทดสอบที่แสดงได้ในรูปที่ 7.1 มีโครงสร้างเดียวกันกับ วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงที่แสดงได้ใน รูปที่ 3.3 ของบทที่ 3 ดังนั้นเมื่อดำเนินการกำจัดพฤติกรรมการทำงานของอุปกรณ์สวิตช์โดยอาศัย ทฤษฎีการแปลงดีคิวของปาร์คจะได้ฟังก์ชันการสวิตช์และวงจรสมมูลของวงจรเรียงกระแสภาคหน้า แบบแอคทีฟในรูปของหม้อแปลงไฟฟ้าบนแกนดีคิวได้ดังสมการที่ (7-5) และรูปที่ 7.24 ซึ่งเป็นสมการ ของฟังก์ชันการสวิตช์และวงจรสมมูลของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟเดียวกันกับสมการที่ (3-5) และรูปที่ 3.4 ของบทที่ 3 ตามลำดับ

$$\mathbf{M}_{dq} = \frac{m}{2} \begin{bmatrix} \cos(\phi - \phi_{con.}) \\ -\sin(\phi - \phi_{con.}) \end{bmatrix} \quad (7-5)$$

เมื่อ $\mathbf{M}_{dq} = \begin{bmatrix} M_d \\ M_q \end{bmatrix}$ และ ϕ คือ มุมเฟสที่ใช้ในการหมุนแกนดีคิว



รูปที่ 7.24 วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟบนแกนดีคิ

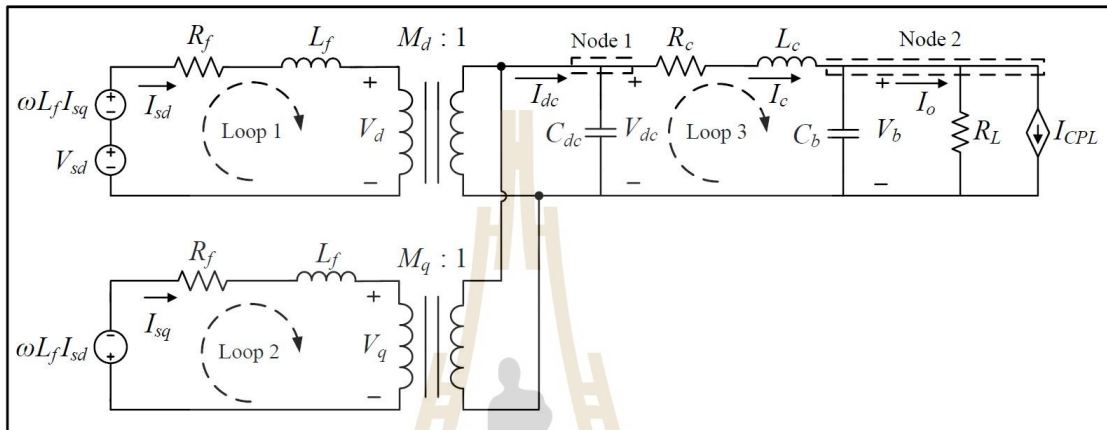


รูปที่ 7.25 แผนภาพเวกเตอร์สำหรับการแปลงดีคิของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

สำหรับแผนภาพเวกเตอร์การแปลงดีคิของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาแสดงได้ดังรูปที่ 7.25 จะเห็นได้ว่า เมื่อทำการกำหนดให้มุมเฟสที่ใช้ในการหมุนแกนดีคิ (ϕ) เท่ากับมุมเฟสที่บัสไฟฟ้ากระแสสลับ (ϕ_s) หรือเท่ากับมุมเฟสที่บัสวงจรแปลงผัน (ϕ_{con}) รวมกับมุมต่างเฟสระหว่างบัสไฟฟ้ากระแสสลับและบัสวงจรแปลงผัน (λ) จะได้ฟังก์ชันการสวิตช์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟและแรงดันของแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสสมดุลบนแกนดีคิแสดงได้ดังสมการที่ (7-6) และสมการที่ (7-7) ตามลำดับ

$$\mathbf{M}_{dq} = \frac{m}{2} \begin{bmatrix} \cos(\lambda) \\ -\sin(\lambda) \end{bmatrix} \quad (7-6)$$

$$\begin{bmatrix} V_{sd} \\ V_{sq} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_m \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7-7)$$

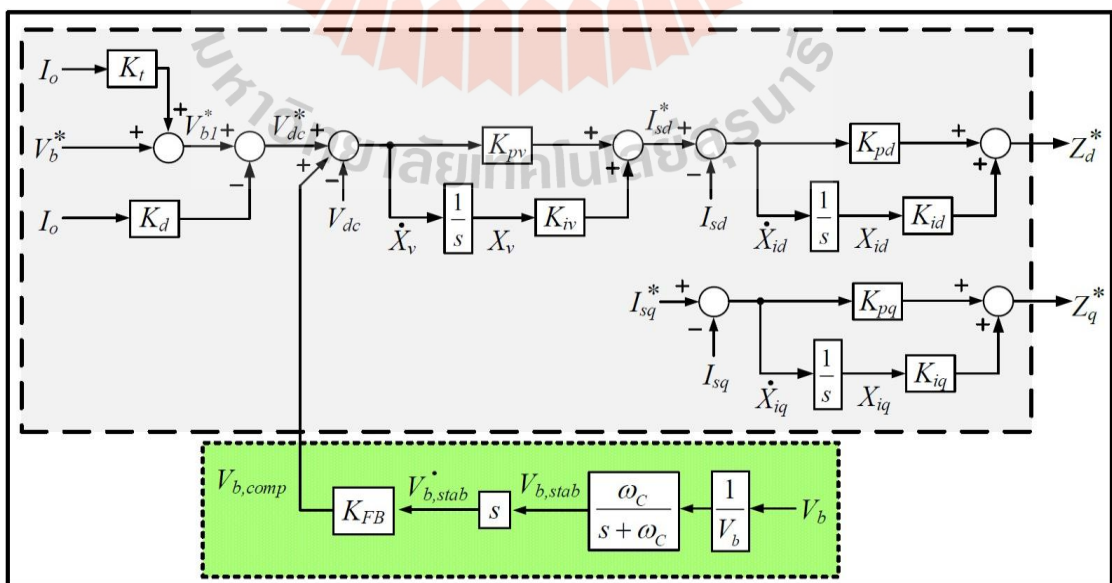


รูปที่ 7.26 วงจรสมมูลอย่างง่ายบนแกนดีคิวของชุดทดสอบกรณีที่ไม่มี feedback

จากการกำจัดการทำงานของแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสสมดุล วงจรช่องทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ และอุปกรณ์สวิตช์ทั้ง 6 ตัวของวงจรเรียงกระแสภาคหน้า แบบแอคทีฟด้วยวิธีการแปลงของปาร์กที่ได้กล่าวมาข้างต้น จึงทำให้ได้วงจรสมมูลอย่างง่ายบนแกนดีคิวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินในกรณีที่ไม่มี feedback ดังแสดงในรูปที่ 7.26 และเมื่อดำเนินการวิเคราะห์ห้วงรอบที่ 1 ถึงห้วงรอบที่ 3 (Loop 1 – Loop 3) และวิเคราะห์โหนดที่ 1 ถึงโหนดที่ 2 (Node 1 – Node 2) ของวงจรในรูปที่ 7.26 ด้วยกฎแรงดันของเคอร์ชอฟฟ์และกฎกระแสของเคอร์ชอฟฟ์ ตามลำดับ จะได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของชุดทดสอบในกรณีที่ไม่มี feedback ดังแสดงได้ในสมการที่ (7-8) โดยสมการที่ได้ดังกล่าวจะถูกนำไปใช้ต่อยอดและพัฒนาเพื่อสร้างแบบจำลองที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของชุดทดสอบในกรณีที่มีการควบคุมและการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ซึ่งจะได้รับการนำเสนอเป็นลำดับถัดไป

$$\begin{cases} \dot{I}_{sd} = -\frac{R_f}{L_f} I_{sd} + \omega I_{sq} + \frac{1}{L_f} V_{sd} - \frac{M_d}{L_f} V_{dc} \\ \dot{I}_{sq} = -\omega I_{sd} - \frac{R_f}{L_f} I_{sq} - \frac{M_q}{L_f} V_{dc} \\ \dot{V}_{dc} = \frac{3M_d}{2C_{dc}} I_d + \frac{3M_q}{2C_{dc}} I_q - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\ \dot{I}_c = \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \\ \dot{V}_b = \frac{1}{C_b} I_c - \frac{1}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b V_b} \end{cases} \quad (7-8)$$

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของชุดทดสอบในกรณีที่มีการควบคุมและการบรรเทาการขาดเสถียรภาพจะอาศัยเพียงการพิจารณาและวิเคราะห์ตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิวและเทคนิคการแยกเล็กที่แสดงในกรอบพื้นที่สี่เหลี่ยมและพื้นที่สี่เหลี่ยมของรูปที่ 7.1 เท่านั้น เพื่อนำมาพัฒนาต่อยอดแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของชุดทดสอบในสมการที่ (7-8) สำหรับกระบวนการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการดั้งเดิมและอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาข่ายปรับตัว ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 7.4.3 และ 7.4.4 ตามลำดับ โดยโครงสร้างภายในของตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิวและเทคนิคการแยกเล็กของชุดทดสอบสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.27



รูปที่ 7.27 โครงสร้างภายในของตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิวและเทคนิคการแยกเล็กของชุดทดสอบ

จากรูปที่ 7.27 จะเห็นได้ว่า ตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิวของชุดทดสอบที่แสดงในพื้นที่สี่เทาจะแบ่งออกเป็น 2 ลูปคือ ลูปภายในและลูปภายนอก โดยลูปภายในจะประกอบด้วย 2 ส่วนคือ ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนดีและตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนคิว ส่วนลูปภายนอกจะประกอบไปด้วย 3 ส่วนคือ ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า ตัวควบคุมแบบดรู๊ป และตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้า ซึ่งจะเหมือนกันกับตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูง ดังนั้นการออกแบบตัวควบคุมของชุดทดสอบดังกล่าวจะอาศัยขั้นตอนและแนวทางเดียวกันกับการออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงในบทที่ 3 แต่จะแตกต่างกันเพียงเล็กน้อยในส่วนของารออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้านั้นคือการออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนดีและแกนคิวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงจะอาศัยการหาฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดจากสมการพลวัตของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร ในขณะที่การออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนดีและแกนคิวของชุดทดสอบจะอาศัยการหาฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดจากสมการแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมวงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับแทน

เมื่อดำเนินการตามขั้นตอนและแนวทางในการออกแบบตัวควบคุมที่ได้นำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 3.3.3 ของบทที่ 3 จะได้สมการที่ใช้ในการออกแบบพารามิเตอร์ของตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนดี ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนคิว ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า ตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้า และตัวควบคุมแบบดรู๊ป ดังแสดงได้ในสมการที่ (7-9) สมการที่ (7-10) สมการที่ (7-13) อสมการที่ (7-14) และสมการที่ (7-15) ตามลำดับ

$$\begin{cases} K_{pd} = 2\zeta_i \omega_{ni} L_f - R_f \\ K_{id} = \omega_{ni}^2 L_f \end{cases} \quad (7-9)$$

$$\begin{cases} K_{pq} = 2\zeta_i \omega_{ni} L_f - R_f \\ K_{iq} = \omega_{ni}^2 L_f \end{cases} \quad (7-10)$$

เมื่อพจน์ชดเชยของตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนดีและแกนคิว สามารถคำนวณได้จากสมการที่ (7-11) และสมการที่ (7-12) ตามลำดับ

$$V_d' = V_{sd} - V_d + \omega L_f I_{sq} \quad (7-11)$$

$$V_q' = V_{sq} - V_q + \omega L_f I_{sd} \quad (7-12)$$

$$\begin{cases} K_{pv} = \frac{8\zeta_v \omega_{nv} C_{dc}}{3m} \\ K_{iv} = \frac{4C_{dc} \omega_{nv}^2}{3m} \end{cases} \quad (7-13)$$

$$\begin{cases} \text{if } \frac{1}{3} < r \leq 1 \\ \quad R_L \frac{1-r}{1+r} < K_t \leq \frac{R_L}{2} \left(\sqrt{1+\frac{1}{r}} - 1 \right) \\ \text{if } r > 1 \\ \quad 0 < K_t \leq \frac{R_L}{2} \left(\sqrt{1+\frac{1}{r}} - 1 \right) \end{cases} \quad (7-14)$$

$$K_d = K_t \quad (7-15)$$

เมื่อ r คือ อัตราส่วนระหว่างกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) และกำลังไฟฟ้าของโหลดความต้านทาน (P_{R_L})

สำหรับเทคนิคปลูกเล็กที่แสดงในกรอบพื้นที่สีเขียวของรูปที่ 7.27 จะทำหน้าที่ในการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาโดยอาศัยการตรวจจับแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ในรูปแบบผกผันผ่านตัวกรองผ่านต่ำ ($\frac{\omega_c}{s + \omega_c}$) โดยค่าความถี่ตัดผ่านของตัวกรองผ่านต่ำสำหรับชุดทดสอบ (ω_c) จะกำหนดให้มีค่าเท่ากับ 1.25 เท่าของความถี่โรแนนซ์ (ω_r) ที่สามารถคำนวณได้จากสมการที่ (7-16) จากนั้นนำแรงดันไฟฟ้าสำหรับการสร้างเสถียรภาพ ($V_{b,stab}$) ที่ได้มาหาอนุพันธ์ของสัญญาณและปรับคูณกับค่าอัตราขยายป้อนกลับ (K_{FB}) เพื่อสร้างสัญญาณชดเชย ($V_{b,comp}$) ที่แสดงได้ดังสมการที่ (7-17) ป้อนไปยังลู่วัดควบคุมแรงดันของตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิวเพื่อกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL})

$$\omega_r = \frac{1}{\sqrt{L_c C_b}} \quad (7-16)$$

$$V_{b,comp} = K_{FB} s \frac{\omega_c}{s + \omega_c} \cdot \left(\frac{1}{V_b} \right) \quad (7-17)$$

เมื่อวิเคราะห์โครงสร้างภายในของตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิวและเทคนิค ลูปยกเล็กโดยอาศัยทฤษฎีระบบควบคุม พร้อมทั้งการเพิ่มตัวแปรสถานะของระบบ (X_{id} X_{iq} X_v และ $V_{b,stab}$) จะสามารถเขียนสมการของตัวควบคุมได้ดังสมการที่ (7-18) และเมื่อพิจารณาความสัมพันธ์ ระหว่างแรงดันไฟฟ้าอินพุตและเอาต์พุตของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟบนแกนดีคิวที่ ได้รับการนำเสนอไว้แล้วในบทที่ 3 หรือสามารถแสดงอีกครั้งได้ดังสมการที่ (7-19) รวมทั้งพจน์ชดเชย บนแกนดีในสมการที่ (7-11) และแกนคิวในสมการที่ (7-12) จะสามารถคำนวณหาฟังก์ชันการสวิตช์ ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟในกรณีที่ระบบมีตัวควบคุมบนแกนดี (M_d^*) และแกนคิว (M_q^*) แสดงได้ดังสมการที่ (7-20) และ (7-21) ตามลำดับ

$$\begin{cases} Z_d^* = -K_{pd} I_{sd} - K_{pv} K_{pd} V_{dc} + K_{iv} K_{pd} X_v + K_{id} X_{id} + K_{pv} K_{pd} V_b^* \\ \quad + \frac{K_{pv} K_{pd} K_t V_b}{R_L} + \frac{K_{pv} K_{pd} K_t P_{CPL}}{V_b} - \frac{K_{pv} K_{pd} K_d V_b}{R_L} - \frac{K_{pv} K_{pd} K_d P_{CPL}}{V_b} \\ \quad + \frac{K_{pv} K_{pd} K_{FB} \omega_c}{V_b} - K_{pv} K_{pd} K_{FB} \omega_c V_{b,stab} \\ Z_q^* = -K_{pq} I_{sq} + K_{iq} X_{iq} + K_{pq} I_{sq}^* \end{cases} \quad (7-18)$$

$$\mathbf{V}_{in,dq} = \mathbf{M}_{dq} V_{dc} \quad (7-19)$$

$$\text{เมื่อ } \mathbf{V}_{in,dq} = \begin{bmatrix} V_{in,d} \\ V_{in,q} \end{bmatrix}$$

$$\begin{cases} M_d^* = \frac{V_d}{V_{dc}} \\ M_d^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) (-Z_d^* + V_{sd} + \omega L_f I_{sq}) \\ M_d^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) \left(K_{pd} I_{sd} + K_{pv} K_{pd} V_{dc} - K_{iv} K_{pd} X_v - K_{id} X_{id} - K_{pv} K_{pd} V_b^* \right. \\ \quad - \frac{K_{pv} K_{pd} K_i V_b}{R_L} - \frac{K_{pv} K_{pd} K_i P_{CPL}}{V_b} + \frac{K_{pv} K_{pd} K_d V_b}{R_L} + \frac{K_{pv} K_{pd} K_d P_{CPL}}{V_b} \\ \quad \left. - \frac{K_{pv} K_{pd} K_{FB} \omega_C}{V_b} + K_{pv} K_{pd} K_{FB} \omega_C V_{b,stab} + V_{sd} + \omega L_f I_{sq} \right) \end{cases} \quad (7-20)$$

$$\begin{cases} M_q^* = \frac{V_q}{V_{dc}} \\ M_q^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) (Z_q^* - \omega L_f I_{sd}) \\ M_q^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) (K_{pq} I_{sq} - K_{iq} X_{iq} - K_{pq} I_{sq}^* - \omega L_f I_{sd}) \end{cases} \quad (7-21)$$

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของชุดทดสอบในกรณีที่มีการควบคุมและการบรรเทาการขาดเสถียรภาพสามารถทำได้โดยการแทนค่า M_d และ M_q ในสมการที่ (7-8) ด้วย M_d^* และ M_q^* ในสมการที่ (7-20) และ (7-21) ตามลำดับ ดังนั้นจะได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของชุดทดสอบในกรณีที่มีการควบคุมด้วยตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิวและการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคปลูกเล็กแสดงได้ดังสมการที่ (7-22) ซึ่งจะเห็นได้ว่า แบบจำลองดังกล่าวเป็นแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นซึ่งเหมาะสำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟสเพียงเท่านั้น ดังนั้นจึงมีความจำเป็นในการเปลี่ยนแปลงแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นในสมการที่ (7-22) ไปเป็นแบบจำลองที่เป็นเชิงเส้นเพื่อให้เหมาะสมกับการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงด้วยเช่นกัน สำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้นำวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นของอนุกรมเทย์เลอร์อันดับที่หนึ่งมาใช้ในการเปลี่ยนแบบจำลองดังกล่าวให้เป็นแบบจำลองที่เป็นเชิงเส้น โดยสมการในรูปแบบทั่วไปของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้นสามารถแสดงดังสมการที่ (7-23)

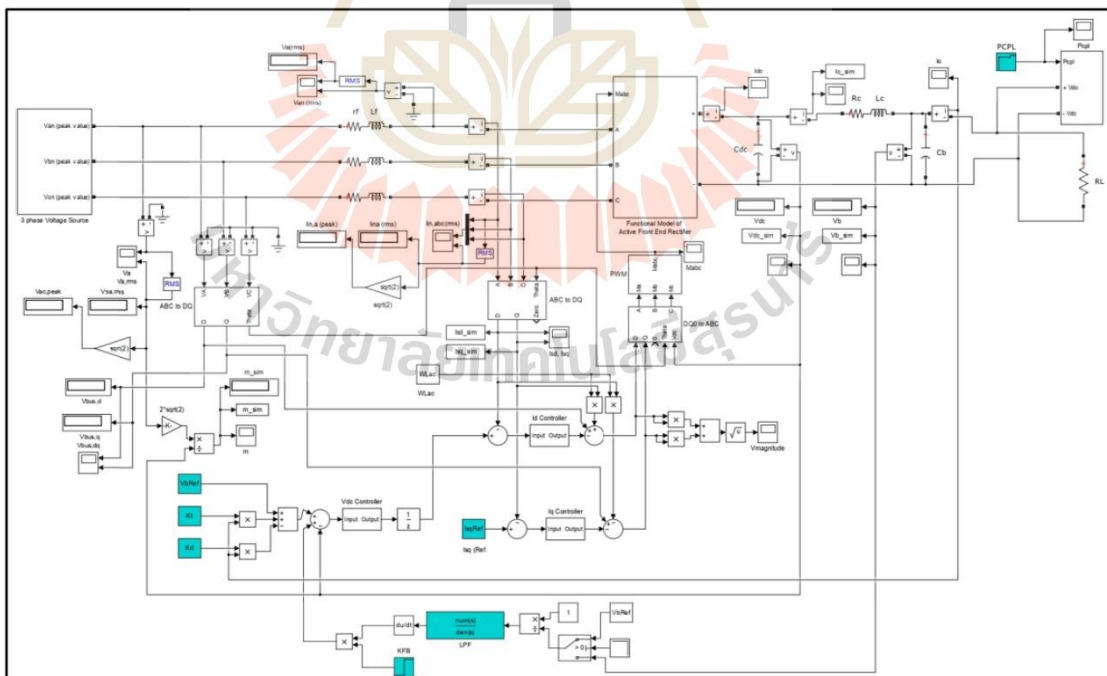
$$\begin{cases}
\dot{I}_{sd} = -\frac{(R_f + K_{pd})}{L_f} I_{sd} - \frac{K_{pv} K_{pd}}{L_f} V_{dc} + \frac{K_{pv} K_{pd} (K_t - K_d)}{L_f R_L} V_b + \frac{K_{pv} K_{pd} P_{CPL} (K_t - K_d)}{L_f} \cdot \frac{1}{V_b} \\
+ \frac{K_{pv} K_{pd} K_{FB} \omega_C}{L_f} \cdot \frac{1}{V_b} - \frac{K_{pv} K_{pd} K_{FB} \omega_C V_{b,stab}}{L_f} + \frac{K_{iv} K_{pd}}{L_f} X_v + \frac{K_{id}}{L_f} X_{id} + \frac{K_{pv} K_{pd}}{L_f} V_b^* \\
\dot{I}_{sq} = -\frac{(R_f + K_{pq})}{L_f} I_{sq} + \frac{K_{iq}}{L_f} X_{iq} + \frac{K_{pq}}{L_f} I_{sq}^* \\
\dot{V}_{dc} = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc}} \left[K_{pd} I_{sd}^2 + K_{pv} K_{pd} I_{sd} V_{dc} - K_{iv} K_{pd} I_{sd} X_v - K_{id} I_{sd} X_{id} - K_{pv} K_{pd} I_{sd} V_b^* \right. \\
- \frac{K_{pv} K_{pd} (K_t - K_d)}{R_L} I_{sd} V_b - K_{pv} K_{pd} P_{CPL} (K_t - K_d) \cdot \frac{I_{sd}}{V_b} \\
- K_{pv} K_{pd} K_{FB} \omega_C \cdot \frac{I_{sd}}{V_b} + K_{pv} K_{pd} K_{FB} \omega_C I_{sd} V_{b,stab} + V_{sd} I_{sd} \\
\left. + K_{pq} I_{sq}^2 - K_{iq} I_{sq} X_{iq} - K_{pq} I_{sq} I_{sq}^* \right] - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\
\dot{I}_c = \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \\
\dot{V}_b = \frac{1}{C_b} I_c - \frac{1}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b} \cdot \frac{1}{V_b} \\
\dot{X}_v = -V_{dc} + \frac{(K_t - K_d)}{R_L} V_b + (K_t - K_d) P_{CPL} \cdot \frac{1}{V_b} + V_b^* + K_{FB} \omega_C \cdot \frac{1}{V_b} - K_{FB} \omega_C V_{b,stab} \\
\dot{X}_{id} = -I_{sd} - K_{pv} V_{dc} + \frac{K_{pv} (K_t - K_d)}{R_L} V_b + K_{pv} (K_t - K_d) P_{CPL} \cdot \frac{1}{V_b} + K_{pv} K_{FB} \omega_C \cdot \frac{1}{V_b} \\
- K_{pv} K_{FB} \omega_C V_{b,stab} + K_{iv} X_v + K_{pv} V_b^* \\
\dot{X}_{iq} = -I_{sq} + I_{sq}^*
\end{cases} \quad (7-22)$$

$$\begin{cases}
\delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{x} + \mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{u} \\
\delta \mathbf{y} = \mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{x} + \mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{u}
\end{cases} \quad (7-23)$$

โดยที่ $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ $\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ $\mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ และ $\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ คือ เมตริกซ์จาโคเบียน (jacobian matrix) ซึ่งมีค่าขึ้นอยู่กับค่าของตัวแปรสถานะ $\mathbf{x}_0$ และค่าของตัวแปรอินพุต $\mathbf{u}_0$ ณ จุดปฏิบัติงานที่พิจารณา โดยจุดปฏิบัติงานดังกล่าวคำนวณได้จาก $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{0}$ สำหรับรายละเอียดของ $\delta \mathbf{x}$ $\delta \mathbf{u}$ $\delta \mathbf{y}$ $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ $\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ $\mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ และ $\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ในสมการที่ (7-23) สามารถดูได้จากภาคผนวก ค.

จากเมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ และ $\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ จะเห็นว่า เมตริกซ์ดังกล่าวจะมีค่าขึ้นอยู่กับค่า $I_{sd,0}$ $I_{sq,0}$ $V_{dc,0}$ $V_{b,0}$ $X_{v,0}$ $X_{id,0}$ และ $X_{iq,0}$ ซึ่งค่าเหล่านี้เป็นค่าในสถานะอยู่ตัว ณ จุดปฏิบัติงานที่พิจารณา ซึ่งสามารถคำนวณหาได้จากการกำหนดให้ $\dot{I}_{sd}$ $\dot{I}_{sq}$ $\dot{V}_{dc}$ $\dot{V}_b$ $\dot{X}_v$ $\dot{X}_{id}$ และ $\dot{X}_{iq}$ ในแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในสมการที่ (7-22) มีค่าเป็นศูนย์

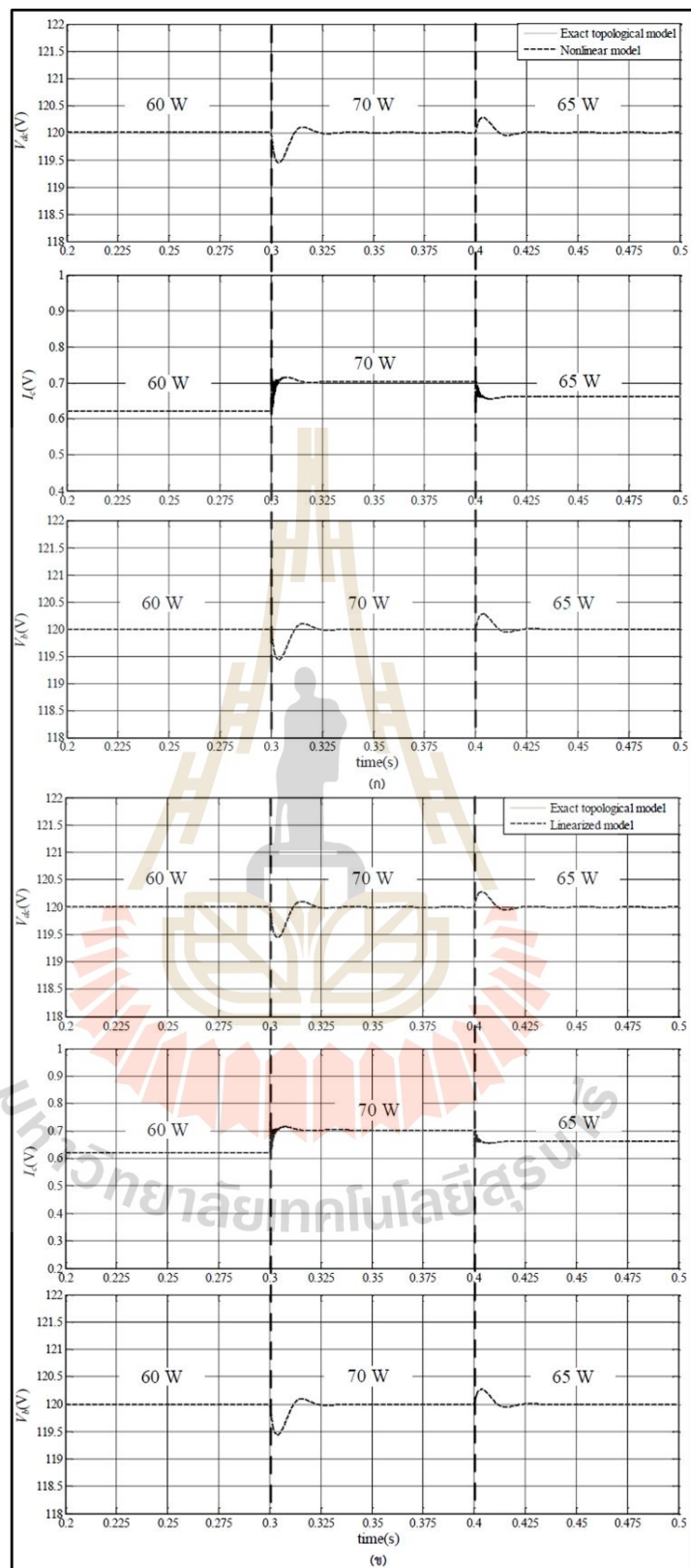
เพื่อแสดงให้เห็นว่า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของชุดทดสอบที่ได้รับการพิสูจน์ขึ้นในสมการที่ (7-22) และสมการที่ (7-23) มีความถูกต้องแม่นยำและเหมาะสำหรับการศึกษาวิจัยด้านเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาต่อไป ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้ดำเนินการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองดังกล่าวโดยอาศัยการเปรียบเทียบระหว่างผลเฉลยที่ได้จากแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นในสมการที่ (7-22) และแบบจำลองที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้นในสมการที่ (7-23) กับผลการจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าในรูปที่ 7.1 ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytemTM บนโปรแกรม MATLAB ที่แสดงในรูปที่ 7.28 เพื่อพิจารณาพฤติกรรมการทำงานและพลวัตของระบบเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีการเปลี่ยนแปลงจาก 60 W ไปเป็น 70 W และจาก 70 W ไปเป็น 65 W ที่เวลา 0.3 วินาที และ 0.4 วินาที ดังแสดงได้ในรูปที่ 7.29 โดยกำหนดให้พารามิเตอร์ที่ใช้ในการตรวจสอบความถูกต้องสามารถแสดงได้ดังตารางที่ 7.2



รูปที่ 7.28 ชุดบล็อก SimPowerSytemTM บนโปรแกรม MATLAB ของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา

ตารางที่ 7.2 พารามิเตอร์ของชุดทดสอบระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่ศึกษา

พารามิเตอร์	ค่า	รายละเอียด
V_s	25 V _{rms/phase}	แหล่งจ่ายแรงดันไฟฟ้ากระแสสลับ
f	50 Hz	ความถี่ของแหล่งจ่ายกำลังไฟฟ้า
R_f	0.4639 Ω	ความต้านทานภายในตัวเหนี่ยวนำของวงจรกรอง
L_f	44.203 mH	ความเหนี่ยวนำของวงจรกรอง
C_{dc}	423.0054 μ F	ความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง
R_c	7.701 m Ω	ความต้านทานของสายส่งกำลังไฟฟ้ากระแสตรง
L_c	19.7942 μ H	ความเหนี่ยวนำของสายส่งกำลังไฟฟ้ากระแสตรง
C_b	119.2325 μ F	ความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุไฟฟ้า
R_L	1000 Ω	ความต้านทานของโหลด
m	0.75	ดัชนีการมอดูเลต
K_{pv}	0.3007	พารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีสำหรับลูปแรงดันไฟฟ้า ($\zeta_v = 0.707$ และ $\omega_{nv} = 2\pi \times 45$ rad/s)
K_{iv}	60.1185	พารามิเตอร์ของตัวควบคุมไอสำหรับลูปแรงดันไฟฟ้า ($\zeta_v = 0.707$ และ $\omega_{nv} = 2\pi \times 45$ rad/s)
K_{pd} และ K_{pq}	176.2609	พารามิเตอร์ของตัวควบคุมพิกัดแกนดีคิวสำหรับ ลูปกระแสไฟฟ้า ($\zeta_i = 0.707$ และ $\omega_{mi} = 2\pi \times 450$ rad/s)
K_{id} และ K_{iq}	353380	พารามิเตอร์ของตัวควบคุมไอบนแกนดีคิวสำหรับ ลูปกระแสไฟฟ้า ($\zeta_i = 0.707$ และ $\omega_{mi} = 2\pi \times 450$ rad/s)
K_d	0.08	อัตราการขยายรูป
K_t	0.08	อัตราการขยายรูปรวม
I_{sq}^*	0 A	กระแสไฟฟ้าอ้างอิงบนแกนคว
V_b^*	120 V	แรงดันไฟฟ้าอ้างอิงของระบบ
ω_c	25730.2325	ค่าความถี่ตัดผ่าน
$P_{CPL, rated}$	100 W	พิกัดกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว
$P_{RL, rated}$	14.4 W	พิกัดกำลังไฟฟ้าของโหลดความต้านทาน



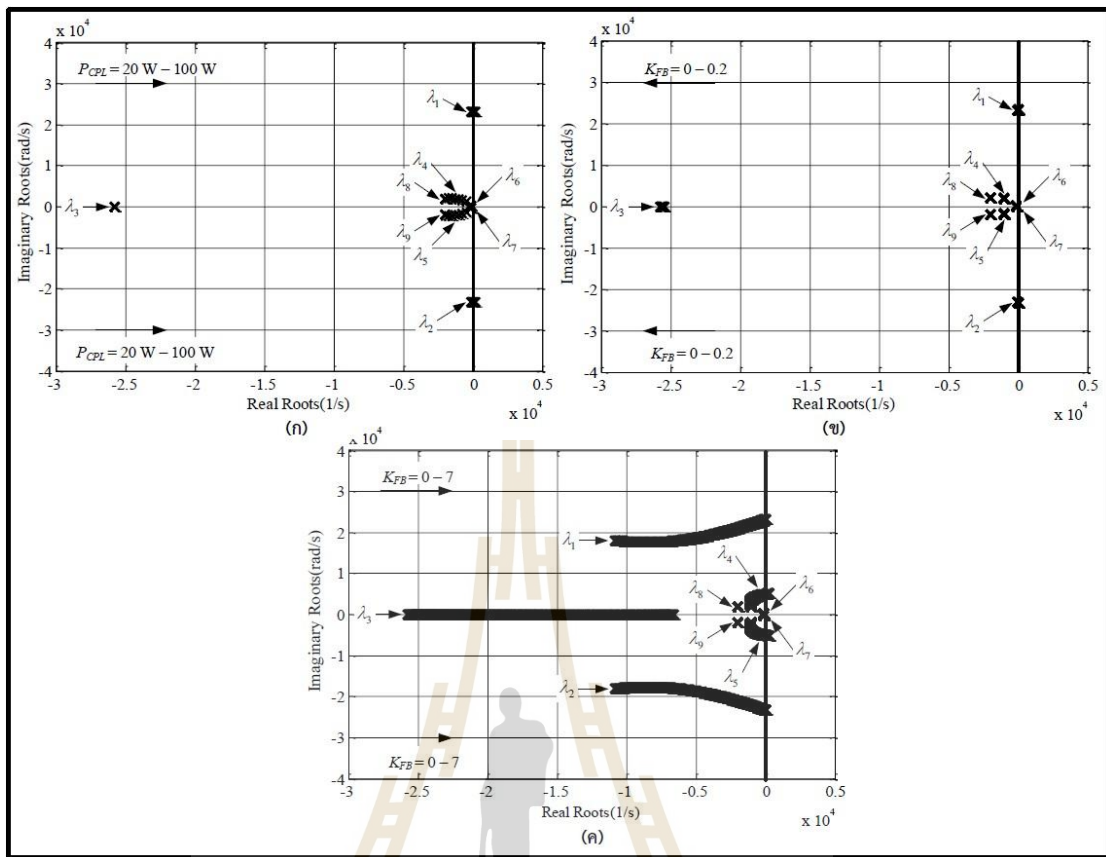
รูปที่ 7.29 ผลตอบสนอง V_{dc} , I_{dc} และ V_b สำหรับชุดทดสอบ เมื่อ $K_{FB}=1$ (ก) แบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้น
(ข) แบบจำลองที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้น

จากรูปที่ 7.29 จะสังเกตได้ว่า ผลการตอบสนองของ V_{dc} , I_c และ V_b ที่ได้จากแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นและถูกทำให้เป็นเชิงเส้นมีลักษณะของรูปสัญญาณที่สอดคล้องกับผลตอบสนองที่ได้จากการจำลองสถานการณ์ผ่านชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB ทั้งเงื่อนไขการทำงานในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัว ดังนั้นจึงถือได้ว่า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้รับการพิสูจน์ขึ้นสามารถอธิบายพฤติกรรมทางพลวัตของระบบได้อย่างถูกต้องแม่นยำ ซึ่งเหมาะสำหรับการนำไปใช้ในการวิเคราะห์เสถียรภาพและการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในหัวข้อที่ 7.4.2 เป็นลำดับถัดไป

7.4.2 การวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ

*การวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วย
ทฤษฎีบทค่าเจาะจง*

การวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคอุปยกเล็กจะอาศัยทฤษฎี องค์ความรู้ และขั้นตอนในการศึกษาวิจัยเดียวกันกับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงที่ได้นำเสนอไว้แล้วอย่างละเอียดในบทที่ 4 และบทที่ 5 ที่ผ่านมา ดังนั้นในตอนต้นของหัวข้อที่ 7.4.2 จะเป็นการตรวจสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาวิจัย ภายใต้ทฤษฎีบทค่าเจาะจง เพื่อวิเคราะห์หาจุดขาดเสถียรภาพเมื่อ $K_{FB} = 0$ (อุปยกเล็กยังไม่ทำงาน) ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และค่า K_{FB} ที่มากเกินไปสำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน โดยการวิเคราะห์หาจุดขาดเสถียรภาพจะอาศัยการวิเคราะห์ทิศทางการเคลื่อนที่และตำแหน่งของค่าเจาะจงของระบบทั้ง 9 ค่า ($\lambda_1 - \lambda_9$) ที่แสดงในรูปที่ 7.30 (ก) ควบคู่ไปกับการเปลี่ยนแปลงระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) เพิ่มขึ้นทีละ 20 W โดยเริ่มตั้งแต่ 20 W ไปจนถึง 100 W (ค่าพิกัดของระบบ) ในส่วนของการหาค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอและค่า K_{FB} ที่มากเกินไปสำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพจะพึงพาการพิจารณาทิศทางการเคลื่อนที่และตำแหน่งของค่าเจาะจง $\lambda_1 - \lambda_9$ เช่นกัน แต่จะเปลี่ยนจากการเพิ่มระดับ P_{CPL} ไปเป็นการเพิ่มค่า K_{FB} ทีละ 0.01 จาก 0 ถึง 0.2 และจาก 0 ถึง 7 ตามลำดับ โดยค่าเจาะจงทั้งหมดของระบบ $\lambda_1 - \lambda_9$ เพื่อหาค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอและค่า K_{FB} ที่มากเกินไปสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.30 (ข) และ 7.30 (ค) ตามลำดับ



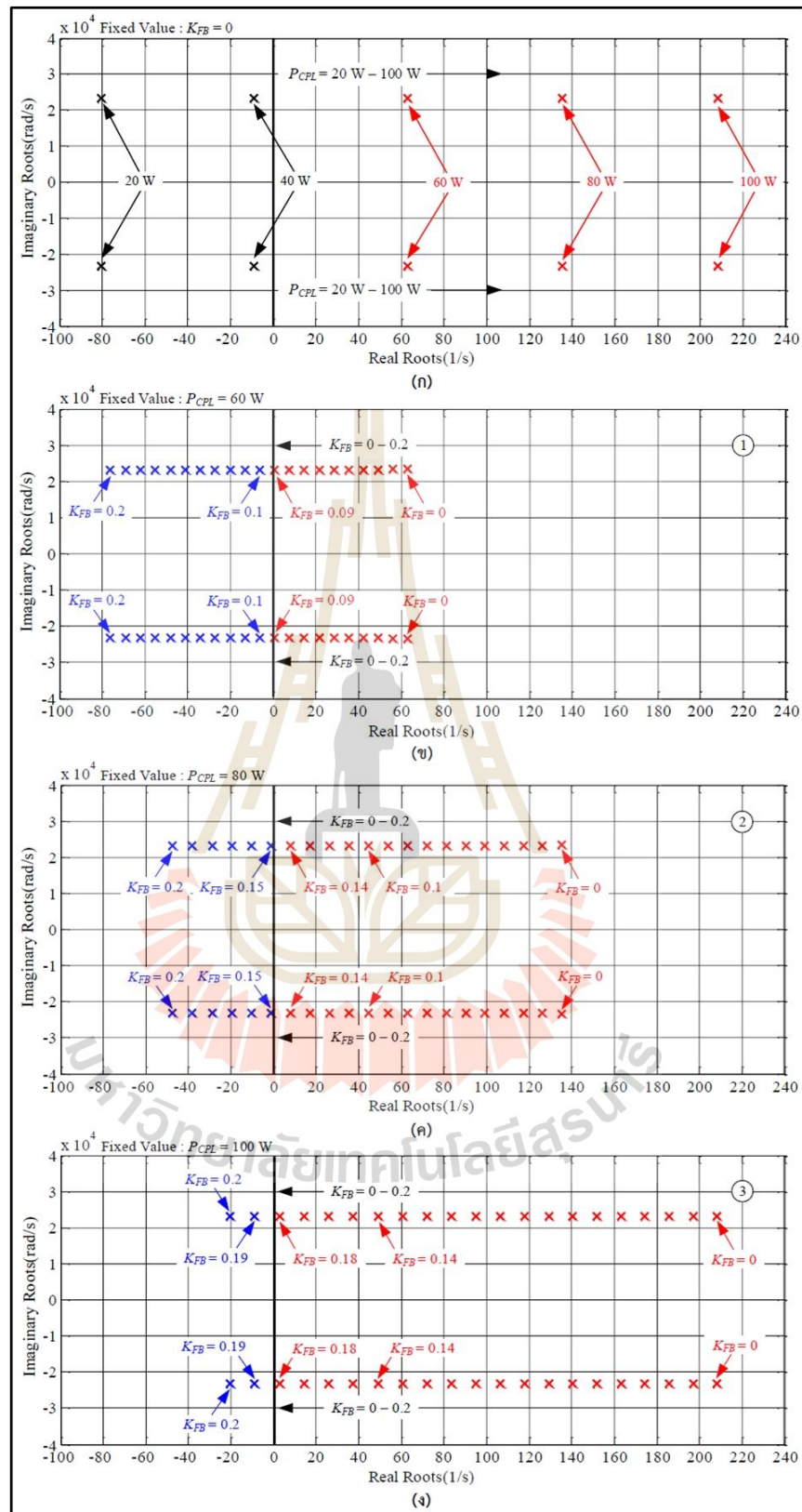
รูปที่ 7.30 ค่าเจาะจงทั้งหมดของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา

(ก) สำหรับวิเคราะห์จุดขาดเสถียรภาพ (ข) สำหรับหาค่า K_{FB} ที่น้อย

และเพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ (ค) สำหรับหาค่า K_{FB}

ที่มากเกินไปสำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ

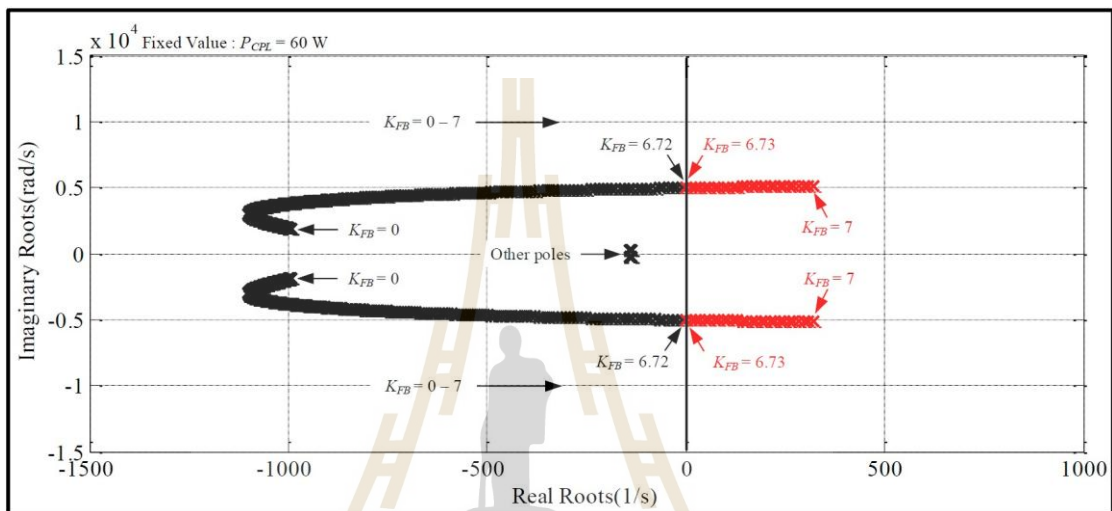
จากรูปที่ 7.30 (ก) จะสังเกตได้ว่า ค่าเจาะจงของระบบจะมีอยู่ด้วยกัน 9 ค่า ซึ่งก็คือ $\lambda_1 - \lambda_9$ ตามจำนวนตัวแปรสถานะของระบบ สำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพเพื่อหาจุดปฏิบัติงานที่ทำให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาขาดเสถียรภาพในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะอาศัยเพียงการพิจารณาเฉพาะค่าเจาะจงเด่น (λ_1 และ λ_2) เท่านั้น โดยเส้นทางเดินของค่าเจาะจงเด่น λ_1 และ λ_2 เมื่อมีการเปลี่ยนแปลง P_{CPL} เพิ่มขึ้นที่ละ 20 W โดยเริ่มตั้งแต่ 20 W ไปจนถึง 100 W และกำหนดให้ K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0 สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.31 (ก) ในลักษณะเดียวกันกับรูปที่ 7.30 (ข) จะปรากฏค่าเจาะจงทั้งหมด 9 ค่า นั่นคือ $\lambda_1 - \lambda_9$ แต่สำหรับการหาค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพจะพิจารณาเพียงค่าเจาะจงเด่น λ_1 และ λ_2 เช่นกัน โดยเส้นทางเดินของค่าเจาะจงเด่นดังกล่าวเมื่อค่า K_{FB} มีการเปลี่ยนแปลงจาก 0 ถึง 0.2 ในขณะที่ P_{CPL} มีค่าเท่ากับ 60 W 80 W และ 100 W สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.31 (ข) 7.31 (ค) 7.31 (ง) ตามลำดับ



รูปที่ 7.31 ค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา

(ก) $K_{FB} = 0$ (ข) $K_{FB} = 0.1$ (ค) $K_{FB} = 0.15$ (ง) $K_{FB} = 0.19$

อย่างไรก็ตามรูปที่ 7.30 (ค) ได้แสดงให้เห็นว่า ค่าเจาะจงทั้งหมดของระบบจะประกอบไปด้วย $\lambda_1 - \lambda_2$ เช่นเดียวกับรูปที่ 7.30 (ก) และรูปที่ 7.30 (ข) แต่จะแตกต่างกันในส่วน of ค่าเจาะจงเด่นที่เปลี่ยนจาก λ_1 และ λ_2 ไปเป็น λ_4 และ λ_5 โดยเส้นทางเดินของค่าเจาะจงเด่น λ_4 และ λ_5 สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.32 ที่มีการเปลี่ยนแปลงค่า K_{FB} จาก 0 ไปจนถึง 7 ในขณะที่ P_{CPL} ถูกกำหนดให้มีค่าคงที่เท่ากับ 60 W



รูปที่ 7.32 ค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา (ต่อ) เมื่อ $K_{FB} = 6.73$

จากรูปที่ 7.31 (ก) จะเห็นได้ว่า เมื่อกำหนดให้โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 60 W ที่ค่า K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0 จะทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพ ณ จุดปฏิบัติงานนี้ และเมื่อค่า K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0.1 ซึ่งเป็นค่าที่น้อยและเพียงพอ ดังแสดงในรูปที่ 7.31 (ข) ค่าเจาะจงเด่นของระบบจะเคลื่อนที่จากฝั่งขวาของระนาบเอสมาอยู่ทางฝั่งซ้าย ซึ่งหมายถึง การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคขยับเล็กละสามารถทำให้ระบบที่เคยขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพได้อีกครั้งเพียงแค่เพิ่มค่า K_{FB} จาก 0 มาเป็น 0.1 เท่านั้น อย่างไรก็ตาม หากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มขึ้นจาก 60 W ไปเป็น 80 W ในขณะที่ K_{FB} ยังคงมีค่าเท่าเดิมคือ 0.1 ระบบไฟฟ้าที่ศึกษาจะกลับมาขาดเสถียรภาพอีกครั้ง ทั้งนี้เนื่องจากค่า K_{FB} ดังกล่าวไม่เพียงพอต่อการชดเชยหรือขยับเล็กละผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ณ จุดปฏิบัติงานดังกล่าว ซึ่งสามารถสังเกตได้จากรูปที่ 7.31 (ค) ที่ค่าเจาะจงเด่นของระบบ ณ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 80 W ยังคงอยู่ทางฝั่งขวาของระนาบเอสเมื่อ K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0.1 ดังนั้นเพื่อทำให้ค่าเจาะจงเด่นของระบบเคลื่อนที่จากฝั่งขวามาอยู่ทางฝั่งซ้ายของระนาบเอสอีกครั้ง หรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือ การทำให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษามีเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 80 W ค่า K_{FB} จะต้องเพิ่มเป็น 0.15

ดังแสดงในรูปที่ 7.31 (ค) ในทำนองเดียวกันกับที่โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 100 W ค่า K_{FB} จะต้องเพิ่มเป็น 0.19 ดังแสดงในรูปที่ 7.31 (ง) มิฉะนั้นระบบจะไม่สามารถรักษาเสถียรภาพไว้ได้ นอกจากนี้เมื่อพิจารณาผลการวิเคราะห์ในรูปที่ 7.32 จะเห็นได้ว่า การเพิ่มขึ้นของค่า K_{FB} จนกระทั่งมีค่าเท่ากับ 6.73 จะทำให้ค่าเจาะจงเด่นของระบบ ณ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเท่ากับ 60 W เคลื่อนที่จากฝั่งซ้ายของระนาบเอสมาอยู่ทางฝั่งขวาของระนาบเอสอีกครั้ง นั่นหมายถึง ระบบที่มีเสถียรภาพ ภายหลังจากการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยค่า K_{FB} ที่เหมาะสมและเพียงพอ นั่นคือ $K_{FB} = 0.1$ (ดูได้จากรูปที่ 7.31 (ข)) จะกลับมาขาดเสถียรภาพอีกครั้งหากค่า K_{FB} มากเกินไป

อย่างไรก็ตามการวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบผ่านทฤษฎีบทค่าเจาะจงเพียงอย่างเดียว ไม่สามารถตรวจสอบคุณลักษณะของผลตอบสนองแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้ ดังนั้นในลำดับถัดไปงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้ประยุกต์ใช้การวิเคราะห์หัตถ์ประกอบการมีส่วนร่วมร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงเพื่อระบุตัวแปรสถานะต่าง ๆ ของระบบที่มีความเกี่ยวข้องหรือมีนัยสำคัญต่อค่าเจาะจงเด่นของระบบ โดยตัวแปรสถานะที่ได้จะถูกนำไปใช้สร้างปริภูมิสถานะสำหรับการวิเคราะห์ระนาบเฟสที่สามารถตรวจสอบคุณลักษณะของผลตอบสนอง V_b ตามกรอบมาตรฐานที่กำหนดได้

การวิเคราะห์หัตถ์ประกอบการมีส่วนร่วมของชุดทดสอบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ

การวิเคราะห์หัตถ์ประกอบการมีส่วนร่วมของชุดทดสอบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูบเล็กจะพิจารณาด้วยกันทั้งหมด 5 กรณี ดังแสดงได้ในตารางที่ 7.3 ซึ่งจะสอดคล้องกับผลการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่ได้นำเสนอในรูปที่ 7.31 และรูปที่ 7.32 โดยเมตริกซ์หัตถ์ประกอบการมีส่วนร่วมสำหรับกรณีที่ 1 ถึงกรณีที่ 5 สามารถแสดงได้ดังตารางที่ 7.4 ถึง 7.8 ตามลำดับ

ตารางที่ 7.3 ค่า P_{CPL} และ K_{FB} สำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบ

กรณีที่	P_{CPL}	K_{FB}
1	60 W (จุดขาดเสถียรภาพ)	0
2	60 W	0.1
3	80 W	0.15
4	100 W (พิกัดของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว)	0.19
5	60 W	6.73

ตารางที่ 7.4 เมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมของชุดทดสอบเมื่อ $K_{FB} = 0$ (กรณีที่ 1)

	Eig. I	Eig. II	...	Eig. V	...	Eig. IX
I_{sd}	0.0021	0.0021	...	0.4059	...	9.6×10^{-53}
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
I_c	0.4998	0.4998	...	4.9×10^{-5}	...	5×10^{-48}
V_b	0.3898	0.3898	...	0.2236	...	8.2×10^{-49}
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
V_{stab}	3.9×10^{-48}	3.9×10^{-48}	...	8.7×10^{-49}	...	1
	Mode I (Dominant mode)		...	Mode III	...	Mode V

ตารางที่ 7.5 เมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมของชุดทดสอบเมื่อ $K_{FB} = 0.1$ (กรณีที่ 2)

	Eig. I	Eig. II	...	Eig. V	...	Eig. IX
I_{sd}	0.0017	0.0017	...	1.0916	...	1.4×10^{-30}
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
I_c	0.5014	0.5014	...	0.0014	...	8.2×10^{-33}
V_b	0.3904	0.3904	...	0.122	...	2×10^{-31}
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
V_{stab}	0.0034	0.0034	...	0.0088	...	6.5×10^{-32}
	Mode I (Dominant mode)		...	Mode III	...	Mode V

ตารางที่ 7.6 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมของชุดทดสอบเมื่อ $K_{FB} = 0.15$ (กรณี 3)

	Eig. I	Eig. II	...	Eig. V	...	Eig. IX
I_{sd}	0.002	0.002	...	1.3657	...	2.8×10^{-31}
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
I_c	0.5032	0.5032	...	0.0017	...	2×10^{-32}
V_b	0.3914	0.3914	...	0.1887	...	3.5×10^{-32}
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
V_{stab}	0.0066	0.0066	...	0.00179	...	4.8×10^{-32}
	Mode I		...	Mode III	...	Mode V
	(Dominant mode)					

ตารางที่ 7.7 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมของชุดทดสอบเมื่อ $K_{FB} = 0.19$ (กรณี 4)

	Eig. I	Eig. II	...	Eig. V	...	Eig. IX
I_{sd}	0.0025	0.0025	...	1.9004	...	7.1×10^{-30}
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
I_c	0.5052	0.5052	...	0.002	...	6.4×10^{-32}
V_b	0.3928	0.3928	...	0.3136	...	2.4×10^{-31}
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
V_{stab}	0.0103	0.0103	...	0.0314	...	3.2×10^{-31}
	Mode I		...	Mode III	...	Mode V
	(Dominant mode)					

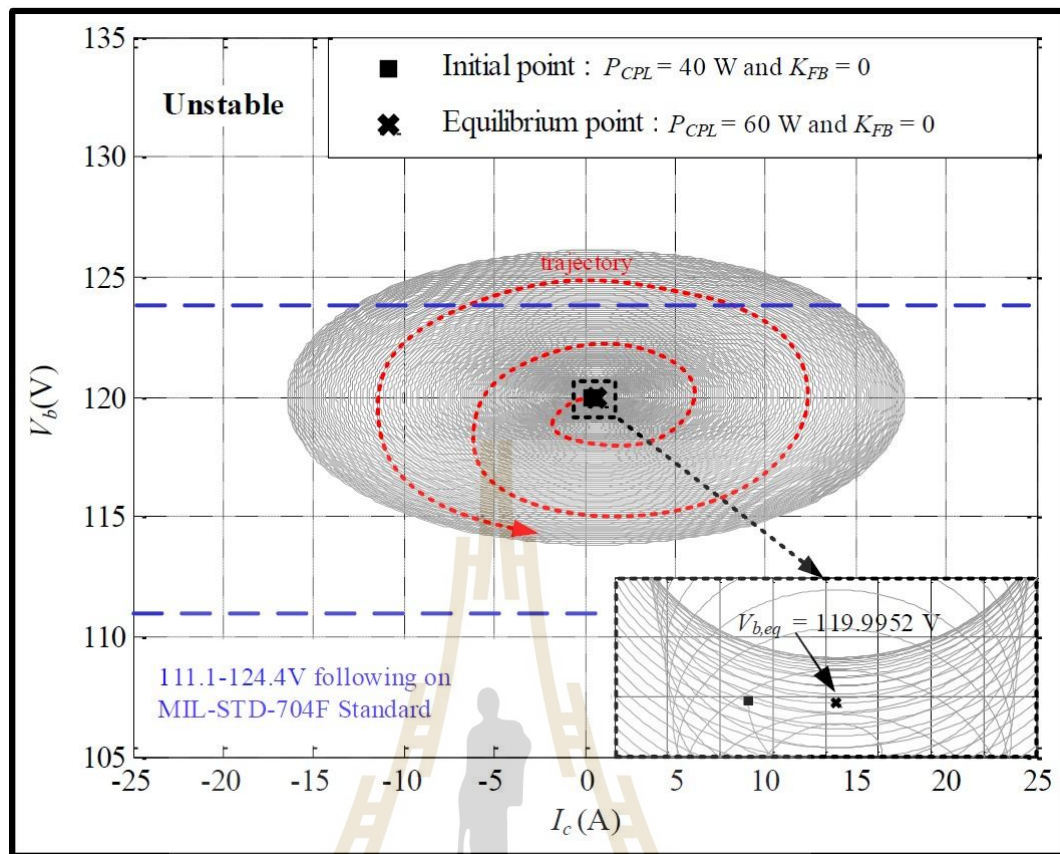
ตารางที่ 7.8 เมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมของชุดทดสอบเมื่อ $K_{FB} = 6.73$ (กรณีที่ 5)

	Eig. I	...	Eig. IV	Eig. V	...	Eig. IX
I_{sd}	0.1859	...	1.7953	1.7953	...	1.3×10^{-29}
$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
X_v	0.0079	...	0.0787	0.0787	...	8.7×10^{-32}
X_{id}	0.0907	...	1.6802	1.6802	...	3.6×10^{-31}
$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
V_{stab}	0.9296	...	0.0787	0.0787	...	4.9×10^{-30}
	Mode I	...	Mode III (Dominant mode)		...	Mode V

จากตารางที่ 7.4 ถึง 7.7 แสดงให้เห็นว่า ตัวแปรสถานะ I_c และ V_b มีอิทธิพลมากที่สุดโนโหนดเด่น ดังนั้นจึงทำให้ตัวแปรสถานะ I_c และ V_b มีความเกี่ยวข้องกับค่าเจาะจงเด่นของระบบในกรณีที่ K_{FB} เท่ากับ 0 (ไม่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ) และในกรณีที่ K_{FB} มีค่าน้อยและเพียงพอ นั่นคือ λ_1 และ λ_2 ที่แสดงในรูปที่ 7.30 (ก) และ 7.30 (ข) ตามลำดับ ในขณะที่ตารางที่ 7.8 ได้แสดงให้เห็นว่า ตัวแปรสถานะ I_{sd} และ X_{id} มีนัยสำคัญกับค่าเจาะจงเด่นของระบบในกรณีที่ K_{FB} มีค่ามากขึ้นไป นั่นคือ λ_4 และ λ_5 ที่แสดงในรูปที่ 7.30 (ค)

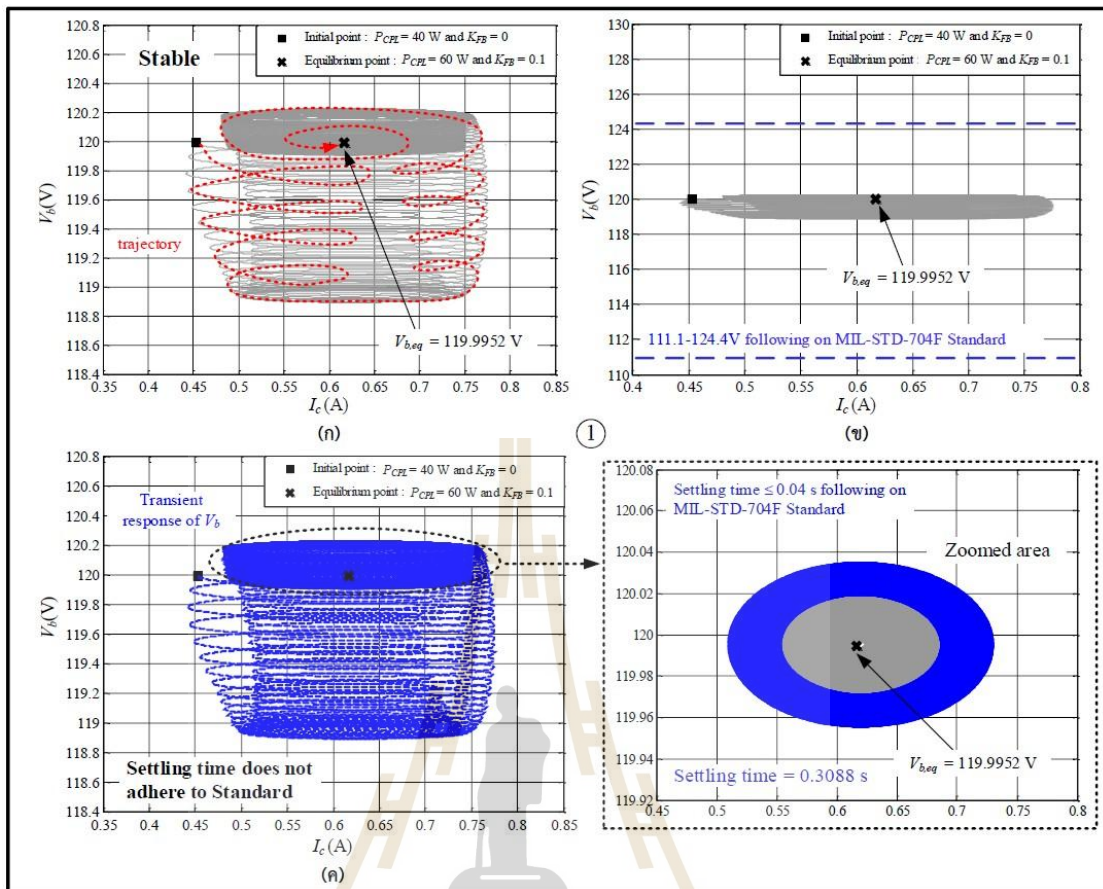
การวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส

การวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟสจะอาศัยหลักการ องค์ความรู้ และขั้นตอนที่ได้รับการอธิบายไว้แล้วในบทที่ 4 และบทที่ 5 นั่นคือ การพิจารณาการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนปริภูมิสถานะของตัวแปรสถานะ I_c และ V_b ซึ่งได้มาจากการวิเคราะห์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วม ในขณะที่ระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) และค่า K_{FB} เป็นไปตามตารางที่ 7.3 ทั้ง 5 กรณี โดยการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์สำหรับกรณีที่ 1 ถึงกรณีที่ 5 สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.33 ถึงรูปที่ 7.37 ตามลำดับ



รูปที่ 7.33 การวิเคราะห์หะนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 60$ W และ $K_{FB} = 0$ (กรณี 1)

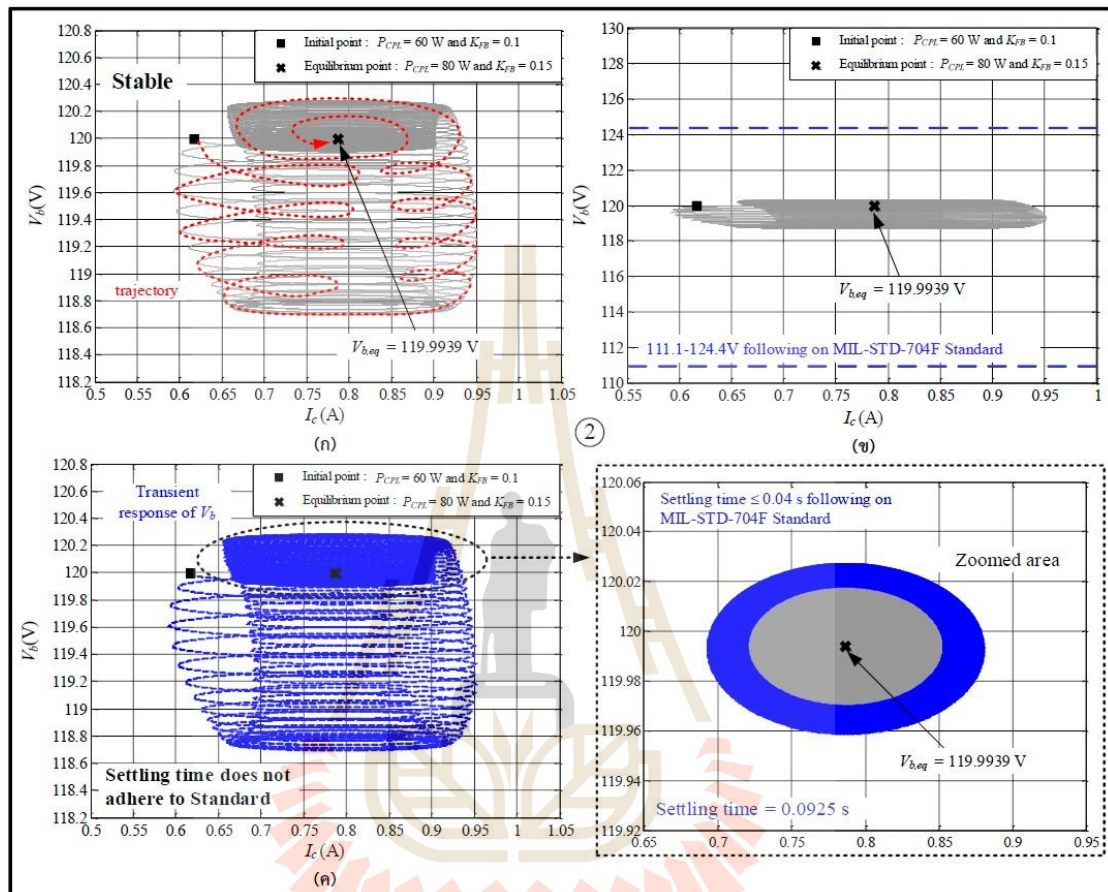
จากรูปที่ 7.33 จะเห็นได้ว่า เมื่อ K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0 (ลูบยกเล็กยังไม่ทำงาน) และ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับ 60 W จะทำให้การโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ของระบบออกห่างจากจุดปฏิบัติงานมากยิ่งขึ้นอย่างไม่มีการสิ้นสุด เมื่อเวลาผ่านไป (ดูได้จากเส้นปะสีแดง) ดังนั้นจึงสามารถสรุปได้ว่า ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจะเกิดการขาดเสถียรภาพ ณ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเท่ากับ 60 W ซึ่งจะสอดคล้องกับผลการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงในรูปที่ 7.31 (ก) นอกจากนี้ยังเห็นอีกว่า แรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงมีค่าอยู่นอกช่วง 111.1 V ถึง 124.4 V ซึ่งไม่ตรงตามที่มาตรฐาน MIL-STD-704F ระบุไว้ (ดูได้จากเส้นปะสีน้ำเงิน) ดังนั้นจึงได้สั่งการให้ลูบยกเล็กเริ่มทำงานด้วยค่า K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0.1 เพื่อบรรเทาปัญหาการขาดเสถียรภาพที่ระดับ P_{CPL} เท่ากับ 60 W ดังแสดงได้ในรูปที่ 7.34 ดังนี้



รูปที่ 7.34 การวิเคราะห์ทรานซिएนส์เมื่อ $P_{CPL} = 60$ W และ $K_{FB} = 0.1$ (กรณีที่ 2) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s

จากรูปที่ 7.34 จะเห็นได้ว่า เมื่อ K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0.1 (ลูบยกเล็กเริ่มทำงาน) ซึ่งเป็นค่าที่น้อยและเพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพจะทำให้การโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ของระบบเมื่อ P_{CPL} เท่ากับ 60 W ที่แสดงดังในรูปที่ 7.34 (ก) เคลื่อนที่รอบ ๆ จุดปฏิบัติการและลู่เข้าสู่จุดปฏิบัติการของระบบเมื่อเวลาผ่านไป ซึ่งนั่นหมายถึง ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจากที่เคยขาดเสถียรภาพจะกลับมามีเสถียรภาพอีกครั้งหนึ่งภายหลังลูบยกเล็กทำงาน และเมื่อพิจารณาถึงแอมพลิจูดของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) และช่วงเวลาเข้าที่ (settling time : T_s) ของ V_b ที่แสดงในรูปที่ 7.34 (ข) และ 7.34 (ค) ตามลำดับ จะพบว่า แรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง V_b จะมีค่าอยู่ในช่วง 111.1 V ถึง 124.4 V ตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ในส่วนของช่วงเวลาเข้าที่ซึ่งสามารถคำนวณได้จากการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ในสถานะชั่วคราวดังแสดงในเส้นสีน้ำเงินจะมีค่าเท่ากับ 0.3088 วินาที ซึ่งเกินช่วงเวลาเข้าที่ตามที่มาตรฐานกำหนดไว้นั้นคือ 0.04 วินาที อย่างไรก็ตาม หากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีการเปลี่ยนแปลงจาก 60 W ไปเป็น 80 W ค่าอัตราขยาย

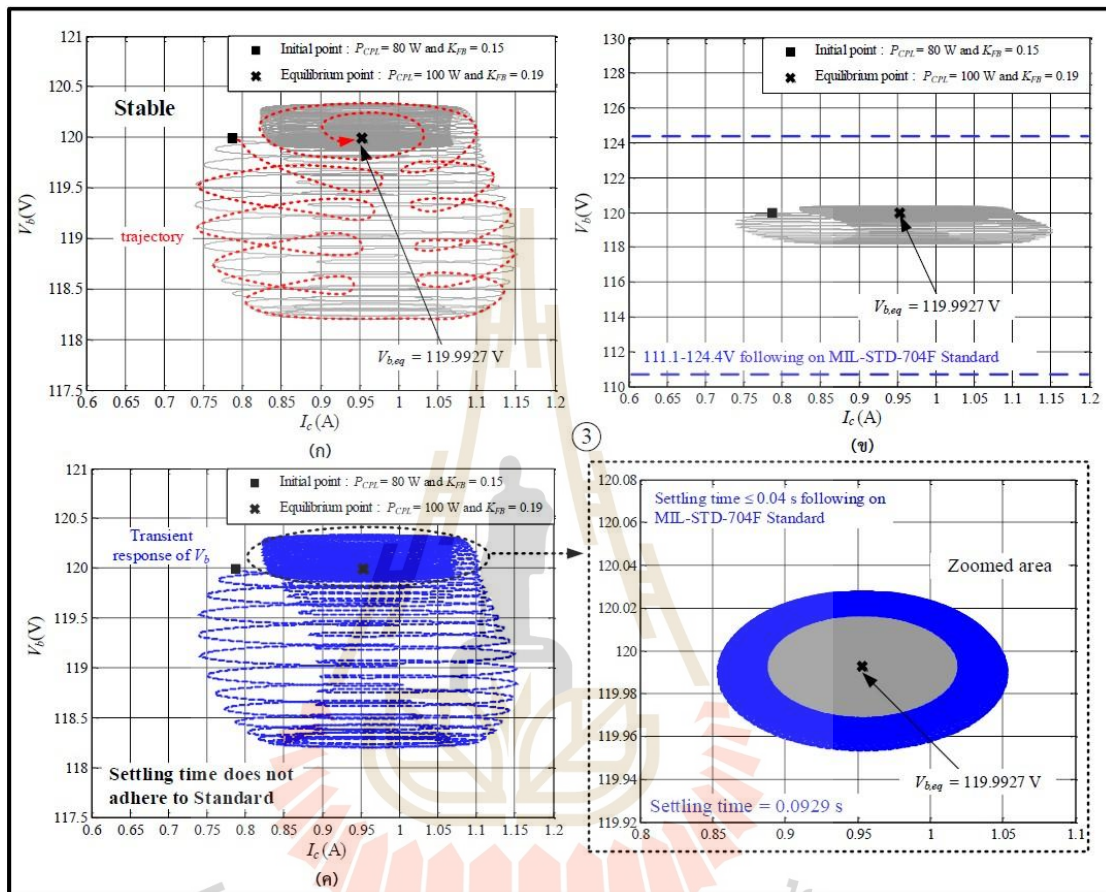
K_{FB} ของระบบก็ควรมีค่าเพิ่มขึ้นเพื่อให้เหมาะสมกับการชดเชยหรือยกเลิกผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งในที่นี้ K_{FB} จะมีค่าเป็น 0.15 ดังแสดงในรูปที่ 7.35



รูปที่ 7.35 การวิเคราะห์ระนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 80$ W และ $K_{FB} = 0.15$ (กรณีที่ 3) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s

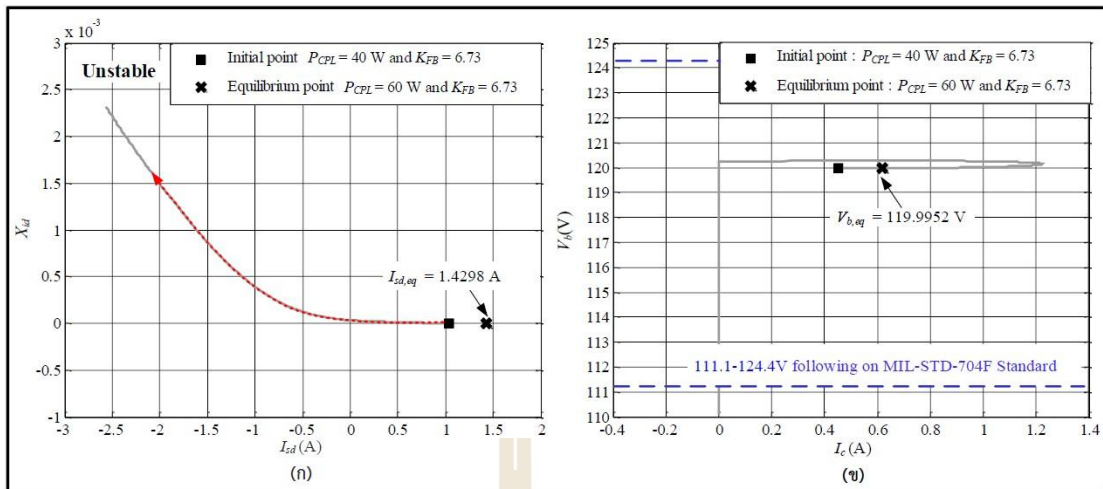
จากการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์เมื่อ P_{CPL} เท่ากับ 80 W ในรูปที่ 7.35 (ก) ที่มีการลู่เข้าสู่จุดปฏิบัติงานของระบบเมื่อเวลาผ่านไป แสดงให้เห็นว่า ค่าอัตราขยาย K_{FB} เท่ากับ 0.15 สามารถทำให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษามีเสถียรภาพ ณ จุดปฏิบัติงานนี้ได้ นอกจากนี้ในรูปที่ 7.35 (ข) และ 7.35 (ค) ยังแสดงให้เห็นอีกว่า แรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) อยู่ภายใต้กรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F นั่นคือ มีค่าอยู่ในช่วง 111.1 V ถึง 124.4 V ในขณะที่ช่วงเวลาเข้าที่จะไม่เป็นไปตามกรอบมาตรฐานที่ระบุไว้ นั่นคือมีค่าเกิน 0.04 วินาที

โดยการเพิ่มขึ้นของค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มขึ้นดังที่ได้กล่าวไว้ข้างต้นเป็นข้อสรุปเดียวกันกับที่โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 100 W นั่นคือ ค่า K_{FB} จะต้องเพิ่มเป็น 0.19 ดังแสดงในรูปที่ 7.36



รูปที่ 7.36 การวิเคราะห์หะนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 100$ W และ $K_{FB} = 0.19$ (กรณี ที่ 4) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s

ในลำดับต่อมาจะพิจารณาการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้าที่ศึกษาในกรณีที่ K_{FB} มีค่ามากเกินไป ณ ระดับ P_{CPL} เท่ากับ 60 W ดังแสดงในรูปที่ 7.37



รูปที่ 7.37 การวิเคราะห์หรรณบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 60$ W และ $K_{FB} = 6.73$ (กรณีที่ 5) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b

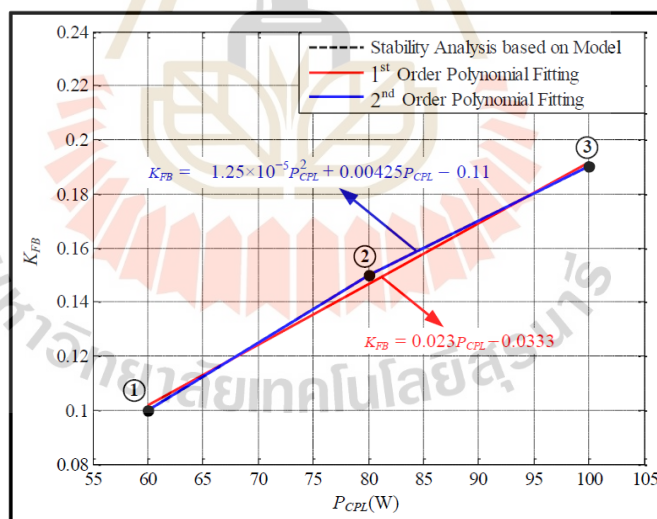
จากผลการวิเคราะห์หรรณบเฟสในรูปที่ 7.37 จะเห็นได้ว่า การเพิ่มขึ้นของค่า K_{FB} ที่มากเกินไปซึ่งมีค่าเท่ากับ 6.73 จะไม่เป็นผลดีต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้าที่ศึกษา เนื่องจากจะทำให้การโคจรของค่าตอบสมการอนุพันธ์บนระนาบ I_{sd} และ X_{id} เมื่อ P_{CPL} เท่ากับ 60 W ที่แสดงในรูปที่ 7.37 (ก) ออกห่างจากจุดปฏิบัติงานของระบบเมื่อเวลาผ่านไป ซึ่งหมายถึง ระบบที่มีเสถียรภาพหลังจากการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอ ($K_{FB} = 0.1$ ซึ่งดูได้จากรูปที่ 7.34) จะกลับมาขาดเสถียรภาพอีกครั้ง หากค่า K_{FB} มีค่ามากเกินไปจนความจำเป็น อีกทั้งยังทำให้แรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรง V_b จะมีค่าเกิน 111.1 V ถึง 124.4 V ไม่เป็นไปตามที่มาตรฐานระบุไว้ ซึ่งสังเกตได้จากการโคจรของค่าตอบสมการอนุพันธ์บนระนาบ I_c และ V_b ในรูปที่ 7.37 (ข)

จากผลการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง การวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วม และการวิเคราะห์หรรณบเฟสที่ได้นำเสนอข้างต้นสามารถสรุปได้ว่า การเพิ่มของค่า K_{FB} ที่มากเกินไปจะส่งผลเสียมากกว่าผลดีต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา ดังนั้นการเพิ่มค่า K_{FB} ตามโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่เพิ่มขึ้นควรพิจารณาเลือกใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ณ จุดปฏิบัติงานนั้น ๆ (Suyapan, A., Areerak, K., Bozhko, S., Yeoh, S.S., and Areerak, K., 2021) ซึ่งจะสอดคล้องกับข้อสรุปที่ได้จากการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงในบทที่ 5 นอกจากนี้ผลการวิเคราะห์ที่ได้จากทั้ง 3 วิธีการดังกล่าวถือได้ว่า เป็นข้อมูลทางเสถียรภาพที่มีประโยชน์อย่างยิ่งต่อการต่อยอดและพัฒนาการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคอุปยกเล็กไปสู่

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม (conventional design method) เนื่องจากการบรรเทาการขาดเสถียรภาพเพียงอย่างเดียวไม่สามารถปรับเปลี่ยนค่า K_{FB} ได้อย่างอัตโนมัติเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มอย่างทันทีทันใด ซึ่งจะส่งผลให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาไม่สามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดช่วงการทำงานจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าวิกฤต โดยการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังกล่าวจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อลำดับถัดไป สำหรับการตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์ทั้งหมดในหัวข้อที่ 7.4.2 ด้วยการจำลองสถานการณ์และการทดสอบจากชุดทดสอบจริง จะได้รับการนำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 7.5.1 และ 7.5.2

7.4.3 การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมของชุดทดสอบ

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมสำหรับชุดทดสอบจะดำเนินการตามขั้นตอนและบล็อกไดอะแกรมการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงในรูปที่ 5.18 ของบทที่ 5 ซึ่งอาศัยการหาสมการโพลีโนเมียลหรือสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่เทียบเท่าหรือใกล้เคียงกับเส้นเสถียรภาพที่ได้มาจากการวิเคราะห์เสถียรภาพ ภายใต้ทฤษฎีบทค่าเจาะจง โดยผลการหาสมการโพลีโนเมียลสำหรับชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.38



รูปที่ 7.38 สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้จากวิธีการแบบดั้งเดิมของชุดทดสอบ

จากรูปที่ 7.38 เส้นประสีดำคือ เส้นเสถียรภาพ ซึ่งได้มาจากการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าตั้งแต่ 60 W (จุดปฏิบัติงานที่ทำให้ระบบขาดเสถียรภาพ) ถึง 100 W (ค่าพิกัดกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว) โดยจุด ① ถึง ③ ที่ปรากฏบนเส้นเสถียรภาพคือ ค่า K_{FB} ที่ได้จากการวิเคราะห์เสถียรภาพใน

หัวข้อที่ 7.4.2 ที่ผ่านมา ในส่วนของเส้นกราฟสีแดงและสีน้ำเงินคือ เส้นกราฟของสมการโพลีโนเมียลอันดับหนึ่ง (first-order) และเส้นกราฟของสมการโพลีโนเมียลอันดับสอง (second-order) ตามลำดับ โดยเส้นกราฟสีน้ำเงินซึ่งได้มาจากสมการโพลีโนเมียลอันดับสองจะเทียบเท่าหรือใกล้เคียงกับเส้นอเสถียรภาพมากกว่าเส้นกราฟสีแดงที่ได้มาจากสมการโพลีโนเมียลอันดับหนึ่ง ดังนั้นสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบจึงเป็นสมการโพลีโนเมียลอันดับสองที่แสดงได้ดังสมการที่ (7-24) จากสมการที่ (7-24) จะพบว่า เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีการเปลี่ยนแปลงจะทำให้ค่าอัตราขยาย K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอมีค่าแปรเปลี่ยนไปด้วยเช่นกัน เพื่อแก้ปัญหการกลับมาขาดเสถียรภาพของระบบอีกครั้ง อันเนื่องมาจากการเพิ่มขึ้นของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ในขณะที่ค่า K_{FB} มีค่าคงทุก ๆ เงื่อนไขการทำงานของระบบ

$$K_{FB} = -1.25 \times 10^{-5} P_{CPL}^2 + 0.00425 P_{CPL} - 0.11 \quad (7-24)$$

$$\text{เมื่อ } P_{CPL} = I_o V_b - \frac{V_b^2}{R_L}$$

เพื่อเป็นการยืนยันในทางทฤษฎีว่าค่า K_{FB} ที่คำนวณได้จากสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวในสมการที่ (7-24) สามารถทำให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบันทึกที่มีขีดความสามารถในการจ่ายระดับกำลังไฟฟ้าได้จนถึงค่าพิกัด โดยไม่ประสบปัญหาการขาดเสถียรภาพ อันเนื่องมาจากผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง การวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วม และการวิเคราะห์ระนาบเฟส โดยผลการวิเคราะห์ดังกล่าวสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.31 ตารางที่ 7.4 ถึงตารางที่ 7.7 และรูปที่ 7.34 ถึงรูปที่ 7.36 ตามลำดับ ซึ่งจะสังเกตได้ว่าเป็นผลการวิเคราะห์เดียวกันกับผลการวิเคราะห์ที่ได้นำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 7.4.2 ทั้งนี้เป็นเพราะค่า K_{FB} ที่คำนวณได้จากสมการที่ (7-24) ณ โหลดกำลังไฟฟ้าต่าง ๆ ซึ่งแสดงในตารางที่ 7.9 มีค่าเท่ากับค่า K_{FB} ที่แสดงในตารางที่ 7.3 ในกรณีที่ 2 ถึงกรณีที่ 4

ตารางที่ 7.9 ค่า P_{CPL} และ K_{FB} สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมของชุดทดสอบ

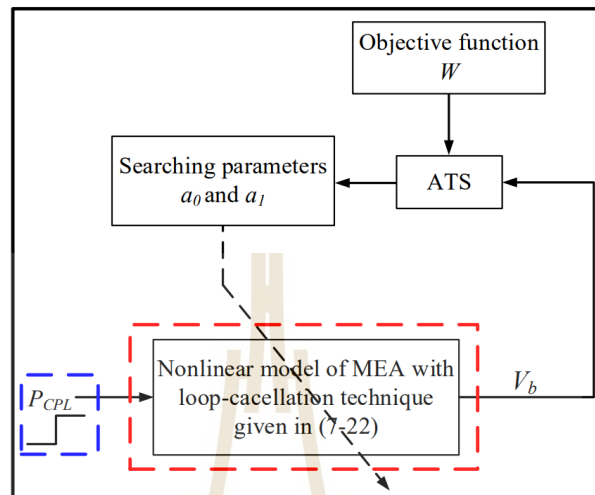
กรณีที่	P_{CPL}	K_{FB}
1	60 W (จุดขาดเสถียรภาพ)	0.1
2	80 W	0.15
3	100 W (พิกัดของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว)	0.19

จากรูปที่ 7.31 และรูปที่ 7.34 ถึงรูปที่ 7.36 ได้แสดงให้เห็นอย่างชัดเจนว่า ค่า K_{FB} ที่สามารถแปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวโดยอาศัยการคำนวณผ่านสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวในสมการที่ (7-24) สามารถทำให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินมีขีดความสามารถในการจ่ายระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงค่าพิกัดของระบบได้ อีกทั้งยังทำให้แอมพลิจูดของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงมีค่าอยู่ในช่วง 111.1 V ถึง 124.4 V ตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F แต่อย่างไรก็ตาม การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมยังประสบปัญหาช่วงเวลาเข้าที่ของผลตอบสนองแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงไม่อยู่ภายใต้กรอบมาตรฐานที่กำหนด นั่นคือ 0.04 วินาที ดังนั้นงานวิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอแนวทางการแก้ปัญหาด้วยการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวผ่านอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวที่สามารถนำมาตรฐาน MIL-STD-704F มาพิจารณาร่วมด้วยในระหว่างการออกแบบได้ อีกทั้งยังช่วยลดความซับซ้อนของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่จากเดิมอยู่ในรูปของสมการโพลิโนเมียลอันดับสอง (วิธีการแบบดั้งเดิม) จะเปลี่ยนไปอยู่ในรูปของสมการโพลิโนเมียลอันดับหนึ่ง ซึ่งง่ายต่อการสร้างจริง โดยอาศัยเพียงแค่วงจรแอนะล็อกเท่านั้น ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 7.4.4 สำหรับการยืนยันผลการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมในทางปฏิบัติจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 7.5.3 ต่อไป

7.4.4 การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวของชุดทดสอบ

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจะดำเนินการตามขั้นตอนในการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงทั้ง 2 ขั้นตอนที่ได้อธิบายไว้อย่างละเอียดในหัวข้อที่ 6.2.2 ของบทที่ 6 ซึ่งจะแตกต่างกันเพียง 5 ส่วนดังนี้ ส่วนที่ 1 การปรับตั้งจุดปฏิบัติงานของระบบที่แสดงในกรอบเส้นปะสีน้ำเงินของรูปที่ 7.39 และตารางที่ 7.10 ส่วนที่ 2 แบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นที่ใช้ในการคำนวณหาผลตอบสนอง V_o ที่แสดงในกรอบเส้นปะสีแดงของรูปที่ 7.39 และสมการที่ (7-22) ส่วนที่ 3 ฟังก์ชันเงื่อนไขของสมการที่กำหนดจากกรอบมาตรฐาน

MIL-STD-704F ของชุดทดสอบที่แสดงดังสมการที่ (7-25) ส่วนที่ 4 พารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัวที่แสดงในตารางที่ 7.11 และส่วนที่ 5 ขอบเขตการค้นหาที่แสดงในตารางที่ 7.12



รูปที่ 7.39 บล็อกไดอะแกรมการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัว

ตารางที่ 7.10 จุดปฏิบัติงานของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา

จุดปฏิบัติงานที่	ระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว
1	เปลี่ยนจาก 40 W เป็น 60 W (จุดขาดเสถียรภาพ)
2	เปลี่ยนจาก 60 W เป็น 80 W
3	เปลี่ยนจาก 80 W เป็น 100 W (พิกัดของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว)

$$\text{Subject to } \left. \begin{aligned}
 &V_{b,t(\max)} < 146.7\text{V or } V_{b,t(\max)} = 146.7\text{V within } 0.02\text{s}, \\
 &V_{b,t(\min)} < 88.9\text{V or } V_{b,t(\min)} = 88.9\text{V within } 0.01\text{s}, \\
 &T_s < 0.04\text{s}, \\
 &V_{b,ss(\max)} \leq 124.4\text{V}, \\
 &V_{b,ss(\min)} \geq 111.1\text{V}, \\
 &\Delta V_{b,ss} < 2.7\text{V},
 \end{aligned} \right\} \quad (7-25)$$

เมื่อ $V_{b,t(\max)}$ คือ ขนาดแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงสูงสุดในสภาวะชั่วคราว
 $V_{b,t(\min)}$ คือ ขนาดแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงต่ำสุดในสภาวะชั่วคราว

- T_s คือ ช่วงเวลาเข้าที่
- $V_{b,ss}(\max)$ คือ ขนาดแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงสูงสุดในสภาวะอยู่ตัว
- $V_{b,ss}(\min)$ คือ ขนาดแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงต่ำสุดในสภาวะอยู่ตัว
- $\Delta V_{b,ss}$ คือ ขนาดแรงดันกระเพื่อม

ตารางที่ 7.11 พารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวสำหรับชุดทดสอบ

พารามิเตอร์	ค่า	รายละเอียด
<i>Initial number neighbor</i>	20	จำนวนคำตอบเริ่มต้น
<i>Number neighbor</i>	30	จำนวนคำตอบรอบข้าง
<i>Radius</i>	30 (%)	ค่ารัศมีการค้นหาคิดเป็นเปอร์เซ็นต์ของขอบเขต
<i>DF</i>	1.3	ค่าอัตราปรับลดรัศมี
<i>Round</i>	50	จำนวนรอบการค้นหา

ตารางที่ 7.11 ได้แสดงพารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวที่เหมาะสมเพื่อทำให้การค้นหาค่าสัมประสิทธิ์ของสมการโพลิโนเมียลอันดับหนึ่ง (a_0 และ a_1) หรือสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวมีประสิทธิภาพมากยิ่งขึ้น ซึ่งจะประกอบไปด้วย จำนวนคำตอบเริ่มต้น จำนวนคำตอบรอบข้าง ค่ารัศมีการค้นหา ค่าอัตราปรับลดรัศมี และจำนวนรอบการค้นหา โดยค่าพารามิเตอร์ทั้ง 5 นั้นจะได้ออกมาจากการทดสอบพารามิเตอร์ที่ได้นำเสนอไว้ในภาคผนวก ง. ในตารางที่ ง.6 ถึงตารางที่ ง.10 โดยจะอาศัยเกณฑ์การพิจารณาจากค่า n เฉลี่ยที่น้อยที่สุด

ตารางที่ 7.12 ขอบเขตการค้นหาค่าสัมประสิทธิ์ของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวสำหรับชุดทดสอบ

ค่าสัมประสิทธิ์	ขอบเขตการค้นหา	
	ขอบเขตล่าง	ขอบเขตบน
a_1	-0.207	0.207
a_0	-0.2997	0.2997

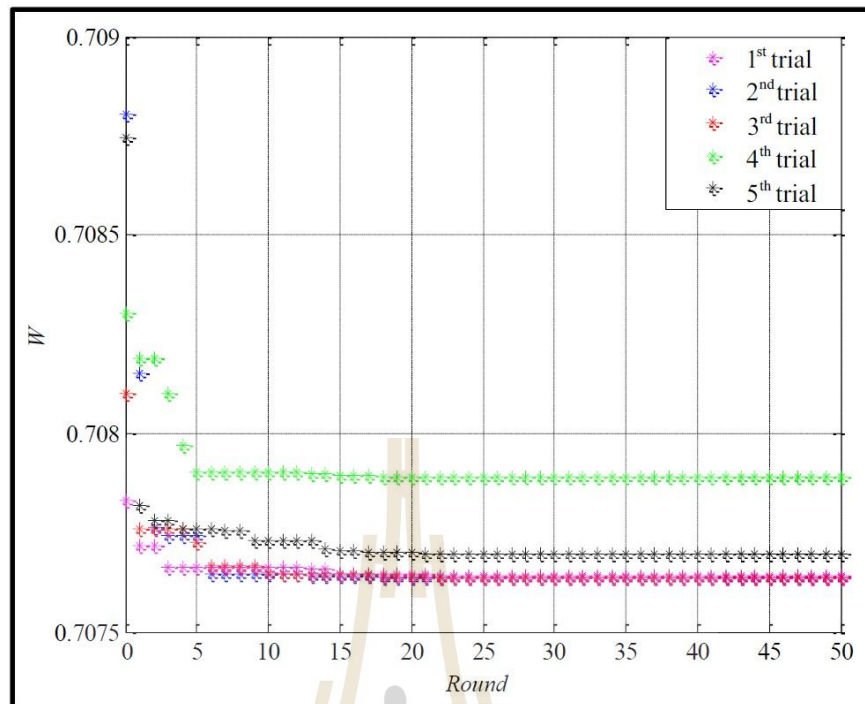
ตารางที่ 7.12 ได้แสดงขอบเขตการค้นหาของอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว ซึ่งเป็นอีกองค์ประกอบหนึ่งที่ส่งผลต่อประสิทธิภาพการค้นหาอย่างมีนัยสำคัญ โดยการกำหนดขอบเขตการค้นหาค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวจะพิจารณาให้มี

ค่าเป็น 9 เท่าของค่าสัมประสิทธิ์ของสมการโพลิโนเมียลอันดับหนึ่งที่แสดงในรูปที่ 7.38 ของหัวข้อที่ 7.4.3 ซึ่งสามารถแสดงอีกครั้งได้ดังสมการที่ (7-25) โดยขอบเขตล่างจะมีเครื่องหมายเป็นลบและขอบเขตบนจะมีเครื่องหมายบวก ทั้งนี้เป็นเพราะการกำหนดขอบเขตการค้นหาที่แคบเกินไป อาทิเช่น 2 เท่าหรือ 3 เท่าของค่าสัมประสิทธิ์ของสมการที่ (7-25) จะทำให้ค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ที่ได้จากการวนการค้นหามีค่าใกล้เคียงกับขอบเขตบนหรือขอบเขตล่าง ซึ่งถือว่าคำตอบที่ได้ยังไม่เหมาะสม ดังนั้นจะต้องดำเนินการปรับเปลี่ยนขอบเขตของคำตอบ พร้อมทั้งทำการค้นหาใหม่จนกว่าจะได้คำตอบที่เหมาะสม อย่างไรก็ตาม หากพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินมีการปรับเปลี่ยนหรือระบบไฟฟ้ากำลังที่ศึกษาเปลี่ยนไป ยกตัวอย่างเช่น ระบบรางไฟฟ้า (railway system) และระบบโครงข่ายกำลังไฟฟ้ากระแสตรงขนาดเล็ก (DC micro-grid system) เป็นต้น จำเป็นจะต้องมีการเปลี่ยนแปลงขอบเขตการค้นหาด้วยเช่นกัน ซึ่งจะต้องพิจารณาเป็นกรณี ๆ ไป

$$K_{FB} = 0.023P_{CPL} - 0.0333 \quad (7-25)$$

$$\text{เมื่อ } P_{CPL} = I_o V_b - \frac{V_b^2}{R_L}$$

เมื่อทราบถึงองค์ประกอบที่จำเป็นทั้งหมดสำหรับการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบแล้วทั้ง กระบวนการออกแบบ ค่าพารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวที่เหมาะสม และขอบเขตการค้นหา ในลำดับถัดไปจะเป็นการนำเสนอผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว โดยผลการออกแบบดังกล่าวสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.40 และตารางที่ 7.13



รูปที่ 7.40 การลู่เข้าหาคำตอบ W ทั้ง 5 ครั้งสำหรับชุดทดสอบ

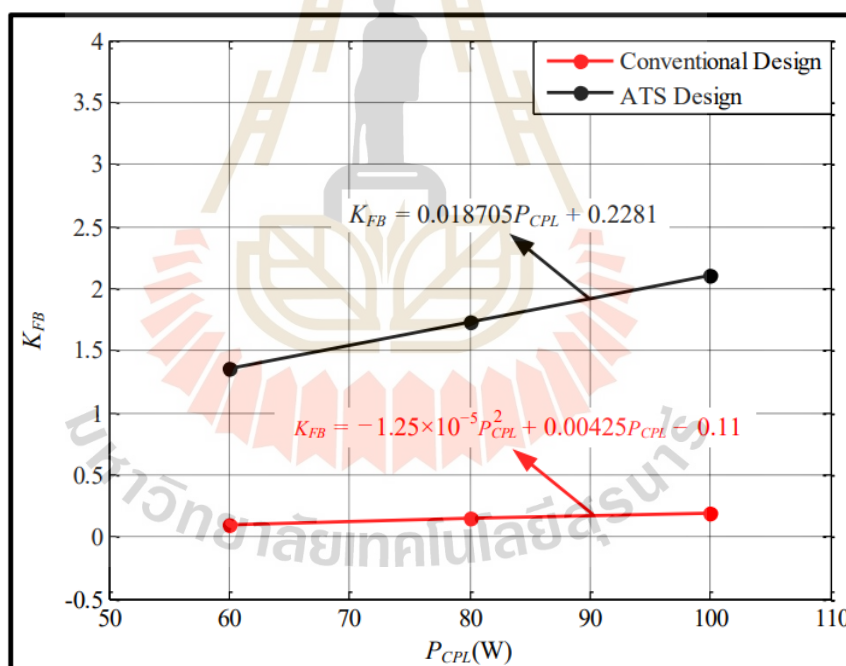
ตารางที่ 7.13 ค่าสัมประสิทธิ์ที่เหมาะสมที่สุดของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวสำหรับชุดทดสอบ

ครั้งที่	ค่าที่ออกแบบ		ค่า W	สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว
	a_1	a_0		
1	0.0197	0.1239	0.70764	$K_{FB} = 0.0197P_{CPL} + 0.1239$
2	0.018705	0.2281	0.70763	$K_{FB} = 0.018705P_{CPL} + 0.2281$
3	0.018705	0.2281	0.70763	$K_{FB} = 0.018705P_{CPL} + 0.2281$
4	0.018	0.2436	0.70788	$K_{FB} = 0.018P_{CPL} + 0.2436$
5	0.0175	0.2448	0.70769	$K_{FB} = 0.0175P_{CPL} + 0.2448$

รูปที่ 7.40 แสดงผลการลู่เข้าของค่า W ทั้งหมด 5 ครั้ง เพื่อนำมาใช้ในการเลือกค่า a_0 และ a_1 ที่เหมาะสมที่สุด ผ่านเงื่อนไขค่า W ที่น้อยที่สุด โดยจะเห็นได้ว่า ค่า W ทั้ง 5 ครั้งมีแนวโน้มที่ลดลง ในขณะที่จำนวนรอบการค้นหา (round) เพิ่มขึ้น ซึ่งเป็นการบ่งชี้ให้เห็นอย่างชัดเจนว่า อัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัว สามารถค้นหาค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ทำให้ผลการตอบสนองของ V_b มีสมรรถนะที่ดีขึ้นได้และเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ควบคู่ไปกับการมีเสถียรภาพทุก ๆ จุดปฏิบัติงานตามที่กำหนดไว้ในตารางที่ 7.10

โดยค่าฟังก์ชันวัตถุประสงค์ W ที่มีค่าน้อยที่สุดจะมีค่าเท่ากับ 0.70763 ซึ่งจะปรากฏอยู่ในผลการรู้เข้าหาคำตอบ W ในครั้งที่ 2 (เส้นกราฟสีน้ำเงิน) และครั้งที่ 3 (เส้นกราฟสีแดง) หรือดูได้จากผลการออกแบบค่าสัมประสิทธิ์ที่เหมาะสมที่สุดของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวในตารางที่ 7.13 ดังนั้นในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้พิจารณาเลือกใช้ค่า a_0 และ a_1 เท่ากับ 0.2281 และ 0.018705 ในการสร้างสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา

นอกจากนี้จะเห็นอีกว่า ค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ที่ได้จากการออกแบบทั้ง 5 ครั้ง ในตารางที่ 7.13 มีค่าที่ใกล้เคียงกันหรือเป็นชุดข้อมูลที่เกาะกลุ่มกัน ดังนั้นจึงเป็นการรับประกันได้ว่าค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ที่เลือกใช้เป็นค่าที่เหมาะสมที่สุดกับการสร้างสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา โดยสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวและเส้นกราฟของสมการดังกล่าวสามารถดูได้จากคอลัมน์สุดท้ายของตารางที่ 7.13 และรูปที่ 7.41 ตามลำดับ



รูปที่ 7.41 เส้นกราฟสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบที่เหมาะสมที่สุด

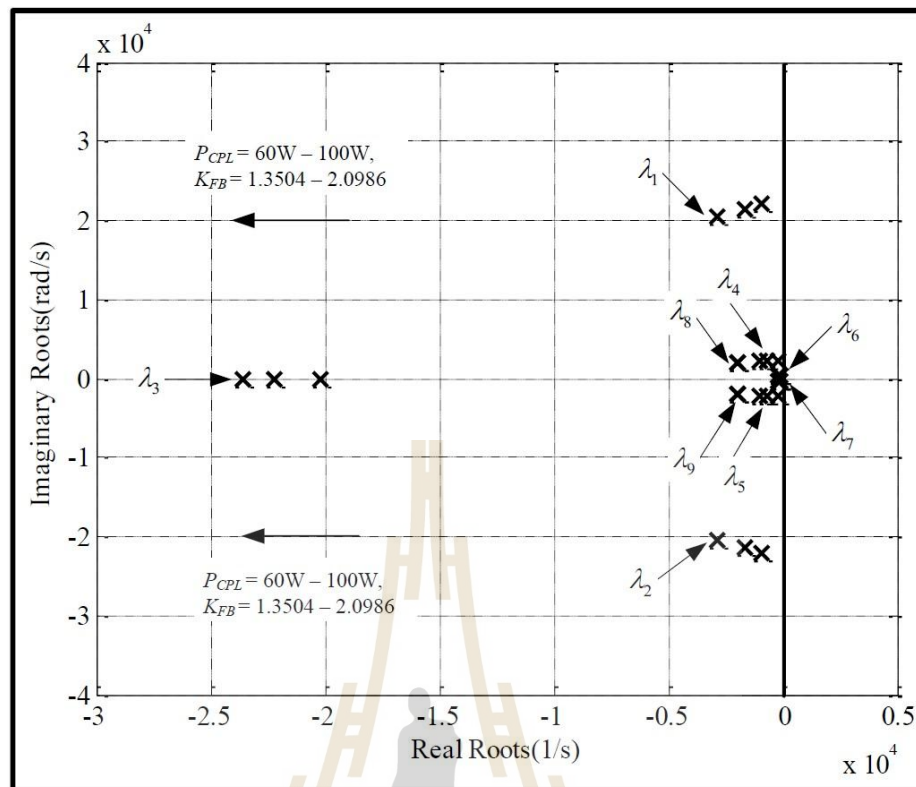
จากรูปที่ 7.41 แสดงให้เห็นว่า อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวสามารถลดความซับซ้อนของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวได้เป็นอย่างดี เนื่องจากสามารถลดอันดับของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อยู่ในรูปสมการโพลิโนเมียลอันดับสอง (แสดงด้วยเส้นกราฟสีแดง) ซึ่งได้จากวิธีการแบบดั้งเดิม มาเป็นสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อยู่ในรูปของสมการ

โพลีโนเมียลอันดับหนึ่ง (แสดงด้วยเส้นกราฟสีดำ) ซึ่งง่ายต่อการสร้างจริงในทางปฏิบัติโดยอาศัยเพียงแค่วางจระเอนะล็อกเท่านั้น

เพื่อเป็นการยืนยันประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือของผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวข้างต้น ในลำดับต่อมานงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัว ภายใต้ทฤษฎีบทค่าเจาะจง การวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วม และการวิเคราะห์ระนาบเฟส

การวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง

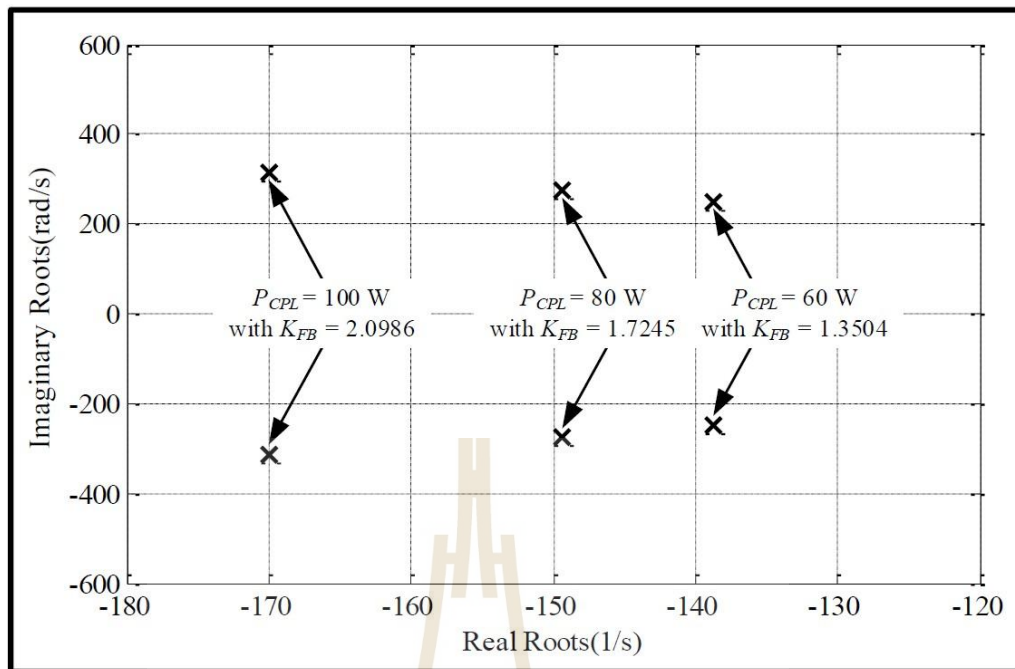
การวิเคราะห์เสถียรภาพเพื่อเพิ่มความน่าเชื่อถือของผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัว ภายใต้ทฤษฎีบทค่าเจาะจงจะอาศัยการพิจารณาวิถีการเคลื่อนที่และตำแหน่งของค่าเจาะจงทั้งหมดของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจำนวน 9 ค่า ($\lambda_1 - \lambda_9$) ที่แสดงในรูปที่ 7.42 ในขณะที่ค่าอัตราขยายป้อนกลับ (K_{FB}) มีการปรับเปลี่ยนให้สอดคล้องกับระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) ตามที่แสดงในตารางที่ 7.14 ซึ่งจะสังเกตได้จากรูปที่ 7.42 ว่า ค่าเจาะจงเด่นของระบบคือ λ_6 และ λ_7 ซึ่งจะแตกต่างกับค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบในกรณีที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอและในกรณีที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมที่ค่าเจาะจงเด่นของระบบคือ λ_1 และ λ_2 ดังแสดงได้ในรูปที่ 7.30 ของหัวข้อที่ 7.4.2 โดยภาพขยายของค่าเจาะจงเด่น λ_6 และ λ_7 สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.43



รูปที่ 7.42 ค่าเจาะจงทั้งหมดของชุดทดสอบเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึม
การค้นหาลูปเชิงปรับตัว

ตารางที่ 7.14 ค่า P_{CPL} และ K_{FB} สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาลูป
แบบตาข่ายปรับตัวของชุดทดสอบ

กรณี	P_{CPL}	K_{FB}
1	60 W (จุดขาดเสถียรภาพ)	1.3504
2	80 W	1.7245
3	100 W (พิกัดของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว)	2.0986



รูปที่ 7.43 ค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึม การค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว

จากรูปที่ 7.43 จะเห็นได้ว่า ค่าเจาะจงเด่นของระบบในกรณีที่ K_{FB} มีค่าแปรเปลี่ยนไปตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจนกระทั่งมีค่าเท่ากับ 2.0986 ที่ค่าพิกัดของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว นั่นก็คือ $P_{CPL, rated} = 100$ W จะมีส่วนจริงน้อยกว่าศูนย์ทุกค่า ซึ่งสอดคล้องกับเงื่อนไขการมีเสถียรภาพที่ถูกนำมาประยุกต์ใช้ในกระบวนการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว หรือกล่าวได้ว่า กลไกการตรวจสอบเสถียรภาพขณะทำการออกแบบสามารถทำงานได้อย่างถูกต้องแม่นยำตามการโปรแกรมคำสั่ง

การวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมของชุดทดสอบ

การวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมของชุดทดสอบที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวเพื่อวิเคราะห์หาค่าตัวแปรสถานะที่มีความเกี่ยวข้องกับค่าเจาะจงเด่น λ_6 และ λ_7 หรือมีนัยสำคัญกับเสถียรภาพของระบบสำหรับนำไปใช้ในกระบวนการวิเคราะห์ระนาบเฟส จะดำเนินการพิจารณาด้วยกันทั้งหมด 3 กรณี ตามตารางที่ 7.14 ซึ่งจะสอดคล้องกับผลการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่ได้นำเสนอในรูปที่ 7.43 โดยเมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมสำหรับกรณีที่ 1 ถึงกรณีที่ 3 สามารถแสดงได้ดังตารางที่ 7.15 ถึง 7.17

ตารางที่ 7.15 เมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 1.3504$ (กรณีที่ 1)

	Eig. I	...	Eig. VI	Eig. VII	...	Eig. IX
I_{sd}	0.0138	...	0.3786	0.3786	...	1.6×10^{-29}
$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
V_{dc}	0.0805	...	0.7552	0.7552	...	2.5×10^{-31}
$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
X_v	6×10^{-4}	...	0.7538	0.7538	...	4.5×10^{-31}
$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
V_{stab}	0.0576	...	0.0262	0.0262	...	3.1×10^{-30}
	Mode I	...	Mode IV (Dominant mode)		...	Mode V

ตารางที่ 7.16 เมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 1.7245$ (กรณีที่ 2)

	Eig. I	...	Eig. VI	Eig. VII	...	Eig. IX
I_{sd}	0.0264	...	0.585	0.585	...	4.1×10^{-30}
$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
V_{dc}	0.0856	...	0.9179	0.9179	...	3.9×10^{-31}
$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
X_v	0.0012	...	0.8318	0.8318	...	1.1×10^{-31}
$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
V_{stab}	0.1106	...	0.0454	0.0454	...	9.4×10^{-31}
	Mode I	...	Mode IV (Dominant mode)		...	Mode V

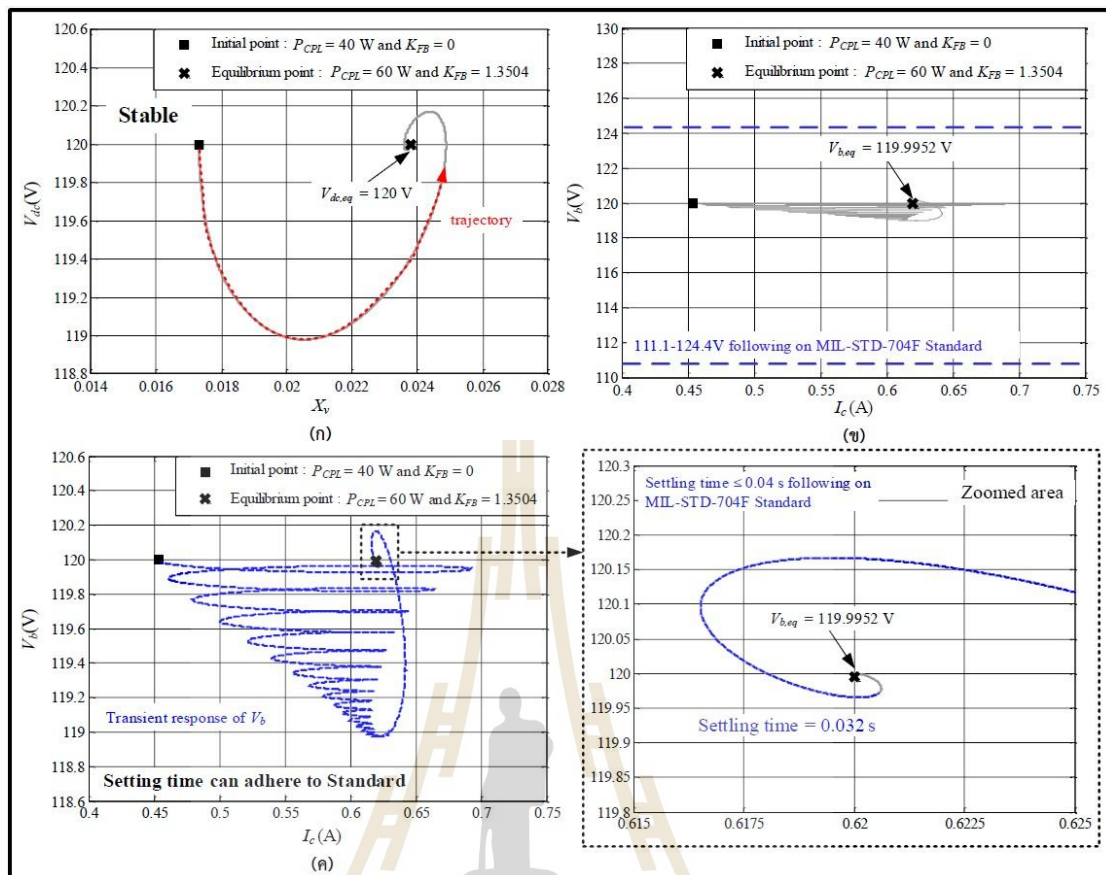
ตารางที่ 7.17 เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 2.0986$ (กรณีที่ 3)

	Eig. I	...	Eig. VI	Eig. VII	...	Eig. IX
I_{sd}	0.048	...	0.8946	0.8946	...	9.1×10^{-30}
$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
V_{dc}	0.1461	...	1.1661	1.1661	...	1×10^{-31}
$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
X_v	0.0022	...	0.9419	0.9419	...	4.5×10^{-31}
$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
V_{stab}	0.2046	...	0.0804	0.0804	...	2.4×10^{-30}
	Mode I	...	Mode IV (Dominant mode)		...	Mode V

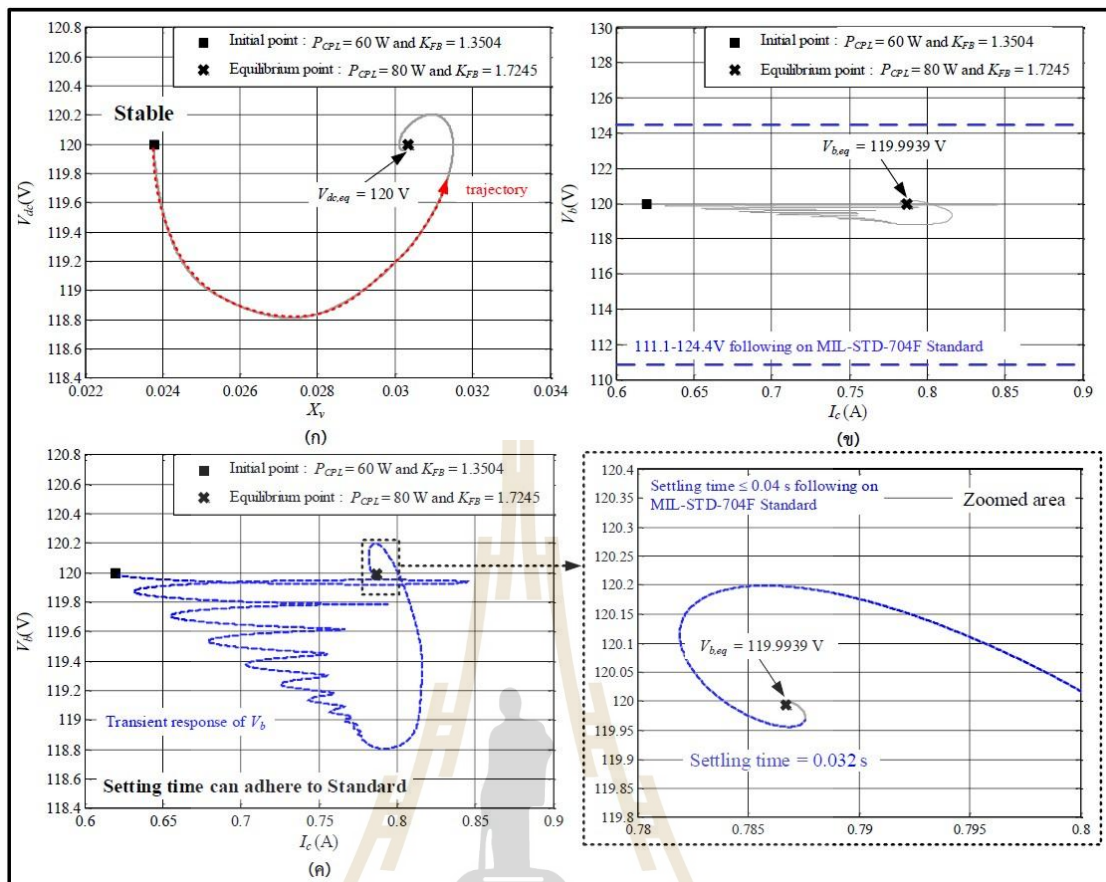
จากตารางที่ 7.15 ถึง 7.17 จะพบว่า ตัวแปรสถานะ V_{dc} และ X_v ซึ่งมีนัยสำคัญมากที่สุดโหมดเด่นจะมีความเกี่ยวข้องกับค่าเจาะจงเด่นของระบบ ซึ่งจะแตกต่างจากผลการวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมในกรณีที่ระบบมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอในหัวข้อที่ 7.4.2 และมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวในหัวข้อที่ 7.4.3 ที่ตัวแปรสถานะ I_c และ V_b จะมีความเกี่ยวข้องโดยตรงกับค่าเจาะจงเด่นของระบบ ทั้งนี้เนื่องจากค่าเจาะจงเด่นของระบบได้เปลี่ยนจาก λ_1 และ λ_2 ไปเป็น λ_6 และ λ_7 ดังแสดงได้ในรูปที่ 7.42

การวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส

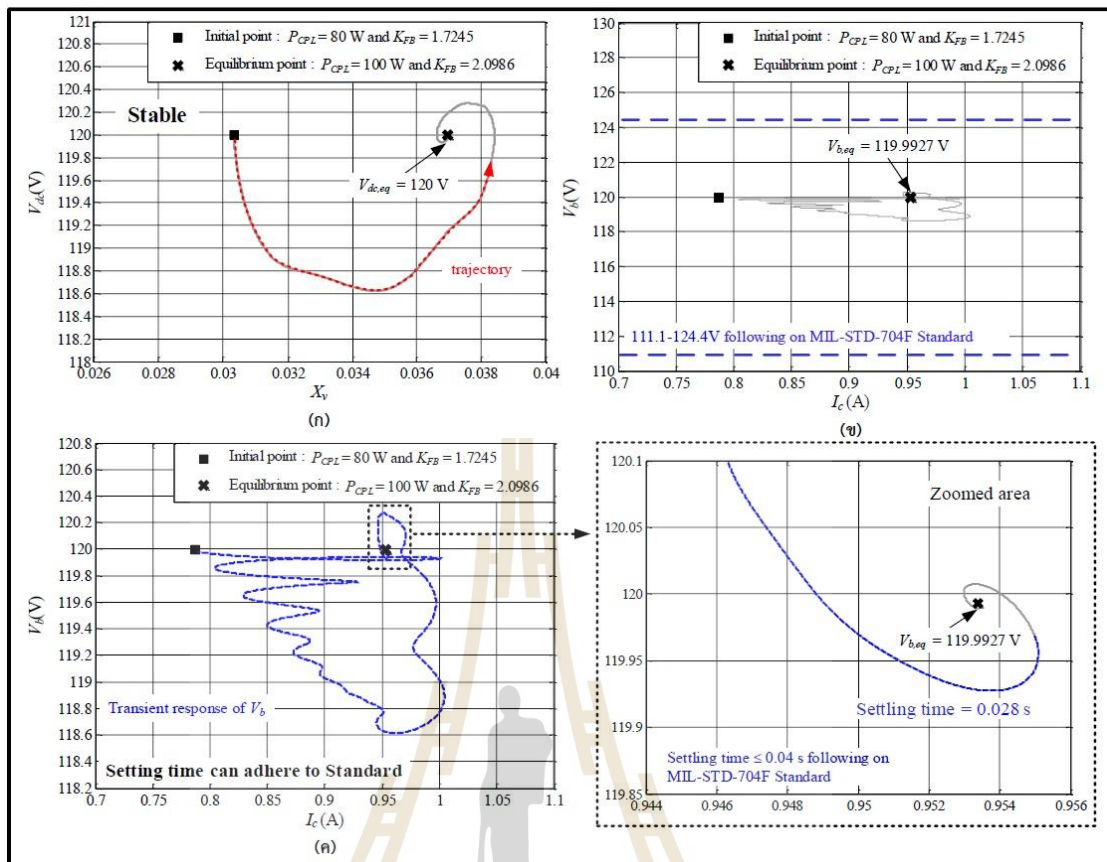
การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟสเพื่อเพิ่มความน่าเชื่อถือของผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวจะอาศัยการพิจารณาการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนปริภูมิสถานะของตัวแปรสถานะ V_{dc} และ X_v ซึ่งได้มาจากการวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม เมื่อค่าอัตราขยายป้อนกลับ (K_{FB}) และระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) เป็นไปตามตารางที่ 7.14 ทั้ง 3 กรณี โดยการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์สำหรับกรณีที่ 1 กรณีที่ 2 และกรณีที่ 3 สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.44 รูปที่ 7.45 และรูปที่ 7.46 ตามลำดับ



รูปที่ 7.44 การวิเคราะห์ระนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 60$ W และ $K_{FB} = 1.3504$ (กรณีที่ 1) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s



รูปที่ 7.45 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 80$ W และ $K_{FB} = 1.7245$ (กรณีที่ 2) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s



รูปที่ 7.46 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 100 \text{ W}$ และ $K_{FB} = 2.0986$ (กรณี 3) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s

จากรูปที่ 7.44 (ก) ถึง 7.46 (ก) แสดงให้เห็นว่า การโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์จะเคลื่อนที่จากจุดเริ่มต้นและเข้าสู่จุดสมดุลหรือจุดปฏิบัติงานของระบบเมื่อเวลาผ่านไป (ดูได้จากเส้นประสีแดง) หรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือ ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพทุก ๆ เงื่อนไขการทำงาน และเมื่อตรวจสอบลักษณะเฉพาะของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ในส่วนของขนาดแรงดันไฟฟ้าและช่วงเวลาเข้าที่ผ่านการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ในรูปที่ 7.44 (ข) ถึง 7.46 (ข) และรูปที่ 7.44 (ค) ถึง 7.46 (ค) ตามลำดับ จะพบว่าแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง V_b ในสภาวะอยู่ตัวจะมีค่าอยู่ในช่วง 111.1 V ถึง 124.4 V ตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F และช่วงเวลาเข้าที่ (คำนวณได้จากการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ในสภาวะชั่วคราวที่แสดงในเส้นสีน้ำเงิน) จะมีค่าไม่เกิน 0.04 วินาที ตามที่มาตรฐานกำหนดไว้ ดังนั้นจึงถือได้ว่ากลไกการตรวจสอบคุณลักษณะของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงและการประเมินสมรรถนะการควบคุมภายในอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาข่ายเชิงปรับตัวสามารถทำงานได้เป็นอย่างดี โดยสามารถปรับปรุงช่วงเวลาเข้าที่ของผลการตอบสนอง V_b ที่ได้จากวิธีการแบบดั้งเดิมให้เป็นไปตามกรอบมาตรฐาน

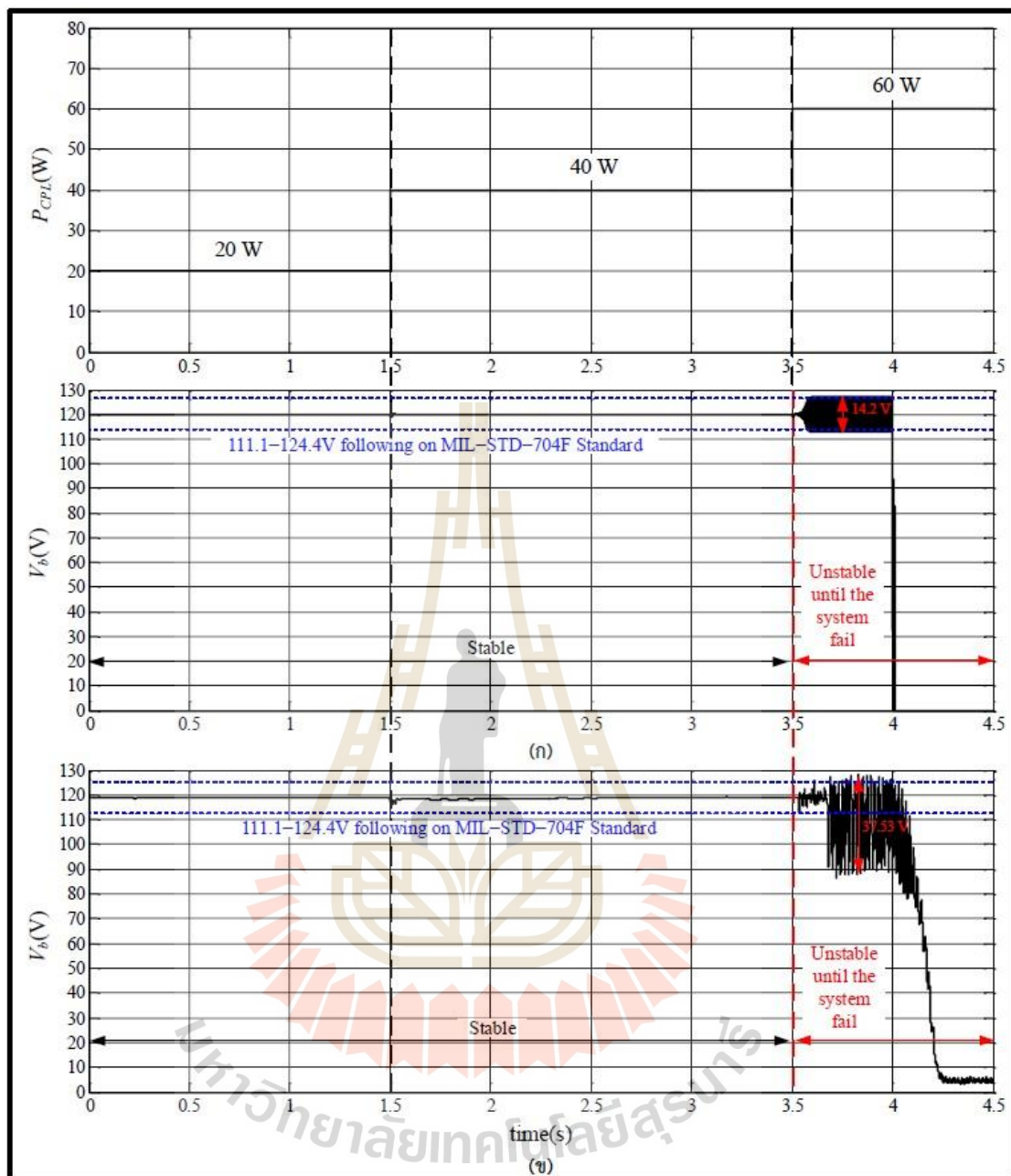
MIL-STD-704F ได้ ดังนั้นจึงถือได้ว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัวที่ได้นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์เป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพสามารถทำให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษามีเสถียรภาพทุก ๆ จุดปฏิบัติงานจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด อีกทั้งยังทำให้ผลการตอบสนองของแรงดัน V_b มีสมรรถนะที่ดียิ่งขึ้นและมีคุณลักษณะเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F สำหรับการยืนยันผลการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัวในทางปฏิบัติจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 7.5 ต่อไป

7.5 ผลการทดสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาวิจัย

การทดสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินเพื่อยืนยันผลการวิเคราะห์และออกแบบทั้งหมด รวมทั้งแสดงให้เห็นถึงประสิทธิภาพ ความน่าเชื่อถือ และข้อดีของการประยุกต์ใช้อัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัวในการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวให้กับระบบไฟฟ้ากำลังที่ศึกษาวิจัย จะดำเนินการทดสอบด้วยกันทั้งหมด 4 กรณีคือ กรณีแรกเป็นการทดสอบสภาวะขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบ กรณีที่สองเป็นการทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก กรณีที่สามเป็นการทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม และกรณีสุดท้ายเป็นการทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัว ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 7.5.1 7.5.2 7.5.3 และ 7.5.4 ตามลำดับ

7.5.1 การทดสอบสภาวะขาดเสถียรภาพ

การวิเคราะห์เสถียรภาพบนระนาบเอสด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการวิเคราะห์เสถียรภาพบนปริภูมิสถานะของตัวแปรสถานะ I_c และ V_b ด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟสผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของชุดทดสอบในหัวข้อที่ 7.4 ทำให้ทราบว่าชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินเมื่อไม่พิจารณาการบรรเทาการขาดเสถียรภาพหรือการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวจะเกิดการขาดเสถียรภาพเมื่อระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่ามากกว่าหรือเท่ากับ 60 W ซึ่งส่งผลให้ผลตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ไม่เป็นไปตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ดังนั้นเพื่อเป็นการยืนยันความถูกต้องของผลการวิเคราะห์ดังกล่าวงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้อาศัยการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และการทดสอบจากชุดทดสอบจริง ภายใต้เงื่อนไขการทำงานเดียวกันดังแสดงในรูปที่ 7.47 โดยกำหนดให้โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีการเปลี่ยนแปลงระดับกำลังไฟฟ้าจาก 20 W ไปจนถึง 60 W โดยเพิ่มขั้นที่ละ 20 W



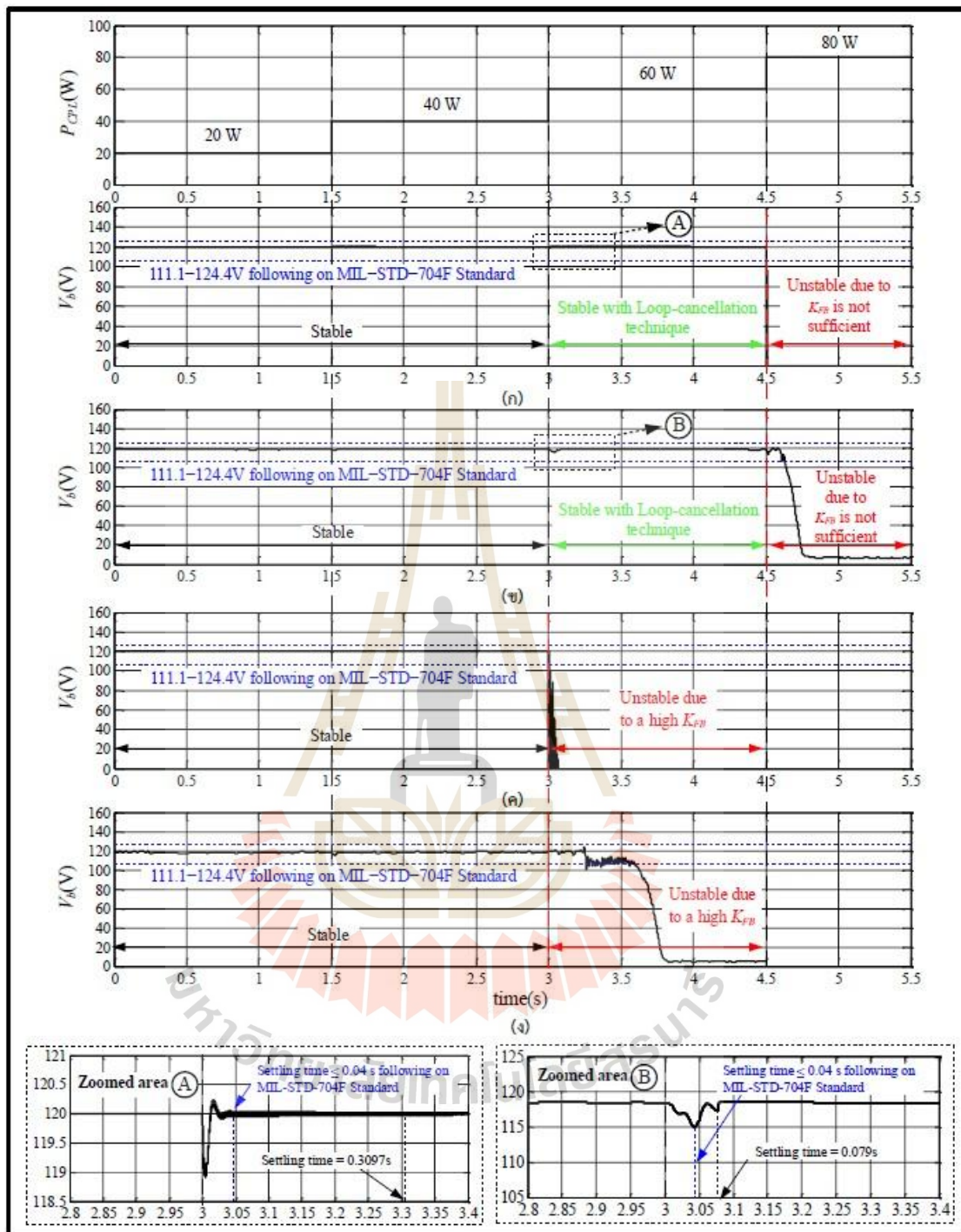
รูปที่ 7.47 ผลการทดสอบสถานะขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาวิจัย
(ก) ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ (ข) ผลการทดสอบจากชุดทดสอบจริง

จากรูปที่ 7.47 แสดงให้เห็นว่า เมื่อระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว มีค่าเพิ่มขึ้นจาก 40 W ไปเป็น 60 W ที่เวลา 3.5 วินาที จะทำให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเกิดการขาดเสถียรภาพ ซึ่งดูได้จากผลการแกว่งของแรงดันไฟฟ้ากระแสตรง V_b ที่มีค่าเพิ่มสูงขึ้นอย่างต่อเนื่อง จนกระทั่งมีค่าเกิน 111.1 V ถึง 124.4 V ตามที่มาตรฐาน MIL-STD-704F กำหนดไว้ อีกทั้งยังมีแรงดันกระแสเฟืองภายหลังเกิดการขาดเสถียรภาพเท่ากับ 14.2 V และ 37.53 V

สำหรับผลการจำลองสถานการณ์และผลจากชุดทดสอบจริง ตามลำดับ ซึ่งเกินกว่าค่าที่มาตรฐานกำหนดนั้นคือ 2.7 V ยิ่งไปกว่านั้นยังทำให้ระบบสูญเสียการควบคุมอีกด้วย ทั้งนี้เนื่องจากค่าดัชนีการมอดูเลตมีค่าเท่ากับค่าดัชนีการมอดูเลตสูงสุดที่ได้ตั้งค่าไว้สำหรับป้องกันการมอดูเลตเกิน (over modulation) จึงทำให้ชุดทดสอบเกิดความผิดพลาดขึ้นและไม่สามารถทำงานต่อไปได้ ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้ว่า ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังที่ศึกษาวิจัยจะประสบปัญหาการขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 60 W ($P_{unstable}$) หากต้องการให้ชุดทดสอบรักษาเสถียรภาพได้ ณ จุดปฏิบัติงานนี้และสามารถทำงานต่อไปได้จำเป็นต้องอาศัยการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 7.5.2 ต่อไป

7.5.2 การทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ

การทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบันทึกเพื่อยืนยันผลการบรรเทาการขาดเสถียรภาพทางทฤษฎีที่ได้นำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 7.4.2 จะอาศัยการพิจารณาและเปรียบเทียบระหว่างผลตอบสนองที่จากการจำลองสถานการณ์ผ่านชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB และผลตอบสนองที่ได้จากชุดทดสอบจริงภายในห้องปฏิบัติการ ภายใต้สภาวะการทำงานเดียวกัน โดยการทดสอบดังกล่าวนี้จะแบ่งออกเป็น 2 กรณีคือ การทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยค่าอัตราขยายป้อนกลับ (K_{FB}) ที่น้อยและเพียงพอและการทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยค่าอัตราขยายป้อนกลับ (K_{FB}) ที่มากเกินไป สำหรับหลักการในการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของกรณีแรกนั้นจะทำการเพิ่มโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจาก 20 W ไปจนถึง 80 W พร้อมทั้งปรับตั้งค่า K_{FB} ให้มีค่าคงที่เท่ากับ 0.1 (ค่าที่น้อยและเพียงพอ) ตลอดช่วงการทำงาน ในขณะที่กรณีที่สองจะทำการกำหนดให้ K_{FB} มีค่าคงที่เป็น 6.73 (ค่าที่มากเกินไป) และโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีการเปลี่ยนแปลงจาก 20 W ไปจนถึง 60 W ซึ่งผลการทดสอบดังกล่าวสามารถแสดงได้รูปที่ 7.48



รูปที่ 7.48 การทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ (ก) ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ เมื่อ $K_{FB} = 0.1$ (ข) ผลการทดสอบเมื่อ $K_{FB} = 0.1$ (ค) ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ $K_{FB} = 6.73$ (ง) ผลการทดสอบเมื่อ $K_{FB} = 6.73$

จากรูปที่ 7.48 (ก) และ 7.48 (ข) แสดงให้เห็นว่า เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีการเปลี่ยนแปลงจาก 40 W ไปเป็น 60 W (จุดการขาดเสถียรภาพ) ที่เวลา 3 วินาที โดยกำหนดให้ K_{FB} มีค่าคงที่เท่ากับ 0.1 จะทำให้ระบบที่เคยขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพอีกครั้ง ซึ่งสังเกตได้จากผลการสั่นไหวของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง V_b ที่ไม่มีการกระเพื่อมที่สูงขึ้นและมีค่าคงที่อยู่ในช่วง 111.1 V ถึง 124.4 V ตามที่มาตรฐาน MIL-STD-704F ระบุไว้ อย่างไรก็ตาม ช่วงเวลาเข้าที่ของผลตอบสนองที่ได้จากชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินมีค่าเท่ากับ 0.3097 วินาที และ 0.079 วินาที ตามลำดับ ซึ่งเกินช่วงเวลาเข้าที่สูงสุดตามที่มาตรฐานกำหนดไว้นั้นคือ 0.04 วินาที และเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้ถูกเพิ่มอีกครั้งให้มีค่าเท่ากับ 80 W ที่เวลา 4.5 วินาที ในขณะที่ K_{FB} ยังคงมีค่าเท่าเดิม จะส่งผลให้ระบบกลับมาขาดเสถียรภาพอีกครั้งหนึ่ง อย่างไรก็ตามการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบ ณ จุดปฏิบัติงานนี้จะไม่ปรากฏการกระเพื่อมที่เพิ่มสูงขึ้นของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง V_b แต่จะมีขนาดที่ลดลงอย่างรวดเร็ว ซึ่งมีค่าเกิน 111.1 V ถึง 124.4 V ตามที่มาตรฐาน MIL-STD-704F ระบุไว้ จนกระทั่งทำให้ระบบสูญเสียการควบคุมและไม่สามารถทำงานอย่างมีเสถียรภาพต่อไปได้ ทั้งนี้เป็นเพราะค่า K_{FB} ไม่เพียงพอต่อการชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ณ ระดับกำลังไฟฟ้าเท่ากับ 80 W ดังนั้นหากต้องการให้ระบบรักษาเสถียรภาพ ณ จุดปฏิบัติงานนี้ได้ค่า K_{FB} จะต้องเพิ่มเป็น 0.15 ตามผลการวิเคราะห์เสถียรภาพในรูปที่ 7.31 (ค) (ทฤษฎีบทค่าเจาะจง) และรูปที่ 7.35 (การวิเคราะห์หระนาบเฟส)

ในขณะที่รูปที่ 7.48 (ค) และ 7.48 (ง) ได้กำหนดให้ K_{FB} มีค่าเท่ากับ 6.73 และ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีการเปลี่ยนแปลงจาก 40 W ไปเป็น 60 W ที่เวลา 3 วินาที จะพบว่าระบบจะเกิดการขาดเสถียรภาพ จนกระทั่งสูญเสียการควบคุมทั้งระบบและไม่สามารถทำงานต่อไปได้ ในลักษณะเดียวกันกับกรณีที่มีค่า K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0.1 เนื่องจากค่า K_{FB} มีค่ามากเกินไปสำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ณ จุดปฏิบัติงานนี้

จากการทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคุปยกเล็กของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาแสดงให้เห็นอย่างชัดเจนว่า ผลการวิเคราะห์ในทางทฤษฎี ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และผลการทดสอบจากชุดทดสอบจริง มีความสอดคล้องและให้ข้อสรุปเดียวกันคือ การเลือกใช้ค่า K_{FB} ที่มากเกินไปจนความจำเป็นจะส่งผลเสียมากกว่าผลดีต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา ดังนั้นการเพิ่มค่า K_{FB} ตามโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่เพิ่มขึ้นควรพิจารณาเลือกใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ณ จุดปฏิบัติงานนั้น ๆ (Suyapan, A., Areerak, K., Bozhko, S., Yeoh, S.S., and Areerak, K., 2021) อย่างไรก็ตาม หากต้องการให้ระบบทำงานอย่างมีเสถียรภาพทุก ๆ จุดปฏิบัติงานจำเป็นต้องดำเนินการวิเคราะห์

หาค่า K_{FB} ใหม่ทุกครั้งเมื่อจุดปฏิบัติงานของระบบมีการเปลี่ยนแปลงอันเนื่องมาจากการเพิ่มขึ้นของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งจะทำให้เกิดความยุ่งยากซับซ้อนและล่าช้าสำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินได้ ดังนั้นในหัวข้อที่ 7.5.3 จึงได้นำเสนอการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมซึ่งอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงในการระบุสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่สามารถปรับเปลี่ยนค่า K_{FB} ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้แบบอัตโนมัติ นอกจากนี้จากผลการศึกษายังแสดงให้เห็นอีกว่า การออกแบบค่า K_{FB} ที่อาศัยการเลือกใช้ค่าที่น้อยและเพียงพอจะทำให้ผลการตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง V_b มีช่วงเวลาเข้าที่ไม่สอดคล้องตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัวมาประยุกต์ใช้ในการปรับปรุงสมรรถนะการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงให้ดีขึ้น ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 7.5.4 ต่อไป

7.5.3 การทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมที่อาศัยการเปลี่ยนแปลงค่าอัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคลูยกเล็ก (K_{FB}) ที่น้อยและเพียงพอต่อการกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) ด้วยการคำนวณผ่านสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวในสมการที่ (7-24) ซึ่งได้รับการนำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 7.4.3 แสดงให้เห็นว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมสามารถยกเลิกหรือลดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้อย่างสมบูรณ์ ซึ่งส่งผลให้ชุดทดสอบสามารถรักษาเสถียรภาพได้ตลอดช่วงการทำงาน แต่ไม่สามารถทำให้ผลตอบสนองแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้ และเพื่อเป็นการยืนยันข้อสรุปดังกล่าวงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้ดำเนินการทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการที่นำเสนอข้างต้นผ่านการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และการโปรแกรมคำสั่งบนบอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit ที่จุดปฏิบัติงานเดียวกัน ดังแสดงได้ในรูปที่ 7.49 โดยหลักการในการทดสอบสามารถแสดงได้ดังนี้

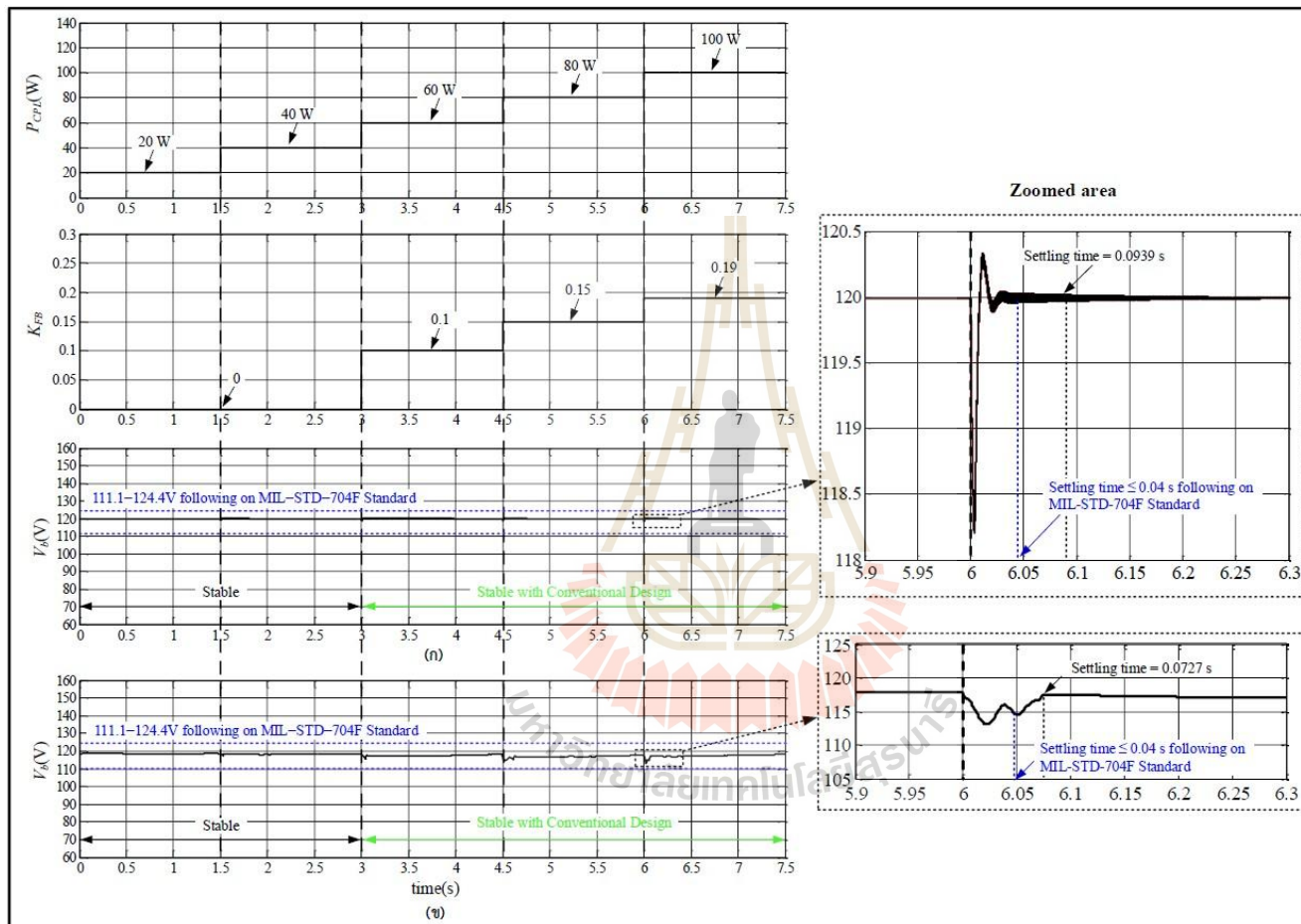
ขั้นที่ 1 ปรับตั้งค่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) ให้เปลี่ยนแปลงจาก 20 W ไปเป็น 40 W ที่เวลา 1.5 วินาที โดยที่ค่า K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0 (กระบวนการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมยังไม่ทำงาน)

ขั้นที่ 2 ปรับตั้งค่า P_{CPL} ให้เปลี่ยนแปลงจาก 40 W ไปเป็น 60 W (จุดปฏิบัติงานที่ทำให้ชุดทดสอบขาดเสถียรภาพ) ที่เวลา 3 วินาที ควบคุมไปกับการเปลี่ยนแปลงค่า K_{FB} ที่มีความสอดคล้องกับค่า P_{CPL} ดังกล่าว โดยอาศัยสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวในสมการที่ (7-24) ที่ได้รับการโปรแกรมลงบนบอร์ด DSP ซึ่งในที่นี้ K_{FB} จะมีค่าเท่ากับ 0.1

ขั้นที่ 3 ปรับตั้งค่า P_{CPL} ให้เปลี่ยนแปลงจาก 60 W ไปเป็น 80 W ที่เวลา 4.5 วินาที พร้อมทั้งเพิ่มค่า K_{FB} จาก 0.1 เป็น 0.15 โดยอาศัยการคำนวณผ่านสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว เช่นเดียวกับขั้นที่ 2

ขั้นที่ 4 ปรับตั้งค่า P_{CPL} ให้เปลี่ยนแปลงจาก 80 W ไปเป็น 100 W (ค่าพิกัดของ ชุดทดสอบ) ที่เวลา 6 วินาที และดำเนินการปรับเปลี่ยนค่า K_{FB} จาก 0.15 เป็น 0.19



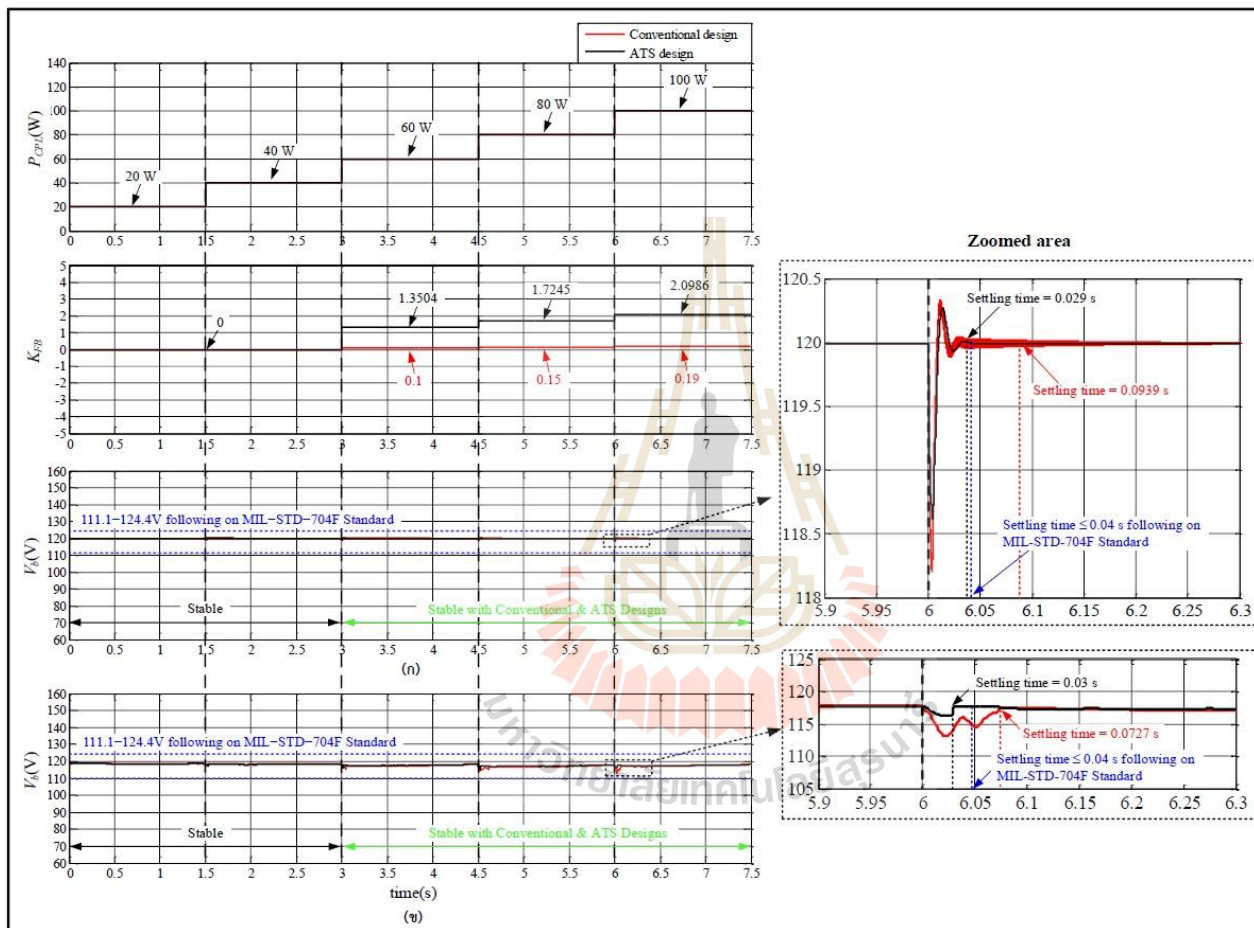


รูปที่ 7.49 การทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม (ก) ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSystem™
บนโปรแกรม MATLAB (ข) ผลการทดสอบจากชุดทดสอบจริงภายในห้องปฏิบัติการ

จากรูปที่ 7.49 จะเห็นได้ว่า เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเพิ่มขึ้น ในขณะที่ K_{FB} มีการปรับเปลี่ยนค่าอย่างเหมาะสมตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่เพิ่มขึ้นแบบอัตโนมัติ ภายใต้หลักการของค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอต่อการกำจัดหรือยกเลิกผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว จะทำให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินสามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูง ๆ จนถึงค่าพิกัดกำลังไฟฟ้าที่ตั้งไว้ โดยดูได้จากการสั้นไกวของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ที่ค่อย ๆ มีการกระเพื่อมที่น้อยลงจนกระทั่งมีค่าคงที่อยู่ในช่วง 111.1 V ถึง 124.4 V ตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F นอกจากนี้ยังแสดงให้เห็นอีกว่า ผลการวิเคราะห์ในทางทฤษฎี ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB และผลการทดสอบจากชุดทดสอบที่ได้รับการสร้างขึ้นมีความสอดคล้องกันอย่างเห็นได้ชัด อย่างไรก็ตาม เมื่อพิจารณาสมรรถนะการควบคุมแรงดันไฟฟ้าผ่านพื้นที่ขยาย จะพบว่า ทั้งผลตอบสนอง V_b ที่ได้จากชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB และชุดทดสอบจริงภายในห้องปฏิบัติการมีช่วงเวลาเข้าที่มากกว่า 0.04 วินาที ซึ่งไม่เป็นไปตามกรอบมาตรฐานที่กำหนด ดังนั้นในหัวข้อที่ 7.5.4 จะแสดงผลการทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยการนำอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวมาประยุกต์ใช้เพื่อแก้ปัญหาดังกล่าว

7.5.4 การทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว

การทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวเพื่อยืนยันประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือของผลการออกแบบที่ได้นำเสนอในหัวข้อที่ 7.4.4 จะประกอบไปด้วย 3 ส่วนด้วยกัน ส่วนแรกเป็นการทดสอบการรักษาเสถียรภาพของชุดทดสอบตลอดช่วงการทำงาน ถึงแม้ว่าระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) จะเพิ่มขึ้นก็ตาม ส่วนที่สองเป็นการทดสอบคุณลักษณะของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ภายใต้กรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F และส่วนสุดท้ายเป็นการทดสอบสมรรถนะการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง V_b โดยการทดสอบทั้ง 3 ส่วนจะอาศัยการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB และการโปรแกรมคำสั่งภายในบอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit ภายใต้เงื่อนไขการทำงานเดียวกัน นั่นคือ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีการเปลี่ยนแปลงระดับกำลังไฟฟ้าเพิ่มขึ้นทีละ 20 W โดยเริ่มตั้งแต่ 20 W ไปจนถึง 100 W ในขณะที่ค่าอัตราขยายป้อนกลับ (K_{FB}) จะมีการปรับเปลี่ยนค่าอย่างเหมาะสมตามสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวในตารางที่ 7.13 เพื่อพิจารณาทั้งผลการสั้นไกว คุณลักษณะ และสมรรถนะการควบคุมของแรงดัน V_b สำหรับผลการทดสอบดังกล่าวสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.50



รูปที่ 7.50 การทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัว (ก) ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก

SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB (ข) ผลการทดสอบจากชุดทดสอบภายในห้องปฏิบัติการ

จากรูปที่ 7.50 จะเห็นได้ว่า ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมและอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว จะมีเสถียรภาพตลอดระยะทางและระยะเวลาทำการบิน ซึ่งดูได้จากผลการสั่นไกวของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ในสภาวะชั่วคราวที่ค่อย ๆ มีค่าลดลงอยู่ในช่วง 88.9 V ถึง 146.7 V จนกระทั่งมีค่าคงที่ไม่เกิน 111.1 V ถึง 124.4 V ในสภาวะอยู่ตัวตามที่มาตรฐาน MIL-STD-704F กำหนดไว้ และเมื่อพิจารณาถึงสมรรถนะการควบคุมแรงดันไฟฟ้า V_b ผ่านพื้นที่ขยาย จะพบว่า ผลตอบสนองของแรงดันไฟฟ้า V_b ที่ใช้สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้รับการออกแบบผ่านอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวจะมีการพุ่งลงทางด้านลบเพียงเล็กน้อยและสามารถเข้าสู่สภาวะอยู่ตัวได้อย่างรวดเร็วเมื่อเทียบกับผลตอบสนองที่ได้จากวิธีการแบบดั้งเดิมที่มีการพุ่งลงทางด้านลบที่มากกว่า อีกทั้งยังประสบปัญหาการแกว่งของรูปสัญญาณเป็นเวลานานจนกระทั่งทำให้ช่วงเวลาเข้าที่มีค่าเกิน 0.04 วินาที ตามที่มาตรฐานระบุไว้ทุกจุดปฏิบัติงาน นอกจากนี้ยังแสดงให้เห็นว่า ผลการออกแบบผลการวิเคราะห์ในทางทฤษฎี ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB และผลการทดสอบที่ได้จากชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ได้รับการสร้างขึ้นมีความสอดคล้องและเป็นไปในทิศทางเดียวกันอย่างเห็นได้ชัดเจน ดังนั้นจึงถือได้ว่าวิธีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวที่นำมาประยุกต์ใช้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพและมีประสิทธิผลที่ดี รวมทั้งเหมาะกับการนำไปใช้งานจริงในภาคอุตสาหกรรมการบินอีกด้วย

7.6 สรุป

เนื้อหาในตอนต้นของบทที่ 7 ได้นำเสนอระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวสำหรับการสร้างชุดทดสอบซึ่งมีโครงสร้างที่คล้ายคลึงกับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูง แต่เนื่องด้วยขีดความสามารถของห้องปฏิบัติการที่จำกัดและการคำนึงถึงความปลอดภัยของผู้วิจัยเป็นหลักจึงทำให้ชุดทดสอบมีส่วนที่แตกต่างกับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงอยู่ด้วยกัน 3 ส่วนคือ ส่วนที่ 1 เครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรที่ทำหน้าที่ในการผลิตไฟฟ้ากระแสสลับในสถาปัตยกรรมจริงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจะถูกแทนที่ด้วยระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับของชุดทดสอบที่สร้างขึ้นภายในห้องปฏิบัติการ โดยระบบผลิตไฟฟ้างกล่าวจะประกอบไปด้วยอุปกรณ์หลักทั้งหมด 2 ชุดคือ ชุดแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสสมดุลงจากบริษัท CHROMA รุ่น 61704 ที่ทำงานร่วมกับโปรแกรม AC Source Soft Panel และวงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ ส่วนที่ 2 โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวแบบอุดมคติซึ่งเป็นโหลดโดยส่วนใหญ่ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงและมีนัยสำคัญต่อเสถียรภาพของระบบจะถูกแทนที่ด้วยโหลดวงจรแปลงผันแบบบัคที่มีการควบคุม และส่วนที่ 3 พิกัดกำลังไฟฟ้าและขนาดของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงของระบบจาก

เดิมที่มีค่าเท่ากับ 45 kW และ 270 V จะถูกปรับลดลงให้มีค่าเท่ากับ 114.4 W และ 120 V ตามลำดับ โดยการกำหนดพิกัดของระบบดังกล่าวจะทำให้ค่าพารามิเตอร์รวมทั้งมาตรฐาน MIL-STD-704F ที่ใช้ระบุคุณลักษณะเฉพาะของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินแตกต่างไปจากค่าพารามิเตอร์และมาตรฐานเดิมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูง ด้วยเหตุผลดังกล่าวงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอมาตรฐาน MIL-STD-704F สำหรับการบ่งชี้สมรรถนะการทำงานของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินใหม่อีกครั้ง ในลำดับถัดมาได้นำเสนอการสร้างชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัว โดยในเบื้องต้นได้อธิบายเกี่ยวกับส่วนประกอบต่าง ๆ และหน้าที่ของแต่ละวงจร ได้แก่ ระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับ วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟและตัวควบคุม วงจรทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง และโหลดต่าง ๆ ของระบบไฟฟ้าที่ศึกษา พร้อมทั้งนำเสนอผลการทดสอบสมรรถนะการควบคุมของชุดทดสอบตามมาตรฐาน MIL-STD-704F เพื่อแสดงให้เห็นว่า ชุดทดสอบที่ได้รับการสร้างขึ้นสามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพตามมาตรฐานที่กำหนดและเหมาะสมสำหรับนำไปใช้ยืนยันผลการวิเคราะห์ในทางทฤษฎีทั้งหมด สำหรับเนื้อหาในตอนท้ายของบทที่ 7 จะเป็นผลการศึกษาและวิจัยด้านเสถียรภาพของชุดทดสอบทั้งการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ การวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัวของชุดทดสอบ พร้อมทั้งการยืนยันผลการศึกษาวิจัยดังกล่าวด้วยผลการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB และผลการทดสอบจากชุดทดสอบจริงภายในห้องปฏิบัติการ จากความสอดคล้องและคล้อยตามกันของผลการวิเคราะห์และออกแบบในทางทฤษฎี ผลการจำลองสถานการณ์ และผลการทดสอบแสดงให้เห็นว่า การขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจะเกิดขึ้นก่อนระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดของระบบ ($P_{unstable} = 60$ W) จึงส่งผลให้ระบบไม่สามารถทำงานต่อไปได้ แต่เมื่อชุดทดสอบมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคุปยกเล็กจะทำให้ระบบที่เคยขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพอีกครั้ง อย่างไรก็ตามการบรรเทาการขาดเสถียรภาพเพียงอย่างเดียวไม่มีประสิทธิภาพมากพอที่จะทำให้ระบบทำงานจนถึงพิกัดกำลังไฟฟ้า ($P_{CPL, rated} = 100$ W) ดังนั้นจึงมีความจำเป็นในการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม เพื่อทำให้ระบบรักษาเสถียรภาพได้ในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงค่าพิกัด อย่างไรก็ตามการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังกล่าวทำได้เพียงทำให้ระบบทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพเท่านั้น แต่ไม่สามารถทำให้ผลตอบสนองแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงมีคุณลักษณะตามกรอบมาตรฐานที่กำหนดได้ ด้วยเหตุนี้งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัวมาประยุกต์ใช้กับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบเพื่อทำให้สมรรถนะการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงที่ดีที่สุดเท่าที่จะเป็นไปได้และเป็นไปตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ภายใต้เงื่อนไขการมีเสถียรภาพตลอดระยะทางและ

ระยะเวลาทำการบินจึงสามารถบรรเทาปัญหาดังกล่าวได้ ดังนั้นจึงถือได้ว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้รับการต่อยอดและพัฒนาด้วยวิธีการทางปัญญาประดิษฐ์ ซึ่งเป็นจุดเด่นหลักของงานวิจัยวิทยานิพนธ์ เป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพและมีความน่าเชื่อถือสูง อีกทั้งยังเหมาะสมอย่างยิ่งสำหรับนำไปใช้ในทางปฏิบัติ



บทที่ 8

สรุปและข้อเสนอแนะ

8.1 สรุป

งานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้ดำเนินการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงด้วยตัวอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามเชิงปรับตัว โดยในเบื้องต้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้ดำเนินการสำรวจปรัทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินเพื่อพิจารณาระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ทันสมัย ซึ่งถูกนำมาใช้งานจริงในปัจจุบันและยังคงมีแนวโน้มการใช้งานอย่างต่อเนื่องจนถึงในอนาคต ไม่ว่าจะเป็นในเชิงพาณิชย์หรือด้านการทหาร โดยระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ได้รับความสนใจและศึกษาคือ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและแบตเตอรี่ อีกทั้งยังได้มีการสำรวจปรัทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้า การวิเคราะห์เสถียรภาพ และการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้า เพื่อเป็นองค์ความรู้พื้นฐานในการดำเนินงานวิจัยในปัจจุบันและพัฒนาต่อยอดงานวิจัยในอนาคต โดยเฉพาะอย่างยิ่งเป็นแนวทางและองค์ความรู้ที่สำคัญสำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาวิจัยด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามเชิงปรับตัว เพื่อให้ผลตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงเหมาะสมที่สุดและสอดคล้องตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ภายใต้เงื่อนไขการมีเสถียรภาพตลอดระยะเวลาทำการบิน ซึ่งถือได้ว่าเป็นจุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์และยังไม่มีงานวิจัยใด ๆ ดำเนินการในลักษณะเช่นนี้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน รวมถึงการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวโดยรายละเอียดของผลงานวิจัยต่าง ๆ และการพัฒนาต่อยอดที่ได้กล่าวไว้ข้างต้นสำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้นำเสนอไว้ในบทที่ 2

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นและมีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงที่สามารถอธิบายพฤติกรรมทางพลวัตของระบบได้อย่างถูกต้องแม่นยำ ซึ่งเป็นเนื้อหาที่ได้รับการนำเสนอในบทที่ 3 มีความสำคัญอย่างยิ่งต่องานวิจัยด้านเสถียรภาพ ไม่ว่าจะเป็นการวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว แต่เมื่อพิจารณาสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจะพบว่า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบเป็นแบบจำลองที่ขึ้นอยู่กับเวลา อันเนื่องมาจาก

พฤติกรรมการทำงานของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซึ่งโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรและอุปกรณ์สวิตช์ภายในวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ ซึ่งทำให้การศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบมีความยุ่งยากและซับซ้อนเป็นอย่างมาก ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงอาศัยองค์ความรู้ที่ได้จากการศึกษาค้นคว้าปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในบทที่ 2 เพื่อเลือกใช้วิธีการที่เหมาะสมในการเปลี่ยนแปลงแบบจำลองที่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินไปเป็นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลา โดยงานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้เลือกวิธีดีคิวมาประยุกต์ใช้สำหรับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ โดยจะเริ่มต้นจากการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาวิจัยแบบวงเปิด (ไม่พิจารณาตัวควบคุม) จากนั้นต่อยอดและพัฒนาไปเป็นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบแบบวงปิดโดยอาศัยการพิจารณาเพิ่มเติมเฉพาะในส่วนของตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิวแต่อย่างไรก็ตามแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้รับการพิสูจน์จากวิธีดีคิวเป็นแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นซึ่งเหมาะสำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้นหรือการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดใหญ่เท่านั้น ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้ประยุกต์ใช้วิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นของอนุกรมเทย์เลอร์อันดับหนึ่งในการเปลี่ยนแบบจำลองดังกล่าวให้เป็นแบบจำลองที่เป็นเชิงเส้นที่มีความเหมาะสมและเพียงพอต่อการศึกษาวิจัยด้านเสถียรภาพผ่านการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเป็นเชิงเส้นหรือการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็ก พร้อมทั้งดำเนินการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองผ่านการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB ซึ่งจะเห็นได้ว่า แบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นและแบบจำลองที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้นซึ่งได้รับการพิสูจน์ขึ้นสามารถอธิบายพฤติกรรมการทำงานและพลวัตของระบบได้อย่างถูกต้องแม่นยำ

การศึกษาวิจัยด้านเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาควรเริ่มต้นจากการวิเคราะห์เสถียรภาพเป็นอันดับแรก เพื่อให้ทราบถึงจุดปฏิบัติงานที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพและหลีกเลี่ยงผลเสียที่ตามมา ยกตัวอย่างเช่น สมรรถนะการทำงานของระบบควบคุมลดลงจนไม่เป็นตามมาตรฐาน MIL-STD-704F หรือทำให้เกิดความเสียหายต่อระบบโดยรวมที่นำไปสู่อุบัติเหตุทางการบิน เป็นต้น พร้อมทั้งพิจารณาหาแนวทางในการแก้ปัญหาด้านเสถียรภาพที่เหมาะสม หากระบบไฟฟ้ากำลังที่ศึกษาเกิดการขาดเสถียรภาพก่อนพิกัดกำลังไฟฟ้าของระบบก็จำเป็นจะต้องอาศัยกระบวนการในการบรรเทาการขาดเสถียรภาพเพื่อแก้ปัญหาดังกล่าว ในทางตรงกันข้าม หากจุดปฏิบัติงานที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรมากกว่าพิกัดของระบบก็ไม่จำเป็นต้องอาศัยกระบวนการบรรเทาการขาดเสถียรภาพแต่อย่างใด โดยงานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาด้วยกัน 2 วิธีคือ การวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเชิงเส้นโดยอาศัยทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้นด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส เนื่องจากทฤษฎีบทค่าเจาะจงนั้นเป็นวิธีการที่ง่ายและยังสามารถพิจารณาถึงแนวโน้มการขาดเสถียรภาพของระบบผ่านวิธีการเคลื่อนที่ของค่าเจาะจงได้ อีกทั้งยังสามารถนำมาประยุกต์ใช้ได้กับการวิเคราะห์

ตัวประกอบการมีส่วนร่วมซึ่งเป็นเทคนิคการวิเคราะห์แบบโมเดลเพื่อวิเคราะห์หาตัวแปรสถานะที่มีอิทธิพลต่อตำแหน่งของค่าเจาะจงเด่น หรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือ ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบโดยตรง โดยตัวแปรสถานะดังกล่าวจะถูกนำไปใช้ในการสร้างระบบเฟสสำหรับการวิเคราะห์ระบบเฟส ในส่วนของการวิเคราะห์ระบบเฟสไม่เพียงแต่สามารถวิเคราะห์หาจุดขาดเสถียรภาพได้เท่านั้นแต่ยังสามารถตรวจสอบสมรรถนะการควบคุมแรงดันของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้อีกด้วย นอกจากนี้ยังได้นำเสนอการศึกษาผลกระทบที่มีต่อเสถียรภาพอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบ พร้อมทั้งตรวจสอบความถูกต้องโดยอาศัยการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และเทคนิคการจำลองสถานการณ์แบบฮาร์ดแวร์ในลูป ซึ่งผลการตรวจสอบความถูกต้องแสดงให้เห็นว่า การวิเคราะห์เสถียรภาพทั้ง 2 วิธีการที่ได้นำเสนอในงานวิทยานิพนธ์ นอกจากจะสามารถคาดเดาจุดปฏิบัติงานที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพก่อนระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้อย่างถูกต้องแม่นยำแล้ว ยังสามารถวิเคราะห์ถึงผลกระทบต่อเสถียรภาพอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบได้อีกด้วย ซึ่งถือได้ว่า เป็นแนวทางที่สำคัญสำหรับวิศวกรผู้ออกแบบในการพิจารณาเลือกใช้ค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาให้มีความเหมาะสมและเพียงพอต่อการใช้งานจริงในทางปฏิบัติ โดยรายละเอียดของมาตรฐาน MIL-STD-704 การวิเคราะห์เสถียรภาพและการศึกษาผลกระทบที่มีต่อเสถียรภาพอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา รวมถึงการตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์ที่ได้กล่าวไว้ข้างต้นได้รับการนำเสนอไว้ในบทที่ 4

การวิเคราะห์และตรวจสอบเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาที่ผ่านมาแสดงให้เห็นถึงปัญหาด้านเสถียรภาพและผลเสียที่ตามมาอันเนื่องมาจากการเพิ่มขึ้นของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวในระบบ รวมทั้งทำให้ทราบถึงจุดปฏิบัติงานที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพอีกด้วย อย่างไรก็ตามเพียงแค่การวิเคราะห์เสถียรภาพไม่สามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพก่อนค่าพิกัดกำลังไฟฟ้ากลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อไปได้ ดังนั้นในบทที่ 5 ของงานวิทยานิพนธ์จึงได้ดำเนินการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก ซึ่งเป็นวิธีการที่สามารถกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้โดยตรง จึงทำให้การบรรเทาการขาดเสถียรภาพมีประสิทธิภาพและทำให้ระบบมีขีดความสามารถในการจ่ายระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่สูงมากขึ้น สำหรับการวิเคราะห์หาค่าอัตราขยายการป้อนกลับของเทคนิคลูปยกเล็ก (K_{FB}) จะอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจง การวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม และการวิเคราะห์ระบบเฟส พร้อมทั้งการตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์และออกแบบด้วยการจำลองสถานการณ์ จากผลการวิเคราะห์และผลการจำลองสถานการณ์ที่สอดคล้องกันแสดงให้เห็นว่าการเลือกใช้ค่า K_{FB} ที่มากเกินไปกลับส่งผลเสียมากกว่าผลดีต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพนั่นคือทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพได้ ในทางตรงกันข้าม การเลือกใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอต่อ

การบรรเทาการขาดเสถียรภาพจะทำให้ระบบทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพ ณ จุดปฏิบัติงานนั้น ๆ ได้ ด้วยเหตุนี้การเลือกใช้ค่า K_{FB} สำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพจะอาศัยเกณฑ์การเลือกค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอ อย่างไรก็ตาม การบรรเทาการขาดเสถียรภาพเพื่อให้ระบบมีเสถียรภาพตลอดช่วงการทำงานจำเป็นต้องอาศัยการออกแบบค่า K_{FB} ที่เหมาะสมกับจุดปฏิบัติงานต่าง ๆ ของระบบใหม่ทุกครั้ง ซึ่งเมื่อคำนึงถึงสถานการณ์ทำการบินจริงจะมีความยุ่งยากและซับซ้อนเป็นอย่างมาก อีกทั้งยังทำให้การบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเกิดความล่าช้าจนอาจเป็นสาเหตุที่ทำให้เกิดอุบัติเหตุทางการบินได้ ด้วยเหตุผลดังกล่าวงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม เพื่อให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษามีเสถียรภาพตลอดระยะทางและระยะทำการบิน โดยการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังกล่าวเป็นการประยุกต์ใช้การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเลิกร่วมกับสมการอย่างง่ายของค่าอัตราขยายป้อนกลับ K_{FB} ที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว หรือเรียกสมการดังกล่าวว่า สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว โดยงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะอาศัยการหาสมการโพลีโนเมียลที่ได้มาจากการวิเคราะห์หาเส้นอเสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงและแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่พิสูจน์มาจากวิธีดีคิ่ว เพื่อหาสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังกล่าว จากผลการวิเคราะห์ในทางทฤษฎี การจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSytem™ บนโปรแกรม MATLAB และการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูปที่มีความสอดคล้องกันสามารถยืนยันได้ว่า วิธีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมสามารถทำให้ระบบทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดระยะทางและระยะทำการบิน รวมทั้งทำให้แอมพลิจูดของผลตอบสนองแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) มีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704 อีกด้วย อย่างไรก็ตาม ช่วงเวลาเข้าที่ของผลตอบสนองแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงในบางจุดปฏิบัติงานยังมีค่ามากกว่า 0.04 วินาที ไม่เป็นตามมาตรฐานที่ระบุไว้ ทั้งนี้เป็นเพราะการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมไม่ได้พิจารณามาตรฐาน MIL-STD-704F ในขณะที่ทำการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำวิธีการทางปัญญาประดิษฐ์ที่เรียกว่า อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวมาประยุกต์ใช้กับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวเพื่อแก้ไขปัญหาดังกล่าว

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวเพื่อปรับปรุงช่วงเวลาเข้าที่ของผลตอบสนองแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงให้เป็นไปตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704 จะอาศัยการประยุกต์ใช้การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเลิกร่วมกับสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวซึ่งจะอยู่ในรูปของค่าอัตราขยายป้อนกลับที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดเช่นเดียวกับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมที่ได้นำเสนอในบทที่ 5 แต่จะแตกต่างกันในส่วนของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้ประยุกต์ใช้อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวในการออกแบบสมการ

สร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวผ่านการค้นหาค่าสัมประสิทธิ์ (a_0 และ a_1) ของสมการโพลิโนเมียลอันดับหนึ่งที่สามารถทำให้ผลการตอบสนองแรงดัน V_b มีสมรรถนะที่ดีมากยิ่งขึ้นและเป็นไปตามกรอบมาตรฐานที่กำหนดทุกประการ ภายใต้เงื่อนไขการมีเสถียรภาพตลอดระยะทางและระยะเวลาทำการบินโดยอัลกอริทึมการค้นหาดังกล่าวจะได้รับการทดสอบหาค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมที่สุดซึ่งได้แก่จำนวนค่าตอบเริ่มต้น จำนวนค่าตอบรอบข้าง ค่ารัศมีการค้นหา ค่าอัตราปรับลดรัศมี และจำนวนรอบการค้นหา อีกทั้งยังได้มีการกำหนดขอบเขตการค้นหาที่เหมาะสมเพื่อเป็นการเพิ่มประสิทธิภาพในการค้นหาให้มากยิ่งขึ้น โดยในส่วนของผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวได้นำเสนอผลการเข้าสู่ของค่าฟังก์ชันวัตถุประสงค์ (W) จำนวน 5 ครั้ง สำหรับนำมาใช้ในการพิจารณาหาค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่เหมาะสมที่สุดผ่านเงื่อนไขค่า W ที่น้อยที่สุด ซึ่งจะเห็นได้ว่า ค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ที่ได้จากการค้นหาทั้ง 5 ครั้งมีค่าที่ใกล้เคียงกันหรือเป็นชุดข้อมูลที่เกาะกลุ่มกัน ดังนั้นจึงเป็นการรับประกันได้ว่าค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ที่เลือกใช้เป็นค่าที่เหมาะสมที่สุด โดยผลการวิเคราะห์ในทางทฤษฎีด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง การวิเคราะห์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม และการวิเคราะห์ระนาบเฟส รวมทั้งผลการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB และเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูป แสดงให้เห็นอย่างชัดเจนว่า ค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้รับการออกแบบด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวจะให้สมรรถนะการควบคุมแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ที่ดีกว่าเมื่อเปรียบเทียบกับค่าสัมประสิทธิ์ที่ออกแบบด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม และสอดคล้องตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F อีกทั้งยังทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพทุก ๆ จุดปฏิบัติงาน ภายใต้ระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด นอกจากนี้การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวยังมีความคงทนต่อการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบในช่วง $\pm 10\%$ อีกด้วย โดยการดำเนินงานในลักษณะนี้ถือเป็นการวิจัยต่อยอดจากงานวิจัยในอดีตและในปัจจุบันยังไม่มีงานวิจัยใด ๆ ที่นำเสนอแนวทางดังกล่าวมาพัฒนาใช้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ซึ่งจะได้รับการนำเสนอไว้ในบทที่ 6

ในลำดับสุดท้ายของงานวิจัยวิทยานิพนธ์เป็นเนื้อหาในบทที่ 7 ซึ่งได้นำเสนอการสร้างชุดทดสอบและผลการทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน โดยจะเริ่มจากการอธิบายถึงความแตกต่างระหว่างระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงและชุดทดสอบที่สร้างขึ้นภายในห้องปฏิบัติการซึ่งมีอยู่ด้วยกัน 3 ส่วนคือ ส่วนที่ 1 เครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรที่ทำหน้าที่ในการผลิตไฟฟ้ากระแสสลับในสถาปัตยกรรมจริงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจะถูกแทนที่ด้วยระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับของชุดทดสอบที่ประกอบไปด้วยชุดแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสสมมูลจากบริษัท CHROMA รุ่น 61704 ที่ทำงานร่วมกับโปรแกรม AC Source Soft Panel และวงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ ส่วนที่ 2 โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวแบบอุดมคติซึ่งเป็นโหลดโดยส่วนใหญ่ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงและส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบโดยตรงจะถูกแทนที่

ด้วยโหลดวงจรแปลงผันแบบบัคที่มีการควบคุม และส่วนที่ 3 พิกัดกำลังไฟฟ้าและขนาดของแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรงของระบบจากเดิมที่มีค่าเท่ากับ 45 kW และ 270 V จะถูกปรับลดลงให้มีค่าเท่ากับ 114.4 W และ 120 V ตามลำดับ โดยการกำหนดพิกัดของระบบดังกล่าวจะทำให้ค่าพารามิเตอร์ รวมทั้งมาตรฐาน MIL-STD-704F ที่ใช้ระบุคุณลักษณะเฉพาะของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินแตกต่างไปจากค่าพารามิเตอร์และมาตรฐานเดิมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูง ด้วยเหตุผลดังกล่าว งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอมาตรฐาน MIL-STD-704F สำหรับการบ่งชี้สมรรถนะการทำงานของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินใหม่อีกครั้ง ในลำดับถัดมาได้นำเสนอการสร้างชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวซึ่งจะอธิบายเกี่ยวกับส่วนประกอบต่าง ๆ และหน้าที่ของแต่ละวงจร ได้แก่ ระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับ วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟและตัวควบคุม วงจรทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง และโหลดต่าง ๆ ของระบบไฟฟ้าที่ศึกษา พร้อมทั้งนำเสนอการทดสอบสมรรถนะการควบคุมของชุดทดสอบตามมาตรฐาน MIL-STD-704F เพื่อแสดงให้เห็นว่า ชุดทดสอบที่ได้รับการสร้างขึ้นสามารถควบคุมแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรงได้อย่างถูกต้องแม่นยำตามค่าสิ่งที่ได้รับการโปรแกรมไว้ โดยไม่ประสบปัญหาผลตอบสนองของแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรงไม่เป็นไปตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ทั้งในส่วนของคุณค่าแรงดันไฟฟ้า ช่วงเวลาเข้า และการกระเพื่อมของแรงดัน ซึ่งเหมาะสำหรับนำไปใช้ยืนยันผลการวิเคราะห์ในทางทฤษฎีทั้งหมด หลังจากนั้นจึงได้ดำเนินการศึกษาและวิจัยด้านเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาทั้งการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ การวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวของชุดทดสอบ พร้อมทั้งยืนยันข้อสรุปที่ได้จากผลการศึกษาวิจัยด้วยผลการทดสอบที่อาศัยการเปรียบเทียบระหว่างผลการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB และผลจากชุดทดสอบจริงภายในห้องปฏิบัติการ โดยการทดสอบดังกล่าวจะแบ่งออกเป็น 4 กรณี กรณีแรกเป็นการทดสอบสภาวะขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบ เพื่อแสดงให้เห็นถึง ผลกระทบของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีต่อเสถียรภาพโดยรวมของชุดทดสอบ จากผลการทดสอบจะเห็นได้ว่า ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาไม่สามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพจนถึงค่าพิกัดที่ตั้งไว้ เนื่องจากประสบปัญหาการขาดเสถียรภาพก่อนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด กรณีที่สองคือ การทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคุยกเล็กของชุดทดสอบ เพื่อแสดงถึง สมรรถนะการชดเชยผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ดีของเทคนิคคุยกเล็ก จากผลการทดสอบจะเห็นได้ว่า ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจากเดิมที่มีสภาวะการขาดเสถียรภาพจะกลับมาทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพ ภายหลังกระบวนการบรรเทาการขาดเสถียรภาพทำงาน อย่างไรก็ตามการเลือกใช้ค่าอัตราขยายป้อนกลับ K_{FB} ที่มีค่าคงที่ ในขณะที่ระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มมากขึ้นจะทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบน

เครื่องบินกลับมาขาดเสถียรภาพอีกครั้งได้ กรณีที่สามคือ การทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม เพื่อแสดงถึงสมรรถนะการยกเลิกหรือชดเชยผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวและข้อจำกัดของวิธีการดังกล่าว จากผลการทดสอบแสดงให้เห็นว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อาศัยการออกแบบสมการการสร้างเสถียรภาพด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมสามารถทำให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจากที่เคยขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพอีกครั้งและสามารถทำงานต่อไปได้ในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูง ๆ จนถึงค่าพิกัดกำลังไฟฟ้าที่ตั้งไว้ ถึงแม้ว่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจะมีการเพิ่มขึ้นอย่างต่อเนื่องก็ตาม แต่อย่างไรก็ตามวิธีการนี้ไม่สามารถทำให้สมรรถนะการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงเป็นไปตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้ กรณีสุดท้ายเป็นการทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว เพื่อแสดงให้เห็นถึงประสิทธิภาพของกลไกการตรวจสอบเสถียรภาพ กลไกการตรวจสอบคุณลักษณะของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง และการประเมินสมรรถนะการควบคุมภายในอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว จากผลการทดสอบสรุปได้ว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว นอกจากจะทำให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดระยะทางและระยะเวลาทำการบิน โดยไม่ประสบปัญหาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีค่าสูงขึ้น ยังสามารถทำให้ผลตอบสนองแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงเป็นไปตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ทุกประการและมีสมรรถนะการควบคุมแรงดันที่ดีกว่าผลตอบสนองที่ได้จากวิธีการแบบดั้งเดิม ดังนั้นจึงถือได้ว่า แนวคิดและวิธีการในการนำวิธีการทางปัญญาประดิษฐ์มาประยุกต์ใช้กับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินให้ประสิทธิผลที่ดี มีความน่าเชื่อถือสูง เหมาะอย่างยิ่งสำหรับนำไปใช้ในภาคอุตสาหกรรมการบินจริง

8.2 สรุปจุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์

8.2.1 งานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้นำเสนอแนวทางในการแก้ไขปัญหาแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงตก อันเนื่องมาจากพฤติกรรมการทำงานของตัวควบคุมแบบดรูปด้วยการประยุกต์ใช้ตัวชดเชยแรงดันร่วมกับตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีควที่มีอยู่เดิมในระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นแบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดียว

8.2.2 งานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้นำเสนอการวิเคราะห์หาตัวแปรสถานะที่มีความเกี่ยวข้องกับค่าเจาะจงเด่นของระบบเพื่อใช้สร้างระนาบเฟสสำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นแบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดียว ด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส

8.2.3 งานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้นำวิธีการห้วงแบบแอกทีฟด้านแหล่งจ่ายที่อาศัยเทคนิคลูบยกเล็กมาใช้ในการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีความทันสมัย

นั่นคือ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่รวมตัวชุดเซยแรงดันเข้าไปในโครงสร้างของตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิว

8.2.4 งานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้นำเสนอการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยการประยุกต์ใช้อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวในการออกแบบสัมประสิทธิ์ของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวเพื่อให้ผลตอบสนองแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรงมีสมรรถนะการควบคุมที่เหมาะสมและมีคุณลักษณะสอดคล้องตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ภายใต้เงื่อนไขการมีเสถียรภาพตลอดระยะทางและระยะเวลาทำการบิน

จุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์ทั้ง 4 ข้อนี้ ถือได้ว่าเป็นงานวิจัยที่ต่อยอดจากในอดีตจนถึงปัจจุบัน และยังไม่มียานวิจัยใด ๆ ดำเนินการในลักษณะเช่นนี้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน รวมถึงการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว

8.3 ข้อเสนอแนะสำหรับงานวิจัยในอนาคต

8.3.1 ควรมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบหลายเครื่องกำเนิดไฟฟ้าและบัลเดียว (multi-generators-single-bus) และระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้าทั้งหมด (all electric aircraft) ด้วยวิธีการที่นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ เนื่องจากสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินดังกล่าวมีแนวโน้มจะได้รับการต่อยอดพัฒนาและนำมาใช้งานจริงในอนาคต

8.3.2 ควรมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวสำหรับระบบอื่น ๆ อาทิเช่น ระบบโครงข่ายกำลังไฟฟ้ากระแสตรงขนาดเล็ก (DC micro-grid system) ระบบรางไฟฟ้า (railway system) รถยนต์ไฟฟ้า (electric vehicle) และเรือดำน้ำ (submarine) เป็นต้น เพื่อแสดงให้เห็นว่า แนวทางและองค์ความรู้ที่ได้จากงานวิจัยวิทยานิพนธ์มีความยืดหยุ่นสามารถประยุกต์ใช้ได้กับระบบไฟฟ้าอื่น ๆ ด้วยเช่นกัน

8.3.3 ควรมีการนำวิธีการทางปัญญาประดิษฐ์อื่น ๆ อาทิเช่น วิธีจินเนติกอัลกอริทึม (Genetic Algorithm : GA) วิธีการค้นหาแบบการเคลื่อนที่ของกลุ่ม (Particle Swarm Optimization : PSO) และวิธีการผสมเกสรดอกไม้ (flower pollination algorithm : FPA) มาประยุกต์ใช้กับงานด้านเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังโดยอาศัยขั้นตอนและวิธีการที่ได้นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ เพื่อให้การศึกษาและวิจัยด้านเสถียรภาพเกิดความหลากหลายมากยิ่งขึ้น

รายการอ้างอิง

- รัฐพล โพธิ์สังข์. (2563). การสร้างเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังเอเชียเป็นดั่งที่มีโหนดกำลังไฟฟ้าคงตัว โดยใช้ลูปป้อนไปหน้าร่วมกับวิธีการค้นหาแบบตาปูเชิงปรับตัว (วิทยานิพนธ์ปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต). สืบค้นจาก <http://sutir.sut.ac.th:8080/sutir>
- อภิชัย สุยะพันธ์. (2564). การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน (วิทยานิพนธ์ปริญญาวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต). สืบค้นจาก <http://sutir.sut.ac.th:8080/sutir>
- อภิชัย สุยะพันธ์. (2558). การวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดใหญ่ของระบบไฟฟ้ากำลังเอเชียเป็นดั่งที่มีโหนดกำลังไฟฟ้าคงตัว (วิทยานิพนธ์ปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต). สืบค้นจาก <http://sutir.sut.ac.th:8080/sutir>
- พลสิทธิ์ ศานติประพันธ์. (2559). การควบคุมแบบสัดส่วนร่วมกับเรโซแนนซ์เชิงปรับตัวสำหรับวงจรกรองกำลังแอกทีฟในระบบสามเฟสสี่สาย (วิทยานิพนธ์ปริญญาวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต). สืบค้นจาก <http://sutir.sut.ac.th:8080/sutir>
- ภักดี สวัสดิ์นะที. (2556). การสร้างชุดขับเคลื่อนมอเตอร์เหนี่ยวนำสามเฟสด้วยวิธีการควบคุมแบบเวกเตอร์ทางอ้อม. (วิทยานิพนธ์ปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต). สืบค้นจาก <http://sutir.sut.ac.th:8080/sutir>
- โกศล ชัยเจริญอุดมรุ่ง. (2554). แบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการวิเคราะห์เสถียรภาพสำหรับวงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบควบคุมได้. (วิทยานิพนธ์ปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต). สืบค้นจาก <http://sutir.sut.ac.th:8080/sutir>
- Weimer, J.A. (1993). Electrical power technology for the more electric aircraft. 12th Digital Avionics Systems Conference. (pp. 445-450).
- Emadi, A., and Ehsani, M. (2000). Aircraft power system: technology, state of the art, and future trends. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 15(1), 28-32. doi:10.1109/62.821660
- Rosero, J.A., Ortiga, J.A., Aldabas, E., and Romeral, L. (2007). Moving towards a more electric aircraft. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 22(3): 3-9. doi: 10.1109/MAES.2007.340500

- Areerak, K-N., Wu, T., Bozhko, S.V., Asher, G.M., and Thomas, D.W.P. (2011). Aircraft power system stability study including effect of voltage control and actuators dynamic. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 47(4): 2574-2589. doi:10.1109/TAES.2011.6034652
- Wheeler, P., and Bozhko, S.V. (2014). The more electric aircraft technology and challenges. *IEEE Electrification Magazine*, 4(2): 6-12. doi:10.1109/MELE.2014.2360720
- Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S., Hill, C., and Asher, G. (2015). Modal analysis of a PMSG-based DC electrical power system in the more electric aircraft using eigenvalues sensitivity. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 1(1): 65-76. doi:10.1109/TTE.2015.2427312
- Gao, F., Bozhko, S.V., Asher, G., Wheeler, P., and Patel, C. (2016). An improved voltage compensation approach in a droop-controlled DC power system for the more electric aircraft. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 31(10): 7369-7383. doi:10.1109/TPEL.2015.2510285.
- Gao, F., Bozhko, S.V., Costabeber, A., Asher, G.M., and Wheeler, P. (2017). Control design and voltage stability analysis of a droop-controlled electrical power system for more electric aircraft. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 64(12): 9271-9281. doi:10.1109/TIE.2017.2711552
- Ni, K., Liu, Y., Mei, Z., Wu, T., Hu, Y., Wen, H., and Wang, Y. (2019). Electrical and electronic technologies in more-electric aircraft: a review. *IEEE Access*, 7: 76145-76166. doi:10.1109/ACCESS.2019.2921622
- Department of Defense Interface Standard. (2024). *MIL-STD-704F aircraft electric power characteristics*. Retrieved from <https://ieeeli/pdf/standards-handbooks/MIL-STD-704F.pdf>
- Middlebrook, R.D. (1967). Input filter consideration in design and application of switching regulators. *IEEE Industry Application Society Annual Meeting*. (pp. 366-382).
- Jusoh, A.B. (2004). The instability effect of constant power loads. *National Power & Energy Conference*. (pp. 175-179).

- Rivetta, C., Williamson, G.A. and Emadi, A. (2005). Constant power loads and negative impedance instability in sea and undersea vehicles: statement of the problem and comprehensive large-signal solution. *IEEE Electric Ship Technologies Symposium*. (pp. 313-320).
- Emadi, A., Khaligh, A., Rivetta, C.H. and Williamson, G.A. (2006). Constant power loads and negative impedance instability in automotive systems: definition, modeling, stability, and control of power electronic converters and motor drives. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 55(4): 1112- 1125. doi:10.1109/TVT.2006.877483
- Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., De Lillo, L., and Thomas, D.W.P. (2012). Stability study for a hybrid AC-DC more-electric aircraft power system. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 48(1): 329-347. doi:10.1109/TAES.2012.6129639
- Gao, F., and Bozhko, S.V. (2016). Modeling and impedance analysis of a single DC bus based multiple-source multiple-load electrical power system. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 3(2): 335-346. doi:10.1109/TTE.2016.2592680
- Mahdavi, J., Emadi, A., Bellar, M.D. and Ehsani, M. (1997). Analysis of power electronic converters using the generalized state-space averaging approach. *IEEE Transactions on Circuits and Systems I: Fundamental Theory and Applications*, 44(8): 767-770. doi:10.1109/81.611275
- Emadi, A. (2004). Modeling and analysis of multi-converter DC power electronic systems using the generalized state-space averaging method. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 51(3): 661-668. doi:10.1109/TIE.2004.825339.
- Uan-Zo-li, A., Burgos, R.P., Lacaux, F., Wang, F., and Boroyevich, D. (2004). Assessment of multi-pulse converter average models for stability studies using a quasi-stationary small-signal technique. *The 4th International Power Electronics and Motion Control Conference*. (pp.1654-1658).
- Areerak, K-N., Bozhko, S.V., de Lillo, L., Asher, G.M., Thomas D.W.P., Watson A., and Wu T. (2009). The stability analysis of AC-DC systems including actuator dynamics for aircraft power systems. *13th European Conference on Power Electronics and Applications*. (pp. 1-10).

- Chaijarunudomrung, K., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2011). Modeling and stability analysis of AC-DC power system with controlled rectifier and constant power loads. *WSEAS Transactions on Power Systems*. (pp. 31-41).
- Sopapirm, T., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2011). Stability analysis of AC distribution system with six-pulse diode rectifier and multi-converter power electronic loads. *International Review of Electrical Engineering*, 6(7): 2919-2928.
- Pakdeeto, J., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2017). Large-signal model of DC micro-grid systems feeding a constant power load. *International Electrical Engineering Congress*. (pp. 1-4).
- Feng, X., Liu, J., and Lee, F.C. (2002). Impedance specifications for stable DC distributed power systems. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 17(2): 157-162. doi:10.1109/63.988825
- Griffo, A., and Wang, J. (2008). Large signal stability analysis of DC power systems with constant power loads. *2008 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference*. (pp. 1-6).
- Weijing, D., Junming, Z., Yang, Z., and Zhoamong, Q. (2011). Large signal stability analysis based on gyrator model with constant power load. *2011 IEEE Power and Energy Society General Meeting*. (pp. 1-8).
- Griffo, A., and Wang, J. (2012). Large signal stability analysis of 'more electric' aircraft power systems with constant power loads. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 48(1): 477-489. doi:10.1109/TAES.2012.6129649
- Riccobono, A., and Santi, E. (2014). Comprehensive review of stability criteria for DC power distribution systems. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 50(5): 3525–3535. doi:10.1109/TIA.2014.2309800
- Pakdeeto, J., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2018). The stability analysis of DC micro-grid system with PV array. *International Electrical Engineering Congress*. (pp. 1-4).
- Suyapan, A., Areerak, K., Bozhko, S., Yeoh, S.S., and Areerak, K. (2021). Adaptive stabilization of a permanent magnet synchronous generator-based DC electrical power system in more electric aircraft. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 7(4): 2965-2975. doi:10.1109/TTE.2021.3081161

- Phosung, R., Areerak, K., Sopapirm, T., and Areerak, K. (2022). Design and optimization of instability mitigation for AC–DC Feeder systems with constant power loads using artificial intelligence techniques. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 37(5): 5385-5397. doi:10.1109/TPEL.2021.3136354
- Phosung, R., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2023). Modeling and stability assessment of permanent magnet machine-based DC electrical power system in more electric aircraft. *Electrical Engineering*, 105, 3175–3190. doi:10.1007/s00202-023-01863-x
- Phosung, R., Areerak, K., and Areerak, K. (2024). Design and optimization of control system for more electric aircraft power systems using adaptive tabu search algorithm based on state-variables-averaging model. *IEEE Access*, 12, 76579-76588. doi:10.1109/ACCESS.2024.3406855
- Phosung, R., Areerak, K., and Areerak, K. (2024). Improvement in the stability of DC electrical power distribution systems in more electric aircraft. *IEEE Access*, 12, 100908-100920. doi:10.1109/ACCESS.2024.3430948
- Liu, X.Y., and Forsyth, A.J. (2005). Comparative study of stabilizing controllers for brushless DC motor drive systems. *IEEE International Conference on Electric Machines and Drives*. (pp. 1725-1731).
- Liu, X.Y., Forsyth, A.J., and Cross, A.M. (2007). Negative Input-Resistance Compensator for a Constant Power Load. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 54(6): 3188-3196. doi:10.1109/TIE.2007.896474
- Usman Iftikhar, M., Godoy, E., Lefranc, P., Sadarnac D., and Karimi C. (2008). A control strategy to stabilize PWM DC-DC converters with input filters using state-feedback and pole-placement. *INTELEC 2008 - 2008 IEEE 30th International Telecommunications Energy Conference*. (pp. 1-5).
- Rahimi, A. M., and Emadi, A. (2009). Active damping in DC/DC power electronic converters: a novel method to overcome the problems of constant power loads. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 56(5): 1428-1439. doi:10.1109/TIE.2009.2013748
- Weaver, W.W., and Krein, P.T. (2009). Optimal geometric control of power buffer. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 24(6): 1248-1258. doi:10.1109/TPEL.2008.2012260

- Rahimi, A. M., Williamson, G.A., and Emadi, A. (2010). Loop-cancellation technique: a novel nonlinear feedback to overcome the destabilizing effect of constant-power loads. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 59(2): 650-661. doi:10.1109/TVT.2009.2037429
- Cespedes, M., Xing, L., and Sun, J. (2011). Constant-power loads system stabilization by passive damping. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 26(7): 1832-1836. doi:10.1109/TPEL.2011.2151880
- Kim, S., and Williamson, S.S. (2011). Negative impedance instability compensation in more electric aircraft DC power systems using state space pole placement control. *2011 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference*. (pp. 1-6).
- Mohamed, Y.A-R.I., Radwan, A.A.A., and Lee, T.K. (2017). Decoupled reference-voltage-based active DC-link stabilization for PMSM drives with tight-speed regulation. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 59(12): 4523-4536. doi:10.1109/TIE.2011.2182013
- Zhang, X., Ruan, X., Kim, H., and Tse, K.T. (2013). Adaptive active capacitor converter for improving stability of cascaded DC power supply system. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 28(4): 1807-1816. doi:10.1109/TPEL.2012.2213268
- Wu, M., Lu, D.D.C., and Tse, C. (2015). Direct and optimal linear active methods for stabilization of LC input filters and DC/DC converters under voltage mode control. *IEEE Journal on Emerging and Selected Topics in Circuits and Systems*, 5(3): 402-412. doi:10.1109/JETCAS.2015.2462171
- Zhang, X., Zhong, Q-C., and Ming, W-L. (2016). Stabilization of a cascaded DC converter system via adding a virtual adaptive parallel impedance to the input of the load converter. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 31(3): 1826-1832. doi:10.1109/TPEL.2015.2469720
- Sopapirm, T., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2017). The active damping stabilization of AC-DC power systems feeding constant power loads. *International Review of Electrical Engineering*, 12(4): 287-295. doi:10.15866/iree.v12i4.12318
- Areerak, K-N., Sopapirm, T., Bozhko, S., Hill, C.I., Suyapan, A., and Areerak, K-L. (2018). Adaptive stabilization of uncontrolled rectifier based AC-DC power systems feeding constant power loads. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 33(10): 8927-8935. doi:10.1109/TPEL.2017.2779541

- Sopapirm, T. (2018). Instability mitigation of a three-phase diode rectifier feeding a controlled buck converter by using the active damping method. *International Conference on Electrical Machines and Systems*. (pp. 745–748).
- Pakdeeto J., Areerak K., Bozhko S., and Areerak., K. (2021). Stabilization of DC microgrid systems using the loop-cancellation technique. *IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Power Electronics*, 9(3): 2652–2663. doi:10.1109/JESTPE.2021.3053349
- Roy, R., and Kapat S. (2021). Input filter-based ripple injection for mitigating limit cycling in buck converters driving CPL. *IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Power Electronics*, 9(2): 1315–1327. doi:10.1109/JESTPE.2020.2985426
- Emadi, A. (2004). Modeling and analysis of multi-converter DC power electronic systems using the generalized state-space averaging method. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 51(3): 661–668. doi:10.1109/TIE.2004.825339
- Emadi, A. (2004). Modeling of power electronic loads in AC distribution systems using the generalized state-space averaging method. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 51(3): 992–1000. doi:10.1109/TIE.2004.834950
- Areerak, K-N., WU, T., Bozhko, S.V., Asher, G.M., and Thomas, D.W.P. (2011). Aircraft power system stability study including effect of voltage control and actuators dynamic. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 47(7): 2574–2589. doi:10.1109/TAES.2011.6034652
- Feng, X., Liu, J., and Lee, F.C. (2002). Impedance specifications for stable DC distributed power systems. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 17(2): 157–162. doi:10.1109/63.988825
- Griffo, A., and Wang, J. (2008). Large signal stability analysis of DC power systems with constant power loads. *2008 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference*. (pp. 1–6).
- Weijing, Du., Junming, Zhang., Yang, Zhang., and Zhaoming, Qian. (2011). Large signal stability analysis based on gyrator model with constant power load. *2011 IEEE Power and Energy Society General Meeting*. (pp. 1–8).
- Griffo, A., and Wang, J. (2012). Large signal stability analysis of more electric aircraft power systems with constant power loads. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 48(1): 477–489. doi:10.1109/TAES.2012.6129649

- Cespedes, M., Xing, L., and Sun, J. (2011). Constant-power loads system stabilization by passive damping. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 26(7): 1832-1836. doi:10.1109/TPEL.2011.2151880
- Liu, X., and Ma, S. (2015). Large signal stabilization method of constant power loads by adding R parallel damping filters. *2015 IEEE Energy Conversion Congress and Exposition*. (pp. 1314–1319).
- Rahimi, A. M., and Emadi, A. (2009). Active damping in DC/DC power electronic converters: a novel method to overcome the problems of constant power loads. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 56(5) : 1428-1439. doi:10.1109/TIE.2009.2013748
- Rahimi, A. M., Williamson, G.A., and Emadi, A. (2010). Loop-cancellation technique: a novel nonlinear feedback to overcome the destabilizing effect of constant-power loads. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 59(2): 650-661. doi:10.1109/TVT.2009.2037429
- Wu, M., and Lu, D.D.C (2015). A Novel stabilization method of LC input filter with constant power loads without load performance compromise in DC microgrids. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 62(7): 4552-4562. doi:10.1109/TIE.2014.2367005
- Mohamed, Y.A-R.I., Radwan, A.A.A., and Lee, T.K. (2012). Decoupled reference-voltage-based active DC-link stabilization for PMSM drives with tight-speed regulation. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 59(12) : 4523-4536. doi:10.1109/TIE.2011.2182013
- Wu, M., and Lu, D.D.C. (2015). Investigation on active method for stabilization of LC input filter and DC/DC buck converter under voltage mode control. *2015 IEEE 11th International Conference on Power Electronics and Drive Systems*. (pp. 721-726).
- Puangdownreong, D., Areerak, K-N., Sujitjorn, S., and Kulworawanichpong, T. (2004). Convergence analysis of adaptive tabu search. *ScienceAsia Research Article*, 30(2): 183-190.
- Sopapirm, T., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2012). The identification of AC-DC power system parameter using an adaptive tabu search technique. *International Review of Electrical Engineering*, 7(4): 4655-4662.

- Pakdeeto, J., Chanpittayagit, R., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2017). The Optimal controller design of buck-boost converter by using adaptive tabu search algorithm based on state - space averaging model. *Journal of Electrical Engineering and Technology*, 3(12): 1146-1155. doi: 10.5370/JEET.2017.12.3.1146
- Sudhoff, S.D., and Wasynczuk, O. (1993). Analysis and average-value modeling of line commutated converter-synchronous machine systems. *IEEE Transactions on Energy Conversion*, 8(1): 92-99. doi:10.1109/60.207411
- Rim, C.T., Choi, N.S., Cho, G.C., and Cho, G.H. (1994). A complete DC and AC analysis of three phase controlled-current PWM rectifier using circuit D-Q transformation. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 9(4): 390-396. doi:10.1109/63.318897
- Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., and Thomas, D.W.P. (2008). DQ-transformation approach for modelling and stability analysis of AC-DC power system with controlled PWM rectifier and constant power loads. *Power Electronics and Motion Control Conference*. (pp. 2049-2054).
- Areerak, K-N., Bozhko, S.V., de Lillo, L., Asher, G.M., Thomas D.W.P., Watson A., and Wu T. (2009). The stability analysis of AC-DC systems including actuator dynamics for aircraft power systems. *13th European Conference on Power Electronics and Applications*. (pp. 1-10).
- Chaijarunudomrung, K., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2011). Modeling and stability analysis of AC-DC power system with controlled rectifier and constant power loads. *WSEAS Transactions on Power Systems*. (pp. 31-41).
- Chanpittayagit, C., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2014). Modeling of AC-DC power system feeding a controlled buck-boost converter. *2014 11th International Conference on Electrical Engineering/Electronics, Computer, Telecommunications and Information Technology*. (pp. 1-6).
- Lipo, T. A., and Krause, P. C. (1969). Stability analysis of a rectifier-inverter induction motor drive. *IEEE Transactions on Power Apparatus and Systems*, 88(1): 55-66. doi:10.1109/TPAS.1969.292338
- Inoue, K., Kato, T., and Inoue, M. (2012). An oscillation suppression method of a DC power supply system with a constant power load and a LC filter. *2012 IEEE 13th workshop on control and modeling for power electronics*. (pp. 1-4).

- Magne, P., Marx, D., Nahid-Mobarakeh, B., and Pierfederic, S. (2012). Large-signal stabilization of a DC-link supplying a constant power load using a virtual capacitor: impact on the domain of attraction. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 48(3): 878-887. doi:10.1109/TIA.2012.2191250
- Suyapan, A., Areerak, K., and Areerak, K. (2017). A controller design of more electric aircraft power systems using an adaptive tabu search algorithm. *2017 International Electrical Engineering Congress*. (pp. 1-4).
- Suyapan, A., Areerak, K., and Areerak, K., (2022). The effect of PMSG parameters and operating conditions on system stability for DC electrical power system in more electric aircraft. *International Conference on Electrical Machines and Systems*. (pp. 1-5).



The logo of Sakon Nakhon Rajabhat University is a large, faint watermark in the background. It features a golden-yellow triangular structure with a silhouette of a person standing on a pedestal inside. Below the triangle is a circular emblem with a gear-like border. The university's name is written in Thai script along the bottom arc of the emblem.

ภาคผนวก ก.

ผลงานวิจัยที่ได้รับการตีพิมพ์และเผยแพร่ในระหว่างศึกษา

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

รายชื่อบทความวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์และเผยแพร่ในระหว่างศึกษา

Phosung, R., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2023). Modeling and stability assessment of permanent magnet machine-based DC electrical power system in more electric aircraft. *Electrical Engineering*, 105, 3175–3190. doi:10.1007/s00202-023-01863-x (Q2, IF = 1.630)

Phosung, R., Areerak, K., and Areerak, K. (2024). Design and optimization of control system for more electric aircraft power systems using adaptive tabu search algorithm based on state-variables-averaging model. *IEEE Access*, 12, 76579-76588. doi:10.1109/ACCESS.2024.3406855 (Q1, IF = 3.9)

Phosung, R., Areerak, K., and Areerak, K. (2024). Improvement in the stability of DC electrical power distribution systems in more electric aircraft. *IEEE Access*, 12, 100908-100920. doi:10.1109/ACCESS.2024.3430948 (Q1, IF = 3.4)

Phosung, R., Areerak, K., and Areerak, K. (2025). Enhancement of adaptive stabilization for more electric aircraft power systems using artificial intelligence techniques. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*. (Q1, IF = 7.2) (อยู่ระหว่างเขียนบทความ)

รายชื่อลิขสิทธิ์ที่ได้ยื่นคำขอในระหว่างศึกษา

ยื่นคำขอลิขสิทธิ์ โปรแกรมการคำนวณค่าสมรรถนะของผลการตอบสนองพลวัตเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงสัญญาณโหลดแบบขั้นบันได
เลขที่คำขอ 421738 วันที่ 15 เดือน กันยายน พ.ศ. 2565

ยื่นคำขอลิขสิทธิ์ โปรแกรมการวิเคราะห์หาค่าอัตราขยายป้อนกลับของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง
เลขที่คำขอ 421741 วันที่ 15 เดือน กันยายน พ.ศ. 2565

ยื่นคำขอลิขสิทธิ์ โปรแกรมการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาปูเชิงปรับตัว
เลขที่คำขอ 421743 วันที่ 15 เดือน กันยายน พ.ศ. 2565

ยื่นคำขอลิขสิทธิ์ โปรแกรมการตรวจสอบเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินด้วยการจำลองสถานการณ์แบบฮาร์ดแวร์ในลูป
เลขที่คำขอ 429306 วันที่ 8 เดือน พฤษภาคม พ.ศ. 2566



Modeling and stability assessment of permanent magnet machine-based DC electrical power system in more electric aircraft

Ratapon Phosung¹ · Kongpan Areerak¹ · Kongpol Areerak¹

Received: 30 January 2023 / Accepted: 7 May 2023
© The Author(s), under exclusive licence to Springer-Verlag GmbH Germany, part of Springer Nature 2023

Abstract

Advances in the areas of electrical and power electronic technologies play a key role in more electric aircraft (MEA), especially in power converters. Therefore, most electrical power loads on MEA are tightly controlled power converters that behave as constant power loads (CPLs). These CPLs look like a small-signal negative impedance that can significantly degrade the overall system stability. The destabilizing effect may result in poor performance until the DC bus voltage of the system does not adhere to the MIL-STD-704F standard. Thus, a stability study is very important to avoid unstable operations. A proposed MEA model which can be derived using the DQ approach is comprehensive in the introduced stability analysis methods in this article. These methods, i.e., a small-signal stability analysis using the eigenvalue theorem, a modal analysis technique called participation factor analysis, and a large-signal stability analysis via phase-plane analysis, are performed to investigate the stability margin. Moreover, the impact of key parameter variations on MEA stability is also taken into account to deliver the ways of parameter selection at the early design stages for an engineer. The MATLAB topology model and processor-in-loop (PIL) simulations validated the analytical results. The results indicate that a good agreement between theoretical, simulation, and PIL results can be achieved.

Keywords More electric aircraft · Constant power loads · Averaging mathematical model · Small-signal stability analysis · Modal analysis technique · Large-signal stability analysis

Abbreviation

MEA	More electric aircraft	ω_e	Electrical rotor angular velocity
CPLs	Constant power loads	δ	Phase shift angle between internal voltage and terminal voltage of permanent magnet synchronous generator
PIL	Processor-in-loop	ϕ_m	Flux linkage
GSSA	Generalized state-space averaging method	p	Poles
NLAM	Nonlinear average-value method	$L_s, L_{s,abc}$	Stator inductance
DQ	Direct quadrature method	L_d	Inductance on d -axis
PMSG	Permanent magnet synchronous generator	L_q	Inductance on q -axis
AFE	Active front-end rectifier	I_d	Stator current on d -axis
ω_m	Rotor velocity	I_q	Stator current on q -axis
		I_d^*	Reference stator current on d -axis
		I_q^*	Reference stator current on q -axis
		V_d	Compensation term on d -axis
		V_{dc}	Voltage across the dc link capacitor
		V_{dc}^*	Reference voltage of voltage controller
		V_b	DC bus voltage
		V_b^*	Nominal voltage
		V_{bl}^*	Output voltage of the voltage compensator
		V_d	Stator voltage on d -axis
		V_q	Stator voltage on q -axis

✉ Kongpan Areerak
kongpan@sut.ac.th
Ratapon Phosung
ratapon_1996@hotmail.com
Kongpol Areerak
kongpol@sut.ac.th

¹ School of Electrical Engineering, Institute of Engineering, Suranaree University of Technology, Nakhon Ratchasima 30000, Thailand

Published online: 03 June 2023

Springer

V_d^*	Reference stator voltage on d -axis
V_q^*	Reference stator voltage on q -axis
$R_s, R_{s,abc}$	Stator resistance
V_{abc}	Stator voltage
M_{abc}^*	Reference modulation index
$I_{in,abc}$	Input currents of the AFE rectifier
ω_{ni}	Natural frequency of current loop in rad/s
f_{ni}	Natural frequency of current loop in Hz
ζ_i	Damping ratio of current loop
K_{pd}	Proportional gain of current loop on d -axis
K_{id}	Integral gain of current loop on d -axis
X_{id}	State variable of current loop on d -axis
Z_d^*	Control signal on d -axis
M_d^*	Reference modulation index on the d -axis
K_{pq}	Proportional gain of current loop on q -axis
K_{iq}	Integral gain of current loop on q -axis
X_{iq}	State variable of current loop on q -axis
Z_q^*	Control signal on q -axis
M_q^*	Reference modulation index on the q -axis
ω_{nv}	Natural frequencies of voltage loop in rad/s
f_{nv}	Natural frequencies of voltage loop in Hz
K_{pv}	Proportional gain of voltage loop
K_{iv}	Integral gain of voltage loop
X_v	State variable of voltage loop
m	Modulation index
K_d	Individual droop gain
K_I	Global droop gain
P_{RL}	Power of resistive load
P_{CPL}	Power of constant power load
$P_{RL,rated}$	Rated power of resistive load
$P_{CPL,rated}$	Rated power of constant power load
I_{dc}	Output current of active front-end rectifier
C_{dc}	DC link capacitor
R_c	DC transmission line resistance
L_c	DC transmission line inductance
C_b	Capacitor bank
I_c	Current through the DC transmission line
I_o	Total load current
I_{CPL}	Current of constant power load
I_L	Current of resistive load
μ	Overlap angle
θ	PMSG rotor angle
ϕ	Phase angle for rotating the dq -axis
M_d	Switching function on the d -axis
M_q	Switching function on the q -axis
σ_i	Real part of the eigenvalues

1 Introduction

1.1 Motivation and incitement

To achieve the aim of reducing the fuel consumption, weight of overall aircraft, operating cost, and environmental impact, the concept of more electric aircraft (MEA) is one of the essential tendencies in modern aerospace engineering that convert the existing subsystems, i.e., hydraulic, pneumatic, mechanical, and electrical systems, into only electrical ones [1–7]. As a result, the efficiency of global aircraft systems is tremendously raised, and power regulation is more flexible. Both fixed and varied AC distribution systems are firstly used in MEA, while a hybrid distribution system is a second choice. However, at present (and in future), a DC distribution system is represented and significantly attractive for research interest due to its several advantages, including higher performance and reliability than other distribution systems. In addition, lower loss of power and total weight of aircraft systems can be achieved because reactive power compensation devices are absent. As mentioned above, electrical system applications for MEA have utilization in many aspects; however, the stability issues should be taken into account in detail. It is recognized that most electrical power loads on MEA are power converters with their controllers to regulate the motor speed or output voltage. The power converter can provide a high efficiency and low maintenance cost. Unfortunately, the behaviors of regulated power converters can be similar to constant power loads (CPLs) [8–11]. CPLs can directly reduce the system damping, resulting in huge oscillations of output responses. These oscillations may cause system damage and affect the performance until controllers fail [2, 9, 11]. Hence, a stability investigation is very important and necessary, especially for the electrical power systems on MEA. The destabilizing effect of MEA power system not only results in performance regulation but also causes aviation accidents, which will consequently impact passenger safety.

1.2 Literature review

The typically defined modeling level for MEA electrical power systems can be classified into four layers [4]. The first layer is the architectural layer, which is only used to consider the overall power system architecture study in the steady state. Thus, the model in this layer has the least details and complexity and is suitable for sizing and system-level

design. The second layer is the functional layer, which is used for dynamic and stability studies of the electrical power system. The derived mathematical model from this layer is based on a non-switching averaged model that can efficiently perform the behavior of the electrical system. The third layer is the behavioral layer, wherein simulating frequencies up to a few hundred kilohertz can be achieved. A wide range of this frequency includes the switching frequency of many power converters. The main objective of behavioral simulations is to design passive filters for harmonic and switching frequency components. The fourth layer is the device physical layer, which is representative of a part of the equipment on the system. The resulting model has the most complexity and is typically used to validate and analyze in-depth equipment or device behavior within the system. Therefore, this model is not commonly used for simulating the electrical power system. In this article, the functional layer, based on time-invariant model, is selected for the studied MEA electrical power system modeling. Consequently, power converter modeling approaches are required to eliminate time variation in nature due to the switching action. Subsequently, the time-invariant power converter model can be achieved. Currently, several approaches are developed to analyze the dynamic model of power electronic-based systems. The generalized state-space averaging (GSSA) modeling method has been used effectively to analyze the controlled and uncontrolled rectifiers in single-phase AC distribution power systems [12] as well as power converters in DC distribution power systems, including buck and boost converters [13, 14]. However, if the GSSA method is used for three-phase AC distribution systems, the derived dynamic model is a high-order model, which is difficult for subsequent analysis. The nonlinear average-value method (NLAM) modeling approach has been used for the 6- and 12-pulse diode rectifiers [15] to provide a simple mathematical model. However, NLAM is not flexible and should be considered case by case to model each system. The direct quadrature (DQ) modeling technique has been widely used for many power converters of three-phase AC distribution, such as a three-phase rectifier in aircraft systems [2, 3, 7], and bidirectional voltage source converter in DC microgrid systems [16]. From the literature reviews, the DQ approach can be applied to derive the time-invariant model of the entire MEA model suitable for the stability assessment, in which the three-phase active front-end rectifier was used.

For stability analysis, it can be divided into two methods, i.e., small-signal stability and large-signal stability assessments. The small-signal stability analysis is a method based on the linearized conventional control system theory. The dynamic model of the system is linearized around the equilibrium point, and the derived small-signal model is analyzed

using the eigenvalue theorem [2, 3, 17] or Middlebrook's criteria [18–20]. The eigenvalue theorem and Middlebrook's criteria can predict an unstable point by evaluating the system eigenvalues and impedance ratio. The small-signal stability analysis approach can provide beneficial insights into the stability of the equilibrium point; however, it does not guarantee stability under large-signal disturbances and sudden load transients or fault scenarios. The large-signal stability analysis method can be divided into two approaches. The first is the phase-plane analysis approach [7, 11], in which the phase-plane trajectory is generated to investigate the system stability. However, this approach is only suitable for studying low-order systems. The second approach is the Lyapunov stability theorem [21–23], which is capable of estimating the region of asymptotic stability and can provide accurate analytical results. However, there is no unified methodology to compute the Lyapunov energy function. Hence, the Lyapunov function is determined from various methods, which may lead to different conclusions.

Regarding the literature reviews of the stability study, this article focuses on the small-signal stability analysis using the eigenvalue theorem and the large-signal stability analysis via phase-plane analysis for system stability investigation. The eigenvalue theorem can be applied to a modal analysis technique, i.e., participation factor analysis [24], to identify the contribution of state variables relating to the dominant eigenvalues of the system. The resulting stability information will be utilized to determine the dominant state variables for phase-plane analysis. Previous works have not reported the application of participation factor analysis for phase-plane analysis. Furthermore, the phase-plane analysis is also capable of analyzing the system dynamic response and can be used as a beneficial and suitable tool to investigate the DC bus voltage response adherence to the MIL-STD-704F standard [25]. However, the system instability on MEA does not only depend on the influence of CPLs but may also be affected by other system parameters. Thus, the effect on stability due to the variation of significant parameters, such as control bandwidth and circuit component parameters, are discussed using the instability line created from the eigenvalue theorem and phase-plane assessment. The detailed analysis in this study can provide a good insight into MEA properties and appropriate design for MEA electrical power system designers. Theoretical results demonstrate that the proposed stability analysis techniques can effectively guarantee stable and unstable operation region trends of a studied MEA. Good agreement is also achieved between analytical results using the eigenvalue theorem and phase-plane analysis.

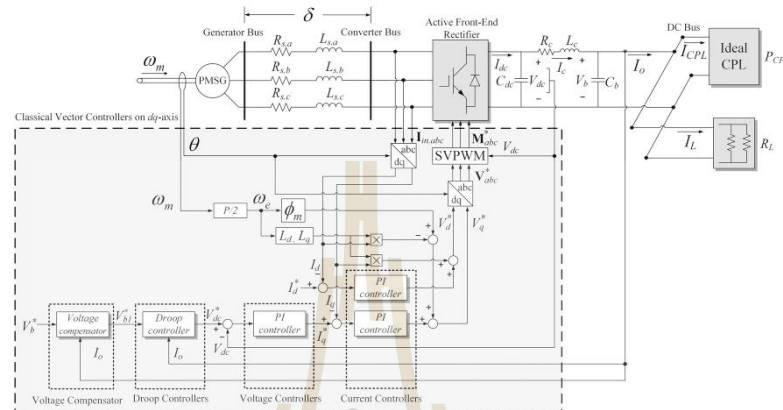


Fig. 1 Considered DC distribution MEA power system

1.3 Contribution and paper organization

The main contributions of this article are listed as follows:

- The considered aircraft power system is updated in which the voltage compensator is used to regulate the DC bus voltage.
- The modal analysis called the participation factor is used to identify the dominant state variables. After that, the phase-plane analysis can be applied for the stability analysis. The consequent results are beneficial and suitable tools to investigate the DC bus voltage response adherence to the MIL-STD-704F standard.
- The parameter variations in terms of stability using the proposed stability analysis can provide useful guideline for engineering during the design process to avoid the unstable operation.

The rest of this article is organized as follows. Section 2 introduces a single-generator/single-bus DC distribution MEA power system. In detail, Sect. 3 describes how to derive the averaging mathematical model of the considered MEA using the DQ method. Section 4 addresses the system stability analysis by a small-signal stability analysis via eigenvalue theorem, a modal analysis technique using participation factor analysis, and a large-signal stability analysis via phase-plane analysis. Section 5 presents the validation of the theoretical analysis by simulation using MATLAB topology model and processor-in-loop (PIL) as well as analysis of the MEA stability due to parameter variations. Finally, Sect. 6 concludes this article.

2 Considered MEA power system

Figure 1 illustrates the considered MEA power system. This system consists of two subsystems. The first subsystem is a feeder side, in which a permanent magnet synchronous generator (PMSG), including its parasitic parameters (represented by $R_{s,abc}$ and $L_{s,abc}$), is driven by a gas turbine engine and generates AC power to an active front-end (AFE) rectifier. The resulting AC power is then converted by the AFE rectifier to DC power to supply the main DC bus via a DC transmission line (represented by R_c and L_c), in which a DC link capacitor (represented by C_{dc}) is used to reduce the ripple voltage of the output voltage of AFE rectifier. The controllers of the AFE rectifier, depicted by a gray area in Fig. 1, are the classical vector controllers on dq -axis. The current controller on d -axis is used to control the PMSG under full-flux operation mode by defining the reference current (I_d^*) to 0 A. The current controller on q -axis and voltage controller are used to regulate the voltage of the DC link capacitor (V_{dc}) to be equal to 250–280 V (specified by the MIL-STD-704F standard) [25]. Herein, the nominal voltage (V_b^*) is set to 270 V. The employed droop controller in this article, i.e., voltage-mode droop controller, is used to provide the desired power sharing for all MEA loads. The droop controller (V_{dc}^*) output is the reference voltage of the V_{dc} controller, depending on the V – I droop characteristic. However, the behavior of the droop controller results in a large voltage drop, until the V_{dc} and DC bus voltage (V_b) are unacceptable in certain applications. Therefore, the voltage compensator is applied to the modern MEA power system to mitigate voltage regulation. Moreover, the minimum transmission line loss also is

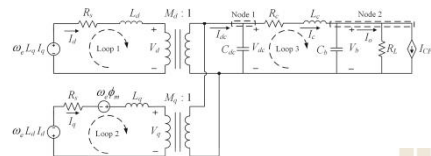


Fig. 2 Equivalent circuit on the dq -axis for the open-loop control of the considered MEA power system

achieved [5]. The second subsystem, i.e., the load side, consists of the bus capacitor (represented by C_b), resistive loads represented by a wing deicing system, and the ideal CPL associated with actively regulated power electronic loads. From previous research [8–11], the CPL can significantly degrade the system stability. Hence, in this article, the instability operation of the studied AFE will be predicted via the proposed dynamic model as described in Sect. 3.

3 Considered MEA mathematical model

It is well recognized that the power converter model is usually time-varying due to the switching behavior. Thus, the DQ method is applied to derive the averaging mathematical model of three-phase power systems to achieve a time-invariant model appropriate for stability analysis. The important assumptions for modeling are that the AFE rectifier is operated under the continuous conduction mode and an overlap angle (μ) below 60° , and the higher harmonics of the fundamental are neglected. The establishment of mathematical model can be divided into the considered power system modeling under open-loop and closed-loop operations, which is explained below.

3.1 MEA power system under an open-loop operation

The open-loop control of the AFE rectifier is firstly analyzed. The DQ approach was used to analyze the PMSG and to eliminate the switching action of the IGBT module in the AFE rectifier, wherein the dynamic equations of the PMSG in dq frame can be achieved, and the transformer with a constant ratio is performed to represent the dynamic of the AFE rectifier.

As a result, Fig. 2 shows the equivalent circuit of the MEA without the closed-loop control, when the phase angle for rotating the dq -axis is set to the PMSG rotor angle ($\phi = \theta$).

More details on how to derive the PMSG equations and the three-phase IGBTs rectifier as a transformer by using the DQ method can be found in [26, 27]. After applying the basic circuit theory known as Kirchhoff's voltage law

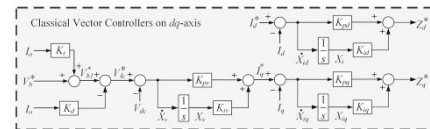


Fig. 3 Inner structure of the MEA power system controllers

and Kirchhoff's current law shown in Fig. 2, the proposed averaging model of the MEA without controllers is given by

$$\begin{cases} \dot{I}_d = -\frac{R_s}{L_d} I_d + \omega_e I_q - \frac{M_d}{L_d} V_{dc} \\ \dot{I}_q = -\omega_e I_d - \frac{R_s}{L_q} I_q - \frac{M_q}{L_q} V_{dc} + \frac{\omega_e \phi_m}{L_q} \\ \dot{V}_{dc} = \frac{3M_d}{2C_{dc}} I_d + \frac{3M_q}{2C_{dc}} I_q - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\ \dot{I}_c = \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \\ \dot{V}_b = \frac{1}{C_b} I_c - \frac{1}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b V_b} \end{cases} \quad (1)$$

where M_d and M_q are the time-invariant switching function of the IGBT modules on a dq -axis.

3.2 MEA power system under a closed-loop operation

The mathematical model of the considered MEA power system under a closed-loop operation is developed from the open-loop model proposed in (1). Figure 3 shows the inner structure of the AFE rectifier controllers based on Fig. 1, and the controllers were designed via the classical method in [5, 26, 27]. The details of how to design the controller are given in Appendix A. From the control structure in Fig. 3, I_d^* is set to zero to provide the unity power factor. When the control loops are considered, the new state variables X_{id} , X_{iq} , and X_v are obtained in the model. These new state variables are referred to the I_d , I_q , and V_{dc} control loops, respectively. Based on Fig. 3, the control signals (Z_d^* and Z_q^*) and the reference modulation index on the dq -axis (M_d^* and M_q^*) can be expressed in (2) and in (3), respectively.

$$\begin{cases} Z_d^* = -K_{pd} I_d + K_{id} X_{id} + K_{pd} I_d^* \\ Z_q^* = -K_{pq} I_q - K_{pv} K_{pq} V_{dc} + K_{iv} K_{pq} X_v + K_{iq} X_{iq} + K_{pv} K_{pq} V_b^* \\ \quad + \frac{K_{pv} K_{pq} (K_i - K_d) V_b}{R_L} + \frac{K_{pv} K_{pq} P_{CPL} (K_i - K_d)}{R_L} \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} M_d^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) (Z_d^* + \omega_e L_q I_q) \\ M_q^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) (Z_q^* - \omega_e L_d I_d + \omega_e \phi_m) \end{cases} \quad (3)$$

The switching functions M_d and M_q in (1) are substituted by the reference modulation indices M_d^* and M_q^* in (3) to derive the dynamic model for the studied MEA power system (see Fig. 1). The time-invariant model of the MEA in Fig. 1 with its control is given by (4), in which eight state variables are obtained.

$$\begin{aligned}
 \dot{I}_d &= \frac{(K_{pd} - R_s)}{L_d} I_d - \frac{K_{id}}{L_d} X_{id} - \frac{K_{pd}}{L_d} I_d^* \\
 \dot{I}_q &= \frac{(K_{pd} - R_s)}{L_q} I_q + \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} V_{dc} \\
 &\quad - \frac{K_{pv} K_{pq} (K_t - K_d)}{L_q R_L} V_b - \frac{K_{iq}}{L_q} X_{iq} \\
 &\quad - \frac{K_{pv} K_{pq} P_{CPL} (K_t - K_d)}{L_q} \cdot \frac{1}{V_b} \\
 &\quad - \frac{K_{iv} K_{pq}}{L_q} X_v - \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} V_b^* \\
 \dot{V}_{dc} &= \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc}} \cdot \left[-K_{pd} I_d^2 + K_{id} I_d X_{id} \right. \\
 &\quad + K_{pd} I_d I_d^* - K_{pq} I_q^2 + \omega_e \phi_m I_q \\
 &\quad - K_{pv} K_{pq} I_q V_{dc} + \frac{K_{pv} K_{pq} (K_t - K_d)}{R_L} I_q V_b \\
 &\quad + \frac{K_{pv} K_{pq} P_{CPL} (K_t - K_d)}{L_q} \cdot \frac{I_q}{V_b} + K_{iv} K_{pq} I_q X_v \\
 &\quad \left. + K_{iq} I_q X_{iq} + K_{pv} K_{pq} I_q V_b^* \right] - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\
 \dot{I}_c &= \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \\
 \dot{V}_b &= \frac{1}{C_b} I_c - \frac{1}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b} \cdot \frac{1}{V_b} \\
 \dot{X}_v &= -V_{dc} + \frac{(K_t - K_d)}{R_L} V_b + (K_t - K_d) \\
 &\quad P_{CPL} \cdot \frac{1}{V_b} + V_b^* \\
 \dot{X}_{id} &= -I_d + I_d^* \\
 \dot{X}_{iq} &= -I_q - K_{pv} V_{dc} + \frac{K_{pv} (K_t - K_d)}{R_L} V_b \\
 &\quad + K_{pv} (K_t - K_d) P_{CPL} \cdot \frac{1}{V_b} \\
 &\quad + K_{iv} X_v + K_{pv} V_b^*
 \end{aligned}
 \tag{4}$$

However, the nonlinear model in (4) is unsuitable for a small-signal stability analysis. The first-order term of the Taylor series expansion was used to provide the linearized

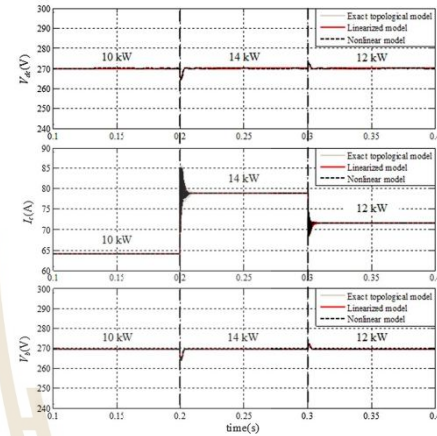


Fig. 4 Validation of the dynamic model established by the DQ method

model, as expressed by

$$\begin{cases} \delta \dot{x} = A(x_0, u_0) \delta x + B(x_0, u_0) \delta u \\ \delta y = C(x_0, u_0) \delta x + D(x_0, u_0) \delta u \end{cases}
 \tag{5}$$

where the matrixes A, B, C, and D are the Jacobian matrixes of the MEA in the general form of the state-space model, depending on the system operation point. The details of these matrixes can be found in the Appendix B.

The MATLAB simulation and the MEA power system parameters given in Appendix C are used to validate the dynamic model in (4) and (5). The CPL was changed from 10 to 14 kW and 12 kW at the time instants 0.2 and 0.3 s, respectively. As shown in Fig. 4, the model validation results can ensure that both the nonlinear and linearized models are correct and can be used as a beneficial tool for the stability study as described in Sect. 4.

4 Stability studies

This section evaluates the proposed MEA power system stability by the small-signal stability analysis via eigenvalue theorem, a modal analysis technique using participation factor analysis, and a large-signal stability analysis via phase-plane analysis for instability condition investigation.

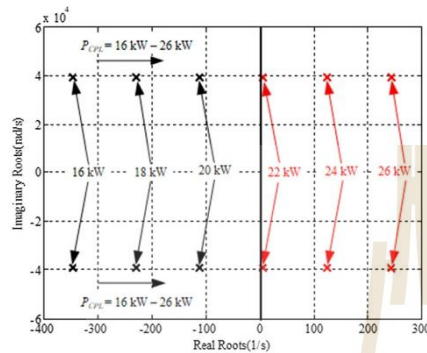


Fig. 5 Analytical result from the eigenvalue theorem

4.1 Eigenvalue theorem and participation factor analysis

For the eigenvalue theorem based on small-signal stability analysis, the Jacobean matrix A , as given in (5), was used to calculate the system eigenvalues (λ) by

$$\det[\lambda I - A] = 0 \quad (6)$$

The condition to identify the stable system is given as

$$\sigma_i < 0 \quad (7)$$

where σ_i is the real part of the eigenvalues and $i = 1, 2, 3, \dots, n$ (n is the number of the state variable).

The system eigenvalues were calculated by the Jacobean matrix with the system parameters from Appendix C to investigate the stability of the proposed MEA under the CPL variation condition. Figure 5 shows the resulting dominant eigenvalue plot, when the CPL power (P_{CPL}) was varied from 16 to 26 kW. As shown from the trajectory of the eigenvalue in Fig. 5, the dominant eigenvalues, (in black) are placed at the left-hand side when P_{CPL} ranges from 16 to 20 kW. This means that the system remains stable at $P_{CPL} \leq 20$ kW. Unfortunately, the system becomes unstable when $P_{CPL} \geq 22$ kW (see from red eigenvalues). However, the eigenvalue theorem can only provide when the system becomes unstable. The information from this theorem cannot show the amplitude of the DC bus voltage response, which is very important for the MIL-STD-704F standard. Therefore, to study in depth the system stability, the participation factor analysis based on the modal analysis technique was applied to analyze the contribution of the state variable as well as system parameters. Table 1 presents the participation matrix in the case of P_{CPL}

= 22 kW, calculated from the Jacobean matrix A . The condition for determining the dominant mode of the participation matrix, as expressed in (8), is that if any eigenvalue is located at the right-hand side of the s -plane or close to the imaginary axis, then this is a dominant mode at that operating condition.

$$\begin{cases} \sigma_i > 0 \\ \text{or} \\ |\sigma_i| < \varepsilon \end{cases} \quad (8)$$

As presented in Table 1, the state variables I_c and V_b participate most heavily in the dominant modes. As a result, I_c and V_b as well as parameters L_c and C_b will be related to dominant poles in Fig. 5. The derived information is important and useful for the large-signal stability analysis, explained as follows.

4.2 Phase-plane analysis

The large-signal stability analysis using phase-plane analysis was used to investigate both system stability and the DC bus voltage response (V_b) adherence to the MIL-STD-704F standard. The system phase plane can be established by using the state variables I_c and V_b that significantly participated in the dominant poles. Using the nonlinear model in (4) with the system parameters given in the Appendix C, Fig. 6a and b depicts the trajectory of the proposed MEA on the I_c - V_b plane when $P_{CPL} = 18$ kW and $P_{CPL} = 20$ kW, respectively. As demonstrated in Fig. 6a and b, the steady state V_b is also in the range of 250–280 V, as specified by the MIL-STD-704F standard. Focusing on the zoomed areas, the system trajectories can converge to the equilibrium point, indicating that the system remains stable at $P_{CPL} = 18$ kW and $P_{CPL} = 20$ kW, corresponding to the eigenvalue theorem analysis in Fig. 5. Figure 6c shows the phase-plane analysis at $P_{CPL} = 22$ kW. The analytical result shows that the phase-plane trajectory motion starts from the initial point and then diverges from the equilibrium point, representing that the system is unstable at $P_{CPL} = 22$ kW (before a rated power of 38 kW). Moreover, the steady-state response of V_b does not follow the MIL-STD-704F standard. Section 5 presents the simulation using the MATLAB/SimPowerSystems environment and the PIL to validate the analytical result from the eigenvalue theorem and the phase-plane analysis.

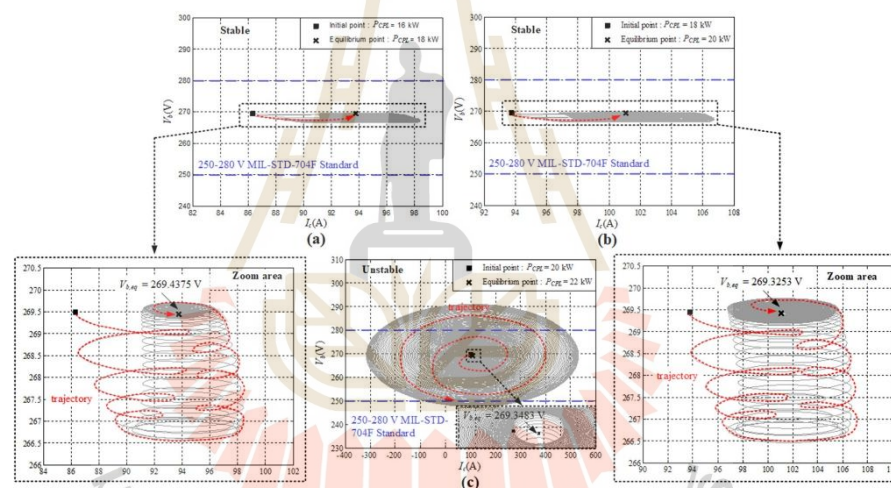
5 Simulation validations using MATLAB topology model and the PIL technique

This section reports the validation of the theoretical results by exact topological and PIL simulations. For the unstable operation investigation using PIL simulation, the high-power circuits of the proposed MEA, the PMSG, AFE rectifier, DC link capacitor, DC transmission line, bus capacitor,

Table 1 Participation matrix of the considered mea power system

	Eig. I	Eig. II	Eig. III	Eig. IV	Eig. V	Eig. VI	Eig. VII	Eig. VIII
I_d	0.8333	0.8333	0	0	0	0	0	0
I_q	0	0	0.0241	0.0241	0.9395	0.9395	0.1881	0.1881
V_{dc}	0	0	0.1845	0.1845	0.2308	0.2308	0.62151	0.62151
I_c	0	0	0.4895	0.4895	0.0148	0.0148	6.6×10^{-4}	6.6×10^{-4}
V_b	0	0	0.3209	0.3209	0.1255	0.1255	0.3128	0.3128
X_v	0	0	8.0×10^{-4}	8.0×10^{-4}	0.0269	0.0269	0.8118	0.8118
X_{id}	0.8333	0.8333	0	0	0	0	0	0
X_{iq}	0	0	0.0076	0.0076	0.6224	0.6224	0.0086	0.0086
	Mode I		Mode II (Dominant mode)		Mode III		Mode IV	

pt

**Fig. 6** Analytical result from the phase-plane analysis. **a** $P_{CPL} = 18$ kW. **b** $P_{CPL} = 20$ kW. **c** $P_{CPL} = 22$ kW

resistive load, and ideal CPL were simulated using the MATLAB/SimPowerSystems environment, while the overall controllers of the system were implemented digitally in the TMDSDOCK28335 board by coding the C programming languages by the code composer studio (CCStudio) software. Figure 7 shows the block diagram for the PIL simulation. The main computer (Host) and the TMDSDOCK28335 board (Target) were interfaced by the Joint Test Action Group emulator. The blocks in Simulink, namely, From RTDX and To RTDX, were used to send and receive data between the MATLAB/Simulink program and TMDSDOCK28335 board, respectively. The details of the simulation process are explained as follows. Initially, the rotor velocity (ω_m), input

currents of the AFE rectifier ($I_{in,abc}$), load current (I_o), and voltage across the DC link capacitor (V_{dc}) were detected from the MATLAB topology model in the host and were sent to the target via the From RTDX blocks. These dates were then computed by the controllers in the board to generate the reference modulation indices (M_d^*, M_b^* , and M_c^*). M_d^*, M_b^* , and M_c^* were transferred into the host with the To RTDX blocks to control the IGBT switches of the AFE rectifier.

Figure 8 illustrates the confirmation results for the unstable point prediction. The exact topological and PIL simulations were operated in the same scenario and are summarized as follows.

Electrical Engineering

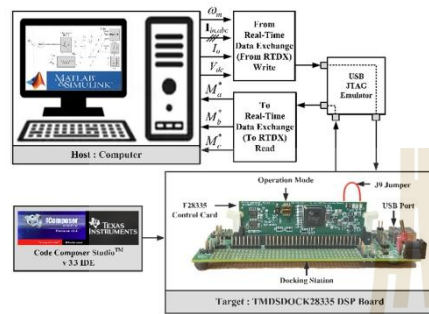
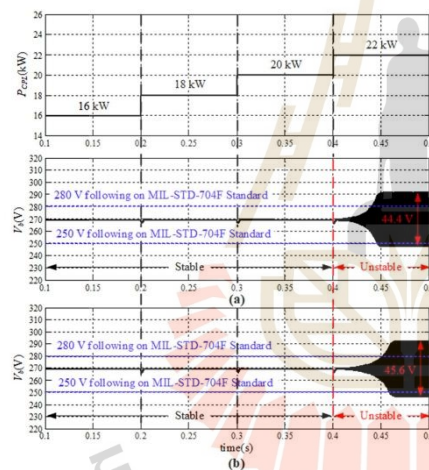


Fig. 7 Process diagram for the time-domain simulation by PIL

Fig. 8 Validation of the stability assessment. **a** SimPowerSystems® simulation results. **b** PIL simulation results

Initially, the proposed MEA can stably operate when the P_{CPL} levels are continuously changed from 16 to 18 kW and 20 kW at the time instants 0.2 and 0.3 s, respectively.

P_{CPL} is increased to 22 kW at $t = 0.4$ s. As expected by the analysis in Figs. 5 and 6c, the system becomes unstable, which can be observed as the huge oscillation of V_b that is not constant within the range of 250–280 V, as specified by the MIL-STD-704F standard. Moreover, it has a ripple voltage that is equal to 44.4 V in the MATLAB topology model simulation and 45.6 V in the PIL simulation, which does not adhere to the standard that specifies the maximum ripple voltage in the steady state (not exceeding 6 V).

The results from Fig. 8 show that the proposed model can be used to analyze the stability with accurate results. Hence, the proposed model can also be used to study the effect of the aircraft parameters in terms of stability. The considered aircraft parameters are the DC link capacitor (represented by C_{dc}), DC transmission line (represented by R_c and L_c), and DC bus capacitor (represented by C_b), as shown in Fig. 1, while the controller parameters include the bandwidth of the controller loop (f_{nv} and f_m). These filter and controller parameters were designed from engineering. The details of parameter variations can be given as follows:

5.1 Effect of the DC link capacitor

Figure 9a shows the instability line constructed from the analytical results by evaluating the eigenvalue location and phase-plane trajectory for the different C_{dc} values. It can be indicated that the studied MEA system will become unstable if the P_{CPL} is equal to or greater than 16 kW, 34 kW, and 50 kW for $C_{dc} = 0.5$ mF, 2.0 mF, and 4.0 mF, respectively. The simulation results from SimPowerSystems® in Fig. 9b and PIL in Fig. 9c demonstrate the high oscillation of V_b responses, which are not constant within the range of 250–280 V following the MIL-STD-704F standard when the P_{CPL} is equal to 20 kW, 40 kW, and 50 kW for $C_{dc} = 0.5$ mF, 2.0 mF, and 4.0 mF, respectively. Furthermore, the ripple voltage in the steady state is also more than 6 V. Therefore, it can be concluded from the good agreement among the analytical and simulation results that the increment of C_{dc} will significantly increase the studied MEA stability.

5.2 Effect of the DC transmission line

This section studies the effect of the resistance (R_c) and inductance (L_c) of the transmission line on MEA stability via cable length changing. Figure 10a–c shows the instability border, SimPowerSystems® of MATLAB, and PIL simulations, respectively. According to the good agreement among the analytical and simulation results, it can be noted that when the cable length is equal to 20 m, 100 m, and 160 m, the destabilizing effect of MEA will occur at the $P_{CPL} \geq 22$ kW, 26 kW, and 30 kW, respectively. The inefficient operation is indicated by the huge oscillation of V_b which is not constant within the range of 250–280 V adherence to the standard and the ripple voltage which exceeds 6 V. Consequently, it can be summarized that the increases in cable length will improve the system stability margin. This is because the increment of R_c which is varied by cable length can increase the overall system damping [7, 10, 26]. The increased damping is more dominant than the increased power loss. As a result, the considered MEA is more stable.

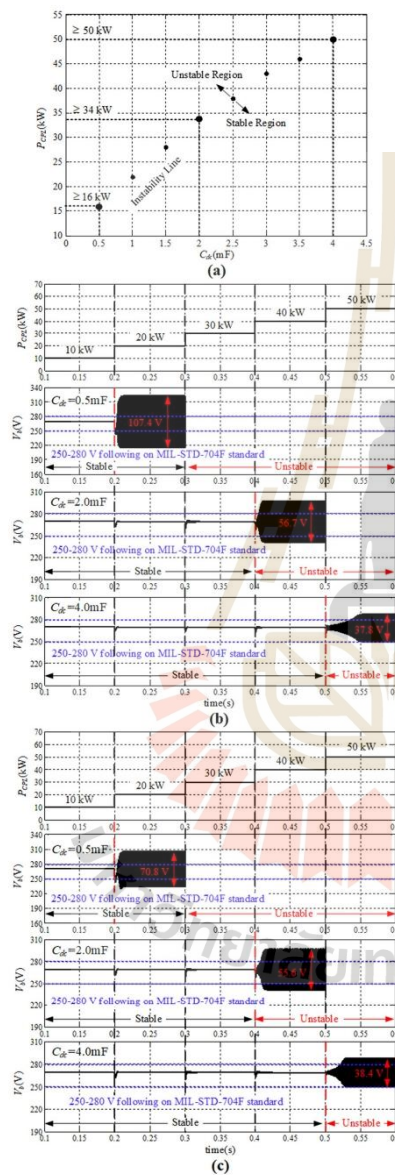


Fig. 9 Effect of DC link capacitor changing. a Instability line. b SimPowerSystems® simulation results. c PIL simulation results

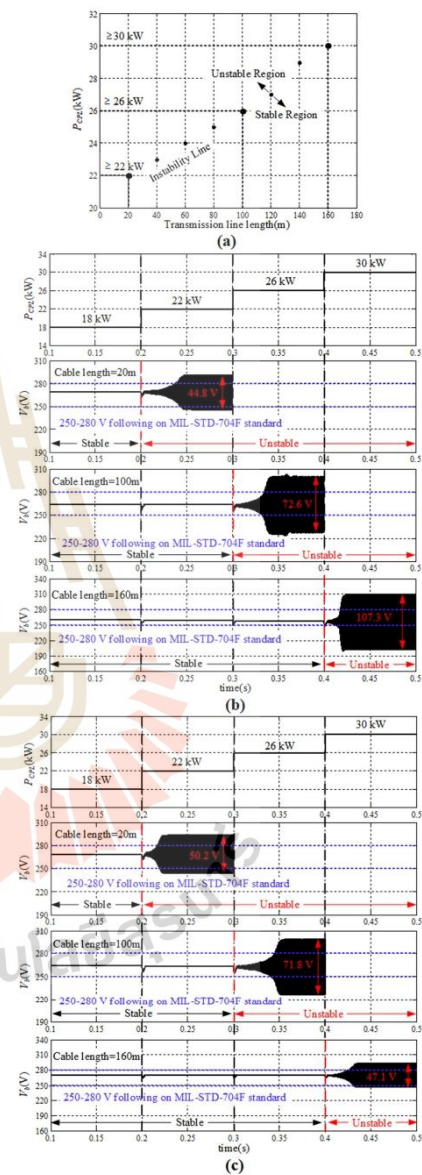


Fig. 10 Effect of cable length variation. a Instability line. b SimPowerSystems® simulation results. c PIL simulation results

5.3 Effect of a DC bus capacitor

Figure 11a shows the instability line for different C_b values. From the theoretical stability results, it can be seen that if the $C_b = 0.05$ mF, 0.2 mF, and 1.0 mF, the MEA will become unstable at $P_{CPL} \geq 17.5$ kW, 29.5 kW, and 15 kW, respectively. Figure 11b and c illustrates the verification of stability analysis in this study using the exact topology model and PIL technique simulations, wherein the studied MEA is unstable at $P_{CPL} = 20$ kW, 35 kW, and 15 kW in the case of the $C_b = 0.05$ mF, 0.2 mF, and 1.0 mF, respectively. Moreover, the V_b responses do not follow the MIL-STD-704F standard due to its huge oscillation (not constant within the range of 250–280 V) and ripple voltage (exceeding 6 V). The theoretical and simulation results are explicitly concordant, indicating that when C_b ranges from 0.05 mF to 0.2 mF, the studied MEA damping will be increased continuously [2]. This means that the system is more stable. In contrast, the studied MEA stability will be decreased when $0.2 \text{ mF} < C_b \leq 1.0 \text{ mF}$. Hence, the inappropriate increment of C_b not only leads to adverse stability margin but also results in the additional size, weight, and cost of the entire MEA.

5.4 Effect of controller loop bandwidth

The MEA cascade controllers can be designed based on the desired natural frequencies of voltage loop (f_{nv}) and current loop (f_{ni}). The effect of these natural frequencies on the stability margin should be analyzed in detail. Due to the fast dynamic response requirement of the overall system, the f_{ni} was determined to be $\geq 10 \times f_{nv}$. Therefore, in this article, the natural frequency variation study will change the f_{nv} alongside f_{ni} to correspond to the design condition. The instability border of f_{nv} and f_{ni} , shown in Fig. 12a, shows that the system becomes unstable at $P_{CPL} \geq 40$ kW, 25 kW, and 13 kW for $f_{nv} = 150$ Hz, 190 Hz, and 250 Hz or $f_{ni} = 1500$ Hz, 1900 Hz, and 2500 Hz, respectively. Figure 12b and c indicates the simulation results for the confirmation of the analytical result, in which the unacceptable operating point in a certain application is indicated by a high V_b oscillation (> 280 V and < 250 V) as well as huge ripple voltage (exceeding 6 V) that does not adhere to the MIL-STD-704F standard. Referring to the simulation results, the destabilizing operating point will occur at $P_{CPL} = 40$ kW, 30 kW, and 20 kW when $f_{nv} = 150$ Hz, 190 Hz, and 250 Hz or $f_{ni} = 1500$ Hz, 1900 Hz, and 2500 Hz, respectively. Consequently, it can lead to the conclusion that a tiny increment of bandwidths f_{nv} and f_{ni} can directly degrade the overall MEA stability.

Based on the overall results, a very good agreement exists between the analytical, exact topological simulation, and PIL simulation results. The considered MEA power system becomes unstable when the P_{CPL} level is equal to 22 kW (before the rated CPL power of 38 kW), and the V_b response

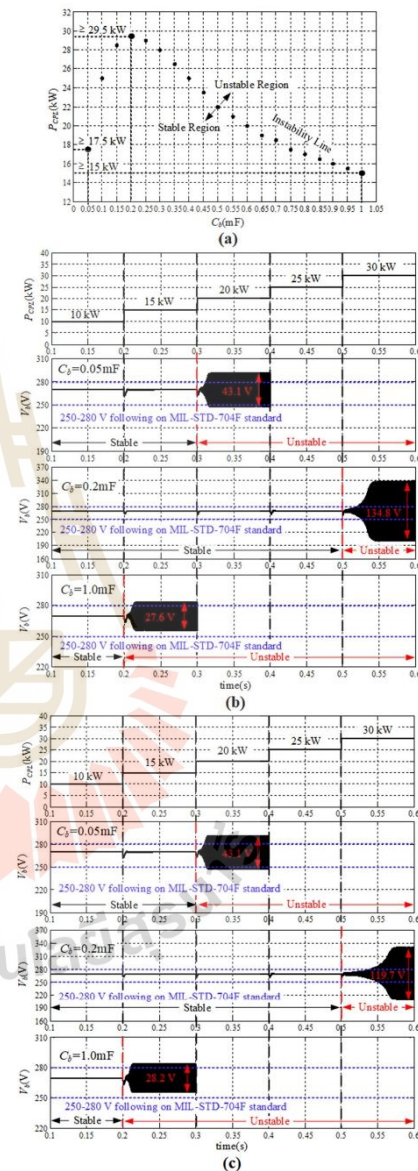


Fig. 11 Effect of bus capacitor changing. a Instability line. b SimPowerSystems® simulation results. c PIL simulation results

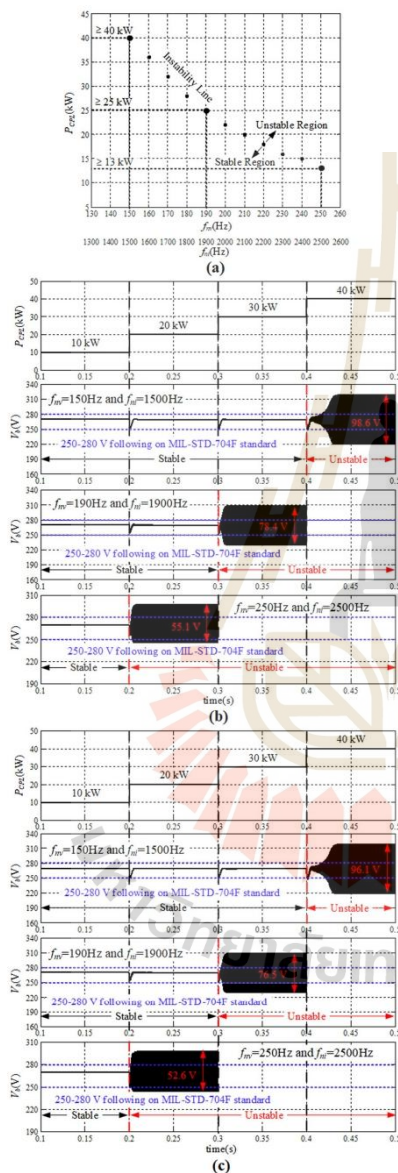


Fig. 12 Effect of natural frequency variation of the controller loop. **a** Instability line. **b** SimPowerSystems® simulation results. **c** PIL simulation results

Springer

does not adhere to the denoted standard. As for the impact of key parameters, increasing the C_{dc} and cable length can directly increase the system stability. In contrast, the increment of bandwidths f_{nv} and f_{ni} will significantly decrease the system damping. However, variation in C_b can improve or degrade the MEA stability. This information is very beneficial for engineers in designing the MEA power system in terms of stability issues.

6 Conclusion

This study has introduced the modeling and stability analysis of a PMSG-based DC electrical power system in an MEA. The modeling approach via DQ transformation has been used to derive the time-invariant model. The stability analysis based on the eigenvalue theorem, participation factor analysis, and phase plane has been applied with the derived model to study the system stability. As a result, the instability operation of the system has been correctly predicted alongside the V_b regulation performance investigation that adheres to the MIL-STD-704F standard. Moreover, good agreement has been reached between the theoretical analytical results and simulation results (derived from MATLAB topology model and PIL technique). Consequently, the proposed stability assessment techniques can effectively ensure the destabilizing operation of a PMSG-based DC electrical power system in an MEA. Moreover, the proposed model with the proposed stability study process can provide the guideline for the filter design to avoid the unstable operation as well as the controller design of each loop in the MEA system. In the future work, the proposed model will be used to design the controllers to mitigate the system instability. The resulting stabilization will always make the system stable until the rated CPL equal to 38 kW can be achieved. The amplitude of the DC bus voltage can also follow the MIL-STD-704F standard. Based on the proposed modeling concept, other power system structures containing vector-controlled devices, such as electrical railway systems and DC microgrid systems, can be applied for the establishment of the suitable model for stability analysis. In addition, the proposed model is still useful for stability analysis of MEA using other methods, such as the Middlebrook criteria and the Popov criteria.

Authors contributions Ratapon Phosung, the main author of the paper, is responsible for the writing of the research article, important knowledge study for the paper, theoretical research, and experimental operation. Kongpan Areerak, the corresponding author, is mainly responsible for the guidance of the concept of the paper, the improvement in the language of the paper, and the correction of the content of the paper. Kongpol Areerak, the co-author of the paper, is mainly

responsible for the review of the overall content of the paper. The final manuscript was read and approved by all authors.

Funding This work was supported in part by the Suranaree University of Technology (SUT) and in part by Power electronics, Energy, Machines and Control (PEMC) Research Group.

Availability of data and materials The data utilized in this research paper can be available from the corresponding author upon reasonable request.

Declarations

Conflict of interest All authors declare that they have no known competing financial interests or personal relationships that would have appeared to influence the research work reported in this paper.

Appendix A

The details of the classical method for vector controllers on dq -axis are as follows:

Current loop control

The schematic of the current (I_d and I_q) loop control of the proposed MEA in Fig. 1 can be shown in Fig. 13. Because the current loop control on d -axis and q -axis is identical, this article will only present the methodology for designing the current loop control on d -axis, wherein the controller on q -axis can use the same equation. Closed-loop transfer function of the current loop is given by (9).

$$\frac{I_d}{I_d^*} = \frac{K_{pd}s + K_{id}}{L_d s^2 + (R_s - K_{pd})s - K_{id}} \quad (9)$$

It is recognized that the closed-loop transfer function for the standard second-order system can be expressed in (10).

$$T = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (10)$$

Hence, the parameters K_{pd} and K_{id} can be designed by comparing the denominators of (9) and (10) so as to obtain

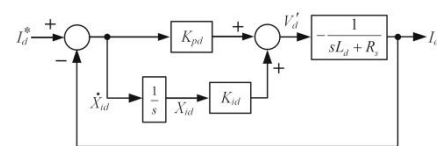


Fig. 13 Schematic of current loop control

(11)

$$\begin{cases} K_{pd} = R_s - 2\zeta_i\omega_{ni}L_d \\ K_{id} = -L_d\omega_{ni}^2 \end{cases} \quad (11)$$

As mentioned above, both d -axis and q -axis controls are identical. Consequently, the equations for designing the controllers on q -axis are shown in (12).

$$\begin{cases} K_{pq} = R_s - 2\zeta_i\omega_{ni}L_q \\ K_{iq} = -L_q\omega_{ni}^2 \end{cases} \quad (12)$$

where $\omega_{ni} = 2\pi \times f_{ni}$.

Voltage loop control

The schematic of the voltage (V_{dc}) loop control of the studied MEA is depicted in Fig. 14. Closed-loop transfer function of the voltage loop is determined in (13).

$$\frac{V_{dc}}{V_{dc}^*} = \frac{3m(K_{pv}s + K_{iv})}{4C_{dc}s^2 + 3mK_{pv}s + 3mK_{iv}} \quad (13)$$

Based on the current loop procedure, the equations for designing the parameters K_{pv} and K_{iv} are depicted in (14).

$$\begin{cases} K_{pv} = \frac{8\zeta_v\omega_{nv}C_{dc}}{3m} \\ K_{iv} = \frac{4C_{dc}\omega_{nv}^2}{3m} \end{cases} \quad (14)$$

where $\omega_{nv} = 2\pi \times f_{nv}$.

Droop control and voltage compensation

The schematic of the voltage-mode droop control and voltage compensation is demonstrated in Fig. 15. Because the studied power system in this article is a single-generator/single-bus DC distribution MEA power system, the individual droop gain (K_d) of droop controller is equal to the global droop gain (K_t) [5]. The optimal gains K_t , designed via the minimum transmission loss condition, can be expressed in (15) and

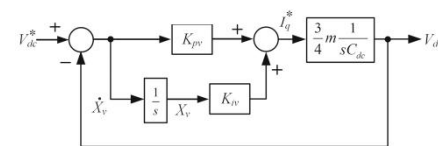


Fig. 14 Schematic of voltage loop control

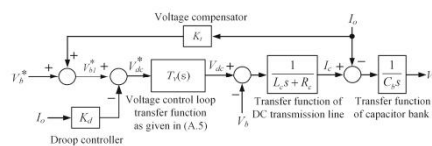


Fig. 15 Schematic of droop control and voltage compensation

(16).

$$\begin{cases} \text{if } \frac{1}{3} \leq r \leq 1 \\ R_L \frac{1-r}{1+r} < K_I \leq \frac{R_L}{2} \left(\sqrt{1+\frac{1}{r}} - 1 \right) \end{cases} \quad (15)$$

$$\begin{cases} \text{if } r > 1 \\ 0 < K_I \leq \frac{R_L}{2} \left(\sqrt{1+\frac{1}{r}} - 1 \right) \end{cases} \quad (16)$$

where r is ratio between the power of CPL (P_{CPL}) and resistive load (P_{RL}).

In this article, the PI parameters for both current and voltage loops are designed by selecting $\zeta_i = 0.8$, $\zeta_v = 0.8$, $f_{ni} = 2000$ Hz, and $f_{nv} = 200$ Hz. As for parameters for droop control and voltage compensation are set by defining $P_{CPL} = 10$ kW and $P_{RL} = 7$ kW.

Appendix B

The details of Jacobean matrixes A, B, C, and D can be expressed as follow:

$$a(2, 5) = -\frac{K_{pv}K_{pq}(K_I - K_d)}{L_q R_L} + \frac{K_{pv}K_{pq}P_{CPL}(K_I - K_d)}{L_q V_{b,0}^2}$$

$$a(3, 1) = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} (-2K_{pd}I_{d,0} + K_{id}X_{id,0} + K_{pd}I_d^*)$$

$$a(3, 2) = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} (-2K_{pq}I_{q,0} + \omega_c \phi_m - K_{pv}K_{pq}V_{dc,0} + K_{pv}K_{pq}V_b^* + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_I - K_d)V_{b,0}}{R_L} + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_I - K_d)P_{CPL}}{V_{b,0}} + K_{iq}X_{iq,0})$$

$$a(3, 3) = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}^2} (-K_{pd}I_{d,0}^2 + K_{id}I_{d,0}X_{id,0} + K_{pd}I_{d,0}I_d^* - K_{pq}I_{q,0}^2 + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_I - K_d)I_{q,0}V_{b,0}}{R_L} + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_I - K_d)P_{CPL}I_{q,0}}{V_{b,0}} + \omega_c \phi_m I_{q,0} + K_{iv}K_{pq}I_{q,0}X_{v,0} + K_{iq}I_{q,0}X_{iq,0} + K_{pv}K_{pq}I_{q,0}V_b^*)$$

$$a(3, 5) = \frac{3K_{pv}K_{pq}(K_I - K_d)I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}R_L} - \frac{3K_{pv}K_{pq}(K_I - K_d)P_{CPL}I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}V_{b,0}^2}$$

$$a(8, 5) = \frac{K_{pv}(K_I - K_d)}{R_L} - \frac{K_{pv}(K_I - K_d)P_{CPL}}{V_{b,0}^2}$$

$$C(x_0, u_0) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{3 \times 8}$$

$$D(x_0, u_0) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{3 \times 3}$$

$$B(x_0, u_0) = \begin{bmatrix} -\frac{K_{pd}}{L_d} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{K_{pv}K_{pq}}{L_q} & -\frac{K_{pv}K_{pq}(K_I - K_d)}{L_q V_{b,0}} \\ \frac{3K_{pd}I_{d,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & \frac{3K_{pv}K_{pq}I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & \frac{3K_{pv}K_{pq}(K_I - K_d)I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}V_{b,0}} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{C_b V_{b,0}} \\ 0 & 1 & \frac{K_I - K_d}{V_{b,0}} \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & K_{pv} & \frac{K_{pv}(K_I - K_d)}{V_{b,0}} \end{bmatrix}_{8 \times 3}$$

$$A(x_0, u_0) = \begin{bmatrix} \frac{K_{pd}-R_s}{L_d} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{K_{pq}-R_s}{L_q} & \frac{K_{pv}K_{pq}}{L_q} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a(3, 1) & a(3, 2) & a(3, 3) & -\frac{1}{C_{dc}} & -\frac{1}{L_c} & -\frac{1}{L_c} & \frac{P_{CPL}}{C_b V_{dc,0}^2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{L_c} & -\frac{R_c}{L_c} & -\frac{1}{L_c} & -\frac{1}{L_c} & \frac{P_{CPL}}{C_b V_{dc,0}^2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{R_L C_b} + \frac{P_{CPL}}{C_b V_{dc,0}^2} & -\frac{1}{R_L} & -\frac{(K_I - K_d)P_{CPL}}{V_{b,0}^2} & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & \frac{K_I - K_d}{R_L} & -\frac{(K_I - K_d)P_{CPL}}{V_{b,0}^2} & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & -K_{pv} & 0 & a(8, 5) & K_{iv} & 0 & 0 \end{bmatrix}_{8 \times 8}$$

Appendix C

The system parameters: $R_s = 1.058 \text{ m}\Omega$, $L_s = L_d = L_q = 99 \text{ }\mu\text{H}$, $\phi_m = 0.03644 \text{ V.s/rad}$, $p = 6$, $\omega_e = 2\pi \times 400 \text{ rad/s}$, $C_{dc} = 1 \text{ mF}$, cable length = 10 m, $R_c = 6 \text{ m}\Omega$, $L_c = 2 \text{ }\mu\text{H}$, $C_b = 0.5 \text{ mF}$, $R_L = 10 \text{ }\Omega$, $K_{pv} = 3.5744$, $K_{iv} = 2807.3541$, $K_{pd} = K_{pq} = -1.9895$, $K_{id} = K_{iq} = -1563.3453$, $K_d = K_i = 0.06$, $I_d^* = 0 \text{ A}$, $V_b^* = 270 \text{ V}$, $P_{RL, \text{rated}} = 7 \text{ kW}$, and $P_{CPL, \text{rated}} = 38 \text{ kW}$.

References

- Rosero JA, Ortega JA, Madureira E, Romeral LJ (2007) Moving towards a more electric aircraft. *IEEE Aerosp Electron Syst Mag* 22:3–9. <https://doi.org/10.1109/MAES.2007.340500>
- Areerak K-N, Wu T, Bozhko SV, Asher GM, Thomas DWP (2011) Aircraft power system stability study including effect of voltage control and actuators dynamic. *IEEE Trans Aerosp Electron Syst* 47:2574–2589. <https://doi.org/10.1109/TAES.2011.6034652>
- Areerak K-N, Wu T, Bozhko SV, Asher GM, Thomas DWP (2012) Stability study for a hybrid AC-DC more-electric aircraft power system. *IEEE Trans Aerosp Electron Syst* 48:329–347. <https://doi.org/10.1109/TAES.2012.6129639>
- Wheeler P, Bozhko SV (2014) The more electric aircraft: technology and challenge. *IEEE Electr Mag* 2:6–12. <https://doi.org/10.1109/MELE.2014.2360720>
- Gao F, Bozhko S, Asher G, Wheeler P, Patel C (2016) An improved voltage compensation approach in a droop-controlled DC power system for the more electric aircraft. *IEEE Trans Power Electron* 31:7369–7383. <https://doi.org/10.1109/TPEL.2015.2510285>
- Ni K et al (2019) Electrical and electronic technologies in more-electric aircraft: a review. *IEEE Access* 7:76145–76166. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2921622>
- Suyapan A, Areerak K, Bozhko S, Yeoh S, Areerak K (2021) Adaptive stabilization of a permanent magnet synchronous generator-based DC electrical power system in more electric aircraft. *IEEE Trans Transp Electr* 7:2965–2975. <https://doi.org/10.1109/TTE.2021.3081161>
- Rivetta CH, Emadi A, Williamson GA, Jayabalan R, Fahimi B (2006) Analysis and control of a buck DC-DC converter operating with constant power load in sea and undersea vehicles. *IEEE Trans Ind Appl* 42:559–572. <https://doi.org/10.1109/TIA.2005.863903>
- Emadi A, Khaligh A, Rivetta CH, Williamson GA (2006) Constant power loads and negative impedance instability in automotive systems: definition, modeling, stability, and control of power electronic converters and motor drives. *IEEE Trans Veh Technol* 55:1112–1125. <https://doi.org/10.1109/TVT.2006.877483>
- Rahimi AM, Emadi A (2009) An analytical investigation of DC/DC power electronic converters with constant power loads in vehicular power systems. *IEEE Trans Veh Technol* 58:2689–2702. <https://doi.org/10.1109/TVT.2008.2010516>
- Griffo A, Wang J (2012) Large signal stability analysis of “more electric” aircraft power systems with constant power loads. *IEEE Trans Aerosp Electron Syst* 48:477–489. <https://doi.org/10.1109/TAES.2012.6129649>
- Emadi A (2004) Modeling of power electronic loads in AC distribution systems using the generalized State-space averaging method. *IEEE Trans Ind Electron* 51:992–1000. <https://doi.org/10.1109/TIE.2004.834950>
- Emadi A (2004) Modeling and analysis of multiconverter DC power electronic systems using the generalized state-space averaging method. *IEEE Trans Ind Electron* 51:661–668. <https://doi.org/10.1109/TIE.2004.825339>
- Mahdavi J, Emaadi A, Bellar MD, Ehsani M (1997) Analysis of power electronic converters using the generalized state-space averaging approach. *IEEE Trans Circuits Syst I Fundam Theory Appl* 44:767–770. <https://doi.org/10.1109/81.611275>
- Uan-Zo-li A, Burgos RP, Lacaux F, Wang F, Boroyevich D (2004) Assessment of multipulse converter average models for stability studies using a quasistationary small-signal technique. In: The 4th international power electronics and motion control conference, pp. 1654–1658.
- Pakdeeto J, Areerak K, Bozhko S, Areerak K (2021) Stabilization of DC microgrid systems using the loop-cancellation technique. *IEEE J Emerg Sel Top Power Electron* 9:2652–2663. <https://doi.org/10.1109/JESTPE.2021.3053349>
- Areerak K, Sopapirm T, Bozhko S, Hill CI, Suyapan A, Areerak K (2018) Adaptive stabilization of uncontrolled rectifier based AC-DC power systems feeding constant power loads. *IEEE Trans Power Electron* 33:8927–8935. <https://doi.org/10.1109/TPEL.2017.2779541>
- Feng X, Liu J, Lee FC (2002) Impedance specifications for stable DC distributed power systems. *IEEE Trans Power Electron* 17:157–162. <https://doi.org/10.1109/63.988825>
- Riccobono A, Santi E (2014) Comprehensive review of stability criteria for DC power distribution systems. *IEEE Trans Ind Appl* 17:3525–3535. <https://doi.org/10.1109/TIA.2014.2309800>
- Gao F, Bozhko S (2016) Modeling and impedance analysis of a single DC bus-based multiple-source multiple-load electrical power system. *IEEE Trans Transp Electr* 2:335–346. <https://doi.org/10.1109/TTE.2016.2592680>
- Kim H-J, Kang S-W, Seo G-S, Jang P, Cho B-H (2016) Large-signal stability analysis of DC power system with shunt active damper. *IEEE Trans Ind Electron* 63:6270–6280. <https://doi.org/10.1109/TIE.2016.2581150>
- Liu S, Li X, Xia M, Qin Q, Liu X (2021) Takagi-sugeno multimodeling-based large signal stability analysis of DC microgrid clusters. *IEEE Trans Power Electron* 63:12670–12684. <https://doi.org/10.1109/TPEL.2021.3076734>
- Zheng H, Yuan X, Cai J, Sun P, Zhou L (2022) Large-signal stability analysis of DC side of VSC-HVDC system based on estimation of domain of attraction. *IEEE Trans Power Syst* 37:3630–3641. <https://doi.org/10.1109/TPEL.2021.3076734>

24. Phosung R, Areerak K, Sopapirir T, Areerak K (2022) Design and optimization of instability mitigation for AC–DC feeder systems with constant power loads using artificial intelligence techniques. *IEEE Trans Power Electron* 37:5385–5397. <https://doi.org/10.1109/TPEL.2021.3136354>
25. Department of Defense Interface Standard. (2004, Mar. 12). Aircraft electric power characteristic. [Online]. Available: <https://www.ieee.li/pdf/standards-handbooks/MIL-STD-704F>
26. Gao F, Zheng X, Bozhko S, Hill CI, Asher G (2015) Modal analysis of a PMSG-based DC electrical power system in the more electric aircraft using eigenvalues sensitivity. *IEEE Trans Transport Electric* 1:65–76. <https://doi.org/10.1109/TTE.2015.2427312>
27. Gao F, Bozhko S (2016) Modeling and impedance analysis of a single DC bus-based multiple-source multiple-load electrical power system. *IEEE Trans Transport Electric* 2:335–346. <https://doi.org/10.1109/TTE.2016.2592680>

Publisher's Note Springer Nature remains neutral with regard to jurisdictional claims in published maps and institutional affiliations.

Springer Nature or its licensor (e.g. a society or other partner) holds exclusive rights to this article under a publishing agreement with the author(s) or other rightsholder(s); author self-archiving of the accepted manuscript version of this article is solely governed by the terms of such publishing agreement and applicable law.



Received 11 April 2024, accepted 26 May 2024, date of publication 29 May 2024, date of current version 5 June 2024.

Digital Object Identifier 10.1109/ACCESS.2024.3406855

RESEARCH ARTICLE

Design and Optimization of Control System for More Electric Aircraft Power Systems Using Adaptive Tabu Search Algorithm Based on State-Variables-Averaging Model

RATAPON PHOSUNG[✉], KONGPAN AREERAK[✉], (Member, IEEE),
AND KONGPOL AREERAK[✉], (Member, IEEE)

School of Electrical Engineering, Institute of Engineering, Suranaree University of Technology, Nakhon Ratchasima 30000, Thailand

Corresponding author: Kongpan Areerak (kongpan@sut.ac.th)

This research project is supported by National Research Council of Thailand (NRCT): (Contact No. N41A661128), in part by the Royal Golden Jubilee Ph.D. Program (RGJ), and in part by Suranaree University of Technology (SUT).

ABSTRACT An important reflection of the overall efficiency, reliability, and passenger safety of a more electric aircraft (MEA) is the output performance of its electrical power system (EPS) controller. This output performance encompasses the rise time, setting time, and percent undershoot of the voltage across the capacitor bank. Therefore, this article presents an optimal controller design using an artificial intelligence method called the adaptive tabu search (ATS) algorithm. The state-variables-averaging model is applied with the ATS algorithm to reduce computational time. Moreover, stability analysis based on the eigenvalue theorem is used as the penalty condition during the searching process to avoid unstable operation. The output performance of the proposed controller design is superior to that of the conventional controller design. All design results are verified by good agreement with MATLAB and hardware-in-the-loop (HIL) simulations.

INDEX TERMS More electric aircraft, vector control, state-variables-averaging model, adaptive tabu search algorithm.

I. INTRODUCTION

According to published concepts for more electric aircraft (MEA) [1], [2], [3], [4], [5], [6], aircraft performance optimization, flight reliability improvement, and passenger safety improvement are essential tasks. Altering the MEA controller design is an approach with strong potential to accomplish these tasks. Artificial intelligence (AI) techniques are required to achieve the optimal output performance of the MEA's electrical power system (EPS) controller in terms of the rise time, setting time, and percent undershoot of the voltage across the capacitor bank. AI can be used for controller design and many other functions. For example, AI has been applied to the design of active power filters for the adaptive tabu search (ATS) algorithm [7] and genetic algorithm [8],

power flow optimization based on particle swarm optimization [9], ant colony search algorithm [10], antenna array design using artificial bee colony algorithm [11], and the application of the ATS algorithm to instability mitigation [12]. However, one of the crucial problems that arises when applying AI techniques to the EPS of MEA is the simulation time. This is because the simulation of EPS using software packages such as PSIM and MATLAB causes huge computational time due to switching behavior. Thus, a time-invariant model is necessary and sufficient for the controller design. There are several reasonable methods for deriving the time-invariant model of EPS. The generalized state-space averaging modeling technique [13], [14] has been universally used for single-phase rectifiers of AC distribution systems and the power converters of DC distribution systems. The direct quadrature (DQ) approach [1], [2], [6], [12], [15], [16] is suitable for power converters in three-phase AC

The associate editor coordinating the review of this manuscript and approving it for publication was Engang Tian [✉].

distribution systems. The nonlinear average-value method modeling technique [17] has been applied to analyze 6- and 12-pluse diode rectifiers.

Based on a literature review, the AI technique called the ATS algorithm is selected for use in the present study because it was mathematically proven in [19] to achieve convergence and escape the local solution. As for the modeling technique, the DQ approach is applied to derive the system model because the MEA EPS system considered in the present study consists of an active front-end (AFE) rectifier in three-phase AC distribution systems. Unfortunately, most loads on the MEA are power converters with controls, which behave as constant power loads. These loads act as negative impedance that can significantly degrade system stability, resulting in undesirable output performance. Consequently, stability analysis must be included in the searching process as a penalty condition. The eigenvalue theorem [1], [2], [6], [12], [15], [16], [18] based on small-signal stability analysis is applied with the dynamic model for stability analysis in the present study. The ATS algorithm uses its stability analysis mechanism to search the MEA EPS controller parameters until it reaches the acceptable condition. Under the stable operating state, the output performance of the MEA EPS is better when using the controller designed by the ATS design method than when using the controller designed by the conventional design method. Previous research publications have not reported the application of an AI technique for designing the control system, including the voltage compensator, of modern MEA EPS [4]. Good agreement among the theoretical design results, MATLAB simulation results, and hardware-in-the-loop (HIL) simulation results verify the design approach proposed in this study.

The proposed design process based on the ATS algorithm has the following main advantages:

- The DC bus voltage response of MEA EPS obtained when using the controller designed by the ATS algorithm method is better than that obtained when using the controller designed by the conventional design method. Moreover, the application of an AI technique for designing the control system, including the voltage compensator, of updated MEA EPS has not yet been reported.
- A short computational time can be achieved using the state-variables-averaging model because the switching action of the power converter can be eliminated. It is a beneficial tool and is suitable for obtaining an optimal controller design using AI techniques, wherein system responses are iteratively and continuously calculated.
- A stability assessment mechanism based on the eigenvalue theorem is integrated into design processes to avoid the unstable margin of MEA EPS. Hence, controllers designed using the proposed method can perform better with confirmed stability.
- The HIL simulation technique is used to validate the proposed design concepts. This validation confirms that the proposed controller design can be implemented using a real TMSDCK28335 board.

- Other AI algorithms, e.g., artificial bee colony, ant colony optimization, and flower pollination algorithms, can be applied to achieve an optimal design using the same process described in this article.

This article is structured as follows. In Section II, a single-generator-single-bus DC distribution MEA EPS and its key control parameters are introduced. The modeling of the MEA EPS system using the DQ approach is detailed in Section III. In Section IV, the ATS algorithm, including the stability analysis mechanism during the searching process, is applied to determine the controller parameters under load variation conditions. The validation of the theoretical design results by MATLAB and HIL simulations is presented in Section V. Finally, Section VI concludes this article.

II. STUDIED MEA EPS CONFIGURATION

A simplified architecture MEA, the single-generator-single bus DC distribution MEA EPS [6], [16] illustrated in Fig. 1, is considered in this study. It consists of a permanent magnet synchronous generator (PMSG) with parasitic parameters (represented by $R_{s,abc}$ and $L_{s,abc}$), an AFE rectifier, a DC link capacitor (represented by C_{dc}), a DC transmission line (represented by R_c and L_c), a bus capacitor or capacitor bank (represented by C_b), resistive loads (represented by R_L), and an ideal CPL. The resistive loads are used to represent a wing deicing system, and the ideal CPL refers to most electrical power loads on the MEA, such as the actively regulated power converter. The rated powers of R_L ($P_{RL, rated}$) and CPL ($P_{CPL, rated}$) are determined to be 7 kW and 38 kW, respectively. Consequently, the rated power of the studied system (P_{rated}) in Fig. 1 is equal to 45 kW ($P_{RL, rated} + P_{CPL, rated}$). The control structure, depicted by the dashed line in Fig. 1 and detailed in Fig. 3, is the classical vector controller on the dq -axis, which can be separated into an inner loop and an outer loop. K_{pd} , K_{id} , K_{pq} , and K_{iq} are the cascaded proportional-integral (PI) controller parameters of the inner loop; these parameters control the inductor current on the d -axis (I_d) and the inductor current on the q -axis (I_q). K_{pv} and K_{iv} are the PI controller parameters of the outer loop; these parameters regulate the voltage across the DC link capacitor (V_{dc}) and the voltage across the capacitor bank (V_b), ensuring that both are in the range 250–280 V (determined using the MIL-STD-704F standard [20] after defining the nominal voltage, V_b^* , as 270 V). K_d is the droop controller parameter (individual droop gain) of the outer loop and is responsible for sharing the power and current from the PMSG to all loads on the MEA. K_t is the voltage compensator parameter [1] (global droop gain) of the outer loop, and it is responsible for preventing or reducing voltage drop due to the droop controller's operating behavior. To determine the optimal controller parameters, the ATS algorithm is used to tune K_{pd} , K_{id} , K_{pq} , K_{iq} , K_{pv} , K_{iv} , K_d , and K_t via the state-variables-averaging model until the optimal output performance is obtained. Unfortunately, an ideal CPL acts as a negative impedance that can directly reduce system stability. Reduced system stability may result in huge oscillations of voltage

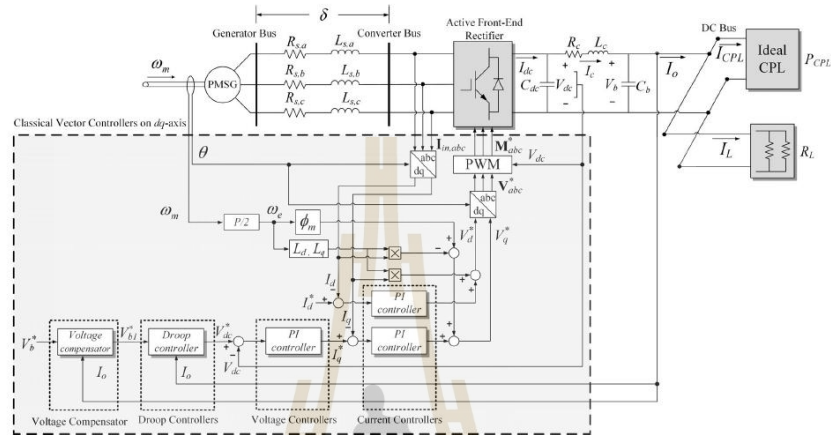


FIGURE 1. Representative DC distribution of MEA EPS.

TABLE 1. The parameters of MEA EPS.

Parameter	Value	Description
R_s	1.058 mΩ	Stator resistance
L_s	99 μH	Stator inductance
L_d	99 μH	Inductance on d-axis
L_q	99 μH	Inductance on q-axis
ϕ_m	0.03644 V·s/rad	Flux linkage
p	6	Poles
ω_e	$2\pi \times 400$ rad/s	Electrical rotor angular velocity
C_{dc}	1 mF	DC link capacitor
cable length	10 m	Length of DC transmission line
R_c	6 mΩ	DC transmission line resistance
L_c	2 μH	DC transmission line inductance
C_b	0.5 mF	Capacitor bank
R_L	10 Ω	resistive load
I_d^*	0 A	Reference stator current on d-axis
V_b^*	270 V	Nominal voltage

and current responses, potentially causing these responses to become out of control. Hence, the stability assessment mechanism should be integrated into the searching process. Additional details on how to design the MEA EPS controller using the AI approach and stability assessment are provided in Section IV. The system parameters are given in Table 1.

III. MODELING OF REPRESENTATIVE MEA EPS

As mentioned in Section II, an MEA EPS controller can be designed using the state-variables-averaging model and the ATS algorithm, hereafter referred to as the ATS design method. Thus, the establishment of a time-invariant model that is easy to use and suitable for designing system controllers is essential. Referring to the literature review in Section I, the DQ modeling method is selected to derive

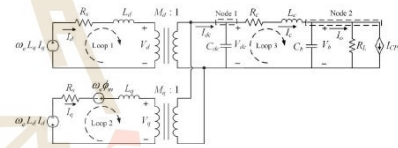


FIGURE 2. Equivalent circuit on the dq-axis of MEA EPS under open-loop operation.

the state-variables-averaging model of MEA EPS without the control system, where the PMSG and the IGBT module are mathematically analyzed as dynamic equations and transformers, respectively, on the dq frame. The resulting equivalent circuit of the MEA without closed-loop control is presented in Fig. 2. After applying Kirchhoff's voltage law and Kirchhoff's current law to Fig. 2, the dynamic model in the form of differential equations is obtained and presented in (1). More details on how to derive the mathematical model using the DQ modeling technique can be found in [16].

$$\begin{cases}
 \dot{I}_d = -\frac{R_s}{L_d} I_d + \omega_e I_q - \frac{M_d}{L_d} V_{dc} \\
 \dot{I}_q = -\omega_e I_d - \frac{R_s}{L_q} I_q - \frac{M_q}{L_q} V_{dc} + \frac{\omega_e \phi_m}{L_q} \\
 \dot{V}_{dc} = \frac{3M_d}{2C_{dc}} I_d + \frac{3M_q}{2C_{dc}} I_q - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\
 \dot{I}_c = \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \\
 \dot{V}_b = \frac{1}{C_b} I_c - \frac{R_L}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b V_b}
 \end{cases} \quad (1)$$

where M_d and M_q are the time-invariant switching functions of the IGBT module on a dq-axis. The model in (1) is time-invariant.

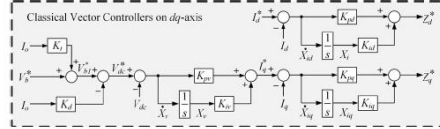


FIGURE 3. Vector controllers on dq-axis for closed-loop operation of MEA EPS.

Next, the MEA EPS model under closed-loop operation is considered. Figure 3 shows a block diagram of classical vector control on the dq -axis, in which X_{id} of the I_d control loop, X_{iq} of the I_q control loop, and X_v of the V_{dc} control loop are defined as new state variables of the model. According to the control structure shown in Fig. 3, the control signals (Z_d^* and Z_q^*) and reference modulation index on the dq -axis (M_d^* and M_q^*) are calculated using (2) and (3), respectively. Under the closed-loop operation of the MEA EPS, M_d and M_q in (1) become M_d^* and M_q^* in (3). After substituting M_d^* and M_q^* for M_d and M_q and adding all new state variables of controllers, the nonlinear model of the system shown in Fig. 1 derived from the DQ approach is expressed in (4), as shown at the bottom of the next page.

The mathematical model given in (4) is a beneficial tool for computing the desired system responses of the controller designed by the ATS design method because of its accuracy and short computational time [21], [22]. For stability analysis during the design process, the eigenvalue theorem based on the linear time-invariant (LTI) model is a suitable tool. Therefore, the first-order term of the Taylor series expansion is used to transform the nonlinear model in (4) into the LTI model in (5).

$$\begin{cases} \dot{Z}_d^* = -K_{pd}I_d + K_{id}X_{id} + K_{pd}I_d^* \\ \dot{Z}_q^* = -K_{pq}I_q - K_{pv}K_{pq}V_{dc} + K_{iv}K_{pq}X_v \\ \quad + K_{iq}X_{iq} + K_{pv}K_{pq}V_b^* \\ \quad + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_f - K_d)V_b}{R_L} + \frac{K_{pv}K_{pq}P_{CPL}(K_f - K_d)}{R_L} \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} M_d^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) (Z_d^* + \omega_e L_q I_q) \\ M_q^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) (Z_q^* - \omega_e L_d I_d + \omega_e \phi_m) \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \dot{\delta x} = A(x_0, u_0)\delta x + B(x_0, u_0)\delta u \\ \dot{\delta y} = C(x_0, u_0)\delta x + D(x_0, u_0)\delta u \end{cases} \quad (5)$$

where matrixes A, B, C, and D are the Jacobian matrixes of the MEA EPS depending on the system operation point. The details of δx , δu , δy , A, B, C, and D can be found in Appendix.

To validate the mathematical models, an exact topological simulation was conducted using MATLAB/SimPowerSystem

TABLE 2. J value results of conventional design and ATS design method.

Vector controller parameters/ J value	Design method	
	Conventional method	ATS method
K_{pd}	-1.9895	-1.1167
K_{id}	-1563.3453	-17846.259
K_{pq}	-1.9895	-0.84887
K_{iq}	-1563.3453	-15350.0928
K_{pv}	3.5744	5.3025
K_{iv}	2807.3541	4772.5019
K_d	0.06	0.0571
K_f	0.06	0.0571
J	1.0	0.6861

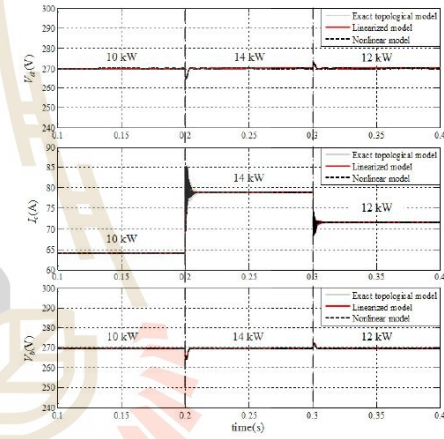


FIGURE 4. Validation of nonlinear and LTI dynamic models.

with the system parameters in Table 1 and the controller parameters in Table 2. The controller parameters for model validation are designed by using the conventional design method, which will be explained in Section IV. The model validation results when the CPL is changed from 10 kW to 14 kW and 12 kW are shown in Fig. 4. These results confirm that the nonlinear and LTI models provide good accuracy.

To determine the benefit of the state-variables-averaging model, the computational time of the simulation is plotted in Fig. 4. Simulation by the exact topological model consumes 18.84 s, whereas simulations by the nonlinear and linearized models consume 0.63 s and 0.25 s, respectively. Therefore, the computational time savings are 96.67% and 98.66% when the system is simulated using the proposed nonlinear and linearized averaging models, respectively. The short simulation time is useful for the ATS design method because the ATS algorithm must perform iterative simulations during the controller design process.

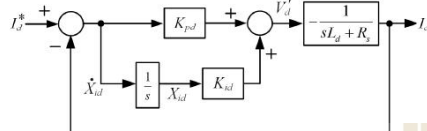


FIGURE 5. Block diagram of current loop control.

IV. OPTIMAL MEA EPS CONTROLLER DESIGN

The controllers designed for the MEA EPS using the conventional design method and the proposed ATS design method are detailed in this section.

A. CONVENTIONAL DESIGN METHOD

The conventional design method for vector controllers on the dq -axis uses the characteristic polynomial of the standard second-order system to design the PI controllers for both current and voltage loop controls.

1) CURRENT LOOP CONTROL

Figure 5 shows the block diagram of the current loop control of the studied MEA EPS, which is used to design the controllers for regulating the inductor current on the d -axis (I_d) and the q -axis (I_q). Only the design procedure of the current loop control on the d -axis will be described in this section because the loop controls on the d -axis and q -axis are identical. The closed-loop transfer function of the block diagram in Fig. 5 is expressed by (6).

$$\frac{I_d}{I_d^*} = \frac{K_{pd}s + K_{id}}{L_d s^2 + (R_s - K_{pd})s - K_{id}} \quad (6)$$

After comparing the denominators of (6) and the standard second-order system in (7), the equations for the parameters

K_{pd} and K_{id} are established and presented in (8).

$$T = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (7)$$

$$\begin{cases} K_{pd} = R_s - 2\zeta\omega_n L_d \\ K_{id} = -L_d \omega_n^2 \end{cases} \quad (8)$$

The equations used for designing the current loop control on the d -axis can also be used for designing the current loop control on the q -axis. The equations for calculating K_{pq} and K_{iq} are presented in (9).

$$\begin{cases} K_{pd} = R_s - 2\zeta\omega_n L_d \\ K_{id} = -L_d \omega_n^2 \end{cases} \quad (9)$$

where $\omega_n = 2\pi \times f_{nl}$.

2) VOLTAGE LOOP CONTROL

Figure 6 shows the block diagram of the voltage (V_{dc}) loop control of the MEA EPS, which is used to design the controller to regulate the voltage across the DC link capacitor (V_{dc}). The closed-loop transfer function of the block diagram, presented in Fig. 6, is expressed by (10).

$$\frac{V_{dc}}{V_{dc}^*} = \frac{3m(K_{pv}s + K_{iv})}{4C_{dc}s^2 + 3mK_{pv}s + 3mK_{iv}} \quad (10)$$

Using the same procedure implemented for designing the current loop control, the equations for designing the PI controller of the voltage loop, K_{pv} and K_{iv} , are established and expressed in (11).

$$\begin{cases} K_{pv} = \frac{8\zeta_v\omega_{nv}C_{dc}}{3m} \\ K_{iv} = \frac{4C_{dc}\omega_{nv}^2}{3m} \end{cases} \quad (11)$$

where $\omega_{nv} = 2\pi \times f_{nv}$.

$$\begin{cases} \dot{I}_d = \frac{(K_{pd} - R_s)}{L_d} I_d - \frac{K_{id}}{L_d} X_{id} - \frac{K_{pd}}{L_d} I_d^* \\ \dot{I}_q = \frac{(K_{pd} - R_s)}{L_q} I_q + \frac{K_{pv}K_{pq}}{L_q} V_{dc} - \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)}{L_q R_L} V_b - \frac{K_{iq}}{L_q} X_{iq} - \frac{K_{pv}K_{pq}P_{CPL}(K_t - K_d)}{L_q} \cdot \frac{1}{V_b} - \frac{K_{iv}K_{pq}}{L_q} X_v \\ - \frac{K_{pv}K_{pq}}{L_q} V_b^* \\ \dot{V}_{dc} = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_b} \cdot [-K_{pd}I_d^2 + K_{id}I_dX_{id} + K_{pd}I_dI_d^* - K_{pq}I_q^2 + \omega_e\phi_m I_q - K_{pv}K_{pq}I_qV_{dc} + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)}{R_L} I_qV_b \\ + \frac{K_{pv}K_{pq}P_{CPL}(K_t - K_d)}{R_L} \cdot \frac{I_q}{V_b} + K_{iv}K_{pq}I_qX_v + K_{iq}I_qX_{iq} + K_{pv}K_{pq}I_qV_b^*] - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\ \dot{I}_c = \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \\ \dot{V}_b = \frac{1}{C_b} I_c - \frac{R_L}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b} \cdot \frac{1}{V_b} \\ \dot{X}_v = -V_{dc} + \frac{(K_t - K_d)}{R_L} V_b + (K_t - K_d)P_{CPL} \cdot \frac{1}{V_b} + V_b^* \\ \dot{X}_{id} = -I_d + I_d^* \\ \dot{X}_{iq} = -I_q - K_{pv}V_{dc} + \frac{K_{pv}(K_t - K_d)}{R_L} V_b + K_{pv}(K_t - K_d)P_{CPL} \cdot \frac{1}{V_b} + K_{iv}X_v + K_{pv}V_b^* \end{cases} \quad (4)$$

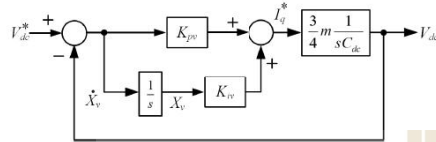


FIGURE 6. Block diagram of voltage loop control.

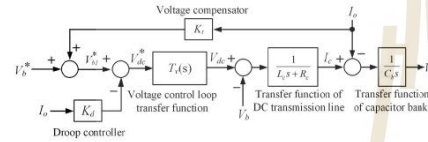


FIGURE 7. Block diagram of droop control and voltage compensation under voltage mode.

3) DROOP CONTROL AND VOLTAGE COMPENSATOR

Figure 7 depicts the block diagram of droop control and voltage compensation under voltage mode, in which the individual droop gain K_d of the droop controller is set equal to the global droop gain K_t [4]. This is because the power system investigated in this study is a single-generator/single-bus DC distribution MEA EPS. Under minimum transmission loss condition, the optimal gains K_t can be designed by using (12) and (13).

$$\begin{cases} \text{if } \frac{1}{3} \leq r \leq 1 \\ R_L \frac{1-r}{1+r} < K_t \leq \frac{R_L}{2} \left(\sqrt{1 + \frac{1}{r}} - 1 \right) \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} \text{if } r > 1 \\ 0 < K_t \leq \frac{R_L}{2} \left(\sqrt{1 + \frac{1}{r}} - 1 \right) \end{cases} \quad (13)$$

where r is the ratio between the power of the CPL (P_{CPL}) and the resistive load (P_{RL}).

For this study, $\zeta_l = 0.8$, $\zeta_v = 0.8$, $f_{ni} = 2000$ Hz, and $f_{nv} = 200$ Hz are selected to design the PI parameters of the current and voltage loops, and $P_{CPL} = 8$ kW and $P_{RL} = 7$ kW are used to calculate the K_d and K_t gain for the droop control and voltage compensation, respectively. The resulting controller parameters of MEA EPS designed using the conventional design method are shown in Table 2.

B. ATS DESIGN METHOD

The methodology for designing the MEA EPS controller parameters using the ATS design method is described in this section. The ATS algorithm is selected for the optimal design because it can ensure convergence and escape the local solution [19], [22]. The ATS algorithm will search the controller

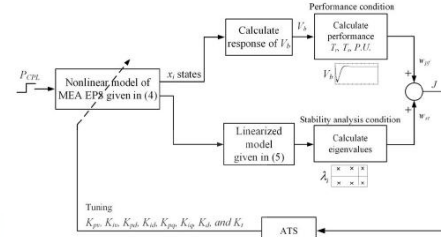


FIGURE 8. Process diagram for the optimal MEA EPS controller parameter design using the ATS design method.

parameters (K_{pd} , K_{id} , K_{pq} , K_{iq} , K_{pv} , K_{iv} , K_d , and K_t) until the optimal solution is obtained, resulting in the optimal output performance. A block diagram representing the process of optimal MEA EPS controller design by the ATS algorithm is shown in Fig. 8. To investigate system stability during the searching process, the eigenvalue theorem based on small-signal stability analysis is used as the penalty condition. The four steps of the design process are described in the remainder of this section.

Step 1: The operating range of MEA EPS is determined by defining the value of P_{CPL} . There are three conditions for setting P_{CPL} :

- Condition 1: Changing P_{CPL} from 8 kW to 10 kW;
- Condition 2: Changing P_{CPL} from 10 kW to 12 kW;
- Condition 3: Changing P_{CPL} from 12 kW to 14 kW.

For the criteria of selecting these conditions, the minimum value of P_{CPL} must be more than one-third of P_{RL} ($7 \text{ kW}/3 = 2.33 \text{ kW}$) [4] to achieve the minimum power loss. The maximum value of P_{CPL} must be less than 22 kW, which is the unstable margin of the considered system [16]. The sampling power for setting the conditions can be determined arbitrarily.

Step 2: The stability margin is assessed for all conditions in Step 1. The Jacobian matrix $A(x_0, u_0)$ of the LTI dynamic model is expressed by substituting the system parameters given in Section I and the vector controller parameters from the ATS searching process into (5). The cost value for the penalty condition or stability analysis condition (w_{st}) is determined by (14). According to (14), if the system is unstable $\text{Re}\{\lambda\} \geq 0$, w_{st} is set to 10000 to eliminate these parameters to make the system unstable. However, if the system is stable, w_{st} is set to 0.

$$\begin{aligned} & \text{if } \text{Re}\{\lambda\} \geq 0 \\ & \quad w_{st} = 10000 \\ & \quad \text{else} \\ & \quad \quad w_{st} = 0 \\ & \quad \text{end} \end{aligned} \quad (14)$$

Step 3: The V_b responses for all conditions in *Step 1* are calculated using the nonlinear model, which is expressed in (4). As in *Step 2*, the system parameters from Section I and the controller parameters randomly searched from the ATS are substituted into (4). The resulting V_b response is used to compute the cost value of the performance condition (w_{pf}) expressed by (15).

$$w_{pf} = \alpha \left(\frac{T_{r,ATS}}{T_{r,CON}} \right) + \beta \left(\frac{T_{s,ATS}}{T_{s,CON}} \right) + \gamma \left(\frac{P.U,ATS}{P.U,CON} \right) \quad (15)$$

where $T_{r,CON}$, $T_{s,CON}$, and $P.U,CON$ are the rise time, setting time, and percent undershoot of V_b response when the system is controlled using the vector controller parameters designed by the conventional design method. $T_{r,ATS}$, $T_{s,ATS}$, and $P.U,ATS$ are from the controller designed by the proposed ATS design method. The priority coefficients of T_r , T_s , and $P.U.$ are α , β , and γ , respectively, which are set to 0.33, 0.33, and 0.34, respectively. The sum of these coefficients must always be equal to 1.

Step 4: The stability analysis results and V_b response performances are assessed on the basis of cost value J calculated by (16). The ATS algorithm iteratively tunes the controller parameters K_{pd} , K_{id} , K_{pq} , K_{iq} , K_{pv} , K_{iv} , K_d , and K_t until J is minimized, indicating that the optimal V_b response performance is obtained with stable operation. The ATS parameters, i.e., initial number neighbor, number neighbor, radius, decreasing factor, and round, are set to 20, 40, 0.3, 1.4, and 50, respectively. The setting values of these parameters can be derived from a trial-and-error test under the condition of minimization of J . As for the defining boundary, the setting procedure is based on the conventional design: the upper and lower limits are, respectively, set to be 1.8 and 0.2 times the value of the controller parameters designed by the conventional design method. The resulting upper and lower limits of K_{pd} , K_{id} , K_{pq} , K_{iq} , K_{pv} , K_{iv} , K_d , and K_t are set to $[-3.5810, -0.3979]$, $[-3126.6906, -28140.2161]$, $[-3.5810, -0.3979]$, $[-3126.6906, -28140.2161]$, $[0.7149, 6.4340]$, $[561.4708, 5053.2375]$, $[0.012, 0.108]$, and $[0.012, 0.108]$, respectively.

$$J = \sum_{i=1}^n w_{pf,i} + w_{st,i} \quad (16)$$

where n is the number of operating conditions. It is set to 3 on the basis of Step 1.

The resulting controller parameters with their cost values represented by J and the convergence of J value are given in Table 2 and Fig. 9, respectively. Unlike the conventional design method, the ATS design method can provide the optimal DC bus voltage response (V_b). Figure 10 presents the theoretical stability analysis results when the ATS algorithm is used for the searching process. This figure shows that all solutions from the ATS algorithm can be confirmed for stable operation during the searching process. To verify

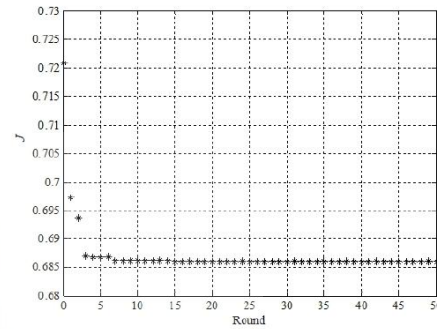


FIGURE 9. Convergence of J value from ATS design method.

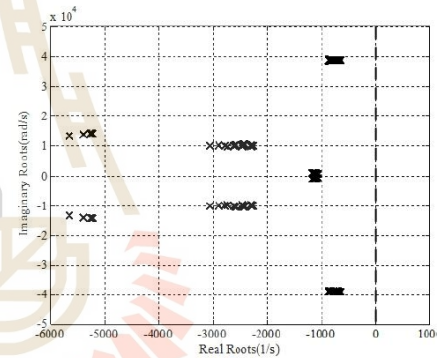


FIGURE 10. Dominant eigenvalue plot for the MEA EPS with the controllers designed using the ATS algorithm.

the proposed optimal design method, simulations using the MATLAB topology model and HIL technique are presented in Section V.

V. VERIFICATION BY MATLAB AND HIL SIMULATIONS

The proposed ATS design method can provide the optimal DC bus voltage response under stable operation conditions. In this section, the effectiveness of the controller designed using the ATS design method is validated through intensive time-domain simulations using MATLAB and HIL. For the HIL setup, Fig. 11 shows the connection between TMDSDOCK28335 board and the SimPowerSystem® in MATLAB. The MEA EPS controllers designed using the conventional and the ATS design methods are digitally embedded in a TMDSDOCK28335 board, and the remaining elements, depicted in Fig. 1, are contained in MATLAB. The V_b

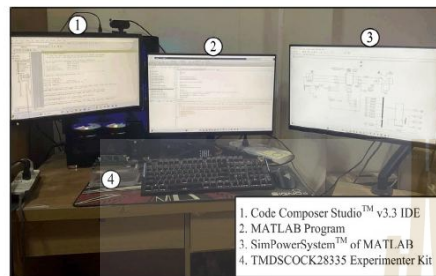


FIGURE 11. Connection between TMSDOCK28335 board and the SimPowerSystem in MATLAB.

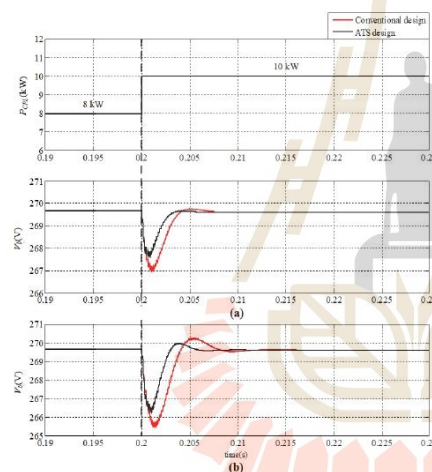


FIGURE 12. The resulting V_b waveforms under the condition of P_{CPL} changing from 8 to 10 kW. (a) MATLAB simulation results. (b) HIL simulation results.

waveforms corresponding to the conditions of changing P_{CPL} from 8 kW to 10 kW, from 10 kW to 12 kW, and from 12 kW to 14 kW are shown in Figs. 12, 13, and 14, respectively. Focusing on the transient responses, MATLAB and HIL simulations confirmed that the output performance of MEA EPS controllers designed by the proposed ATS design method is superior to that of MEA EPS controllers designed by the conventional design method in terms of rise time, setting time, and percent undershoot.

Overall, good agreement is observed among the theoretical results, MATLAB simulation results, and HIL simulation results under all three P_{CPL} variation conditions. Using the MEA EPS control system designed by the proposed ATS design method, the system operates stably and produces the optimal V_b response.

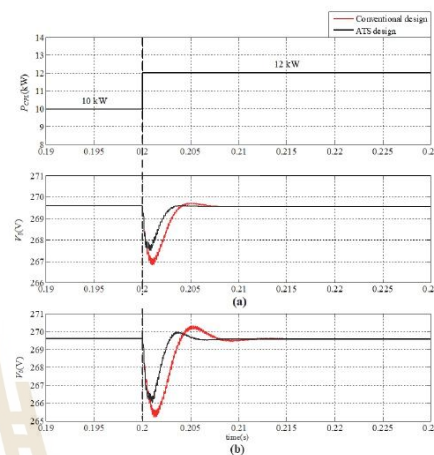


FIGURE 13. The resulting V_b waveforms under the condition of P_{CPL} changing from 10 to 12 kW. (a) MATLAB simulation results. (b) HIL simulation results.

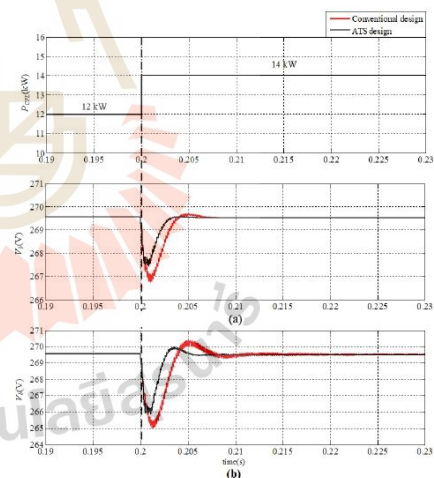


FIGURE 14. The resulting V_b waveforms under the condition of P_{CPL} changing from 12 to 14 kW. (a) MATLAB simulation results. (b) HIL simulation results.

VI. CONCLUSION

In this study, the ATS algorithm is applied to design controllers for the DC EPS of MEA. A modeling technique based on DQ transformation is applied to establish the state-variables-averaging model. The resulting nonlinear model can rapidly and accurately simulate the dynamic response to

evaluate DC bus voltage waveform (V_b) performance. For stability analysis during the design process, all eigenvalues are iteratively computed via the LTI dynamic model using a stability analysis technique based on the eigenvalue theorem. The results explicitly demonstrate that the MEA EPS under study maintains a stable state when the load conditions vary. The V_b response performance of the EPS is better with the controllers designed by the ATS design method than with the controllers designed using the conventional design method. These conclusions are validated by good agreement among the results of theoretical analysis, MATLAB simulations, and HIL simulations. Although the proposed algorithm can perform better than the conventional approach, it requires extra time for the search process. Furthermore, the proposed design method can aid in the controller design of other power systems such as bidirectional AC–DC inverters in electric vehicles and bidirectional voltage source converters in DC microgrid systems. In addition, instead of the proposed ATS algorithm, other AI algorithms, such as artificial bee colony, ant colony optimization, and flower pollination algorithms, can be used to design controllers by following the methodology used in this study. However, a drawback of the proposed technique is that if MEA EPS parameters or their operating points are varied, the controller parameters obtained from the ATS algorithm must be designed again following the process diagram shown in Fig. 8.

APPENDIX

The details of δx , δu , δy , A, B, C, and D are can be expressed as follow:

$$\begin{aligned}\delta x &= [\delta I_d \ \delta I_q \ \delta V_{dc} \ \delta I_c \ \delta V_b \ \delta X_v \ \delta X_{id} \ \delta X_{iq}]^T \\ \delta u &= [\delta I_d^* \ \delta V_b^* \ \delta P_{CPL}]^T \\ \delta y &= [\delta V_{dc} \ \delta I_c \ \delta V_b]^T\end{aligned}$$

$$a(2, 5) = -\frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)}{L_q R_L} + \frac{K_{pv}K_{pq}P_{CPL}(K_t - K_d)}{L_q V_{b,0}^2}$$

$$a(3, 1) = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} (-2K_{pd}I_{d,0} + K_{id}X_{id,0} + K_{pd}I_d^*)$$

$$a(3, 2)$$

$$= \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} (-2K_{pq}I_{q,0} + \omega_e \phi_m - K_{pv}K_{pq}V_{dc,0} + K_{pv}K_{pq}V_b^* + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)V_{b,0}}{R_L} + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)P_{CPL}}{V_{b,0}} + K_{iq}X_{iq,0})$$

$$a(3, 3)$$

$$= \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}^2} (-K_{pd}I_{d,0}^2 + K_{id}I_{d,0}X_{id,0} + K_{pd}I_{d,0}I_d^* - K_{pq}I_{q,0}^2 + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)I_{q,0}V_{b,0}}{R_L} + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)P_{CPL}I_{q,0}}{V_{b,0}} + \omega_e \phi_m I_{q,0} + K_{iv}K_{pq}I_{q,0}X_{v,0} + K_{iq}I_{q,0}X_{iq,0} + K_{pv}K_{pq}I_{q,0}V_b^*)$$

$$a(3, 5)$$

$$= \frac{3K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}R_L} - \frac{3K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)P_{CPL}I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}V_{b,0}^2}$$

$$a(8, 5)$$

$$= \frac{K_{pv}(K_t - K_d)}{R_L} - \frac{K_{pv}(K_t - K_d)P_{CPL}}{V_{b,0}^2}$$

$$B(x_0, u_0) = \begin{bmatrix} -\frac{K_{pd}}{L_d} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{K_{pv}K_{pq}}{L_q} & -\frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)}{L_q V_{b,0}} \\ \frac{3K_{pd}I_{d,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & \frac{3K_{pv}K_{pq}I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & \frac{3K_{pv}K_{pq}I_{q,0}(K_t - K_d)}{2C_{dc}V_{dc,0}V_{b,0}} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{C_b V_{b,0}} \\ 0 & 1 & \frac{K_t - K_d}{V_{b,0}} \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & K_{pv} & \frac{K_{pv}(K_t - K_d)}{V_{b,0}} \end{bmatrix}_{8 \times 3}$$

$$C(x_0, u_0) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{3 \times 8}$$

$$A(x_0, u_0) = \begin{bmatrix} \frac{K_{pd} - R_t}{L_d} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{K_{id}}{L_d} & 0 \\ 0 & \frac{K_{pq} - R_s}{L_q} & \frac{K_{pv}K_{pq}}{L_q} & 0 & a(2, 5) & -\frac{K_{iv}K_{pq}}{L_q} & 0 & -\frac{K_{iq}}{L_q} \\ a(3, 1) & a(3, 2) & a(3, 3) & -\frac{1}{C_{dc}} & a(3, 5) & \frac{3K_{iv}K_{pq}I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & \frac{3K_{id}I_{d,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & \frac{3K_{iq}I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} \\ 0 & 0 & \frac{1}{L_c} & -\frac{R_c}{L_c} & -\frac{1}{L_c} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{C_b} & -\frac{1}{R_t C_b} + \frac{P_{CPL}}{C_b V_{b,0}^2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & \frac{K_t - K_d}{R_t} - \frac{(K_t - K_d)P_{CPL}}{V_{b,0}^2} & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & -K_{pv} & 0 & a(8, 5) & K_{iv} & 0 & 0 \end{bmatrix}_{8 \times 8}$$

$$\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{3 \times 3}$$

REFERENCES

- [1] K.-N. Areerak, T. Wu, S. V. Bozhko, G. M. Asher, and D. W. P. Thomas, "Aircraft power system stability study including effect of voltage control and actuators dynamic," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 47, no. 4, pp. 2574–2589, Oct. 2011.
- [2] K. Areerak, S. V. Bozhko, G. M. Asher, L. De Lillo, and D. W. P. Thomas, "Stability study for a hybrid AC-DC more-electric aircraft power system," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 48, no. 1, pp. 329–347, Jan. 2012.
- [3] P. Wheeler and S. Bozhko, "The more electric aircraft: Technology and challenges," *IEEE Electr. Mag.*, vol. 2, no. 4, pp. 6–12, Dec. 2014.
- [4] F. Gao, S. Bozhko, G. Asher, P. Wheeler, and C. Patel, "An improved voltage compensation approach in a droop-controlled DC power system for the more electric aircraft," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 31, no. 10, pp. 7369–7383, Oct. 2016.
- [5] A. Barzkar and M. Ghassemi, "Electric power systems in more and all electric aircraft: A review," *IEEE Access*, vol. 8, pp. 169314–169332, 2020.
- [6] A. Suyapan, K. Areerak, S. Bozhko, S. S. Yeoh, and K. Areerak, "Adaptive stabilization of a permanent magnet synchronous generator-based DC electrical power system in more electric aircraft," *IEEE Trans. Transport. Electrification*, vol. 7, no. 4, pp. 2965–2975, Dec. 2021.
- [7] T. Narongrit, K.-N. Areerak, and K.-L. Areerak, "Design of an active power filter using adaptive Tabu search," in *Proc. 8th WSEAS Int. Conf. Artif. Intell.*, Feb. 2009, pp. 314–318.
- [8] T. Narongrit, K.-N. Areerak, and K.-L. Areerak, "Design of an active power filter using genetic algorithm technique," in *Proc. 9th WSEAS Int. Conf. Artif. Intell.*, Jan. 2010, pp. 46–50.
- [9] K. Rojanaworahiran and K. Chayakulkheeree, "Real and reactive powers decomposition optimal power flow using particle swarm optimization," in *Proc. Int. Conf. Power. Energy Innov. (ICPEI)*, Oct. 2019, pp. 78–81.
- [10] J. Soares, T. Sousa, Z. A. Vale, H. Morais, and P. Faria, "Ant colony search algorithm for the optimal power flow problem," in *Proc. IEEE Power Energy Soc. Gen. Meeting*, Jul. 2011, pp. 1–8.
- [11] L. Wang, X. Zhang, and X. Zhang, "Antenna array design by artificial bee colony algorithm with similarity induced search method," *IEEE Trans. Magn.*, vol. 55, no. 6, pp. 1–4, Jun. 2019.
- [12] R. Phosung, K. Areerak, T. Sopapim, and K. Areerak, "Design and optimization of instability mitigation for AC-DC feeder systems with constant power loads using artificial intelligence techniques," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 37, no. 5, pp. 5385–5397, May 2022.
- [13] A. Emadi, "Modeling of power electronic loads in AC distribution systems using the generalized state-space averaging method," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 51, no. 5, pp. 992–1000, Oct. 2004.
- [14] A. Emadi, "Modeling and analysis of multiconverter DC power electronic systems using the generalized state-space averaging method," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 51, no. 3, pp. 661–668, Jun. 2004.
- [15] J. Pakdeeto, K. Areerak, S. Bozhko, and K. Areerak, "Stabilization of DC MicroGrid systems using the loop-cancellation technique," *IEEE J. Emerg. Sel. Topics Power Electron.*, vol. 9, no. 3, pp. 2652–2663, Jun. 2021.
- [16] R. Phosung, K. Areerak, and K. Areerak, "Modeling and stability assessment of permanent magnet machine-based DC electrical power system in more electric aircraft," *Elect. Eng.*, vol. 105, pp. 3175–3190, Jun. 2023.
- [17] A. Uan-Zo-li, R. P. Burgos, F. Lacaux, F. Wang, and D. Boroyevich, "Assessment of multipulse converter average models for stability studies using a quasistationary small-signal technique," in *Proc. 4th Int. Power Electron. Motion Control Conf.*, Aug. 2004, pp. 1654–1658.
- [18] K. Areerak, T. Sopapim, S. Bozhko, C. I. Hill, A. Suyapan, and K. Areerak, "Adaptive stabilization of uncontrolled rectifier based AC-DC power systems feeding constant power loads," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 33, no. 10, pp. 8927–8935, Oct. 2018.
- [19] D. Puangdownreong, K.-N. Areerak, S. Sujitorn, and T. Kulworawanichpong, "Convergence analysis of adaptive Tabu search," *Int. J. Sci. Asia*, vol. 30, no. 2, pp. 183–190, Jul. 2009.
- [20] *Aircraft Electric Power Characteristic*, Standard MIL-STD-704F, 2004. [Online]. Available: <http://www.dodssp.daps.mil/>
- [21] T. Sopapim, K.-N. Areerak, K.-L. Areerak, and A. Srikaew, "The application of adaptive Tabu search algorithm and averaging model to the optimal controller design of buck converters," *Int. J. Elect. Comput. Eng.*, vol. 5, no. 12, pp. 1707–1713, Dec. 2011.
- [22] J. Pakdeeto, R. Chanpittayagit, K. Areerak, and K. Areerak, "The optimal controller design of buck-boost converter by using adaptive Tabu search algorithm based on state-space averaging model," *J. Electr. Eng. Technol.*, vol. 12, no. 3, pp. 1146–1155, May 2017.



RATAPON PHOSUNG received the B.Eng. (Hons.) and M.Eng. degrees in electrical engineering from the Suranaree University of Technology (SUT), Nakhon Ratchasima, Thailand, in 2018 and 2021, respectively. He is currently pursuing the Ph.D. degree in electrical engineering. From 2021 to 2022, he was a Researcher with the Institute of Research and Development, SUT. His main research interests include system identifications, artificial intelligence applications, stability analysis of power systems with constant power loads, modeling and control of power electronic-based systems, and control theory.



KONGPAN AREERAK (Member, IEEE) received the B.Eng. and M.Eng. degrees in electrical engineering from the Suranaree University of Technology (SUT), Nakhon Ratchasima, Thailand, in 2000 and 2001, respectively, and the Ph.D. degree in electrical engineering from the University of Nottingham, Nottingham, U.K., in 2009. In 2002, he was a Lecturer with the Electrical and Electronic Department, Rangsit University, Thailand. Since 2003, he has been a Lecturer with the School of Electrical Engineering, SUT. He was an Associate Professor of electrical engineering, in 2015. His research interests include system identifications, artificial intelligence applications, stability analysis of power systems with constant power loads, modeling and control of power electronic based systems, and control theory.



KONGPOL AREERAK (Member, IEEE) received the B.Eng., M.Eng., and Ph.D. degrees in electrical engineering from the Suranaree University of Technology (SUT), Thailand, in 2000, 2003, and 2007, respectively. Since 2007, he has been a Lecturer and the Head of the Power Quality Research Unit (PQRU), School of Electrical Engineering, SUT. He was an Associate Professor of electrical engineering, in 2015. His research interests include active power filter, harmonic elimination, AI application, motor drive, and intelligence control systems.

RESEARCH ARTICLE

Improvement in the Stability of DC Electrical Power Distribution Systems in More Electric Aircraft

RATAPON PHOSUNG[✉], KONGPAN AREERAK[✉], (Member, IEEE),
AND KONGPOL AREERAK[✉], (Member, IEEE)

School of Electrical Engineering, Institute of Engineering, Suranaree University of Technology, Nakhon Ratchasima 30000, Thailand

Corresponding author: Kongpan Areerak (kongpan@sut.ac.th)

This work was supported in part by the National Research Council of Thailand (NRCT) under Contact N41A661128, in part by the Royal Golden Jubilee Ph.D. Program (RGJ), and in part by the Suranaree University of Technology (SUT).

ABSTRACT The number of power converters that act as constant power loads (CPLs) has increased continuously with the penetration of power electronic technology in more electric aircraft (MEA). The negative impedance of CPLs can drastically degrade overall stability, resulting in system instability and poor output performance. Herein, stabilization gain based on loop cancellation is introduced to stabilize the electrical power system (EPS) of MEA. After applying the proposed stabilization, the MEA EPS can return to a stable state and operate at high-power levels until the rated power is achieved. A robust analysis is also performed to ensure that the MEA system with the proposed stabilization technique remains stable under all operating conditions despite changes in parameters. Moreover, the voltage response of DC buses can adhere to the MIL-STD-704F standard. Intensive time-domain and hardware-in-the-loop simulations are used to verify the effectiveness of the proposed stabilization technique.

INDEX TERMS More electric aircraft (MEA), loop cancellation, active stabilization technique, stability review.

I. INTRODUCTION

More electric aircraft (MEA) technology is universally acknowledged as a crucial solution for minimizing gas emissions, optimizing global aircraft performance, increasing flight reliability levels, improving power regulation efficiency, and reducing maintenance and operating costs [1], [2], [3], [4], [5], [6]. Wing ice protection, flight control actuation, and fuel pumping systems are traditionally pneumatic, hydraulic, and mechanical systems in conventional aircraft that have been completely or partially replaced by electric systems in MEA architecture. In MEA systems, stability issues are important because most electrical power system (EPS) components are power electronic converters with feedback control loops that behave as constant power

loads (CPLs) [7], [8], [9]. These CPLs can directly degrade system damping, resulting in global system damage and poor output performance. In previous research, stability assessments based on the state variable-averaging model with the eigenvalue theorem [1], [2], [6], [10], [11], [12], [13], Middlebrook's criteria [14], [15], and phase-plane analysis [6], [10], [13] have been proposed to predict unstable points and study the influence of parameter variation in terms of stability. However, if an instability margin occurs before the expected power level is reached, prediction results cannot guarantee stable system operation until the rated power is achieved. In this case, instability mitigation or stabilization is a major solution for extending the system's operating range.

Stabilization techniques can be categorized into two types. The first is passive stabilization [16], [17], which is a simple approach in terms of design and practical implementation.

The associate editor coordinating the review of this manuscript and approving it for publication was Tariq Masood[✉].

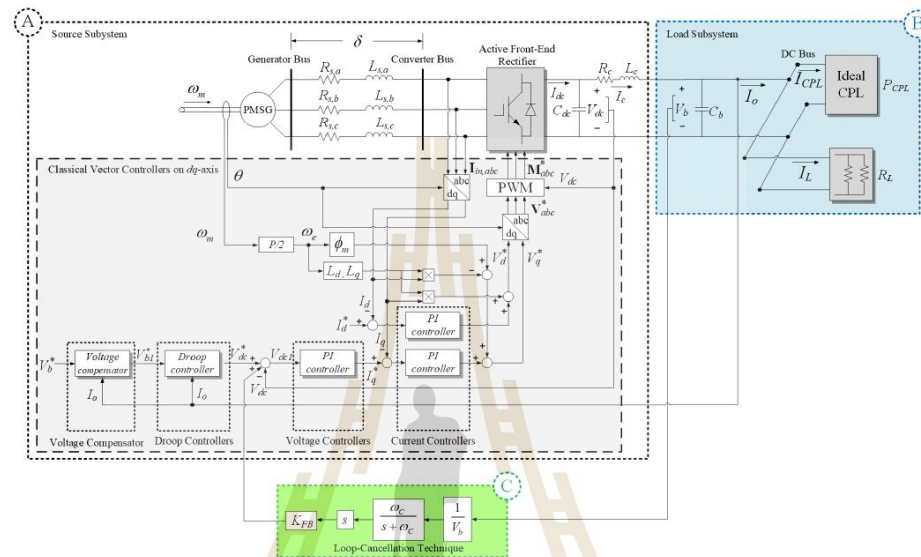


FIGURE 1. Configuration of the considered system in MEA.

Passive devices, e.g., resistors, resistors with inductors, and resistors with capacitors, are installed into systems to increase overall system damping. The drawbacks of the passive approach are its effects on global system size, price, weight, and loss. Therefore, the second type of stabilization, namely active stabilization [18], [19], was introduced. In this technique, the virtual impedance established via control loop structure modification was used for instability mitigation instead of additional components. Active stabilization can provide higher effectiveness and reliability than passive stabilization. Active stabilization of electrical power systems can be classified into three methods. The first is active stabilization from the load (CPL) side [12], [19], [21], [22], [23], [24], [25], wherein the control loop on the load side is modified to compensate for the instability effect of CPL. The disadvantage of this technique is that load performance is considerably reduced. The second method involves eliminating destabilizing effects by installing external circuits between the source and load subsystems [10], [20]. It is suitable for applications with a feeder side that consists of non-switched converters, such as single- and three-phase diode rectifiers. Its drawback is that it increases complexity, costs, and losses. The third method, namely, active stabilization on the source side [26], [27], [28], [29], is the best choice if load dynamics and entire system performance are of concern and crucial. This method can be specifically applied to switched

converters, e.g., bidirectional voltage source converters in DC microgrid systems, three-phase rectifiers in electric railway systems, and bidirectional DC–DC converters in electric vehicles. In this technique, the compensation signal was generated and used to modify the control structure. Only the resulting signal is injected into the control loop of the feeder side.

Based on the literature on the stabilization approach, this paper focuses on the active approach at the source side using loop cancellation [6], [10], [11], [27] because its study system is a single-generator/single-bus DC distribution MEA that includes an active front-end (AFE) rectifier. Herein, instability mitigation can be easily implemented in microcontrollers by coding a program and installing a voltage sensor. Consequently, external components are not required, and the existing load performance is still achieved. Moreover, the essential capability of loop cancellation is that it can completely eliminate the destabilizing effect of CPLs. Therefore, the system can operate at high-power levels until the rated power is achieved. A simplified technique based on the averaging mathematical model was presented to design the gain of the loop cancellation approach. After the proposed stabilization is applied, the system becomes constantly stable, and the DC bus voltage response (V_b) adheres to the MIL-STD-704F standard [30]. Intensive MATLAB simulations and hardware-in-the-loop (HIL) were

used to validate the proposed stabilization method. Good agreement among theoretical, simulation, and HIL was obtained.

The main contributions of this article are as follows:

- A simple technique based on the averaging model for designing stabilization gain to eliminate the unstable effect is presented.
- Robustness analysis was performed to demonstrate that parameter variations did not affect the stabilization results when the proposed method was applied to MEA EPS.
- The proposed design concepts for instability mitigation in MEA are intensively verified by using HIL simulation.

The rest of this article is organized as follows: The MEA EPS with a single-generator/single-bus DC distribution and the effect of CPLs on system stability are introduced in Section II. In Section III, the principle of loop cancelation for eliminating the CPL effect in MEA EPS is described. An explanation of the design of the compensated gain of the cancelation loop, mathematical model derivation, small-signal stability analysis based on the eigenvalue theorem with participation factor analysis, and large-signal stability analysis using phase-plane analysis are described in Section III. The verification of the theoretical analysis using MATLAB and HIL simulations is presented in Section IV. Finally, the advantages and benefits of the appropriate gain design are discussed and concluded in Section V.

II. MEA EPS WITH THE DESTABILIZING EFFECT OF CPLS

The representative DC distribution MEA EPS shown in Fig. 1 consists of three parts. The first part (A) is called the source subsystem, which contains the connection of a permanent magnet synchronous generator (PMSG) with its parasitic parameters $R_{s,abc}$ and $L_{s,abc}$ with a DC transmission line (represented by R_c and L_c) via an AFE rectifier. This AFE is used to convert AC power (generated by PMSG) into DC power to provide the MEA loads in Part B. The smooth output voltage of the AFE rectifier (V_{dc}) can be achieved using the DC link C_{dc} . The control scheme used in the AFE rectifier is illustrated in the gray area in Fig. 1. The classical vector controllers on dq -axis were applied, wherein the reference current (I_d^*) is set as 0 A to enable the PMSG in full-flux operation mode by using the current controller on the d -axis. The current controller on the q -axis and voltage controller are used to control the voltage of the DC link capacitor (V_{dc}) and DC bus voltage (V_b) to be equal to 250–280 V (defined by the MIL-STD704F standard) by setting the nominal voltage (V_b^*) as 270 V. The desired power and current sharing for MEA EPS loads is provided by the droop controller under voltage mode. However, when droop control is applied in traditional aircraft [4], [6], a massive voltage drop occurs, resulting in unacceptable V_{dc} and V_b in certain applications. Consequently, voltage-regulation issues are important

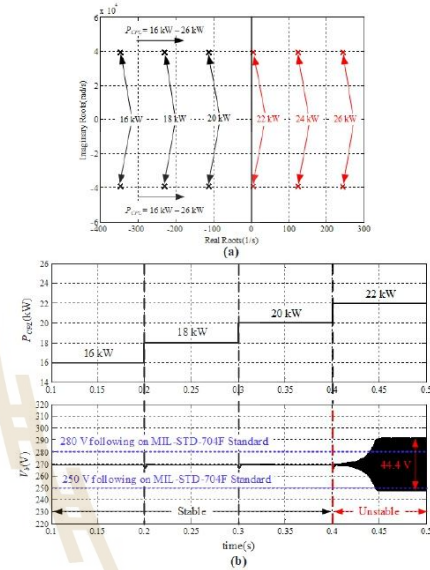


FIGURE 2. Stability prediction results of MEA EPS without the proposed mitigation technique. (a) Analytical results. (b) Simulation results.

and must be addressed. In this study, a voltage compensator, which was widely applied in modern MEA EPSs, is used to mitigate voltage drop issues and minimize power loss [4], [13], [31]. All controllers of the AFE rectifier were designed via the classical approach [13], [31]. In the second part (B), i.e., the load subsystem, depicted in blue areas, consists of a bus capacitor (represented by C_b); resistive loads or a wing deicing system (represented by R_L); and an ideal CPL associated with the active control of power electronic circuits, such as power converters under voltage mode control and electric motor drive under speed mode control. The rated power of R_L ($P_{RL, rated}$) and CPL ($P_{CPL, rated}$) are set as 7 and 38 kW, respectively. This situation indicates that the rated power of the considered system (P_{rated}) is equal to 45 kW ($P_{RL, rated} + P_{CPL, rated}$). The third part (C), namely, loop cancelation, is further explained in Section III. The system parameters of Fig. 1 are given in Appendix A.

In the case without loop cancelation (third [C] part), CPLs can directly degrade system stability. A stability study is, therefore, essential. In this study, the PMSG and AFE models are mathematically analyzed to provide the time-invariant mathematical model of the entire system. The resulting model is suitable for stability studies. The dominant eigenvalue plot and simulation result of system in Fig. 1 without the

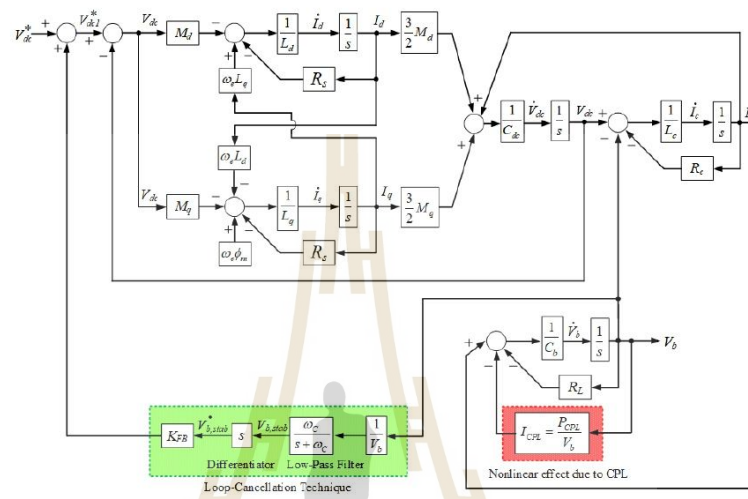


FIGURE 3. Loop cancellation applied to MEA EPS.

stabilization technique are obtained on the basis of the procedure in [13] and are shown in Fig. 2.

The analytical results in Fig. 2(a) show that the CPL's behavior can destabilize the system at the CPL power level (P_{CPL}) of 22 kW. Fig. 2(b) depicts the validation of Fig. 2(a) using MATLAB simulation. As can be observed from Fig. 2, the unstable point of MEA EPS occurs before P_{rated} (45kW). Therefore, stabilization approaches are necessary as explained in the next section.

III. ACTIVE STABILIZATION WITH LOOP CANCELATION

Fig. 3 shows that active stabilization at the feeder side using loop cancellation was applied to mitigate the instability issue in the MEA EPS. As a result, the considered system can operate until the rated power is achieved under a stable condition wherein the rated power of the considered system is equal to 45kW. Moreover, the application of the loop-cancellation technique to AFE rectifier-based AC-DC converters does not require passive devices or external circuits. Given that only a voltage sensor is added to the system to detect V_b , the size, weight, price, and power loss of the overall system are unaffected when loop cancellation is applied.

In the block diagram of the MEA EPS with the proposed stabilization approach (Fig. 3), the effect of CPLs that can reduce system damping is represented by the term (P_{CPL}/V_b) in the red area. The proposed mitigation technique was initiated by detecting the inverted voltage across the capacitor bank ($1/V_b$). This inverted voltage is

then fed through a low-pass filter ($s/(s+\omega_c)$) to provide a stabilization signal ($V_{b,stab}$). The slope of the stabilization signal ($V_{b,stab}$) can be obtained using a derivative term (s). Subsequently, the resulting slope is multiplied by feedback gain (K_{FB}) and directly injected into the voltage control loop to generate the new voltage reference V_{dc1}^* as calculated by

$$\begin{cases} V_{dc1}^* = V_{dc}^* + K_{FB}s V_{b,stab} \\ V_{dc1}^* = V_{dc}^* + K_{FB}s \frac{\omega_c}{s + \omega_c} \cdot \left(\frac{1}{V_b} \right) \end{cases} \quad (1)$$

where ω_c is the cutoff frequency (rad/s) at which ω_c is designed to be 1.25 times the resonance frequency ($1.25\omega_r$). ω_r can be calculated by using (2):

$$\omega_r = \frac{1}{\sqrt{L_c C_b}} \quad (2)$$

The K_{FB} gain can be adjusted to obtain the appropriate value for eliminating the instability effect of CPLs. The K_{FB} gain, depending on the power level of CPL, can be designed using a dynamic model with stability analysis. In this study, the averaging mathematical model of the MEA EPS shown in Fig. 1 can be derived by applying the DQ modeling approach. The MEA EPS without closed-loop control is first considered for the initiation of model derivation. The DQ approach was used to analyze the PMSG and eliminate the switching action of the IGBT module in the AFE rectifier.

As a result, the dynamic model can be expressed as (3).

$$\begin{cases} \dot{I}_d = -\frac{R_s}{L_d} I_d + \omega_e I_q - \frac{M_d}{L_d} V_{dc} \\ \dot{I}_q = -\omega_e I_d - \frac{R_s}{L_q} I_q - \frac{M_q}{L_q} V_{dc} + \frac{\omega_e \phi_m}{L_q} \\ \dot{V}_{dc} = \frac{3M_d}{2C_{dc}} I_d + \frac{3M_q}{2C_{dc}} I_q - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\ \dot{I}_c = \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \\ \dot{V}_b = \frac{1}{C_b} I_c - \frac{1}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b V_b} \end{cases} \quad (3)$$

where M_d and M_q are the time-invariant switching functions of the IGBT module on the dq axis. Additional details on how to derive the MEA EPS model using the DQ method can be found in [13].

As shown by (3), the model is time-invariant after derivation. However, the model of (3) can describe system behavior under open-loop control. For closed-loop control, Fig. 4 shows the schematic of classical vector control on the dq -axis (gray area) with loop cancellation (green area), wherein new state variables, i.e., X_{id} , X_{iq} , X_v , and V_{stab} , are considered in the model. The new variables X_{id} , X_{iq} , X_v , and V_{stab} are related to the I_d , I_q , V_{dc} control and mitigation loops. Analyzing the structure in Fig. 4 using basic circuit theory yields the control signals (Z_d^* and Z_q^*) and the reference modulation index on the dq -axis (M_d^* and M_q^*) given in (4) and (5), respectively.

$$\begin{cases} Z_d^* = -K_{pd} I_d + K_{id} X_{id} + K_{pd} I_d^* \\ Z_q^* = -K_{pq} I_q - K_{pv} K_{pq} V_{dc} + K_{iv} K_{pq} X_v \\ \quad + K_{iq} X_{iq} + K_{pv} K_{pq} V_b^* + \frac{K_{pv} K_{pq} (K_t - K_d) V_b}{R_L} \\ \quad + \frac{K_{pv} K_{pq} P_{CPL} (K_t - K_d)}{R_L} + \frac{K_{pv} K_{pq} (K_t - K_d) V_b}{R_L} \\ \quad + \frac{K_{pv} K_{pq} P_{CPL} (K_t - K_d)}{R_L} - K_{pv} K_{pq} K_{FB} \omega_c V_{b,stab} \\ \quad + K_{pv} K_{pq} K_{FB} \frac{\omega_c}{V_b} \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} M_d^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) (Z_d^* + \omega_e L_q I_q) \\ M_q^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) (Z_q^* - \omega_e L_d I_d + \omega_e \phi_m) \end{cases} \quad (5)$$

The switching functions M_d and M_q in (3) can be replaced with the reference modulation indices M_d^* and M_q^* in (5). The nonlinear time-invariant model of the closed-loop MEA EPS with loop cancellation can be expressed as (6).

However, a linearized model is also required for stability studies based on the small-signal stability technique. Therefore, the first-order term of the Taylor series expansion was used to derive the linearized state-space model. As a result, the set of differential equations suitable for

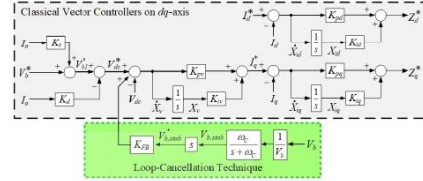


FIGURE 4. Schematic of the employed controllers with the cancellation loop.

small-signal stability analysis can be expressed as (7).

$$\begin{cases} \dot{I}_d = \frac{(K_{pd} - R_s)}{L_d} I_d - \frac{K_{id}}{L_d} X_{id} - \frac{K_{pd}}{L_d} I_d^* \\ \dot{I}_q = \frac{(K_{pd} - R_s)}{L_q} I_q + \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} V_{dc} - \frac{K_{pv} K_{pq} (K_t - K_d)}{L_q} V_b \\ \quad - \frac{K_{iq}}{L_q} X_{iq} - \frac{K_{pv} K_{pq} P_{CPL} (K_t - K_d)}{L_q} \frac{1}{V_b} - \frac{K_{iv} K_{pq}}{L_q} X_v \\ \quad - \frac{K_{pv} K_{pq} K_{FB} \omega_c}{L_q} \frac{1}{V_b} + \frac{K_{pv} K_{pq} K_{FB} \omega_c}{L_q} V_{b,stab} \\ \quad - \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} V_b^* \\ \dot{V}_{dc} = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc}} \cdot \left[K_{pd} I_d^2 + K_{id} I_d X_{id} + K_{pd} I_d I_d^* - K_{pq} I_q^2 \right. \\ \quad + \omega_e \phi_m I_q - K_{pv} K_{pq} I_q V_{dc} + \frac{K_{pv} K_{pq} (K_t - K_d)}{R_L} I_q V_b \\ \quad + \frac{K_{pv} K_{pq} P_{CPL} (K_t - K_d)}{R_L} \cdot \frac{I_q}{V_b} + K_{iv} K_{pq} I_q X_v \\ \quad + K_{iq} I_q X_{iq} + K_{pv} K_{pq} K_{FB} \omega_c \frac{I_q}{V_b} \\ \quad \left. - K_{pv} K_{pq} K_{FB} \omega_c I_q V_{b,stab} + K_{pv} K_{pq} I_q V_b^* \right] \\ \quad - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\ \dot{I}_c = \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \\ \dot{V}_b = \frac{1}{C_b} I_c - \frac{1}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b} \frac{1}{V_b} \\ \dot{X}_v = -V_{dc} + \frac{(K_t - K_d)}{R_L} V_b + (K_t - K_d) P_{CPL} \frac{1}{V_b} \\ \quad + K_{FB} \omega_c \frac{1}{V_b} - K_{FB} \omega_c V_{b,stab} + V_b^* \\ \dot{X}_{id} = -I_d + I_d^* \\ \dot{X}_{iq} = -I_q - K_{pv} V_{dc} + \frac{K_{pv} (K_t - K_d)}{R_L} V_b \\ \quad + K_{pv} (K_t - K_d) P_{CPL} \cdot \frac{1}{V_b} + K_{pv} K_{FB} \omega_c \frac{1}{V_b} \\ \quad - K_{pv} K_{FB} \omega_c V_{b,stab} + K_{iv} X_v + K_{pv} V_b^* \\ \dot{V}_{b,stab} = \frac{\omega_c}{V_b} - \omega_c V_{b,stab} \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} \delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{x} + \mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{u} \\ \delta \dot{\mathbf{y}} = \mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{x} + \mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{u} \end{cases} \quad (7)$$

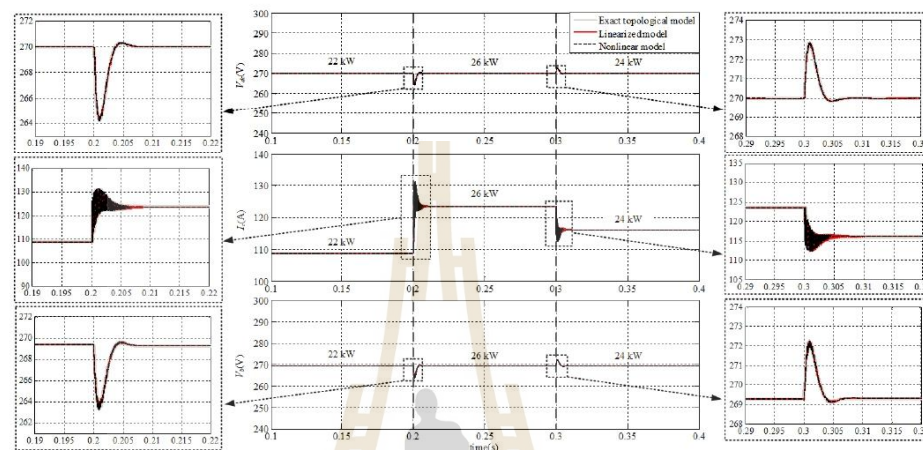


FIGURE 5. Validation of the proposed model established through the DQ approach.

where matrices A, B, C, and D are the Jacobian matrices of the MEA EPS in the general form depending on the system operation point. The details of A, B, C, and D can be found in Appendix B.

As shown in Appendix A, intensive MATLAB time-domain simulations using system parameters with $\omega_c = 39528.47$ rad/s and $K_{FB} = 1$ are performed to validate the nonlinear model in (6) and linearized model in (7). The CPL changes from 22 kW to 26 and 24 kW at the time instants of 0.2 and 0.3 s, respectively. Fig. 5 shows that both models can provide the correct transient and steady-state responses. Therefore, the derived models can be used to design the K_{FB} value. The mitigated system is expected to be stable when it reaches the rated power of CPLs without encountering instability or operation issues. The method for designing the suitable K_{FB} is described below.

A. DESIGN OF APPROPRIATE K_{FB} GAIN

The design of the appropriate K_{FB} gain based on the mathematical model of the MEA EPS with loop cancellation is introduced in this section. Stability assessment techniques, namely, small-signal stability analysis using the eigenvalue theorem, a modal analysis technique called participation factor analysis, and large-signal stability analysis via phase-plane analysis, are performed to provide a sufficiently small K_{FB} for instability mitigation at the full power of CPLs. Fig. 6 shows the dominant eigenvalue plot obtained by using the linearized model in (7) with the parameters in Appendix A and $\omega_c = 39528.47$ rad/s when the K_{FB} gain changes from 0 to 1.1 and the CPL is fixed at the rated power of 38 kW. The trajectory of the eigenvalue in Fig. 6

illustrates that the real part of the dominant eigenvalues exceeded 0 when $0 \leq K_{FB} \leq 1$. The system is therefore unstable at $P_{CPL} = 38$ kW if $K_{FB} \leq 1$. By contrast, the system can return to the stable state again when K_{FB} ranges from 1.01 to 1.1 (refer to the blue dominant eigenvalue located on left-hand side of the s plane).

However, information from the eigenvalue theorem is insufficient to assess the adherence of V_b to the MIL-STD-704F standard. Thus, participation factor analysis is applied with the eigenvalue theorem to identify the contribution of the state variables, including the related system parameters, and to study the stability of the MEA EPS in depth. Tables 1 and 2 show the participation matrices calculated from the system model in (7) the absence of mitigation ($K_{FB} = 0$) and in the presence of the appropriate mitigation ($K_{FB} = 1.01$), respectively. The details of the calculation of the participation matrix can be found in [12] and [13]. Tables 1 and 2 show that the state variables I_c and V_b are related to parameters L_c and C_b , which are involved in the dominant poles of Fig. 6. Therefore, the state variables I_c and V_b are used to construct the phase plane in Figs. 7 and 8. As depicted in Fig. 7, the phase-plane trajectory on the I_c - V_b plane when $P_{CPL} = 38$ kW with $K_{FB} = 0$ starts from the initial point and then diverges from the equilibrium point. This situation indicates that the system was unstable at this operating point. Moreover, the steady-state response of V_b does not follow the MIL-STD-704F standard (exceeding the range of 250–280 V). If the proposed stabilization is applied with $K_{FB} = 1.01$, the MEA EPS can maintain stable operation at the rated power, and the characteristics of V_b can also adhere to the MIL-STD-704F

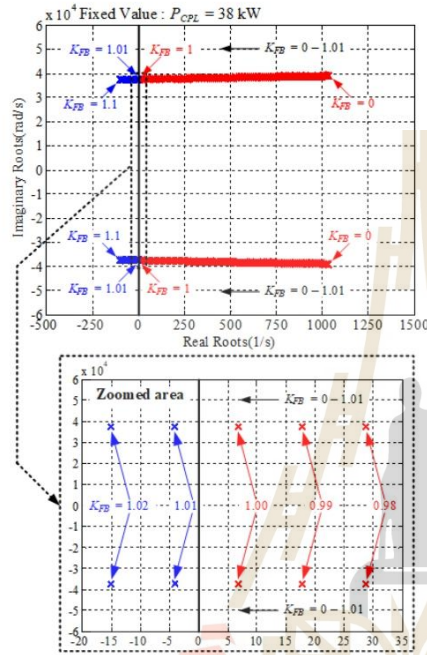


FIGURE 6. Dominant eigenvalue plot of the MEA EPS with loop cancellation for the design of the appropriate K_{FB} .

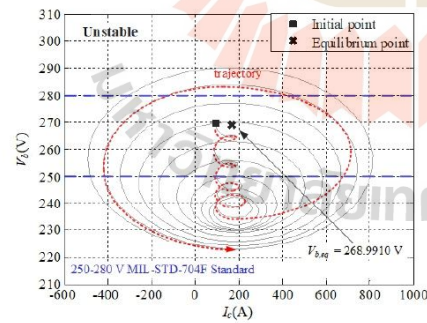


FIGURE 7. Analytical results of the phase-plane analysis for $P_{CPL} = 38$ kW with $K_{FB} = 0$.

standard completely. The MEA EPS trajectory in the magnified areas of Fig. 8 moved to the equilibrium point, whereas the amplitude of V_b was in the range of 250–280 V.

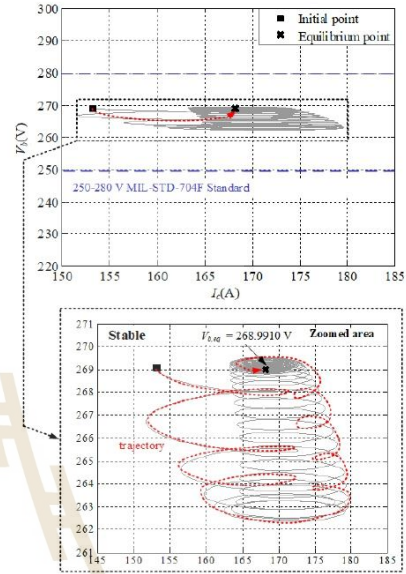


FIGURE 8. Analytical results of the phase-plane analysis for $P_{CPL} = 38$ kW with $K_{FB} = 1.01$.

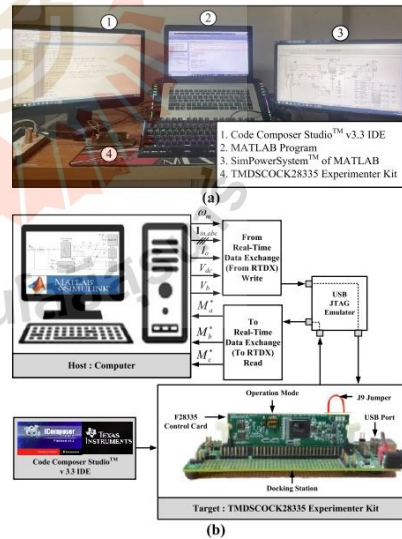


FIGURE 9. HIL simulation. (a) Overview of the simulation setup. (b) Process diagram of simulation.

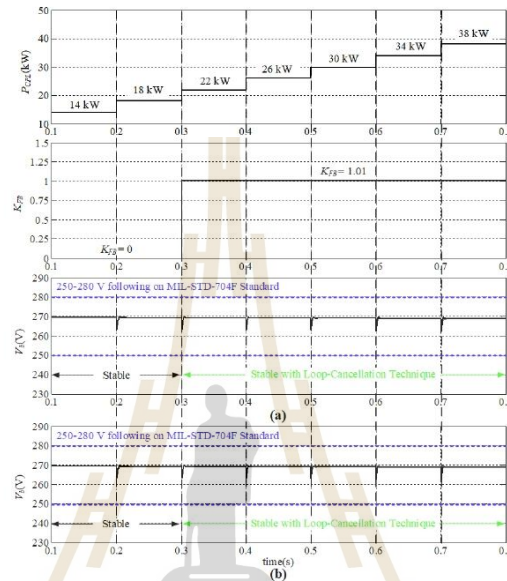


FIGURE 10. Investigation of the proposed technique for designing the appropriate K_{FB} . (a) MATLAB simulation result. (b) HIL simulation result.

TABLE 1. Participation matrix in the absence of mitigation.

	Eig. I	...	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. IX
I_d	0.8333	...	0	0	...	0
I_c	0	...	0.4896	0.4896	...	0
V_b	0	...	0.3220	0.3220	...	0
V_{sub}	0	...	0	0	...	1
	Mode I	...	Mode II (Dominant mode)		...	Mode V

TABLE 2. Participation matrix in the presence of appropriate mitigation.

	Eig. I	...	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. IX
I_d	0.8333	...	0	0	...	0
I_c	0	...	0.5125	0.5125	...	0.0014
V_b	0	...	0.3266	0.3266	...	0.3792
V_{sub}	0	...	0.0378	0.0378	...	0.0196
	Mode I	...	Mode II (Dominant mode)		...	Mode V

Simulations using the MATLAB/SimPowerSystems environment and HIL were performed to verify the effectiveness of the proposed instability mitigation. Its results are presented in Section IV.

IV. SIMULATION VERIFICATIONS USING A MATLAB TOPOLOGY MODEL AND HIL TECHNIQUE

As discussed in the previous section, the unstable operation of the studied MEA EPS in Fig. 1 occurs when $P_{CPL} \geq 22$ kW. The proposed technique based on loop cancellation was introduced to solve this issue. The theoretical results in 6–8 confirm that the system using the proposed mitigation technique is always stable under all operating

conditions and exhibits the desired V_b . The intensive verification by simulation using the MATLAB topology model and HIL technique is reported in this section. Figs. 9(a) and (b) present the rig and block diagram of HIL simulations, respectively. Herein, the simulation of high-power components, i.e., the PMSG, AFE rectifier, DC link capacitor, DC transmission line, bus capacitor, resistive load, and ideal CPL, are assessed in the MATLAB/SimPowerSystems environment, whereas the employed vector controllers on the dq -axis with the loop-cancellation technique are digitally generated on a TMDSDOCK28335 board by coding with the C programming language and Code Composer Studio software.

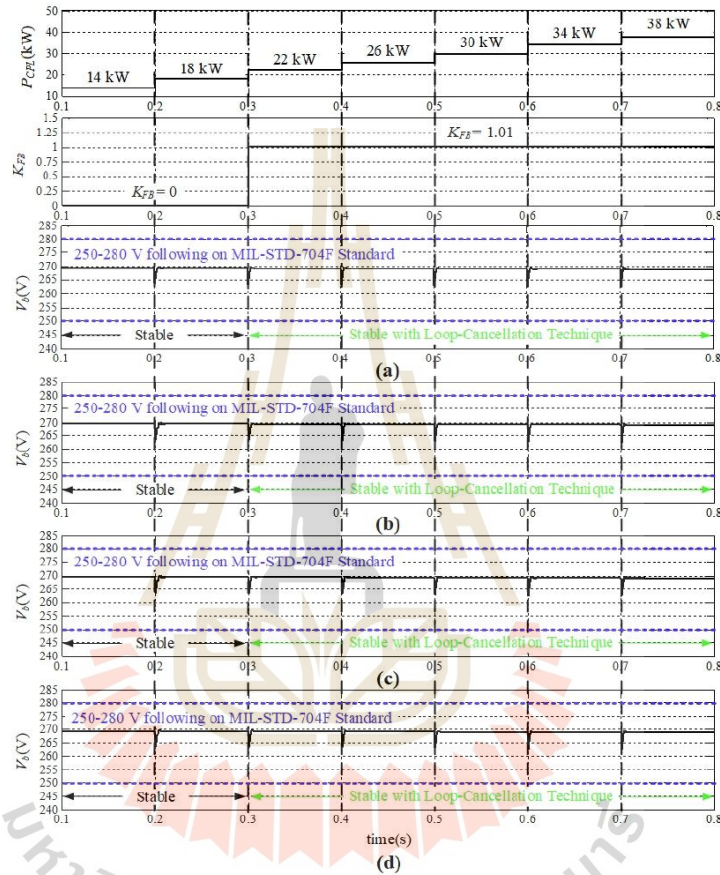


FIGURE 11. Robustness analysis of the variation in transmission resistance. (a) MATLAB simulation result for $R_c + 2\% = 6.1 \text{ m}\Omega$. (b) HIL simulation result for $R_c + 2\% = 6.1 \text{ m}\Omega$. (c) MATLAB simulation result for $R_c - 2\% = 5.9 \text{ m}\Omega$. (d) HIL simulation result for $R_c - 2\% = 5.9 \text{ m}\Omega$.

The details of the HIL simulation are explained below.

Step 1: The rotor velocity (ω_m), input currents of the AFE rectifier ($I_{in,abc}$), load current (I_o), voltage across the DC link capacitor (V_{dc}), and DC bus voltage (V_b) in the MATLAB topology model in the computer acting as a host are detected. Next, these data were exported to the TMDSDOCK28335 board acting as a target via From RTDX blocks and the Joint Test Action Group emulator interface.

Step 2: The received data (ω_m , $I_{in,abc}$, I_o , V_{dc} , and V_b) are assessed by the implemented controllers on the board to generate reference modulation indices (M_a^* , M_b^* , and M_c^*).

Step 3: M_a^* , M_b^* , and M_c^* are returned to the host with RTDX blocks to control the AFE rectifier.

Efficiency tests under various operating conditions can be divided into two cases. In the first case, the MEA EPS operation must be stable until the rated power is obtained without encountering instability issues. Moreover, V_b should adhere to the MIL-STD-704F standard. In the second case, the proposed active mitigation technique must maintain system stability under all operating conditions despite the change in aircraft parameters. The simulation results from MATLAB and HIL, which verify the efficiency of the

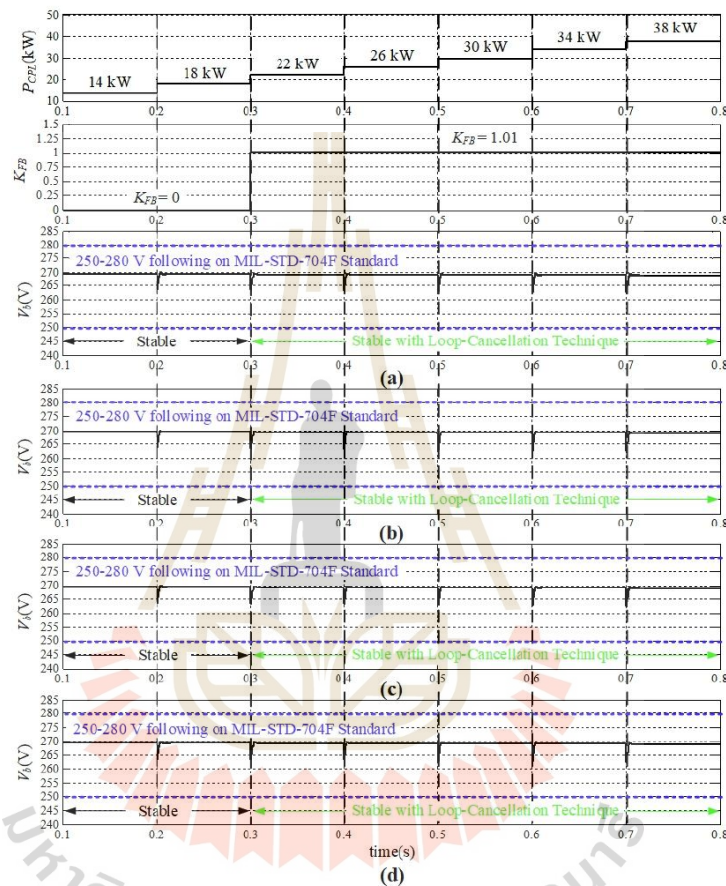


FIGURE 12. Robustness analysis of the variation in load resistance. (a) MATLAB simulation result for $R_L + 2\% = 10.2 \Omega$. (b) HIL simulation result for $R_L + 2\% = 10.2 \Omega$. (c) MATLAB simulation result for $R_L - 2\% = 9.8 \Omega$. (d) HIL simulation result for $R_L - 2\% = 9.8 \Omega$.

proposed mitigation technique, are illustrated in Figs. 10, 11, and 12.

The MATLAB and HIL simulation results in Figs. 10(a) and 10(b) confirm that the system can return to a stable condition and operate at high-power levels until the rated power is achieved. The output response performance investigation shows that the proposed design can provide the V_b that agrees with the MIL-STD-704F standard. The amplitude of V_b is constant within the range of 250V-280V, and the maximum ripple voltage does not exceed 6 V.

Figs. 11(a)–(d) show the simulation results $R_c + 2\% = 6.1 \text{ m}\Omega$ and $R_c - 2\% = 5.9 \text{ m}\Omega$. Fig. 12(a)–(d) provide the simulation results in the case of $R_L + 2\% = 10.2 \Omega$ and $R_L - 2\% = 9.8 \Omega$. Even though R_c and R_L change, the system can maintain stable operation within the rated power by using the K_{FB} designed on the basis of fixed $R_c = 6 \text{ m}\Omega$ and $R_L = 10 \Omega$. This situation indicates that parameter robustness does not affect the active stabilization results when the K_{FB} gain is appropriately fixed in accordance with the proposed technique.

Overall, good agreement was found among the analytical, MATLAB topology simulation, and HIL simulation results. Initially, a system without mitigation might enter an unstable state when the P_{CPL} level is equal to 22 kW (<rated power: 38 kW). After activating active stabilization based on loop cancellation, instability can be completely eliminated to maintain stable operation under all operating conditions within the rated power. Moreover, the output voltage performance adhered to the MIL-STD-704F standard.

V. CONCLUSION

Active mitigation at the source side of the DC electrical power distribution system in MEA using loop cancellation was presented. The proposed technique for designing the appropriate K_{FB} gain is provided to eliminate system-destabilizing behavior owing to the CPL effect. As a result, the MEA EPS can return to a stable state and operate at a high-power level until the rated power is achieved. Moreover, the resulting V_b agrees with the MIL-STD-704F standard. In addition, key aircraft parameter variations within $\pm 2\%$ did not affect the active stabilization results. Theoretical results (derived on

the basis of the eigenvalue theorem, participation factor analysis, and phase-plane analysis), MATLAB topology simulation, and HIL simulation were used to confirm the effectiveness of the proposed active stabilization method. Consequently, stable operation and V_b conforming to the MEA standard can be achieved. The proposed stabilization concept can be applied in other power system architectures containing control loops on the source side, e.g., electrical railway and DC microgrid systems, for instability mitigation. Moreover, the definition of the suitable K_{FB} in this article remains useful even when system parameters or rated powers change.

APPENDIX A THE SYSTEM PARAMETERS

The system parameters are as follows: $R_s = 1.058 \text{ m}\Omega$, $L_s = L_d = L_q = 99 \text{ }\mu\text{H}$, $\phi_m = 0.03644 \text{ V.s/rad}$, $p = 6$, $\omega_e = 2\pi \times 400 \text{ rad/s}$, $C_{dc} = 1 \text{ mF}$, cable length = 10 m, $R_c = 6 \text{ m}\Omega$, $L_c = 2 \text{ }\mu\text{H}$, $C_b = 0.5 \text{ mF}$, $R_L = 10 \text{ }\Omega$, $K_{pv} = 3.5744$, $K_{iv} = 2807.3541$, $K_{pd} = K_{pq} = -1.9895$, $K_{ld} = K_{lq} = -1563.3453$, $K_d = K_l = 0.06$, $I_d^* = 0 \text{ A}$, and $V_b^* = 270 \text{ V}$.

$$\begin{aligned}
 & \mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} K_{pd} - R_s & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{K_{ld}}{L_d} & 0 & 0 \\ L_d & K_{pq} - R_s & K_{pv}K_{pq} & 0 & a(2,5) & -\frac{K_{lv}K_{pq}}{L_q} & 0 & \frac{K_{lq}}{L_q} & K_{pv}K_{pq}\omega_C K_{FB} \\ 0 & \frac{K_{pq} - R_s}{L_q} & \frac{K_{pv}K_{pq}}{L_q} & 0 & a(2,5) & -\frac{K_{lv}K_{pq}}{L_q} & 0 & \frac{K_{lq}}{L_q} & K_{pv}K_{pq}\omega_C K_{FB} \\ a(3,1) & a(3,2) & a(3,3) & \frac{1}{C_{dc}} & a(3,5) & \frac{3K_{lv}K_{pq}I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & \frac{3K_{ld}I_{d,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & \frac{3K_{lq}I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & a(3,9) \\ 0 & 0 & \frac{1}{L_c} & -\frac{1}{R_c} & -\frac{1}{L_c} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{C_b} & -\frac{1}{R_L C_b} + \frac{P_{CPL}}{C_b V_{dc,0}^2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & a(6,5) & 0 & 0 & 0 & -K_{FB}\omega_C \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & -K_{pv} & 0 & a(8,5) & K_{iv} & 0 & 0 & -K_{pv}K_{FB}\omega_C \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{\omega_C}{V_{b,0}^2} & 0 & 0 & 0 & -\omega_C \end{bmatrix}_{9 \times 9} \\
 & \mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} -\frac{K_{pd}}{L_d} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{K_{pv}K_{pq}}{L_q} & -\frac{K_{pv}K_{pq}(K_l - K_d)}{L_q V_{b,0}} \\ \frac{3K_{pd}I_{d,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & \frac{3K_{pv}K_{pq}I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & \frac{3K_{pv}K_{pq}I_{q,0}(K_l - K_d)}{2C_{dc}V_{dc,0}V_{b,0}} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{C_b V_{b,0}} \\ 0 & 1 & \frac{K_l - K_d}{V_{b,0}} \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & K_{pv} & \frac{K_{pv}(K_l - K_d)}{V_{b,0}} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{9 \times 3}
 \end{aligned}$$

APPENDIX B THE DETAILS OF THE JACOBEAN MATRICES

The details of the Jacobean matrices A, B, as shown at the bottom of the previous page, C, and D can be expressed as follows:

$$\begin{aligned}
 a(2, 5) &= -\frac{K_{pv}K_{pq}(KK_t - K_d)}{L_q R_L} + \frac{K_{pv}K_{pq}P_{CPL}(K_t - K_d)}{L_q V_{b,0}^2} \\
 &\quad + \frac{K_{pv}K_{pq}K_{FB}\omega_C}{L_q V_{b,0}^2} \\
 a(3, 1) &= \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} (-2K_{pd}I_{d,0} + K_{id}X_{id,0} + K_{pd}I_{d,0}^*) \\
 a(3, 2) &= \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} \left(-2K_{pq}I_{q,0} + \omega_c \phi_m - K_{pv}K_{pq}V_{dc,0} \right. \\
 &\quad + K_{iv}K_{pq}X_{v,0} + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)V_{b,0}}{R_L} \\
 &\quad + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)P_{CPL}}{V_{b,0}} + K_{iq}X_{iq,0} + \frac{K_{pv}K_{pq}K_{FB}\omega_C}{V_{b,0}} \\
 &\quad \left. - K_{pv}K_{pq}K_{FB}\omega_C V_{b,stab,0} + K_{pv}K_{pq}V_b^* \right) \\
 a(3, 3) &= \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}^2} \left(-K_{pd}I_{d,0}^2 + K_{id}I_{d,0}X_{id,0} \right. \\
 &\quad + K_{pd}I_{d,0}I_{d,0}^* - K_{pq}I_{q,0}^2 + \omega_c \phi_m I_{q,0} \\
 &\quad + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)I_{q,0}V_{b,0}}{R_L} + K_{iq}I_{q,0}X_{iq,0} \\
 &\quad + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)P_{CPL}I_{q,0}}{V_{b,0}} + \frac{K_{pv}K_{pq}K_{FB}\omega_C I_{q,0}}{V_{b,0}} \\
 &\quad - K_{pv}K_{pq}K_{FB}I_{q,0}V_{b,stab,0} + K_{iv}K_{pq}I_{q,0}X_{v,0} \\
 &\quad \left. + K_{pv}K_{pq}I_{q,0}V_b^* \right) \\
 a(3, 5) &= \frac{3K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}R_L} - \frac{3K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)P_{CPL}I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}V_{b,0}^2} \\
 &\quad - \frac{3K_{pv}K_{pq}K_{FB}\omega_C I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}V_{b,0}^2} \\
 a(3, 9) &= -\frac{3K_{pv}K_{pq}K_{FB}\omega_C I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} \\
 a(6, 5) &= \frac{K_t - K_d}{R_L} - \frac{(K_t - K_d)P_{CPL}}{V_{b,0}^2} - \frac{K_{FB}\omega_C}{V_{b,0}^2} \\
 a(8, 5) &= \frac{K_{pv}(K_t - K_d)}{R_L} - \frac{K_{pv}(K_t - K_d)P_{CPL}}{V_{b,0}^2} - \frac{K_{pv}K_{FB}\omega_C}{V_{b,0}^2} \\
 C(x_0, u_0) &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{3 \times 9}
 \end{aligned}$$

$D(x_0, u_0)$

$$= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{3 \times 3}$$

REFERENCES

- [1] K.-N. Areerak, T. Wu, S. V. Bozhko, G. M. Asher, and D. W. P. Thomas, "Aircraft power system stability study including effect of voltage control and actuators dynamic," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 47, no. 4, pp. 2574–2589, Oct. 2011.
- [2] K. Areerak, S. V. Bozhko, G. M. Asher, L. De Lillo, and D. W. P. Thomas, "Stability study for a hybrid AC–DC more-electric aircraft power system," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 48, no. 1, pp. 329–347, Jan. 2012.
- [3] P. Wheeler and S. Bozhko, "The more electric aircraft: Technology and challenges," *IEEE Electr. Mag.*, vol. 2, no. 4, pp. 6–12, Dec. 2014.
- [4] F. Gao, S. Bozhko, G. Asher, P. Wheeler, and C. Patel, "An improved voltage compensation approach in a droop-controlled DC power system for the more electric aircraft," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 31, no. 10, pp. 7369–7383, Oct. 2016.
- [5] A. Barzkar and M. Ghassemi, "Electric power systems in more and all electric aircraft: A review," *IEEE Access*, vol. 8, pp. 169314–169332, 2020.
- [6] A. Suyapan, K. Areerak, S. Bozhko, S. S. Yeoh, and K. Areerak, "Adaptive stabilization of a permanent magnet synchronous generator-based DC electrical power system in more electric aircraft," *IEEE Trans. Transport. Electrific.*, vol. 7, no. 4, pp. 2965–2975, Dec. 2021.
- [7] C. H. Rivetta, A. Emadi, G. A. Williamson, R. Jayabalan, and B. Fahimi, "Analysis and control of a buck DC–DC converter operating with constant power load in sea and undersea vehicles," *IEEE Trans. Ind. Appl.*, vol. 42, no. 2, pp. 559–572, Mar. 2006.
- [8] A. Emadi, A. Khaligh, C. H. Rivetta, and G. A. Williamson, "Constant power loads and negative impedance instability in automotive systems: Definition, modeling, stability, and control of power electronic converters and motor drives," *IEEE Trans. Veh. Technol.*, vol. 55, no. 4, pp. 1112–1125, Jul. 2006.
- [9] A. M. Rahimi and A. Emadi, "An analytical investigation of DC/DC power electronic converters with constant power loads in vehicular power systems," *IEEE Trans. Veh. Technol.*, vol. 58, no. 6, pp. 2689–2702, Jul. 2009.
- [10] K. Areerak, T. Sopapim, S. Bozhko, C. I. Hill, A. Suyapan, and K. Areerak, "Adaptive stabilization of uncontrolled rectifier based AC–DC power systems feeding constant power loads," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 33, no. 10, pp. 8927–8935, Oct. 2018.
- [11] J. Pakdeeto, K. Areerak, S. Bozhko, and K. Areerak, "Stabilization of DC MicroGrid systems using the loop-cancellation technique," *IEEE J. Emerg. Sel. Topics Power Electron.*, vol. 9, no. 3, pp. 2652–2663, Jun. 2021.
- [12] R. Phosung, K. Areerak, T. Sopapim, and K. Areerak, "Design and optimization of instability mitigation for AC–DC feeder systems with constant power loads using artificial intelligence techniques," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 37, no. 5, pp. 5385–5397, May 2022.
- [13] R. Phosung, K. Areerak, and K. Areerak, "Modeling and stability assessment of permanent magnet machine-based DC electrical power system in more electric aircraft," *Electr. Eng.*, vol. 105, no. 5, pp. 3175–3190, Jun. 2023.
- [14] F. Gao and S. Bozhko, "Modeling and impedance analysis of a single DC bus-based multiple-source multiple-load electrical power system," *IEEE Trans. Transport. Electrific.*, vol. 2, no. 3, pp. 335–346, Sep. 2016.
- [15] A. Riccobono and E. Santi, "Comprehensive review of stability criteria for DC power distribution systems," *IEEE Trans. Ind. Appl.*, vol. 50, no. 5, pp. 3525–3535, Sep. 2014.
- [16] M. Cespedes, L. Xing, and J. Sun, "Constant-power loads system stabilization by passive damping," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 26, no. 7, pp. 1832–1836, Jul. 2011.
- [17] X. Liu and S. Ma, "Large signal stabilization method of constant power loads by adding R parallel damping filters," in *Proc. IEEE Energy Convers. Congr. Expo. (ECCE)*, Sep. 2015, pp. 1314–1319.
- [18] A. M. Rahimi and A. Emadi, "Active damping in DC/DC power electronic converters: A novel method to overcome the problems of constant power loads," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 56, no. 5, pp. 1428–1439, May 2009.

- [19] P. Magne, D. Marx, B. Nahid-Mobarakkeh, and S. Pierfederici, "Large-signal stabilization of a DC-link supplying a constant power load using a virtual capacitor: Impact on the domain of attraction," *IEEE Trans. Ind. Appl.*, vol. 48, no. 3, pp. 878–887, May 2012.
- [20] T. Sopapirm, K. Areerak, and K. Areerak, "The active damping stabilization of AC-DC power systems feeding constant power loads," *Int. Rev. Electr. Eng. (IREE)*, vol. 12, no. 4, p. 287, Aug. 2017.
- [21] X. Zhang, Q.-C. Zhong, and W.-L. Ming, "Stabilization of a cascaded DC converter system via adding a virtual adaptive parallel impedance to the input of the load converter," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 31, no. 3, pp. 1826–1832, Mar. 2016.
- [22] X. Zhang, Q.-C. Zhong, and W.-L. Ming, "Stabilization of cascaded DC/DC converters via adaptive series-virtual-impedance control of the load converter," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 31, no. 9, pp. 6057–6063, Sep. 2016.
- [23] X. Zhang, Q.-C. Zhong, and W.-L. Ming, "A virtual RLC damper to stabilize DC/DC converters having an LC input filter while improving the filter performance," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 31, no. 12, pp. 8017–8023, Dec. 2016.
- [24] S. Pang, B. Nahid-Mobarakkeh, S. Pierfederici, Y. Huangfu, G. Luo, and F. Gao, "Toward stabilization of constant power loads using IDA-PBC for cascaded LC filter DC/DC converters," *IEEE J. Emerg. Sel. Topics Power Electron.*, vol. 9, no. 2, pp. 1302–1314, Apr. 2021.
- [25] R. Roy and S. Kapat, "Input filter-based ripple injection for mitigating limit cycling in buck converters driving CPL," *IEEE J. Emerg. Sel. Topics Power Electron.*, vol. 9, no. 2, pp. 1315–1327, Apr. 2021.
- [26] A. Khaligh, A. M. Rahimi, and A. Emadi, "Modified pulse-adjustment technique to control DC/DC converters driving variable constant-power loads," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 55, no. 3, pp. 1133–1146, Mar. 2008.
- [27] A. M. Rahimi, G. A. Williamson, and A. Emadi, "Loop-cancellation technique: A novel nonlinear feedback to overcome the destabilizing effect of constant-power loads," *IEEE Trans. Veh. Technol.*, vol. 59, no. 2, pp. 650–661, Feb. 2010.
- [28] Y. Zhao, W. Qiao, and D. Ha, "A sliding-mode duty-ratio controller for DC/DC buck converters with constant power loads," *IEEE Trans. Ind. Appl.*, vol. 50, no. 2, pp. 1448–1458, Mar. 2014.
- [29] M. Wu and D. D. Lu, "A novel stabilization method of LC input filter with constant power loads without load performance compromise in DC microgrids," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 62, no. 7, pp. 4552–4562, Jul. 2015.
- [30] *Aircraft Electric Power Characteristic*, Standard MIL-STD-704F, 2004. [Online]. Available: <http://www.dodssp.daps.mil/>
- [31] R. Phosung, K. Areerak, and K. Areerak, "Design and optimization of control system for more electric aircraft power systems using adaptive Tabu search algorithm based on state-variables-averaging model," *IEEE Access*, vol. 12, pp. 76579–76588, 2024.



RATAPON PHOSUNG received the B.Eng. (Hons.) and M.Eng. degrees in electrical engineering from the Suranaree University of Technology (SUT), Nakhon Ratchasima, Thailand, in 2018 and 2021, respectively, where he is currently pursuing the Ph.D. degree in electrical engineering. From 2021 to 2022, he was a Researcher with the Institute of Research and Development, SUT. His main research interests include system identifications, artificial intelligence applications, stability analysis of power systems with constant power loads, modeling and control of power electronic-based systems, and control theory.



KONGPAN AREERAK (Member, IEEE) received the B.Eng. and M.Eng. degrees in electrical engineering from the Suranaree University of Technology (SUT), Nakhon Ratchasima, Thailand, in 2000 and 2001, respectively, and the Ph.D. degree in electrical engineering from the University of Nottingham, Nottingham, U.K., in 2009. In 2002, he was a Lecturer with the Department of Electrical and Electronic, Rangsit University, Thailand. He was an Associate Professor of electrical engineering, in 2015. Since 2003, he has been a Lecturer with the School of Electrical Engineering, SUT. His research interests include system identifications, artificial intelligence applications, stability analysis of power systems with constant power loads, modeling and control of power electronic-based systems, and control theory.



KONGPOL AREERAK (Member, IEEE) received the B.Eng., M.Eng., and Ph.D. degrees in electrical engineering from the Suranaree University of Technology (SUT), Thailand, in 2000, 2003, and 2007, respectively. He was an Associate Professor of electrical engineering, in 2015. Since 2007, he has been a Lecturer and the Head of the Power Quality Research Unit (PQRU), School of Electrical Engineering, SUT. His research interests include active power filters, harmonic elimination, AI applications, motor drives, and intelligence control systems.

แบบ ลข.01	
 คำขอแจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์ ประเภทงานอันมีลิขสิทธิ์ ☒ วรรณกรรม ☐ ศิลปกรรม ☐ โสตทัศนวัสดุ ☐ สิ่งบันทึกเสียง ☐ งานอื่นใดอันเป็นงานในแผนกวรรณคดี ☐ นาฏกรรม ☐ ดนตรีกรรม ☐ ภาพยนตร์ ☐ งานแพร่เสียงแพร่ภาพ แผนกวิทยาศาสตร์หรือแผนกศิลปะ	สำหรับเจ้าหน้าที่ วันที่ยื่น <u>15</u> กันยายน 2565 เลขคำขอ <u>42137 - 42143</u> ทะเบียนข้อมูลเลขที่..... เอกสารแนบ ☐ สำเนาบัตรประชาชน / หนังสือรับรองนิติบุคคล ☐ ผลงาน ☐ หนังสือมอบอำนาจ ☐ สัญญาโอนลิขสิทธิ์ ☐ อื่นๆ
หมายเหตุ : การกรอกข้อความให้ใช้วิธีพิมพ์ 1. ชื่อเจ้าของลิขสิทธิ์ ☐ บุคคลธรรมดา (ไทย) ☐ นิติบุคคล (ไทย) ☐ บุคคลธรรมดา (ต่างชาติ) ☐ นิติบุคคล (ต่างชาติ) ☒ ส่วนราชการไทย ชื่อ - สกุล.....มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี..... ที่อยู่ตามภูมิสำเนา <u>111 ถนนมหาวิทยาลัย</u>..... แขวง / ตำบล.....สุรนารี.....เขต / อำเภอ.....เมืองนครราชสีมา.....จังหวัด.....นครราชสีมา..... รหัสไปรษณีย์.....30000.....ประเทศ.....ไทย.....สัญชาติ..... โทรศัพท์.....044224825.....โทรสาร.....อีเมล.....technopolis_tlo@sut.ac.th..... หมายเหตุ : หากมีเจ้าของลิขสิทธิ์ร่วม ให้ระบุรายละเอียดเพิ่มในใบต่อท้าย ลข.01	
2. ชื่อตัวแทน ☒ บุคคลธรรมดา (ไทย) ☐ นิติบุคคล (ไทย) ชื่อ - สกุล.....นายกศักดิ์ดิยานนท์ คงทอง..... ที่อยู่ตามภูมิสำเนา <u>111 ถนนมหาวิทยาลัย</u>..... แขวง / ตำบล.....สุรนารี.....เขต / อำเภอ.....เมืองนครราชสีมา.....จังหวัด.....นครราชสีมา..... รหัสไปรษณีย์.....30000.....ประเทศ.....ไทย.....สัญชาติ.....ไทย..... โทรศัพท์.....044224825.....โทรสาร.....อีเมล.....technopolis_tlo@sut.ac.th..... เลขประจำตัวประชาชน <u>1 3 5 0 8 0 0 1 0 7 2 9 8</u> หมายเหตุ : หากมีตัวแทนมากกว่า 1 คน ให้ระบุรายละเอียดเพิ่มในใบต่อท้าย ลข.01	
3. สถานที่ติดต่อและจัดส่งเอกสารในประเทศ ☐ มารับด้วยตัวเอง ☒ จัดส่งทางไปรษณีย์ (โปรดเลือกที่อยู่ให้จัดส่ง) ☒ ที่อยู่ตามข้อ 1 ☐ ที่อยู่ตามข้อ 2 ☐ อื่นๆ ระบุ.....	

หน้า.....1.....

แบบ ลข.01

4. ชื่อผู้สร้างสรรค์ หรือนามแฝง ☒ บุคคลธรรมดา (ไทย) ☐ นิติบุคคล (ไทย) ☐ บุคคลธรรมดา (ต่างชาติ) ☐ นิติบุคคล (ต่างชาติ) ☐ ส่วนราชการไทย

ชื่อ - สกุล.....รองศาสตราจารย์ก้องพันธุ์ อารีรักษ์.....นามแฝง.....

ที่อยู่ตามภูมิสำเนา 114/517 หมู่ที่ 3.....

แขวง / ตำบล.....หนองจะบก.....เขต / อำเภอ.....เมืองนครราชสีมา.....จังหวัด.....นครราชสีมา.....

รหัสไปรษณีย์.....30000.....ประเทศ.....ไทย.....สัญชาติ.....ไทย.....

โทรศัพท์.....โทรสาร.....อีเมล.....kongpan@sut.ac.th.....

เลขประจำตัวประชาชน 3 6 6 9 9 0 0 2 0 9 9 1 4

หมายเหตุ : หากมีผู้สร้างสรรค์ร่วม ให้ระบุรายละเอียดเพิ่มในใบต่อท้าย ลข.01

5. ชื่อผลงาน (ภาษาไทยหรือภาษาอังกฤษเท่านั้น)

โปรแกรมการคำนวณค่าสมรรถนะของผลการการตอบสนองพลวัตเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงสัญญาณขาเข้าแบบขั้นบันได

หมายเหตุ : หากมีผลงานมากกว่า 1 ผลงานให้ระบุในใบต่อท้าย ลข.01

6. ประเภทของงาน

6.1 ☒ วรรณกรรม

☐ งานนิพนธ์ ☒ โปรแกรมคอมพิวเตอร์

6.2 ☐ นาฏกรรม

6.3 ☐ ศิลปกรรม

☐ ศิลปะประยุกต์ ☐ แผนที่ ภาพประกอบ ☐ ภาพถ่าย ☐ สถาปัตยกรรม ☐ ภาพพิมพ์ ☐ ประติมากรรม ☐ จิตรกรรม

6.4 ☐ ดนตรีกรรม

6.5 ☐ สื่อทัศนวัสดุ

6.6 ☐ ภาพยนตร์

6.7 ☐ สิ่งบันทึกเสียง

6.8 ☐ งานแพร่เสียงแพร่ภาพ

6.9 ☐ งานอื่นใดอันเป็นงานในแผนการรณคดี แผนกวิทยาศาสตร์หรือแผนกศิลปะ

ผลงานที่อื่นประกอบค่าขอ.....

หน้า.....2.....

แบบ ลข.01

7. ความเป็นเจ้าของลิขสิทธิ์

- 7.1 ☐ เป็นผู้สร้างสรรค์เอง
- 7.2 ☐ กรณีจ้างแรงงานโดยมีหนังสือตกลงว่า ให้นายจ้างเป็นเจ้าของลิขสิทธิ์
- 7.3 ☐ กรณีจ้างทำของ
- ☐ มีหนังสือตกลงให้ ผู้ว่าจ้างเป็นเจ้าของลิขสิทธิ์ (พร้อมแนบหลักฐาน)
- ☐ ไม่มีหนังสือตกลงว่า ให้ผู้รับจ้างเป็นเจ้าของลิขสิทธิ์
- 7.4 ☐ เป็นผู้ดัดแปลงโดยได้รับอนุญาตจากเจ้าของลิขสิทธิ์ (พร้อมแนบสำเนาหลักฐาน (ถ้ามี))
- 7.5 ☐ เป็นผู้รวบรวมหรือประกอบเข้ากัน โดยได้รับอนุญาตจากเจ้าของลิขสิทธิ์ (เช่น พจนานุกรม หรือเว็บเพจ) (พร้อมแนบหลักฐาน (ถ้ามี))
- 7.6 ☐ เป็นผู้นำเอาข้อมูลหรือสิ่งอื่นใดมารวบรวมหรือประกอบเข้ากันในรูปฐานข้อมูลหรืออื่นๆ
- 7.7 ☐ เป็นกระทรวง ทบวง กรม หรือหน่วยงานอื่นใดของรัฐหรือของท้องถิ่นที่มีลิขสิทธิ์โดยการจ้างหรือตามคำสั่งหรือการควบคุมของตน
- 7.8 ☒ เป็นผู้รับโอนลิขสิทธิ์ (พร้อมแนบสำเนาหลักฐาน)
- ☒ รับโอนทั้งหมด
- ☐ รับโอนลิขสิทธิ์บางส่วน (ระบุ)

8. รายละเอียดการสร้างสรรคผลงานโดยย่อ / แรงบันดาลใจ

เกี่ยวกับการหาความสามารถการควบคุมต่างๆของระบบไฟฟ้าเมื่อคำสั่งของระบบมีการเปลี่ยนแปลง ซึ่งประกอบไปด้วยเปอร์เซ็นต์การพุ่งเกิน ช่วงเวลาขึ้น ช่วงเวลาเข้าที่ และค่าในสภาวะคงตัวสำหรับกระบวนการทำงานของโปรแกรมดังกล่าวจะเริ่มต้นจากการกำหนดเวลาในการเปลี่ยนผลตอบสนองจากจุดปฏิบัติการที่ 1 ไปจุดปฏิบัติการที่ 2 เวลาที่ใช้ในการประมวลผลทั้งหมดของผลตอบสนอง การสุ่มตัวอย่างเวลา เวลาที่ใช้สำหรับการหาค่าในสภาวะคงตัว ค่าความคลาดเคลื่อนที่สามารถยอมรับได้และโหลดผลตอบสนองที่ต้องการหาค่าสมรรถนะ พร้อมทั้งสั่งให้โปรแกรมเริ่มทำงาน จากนั้นคำนวณหาค่าสมรรถนะการควบคุมต่างๆจะทำงานอัตโนมัติจนกระทั่งทราบค่าสมรรถนะของระบบไฟฟ้ากำลัง

หมายเหตุ : หากกรอกข้อมูลไม่เพียงพอให้กรอกในใบต่อท้าย ลข.01

9. สร้างสรรค์ในประเทศ / ปีที่สร้างสรรค์ (ระบุ)

- ☒ ไทย ปี พ.ศ. 2565
- ☐ ต่างประเทศ (ระบุ) ปี พ.ศ.

10. การโฆษณาผลงานลิขสิทธิ์

- ☒ ยังไม่ได้โฆษณา
- ☐ โฆษณาครั้งแรก ณ ประเทศ เมื่อวันที่ เดือน พ.ศ.

11. การจัดทำสื่อสำหรับคนพิการ ☐ มี ☒ ไม่มี

แบบ สข.01

“ข้าพเจ้านุญาตให้บุคคลอื่นตรวจสอบเอกสารคำขอแจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์และผลงานของข้าพเจ้าได้ และขอรับรองว่าข้อความข้างต้น เป็นความจริงทุกประการ และหลักฐานที่ส่งประกอบคำขอเป็นหลักฐานที่ถูกต้อง หากปรากฏภายหลังว่าข้าพเจ้าไม่ได้เป็นเจ้าของลิขสิทธิ์ หรือตัวแทนรับมอบอำนาจจากบุคคลดังกล่าว และก่อให้เกิดความเสียหายแก่บุคคลหนึ่งบุคคลใด หรือกรมทรัพย์สินทางปัญญา ข้าพเจ้าขอเป็นผู้รับผิดชอบในความเสียหายที่เกิดขึ้นทุกประการ

ทั้งนี้ข้าพเจ้ารับทราบว่าการแจ้งข้อความอันเป็นเท็จแก่เจ้าพนักงานซึ่งอาจทำให้ผู้อื่นหรือประชาชนเสียหายเป็นความผิดตามประมวลกฎหมายอาญาฐานแจ้งความเท็จ และอาจเข้าข่ายความผิดตามกฎหมายว่าด้วยการกระทำความผิดเกี่ยวกับคอมพิวเตอร์ โดยการนำเข้าสู่ข้อมูลคอมพิวเตอร์ที่บิดเบือนหรือปลอม ไม่ว่าทั้งหมดหรือบางส่วน หรือข้อมูลคอมพิวเตอร์อันเป็นเท็จโดยประการที่น่าจะเกิดความเสียหายแก่ประชาชน”

ลงชื่อ.....เจ้าของลิขสิทธิ์ / ตัวแทน

(มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี)

หมายเหตุ - การแจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์ มีได้ก่อให้เกิดสิทธิใดๆ ตามกฎหมาย

- กรณีที่แบบ สข.01 มีเนื้อที่ไม่พอ และต้องการระบุรายละเอียดเพิ่ม ให้ใช้ใบต่อท้าย สข.01 โดยระบุหมายเลขกำกับข้อ

และหัวข้อที่แสดงรายละเอียดเพิ่มเติมดังกล่าวด้วย

การดำเนินการตามคำขอนี้ ไม่ต้องเสียค่าธรรมเนียมใดๆทั้งสิ้น

ใบต่อท้ายคำขอแจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

หน้า.....4.....

แบบ ลข.01

ใบคำขอคำขออนุญาตลิขสิทธิ์

4.1 ข้อมูลผู้สร้างสรรค์ร่วม

☒ บุคคลธรรมดา (ไทย) ☐ นิติบุคคล (ไทย) ☐ บุคคลธรรมดา (ต่างชาติ) ☐ นิติบุคคล (ต่างชาติ) ☐ ส่วนราชการไทย

ชื่อ - สกุล..... นายรัฐพล โพธิ์สังข์..... นามแฝง.....

ที่อยู่ตามภูมิสำเนา..... 31 หมู่ที่ 5.....

แขวง / ตำบล..... อังครักษ์..... เขต / อำเภอ..... โพธิ์ทอง..... จังหวัด..... อ่างทอง.....

รหัสไปรษณีย์..... 14120..... ประเทศ..... ไทย..... สัญชาติ..... ไทย.....

โทรศัพท์..... โทรสาร..... อีเมล..... ratapon_1996@hotmail.com.....

เลขประจำตัวประชาชน 1 1 5 9 9 0 0 2 4 9 4 8 5

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

หน้า.....5.....

แบบ ลข.01

ใบคำขอจ้างข้อมูลลิขสิทธิ์

- 2 **ชื่อผลงาน :** โปรแกรมการคำนวณค่าสมรรถนะของผลการตอบสนองพลวัตเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงสัญญาณโหลดแบบขั้นบันได
- รายละเอียด :** ใช้สำหรับการคำนวณค่าสมรรถนะการควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลัง ประกอบไปด้วยเปอร์เซ็นต์การพุ่งต่ำลง ช่วงเวลาฟื้นฟู ช่วงเวลาเข้าที่ และค่าในสภาวะคงตัว การคำนวณจะเริ่มจากการกำหนดเวลาในการเปลี่ยนผลตอบสนองจากจุดปฏิบัติการที่ 1 ไป 2 เวลาที่ใช้ประมวลผลทั้งหมดของผลตอบสนอง การสุ่มตัวอย่างเวลา เวลาที่ใช้สำหรับการหาค่าในสภาวะคงตัว ค่าความคลาดเคลื่อนที่สามารถยอมรับได้ และโหลดผลตอบสนองที่ต้องการหาค่าสมรรถนะ พร้อมทั้งสั่งให้โปรแกรมเริ่มทำงาน
- เลขคำขอ :** -
- ทะเบียนข้อมูลเลขที่ :** -
- สร้างสรรค์ในประเทศ / ปีที่สร้างสรรค์ :** ประเทศไทย ปีพ.ศ. 2565
- การโฆษณาผลงานลิขสิทธิ์ :** ยังไม่ได้โฆษณา
- 3 **ชื่อผลงาน :** โปรแกรมการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังเอชเป็นดีซีที่มีโหลดกำลังไฟฟ้าคงด้วยอุปกรณ์ไปหน้า
- รายละเอียด :** ผลงานนี้นำเสนอเกี่ยวกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังเอชเป็นดีซีด้วยอุปกรณ์ไปหน้า
- โดยการโปรแกรมคำสั่งภาษาซีจะอาศัยการทำงานร่วมกันระหว่างโปรแกรม Arduino IDE และชุดบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล AVR รุ่น MEGA 2560 ในการบันทึกโปรแกรมควบคุมการทำงานที่เขียนขึ้น
- รวมทั้งใช้สำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงด้วยอุปกรณ์ไปหน้า ซึ่งระบบไฟฟ้ากำลังเอชเป็นดีซีในผลงานนี้คือ วงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบบริดจ์ และโหลดกำลังไฟฟ้าคงด้วยวงจรแปลงผันแบบบักที่มีการควบคุม
- โดยกระบวนการทำงานของโปรแกรมการบรรเทาการขาดเสถียรภาพดังกล่าวจะเริ่มต้นจากการกำหนดค่าแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตของวงจรแปลงผันแบบบัก
- เวลาที่ใช้ในการเปลี่ยนแปลงจุดปฏิบัติงานของวงจรแปลงผันแบบบัก และค่าอัตราขยายเชิงสัดส่วนของอุปกรณ์ไปหน้า
- พร้อมทั้งสั่งการให้ระบบเริ่มการทำงานผ่านการกดสวิตช์เริ่มต้น
- จากนั้นกระบวนการจุดปฏิบัติงานที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพและการบรรเทาการขาดเสถียรภาพจะทำงานอัตโนมัติ
- จนกระทั่งทราบจุดการขาดเสถียรภาพและดำเนินการบรรเทาการขาดเสถียรภาพซึ่งสังเกตได้จากออสซิลโคป
- หลังจากนั้นหยุดการทำงานของระบบโดยการกดสวิตช์สิ้นสุดการทำงาน
- เลขคำขอ :** -
- ทะเบียนข้อมูลเลขที่ :** -
- สร้างสรรค์ในประเทศ / ปีที่สร้างสรรค์ :** ประเทศไทย ปีพ.ศ. 2565
- การโฆษณาผลงานลิขสิทธิ์ :** ยังไม่ได้โฆษณา

แบบ เลข.01

- 4 **ชื่อผลงาน :** โปรแกรมการทำนายจุดขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังเอชเป็นตีสที่มีโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว
- รายละเอียด :** ผลงานนี้นำเสนอเกี่ยวกับการทำนายจุดขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังเอชเป็นตีสที่มีโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว โดยการใช้โปรแกรมจำลองภาษาซีจะอาศัยการทำงานร่วมกันระหว่างโปรแกรม Arduino IDE และชุดบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล AVR รุ่น MEGA 2560 ในการบันทึกโปรแกรมควบคุมการทำงานที่เขียนขึ้น
- รวมทั้งใช้สำหรับหาจุดปฏิบัติงานที่ทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังเอชเป็นตีสที่มีโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเกิดการขาดเสถียรภาพ ซึ่งระบบไฟฟ้ากำลังเอชเป็นตีสในผลงานนี้คือ วงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบบริดจ์ และโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจะแทนด้วยวงจรแปลงผันแบบบักที่มีการควบคุม โดยกระบวนการทำงานของโปรแกรมการทำนายจุดขาดเสถียรภาพดังกล่าวจะเริ่มจากการกำหนดค่าแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตของวงจรแปลงผันแบบบักและเวลาที่ใช้ในการเปลี่ยนแปลงจุดปฏิบัติงานของวงจรแปลงผันแบบบัก พร้อมทั้งสั่งการให้ระบบเริ่มการทำงานผ่านการกดสวิตช์เริ่มต้น
- จากนั้นกระบวนการหาจุดปฏิบัติงานที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพจะทำงานอัตโนมัติจนกระทั่งทราบจุดการขาดเสถียรภาพผ่านการสังเกตจากออสซิลอscope หลังจากนั้นหยุดการทำงานของระบบโดยการกดสวิตช์สิ้นสุดการทำงาน
- เลขคำขอ :** -
- ทะเบียนข้อมูลเลขที่ :** -
- สร้างสรรค์ในประเทศ / ปีที่สร้างสรรค์ :** ประเทศไทย ปีพ.ศ. 2565
- การโฆษณาผลงานลิขสิทธิ์ :** ยังไม่ได้โฆษณา
- 5 **ชื่อผลงาน :** โปรแกรมการวิเคราะห์หาข้อผิดพลาดการขยายย้อนกลับของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบันทึกด้วยทุลูปที่ค่าจะจง
- รายละเอียด :** เป็นระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบันทึกด้วยทุลูปที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง
- แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดียวและบัลเบสเดียวสำหรับกระบวนการทำงานของโปรแกรมการวิเคราะห์ดังกล่าวจะเริ่มจากการกำหนดค่าอัตราขยายย้อนกลับเริ่มต้นอัตรา การเปลี่ยนแปลงขยายย้อนกลับ ค่าอัตราขยายย้อนกลับสุดท้าย และระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ทำให้ระบบเกิดการเสถียรภาพ
- ซึ่งโหลดดังกล่าวเป็นโหลดของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบันทึก พร้อมทั้งสั่งการให้โปรแกรมเริ่มทำงาน
- จากนั้นกระบวนการวิเคราะห์หาข้อผิดพลาดการขยายย้อนกลับจะทำงานอัตโนมัติ
- จนกระทั่งทราบค่าอัตราขยายย้อนกลับที่ทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบันทึกด้วยทุลูปมีเสถียรภาพอีกครั้ง
- เลขคำขอ :** -
- ทะเบียนข้อมูลเลขที่ :** -
- สร้างสรรค์ในประเทศ / ปีที่สร้างสรรค์ :** ประเทศไทย ปีพ.ศ. 2565
- การโฆษณาผลงานลิขสิทธิ์ :** ยังไม่ได้โฆษณา
- 6 **ชื่อผลงาน :** โปรแกรมการออกแบบรูปแบบของระบบไฟฟ้ากำลังเอชเป็นตีสที่มีโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาค้นหาแบบตามเชิงปรับตัว
- รายละเอียด :** กระบวนการทำงานของโปรแกรมการออกแบบรูปแบบของระบบไฟฟ้ากำลังเอชเป็นตีสที่มีโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาค้นหาแบบตามเชิงปรับตัว พร้อมทั้งปรับตั้งค่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวในจุดปฏิบัติงานที่ต้องการ 2.วิเคราะห์เสถียรภาพที่ค่าที่กักของระบบโดยอาศัยการจำลองทางคณิตศาสตร์
- ภายใต้ทุลูปที่ค่าจะจงเพื่อใช้ตรวจสอบหาพารามิเตอร์ของรูปแบบของระบบไฟฟ้าที่ทำให้ระบบมีเสถียรภาพตลอดช่วงการทำงานผ่านเงื่อนไข
- ส่วนจริงของค่าจะจงทุกค่าต้องมีค่าน้อยกว่าศูนย์
- 3.ทำการประเมินค่าสมรรถนะการทำงานของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวในรูปของค่าฟังก์ชันวัตถุประสงค์โดยค่าสมรรถนะที่จะประเมินประกอบไปด้วย ช่วงเวลาขึ้น
- ช่วงเวลาเข้าที่ และเปอร์เซ็นต์การพุ่งเกิน 4.นำค่าวัตถุประสงค์ส่งให้อัลกอริทึม ATS
- ทำการปรับปรุงหาพารามิเตอร์ของรูปแบบของระบบไฟฟ้าที่ทำให้สมรรถนะการทำงานของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวดีขึ้น
- เลขคำขอ :** -
- ทะเบียนข้อมูลเลขที่ :** -
- สร้างสรรค์ในประเทศ / ปีที่สร้างสรรค์ :** ประเทศไทย ปีพ.ศ. 2565
- การโฆษณาผลงานลิขสิทธิ์ :** ยังไม่ได้โฆษณา

หน้า 7

แบบ ลข.01

- 7 ชื่อผลงาน : โปรแกรมการออกแบบสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบดาบุงเชิงปรับตัว
- รายละเอียด : กระบวนการทำงานของโปรแกรมสามารถได้ขึ้นตอนดังนี้ 1.การกำหนดจำนวนรอบการค้นหาของ ATS พร้อมทั้งปรับตั้งค่าโหนดซึ่งเป็นโหนดของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินในจุดปฏิบัติงานที่ต้องการ
- 2.วิเคราะห์เสถียรภาพที่ค่าพิกัดของระบบโดยอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์
- เพื่อใช้ตรวจสอบหาค่าสัมประสิทธิ์ของสมการการสร้างเสถียรภาพตลอดระยะทางและระยะเวลาทำการบิน
- 3.ทำการประเมินค่าสมรรถนะการควบคุมแรงดันบังคับของระบบควบคู่ไปกับการตรวจสอบว่าแรงดันบังคับมีความสอดคล้องกับมาตรฐาน MIL-STD-704F หรือไม่ ผ่านค่าฟังก์ชันวัตถุประสงค์ 4.นำค่าวัตถุประสงค์ส่งให้อัลกอริทึม ATS
- ทำการปรับปรุงหาค่าสัมประสิทธิ์ของสมการการสร้างเสถียรภาพที่ทำให้สมรรถนะการควบคุมแรงดันบังคับของระบบดีที่สุด
- เลขคำขอ : -
- ทะเบียนข้อมูลเลขที่ : -
- สร้างสรรค์ในประเทศไทย / ปีที่สร้างสรรค์ : ประเทศไทย ปีพ.ศ. 2565
- การโฆษณาผลงานลิขสิทธิ์ : ยังไม่ได้โฆษณา

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี



ทะเบียนข้อมูลเลขที่ ว1.009989

คำขอแจ้งข้อมูลเลขที่ 421738

หนังสือแสดงการแจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์

ออกให้เพื่อแสดงว่า

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ได้แจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์ไว้ต่อกรมทรัพย์สินทางปัญญา

เมื่อวันที่ 15 เดือน กันยายน พ.ศ. 2565

ประเภทงาน วรรณกรรม ลักษณะงาน โปรแกรมคอมพิวเตอร์

ชื่อผลงาน โปรแกรมการคำนวณค่าสมรรถนะของผลการตอบสนองพลวัต

เมื่อมีการเปลี่ยนแปลงสัญญาณโหลดแบบขั้นบันได

ออกให้ ณ วันที่ 28 เดือน กันยายน พ.ศ. 2565

ลงชื่อ.....

(นางธนิษฐา โชติดีติก)

นักวิชาการพาณิชย์ชำนาญการพิเศษ

ปฏิบัติราชการแทนผู้อำนวยการกองลิขสิทธิ์

หมายเหตุ เอกสารนี้ได้รับรองความเป็นเจ้าของลิขสิทธิ์

ในกรณีมีข้อพิพาทศาลจะเป็นผู้วินิจฉัยชี้ขาดความเป็นเจ้าของลิขสิทธิ์



ทะเบียนข้อมูลเลขที่ ว1.009992

คำขอแจ้งข้อมูลเลขที่ 421741

หนังสือแสดงการแจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์

ออกให้เพื่อแสดงว่า

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ได้แจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์ไว้ต่อกรมทรัพย์สินทางปัญญา

เมื่อวันที่ 15 เดือน กันยายน พ.ศ. 2565

ประเภทงาน วรรณกรรม ลักษณะงาน โปรแกรมคอมพิวเตอร์

ชื่อผลงาน โปรแกรมการวิเคราะห์หาค่าอัตราการขายป้อนกลับของระบบไฟฟ้า

กำลังบนเครื่องบินด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง

ออกให้ ณ วันที่ 28 เดือน กันยายน พ.ศ. 2565

ลงชื่อ.....

(นางธนิษฐา โชติดีติก)

นักวิชาการพาณิชย์ชำนาญการพิเศษ

ปฏิบัติราชการแทนผู้อำนวยการกองลิขสิทธิ์

หมายเหตุ เอกสารนี้มีได้รับรองความเป็นเจ้าของลิขสิทธิ์

ในกรณีมีข้อพิพาทศาลจะเป็นผู้วินิจฉัยชี้ขาดความเป็นเจ้าของลิขสิทธิ์



ทะเบียนข้อมูลเลขที่ ว1.0099994

คำขอแจ้งข้อมูลเลขที่ 421743

หนังสือแสดงการแจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์

ออกให้เพื่อแสดงว่า

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ได้แจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์ไว้ต่อกรมทรัพย์สินทางปัญญา

เมื่อวันที่ 15 เดือน กันยายน พ.ศ. 2565

ประเภทงาน วรรณกรรม ลักษณะงาน โปรแกรมคอมพิวเตอร์

ชื่อผลงาน โปรแกรมการออกแบบสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้า

กำลังบนเครื่องบินด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว

ออกให้ ณ วันที่ 28 เดือน กันยายน พ.ศ. 2565

ลงชื่อ.....

(นางธนิษฐา โชติดีลิก)

นักวิชาการพาณิชย์ชำนาญการพิเศษ

ปฏิบัติราชการแทนผู้อำนวยการกองลิขสิทธิ์

หมายเหตุ เอกสารนี้มิได้รับรองความเป็นเจ้าของลิขสิทธิ์

ในกรณีมีข้อพิพาทศาลจะเป็นผู้วินิจฉัยชี้ขาดความเป็นเจ้าของลิขสิทธิ์

แบบ ลข.01	
 คำขอแจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์ ประเภทงานอันมีลิขสิทธิ์	สำหรับเจ้าหน้าที่ วันที่อื่น 8 พฤษภาคม 2566 เลขคำขอ 429306 ทะเบียนข้อมูลเลขที่ 1.010545 เอกสารแนบ ☐ สำเนาบัตรประชาชน / หนังสือรับรองนิติบุคคล ☐ ผลงาน ☐ หนังสือมอบอำนาจ ☐ สัญญาโอนลิขสิทธิ์ ☐ อื่นๆ
☒ วรรณกรรม ☐ ศิลปกรรม ☐ โสตทัศนวัสดุ ☐ สิ่งบันทึกเสียง ☐ งานอื่นใดอันเป็นงานในแผนกวรรณคดี ☐ นาฏกรรม ☐ ดนตรีกรรม ☐ ภาพยนตร์ ☐ งานแพร่เสียงแพร่ภาพ แผนกวิทยาศาสตร์หรือแผนกศิลปะ	หมายเหตุ : การกรอกข้อความให้ใช้วิธีพิมพ์
1. ชื่อเจ้าของลิขสิทธิ์ ☐ บุคคลธรรมดา (ไทย) ☐ นิติบุคคล (ไทย) ☐ บุคคลธรรมดา (ต่างชาติ) ☐ นิติบุคคล (ต่างชาติ) ☒ ส่วนราชการไทย ชื่อ - สกุล มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ที่อยู่ตามภูมิสำเนา 111 ถนนมหาวิทยาลัย แขวง / ตำบล สุรนารี เขต / อำเภอ เมืองนครราชสีมา จังหวัด นครราชสีมา รหัสไปรษณีย์ 30000 ประเทศ ไทย สัญชาติ โทรศัพท์ 044224825 โทรสาร อีเมล technopolis_tlo@sut.ac.th หมายเหตุ : หากมีเจ้าของลิขสิทธิ์ร่วม ให้ระบุรายละเอียดเพิ่มในใบต่อท้าย ลข.01	
2. ชื่อตัวแทน ☒ บุคคลธรรมดา (ไทย) ☐ นิติบุคคล (ไทย) ชื่อ - สกุล ศักดิ์ติยานนท์ คงทอง ที่อยู่ตามภูมิสำเนา แขวง / ตำบล เขต / อำเภอ จังหวัด รหัสไปรษณีย์ ประเทศ สัญชาติ ไทย โทรศัพท์ 044224825 โทรสาร อีเมล saktiyanont@gmail.com เลขประจำตัวประชาชน หมายเหตุ : หากมีตัวแทนมากกว่า 1 คน ให้ระบุรายละเอียดเพิ่มในใบต่อท้าย ลข.01	
3. สถานที่ติดต่อและจัดส่งเอกสารในประเทศ ☐ มารับด้วยตัวเอง ☒ จัดส่งทางไปรษณีย์ (โปรดเลือกที่อยู่ให้จัดส่ง) ☒ ที่อยู่ตามข้อ 1 ☐ ที่อยู่ตามข้อ 2 ☐ อื่นๆ ระบุ	

Signed by DIP-CA

หน้า 1

แบบ ลข.01

4. ชื่อผู้สร้างสรรค์ หรือนามแฝง ☒ บุคคลธรรมดา (ไทย) ☐ นิติบุคคล (ไทย) ☐ บุคคลธรรมดา (ต่างชาติ) ☐ นิติบุคคล (ต่างชาติ) ☐ ส่วนราชการไทย

ชื่อ - สกุล..... รองศาสตราจารย์กองพัน อารีรักษ์..... นามแฝง.....

ที่อยู่ตามภูมิลำเนา..... 114/517 หมู่ที่ 3.....

แขวง / ตำบล.....หนองจะบก.....เขต / อำเภอ.....เมืองนครราชสีมา.....จังหวัด.....นครราชสีมา.....

รหัสไปรษณีย์.....30000.....ประเทศ.....ไทย.....สัญชาติ.....ไทย.....

โทรศัพท์.....โทรศัพท์.....อีเมล.....kongspan@sut.ac.th.....

เลขประจำตัวประชาชน

หมายเหตุ : หากมีผู้สร้างสรรค์ร่วม ให้ระบุรายละเอียดเพิ่มในใบต่อท้าย ลข.01

5. ชื่อผลงาน (ภาษาไทยหรือภาษาอังกฤษเท่านั้น)

โปรแกรมการตรวจสอบเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินด้วยการจำลองสถานการณ์แบบฮาร์ดแวร์ในรูป

หมายเหตุ : หากมีผลงานมากกว่า 1 ผลงาน ให้ระบุในใบต่อท้าย ลข.01

6. ประเภทของงาน

6.1 ☒ วรรณกรรม

☐ งานนิพนธ์ ☒ โปรแกรมคอมพิวเตอร์

6.2 ☐ นาฏกรรม

6.3 ☐ ศิลปกรรม

☐ ศิลปะประยุกต์ ☐ แผนที่ ภาพประกอบ ☐ ภาพถ่าย ☐ สถาปัตยกรรม ☐ ภาพพิมพ์ ☐ ประติมากรรม ☐ จิตรกรรม

6.4 ☐ ดนตรีกรรม

6.5 ☐ สื่อทัศนวัสดุ

6.6 ☐ ภาพยนตร์

6.7 ☐ สิ่งบันทึกเสียง

6.8 ☐ งานแพร่เสียงแพร่ภาพ

6.9 ☐ งานอื่นใดอันเป็นงานในแผนวรรณคดี แผนวิทยาศาสตร์หรือแผนศิลปะ

ผลงานที่อื่นประกอบคำขอ.....

Signed by DIP-CA
หน้า.....2.....

แบบ ลข.01

7. ความเป็นเจ้าของลิขสิทธิ์

- 7.1 ☐ เป็นผู้สร้างสรรค์เอง
- 7.2 ☐ กรณีจ้างแรงงานโดยมีหนังสือตกลงว่า ให้นายจ้างเป็นเจ้าของลิขสิทธิ์
- 7.3 ☐ กรณีจ้างทำของ
- ☐ มีหนังสือตกลงให้ ผู้ว่าจ้างเป็นเจ้าของลิขสิทธิ์ (พร้อมแนบหลักฐาน)
- ☐ ไม่มีหนังสือตกลงว่า ให้ผู้รับจ้างเป็นเจ้าของลิขสิทธิ์
- 7.4 ☐ เป็นผู้ดัดแปลงโดยได้รับอนุญาตจากเจ้าของลิขสิทธิ์ (พร้อมแนบสำเนาหลักฐาน (ถ้ามี))
- 7.5 ☐ เป็นผู้รวบรวมหรือประกอบเข้ากัน โดยได้รับอนุญาตจากเจ้าของลิขสิทธิ์ (เช่น พจนานุกรม หรือเว็บเพจ) (พร้อมแนบหลักฐาน (ถ้ามี))
- 7.6 ☐ เป็นผู้นำเอาข้อมูลหรือสิ่งอื่นใดมารวบรวมหรือประกอบเข้ากันในรูปฐานข้อมูลหรืออื่นๆ
- 7.7 ☐ เป็นกระทรวง ทบวง กรม หรือหน่วยงานอื่นใดของรัฐหรือของท้องถิ่นที่มีลิขสิทธิ์โดยการจ้างหรือตามคำสั่งหรือการควบคุมของตน
- 7.8 ☒ เป็นผู้รับโอนลิขสิทธิ์ (พร้อมแนบสำเนาหลักฐาน)
- ☒ รับโอนทั้งหมด
- ☐ รับโอนลิขสิทธิ์บางส่วน (ระบุ)

8. รายละเอียดการสร้างสรรค์ผลงานโดยย่อ / แรงบันดาลใจ

เป็นการตรวจสอบเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบันทึกใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสต์เดียวด้วยการจำลองสถานการณ์แบบฮาร์ดแวร์ในรูป โดยการจำลองสถานการณ์แบบฮาร์ดแวร์ในรูปเป็นกระบวนการที่อาศัยการทำงานร่วมกันระหว่างชุดบล็อก Simpowersystem บนโปรแกรม MATLAB ที่ติดต่อสื่อสารกันผ่านโปรแกรม Code Composer studio

หมายเหตุ : หากกรอกข้อมูลไม่เพียงพอให้กรอกในใบต่อท้าย ลข.01

9. สร้างสรรค์ในประเทศ / ปีที่สร้างสรรค์ (ระบุ)

- ☒ ไทย ปี พ.ศ. 2566
- ☐ ต่างประเทศ (ระบุ) ปี พ.ศ.

10. การโฆษณาผลงานลิขสิทธิ์

- ☒ ยังไม่ได้โฆษณา
- ☐ โฆษณาครั้งแรก ณ ประเทศ เมื่อวันที่ เดือน พ.ศ.

11. การจัดทำสื่อสำหรับคนพิการ ☐ มี ☒ ไม่มีSigned by DIP-CA
หน้า.....3.....

แบบ ลข.01

“ข้าพเจ้านุญาตให้บุคคลอื่นตรวจสอบเอกสารคำขอแจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์และผลงานของข้าพเจ้าได้ และขอรับรองว่าข้อความข้างต้น เป็นความจริงทุกประการ และหลักฐานที่ส่งประกอบคำขอเป็นหลักฐานที่ถูกต้อง หากปรากฏภายหลังว่าข้าพเจ้าไม่ได้เป็นเจ้าของลิขสิทธิ์ หรือตัวแทนรับมอบอำนาจจากบุคคลดังกล่าว และก่อให้เกิดความเสียหายแก่บุคคลหนึ่งบุคคลใด หรือกรมทรัพย์สินทางปัญญา ข้าพเจ้าขอเป็นผู้รับผิดชอบในความเสียหายที่เกิดขึ้นทุกประการ

ทั้งนี้ข้าพเจ้ารับทราบว่า การแจ้งข้อความอันเป็นเท็จแก่เจ้าพนักงานซึ่งอาจทำให้ผู้อื่นหรือประชาชนเสียหายเป็นความผิดตามประมวลกฎหมายอาญาฐานแจ้งความเท็จ และอาจเข้าข่ายความผิดตามกฎหมายว่าด้วยการกระทำความผิดเกี่ยวกับคอมพิวเตอร์ โดยการนำเข้าสู่ข้อมูลคอมพิวเตอร์ที่บิดเบือนหรือปลอม ไม่ว่าทั้งหมดหรือบางส่วน หรือข้อมูลคอมพิวเตอร์อันเป็นเท็จโดยประการที่น่าจะเกิดความเสียหายแก่ประชาชน”

ลงชื่อ.....เจ้าของลิขสิทธิ์ / ตัวแทน

(สักดิ์ติณานนท์ คงทอง)

8 พฤษภาคม 2566

หมายเหตุ - การแจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์ มิได้ก่อให้เกิดสิทธิใดๆ ตามกฎหมาย

- กรณีที่แบบ ลข.01 มีเนื้อที่ไม่พอ และต้องการระบุรายละเอียดเพิ่ม ให้ใช้ใบต่อท้าย ลข.01 โดยระบุหมายเลขกำกับข้อ

และหัวข้อที่แสดงรายละเอียดเพิ่มเติมดังกล่าวด้วย

การดำเนินการตามคำขอนี้ ไม่ต้องเสียค่าธรรมเนียมใดๆทั้งสิ้น

ใบต่อท้ายคำขอแจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

แบบ ลข.01

ใบต่อท้ายคำขอแจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์

4.1 ชื่อผู้สร้างสรรค์ร่วม

☒ บุคคลธรรมดา (ไทย)
 ☐ นิติบุคคล (ไทย)
 ☐ บุคคลธรรมดา (ต่างชาติ)
 ☐ นิติบุคคล (ต่างชาติ)
 ☐ ส่วนราชการไทย

ชื่อ - สกุล..... นายรัฐพล โพธิ์สังข์..... นามแฝง.....

ที่อยู่ตามภูมิสำเนา..... 31 หมู่ที่ 5.....

แขวง / ตำบล..... อังครักษ์..... เขต / อำเภอ..... โพธิ์ทอง..... จังหวัด..... อ่างทอง.....

รหัสไปรษณีย์..... 14120..... ประเทศ..... ไทย..... สัญชาติ..... ไทย.....

โทรศัพท์..... โทรสาร..... อีเมล..... ratapon_1996@hotmail.com.....

เลขประจำตัวประชาชน 1 1 5 9 9 0 0 2 4 9 4 8 5

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

Signed by DIP-CA
หน้า.....5.....



ทะเบียนข้อมูลเลขที่ ว1.010545

คำขอแจ้งข้อมูลเลขที่ 429306

หนังสือแสดงการแจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์

ออกให้เพื่อแสดงว่า

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ได้แจ้งข้อมูลลิขสิทธิ์ไว้ต่อกรมทรัพย์สินทางปัญญา

เมื่อวันที่ 8 เดือน พฤษภาคม พ.ศ. 2566

ประเภทงาน วรรณกรรม ลักษณะงาน โปรแกรมคอมพิวเตอร์

ชื่อผลงาน โปรแกรมการตรวจสอบเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

ด้วยการจำลองสถานการณ์แบบฮาร์ดแวร์ในรูป

ออกให้ ณ วันที่ 23 เดือน พฤษภาคม พ.ศ. 2566

ลงชื่อ.....

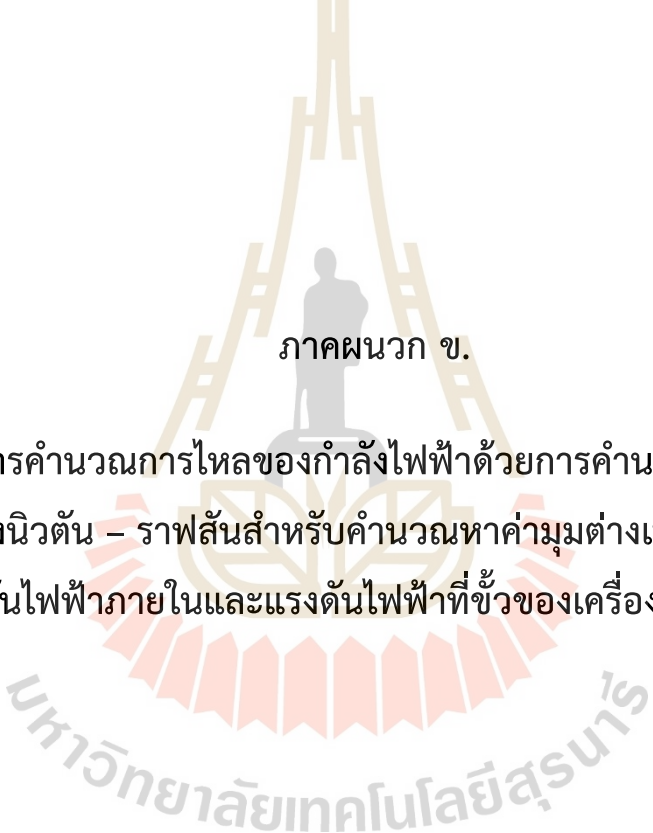
(นางธนัญญา โชติติลล)

นักวิชาการพาณิชย์ชำนาญการพิเศษ

ปฏิบัติราชการแทนผู้อำนวยการกองลิขสิทธิ์

หมายเหตุ เอกสารนี้มิได้รับรองความเป็นเจ้าของลิขสิทธิ์

ในกรณีมีข้อพิพาทศาลจะเป็นผู้วินิจฉัยชี้ขาดความเป็นเจ้าของลิขสิทธิ์



ภาคผนวก ข.

โปรแกรมการคำนวณการไหลของกำลังไฟฟ้าด้วยการคำนวณเชิงคณิตศาสตร์
ของนิวตัน – ราบสันสำหรับคำนวณหาค่ามุมต่างเฟสระหว่าง
แรงดันไฟฟ้าภายในและแรงดันไฟฟ้าที่เข้าของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า

 โปรแกรมการคำนวณการไหลของกำลังไฟฟ้าด้วยวิธีการคำนวณเชิงคณิตศาสตร์ของนิวตัน – رافสัน
 สำหรับคำนวณหาค่ามุมต่างเฟส δ

%%%ประกาศค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ของระบบเพื่อใช้คำนวณหาค่าในสภาวะอยู่ตัว%%%

clc

clear all

$R_s=1.058e-3;$

$L_s=99e-6;$

$L_d=L_s;$

$L_q=L_s;$

$Flux=0.03644;$

$Poles=6;$

$F_e=400;$

$W=2*\pi*f_e;$

$W_s=(4*\pi*f_e)/Poles;$

$W_m=W_s;$

$W_e=(Poles/2)*W_m;$

$C_{dc}=1e-3;$

$R_c=(0.6e-3)*10;$

$L_c=(0.2e-6)*10;$

$C_b=0.5e-3;$

$R_L=10;$

$m=0.75;$

$X_s=W_e*L_s;$

$Z=\sqrt{R_s^2+X_s^2};$

$\Gamma=\text{atan2}(X_s/R_s);$

%%%กำหนดค่าเริ่มต้นและค่าความคลาดเคลื่อนสูงสุดที่ยอมรับได้%%%

$P_{cpl}=10e3;$

$E_{gen}=(((Poles/2)*W_s)*Flux*(Poles/2)^3)/\sqrt{2};$

$V_{tgen}(1)=E_{gen};$

```

Vdc=(2*sqrt(2)*Vtgen(1))/m;
Vb=(Vdc+sqrt((Vdc^2)-(4*((Rc/RL)+1)*Rc*Pcpl)))/(2*((Rc/RL)+1));
Ic=(Vb/RL)+(Pcpl/Vb);
PRL=(Vb^2)/RL;
Ploss=(Ic^2)*Rc;
Pcon=(PRL+Pcpl+Ploss)/3;
Delta(1)=asind((Pcon*Xs)/(Egen*Vtgen(1)));
ea_Vtgen=100;
ea_Delta=100;
es=1e-10;
k=1;
%% %ลูบโปรแกรมการคำนวณค่าδ ด้วยวิธีการของนิวตัน - ราชสัน%%
while 1
f1=(Vtgen(k)*Egen*cosd(Gamma-Delta(k))/Z-(((Vtgen(k)^2)*cosd(Gamma))/Z)-Pcon;
f2=(Vtgen(k)*Egen*sind(Gamma-Delta(k))/Z-
    (((Vtgen(k)^2)*sind(Gamma))/Z)+(((Egen*Vtgen(k))/Xs)*cosd(Delta(k))-
    ((Vtgen(k)^2)/Xs);

f1_Vtgen=(Egen*cosd(Gamma-Delta(k))/Z-(((2*Vtgen(k))*cosd(Gamma))/Z);
f1_Delta=(Vtgen(k)*Egen*sind(Gamma-Delta(k))/Z;
f2_Vtgen=(Egen*sind(Gamma-Delta(k))/Z-
    (((2*Vtgen(k))*sind(Gamma))/Z)+((Egen/Xs)*cosd(Delta(k)))-((2*Vtgen(k))/Xs);
f2_Delta=-(Vtgen(k)*Egen*cosd(Gamma-Delta(k))/Z-
    (((Egen*Vtgen(k))/Xs)*sind(Delta(k)));

Vtgen(k+1)=Vtgen(k)-(((f2_Delta*f1)-(f1_Delta*f2))/((f1_Vtgen*f2_Delta)-
    (f1_Delta*f2_Vtgen)));
Delta(k+1)=Delta(k)-(((f1_Vtgen*f2)-(f2_Vtgen*f1))/((f1_Vtgen*f2_Delta)-
    (f1_Delta*f2_Vtgen)));

Vdc=(2*sqrt(2)*Vtgen(k+1))/m;
Vb=(Vdc+sqrt((Vdc^2)-(4*((Rc/RL)+1)*Rc*Pcpl)))/(2*((Rc/RL)+1));

```

```

Ic=(Vb/RL)+(Pcpl/Vb);
PRL=(Vb^2)/RL;
Ploss=(Ic^2)*Rc;
Pcon=(PRL+Pcpl+Ploss)/3;

ea_Vtgen=abs((Vtgen(k+1)-Vtgen(k))/Vtgen(k+1))*100;
ea_Delta=abs((Delta(k+1)-Delta(k))/Delta(k+1))*100;
%%%ค่าในสภาวะอยู่ตัวของระบบและค่า  $\delta$  ที่ได้จากการค้นหาด้วยวิธีการของนิวตัน - رافสัน
If ea_Vtgen<=es&&ea_Delta<=es
    Egen;
    Vtgen=Vtgen(k+1);
    Delta_degree=Delta(k);
    Delta_radian=(1/180)*pi*Delta_degree;
    Vdc=(2*sqrt(2)*Vtgen)/m;
    Vb=(Vdc+sqrt((Vdc^2)-(4*((Rc/RL)+1)*Rc*Pcpl)))/(2*((Rc/RL)+1));
    Ic=(Vb/RL)+(Pcpl/Vb);
    PRL=(Vb^2)/RL;
    Ploss=(Ic^2)*Rc;
    Pcon=(PRL+Pcpl+Ploss)/3;
    Qcon=-(((Egen*Vtgen)/Xs)*cosd(Delta_degree))+((Vtgen^2)/Xs);
    break
end

```


The logo of Sakon Nakhon Rajabhat University is a large, faint watermark in the background. It features a golden-yellow triangular structure with a silhouette of a person standing inside. Below the triangle is a circular emblem with a red border and a golden-yellow center. The text 'มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี' is written in a semi-circle at the bottom.

ภาคผนวก ค.

สมการในรูปแบบทั่วไปของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้น

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

รายละเอียดของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้นในสมการที่
(3-47)

รายละเอียดของ $\delta \mathbf{x}$ $\delta \mathbf{u}$ $\delta \mathbf{y}$ $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ $\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ $\mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ และ $\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ในสมการที่
(3-47) แสดงได้ดังนี้

$$\delta \mathbf{x} = [\delta I_d \quad \delta I_q \quad \delta V_{dc} \quad \delta I_c \quad \delta V_b \quad \delta X_v \quad \delta X_{id} \quad \delta X_{iq}]^T$$

$$\delta \mathbf{u} = [\delta I_d^* \quad \delta V_b^* \quad \delta P_{CPL}]^T$$

$$\delta \mathbf{y} = [\delta V_{dc} \quad \delta I_c \quad \delta V_b]^T$$

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} \frac{K_{pd} - R_s}{L_d} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{K_{id}}{L_d} & 0 \\ 0 & \frac{K_{pq} - R_s}{L_q} & \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} & 0 & a(2,5) & -\frac{K_{iv} K_{pq}}{L_q} & 0 & -\frac{K_{iq}}{L_q} \\ a(3,1) & a(3,2) & a(3,3) & -\frac{1}{C_{dc}} & a(3,5) & \frac{3K_{iv} K_{pq} I_{q,0}}{2C_{dc} V_{dc,0}} & \frac{3K_{id} I_{d,0}}{2C_{dc} V_{dc,0}} & \frac{3K_{iq} I_{q,0}}{2C_{dc} V_{dc,0}} \\ 0 & 0 & \frac{1}{L_c} & -\frac{R_c}{L_c} & -\frac{1}{L_c} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{C_b} & -\frac{1}{R_L C_b} + \frac{P_{CPL}}{C_b V_{dc,0}^2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & \frac{K_t - K_d}{R_L} - \frac{(K_t - K_d) P_{CPL}}{V_{b,0}^2} & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & -K_{pv} & 0 & a(8,5) & K_{iv} & 0 & 0 \end{bmatrix}_{8 \times 8}$$

$$\text{เมื่อ } a(2,5) = -\frac{K_{pv} K_{pq} (K K_t - K_d)}{L_q R_L} + \frac{K_{pv} K_{pq} P_{CPL} (K_t - K_d)}{L_q V_{b,0}^2}$$

$$a(3,1) = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} (-2K_{pd} I_{d,0} + K_{id} X_{id,0} + K_{pd} I_d^*)$$

$$a(3,2) = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} \left(-2K_{pq}I_{q,0} + \omega_e \phi_m - K_{pv}K_{pq}V_{dc,0} + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)V_{b,0}}{R_L} \right. \\ \left. + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)P_{CPL}}{V_{b,0}} + K_{iv}K_{pq}X_{v,0} + K_{iq}X_{iq,0} + K_{pv}K_{pq}V_b^* \right)$$

$$a(3,3) = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}^2} \left(-K_{pd}I_{d,0}^2 + K_{id}I_{d,0}X_{id,0} + K_{pd}I_{d,0}I_d^* - K_{pq}I_{q,0}^2 + \omega_e \phi_m I_{q,0} \right. \\ \left. + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)I_{q,0}V_{b,0}}{R_L} + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)P_{CPL}I_{q,0}}{V_{b,0}} \right. \\ \left. + K_{iv}K_{pq}I_{q,0}X_{v,0} + K_{iq}I_{q,0}X_{iq,0} + K_{pv}K_{pq}I_{q,0}V_b^* \right)$$

$$a(3,5) = \frac{3K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}R_L} - \frac{3K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)P_{CPL}I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}V_{b,0}^2}$$

$$a(8,5) = \frac{K_{pv}(K_t - K_d)}{R_L} - \frac{K_{pv}(K_t - K_d)P_{CPL}}{V_{b,0}^2}$$

$$\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} -\frac{K_{pd}}{L_d} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{K_{pv}K_{pq}}{L_q} & -\frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)}{L_q V_{b,0}} \\ \frac{3K_{pd}I_{d,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & \frac{3K_{pv}K_{pq}I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & \frac{3K_{pv}K_{pq}I_{q,0}(K_t - K_d)}{2C_{dc}V_{dc,0}V_{b,0}} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{C_b V_{b,0}} \\ 0 & 1 & \frac{K_t - K_d}{V_{b,0}} \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & K_{pv} & \frac{K_{pv}(K_t - K_d)}{V_{b,0}} \end{bmatrix}_{8 \times 3}$$

$$\mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{3 \times 8}$$

$$\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{3 \times 3}$$

รายละเอียดของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้นในสมการที่ (5-10)

รายละเอียดของ $\delta \mathbf{x}$ $\delta \mathbf{u}$ $\delta \mathbf{y}$ $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ $\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ $\mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ และ $\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ในสมการที่ (5-10) สามารถแสดงได้ดังนี้

$$\delta \mathbf{x} = \begin{bmatrix} \delta I_d & \delta I_q & \delta V_{dc} & \delta I_c & \delta V_b & \delta X_v & \delta X_{id} & \delta X_{iq} & \delta V_{b,stab} \end{bmatrix}^T$$

$$\delta \mathbf{u} = \begin{bmatrix} \delta I_d^* & \delta V_b^* & \delta P_{CPL} \end{bmatrix}^T$$

$$\delta \mathbf{y} = \begin{bmatrix} \delta V_{dc} & \delta I_c & \delta V_b \end{bmatrix}^T$$

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} \frac{K_{pd} - R_s}{L_d} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{K_{id}}{L_d} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{K_{pq} - R_s}{L_q} & \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} & 0 & a(2,5) & -\frac{K_{iv} K_{pq}}{L_q} & 0 & -\frac{K_{iq}}{L_q} & \frac{K_{pv} K_{pq} \omega_c K_{FB}}{L_q} \\ a(3,1) & a(3,2) & a(3,3) & -\frac{1}{C_{dc}} & a(3,5) & \frac{3K_{iv} K_{pq} I_{q,0}}{2C_{dc} V_{dc,0}} & \frac{3K_{id} I_{d,0}}{2C_{dc} V_{dc,0}} & \frac{3K_{iq} I_{q,0}}{2C_{dc} V_{dc,0}} & a(3,9) \\ 0 & 0 & \frac{1}{L_c} & -\frac{R_c}{L_c} & -\frac{1}{L_c} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{C_b} & -\frac{1}{R_L C_b} + \frac{P_{CPL}}{C_b V_{dc,0}^2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & a(6,5) & 0 & 0 & 0 & -K_{FB} \omega_c \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & -K_{pv} & 0 & a(8,5) & K_{iv} & 0 & 0 & -K_{pv} K_{FB} \omega_c \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{\omega_c}{V_{b,0}^2} & 0 & 0 & 0 & -\omega_c \end{bmatrix}_{9 \times 9}$$

$$\text{เมื่อ } a(2,5) = -\frac{K_{pv} K_{pq} (K K_t - K_d)}{L_q R_L} + \frac{K_{pv} K_{pq} P_{CPL} (K_t - K_d)}{L_q V_{b,0}^2} + \frac{K_{pv} K_{pq} K_{FB} \omega_c}{L_q V_{b,0}^2}$$

$$a(3,1) = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} \left(-2K_{pd} I_{d,0} + K_{id} X_{id,0} + K_{pd} I_d^* \right)$$

$$a(3,2) = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} \left(-2K_{pq}I_{q,0} + \omega_e \phi_m - K_{pv}K_{pq}V_{dc,0} + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)V_{b,0}}{R_L} \right. \\ \left. + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)P_{CPL}}{V_{b,0}} + \frac{K_{pv}K_{pq}K_{FB}\omega_C}{V_{b,0}} - K_{pv}K_{pq}K_{FB}\omega_C V_{b,stab,0} \right. \\ \left. + K_{iv}K_{pq}X_{v,0} + K_{iq}X_{iq,0} + K_{pv}K_{pq}V_b^* \right)$$

$$a(3,3) = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}^2} \left(-K_{pd}I_{d,0}^2 + K_{id}I_{d,0}X_{id,0} + K_{pd}I_{d,0}I_d^* - K_{pq}I_{q,0}^2 + \omega_e \phi_m I_{q,0} \right. \\ \left. + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)I_{q,0}V_{b,0}}{R_L} + \frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)P_{CPL}I_{q,0}}{V_{b,0}} \right. \\ \left. + \frac{K_{pv}K_{pq}K_{FB}\omega_C I_{q,0}}{V_{b,0}} - K_{pv}K_{pq}K_{FB}I_{q,0}V_{b,stab,0} \right. \\ \left. + K_{iv}K_{pq}I_{q,0}X_{v,0} + K_{iq}I_{q,0}X_{iq,0} + K_{pv}K_{pq}I_{q,0}V_b^* \right)$$

$$a(3,5) = \frac{3K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}R_L} - \frac{3K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)P_{CPL}I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}V_{b,0}^2} - \frac{3K_{pv}K_{pq}K_{FB}\omega_C I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}V_{b,0}^2}$$

$$a(3,9) = -\frac{3K_{pv}K_{pq}K_{FB}\omega_C I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} \quad a(6,5) = \frac{K_t - K_d}{R_L} - \frac{(K_t - K_d)P_{CPL}}{V_{b,0}^2} - \frac{K_{FB}\omega_C}{V_{b,0}^2}$$

$$a(8,5) = \frac{K_{pv}(K_t - K_d)}{R_L} - \frac{K_{pv}(K_t - K_d)P_{CPL}}{V_{b,0}^2} - \frac{K_{pv}K_{FB}\omega_C}{V_{b,0}^2}$$

$$\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} -\frac{K_{pd}}{L_d} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{K_{pv}K_{pq}}{L_q} & -\frac{K_{pv}K_{pq}(K_t - K_d)}{L_q V_{b,0}} \\ \frac{3K_{pd}I_{d,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & \frac{3K_{pv}K_{pq}I_{q,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & \frac{3K_{pv}K_{pq}I_{q,0}(K_t - K_d)}{2C_{dc}V_{dc,0}V_{b,0}} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{C_b V_{b,0}} \\ 0 & 1 & \frac{K_t - K_d}{V_{b,0}} \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & K_{pv} & \frac{K_{pv}(K_t - K_d)}{V_{b,0}} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{9 \times 3}$$

$$\mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{3 \times 9}$$

$$\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{3 \times 3}$$

รายละเอียดของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้นในสมการที่ (7-23)

รายละเอียดของ $\delta \mathbf{x}$ $\delta \mathbf{u}$ $\delta \mathbf{y}$ $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ $\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ $\mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ และ $\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ในสมการที่ (7-23) สามารถแสดงได้ดังนี้

$$\delta \mathbf{x} = [\delta I_{sd} \quad \delta I_{sq} \quad \delta V_{dc} \quad \delta I_c \quad \delta V_b \quad \delta X_v \quad \delta X_{id} \quad \delta X_{iq} \quad \delta V_{b,stab}]^T$$

$$\delta \mathbf{u} = [\delta I_d^* \quad \delta V_b^* \quad \delta P_{CPL}]^T$$

$$\delta \mathbf{y} = [\delta V_{dc} \quad \delta I_c \quad \delta V_b]^T$$

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} \frac{R_{ac} + K_{pd}}{L_f} & 0 & -\frac{K_{pv}K_{pd}}{L_f} & 0 & a(1,5) & \frac{K_{iv}K_{pd}}{L_f} & \frac{K_{id}}{L_f} & 0 & -\frac{K_{pv}K_{pd}\omega_C K_{FB}}{L_f} \\ 0 & -\frac{R_{ac} + K_{pq}}{L_f} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{K_{iq}}{L_f} & 0 \\ a(3,1) & a(3,2) & a(3,3) & -\frac{1}{C_{dc}} & a(3,5) & -\frac{3K_{iv}K_{pd}I_{sd,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & -\frac{3K_{id}I_{sd,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & -\frac{3K_{iq}I_{sq,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & a(3,9) \\ 0 & 0 & \frac{1}{L_c} & -\frac{R_c}{L_c} & -\frac{1}{L_c} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{C_b} & -\frac{1}{R_L C_b} + \frac{P_{CPL}}{C_b V_{dc,0}^2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & a(6,5) & 0 & 0 & 0 & -K_{FB}\omega_C \\ -1 & 0 & -K_{pv} & 0 & a(7,5) & K_{iv} & 0 & 0 & -K_{pv}K_{FB}\omega_C \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{\omega_C}{V_{b,0}^2} & 0 & 0 & 0 & -\omega_C \end{bmatrix}_{9 \times 9}$$

$$\text{เมื่อ } a(1,5) = \frac{K_{pv}K_{pd}(K_t - K_d)}{L_f R_L} - \frac{K_{pv}K_{pd}P_{CPL}(K_t - K_d)}{L_f V_{b,0}^2} - \frac{K_{pv}K_{pd}K_{FB}\omega_C}{L_f V_{b,0}^2}$$

$$a(3,1) = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} \left(2K_{pd}I_{sd,0} + K_{pv}K_{pd}V_{dc,0} - \frac{K_{pv}K_{pd}(K_t - K_d)V_{b,0}}{R_L} \right. \\ \left. - \frac{K_{pv}K_{pd}(K_t - K_d)P_{CPL}}{V_{b,0}} - \frac{K_{pv}K_{pd}K_{FB}\omega_C}{V_{b,0}} + K_{pv}K_{pd}K_{FB}\omega_C V_{b,stab,0} \right. \\ \left. + V_{sd} - K_{iv}K_{pd}X_{v,0} - K_{id}X_{id,0} - K_{pv}K_{pd}V_b^* \right)$$

$$a(3,2) = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} \left(2K_{pq}I_{sq,0} - K_{iq}X_{iq,0} + K_{pq}I_{sq}^* \right)$$

$$a(3,3) = -\frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}^2} \left(K_{pd}I_{sd,0}^2 - K_{iv}K_{pd}I_{sd,0}X_{v,0} - K_{id}I_{sd,0}X_{id,0} + K_{pv}K_{pd}I_{sd,0}V_b^* \right. \\ \left. - \frac{K_{pv}K_{pd}(K_t - K_d)I_{sd,0}V_{b,0}}{R_L} - \frac{K_{pv}K_{pd}(K_t - K_d)P_{CPL}I_{sd,0}}{V_{b,0}} \right. \\ \left. - \frac{K_{pv}K_{pd}K_{FB}\omega_C I_{sd,0}}{V_{b,0}} + K_{pv}K_{pd}K_{FB}\omega_C I_{sd,0}V_{b,stab,0} + V_{sd}I_{sd,0} \right. \\ \left. + K_{pq}I_{sq,0}^2 - K_{iq}I_{sq,0}X_{iq,0} - K_{pq}I_{sq,0}I_{sq}^* \right)$$

$$a(3,5) = -\frac{3K_{pv}K_{pd}(K_t - K_d)I_{sd,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}R_L} + \frac{3K_{pv}K_{pd}(K_t - K_d)P_{CPL}I_{sd,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}V_{b,0}^2} + \frac{3K_{pv}K_{pd}K_{FB}\omega_C I_{sd,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}V_{b,0}^2}$$

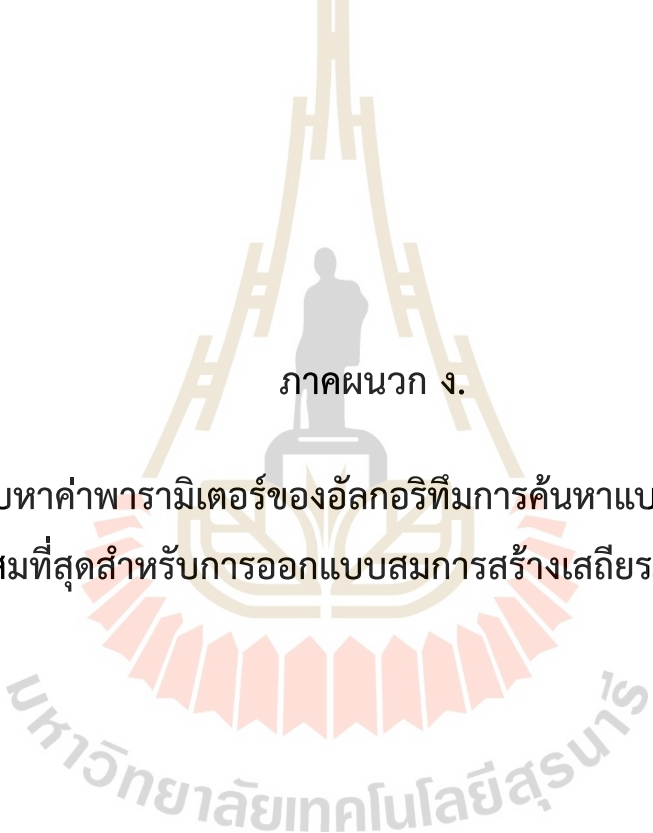
$$a(3,9) = \frac{3K_{pv}K_{pd}K_{FB}\omega_C I_{sd,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} \quad a(6,5) = \frac{K_t - K_d}{R_L} - \frac{(K_t - K_d)P_{CPL}}{V_{b,0}^2} - \frac{K_{FB}\omega_C}{V_{b,0}^2}$$

$$a(7,5) = \frac{K_{pv}(K_t - K_d)}{R_L} - \frac{K_{pv}(K_t - K_d)P_{CPL}}{V_{b,0}^2} - \frac{K_{pv}K_{FB}\omega_C}{V_{b,0}^2}$$

$$\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} 0 & \frac{K_{pv}K_{pd}}{L_f} & \frac{K_{pv}K_{pd}(K_t - K_d)}{L_f V_{b,0}} \\ -\frac{K_{pd}}{L_f} & 0 & 0 \\ \frac{3K_{pq}I_{sq,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & -\frac{3K_{pv}K_{pd}I_{sd,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & -\frac{3K_{pv}K_{pd}I_{sd,0}(K_t - K_d)}{2C_{dc}V_{dc,0}V_{b,0}} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{C_b V_{b,0}} \\ 0 & 1 & \frac{K_t - K_d}{V_{b,0}} \\ 0 & K_{pv} & \frac{K_{pv}(K_t - K_d)}{V_{b,0}} \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{9 \times 3}$$

$$\mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{3 \times 9}$$

$$\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{3 \times 3}$$



ภาคผนวก ง.

การทดสอบหาค่าพารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว
ที่เหมาะสมที่สุดสำหรับการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว

ผลการทดสอบหาค่าพารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาปูเชิงปรับตัวที่เหมาะสมที่สุดสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูง

การทดสอบหาค่าพารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาปูเชิงปรับตัวที่เหมาะสมที่สุดสำหรับการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวจะเริ่มต้นจากการทดสอบหาค่าจำนวนคำตอบเริ่มต้นที่เหมาะสมที่สุด โดยได้ดำเนินการทดสอบที่ค่าเท่ากับ 10 20 30 40 และ 50 คำตอบ และกำหนดให้จำนวนรอบการค้นหาเท่ากับ 10 รอบ จำนวนคำตอบรอบข้างเท่ากับ 30 คำตอบ ค่ารัศมีการค้นหาเท่ากับ 50 เปอร์เซ็นต์ และอัตราปรับลดรัศมีการค้นหาเท่ากับ 1.3 ดังแสดงได้ในตารางที่ ง.1 ดังนี้

ตารางที่ ง.1 การทดสอบจำนวนคำตอบเริ่มต้น

ครั้งที่	ค่า W				
	จำนวนคำตอบเริ่มต้น (คำตอบ)				
	10	20	30	40	50
1	0.74494	0.744904	0.744885	0.744915	0.745015
2	0.744959	0.74494	0.744991	0.744998	0.744943
3	0.744972	0.744922	0.744996	0.745801	0.744958
4	0.745002	0.744883	0.745808	0.744947	0.744915
5	0.744889	0.744922	0.74501	0.745001	0.744892
ค่าเฉลี่ย	0.744952	0.744914	0.745138	0.745132	0.744944

ในลำดับต่อมาจะเป็นการทดสอบหาค่าจำนวนคำตอบรอบข้างที่เหมาะสมที่สุด โดยได้ทำการทดสอบที่ค่าเท่ากับ 10 20 30 40 และ 50 คำตอบ ในขณะที่จำนวนรอบการค้นหาเท่ากับ 10 รอบ จำนวนคำตอบเริ่มต้นเท่ากับ 20 คำตอบ ค่ารัศมีการค้นหาเท่ากับ 50 เปอร์เซ็นต์ และอัตราปรับลดรัศมีการค้นหาเท่ากับ 1.3 ดังแสดงได้ในตารางที่ ง.2 ดังนี้

ตารางที่ ง.2 การทดสอบจำนวนคำตอบรอบข้าง

ครั้งที่	ค่า W				
	จำนวนคำตอบรอบข้าง (คำตอบ)				
	10	20	30	40	50
1	0.745102	0.744936	0.745002	0.744925	0.745009
2	0.744989	0.745047	0.744956	0.744851	0.744916
3	0.745066	0.745044	0.745039	0.745024	0.74494
4	0.745172	0.744997	0.744976	0.744895	0.744909
5	0.744902	0.744928	0.744941	0.744903	0.745248
ค่าเฉลี่ย	0.745046	0.744991	0.744983	0.74492	0.745004

ในลำดับถัดมาจะเป็นการทดสอบหาค่ารัศมีการค้นหาที่เหมาะสมที่สุด โดยได้ทำการทดสอบที่ค่าเท่ากับ 10 20 30 40 และ 50 เปอร์เซ็นต์ ในขณะที่จำนวนรอบการค้นหาเท่ากับ 10 รอบ จำนวนคำตอบเริ่มต้นเท่ากับ 20 คำตอบ จำนวนคำตอบรอบข้างเท่ากับ 40 คำตอบ และอัตราปรับลดรัศมีเท่ากับ 1.3 ดังแสดงได้ในตารางที่ ง.3 ดังนี้

ตารางที่ ง.3 การทดสอบค่ารัศมีการค้นหา

ครั้งที่	ค่า W				
	ค่ารัศมีการค้นหา (เปอร์เซ็นต์)				
	10	20	30	40	50
1	0.743974	0.743883	0.743805	0.745081	0.744961
2	0.743965	0.743825	0.743872	0.74492	0.744905
3	0.743812	0.743962	0.743905	0.74496	0.745027
4	0.743955	0.743971	0.743948	0.744967	0.744965
5	0.743861	0.743959	0.743928	0.744849	0.744877
ค่าเฉลี่ย	0.743914	0.74392	0.743892	0.744955	0.744947

สำหรับการทดสอบหาค่าอัตราปรับลดรัศมีที่เหมาะสมที่สุดได้ทำการทดสอบที่ค่าเท่ากับ 1.1 1.2 1.3 1.4 และ 1.5 โดยกำหนดให้จำนวนรอบการค้นหาเท่ากับ 10 รอบ จำนวนคำตอบเริ่มต้น

เท่ากับ 20 คำตอบ จำนวนคำตอบรอบข้างเท่ากับ 40 คำตอบ และค่ารัศมีการค้นหาเท่ากับ 30 เปอร์เซ็นต์ ดังแสดงได้ในตารางที่ ง.4 ดังนี้

ตารางที่ ง.4 การทดสอบค่าอัตราปรับลดรัศมี

ค่า W					
ครั้งที่	ค่าอัตราปรับลดรัศมี				
	1.1	1.2	1.3	1.4	1.5
1	0.744872	0.744878	0.744845	0.744818	0.744896
2	0.745076	0.744923	0.744927	0.744899	0.744777
3	0.745847	0.744807	0.744809	0.744819	0.744802
4	0.744877	0.744803	0.744832	0.744799	0.744893
5	0.744903	0.744834	0.744899	0.744775	0.744864
ค่าเฉลี่ย	0.745115	0.744849	0.744862	0.744822	0.744846

ในลำดับสุดท้ายของการทดสอบจะเป็นการทดสอบหาจำนวนรอบการค้นหา โดยได้ทำการทดสอบที่ค่าเท่ากับ 20 30 40 50 และ 60 รอบ ในขณะที่จำนวนคำตอบเริ่มต้นเท่ากับ 20 คำตอบ จำนวนคำตอบรอบข้างเท่ากับ 40 คำตอบ ค่ารัศมีการค้นหาเท่ากับ 30 เปอร์เซ็นต์ และอัตราปรับลดรัศมีเท่ากับ 1.4 ดังแสดงได้ในตารางที่ ง.5 ดังนี้

ตารางที่ ง.5 การทดสอบจำนวนรอบการค้นหา

ค่า W					
ครั้งที่	จำนวนรอบการค้นหา				
	20	30	40	50	60
1	0.744892	0.744876	0.744892	0.744463	0.744842
2	0.744844	0.744792	0.744831	0.744489	0.744764
3	0.744765	0.74496	0.744876	0.744489	0.744894
4	0.744891	0.744764	0.744789	0.744464	0.744972
5	0.744832	0.744853	0.744764	0.744491	0.744876
ค่าเฉลี่ย	0.744845	0.744849	0.744831	0.744479	0.74487

จากตารางที่ ง.1 ถึงตารางที่ ง.5 เมื่อพิจารณาเลือกค่าพารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวที่เหมาะสมที่สุดสำหรับการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวผ่านเงื่อนไขค่า W เฉลี่ยที่มีค่าน้อยที่สุด จะได้จำนวนคำตอบเริ่มต้นที่เหมาะสมที่สุดเท่ากับ 20 คำตอบ จำนวนคำตอบรอบข้างที่เหมาะสมที่สุดเท่ากับ 40 คำตอบ ค่ารัศมีการค้นหาที่เหมาะสมที่สุดเท่ากับ 30 เปอร์เซ็นต์ อัตราปรับลดรัศมีที่เหมาะสมที่สุดเท่ากับ 1.4 และจำนวนรอบการค้นหาที่เหมาะสมที่สุดเท่ากับ 50 รอบ

ผลการทดสอบหาค่าพารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวที่เหมาะสมที่สุดสำหรับชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

การทดสอบหาค่าพารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวที่เหมาะสมที่สุดสำหรับการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวจะเริ่มต้นจากการทดสอบหาค่าจำนวนคำตอบเริ่มต้นที่เหมาะสมที่สุด โดยได้ดำเนินการทดสอบที่ค่าเท่ากับ 10 20 30 40 และ 50 คำตอบ และกำหนดให้จำนวนรอบการค้นหาเท่ากับ 10 รอบ จำนวนคำตอบรอบข้างเท่ากับ 30 คำตอบ ค่ารัศมีการค้นหาเท่ากับ 50 เปอร์เซ็นต์ และอัตราปรับลดรัศมีเท่ากับ 1.3 ดังแสดงได้ในตารางที่ ง.6 ดังนี้

ตารางที่ ง.6 การทดสอบจำนวนคำตอบเริ่มต้น

ครั้งที่	ค่า W				
	จำนวนคำตอบเริ่มต้น (คำตอบ)				
	10	20	30	40	50
1	0.707763	0.707741	0.707758	0.707746	0.707745
2	0.707768	0.707743	0.707744	0.707745	0.707794
3	0.707765	0.707745	0.707749	0.707744	0.707898
4	0.707782	0.707744	0.707744	0.707745	0.707703
5	0.707764	0.707750	0.707744	0.707750	0.707707
ค่าเฉลี่ย	0.707768	0.707745	0.707748	0.707746	0.707769

ในลำดับต่อมาจะเป็นการทดสอบหาค่าจำนวนคำตอบรอบข้างที่เหมาะสมที่สุด โดยได้ทำการทดสอบที่ค่าเท่ากับ 10 20 30 40 และ 50 คำตอบ ในขณะที่จำนวนรอบการค้นหาเท่ากับ 10 รอบ จำนวนคำตอบเริ่มต้นเท่ากับ 20 คำตอบ ค่ารัศมีการค้นหาเท่ากับ 50 เปอร์เซ็นต์ และอัตราปรับลดรัศมีเท่ากับ 1.3 ดังแสดงได้ในตารางที่ ง.7 ดังนี้

ตารางที่ ง.7 การทดสอบจำนวนคำตอบรอบข้าง

ครั้งที่	ค่า W				
	จำนวนคำตอบรอบข้าง (คำตอบ)				
	10	20	30	40	50
1	0.707757	0.707744	0.707748	0.707748	0.707743
2	0.707773	0.707748	0.707743	0.707781	0.707744
3	0.707758	0.707749	0.707745	0.707743	0.707758
4	0.707748	0.707744	0.707742	0.707743	0.707749
5	0.707753	0.707765	0.707742	0.707744	0.707751
ค่าเฉลี่ย	0.707758	0.70775	0.707744	0.707752	0.707749

ในลำดับถัดมาจะเป็นการทดสอบหาค่ารัศมีการค้นหาที่เหมาะสมที่สุด โดยได้ทำการทดสอบที่ค่าเท่ากับ 10 20 30 40 และ 50 เปอร์เซ็นต์ ในขณะที่จำนวนรอบการค้นหาเท่ากับ 10 รอบ จำนวนคำตอบเริ่มต้นเท่ากับ 20 คำตอบ จำนวนคำตอบรอบข้างเท่ากับ 30 คำตอบ และอัตราปรับลดรัศมีเท่ากับ 1.3 ดังแสดงได้ในตารางที่ ง.8 ดังนี้

ตารางที่ ง.8 การทดสอบค่ารัศมีการค้นหา

ครั้งที่	ค่า W				
	ค่ารัศมีการค้นหา (เปอร์เซ็นต์)				
	10	20	30	40	50
1	0.707765	0.707742	0.707742	0.707766	0.707744
2	0.707749	0.707771	0.707749	0.707758	0.707745
3	0.70776	0.707742	0.707742	0.707751	0.707744
4	0.707758	0.707742	0.707745	0.707743	0.707743
5	0.707746	0.707744	0.707743	0.707743	0.707751
ค่าเฉลี่ย	0.707756	0.707748	0.707744	0.707752	0.707745

สำหรับการทดสอบหาค่าอัตราปรับลดรัศมีที่เหมาะสมที่สุดได้ทำการทดสอบที่ค่าเท่ากับ 1.1 1.2 1.3 1.4 และ 1.5 โดยกำหนดให้จำนวนรอบการค้นหาเท่ากับ 10 รอบ จำนวนคำตอบเริ่มต้นเท่ากับ 20 คำตอบ จำนวนคำตอบรอบข้างเท่ากับ 30 คำตอบ และค่ารัศมีการค้นหาเท่ากับ 30 เปอร์เซ็นต์ ดังแสดงได้ในตารางที่ ง.9 ดังนี้

ตารางที่ ง.9 การทดสอบค่าอัตราปรับลดรัศมี

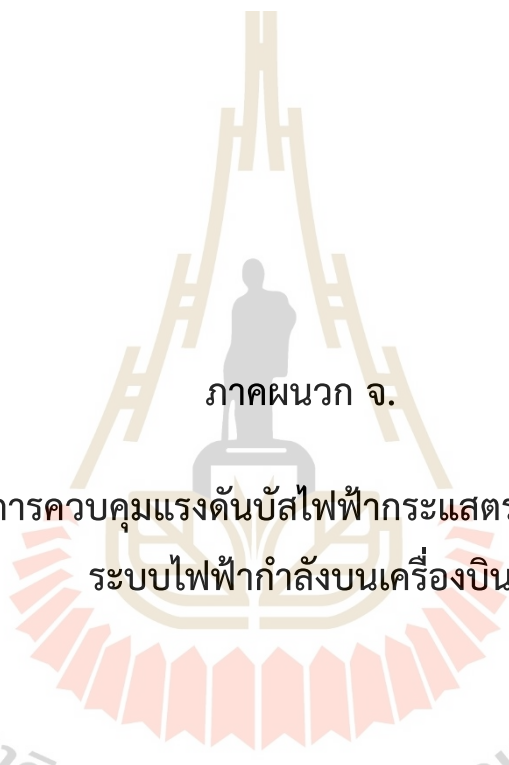
ครั้งที่	ค่า W				
	ค่าอัตราปรับลดรัศมี				
	1.1	1.2	1.3	1.4	1.5
1	0.707646	0.707643	0.707642	0.707642	0.70765
2	0.707644	0.707643	0.707644	0.707642	0.707644
3	0.707643	0.707649	0.707644	0.707650	0.707653
4	0.707645	0.707643	0.707643	0.707652	0.707652
5	0.707658	0.707642	0.707643	0.707655	0.707645
ค่าเฉลี่ย	0.707647	0.707644	0.707643	0.707648	0.707649

ในลำดับสุดท้ายของการทดสอบจะเป็นการทดสอบหาจำนวนรอบการค้นหา โดยได้ทำการทดสอบที่ค่าเท่ากับ 20 30 40 50 และ 60 รอบ ในขณะที่จำนวนคำตอบเริ่มต้นเท่ากับ 20 คำตอบ จำนวนคำตอบรอบข้างเท่ากับ 30 คำตอบ ค่ารัศมีการค้นหาเท่ากับ 30 เปอร์เซ็นต์ และอัตราปรับลดรัศมีเท่ากับ 1.3 ดังแสดงได้ในตารางที่ ง.10 ดังนี้

ตารางที่ ง.10 การทดสอบจำนวนรอบการค้นหา

ครั้งที่	ค่า W				
	จำนวนรอบการค้นหา				
	20	30	40	50	60
1	0.707647	0.707644	0.707632	0.707632	0.70766
2	0.707645	0.707645	0.707645	0.707632	0.707635
3	0.707644	0.707650	0.707642	0.70763	0.707644
4	0.707646	0.707633	0.707633	0.707632	0.707643
5	0.707649	0.707632	0.707635	0.707636	0.707656
ค่าเฉลี่ย	0.707646	0.707641	0.707637	0.707632	0.707648

จากตารางที่ ง.6 ถึงตารางที่ ง.10 เมื่อพิจารณาเลือกค่าพารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาข่ายเชิงปรับตัวที่เหมาะสมที่สุดสำหรับการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวผ่านเงื่อนไขค่า W เฉลี่ยที่มีค่าน้อยที่สุด จะได้จำนวนคำตอบเริ่มต้นที่เหมาะสมที่สุดเท่ากับ 20 คำตอบ จำนวนคำตอบรอบข้างที่เหมาะสมที่สุดเท่ากับ 30 คำตอบ ค่ารัศมีการค้นหาที่เหมาะสมที่สุดเท่ากับ 30 เปอร์เซ็นต์ อัตราปรับลดรัศมีที่เหมาะสมที่สุดเท่ากับ 1.3 และจำนวนรอบการค้นหาที่เหมาะสมที่สุดเท่ากับ 50 รอบ

The logo of Sakon Nakhon Rajabhat University is a large, faint watermark in the background. It features a golden-yellow triangular structure with a silhouette of a person standing on a pedestal in the center. Below the triangle is a circular emblem with a sunburst design. At the bottom, the university's name is written in Thai script within a semi-circular banner.

ภาคผนวก จ.

โปรแกรมการควบคุมแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงของชุดทดสอบ
ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

```

*****
รายละเอียดโปรแกรมการควบคุมแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรงของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน
*****

/* ประกาศเรียกใช้งานฟังก์ชันมาตรฐาน library และตัวแปรของบอร์ด DSP */
#include "DSP28x_Project.h"
#include "DSP2833x_Device.h"
#include "DSP2833x_Examples.h"
#include <stdio.h>
#include <stdlib.h>
#include "IQmathLib.h"
#include "math.h"
#include "params.h"

/* ตั้งค่าการใช้งานพอร์ตแอนะล็อกเป็นดิจิตอลเพื่ออ่านค่าจากเซนเซอร์ */
#if (CPU_FRQ_150MHZ)
#define ADC_MODCLK 0x3
#endif
#if (CPU_FRQ_100MHZ)
#define ADC_MODCLK 0x2
#endif
#define ADC_CKPS 0x0
#define ADC_SHCLK 0x1
#define AVG 1000
#define ZOFFSET 0x00
#define BUF_SIZE 1024

/* ตั้งค่าฟังก์ชันต่าง ๆ ที่ใช้งาน */
void InitEPwm1Example(void);
void InitEPwm2Example(void);
void InitEPwm3Example(void);
interrupt void epwm1_isr(void);
interrupt void epwm2_isr(void);
interrupt void epwm3_isr(void);

```

```

interrupt void cpu_timer0_isr(void);

void Gpio_select(void);

Uint32 EPwm1TimerIntCount;
Uint32 EPwm2TimerIntCount;
Uint32 EPwm3TimerIntCount;
Uint16 EPwm1_DB_Direction;
Uint16 EPwm2_DB_Direction;
Uint16 EPwm3_DB_Direction;

/* กำหนดค่า dead band ที่ใช้ในการสร้างสัญญาณ PWM ของสวิตช์ไอจีบีทีทั้ง 6 ตัว */
#define EPWM1_MAX_DB 0x03FF
#define EPWM2_MAX_DB 0x03FF
#define EPWM3_MAX_DB 0x03FF
#define EPWM1_MIN_DB 0
#define EPWM2_MIN_DB 0
#define EPWM3_MIN_DB 0
#define DB_UP 1
#define DB_DOWN 0

/* เข้าสู่ฟังก์ชันหลักและตั้งค่าต่าง ๆ ของบอร์ด DSP */
void main(void)
{
    InitSysCtrl();
    EALLOW;
    SysCtrlRegs.HISPCP.all = ADC_MODCLK;
    EDIS;
    Gpio_select();
    DINT;
    InitPieCtrl();
    IER = 0x0000;
    IFR = 0x0000;

    InitPieVectTable();

```

```

EALLOW;
EDIS;

/* เปิดการใช้งานพอร์ตแอนะล็อกเป็นดิจิตอล */

InitAdc();
AdcRegs.ADCTRL1.bit.ACQ_PS = ADC_SHCLK;
AdcRegs.ADCTRL1.bit.SEQ_CASC = 1;
AdcRegs.ADCTRL1.bit.CONT_RUN = 1;
AdcRegs.ADCTRL1.bit.SEQ_OVRD = 1;
AdcRegs.ADCTRL2.all = 0x2000;
AdcRegs.ADCTRL3.bit.ADCCLKPS = ADC_CKPS;
AdcRegs.ADCMAXCONV.bit.MAX_CONV1=0xf;
AdcRegs.ADCCHSELSEQ1.bit.CONV00 = 0x0; //A0
AdcRegs.ADCCHSELSEQ1.bit.CONV01 = 0x1; //A1
AdcRegs.ADCCHSELSEQ1.bit.CONV02 = 0x2; //A2
AdcRegs.ADCCHSELSEQ1.bit.CONV03 = 0x3; //A3
AdcRegs.ADCCHSELSEQ2.bit.CONV04 = 0x4; //A4
AdcRegs.ADCCHSELSEQ2.bit.CONV05 = 0x5; //A5
AdcRegs.ADCCHSELSEQ2.bit.CONV06 = 0x6; //A6
AdcRegs.ADCCHSELSEQ2.bit.CONV07 = 0x7; //A7
AdcRegs.ADCCHSELSEQ3.bit.CONV08 = 0x8; //B0
AdcRegs.ADCST.bit.INT_SEQ1_CLR = 1;

/* เปิดการใช้งาน ePWM */

InitEPwm1Example();
InitEPwm2Example();
InitEPwm3Example();

/* ล้างค่ารีจิสเตอร์ต่าง ๆ ที่ค้างอยู่ภายในบอร์ด DSP */

DINT;
IER |= M_INT1;
PieCtrlRegs.PIEIER1.bit.INTx7 = 1;
EALLOW;
SysCtrlRegs.PCLKCR0.bit.TBCLKSYNC = 0;
EDIS;

```



```

EALLOW;
SysCtrlRegs.PCLKCR0.bit.TBCLKSYNC = 1;
EDIS;

EINT;
ERTM;

    /* เข้าสู่การทำงานไม่รู้จบและอ่านค่า  $V_{an}$   $V_{bn}$   $V_{cn}$   $I_a$   $I_b$   $I_c$   $V_{dc}$  และ  $I_o$  */
    for(;;){
        Van=(Voltage_VR1*0.0732601)-150;
        Vbn=(Voltage_VR2*0.0732601)-150;
        Vcn=(Voltage_VR3*0.0732601)-150;
        Ian=(Voltage_VR4*0.0138141)-28.2843;
        Ibn=(Voltage_VR5*0.0138141)-28.2843;
        Icn=(Voltage_VR6*0.0138141)-28.2843;
        Vdc=(Voltage_VR7*0.0990183)-0.3689;
        Io=(0.00736*Voltage_VR9)-0.121;
        /* การแปลงแรงดันและกระแสไฟฟ้าสามเฟสให้เป็นแรงดันและกระแสไฟฟ้าบนแกน  $\alpha\beta$  */
        Valpha=(ksqrt23)*(Van-(0.5*Vbn)-(0.5*Vcn));
        Vbeta=(ksqrt23)*((0.866*Vbn)-(0.866*Vcn));

        if (Valpha>=0){
            if (Vbeta<0){theta=(atan(Vbeta/Valpha));}
            if (Vbeta>=0){theta=(atan(Vbeta/Valpha));}
        }

        if (Valpha<0){
            if (Vbeta>=0){theta=3.1415927+(atan(Vbeta/Valpha));}
            if (Vbeta<0){theta=-3.1415927+(atan(Vbeta/Valpha));}
        }

        lalpha=(ksqrt23)*(Ian-(0.5*Ibn)-(0.5*Icn));
        lbeta =(ksqrt23)*((0.866*Ibn)-(0.866*Icn));
    }

```

```

/* การแปลงแรงดันและกระแสไฟฟ้าสามเฟสบนแกน  $\alpha\beta$  ไปอยู่บนแกน  $dq$  */
Vbusd=Valpha*(cos(theta))+Vbeta*(sin(theta));
Vbusq=-Valpha*sin(theta)+Vbeta*cos(theta);
Iind=Ialpha*cos(theta)+Ibeta*sin(theta);
Iinq=-Ialpha*sin(theta)+Ibeta*cos(theta);

/* กระบวนการควบคุมแบบฟีดแบ็คของลูปแรงดัน */
err_v= Vdcref-Vdc-(Io*Kd)+(Io*Kt)
Upv=Kpv*err_v;
Uiv=(Kiv*(err_v)*Ts)+Uiv_1;
Iind_ref=Upv+Uiv;

if(Iind_ref>10)
{
    Iind_ref=10;
}

if(Iind_ref<-10)
{
    Iind_ref=-10;
}

/* กระบวนการควบคุมแบบฟีดแบ็คของลูปกระแสบนแกนดี */
err_id=Iind_ref-Iind;
Upid=Kpi*err_id;
Uiid=(Kii*(err_id)*Ts)+Uiid_1;
Upi_id=Upid+Uiid;

/* กระบวนการควบคุมแบบฟีดแบ็คของลูปกระแสบนแกนควี */
err_iq=Iinq_ref-Iinq;
Upiq=Kpi*err_iq;
Ui iq=(Kii*(err_iq)*Ts)+Ui iq_1;
Upi_iq=Upiq+Ui iq;

```

```

/* อัปเดตค่าความผิดพลาดของรูปแรงดันและกระแส */
Uiv_1=Uiv;
Uiid_1=Uiid;
Uiiq_1=Uiiq;
/* พจน์ชดเชยเพื่อใช้ในการคำนวณหาสัญญาณควบคุม */
Vbusd_comp=-Upi_id+Vbusd+(linq*Lf*Wm);
Vbusq_comp=-Upi_iq+Vbusq-(lind*Lf*Wm);

/* การแปลงสัญญาณควบคุมบนแกน dq ไปอยู่บนแกน  $\alpha\beta$  */

M_alpha=Vbusd_comp*cos(theta)+ Vbusq_comp*(-sin(theta));
M_beta=Vbusd_comp*sin(theta)+ Vbusq_comp*cos(theta);
M_0=0;
/* การแปลงสัญญาณควบคุมบนแกน  $\alpha\beta$  ให้เป็นสัญญาณควบคุมสามเฟส */
Ma=2/(Vdc)*(((kinvsqrt23)*(0.6667*M_alpha)));
Mb=2/(Vdc)*(((kinvsqrt23)*(-0.3333*M_alpha+0.5774*M_beta)));
Mc=2/(Vdc)*(((kinvsqrt23)*(-0.3333*M_alpha-0.5774*M_beta)));

Ma_compare=((Ma+1)*0.5);
Mb_compare=((Mb+1)*0.5);
Mc_compare=((Mc+1)*0.5);

Va = 3750*Ma_compare;
Vb = 3750*Mb_compare;
Vc = 3750*Mc_compare;

if(Va>3750)
{
Va=3750;
}
else if(Va<0)
{

```

```

    Va=0;
}

if(Vb>3750)
{
    Vb=3750;
}
else if(Vb<0)
{
    Vb=0;
}
if(Vc>3750)
{
    Vc=3750;
}
else if(Vc<0)
{
    Vc=0;
}
/* สร้างสัญญาณ PWM โดยการเปรียบเทียบสัญญาณควบคุมสามเฟสกับสัญญาณนาฬิกาของ
   บอร์ด DSP */
    EPwm1Regs.CMPA.half.CMPA = Va;
    EPwm2Regs.CMPA.half.CMPA = Vb;
    EPwm3Regs.CMPA.half.CMPA = Vc;
}
}

/* ฟังก์ชันการทำงานของพอร์ต ePWM 1 */

void InitEPwm1Example()
{
    EPwm1Regs.TBPRD = 3750; // Period = 1600 TBCLK counts

```

```

EPwm1Regs.TBPHS.half.TBPHS = 0; // Set Phase register to zero
EPwm1Regs.TBCTL.bit.CTRMODE = TB_COUNT_UPDOWN; // Symmetrical mode
EPwm1Regs.TBCTL.bit.PHSEN = TB_DISABLE; // Master module
EPwm1Regs.TBCTL.bit.PRDL = TB_SHADOW;
EPwm1Regs.TBCTL.bit.SYNCSEL = TB_CTR_ZERO; // Sync down-stream module
EPwm1Regs.CMPCTL.bit.SHDWAMODE = CC_SHADOW;
EPwm1Regs.CMPCTL.bit.SHDWBMODE = CC_SHADOW;
EPwm1Regs.CMPCTL.bit.LOADAMODE = CC_CTR_ZERO; // load on CTR=Zero
EPwm1Regs.CMPCTL.bit.LOADBMODE = CC_CTR_ZERO; // load on CTR=Zero
EPwm1Regs.AQCTLA.bit.CAU = AQ_SET; // set actions for EPWM1A
EPwm1Regs.AQCTLA.bit.CAD = AQ_CLEAR;
EPwm1Regs.DBCTL.bit.OUT_MODE = DB_FULL_ENABLE; // enable Dead-band module
EPwm1Regs.DBCTL.bit.POLSEL = DB_ACTV_HIC; // Active Hi complementary
EPwm1Regs.DBFED = 20;
EPwm1Regs.DBRED = 20;
}

/* ฟังก์ชันการทำงานของพอร์ต ePWM 2 */
void InitEPwm2Example()
{
    EPwm2Regs.TBPRD = 3750; // Period= 1600 TBCLK counts
    EPwm2Regs.TBPHS.half.TBPHS = 0; // Set Phase register to zero
    EPwm2Regs.TBCTL.bit.CTRMODE = TB_COUNT_UPDOWN; // Symmetrical mode
    EPwm2Regs.TBCTL.bit.PHSEN = TB_ENABLE; // Slave module
    EPwm2Regs.TBCTL.bit.PRDL = TB_SHADOW;
    EPwm2Regs.TBCTL.bit.SYNCSEL = TB_SYNC_IN; // sync flow-through
    EPwm2Regs.CMPCTL.bit.SHDWAMODE = CC_SHADOW;
    EPwm2Regs.CMPCTL.bit.SHDWBMODE = CC_SHADOW;
    EPwm2Regs.CMPCTL.bit.LOADAMODE = CC_CTR_ZERO; // load on CTR=Zero
    EPwm2Regs.CMPCTL.bit.LOADBMODE = CC_CTR_ZERO; // load on CTR=Zero
    EPwm2Regs.AQCTLA.bit.CAU = AQ_SET; // set actions for EPWM2A
    EPwm2Regs.AQCTLA.bit.CAD = AQ_CLEAR;
    EPwm2Regs.DBCTL.bit.OUT_MODE = DB_FULL_ENABLE; // enable Dead-band module

```



```

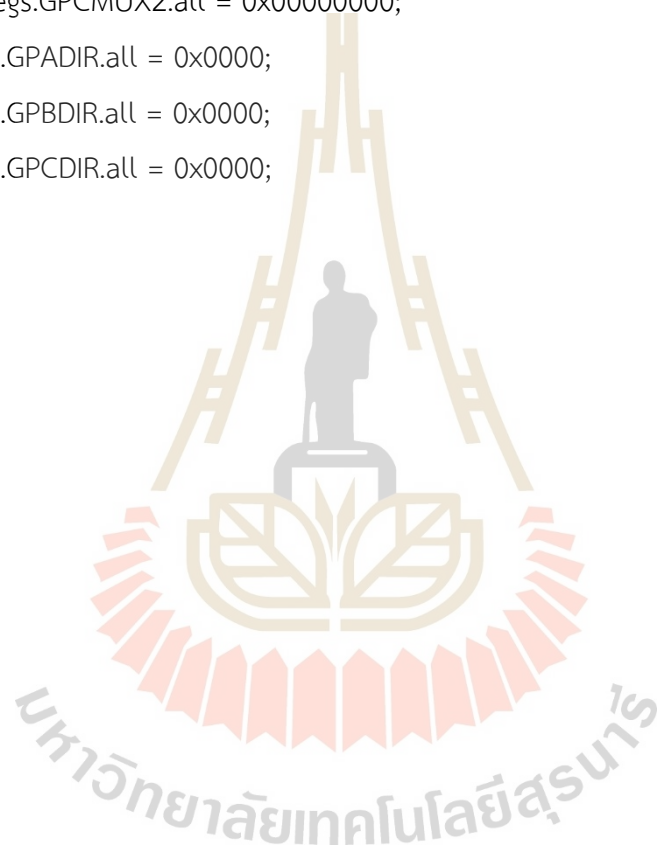
EPwm2Regs.DBCTL.bit.POLSEL = DB_ACTV_HIC; // Active Hi complementary
EPwm2Regs.DBFED = 20;
EPwm2Regs.DBRED = 20;
}

/* ฟังก์ชันการทำงานของพอร์ต ePWM 3 */
void InitEPwm3Example()
{
    EPwm3Regs.TBPRD = 3750; // Period = 1600 TBCLK counts
    EPwm3Regs.TBPHS.half.TBPHS = 0; // Set Phase register to zero
    EPwm3Regs.TBCTL.bit.CTRMODE = TB_COUNT_UPDOWN; // Symmetrical mode
    EPwm3Regs.TBCTL.bit.PHSEN = TB_ENABLE; // Slave module
    EPwm3Regs.TBCTL.bit.PRDLN = TB_SHADOW;
    EPwm3Regs.TBCTL.bit.SYNCSEL = TB_SYNC_IN; // sync flow-through
    EPwm3Regs.CMPCTL.bit.SHDWAMODE = CC_SHADOW;
    EPwm3Regs.CMPCTL.bit.SHDWBMODE = CC_SHADOW;
    EPwm3Regs.CMPCTL.bit.LOADAMODE = CC_CTR_ZERO; // load on CTR=Zero
    EPwm3Regs.CMPCTL.bit.LOADBMODE = CC_CTR_ZERO; // load on CTR=Zero
    EPwm3Regs.AQCTLA.bit.CAU = AQ_SET; // set actions for EPWM3A
    EPwm3Regs.AQCTLA.bit.CAD = AQ_CLEAR;
    EPwm3Regs.DBCTL.bit.OUT_MODE = DB_FULL_ENABLE; // enable Dead-band module
    EPwm3Regs.DBCTL.bit.POLSEL = DB_ACTV_HIC; // Active Hi complementary
    EPwm3Regs.DBFED = 20;
    EPwm3Regs.DBRED = 20;
}

/* ฟังก์ชันการตั้งค่าพอร์ตอินพุตและเอาต์พุตของบอร์ด DSP */
void Gpio_select(void)
{
    EALLOW;
    GpioCtrlRegs.GPAMUX1.all = 0x0000;
    GpioCtrlRegs.GPAMUX1.bit.GPIO0 = 1;
    GpioCtrlRegs.GPAMUX1.bit.GPIO1 = 1;
    GpioCtrlRegs.GPAMUX1.bit.GPIO2 = 1;
}

```

```
GpioCtrlRegs.GPAMUX1.bit.GPIO3 = 1;  
GpioCtrlRegs.GPAMUX1.bit.GPIO4 = 1;  
GpioCtrlRegs.GPAMUX1.bit.GPIO5 = 1;  
  
GpioCtrlRegs.GPBMUX1.all = 0x0000;  
// GpioCtrlRegs.GPBMUX2.all = 0x00000000;  
GpioCtrlRegs.GPCMUX1.all = 0x0000;  
// GpioCtrlRegs.GPCMUX2.all = 0x00000000;  
GpioCtrlRegs.GPADIR.all = 0x0000;  
GpioCtrlRegs.GPBDIR.all = 0x0000;  
GpioCtrlRegs.GPCDIR.all = 0x0000;  
EDIS;  
}
```



ประวัติผู้เขียน

นายรัฐพล โพธิ์สังข์ เกิดเมื่อวันที่ 10 กุมภาพันธ์ 2539 ที่จังหวัดอ่างทอง เริ่มศึกษาในระดับประถมศึกษาปีที่ 1 – 6 ที่โรงเรียนวัดสุวรรณราชหงษ์ ระดับมัธยมศึกษาปีที่ 1 – 6 ที่โรงเรียนท่าช้างวิทยาคาร สำเร็จการศึกษาระดับปริญญาตรีวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิศวกรรมไฟฟ้า (เกียรตินิยมอันดับหนึ่ง) จากมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี เมื่อ พ.ศ. 2561 และเข้าศึกษาต่อในระดับปริญญาโท สาขาวิศวกรรมไฟฟ้า ณ สถาบันเดิม

ในการศึกษาระดับปริญญาโท สาขาวิศวกรรมไฟฟ้า มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ได้รับทุนกิตติบัณฑิตซึ่งเป็นทุนการศึกษาจากมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี โดยในระหว่างการศึกษาได้ทำหน้าที่เป็นผู้ช่วยสอนปฏิบัติการของสาขาวิศวกรรมไฟฟ้าจำนวน 7 รายวิชาดังนี้ (1) ปฏิบัติการระบบไฟฟ้ากำลัง (2) ปฏิบัติการวิศวกรรมไฟฟ้า (3) ปฏิบัติการวงจรอิเล็กทรอนิกส์ประยุกต์ 1 (4) ปฏิบัติการเครื่องจักรกลไฟฟ้า (5) ปฏิบัติการวิศวกรรมไฟฟ้ามูลฐาน (6) ปฏิบัติการวิศวกรรมไฟฟ้ากำลัง (7) ปฏิบัติการอิเล็กทรอนิกส์กำลังและการขับเคลื่อน และได้สำเร็จการศึกษาเมื่อ พ.ศ. 2564 หลังจากสำเร็จการศึกษาได้เข้าทำงาน ณ สถาบันวิจัยและพัฒนา มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ในระหว่างการศึกษาปฏิบัติงานในตำแหน่งนักวิจัยโครงการหรือนักวิจัยเต็มเวลาคุณวุฒิปริญญาโท (full-time master researcher) ภายใต้สังกัดของสถาบันวิจัยและพัฒนา มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ตั้งแต่ พ.ศ. 2564 ถึง พ.ศ. 2565 ซึ่งเป็นระยะเวลา 1 ปี ได้ทำหน้าที่เป็นที่ปรึกษาโครงการงานวิศวกรรมไฟฟ้าให้กับนักศึกษาในระดับปริญญาตรีและวิทยานิพนธ์ให้กับนักศึกษาในระดับปริญญาโท ในความดูแลของ ศาสตราจารย์ ดร. กองพันธ์ อารีรักษ์ หลังจากปฏิบัติงานเสร็จสิ้นใน พ.ศ. 2565 ได้เข้าศึกษาต่อในระดับปริญญาเอก สาขาวิศวกรรมไฟฟ้า ณ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ในการศึกษาระดับปริญญาเอก สาขาวิศวกรรมไฟฟ้า มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ได้รับทุนกิตติบัณฑิตจากมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารีและทุนอุดหนุนการวิจัยและนวัตกรรมจากสำนักงานการวิจัยแห่งชาติ (วช.) ภายใต้โครงการปริญญาเอกกาญจนาภิเษก (คปก.) สาขาวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี ซึ่งในขณะที่ศึกษาได้ทำหน้าที่เป็นผู้ช่วยสอนปฏิบัติการของสาขาวิศวกรรมไฟฟ้าจำนวน 4 รายวิชาดังนี้ (1) ปฏิบัติการวิศวกรรมไฟฟ้ามูลฐาน (2) ปฏิบัติการวิศวกรรมไฟฟ้ากำลัง (3) ปฏิบัติการเสริมสร้างความสามารถสำหรับวิศวกรไฟฟ้า (4) ปฏิบัติการเครื่องจักรกลไฟฟ้า 1 นอกจากนี้ยังได้มีโอกาสทำหน้าที่เป็นผู้ช่วยวิจัยโครงการการพัฒนาต้นแบบระบบไฮบริดเซลล์เชื้อเพลิงไฮโดรเจน-ตัวเก็บประจุยิ่งยวดสำหรับการกักเก็บและแปลงพลังงานสะอาด (Development of Hydrogen Fuel Cell-Supercapacitor Hybrid System for Clean Energy

Storage and Conversion) และเป็นผู้รับเหมาพัฒนาต้นแบบชุดควบคุมอุณหภูมิของเตาเผาให้กับสาขาวิชาเคมี สำนักวิทยาศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อีกด้วย

ผู้วิจัยมีความสนใจในการสร้างแบบจำลองและการจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้ากำลัง ทฤษฎีระบบควบคุม การศึกษาเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง การประยุกต์ใช้วิธีการทางปัญญาประดิษฐ์ และระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินสมัยใหม่ ทั้งเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นและเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้าทั้งหมด (all-electric aircraft) ซึ่งการทำวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ทำให้ผู้วิจัยได้รับความรู้ในการปรับปรุงเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินโดยอาศัยการประยุกต์ใช้การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวร่วมกับวิธีการทางปัญญาประดิษฐ์เป็นอย่างดี นอกจากนี้ยังมีบทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่จำนวน 3 บทความและลิขสิทธิ์โปรแกรมจำนวน 4 โปรแกรม ดังที่ได้รวบรวมไว้ในภาคผนวก ก.

