

บทที่ 4

การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง

4.1 บทนำ

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

4.2 การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา

หัวข้อนี้จะนำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว โดยอาศัย แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาในบทที่ 3 ที่ผ่านมา เพื่อใช้คาดเดาจุดปฏิบัติงานที่ทำให้

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

4.2.1 มาตรฐาน MIL-STD-704F

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

จากรูปที่ 4.1 สามารถแสดงดัชนีที่บ่งชี้สมรรถนะการทำงานของระบบไฟฟ้ากำลัง บนเครื่องบินตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้ดังนี้

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

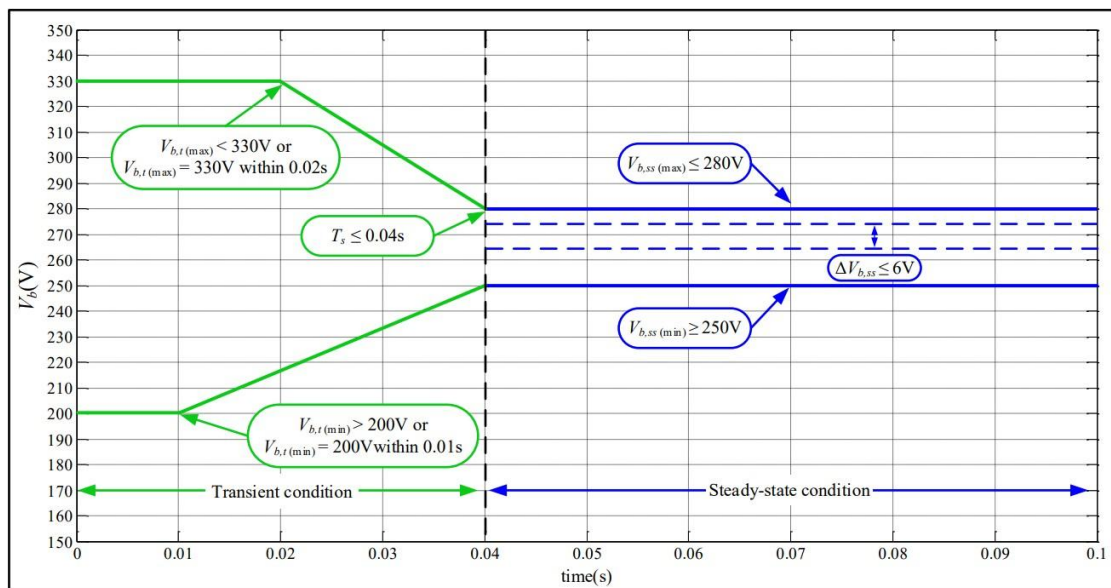
ดัชนีชี้วัดที่ 2 คือ ขนาดแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงต่ำสุดในสภาวะชั่วครู่ ($V_{b,t(min)}$) จะต้องมีค่ามากกว่า 200 V หรือสามารถมีค่าเท่ากับ 200 V ได้เพียงไม่เกิน 0.01 วินาทีเท่านั้น นับตั้งแต่เริ่มมีการเปลี่ยนแปลงจุดปฏิบัติงานของระบบ

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

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

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

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



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

4.2.2 การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง

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

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

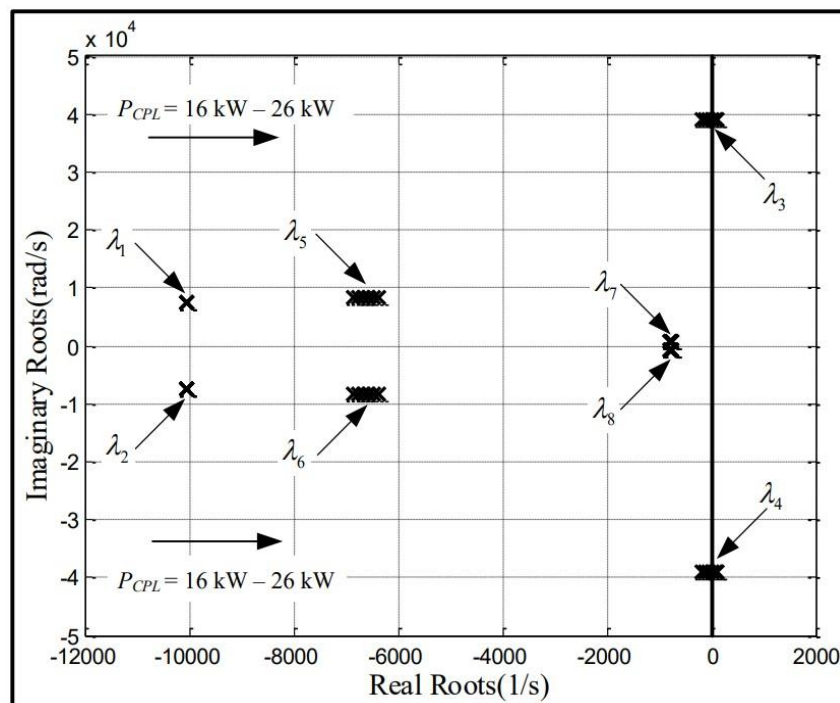
เงื่อนไขการมีเสถียรภาพของระบบสามารถแสดงได้ดังสมการที่ (4-2)

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

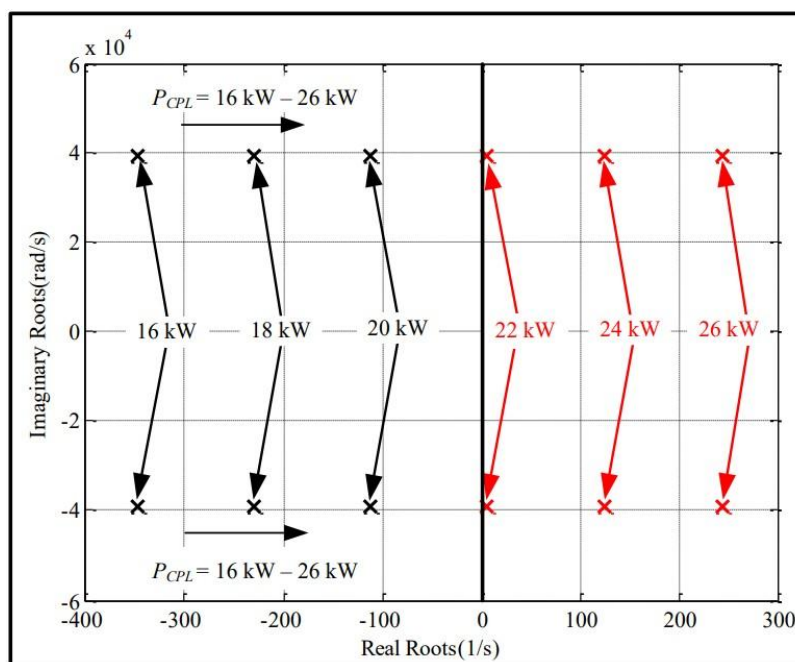
โดยที่ σ_i คือ ส่วนจริงของค่าเฉพาะ

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

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



รูปที่ 4.2 ค่าเฉพาะทั้งหมดของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา



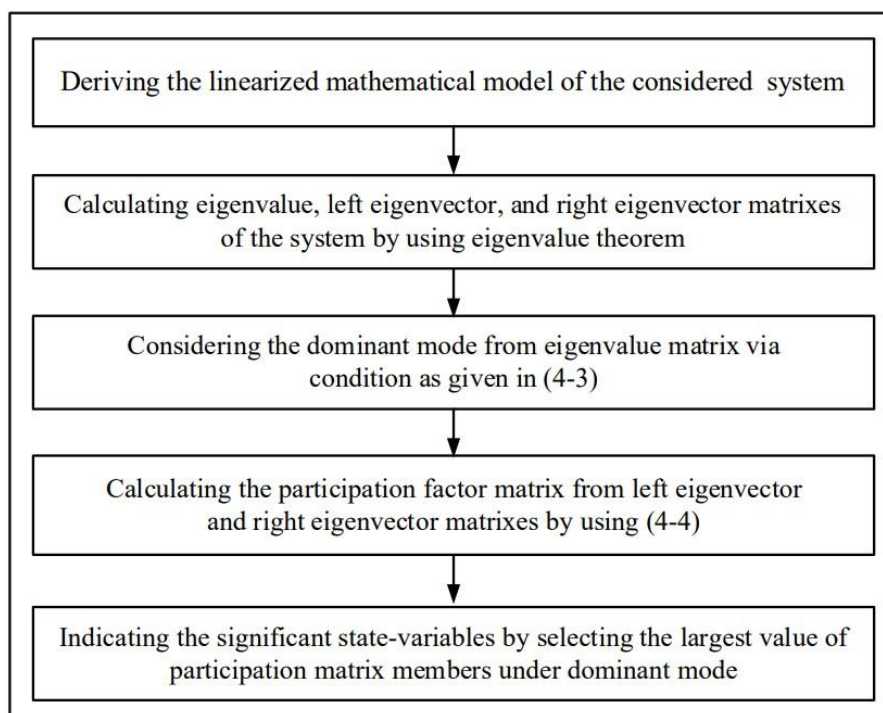
รูปที่ 4.3 ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา

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

4.2.3 การวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วม

การวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วมเป็นเทคนิคการวิเคราะห์แบบโมเดล (modal analysis) สำหรับการระบุตัวแปรสถานะต่าง ๆ ของระบบที่มีความเกี่ยวข้องหรือมีนัยสำคัญต่อค่าเจาะจงเด่นของระบบซึ่งจำเป็นต้องอาศัยองค์ความรู้พื้นฐานจากวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเชิงเส้นหรือวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็กด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงในหัวข้อที่ 4.2.2 ที่ผ่านมา โดยข้อมูลที่ได้จากการวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วมสามารถนำไปใช้ประโยชน์ได้อย่างหลากหลาย ยกตัวอย่างเช่น การอธิบายพฤติกรรมของระบบ การลดอันดับแบบจำลอง และการลดตัวแปรสถานะที่ไม่มีความสำคัญต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยวิธีการควบคุมตำแหน่งโพล

(pole placement control) เป็นต้น สำหรับขั้นตอนในการวิเคราะห์หาตัวประกอบการมีส่วนร่วมสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 4.4



รูปที่ 4.4 แผนภาพการวิเคราะห์หาตัวประกอบการมีส่วนร่วม

จากแผนภาพในรูปที่ 4.4 จะพบว่า การวิเคราะห์หาตัวประกอบการมีส่วนร่วมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจะประกอบไปด้วย 5 ขั้นตอน คือ

ขั้นตอนที่ 1 ดำเนินการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ถูกทำให้เป็นเชิงเส้นและไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาด้วยวิธีดีคิว

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

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

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

เมื่อ σ_i คือ ส่วนจริงของค่าเจาะจงเด่น

ε คือ ระยะห่างระหว่างส่วนจริงของค่าเจาะจงเด่นและแกนจินตภาพที่น้อยที่สุด

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

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

เมื่อ $\mathbf{P}(\mathbf{l}, \mathbf{k})$ คือ เมตริกซ์เวกเตอร์ลักษณะเฉพาะซ้าย

$\mathbf{Q}(\mathbf{l}, \mathbf{k})$ คือ เมตริกซ์เวกเตอร์ลักษณะเฉพาะขวา

$\mathbf{PF}(\mathbf{l}, \mathbf{k})$ คือ เมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วม

ขั้นตอนที่ 5 ระบุตัวแปรสถานะที่เกี่ยวข้องหรือมีนัยสำคัญกับค่าเจาะจงเด่นของระบบโดยอาศัยการเลือกจากค่าของสมาชิกในเมตริกซ์ตัวประกอบการมีส่วนร่วมที่มีค่ามากที่สุด

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

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

ทางเสถียรภาพที่ได้จากการวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในหัวข้อนี้จะมีประโยชน์อย่างยิ่งต่อการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้น ด้วยการวิเคราะห์รณานาเบส ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 4.2.4 เป็นลำดับถัดไป

ตารางที่ 4.1 เมตริกซ์เวกเตอร์ลักษณะเฉพาะซ้าย ณ จุดขาดเสถียรภาพ

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

ตารางที่ 4.2 เมตริกซ์เวกเตอร์ลักษณะเฉพาะของ $\mathbf{A}$ ณ จุดขาดเสถียรภาพ

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

ตารางที่ 4.3 เมตริกซ์ค่าเจาะจง ณ จุดขาดเสถียรภาพ

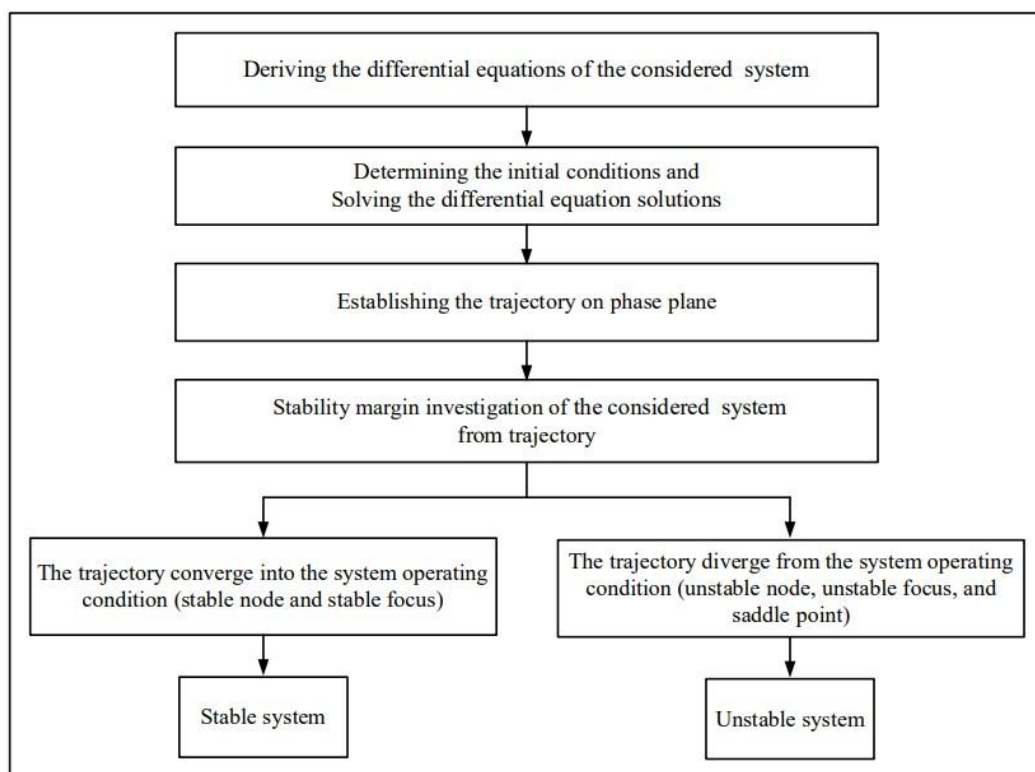
	Col. I	...	Col. III	Col. IV	...	Col. VIII
	Eig. I	...	Eig. III	Eig. IV	...	Eig. VIII
Row I	$(-1+j0.8)$ $\times 10^{-4}$	...	0	0	...	0
$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$	$\vdots$	$\ddots$	$\vdots$
Row III	0	...	$(6.38+j3.9)$ $\times 10^{-4}$	0	...	0
Row IV	0	...	0	$(6.38-j3.9)$ $\times 10^{-4}$	...	0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

ตารางที่ 4.4 เมตริกซ์ตัวประกอบมีส่วนร่วม ณ จุดขาดเสถียรภาพ

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

4.2.4 การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส

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



รูปที่ 4.5 แผนภาพการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส

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

จากแผนภาพในรูปที่ 4.5 จะพบว่า การวิเคราะห์ระนาบเฟสของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจะประกอบไปด้วย 4 ขั้นตอนหลัก คือ

ขั้นตอนที่ 1 ดำเนินการหาสมการเชิงอนุพันธ์หรือพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษา

ขั้นตอนที่ 2 กำหนดเงื่อนไขเริ่มต้นและหาผลเฉลยของสมการเชิงอนุพันธ์

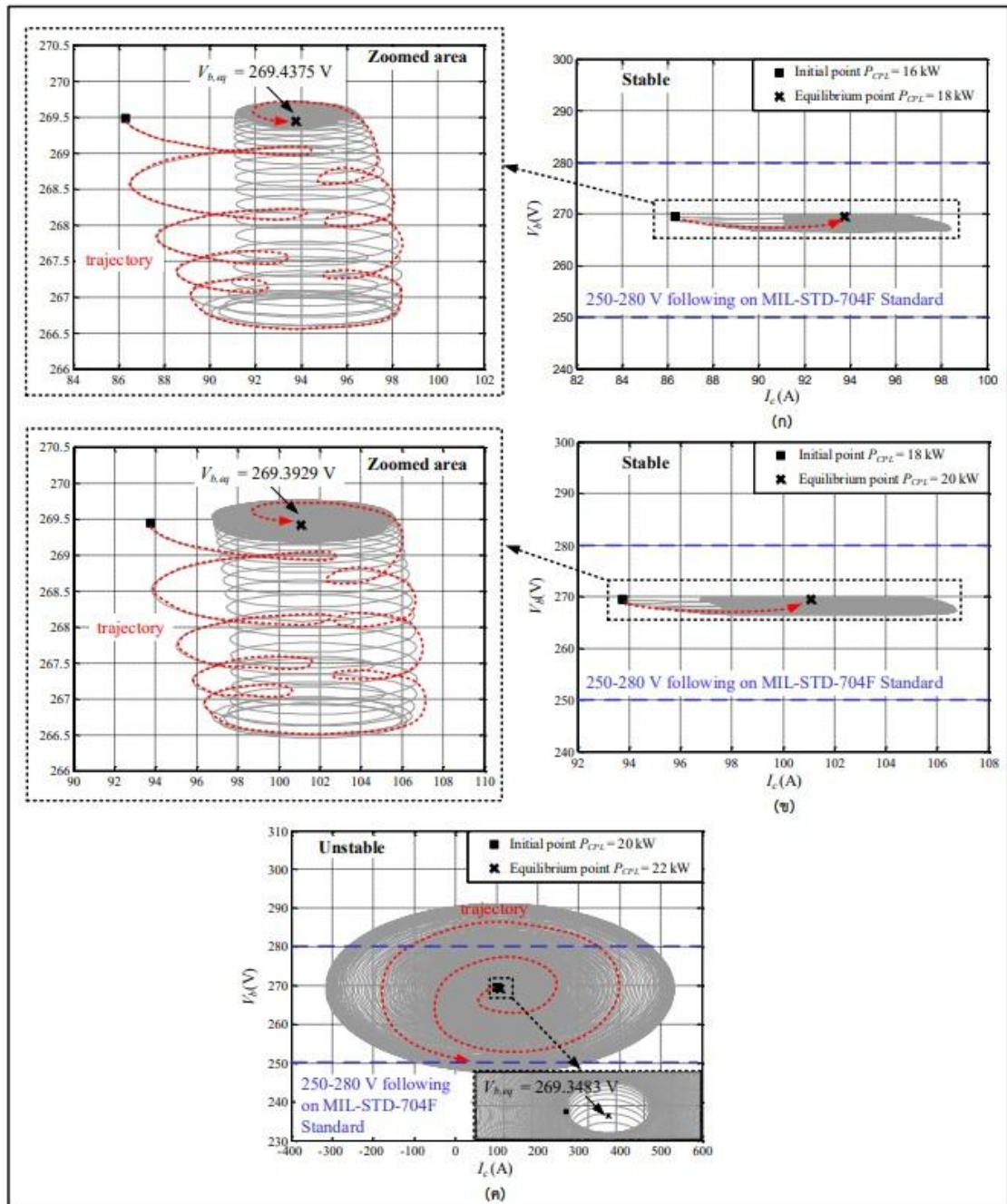
ขั้นตอนที่ 3 สร้างการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ (trajectory) ลงบนระนาบเฟส (phase plane) หรือปริภูมิสถานะ (state space) ที่ขึ้นอยู่กับตัวแปรสถานะของระบบสองตัว โดยการเลือกตัวแปรสถานะสำหรับสร้างระนาบเฟสนั้นจะอาศัยการวิเคราะห์ตัวประกอบที่มีส่วนร่วมที่นำเสนอในหัวข้อที่ 4.2.3 ที่ผ่านมา เพื่อพิจารณาหาตัวแปรสถานะที่มีความสัมพันธ์กับค่าเจาะจ่งเด่นของระบบ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

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

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

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

MATLAB และการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูป ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อถัดไป



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

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

4.3 การยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพ

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

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

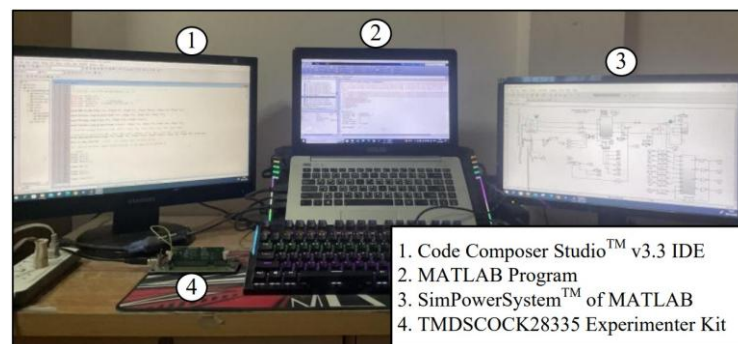
จากรูปที่ 4.8 แสดงขั้นตอนในการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในรูปของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิที่ศึกษาได้ดังต่อไปนี้

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

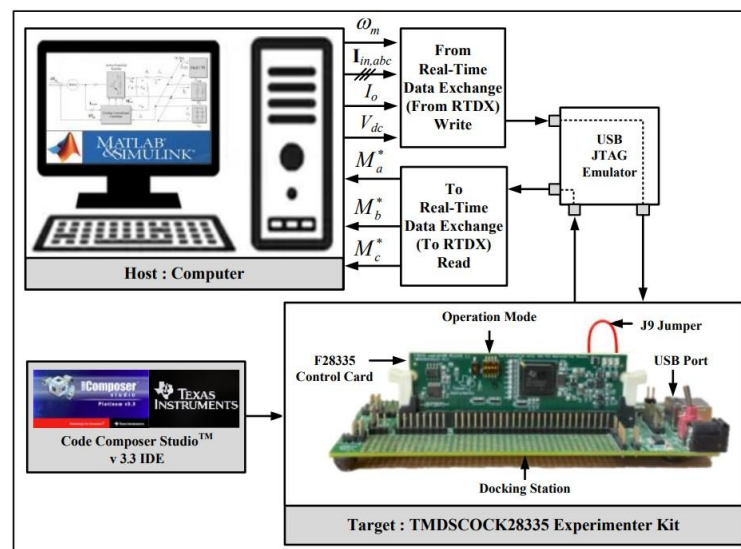
(V_{dc}) จากชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB ในคอมพิวเตอร์หลักเพื่อส่งไปยังบอร์ด DSP ผ่านบล็อก From Real-Time Data Exchange Write (From RTDX Write)

ขั้นตอนที่ 2 ประมวลผลข้อมูลที่ได้ (ω_m , $I_{in,abc}$, I_o และ V_{dc}) ด้วยตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนตติศิวที่ถูกโปรแกรมคำสั่งด้วยภาษาซีบนโปรแกรม Code Composer Studio เพื่อคำนวณหาสัญญาณการสวิตช์อ้างอิงบนแกนสามเฟส (M_a^* , M_b^* และ M_c^*)

ขั้นตอนที่ 3 ส่งสัญญาณการสวิตช์อ้างอิง M_a^* , M_b^* และ M_c^* กลับไปยังชุดบล็อก SimPowerSystem™ บนโปรแกรม MATLAB ผ่านทางบล็อก To Real-Time Data Exchange Read (To RTDX Read) เพื่อควบคุมการทำงานของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟต่อไป

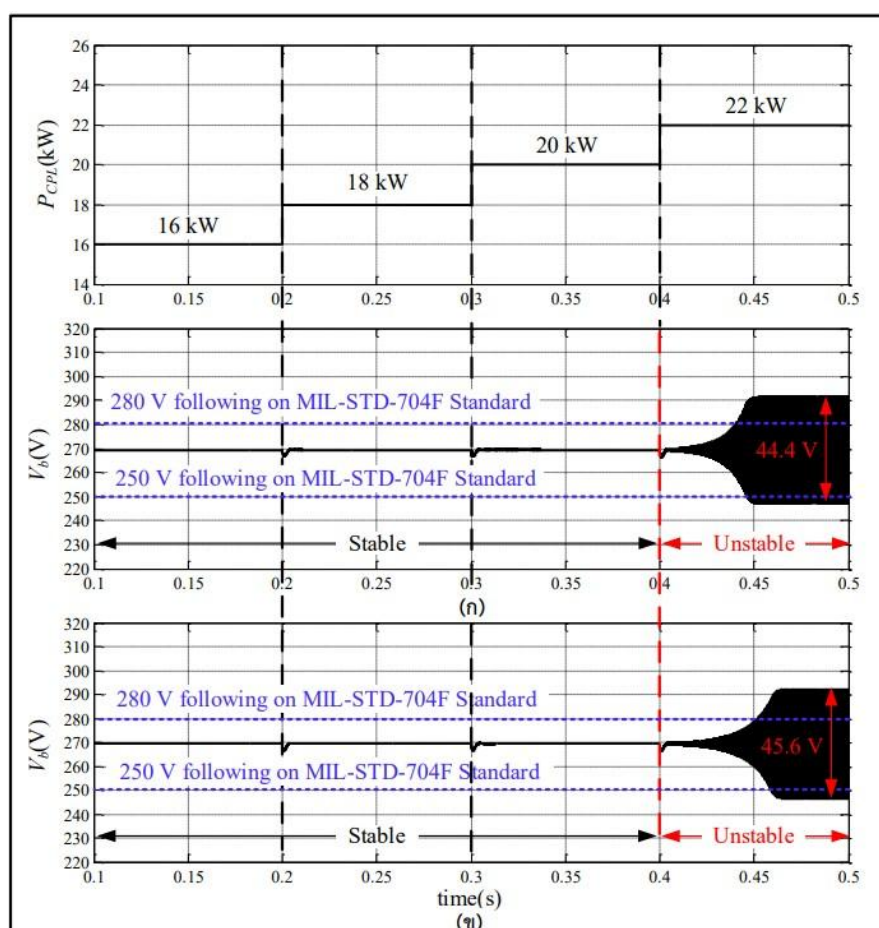


รูปที่ 4.7 ภาพรวมของชุดทดสอบการจำลองสถานการณ์ที่อาศัยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูป



รูปที่ 4.8 บล็อกไดอะแกรมการจำลองสถานการณ์โดยอาศัยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูป

ลำดับถัดไปจะเป็นผลการตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์เสถียรภาพที่ได้นำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 4.2.2 และ 4.2.4 โดยอาศัยการจำลองสถานการณ์ผ่านชุดบล็อก SimPowerSystemTM บนโปรแกรม MATLAB และเทคนิคการจำลองสถานการณ์แบบฮาร์ดแวร์ในลูป โดยเมื่อพิจารณาและอ้างอิงตามกรอบมาตรฐาน MIL-STD-704F ที่ได้นำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 4.2.1 จะพบว่า มาตรฐานดังกล่าวจะให้ความสำคัญเพียงแค่ลักษณะเฉพาะของแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) เท่านั้น ดังนั้นการจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะนำเสนอเฉพาะรูปสัญญาณของแรงดันบัลไฟฟ้ากระแสตรงเท่านั้น พร้อมทั้งดำเนินการตรวจสอบสมรรถนะการควบคุมแรงดันโดยอ้างอิงจากมาตรฐานดังกล่าว ทั้งนี้เพื่อเป็นการเพิ่มความน่าเชื่อถือของผลการศึกษาเสถียรภาพที่ผ่านมาทั้งหมด โดยผลการยืนยันการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 4.9



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

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

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

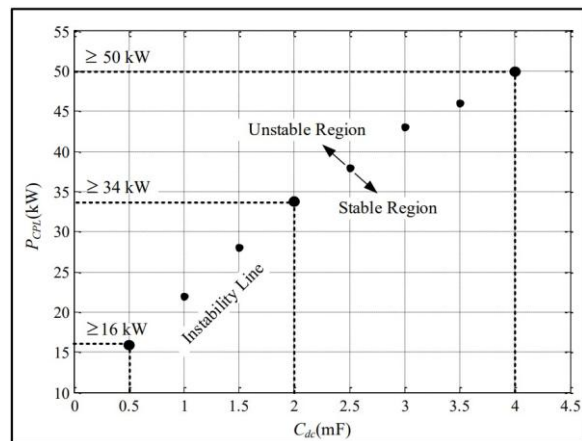
จากการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายเป็นไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดียว ที่ผ่านมา แสดงให้เห็นว่าการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเชิงเส้นผ่านทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้นผ่านการวิเคราะห์ระนาบเฟสโดยอาศัยแบบจำลองที่ไม่ขึ้นอยู่กัเวลาของระบบซึ่งพิสูจน์มาจากวิธีดีคิว สามารถคาดเดาจุดการขาดเสถียรภาพได้อย่างถูกต้องแม่นยำและมีความสอดคล้องกันอย่างชัดเจน อย่างไรก็ตามพฤติกรรมการขาดเสถียรภาพอาจไม่ได้ขึ้นอยู่กับโหลดกำลังไฟฟ้าที่เพิ่มขึ้นเพียงอย่างเดียว แต่อาจเป็นผลมาจากพารามิเตอร์อื่นในระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินก็ได้ ดังนั้นในหัวข้อลำดับถัดไปจึงเป็นการนำเสนอการศึกษาผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่มีต่อเสถียรภาพของระบบ

4.4 การศึกษาผลกระทบที่มีต่อเสถียรภาพอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบ

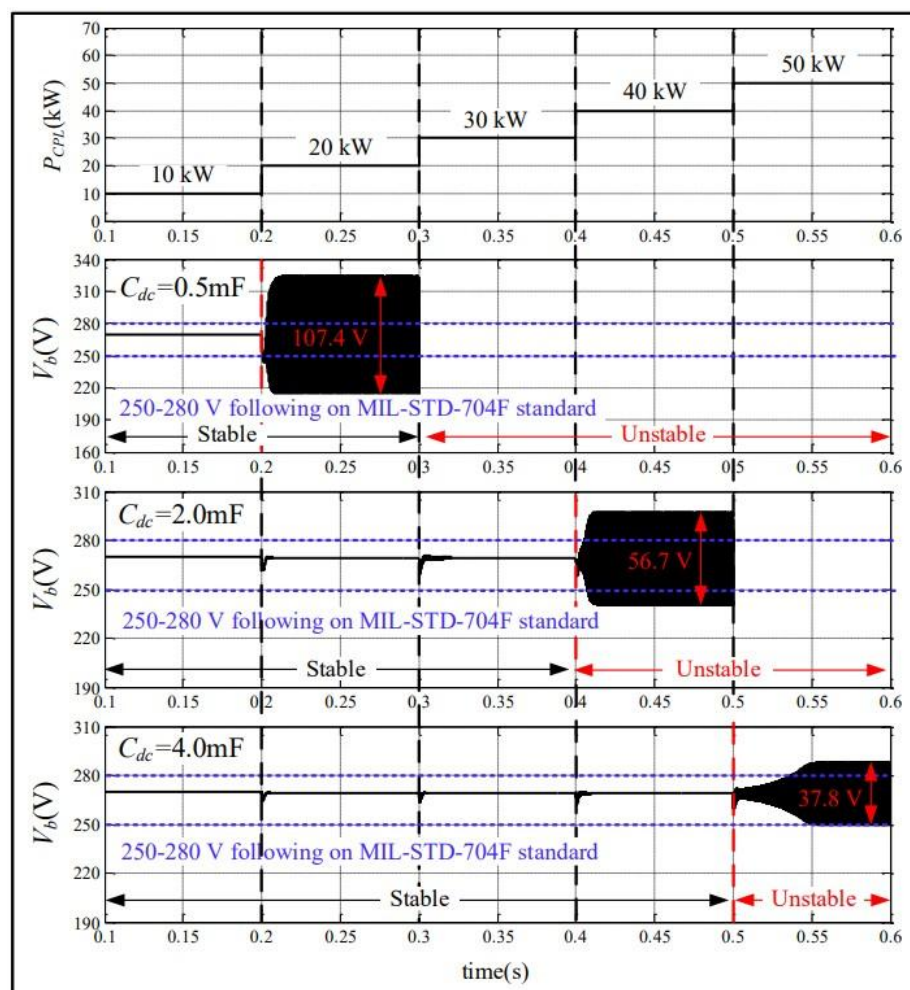
การศึกษาและวิจัยเกี่ยวกับผลกระทบที่มีต่อเสถียรภาพอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบที่นำเสนอในหัวข้อนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อสร้างความเข้าใจเชิงลึกเกี่ยวกับคุณสมบัติด้านเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีการใช้ไฟฟ้ามากขึ้นและเป็นแนวทางเบื้องต้นในการเลือกค่าพารามิเตอร์ของระบบสำหรับวิศวกรผู้ออกแบบ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

4.4.1 การศึกษาผลกระทบของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง

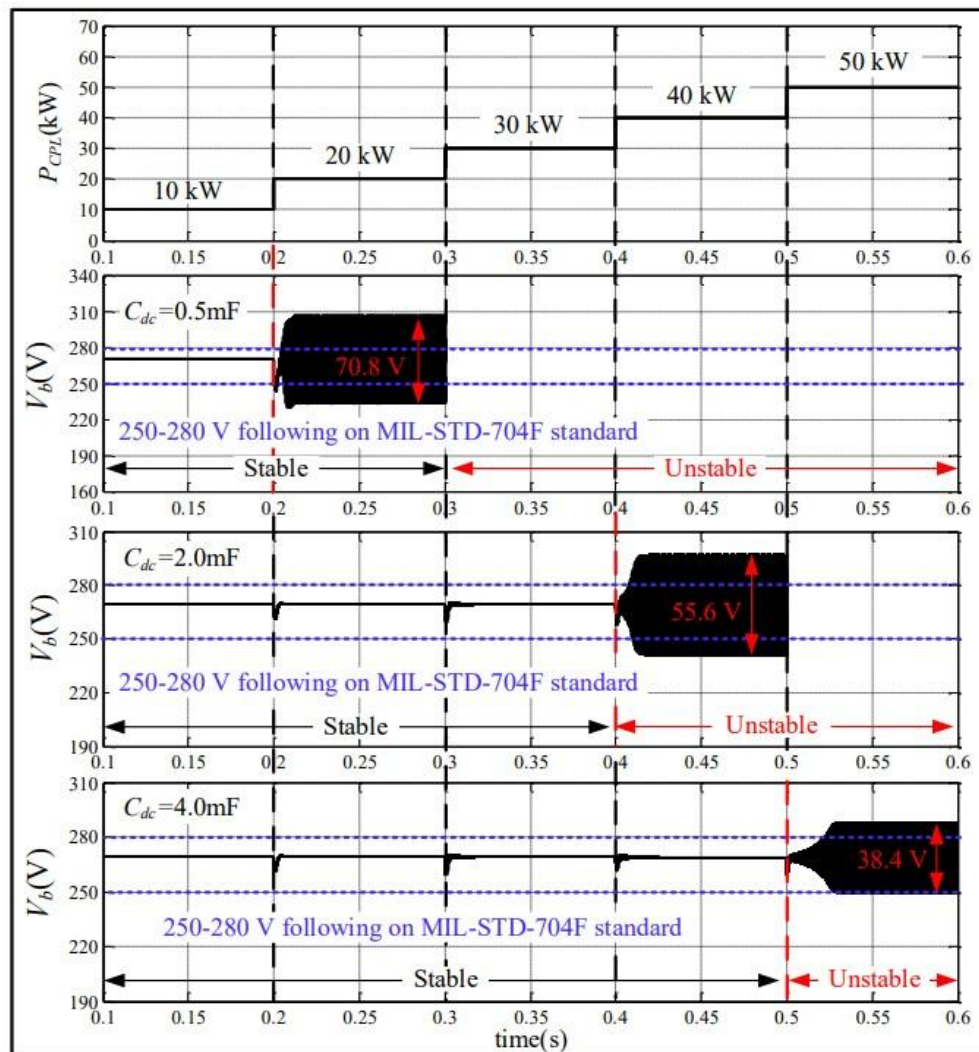
ตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (C_{dc}) จะทำหน้าที่ลดการกระเพื่อมของแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟ (V_{dc}) ให้มีลักษณะรูปสัญญาณที่ราบเรียบมากขึ้น โดยการศึกษาและวิจัยผลจากการเปลี่ยนแปลงความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุดังกล่าวที่มีต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจะใช้การวิเคราะห์เสถียรภาพบนระนาบเอสด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการวิเคราะห์เสถี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



รูปที่ 4.10 เส้นอเสถียรภาพเมื่อ C_{dc} มีการเปลี่ยนแปลง



รูปที่ 4.11 ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ C_{dc} มีการเปลี่ยนแปลง



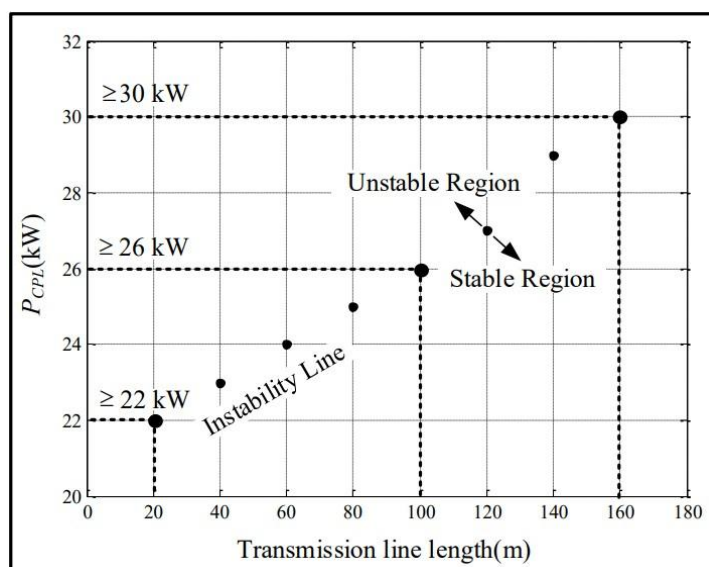
รูปที่ 4.12 ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปเมื่อ C_{dc} มีการเปลี่ยนแปลง

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

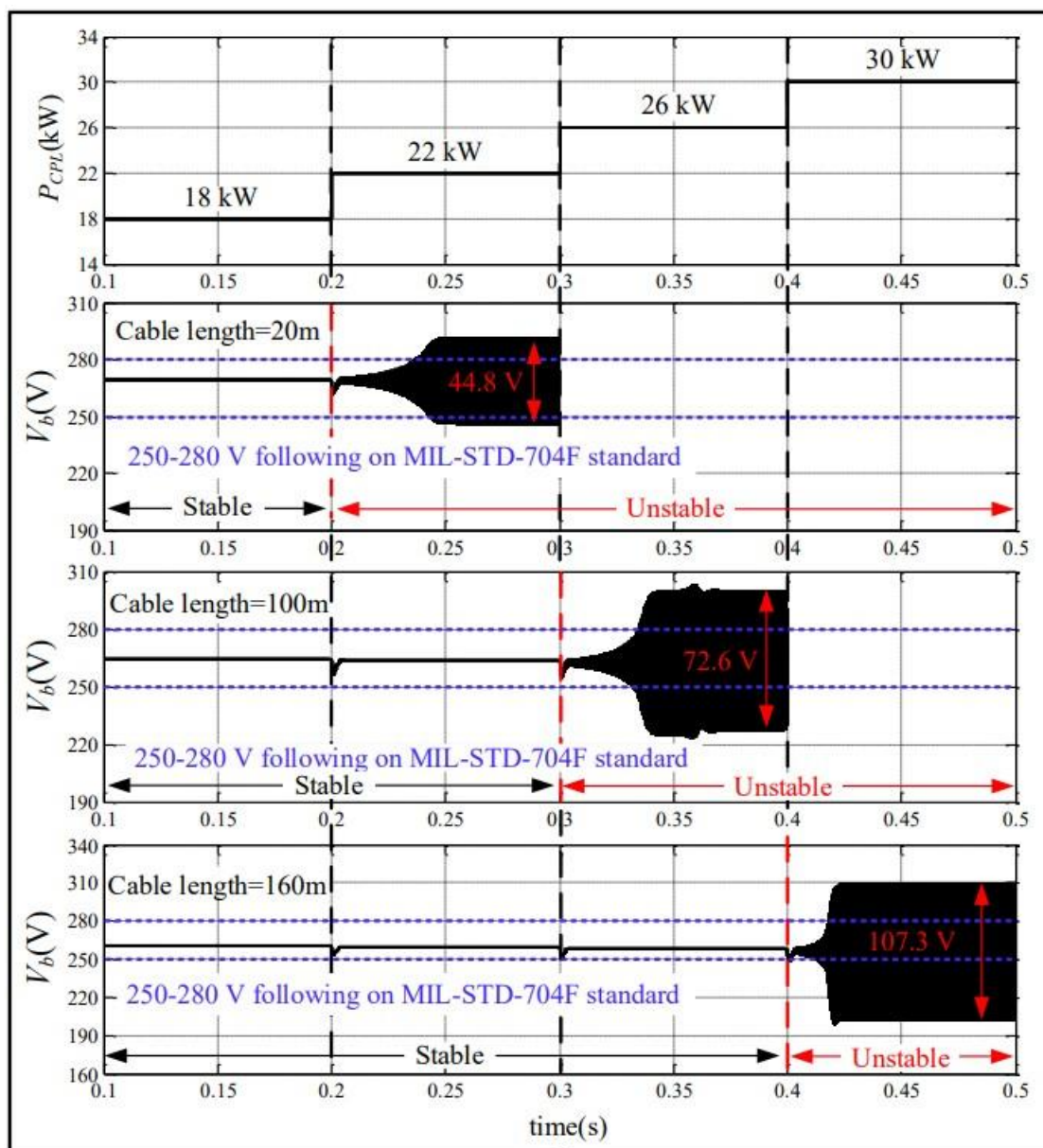
ของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงมีค่าเพิ่มมากขึ้นจะทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายเป็นไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดียว มีเสถียรภาพเพิ่มมากขึ้นตามไปด้วย ซึ่งถือได้ว่า ข้อสรุปดังกล่าวเป็นแนวทางที่มีประโยชน์อย่างยิ่งในการเลือกหรือออกแบบค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงให้มีความเหมาะสมสำหรับวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟในการใช้งานจริงในทางปฏิบัติ อย่างไรก็ตามการเพิ่มค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงที่มากเกินไปจะส่งผลเสียต่อระบบในแง่ของราคา น้ำหนัก และขนาดของระบบโดยรวมที่เพิ่มสูงขึ้นด้วยเช่นกัน

4.4.2 การศึกษาผลกระทบของความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้า

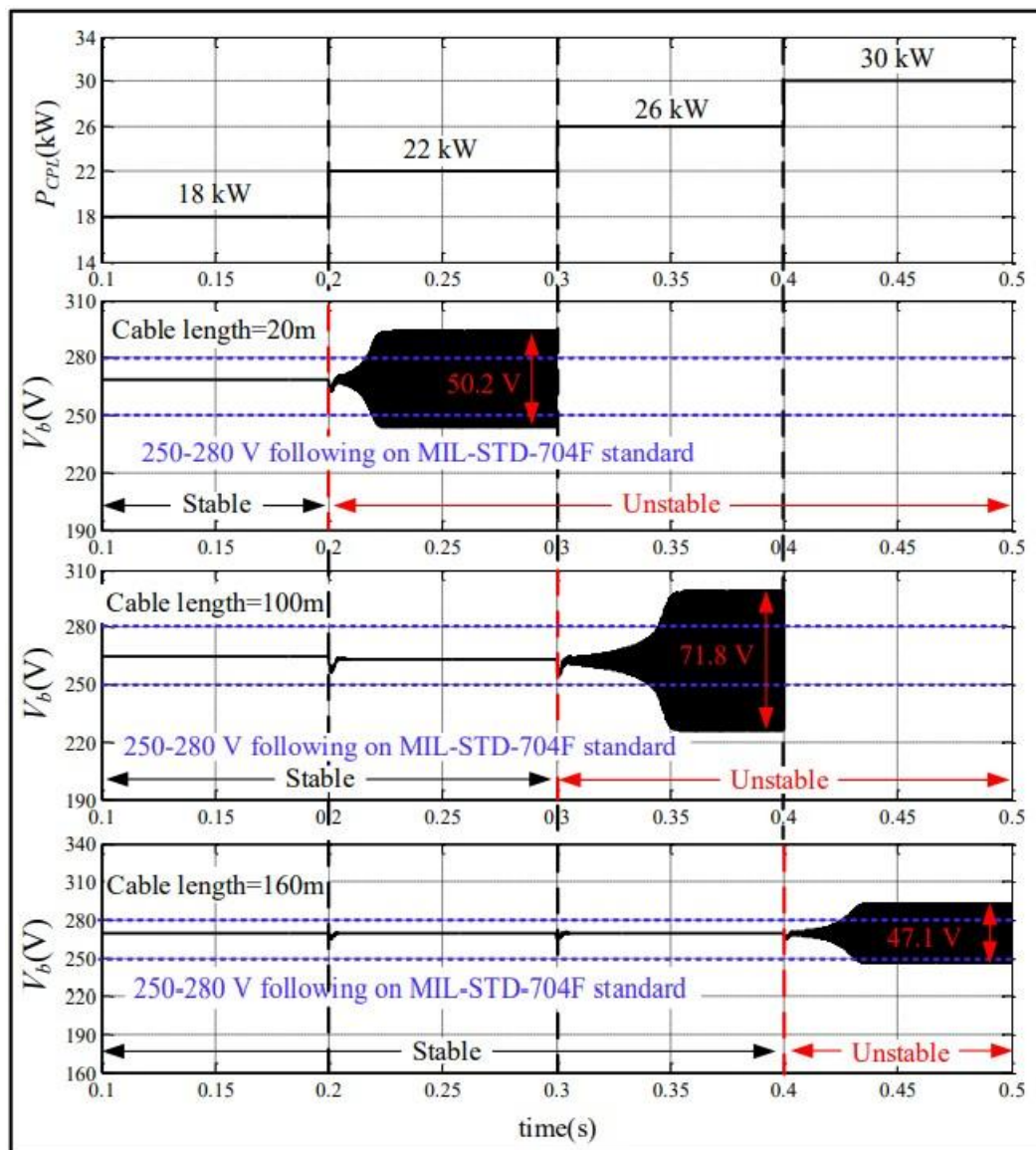
การเปลี่ยนแปลงความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าด้านไฟฟ้ากระแสตรงจะส่งผลให้ค่าความต้านทาน (R_c) และค่าความเหนี่ยวนำ (L_c) ของสายส่งกำลังไฟฟ้ามีค่าเปลี่ยนไปด้วยเช่นกัน ดังนั้นการศึกษาและวิจัยถึงผลกระทบอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าที่มีต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ศึกษาจึงเปรียบเสมือนเป็นการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับผลของการเปลี่ยนแปลงค่าค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



รูปที่ 4.13 เส้นอเสถียรภาพเมื่อความยาวสายส่งมีการเปลี่ยนแปลง



รูปที่ 4.14 ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อความยาวสายส่งมีการเปลี่ยนแปลง



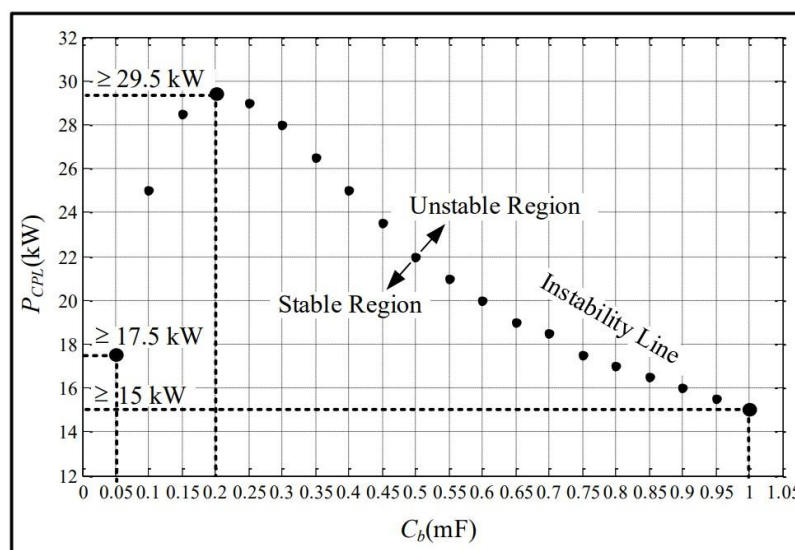
รูปที่ 4.15 ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปเมื่อความยาวสายส่งมีการเปลี่ยนแปลง

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

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

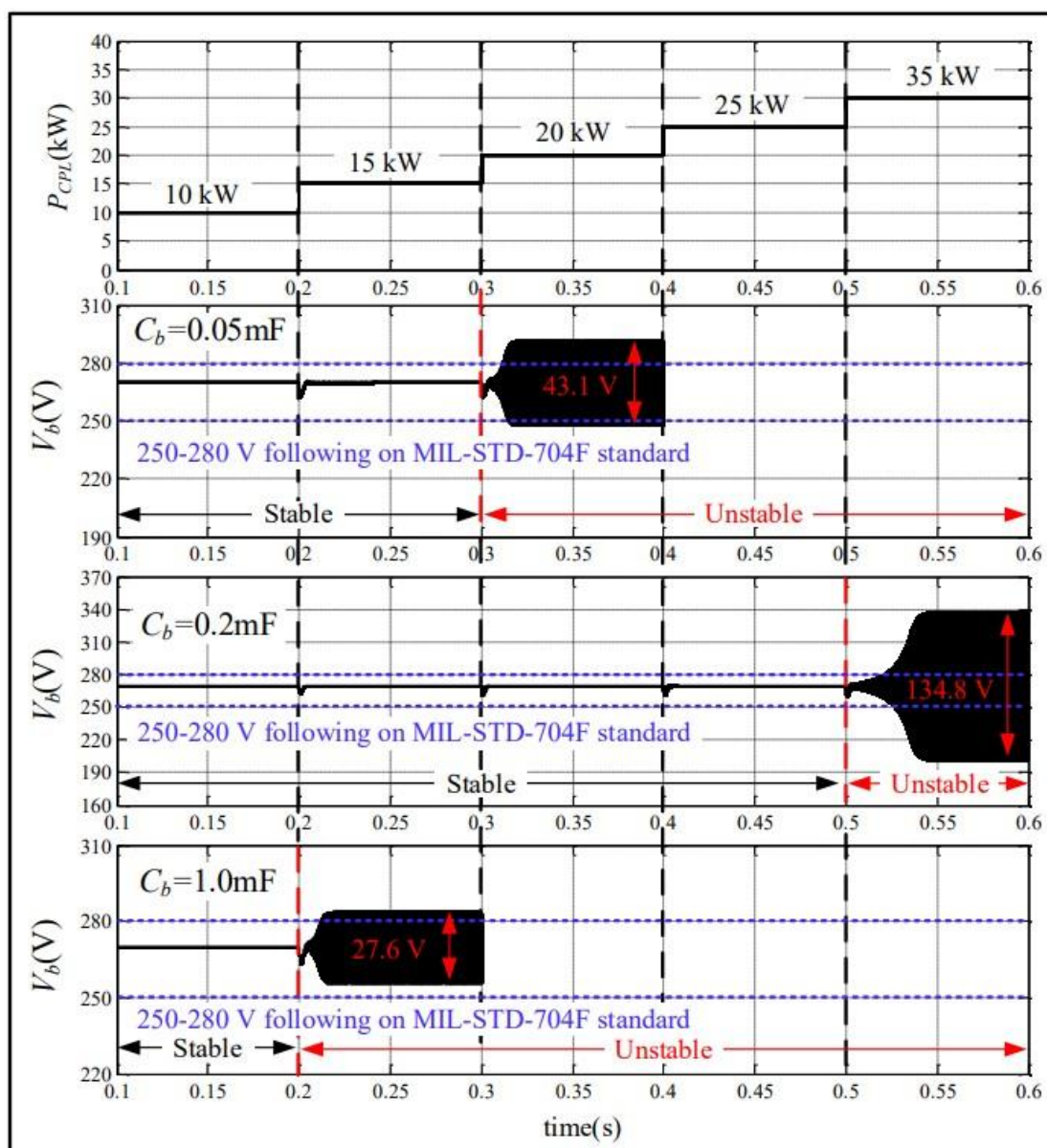
4.4.3 การศึกษาผลกระทบของตัวเก็บประจุของบัลไฟฟ้ากระแสตรง

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

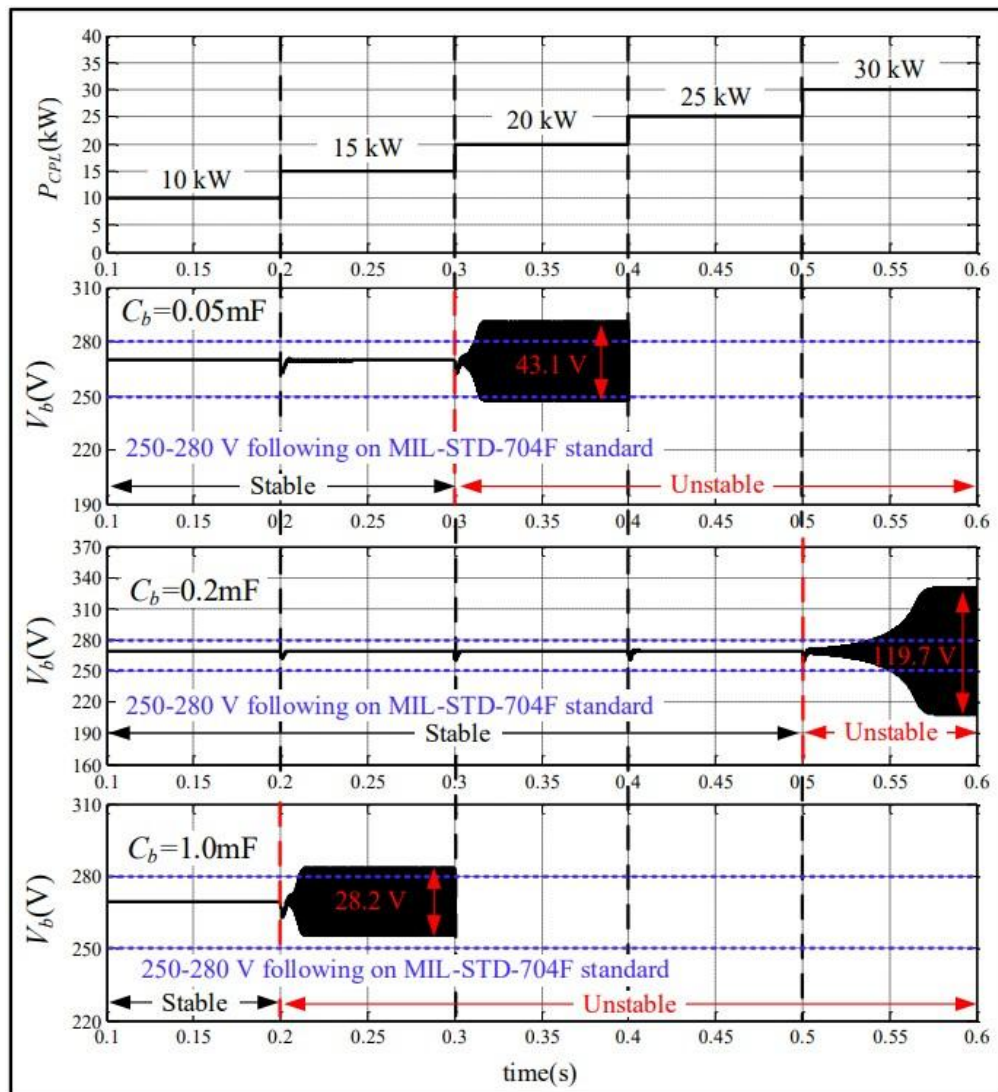


รูปที่ 4.16 เส้นอเสถียรภาพเมื่อ C_b มีการเปลี่ยนแปลง

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



รูปที่ 4.17 ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ C_b มีการเปลี่ยนแปลง



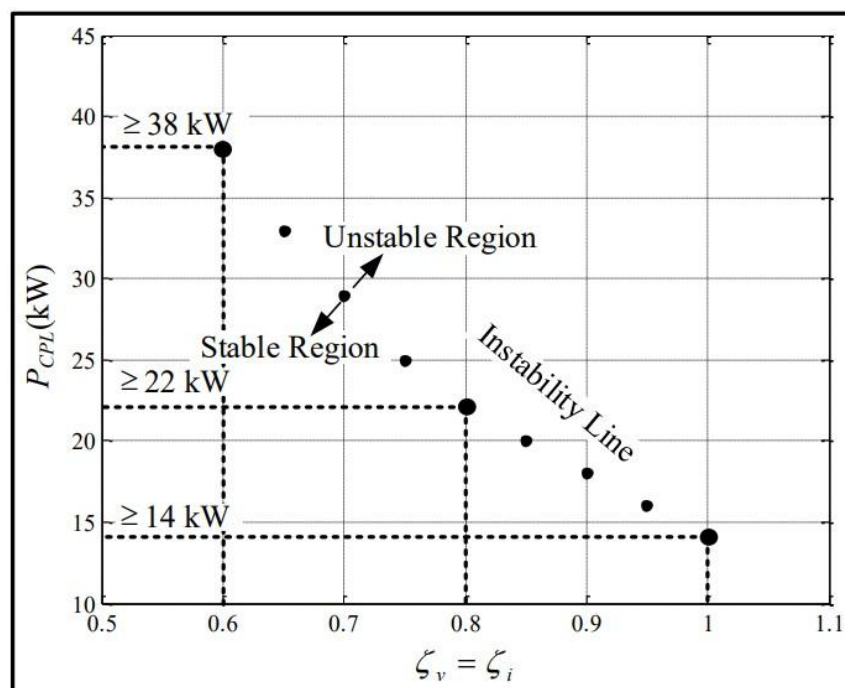
รูปที่ 4.18 ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปเมื่อ C_b มีการเปลี่ยนแปลง

4.4.4 การศึกษาผลกระทบของอัตราส่วนการหน่วงของลูปควบคุมแรงดันและกระแส

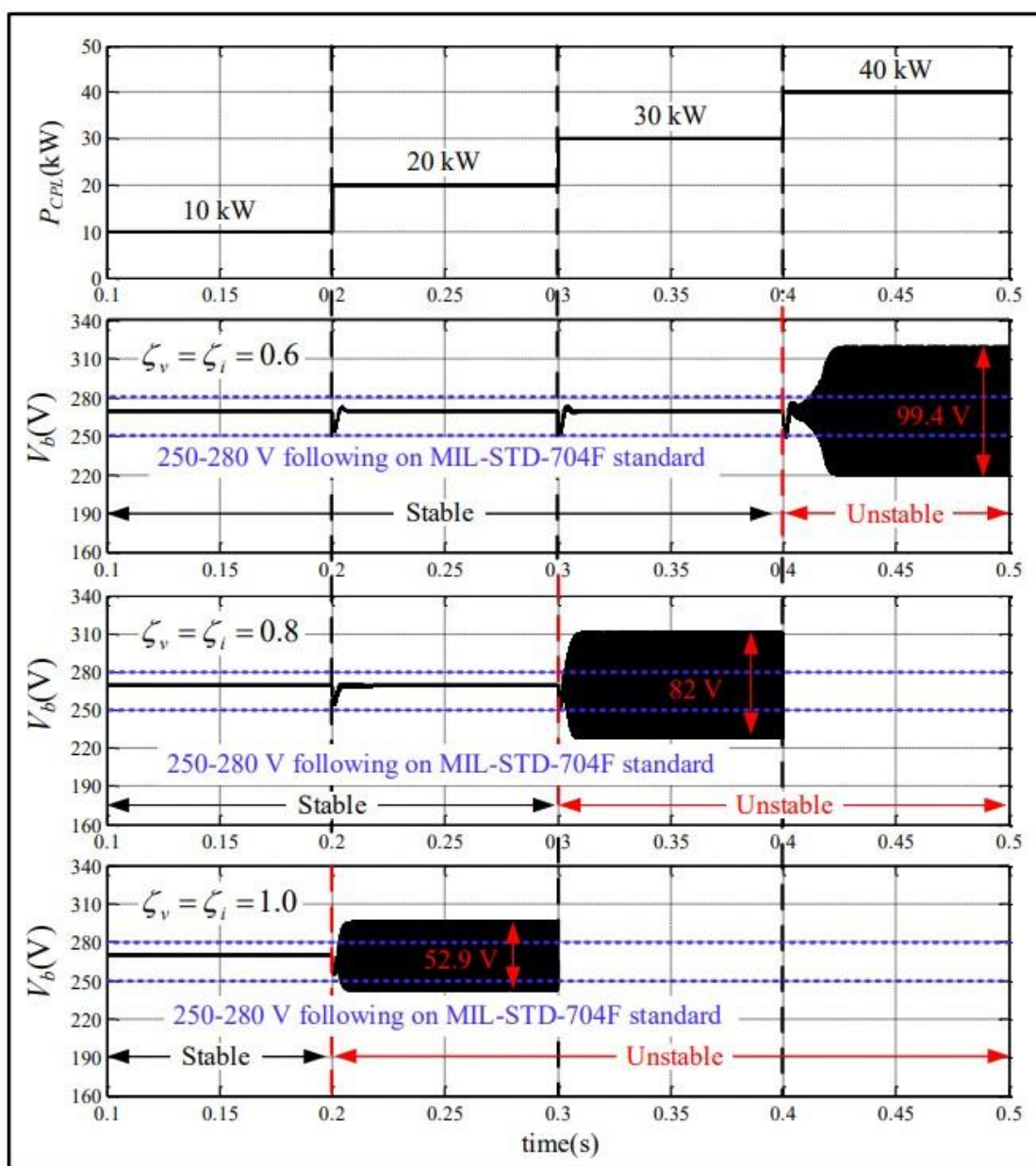
การศึกษาและวิจัยผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงอัตราส่วนการหน่วงของลูปควบคุมในหัวข้อนี้จะดำเนินการผ่านเงื่อนไข อัตราส่วนการหน่วงของลูปแรงดันไฟฟ้า (ζ_v) มีค่าเท่ากับอัตราส่วนการหน่วงของลูปกระแสไฟฟ้า (ζ_i) ทั้งนี้ผู้วิจัยต้องการออกแบบให้เปอร์เซ็นต์การฟุ้งเกินของรูปสัญญาณแรงดันเอาต์พุตของวงจรเรียงกระแสกระแสสแตเตอร์บนแกนหมุนดี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

ตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ของบทที่ 3 เพื่อพิจารณาขอบเขตการมีเสถียรภาพผ่านเส้นอเสถียรภาพที่ได้มาจากทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการวิเคราะห์ระนาบเฟส ดังแสดงได้ในรูปที่ 4.19

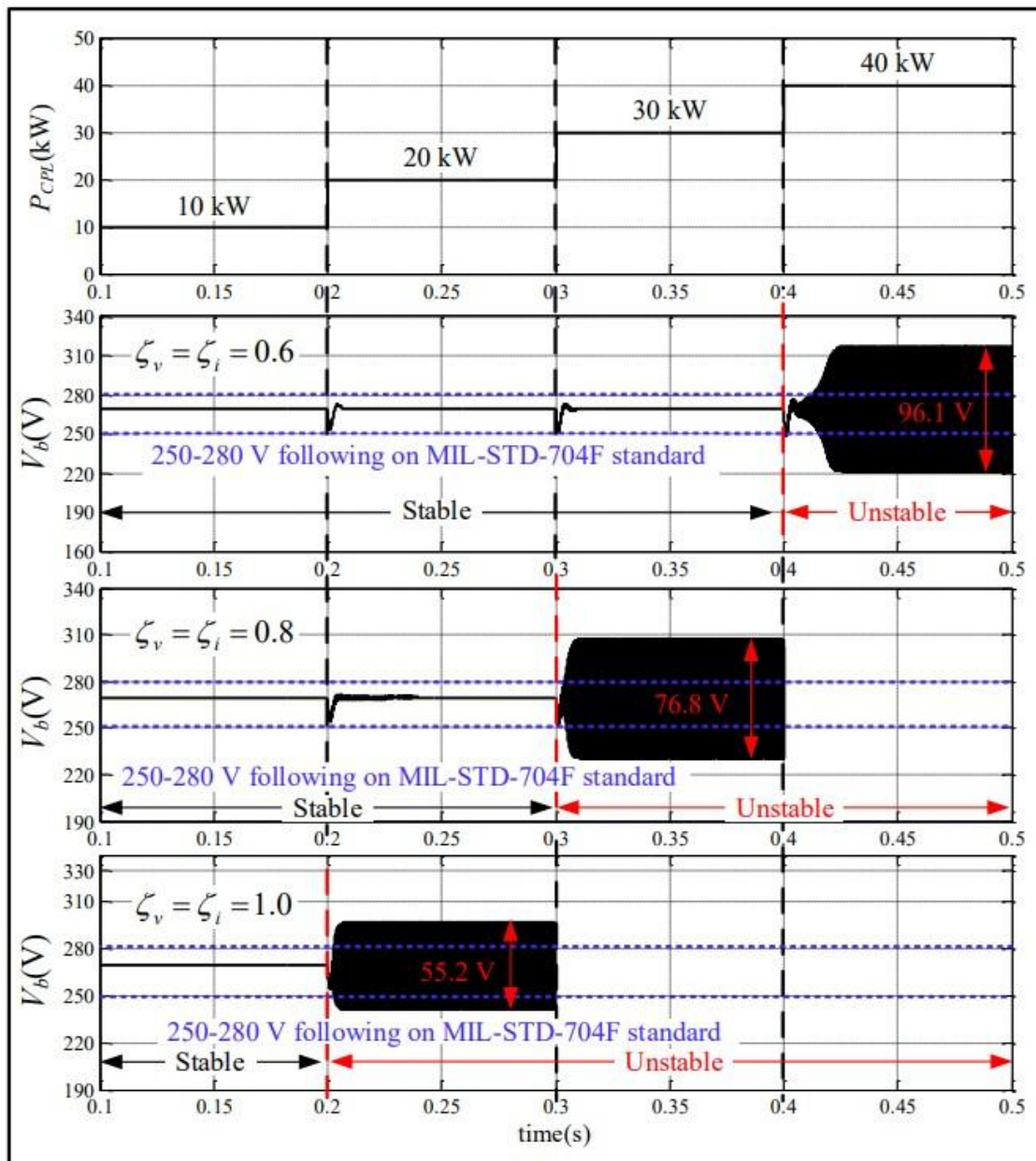
จากรูปที่ 4.19 จะสังเกตได้ว่า เมื่ออัตราส่วนการหน่วงทั้งลูบแรงดันไฟฟ้าและลูบกระแสไฟฟ้ามี่ค่าเท่ากับ 0.6 0.8 และ 1 ระบบจะเกิดการขาดเสถียรภาพ ณ ระดับกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 38 kW 22 kW และ 14 kW ตามลำดับ และเมื่อพิจารณาร่วมกับผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์โดยใช้ชุดบล็อก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



รูปที่ 4.19 เส้นอเสถียรภาพเมื่อ ζ_v และ ζ_i มีการเปลี่ยนแปลง



รูปที่ 4.20 ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ ζ_v และ ζ_i มีการเปลี่ยนแปลง

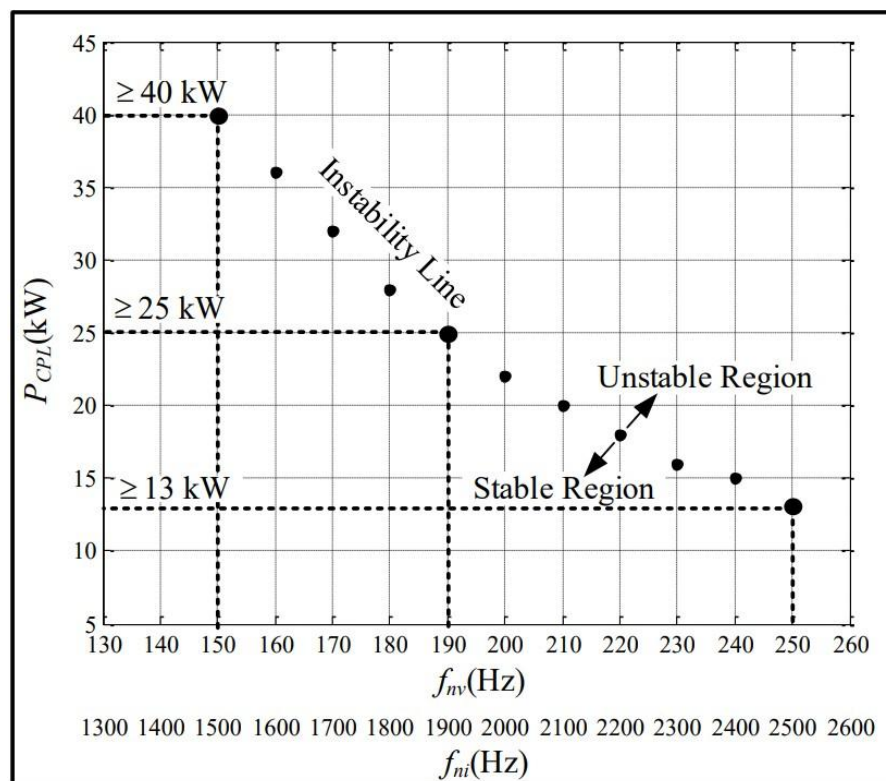


รูปที่ 4.21 ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปเมื่อ ζ_v และ ζ_i มีการเปลี่ยนแปลง

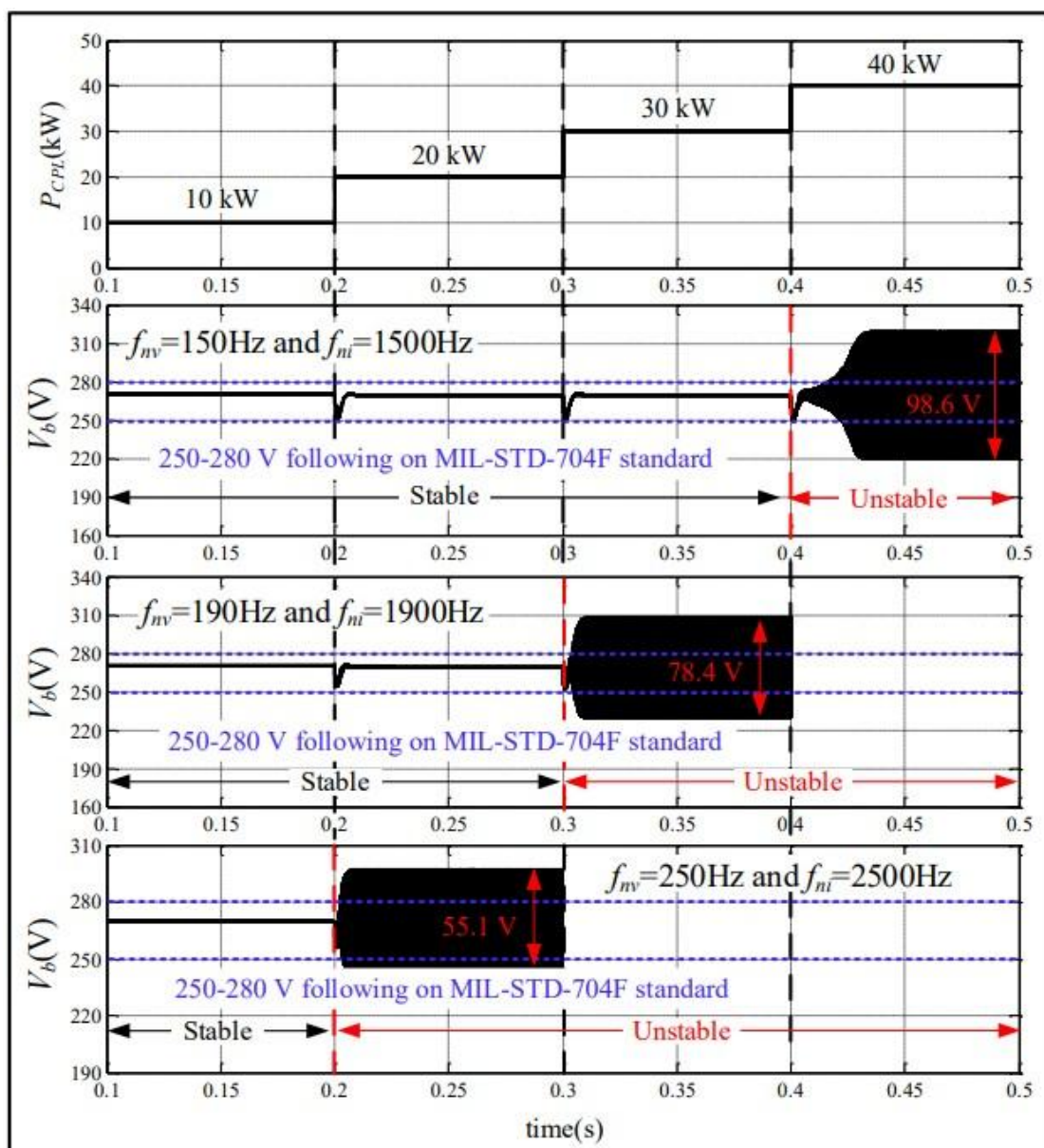
4.4.5 การศึกษาผลกระทบของความถี่ธรรมชาติของลูปควบคุมแรงดันและกระแสไฟฟ้า

การศึกษาวิเคราะห์ผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงความถี่ธรรมชาติของลูปควบคุมในหัวข้อนี้จะดำเนินการผ่านเงื่อนไขความถี่ธรรมชาติของลูปกระแสไฟฟ้า (f_{mi}) มีค่าเท่ากับ 10 เท่าของความถี่ธรรมชาติของลูปแรงดันไฟฟ้า (f_{mv}) ทั้งนี้เนื่องจากตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนดีควิที่พิจารณาในวิทยานิพนธ์เป็นตัวควบคุมพีไอที่มีการเรียง

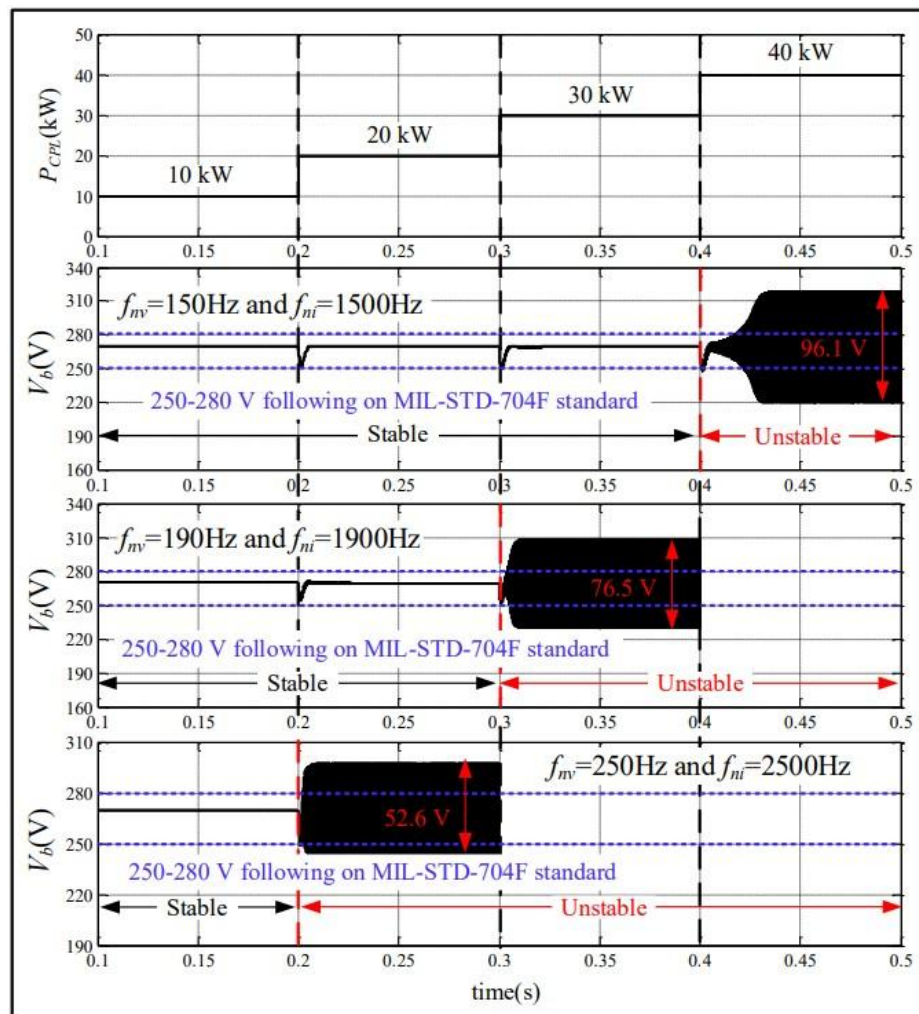
ต่อกันที่ลูปควบคุมภายในต้องประมวลผลได้รวดเร็วกว่าลูปควบคุมภายนอกเป็นอย่างน้อย 10 เท่า ($f_{ni} \geq 10f_{nv}$) (Pakdeeto, J., Chanpittayagit, R., Areerak, K-N., and Areerak, K-L., 2017) โดยการศึกษาดังกล่าวจะดำเนินการเปลี่ยนแปลงความถี่ธรรมชาติของลูปกระแสไฟฟ้าและความถี่ธรรมชาติของลูปแรงดันไฟฟ้าไปพร้อม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



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



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



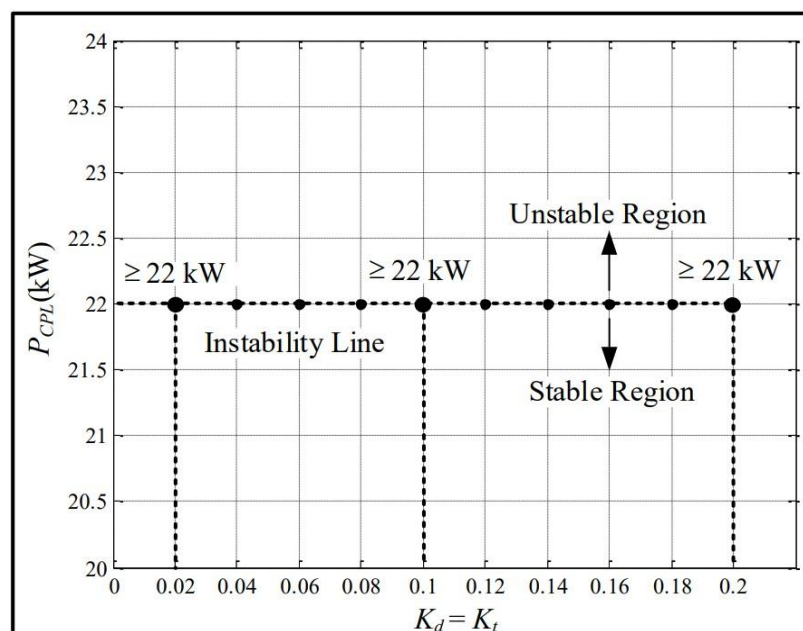
รูปที่ 4.24 ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปเมื่อ f_{mv} และ f_{ni} มีการเปลี่ยนแปลง

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

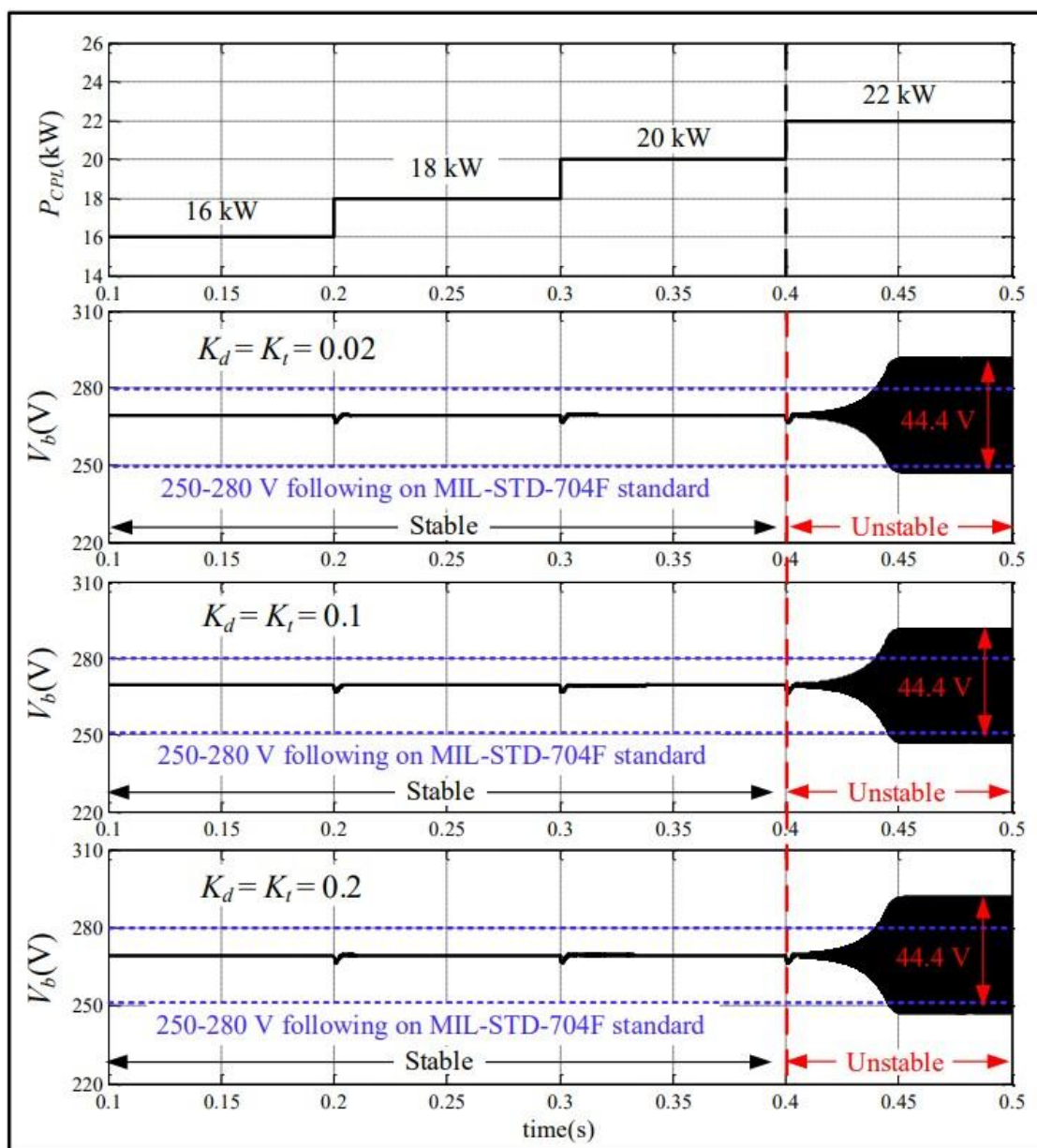
แรงดันกระเพื่อมที่เกิน 6 V ดังนั้นจึงสามารถสรุปได้ว่า ความถี่ธรรมชาติของลูปแรงดันไฟฟ้าและลูปกระแสไฟฟ้าที่เพิ่มขึ้นจะทำให้เสถียรภาพโดยรวมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายเป็นไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและแบตเตอรี่ ลดลง ซึ่งถือได้ว่าข้อสรุปดังกล่าวเป็นแนวทางที่สำคัญและเป็นประโยชน์ต่อการเลือกและออกแบบความถี่ธรรมชาติของลูปแรงดันไฟฟ้าและลูปกระแสไฟฟ้าให้มีความเหมาะสมต่อการใช้งานจริงในทางปฏิบัติ

4.4.6 การศึกษาผลกระทบของค่าอัตราขยายดรูปและค่าอัตราขยายดรูปรวม

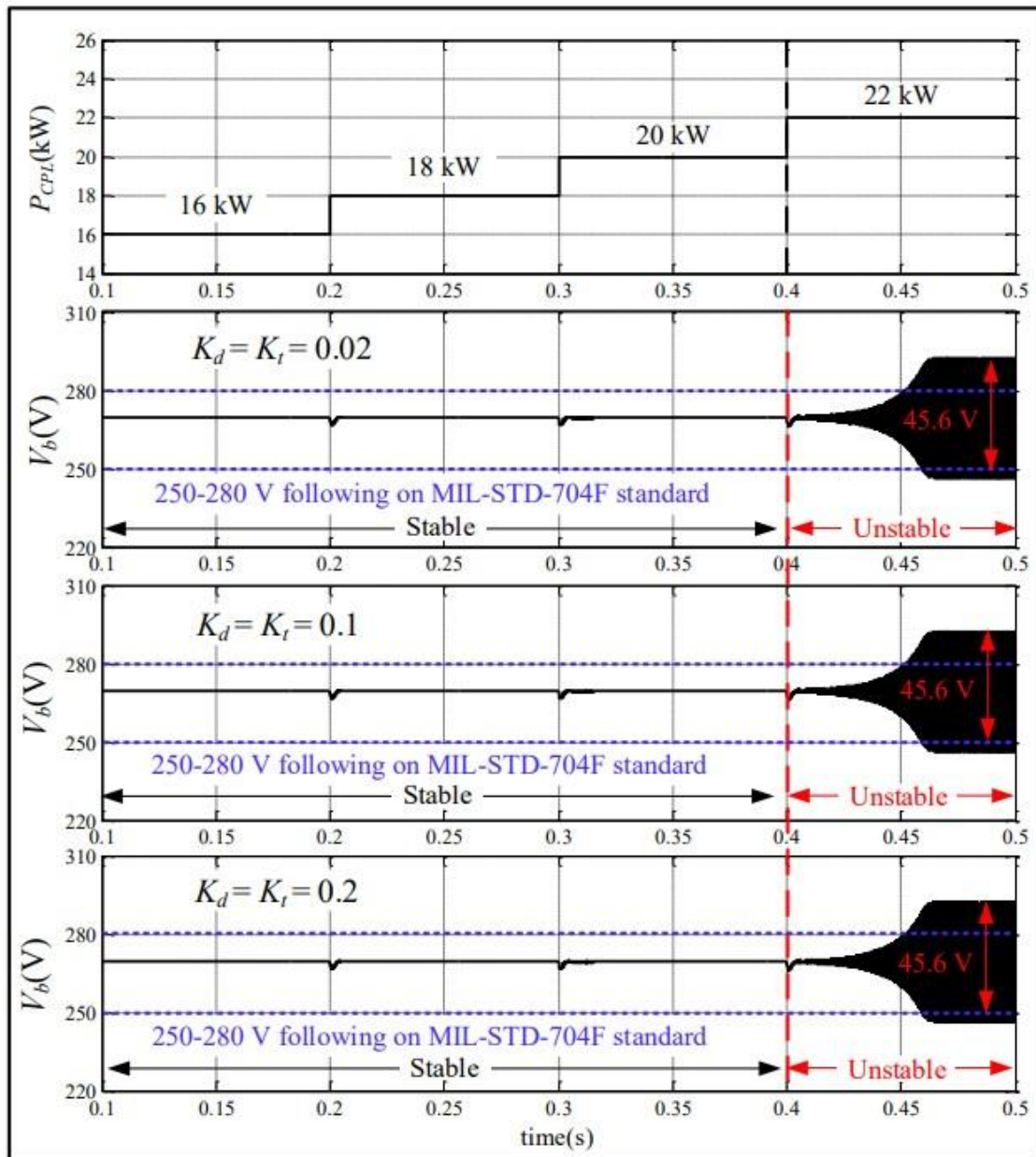
ตามที่ได้กล่าวไว้ในหัวข้อที่ 3.3.4 ของบทที่ 3 ค่าอัตราขยายดรูป (K_d) ของตัวควบคุมแบบดรูปและค่าอัตราขยายดรูปรวม (K) ของตัวชดเชยแรงดันไฟฟ้าจะมีค่าเท่ากันในกรณีที่มีระบบไฟฟ้าที่ศึกษาเป็นระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและแบตเตอรี่ ดังนั้นการศึกษาเสถียรภาพในหัวข้อนี้จะดำเนินการเปลี่ยนแปลงค่าอัตราขยายดรูปและค่าอัตราขยายดรูปรวมไปพร้อม ๆ กันและมีค่าเท่ากันตามเงื่อนไขดังกล่าว นั่นคือ 0.02 ถึง 0.2 รวมทั้งวิเคราะห์เสถียรภาพบนระนาบเอสด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงและวิเคราะห์เสถียรภาพบนปริภูมิสถานะของตัวแปรสถานะ I_c และ V_b ด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส เพื่อพิจารณาขอบเขตการมีเสถียรภาพผ่านเส้นอเสถียรภาพที่แสดงได้ดังรูปที่ 4.25 โดยค่าพารามิเตอร์ของระบบค่าอื่นยังคงมีค่าเท่าเดิมดังในตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ในบทที่ 3



รูปที่ 4.25 เส้นอเสถียรภาพเมื่อ K_d และ K_t มีการเปลี่ยนแปลง



รูปที่ 4.26 ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อ K_d และ K_t มีการเปลี่ยนแปลง



รูปที่ 4.27 ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยเทคนิคฮาร์ดแวร์ในลูปเมื่อ K_d และ K_t มีการเปลี่ยนแปลง

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

และคล้อยตามกันอย่างเห็นได้ชัด ดังนั้นจึงสรุปได้ว่า ค่าอัตราการขยายรูปและค่าอัตราการขยายรูปรวมที่แปรเปลี่ยนไปจะไม่ส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพโดยรวมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายเป็นไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดียว

4.5 สรุป

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

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

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

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