

บทที่ 7

การสร้างชุดทดสอบและผลการทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มี การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว

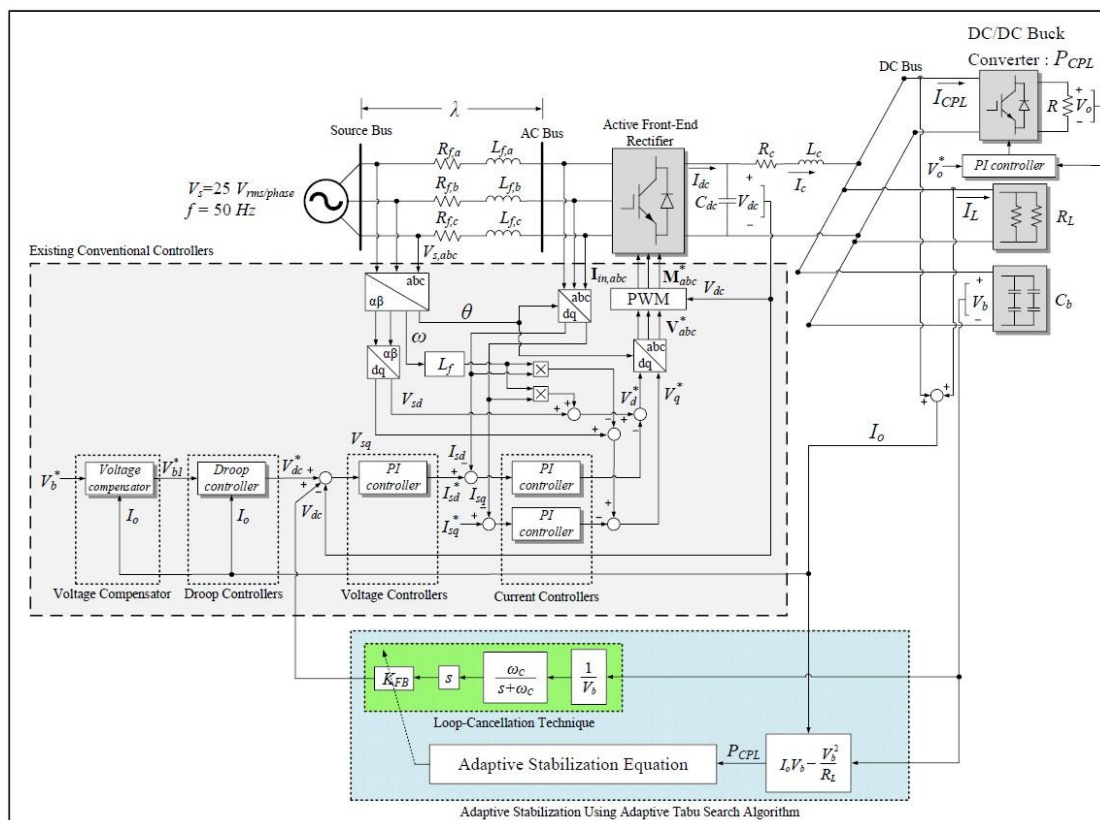
7.1 บทนำ

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



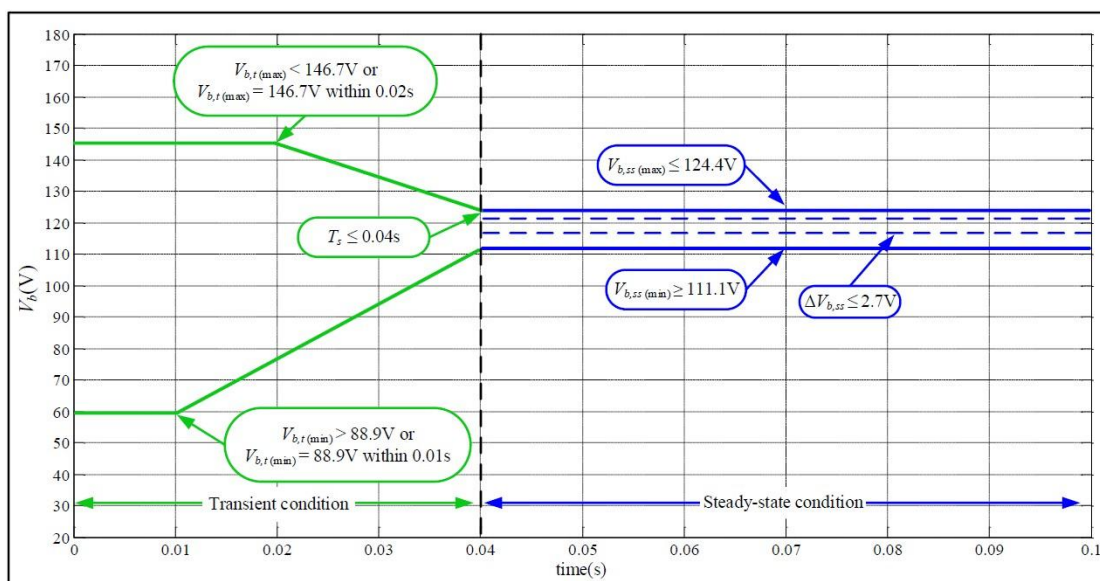
รูปที่ 7.1 ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวสำหรับการสร้างชุดทดสอบ

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 ($V_{b,t(max)}$) จะต้องมีย่านน้อยกว่า 146.7 V หรือสามารถมีค่าเท่ากับ 146.7 V ได้เพียงไม่เกิน 0.02 วินาทีเท่านั้น นับตั้งแต่เริ่มมีการเปลี่ยนแปลงจุดปฏิบัติงานของระบบ

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

ดัชนีชี้วัดที่ 3 คือ ช่วงเวลาเข้าที่ (T_s) จะต้องมีย่านน้อยกว่าหรือเท่ากับ 0.04 วินาที

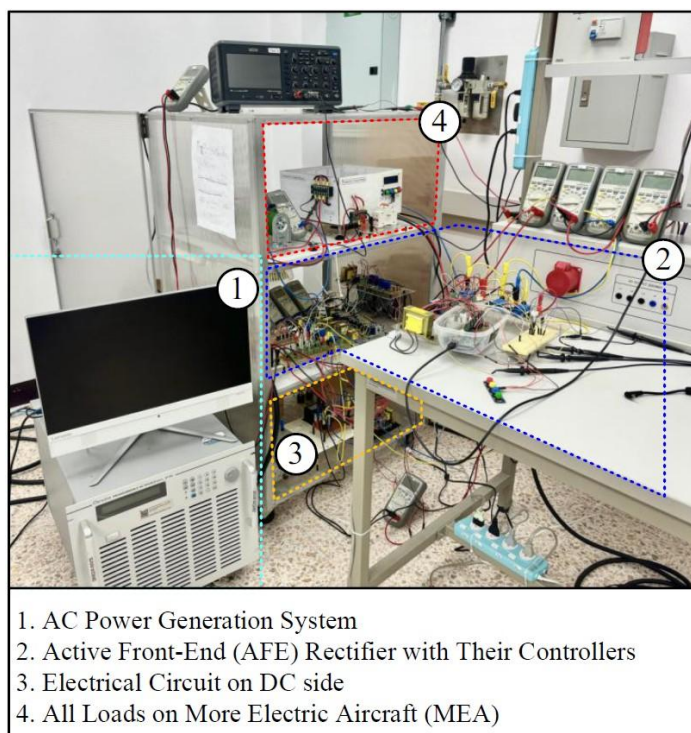
ดัชนีชี้วัดที่ 4 คือ ขนาดแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงสูงสุดในสภาวะอยู่ตัว ($V_{b,ss(max)}$) จะต้องมีย่านน้อยกว่าหรือเท่ากับ 124.4 V

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

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

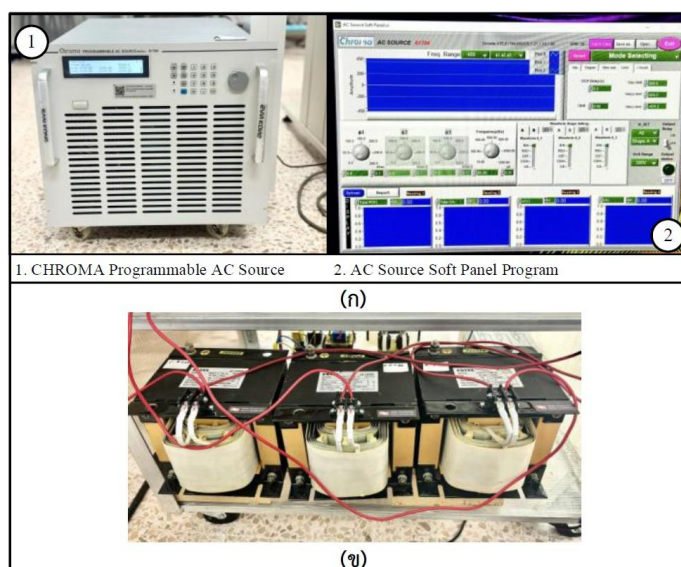


รูปที่ 7.3 ภาพรวมชุดทดสอบสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาข่ายปรับตัว

7.3.1 ระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับ

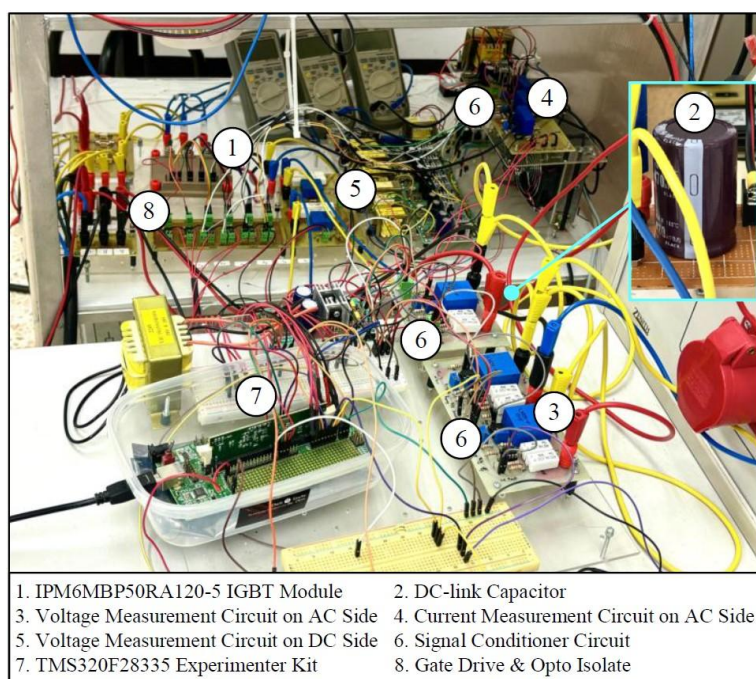
ระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับของชุดทดสอบที่ใช้แทนเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโครนิสชนิดแม่เหล็กถาวรในสถาปัตยกรรมจริงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจะประกอบไปด้วยชุดแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสสมมูลจากบริษัท CHROMA รุ่น 61704 ที่ทำงานร่วมกับโปรแกรม AC Source Soft Panel และวงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับที่แสดงได้ดังในรูปที่ 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) วงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ

7.3.2 วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟและตัวควบคุม

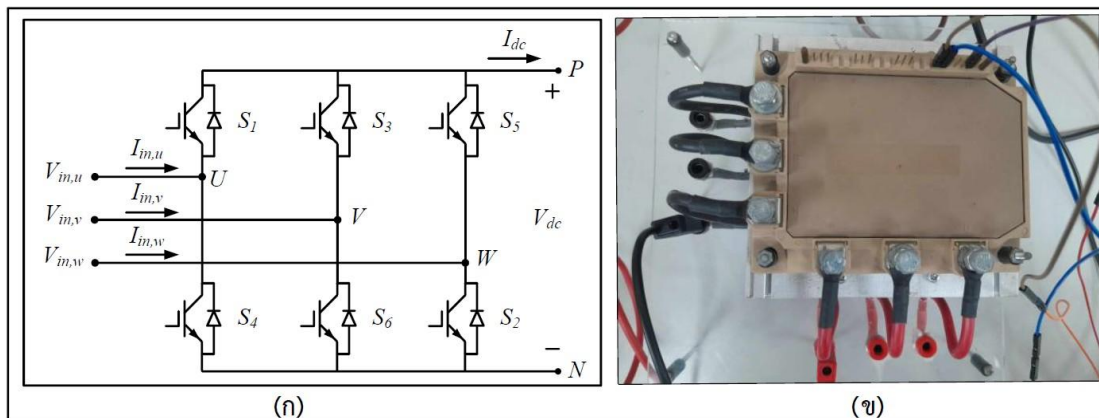


รูปที่ 7.5 ภาพรวมของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟและตัวควบคุม

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

มอดูลไอจีบีทีรุ่น IPM6MBP50RA120-5 ที่มีสวิตช์ไอจีบีทีจำนวน 6 ตัว

อุปกรณ์สวิตช์ไอจีบีทีทั้ง 6 ตัวของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟที่แสดงในรูปที่ 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 ดังแสดงได้ในรูปที่ 7.6 (ข) สำหรับรายละเอียดเพิ่มเติมในการใช้งานมอดูลดังกล่าวสามารถศึกษาได้จาก (พลสิทธิ์ ศานติประพันธ์, 2559)

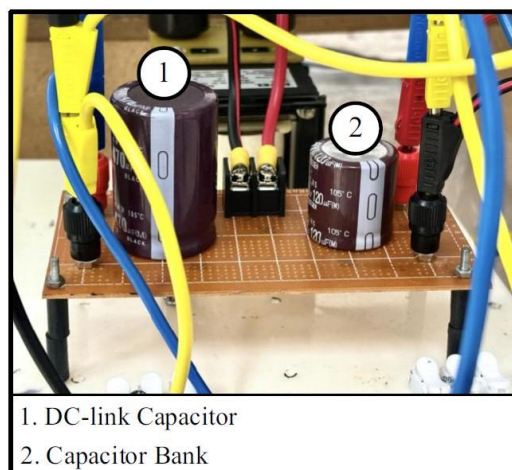


รูปที่ 7.6 มอดูลไอจีบีทีรุ่น IPM6MBP50RA120-5 (ก) แผนภาพการต่อวงจรของมอดูลไอจีบีที
(ข) วงจรที่ใช้งานจริงของมอดูลไอจีบีที

ตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง

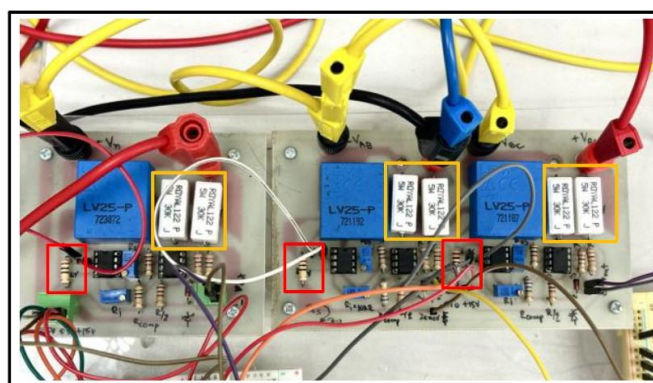
สำหรับตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟ (C_{dc}) ที่ทำหน้าที่ในการลดการกระเเอมของแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ได้จากวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟให้มีรูปสัญญาณที่ราบเรียบมากยิ่งขึ้น จะใช้ตัวเก็บประจุที่ผลิตโดยบริษัท NICHICON มีขนาดเท่ากับ 470 μF พิกัดแรงดันไฟฟ้าเท่ากับ 450 V ดังแสดงได้ในรูปที่ 7.7

(หมายเลข 1) โดยตัวเก็บประจุดังกล่าวจะถูกนำไประบุเอกลักษณ์เนื่องจากค่าความจุไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงจะส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบโดยตรง ตามที่ได้อธิบายไว้แล้วอย่างละเอียดในหัวข้อที่ 4.4 ของบทที่ 4



รูปที่ 7.7 ตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง

วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ



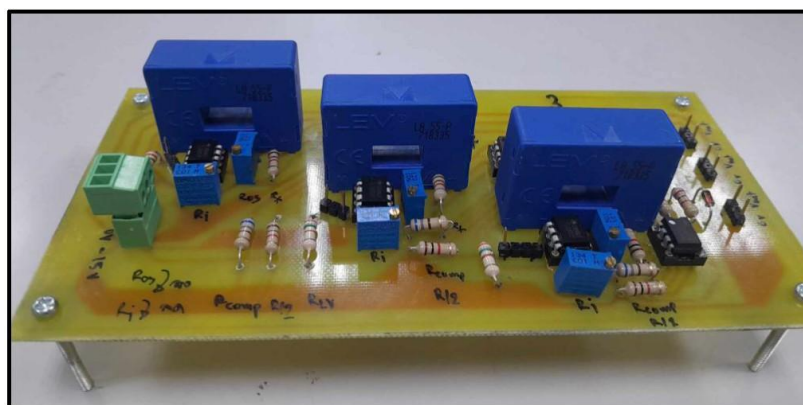
รูปที่ 7.8 วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ

วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับทั้ง 3 วงจรของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่แสดงได้ดังในรูปที่ 7.8 จะใช้เซนเซอร์แรงดันเบอร์ 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 ผ่านวงจรปรุ้งแต่งสัญญาณ 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 ผ่านวงจรปรุ้งแต่งสัญญาณ เพื่อนำไปใช้ในกระบวนการแปลงดีคิวภายในบอร์ดต่อไป

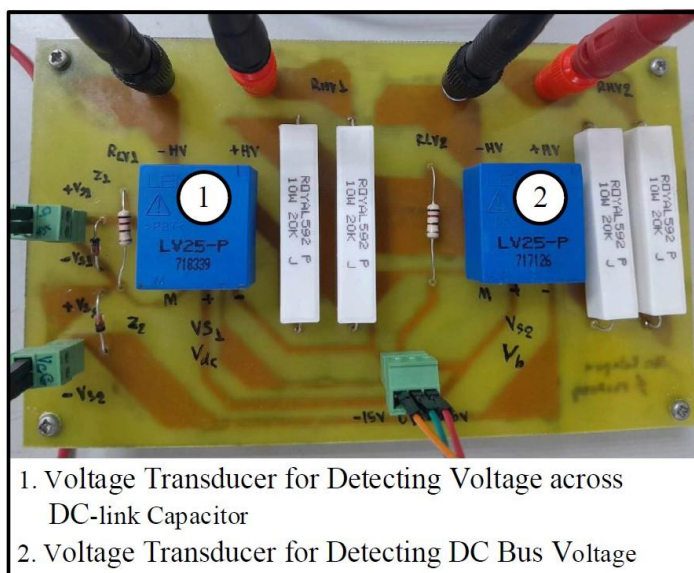


รูปที่ 7.9 วงจรตรวจจับกระแสไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ

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

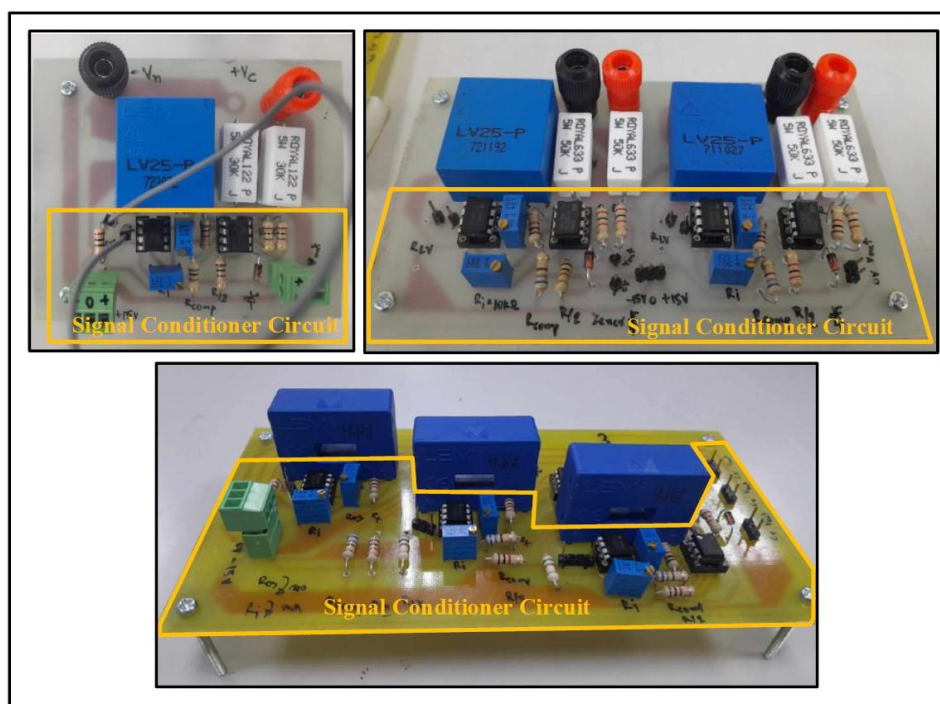
(หมายเลข 1) โดยรายละเอียดการออกแบบวงจรตรวจจับดังกล่าวสามารถศึกษาเพิ่มเติมได้จาก (รัฐพล โพธิ์สังข์, 2563)



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

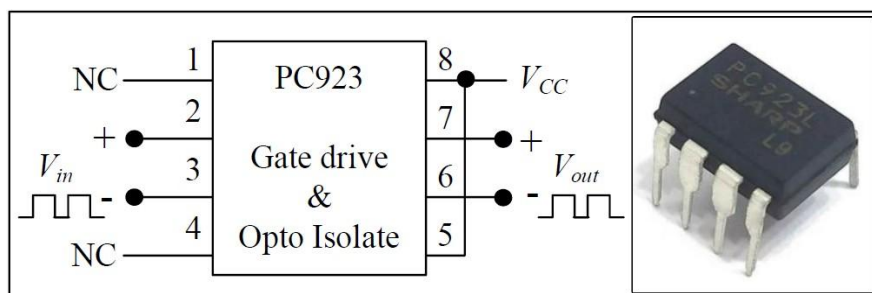
บอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit จะทำหน้าที่ในการคำนวณหาสัญญาณพัลส์ (pulse) สำหรับควบคุมการทำงานของสวิตช์ไอจีบีทีที่กึ่งบน (S_1, S_2, S_3) และกึ่งล่าง (S_2, S_4, S_6) ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอทฟิที่แสดงในรูปที่ 7.6 ผ่านกระบวนการทำงานร่วมกันระหว่างการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยเทคนิคลูปยกเล็กและการควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิว 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



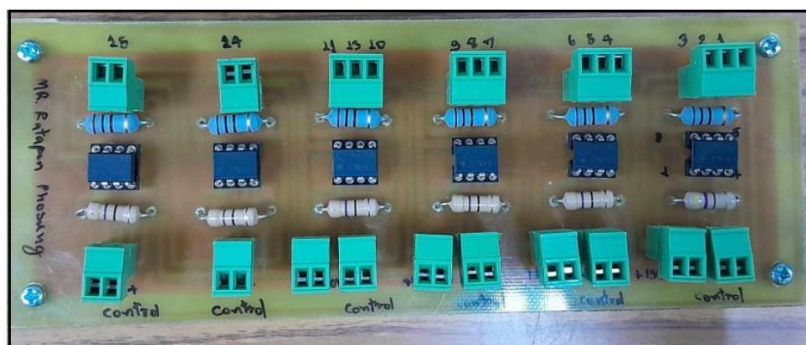
รูปที่ 7.12 ชุดบอร์ด DSP รุ่น TMS320F28335 Experimenter Kit

วงจรแยกโดดสัญญาณหรือวงจรขับเคลื่อนสำหรับไอจีบีที

วงจรแยกโดดสัญญาณหรือวงจรขับเคลื่อนสำหรับไอจีบีทีที่มีหน้าที่ในการสร้างสัญญาณจุดชนวนเกิดให้กับมอดูลไอจีบีทีรุ่น IPM6MBP50RA120-5 ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอ็กทีฟควบคู่ไปกับการแยกกราวด์ระหว่างวงจรทางฝั่งแรงสูงและวงจรทางฝั่งแรงต่ำหรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือ 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}) ของวงจรนั้นคือ 15 V ซึ่งมีค่าเพียงพอสำหรับการจุดชนวนเกิดให้กับอุปกรณ์สวิตช์สำหรับวงจรแยกโดดสัญญาณหรือวงจรขับเคลื่อนที่ถูกสร้างขึ้นสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.14



รูปที่ 7.13 ไอซีเบอร์ PC923 ของบริษัท SHARP



รูปที่ 7.14 วงจรแยกโดตสัญญาณหรือวงจรขับเคลื่อนที่ถูกสร้างขึ้น

7.3.3 วงจรทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง

วงจรทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจะประกอบไปด้วย สายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง วงจรตรวจจับแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง และวงจรตรวจจับกระแสไหลของระบบ ซึ่งรายละเอียดของอุปกรณ์ดังกล่าวสามารถอธิบายได้ดังต่อไปนี้

สายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง



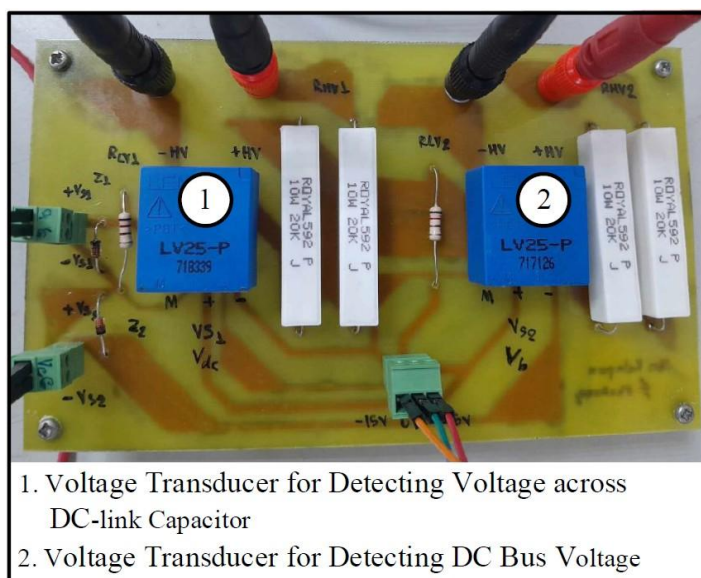
รูปที่ 7.15 สายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง

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

ของตัวต้านทาน (R_c) กับตัวเหนี่ยวนำ (L_c) ของสายส่งกำลังไฟฟ้าดังแสดงในรูปที่ 7.1 โดยตัวเหนี่ยวนำดังกล่าวจะถูกนำไประบุเอกลักษณ์เพื่อหาค่าที่แท้จริง เนื่องจากค่า R_c และ L_c ของสายส่งจะส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินโดยรวมตามที่ได้รับการอธิบายไว้ในหัวข้อที่ 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)

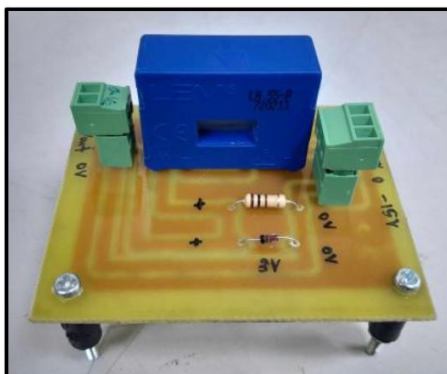


รูปที่ 7.16 วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้ากระแสตรง

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



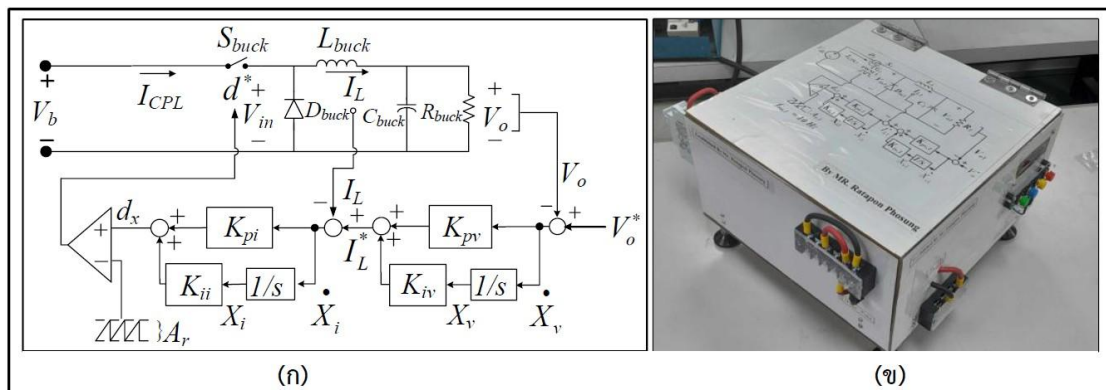
รูปที่ 7.17 วงจรตรวจจับกระแสไหลของระบบ

7.3.4 โหลดต่าง ๆ ของระบบไฟฟ้าที่ศึกษา

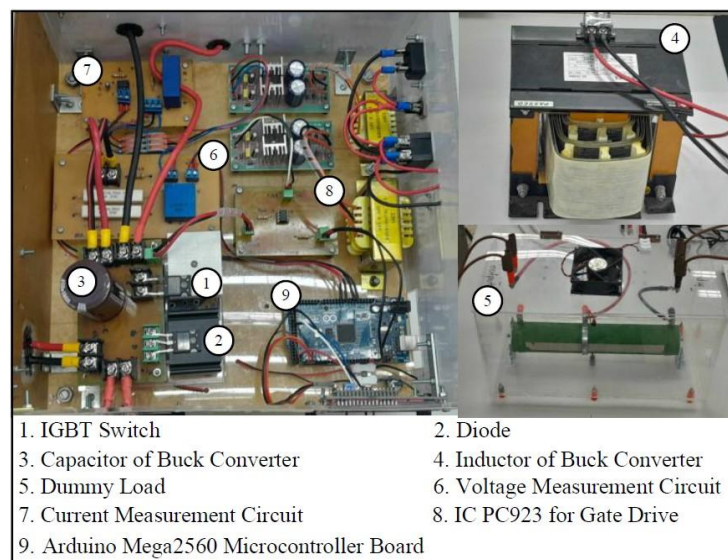
โหลดต่าง ๆ ของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจะประกอบด้วย โหลดวงจรแปลงผันแบบบัคที่มีการควบคุมแบบพีไอ โหลดความต้านทาน และตัวเก็บประจุไฟฟ้า หรือตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง โดยอุปกรณ์ที่ใช้ในการสร้างโหลดดังกล่าวสามารถแสดงรายละเอียดได้ดังนี้

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 พารามิเตอร์ของตัวควบคุมฟีดแบ็คของวงจรแปลงผันแบบบัก

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

โหลดความต้านทาน

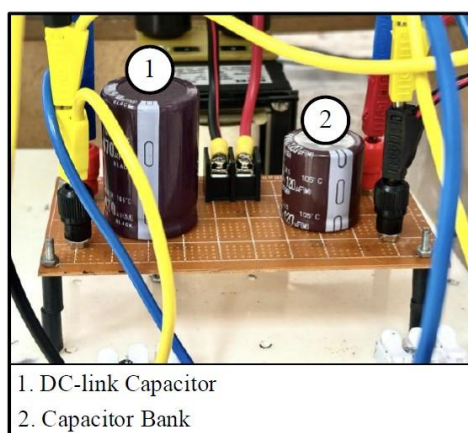
โหลดความต้านทานที่ใช้แทนระบบป้องกันน้ำแข็งเกราะบนปีกเครื่องบินในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้ใช้ตัวต้านทานปรับค่าได้ที่แสดงในรูปที่ 7.20 ซึ่งสามารถปรับเปลี่ยนค่าความต้านทานได้ตั้งแต่ 0 Ω ถึง 1847 Ω และมีพิกัดกำลังไฟฟ้าเท่ากับ 100 W



รูปที่ 7.20 โหลดความต้านทานของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

ตู้ตัวเก็บประจุไฟฟ้าหรือตู้เก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง

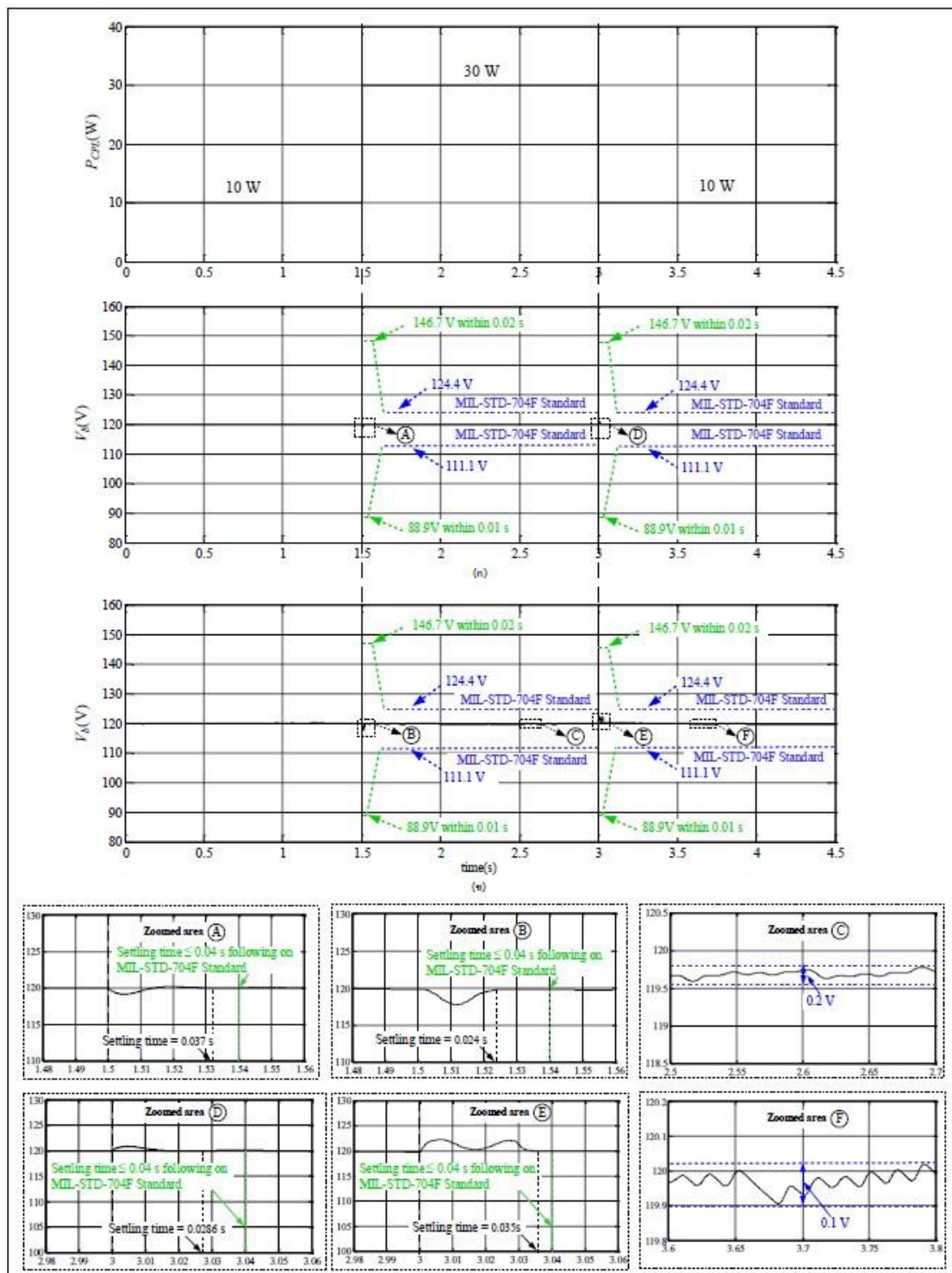
ตู้ตัวเก็บประจุไฟฟ้าหรือตู้เก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (C_b) ซึ่งทำหน้าที่ในการลดการกระเพื่อมของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงให้มีรูปสัญญาณที่ราบเรียบมากยิ่งขึ้นจะใช้ตัวเก็บประจุที่ผลิตโดยบริษัท NIPPON มีขนาดเท่ากับ $220\ \mu\text{F}$ พิกัดแรงดันไฟฟ้าเท่ากับ $450\ \text{V}$ ดังแสดงได้ในรูปที่ 7.21 (หมายเลข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



รูปที่ 7.21 ตู้ตัวเก็บประจุไฟฟ้าหรือตู้เก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง

7.3.5 การทดสอบสมรรถนะการควบคุมของชุดทดสอบตามมาตรฐาน MIL-STD-704F

การทดสอบสมรรถนะการควบคุมของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจะอาศัยการพิจารณาผลตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ที่ได้จากการจำลองสถานการณ์ผ่านชุดบล็อก SimPowerSytem™ 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 ผลการทดสอบสมรรถนะการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (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

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจะอาศัยการประยุกต์ใช้ทฤษฎีการแปลงดีคิวของปาร์คเพื่อเปลี่ยนแบบจำลองที่ขึ้นอยู่กัเวลาของชุดทดสอบ อันเนื่องมาจากพฤติกรรมการทำงานของแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสสมดุล วงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ และอุปกรณ์สวิตช์ภายในวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟที่แสดงได้ดังในรูปที่ 7.1 ให้เป็นแบบจำลองที่ไม่ขึ้นอยู่กัเวลา ซึ่งมีความเหมาะสมและเพียงพอต่อการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบต่อไป โดยรายละเอียดของการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กัเวลาสามารถอธิบายไว้พอสังเขปได้ดังนี้

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

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

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

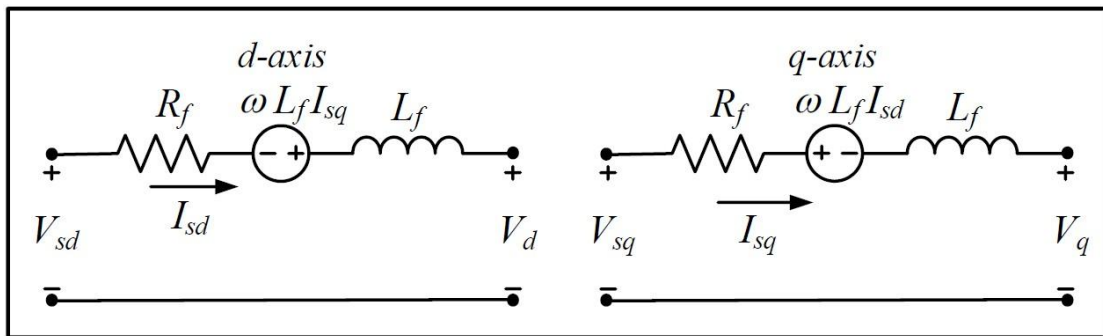
$$\begin{cases} \Delta V_d = R_f I_{sd} - \omega L_f I_{sq} + L_f \frac{d}{dt} I_{sd} \\ \Delta V_q = R_f I_{sq} + \omega L_f I_{sd} + L_f \frac{d}{dt} I_{sq} \end{cases} \quad (7-4)$$

เมื่อ ω คือ ความถี่เชิงมุมของแหล่งจ่ายแรงดันไฟฟ้ากระแสสลับ

I_{sd} คือ กระแสไฟฟ้าบนแกนดี

I_{sq} คือ กระแสไฟฟ้าบนแกนคว

จากสมการที่ (7-4) สามารถแปลงสมการดังกล่าวให้อยู่ในรูปของวงจรสมมูลอนุกรมของตัวต้านทานภายในตัวเหนี่ยวนำกับตัวเหนี่ยวนำของวงจรกรองสามเฟสที่อยู่มบนแกนดีคิวแสดงได้ดังรูปที่ 7.23

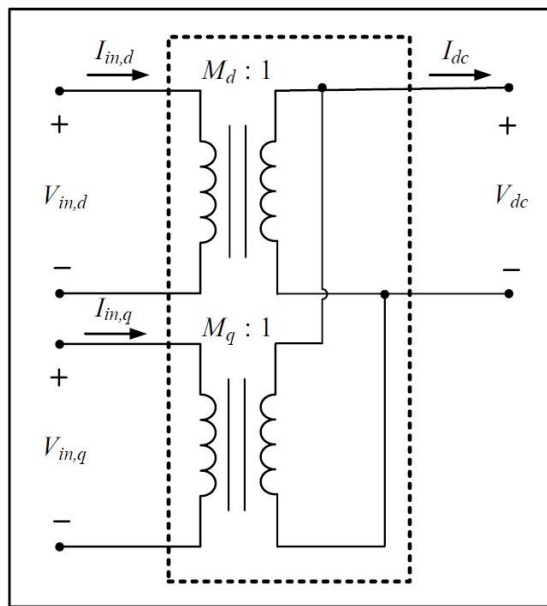


รูปที่ 7.23 วงจรสมมูลของวงจรทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับบนแกนดีคิว

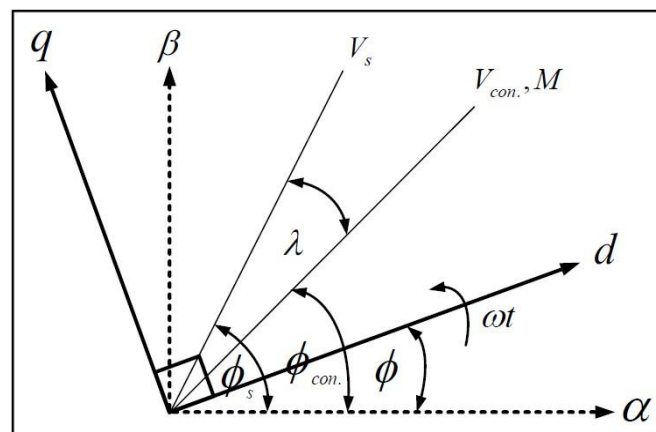
ในลำดับต่อมาพิจารณาวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ ซึ่งจะเห็นได้ว่า วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟของชุดทดสอบที่แสดงได้ในรูปที่ 7.1 มีโครงสร้างเดียวกันกับ วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงที่แสดงได้ใน รูปที่ 3.3 ของบทที่ 3 ดังนั้นเมื่อดำเนินการกำจัดพฤติกรรมการทำงานของอุปกรณ์สวิตช์โดยอาศัย 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 วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟบนแกนดีคิว

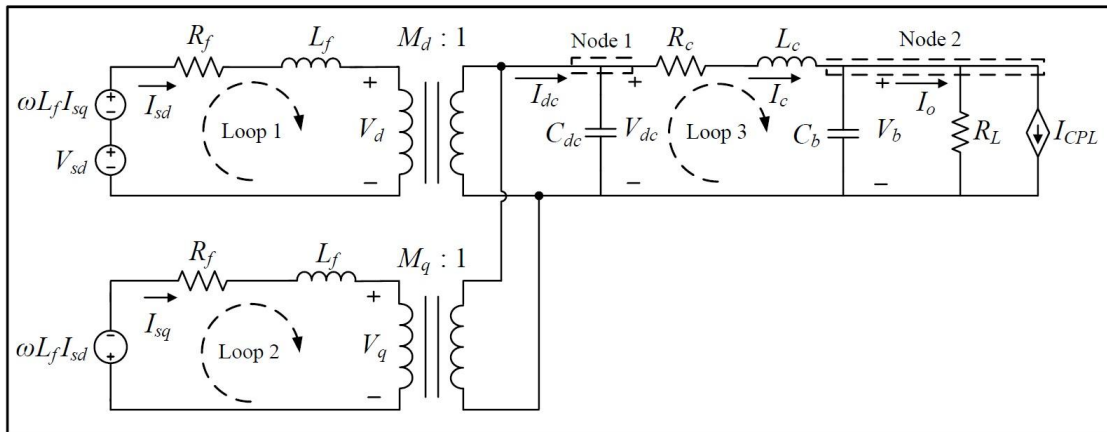


รูปที่ 7.25 แผนภาพเวกเตอร์สำหรับการแปลงดีคิวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

สำหรับแผนภาพเวกเตอร์การแปลงดีคิวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาแสดงได้ดังรูปที่ 7.25 จะเห็นได้ว่า เมื่อทำการกำหนดให้มุมเฟสที่ใช้ในการหมุนแกนดีคิว (ϕ) เท่ากับมุมเฟสที่บัสไฟฟ้ากระแสสลับ (ϕ_s) หรือเท่ากับมุมเฟสที่บัสวงจรแปลงผัน ($\phi_{con.}$) รวมกับมุมต่างเฟสระหว่างบัสไฟฟ้ากระแสสลับและบัสวงจรแปลงผัน (λ) จะได้ฟังก์ชันการสวิตช์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟและแรงดันของแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสสมดุลบนแกนดีคิวแสดงได้ดังสมการที่ (7-6) และสมการที่ (7-7) ตามลำดับ

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

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

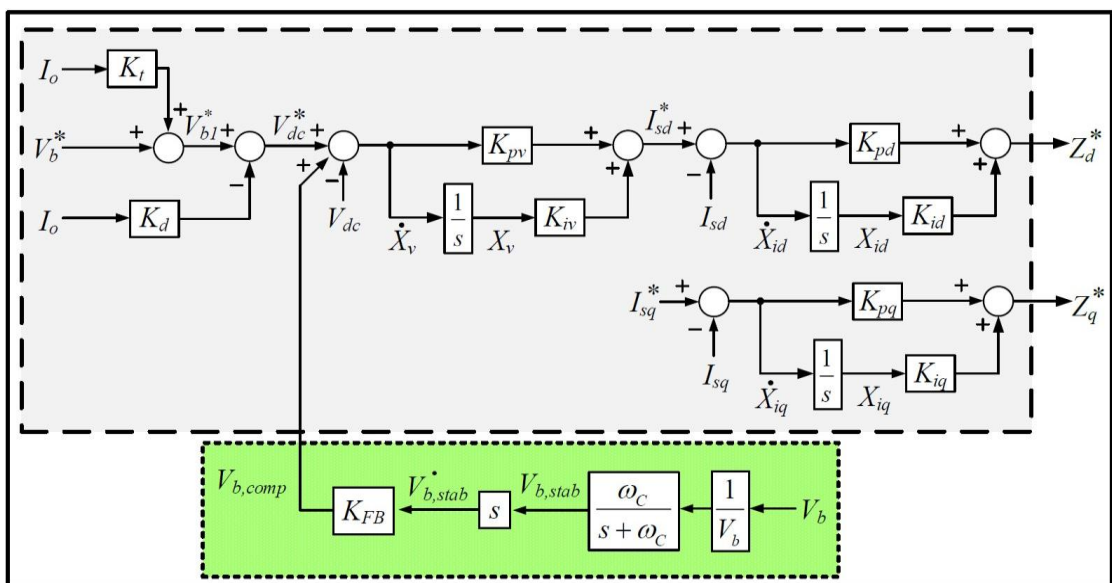


รูปที่ 7.26 วงจรสมมูลอย่างง่ายบนแกนดีคิวของชุดทดสอบกรณีที่ไม่มี feedback

จากการกำจัดการทำงานของแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสสมดุล วงจรช่องทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ และอุปกรณ์สวิตช์ทั้ง 6 ตัวของวงจรเรียงกระแสภาคหน้า แบบแอทที่ด้วยวิธีการแปลงของปาร์คที่ได้กล่าวมาข้างต้น 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 ตัวควบคุมแบบดรูป และตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้า ซึ่งจะเหมือนกันกับตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีคิวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูง ดังนั้นการออกแบบตัวควบคุมของชุดทดสอบดังกล่าวจะอาศัยขั้นตอนและแนวทางเดียวกันกับการออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงในบทที่ 3 แต่จะแตกต่างกันเพียงเล็กน้อยในส่วนของการออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้านั้นคือการออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนดีและแกนคิวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงจะอาศัยการหาฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดจากสมการพลวัตของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร ในขณะที่การออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนดีและแกนคิวของชุดทดสอบจะอาศัยการหาฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดจากสมการแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมวงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับแทน

เมื่อดำเนินการตามขั้นตอนและแนวทางในการออกแบบตัวควบคุมที่ได้นำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 3.3.3 ของบทที่ 3 จะได้สมการที่ใช้ในการออกแบบพารามิเตอร์ของตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนดี ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนคิว ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า ตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้า และตัวควบคุมแบบดรูป 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})

สำหรับเทคนิคปลูกปีกที่แสดงในกรอบพื้นที่สีเขียวของรูปที่ 7.27 จะทำหน้าที่ในการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาโดยอาศัยการตรวจจับแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ในรูปแบบผกผันผ่านตัวกรองผ่านต่ำ ($\frac{\omega_c}{s + \omega_c}$) โดยค่าความถี่ตัดผ่านของตัวกรองผ่านต่ำสำหรับชุดทดสอบ (ω_c) จะกำหนดให้มีค่าเท่ากับ 1.25 เท่าของความถี่เรโซแนนซ์ (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
 ลูปยกเลิกโดยอาศัยทฤษฎีระบบควบคุม พร้อมทั้งการเพิ่มตัวแปรสถานะของระบบ (X_{id} X_{iq} X_v และ
 $V_{b,stab}$) จะสามารถเขียนสมการของตัวควบคุมได้ดังสมการที่ (7-18) และเมื่อพิจารณาความสัมพันธ์
 ระหว่างแรงดันไฟฟ้าอินพุตและเอาต์พุตของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอทฟิบนแกนดีคิวที่
 ได้รับการนำเสนอไว้แล้วในบทที่ 3 หรือสามารถแสดงอีกครั้งได้ดังสมการที่ (7-19) รวมทั้งพจน์ชดเชย
 บนแกนดีในสมการที่ (7-11) และแกนคิวในสมการที่ (7-12) จะสามารถคำนวณหาฟังก์ชันการสวิตช์
 ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอทฟิบนกรณีที่มีตัวควบคุมบนแกนดี (M_d^*) และแกนคิว
 (M_q^*) แสดงได้ดังสมการที่ (7-20) และ (7-21) ตามลำดับ

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

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

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

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

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

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

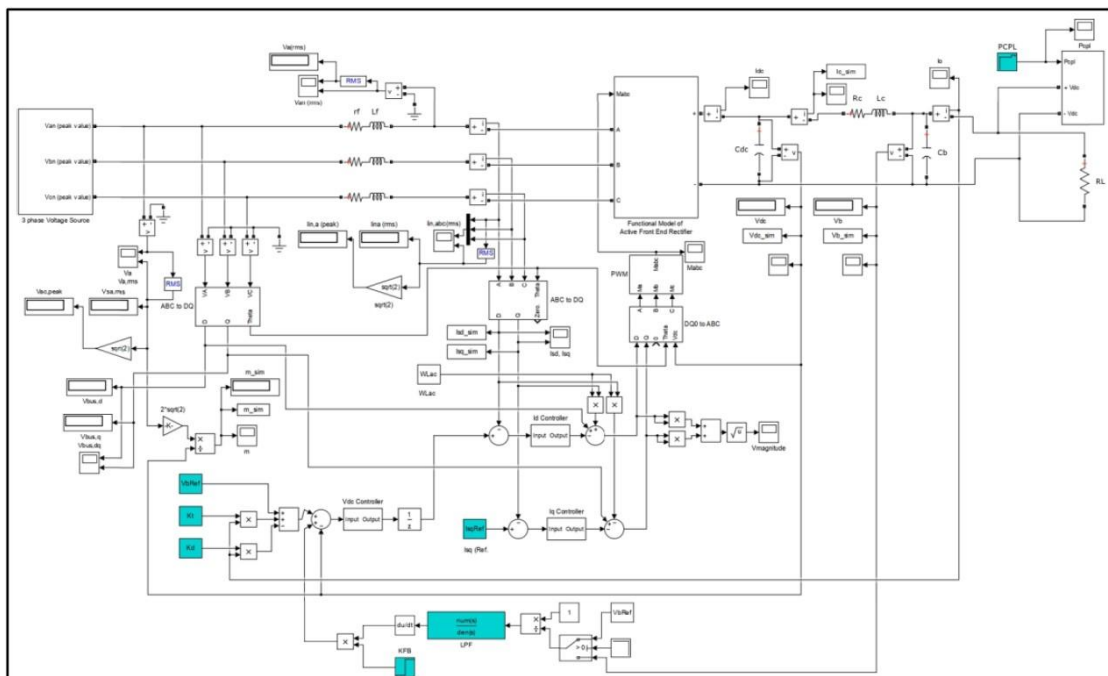
$$\left\{ \begin{aligned}
\dot{I}_{sd} &= -\frac{(R_f + K_{pd})}{L_f} I_{sd} - \frac{K_{pv} K_{pd}}{L_f} V_{dc} + \frac{K_{pv} K_{pd} (K_t - K_d)}{L_f R_L} V_b + \frac{K_{pv} K_{pd} P_{CPL} (K_t - K_d)}{L_f} \cdot \frac{1}{V_b} \\
&\quad + \frac{K_{pv} K_{pd} K_{FB} \omega_C}{L_f} \cdot \frac{1}{V_b}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

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

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 $\delta \mathbf{x}$ $\delta \mathbf{u}$ $\delta \dot{\mathbf{y}}$ $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ $\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ $\mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ และ $\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ในสมการที่ (7-23) สามารถดูได้จากภาคผนวก ค.

จากเมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ และ $\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ จะเห็นได้ว่า 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

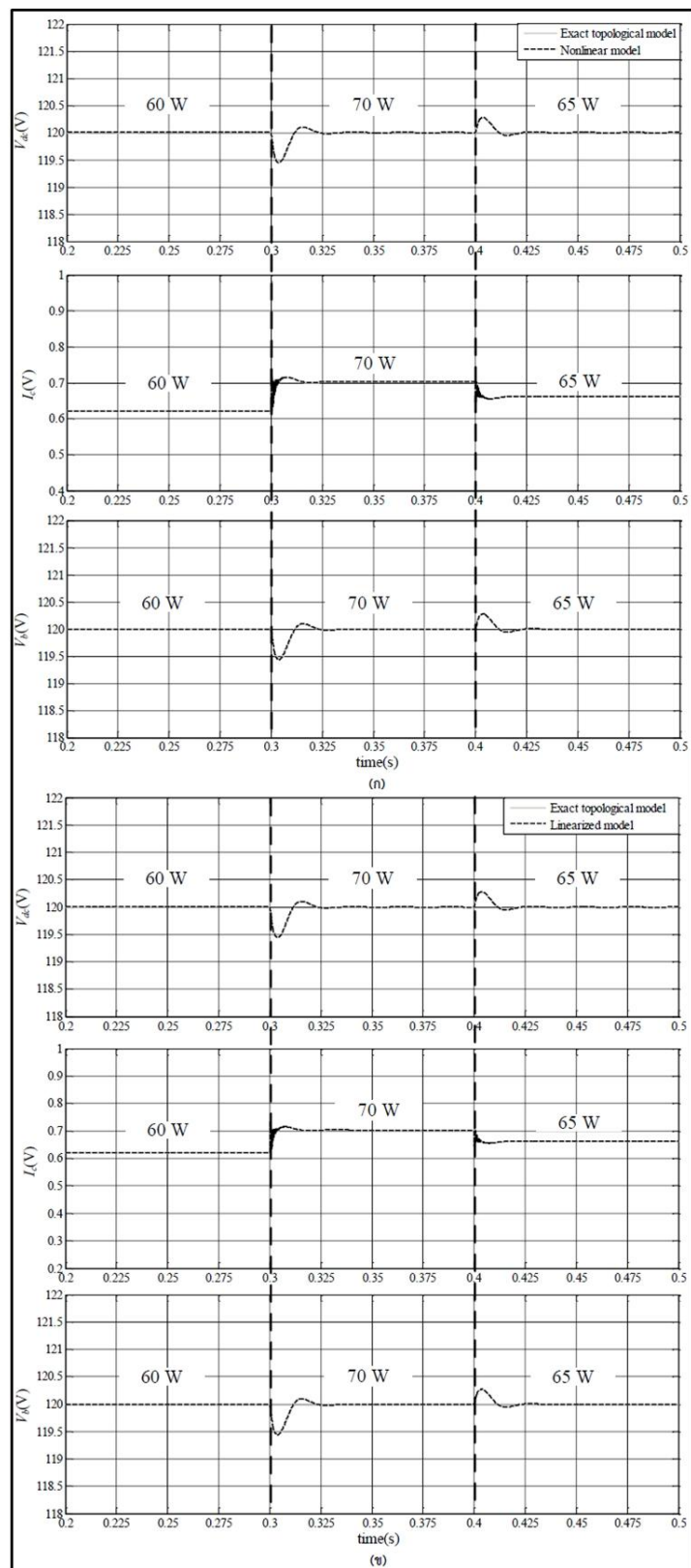
เพื่อแสดงให้เห็นว่า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของชุดทดสอบที่ได้รับการพิสูจน์ขึ้นในสมการที่ (7-22) และสมการที่ (7-23) มีความถูกต้องแม่นยำและเหมาะสำหรับการศึกษาวิจัยด้านเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาต่อไป ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้ดำเนินการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองดังกล่าวโดยอาศัยการเปรียบเทียบระหว่างผลเฉลยที่ได้จากแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นในสมการที่ (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	พารามิเตอร์ของตัวควบคุมพิกัดดีคิวสำหรับ 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	อัตราการขยายดรู๊ป
K_t	0.08	อัตราการขยายดรู๊ปรวม
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



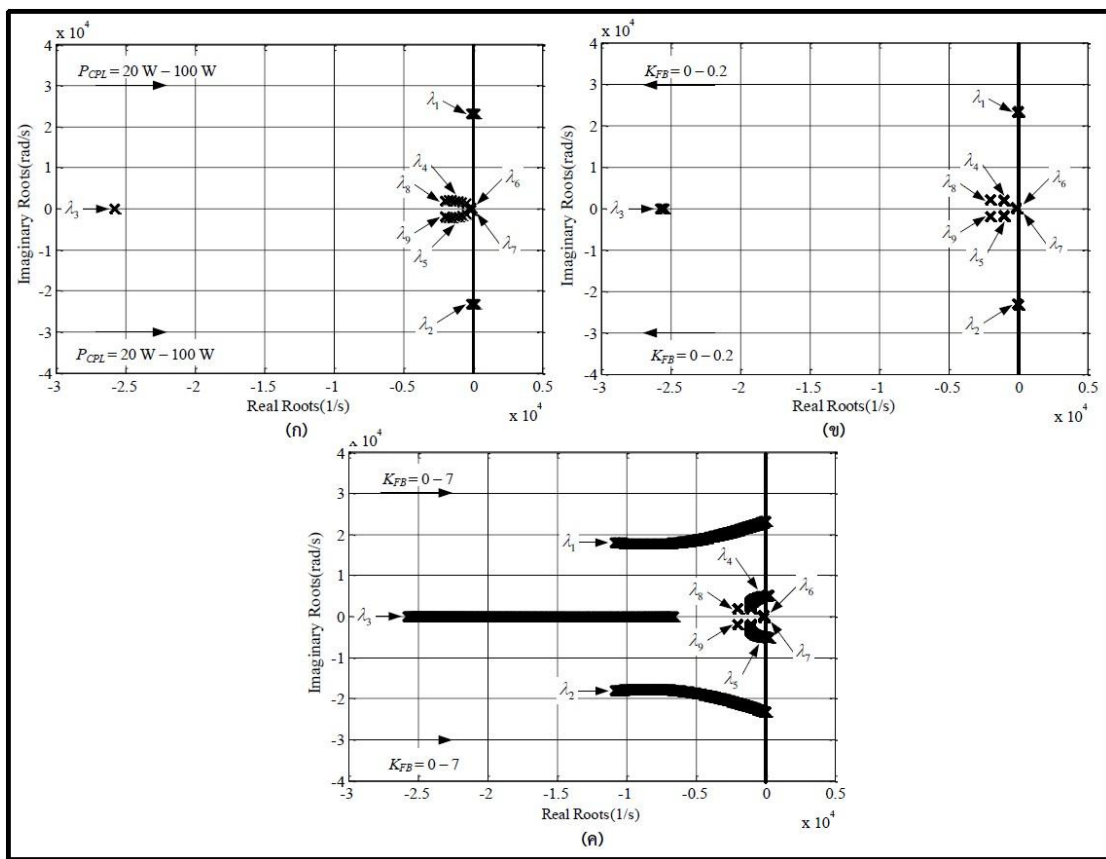
รูปที่ 7.29 ผลตอบสนอง V_{dc} , I_c และ V_b สำหรับชุดทดสอบ เมื่อ $K_{FB}=1$ (ก) แบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้น
(ข) แบบจำลองที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้น

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

7.4.2 การวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ

*การวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วย
ทฤษฎีบทค่าเจาะจง*

การวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูยกเล็กจะอาศัยทฤษฎี องค์ความรู้ และขั้นตอนในการศึกษาวิจัยเดียวกันกับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงที่ได้นำเสนอไว้แล้วอย่างละเอียดในบทที่ 4 และบทที่ 5 ที่ผ่านมา ดังนั้นในตอนต้นของหัวข้อที่ 7.4.2 จะเป็นการตรวจสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาวิจัย ภายใต้ทฤษฎีบทค่าเจาะจง เพื่อวิเคราะห์หาจุดขาดเสถียรภาพเมื่อ $K_{FB} = 0$ (ลูยกเล็กยังไม่ทำงาน) 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



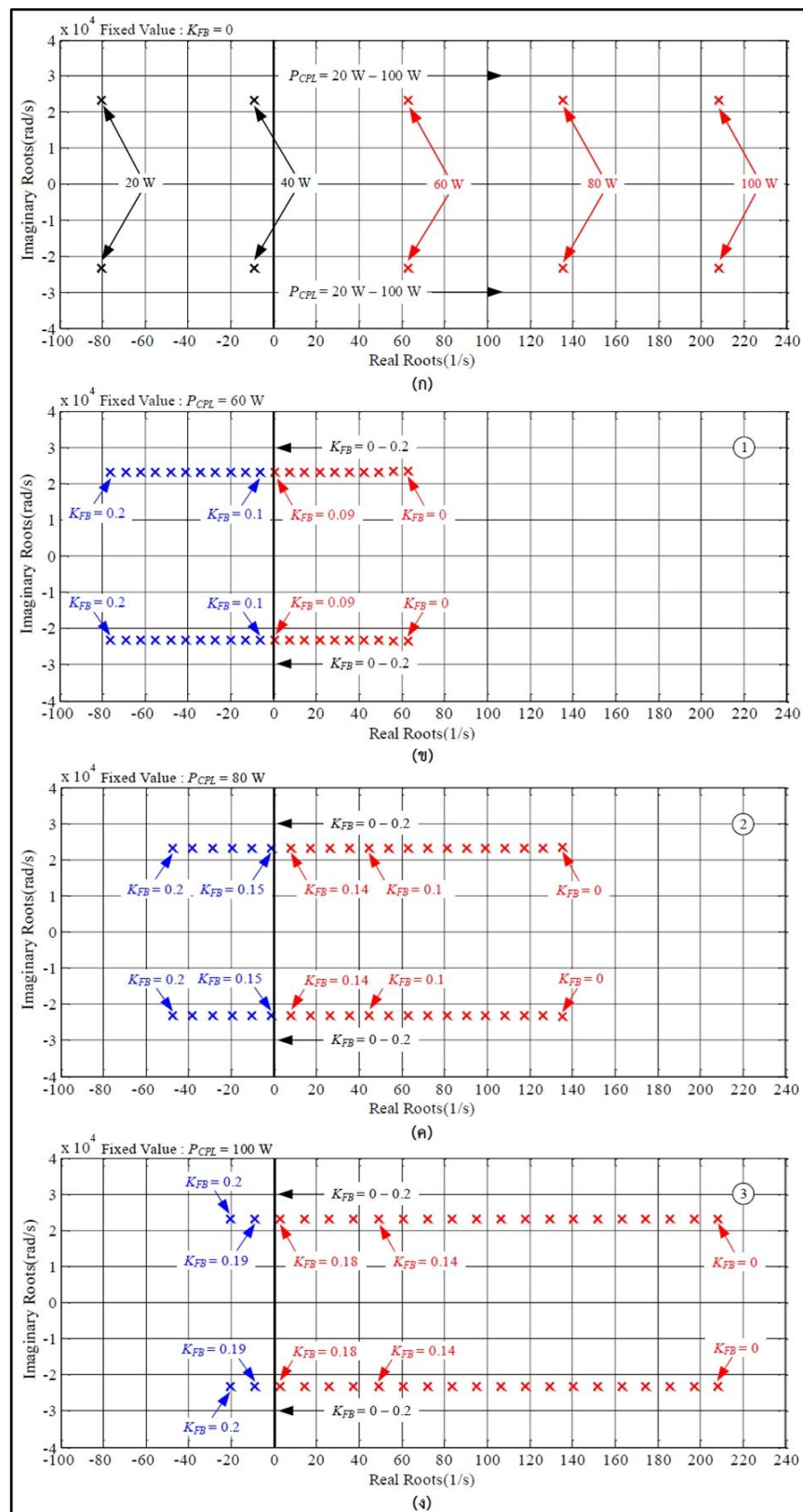
รูปที่ 7.30 ค่าเจาะจงทั้งหมดของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา

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

และเพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ (ค) สำหรับหาค่า K_{FB}

ที่มากเกินไปสำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ

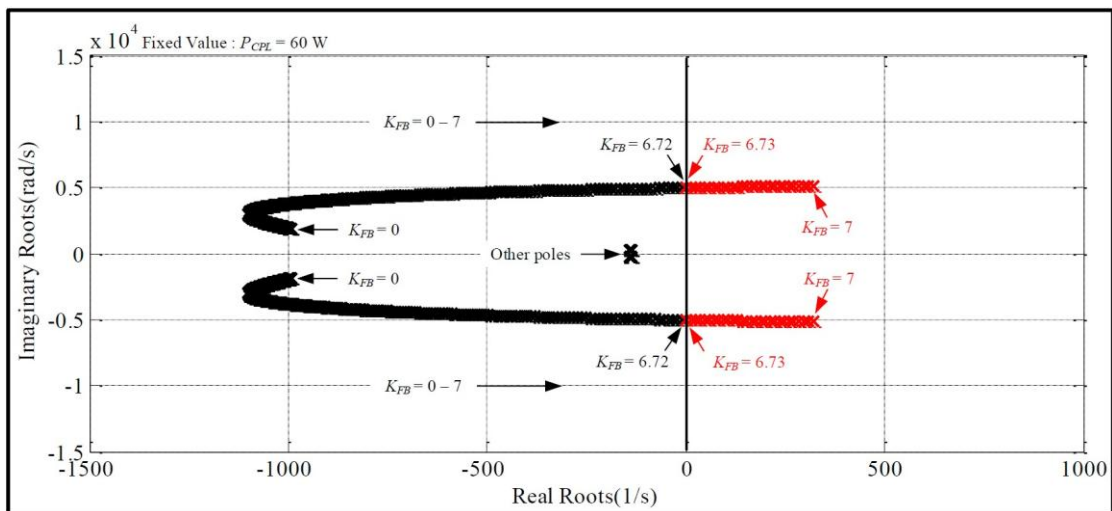
จากรูปที่ 7.30 (ก) จะสังเกตได้ว่า ค่าเจาะจงของระบบจะมีอยู่ด้วยกัน 9 ค่า ซึ่งก็คือ $\lambda_1 - \lambda_9$ ตามจำนวนตัวแปรสถานะของระบบ สำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพเพื่อหาจุดปฏิบัติงานที่ทำให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาขาดเสถียรภาพในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะอาศัยเพียงการพิจารณาเฉพาะค่าเจาะจงเด่น (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 การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคปลูกเล็กลสามารถทำให้ระบบที่เคยขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพได้อีกครั้งเพียงแค่เพิ่มค่า 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} ดังกล่าวไม่เพียงพอต่อการชดเชยหรือยกเลิกผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ณ จุดปฏิบัติงานดังกล่าว ซึ่งสามารถสังเกตได้จากรูปที่ 7.31 (ค) ที่ค่าเจาะจงเด่นของระบบ ณ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 80 W ยังคงอยู่ทางฝั่งขวาของระนาบเอสเมื่อ K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0.1 ดังนั้นเพื่อให้ค่าเจาะจงเด่นของระบบเคลื่อนที่จากฝั่งขวามาอยู่ทางฝั่งซ้ายของระนาบเอสอีกครั้ง หรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือ การทำให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษามีเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 80 W ค่า K_{FB} จะต้องเพิ่มขึ้นเป็น 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 ไม่สามารถตรวจสอบคุณลักษณะของผลตอบสนองแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้ ดังนั้นในลำดับถัดไปงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้ประยุกต์ใช้การวิเคราะห์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงเพื่อระบุตัวแปรสถานะต่าง ๆ ของระบบที่มีความเกี่ยวข้องหรือมีนัยสำคัญต่อค่าเจาะจงเด่นของระบบ โดยตัวแปรสถานะที่ได้จะถูกนำไปใช้สร้างปริภูมิสถานะสำหรับการวิเคราะห์ระนาบเฟสที่สามารถตรวจสอบคุณลักษณะของผลตอบสนอง V_b ตามกรอบมาตรฐานที่กำหนดได้

*การวิเคราะห์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมของชุดทดสอบที่มีการบรรเทา
การขาดเสถียรภาพ*

การวิเคราะห์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมของชุดทดสอบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปลักษณ์จะพิจารณาด้วยกันทั้งหมด 5 กรณี ดังแสดงได้ในตารางที่ 7.3 ซึ่งจะสอดคล้องกับผลการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่ได้นำเสนอในรูปที่ 7.31 และรูปที่ 7.32 โดยเมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมสำหรับกรณีที่ 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 เมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมของชุดทดสอบเมื่อ $K_{FB} = 0.15$ (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 (Dominant mode)		...	Mode III	...	Mode V

ตารางที่ 7.7 เมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมของชุดทดสอบเมื่อ $K_{FB} = 0.19$ (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 (Dominant mode)		...	Mode III	...	Mode V

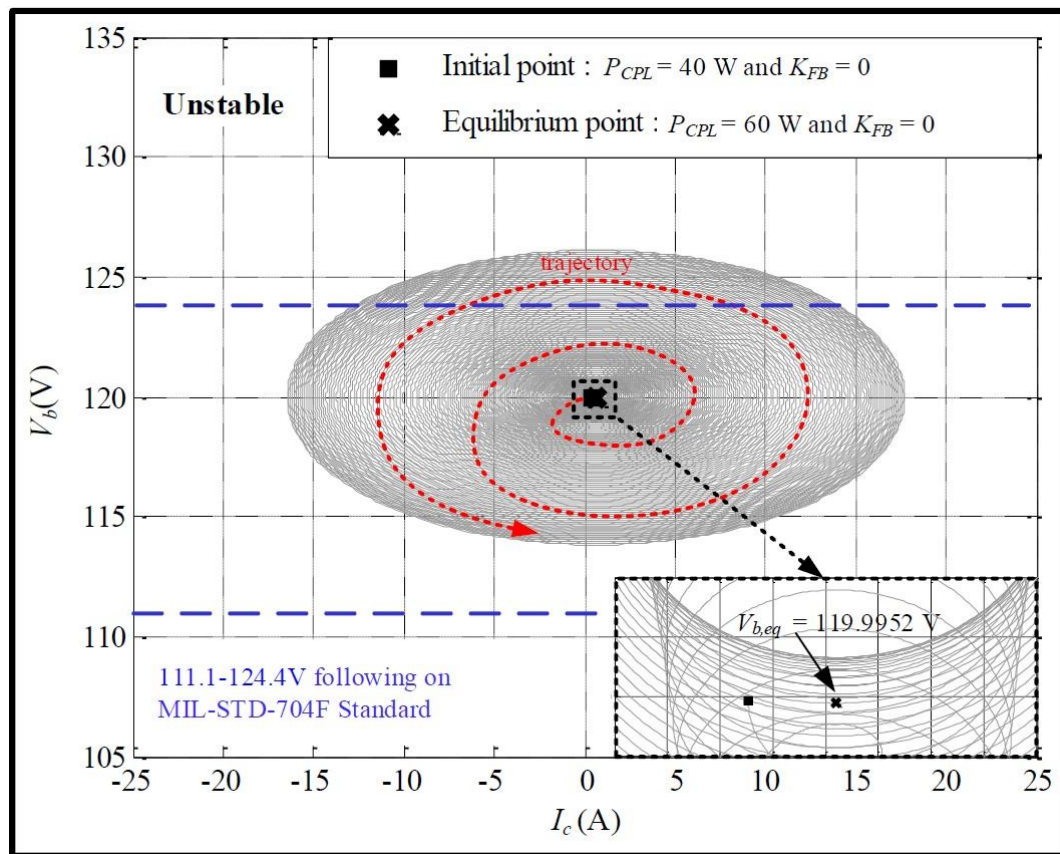
ตารางที่ 7.8 เมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมของชุดทดสอบเมื่อ $K_{FB} = 6.73$ (กรณีที่ 5)

	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} มีค่าที่น้อยและเพียงพอ 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} มีค่ามากเกินไป นั่นคือ λ_4 และ λ_5 ที่แสดงในรูปที่ 7.30 (ค)

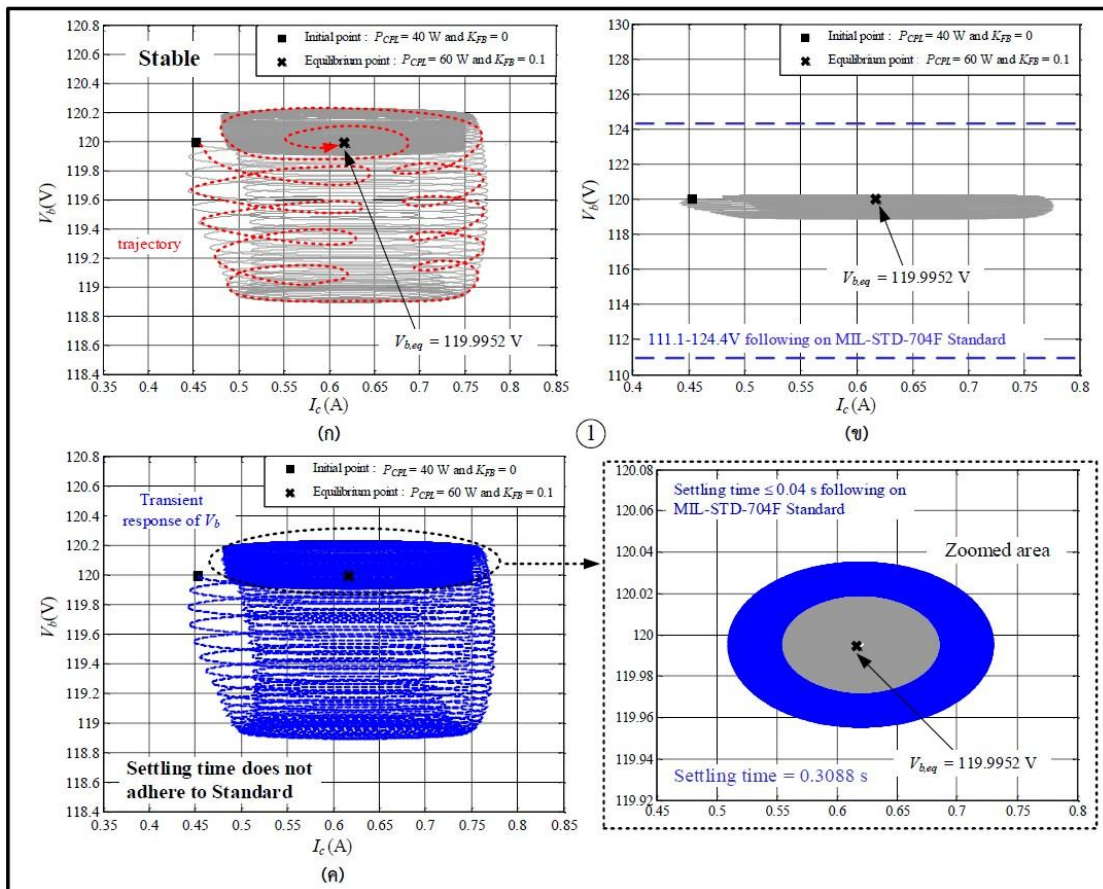
การวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส

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

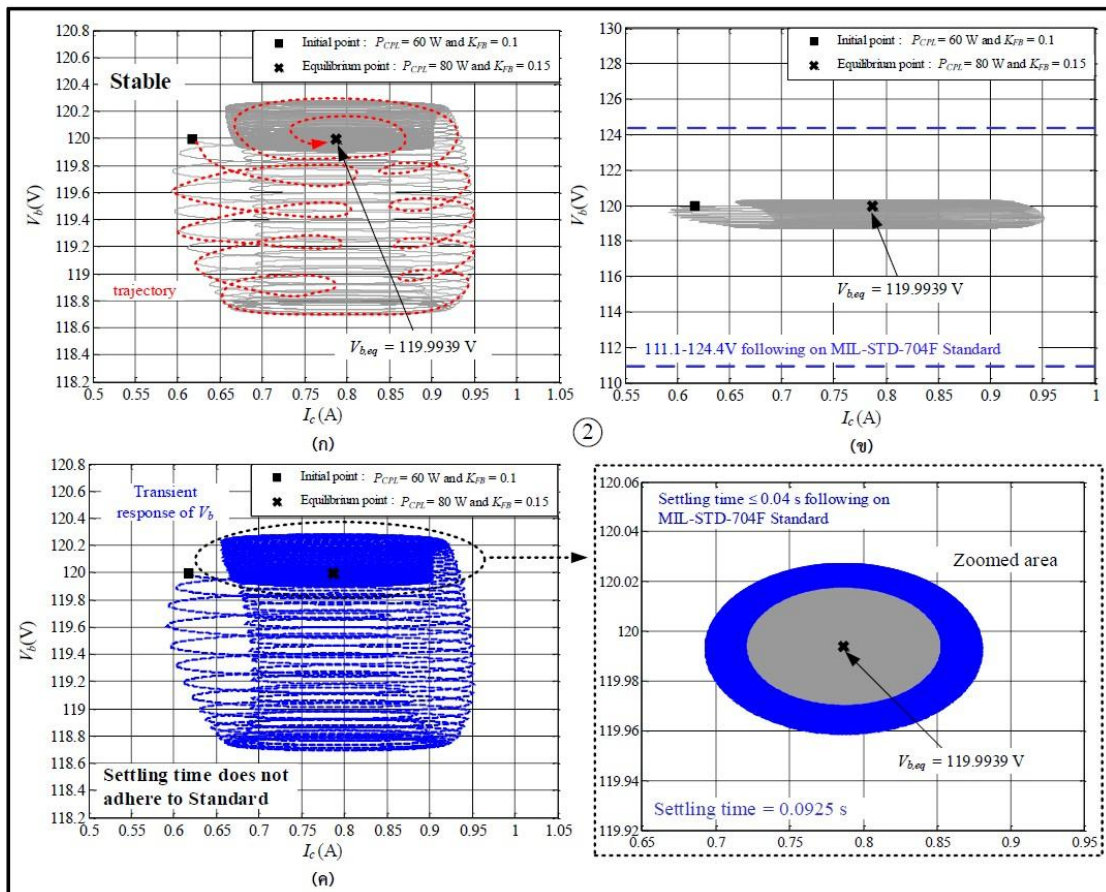
จากรูปที่ 7.33 จะเห็นได้ว่า เมื่อ K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0 (ลูปยกเล็กยังไม่ทำงาน) และ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับ 60 W จะทำให้การโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ของระบบออกห่างจากจุดปฏิบัติงานมากยิ่งขึ้นอย่างไม่มีการสิ้นสุด เมื่อเวลาผ่านไป (ดูได้จากเส้นปะสีแดง) ดังนั้นจึงสามารถสรุปได้ว่า ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจะเกิดการขาดเสถียรภาพ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



รูปที่ 7.34 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 60$ 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 จุดปฏิบัติงานและลู่เข้าสู่จุดปฏิบัติงานของระบบเมื่อเวลาผ่านไป 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

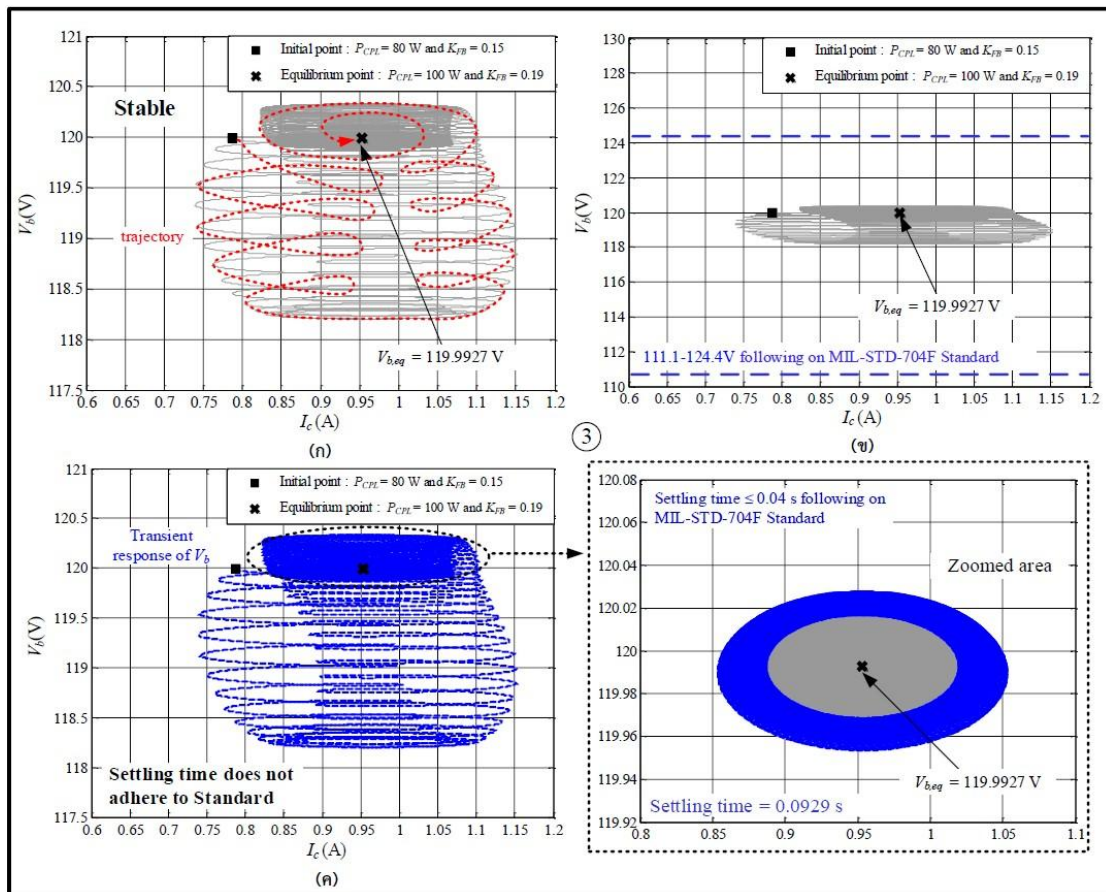
K_{FB} ของระบบก็ควรมีค่าเพิ่มขึ้นเพื่อให้เหมาะสมกับการชดเชยหรือยกเลิกผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งในที่นี้ K_{FB} จะมีค่าเป็น 0.15 ดังแสดงในรูปที่ 7.35



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

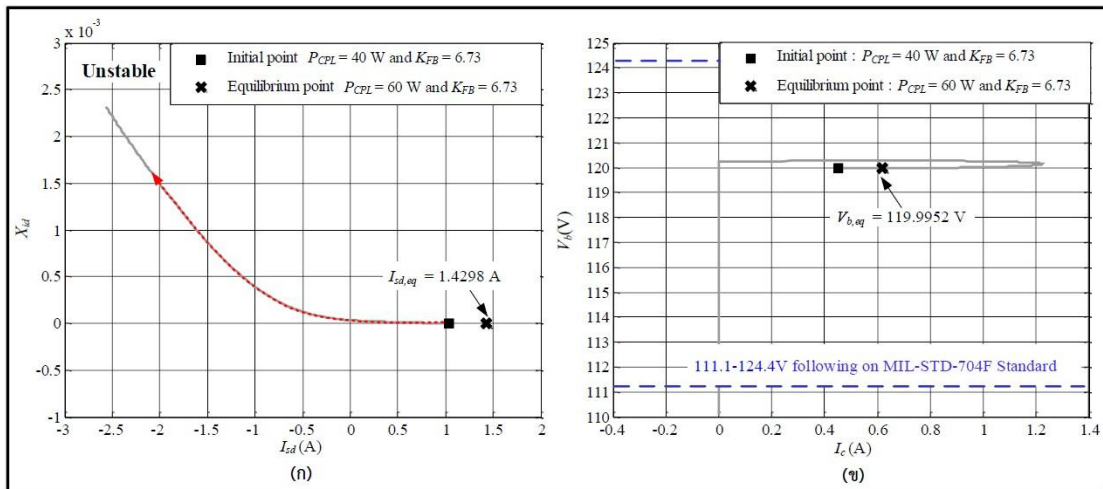
จากการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์เมื่อ P_{CPL} เท่ากับ 80 W ในรูปที่ 7.35 (ก) ที่มีการลู่เข้าสู่จุดปฏิบัติงานของระบบเมื่อเวลาผ่านไป แสดงให้เห็นว่า ค่าอัตราขยาย K_{FB} เท่ากับ 0.15 สามารถทำให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษามีเสถียรภาพ ณ จุดปฏิบัติงานนี้ได้ นอกจากนี้ในรูปที่ 7.35 (ข) และ 7.35 (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 การวิเคราะห์ระนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 100$ W และ $K_{FB} = 0.19$ (กรณีที่ 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

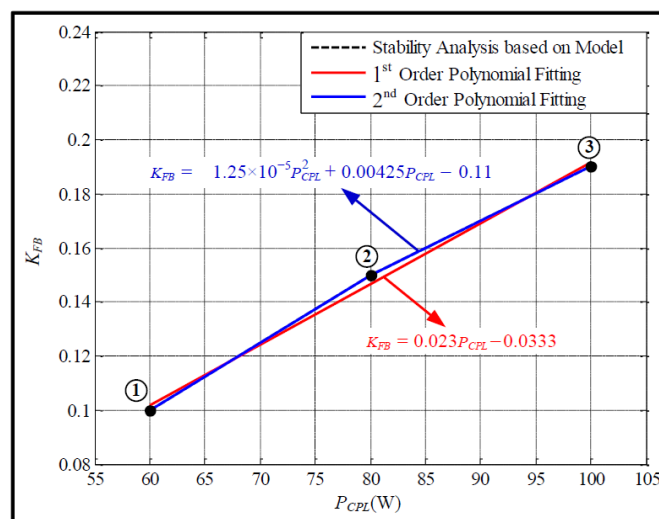
จากผลการวิเคราะห์หรรณบเฟสในรูปที่ 7.37 จะเห็นได้ว่าการเพิ่มขึ้นของค่า K_{FB} ที่มากเกินไปซึ่งมีค่าเท่ากับ 6.73 จะไม่เป็นผลดีต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้าที่ศึกษา เนื่องจากการจะทำให้การโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนระนาบ I_{sd} และ X_{id} เมื่อ P_{CPL} เท่ากับ 60 W ที่แสดงในรูปที่ 7.37 (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 ซึ่งสังเกตได้จากการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนระนาบ 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 ซึ่งจะส่งผลให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาไม่สามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดช่วงการทำงานจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด โดยการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังกล่าวจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อลำดับถัดไป สำหรับการตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์ทั้งหมดในหัวข้อที่ 7.4.2 ด้วยการจำลองสถานการณ์และการทดสอบจากชุดทดสอบจริง จะได้รับการเสนอไว้ในหัวข้อที่ 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 เส้นกราฟของสมการโพลิโนเมียลอันดับหนึ่ง (first-order) และเส้นกราฟของสมการโพลิโนเมียลอันดับสอง (second-order) ตามลำดับ โดยเส้นกราฟสีน้ำเงินซึ่งได้มาจากสมการโพลิโนเมียลอันดับสองจะเทียบเท่าหรือใกล้เคียงกับเส้นอเสถียรภาพมากกว่าเส้นกราฟสีแดงที่ได้มาจากสมการโพลิโนเมียลอันดับหนึ่ง ดังนั้นสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบจึงเป็นสมการโพลิโนเมียลอันดับสองที่แสดงได้ดังสมการที่ (7-24) จากสมการที่ (7-24) จะพบว่า เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีการเปลี่ยนแปลงจะทำให้ค่าอัตราขยาย K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอมีค่าแปรเปลี่ยนไปด้วยเช่นกัน เพื่อแก้ปัญหาการกลับมาขาดเสถียรภาพของระบบอีกครั้ง 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) สามารถทำให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา มีขีดความสามารถในการจ่ายระดับกำลังไฟฟ้าได้จนถึงค่าพิกัด โดยไม่ประสบปัญหาการขาดเสถียรภาพ อันเนื่องมาจากผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง การวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วม และการวิเคราะห์ระนาบเฟส โดยผลการวิเคราะห์ดังกล่าวสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 7.31 ตารางที่ 7.4 ถึง ตารางที่ 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 ในกรณี 2 ถึงกรณี 4

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

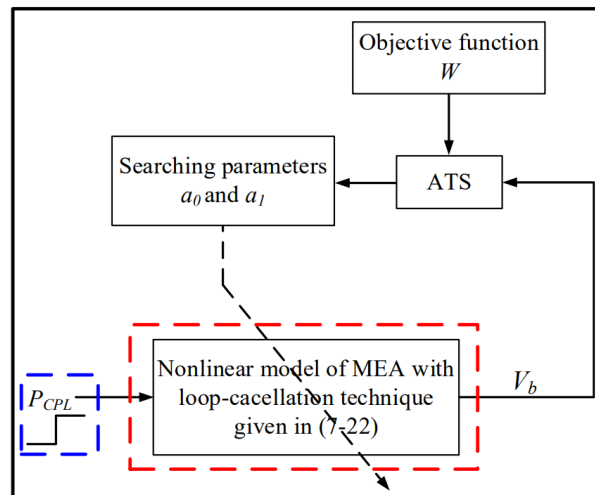
กรณี	P_{CPL}	K_{FB}
1	60 W (จุดขาดเสถียรภาพ)	0.1
2	80 W	0.15
3	100 W (พิกัดของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว)	0.19

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 ซึ่งง่ายต่อการสร้างจริงโดยอาศัยเพียงแค่วงจรแอนะล็อกเท่านั้น 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 ฟังก์ชันเงื่อนไขสมการที่กำหนดจากกรอบมาตรฐาน

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



รูปที่ 7.39 บล็อกไดอะแกรมการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว

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)

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

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 ได้แสดงพารามิเตอร์ของอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวที่เหมาะสมเพื่อให้การค้นหาค่าสัมประสิทธิ์ของสมการโพลิโนเมียลอันดับหนึ่ง (a_0 และ a_1) หรือสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวมีประสิทธิภาพมากยิ่งขึ้น ซึ่งจะประกอบไปด้วย จำนวนคำตอบเริ่มต้น จำนวนคำตอบรอบข้าง ค่ารัศมีการค้นหา ค่าอัตราปรับลดรัศมี และจำนวนรอบการค้นหา โดยค่าพารามิเตอร์ทั้ง 5 นั้นจะได้มาจากการทดสอบพารามิเตอร์ที่ได้นำเสนอไว้ในภาคผนวก ง. ในตารางที่ ง.6 ถึงตารางที่ ง.10 โดยจะอาศัยเกณฑ์การพิจารณาจากค่า W เฉลี่ยที่น้อยที่สุด

ตารางที่ 7.12 ขอบเขตการค้นหาค่าสัมประสิทธิ์ของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวสำหรับชุดทดสอบ

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

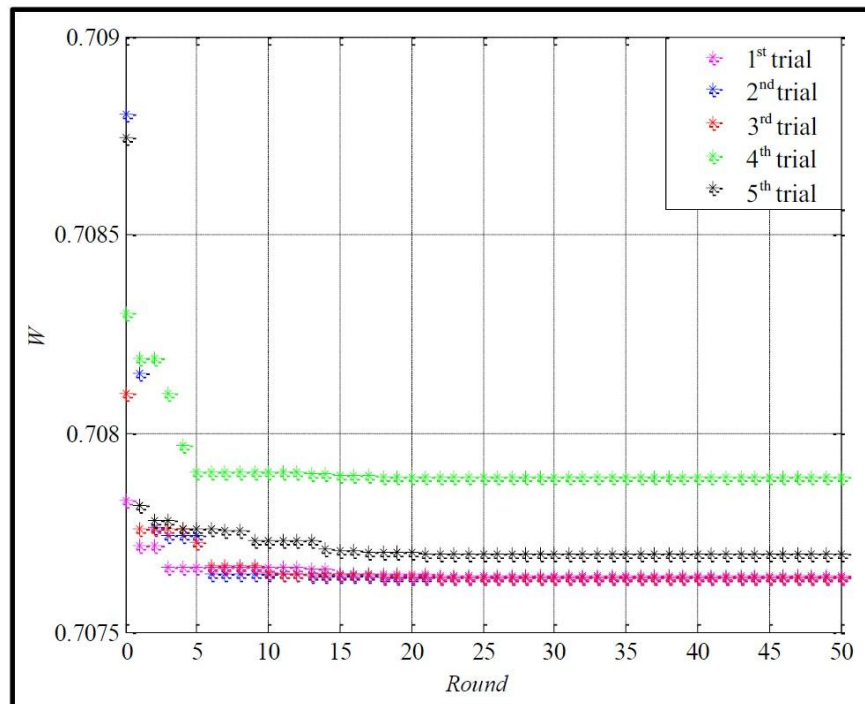
ตารางที่ 7.12 ได้แสดงขอบเขตการค้นหาของอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัว ซึ่งเป็นอีกองค์ประกอบหนึ่งที่ส่งผลต่อประสิทธิภาพการค้นหามีนัยสำคัญ โดยการกำหนดขอบเขตการค้นหาค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวจะพิจารณาให้มี

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

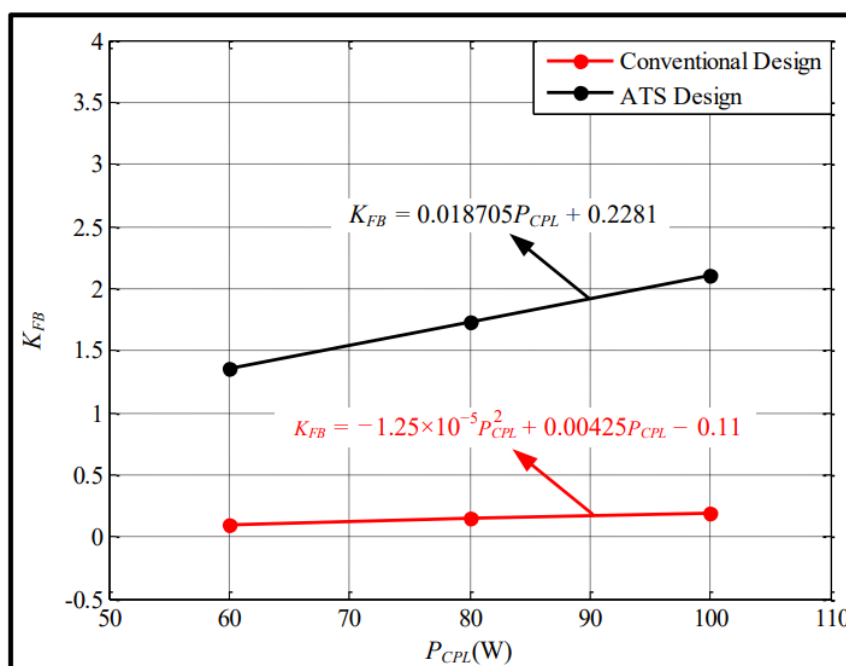
ตารางที่ 7.13 ค่าสัมประสิทธิ์ที่เหมาะสมที่สุดของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวสำหรับชุดทดสอบ

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 ครั้งในตารางที่ 7.13 มีค่าที่ใกล้เคียงกันหรือเป็นชุดข้อมูลที่เกาะกลุ่มกัน ดังนั้นจึงเป็นการรับประกันได้ว่าค่าสัมประสิทธิ์ a_0 และ a_1 ที่เลือกใช้เป็นค่าที่เหมาะสมที่สุดกับการสร้างสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา โดยสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวและเส้นกราฟของสมการดังกล่าวสามารถดูได้จากคอลัมน์สุดท้ายของตารางที่ 7.13 และรูปที่ 7.41 ตามลำดับ



รูปที่ 7.41 เส้นกราฟสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบที่เหมาะสมที่สุด

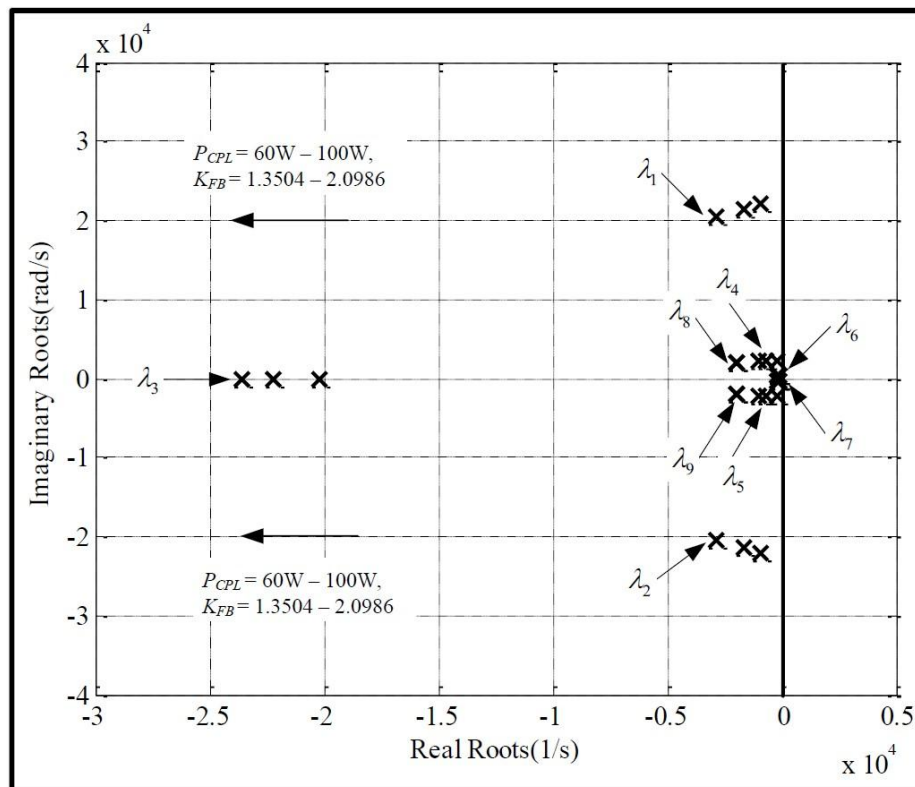
จากรูปที่ 7.41 แสดงให้เห็นว่า อัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวสามารถลดความซับซ้อนของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวได้เป็นอย่างดี เนื่องจากสามารถลดอันดับของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อยู่ในรูปสมการโพลิโนเมียลอันดับสอง (แสดงด้วยเส้นกราฟสีแดง) ซึ่งได้จากวิธีการแบบดั้งเดิม มาเป็นสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อยู่ในรูปของสมการ

โพลีโนเมียลอันดับหนึ่ง (แสดงด้วยเส้นกราฟสีดำ) ซึ่งง่ายต่อการสร้างจริงในทางปฏิบัติโดยอาศัยเพียงแค่วางจรรยาบรรณเล็กน้อยเท่านั้น

เพื่อเป็นการยืนยันประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือของผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวข้างต้น ในลำดับต่อมางานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัว ภายใต้ทฤษฎีบทค่าเจาะจง การวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วม และการวิเคราะห์ระนาบเฟส

การวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง

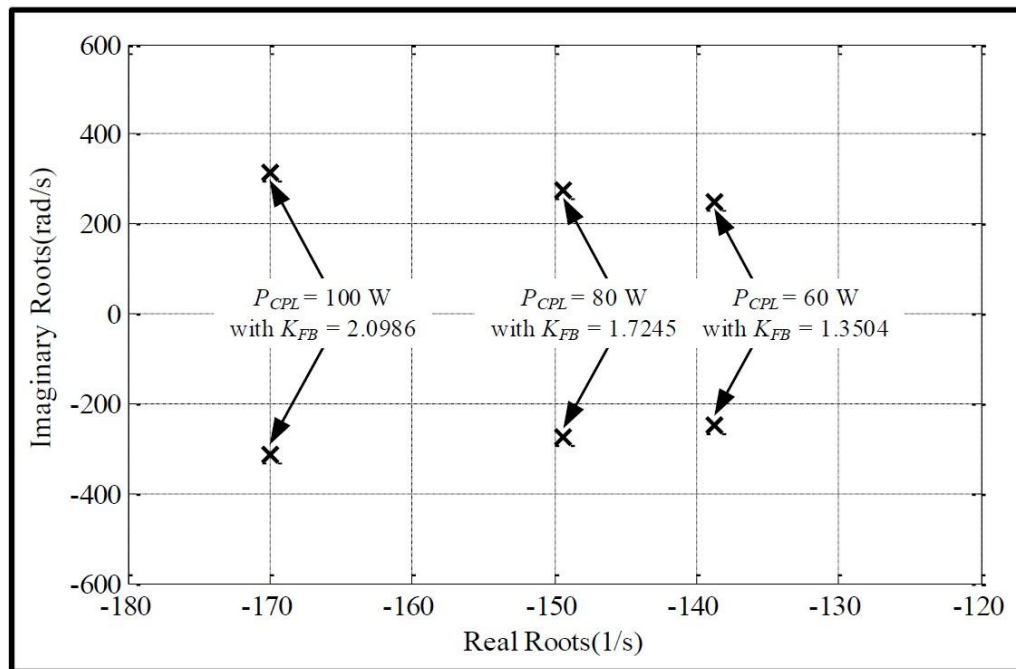
การวิเคราะห์เสถียรภาพเพื่อเพิ่มความน่าเชื่อถือของผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัว ภายใต้ทฤษฎีบทค่าเจาะจงจะอาศัยการพิจารณาวิถีการเคลื่อนที่และตำแหน่งของค่าเจาะจงทั้งหมดของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจำนวน 9 ค่า ($\lambda_1 - \lambda_9$) ที่แสดงในรูปที่ 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 ค่าเจาะจงทั้งหมดของชุดทดสอบเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาลูปเชิงปรับตัว

ตารางที่ 7.14 ค่า P_{CPL} และ K_{FB} สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาลูปเชิงปรับตัวของชุดทดสอบ

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 ที่ค่าพิกัดของ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว นั่นก็คือ $P_{CPL, rated} = 100 \text{ W}$ 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

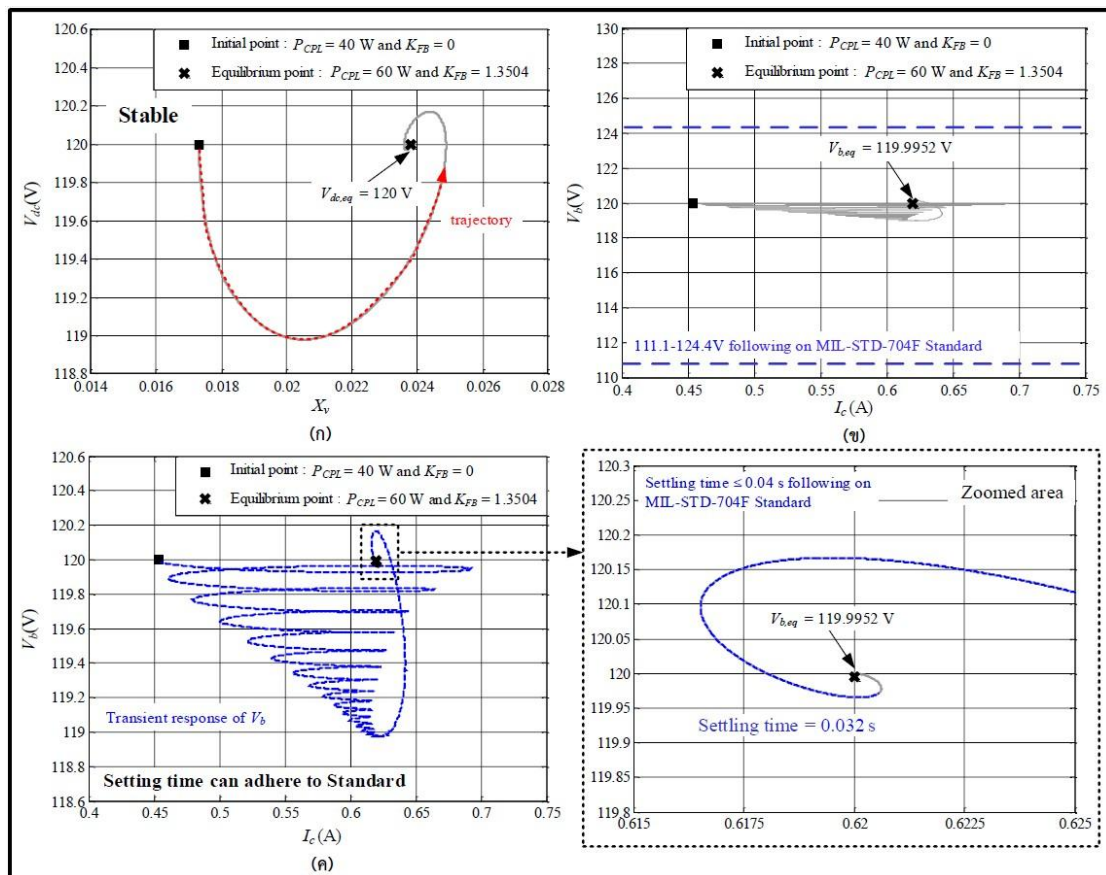
ตารางที่ 7.17 เมตริกซ์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพที่ $K_{FB} = 2.0986$ (กรณีที่ 3)

	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

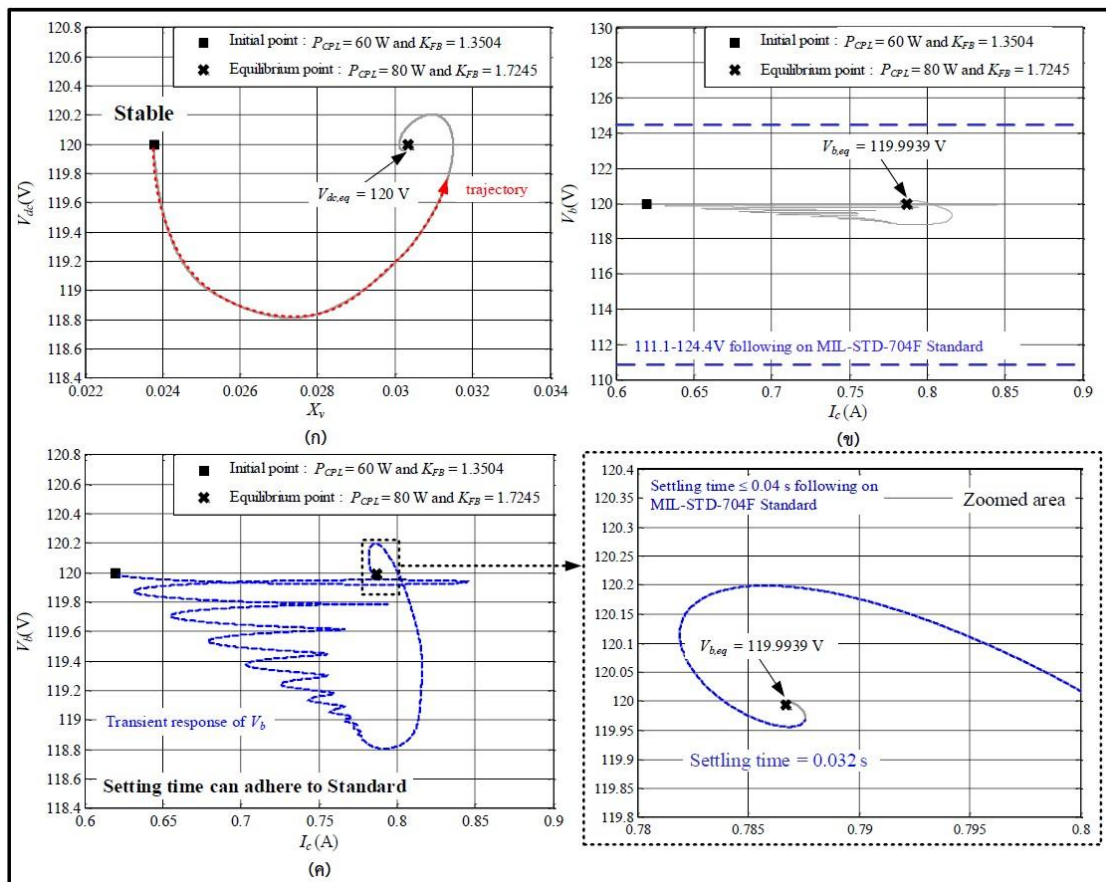
จากตารางที่ 7.15 ถึง 7.17 จะพบว่า ตัวแปรสถานะ V_{dc} และ X_v ซึ่งมีนัยสำคัญมากที่สุดโหมดเด่นจะมีความเกี่ยวข้องกับค่าเจาะจงเด่นของระบบ ซึ่งจะแตกต่างจากผลการวิเคราะห์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมในกรณีที่ระบบมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอในหัวข้อที่ 7.4.2 และมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวในหัวข้อที่ 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

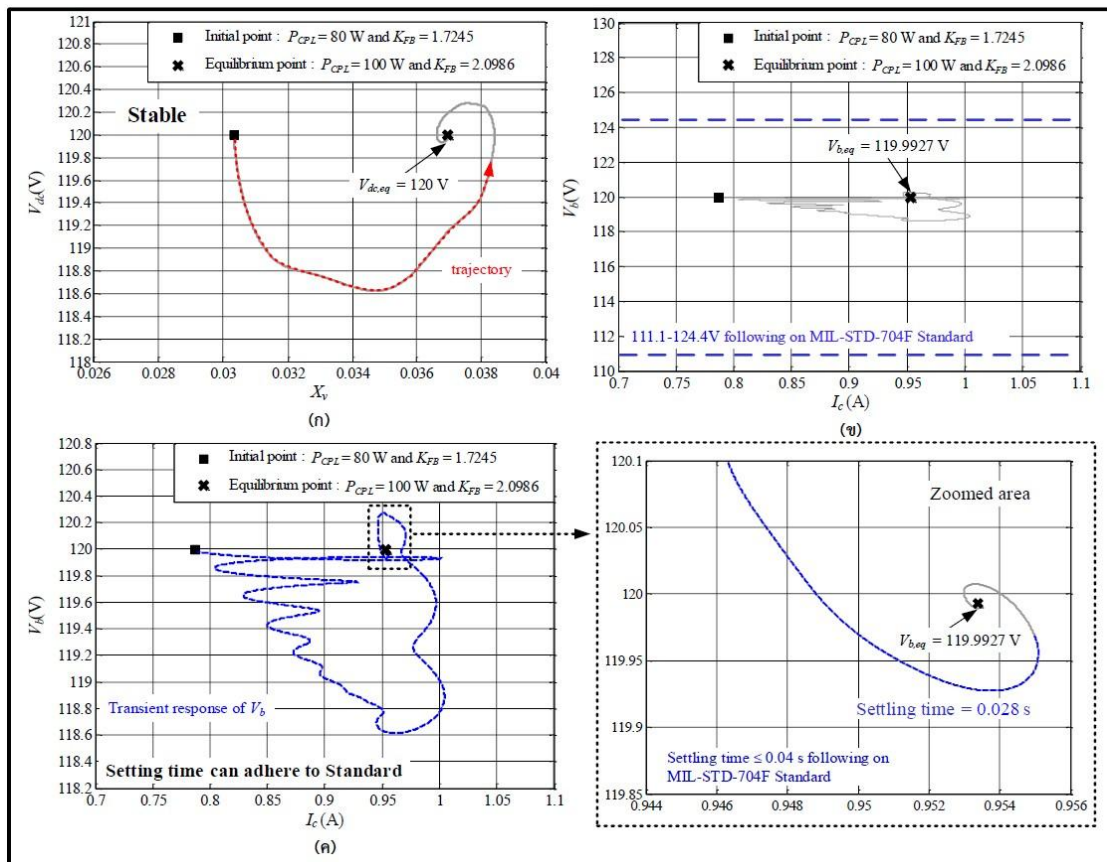
การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟสเพื่อเพิ่มความน่าเชื่อถือของผลการออกแบบสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวจะอาศัยการพิจารณาการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์บนปริภูมิสถานะของตัวแปรสถานะ V_{dc} และ X_v ซึ่งได้มาจากการวิเคราะห์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วม เมื่อค่าอัตราขยายป้อนกลับ (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 การวิเคราะห์ระนาบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 80$ W และ $K_{FB} = 1.7245$ (กรณีที่ 2) (ก) สำหรับพิจารณาเสถียรภาพของระบบ (ข) สำหรับพิจารณาแอมพลิจูดของ V_b (ค) สำหรับพิจารณา T_s



รูปที่ 7.46 การวิเคราะห์ระบบเฟสเมื่อ $P_{CPL} = 100$ 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 ดังนั้นจึงถือได้ว่ากลไกการตรวจสอบคุณลักษณะของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงและการประเมินสมรรถนะการควบคุมภายในอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัวสามารถทำงานได้เป็นอย่างดี โดยสามารถปรับปรุงช่วงเวลาเข้าที่ของผลการตอบสนอง V_b ที่ได้จากวิธีการแบบดั้งเดิมให้เป็นไปตามกรอบมาตรฐาน

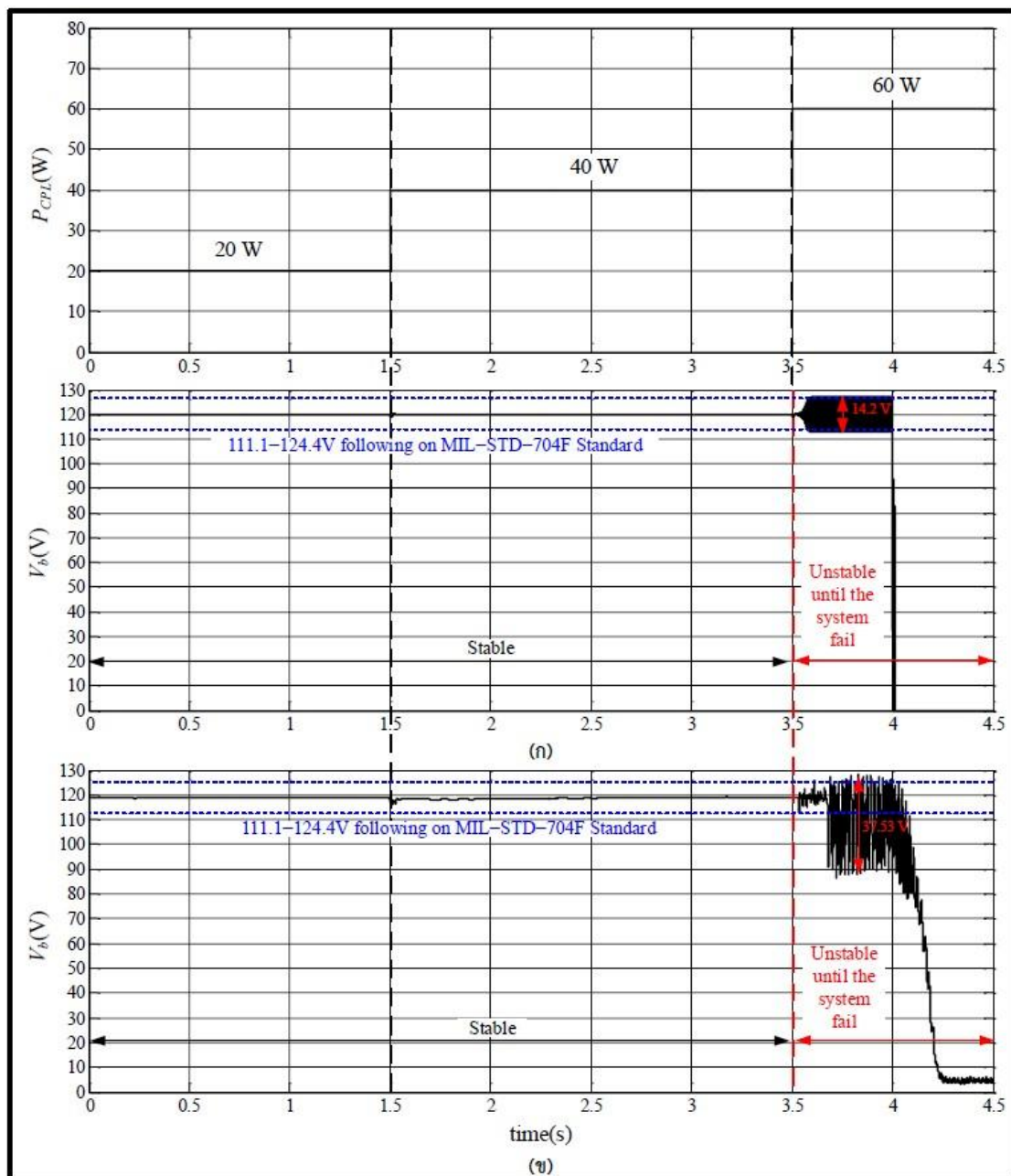
MIL-STD-704F ได้ ดังนั้นจึงถือได้ว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัวที่ได้นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์เป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพสามารถทำให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษามีเสถียรภาพทุก ๆ จุดปฏิบัติงานจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด อีกทั้งยังทำให้ผลการตอบสนองของแรงดัน 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



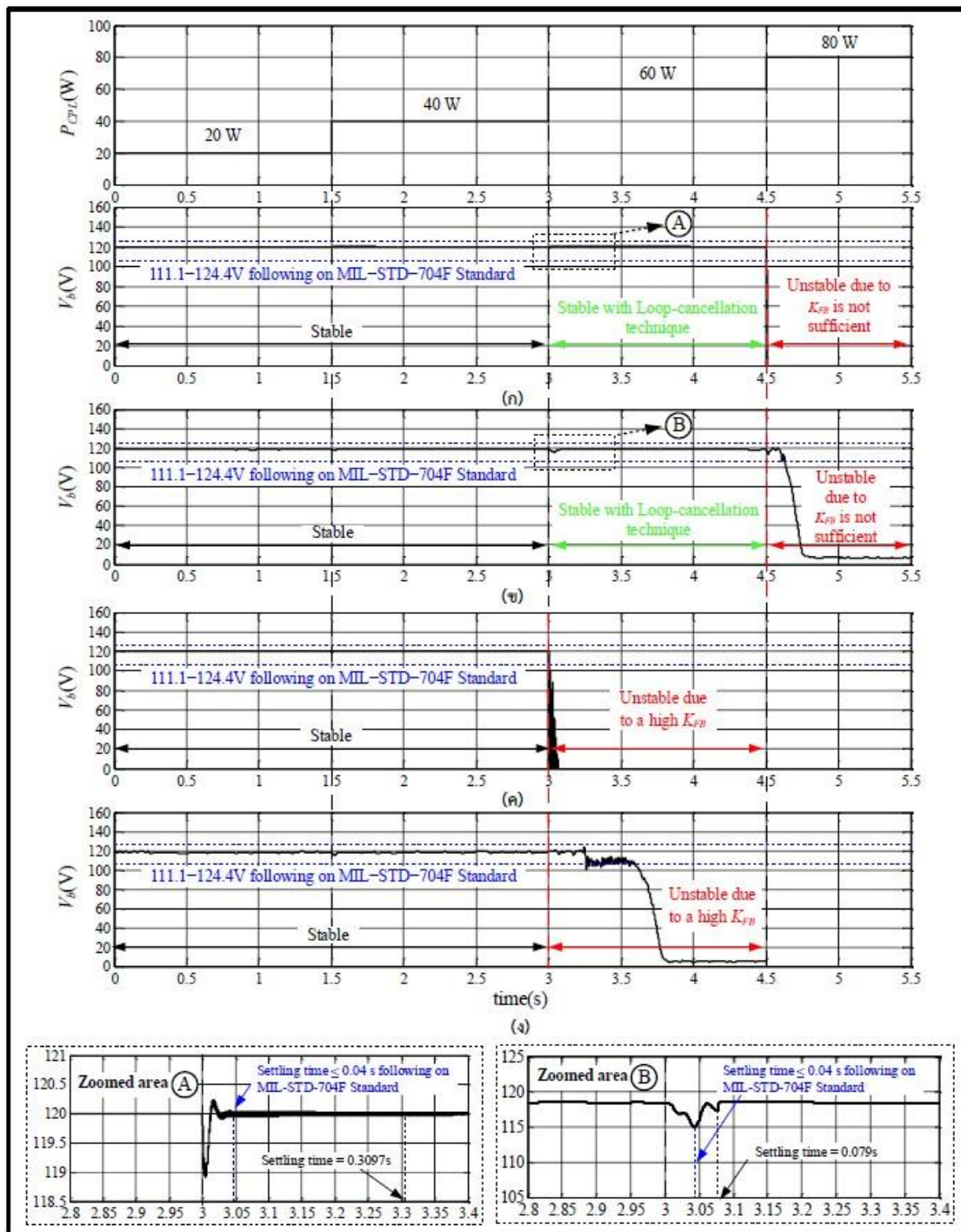
รูปที่ 7.47 ผลการทดสอบสถานะขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาวิจัย
(ก) ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ (ข) ผลการทดสอบจากชุดทดสอบจริง

จากรูปที่ 7.47 แสดงให้เห็นว่า เมื่อระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว มีค่าเพิ่มขึ้นจาก 40 W ไปเป็น 60 W ที่เวลา 3.5 วินาที จะทำให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเกิดการขาดเสถียรภาพ ซึ่งดูได้จากผลการแกว่งของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง 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 ทั้งนี้เนื่องจากค่าดัชนีการมอดูเลตมีค่าเท่ากับค่าดัชนีการมอดูเลตสูงสุดที่ได้ตั้งค่าไว้สำหรับการป้องกันการมอดูเลตเกิน (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 ที่ไม่มีการกระเพื่อมที่สูงขึ้นและมีค่าคงที่ในช่วง 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 (การวิเคราะห์ระนาบเฟส)

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} ที่มากเกินไปจนจำเป็นจะส่งผลเสียมากกว่าผลดีต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา 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 นอกจากนี้จากผลการศึกษาายังแสดงให้เห็นอีกว่า การออกแบบค่า K_{FB} ที่อาศัยการเลือกใช้ค่าที่น้อยและเพียงพอจะทำให้ผลการตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง V_b มีช่วงเวลาเข้าที่ไม่สอดคล้องตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัวมาประยุกต์ใช้ในการปรับปรุงสมรรถนะการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงให้ดีขึ้น ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 7.5.4 ต่อไป

7.5.3 การทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม

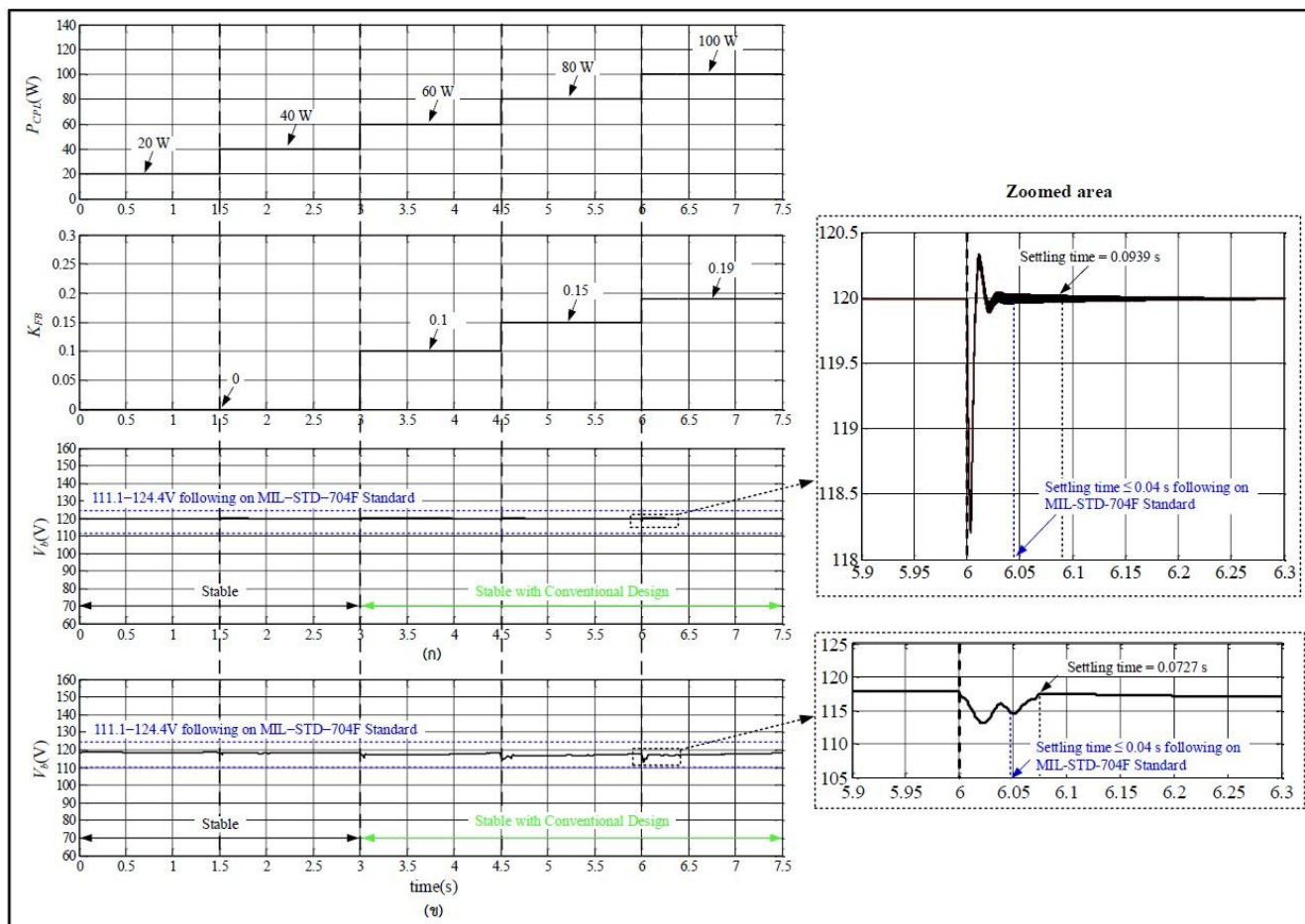
การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมที่อาศัยการเปลี่ยนแปลงค่าอัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคลูยกเล็ก (K_{FB}) ที่น้อยและเพียงพอต่อการกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) ด้วยการคำนวณผ่านสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวในสมการที่ (7-24) ซึ่งได้รับการนำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 7.4.3 แสดงให้เห็นว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมสามารถยกเลิกหรือชดเชยผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้อย่างสมบูรณ์ 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 (ค่าพิกัดของชุดทดสอบ) ที่เวลา 6 วินาที และดำเนินการปรับเปลี่ยนค่า K_{FB} จาก 0.15 เป็น 0.19

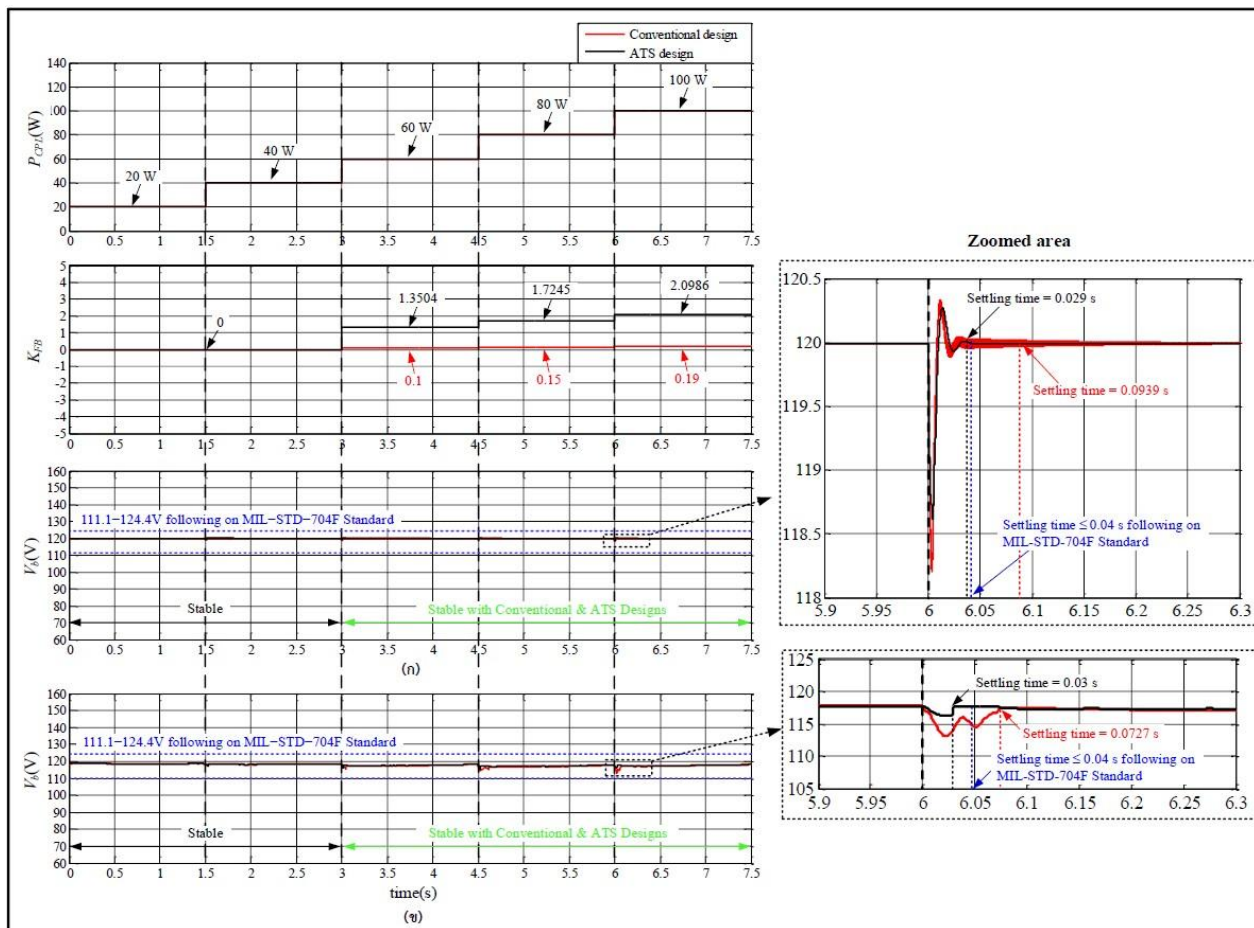


รูปที่ 7.49 การทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม (ก) ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยชุดบล็อก SimPowerSystem™
บนโปรแกรม MATLAB (ข) ผลการทดสอบจากชุดทดสอบจริงภายในห้องปฏิบัติการ

จากรูปที่ 7.49 จะเห็นได้ว่า เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเพิ่มขึ้น ในขณะที่ K_{FB} มีการปรับเปลี่ยนค่าอย่างเหมาะสมตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่เพิ่มขึ้นแบบอัตโนมัติ ภายใต้หลักการของค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอต่อการกำจัดหรือยกเลิกผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว จะทำให้ชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินสามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูง ๆ จนถึงค่าพิกัดกำลังไฟฟ้าที่ตั้งไว้ โดยดูได้จากการสั่นไกวของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (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}) จะมีการปรับเปลี่ยนค่าอย่างเหมาะสมตามสมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวในตารางที่ 7.13 เพื่อพิจารณาทั้งผลการสั่นไกว 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 ดังนั้นจึงถือได้ว่าวิธีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวที่นำมาประยุกต์ใช้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาเป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพและมีประสิทธิภาพที่ดี รวมทั้งเหมาะกับการนำไปใช้งานจริงในภาคอุตสาหกรรมการบินอีกด้วย

7.6 สรุป

เนื้อหาในตอนต้นของบทที่ 7 ได้นำเสนอระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยอัลกอริทึมการค้นหาแบบตาบู่เชิงปรับตัวสำหรับการสร้างชุดทดสอบซึ่งมีโครงสร้างที่คล้ายคลึงกับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูง แต่เนื่องด้วยขีดความสามารถของห้องปฏิบัติการที่จำกัดและการคำนึงถึงความปลอดภัยของผู้วิจัยเป็นหลักจึงทำให้ชุดทดสอบมีส่วนที่แตกต่างกับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีพิกัดแรงสูงอยู่ด้วยกัน 3 ส่วนคือ ส่วนที่ 1 เครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรที่ทำหน้าที่ในการผลิตไฟฟ้ากระแสสลับในสถาปัตยกรรมจริงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจะถูกแทนที่ด้วยระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับของชุดทดสอบที่สร้างขึ้นภายในห้องปฏิบัติการ โดยระบบผลิตไฟฟ้างกล่าวจะประกอบไปด้วยอุปกรณ์หลักทั้งหมด 2 ชุดคือ ชุดแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสสมมูลจากบริษัท 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 ($P_{unstable} = 60 \text{ W}$) จึงส่งผลให้ระบบไม่สามารถทำงานต่อไปได้ แต่เมื่อชุดทดสอบมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคุปยกเล็กจะทำให้ระบบที่เคยขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพอีกครั้ง อย่างไรก็ตามการบรรเทาการขาดเสถียรภาพเพียงอย่างเดียวไม่มีประสิทธิภาพมากพอที่จะทำให้ระบบทำงานจนถึงพิกัดกำลังไฟฟ้า ($P_{CPL, rated} = 100 \text{ W}$) ดังนั้นจึงมีความจำเป็นในการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม เพื่อทำให้ระบบรักษาเสถียรภาพได้ในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงค่าพิกัด อย่างไรก็ตามการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังกล่าวทำได้เพียงทำให้ระบบทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพเท่านั้น แต่ไม่สามารถทำให้ผลตอบสนองแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงมีคุณลักษณะตามกรอบมาตรฐานที่กำหนดได้ ด้วยเหตุนี้งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำอัลกอริทึมการค้นหาแบบตามูเชิงปรับตัวมาประยุกต์ใช้กับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบเพื่อทำให้สมรรถนะการควบคุมแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงที่ดีที่สุดเท่าที่จะเป็นไปได้และเป็นไปตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ภายใต้เงื่อนไขการมีเสถียรภาพตลอดระยะทางและ

ระยะเวลาทำการบินจึงสามารถบรรเทาปัญหาดังกล่าวได้ ดังนั้นจึงถือได้ว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้รับการต่อยอดและพัฒนาด้วยวิธีการทางปัญญาประดิษฐ์ ซึ่งเป็นจุดเด่นหลักของงานวิจัยวิทยานิพนธ์ เป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพและมีความน่าเชื่อถือสูง อีกทั้งยังเหมาะสมอย่างยิ่งสำหรับนำไปใช้ในทางปฏิบัติ