

การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่คำนึงถึง  
ผลวัดของตัวควบคุมแรงดันบัลไฟตรง



นายวิภูษณะ ฉายินทุ

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

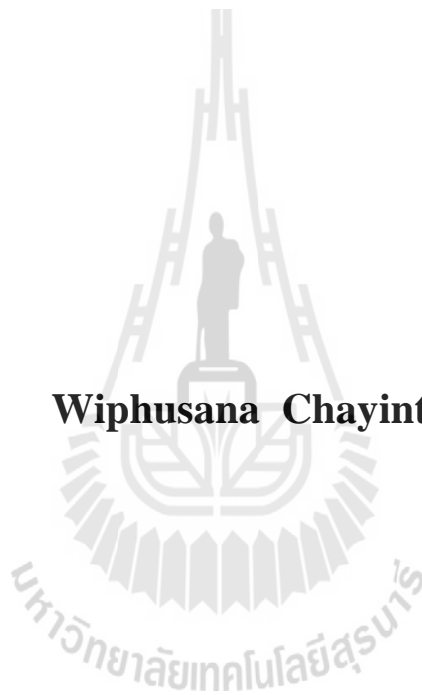
สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ปีการศึกษา 2556

**STABILITY ANALYSIS OF AIRCRAFT ELECTRICAL  
POWER SYSTEM INCLUDING DYNAMIC  
OF DC BUS VOLTAGE CONTROL**

**Wiphusana Chayinthu**



**A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the  
Degree of Master of Engineering in Electrical Engineering**

**Suranaree University of Technology**

**Academic Year 2013**

การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่คำนึงถึง  
พลวัตของตัวควบคุมแรงดันบัลไฟตรง

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อนุมัติให้นักวิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา  
ตามหลักสูตรปริญญาวิทยาศาสตรบัณฑิต

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์

(ผศ. ดร.อนันต์ อุ่นศิริไธย์)

ประธานกรรมการ

(ผศ. ดร.ทองพัน อารีรักษ์)

กรรมการ (อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์)

(รศ. ดร.อาทิตย์ ศรีแก้ว)

กรรมการ

(ผศ. ดร.ทองพล อารีรักษ์)

กรรมการ

(ศ. ดร.ชูกิจ ลิ้มปิจำนงค์)

รองอธิการบดีฝ่ายวิชาการ

(รศ. ร.อ. ดร.กนต์ธร ชำนิประศาสน์)

คณบดีสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์

วิญญะ ฉายินทุ : การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่คำนึงถึงพลวัต  
ของตัวควบคุมแรงดันบัลไฟตรง (STABILITY ANALYSIS OF AIRCRAFT  
ELECTRICAL POWER SYSTEM INCLUDING DYNAMIC OF DC BUS VOLTAGE  
CONTROL) อาจารย์ที่ปรึกษา : ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.ก้องพันธ์ อารีรักษ์, 189 หน้า.

งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้นำเสนอแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการเปรียบเทียบการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระหว่างระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส (ระบบเก่า) และระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัลไฟตรง (ระบบใหม่) การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบดังกล่าวมีความจำเป็นต้องพึ่งพาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่มีความถูกต้องและแม่นยำ การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองอาศัยการเปรียบเทียบการจำลองสถานการณ์ระหว่างการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริง (exact topology model) และการจำลองสถานการณ์ด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้จากวิธีคิคว (mathematical model) ตัวควบคุมที่ใช้ในการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า และแรงดันที่บัลไฟตรง จะใช้ตัวควบคุมแบบพีไอ นอกจากนี้งานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้นำเสนอการนำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มาใช้ในการวิเคราะห์เสถียรภาพกรณีเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบ จากผลดังกล่าวพบว่า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินทั้งสองระบบที่พิสูจน์ด้วยวิธีคิคว สามารถคาดการณ์จุดที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพได้อย่างถูกต้องแม่นยำ ระบบควบคุมที่นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ ซึ่งก็คือการควบคุมแรงดันที่บัลไฟตรง จะทำให้ระบบมีเสถียรภาพมากขึ้น เมื่อเทียบกับระบบควบคุมแบบเก่า ซึ่งเป็นองค์ความรู้ที่มีประโยชน์อย่างมาก สำหรับอุตสาหกรรมทางการบิน

สาขาวิชา วิศวกรรมไฟฟ้า  
ปีการศึกษา 2556

ลายมือชื่อนักศึกษา \_\_\_\_\_  
ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา \_\_\_\_\_

WIPHUSANA CHAYINTHU : STABILITY ANALYSIS OF AIRCRAFT  
ELECTRICAL POWER SYSTEM INCLUDING DYNAMIC OF DC BUS  
VOLTAGE CONTROL. THESIS ADVISOR : ASST. PROF. KONGPAN  
AREERAK, Ph.D., 189 PP.

STABILITY ANALYSIS/ AIRCRAFT POWER SYSTEM/ CONSTANT  
POWER LOAD / MATHEMATICAL MODEL

This thesis presents the new architecture of the aircraft electrical power system. The new aircraft electrical system can improve the system stability compared with the original one. The old system has the controller to regulate the voltage at the terminal generator bus, while the new proposed system controls the voltage at the DC bus. The mathematical models of the old and new systems derived from the DQ modelling method are used with the eigenvalue theorem to analyze the system stability due to their constant power loads. The reported models are validated by using the intensive time-domain simulation via the exact topology model. The validation results show that the derived models can perfectly explain the system behavior in terms of a transient and steady-state responses. The dynamic model can then be used for the stability analysis. The stability analysis results show that the new architecture of the electrical aircraft power system can improve the system stability compared with the original system. Moreover, the variation of the important system parameters of the new model in terms of stability effect is also included in the thesis.

School of Electrical Engineering

Academic Year 2013

Student's Signature \_\_\_\_\_

Advisor's Signature \_\_\_\_\_

## กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์นี้สำเร็จลุล่วงด้วยดี เนื่องจากได้รับความช่วยเหลืออย่างดียิ่ง ทั้งด้านวิชาการ และด้านการดำเนินงานวิจัย จากบุคคลและกลุ่มบุคคลต่าง ๆ ได้แก่

ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. กองพันธ์ อารีรักษ์ อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ที่ได้ให้คำปรึกษา แนะนำ และแนะแนวทางอันเป็นประโยชน์ยิ่งต่องานวิจัย รวมถึงได้ช่วยตรวจทาน และแก้ไขรายงานวิทยานิพนธ์เล่มนี้จนทำให้มีความสมบูรณ์ยิ่งขึ้น อีกทั้งเป็นกำลังใจ และเป็นแบบอย่างที่ดีในการดำเนินชีวิตหลาย ๆ ด้านให้กับผู้วิจัยเสมอมา

รองศาสตราจารย์ ดร. อาทิตย์ ศรีแก้ว ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. กองพล อารีรักษ์ และอาจารย์ประจำสาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารีทุกท่าน ที่กรุณาให้คำปรึกษาด้านวิชาการอย่างดียิ่งมาโดยตลอด

ขอขอบคุณบุคลากรศูนย์เครื่องมือวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารีทุกท่าน ที่อำนวยความสะดวกในการทำงาน ขอขอบคุณพี่น้องบัณฑิตศึกษาทุกท่าน โดยเฉพาะอย่างยิ่ง โกศล ชัยเจริญอุดมรุ่ง สาทิต ชลสถิตจำเริญ และ เทพพนม โสภาเพิ่ม ที่ได้ให้คำปรึกษาด้านวิชาการ และให้กำลังใจมาโดยตลอด

สุดท้ายนี้ ผู้วิจัยขอขอบคุณอาจารย์ผู้สอนทุกท่านที่ประสิทธิ์ประสาทความรู้ทางด้านต่าง ๆ ทั้งในอดีตและปัจจุบัน สำหรับคุณงามความดีอันใดที่เกิดจากวิทยานิพนธ์เล่มนี้ ผู้วิจัยขอมอบให้กับ บิดา มารดา รวมถึงญาติพี่น้องของผู้วิจัยทุกท่าน ที่ให้ความรัก กำลังใจ การอบรมเลี้ยงดู และให้การสนับสนุนทางการศึกษาอย่างดียิ่งมาโดยตลอด จนทำให้ผู้วิจัยประสบความสำเร็จในชีวิตเรื่อยมา

วิญญะ ฉายินทุ

# สารบัญ

หน้า

|  |    |
|--|----|
| บทคัดย่อ (ภาษาไทย).....  | ก  |
| บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ).....   | ข  |
| กิตติกรรมประกาศ.....   | ค  |
| สารบัญ.....  | ง  |
| สารบัญตาราง.....   | ฉ  |
| สารบัญรูป.....   | ญ  |
| บทที่  |    |
| 1 บทนำ.....  | 1  |
| 1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา.....  | 1  |
| 1.1.1 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน.....   | 1  |
| 1.1.2 โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีผลต่อเสถียรภาพของระบบ.....   | 3  |
| 1.2 วัตถุประสงค์การวิจัย.....  | 4  |
| 1.3 ข้อยกเว้นเบื้องต้นและขอบเขตของการวิจัย.....  | 4  |
| 1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ.....   | 5  |
| 1.5 การจัดรูปเล่มวิทยานิพนธ์.....  | 5  |
| 2 ปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง.....  | 7  |
| 2.1 บทนำ.....  | 7  |
| 2.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีต่อระบบ<br>อิเล็กทรอนิกส์กำลัง.....               | 7  |
| 2.3 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการวิเคราะห์เสถียรภาพ<br>ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน..... | 9  |
| 2.4 สรุป.....  | 13 |
| 3 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส.....  | 14 |
| 3.1 บทนำ.....  | 14 |
| 3.2 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส.....                                      | 14 |

## สารบัญ (ต่อ)

หน้า

|         |   |    |
|---------|---|----|
| 3.2.1   | วิธีการแปลงของคลาร์ก (Clarke's Transform) .....   | 15 |
| 3.2.2   | การแปลงปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน $\alpha\beta$ เป็น $qd$ .....  | 16 |
| 3.2.3   | วิธีการแปลงของปาร์ก (Park's Transform) .....  | 17 |
| 3.2.4   | แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส<br>สามเฟสบนแกนดีคิว .....  | 20 |
| 3.3     | การสร้างชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส .....   | 26 |
| 3.3.1   | การสร้างชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส<br>สามเฟสบนแกนดีคิว .....   | 26 |
| 3.3.2   | การสร้างชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ )<br>เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน $qd0$ .....                                 | 28 |
| 3.3.3   | การสร้างชุดบล็อกการแปลงปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน $qd0$<br>เป็นปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ).....                                  | 30 |
| 3.4     | การจำลองสถานการณ์ .....   | 32 |
| 3.5     | สรุป .....  | 42 |
| 4       | ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า<br>แบบซิงโครนัส .....                               | 43 |
| 4.1     | บทนำ.....   | 43 |
| 4.2     | แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุม<br>แรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส ..... | 45 |
| 4.2.1   | ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1 .....  | 46 |
| 4.2.1.1 | แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน<br>ระบบที่ 1 .....  | 47 |
| 4.2.1.2 | การตรวจสอบความถูกต้องและผลการจำลองสถานการณ์ของ<br>ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1 .....                                    | 51 |
| 4.2.2   | ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2 .....  | 55 |



## สารบัญ (ต่อ)

### หน้า

|         |  |     |
|---------|--|-----|
| 4.2.2.1 | แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน<br>ระบบที่ 2.....                        | 55  |
| 4.2.2.2 | การออกแบบตัวควบคุมพีไอสำหรับตัวควบคุม<br>เครื่องกำเนิดไฟฟ้า .....                      | 60  |
| 4.2.2.3 | การตรวจสอบความถูกต้องและผลการจำลองสถานการณ์ของ<br>ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2 ..... | 64  |
| 4.2.3   | ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3.....  | 69  |
| 4.2.3.1 | แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน<br>ระบบที่ 3.....                        | 78  |
| 4.2.3.2 | การคำนวณค่าในสภาวะคงตัว.....   | 85  |
| 4.2.3.3 | การตรวจสอบความถูกต้องและผลการจำลองสถานการณ์ของ<br>ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3.....  | 89  |
| 4.2.4   | ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4.....  | 92  |
| 4.2.4.1 | แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน<br>ระบบที่ 4.....                        | 93  |
| 4.2.4.2 | การคำนวณค่าในสภาวะคงตัว.....   | 99  |
| 4.2.4.3 | การตรวจสอบความถูกต้องและผลการจำลองสถานการณ์ของ<br>ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4.....  | 101 |
| 4.3     | สรุป.....  | 105 |
| 5       | ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัลไฟตรง.....                              | 106 |
| 5.1     | บทนำ.....  | 106 |
| 5.2     | ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัลไฟตรง.....                              | 107 |
| 5.3     | แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่เป็นเชิงเส้นและการทำให้เป็นเชิงเส้น .....                   | 109 |
| 5.4     | การออกแบบตัวควบคุมพีไอสำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า .....                          | 114 |
| 5.5     | การคำนวณค่าในสภาวะคงตัว .....  | 117 |
| 5.6     | การตรวจสอบความถูกต้องและผลการจำลองสถานการณ์ .....                                      | 120 |

## สารบัญ (ต่อ)

หน้า

|          |   |            |
|----------|---|------------|
| 5.6.1    | กรณีเมื่อระบบมีการเปลี่ยนแปลงแรงดันที่บัสไฟตรง .....                    | 122        |
| 5.6.2    | กรณีเมื่อระบบมีการเปลี่ยนแปลงโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว .....                  | 123        |
| 5.7      | สรุป .....  | 125        |
| <b>6</b> | <b>การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน .....</b>              | <b>126</b> |
| 6.1      | บทนำ .....  | 126        |
| 6.2      | ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่พิจารณา .....                                   | 126        |
| 6.3      | ทฤษฎีบทที่ใช้ในการวิเคราะห์เสถียรภาพ .....                              | 128        |
| 6.4      | ผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน .....                   | 129        |
| 6.4.1    | การเปรียบเทียบผลของการวิเคราะห์เสถียรภาพ .....                          | 129        |
| 6.4.2    | การยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ .....              | 131        |
| 6.5      | การเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่มีผลต่อเสถียรภาพของระบบ .....            | 133        |
| 6.5.1    | กรณีเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ $C_F$ .....                     | 133        |
| 6.5.2    | กรณีเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ $L_F$ .....                     | 136        |
| 6.5.3    | กรณีเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ $\omega_{nv}$ .....             | 138        |
| 6.5.4    | กรณีเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ $\omega_{ni}$ .....             | 140        |
| 6.5.5    | กรณีเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ $V_{out}^*$ .....               | 143        |
| 6.6      | การเปรียบเทียบเสถียรภาพของระบบเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ ..... | 145        |
| 6.6.1    | การเปรียบเทียบเสถียรภาพเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ $C_F$ .....  | 146        |
| 6.6.2    | การเปรียบเทียบเสถียรภาพเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ $L_F$ .....  | 150        |
| 6.7      | สรุป .....  | 154        |
| <b>7</b> | <b>สรุปและข้อเสนอแนะ .....</b>  | <b>155</b> |
| 7.1      | สรุป .....  | 155        |
| 7.2      | ข้อเสนอแนะเพื่อพัฒนางานวิจัยในอนาคต .....                               | 157        |
|          | รายการอ้างอิง .....   | 158        |

## สารบัญ (ต่อ)

หน้า

### ภาคผนวก

|   |     |
|---|-----|
| ภาคผนวก ก. การจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงบนคอมพิวเตอร์.....              | 162 |
| ภาคผนวก ข. โปรแกรมการคำนวณหาผลเฉลยค่าในสภาวะคงตัว.....                  | 168 |
| ภาคผนวก ค. ผลการจำลองสถานการณ์กรณีเมื่อมีการเปลี่ยนจุดการทำงาน .....    | 181 |
| ภาคผนวก ง. บทความที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่และผลงานการจดลิขสิทธิ์ ..... | 187 |
| ประวัติผู้เขียน .....   | 189 |



## สารบัญตาราง

| ตารางที่  | หน้า |
|---|------|
| 2.1 ผลงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีต่อระบบ<br>อิเล็กทรอนิกส์กำลัง.....                | 7    |
| 2.2 ผลงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการวิเคราะห์เสถียรภาพ<br>ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน ..... | 9    |
| 3.1 แสดงค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าในรูปที่ 3.9 .....  | 34   |
| 4.1 ค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1.....  | 51   |
| 4.2 ค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2.....  | 64   |
| 4.3 ค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3.....  | 89   |
| 4.4 ค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4.....  | 102  |
| 5.1 ค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันบัลล์ไฟตรง .....                                | 121  |

## สารบัญรูป

| รูปที่ | หน้า   |
|--------|--|
| 1.1    | ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่ใช้กันทั่วไป..... 2  |
| 1.2    | วงจรแปลงผันไฟฟ้าดิซซีเป็นดิซซีที่มีการควบคุมแรงดันเอาต์พุต..... 3                              |
| 1.3    | วงจรขับเคลื่อนมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงที่มีการควบคุมความเร็วรอบ ..... 3                            |
| 3.1    | แผนภาพเวกเตอร์การแปลงแกนสามเฟส (abc) เป็นแกน $\alpha\beta 0$ ..... 15                          |
| 3.2    | แผนภาพเวกเตอร์การแปลงแกน $\alpha\beta$ เป็นแกน $qd$ ..... 17                                   |
| 3.3    | แผนภาพเวกเตอร์การแปลงแกนสามเฟส (abc) เป็นแกน $qd0$ ..... 18                                    |
| 3.4    | วงจรสมมูลของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสบนแกนดีคิว..... 20                             |
| 3.5    | ชุดล้อยอกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสบนแกนดีคิว..... 27                             |
| 3.6    | การกรอกค่าพารามิเตอร์ของชุดล้อยอกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า<br>แบบซิงโครนัสสามเฟสบนแกนดีคิว..... 27 |
| 3.7    | ชุดล้อยอกการแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟส (abc) เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน $qd0$ ..... 29                 |
| 3.8    | ชุดล้อยอกการแปลงปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน $qd0$ เป็นปริมาณไฟฟ้าสามเฟส (abc)..... 31                  |
| 3.9    | ระบบไฟฟ้าที่พิจารณา..... 33  |
| 3.10   | ผลการตอบสนองของ $I_d$ ..... 35   |
| 3.11   | ผลการตอบสนองของ $I_{fd}$ ..... 35  |
| 3.12   | ผลการตอบสนองของ $I_{kd}$ ..... 35  |
| 3.13   | ผลการตอบสนองของ $I_q$ ..... 36   |
| 3.14   | ผลการตอบสนองของ $I_{kq1}$ ..... 36   |
| 3.15   | ผลการตอบสนองของ $I_{kq2}$ ..... 36   |
| 3.16   | ผลการตอบสนองของ $V_d$ ..... 37   |
| 3.17   | ผลการตอบสนองของ $V_q$ ..... 37   |
| 3.18   | ผลการตอบสนองของ $T_{em}$ ..... 37  |
| 3.19   | ผลการตอบสนองของ $\delta$ ..... 38  |
| 3.20   | ผลการตอบสนองของ $\omega_r$ ..... 38  |

## สารบัญรูป (ต่อ)

| รูปที่  | หน้า |
|---|------|
| 3.21 ผลการตอบสนองของ $\lambda_{md}$ .....                           | 38   |
| 3.22 ผลการตอบสนองของ $\lambda_{mq}$ .....                           | 39   |
| 3.23 ผลการตอบสนองของ $P_g$ .....                                    | 39   |
| 3.24 ผลการตอบสนองของ $Q_g$ .....                                    | 39   |
| 3.25 ผลการตอบสนองของ $V_a$ .....                                    | 40   |
| 3.26 ผลการตอบสนองของ $V_b$ .....                                    | 40   |
| 3.27 ผลการตอบสนองของ $V_c$ .....                                    | 40   |
| 3.28 ผลการตอบสนองของ $I_a$ .....                                    | 41   |
| 3.29 ผลการตอบสนองของ $I_b$ .....                                    | 41   |
| 3.30 ผลการตอบสนองของ $I_c$ .....                                    | 41   |
| 4.1 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1 .....                            | 43   |
| 4.2 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2 .....                            | 44   |
| 4.3 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3 .....                            | 44   |
| 4.4 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4 .....                            | 45   |
| 4.5 ขั้นตอนการวิเคราะห์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1.....    | 46   |
| 4.6 วงจรสมมูลบนแกนคิกิวของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1 .....      | 47   |
| 4.7 การเปลี่ยนแปลงแรงดันอินพุตของวงจรสนามจาก 20 v ไปเป็น 30 v ..... | 52   |
| 4.8 ผลการตอบสนองของ $I_{dg}$ .....                                  | 52   |
| 4.9 ผลการตอบสนองของ $I_{fd}$ .....                                  | 53   |
| 4.10 ผลการตอบสนองของ $I_{kd}$ .....                                 | 53   |
| 4.11 ผลการตอบสนองของ $I_{qg}$ .....                                 | 53   |
| 4.12 ผลการตอบสนองของ $I_{kg}$ .....                                 | 54   |
| 4.13 ผลการตอบสนองของ $V_{dg}$ .....                                 | 54   |
| 4.14 ผลการตอบสนองของ $V_{qg}$ .....                                 | 54   |
| 4.15 ขั้นตอนการวิเคราะห์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2.....   | 55   |
| 4.16 วงจรสมมูลบนแกนคิกิวของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2 .....     | 56   |

## สารบัญรูป (ต่อ)

| รูปที่ | หน้า   |
|--------|--|
| 4.17   | โครงสร้างของตัวควบคุมพีไอสำหรับตัวควบคุมกำเนิดไฟฟ้า ..... 61                                   |
| 4.18   | ระบบควบคุมลูปกระแสไฟฟ้า ..... 61   |
| 4.19   | ระบบควบคุมลูปแรงดันไฟฟ้า..... 62   |
| 4.20   | การเปลี่ยนแปลงค่าของการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า<br>แบบเชิงโรนัสสามเฟส ..... 65 |
| 4.21   | ผลการตอบสนองของ $I_{dg}$ ..... 66  |
| 4.22   | ผลการตอบสนองของ $I_{jd}$ ..... 66  |
| 4.23   | ผลการตอบสนองของ $I_{kd}$ ..... 66  |
| 4.24   | ผลการตอบสนองของ $I_{qg}$ ..... 67  |
| 4.25   | ผลการตอบสนองของ $I_{kg}$ ..... 67  |
| 4.26   | ผลการตอบสนองของ $V_{dg}$ ..... 67  |
| 4.27   | ผลการตอบสนองของ $V_{qg}$ ..... 68  |
| 4.28   | ผลการตอบสนองของ $V_{T,m}$ ..... 68   |
| 4.29   | วงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ใช้ไดโอดและความต้านทานปรับค่าได้ ..... 70                               |
| 4.30   | สัญญาณสวิตช์ของวงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ใช้ไดโอด ..... 70  |
| 4.31   | แผนภาพเวกเตอร์สำหรับการแปลงดีคิว ..... 72  |
| 4.32   | วงจรสมมูลบนแกนดีคิวของวงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ใช้ไดโอด ..... 73                                 |
| 4.33   | ตัวต้านทานและตัวเหนี่ยวนำของวงจรสายส่งกำลังไฟฟ้าสามเฟส ..... 73                                |
| 4.34   | วงจรสมมูลของตัวต้านทานและตัวเหนี่ยวนำในสายส่งกำลังไฟฟ้าบนแกนดีคิว ..... 76                     |
| 4.35   | ตัวเก็บประจุของวงจรสายส่งกำลังไฟฟ้าสามเฟส ..... 76   |
| 4.36   | วงจรสมมูลตัวเก็บประจุในสายส่งกำลังไฟฟ้าบนแกนดีคิว ..... 78                                     |
| 4.37   | วงจรสมมูลบนแกนดีคิวของ SG-GCU ..... 79   |
| 4.38   | วงจรสมมูลบนแกนดีคิวของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3 ..... 80                                  |
| 4.39   | ขั้นตอนการวิเคราะห์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3 ..... 80                               |
| 4.40   | สายส่งกำลังไฟฟ้าหนึ่งเฟสของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3 ..... 86                             |

## สารบัญรูป (ต่อ)

| รูปที่  | หน้า |
|---|------|
| 4.41 การเปลี่ยนแปลงค่าของการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า<br>แบบซิงโครนัสสามเฟส..... | 91   |
| 4.42 ผลการตอบสนองของ $I_{dc}$ .....   | 91   |
| 4.43 ผลการตอบสนองของ $V_{out}$ .....  | 91   |
| 4.44 ขั้นตอนการวิเคราะห์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4.....                               | 92   |
| 4.45 วงจรสมมูลบนแกนดีคิวของ SG-GCU .....  | 93   |
| 4.46 วงจรสมมูลบนแกนดีคิวของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4.....                                  | 94   |
| 4.47 สายส่งกำลังไฟฟ้าหนึ่งเฟสของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4 .....                            | 99   |
| 4.48 การเปลี่ยนแปลงค่าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว.....   | 103  |
| 4.49 ผลการตอบสนองของ $I_{dc}$ .....   | 104  |
| 4.50 ผลการตอบสนองของ $V_{out}$ .....  | 104  |
| 5.1 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง.....                                   | 107  |
| 5.2 ขั้นตอนการวิเคราะห์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน<br>ที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง.....      | 108  |
| 5.3 วงจรสมมูลบนแกนดีคิวของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส .....                                  | 108  |
| 5.4 วงจรสมมูลของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุม<br>แรงดันบัสไฟตรงบนแกนดีคิว .....           | 109  |
| 5.5 โครงสร้างของตัวควบคุมพีไอสำหรับตัวควบคุมกำเนิดไฟฟ้า .....                                   | 115  |
| 5.6 ระบบควบคุมลูปกระแสไฟฟ้า .....   | 115  |
| 5.7 ระบบควบคุมลูปแรงดันไฟฟ้า.....   | 116  |
| 5.8 สายส่งกำลังไฟฟ้าหนึ่งเฟสของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน<br>ที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง.....    | 118  |
| 5.9 ผลการตอบสนองของสัญญาณ $I_{dc}$ , $V_{out}$ และ $V_{T,m}$ .....                              | 123  |
| 5.10 ผลการตอบสนองของสัญญาณ $I_{dc}$ , $V_{out}$ และ $V_{T,m}$ .....                             | 124  |
| 6.1 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้ว<br>ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส.....  | 127  |



## สารบัญรูป (ต่อ)

| รูปที่   | หน้า |
|--|------|
| 6.2 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัลไฟตรง.....                            | 127  |
| 6.3 ผลการวิเคราะห์เสถียรภาพสำหรับระบบกรณีที่ 1 (ระบบเก่า).....                           | 130  |
| 6.4 ผลการวิเคราะห์เสถียรภาพสำหรับระบบกรณีที่ 2 (ระบบใหม่).....                           | 130  |
| 6.5 การเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ผ่านระบบจริง.....           | 132  |
| 6.6 ขอบเขตเสถียรภาพของระบบเมื่อ $C_F$ เปลี่ยนแปลง.....                                   | 134  |
| 6.7 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า $C_F$ เท่ากับ 470 $\mu$ F 500 $\mu$ F และ 520 $\mu$ F..... | 135  |
| 6.8 ขอบเขตเสถียรภาพของระบบเมื่อ $L_F$ เปลี่ยนแปลง.....                                   | 136  |
| 6.9 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า $L_F$ เท่ากับ 6.5mH 10mH และ 13mH.....                     | 137  |
| 6.10 ขอบเขตเสถียรภาพของระบบเมื่อ $\omega_{nv}$ เปลี่ยนแปลง.....                          | 138  |
| 6.11 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า $\omega_{nv}$ เท่ากับ 10Hz 10.5Hz และ 11Hz.....           | 139  |
| 6.12 ขอบเขตเสถียรภาพของระบบเมื่อ $\omega_{ni}$ เปลี่ยนแปลง.....                          | 141  |
| 6.13 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า $\omega_{ni}$ เท่ากับ 30Hz 40Hz และ 50Hz.....             | 142  |
| 6.14 ขอบเขตเสถียรภาพของระบบเมื่อ $V_{out}^*$ เปลี่ยนแปลง.....                            | 143  |
| 6.15 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า $V_{out}^*$ เท่ากับ 500V 510V และ 520V.....               | 144  |
| 6.16 ขอบเขตเสถียรภาพของระบบเมื่อ $C_F$ เปลี่ยนแปลง.....                                  | 146  |
| 6.17 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า $C_F$ เท่ากับ 500 $\mu$ F.....                            | 147  |
| 6.18 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า $C_F$ เท่ากับ 510 $\mu$ F.....                            | 148  |
| 6.19 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า $C_F$ เท่ากับ 520 $\mu$ F.....                            | 149  |
| 6.20 ขอบเขตเสถียรภาพของระบบเมื่อ $L_F$ เปลี่ยนแปลง.....                                  | 150  |
| 6.21 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า $L_F$ เท่ากับ 4.35mH.....                                 | 151  |
| 6.22 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า $L_F$ เท่ากับ 5.5mH.....                                  | 152  |
| 6.23 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า $L_F$ เท่ากับ 6.5mH.....                                  | 153  |
| ก.1 การจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1.....                              | 163  |
| ก.2 การจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2.....                              | 164  |
| ก.3 การจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3.....                              | 165  |
| ก.4 การจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4 (ระบบเก่า).....                   | 166  |

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่

หน้า

|     |   |     |
|-----|---|-----|
| ก.5 | การจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบใหม่ ..... | 167 |
|-----|---|-----|



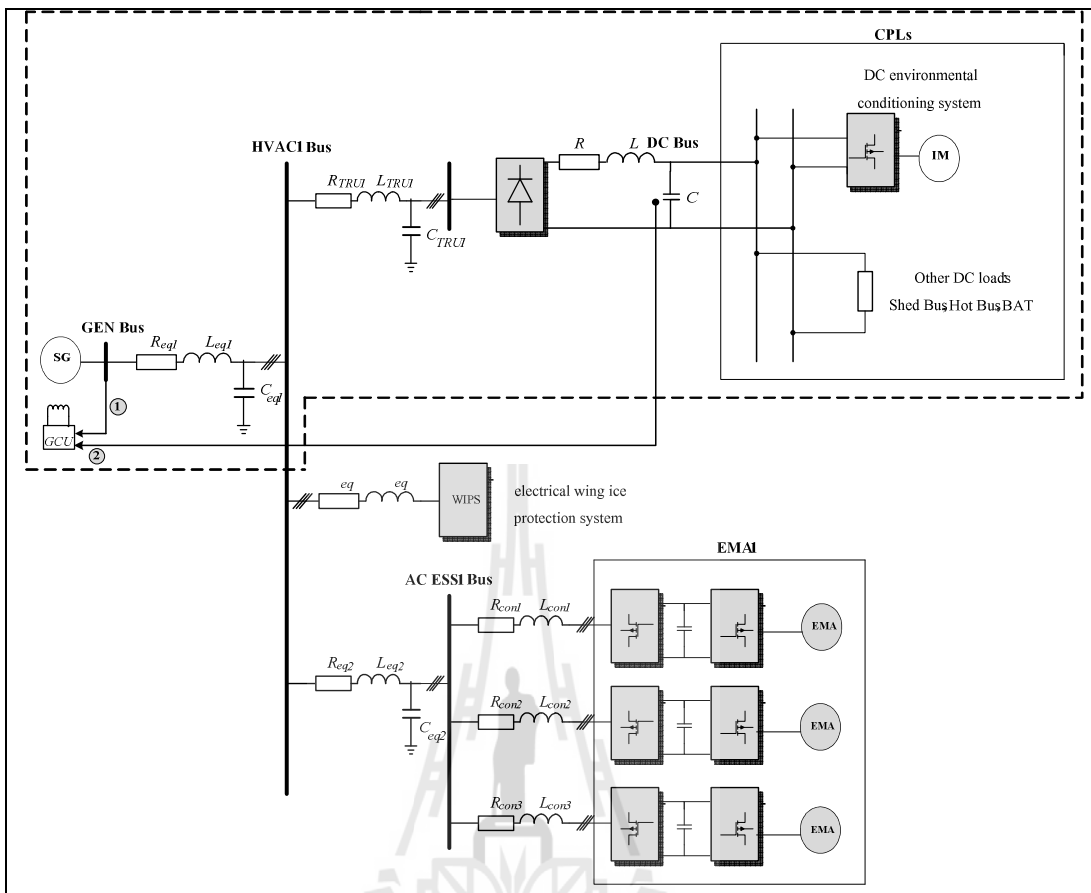
# บทที่ 1

## บทนำ

### 1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

#### 1.1.1 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน

ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินมีแนวคิดมาจากวิศวกรรมระบบไฟฟ้ากำลัง (Electrical Power System :EPS) ซึ่งแนวคิดนี้สามารถช่วยในการลดการใช้พลังงานเชื้อเพลิงและลดค่าใช้จ่ายในการบำรุงรักษา (Weimer, 2003; Rosero, Ortega, Aldabas, and Romeral, 2007; Avery, Burrow, and Mellor, 2007; Garcia, Cusido, Rosero, Ortega, and Romeral, 2008) ในปัจจุบันมีแนวโน้มการใช้ตัวกระตุ้นแบบไฟฟ้า (Electro-machanical actuators : EMAs) แทนการใช้ตัวกระตุ้นแบบไฮดรอลิกซ์ เพิ่มมากขึ้น (Garcia, Cusido, Rosero, Ortega, and Romeral, 2008) เนื่องจากตัวกระตุ้นแบบไฟฟ้าสามารถปรับปรุงประสิทธิภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินให้มีความน่าเชื่อถือที่ดีกว่าตัวกระตุ้นแบบไฮดรอลิกซ์ (Elbuluk, and Kankam, 1997; Emadi, and Ehsani, 2000; Weimer, 2003; Avery, Burrow, and Mellor, 2007; Garcia, Cusido, Rosero, Ortega, and Romeral, 2008) สถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีอยู่ในปัจจุบันประมาณ 95% จะใช้ระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสสลับที่มีความถี่คงที่ซึ่งมีค่าเท่ากับ 400 Hz และมีค่าแรงดันไฟฟ้าเท่ากับ 115Vrms (Elbuluk, and Kankam, 1997; Chang, and Wang, 2006; Rosero, Ortega, Aldabas, and Romeral, 2007; Avery, Burrow, and Mellor, 2007) ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินยังมีการควบคุมความเร็วรอบของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (Constant Speed Regulated Generator :CSRГ) แต่การควบคุมความเร็วรอบนี้มีข้อเสียคือทำให้ระบบมีความซับซ้อนและมีประสิทธิภาพการแปรผันพลังงานที่ต่ำ (Chang, and Wang, 2006; Avery, Burrow, and Mellor, 2007) สถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินในรุ่นต่อมาจะใช้ระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสสลับที่เปลี่ยนแปลงความถี่ได้ซึ่งอยู่ในช่วงระหว่าง 360-720 Hz (Chang, and Wang, 2006) โดยมีแรงดันไฟฟ้าเปลี่ยนแปลงจาก 115Vrms ไปเป็น 230Vrms ซึ่งการเปลี่ยนแปลงความถี่นี้มีข้อดีคือ ทำให้ระบบมีความซับซ้อนน้อยและบำรุงรักษาได้ง่าย ในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้อ้างอิงถึงระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีพื้นฐานอยู่บนเครื่องบินโบอิง 787 และแอร์บัส 380 (More Open Electrical Technologies) ซึ่งระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่ได้กล่าวมานี้ แสดงได้ดังรูปที่ 1.1



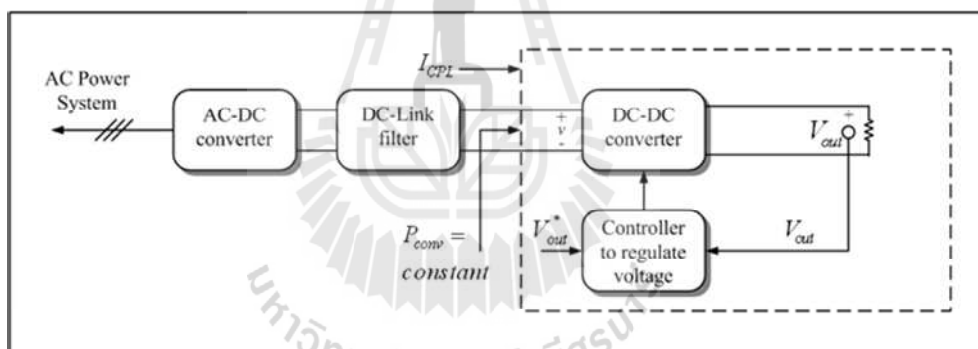
รูปที่ 1.1 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่ใช้กันทั่วไป

จากรูปที่ 1.1 เป็นระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่ใช้กันทั่วไปโดยที่ระบบมีแหล่งจ่ายเป็นเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสซึ่งจ่ายไปโหลดต่างๆเช่น โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (constant power loads:CPLs) โหลดสำหรับระบบละลายหิมะบนปีกเครื่องบิน (Electrical Wing Ice Protection System: WIPS) โหลดตัวกระตุ้นแบบไฟฟ้า (Electro-mechanical actuators : EMAs) ซึ่งโหลดชนิดนี้จะอยู่บริเวณ ปีกเครื่องบิน ลิฟต์ หางเสือของเครื่องบิน เป็นต้น

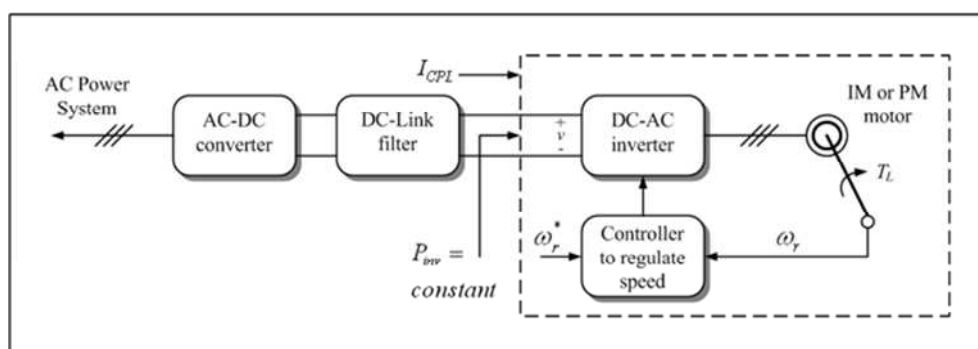
ระบบที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้เป็นระบบที่ได้ติกรอบเป็นเส้นประไว้ซึ่งประกอบไปด้วยแหล่งจ่ายที่เป็นเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสที่ใช้ความถี่ที่ 400 Hz ระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า วงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ใช้ไดโอด วงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรงและโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว โดยที่โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวนี้จะพิจารณาเป็นเพียงโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวแบบอุดมคติ สำหรับวัตถุประสงค์ของงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะมุ่งเน้นการเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัส (ระบบในกรณีที่ 1) กับระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง (ระบบในกรณีที่ 2)

### 1.1.2 โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีผลต่อเสถียรภาพของระบบ

ปัจจุบัน วงจรอิเล็กทรอนิกส์กำลังถูกนำมาใช้ในงานด้านวิศวกรรมการบินกันอย่างแพร่หลาย โดยเฉพาะวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุมการทำงานเช่น วงจรแปลงผันไฟฟ้าดีซีซึ่งเป็นดีซีที่มีการควบคุมแรงดันเอาต์พุต วงจรขับเคลื่อนมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงที่มีการควบคุมความเร็วรอบ วงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุม มักจะมีพฤติกรรมเป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (Rivetta, Williamson, and Emadi, 2005; Emadi, Khaligh, Rivetta, and Williamson, 2006) เมื่อนำโหลดชนิดดังกล่าวมาต่อกับระบบไฟฟ้ากำลังจะส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบโดยตรงดังแสดงได้ดังรูปที่ 1.2 และรูปที่ 1.3 ซึ่งการขาดเสถียรภาพอาจก่อให้เกิดความเสียหายต่อโครงสร้างของระบบไฟฟ้ากำลัง หรือส่งผลกระทบต่อสมรรถนะการทำงานของระบบควบคุมได้ดังนั้นการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินจึงเป็นสิ่งจำเป็นซึ่ง การตรวจสอบเสถียรภาพของระบบที่จ่ายโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจะอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ เพื่อสามารถนำไปใช้ในการคาดเดาจุดที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพและหลีกเลี่ยงปัญหาที่ส่งผลกระทบต่อระบบได้



รูปที่ 1.2 วงจรแปลงผันไฟฟ้าดีซีเป็นดีซีที่มีการควบคุมแรงดันเอาต์พุต



รูปที่ 1.3 วงจรขับเคลื่อนมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงที่มีการควบคุมความเร็วรอบ

ดังนั้นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบดังกล่าวจึงเป็นสิ่งสำคัญ วงจรแปลงผันกำลังส่วนใหญ่จะมีแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ขึ้นอยู่กับเวลา (time varying model) เนื่องจากผลของอุปกรณ์สวิตช์ในวงจร เมื่อนำไปวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบ จะทำให้เกิดความยุ่งยากและซับซ้อน ด้วยเหตุผลดังกล่าวจึงต้องหาวิธีในการทำให้แบบจำลองที่ขึ้นอยู่กับเวลาให้เป็นแบบจำลองที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลา (time-invariant model) ซึ่งมีด้วยกันหลายวิธี เช่น วิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไป (generalize state-space averaging method : GSSA) (Mahdavi, Emadi, Bellar, and Ehsani, 1997; Emadi, 2004; Emadi, Ehsani, and Miller, 2004) วิธีดีคิว (DQ method) (Rim, Hu, and Cho, 1990; Rim, Choi, and Cho, 1994; Han, Choi, Rim, and Cho, 1998) วิธีค่าเฉลี่ยแบบไม่เป็นเชิงเส้น (nonlinear average-value method) (Sudhoff, 1993; Sudhoff, Corzine, Hegner, and Delisle, 1996; Uan-Zo-li, Burgos, Lacaux, Wang, and Boroyevich, 2004) เป็นต้น

## 1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย

- 1.2.1 เพื่อศึกษาค้นคว้าองค์ความรู้เกี่ยวกับการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน
- 1.2.2 เพื่อทำการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน
- 1.2.3 เพื่อทำการเปรียบเทียบผลของการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสและระบบที่ควบคุมแรงดันเอาต์พุตที่บัสดีซี
- 1.2.4 เพื่อศึกษาผลของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ต่อเสถียรภาพของระบบ

## 1.3 ข้อตกลงเบื้องต้นและขอบเขตของการวิจัย

- 1.3.1 วงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ใช้ในระบบสำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้เป็นวงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบบริดจ์ที่ไม่มีการควบคุมทำงานที่โหมคนำกระแสแบบต่อเนื่อง (CCM)
- 1.3.2 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์สร้างขึ้นด้วยวิธีการแปลงดีคิว
- 1.3.3 การจำลองสถานการณ์ใช้ชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังร่วมกับ SIMULINK ของโปรแกรม MATLAB
- 1.3.4 ตัวควบคุมที่ใช้สำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (Generator Control Unit: GCU) เป็นตัวควบคุมแบบพีไอ
- 1.3.5 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการวิเคราะห์เสถียรภาพในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ อาศัยการจำลองสถานการณ์ในคอมพิวเตอร์

- 1.3.6 สำหรับเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสจะไม่พิจารณาการควบคุมทางกลจะพิจารณาเฉพาะในส่วนทางไฟฟ้าโดยจะให้ความสำคัญที่ 400 Hz
- 1.3.7 สำหรับการควบคุมที่กระแสสนามจะไม่พิจารณาผลของพลวัตของวงจรเรียงกระแสและวงจรแปลงผันกำลัง
- 1.3.8 โหลดของระบบเป็นโหลดที่มีกำลังไฟฟ้าคงตัวแบบอุดมคติ
- 1.3.9 การออกแบบตัวควบคุมพีไอ สำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (Generator Control Unit: GCU) จะใช้วิธีแบบดั้งเดิม
- 1.3.10 งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ไม่พิจารณาการออกแบบค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ในวงจร โดยจะสนใจเพียงแค่แบบจำลองของระบบเท่านั้น โดยค่าพารามิเตอร์ของระบบจะอาศัยค่าจากงานวิจัยในอดีต

#### 1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

- 1.4.1 ได้องค์ความรู้ด้านการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ด้วยวิธีการแปลงดีคิว สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน
- 1.4.2 ได้องค์ความรู้ด้านการวิเคราะห์เสถียรภาพ สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน
- 1.4.3 ได้องค์ความรู้ด้านการควบคุมแรงดันไฟฟ้าที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสและการควบคุมแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตที่บัลดีซี สำหรับวงจรเรียงกระแสสามเฟสด้วยตัวควบคุมพีไอ
- 1.4.4 ได้องค์ความรู้ในการออกแบบตัวควบคุมแบบพีไอสำหรับ GCU ด้วยวิธีดั้งเดิม
- 1.4.5 ได้บทความวิจัยได้เผยแพร่ระดับชาติ หรือนานาชาติ

#### 1.5 การจัดรูปเล่มวิทยานิพนธ์

วิทยานิพนธ์นี้ประกอบด้วย 7 บท ซึ่งในแต่ละบทได้นำเสนอดังต่อไปนี้

บทที่ 1 เป็นบทนำ กล่าวถึงระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีผลต่อเสถียรภาพของระบบ วัตถุประสงค์ของการวิจัย ข้อตกลงเบื้องต้นและขอบเขตของการวิจัย และประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับของงานวิจัยวิทยานิพนธ์

บทที่ 2 กล่าวถึงปริทัศน์วรรณกรรม และงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน

บทที่ 3 อธิบายและนำเสนอการสร้างชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่อยู่บนแกนดีคิวและแสดงผลการจำลองสถานการณ์เพื่อยืนยันความถูกต้องของแบบจำลอง

บทที่ 4 นำเสนอการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส การออกแบบตัวควบคุมพีไอสำหรับ GCU ด้วยวิธีดั้งเดิมซึ่งการวิเคราะห์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์นี้ใช้หลักการแปลงของปาร์คสำหรับการวิเคราะห์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์บนแกนดีควและมี การตรวจสอบเพื่อยืนยันความถูกต้องของแบบจำลอง

บทที่ 5 นำเสนอการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง การออกแบบตัวควบคุมพีไอสำหรับ GCU ด้วยวิธีดั้งเดิมซึ่งการวิเคราะห์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์นี้ใช้หลักการแปลงของปาร์คสำหรับการวิเคราะห์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์บนแกนดีควและมี การตรวจสอบเพื่อยืนยันความถูกต้องของแบบจำลอง

บทที่ 6 นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินโดยการเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์เสถียรภาพระหว่างระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสกับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง และแสดงผลของการวิเคราะห์เสถียรภาพเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบ

บทที่ 7 เป็นบทสรุปและข้อเสนอแนะ

ภาคผนวกมีอยู่ด้วยกัน 4 ส่วน คือ ภาคผนวก ก. แสดงการจำลองสถานการณ์ด้วย SIMULINK ของโปรแกรม MATLAB ภาคผนวก ข. แสดงโปรแกรมการคำนวณหาผลเฉลยค่าในสถานะคงตัว ภาคผนวก ค. แสดงผลการจำลองสถานการณ์กรณีเปลี่ยนจุดการทำงาน และภาคผนวก ง. แสดงรายการบทความที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่และผลงานการจดลิขสิทธิ์ในระหว่างการทำวิจัยวิทยานิพนธ์



## บทที่ 2

### ปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

#### 2.1 บทนำ

งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ดำเนินการวิจัยเกี่ยวกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการวิเคราะห์เสถียรภาพสำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัลไฟตรง ในอดีตที่ผ่านมา มีผู้ทำการวิจัยค้นคว้าและพัฒนาเกี่ยวกับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส ด้วยเหตุผลนี้ในบทที่ 2 จึงนำเสนอการสำรวจปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง โดยแบ่งออกเป็น 2 หัวข้อ คือ งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีผลต่อระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน

#### 2.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีต่อระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง

งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้กล่าวถึงผลกระทบของโหลดที่มีกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีต่อระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลังในด้านต่างๆ รวมถึงเสถียรภาพของระบบอิเล็กทรอนิกส์ โดยปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับผลของโหลดที่มีกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีต่อระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง ตามที่ผู้วิจัยได้ทำการค้นคว้าตั้งแต่อดีตจนถึงปัจจุบัน แสดงไว้ดังตารางที่ 2.1 ดังนี้

ตารางที่ 2.1 ผลงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีต่อระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง

| ปีที่ตีพิมพ์<br>(ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย   | สาระสำคัญของงานวิจัย  |
|------------------------|---|---|
| 1989                   | VladGrigore,<br>JariHatonen ,<br>JormaKyyra,<br>and TeuvoSuntio | นำเสนอการศึกษาเกี่ยวกับพฤติกรรมพลวัตของวงจรแปลงผันแบบบัคส์ซึ่งมีโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว สำหรับโหมดการควบคุมแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าในช่วงโหมदनนำกระแสต่อเนื่องและไม่ต่อเนื่อง |

ตารางที่ 2.1 ผลงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับผลของ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีต่อระบบ  
อิเล็กทรอนิกส์กำลัง(ต่อ)

| ปีที่ตีพิมพ์<br>(ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย   | สาระสำคัญของงานวิจัย  |
|------------------------|---|---|
| 1999                   | Emadi, A., Fahimi, B., and Ehsani, M.                       | นำเสนอแนวทางการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจาก โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวในระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินและการแก้ไข้ปัญหาแบบพื้นฐานระบบที่ศึกษาประกอบด้วยวงจรแปลงผันหลายวงจร รวมถึงการออกแบบตัวควบคุมแบบ โหมดเลื่อนสำหรับวงจรแปลงผันดิซีเป็นดิซีที่มี โหลด กำลังไฟฟ้าคงตัวโดยการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบ ควบคุมอาศัยทฤษฎีเสถียรภาพของไลอาปูนอฟ(Lyapunov)         |
| 2004                   | Jusoh, A.B.   | นำเสนอเกี่ยวกับการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจาก ผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวในระบบส่งจ่ายกำลังไฟฟ้า กระแสตรงซึ่งมีวงจรกรองกำลังไฟฟ้าโดยการวิเคราะห์ เสถียรภาพได้อาศัยวิธีเกณฑ์ของมิดเดิลบรูค(Middlebrook criterion)นอกจากนี้ยังมีการนำเสนอการออกแบบวงจรพาส ซิฟ เพื่อช่วยให้ระบบมีเสถียรภาพเพิ่มขึ้นอีกด้วย   |
| 2005                   | Rivetta, C., Williamson, G.A., and Emadi, A.                | นำเสนอเกี่ยวกับ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวในระบบ ไฟฟ้าของเรือดำน้ำและการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้า โดยมุ่งเน้นที่พฤติกรรมพลวัตของวงจรแปลงผันดิซีเป็นดิซี ซึ่งมีโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวและพฤติกรรมของวงจรแปลงผันดิซีเป็นดิซีที่มีการควบคุมซึ่งมีโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว   |
| 2006                   | Emadi, A., Khaligh, A., Rivetta, C.H., and Williamson, G.A. | นำเสนอ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวการขาดเสถียรภาพ ในระบบไฟฟ้าของรถยนต์ไฟฟ้าซึ่งมีวงจรแปลงผัน กำลังไฟฟ้าและวงจรขับเคลื่อนมอเตอร์ไฟฟ้า นอกจากนี้ยังมีการ นำเสนอเกี่ยวกับแนวคิดของการขาดเสถียรภาพสำหรับ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวในระบบไฟฟ้าของรถยนต์ไฟฟ้า รวมถึงแนวทางการออกแบบตัวควบคุมสำหรับวงจรแปลงผันในระบบไฟฟ้าของรถยนต์ไฟฟ้าเมื่อมีโหลดกำลังไฟฟ้า คงตัว |

## 2.3 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน

เนื่องจากการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน มีความจำเป็นต้องอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่มีความถูกต้อง ซึ่งแบบจำลองโดยทั่วไปมักเป็นแบบจำลองที่ขึ้นอยู่กับเวลาอันเนื่องมาจากผลของการสวิตชิงของอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ในวงจรแปลงผันกำลังไฟฟ้าทำให้มีความยุ่งยากและซับซ้อนในการวิเคราะห์เสถียรภาพ ดังนั้น จึงจำเป็นต้องอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่ไม่เปลี่ยนแปลงตามเวลาเพื่อใช้ในการจำลองสถานการณ์และสามารถอาศัยทฤษฎีพื้นฐานในการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบได้ โดยงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันแสดงได้ดังตารางที่ 2.2

ตารางที่ 2.2 ผลงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน

| ปีที่ตีพิมพ์<br>(ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย  | สาระสำคัญของงานวิจัย  |
|------------------------|--|---|
| 1997                   | Mahdavi, J., Emaadi, A., Bellar, M.D., and Ehsani, M.        | นำเสนอแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับวงจรแปลงผันดีซีเป็นดีซี ด้วยวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไป (Generalized state-space averaging) และการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลอง โดยการจำลองสถานการณ์ด้วยคอมพิวเตอร์  |
| 1998                   | Soo-Bin Han, Nam-Sup Choi, Chun-Taik Rim, and Gyu-Hyeong Cho | นำเสนอแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับวงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบควบคุมด้วยพีดับเบิลยูเอ็ม ด้วยวิธีการแปลงดีคิว และการวิเคราะห์ลักษณะพลวัต โดยวิธีการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองอาศัยการจำลองสถานการณ์ด้วยคอมพิวเตอร์ นอกจากนี้ยังมีการนำเสนอผลการทดลองจริงอีกด้วย |

ตารางที่ 2.2 ผลงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการวิเคราะห์เสถียรภาพ  
ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน (ต่อ)

| ปีที่ตีพิมพ์<br>(ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย  | สาระสำคัญของงานวิจัย   |
|------------------------|--|--|
| 2004                   | Emadi, A.  | นำเสนอแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการวิเคราะห์เสถียรภาพสำหรับวงจรเรียงกระแสหนึ่งเฟสซึ่งมีโหลดตัวต้านทานขนานกับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว โดยแบบจำลองของวงจรได้อาศัยวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไป และวิเคราะห์เสถียรภาพ ด้วยวิธีค่าเจาะจง  |
| 2006                   | Liqiu Han, Jiabin Wang, and Howe, D.                         | นำเสนอเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากระแสตรง 270 โวลต์ สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินโดยอาศัยแบบจำลองปริภูมิสถานะที่ไม่เป็นเชิงเส้น(Non-linear state-space models) และการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีค่าเจาะจง รวมถึงการจำลองสถานการณ์ด้วยคอมพิวเตอร์                       |
| 2007                   | Liqiu Han, Jiabin Wang, and Howe, D.                         | นำเสนอแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของวงจรเรียงกระแสแบบ 6 และ 12 พัลส์ โดยวิธีค่าเฉลี่ยสำหรับการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองอาศัยการจำลองสถานการณ์ด้วยคอมพิวเตอร์   |
| 2008                   | Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., and Thomas, D.W.P. | นำเสนอแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของวงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบควบคุมด้วยพีดับเบิลยูเอ็ม โดยใช้วิธีการแปลงดีคิว และการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบด้วยวิธีค่าเจาะจง พร้อมทั้งแสดงผลการจำลองสถานการณ์ด้วยคอมพิวเตอร์   |
| 2008                   | Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., and Thomas, D.W.P. | นำเสนอแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับวงจรเรียงกระแสเต็มคลื่นสามเฟสแบบบริดจ์ ซึ่งมีโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวขนานกับตัวต้านทาน โดยวิธีการแปลงดีคิว และการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบด้วยวิธีค่าเจาะจง พร้อมทั้งศึกษาเกี่ยวกับอิทธิพลของพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบอีกด้วย |

ตารางที่ 2.2 ผลงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการวิเคราะห์เสถียรภาพ  
ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน (ต่อ)

| ปีที่ตีพิมพ์<br>(ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย  | สาระสำคัญของงานวิจัย   |
|------------------------|--|--|
| 2009                   | Areerak, K-N.,<br>Bozhko, S.V.,<br>de Lillo, L.,<br>Asher, G.M.,<br>Thomas, D.W.P.,<br>Watson, A., and<br>Wu, T. | นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินซึ่งมีแหล่งจ่ายเป็นแหล่งจ่ายเอชีสามเฟสโดยคำนึงถึงพลวัตที่เกิดขึ้นเมื่อโหลดมีการเปลี่ยนแปลงแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่อาศัยวิธีการแปลงดีคิวโดยระบบที่พิจารณาประกอบด้วยวงจรเรียงกระแสเต็มคลื่นสามเฟสแบบบริดจ์ วงจรกรอง รวมถึงความต้านทานภายในตัวเก็บประจุของวงจรกรอง และโหลดมอเตอร์แบบแม่เหล็กถาวรที่มีการควบคุมความเร็ว การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบอาศัยวิธีค่าเจาะจง การแสดงผลการจำลองสถานการณ์ด้วยคอมพิวเตอร์และผลที่ได้จากการทดลอง   |
| 2011                   | Areerak, K-N.,<br>Wu, T.<br>Bozhko, S.V.,<br>Asher, G.M.,<br>Thomas, D.W.P.                                      | นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน โดยคำนึงถึงพลวัตที่เกิดขึ้นเมื่อโหลดมีการเปลี่ยนแปลง แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่อาศัยวิธีการแปลงดีคิวโดยระบบที่พิจารณาประกอบด้วยแหล่งจ่ายเป็นเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า วงจรเรียงกระแสเต็มคลื่นสามเฟสแบบบริดจ์ วงจรกรอง รวมถึงความต้านทานภายในตัวเก็บประจุของวงจรกรอง และโหลดมอเตอร์แบบแม่เหล็กถาวรที่มีการควบคุมความเร็ว การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบอาศัยวิธีค่าเจาะจง การแสดงผลการจำลองสถานการณ์ด้วยคอมพิวเตอร์และผลที่ได้จากการทดลอง |

ตารางที่ 2.2 ผลงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการวิเคราะห์เสถียรภาพ  
ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน (ต่อ)

| ปีที่ตีพิมพ์<br>(ก.ศ.) | คณะผู้วิจัย  | สาระสำคัญของงานวิจัย  |
|------------------------|--|---|
| 2011                   | Chaijarunudomrung,<br>K., Areerak, K-N.,<br>Areerak, K-L.                          | นำเสนอการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์<br>และการวิเคราะห์เสถียรภาพโดยใช้วิธีคิคว ในระบบ<br>ไฟฟ้ากำลังเอซีเป็นคิควที่ควบคุมได้ซึ่งมีโหลดเป็นโหลด<br>กำลังไฟฟ้าคงตัว   |
| 2012                   | Areerak, K-N.,<br>Bozhko, S.V.,<br>Asher, G.M.,<br>de Lillo, L.,<br>Thomas, D.W.P. | นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพระบบไฟฟ้าบน<br>เครื่องบินแบบไฮบริดโดยคำนึงถึงพลวัตที่เกิดขึ้นเมื่อ<br>โหลดมีการเปลี่ยนแปลง แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่<br>อาศัยวิธีการแปลงคิควโดยระบบที่พิจารณาประกอบด้วย<br>วงจรเรียงกระแสเต็มคลื่นสามเฟสแบบบริดจ์ วงจรกรอง<br>รวมถึงความต้านทานภายในตัวเก็บประจุของวงจรกรอง<br>และ โหลดมอเตอร์แบบแม่เหล็กถาวรที่มีการควบคุม<br>ความเร็ว การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบอาศัยวิธีค่า<br>เจาะจง การเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่มีผลต่อ<br>เสถียรภาพของระบบ การแสดงผลการจำลอง<br>สถานการณ์ด้วยคอมพิวเตอร์และผลที่ได้จากการทดลอง |

จากงานวิจัยในอดีตที่ได้กล่าวไว้ในข้างต้น พบว่า งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับแบบจำลองทาง  
คณิตศาสตร์และการวิเคราะห์เสถียรภาพสำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน ยังไม่มีการนำเสนอ  
ระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง ในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จึงนำเสนอการเปรียบเทียบผล  
การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระหว่างระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของ  
เครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสกับระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง ซึ่งการวิเคราะห์  
เสถียรภาพนี้จะอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีการแปลงคิคว เนื่องจากมีความเหมาะสม  
สำหรับระบบไฟฟ้าสามเฟสสมดุล ซึ่งในอดีตได้มีการนำเสนองานวิจัยเกี่ยวกับการแปลงคิควอยู่  
พอสมควร สำหรับวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพ จะอาศัยวิธีการคำนวณค่าเจาะจง เนื่องจากเป็น  
ทฤษฎีพื้นฐานและมีขั้นตอนการคำนวณที่ไม่ซับซ้อนมากนัก และมีประสิทธิภาพ สำหรับงานวิจัย

วิทยานิพนธ์นี้จะมุ่งเน้นการเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีโครงสร้างการควบคุมที่แตกต่างกันเป็นสำคัญ

## 2.4 สรุป

ปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องที่ได้นำเสนอในบทที่ 2 นี้ เป็นผลงานวิจัยที่เกี่ยวข้องแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน ซึ่งผู้วิจัยได้ให้ความสำคัญกับการเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระหว่างระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโรนัส (โครงสร้างในอดีต) กับระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง (ระบบที่คิดค้นขึ้นสำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์) โดยผลงานวิจัยต่าง ๆ ในอดีตที่นำเสนอในบทนี้ถือเป็นพื้นฐานที่สำคัญอย่างยิ่งต่อผู้วิจัย สำหรับการทำวิจัยวิทยานิพนธ์ และการพัฒนาประสิทธิภาพของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินให้เพิ่มมากขึ้น



## บทที่ 3

### แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส

#### 3.1 บทนำ

การศึกษาและวิจัยเกี่ยวกับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินสิ่งที่ต้องคำนึงเป็นอันดับแรกคือ พฤติกรรมการทำงานและพลวัตของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสซึ่งมีความสำคัญอย่างมากต่อระบบ ในบทนี้จะนำเสนอเกี่ยวกับทฤษฎีพื้นฐานการแปลงแกนดิกิวด้วยวิธีการแปลงของปาร์ก (Park's Transform) วิธีการแปลงแกนดิกิวนี้มีข้อดีคือเป็นวิธีที่ลดความซับซ้อนของระบบไฟฟ้าสามเฟสสมมูลได้เป็นอย่างดี นอกจากนี้ยังนำเสนอการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสที่อยู่บนแกนดิกิว การสร้างชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ การสร้างชุดบล็อกการแปลงแกนสามเฟส ( $abc$ ) ไปเป็นแกน  $qd0$  การสร้างชุดบล็อกการแปลงจากแกน  $qd0$  ไปเป็นแกนสามเฟส ( $abc$ ) และผลการจำลองสถานการณ์เพื่อตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับชุดบล็อกเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส เนื้อหาในบทที่ 3 นี้เป็นองค์ความรู้ในการอธิบายความเป็นมาของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสซึ่งเป็นสิ่งที่สำคัญสำหรับการวิเคราะห์ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่จะนำเสนอในบทที่ 4 ต่อไป

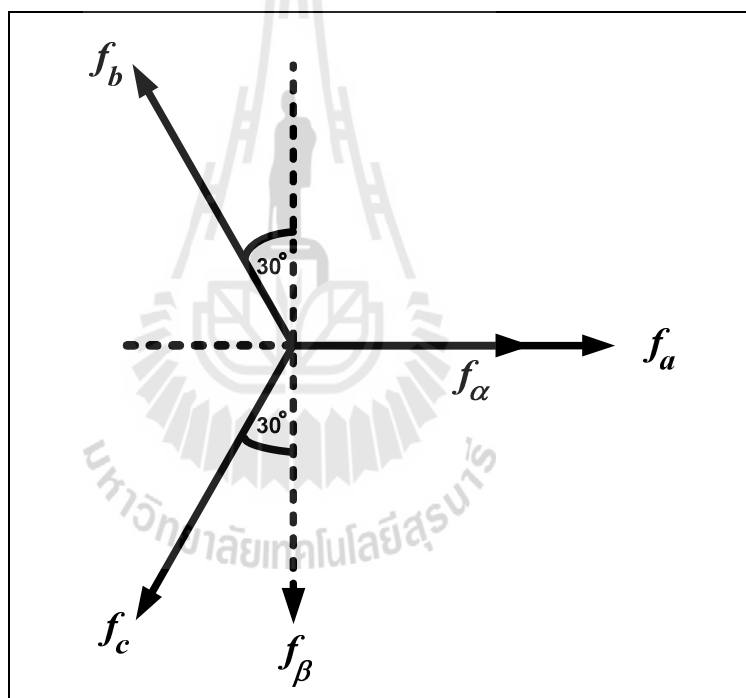
#### 3.2 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส

การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสจำเป็นต้องอาศัยทฤษฎีพื้นฐานการแปลงดิกิวด้วยวิธีการแปลงของปาร์ก (Park's Transform) ในหัวข้อนี้จะนำเสนอวิธีการแปลงของปาร์ก การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสบนแกนดิกิวโดยจะต้องพิจารณาสมการใน 2 ส่วนคือ สมการทางไฟฟ้าและสมการทางกล



### 3.2.1 วิธีการแปลงของคลาร์ก (Clarke's Transform)

วิธีการแปลงของคลาร์กเป็นวิธีการแปลงปริมาณทางไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $\alpha\beta 0$  โดยวิธีการแปลงของคลาร์กแสดงได้ด้วยแผนภาพเวกเตอร์ดังรูปที่ 3.1 ในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะพิจารณาการแปลงปริมาณทางไฟฟ้าสามเฟสที่มีส่วนประกอบลำดับเฟสบวก (positive sequence) ซึ่งมีมุมห่างกัน  $120^\circ$  หรือ  $2\pi/3$  เรเดียน และแกน  $\alpha\beta$  จะต้องทำมุมตั้งฉากกัน โดยกำหนดให้แกน  $\alpha$  วางตัวในแนวเดียวกับเฟส  $a$  สมการการแปลงปริมาณทางไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $\alpha\beta 0$  พิจารณาได้ดังสมการที่ (3-1) เมื่อ  $f_{abc}$  คือปริมาณทางไฟฟ้าสามเฟสใดๆ ซึ่งอาจแทนด้วย แรงดันไฟฟ้า กระแสไฟฟ้า เป็นต้น



รูปที่ 3.1 แผนภาพเวกเตอร์การแปลงแกนสามเฟส ( $abc$ ) เป็นแกน  $\alpha\beta 0$

$$\begin{bmatrix} f_{\alpha\beta 0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{\alpha\beta 0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_{abc} \end{bmatrix} \quad (3-1)$$

$$\text{เมื่อ } \left[ \mathbf{T}_{\alpha\beta 0} \right] = \frac{2}{3} \begin{bmatrix} 1 & -\frac{1}{2} & -\frac{1}{2} \\ 0 & \frac{\sqrt{3}}{2} & -\frac{\sqrt{3}}{2} \\ \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & \frac{1}{2} \end{bmatrix}$$

$$\left[ \mathbf{f}_{\alpha\beta 0} \right] = \begin{bmatrix} f_\alpha \\ f_\beta \\ f_0 \end{bmatrix}, \quad \left[ \mathbf{f}_{abc} \right] = \begin{bmatrix} f_a \\ f_b \\ f_c \end{bmatrix}$$

โดยกำหนดให้  $k = \frac{2}{3}$  ซึ่งเป็นสัมประสิทธิ์สำหรับการแปลงแบบค่ายอด (peak convention)

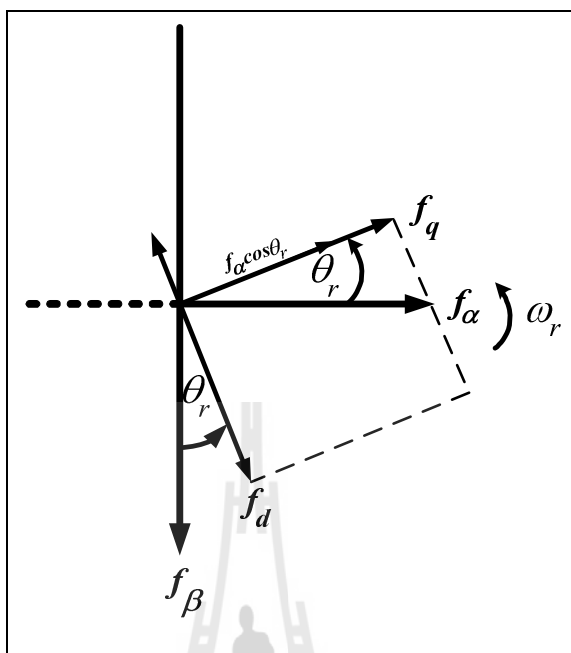
สำหรับสมการอินเวอร์สการแปลงของคลาร์กแสดงได้ดังสมการที่ (3-2)

$$\left[ \mathbf{f}_{abc} \right] = \left[ \mathbf{T}_{\alpha\beta 0} \right]^{-1} \left[ \mathbf{f}_{\alpha\beta 0} \right] \quad (3-2)$$

$$\text{เมื่อ } \left[ \mathbf{T}_{\alpha\beta 0} \right]^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 \\ -\frac{1}{2} & \frac{\sqrt{3}}{2} & 1 \\ \frac{1}{2} & -\frac{\sqrt{3}}{2} & 1 \\ -\frac{1}{2} & -\frac{1}{2} & 1 \end{bmatrix}$$

### 3.2.2 การแปลงปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน $\alpha\beta$ เป็น $qd$

การแปลงปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $\alpha\beta$  เป็น  $qd$  จะพิจารณาโดยใช้แผนภาพเวกเตอร์แสดงได้ดังรูปที่ 3.2 ความสัมพันธ์ของสมการระหว่างแกน  $\alpha\beta$  และแกน  $qd$  เป็นดังสมการที่ (3-3) เมื่อ  $\theta_r$  คือมุมการหมุนสำหรับการแปลงคิวิซึ่งมีค่าเท่ากับ  $\omega_r t$



รูปที่ 3.2 แผนภาพเวกเตอร์การแปลงแกน  $\alpha\beta$  เป็นแกน  $qd$

$$\begin{bmatrix} f_q \\ f_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta_r & -\sin \theta_r \\ \sin \theta_r & \cos \theta_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_\alpha \\ f_\beta \end{bmatrix} \quad (3-3)$$

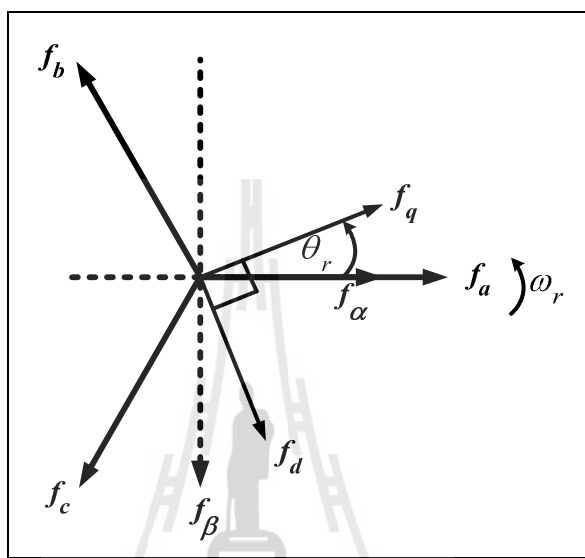
สำหรับสมการอินเวอร์สการแปลงแกน  $\alpha\beta$  เป็นแกน  $qd$  แสดงได้ดังสมการที่ (3-4)

$$\begin{bmatrix} f_\alpha \\ f_\beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta_r & \sin \theta_r \\ -\sin \theta_r & \cos \theta_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_q \\ f_d \end{bmatrix} \quad (3-4)$$

### 3.2.3 วิธีการแปลงของปาร์ก (Park's Transform)

วิธีการแปลงของปาร์กเป็นวิธีการแปลงปริมาณทางไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  โดยวิธีการแปลงของปาร์กแสดงได้ด้วยแผนภาพเวกเตอร์ดังรูปที่ 3.3 ซึ่งจากรูปอธิบายได้ว่า แกน  $d$  จะตั้งฉากกับแกน  $q$  เป็นมุม  $90^\circ$  หรือ  $\pi/2$  เรเดียน สมการการแปลงปริมาณทางไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  พิจารณาได้จากสมการที่ (3-5) และ (3-6) เมื่อ  $f_{abc}$  คือปริมาณทางไฟฟ้าสามเฟสใดๆ ซึ่งอาจแทนด้วย แรงดันไฟฟ้า กระแสไฟฟ้า เป็นต้น และ  $\theta_r$  คือมุมหมุนของการแปลงคิวนบนระนาบของโรเตอร์ (rotor reference

frame) ซึ่งมีค่าเท่ากับ  $\omega_r t$  การเลือกหมุนแกนคิกวไปที่พื้นผิวของโรเตอร์เนื่องมาจากการกำจัดตัวแปรของความเหนี่ยวนำที่ขึ้นอยู่กับเวลา (Krause, Wasynczuk, and Sudhoff, 2002) ซึ่งแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้นี้มีตัวแปรของความเหนี่ยวนำที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลา



รูปที่ 3.3 แผนภาพเวกเตอร์การแปลงแกนสามเฟส (abc) เป็นแกน  $qd0$

สมการการแปลงปริมาณทางไฟฟ้าสามเฟส (abc) เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  แสดงได้ดังสมการที่ (3-5)

$$\begin{bmatrix} f_{qd0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{qd0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_{abc} \end{bmatrix} \quad (3-5)$$

$$\text{เมื่อ} \quad \begin{bmatrix} T_{qd0} \end{bmatrix} = \frac{2}{3} \begin{bmatrix} \cos \theta_r & \cos \left( \theta_r - \frac{2\pi}{3} \right) & \cos \left( \theta_r + \frac{2\pi}{3} \right) \\ \sin \theta_r & \sin \left( \theta_r - \frac{2\pi}{3} \right) & \sin \left( \theta_r + \frac{2\pi}{3} \right) \\ \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & \frac{1}{2} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} f_{qd0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_q \\ f_d \\ f_0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} f_{abc} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_a \\ f_b \\ f_c \end{bmatrix}$$

โดยกำหนดให้  $k = \frac{2}{3}$  ซึ่งเป็นสัมประสิทธิ์สำหรับการแปลงแบบค่ายอด (peak convention)

สำหรับสมการอินเวอร์สการแปลงของพาร์กแสดงได้ดังสมการที่ (3-6)

$$\begin{bmatrix} f_{abc} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{qd0} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} f_{qd0} \end{bmatrix} \quad (3-6)$$

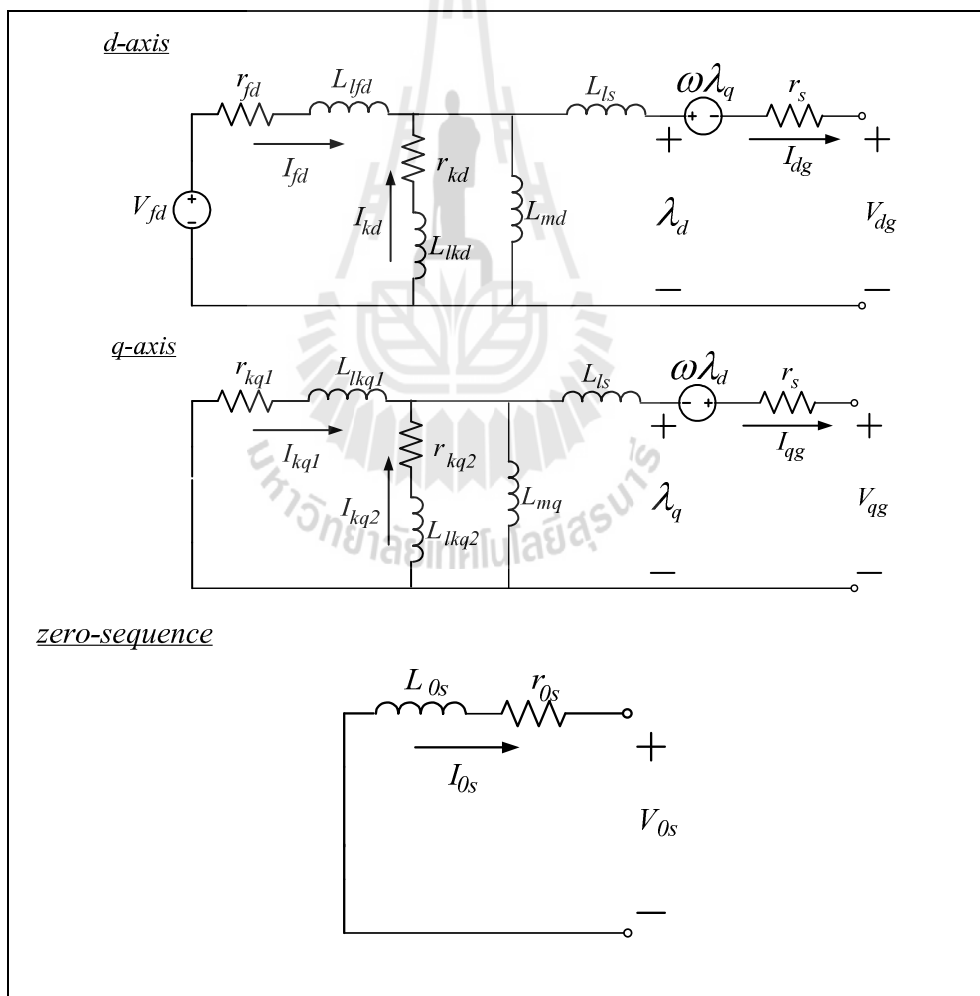
เมื่อ

$$\begin{bmatrix} T_{qd0} \end{bmatrix}^{-1} = \begin{bmatrix} \cos \theta_r & \sin \theta_r & 1 \\ \cos \left( \theta_r - \frac{2\pi}{3} \right) & \sin \left( \theta_r - \frac{2\pi}{3} \right) & 1 \\ \cos \left( \theta_r + \frac{2\pi}{3} \right) & \sin \left( \theta_r + \frac{2\pi}{3} \right) & 1 \end{bmatrix}$$

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

### 3.2.4 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสบนแกนดีคิว

การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสจำเป็นต้องอาศัยวงจรสมมูลบนแกนดีคิวซึ่งอยู่ภายใต้ทฤษฎีการแปลงดีคิวด้วยวิธีการแปลงของปาร์ค ในการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสนี้จะพิจารณาสมการใน 2 ส่วนคือ สมการทางไฟฟ้า และสมการทางกล สำหรับการวิเคราะห์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สามารถวิเคราะห์ได้ด้วยกฎแรงดันของเคอร์ชอฟฟ์ (KVL) และกฎกระแสของเคอร์ชอฟฟ์ (KCL) โดยพิจารณาวงจรสมมูลของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสบนแกนดีคิวแสดงได้ดังรูปที่ 3.4 (Krause, Wasynczuk, and Sudhoff, 2002)



รูปที่ 3.4 วงจรสมมูลของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสบนแกนดีคิว

จากรูปที่ 3.4 สามารถวิเคราะห์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนของสมการทางไฟฟ้า โดยใช้กฎแรงดันของเคอร์ชอฟฟ์ (KVL) และกฎกระแสของเคอร์ชอฟฟ์ (KCL) แสดงได้ดังสมการที่ (3-7) ถึง (3-13) ซึ่งจะเรียกสมการนี้ว่า สมการแรงดันไฟฟ้าของปาร์ก (Park's Voltage Equation)

พิจารณาสมการทางไฟฟ้า:

จากวงจรสมมูลรูปที่ 3.4 พิจารณาที่ loop  $I_{dg}$  โดย KVL จะได้

$$\dot{\lambda}_d = r_s I_d + \omega_r \lambda_q + V_d \quad (3-7)$$

จากวงจรสมมูลรูปที่ 3.4 พิจารณาที่ loop  $I_{fd}$  โดย KVL จะได้

$$\dot{\lambda}_{fd} = -r_{fd} I_{fd} + V_{fd} \quad (3-8)$$

จากวงจรสมมูลรูปที่ 3.4 พิจารณาที่ loop  $I_{kd}$  โดย KVL จะได้

$$\dot{\lambda}_{kd} = -r_{kd} I_{kd} \quad (3-9)$$

จากวงจรสมมูลรูปที่ 3.4 พิจารณาที่ loop  $I_{qg}$  โดย KVL จะได้

$$\dot{\lambda}_q = r_s I_q - \omega_r \lambda_d + V_q \quad (3-10)$$

จากวงจรสมมูลรูปที่ 3.4 พิจารณาที่ loop  $I_{kq1}$  โดย KVL จะได้

$$\dot{\lambda}_{kq1} = -r_{kq1} I_{kq1} \quad (3-11)$$

จากวงจรสมมูลรูปที่ 3.4 พิจารณาที่ loop  $I_{kq2}$  โดย KVL จะได้

$$\dot{\lambda}_{kq2} = -r_{kq2} I_{kq2} \quad (3-12)$$

จากวงจรสมมูลรูปที่ 3.4 พิจารณาที่ loop  $I_{0s}$  โดย KVL จะได้

$$\dot{\lambda}_{0s} = r_{0s} I_{0s} + V_{0s} \quad (3-13)$$

จากวงจรสมมูลในรูปที่ 3.4 สามารถใช้กฎกระแสของเคอร์ชอฟฟ์ (KCL) โดยพิจารณาที่ โหนดต่างๆ จะได้สมการของฟลักซ์เชื่อมโยงแสดงได้ดังสมการที่ (3-14) เมื่อทำการย้ายข้างสมการให้อยู่ในรูปของกระแสไฟฟ้าจะได้ดังสมการที่ (3-15)

สมการของฟลักซ์เชื่อมโยง

$$\begin{cases} \lambda_d = -L_{ls}I_d + L_{md}(-I_d + I_{fd} + I_{kd}) = -L_{ls}I_d + \lambda_{md} \\ \lambda_{fd} = L_{lfd}I_{fd} + L_{md}(-I_d + I_{fd} + I_{kd}) = L_{lfd}I_{fd} + \lambda_{md} \\ \lambda_{kd} = L_{lkd}I_{kd} + L_{md}(-I_d + I_{fd} + I_{kd}) = L_{lkd}I_{kd} + \lambda_{md} \\ \lambda_q = -L_{ls}I_q + L_{mq}(-I_q + I_{kq1} + I_{kq2}) = -L_{ls}I_q + \lambda_{mq} \\ \lambda_{kq1} = L_{lkq1}I_{kq1} + L_{mq}(-I_q + I_{kq1} + I_{kq2}) = L_{lkq1}I_{kq1} + \lambda_{mq} \\ \lambda_{kq2} = L_{lkq2}I_{kq2} + L_{mq}(-I_q + I_{kq1} + I_{kq2}) = L_{lkq2}I_{kq2} + \lambda_{mq} \\ \lambda_{0s} = -L_{ls}I_{0s} \end{cases} \quad (3-14)$$

$$\begin{aligned} \text{โดยที่ } \lambda_{md} &= L_{md}(-I_d + I_{fd} + I_{kd}) \\ \lambda_{mq} &= L_{mq}(-I_q + I_{kq1} + I_{kq2}) \end{aligned}$$

สมการฟลักซ์เชื่อมโยงในรูปของกระแสไฟฟ้า

$$\begin{cases} I_d = -\frac{1}{L_{ls}}(\lambda_d - \lambda_{md}) \\ I_{fd} = \frac{1}{L_{lfd}}(\lambda_{fd} - \lambda_{md}) \\ I_{kd} = \frac{1}{L_{lkd}}(\lambda_{kd} - \lambda_{md}) \\ I_q = -\frac{1}{L_{ls}}(\lambda_q - \lambda_{mq}) \\ I_{kq1} = \frac{1}{L_{lkq1}}(\lambda_{kq1} - \lambda_{mq}) \\ I_{kq2} = \frac{1}{L_{lkq2}}(\lambda_{kq2} - \lambda_{mq}) \\ I_{0s} = -\frac{1}{L_{ls}}\lambda_{0s} \end{cases} \quad (3-15)$$



แทนค่าสมการที่ (3-15) ลงในสมการที่ (3-7) ถึง (3-13) จะได้สมการที่ (3-16)

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\lambda}_d = \frac{r_s}{L_{ls}} (\lambda_{md} - \lambda_d) + \omega_r \lambda_q + V_d \\ \dot{\lambda}_{fd} = \frac{r_{fd}}{L_{lfd}} (\lambda_{md} - \lambda_{fd}) + V_{fd} \\ \dot{\lambda}_{kd} = \frac{r_{kd}}{L_{lkd}} (\lambda_{md} - \lambda_{kd}) \\ \dot{\lambda}_q = \frac{r_s}{L_{ls}} (\lambda_{mq} - \lambda_q) - \omega_r \lambda_d + V_q \\ \dot{\lambda}_{kq1} = \frac{r_{kq1}}{L_{lkq1}} (\lambda_{mq} - \lambda_{kq1}) \\ \dot{\lambda}_{kq2} = \frac{r_{kq2}}{L_{lkq2}} (\lambda_{mq} - \lambda_{kq2}) \\ \dot{\lambda}_{0s} = -\frac{r_{0s}}{L_{ls}} \lambda_{0s} + V_{0s} \end{array} \right. \quad (3-16)$$

สำหรับการสร้างชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสบนแกนดีควจำเป็นต้องอาศัยสมการพลักซ์เชื่อมโยงร่วม สมการกำลังไฟฟ้าจริง และสมการกำลังไฟฟ้ารีแอกทีฟแสดงได้ดังสมการที่ (3-17) ถึง (3-19) ตามลำดับ

สมการพลักซ์เชื่อมโยงร่วมในรูปของพลักซ์เชื่อมโยงทั้งหมด

$$\left\{ \begin{array}{l} \lambda_{md} = \left( \frac{1}{L_{md}} + \frac{1}{L_{ls}} + \frac{1}{L_{lfd}} + \frac{1}{L_{lkd}} \right)^{-1} \left( \frac{1}{L_{ls}} \lambda_d + \frac{1}{L_{lfd}} \lambda_{fd} + \frac{1}{L_{lkd}} \lambda_{kd} \right) \\ \lambda_{mq} = \left( \frac{1}{L_{mq}} + \frac{1}{L_{ls}} + \frac{1}{L_{lkq1}} + \frac{1}{L_{lkq2}} \right)^{-1} \left( \frac{1}{L_{ls}} \lambda_q + \frac{1}{L_{lkq1}} \lambda_{kq1} + \frac{1}{L_{lkq2}} \lambda_{kq2} \right) \end{array} \right. \quad (3-17)$$

สมการกำลังงานไฟฟ้าจริงและกำลังไฟฟ้ารีแอกทีฟที่เครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสจ่ายออก

$$P_g = V_q I_q + V_d I_d \quad (3-18)$$

$$Q_g = V_q I_d - V_d I_q \quad (3-19)$$

พิจารณาสมการทางกล:

เครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสจะพิจารณาสมการการหมุนที่โรเตอร์โดยพิจารณาสมการของแรงบิดได้ดังสมการที่ (3-20) ถึง (3-22) โดยสมการของแรงบิดจะแบ่งการทำงานออกเป็น 2 โหมด คือ โหมดที่ทำงานเป็นมอเตอร์ ค่าของ  $T_{em}$  จะเป็นบวกและค่าของ  $T_{mech}$  จะเป็นลบสำหรับโหมดที่ทำงานเป็นเครื่องกำเนิดไฟฟ้า ค่าของ  $T_{em}$  จะเป็นลบและค่าของ  $T_{mech}$  จะเป็นบวก

$$\sum T = J\alpha = J \frac{d\omega_{rm}(t)}{dt} \quad (3-20)$$

$$T_{em} + T_{mech} - B\omega_{rm} = J \frac{d\omega_{rm}(t)}{dt} \quad (3-21)$$

$$T_{em} = \frac{3P}{2} (\lambda_d I_q - \lambda_q I_d) \quad (3-22)$$

โดยที่

$T_{mech}$  คือแรงบิดทางกลซึ่งเป็นอินพุตของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส

มีหน่วยเป็น N.m

$T_{em}$  คือแรงบิดทางไฟฟ้ามีหน่วยเป็น N.m

$P$  คือจำนวนขั้วแม่เหล็กของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส

$J$  คือค่าสัมประสิทธิ์ของความเฉื่อยมีหน่วยเป็น  $\text{kg.m}^2$

$B$  คือค่าสัมประสิทธิ์ของแรงต้านมีหน่วยเป็น  $\text{kg.m}^2$  โดยกำหนดให้ค่า  $B = 0$

สมการแรงบิดในโหมตการทำงานเป็นเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแสดงได้ดังสมการที่ (3-23)

$$\left\{ \begin{array}{l} \Sigma T = J\alpha = J \frac{d\omega_{rm}(t)}{dt} \\ T_m - T_{em} = J \frac{d\omega_{rm}(t)}{dt} \\ T_m - T_{em} = \frac{2J}{P} \frac{d\omega_r(t)}{dt} \\ \frac{d\omega_r(t)}{dt} = \frac{P}{2J} (T_m - T_{em}) \\ \frac{d(\omega_r(t) - \omega_e)}{dt} = \frac{P}{2J} (T_m - T_{em}) \\ d(\omega_r(t) - \omega_e) = \frac{P}{2J} (T_m - T_{em}) dt \\ \int_0^t d(\omega_r(t) - \omega_e) = \int_0^t \frac{P}{2J} (T_m - T_{em}) dt \\ \omega_r(t) - \omega_e = \int_0^t \frac{P}{2J} (T_m - T_{em}) dt \end{array} \right. \quad (3-23)$$

สมการมุมของโรเตอร์ (rotor angle) เป็นดังสมการที่ (3-24)

$$\dot{\omega}_r(t) - \dot{\omega}_e = \dot{\theta}_r(t) - \dot{\theta}_e = \delta(t) \quad (3-24)$$

จากวงจรสมมูลของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสในรูปที่ 3.4 อาจจะไม่สามารถพิจารณาวจรสมมูลของแกนลำดับศูนย์ (zero-sequence) เนื่องจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้เป็นการแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟสเป็นปริมาณไฟฟ้าบนแกนดีควิซซึ่งปริมาณไฟฟ้าสามเฟสจะพิจารณาในส่วนของส่วนประกอบไฟฟ้ากระแสสลับ (AC component) ดังนั้นวงจรสมมูลของแกนลำดับศูนย์ (zero-sequence) ค่าของแรงดันไฟฟ้าลำดับศูนย์ ( $V_{0s}$ ) และกระแสไฟฟ้าลำดับศูนย์ ( $I_{0s}$ ) จะมีค่าเท่ากับ 0 หรือพิจารณาเป็นเพียงส่วนประกอบไฟฟ้ากระแสตรง (DC component) แต่ในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้พิจารณาวจรสมมูลของแกนลำดับศูนย์ด้วยโดยมีวัตถุประสงค์เพื่อนำไปสร้างชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสที่จะกล่าวในหัวข้อต่อไปซึ่งจะทำให้ชุดบล็อกที่สร้างขึ้นนี้มีความถูกต้องและสมบูรณ์มากยิ่งขึ้น

### 3.3 การสร้างชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส

การสร้างชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสจำเป็นต้องอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์โดยพิจารณาสมการทางไฟฟ้าและสมการทางกลที่ได้นำเสนอมาในข้างต้น สำหรับชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสที่สร้างขึ้นนี้จะนำเสนอส่วนสำคัญอยู่ 3 ส่วนคือ การสร้างชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสบนแกนดีคิว การสร้างชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  และการสร้างชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  เป็นปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ )

#### 3.3.1 การสร้างชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส

##### บนแกนดีคิว

เมื่อได้สมการทางไฟฟ้าในสมการที่ (3-7) ถึง (3-19) และสมการทางกลในสมการที่ (3-20) ถึง (3-24) นำทั้งสองสมการนี้มาสร้างชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสบนแกนดีคิวโดยใช้ชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังร่วมกับ SIMULINK ของโปรแกรม MATLAB แสดงได้ดังรูปที่ 3.5 ซึ่งเป็นชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสบนแกนดีคิวมีตัวแปรทางด้านอินพุตและตัวแปรทางด้านเอาพุตคือ

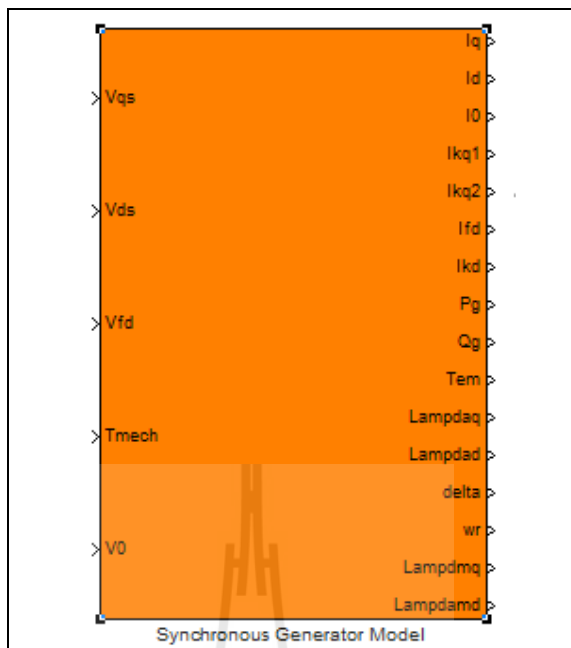
ตัวแปรทางด้านอินพุต:  $V_{qs}, V_{qs}, V_0, V_{fd}, T_{mech}$

ตัวแปรทางด้านเอาพุต:  $I_q, I_d, I_0, I_{kq1}, I_{kq2}, I_{fd}, I_{kd}, P_g, Q_g, T_{em}, \lambda_q, \lambda_d, \delta, \omega_r, \lambda_{mq}$

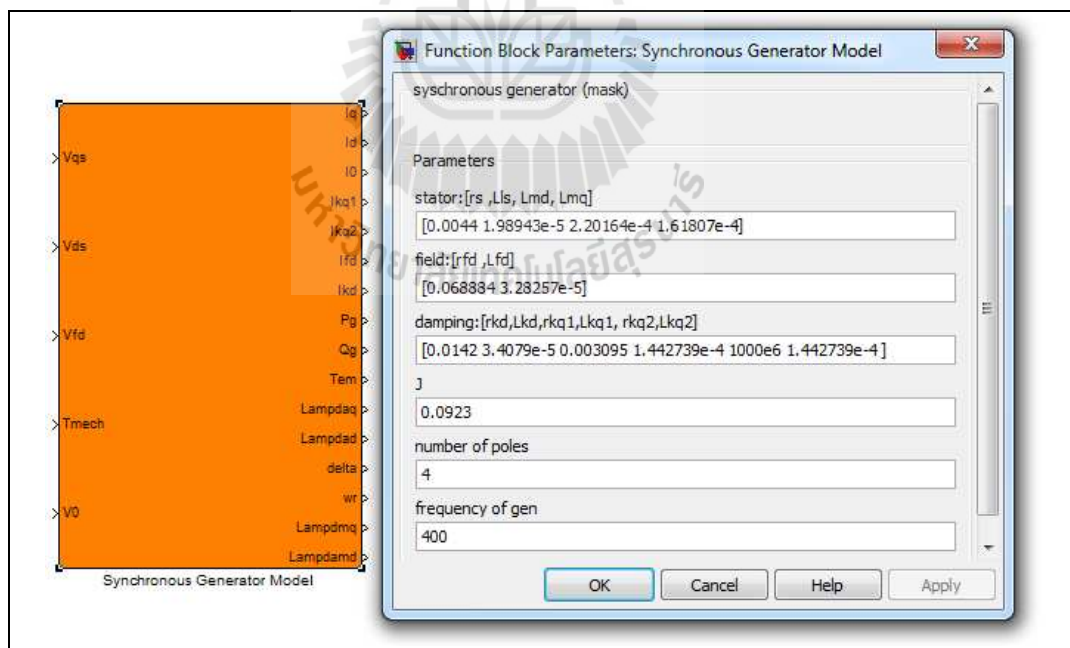
และ  $\lambda_{md}$

เนื่องจากการใช้ชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสจำเป็นกรอกค่าพารามิเตอร์ของระบบซึ่งการกรอกค่าพารามิเตอร์นี้จะทำได้โดยการดับเบิลคลิกเข้าไปยังชุดบล็อกที่แสดงในรูปที่ 3.5 เมื่อดับเบิลคลิกเข้าไปในชุดบล็อกแล้วจะปรากฏหน้าต่างกรอกค่าพารามิเตอร์แสดงได้ดังรูปที่

3.6



รูปที่ 3.5 ชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสบนแกนดึกิว



รูปที่ 3.6 การกรอกค่าพารามิเตอร์ของชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสบนแกนดึกิว

จากรูปที่ 3.6 เป็นช่องกรอกค่าพารามิเตอร์สำหรับชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสบนแกนดีควิซซึ่งการกรอกค่าพารามิเตอร์จะแบ่งเป็น 6 ช่องคือ

ช่องที่ 1 เป็นช่องกรอกค่าพารามิเตอร์สำหรับขดลวดสเตเตอร์คือ  $r_s, L_{ls}, L_{md}, L_{mq}$

ช่องที่ 2 เป็นช่องกรอกค่าพารามิเตอร์สำหรับขดลวดสนามคือ  $r_{fd}, L_{fd}$

ช่องที่ 3 เป็นช่องกรอกค่าพารามิเตอร์สำหรับขดลวดช่วยคือ  $r_{kd}, L_{lkd}, r_{kq1}, L_{lkq1}, r_{kq2}, L_{lkq2}$

ช่องที่ 4 เป็นช่องกรอกค่าพารามิเตอร์สำหรับค่าสัมประสิทธิ์ความเฉื่อยคือ  $J$

ช่องที่ 5 เป็นช่องกรอกค่าพารามิเตอร์สำหรับจำนวนขั้วแม่เหล็กของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสคือ  $P$

ช่องที่ 6 เป็นช่องกรอกค่าพารามิเตอร์สำหรับความถี่ของแหล่งจ่ายคือ  $f$

การสร้างชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสบนแกนดีควิซเพียงอย่างเดียวไม่เพียงพอต้องอาศัยชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  และชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  เป็นปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) ซึ่งทำให้ชุดบล็อกของชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสตรงกับทฤษฎีและความเป็นจริงมากยิ่งขึ้น

### 3.3.2 การสร้างชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน $qd0$

สำหรับการสร้างชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  ต้องอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยการแปลงดีควิซโดยใช้วิธีการแปลงของปาร์กแสดงได้ดังสมการที่ (3-25) ถึง (3-26)

สมการการแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $qd0$

$$\begin{bmatrix} f_q \\ f_d \\ f_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{qd0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_a \\ f_b \\ f_c \end{bmatrix} = \frac{2}{3} \begin{bmatrix} \cos \theta_r & \cos \left( \theta_r - \frac{2\pi}{3} \right) & \cos \left( \theta_r + \frac{2\pi}{3} \right) \\ \sin \theta_r & \sin \left( \theta_r - \frac{2\pi}{3} \right) & \sin \left( \theta_r + \frac{2\pi}{3} \right) \\ \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & \frac{1}{2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_a \\ f_b \\ f_c \end{bmatrix} \quad (3-25)$$

ทำการคูณเมตริกซ์จะได้ว่า

$$\begin{cases} f_q = \frac{2}{3} \left( f_a \cos \theta_r + f_b \cos \left( \theta_r - \frac{2\pi}{3} \right) + f_c \cos \left( \theta_r + \frac{2\pi}{3} \right) \right) \\ f_q = \frac{2}{3} \left( f_a \cos \theta_r - \frac{1}{2} f_b \cos \theta_r + \frac{\sqrt{3}}{2} f_b \sin \theta_r - \frac{1}{2} f_c \cos \theta_r - \frac{\sqrt{3}}{2} f_c \sin \theta_r \right) \\ f_d = \frac{2}{3} \left( f_a \sin \theta_r + f_b \sin \left( \theta_r - \frac{2\pi}{3} \right) + f_c \sin \left( \theta_r + \frac{2\pi}{3} \right) \right) \\ f_d = \frac{2}{3} \left( f_a \sin \theta_r - \frac{1}{2} f_b \sin \theta_r - \frac{\sqrt{3}}{2} f_b \cos \theta_r - \frac{1}{2} f_c \sin \theta_r + \frac{\sqrt{3}}{2} f_c \cos \theta_r \right) \\ f_0 = \frac{2}{3} \left( \frac{1}{2} f_a + \frac{1}{2} f_b + \frac{1}{2} f_c \right) = \frac{1}{3} (f_a + f_b + f_c) \end{cases} \quad (3-26)$$

จากสมการที่ (3-26) นำมาสร้างชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  แสดงได้ในรูปที่ 3.7



รูปที่ 3.7 ชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $qd0$

จากรูปที่ 3.7 เป็นชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  โดยที่ชุดบล็อกนี้มีอินพุตคือ  $V_a, V_b, V_c$  และ  $\omega_r$  มีเอาต์พุตคือ  $V_q, V_d, V_0$

### 3.3.3 การสร้างชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าบนแกน $qd0$ เป็นปริมาณไฟฟ้าสามเฟส $(abc)$

สำหรับการสร้างชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  เป็นปริมาณไฟฟ้าสามเฟส  $(abc)$  ต้องอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยการแปลงคิควเช่นเดียวกับชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟส  $(abc)$  เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  แต่จะใช้วิธีอินเวอร์สการแปลงของปาร์กแสดงได้ดังสมการที่ (3-27) ถึง (3-28)

สมการการแปลงปริมาณไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  เป็นปริมาณไฟฟ้าสามเฟส  $(abc)$

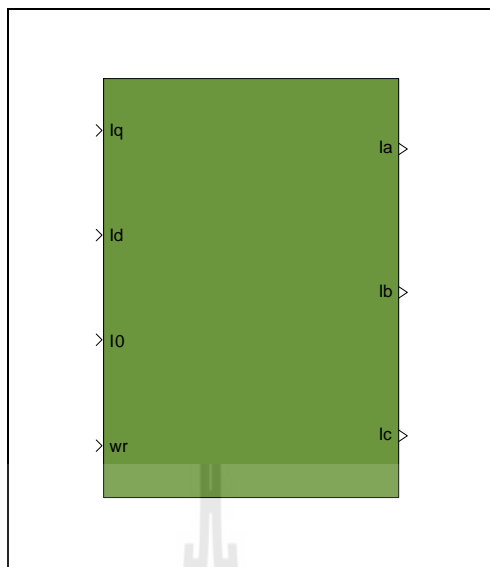
$$\begin{bmatrix} f_a \\ f_b \\ f_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{T}_{qd0} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} f_q \\ f_d \\ f_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta_r & \sin \theta_r & 1 \\ \cos \left( \theta_r - \frac{2\pi}{3} \right) & \sin \left( \theta_r - \frac{2\pi}{3} \right) & 1 \\ \cos \left( \theta_r + \frac{2\pi}{3} \right) & \sin \left( \theta_r + \frac{2\pi}{3} \right) & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_q \\ f_d \\ f_0 \end{bmatrix} \quad (3-27)$$

ทำการคูณเมตริกซ์จะได้ว่า

$$\begin{cases} f_a = f_q \cos \theta_r + f_d \sin \theta_r + f_0 \\ f_b = f_q \cos \left( \theta_r - \frac{2\pi}{3} \right) + f_d \sin \left( \theta_r - \frac{2\pi}{3} \right) + f_0 \\ f_b = -\frac{1}{2} f_q \cos \theta_r + \frac{\sqrt{3}}{2} f_q \sin \theta_r - \frac{1}{2} f_d \sin \theta_r - \frac{\sqrt{3}}{2} f_d \cos \theta_r + f_0 \\ f_c = f_q \cos \left( \theta_r + \frac{2\pi}{3} \right) + f_d \sin \left( \theta_r + \frac{2\pi}{3} \right) + f_0 \\ f_c = -\frac{1}{2} f_q \cos \theta_r - \frac{\sqrt{3}}{2} f_q \sin \theta_r - \frac{1}{2} f_d \sin \theta_r + \frac{\sqrt{3}}{2} f_d \cos \theta_r + f_0 \end{cases} \quad (3-28)$$

จากสมการที่ (3-28) นำมาสร้างชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  เป็นปริมาณไฟฟ้าสามเฟส  $(abc)$  แสดงได้ในรูปที่ 3.8





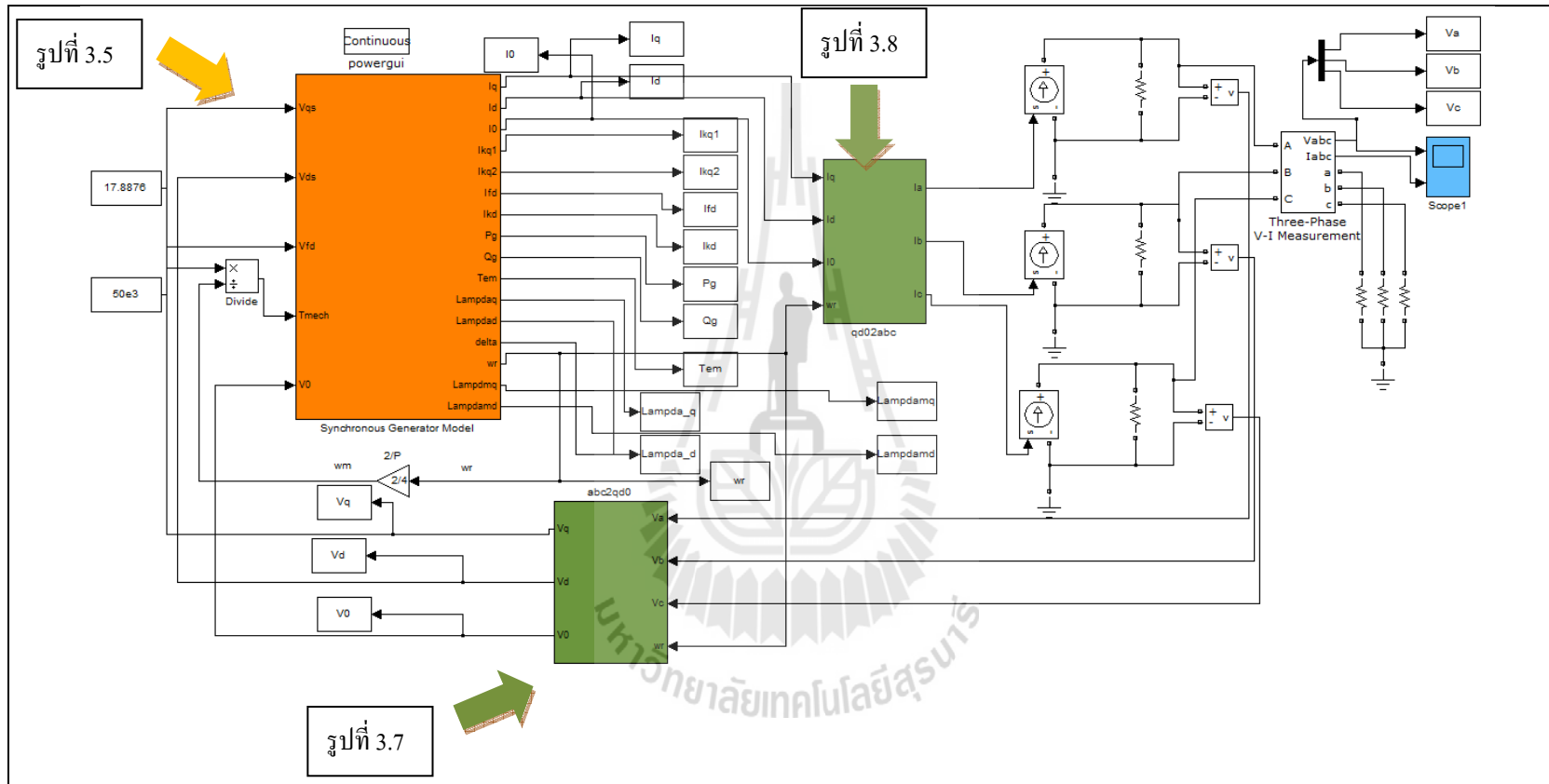
รูปที่ 3.8 ชุดบล็อกการแปลงปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  เป็นปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ )

จากรูปที่ 3.8 เป็นชุดบล็อกแปลงปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  เป็นปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) โดยที่ชุดบล็อกนี้มีอินพุตคือ  $I_q, I_d, I_0$  และ  $\omega_r$  มีเอาต์พุตคือ  $I_a, I_b, I_c$

เมื่อได้ชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสบนแกนดีคิว ชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  และชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  เป็นปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) ลำดับต่อไปจะนำเสนอเกี่ยวกับการจำลองสถานการณ์เปรียบเทียบกันระหว่างชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสที่สร้างขึ้นจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์กับชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสที่มีอยู่ในชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังสำหรับ SIMULINK ของโปรแกรม MATLAB

### 3.4 การจำลองสถานการณ์

การตรวจสอบความถูกต้องของชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส ต้องอาศัยการจำลองสถานการณ์ในคอมพิวเตอร์ซึ่งเปรียบเทียบกันระหว่างชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสที่สร้างขึ้นจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์กับชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสที่มีอยู่ในชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังสำหรับ SIMULINK ของโปรแกรม MATLAB สำหรับการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองนี้จะพิจารณาระบบดังรูปที่ 3.9 ซึ่งระบบประกอบไปด้วยชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสบนแกนดีควิ ชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  ชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  เป็นปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) และมีโหลดเป็นตัวต้านทานจากรูปที่ 3.9 เอาท์พุทที่ออกมาจากชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  เป็นปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) อยู่ในรูปของสัญญาณกระแสไฟฟ้าจึงต้องมีวงจรไฟฟ้าที่ทำหน้าที่แปลงเอาท์พุทในรูปของสัญญาณกระแสไฟฟ้าไปเป็นค่ากระแสไฟฟ้าที่แท้จริง จะสังเกตเห็นว่าที่ชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสบนแกนดีควิ นี้มีอินพุทของแรงดันไฟฟ้าที่อยู่บนแกนดีควิ ดังนั้นจึงต้องมีชุดบล็อกการแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟส ( $abc$ ) เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  ซึ่งทำหน้าที่ป้อนแรงดันไฟฟ้ากลับมายังชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสบนแกนดีควิ ซึ่งค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ เป็นดังตารางที่ 3.1 (Areerak, Wu, Bozhko, Asher, and Thomas, 2011) ในหัวข้อนี้ยังนำเสนอผลของการจำลองสถานการณ์กรณีเปลี่ยนจุดการทำงานที่ค่าของแรงดันที่วงจรสวม ( $V_{fd}$ ) และกำลังงานทางกล ( $P_m$ ) ซึ่งได้แสดงไว้ในส่วนของภาคผนวก



รูปที่ 3.9 ระบบไฟฟ้าที่พิจารณา

ตารางที่ 3.1 แสดงค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าในรูปที่ 3.9

| พารามิเตอร์      | ค่า                         | คำอธิบาย   |
|------------------|-----------------------------|--|
| $V_{fd}$         | 17.8876V                    | แรงดันที่วงจรถนอม                                  |
| $P_m$            | 50kW                        | กำลังงานทางกล                                      |
| $r_s$            | 0.0044Ω                     | ความต้านทานของขดลวดสเตเตอร์                        |
| $r_{fd}$         | 0.068884Ω                   | ความต้านทานของขดลวดสนาม                            |
| $r_{kd}$         | 0.0142Ω                     | ความต้านทานบนแกนค้ำของขดลวดสนาม                    |
| $r_{kq1}$        | 0.003095H                   | ความต้านทานบนแกนค้ำ 1 ของขดลวดสเตเตอร์             |
| $r_{kq2}$        | 1000x10 <sup>6</sup> H      | ความต้านทานบนแกนค้ำ 2 ของขดลวดสเตเตอร์             |
| $L_{ls}$         | 1.98943 x10 <sup>-5</sup> H | ความเหนี่ยวนำรั่วไหลของขดลวดสเตเตอร์               |
| $L_{lfd}$        | 3.28257x10 <sup>-5</sup> H  | ความเหนี่ยวนำรั่วไหลของขดลวดสนาม                   |
| $L_{lkd}$        | 3.4079x10 <sup>-5</sup> H   | ความเหนี่ยวนำรั่วไหลบนแกนค้ำของขดลวดสนาม           |
| $L_{lkq1}$       | 1.442739x10 <sup>-4</sup> H | ความเหนี่ยวนำรั่วไหลบนแกนค้ำ 1 ของขดลวดสเตเตอร์    |
| $L_{lkq2}$       | 1.442739x10 <sup>-4</sup> H | ความเหนี่ยวนำรั่วไหลบนแกนค้ำ 2 ของขดลวดสเตเตอร์    |
| $L_{md}$         | 2.20164x10 <sup>-4</sup> H  | ความเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนค้ำของขดลวดสเตเตอร์ |
| $L_{mq}$         | 1.61807 x10 <sup>-4</sup> H | ความเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนค้ำของขดลวดสเตเตอร์ |
| $J$              | 0.0923 kg.m <sup>2</sup>    | โมเมนต์ความเฉื่อย                                  |
| $P$              | 4 poles                     | จำนวนขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส         |
| $\omega$         | 2πx400                      | ความถี่ของแหล่งจ่าย                                |
| $R_{load,phase}$ | 10 Ω                        | โหลดความต้านทาน                                    |

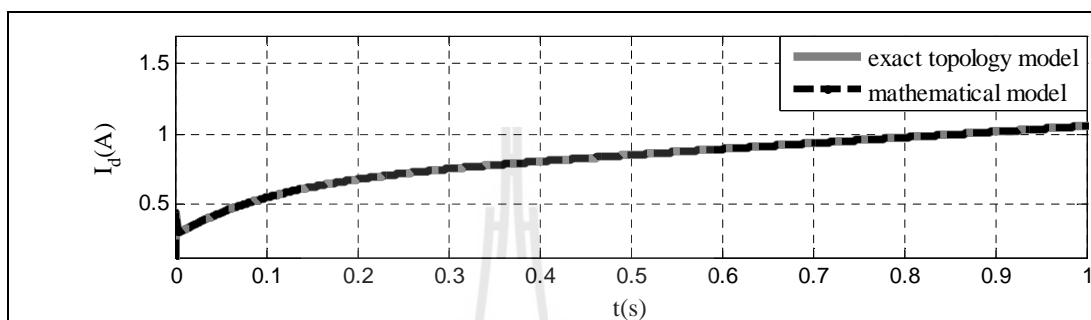
จากตารางที่ 3.1 แสดงค่าพารามิเตอร์ของระบบในรูปที่ 3.9 ซึ่งค่าพารามิเตอร์นี้อยู่ในชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสบนแกนค้ำค้ำ โดยมีเอาต์พุตที่ต้องการสำหรับการจำลองสถานการณ์คือ

$$\text{ตัวแปรสถานะ} : x = \left[ I_d \ I_{fd} \ I_{kd} \ I_q \ I_{kq1} \ I_{kq2} \ V_d \ V_q \ T_{em} \ \delta \ \omega_r \ \lambda_{md} \ \lambda_{mq} \ P_g \ Q_g \right]^T$$

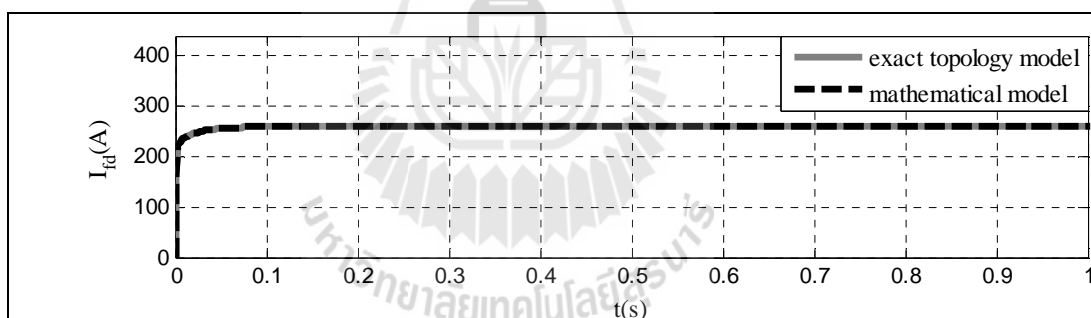
$$\text{อินพุต : } u = \begin{bmatrix} P_m & V_{fd} \end{bmatrix}^T$$

$$\text{เอาต์พุต : } y = \begin{bmatrix} V_a & V_b & V_c & I_a & I_b & I_c \end{bmatrix}^T$$

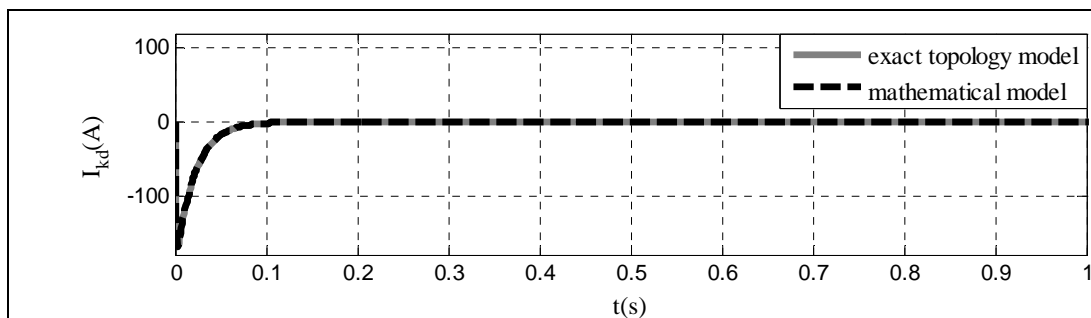
ผลการจำลองสถานการณ์ของตัวแปรสถานะ



รูปที่ 3.10 ผลการตอบสนองของ  $I_d$

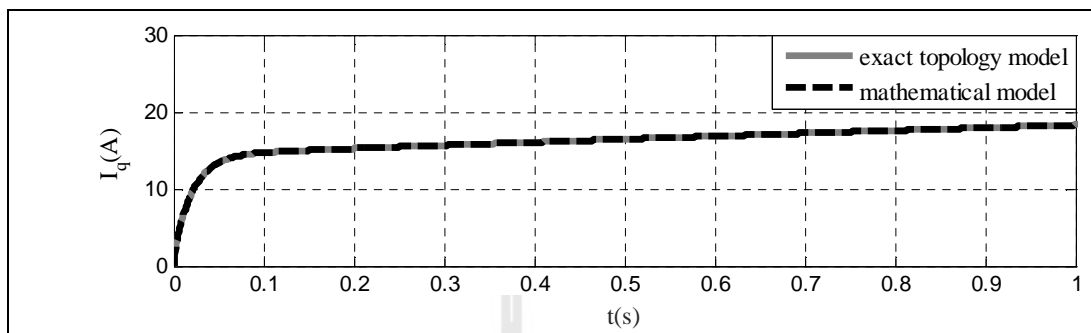


รูปที่ 3.11 ผลการตอบสนองของ  $I_{fd}$

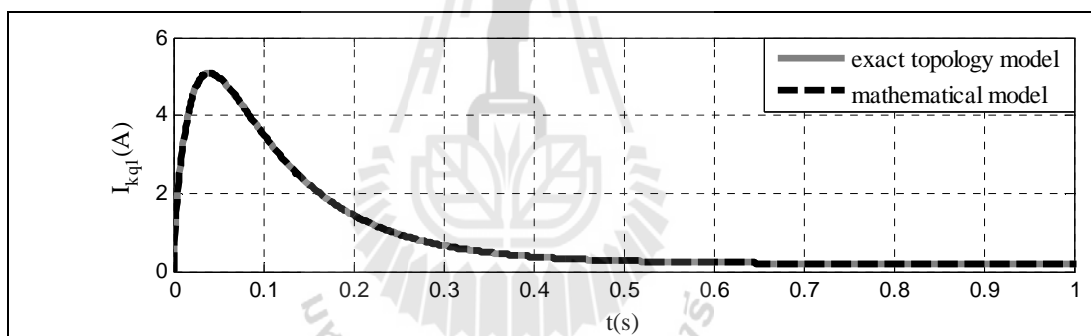


รูปที่ 3.12 ผลการตอบสนองของ  $I_{kd}$

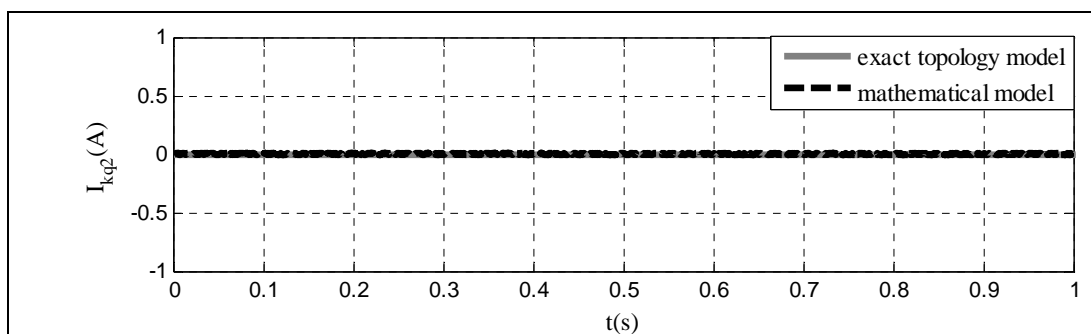
ผลการจำลองสถานการณ์ของตัวแปรสถานะ(ต่อ)



รูปที่ 3.13 ผลการตอบสนองของ  $I_q$

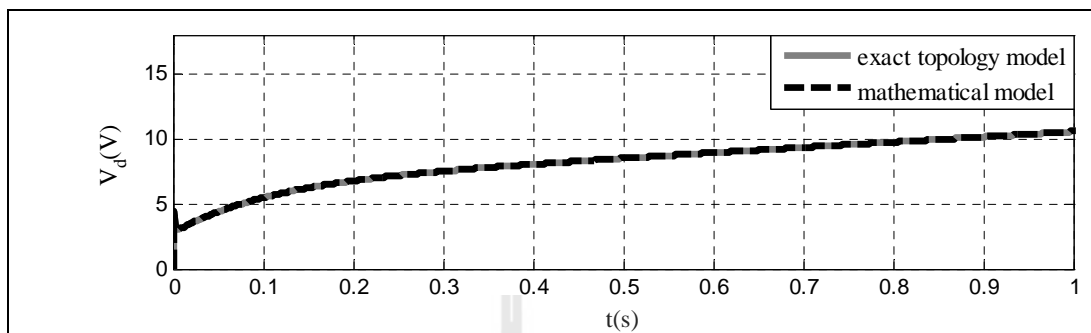


รูปที่ 3.14 ผลการตอบสนองของ  $I_{kq1}$

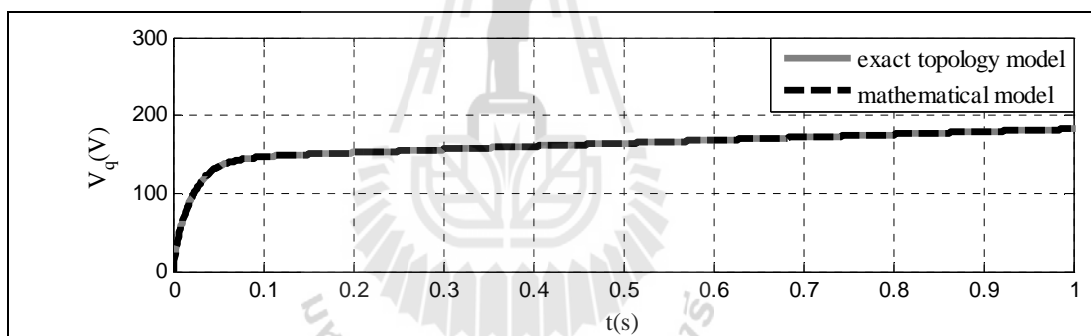


รูปที่ 3.15 ผลการตอบสนองของ  $I_{kq2}$

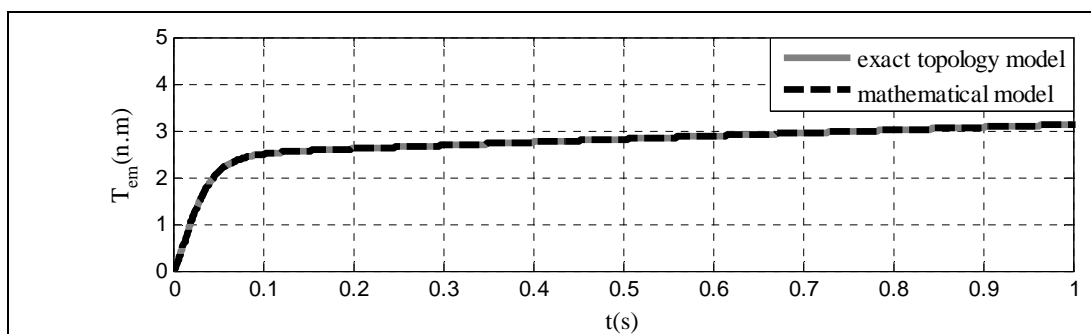
ผลการจำลองสถานการณ์ของตัวแปรสถานะ(ต่อ)



รูปที่ 3.16 ผลการตอบสนองของ  $V_d$

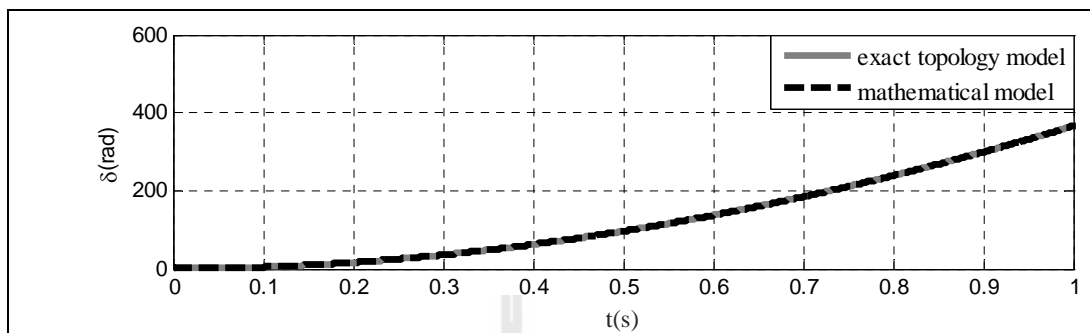


รูปที่ 3.17 ผลการตอบสนองของ  $V_q$

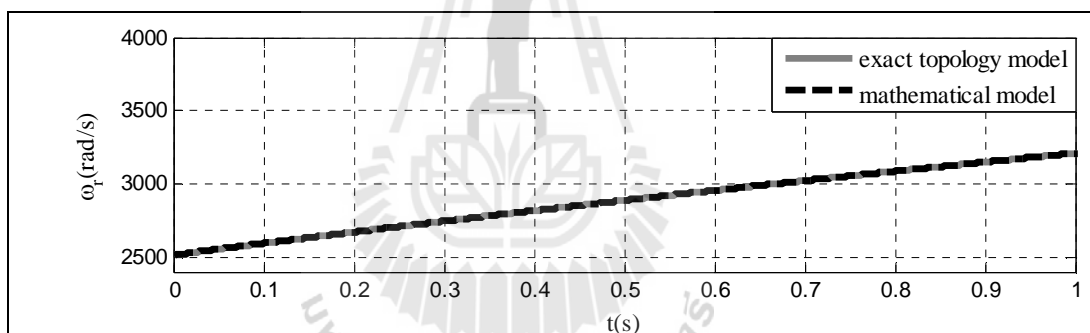


รูปที่ 3.18 ผลการตอบสนองของ  $T_{em}$

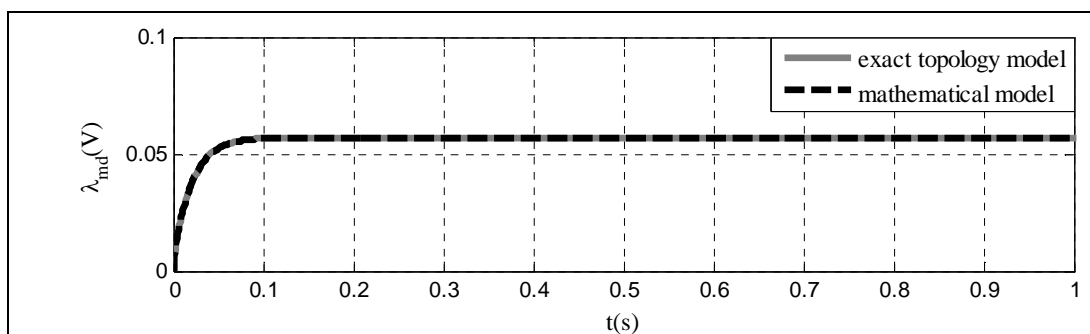
ผลการจำลองสถานการณ์ของตัวแปรสถานะ(ต่อ)



รูปที่ 3.19 ผลการตอบสนองของ  $\delta$



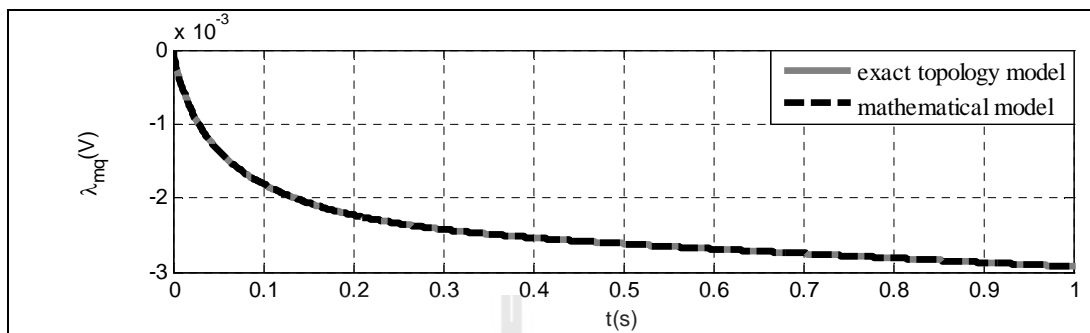
รูปที่ 3.20 ผลการตอบสนองของ  $\omega_r$



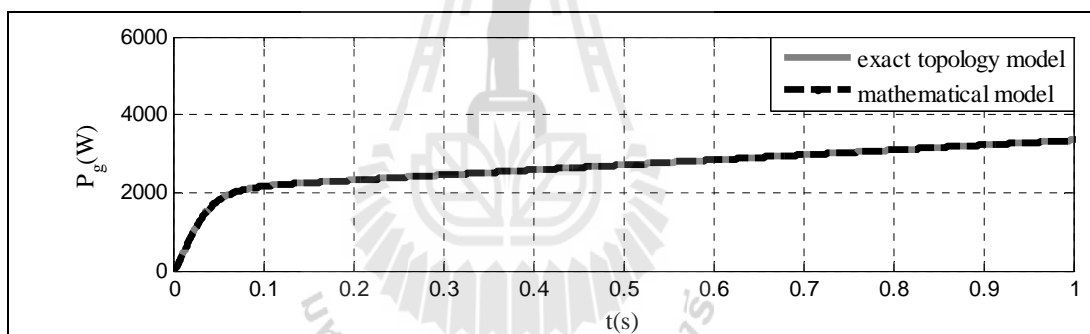
รูปที่ 3.21 ผลการตอบสนองของ  $\lambda_{md}$



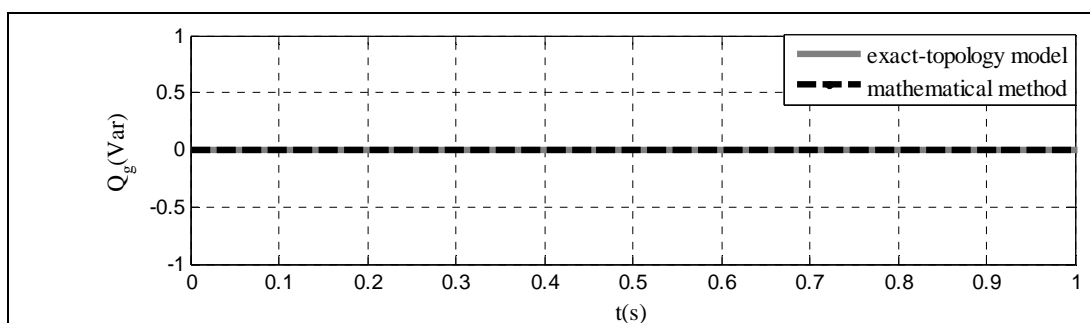
ผลการจำลองสถานการณ์ของตัวแปรสถานะ(ต่อ)



รูปที่ 3.22 ผลการตอบสนองของ  $\lambda_{mq}$

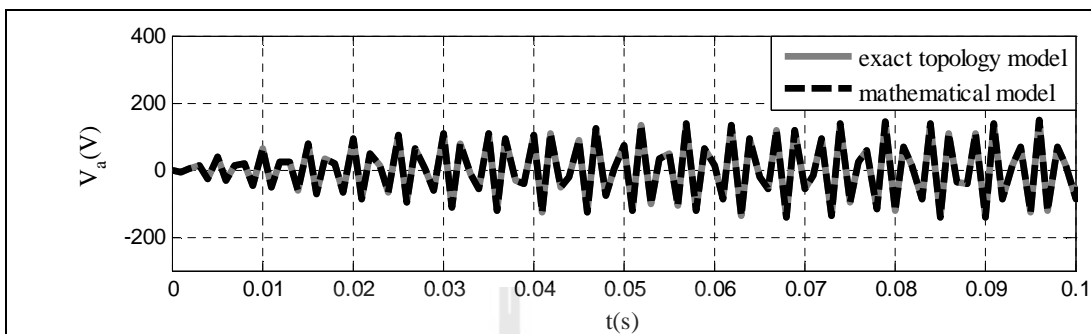


รูปที่ 3.23 ผลการตอบสนองของ  $P_g$

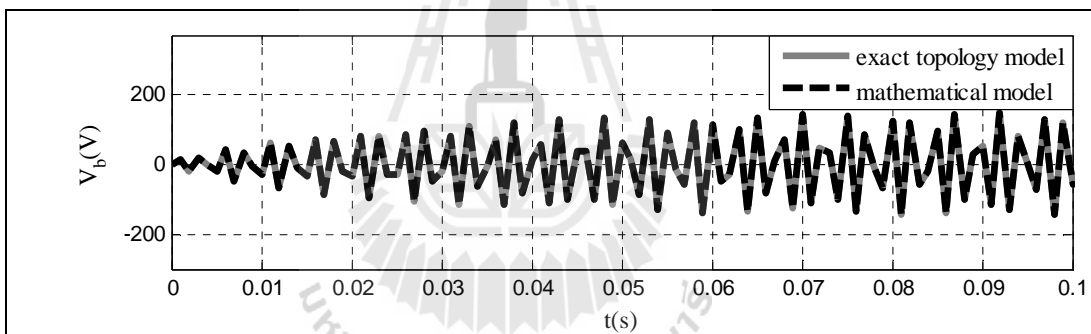


รูปที่ 3.24 ผลการตอบสนองของ  $Q_g$

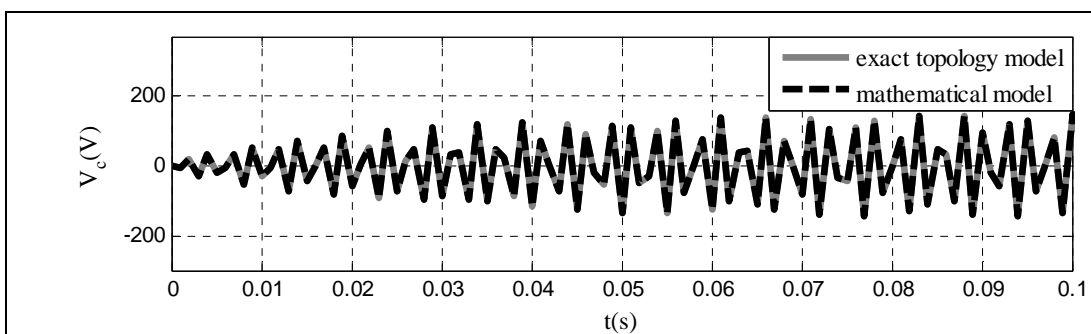
ผลการจำลองสถานการณ์ของแรงดันไฟฟ้าสามเฟส



รูปที่ 3.25 ผลการตอบสนองของ  $V_a$

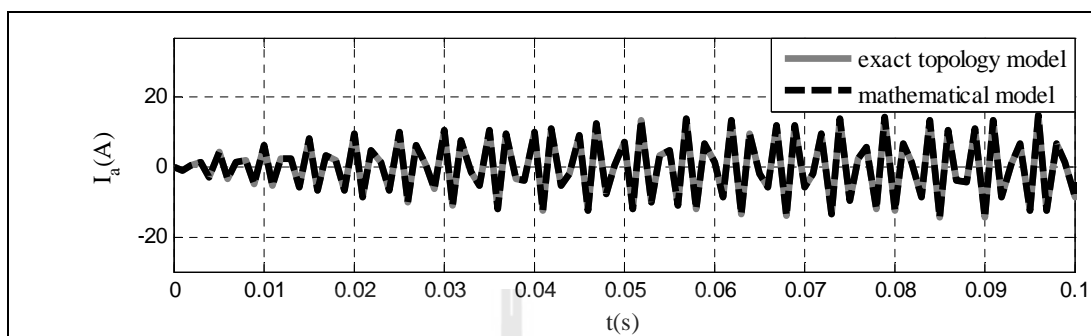


รูปที่ 3.26 ผลการตอบสนองของ  $V_b$

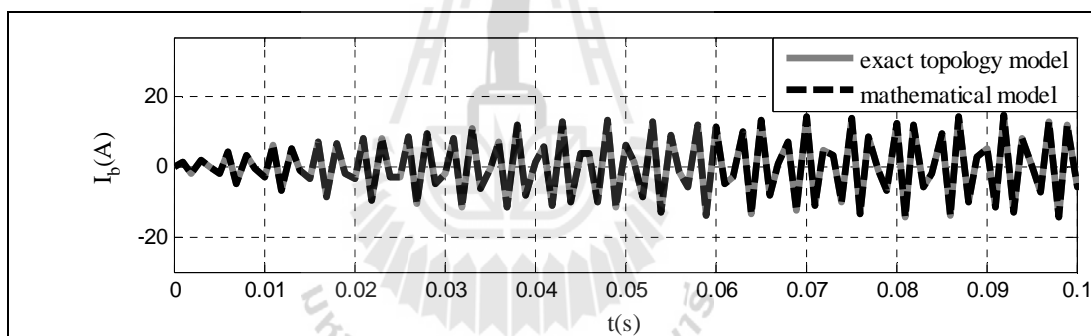


รูปที่ 3.27 ผลการตอบสนองของ  $V_c$

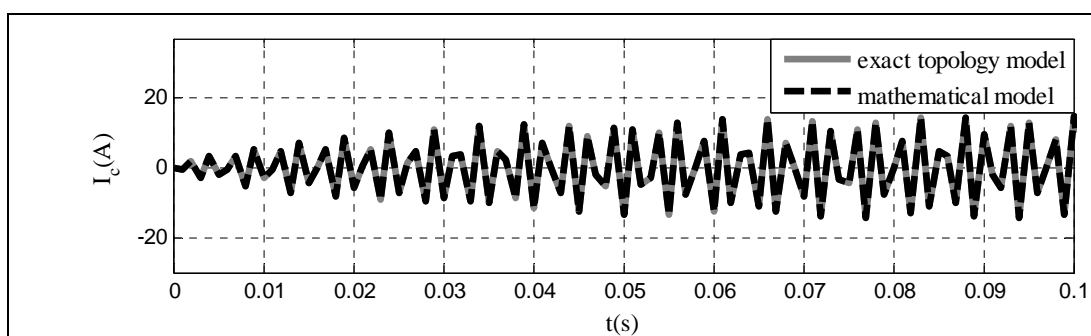
ผลการจำลองสถานการณ์ของกระแสไฟฟ้าสามเฟส



รูปที่ 3.28 ผลการตอบสนองของ  $I_a$



รูปที่ 3.29 ผลการตอบสนองของ  $I_b$



รูปที่ 3.30 ผลการตอบสนองของ  $I_c$

จากผลการจำลองสถานการณ์ที่ได้จะพบว่า ผลการจำลองสถานการณ์สำหรับชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์บนแกนดีคิว มีผลการตอบสนองที่สอดคล้องกับ ชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสที่มีอยู่ในชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังสำหรับ SIMULINK ของโปรแกรม MATLAB ดังนั้นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่นำมาสร้างชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสจึงมีความถูกต้อง

### 3.5 สรุป

ความรู้เบื้องต้นที่ใช้อธิบายถึงทฤษฎีพื้นฐานการแปลงดีคิวด้วยวิธีการแปลงของปาร์กซึ่งถือว่าเป็นสิ่งสำคัญมากในการศึกษาค้นคว้าเกี่ยวกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส ในบทนี้ได้นำเสนอวิธีการแปลงของคลาร์กซึ่งจะทำการแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟสเป็นปริมาณไฟฟ้าบนแกน  $\alpha\beta 0$  หลังจากนั้นจึงทำการแปลงปริมาณไฟฟ้าบนแกน  $\alpha\beta 0$  เป็นปริมาณไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  สำหรับวิธีการแปลงของปาร์กเป็นการแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟสเป็นปริมาณไฟฟ้าบนแกน  $qd0$  วิธีการแปลงของปาร์ก จึงมีความมากกว่าวิธีการแปลงของคลาร์ก ดังนั้นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสด้วยวิธีการแปลงดีคิวจึงมีประโยชน์อย่างมากในการศึกษาการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่จะกล่าวในบทต่อไป

สำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์ในบทที่ 3 นี้ได้ยื่นจดลิขสิทธิ์ชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสดังนี้

- กองพัน อารีรักษ์ และ วิภูษณะ ฉายินทุ, “ชุดบล็อกเครื่องกำเนิดไฟฟ้าสามเฟสแบบซิงโครนัส”, 31 พฤษภาคม 2555, เลขที่คำขอ 276965

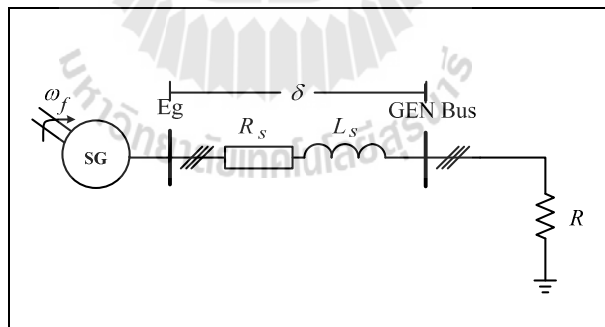
## บทที่ 4

### ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้ว ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส

#### 4.1 บทนำ

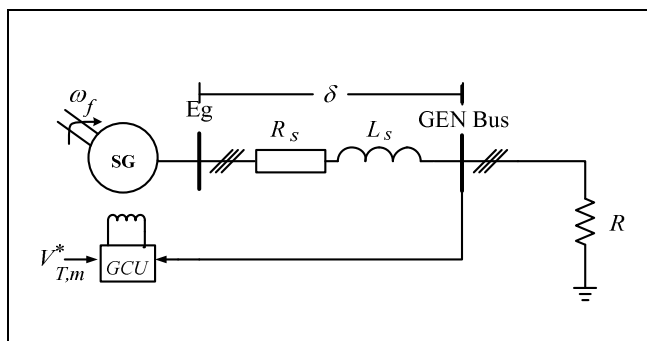
ในอดีตจนถึงปัจจุบันระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินโดยส่วนใหญ่จะเป็นระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส สำหรับในบทนี้จะนำเสนอเกี่ยวกับการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส โดยจะพิจารณาจากระบบที่ซับซ้อนน้อยไปยังระบบที่ซับซ้อนมาก (ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1 ถึง ระบบที่ 4) คือ

4.1.1 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่ประกอบไปด้วยแหล่งจ่ายที่เป็นเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสและโหลดตัวต้านทานซึ่งยังเป็นระบบที่ไม่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส แสดงได้ดังรูปที่ 4.1



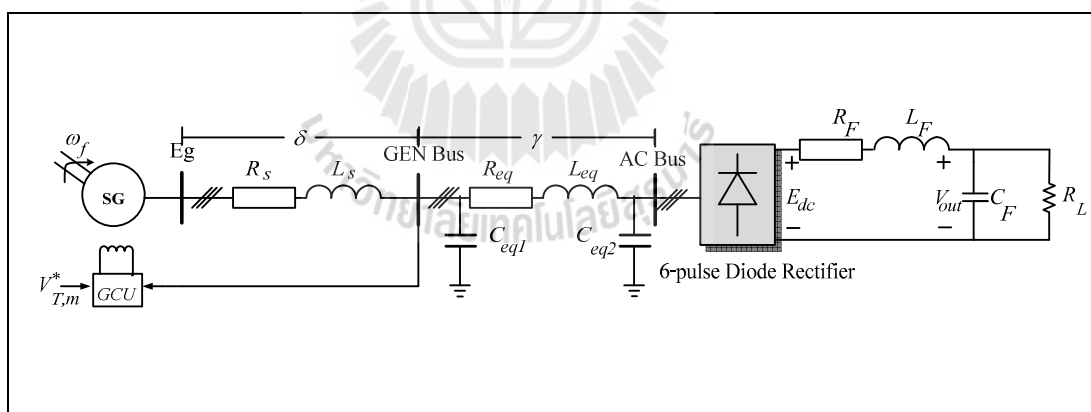
รูปที่ 4.1 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1

4.1.2 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่ประกอบไปด้วยแหล่งจ่ายที่เป็นเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสและโหลดตัวต้านทานซึ่งระบบมีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสผ่านตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า แสดงได้ดังรูปที่ 4.2



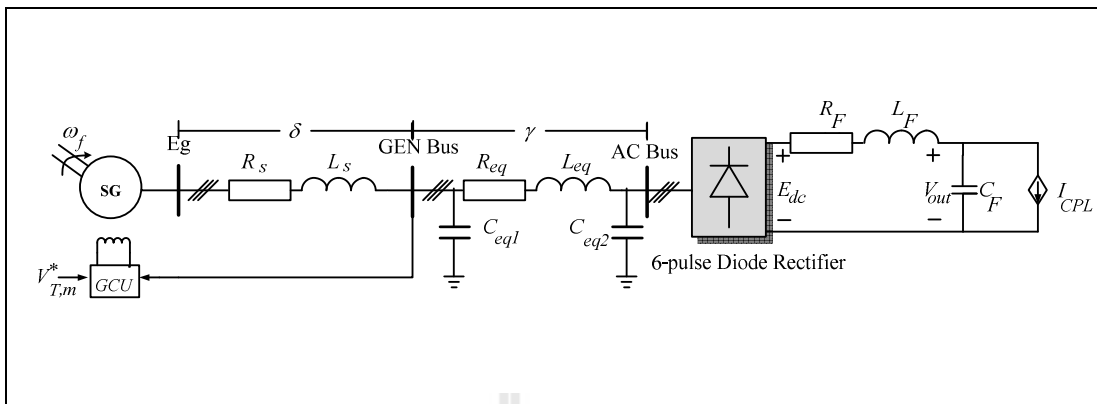
รูปที่ 4.2 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2

4.1.3 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่ประกอบไปด้วยแหล่งจ่ายที่เป็นเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส ระบบสายส่งกำลังไฟฟ้าที่ต่อแบบพายโมเดล วงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ใช้ไดโอด วงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรงและโหลดตัวต้านทานซึ่งระบบมีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส แสดงได้ดังรูปที่ 4.3



รูปที่ 4.3 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3

4.1.4 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีลักษณะเหมือนกับระบบในรูปที่ 4.3 เพียงเปลี่ยนโหลดตัวต้านทานเป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (Constant Power Load: CPL) ซึ่งโหลดดังกล่าวแทนด้วยแหล่งจ่ายกระแสแบบไม่อิสระ ( $i_{CPL}$ ) แสดงได้ดังรูปที่ 4.4



รูปที่ 4.4 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4

จากระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินในรูปที่ 4.4 เป็นระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ซึ่งระบบไฟฟ้านี้จะใช้หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีดิกวิเพื่อนำแบบจำลองที่ได้ไปวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบ แต่การนำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ไปวิเคราะห์เสถียรภาพนั้นจำเป็นต้องตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองโดยการเปรียบเทียบผลการจำลองสถานการณ์ระหว่างการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงและการจำลองสถานการณ์ด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ว่ามีความถูกต้องมากน้อยเพียงใด สำหรับวัตถุประสงค์ของงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะนำระบบไฟฟ้าในรูปที่ 4.4 ไปใช้ในการเปรียบเทียบเทียบผลการวิเคราะห์เสถียรภาพกับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงซึ่งจะกล่าวในบทที่ 6 ต่อไป

#### 4.2 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส

การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสจำเป็นต้องอาศัยทฤษฎีพื้นฐานการแปลงดิกวิด้วยวิธีการแปลงของปาร์ค ในหัวข้อนี้จะนำเสนอระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสโดยจะพิจารณาจากระบบที่ซับซ้อนน้อยไปยังระบบที่ซับซ้อนมากขึ้นตามลำดับดังต่อไปนี้

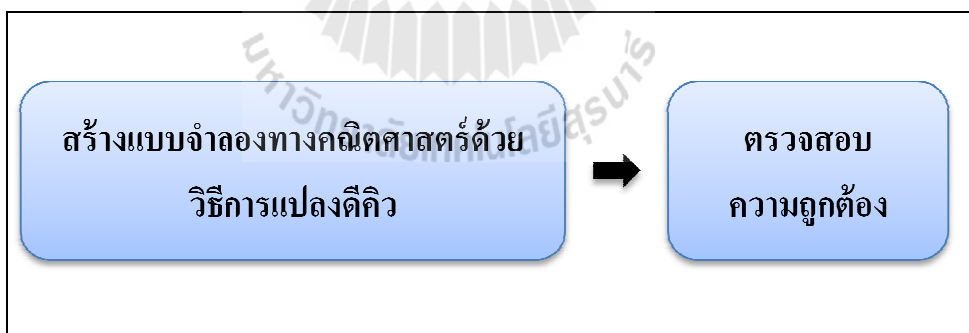
- 4.2.1 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1
- 4.2.2 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2
- 4.2.3 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3
- 4.2.4 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4

วัตถุประสงค์ที่พิจารณาทั้ง 4 ระบบนี้เพื่อให้ผู้ทำวิจัยมีความเข้าใจในการวิเคราะห์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และพลวัตของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสมากยิ่งขึ้น

#### 4.2.1 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1

ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1 นี้ประกอบไปด้วยแหล่งจ่ายที่เป็นเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสโดยมีโพลตัวต้านทานซึ่งระบบไม่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสดังที่กล่าวไว้แล้วในรูปที่ 4.1

จากรูปที่ 4.1 จะพิจารณาหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีการแปลงดีคิวโดยมีขั้นตอนคือ วิเคราะห์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์บนวงจรมูลบนแกนดีคิว และการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งขั้นตอนการวิเคราะห์แสดงได้ดังรูปที่ 4.5

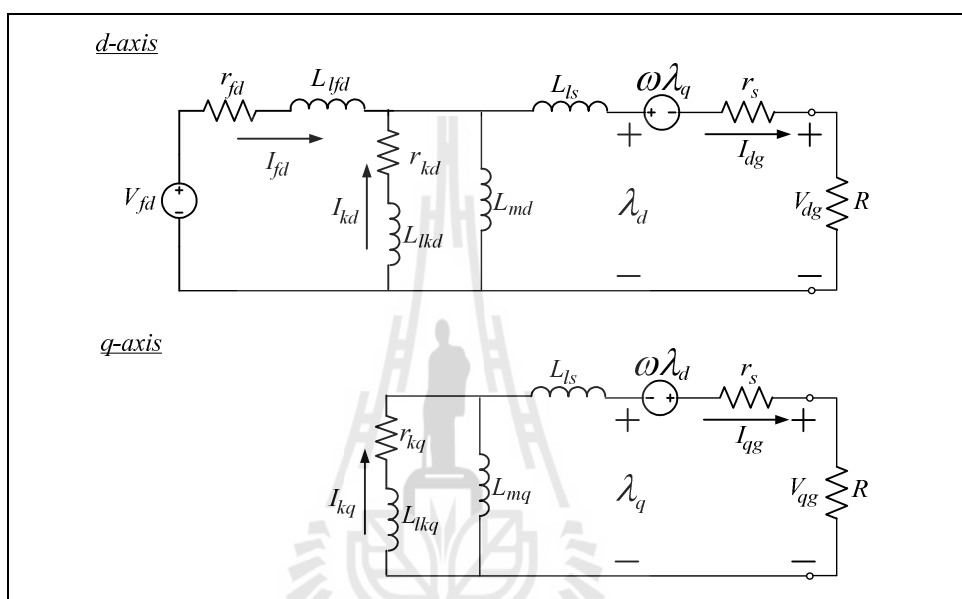


รูปที่ 4.5 ขั้นตอนการวิเคราะห์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1



#### 4.2.1.1 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิณระบบที่ 1

สำหรับการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิณระบบที่ 1 จำเป็นต้องอาศัยวงจรสมมูลบนแกนดักิว จากรูปที่ 4.1 ที่ได้กล่าวมาข้างต้นนี้สามารถแปลงระบบไฟฟ้าสามเฟสเป็นระบบไฟฟ้าบนแกนดักิวแสดงได้ดังรูปที่ 4.6 (Krause, Wasynczuk, and Sudhoff, 2002)



รูปที่ 4.6 วงจรสมมูลบนแกนดักิวของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิณระบบที่ 1

จากรูปที่ 4.6 สามารถวิเคราะห์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์จากวงจรสมมูลบนแกนดักิว โดยใช้กฎแรงดันไฟฟ้าของเคอร์ชอฟฟ์ (KVL) และกฎกระแสไฟฟ้าของเคอร์ชอฟฟ์ (KCL) จากวงจรสมมูลบนแกนดักิวในรูปที่ 4.6 พิจารณาที่ลูป  $I_{dg}$  โดยใช้ KVL จะได้ดังสมการที่ (4-1)

$$\begin{cases} +r_s I_{dg} + R I_{dg} - \dot{\lambda}_d + \omega \lambda_q = 0 \\ \dot{\lambda}_d = (r_s + R) I_{dg} + \omega \lambda_q \\ \lambda_d = -L_{ls} I_{dg} + L_{md} (-I_{dg} + I_{fd} + I_{kd}) = -(L_{ls} + L_{md}) I_{dg} + L_{md} I_{fd} + L_{md} I_{kd} \\ \lambda_q = -L_{ls} I_{qg} + L_{mq} (-I_{qg} + I_{kq}) = -(L_{ls} + L_{mq}) I_{qg} + L_{mq} I_{kq} \\ -(L_{ls} + L_{md}) \dot{I}_{dg} + L_{md} \dot{I}_{fd} + L_{md} \dot{I}_{kd} = (r_s + R) I_{dg} - \omega (L_{ls} + L_{mq}) I_{qg} + \omega L_{mq} I_{kq} \end{cases} \quad (4-1)$$

จากวงจรสมมูลบนแกนดคีิวในรูปที่ 4.6 พิจารณาที่ลูป  $I_{fd}$  โดยใช้ KVL จะได้สมการที่ (4-2)

$$\begin{cases} -V_{fd} + r_{fd} I_{fd} + \dot{\lambda}_{fd} = 0 \\ \dot{\lambda}_{fd} = -r_{fd} I_{fd} + V_{fd} \\ \lambda_{fd} = L_{lfd} I_{fd} + L_{md} (-I_{dg} + I_{fd} + I_{kd}) = -L_{md} I_{dg} + (L_{lfd} + L_{md}) I_{fd} + L_{md} I_{kd} \\ -L_{md} \dot{I}_{dg} + (L_{lfd} + L_{md}) \dot{I}_{fd} + L_{md} \dot{I}_{kd} = -r_{fd} I_{fd} + V_{fd} \end{cases} \quad (4-2)$$

จากวงจรสมมูลบนแกนดคีิวในรูปที่ 4.6 พิจารณาที่ลูป  $I_{kd}$  โดยใช้ KVL จะได้สมการที่ (4-3)

$$\begin{cases} +r_{kd} I_{kd} + \dot{\lambda}_{kd} = 0 \\ \dot{\lambda}_{kd} = -r_{kd} I_{kd} \\ \lambda_{kd} = L_{lkd} I_{kd} + L_{md} (-I_{dg} + I_{fd} + I_{kd}) = -L_{md} I_{dg} + L_{md} I_{fd} + (L_{lkd} + L_{md}) I_{kd} \\ -L_{md} \dot{I}_{dg} + L_{md} \dot{I}_{fd} + (L_{lkd} + L_{md}) \dot{I}_{kd} = -r_{kd} I_{kd} \end{cases} \quad (4-3)$$

จากวงจรสมมูลบนแกนดคีิวในรูปที่ 4.6 พิจารณาที่ลูป  $I_{qg}$  โดยใช้ KVL จะได้สมการที่ (4-4)

$$\begin{cases} +r_s I_{qg} + R I_{qg} - \dot{\lambda}_q - \omega \lambda_d = 0 \\ \dot{\lambda}_q = (r_s + R) I_{qg} - \omega \lambda_d \\ \lambda_d = -L_{ls} I_{dg} + L_{md} (-I_{dg} + I_{fd} + I_{kd}) = -(L_{ls} + L_{md}) I_{dg} + L_{md} I_{fd} + L_{md} I_{kd} \\ \lambda_q = -L_{ls} I_{qg} + L_{mq} (-I_{qg} + I_{kq}) = -(L_{ls} + L_{mq}) I_{qg} + L_{mq} I_{kq} \\ -(L_{ls} + L_{mq}) \dot{I}_{qg} + L_{mq} \dot{I}_{kq} = \omega (L_{ls} + L_{md}) I_{dg} - \omega L_{md} I_{fd} - \omega L_{md} I_{kd} + (r_s + R) I_{qg} \end{cases} \quad (4-4)$$

จากวงจรสมมูลบนแกนดคีิวในรูปที่ 4.6 พิจารณาที่ลูป  $I_{kq}$  โดยใช้ KVL จะได้สมการที่ (4-5)

$$\begin{cases} +r_{kq} I_{kq} + \dot{\lambda}_{kq} = 0 \\ \dot{\lambda}_{kq} = -r_{kq} I_{kq} \\ \lambda_{kq} = L_{lkq} I_{kq} + L_{mq} (-I_{qg} + I_{kq}) = -L_{mq} I_{qg} + (L_{lkq} + L_{mq}) I_{kq} \end{cases}$$

$$-L_{mq}i_{qg} + (L_{lkq} + L_{mq})i_{kq} = -r_{kq}I_{kq} \quad (4-5)$$

จากสมการที่ (4-1) ถึง (4-5) เขียนสมการให้อยู่ในรูปของสมการอนุพันธ์เชิงเส้นได้ดังสมการที่ (4-6)

$$\begin{cases} -(L_{ls} + L_{md})i_{dg} + L_{md}i_{fd} + L_{md}i_{kd} = (r_s + R)I_{dg} - \omega(L_{ls} + L_{mq})I_{qg} + \omega L_{mq}I_{kq} \\ -L_{md}i_{dg} + (L_{lfd} + L_{md})i_{fd} + L_{md}i_{kd} = -r_{fd}I_{fd} + V_{fd} \\ -L_{md}i_{dg} + L_{md}i_{fd} + (L_{lkd} + L_{md})i_{kd} = -r_{kd}I_{kd} \\ -(L_{ls} + L_{mq})i_{qg} + L_{mq}i_{kq} = \omega(L_{ls} + L_{md})I_{dg} - \omega L_{md}I_{fd} - \omega L_{md}I_{kd} + (r_s + R)I_{qg} \\ -L_{mq}i_{qg} + (L_{lkq} + L_{mq})i_{kq} = -r_{kq}I_{kq} \end{cases} \quad (4-6)$$

จากสมการอนุพันธ์ของระบบในสมการที่ (4-6) สามารถเขียนแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เป็นสมการตัวแปรสถานะในรูปของเมตริกซ์แสดงได้ดังสมการที่ (4-7)

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}_1\mathbf{x} + \mathbf{B}_1\mathbf{u} \\ \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{H}^{-1}\mathbf{A}_1\mathbf{x} + \mathbf{H}^{-1}\mathbf{B}_1\mathbf{u} \\ \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \\ \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{D}\mathbf{u} \end{cases} \quad (4-7)$$

โดยที่

$$\mathbf{A} = \mathbf{H}^{-1}\mathbf{A}_1$$

$$\mathbf{B} = \mathbf{H}^{-1}\mathbf{B}_1$$

จากสมการที่ (4-7) กำหนดให้มีตัวแปรสถานะ ตัวแปรอินพุต และตัวแปรเอาต์พุตคือ

$$\text{ตัวแปรสถานะ : } \mathbf{x} = [I_{dg} \ I_{fd} \ I_{kd} \ I_{qg} \ I_{kq}]^T$$

$$\text{ตัวแปรอินพุต : } \mathbf{u} = [V_{fd}]$$

$$\text{ตัวแปรเอาต์พุต : } \mathbf{y} = \begin{bmatrix} I_{dg} & I_{qg} \end{bmatrix}^T$$

สำหรับรายละเอียดเมตริกซ์  $\mathbf{H}$ ,  $\mathbf{A}_1$ ,  $\mathbf{B}_1$ ,  $\mathbf{C}$ , และ  $\mathbf{D}$  แสดงได้ดังสมการที่ (4-8)

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} -(L_{ls} + L_{md}) & L_{md} & L_{md} & 0 & 0 \\ -L_{md} & (L_{lfd} + L_{md}) & L_{md} & 0 & 0 \\ -L_{md} & L_{md} & (L_{lkd} + L_{md}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -(L_{ls} + L_{mq}) & L_{mq} \\ 0 & 0 & 0 & -L_{mq} & (L_{lkq} + L_{mq}) \end{bmatrix}_{5 \times 5}$$

$$\mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} (r_s + R) & 0 & 0 & -\omega(L_{ls} + L_{mq}) & \omega L_{mq} \\ 0 & -r_{fd} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -r_{kd} & 0 & 0 \\ \omega(L_{ls} + L_{md}) & -\omega L_{md} & -\omega L_{md} & (r_s + R) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -r_{kq} \end{bmatrix}_{5 \times 5}$$

$$\mathbf{B}_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}_{5 \times 1}, \quad \mathbf{C} = [1 \ 0 \ 0 \ 1 \ 0]_{1 \times 5}, \quad \mathbf{D} = [0]_{1 \times 1} \quad (4-8)$$

จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในสมการที่ (4-7) และ (4-8) เป็นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้จากวงจรสมมูลบนแกนดีควของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1 ซึ่งระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1 นี้เป็นพื้นฐานให้กับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบอื่นๆ (ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2 ถึง ระบบที่ 4) และทำให้ได้ความรู้เกี่ยวกับพฤติกรรมการทำงานของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสซึ่งมีความสำคัญอย่างมากต่อระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน

#### 4.2.1.2 การตรวจสอบความถูกต้องและผลการจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าบน เครื่องบินระบบที่ 1

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในสมการที่ (4-7) และรายละเอียดของเมตริกซ์ในสมการที่ (4-8) เป็นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองจะอาศัยการจำลองสถานการณ์ด้วยคอมพิวเตอร์ ผลของการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงจะถูกนำมาเปรียบเทียบกับผลการจำลองสถานการณ์ด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในสมการที่ (4-6) ค่าพารามิเตอร์ต่างๆของระบบในรูปแบบที่ 4.1 แสดงได้ดังตารางที่ 4.1 (Areerak, Wu, Bozhko, Asher, and Thomas, 2011) การจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงนำเสนอในส่วนของภาคผนวก ก

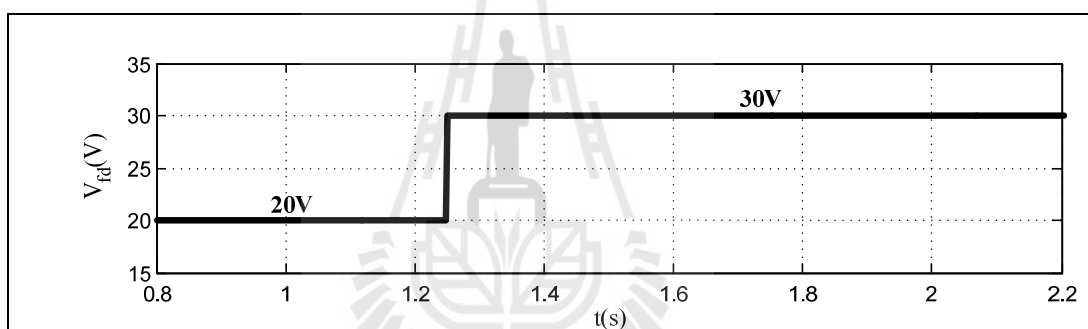
ตารางที่ 4.1 ค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1

| พารามิเตอร์ | ค่า                         | คำอธิบาย   |
|-------------|-----------------------------|--|
| $V_{fd}$    | 20V เป็น 30V                | แรงดันที่วางจรรยา                                  |
| $r_s$       | 0.0044 $\Omega$             | ความต้านทานของขดลวดสเตเตอร์                        |
| $r_{fd}$    | 0.068884 $\Omega$           | ความต้านทานของขดลวดสนาม                            |
| $r_{kd}$    | 0.0142 $\Omega$             | ความต้านทานบนแกนค้ำของขดลวดสนาม                    |
| $r_{kq}$    | 0.003095H                   | ความต้านทานบนแกนค้ำของขดลวดสเตเตอร์                |
| $L_{ls}$    | 1.98943 x10 <sup>-5</sup> H | ความเหนี่ยวนำรั่วไหลของขดลวดสเตเตอร์               |
| $L_{lfd}$   | 3.28257x10 <sup>-5</sup> H  | ความเหนี่ยวนำรั่วไหลของขดลวดสนาม                   |
| $L_{lkd}$   | 3.4079x10 <sup>-5</sup> H   | ความเหนี่ยวนำรั่วไหลบนแกนค้ำของขดลวดสนาม           |
| $L_{lkq}$   | 1.442739x10 <sup>-4</sup> H | ความเหนี่ยวนำรั่วไหลบนแกนค้ำของขดลวดสเตเตอร์       |
| $L_{md}$    | 2.20164x10 <sup>-4</sup> H  | ความเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนค้ำของขดลวดสเตเตอร์ |
| $L_{mq}$    | 1.61807 x10 <sup>-4</sup> H | ความเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนค้ำของขดลวดสเตเตอร์ |
| $P$         | 4 poles                     | จำนวนขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส         |
| $\omega$    | 2 $\pi$ x400                | ความถี่ของแหล่งจ่าย                                |

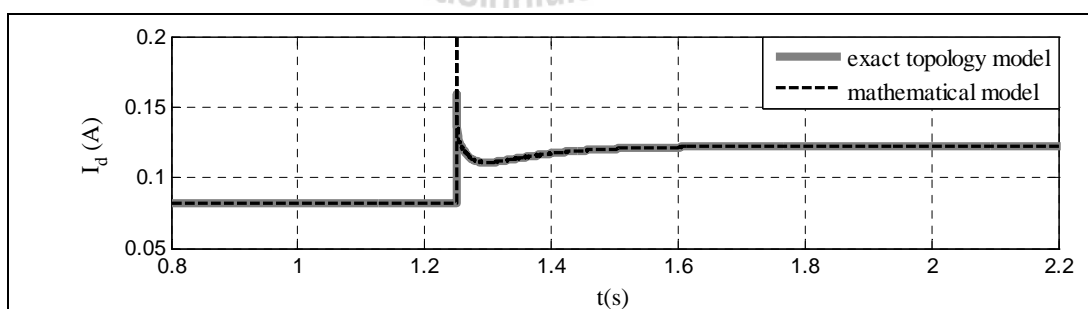
ตารางที่ 4.1 ค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1 (ต่อ)

| พารามิเตอร์ | ค่า         | คำอธิบาย        |
|-------------|-------------|-----------------|
| $R_{phase}$ | $30 \Omega$ | โหลดความต้านทาน |

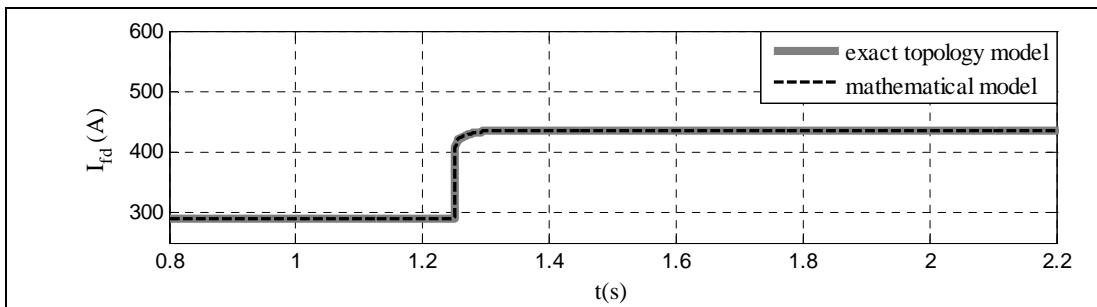
รูปที่ 4.7 เป็นการเปลี่ยนค่าของแรงดันอินพุตของวงจรสนามจาก 20 V เป็น 30 V ที่เวลา 1.25 วินาที และรูปที่ 4.8 ถึง รูปที่ 4.12 แสดงผลการตอบสนองของ  $I_{dg}$ ,  $I_{fd}$ ,  $I_{kd}$ ,  $I_{qg}$  และ  $I_{kq}$  ซึ่งเป็นตัวแปรสถานะของระบบในรูปที่ 4.1 สำหรับรูปที่ 4.13 ถึง รูปที่ 4.14 แสดงผลการตอบสนองของ  $V_{dg}$  และ  $V_{qg}$  ซึ่งเป็นแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตของระบบ



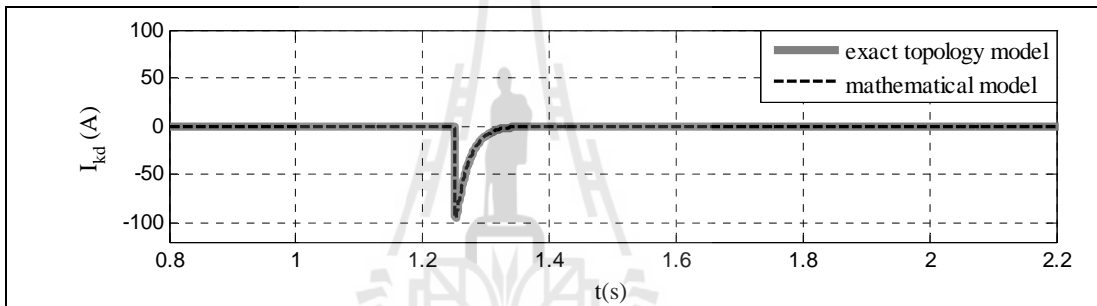
รูปที่ 4.7 การเปลี่ยนแปลงแรงดันอินพุตของวงจรสนามจาก 20V ไปเป็น 30V



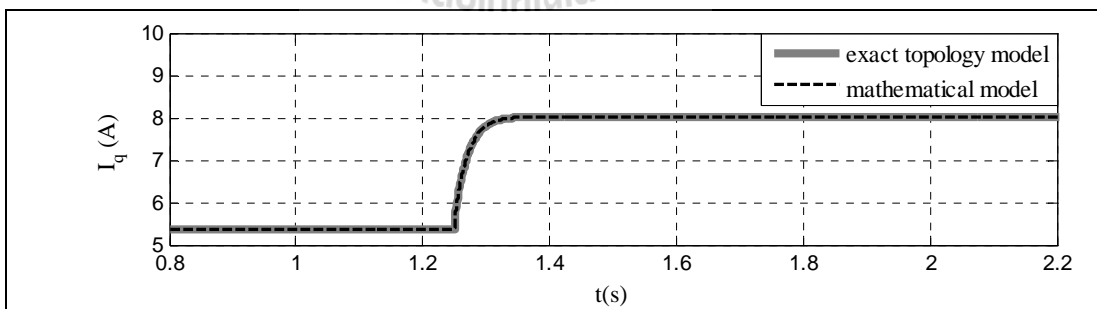
รูปที่ 4.8 ผลการตอบสนองของ  $I_{dg}$



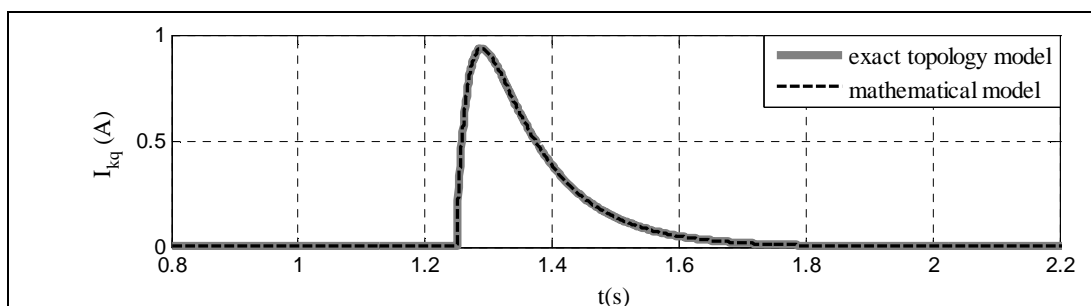
รูปที่ 4.9 ผลการตอบสนองของ  $I_{fd}$



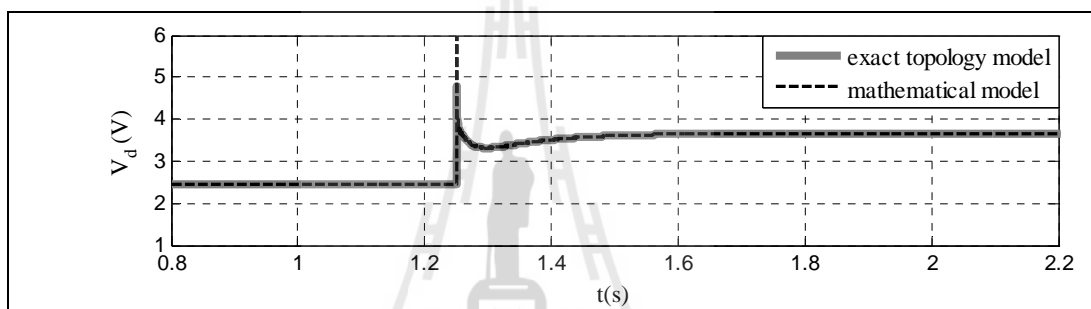
รูปที่ 4.10 ผลการตอบสนองของ  $I_{kd}$



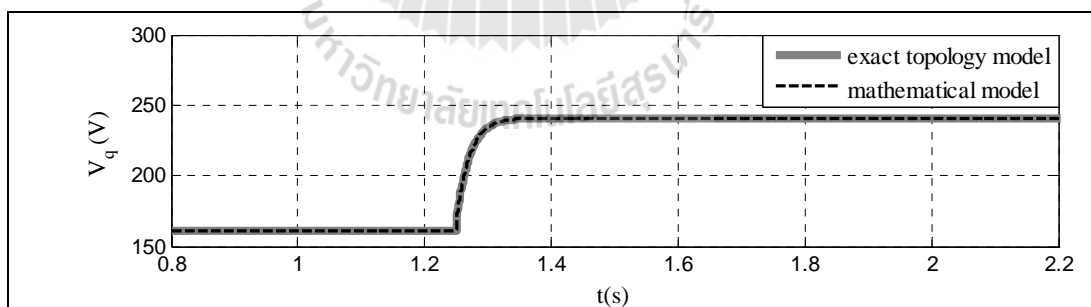
รูปที่ 4.11 ผลการตอบสนองของ  $I_{qg}$



รูปที่ 4.12 ผลการตอบสนองของ  $I_{kq}$



รูปที่ 4.13 ผลการตอบสนองของ  $V_{dg}$



รูปที่ 4.14 ผลการตอบสนองของ  $V_{qg}$

จากรูปที่ 4.8 ถึง รูปที่ 4.14 เป็นผลการตอบสนองในรูปของกระแสไฟฟ้าและแรงดันไฟฟ้า ซึ่งจะสังเกตเห็นว่าผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ (exact topology model) กับผลการจำลองสถานการณ์ด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (mathematical model) มีผลการตอบสนองในสถานะชั่วคราวและสถานะคงตัวที่สอดคล้องกัน ดังนั้นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้า



บนเครื่องบินระบบที่ 1 นี้จึงมีความถูกต้องซึ่งทำให้ผู้วิจัยมีความเข้าใจเกี่ยวกับพฤติกรรมการทำงานของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสมากยิ่งขึ้นและเป็นพื้นฐานที่สำคัญในการศึกษาระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบอื่นๆ (ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2 ถึง ระบบที่ 4) ต่อไป

#### 4.2.2 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2

ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2 นี้ประกอบไปด้วยแหล่งจ่ายที่เป็นเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสโดยมีโหลดตัวต้านทานซึ่งระบบมีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส ซึ่งแสดงไว้ในรูปที่ 4.2

จากรูปที่ 4.2 พิจารณาหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีการแปลงดีคิวโดยมีขั้นตอนในการวิเคราะห์คือ หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์บนวงจรมูลบนแกนดีคิว การทำให้เป็นเชิงเส้น และการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งขั้นตอนการวิเคราะห์แสดงได้ดังรูปที่ 4.15

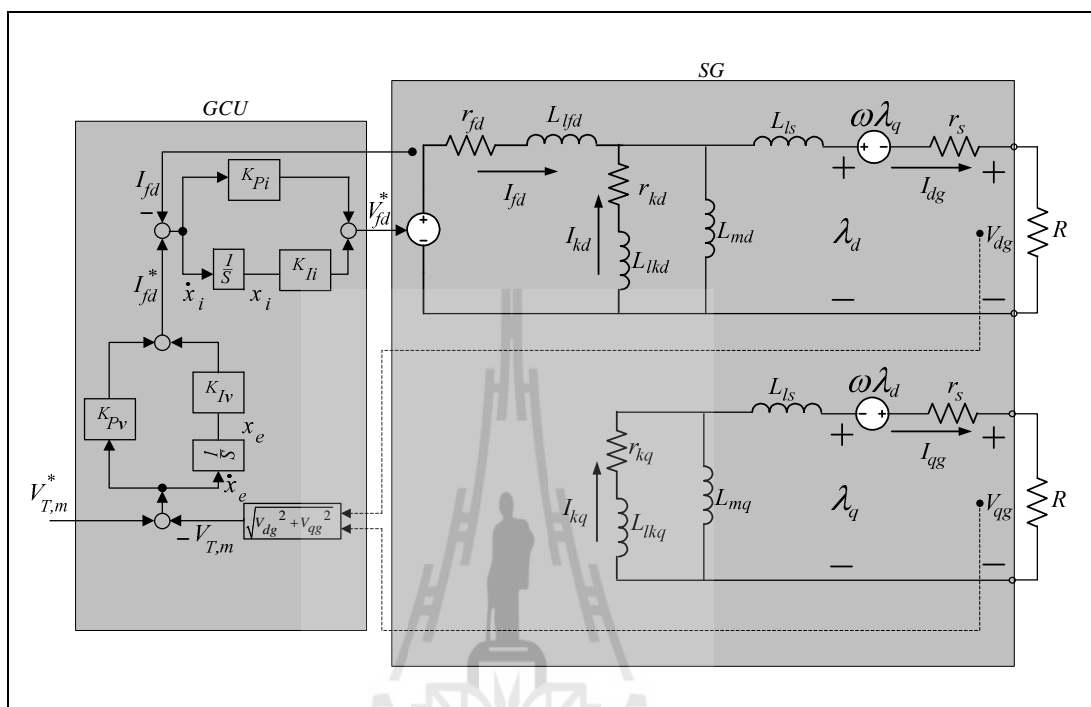


รูปที่ 4.15 ขั้นตอนการวิเคราะห์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2

##### 4.2.2.1 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2

การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2 จำเป็นต้องอาศัยวงจรมูลบนแกนดีคิว จากรูปที่ 4.2 สามารถแปลงระบบไฟฟ้าสามเฟสเป็นระบบไฟฟ้าบนแกนดีคิวแสดงได้ดังรูปที่ 4.16 สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2 นี้จะมีความแตกต่างกับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1 ตรงที่มีตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (Generator Control Unit: GCU) เพิ่มขึ้นมา โดยภายในตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้าจะใช้ตัวควบคุมพีไอแบบอนุกรม (Cascade PI Controllers) ในการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสซึ่งตัวควบคุมพีไอแบบอนุกรมจะแบ่งการควบคุมออกเป็น 2 ลูปคือ ลูปการควบคุม

กระแสไฟฟ้จะทำหน้าที่ควบคุมกระแสสนามและรูปการควบคุมแรงดันไฟฟ้จะทำหน้าที่ควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้แบบซิงโครนัส



รูปที่ 4.16 วงจรสมมูลบนแกนดีคิวของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิระบบที่ 2

จากรูปที่ 4.16 สามารถวิเคราะห์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์จากวงจรสมมูลบนแกนดีคิว โดยใช้กฎแรงดันไฟฟ้ของเคอร์ชอฟฟ์ (KVL) และกฎกระแสไฟฟ้ของเคอร์ชอฟฟ์ (KCL) จากวงจรสมมูลบนแกนดีคิวในรูปที่ 4.16 พิจารณาที่ลูป  $I_{dg}$  โดยใช้ KVL จะได้สมการที่ (4-9)

$$\begin{cases} +r_s I_{dg} + R I_{dg} - \dot{\lambda}_d + \omega \lambda_q = 0 \\ \dot{\lambda}_d = (r_s + R) I_{dg} + \omega \lambda_q \\ \lambda_d = -L_{ls} I_{dg} + L_{md} (-I_{dg} + I_{fd} + I_{kd}) = -(L_{ls} + L_{md}) I_{dg} + L_{md} I_{fd} + L_{md} I_{kd} \\ \lambda_q = -L_{ls} I_{qg} + L_{mq} (-I_{qg} + I_{kq}) = -(L_{ls} + L_{mq}) I_{qg} + L_{mq} I_{kq} \\ -(L_{ls} + L_{md}) \dot{I}_{dg} + L_{md} \dot{I}_{fd} + L_{md} \dot{I}_{kd} = (r_s + R) I_{dg} - \omega (L_{ls} + L_{mq}) I_{qg} + \omega L_{mq} I_{kq} \end{cases} \quad (4-9)$$

จากวงจรสมมูลบนแกนดีควิในรูปที่ 4.16 พิจารณาที่ลูป  $I_{fd}$  โดยใช้ KVL จะได้ดังสมการที่ (4-10)

$$\begin{cases} -V_{fd}^* + r_{fd} I_{fd} + \dot{\lambda}_{fd} = 0 \\ \dot{\lambda}_{fd} = -r_{fd} I_{fd} + V_{fd}^* \\ \lambda_{fd} = L_{lfd} I_{fd} + L_{md} (-I_{dg} + I_{fd} + I_{kd}) = -L_{md} I_{dg} + (L_{lfd} + L_{md}) I_{fd} + L_{md} I_{kd} \\ -L_{md} \dot{I}_{dg} + (L_{lfd} + L_{md}) \dot{I}_{fd} + L_{md} \dot{I}_{kd} = -r_{fd} I_{fd} + V_{fd}^* \\ -L_{md} \dot{I}_{dg} + (L_{lfd} + L_{md}) \dot{I}_{fd} + L_{md} \dot{I}_{kd} = -r_{fd} I_{fd} + K_{Pi} \dot{x}_i + K_{Ii} x_i \\ -L_{md} \dot{I}_{dg} + (L_{lfd} + L_{md}) \dot{I}_{fd} + L_{md} \dot{I}_{kd} - K_{Pi} \dot{x}_i = -r_{fd} I_{fd} + K_{Ii} x_i \end{cases} \quad (4-10)$$

จากวงจรสมมูลบนแกนดีควิในรูปที่ 4.16 พิจารณาที่ลูป  $I_{kd}$  โดยใช้ KVL จะได้ดังสมการที่ (4-11)

$$\begin{cases} +r_{kd} I_{kd} + \dot{\lambda}_{kd} = 0 \\ \dot{\lambda}_{kd} = -r_{kd} I_{kd} \\ \lambda_{kd} = L_{lkd} I_{kd} + L_{md} (-I_{dg} + I_{fd} + I_{kd}) = -L_{md} I_{dg} + L_{md} I_{fd} + (L_{lkd} + L_{md}) I_{kd} \\ -L_{md} \dot{I}_{dg} + L_{md} \dot{I}_{fd} + (L_{lkd} + L_{md}) \dot{I}_{kd} = -r_{kd} I_{kd} \end{cases} \quad (4-11)$$

จากวงจรสมมูลบนแกนดีควิในรูปที่ 4.16 พิจารณาที่ลูป  $I_{qg}$  โดยใช้ KVL จะได้ดังสมการที่ (4-12)

$$\begin{cases} +r_s I_{qg} + R I_{qg} - \dot{\lambda}_q - \omega \lambda_d = 0 \\ \dot{\lambda}_q = (r_s + R) I_{qg} - \omega \lambda_d \\ \lambda_d = -L_{ls} I_{dg} + L_{md} (-I_{dg} + I_{fd} + I_{kd}) = -(L_{ls} + L_{md}) I_{dg} + L_{md} I_{fd} + L_{md} I_{kd} \\ \lambda_q = -L_{ls} I_{qg} + L_{mq} (-I_{qg} + I_{kq}) = -(L_{ls} + L_{mq}) I_{qg} + L_{mq} I_{kq} \\ -(L_{ls} + L_{mq}) \dot{I}_{qg} + L_{mq} \dot{I}_{kq} = \omega (L_{ls} + L_{md}) I_{dg} - \omega L_{md} I_{fd} - \omega L_{md} I_{kd} + (r_s + R) I_{qg} \end{cases} \quad (4-12)$$

จากวงจรสมมูลบนแกนดีควิในรูปที่ 4.16 พิจารณาที่ลูป  $I_{kq}$  โดยใช้ KVL จะได้ดังสมการที่ (4-13)



จากสมการที่ (4-16) เมื่อพิจารณาสมการอนุพันธ์ของ  $x_e$  พบว่ามีพจน์ของสมการ  $-\sqrt{(I_{dg}R)^2 + (I_{qg}R)^2}$  ซึ่งเป็นสมการไม่เป็นเชิงเส้น การทำให้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์เป็นเชิงเส้นต้องอาศัยการวิเคราะห์แบบจำลองสัญญาณขนาดเล็ก (small signal model) โดยนำวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นของเทย์เลอร์ อันดับ 1 ซึ่งสามารถเขียนแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่เป็นเชิงเส้น ได้ดังสมการที่ (4-17)

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{H}}\delta\mathbf{x} = \mathbf{A}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)\delta\mathbf{x} + \mathbf{B}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)\delta\mathbf{u} \\ \dot{\delta\mathbf{x}} = \mathbf{H}^{-1}\mathbf{A}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)\delta\mathbf{x} + \mathbf{H}^{-1}\mathbf{B}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)\delta\mathbf{u} \\ \dot{\delta\mathbf{x}} = \mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)\delta\mathbf{x} + \mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)\delta\mathbf{u} \\ \delta\mathbf{y} = \mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)\delta\mathbf{x} + \mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)\delta\mathbf{u} \end{cases} \quad (4-17)$$

โดยที่

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \mathbf{H}^{-1}\mathbf{A}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$$

$$\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \mathbf{H}^{-1}\mathbf{B}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$$

จากสมการที่ (4-17) กำหนดให้มีตัวแปรสถานะ ตัวแปรอินพุต และตัวแปรเอาต์พุตคือ

$$\text{ตัวแปรสถานะ} : \delta\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \delta I_{dg} & \delta I_{fd} & \delta I_{kd} & \delta I_{qg} & \delta I_{kq} & \delta x_e & \delta x_i \end{bmatrix}^T$$

$$\text{ตัวแปรอินพุต} : \delta\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \delta V_{T,m}^* \end{bmatrix}^T$$

$$\text{ตัวแปรเอาต์พุต} : \delta\mathbf{y} = \begin{bmatrix} \delta I_{dg} & \delta I_{qg} \end{bmatrix}^T$$

รายละเอียดเมตริกซ์ในสมการที่ (4-17) แสดงได้ดังสมการที่ (4-18)

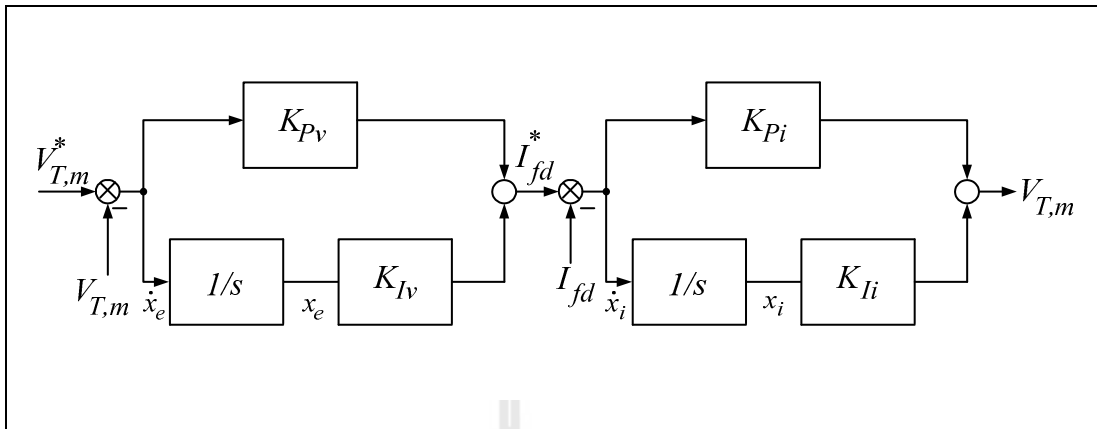
$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} -(L_{ls} + L_{md}) & L_{md} & L_{md} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -L_{md} & (L_{lfd} + L_{md}) & L_{md} & 0 & 0 & 0 & -K_{Pi} \\ -L_{md} & L_{md} & (L_{lkd} + L_{md}) & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -(L_{ls} + L_{mq}) & L_{mq} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -L_{mq} & (L_{lkq} + L_{mq}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -K_{Pv} & 1 \end{bmatrix}_{7 \times 7}$$

$$\mathbf{A}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} (r_s + R) & 0 & 0 & -\omega(L_{ls} + L_{mq}) & \omega L_{mq} & 0 & 0 \\ 0 & -r_{fd} & 0 & 0 & 0 & 0 & K_{Ii} \\ 0 & 0 & -r_{kd} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \omega(L_{ls} + L_{md}) & -\omega L_{md} & -\omega L_{md} & (r_s + R) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -r_{kq} & 0 & 0 \\ -\frac{I_{dg,0}R}{\sqrt{I_{dg,0}^2 + I_{qg,0}^2}} & 0 & 0 & -\frac{I_{qg,0}R}{\sqrt{I_{dg,0}^2 + I_{qg,0}^2}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & K_{Iv} & 0 \end{bmatrix}_{7 \times 7}$$

$$\mathbf{B}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}_{7 \times 1}, \quad \mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = [1 \ 0 \ 0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0]_{1 \times 7}, \quad \mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = [0]_{1 \times 1} \quad (4-18)$$

#### 4.2.2.2 การออกแบบตัวควบคุมฟิวส์สำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า

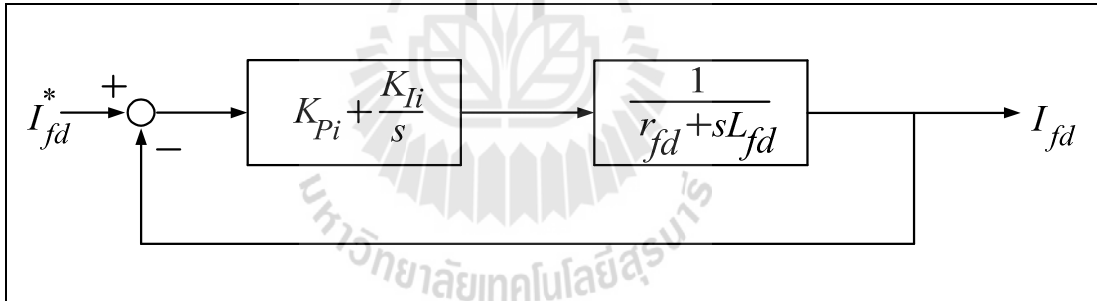
ในหัวข้อนี้จะนำเสนอการออกแบบตัวควบคุมฟิวส์แบบอนุกรมสำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (Generator Control Unit: GCU) ด้วยวิธีแบบดั้งเดิม โครงสร้างของตัวควบคุมฟิวส์แบบอนุกรมประกอบไปด้วยการควบคุมลูปแรงดันไฟฟ้าและการควบคุมลูปกระแสไฟฟ้าซึ่งแสดงได้ดังรูปที่ 4.17 โดยที่  $K_{Pv}$ ,  $K_{Iv}$  เป็นพารามิเตอร์ของการควบคุมลูปแรงดันไฟฟ้าและ  $K_{Pi}$  และ  $K_{Ii}$  เป็นพารามิเตอร์ของการควบคุมลูปกระแสไฟฟ้า โดยรายละเอียดการออกแบบตัวควบคุมฟิวส์แบบอนุกรมเป็นดังนี้



รูปที่ 4.17 โครงสร้างของตัวควบคุมพีไอสำหรับตัวควบคุมกำเนิดไฟฟ้า

- การออกแบบตัวควบคุมลูประแสไฟฟ้า

โครงสร้างการควบคุมลูประแสไฟฟ้า แสดงได้ดังรูปที่ 4.18



รูปที่ 4.18 ระบบควบคุมลูประแสไฟฟ้า

จากรูปที่ 4.18  $K_{pi}$  และ  $K_{li}$  เป็นค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอสำหรับการควบคุมลูประแสไฟฟ้า ขณะที่  $r_{fd}$  และ  $L_{fd}$  เป็นค่าพารามิเตอร์ที่วงจรสนามของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส โดยฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบวงปิดในรูปที่ 4.18 สามารถเขียนได้ดังสมการที่ (4-19)

$$\frac{I_{fd}}{I_{fd}^*} = \frac{sK_{pi} + K_{li}}{s^2 + \left(\frac{K_{pi} + r_{fd}}{L_{fd}}\right)s + \frac{K_{li}}{L_{fd}}} \quad (4-19)$$

สำหรับการออกแบบตัวควบคุมจำเป็นต้องอาศัยสมการระบบมาตรฐานอันดับสอง ของระบบควบคุมซึ่งพหุนามตัวหารของฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบวงปิดมีรากซึ่งขึ้นอยู่กับค่า อัตราหน่วง  $\zeta$  และค่าความถี่ธรรมชาติ  $\omega_n$  แสดงได้ดังสมการที่ (4-20)

$$G_C(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (4-20)$$

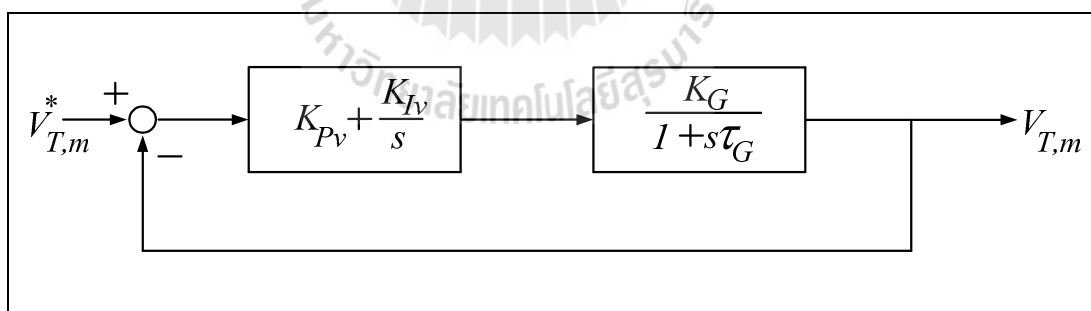
การควบคุมลูปกระแสไฟฟ้าสามารถออกแบบได้โดยการเทียบสัมประสิทธิ์ระหว่างพหุนามตัวหารของสมการที่ (4-19) กับ (4-20) ทำให้ได้สมการของการออกแบบสำหรับการควบคุมลูปกระแสไฟฟ้าได้ดังสมการที่ (4-21) และ (4-22) ดังนี้

$$K_{Pi} = 2\zeta\omega_{ni}L_{fd} - r_{fd} \quad (4-21)$$

$$K_{Ii} = \omega_{ni}^2 L_{fd} \quad (4-22)$$

#### - การออกแบบตัวควบคุมลูปแรงดันไฟฟ้า

โครงสร้างการควบคุมลูปแรงดันไฟฟ้า แสดงได้ดังรูปที่ 4.19



รูปที่ 4.19 ระบบควบคุมลูปแรงดันไฟฟ้า

จากรูปที่ 4.19  $K_{Pv}$  และ  $K_{Iv}$  เป็นค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอสำหรับการควบคุมลูปแรงดันไฟฟ้า ขณะที่  $K_G$  และ  $\tau_G$  เป็นค่าพารามิเตอร์ที่เกิดจากการประมาณค่าโดยการจำลองสถานการณ์เพื่อให้ได้ผลตอบสนองของแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส



ซึ่งจะใช้หาค่าเกน ( $K_G$ ) และค่าคงที่เวลา ( $\tau_G$ ) โดยฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบวงปิดในรูปที่ 4.19 สามารถเขียนได้ดังสมการที่ (4-23)

$$\frac{V_{T,m}}{V_{T,m}^*} = \frac{sK_{Pv} + K_{Iv}}{s^2 + K_G \left( \frac{K_{Pv}K_G + 1}{\tau_G} \right) s + \frac{K_{Iv}K_G}{\tau_G}} \quad (4-23)$$

การควบคุมลูปแรงดันไฟฟ้าสามารถออกแบบได้โดยการเทียบสัมประสิทธิ์ระหว่างพหุนามตัวหารของสมการที่ (4-20) และ (4-23) ทำให้ได้สมการของการออกแบบสำหรับการควบคุมลูปแรงดันไฟฟ้าได้ดังสมการที่ (4-24) และ (4-25)

$$K_{Pv} = \frac{2\zeta\omega_{nv}\tau_G - K_G}{K_G^2} \quad (4-24)$$

$$K_{Iv} = \frac{\tau_G}{K_G} \omega_{nv}^2 \quad (4-25)$$

การออกแบบตัวควบคุมพีไอสำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสจะใช้สมการที่ (4-21) (4-22) (4-24) และ (4-25) ซึ่งพิจารณาให้ค่า  $\omega_{ni}$  มีค่ามากกว่า  $\omega_{nv}$  ประมาณ 5-10 เท่า (Tsang, and Chan, 2005) จะสังเกตได้ว่าตัวควบคุมของระบบไฟฟ้าในรูปที่ 4.2 จะขึ้นอยู่กับค่าอัตราส่วนของระบบควบคุมโดยกำหนดให้มีค่าเท่ากับ 0.37 ความถี่ธรรมชาติของตัวควบคุมลูปกระแสไฟฟ้กำหนดให้มีค่าเท่ากับ  $\omega_{ni} = 2\pi \times 100$  rad/s ส่วนความถี่ธรรมชาติของตัวควบคุมลูปแรงดันไฟฟ้ากำหนดให้มีค่าเท่ากับ  $\omega_{nv} = 2\pi \times 15$  rad/s พารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2 ที่ใช้ในการออกแบบตัวควบคุมแบบพีไอสำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแสดงได้ดังตารางที่ 4.2

#### 4.2.2.3 การตรวจสอบความถูกต้องและผลการจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิในระบบที่ 2

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในสมการที่ (4-17) และรายละเอียดของเมตริกซ์ในสมการที่ (4-18) เป็นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิในระบบที่ 2 โดยการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองจำเป็นต้องอาศัยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ ผลของการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงจะถูกนำมาเปรียบเทียบกับผลการจำลองสถานการณ์ด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในสมการที่ (4-18) ค่าพารามิเตอร์ต่างๆของระบบในรูปแบบที่ 4.2 แสดงได้ดังตารางที่ 4.2 (Areerak, Wu, Bozhko, Asher, and Thomas, 2011) การจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงนำเสนอในส่วนของภาคผนวก ก

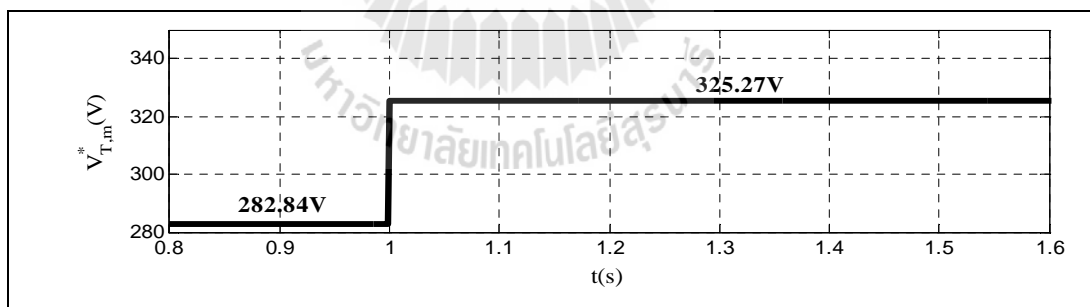
ตารางที่ 4.2 ค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิในระบบที่ 2

| พารามิเตอร์ | ค่า                         | คำอธิบาย  |
|-------------|-----------------------------|---|
| $V_{T,m}^*$ | 282.84V เป็น 325.27V        | การควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส |
| $r_s$       | 0.0044 $\Omega$             | ความต้านทานของขดลวดสเตเตอร์                             |
| $r_{fd}$    | 0.068884 $\Omega$           | ความต้านทานของขดลวดสนาม                                 |
| $r_{kd}$    | 0.0142 $\Omega$             | ความต้านทานบนแกนดีของขดลวดสนาม                          |
| $r_{kq}$    | 0.003095H                   | ความต้านทานบนแกนคิ้วของขดลวดสเตเตอร์                    |
| $L_{ls}$    | 1.98943 x10 <sup>-5</sup> H | ความเหนี่ยวนำรั่วไหลของขดลวดสเตเตอร์                    |
| $L_{ffd}$   | 3.28257x10 <sup>-5</sup> H  | ความเหนี่ยวนำรั่วไหลของขดลวดสนาม                        |
| $L_{ikd}$   | 3.4079x10 <sup>-5</sup> H   | ความเหนี่ยวนำรั่วไหลบนแกนดีของขดลวดสนาม                 |
| $L_{ikq}$   | 1.442739x10 <sup>-4</sup> H | ความเหนี่ยวนำรั่วไหลบนแกนคิ้วของขดลวดสเตเตอร์           |
| $L_{md}$    | 2.20164x10 <sup>-4</sup> H  | ความเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนดีของขดลวดสเตเตอร์       |
| $L_{mq}$    | 1.61807 x10 <sup>-4</sup> H | ความเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนคิ้วของขดลวดสเตเตอร์     |

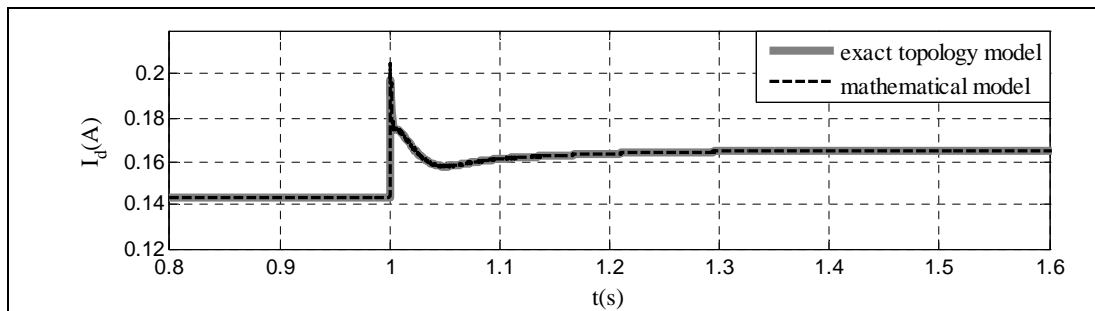
ตารางที่ 4.2 ค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2 (ต่อ)

| พารามิเตอร์          | ค่า  | คำอธิบาย  |
|----------------------|--|---|
| $P$                  | 4 poles                                    | จำนวนขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส                                  |
| $\omega$             | $2\pi \times 400$                          | ความถี่ของแหล่งจ่าย   |
| $R_{phase}$          | $30 \Omega$                                | โหลดความต้านทาน   |
| $\omega_{n,voltage}$ | 15Hz<br>( $K_{Pv}=1.78, K_{Iv}=227.02$ )   | ความถี่ธรรมชาติตัวควบคุมลูปแรงดันไฟฟ้า<br>สำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า |
| $\omega_{n,current}$ | 100Hz<br>( $K_{Pi}=0.0487, K_{Ii}=99.88$ ) | ความถี่ธรรมชาติตัวควบคุมลูปกระแสไฟฟ้าสำหรับ<br>ตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า  |

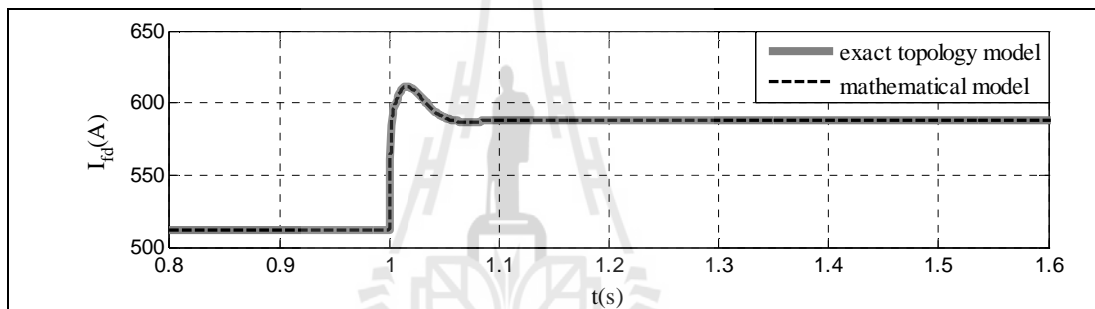
รูปที่ 4.20 เป็นการเปลี่ยนค่าของแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสจาก 282.84 V ( $200 V_{rms}$ ) เป็น 325.27 V ( $230 V_{rms}$ ) ที่เวลา 1 วินาที รูปที่ 4.21 ถึง รูปที่ 4.28 แสดงผลการตอบสนองของ  $I_{dg}, I_{fd}, I_{kd}, I_{qg}, I_{kq}, V_d, V_q$  และ  $V_{T,m}$  ซึ่งเป็นตัวแปรสถานะในรูปกระแสไฟฟ้าและแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตของระบบในรูปที่ 4.2



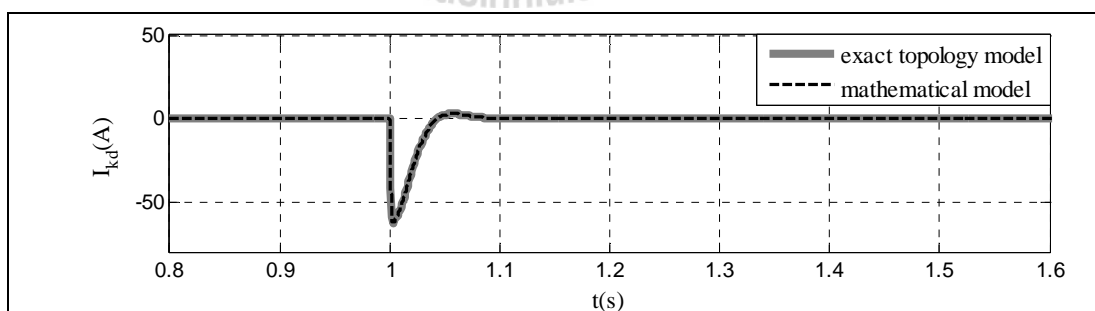
รูปที่ 4.20 การเปลี่ยนแปลงค่าของการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส



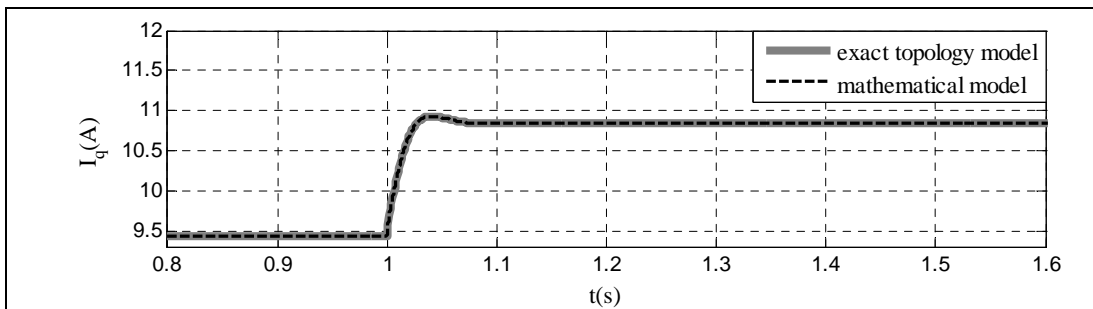
รูปที่ 4.21 ผลการตอบสนองของ  $I_{dg}$



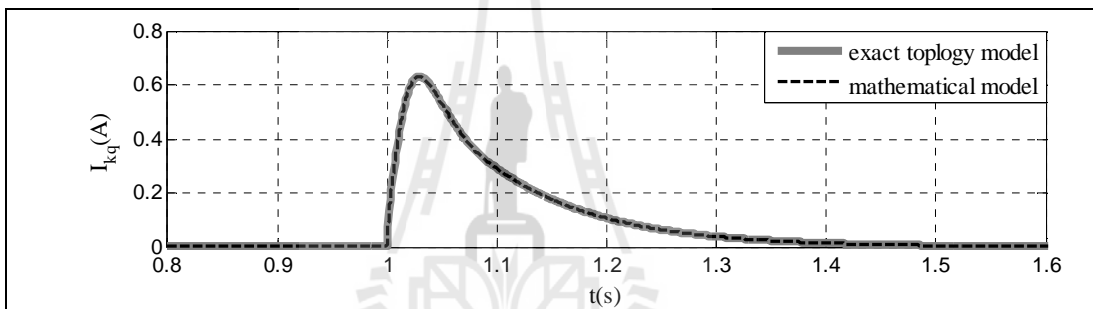
รูปที่ 4.22 ผลการตอบสนองของ  $I_{fd}$



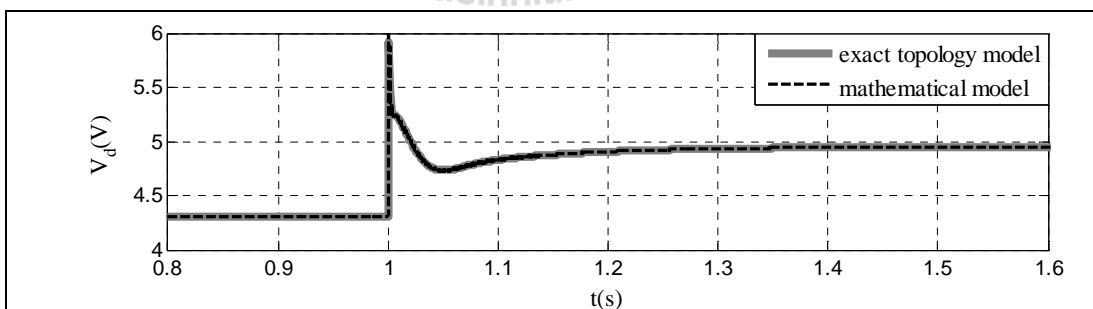
รูปที่ 4.23 ผลการตอบสนองของ  $I_{kd}$



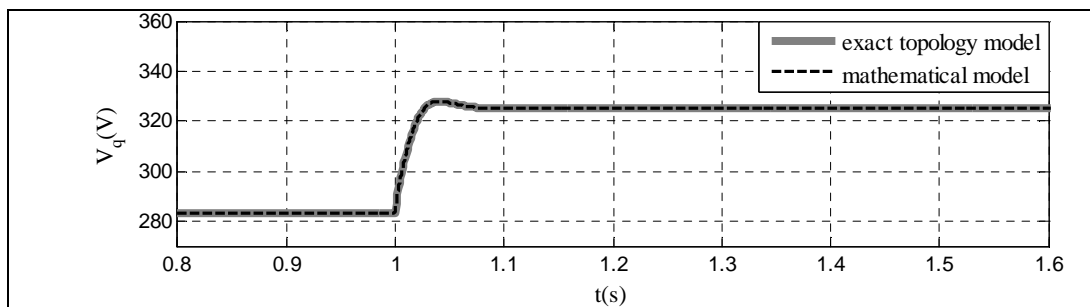
รูปที่ 4.24 ผลการตอบสนองของ  $I_{qg}$



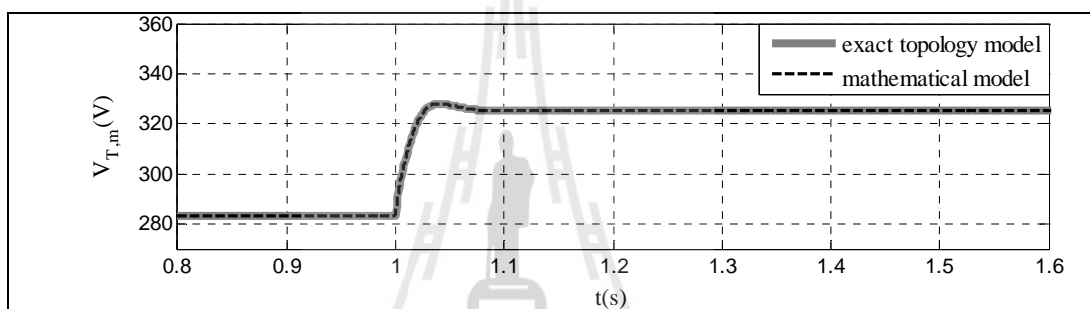
รูปที่ 4.25 ผลการตอบสนองของ  $I_{kq}$



รูปที่ 4.26 ผลการตอบสนองของ  $V_{dg}$



รูปที่ 4.27 ผลการตอบสนองของ  $V_{qg}$



รูปที่ 4.28 ผลการตอบสนองของ  $V_{T,m}$

จากรูปที่ 4.21-4.28 เป็นผลการจำลองสถานการณ์ที่ได้ซึ่งเป็นการเปรียบเทียบกันระหว่างผลการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริง (exact topology model) กับผลการจำลองสถานการณ์ด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (mathematical model) มีผลการตอบสนองในช่วงสภาวะชั่วคราวและสภาวะอยู่ตัวที่ความสอดคล้องกัน ดังนั้นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2 นี้จึงมีความถูกต้องแม่นยำ ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2 นี้เป็นพื้นฐานที่สำคัญให้กับระบบไฟฟ้าบนเครื่องระบบที่ 3 และระบบที่ 4 การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบดังกล่าวจะทำในลักษณะเช่นเดียวกับระบบที่ 2 แต่ระบบมีความซับซ้อนมากขึ้นซึ่งจะนำเสนอในหัวข้อ 4.2.3 ต่อไป

### 4.2.3 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3

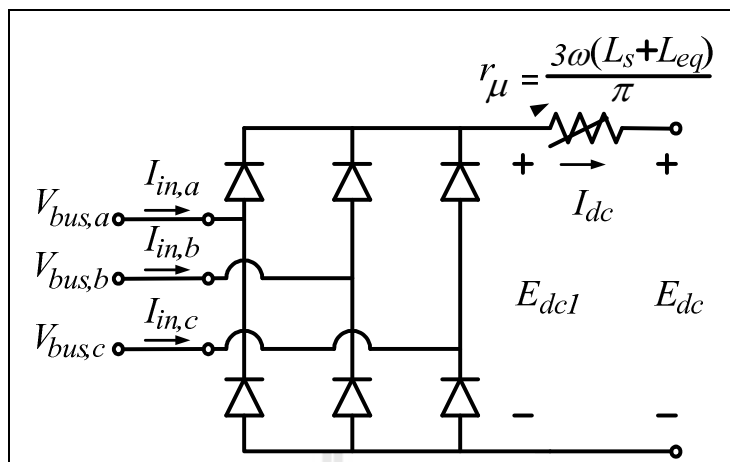
การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3 จะพิจารณาระบบไฟฟ้าซึ่งแสดงไว้ในรูปที่ 4.3 จากระบบไฟฟ้าดังกล่าวพบว่าค่าพารามิเตอร์  $R_{eq}$ ,  $L_{eq}$  และ  $C_{eq}$  เป็นค่าพารามิเตอร์ของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า ส่วนพารามิเตอร์ของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรงแทนด้วย  $R_F$ ,  $L_F$  และ  $C_F$  ซึ่งมี  $E_{dc}$  เป็นแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตของวงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบ 6 พัลส์ที่ใช้ไดโอด และ  $V_{out}$  เป็นแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตของระบบ ซึ่งเป็นแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุ  $C_F$  ของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง และมีโหลดเป็นตัวต้านทาน มุมเฟสที่เลื่อนจะพิจารณาเป็น 2 ส่วนคือ มุมเฟสระหว่างบัสแหล่งจ่าย ( $E_g$ ) กับบัสไฟฟ้าที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส (GEN Bus) แทนด้วยค่า  $\delta$  และมุมเฟสระหว่างบัสไฟฟ้าที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส (GEN Bus) กับบัสไฟฟ้ากระแสสลับ (AC bus) แทนด้วยค่า  $\gamma$

ผลกระทบจากตัวเหนี่ยวนำ  $L_s + L_{eq}$  ในส่วนของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสและระบบสายส่งกำลังไฟฟ้าด้านกระแสสลับจะทำให้เกิดมุมความเหลื่อม (overlap angle:  $\mu$ ) ซึ่งมีผลทำให้แรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตที่ออกจากวงจรเรียงกระแสสามเฟส 6 พัลส์ที่ใช้ไดโอดมีค่าลดลง จากผลกระทบดังกล่าวนี้สามารถพิจารณาแทนได้ด้วยตัวต้านทานปรับค่าได้  $r_\mu$  ทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (Mohan, Undeland, and Robbins, 2003) แสดงได้ดังรูปที่ 4.29 สำหรับค่าความต้านทานปรับค่าได้จะขึ้นอยู่กับความถี่ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่พิจารณาโดยที่สามารถคำนวณได้จากสมการที่ (4-26) โดยที่  $\omega$  คือความถี่ของระบบ

$$r_\mu = \frac{3\omega(L_s + L_{eq})}{\pi} \quad (4-26)$$

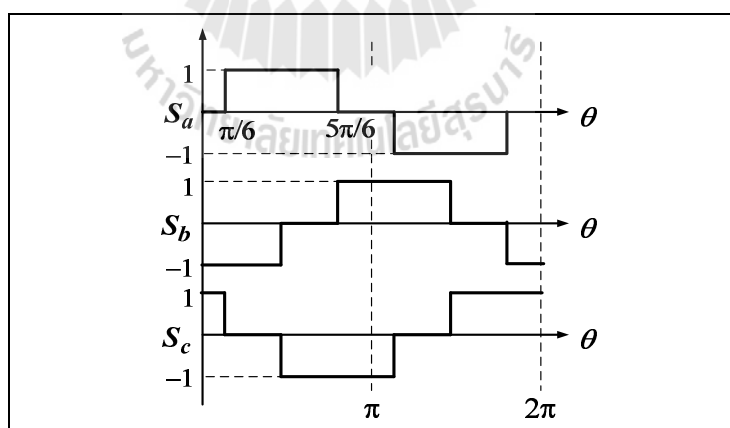
โดยที่

$L_s$  คือค่าตัวเหนี่ยวนำของขดลวดสเตเตอร์ซึ่งมีค่าเท่ากับ  $L_{ls} + L_{md}$



รูปที่ 4.29 วงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ใช้ไดโอดและความต้านทานปรับค่าได้

จากรูปที่ 4.29  $E_{dc1}$  เป็นแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตของวงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ใช้ไดโอดโดยไม่พิจารณาผลกระทบของมุมเหลื่อม ในขณะที่  $E_{dc}$  เป็นแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตของวงจรที่พิจารณาผลกระทบของมุมเหลื่อมด้วยความต้านทานที่ปรับค่าได้ และเนื่องจากการพิจารณาผลกระทบของมุมความเหลื่อมด้วย  $r_{\mu}$  แล้ว ดังนั้นสัญญาณในการสวิทช์ของวงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ใช้ไดโอดสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 4.30 ซึ่งเป็นสัญญาณที่ไม่ได้คำนึงถึงผลกระทบของมุมเหลื่อม



รูปที่ 4.30 สัญญาณสวิทช์ของวงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ใช้ไดโอด



ฟังก์ชันของการสวิตซ์ซิง  $S_{abc}$  ในรูปที่ 4.30 สามารถแสดงได้โดยอนุกรมฟูรีเยร์ซึ่งพิจารณาที่ความถี่มูลฐาน (ไม่พิจารณาฮาร์โมนิกที่เกิดขึ้นในระบบ) ฟังก์ชันของการสวิตซ์ซิง แสดงได้ดังสมการที่ (4-27)

$$S_{abc} = \frac{2\sqrt{3}}{\pi} \begin{bmatrix} \sin(\omega t + \phi) \\ \sin(\omega t - \frac{2\pi}{3} + \phi) \\ \sin(\omega t + \frac{2\pi}{3} + \phi) \end{bmatrix} \quad (4-27)$$

โดยที่  $\phi$  คือมุมเฟสที่บัสไฟฟ้ากระแสสลับ

ความสัมพันธ์ระหว่างอินพุตและเอาต์พุตของกระแสไฟฟ้าและแรงดันไฟฟ้าสำหรับวงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ใช้ไดโอด แสดงได้ดังสมการที่ (4-28) และ (4-29)

$$\mathbf{I}_{in,abc} = \mathbf{S}_{abc} \mathbf{I}_{dc} \quad (4-28)$$

$$E_{dc1} = \mathbf{S}_{abc}^T \mathbf{V}_{bus,abc} \quad (4-29)$$

โดยที่  $\mathbf{I}_{in,abc} = [I_{in,a} \quad I_{in,b} \quad I_{in,c}]^T$  และ  $\mathbf{V}_{bus,abc} = [V_{bus,a} \quad V_{bus,b} \quad V_{bus,c}]^T$

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินจะไม่พิจารณาฮาร์โมนิกที่เกิดขึ้นในระบบและต้องทำงานในโหมดนำกระแสแบบต่อเนื่องโดยสามารถแปลงให้อยู่บนแกนดีควิซซึ่งแสดงได้ดังสมการที่ (4-30)

$$\mathbf{T}[\theta_r(t)] = \frac{2}{3} \begin{bmatrix} \cos(\theta_r(t)) & \cos\left(\theta_r(t) - \frac{2\pi}{3}\right) & \cos\left(\theta_r(t) + \frac{2\pi}{3}\right) \\ -\sin(\theta_r(t)) & -\sin\left(\theta_r(t) - \frac{2\pi}{3}\right) & -\sin\left(\theta_r(t) + \frac{2\pi}{3}\right) \end{bmatrix} \quad (4-30)$$

จากสมการที่ (4-27) (4-28) และ (4-29) สามารถแปลงอยู่บนแกน  $dq$  ด้วยสมการที่ (4-30) ซึ่งสามารถเขียนสมการได้ดังนี้

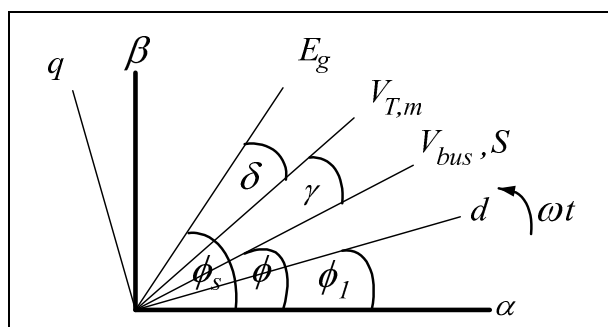
$$\mathbf{I}_{in,dq} = \mathbf{S}_{dq} I_{dc} \quad (4-31)$$

$$E_{dc1} = \frac{3}{2} \mathbf{S}_{dq}^T \mathbf{V}_{bus,dq} \quad (4-32)$$

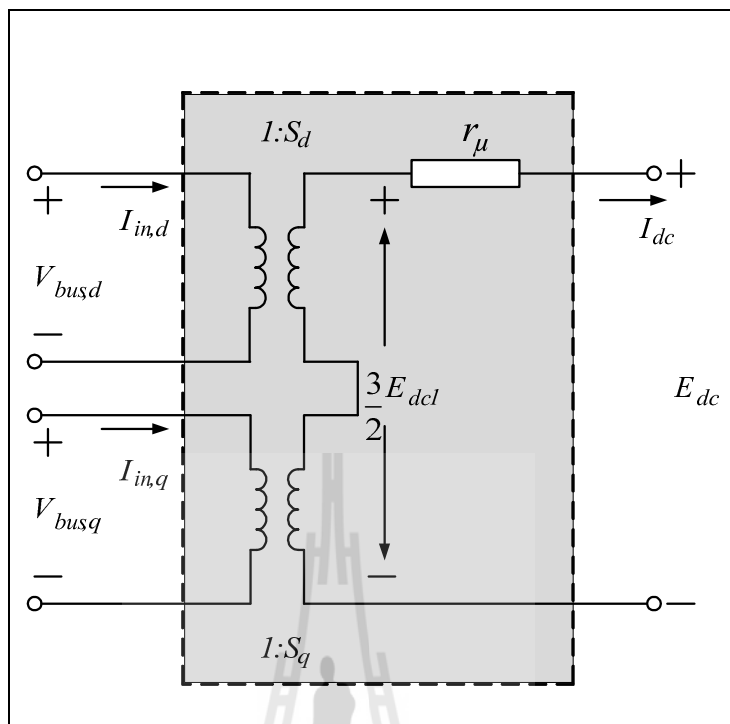
$$\mathbf{S}_{dq} = \frac{2\sqrt{3}}{\pi} \begin{bmatrix} \cos(\phi_1 - \phi) \\ -\sin(\phi_1 - \phi) \end{bmatrix} \quad (4-33)$$

โดยที่  $\mathbf{I}_{in,dq} = [I_{in,d} \quad I_{in,q}]^T$  และ  $\mathbf{V}_{bus,dq} = [V_{bus,d} \quad V_{bus,q}]^T$

จากสมการที่ (4-31) (4-32) และ (4-33) วงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ใช้ไดโอดเมื่อแปลงวงจรให้อยู่บนแกนดีควจะเปรียบเสมือนเป็นหม้อแปลงไฟฟ้าซึ่งมี  $S_d$  และ  $S_q$  เป็นอัตราส่วนของหม้อแปลงที่ขึ้นอยู่กับมุมเฟสเลื่อนระหว่างมุมเฟสบนระนาบแกนดีคว ( $\omega t$ ) และมุมเฟสของบัสไฟฟ้ากระแสสลับ ( $\phi$ ) แผนภาพเวกเตอร์สำหรับการแปลงดีควแสดงได้รูปที่ 4.31 เมื่อ  $E_g$  คือค่ายอดสูงสุดของแรงดันไฟฟ้าภายในเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส  $V_{T,m}$  คือค่ายอดสูงสุดของแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส  $V_{bus}$  คือค่ายอดสูงสุดของแรงดันที่บัสไฟฟ้ากระแสสลับ และ  $S$  คือค่ายอดสูงสุดของฟังก์ชันการสวิตช์ สำหรับวงจรสมมูลบนแกนดีควของวงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ใช้ไดโอดแสดงได้ดังรูปที่ 4.32



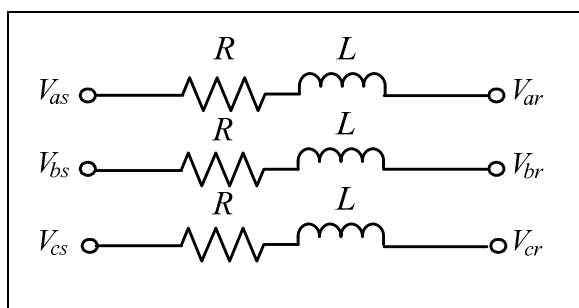
รูปที่ 4.31 แผนภาพเวกเตอร์สำหรับการแปลงดีคว



รูปที่ 4.32 วงจรสมมูลบนแกนคิกิวของวงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ใช้ไดโอด

สำหรับในส่วนขอระบบสายส่งกำลังไฟฟ้าที่ต่อแบบพายโมเดล ( $\pi$ -model) สามารถแปลงจากวงจรสมมูลบนแกนสามเฟสไปเป็นวงจรสมมูลบนแกนคิกิวซึ่งระบบประกอบไปด้วยวงจรอนุกรมระหว่างตัวต้านทานกับตัวเหนี่ยวนำแสดงได้ดังรูปที่ 4.33 และวงจรขนานกับตัวเก็บประจุแสดงได้ดังรูปที่ 4.35

- วงจรอนุกรมของตัวต้านทานและตัวเหนี่ยวนำ



รูปที่ 4.33 ตัวต้านทานและตัวเหนี่ยวนำของวงจรสายส่งกำลังไฟฟ้าสามเฟส

พิจารณาแรงดันที่ตกคร่อมของสายส่งกำลังไฟฟ้าดังแสดงในรูปที่ 4.33 สามารถเขียนได้ดังสมการที่ (4-34)

$$\Delta V_{abc} = R\mathbf{I}_{abc} + L\frac{d}{dt}\mathbf{I}_{abc} \quad (4-34)$$

$$\text{โดยที่ } \Delta V_{abc} = \begin{bmatrix} \Delta V_a \\ \Delta V_b \\ \Delta V_c \end{bmatrix} \text{ และ } \mathbf{I}_{abc} = \begin{bmatrix} I_a \\ I_b \\ I_c \end{bmatrix}$$

สำหรับการแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟสเป็นปริมาณไฟฟ้าบนแกนดิกิวของแรงดันไฟฟ้าตกคร่อม ( $\mathbf{V}_{abc}$ ) และกระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านสายส่งกำลังไฟฟ้า ( $\mathbf{I}_{abc}$ ) จำเป็นต้องอาศัยสมการการแปลงของปาร์คในสมการที่ (4-35) และอินเวอร์สการแปลงของปาร์คในสมการที่ (4-36)

$$[\mathbf{f}_{dq0}] = [\mathbf{T}_{dq0}] [\mathbf{f}_{abc}] \quad (4-35)$$

$$\text{โดยที่ } [\mathbf{T}_{dq0}] = \frac{2}{3} \begin{bmatrix} \cos \theta_r & \cos\left(\theta_r - \frac{2\pi}{3}\right) & \cos\left(\theta_r + \frac{2\pi}{3}\right) \\ -\sin \theta_r & -\sin\left(\theta_r - \frac{2\pi}{3}\right) & -\sin\left(\theta_r + \frac{2\pi}{3}\right) \\ \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & \frac{1}{2} \end{bmatrix}$$

$$[\mathbf{f}_{abc}] = [\mathbf{T}_{dq0}]^{-1} [\mathbf{f}_{dq0}] \quad (4-36)$$

$$\text{โดยที่ } [\mathbf{T}_{dq0}]^{-1} = \begin{bmatrix} \cos \theta_r & -\sin \theta_r & 1 \\ \cos\left(\theta_r - \frac{2\pi}{3}\right) & -\sin\left(\theta_r - \frac{2\pi}{3}\right) & 1 \\ \cos\left(\theta_r + \frac{2\pi}{3}\right) & -\sin\left(\theta_r + \frac{2\pi}{3}\right) & 1 \end{bmatrix}$$

จากสมการที่ (4-34) สามารถแปลงปริมาณไฟฟ้าสามเฟสเป็นปริมาณไฟฟ้าบนแกนดิกิวได้จากสมการที่ (4-35) และ (4-36) ซึ่งสามารถเขียนได้ดังสมการที่ (4-37)

$$\mathbf{T}_{dq0}^{-1} \Delta V_{dq0} = R \left( \mathbf{T}_{dq0}^{-1} \mathbf{I}_{dq0} \right) + L \frac{d}{dt} \left( \mathbf{T}_{dq0}^{-1} \mathbf{I}_{dq0} \right) \quad (4-37)$$

นำเมตริกซ์การแปลงของปาร์ก ( $\mathbf{T}_{dq0}$ ) คูณตลอดในสมการที่ (4-37) สามารถเขียนได้ดังสมการที่ (4-38) (4-39) และ (4-40)

$$\mathbf{T}_{dq0} \mathbf{T}_{dq0}^{-1} \Delta V_{dq0} = \mathbf{T}_{dq0} R \left( \mathbf{T}_{dq0}^{-1} \mathbf{I}_{dq0} \right) + \mathbf{T}_{dq0} L \frac{d}{dt} \left( \mathbf{T}_{dq0}^{-1} \mathbf{I}_{dq0} \right) \quad (4-38)$$

$$\Delta V_{dq0} = R \mathbf{I}_{dq0} + L \mathbf{T}_{dq0} \left( \mathbf{T}_{dq0}^{-1} \frac{d}{dt} \mathbf{I}_{dq0} + \mathbf{I}_{dq0} \frac{d}{dt} \mathbf{T}_{dq0}^{-1} \right) \quad (4-39)$$

$$\Delta V_{dq0} = R \mathbf{I}_{dq0} + L \frac{d}{dt} \mathbf{I}_{dq0} + L \mathbf{I}_{dq0} \mathbf{T}_{dq0} \frac{d}{dt} \mathbf{T}_{dq0}^{-1} \quad (4-40)$$

เมื่อ

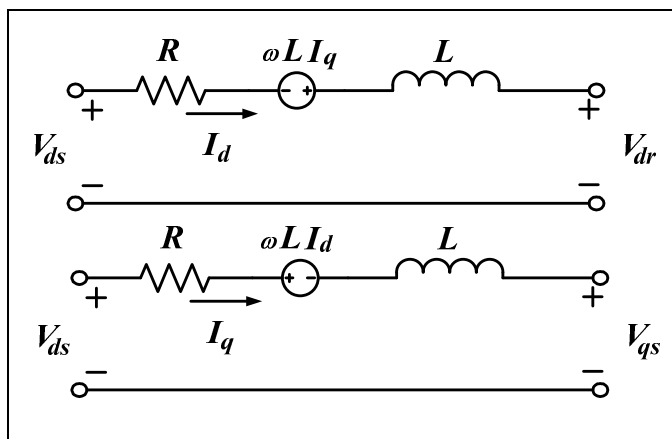
$$\mathbf{T}_{dq0} \frac{d}{dt} \mathbf{T}_{dq0}^{-1} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega & 0 \\ \omega & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

ดังนั้นสามารถเขียนสมการแรงดันไฟฟ้าตกคร่อมและกระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านวงจรอนุกรมของตัวต้านทานและตัวเหนี่ยวนำบนแกนดิกิวได้ดังสมการที่ (4-41) และ (4-42)

$$\Delta V_d = R I_d - \omega L I_q + L \frac{d}{dt} i_d \quad (4-41)$$

$$\Delta V_q = R I_q + \omega L I_d + L \frac{d}{dt} i_q \quad (4-42)$$

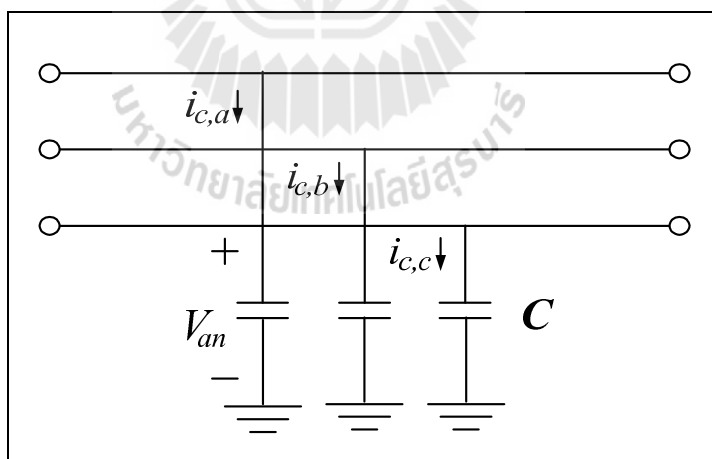
จากสมการที่ (4-41) และ (4-42) สามารถเขียนเป็นวงจรสมมูลอนุกรมตัวต้านทานและตัวเหนี่ยวนำของสายส่งกำลังไฟฟ้าบนแกนดิกิวแสดงได้ดังรูปที่ 4.34



รูปที่ 4.34 วงจรสมมูลของตัวต้านทานและตัวเหนี่ยวนำในสายส่งกำลังไฟฟ้าบนแกนดิกิว

- วงจรขนานของตัวเก็บประจุ

สำหรับวงจรรวมตัวเก็บประจุของสายส่งกำลังไฟฟ้าสามเฟสแสดงได้ดังรูปที่ 4.35 ซึ่งเป็นระบบที่จะนำวิธีการแปลงดิกิวมาประยุกต์ใช้สำหรับการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และวงจรสมมูลบนแกนดิกิว



รูปที่ 4.35 ตัวเก็บประจุของวงจรสายส่งกำลังไฟฟ้าสามเฟส

พิจารณากระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านตัวเก็บประจุของสายส่งกำลังไฟฟ้าในรูปที่ 4.35 แสดงได้ดังสมการที่ (4-43)

$$\mathbf{I}_{c,abc} = C \frac{d}{dt} \mathbf{V}_{abc} \quad (4-43)$$

จากสมการที่ (4-43) แปลงค่ากระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านตัวเก็บประจุ ( $\mathbf{I}_{c,abc}$ ) และแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุ ( $\mathbf{V}_{abc}$ ) จากปริมาณทางไฟฟ้าสามเฟสเป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกนดีควิโดยอาศัยสมการการแปลงของปาร์กในสมการที่ (4-35) และอินเวอร์สการแปลงของปาร์กในสมการที่ (4-36) ซึ่งสามารถแสดงรายละเอียดได้ดังสมการที่ (4-44)

$$\mathbf{T}_{dq0}^{-1} \mathbf{I}_{c,dq0} = C \frac{d}{dt} \left( \mathbf{T}_{dq0}^{-1} \mathbf{V}_{dq0} \right) \quad (4-44)$$

นามตรีการแปลงของปาร์ก ( $\mathbf{T}_{dq0}$ ) คูณตลอดในสมการที่ (4-44) สามารถเขียนได้ดังสมการที่ (4-45) (4-46) และ (4-47)

$$\mathbf{T}_{dq0} \mathbf{T}_{dq0}^{-1} \mathbf{I}_{c,dq0} = \mathbf{T}_{dq0} C \frac{d}{dt} \left( \mathbf{T}_{dq0}^{-1} \mathbf{V}_{dq0} \right) \quad (4-45)$$

$$\mathbf{I}_{c,dq0} = C \mathbf{T}_{dq0} \left( \mathbf{T}_{dq0}^{-1} \frac{d}{dt} \mathbf{V}_{dq0} + \mathbf{V}_{dq0} \frac{d}{dt} \mathbf{T}_{dq0}^{-1} \right) \quad (4-46)$$

$$\mathbf{I}_{c,dq0} = C \frac{d}{dt} \mathbf{V}_{dq0} + C \mathbf{V}_{dq0} \mathbf{T}_{dq0} \frac{d}{dt} \mathbf{T}_{dq0}^{-1} \quad (4-47)$$

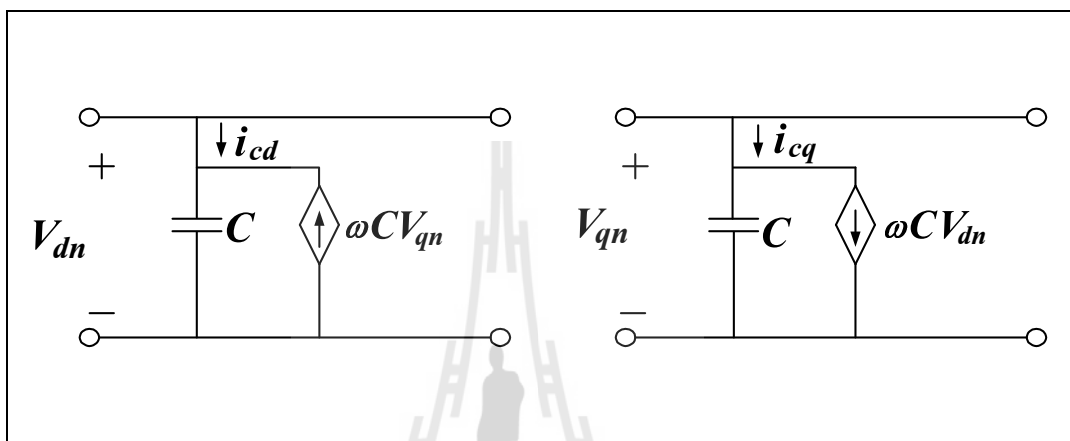
โดยที่  $\mathbf{T}_{dq0} \frac{d}{dt} \mathbf{T}_{dq0}^{-1} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega & 0 \\ \omega & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$

ดังนั้นสามารถเขียนสมการแรงดันไฟฟ้าตกคร่อมและกระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านวงจรถนนของตัวเก็บประจุบนแกนดีควิได้ดังสมการที่ (4-48) และ (4-49)

$$i_{cd} = -\omega C V_q + C \frac{d}{dt} V_d \quad (4-48)$$

$$i_{cq} = \omega C V_d + C \frac{d}{dt} V_q \quad (4-49)$$

จากสมการที่ (4-48) และ (4-49) สามารถเขียนเป็นวงจรสมมูลขนานตัวเก็บประจุของสายส่งกำลังไฟฟ้าบนแกนดียวแสดงได้ดังรูปที่ 4.36



รูปที่ 4.36 วงจรสมมูลตัวเก็บประจุในสายส่งกำลังไฟฟ้าบนแกนดียว

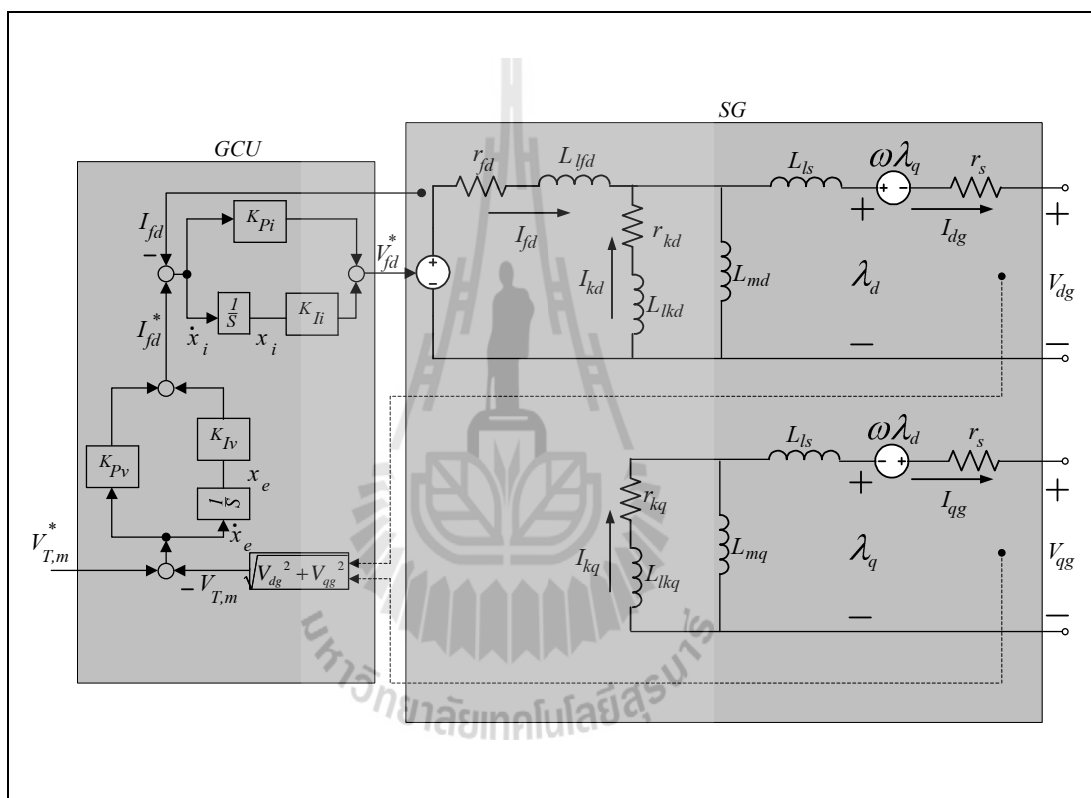
จากที่ได้กล่าวมาข้างต้นเป็นทฤษฎีที่ใช้สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องระบบที่ 3 ระบบที่ 4 และระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง (ระบบใหม่) ซึ่งจะนำเสนอในบทที่ 5 ทฤษฎีและวงจรสมมูลบนแกนดียวดังกล่าวเป็นพื้นฐานในการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เพื่อนำไปใช้ในการจำลองสถานการณ์และการวิเคราะห์เสถียรของระบบต่อไป

#### 4.2.3.1 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3

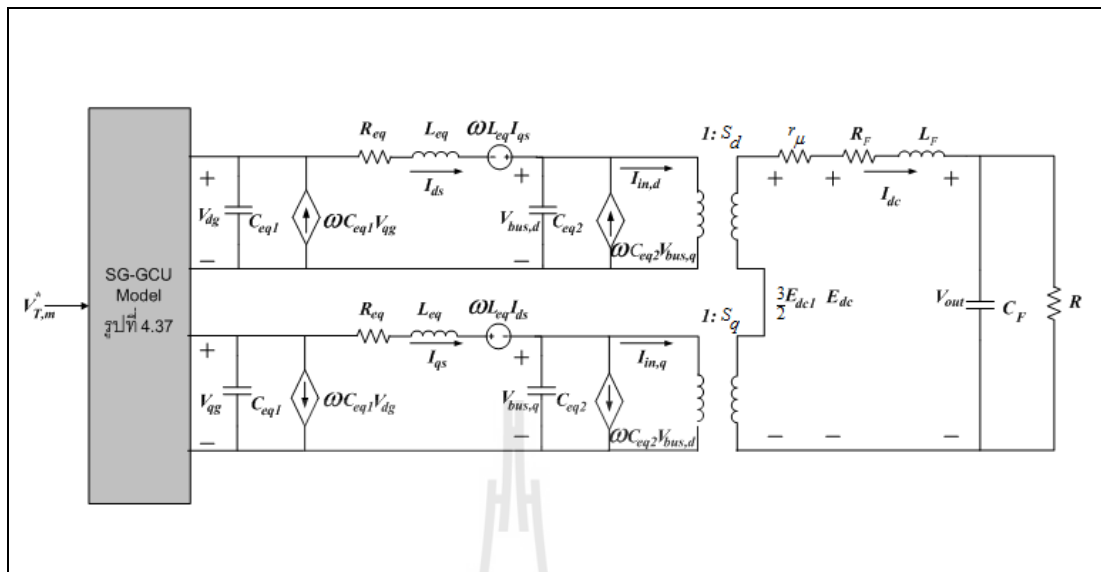
การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3 จำเป็นต้องอาศัยวงจรสมมูลบนแกนดียว สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3 นี้จะเป็นระบบที่มีความซับซ้อนมากขึ้นซึ่งจะแตกต่างจากระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2 ตรงที่ระบบประกอบไปด้วยแหล่งจ่ายที่เป็นเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส ระบบสายส่งกำลังไฟฟ้าที่ต่อแบบพายโมเดล วงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ใช้ไดโอด วงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรงและโหลดตัวต้านทาน โดยที่ระบบมีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส เช่นเดียวกับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 2



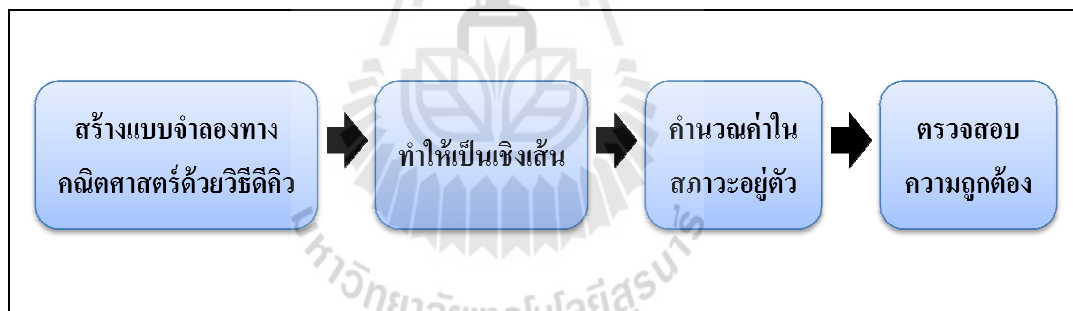
จากระบบไฟฟ้าในรูปที่ 4.3 สามารถแปลงวงจรมูลของระบบไฟฟ้าสามเฟสเป็นวงจรมูลของระบบไฟฟ้าบนแกนดักแสดงได้ดังรูปที่ 4.37 และรูปที่ 4.38 และการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีการแปลงดักของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิระบบที่ 3 นี้มีขั้นตอนในการวิเคราะห์คือ หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์บนวงจรมูลบนแกนดัก การทำให้เป็นเชิงเส้น การคำนวณค่าในสภาวะคงตัว และการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งขั้นตอนการวิเคราะห์แสดงได้ดังรูปที่ 4.39



รูปที่ 4.37 วงจรมูลบนแกนดักของ SG-GCU



รูปที่ 4.38 วงจรสมมูลบนแกนคิกวของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3



รูปที่ 4.39 ขั้นตอนการวิเคราะห์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3

จากรูปที่ 4.37 และรูปที่ 4.38 สามารถวิเคราะห์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์จากวงจรสมมูลบนแกนคิกวโดยใช้กฎแรงดันไฟฟ้าของเคอร์ชอฟฟ์ (KVL) และกฎกระแสไฟฟ้าของเคอร์ชอฟฟ์ (KCL) ได้ดังสมการที่ (4-50) และ (4-51)



จากสมการที่ (4-50) เมื่อพิจารณาสมการอนุพันธ์  $\dot{x}_e$  พบว่ามีพจน์ของสมการ  $-\sqrt{(V_{dg})^2 + (V_{qg})^2}$  ซึ่งเป็นสมการไม่เป็นเชิงเส้น การทำให้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์เป็นเชิงเส้นอาศัยการวิเคราะห์แบบจำลองสัญญาณขนาดเล็ก (small signal model) โดยนำวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นของเทย์เลอร์ อันดับ 1 ซึ่งสามารถเขียนแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่เป็นเชิงเส้น ได้ดังสมการที่ (4-52)

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{H}}\delta\mathbf{x} = \mathbf{A}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)\delta\mathbf{x} + \mathbf{B}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)\delta\mathbf{u} \\ \dot{\delta\mathbf{x}} = \mathbf{H}^{-1}\mathbf{A}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)\delta\mathbf{x} + \mathbf{H}^{-1}\mathbf{B}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)\delta\mathbf{u} \\ \dot{\delta\mathbf{x}} = \mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)\delta\mathbf{x} + \mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)\delta\mathbf{u} \\ \delta\mathbf{y} = \mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)\delta\mathbf{x} + \mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)\delta\mathbf{u} \end{cases} \quad (4-52)$$

โดยที่

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \mathbf{H}^{-1}\mathbf{A}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$$

$$\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \mathbf{H}^{-1}\mathbf{B}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$$

จากสมการที่ (4-52) กำหนดให้ตัวแปรสถานะ ตัวแปรอินพุต และตัวแปรเอาต์พุตคือ ตัวแปรสถานะ :

$$\delta\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \delta I_{dg} & \delta I_{fd} & \delta I_{kd} & \delta I_{qg} & \delta I_{kq} & \delta x_e & \delta x_i & \delta V_{dg} \\ \delta V_{qg} & \delta I_{ds} & \delta I_{qs} & \delta V_{bus,d} & \delta V_{bus,q} & \delta I_{dc} & \delta V_{out} \end{bmatrix}^T$$

$$\text{ตัวแปรอินพุต : } \delta\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \delta V_{T,m}^* \end{bmatrix}^T$$

$$\text{ตัวแปรเอาต์พุต : } \delta\mathbf{y} = \begin{bmatrix} \delta I_{dc} & \delta V_{out} \end{bmatrix}^T$$



$$\mathbf{A}_{DL} = \begin{bmatrix} \frac{1}{C_{eq1}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{C_{eq1}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{8 \times 7}$$

$$\mathbf{A}_D = \begin{bmatrix} 0 & \omega & -\frac{1}{C_{eq1}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\omega & 0 & 0 & -\frac{1}{C_{eq1}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{L_{eq}} & 0 & -\frac{r_{eq}}{L_{eq}} & \omega & -\frac{1}{L_{eq}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{L_{eq}} & -\omega & -\frac{r_{eq}}{L_{eq}} & 0 & -\frac{1}{L_{eq}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{C_{eq2}} & 0 & 0 & \omega & -\frac{2\sqrt{3}}{\pi} \frac{1}{C_{eq2}} \cos(\delta_0 + \gamma_0) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{C_{eq2}} & -\omega & 0 & \frac{2\sqrt{3}}{\pi} \frac{1}{C_{eq2}} \sin(\delta_0 + \gamma_0) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{3\sqrt{3}}{\pi L_F} \cos(\delta_0 + \gamma_0) & -\frac{3\sqrt{3}}{\pi L_F} \sin(\delta_0 + \gamma_0) & -\frac{(r_{\mu} + R_F)}{L_F} & -\frac{1}{L_F} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{C_F} & \frac{1}{RC_F} \end{bmatrix}_{8 \times 8}$$

โดยที่  $\mathbf{A}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_g & \mathbf{A}_{DU} \\ \mathbf{A}_{DL} & \mathbf{A}_D \end{bmatrix}_{15 \times 15}$

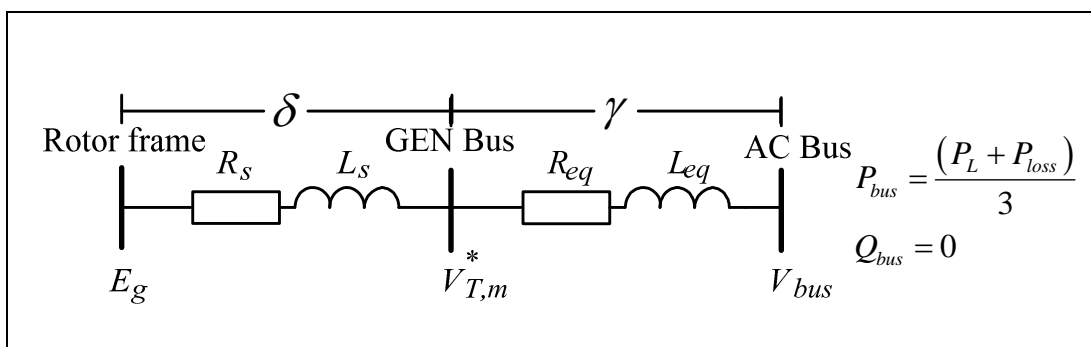
$$\mathbf{B}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}_{15 \times 1}$$

$$\mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1 \ 1]_{1 \times 15}$$

$$\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = [0]_{1 \times 1}$$
(4-53)

#### 4.2.3.2 การคำนวณค่าในสถานะคงตัว

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในสมการที่ (4-52) และ (4-53) ต้องคำนวณหาค่า  $E_{g,0}$ ,  $V_{bus,0}$ ,  $\delta_0$  และ  $\gamma_0$  ตามลำดับ ซึ่งงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะคำนวณหาค่าดังกล่าวด้วยทฤษฎีการไหลของกำลังไฟฟ้าโดยวิเคราะห์ระบบด้านไฟฟ้ากระแสสลับ แผนภาพการไหลของกำลังไฟฟ้าแสดงได้ดังรูปที่ 4.40 สำหรับตัวเก็บประจุของสายส่งกำลังไฟฟ้าที่พิจารณามีค่าน้อยมากจึงไม่นำมาวิเคราะห์เพื่อลดความซับซ้อนในการคำนวณ การคำนวณหาค่าผลเฉลย  $E_{g,0}$ ,  $V_{bus,0}$ ,  $\delta_0$  และ  $\gamma_0$  ที่สถานะคงตัวจะใช้ระเบียบวิธีเชิงตัวเลขของนิวตัน-ราฟสันซึ่งอยู่ในภาคผนวก ข ค่าในสถานะคงตัวทั้ง 4 ค่านี้จะนำไปใช้ในการจำลองสถานการณ์เพื่อตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ต่อไป



รูปที่ 4.40 สายส่งกำลังไฟฟ้าหนึ่งเฟสของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิณระบบที่ 3

จากรูปที่ 4.40 สามารถเขียนสมการการไหลของกำลังไฟฟ้าได้ดังสมการที่ (4-54)

$$\left\{ \begin{array}{l}
 + \frac{V_{T,m}^* V_{bus}}{Z_T} \cos(\gamma_T - \gamma) - \frac{V_{bus}^2}{Z_T} \cos(\gamma_T) = P_{bus} \\
 + \frac{V_{T,m}^* V_{bus}}{Z_T} \sin(\gamma_T - \gamma) - \frac{V_{bus}^2}{Z_T} \sin(\gamma_T) = Q_{bus} \\
 + \frac{E_g V_{bus}}{Z_{gT}} \cos(\gamma_{gT} - \delta - \gamma) - \frac{V_{bus}^2}{Z_{gT}} \cos(\gamma_{gT}) = P_{bus} \\
 + \frac{E_g V_{bus}}{Z_{gT}} \sin(\gamma_{gT} - \delta - \gamma) - \frac{V_{bus}^2}{Z_{gT}} \sin(\gamma_{gT}) = Q_{bus}
 \end{array} \right. \quad (4-54)$$

- เมื่อ  $V_{bus}$  คือแรงดันไฟฟ้าค่ายอดต่อเฟส (peak) ที่บัสไฟฟ้ากระแสสลับ (AC bus)  
 $E_g$  คือแรงดันไฟฟ้าค่ายอดต่อเฟส (peak) ภายในเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส  
 $\delta$  คือมุมเฟสการเลื่อนระหว่าง  $E_g$  กับ  $V_{T,m}^*$   
 $\gamma$  คือมุมเฟสการเลื่อนระหว่าง  $V_{T,m}^*$  กับ  $V_{bus}$   
 $Z_{gT} \angle \gamma_{gT}$  คือค่าอิมพีแดนซ์ระหว่าง  $E_g$  กับ  $V_{bus}$   
 $Z_T \angle \gamma_T$  คือค่าอิมพีแดนซ์ของสายส่งระหว่าง  $V_{T,m}^*$  กับ  $V_{bus}$



โดยที่ กำลังไฟฟ้าจริงและกำลังไฟฟารีแอกทีฟซึ่งพิจารณาที่บัสไฟฟ้ากระแสสลับ เป็นดัง สมการที่ (4-55) และ (4-56)

$$P_{bus} = (P_L + P_{loss})/3 \quad (4-55)$$

$$Q_{bus} = 0 \quad (4-56)$$

เมื่อ  $P_L$  คือค่ากำลังไฟฟ้าที่โหลดตัวต้านทาน ( $R$ ) และ  $P_{loss}$  คือค่ากำลังไฟฟ้าสูญเสียที่ตัวต้านทานของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง ( $R_F$ ) ซึ่งสามารถคำนวณได้จากสมการที่ (4-57) และ (4-58) ตามลำดับดังนี้

$$P_L = \frac{V_{out}^2}{R} \quad (4-57)$$

$$P_{loss} = I_{dc}^2 R_F \quad (4-58)$$

โดยที่ 
$$V_{out} = \frac{R}{(r_\mu + R_F + R)} E_{dc1}$$

$$I_{dc} = \frac{1}{(r_\mu + R_F + R)} E_{dc1}$$

$$E_{dc1} = \frac{3\sqrt{3}V_{bus}}{\pi}$$

เมื่อ  $V_{bus}$  คือแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสสลับซึ่งเป็นแรงดันไฟฟ้าอินพุตของวงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ใช้ไดโอด  $E_{dc1}$  คือแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตขาออกของวงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ใช้ไดโอด  $V_{out}$  คือแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตของวงจรเรียงกระแสซึ่งเป็นแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมโหลดตัวต้านทาน ( $R$ ) และ  $I_{dc}$  คือกระแสไฟฟ้าเอาต์พุตขาออกของกระแสสามเฟสที่ใช้ไดโอด

แทนค่าสมการที่ (4-57) ถึง (4-58) ลงในสมการที่ (4-55) ซึ่งสามารถเขียนสมการการไหลของกำลังไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสสลับได้ดังสมการที่ (4-59)

$$P_{bus} = \frac{1}{3R} \left( \frac{3\sqrt{3}V_{bus}R}{\pi(r_{\mu} + R_F + R)} \right)^2 + \frac{R_F}{3} \left( \frac{3\sqrt{3}V_{bus}}{\pi(r_{\mu} + R_F + R)} \right)^2 \quad (4-59)$$

เนื่องจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ทำเป็นเชิงเส้นเป็นแบบจำลองของสัญญาณขนาดเล็กในการจำลองสถานการณ์ของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ต้องอาศัยการคำนวณค่าในสถานะคงตัวคือ  $V_{dg,0}, V_{qg,0}, \delta_0, \gamma_0, V_{out,0}$  และ  $I_{dc,0}$  ซึ่งสามารถเขียนได้ดังสมการที่ (4-60) ถึง (4-63)

$$V_{dg0} = R_{eq}I_{ds0} - \omega L_{eq}I_{qso} + V_{bus,d0} \quad (4-60)$$

$$V_{qg0} = R_{eq}I_{qs0} + \omega L_{eq}I_{dso} + V_{bus,q0} \quad (4-61)$$

$$V_{out,0} = \frac{3\sqrt{3}V_{bus,0}R}{\pi(r_{\mu} + R_F + R)} \quad (4-62)$$

$$I_{dc,0} = \frac{3\sqrt{3}V_{bus,0}}{\pi(r_{\mu} + R_F + R)} \quad (4-63)$$

โดยที่  $V_{bus,d0} = V_{bus,0} \cos(\delta_0 + \gamma_0)$

$$V_{bus,q0} = -V_{bus,0} \sin(\delta_0 + \gamma_0)$$

$$I_{in,d0} = \frac{2\sqrt{3}}{\pi} \cos(\delta_0 + \gamma_0) I_{dc,0}$$

$$I_{in,q0} = -\frac{2\sqrt{3}}{\pi} \sin(\delta_0 + \gamma_0) I_{dc,0}$$

$$I_{ds,0} = I_{in,d0} - \omega C_{eq} V_{bus,q0}$$

$$I_{qs,0} = I_{in,q0} + \omega C_{eq} V_{bus,d0}$$

ในหัวข้อที่กล่าวมาข้างต้นเป็นการคำนวณค่าในสถานะคงตัวสำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3 เท่านั้นโดยที่ระบบมีโหลดเป็นเพียงตัวต้านทาน ในกรณีที่โหลดเป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวซึ่งเป็นระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4 การคำนวณค่าในสถานะคงตัวจะมีความแตกต่างกับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3 ซึ่งจะกล่าวในหัวข้อที่ 4.2.4.2 ต่อไป

#### 4.2.3.3 การตรวจสอบความถูกต้องและผลการจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในสมการที่ (4-52) และรายละเอียดของเมตริกซ์ในสมการที่ (4-53) เป็นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3 โดยการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองอาศัยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ ผลของการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงจะถูกนำมาเปรียบเทียบกับผลการจำลองสถานการณ์ด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ค่าพารามิเตอร์ต่างๆของระบบในรูปแบบที่ 4.3 แสดงได้ดังตารางที่ 4.3 ซึ่งอ้างอิงมาจาก (Areerak, Wu, Bozhko, Asher, and Thomas, 2011) การจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงนำเสนอในส่วนของภาคผนวก ก

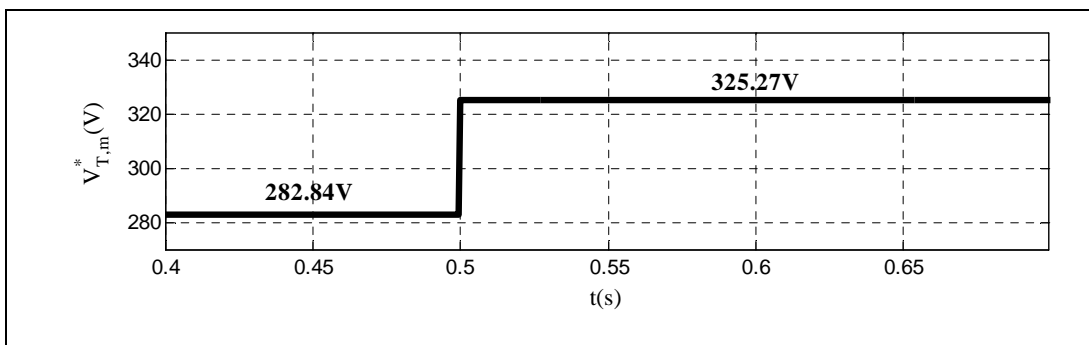
ตารางที่ 4.3 ค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3

| พารามิเตอร์ | ค่า                        | คำอธิบาย   |
|-------------|----------------------------|--|
| $V_{T,m}^*$ | 282.84V เป็น 325.27V       | ค่าการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส |
| $r_s$       | 0.0044Ω                    | ค่าตัวต้านทานของขดลวดสเตเตอร์                              |
| $r_{fd}$    | 0.068884Ω                  | ค่าตัวต้านทานของขดลวดสนาม                                  |
| $r_{kd}$    | 0.0142Ω                    | ค่าตัวต้านทานบนแกนดีของขดลวดสนาม                           |
| $r_{kq}$    | 0.003095H                  | ค่าตัวต้านทานบนแกนคิวของขดลวดสเตเตอร์                      |
| $L_{ls}$    | $1.98943 \times 10^{-5}$ H | ค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลของขดลวดสเตเตอร์                     |
| $L_{lfd}$   | $3.28257 \times 10^{-5}$ H | ค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลของขดลวดสนาม                         |
| $L_{lkd}$   | $3.4079 \times 10^{-5}$ H  | ค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลบนแกนดีของขดลวดสนาม                  |

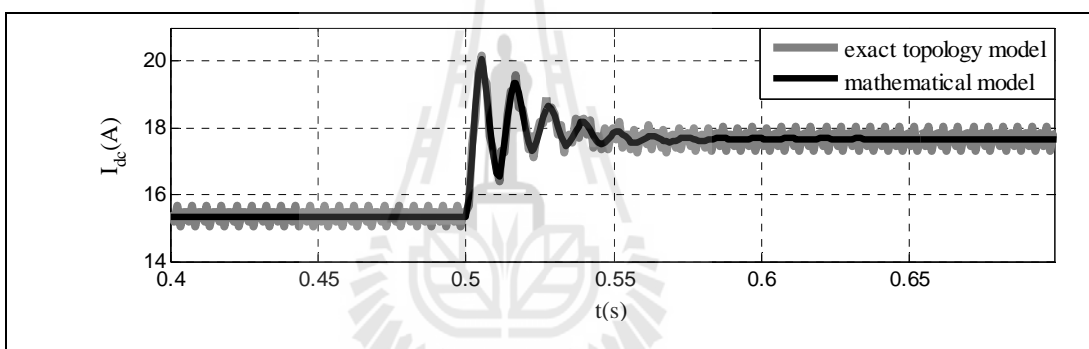
ตารางที่ 4.3 ค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3 (ต่อ)

| พารามิเตอร์          | ค่า  | คำอธิบาย  |
|----------------------|--|---|
| $L_{lkq}$            | $1.442739 \times 10^{-4} \text{H}$         | ค่าตัวเหนี่ยวนำรั้วไหลบนแกนคิ้ว<br>ของขดลวดสเตเตอร์                         |
| $L_{md}$             | $2.20164 \times 10^{-4} \text{H}$          | ค่าตัวเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนคิ้ว<br>ของขดลวดสเตเตอร์                   |
| $L_{mq}$             | $1.61807 \times 10^{-4} \text{H}$          | ค่าตัวเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนคิ้ว<br>ของขดลวดสเตเตอร์                   |
| $P$                  | 4 poles                                    | จำนวนขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโครนัส                                    |
| $\omega$             | $2\pi \times 400$                          | ความถี่ของแหล่งจ่าย   |
| $\omega_{n,voltage}$ | 15Hz<br>( $K_{pv}=1.78, K_{iv}=227.02$ )   | ความถี่ธรรมชาติตัวควบคุมรูปแรงดันไฟฟ้า<br>สำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า |
| $\omega_{n,current}$ | 100Hz<br>( $K_{pi}=0.0487, K_{fi}=99.88$ ) | ความถี่ธรรมชาติตัวควบคุมรูปกระแสไฟฟ้า<br>สำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า  |
| $R_{eq}$             | $0.1 \Omega$                               | ค่าตัวต้านทานของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า  |
| $L_{eq}$             | $24 \times 10^{-6} \text{H}$               | ค่าตัวเหนี่ยวนำของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า                                      |
| $C_{eq1}, C_{eq2}$   | $2 \times 10^{-9} \text{F}$                | ค่าตัวเก็บประจุของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า                                      |
| $R_F$                | $0.01 \Omega$                              | ค่าตัวต้านทานของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง                                       |
| $L_F$                | $6.5 \times 10^{-3} \text{H}$              | ค่าตัวเหนี่ยวนำของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง                                     |
| $C_F$                | $500 \times 10^{-6} \text{F}$              | ค่าตัวเก็บประจุของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง                                     |
| $R$                  | $30 \Omega$                                | โหลดความต้านทาน   |

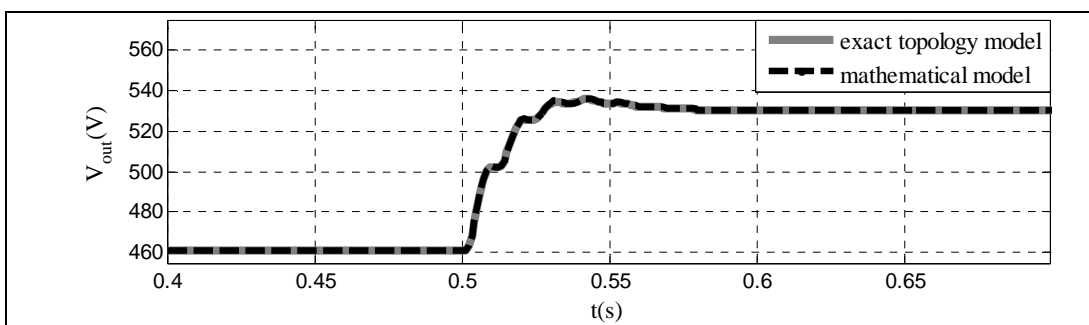
รูปที่ 4.41 เป็นการเปลี่ยนค่าของแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโครนัสจาก  $282.84 \text{ V}$  ( $200 \text{ V}_{rms}$ ) เป็น  $325.27 \text{ V}$  ( $230 \text{ V}_{rms}$ ) ที่เวลา  $0.5$  วินาที รูปที่ 4.42 ถึง รูปที่ 4.43 แสดงผลการตอบสนองของ  $I_{dc}$  และ  $V_{out}$  ซึ่งเป็นตัวแปรสถานะในรูปกระแสไฟฟ้าและแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตของระบบไฟฟ้าในรูปที่ 4.3



รูปที่ 4.41 การเปลี่ยนแปลงค่าของการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส



รูปที่ 4.42 ผลการตอบสนองของ  $I_{dc}$

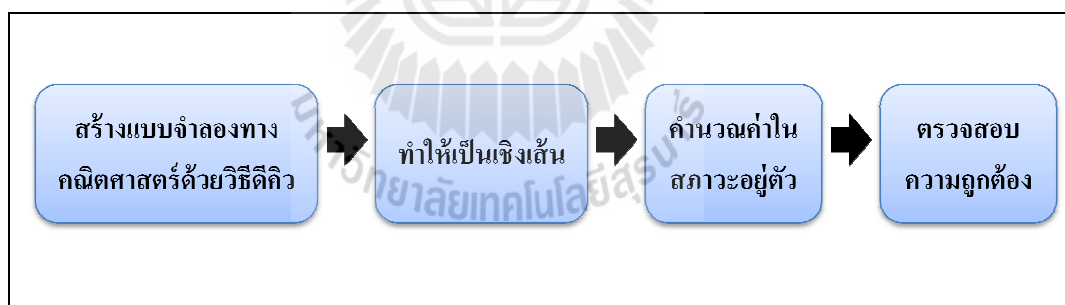


รูปที่ 4.43 ผลการตอบสนองของ  $V_{out}$

จากรูปที่ 4.42 และรูปที่ 4.43 จะเห็นได้ว่าการจำลองสถานการณ์ที่ได้ในรูปของกระแสไฟฟ้าเอาต์พุตและแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตมีผลการตอบสนองในสถานะชั่วคราวและสถานะคงตัวที่สอดคล้องกัน ดังนั้นการเปรียบเทียบผลการจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3 ระหว่างผลการจำลองสถานการณ์ด้วยคอมพิวเตอร์ (exact topology model) และผลการจำลองสถานการณ์ด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (mathematical model) นี้จึงมีความถูกต้องแม่นยำ ระบบไฟฟ้างกล่าวนี้จะแตกต่างกับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4 ตรงที่เปลี่ยนจากโหลดความต้านทานเป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งโหลดชนิดนี้จะส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบเป็นอย่างมาก

#### 4.2.4 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4

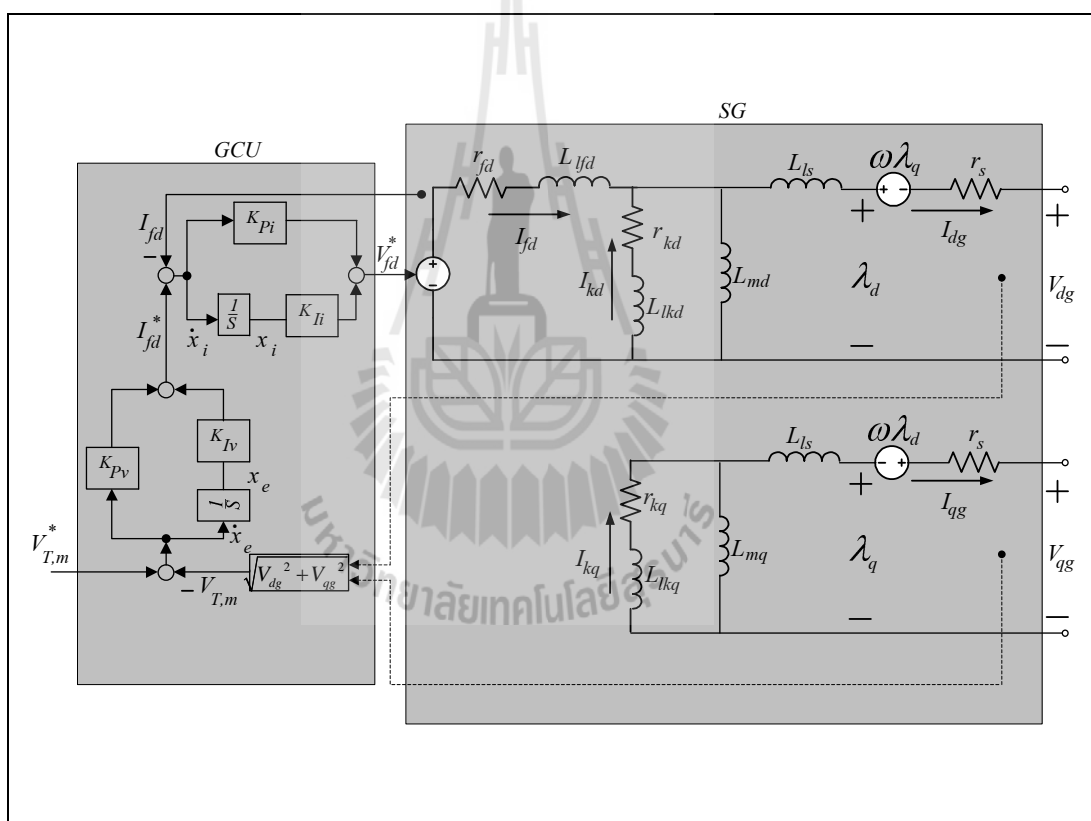
การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4 จะพิจารณาเช่นเดียวกับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3 แต่แตกต่างกันตรงที่ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3 มีโหลดเป็นตัวต้านทาน และระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4 จะมีโหลดเป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว จากระบบไฟฟ้าที่แสดงไว้ในรูป 4.4 สามารถหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีการแปลงดีคิวโดยมีขั้นตอนในการวิเคราะห์แสดงได้ดังรูปที่ 4.44



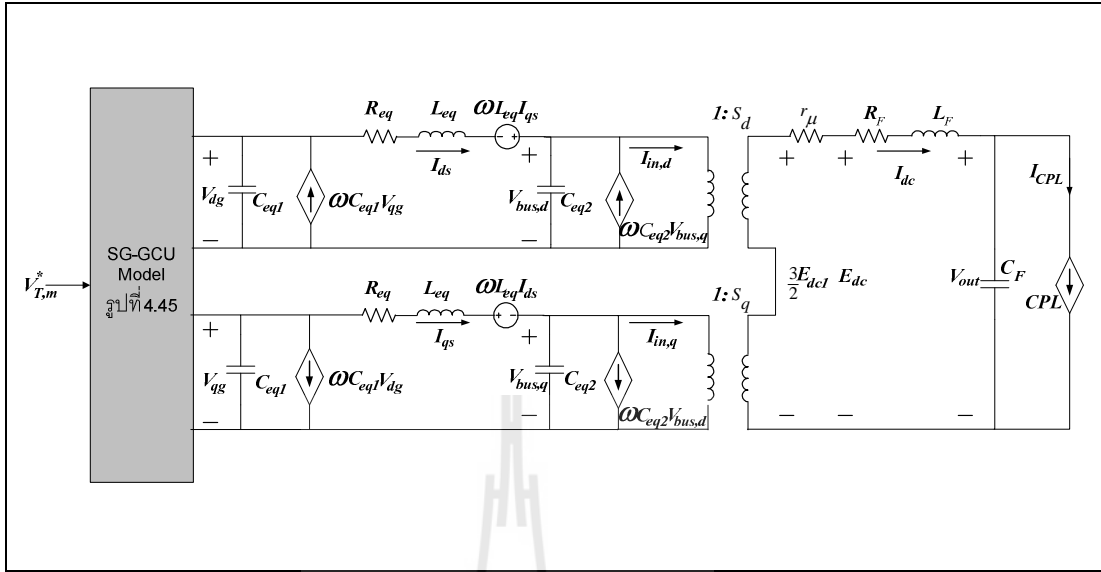
รูปที่ 4.44 ขั้นตอนการวิเคราะห์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4

#### 4.2.4.1 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4

การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4 จำเป็นต้องอาศัยวงจรสมมูลบนแกนดิกิว สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4 นี้จะเป็นระบบที่เหมือนกับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3 แต่จะแตกต่างกันตรงที่ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4 จะมีโหลดเป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว และระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4 นี้จะเป็นระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินหลักที่จะถูกนำไปวิเคราะห์เสถียรภาพซึ่งเป็นสิ่งสำคัญสำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ จากระบบไฟฟ้าที่แสดงไว้ในรูป 4.4 สามารถแปลงวงจรสมมูลของระบบไฟฟ้าสามเฟสเป็นวงจรสมมูลของระบบไฟฟ้าบนแกนดิกิวแสดงได้ดังรูปที่ 4.45 และ 4.46



รูปที่ 4.45 วงจรสมมูลบนแกนดิกิวของ SG-GCU



รูปที่ 4.46 วงจรสมมูลบนแกนดคีิวของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4

จากรูปที่ 4.45 และรูปที่ 4.46 สามารถวิเคราะห์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์จากวงจรสมมูลบนแกนดคีิวโดยใช้กฎแรงดันไฟฟ้าของเคอร์ชอฟฟ์ (KVL) และกฎกระแสไฟฟ้าของเคอร์ชอฟฟ์ (KCL) ได้ดังสมการที่ (4-64) และ (4-65)

- แบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับวงจรสมมูลบนแกนดคีิวของ SG-GCU

$$\begin{cases}
 -(L_{ls} + L_{md})\dot{i}_{dg} + L_{md}\dot{i}_{fd} + L_{md}\dot{i}_{kd} = r_s I_{dg} - \omega(L_{ls} + L_{mq})I_{qg} + \omega L_{mq}I_{kq} + V_{dg} \\
 -L_{md}\dot{i}_{dg} + (L_{lfd} + L_{md})\dot{i}_{fd} + L_{md}\dot{i}_{kd} - K_{Pi}\dot{x}_i = -r_{fd}I_{fd} + K_{Ii}x_i \\
 -L_{md}\dot{i}_{dg} + L_{md}\dot{i}_{fd} + (L_{lkd} + L_{md})\dot{i}_{kd} = -r_{kd}I_{kd} \\
 -(L_{ls} + L_{mq})\dot{i}_{qg} + L_{mq}\dot{i}_{kq} = \omega(L_{ls} + L_{md})I_{dg} - \omega L_{md}I_{fd} - \omega L_{md}I_{kd} \\
 \quad \quad \quad + r_s I_{qg} + V_{qg} \\
 -L_{mq}\dot{i}_{qg} + (L_{lkq} + L_{mq})\dot{i}_{kq} = -r_{kq}I_{kq} \\
 \dot{x}_e = V_{T,m}^* - \sqrt{V_{dg}^2 + V_{qg}^2} \\
 -K_{Pv}\dot{x}_e + \dot{x}_i = -I_{fd} + K_{Iv}x_e
 \end{cases} \quad (4-64)$$



- แบบจำลองทางคณิตศาสตร์วงจรสมมูลบนแกนดีคิวของระบบ  
ไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3

$$\begin{cases}
 \dot{V}_{dg} = \frac{1}{C_{eq1}} I_{dg} + \omega V_{qg} - \frac{1}{C_{eq1}} I_{ds} \\
 \dot{V}_{qg} = \frac{1}{C_{eq1}} I_{qg} - \omega V_{dg} - \frac{1}{C_{eq1}} I_{qs} \\
 \dot{i}_{ds} = \frac{1}{L_{eq}} V_{dg} - \frac{r_{eq}}{L_{eq}} I_{ds} + \omega I_{qs} - \frac{1}{L_{eq}} V_{bus,d} \\
 \dot{i}_{qs} = \frac{1}{L_{eq}} V_{qg} - \omega I_{ds} - \frac{r_{eq}}{L_{eq}} I_{qs} - \frac{1}{L_{eq}} V_{bus,q} \\
 \dot{V}_{bus,d} = \frac{1}{C_{eq2}} I_{ds} + \omega V_{bus,q} - \frac{2\sqrt{3}}{\pi} \frac{I_{dc}}{C_{eq2}} \cos(\delta + \gamma) \\
 \dot{V}_{bus,q} = \frac{1}{C_{eq2}} I_{qs} - \omega V_{bus,d} + \frac{2\sqrt{3}}{\pi} \frac{I_{dc}}{C_{eq2}} \sin(\delta + \gamma) \\
 \dot{i}_{dc} = \frac{3\sqrt{3}}{\pi L_F} \cos(\delta + \gamma) V_{bus,d} - \frac{3\sqrt{3}}{\pi L_F} \sin(\delta + \gamma) V_{bus,q} - \frac{(r_{\mu} + R_F)}{L_F} I_{dc} - \frac{1}{L_F} V_{out} \\
 \dot{V}_{out} = \frac{1}{C_F} I_{dc} - \frac{1}{C_F} \frac{P_{CPL}}{V_{out}}
 \end{cases} \quad (4-65)$$

จากสมการที่ (4-64) และ (4-65) พิจารณาสมการอนุพันธ์  $\dot{x}_e$  และ  $\dot{V}_{out}$  พบว่ามีพจน์ของสมการ  $-\sqrt{(v_{dg})^2 + (v_{qg})^2}$  และพจน์ของสมการ  $\frac{1}{V_{out}}$  ซึ่งเป็นสมการไม่เป็นเชิงเส้น การทำให้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์เป็นเชิงเส้นได้นั้นต้องอาศัยการวิเคราะห์แบบจำลองสัญญาณขนาดเล็ก (small signal model) โดยนำวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นของเทย์เลอร์ อันดับ 1 ซึ่งสามารถเขียนแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่เป็นเชิงเส้น แสดงได้ดังสมการที่ (4-66)

$$\begin{cases}
 \dot{\mathbf{H}} \delta \mathbf{x} = \mathbf{A}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{x} + \mathbf{B}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{u} \\
 \dot{\delta \mathbf{x}} = \mathbf{H}^{-1} \mathbf{A}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{x} + \mathbf{H}^{-1} \mathbf{B}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{u} \\
 \dot{\delta \mathbf{x}} = \mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{x} + \mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{u} \\
 \dot{\delta \mathbf{y}} = \mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{x} + \mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{u}
 \end{cases} \quad (4-66)$$

โดยที่

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \mathbf{H}^{-1} \mathbf{A}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$$

$$\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \mathbf{H}^{-1} \mathbf{B}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$$

จากสมการที่ (4-52) กำหนดให้ตัวแปรสถานะ ตัวแปรอินพุต และตัวแปรเอาต์พุตคือ  
ตัวแปรสถานะ :

$$\delta \mathbf{x} = \begin{bmatrix} \delta I_{dg} & \delta I_{fd} & \delta I_{kd} & \delta I_{qg} & \delta I_{kq} & \delta x_e & \delta x_i & \delta V_{dg} \\ \delta V_{qg} & \delta I_{ds} & \delta I_{qs} & \delta V_{bus,d} & \delta V_{bus,q} & \delta I_{dc} & \delta V_{out} \end{bmatrix}^T$$

$$\text{ตัวแปรอินพุต : } \delta \mathbf{u} = \begin{bmatrix} \delta V_{T,m}^* & \delta P_{CPL} \end{bmatrix}^T$$

$$\text{ตัวแปรเอาต์พุต : } \delta \mathbf{y} = \begin{bmatrix} \delta I_{dc} & \delta V_{out} \end{bmatrix}^T$$

รายละเอียดเมตริกซ์ในสมการที่ (4-66) แสดงได้ดังสมการที่ (4-67)

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} -(L_{ls} + L_{md}) & L_{md} & L_{md} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -L_{md} & (L_{fd} + L_{md}) & L_{md} & 0 & 0 & 0 & -K_{Pi} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -L_{md} & L_{md} & (L_{kd} + L_{md}) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -(L_{ls} + L_{mq}) & L_{mq} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -L_{mq} & (L_{kq} + L_{mq}) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -K_{Pv} & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_{15 \times 15}$$

$$\text{โดยที่ } \mathbf{A}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_g & \mathbf{A}_{DU} \\ \mathbf{A}_{DL} & \mathbf{A}_D \end{bmatrix}_{15 \times 15}$$



$$\mathbf{A}_D = \begin{bmatrix}
 0 & \omega & -\frac{1}{C_{eq1}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 -\omega & 0 & 0 & -\frac{1}{C_{eq1}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 \frac{1}{L_{eq}} & 0 & -\frac{r_{eq}}{L_{eq}} & \omega & -\frac{1}{L_{eq}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & \frac{1}{L_{eq}} & -\omega & -\frac{r_{eq}}{L_{eq}} & 0 & -\frac{1}{L_{eq}} & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & \frac{1}{C_{eq2}} & 0 & 0 & \omega & -\frac{2\sqrt{3}}{\pi} \frac{1}{C_{eq2}} \cos(\delta_0 + \gamma_0) & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & \frac{1}{C_{eq2}} & -\omega & 0 & \frac{2\sqrt{3}}{\pi} \frac{1}{C_{eq2}} \sin(\delta_0 + \gamma_0) & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{3\sqrt{3}}{\pi L_F} \cos(\delta_0 + \gamma_0) & -\frac{3\sqrt{3}}{\pi L_F} \sin(\delta_0 + \gamma_0) & -\frac{(r_\mu + R_F)}{L_F} & -\frac{1}{L_F} & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{C_F} & \frac{P_{CPL}}{C_F V_{out,0}^2} & 0
 \end{bmatrix}_{8 \times 8}$$

$$\mathbf{B}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix}
 0 & 0 \\
 0 & 0 \\
 0 & 0 \\
 0 & 0 \\
 0 & 0 \\
 0 & 0 \\
 1 & 0 \\
 0 & 0 \\
 0 & 0 \\
 0 & 0 \\
 0 & 0 \\
 0 & 0 \\
 0 & 0 \\
 0 & 0 \\
 0 & 0 \\
 0 & -\frac{1}{C V_{out,0}}
 \end{bmatrix}_{15 \times 2}$$

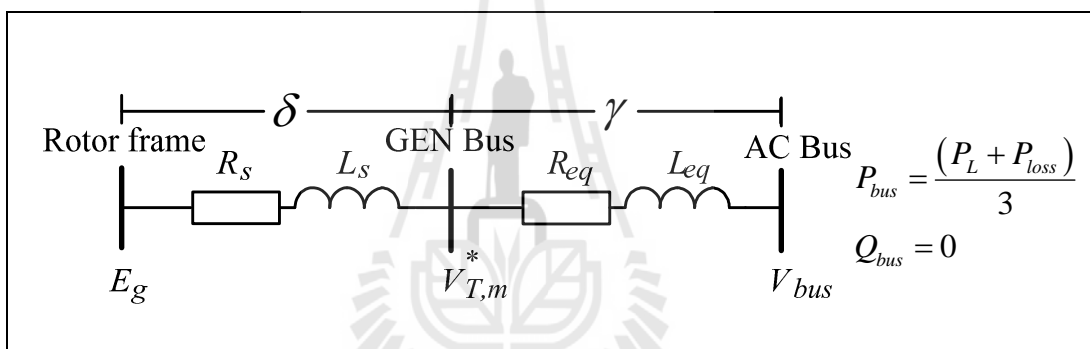
$$\mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1 \ 1]_{1 \times 15}$$

(4-67)

$$\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = [0 \ 0]_{1 \times 2}$$

#### 4.2.4.2 การคำนวณค่าในสถานะคงตัว

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในสมการที่ (4-66) และ (4-67) ต้องคำนวณหาค่า  $E_{g,0}$ ,  $V_{bus,0}$ ,  $\delta_0$  และ  $\gamma_0$  ตามลำดับ ซึ่งงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะคำนวณหาค่าดังกล่าวด้วยทฤษฎีการไหลของกำลังไฟฟ้าโดยวิเคราะห์ระบบด้านไฟฟ้ากระแสสลับ แผนภาพการไหลของกำลังไฟฟ้าแสดงได้ดังรูปที่ 4.47 สำหรับตัวเก็บประจุของสายส่งกำลังไฟฟ้าที่พิจารณามีค่าน้อยมากจึงไม่นำมาวิเคราะห์เพื่อลดความซับซ้อนในการคำนวณ การคำนวณหาค่าผลเฉลย  $E_{g,0}$ ,  $V_{bus,0}$ ,  $\delta_0$  และ  $\gamma_0$  ที่สถานะคงตัวจะใช้ระเบียบวิธีเชิงตัวเลขของนิวตัน-ราฟสันซึ่งอยู่ในภาคผนวก ข ค่าในสถานะคงตัวทั้ง 4 ค่านี้จะนำไปใช้ในการจำลองสถานการณ์เพื่อตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ต่อไป



รูปที่ 4.47 สายส่งกำลังไฟฟ้าหนึ่งเฟสของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4

จากรูปที่ 4.47 สามารถเขียนสมการการไหลของกำลังไฟฟ้าได้ดังสมการที่ (4-68) ถึง (4-71)

$$+ \frac{V_{T,m}^* V_{bus}}{Z_T} \cos(\gamma_T - \gamma) - \frac{V_{bus}^2}{Z_T} \cos(\gamma_T) = P_{bus} \quad (4-68)$$

$$+ \frac{V_{T,m}^* V_{bus}}{Z_T} \sin(\gamma_T - \gamma) - \frac{V_{bus}^2}{Z_T} \sin(\gamma_T) = Q_{bus} \quad (4-69)$$

$$+\frac{E_g V_{bus}}{Z_{gT}} \cos(\gamma_{gT} - \delta - \gamma) - \frac{V_{bus}^2}{Z_{gT}} \cos(\gamma_{gT}) = P_{bus} \quad (4-70)$$

$$+\frac{E_g V_{bus}}{Z_{gT}} \sin(\gamma_{gT} - \delta - \gamma) - \frac{V_{bus}^2}{Z_{gT}} \sin(\gamma_{gT}) = Q_{bus} \quad (4-71)$$

- เมื่อ  $V_{bus}$  คือแรงดันไฟฟ้าค่ายอดต่อเฟส (peak) ที่บัสไฟฟ้ากระแสสลับ (AC bus)  
 $E_g$  คือแรงดันไฟฟ้าค่ายอดต่อเฟส (peak) ภายในเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส  
 $\delta$  คือมุมเฟสการเลื่อนระหว่าง  $E_g$  กับ  $V_{T,m}^*$   
 $\gamma$  คือมุมเฟสการเลื่อนระหว่าง  $V_{T,m}^*$  กับ  $V_{bus}$   
 $Z_{gT} \angle \gamma_{gT}$  คือค่าอิมพีแดนซ์ระหว่าง  $E_g$  กับ  $V_{bus}$   
 $Z_T \angle \gamma_T$  คือค่าอิมพีแดนซ์ของสายส่งระหว่าง  $V_{T,m}^*$  กับ  $V_{bus}$

โดยที่ กำลังไฟฟ้าจริงและกำลังไฟฟ้ารีแอกทีฟซึ่งพิจารณาที่บัสไฟฟ้ากระแสสลับ เป็นดังสมการที่ (4-72) และ (4-73)

$$P_{bus} = (P_{CPL} + P_{loss}) / 3 \quad (4-72)$$

$$Q_{bus} = 0 \quad (4-73)$$

เมื่อ  $P_{CPL}$  คือค่ากำลังไฟฟ้าคงตัวที่โหลดของระบบและ  $P_{loss}$  คือค่ากำลังไฟฟ้าสูญเสียที่ตัวต้านทานของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง ( $R_F$ )

เนื่องจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ทำเป็นเชิงเส้นเป็นแบบจำลองของสัญญาณขนาดเล็ก ในการจำลองสถานการณ์ของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ต้องอาศัยการคำนวณค่าในสถานะคงตัวคือ  $V_{dg,0}, V_{qg,0}, \delta_0, \gamma_0, V_{out,0}$  และ  $I_{dc,0}$  ซึ่งสามารถเขียนได้ดังสมการที่ (4-74) ถึง (4-77)

$$V_{dg,0} = R_{eq} I_{ds0} - \omega L_{eq} I_{qso} + V_{bus,d0} \quad (4-74)$$

$$V_{qg,0} = R_{eq} I_{qs,0} + \omega L_{eq} I_{dso} + V_{bus,q,0} \quad (4-75)$$

$$V_{out,0} - \frac{3\sqrt{3}V_{bus,0}}{\pi} V_{out,0} + P_{CPL} (r_{\mu} + R_F) = 0 \quad (4-76)$$

$$I_{dc,0} = \frac{P_{CPL}}{V_{out,0}} \quad (4-77)$$

โดยที่

$$V_{bus,d,0} = V_{bus,0} \cos(\delta_0 + \gamma_0)$$

$$V_{bus,q,0} = -V_{bus,0} \sin(\delta_0 + \gamma_0)$$

$$I_{in,d,0} = \frac{2\sqrt{3}}{\pi} \cos(\delta_0 + \gamma_0) I_{dc,0}$$

$$I_{in,q,0} = -\frac{2\sqrt{3}}{\pi} \sin(\delta_0 + \gamma_0) I_{dc,0}$$

$$I_{ds,0} = I_{in,d,0} - \omega C_{eq2} V_{bus,q,0}$$

$$I_{qs,0} = I_{in,q,0} + \omega C_{eq2} V_{bus,d,0}$$

#### 4.2.4.3 การตรวจสอบความถูกต้องและผลการจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าบน เครื่องบิในระบบที่ 4

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในสมการที่ (4-66) และรายละเอียดของเมตริกซ์ในสมการที่ (4-67) เป็นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิในระบบที่ 4 โดยการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองจะอาศัยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ ผลของการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงจะถูกนำมาเปรียบเทียบกับผลการจำลองสถานการณ์ด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ค่าพารามิเตอร์ต่างๆของระบบในรูปแบบที่ 4.4 แสดงได้ดังตารางที่ 4.4 ซึ่งอ้างอิงมาจาก (Areerak, Wu, Bozhko, Asher, and Thomas, 2011) การจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงนำเสนอในส่วนของภาคผนวก ก

ตารางที่ 4.4 ค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4

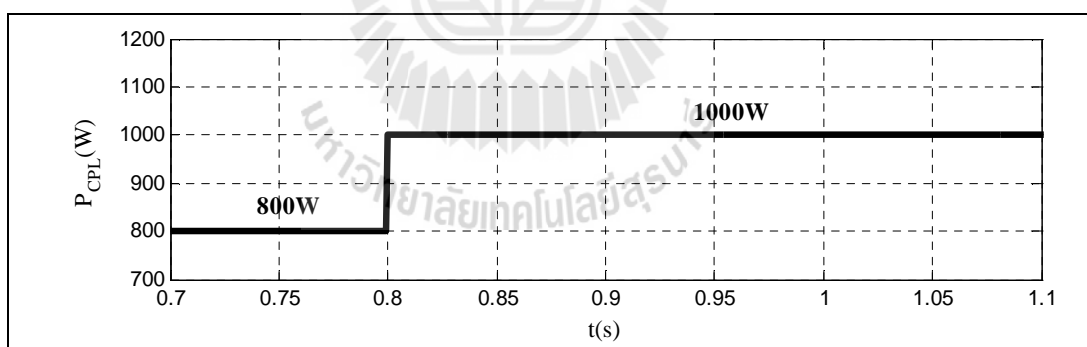
| พารามิเตอร์          | ค่า  | คำอธิบาย  |
|----------------------|--|---|
| $V_{T,m}^*$          | 325.27V                                    | ค่าการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส              |
| $r_s$                | 0.0044Ω                                    | ค่าตัวต้านทานของขดลวดสเตเตอร์   |
| $r_{fd}$             | 0.068884Ω                                  | ค่าตัวต้านทานของขดลวดสนาม   |
| $r_{kd}$             | 0.0142Ω                                    | ค่าตัวต้านทานบนแกนดีของขดลวดสนาม  |
| $r_{kq}$             | 0.003095H                                  | ค่าตัวต้านทานบนแกนคิวของขดลวดสเตเตอร์                                   |
| $L_{ls}$             | $1.98943 \times 10^{-5}$ H                 | ค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลของขดลวดสเตเตอร์                                  |
| $L_{lfd}$            | $3.28257 \times 10^{-5}$ H                 | ค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลของขดลวดสนาม                                      |
| $L_{lkd}$            | $3.4079 \times 10^{-5}$ H                  | ค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลบนแกนดีของขดลวดสนาม                               |
| $L_{lkq}$            | $1.442739 \times 10^{-4}$ H                | ค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลบนแกนคิวของขดลวดสเตเตอร์                          |
| $L_{md}$             | $2.20164 \times 10^{-4}$ H                 | ค่าตัวเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนดีของขดลวดสเตเตอร์                     |
| $L_{mq}$             | $1.61807 \times 10^{-4}$ H                 | ค่าตัวเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนคิวของขดลวดสเตเตอร์                    |
| $P$                  | 4 poles                                    | จำนวนขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัส                                 |
| $\omega$             | $2\pi \times 400$                          | ความถี่ของแหล่งจ่าย   |
| $\omega_{n,voltage}$ | 15Hz<br>( $K_{pv}=1.78, K_{iv}=227.02$ )   | ความถี่ธรรมชาติตัวควบคุมลูปแรงดันไฟฟ้าสำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า |
| $\omega_{n,current}$ | 100Hz<br>( $K_{pi}=0.0487, K_{ii}=99.88$ ) | ความถี่ธรรมชาติตัวควบคุมลูปกระแสไฟฟ้าสำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า  |



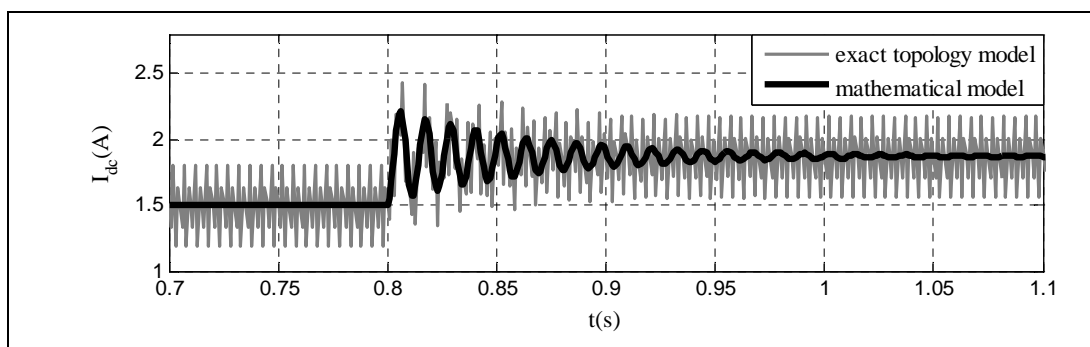
ตารางที่ 4.4 ค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4 (ต่อ)

| พารามิเตอร์        | ค่า                           | คำอธิบาย                                |
|--------------------|-------------------------------|---|
| $R_{eq}$           | $0.1\Omega$                   | ค่าตัวต้านทานของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า    |
| $L_{eq}$           | $24 \times 10^{-6} \text{H}$  | ค่าตัวเหนี่ยวนำของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า  |
| $C_{eq1}, C_{eq2}$ | $2 \times 10^{-9} \text{F}$   | ค่าตัวเก็บประจุของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า  |
| $R_F$              | $0.01\Omega$                  | ค่าตัวต้านทานของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง   |
| $L_F$              | $6.5 \times 10^{-3} \text{H}$ | ค่าตัวเหนี่ยวนำของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง |
| $C_F$              | $500 \times 10^{-6} \text{F}$ | ค่าตัวเก็บประจุของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง |
| $P_{CPL}$          | 800W to 1000W                 | โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว                     |

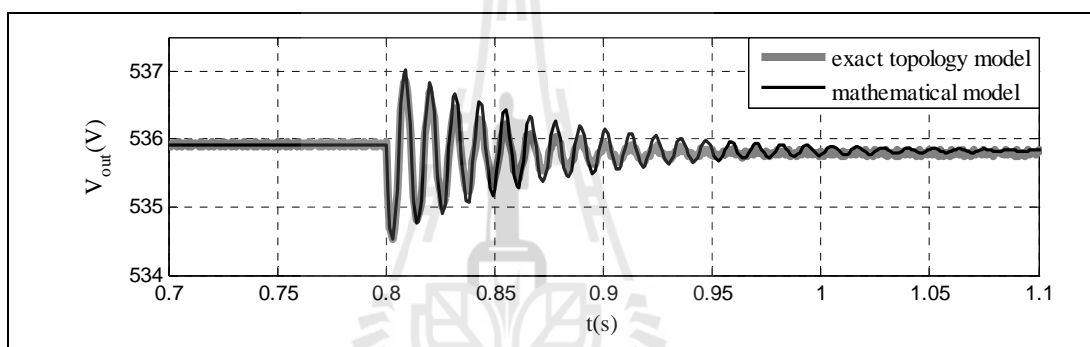
รูปที่ 4.48 เป็นการเปลี่ยนแปลงค่าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจาก 800 W เป็น 1000 W ที่เวลา 0.8 วินาที รูปที่ 4.49 ถึง รูปที่ 4.50 แสดงผลการตอบสนองของ  $I_{dc}$  และ  $V_{out}$  ซึ่งเป็นตัวแปรสถานะในรูปกระแสไฟฟ้าและแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตของระบบไฟฟ้าในรูปที่ 4.4



รูปที่ 4.48 การเปลี่ยนแปลงค่าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว



รูปที่ 4.49 ผลการตอบสนองของ  $I_{dc}$



รูปที่ 4.50 ผลการตอบสนองของ  $V_{out}$

จากการจำลองสถานการณ์ในรูปที่ 4.49 ถึง รูปที่ 4.50 พบว่าการจำลองสถานการณ์ที่ได้ในรูปของกระแสไฟฟ้าเอาต์พุตและแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตมีผลการตอบสนองในสภาวะชั่วคราวและสภาวะคงตัวที่สอดคล้องกัน ดังนั้นการเปรียบเทียบผลการจำลองสถานการณ์ระหว่างการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ผ่านระบบจริง (exact topology model) และผลการจำลองสถานการณ์ด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (mathematical model) จึงมีความถูกต้องแม่นยำ สำหรับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์นี้สามารถนำไปวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบหรือใช้คาดการณ์จุดการขาดเสถียรภาพซึ่งจะได้รับการอธิบายในบทที่ 6 ต่อไป

### 4.3 สรุป

เนื้อหาในบทนี้เป็นการนำเสนอการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสโดยวิธีการแปลงดีควิซิ่งขั้นตอนในการวิเคราะห์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์จะพิจารณาจากระบบที่ซับซ้อนน้อยไปยังระบบที่ซับซ้อนมาก (ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 1 ถึง ระบบที่ 4) และจากการเปรียบเทียบผลการจำลองสถานการณ์พบว่าผลการจำลองสถานการณ์ด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (mathematical model) มีผลการตอบสนองในช่วงสภาวะชั่วคราวและสภาวะคงตัวที่สอดคล้องกับผลการจำลองสถานการณ์ด้วยคอมพิวเตอร์ (exact topology model) แสดงให้เห็นว่าแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินทั้ง 4 ระบบมีความถูกต้องและเชื่อถือได้

ในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะพิจารณาระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส (ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4) ซึ่งแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4 นี้มีความสำคัญมากในการนำไปใช้คาดการณ์จุดการขาดเสถียรภาพเนื่องจากผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้อย่างถูกต้อง



## บทที่ 5

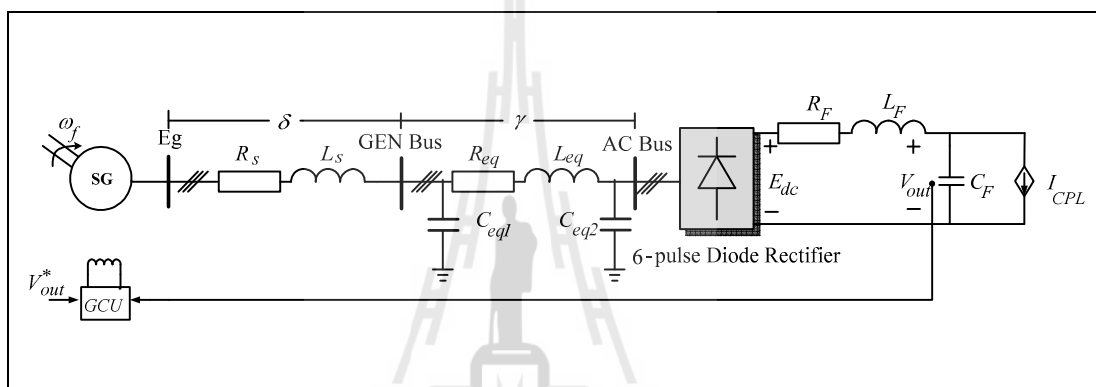
### ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง

#### 5.1 บทนำ

ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินโดยส่วนใหญ่เป็นระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส (ระบบในอดีต) การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบดังกล่าวด้วยวิธีคิวได้นำเสนอไว้แล้วในบทที่ 4 สำหรับในบทนี้จะนำเสนอการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีคิวกับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง (ระบบที่คิดค้นขึ้นสำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้) ซึ่งโครงสร้างของระบบจะแตกต่างกับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน โดยทั่วไปตรงที่จะเปลี่ยนการควบคุมจากระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสเป็นระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง โดยโครงสร้างของระบบที่คิดค้นขึ้นสำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะทำหน้าที่ควบคุมแรงดันเอาต์พุตที่บัสไฟตรง การออกแบบตัวควบคุมสำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้าจะใช้ตัวควบคุมพีไอในการออกแบบ หาค่า  $K_{Pv}$ ,  $K_{Iv}$ ,  $K_{Pi}$  และ  $K_{Ii}$  ซึ่งวัตถุประสงค์ของงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะทำการเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระหว่างระบบเก่า และระบบใหม่ โดยการวิเคราะห์เสถียรภาพของทั้ง 2 ระบบจำเป็นต้องอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่มีความถูกต้องเพื่อใช้คาดการณ์จุดที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพ สำหรับรายละเอียดในบทนี้จะอธิบายการได้มาซึ่งแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงคือ ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่เป็นเชิงเส้นและการทำให้เป็นเชิงเส้น การออกแบบตัวควบคุมพีไอสำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า การคำนวณค่าในสภาวะคงตัว ผลการจำลองสถานการณ์เมื่อระบบมีการเปลี่ยนแปลงแรงดันเอาต์พุตที่บัสไฟตรง ผลการจำลองสถานการณ์เมื่อระบบมีการเปลี่ยนแปลงโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว และสรุปผล ตามลำดับ

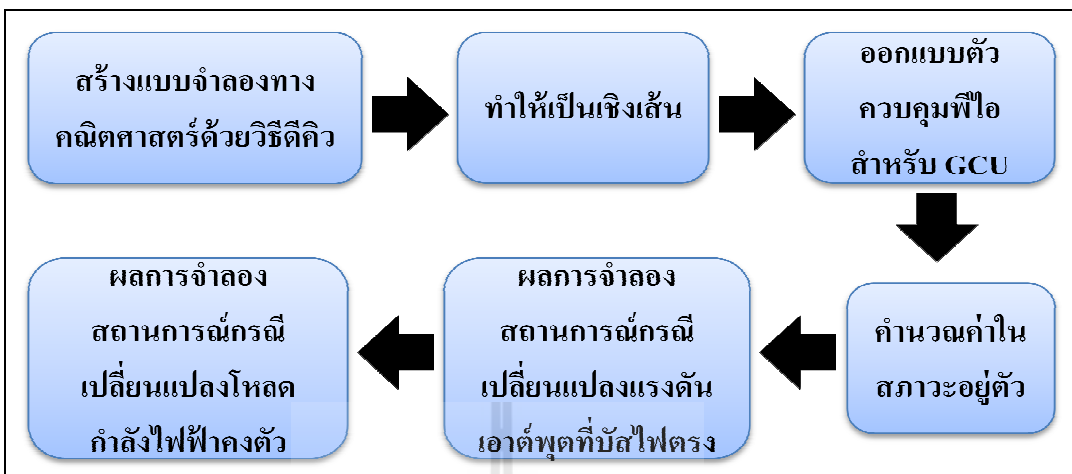
## 5.2 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง

ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงเป็นระบบที่มีโครงสร้างที่น่าสนใจในการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับระบบควบคุมบนเครื่องบินแบบใหม่ โดยที่ระบบประกอบไปด้วยแหล่งจ่ายที่เป็นเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟส ระบบสายส่งกำลังไฟฟ้าที่ต่อแบบพายโมเดล ( $\pi$ -model) วงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ใช้ไดโอด วงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง และมีโหลดเป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวแบบอุดมคติ โดยที่ระบบมีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง แสดงได้ดังรูปที่ 5.1

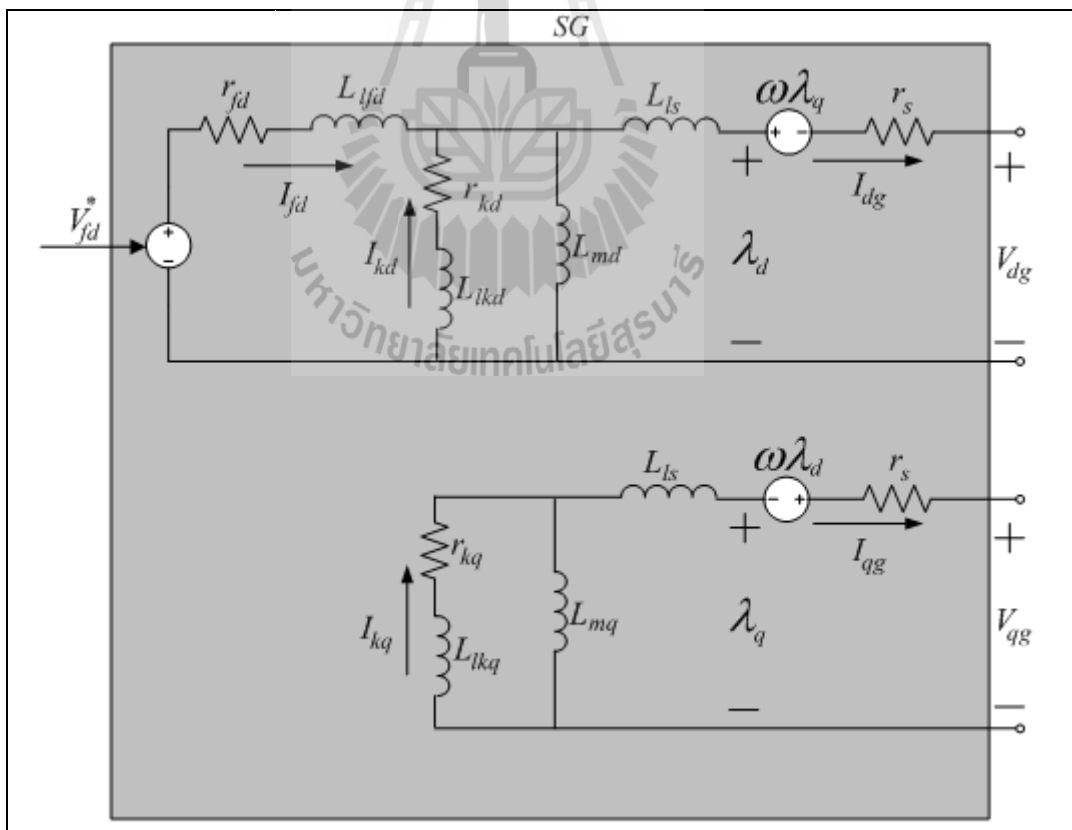


รูปที่ 5.1 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง

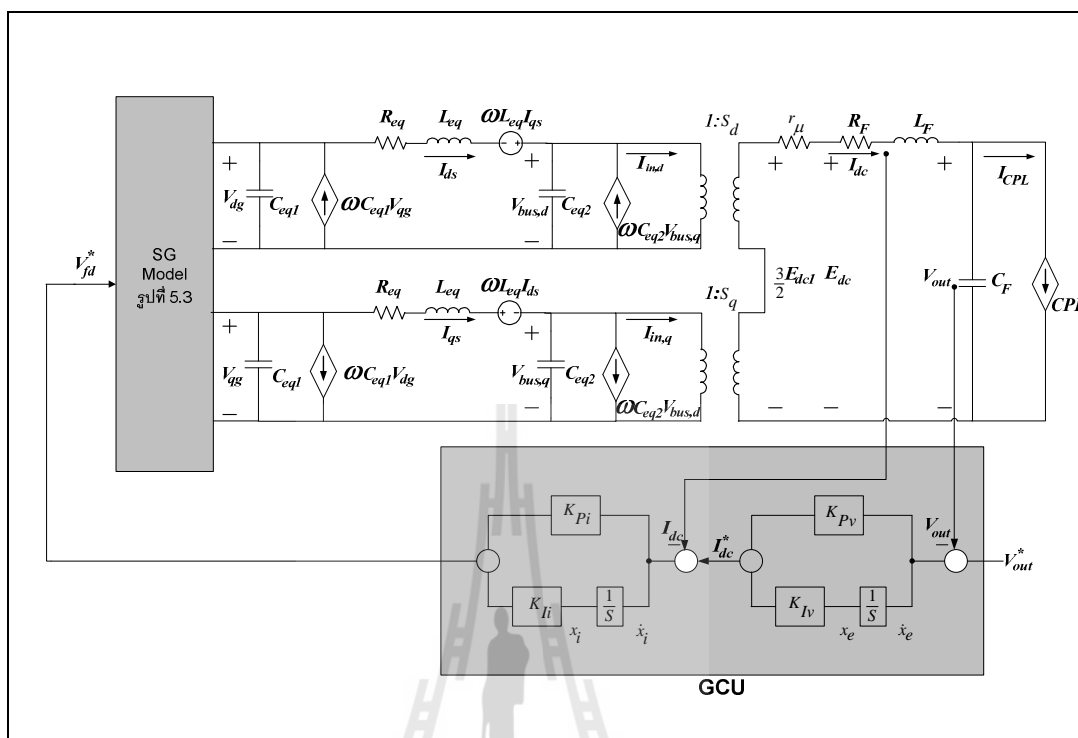
การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงมีขั้นตอนในการวิเคราะห์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์คือ วิเคราะห์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีดีคิว การทำให้เป็นเชิงเส้น การออกแบบตัวควบคุมพีไอสำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า การคำนวณค่าในสถานะคงตัว ผลการจำลองสถานการณ์กรณีเปลี่ยนแปลงแรงดันเอาต์พุตที่บัสไฟตรง และกรณีเปลี่ยนแปลงโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ตามลำดับ ซึ่งขั้นตอนในการวิเคราะห์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์แสดงได้ดังรูปที่ 5.2 จากรูปที่ 5.1 สามารถแปลงระบบไฟฟ้าสามเฟสเป็นระบบไฟฟ้าที่อยู่บนแกนดีคิวซึ่งแสดงเป็นวงจรสมมูลบนแกนดีคิวแสดงได้ดังรูปที่ 5.3 และรูปที่ 5.4



รูปที่ 5.2 ขั้นตอนการวิเคราะห์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง



รูปที่ 5.3 วงจรสมมูลบนแกนคิวกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส



รูปที่ 5.4 วงจรสมมูลของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันบัสไฟตรงบนแกนดีคิว

### 5.3 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่เป็นเชิงเส้นและการทำให้เป็นเชิงเส้น

การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันบัสไฟตรงจำเป็นต้องอาศัยวงจรมูลบนแกนดีคิว สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินนี้จะเป็นระบบที่มีความแตกต่างกับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสตรงที่การควบคุมแรงดันไฟฟ้าที่อยู่ตำแหน่งบัสที่แตกต่างกัน ซึ่งโครงสร้างของตัวควบคุมพีไอสำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้าของทั้งสองระบบยังคงเหมือนเดิม สำหรับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้จะเป็นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่เป็นเชิงเส้น ซึ่งสาเหตุที่ทำให้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ไม่เป็นเชิงเส้นเนื่องมาจากผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว

จากรูปที่ 5.3 และ รูปที่ 5.4 การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สามารถวิเคราะห์หาได้จากวงจรมูลบนแกนดีคิวโดยใช้กฎแรงดันไฟฟ้าของเคอร์ชอฟฟ์ (KVL) และกฎกระแสไฟฟ้าของเคอร์ชอฟฟ์ (KCL) ได้ดังสมการที่ (5-1) ถึง (5-2)

- แบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับวงจรมูลบนแกนดีคิวของ SG

$$\begin{cases}
-(L_{ls} + L_{md})\dot{i}_{dg} + L_{md}\dot{i}_{fd} + L_{md}\dot{i}_{kd} = r_s I_{dg} - \omega(L_{ls} + L_{mq})I_{qg} + \omega L_{mq}I_{kq} + V_{dg} \\
-L_{md}\dot{i}_{dg} + (L_{lfd} + L_{md})\dot{i}_{fd} + L_{md}\dot{i}_{kd} - K_{Pi}\dot{x}_i = -r_{fd} I_{fd} + K_{Ii}x_i \\
-L_{md}\dot{i}_{dg} + L_{md}\dot{i}_{fd} + (L_{lkd} + L_{md})\dot{i}_{kd} = -r_{kd} I_{kd} \\
-(L_{ls} + L_{mq})\dot{i}_{qg} + L_{mq}\dot{i}_{kq} = \omega(L_{ls} + L_{md})I_{dg} - \omega L_{md}I_{fd} - \omega L_{md}I_{kd} \\
\quad + r_s I_{qg} + V_{qg} \\
-L_{mq}\dot{i}_{qg} + (L_{lkq} + L_{mq})\dot{i}_{kq} = -r_{kq} I_{kq} \\
\dot{x}_e = -V_{out} + V_{out}^* \\
-K_{Pv}\dot{x}_e + \dot{x}_i = -I_{dc} + K_{Iv}x_e
\end{cases} \quad (5-1)$$

- แบบจำลองทางคณิตศาสตร์วงจรสมมูลบนแกนดีควของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันบัลไฟตรง

$$\begin{cases}
\dot{V}_{dg} = \frac{1}{C_{eq1}}I_{dg} + \omega V_{qg} - \frac{1}{C_{eq1}}I_{ds} \\
\dot{V}_{qg} = \frac{1}{C_{eq1}}I_{qg} - \omega V_{dg} - \frac{1}{C_{eq1}}I_{qs} \\
\dot{i}_{ds} = \frac{1}{L_{eq}}V_{dg} - \frac{r_{eq}}{L_{eq}}I_{ds} + \omega I_{qs} - \frac{1}{L_{eq}}V_{bus,d} \\
\dot{i}_{qs} = \frac{1}{L_{eq}}V_{qg} - \omega I_{ds} - \frac{r_{eq}}{L_{eq}}I_{qs} - \frac{1}{L_{eq}}V_{bus,q} \\
\dot{V}_{bus,d} = \frac{1}{C_{eq2}}I_{ds} + \omega V_{bus,q} - \frac{2\sqrt{3}}{\pi} \frac{I_{dc}}{C_{eq2}} \cos(\delta + \gamma) \\
\dot{V}_{bus,q} = \frac{1}{C_{eq2}}I_{qs} - \omega V_{bus,d} + \frac{2\sqrt{3}}{\pi} \frac{I_{dc}}{C_{eq2}} \sin(\delta + \gamma) \\
\dot{i}_{dc} = \frac{3\sqrt{3}}{\pi L_F} \cos(\delta + \gamma)V_{bus,d} - \frac{3\sqrt{3}}{\pi L_F} \sin(\delta + \gamma)V_{bus,q} - \frac{(r_\mu + R_F)}{L_F}I_{dc} - \frac{1}{L_F}V_{out} \\
\dot{V}_{out} = \frac{1}{C_F}I_{dc} - \frac{1}{C_F} \frac{P_{CPL}}{V_{out}}
\end{cases} \quad (5-2)$$

จากสมการที่ (5-2) เมื่อพิจารณาสมการอนุพันธ์ของ  $\dot{V}_{out}$  พบว่ามีพจน์ของสมการ  $\frac{1}{V_{out}}$  ซึ่งเป็นสมการไม่เป็นเชิงเส้น แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้นี้จำเป็นต้องทำให้เป็นเชิงเส้นโดยมีวัตถุประสงค์เพื่อนำแบบจำลองที่ได้ไปวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบ สำหรับการทำให้แบบจำลอง



ทางคณิตศาสตร์เป็นเชิงเส้นต้องอาศัยการวิเคราะห์แบบจำลองสัญญาณขนาดเล็ก (small signal model) โดยนำวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นของเทย์เลอร์ อันดับ 1 ซึ่งสามารถเขียนแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่เป็นเชิงเส้นได้ดังสมการที่ (5-3)

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{H}} \delta \mathbf{x} = \mathbf{A}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{x} + \mathbf{B}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{u} \\ \delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{H}^{-1} \mathbf{A}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{x} + \mathbf{H}^{-1} \mathbf{B}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{u} \\ \delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{x} + \mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{u} \\ \delta \dot{\mathbf{y}} = \mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{x} + \mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{u} \end{cases} \quad (5-3)$$

โดยที่

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \mathbf{H}^{-1} \mathbf{A}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$$

$$\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \mathbf{H}^{-1} \mathbf{B}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$$

จากสมการที่ (5-3) กำหนดให้ตัวแปรสถานะ ตัวแปรอินพุต และตัวแปรเอาต์พุตคือ ตัวแปรสถานะ :

$$\delta \mathbf{x} = \begin{bmatrix} \delta I_{dg} & \delta I_{fd} & \delta I_{kd} & \delta I_{qg} & \delta I_{kq} & \delta x_e & \delta x_i & \delta V_{dg} \\ \delta V_{qg} & \delta I_{ds} & \delta I_{qs} & \delta V_{bus,d} & \delta V_{bus,q} & \delta I_{dc} & \delta V_{out} \end{bmatrix}^T$$

$$\text{ตัวแปรอินพุต : } \delta \mathbf{u} = \begin{bmatrix} \delta V_{out}^* & \delta P_{CPL} \end{bmatrix}^T$$

$$\text{ตัวแปรเอาต์พุต : } \delta \mathbf{y} = \begin{bmatrix} \delta I_{dc} & \delta V_{out} \end{bmatrix}^T$$

สำหรับเมตริกซ์แบบจาโคเบียนคือ  $\mathbf{H}$ ,  $\mathbf{A}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ,  $\mathbf{B}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ,  $\mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ , และ  $\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$  เป็น แสดงได้ดังสมการที่ (5-4)

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} -(L_{ls} + L_{md}) & L_{md} & L_{md} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -L_{md} & (L_{lfd} + L_{md}) & L_{md} & 0 & 0 & 0 & -K_{Pi} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -L_{md} & L_{md} & (L_{lkd} + L_{md}) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -(L_{ls} + L_{mq}) & L_{mq} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -L_{mq} & (L_{lkq} + L_{mq}) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -K_{Pv} & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_{15 \times 15}$$

$$\mathbf{A}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_g & \mathbf{A}_{DU} \\ \mathbf{A}_{DL} & \mathbf{A}_D \end{bmatrix}_{15 \times 15}$$

โดยที่

$$\mathbf{A}_g = \begin{bmatrix} r_s & 0 & 0 & -\omega(L_{ls} + L_{mq}) & \omega L_{mq} & 0 & 0 \\ 0 & -r_{fd} & 0 & 0 & 0 & 0 & K_{Ii} \\ 0 & 0 & -r_{kd} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \omega(L_{ls} + L_{md}) & -\omega L_{md} & -\omega L_{md} & r_s & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -r_{kq} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & K_{Iv} & 0 \end{bmatrix}_{7 \times 7}$$

$$\mathbf{A}_{DU} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \end{bmatrix}_{7 \times 8}$$

$$\mathbf{A}_{DL} = \begin{bmatrix} \frac{1}{C_{eq1}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{C_{eq1}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{8 \times 7}$$

$$\mathbf{A}_D = \begin{bmatrix} 0 & \omega & -\frac{1}{C_{eq1}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\omega & 0 & 0 & -\frac{1}{C_{eq1}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{L_{eq}} & 0 & -\frac{r_{eq}}{L_{eq}} & \omega & -\frac{1}{L_{eq}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{L_{eq}} & -\omega & -\frac{r_{eq}}{L_{eq}} & 0 & -\frac{1}{L_{eq}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{C_{eq2}} & 0 & 0 & \omega & -\frac{2\sqrt{3}}{\pi} \frac{1}{C_{eq2}} \cos(\delta_0 + \gamma_0) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{C_{eq2}} & -\omega & 0 & \frac{2\sqrt{3}}{\pi} \frac{1}{C_{eq2}} \sin(\delta_0 + \gamma_0) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{3\sqrt{3}}{\pi L_F} \cos(\delta_0 + \gamma_0) & -\frac{3\sqrt{3}}{\pi L_F} \sin(\delta_0 + \gamma_0) & -\frac{(r_\mu + R_F)}{L_F} & -\frac{1}{L_F} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{C_F} & \frac{P_{CPL}}{C_F V_{out,0}^2} \end{bmatrix}_{8 \times 8}$$

$$\mathbf{B}_1(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{CV_{out,0}} \end{bmatrix}_{15 \times 2}$$

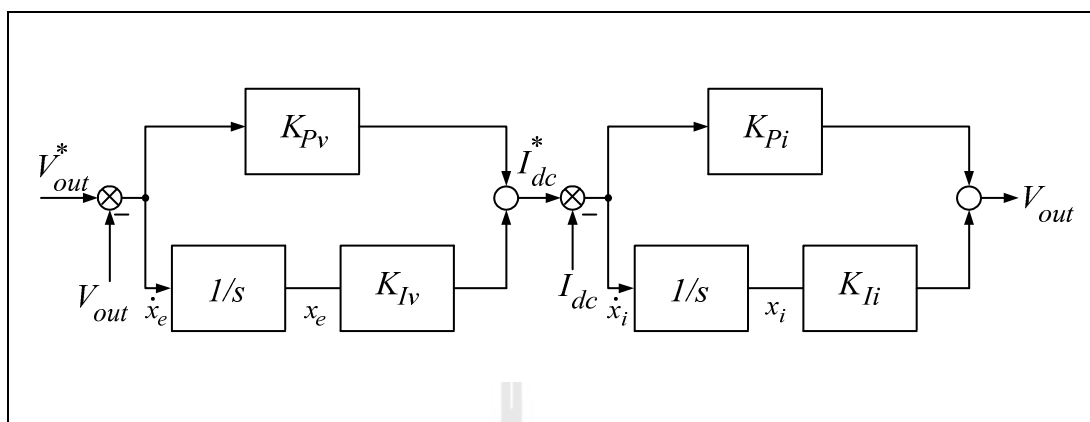
$$\mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1 \ 1]_{1 \times 15}$$

$$\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = [0 \ 0]_{1 \times 2}$$

(5-4)

#### 5.4 การออกแบบตัวควบคุมพีไอสำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า

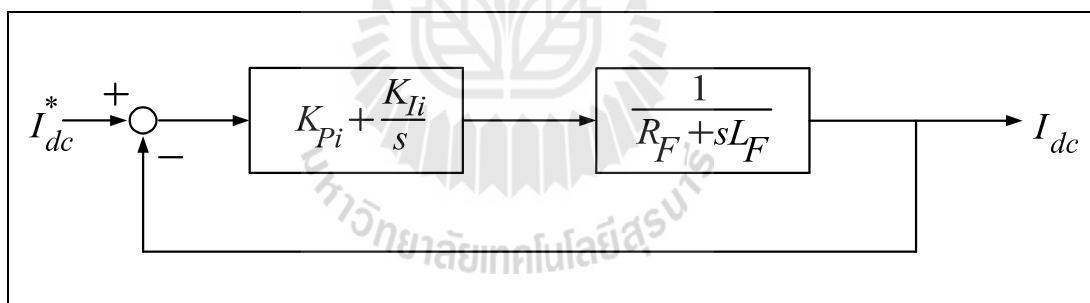
ในหัวข้อนี้จะนำเสนอการออกแบบตัวควบคุมพีไอสำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (Generator Control Unit: GCU) เพื่อควบคุมให้แรงดันบัสไฟตรงมีค่าคงที่ด้วยวิธีแบบดั้งเดิม โครงสร้างของตัวควบคุมพีไอแบบอนุกรมประกอบไปด้วยตัวควบคุมลูปแรงดันไฟฟ้าและตัวควบคุมลูปกระแสไฟฟ้าซึ่งแสดงได้ดังรูปที่ 5.5 โดยที่  $K_{Pv}$ ,  $K_{Iv}$  เป็นพารามิเตอร์ของการควบคุมลูปแรงดันไฟฟ้า และ  $K_{Pi}$ ,  $K_{Ii}$  เป็นพารามิเตอร์ของการควบคุมลูปกระแสไฟฟ้า โดยรายละเอียดการออกแบบตัวควบคุมพีไอเป็นดังนี้



รูปที่ 5.5 โครงสร้างของตัวควบคุมพีไอสำหรับตัวควบคุมกำเนิดไฟฟ้า

- การออกแบบตัวควบคุมลูประแสไฟฟ้า

โครงสร้างตัวควบคุมลูประแสไฟฟ้าแสดงได้ดังรูปที่ 5.6



รูปที่ 5.6 ระบบควบคุมลูประแสไฟฟ้า

จากรูปที่ 5.6  $K_{Pi}$  และ  $K_{Ii}$  เป็นค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอสำหรับการควบคุมลูประแสไฟฟ้า ขณะที่  $R_F$  และ  $L_F$  เป็นค่าพารามิเตอร์ของวงจรถองไฟฟ้ากระแสตรง โดยฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบวงปิดในรูปที่ 5.6 สามารถเขียนได้ดังสมการที่ (5-5)

$$\frac{I_{dc}}{I_{dc}^*} = \frac{sK_{Pi} + K_{Ii}}{s^2 + \left(\frac{K_{Pi} + R_F}{L_F}\right)s + \frac{K_{Ii}}{L_F}} \quad (5-5)$$

สำหรับการออกแบบตัวควบคุมจำเป็นต้องอาศัยสมการของระบบมาตรฐานอันดับ 2 ของระบบควบคุมซึ่งพหุนามตัวหารของฟังก์ชันถ่ายโอนแบบวงปิดมีรากซึ่งขึ้นอยู่กับค่า อัตราหน่วง  $\zeta$  และค่าความถี่ธรรมชาติ  $\omega_n$  แสดงได้ดังสมการที่ (5-6)

$$G_C(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (5-6)$$

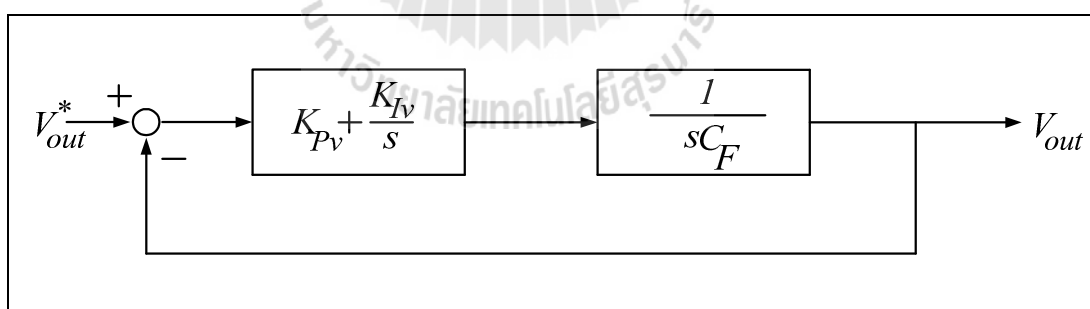
ตัวควบคุมลูประแสไฟฟ้าสามารถออกแบบได้โดยการเทียบสัมประสิทธิ์ระหว่างพหุนามตัวหารของสมการที่ (5-5) และ (5-6) ทำให้ได้สมการของการออกแบบสำหรับตัวควบคุมลูประแสไฟฟ้าได้ดังสมการที่ (5-7) และ (5-8)

$$K_{P_i} = 2\zeta\omega_{ni}L_F - R_F \quad (5-7)$$

$$K_{I_i} = \omega_{ni}^2 L_F \quad (5-8)$$

#### - การออกแบบตัวควบคุมลูประแสไฟฟ้า

โครงสร้างตัวควบคุมลูประแสไฟฟ้า แสดงได้ดังรูปที่ 5.7



รูปที่ 5.7 ระบบควบคุมลูประแสไฟฟ้า

จากรูปที่ 5.7  $K_{P_v}$  และ  $K_{I_v}$  เป็นค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอสำหรับการควบคุมลูประแสไฟฟ้า ขณะที่  $C_F$  เป็นค่าพารามิเตอร์ของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง โดยฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบวงปิดในรูปที่ 5.7 สามารถเขียนได้ดังสมการที่ (5-9)

$$\frac{V_{out}}{V_{out}^*} = \frac{sK_{Pv} + K_{Iv}}{s^2 + \frac{K_{Pv}}{C_F}s + \frac{K_{Iv}}{C_F}} \quad (5-9)$$

ตัวควบคุมรูปแรงดันไฟฟ้าสามารถออกแบบได้โดยการเทียบสัมประสิทธิ์ระหว่างพหุนามตัวหารของสมการที่ (5-6) และ (5-9) ทำให้ได้สมการของการออกแบบสำหรับตัวควบคุมรูปแรงดันไฟฟ้าได้ดังสมการที่ (5-10) และ (5-11)

$$K_{Pv} = 2\zeta\omega_{nv}C_F \quad (5-10)$$

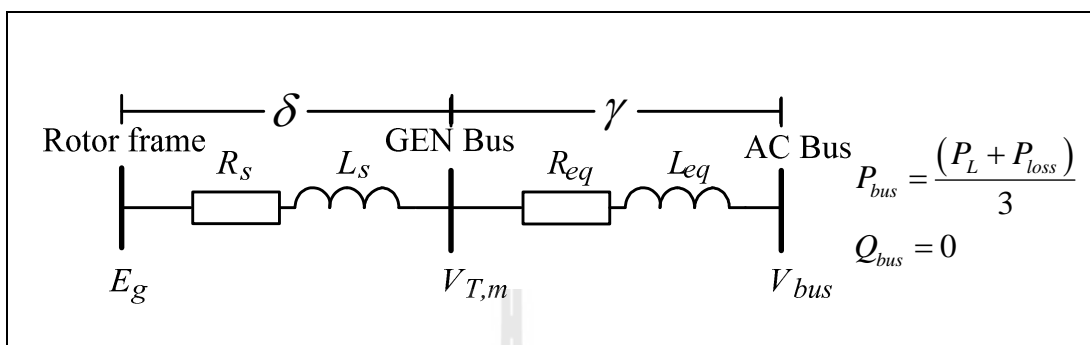
$$K_{Iv} = \omega_{nv}^2C_F \quad (5-11)$$

การออกแบบตัวควบคุมพีไอสำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงจะใช้สมการที่ (5-7) (5-8) (5-10) และ (5-11) ซึ่งพิจารณาให้ค่า  $\omega_{ni}$  มีค่ามากกว่า  $\omega_{nv}$  ประมาณ 5-10 เท่า (Tsang, and Chan, 2005) จะสังเกตได้ว่าตัวควบคุมของระบบไฟฟ้าในรูปที่ 5.1 จะขึ้นอยู่กับพารามิเตอร์ของระบบที่พิจารณาและค่าอัตราส่วนวงของระบบควบคุมโดยกำหนดให้มีค่าเท่ากับ 0.8 ความถี่ธรรมชาติของตัวควบคุมรูปกระแสไฟฟ้ากำหนดให้มีค่าเท่ากับ  $\omega_{ni} = 2\pi \times 50$  rad/s ( $K_{Pi}=3.2572$ ,  $K_{Ii}=641.5243$ ) ส่วนความถี่ธรรมชาติของตัวควบคุมรูปแรงดันไฟฟ้ากำหนดให้มีค่าเท่ากับ  $\omega_{nv} = 2\pi \times 10$  rad/s ( $K_{Pv}=0.0503$ ,  $K_{Iv}=1.9739$ ) ค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงที่ใช้ในการออกแบบตัวควบคุมแบบพีไอสำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแสดงได้ดังตารางที่ 5.1

## 5.5 การคำนวณค่าในสถานะคงตัว

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในสมการที่ (5-3) และ (5-4) ต้องคำนวณหาค่า  $E_{g,0}$ ,  $V_{bus,0}$ ,  $\delta_0$  และ  $\gamma_0$  ตามลำดับ ซึ่งงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะคำนวณหาค่าดังกล่าวด้วยทฤษฎีการไหลของกำลังไฟฟ้าโดยวิเคราะห์ระบบด้านไฟฟ้ากระแสสลับ แผนภาพการไหลของกำลังไฟฟ้าแสดงได้ดังรูปที่ 5.8 สำหรับตัวเก็บประจุของสายส่งกำลังไฟฟ้าที่พิจารณามีค่าน้อยมากจึงไม่นำมาวิเคราะห์เพื่อลดความซับซ้อนในการคำนวณ การคำนวณหาค่าผลเฉลย  $E_{g,0}$ ,  $V_{bus,0}$ ,  $\delta_0$  และ  $\gamma_0$  ที่สถานะคงตัวจะใช้ระเบียบวิธีเชิงตัวเลขของนิวตัน-ราฟสันซึ่งอยู่ในภาคผนวก ข ค่าในสถานะคงตัวทั้ง 4 ค่านี้

จะนำไปใช้ในการจำลองสถานการณ์เพื่อตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ต่อไป



รูปที่ 5.8 สายส่งกำลังไฟฟ้าหนึ่งเฟสของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิ  
ที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง

จากรูปที่ 5.8 สามารถเขียนสมการการไหลของกำลังไฟฟ้าได้ดังสมการที่ (5-12) ถึง (5-16)

$$+ \frac{V_{T,m} V_{bus}}{Z_T} \cos(\gamma_T - \gamma) - \frac{V_{bus}^2}{Z_T} \cos(\gamma_T) = P_{bus} \quad (5-12)$$

$$+ \frac{V_{T,m} V_{bus}}{Z_T} \sin(\gamma_T - \gamma) - \frac{V_{bus}^2}{Z_T} \sin(\gamma_T) = Q_{bus} \quad (5-13)$$

$$+ \frac{E_g V_{bus}}{Z_{gT}} \cos(\gamma_{gT} - \delta - \gamma) - \frac{V_{bus}^2}{Z_{gT}} \cos(\gamma_{gT}) = P_{bus} \quad (5-14)$$

$$+ \frac{E_g V_{bus}}{Z_{gT}} \sin(\gamma_{gT} - \delta - \gamma) - \frac{V_{bus}^2}{Z_{gT}} \sin(\gamma_{gT}) = Q_{bus} \quad (5-15)$$

$$+ \frac{E_g V_{T,m}}{Z_g} \cos(\gamma_g - \delta) - \frac{V_{T,m}^2}{Z_g} \cos(\gamma_g) = P_G \quad (5-16)$$



- เมื่อ  $V_{bus}$  คือแรงดันไฟฟ้าค่ายอดต่อเฟส (peak) ที่บัสไฟฟ้ากระแสสลับ (AC bus)  
 $E_g$  คือแรงดันไฟฟ้าค่ายอดต่อเฟส (peak) ภายในเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส  
 $V_{T,m}$  คือแรงดันไฟฟ้าค่ายอดต่อเฟส (peak) ที่บัสไฟฟ้าที่ขั้ว (GEN Bus)  
 $\delta$  คือมุมเฟสการเลื่อนระหว่าง  $E_g$  กับ  $V_{T,m}$   
 $\gamma$  คือมุมเฟสการเลื่อนระหว่าง  $V_{T,m}$  กับ  $V_{bus}$   
 $Z_{gT} \angle \gamma_{gT}$  คือค่าอิมพีแดนซ์ระหว่าง  $E_g$  กับ  $V_{bus}$   
 $Z_T \angle \gamma_T$  คือค่าอิมพีแดนซ์ของสายส่งระหว่าง  $V_{T,m}$  กับ  $V_{bus}$   
 $Z_g \angle \gamma_g$  คือค่าอิมพีแดนซ์ของสายส่งระหว่าง  $E_g$  กับ  $V_{T,m}$

โดยที่กำลังไฟฟ้าจริงและกำลังไฟฟ้ารีแอกทีฟซึ่งพิจารณาที่บัสไฟฟ้ากระแสสลับ เป็นดังสมการที่ (5-17) และ (5-18)

$$P_{bus} = (P_{CPL} + P_{loss}) / 3 \quad (5-17)$$

$$Q_{bus} = 0 \quad (5-18)$$

เมื่อ  $P_{CPL}$  คือค่ากำลังไฟฟ้าคงตัวที่โหลดของระบบและ  $P_{loss}$  คือค่ากำลังไฟฟ้าสูญเสียที่ตัวต้านทานของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง ( $R_F$ ) ซึ่งสามารถคำนวณได้จากสมการที่ (5-19) และ (5-20) ตามลำดับดังนี้

$$P_{CPL} = I_{dc} V_{out} \quad (5-19)$$

$$P_{loss} = I_{dc}^2 R_F \quad (5-20)$$

เนื่องจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ทำเป็นเชิงเส้นเป็นแบบจำลองของสัญญาณขนาดเล็ก ในการจำลองสถานการณ์ของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ต้องอาศัยการคำนวณค่าในสภาวะคงตัวคือ  $V_{dg,0}$ ,  $V_{qg,0}$  และ  $I_{dc,0}$  ซึ่งสามารถเขียนได้ดังสมการที่ (5-21) ถึง (5-23)

$$V_{dg0} = R_{eq}I_{ds0} - \omega L_{eq}I_{qso} + V_{bus,d0} \quad (5-21)$$

$$V_{qg0} = R_{eq}I_{qs0} + \omega L_{eq}I_{dso} + V_{bus,q0} \quad (5-22)$$

$$I_{dc,0} = \frac{P_{CPL}}{V_{out,0}} \quad (5-23)$$

โดยที่

$$V_{bus,d0} = V_{bus,0} \cos(\delta_0 + \gamma_0)$$

$$V_{bus,q0} = -V_{bus,0} \sin(\delta_0 + \gamma_0)$$

$$I_{in,d0} = \frac{2\sqrt{3}}{\pi} \cos(\delta_0 + \gamma_0) I_{dc,0}$$

$$I_{in,q0} = -\frac{2\sqrt{3}}{\pi} \sin(\delta_0 + \gamma_0) I_{dc,0}$$

$$I_{ds,0} = I_{in,d0} - \omega C_{eq2} V_{bus,q0}$$

$$I_{qs,0} = I_{in,q0} + \omega C_{eq2} V_{bus,d0}$$

## 5.6 การตรวจสอบความถูกต้องและผลการจำลองสถานการณ์

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในสมการที่ (5-3) และรายละเอียดของเมตริกซ์ในสมการที่ (5-4) เป็นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง สำหรับผลการจำลองสถานการณ์นี้จะพิจารณาด้วยกัน 2 กรณีคือ กรณีเมื่อระบบมีการเปลี่ยนแปลงแรงดันที่บัสไฟตรงจาก 500V ไปเป็น 550V โดยที่กำหนดให้โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าคงที่เท่ากับ 1000W (กรณีที่ 1) และกรณีเมื่อระบบมีการเปลี่ยนแปลงโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจาก 800W ไปเป็น 1000W โดยที่กำหนดให้แรงดันเอาต์พุตที่บัสไฟตรงมีค่าคงที่เท่ากับ 500V (กรณีที่ 2) ซึ่งการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองจะอาศัยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ ผลของการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์จะถูกนำมาเปรียบเทียบกับผลการจำลองสถานการณ์ด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในสมการที่ (5-4) ค่าพารามิเตอร์ต่างๆของระบบในรูปแบบที่ 5.1 แสดงได้ดังตารางที่ 5.1 (Areerak, Wu, Bozhko, Asher, and Thomas, 2011) ค่าพารามิเตอร์ที่ใช้ในการจำลองสถานการณ์จะพิจารณาภายใต้เงื่อนไขของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์คือ ระบบที่พิจารณาทั้งหมดต้องทำงานในโหมดนำกระแสแบบต่อเนื่อง ในหัวข้อนี้ยังนำเสนอการจำลองสถานการณ์กรณีเปลี่ยนจุดการทำงานของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ค่าอื่น ๆ ซึ่งได้แสดงไว้ในภาคผนวก ง

ตารางที่ 5.1 ค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันบัลไฟตรง

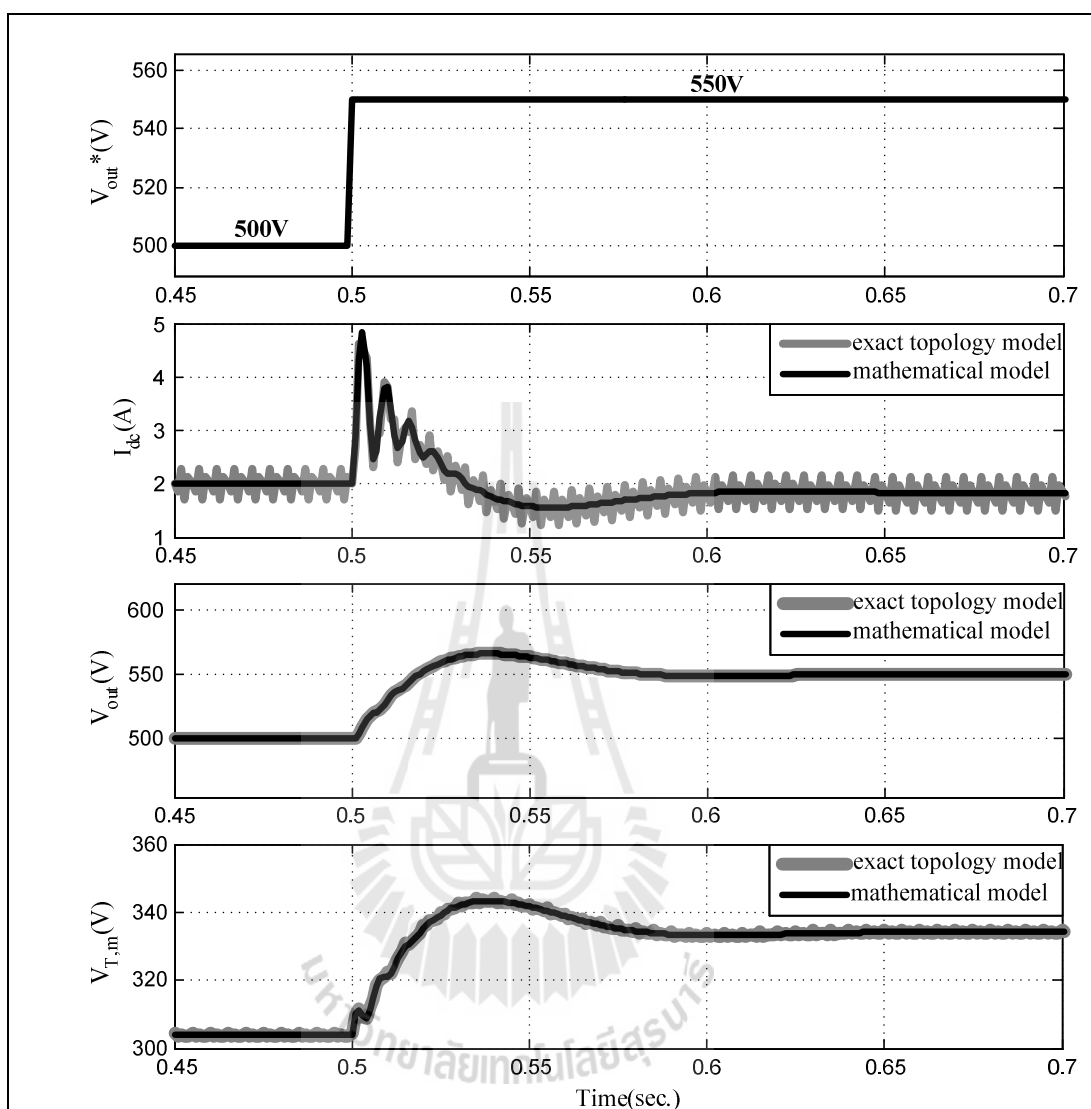
| พารามิเตอร์          | ค่า   | คำอธิบาย  |
|----------------------|---|---|
| $V_{out}^*$          | 500V เป็น 550V (กรณีที่ 1),<br>500V (กรณีที่ 2) | ค่าการควบคุมแรงดันที่บัลไฟตรง   |
| $r_s$                | 0.0044 $\Omega$                                 | ค่าตัวต้านทานของขดลวดสเตเตอร์   |
| $r_{fd}$             | 0.068884 $\Omega$                               | ค่าตัวต้านทานของขดลวดสนาม   |
| $r_{kd}$             | 0.0142 $\Omega$                                 | ค่าตัวต้านทานบนแกนดีของขดลวดสนาม  |
| $r_{kq}$             | 0.003095H                                       | ค่าตัวต้านทานบนแกนคิว<br>ของขดลวดสเตเตอร์                                   |
| $L_{ls}$             | 1.98943 x10 <sup>-5</sup> H                     | ค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลของขดลวดสเตเตอร์                                      |
| $L_{lfd}$            | 3.28257x10 <sup>-5</sup> H                      | ค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลของขดลวดสนาม  |
| $L_{lkd}$            | 3.4079x10 <sup>-5</sup> H                       | ค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลบนแกนดี<br>ของขดลวดสนาม                               |
| $L_{lkq}$            | 1.442739x10 <sup>-4</sup> H                     | ค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลบนแกนคิว<br>ของขดลวดสเตเตอร์                          |
| $L_{md}$             | 2.20164x10 <sup>-4</sup> H                      | ค่าตัวเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนดี<br>ของขดลวดสเตเตอร์                     |
| $L_{mq}$             | 1.61807 x10 <sup>-4</sup> H                     | ค่าตัวเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนคิว<br>ของขดลวดสเตเตอร์                    |
| $P$                  | 4 poles   | จำนวนขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัส                                     |
| $\omega$             | 2 $\pi$ x400                                    | ความถี่ของแหล่งจ่าย   |
| $\omega_{n,voltage}$ | 10Hz<br>( $K_{pv}=0.0503, K_{iv}=1.9739$ )      | ความถี่ธรรมชาติตัวควบคุมรูปแรงดันไฟฟ้า<br>สำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า |
| $\omega_{n,current}$ | 50Hz<br>( $K_{pi}=3.2572, K_{ii}=641.5243$ )    | ความถี่ธรรมชาติตัวควบคุมรูปกระแสไฟฟ้า<br>สำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า  |

ตารางที่ 5.1 ค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันบัลไฟตรง (ต่อ)

| พารามิเตอร์        | ค่า  | คำอธิบาย                                |
|--------------------|--|---|
| $R_{eq}$           | $0.1\Omega$  | ค่าตัวต้านทานของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า    |
| $L_{eq}$           | $24 \times 10^{-6} \text{H}$                       | ค่าตัวเหนี่ยวนำของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า  |
| $C_{eq1}, C_{eq2}$ | $2 \times 10^{-9} \text{F}$                        | ค่าตัวเก็บประจุของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า  |
| $R_F$              | $0.01\Omega$                                       | ค่าตัวต้านทานของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง   |
| $L_F$              | $6.5 \times 10^{-3} \text{H}$                      | ค่าตัวเหนี่ยวนำของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง |
| $C_F$              | $500 \times 10^{-6} \text{F}$                      | ค่าตัวเก็บประจุของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง |
| $P_{CPL}$          | 1000W (กรณีที่ 1) , 800W<br>เป็น 1000W (กรณีที่ 2) | ค่าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว               |

### 5.6.1 กรณีเมื่อระบบมีการเปลี่ยนแปลงแรงดันที่บัลไฟตรง

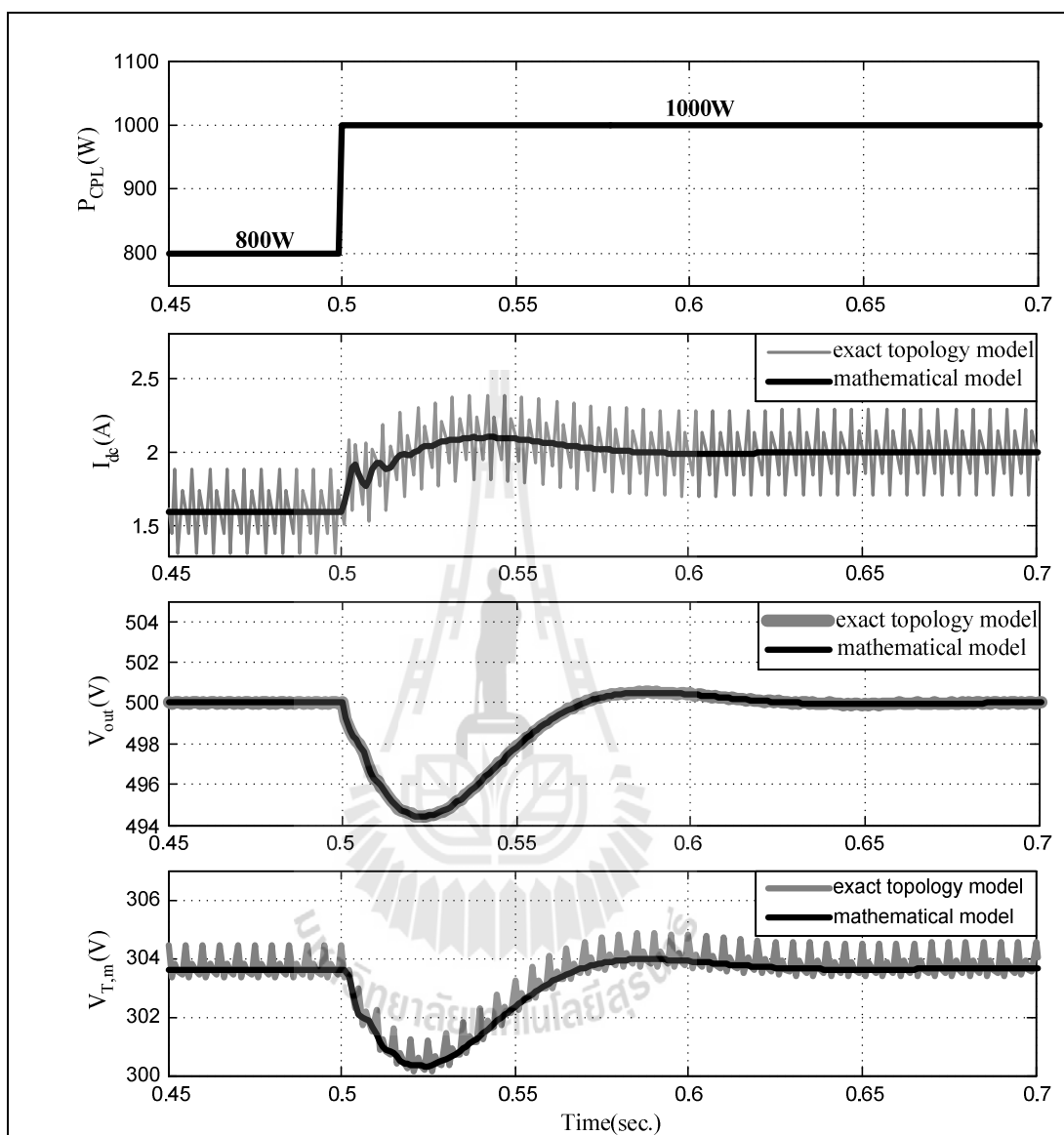
การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในกรณีที่ 1 จะทำการเปลี่ยนแปลงแรงดัน  $V_{out}^*$  จาก  $500V$  เป็น  $550V$  ที่เวลา  $t=0.5$  วินาที ซึ่งผลการตอบสนองของสัญญาณ  $I_{dc}$ ,  $V_{out}$  และ  $V_{T,m}$  ที่เปรียบเทียบกับผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริง (exact topology model) ผ่านคอมพิวเตอร์แสดงได้ดังรูปที่ 5.9 การจำลองสถานการณ์ผ่านระบบจริงสามารถดูได้ที่ภาคผนวก ก



รูปที่ 5.9 ผลการตอบสนองของสัญญาณ  $I_{dc}$ ,  $V_{out}$  และ  $V_{T,m}$

### 5.6.2 กรณีเมื่อระบบมีการเปลี่ยนแปลงโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว

การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในกรณีที่ 2 จะทำเหมือนกันกับกรณีที่ 1 แต่มีการเปลี่ยนแปลงโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว  $P_{CPL}$  จาก  $800W$  เป็น  $1000W$  ที่เวลา  $t=0.5$  วินาที ซึ่งผลการตอบสนองของสัญญาณ  $I_{dc}$ ,  $V_{out}$  และ  $V_{T,m}$  แสดงได้ดังรูปที่ 5.10



รูปที่ 5.10 ผลการตอบสนองของสัญญาณ  $I_{dc}$ ,  $V_{out}$  และ  $V_{T,m}$

จากผลการจำลองสถานการณ์ของทั้ง 2 กรณีพบว่าผลการจำลองสถานการณ์ที่ได้ในรูปแบบของกระแสไฟฟ้าเอาต์พุตและแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตที่บัสไฟตรงซึ่งแสดงในรูปที่ 5.9 และ รูปที่ 5.10 มีผลการตอบสนองในสถานะชั่วคราวและสถานะคงตัวที่สอดคล้องกัน ดังนั้นการเปรียบเทียบผลการจำลองสถานการณ์ของทั้ง 2 กรณีระหว่างผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ผ่านระบบจริง (exact topology model) และผลการจำลองสถานการณ์ด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

(mathematical model) จึงมีความถูกต้อง สำหรับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้นี้สามารถนำไปวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบหรือใช้คาดการณ์จุดการขาดเสถียรภาพซึ่งจะได้รับการอธิบายในบทที่ 6 ต่อไป โดยเนื้อหาในบทที่ 6 นี้จะเป็นวัตถุประสงค์หลักของงานวิจัยวิทยานิพนธ์

## 5.7 สรุป

เนื้อหาในบทนี้เป็นการนำเสนอการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงโดยวิธีการแปลงดีคิวโดยพิจารณาผลการจำลองสถานการณ์ด้วยกัน 2 กรณีคือ กรณีเมื่อระบบมีการเปลี่ยนแปลงแรงดันเอาต์พุตที่บัสไฟตรง และเมื่อระบบมีการเปลี่ยนแปลงโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งจากการเปรียบเทียบผลการจำลองสถานการณ์ทั้ง 2 กรณี พบว่าผลการจำลองสถานการณ์ด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (mathematical model) มีผลการตอบสนองในช่วงสภาวะชั่วคราวและสภาวะคงตัวที่สอดคล้องกับผลการจำลองสถานการณ์ด้วยคอมพิวเตอร์ (exact topology model) แสดงให้เห็นว่าแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีความถูกต้องและเชื่อถือได้ ดังนั้นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงจึงมีความสำคัญอย่างมากในการนำไปใช้ในการคาดการณ์จุดการขาดเสถียรภาพเนื่องจากผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้อย่างถูกต้อง ซึ่งการเปรียบเทียบผลของการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระหว่างระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามเฟสและระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงจำเป็นต้องอาศัยทฤษฎีค่าเจาะจงในการวิเคราะห์ที่จะนำเสนอในบทที่ 6 ต่อไปซึ่งเป็นบทที่สำคัญมากในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้

## บทที่ 6

### การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน

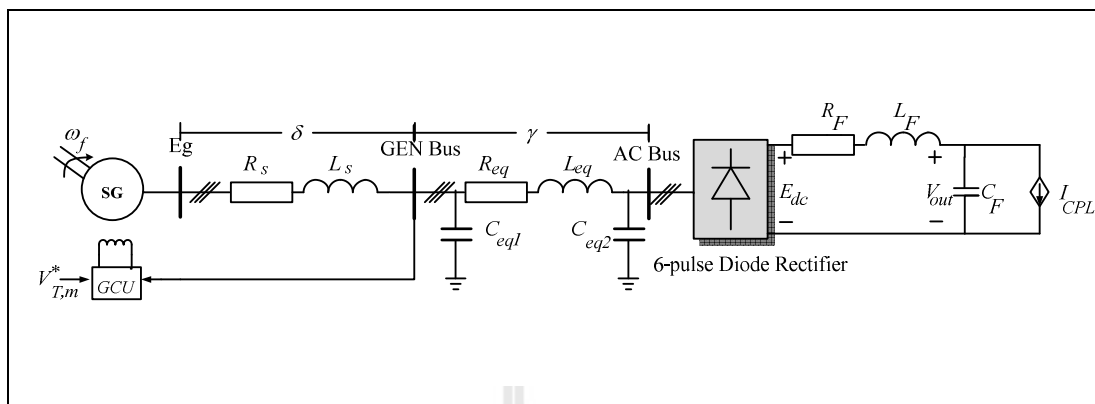
#### 6.1 บทนำ

ปัจจุบันวงจรอิเล็กทรอนิกส์ถูกนำมาใช้ในระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินอย่างแพร่หลาย โดยเฉพาะวงจรแปลงผันกำลังและโหลดของวงจรแปลงผันเหล่านี้เมื่อมีการควบคุมส่วนใหญ่มีพฤติกรรมเป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพ ดังนั้นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์จึงมีความสำคัญอย่างมาก สำหรับนำไปใช้ในการวิเคราะห์เสถียรภาพ เนื้อหาในบทนี้จะนำเสนอเกี่ยวกับการเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระหว่างระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส (ระบบเก่า) และระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง (ระบบใหม่) ซึ่งถ้าระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบใหม่มีเสถียรภาพที่ดีกว่าระบบเก่าจะทำให้ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินมีประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือมากยิ่งขึ้น นอกจากนี้ยังนำเสนอทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่ใช้ในการวิเคราะห์เสถียรภาพและการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่มีผลต่อเสถียรภาพของระบบ โดยการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์นี้จะทำให้เกิดประโยชน์อย่างมากสำหรับงานทางด้านวิศวกรรมการบินเพื่อใช้ในการคาดการณ์แนวโน้มจุดขาดเสถียรภาพของระบบต่อไป

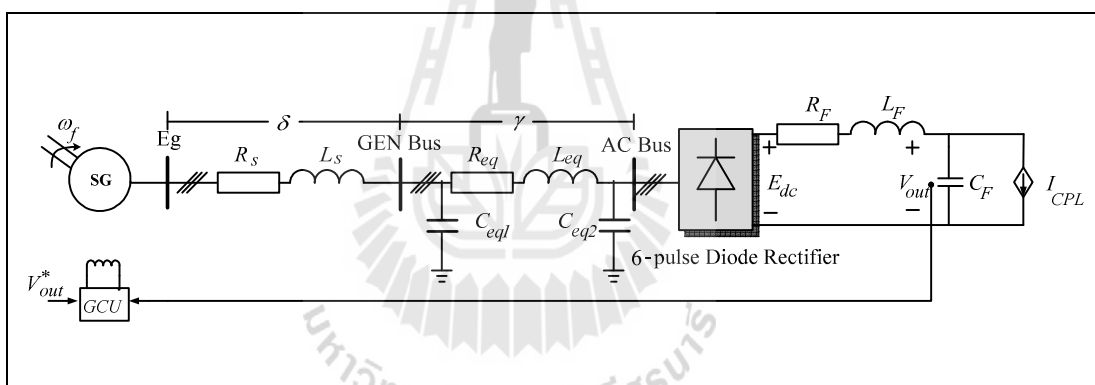
#### 6.2 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่พิจารณา

การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินจำเป็นต้องอาศัยทฤษฎีบทค่าเจาะจง ซึ่งการใช้ทฤษฎีบทนี้มีเงื่อนไขคือ แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้ต้องเป็นแบบจำลองที่เป็นเชิงเส้น สำหรับในหัวข้อนี้จะนำเสนอระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่ใช้ในการเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์เสถียรภาพระหว่างระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส (ระบบเก่า) และระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง (ระบบใหม่) แสดงได้ดังรูปที่ 6.1 และรูปที่ 6.2





รูปที่ 6.1 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของ  
เครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส



รูปที่ 6.2 ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง

งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะมุ่งเน้นการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่มีโครงสร้างการควบคุมแรงดันที่ตำแหน่งบัสแตกต่างกันเป็นสำคัญ สำหรับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ใช้ในการเปรียบเทียบผลของการวิเคราะห์เสถียรภาพได้อธิบายไว้ในบทที่ 4 และบทที่ 5 จากแบบจำลองในบทดังกล่าวสามารถใช้ทฤษฎีบทค่าเจาะจงในการคาดการณ์จุดการขาดเสถียรภาพซึ่งเกิดจากผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว แต่การใช้ทฤษฎีบทค่าเจาะจงเพียงอย่างเดียวยังไม่เพียงพอต่ออาศัยผลการจำลองสถานการณ์ของระบบจริง (exact topology model) เพื่อยืนยันเสถียรภาพของระบบว่าจุดขาดเสถียรภาพอยู่ตรงตำแหน่งเดียวกันหรือไม่ การใช้ทฤษฎีบทค่าเจาะจงจะนำเสนอในหัวข้อ 6.3 ต่อไป

### 6.3 ทฤษฎีบทที่ใช้ในการวิเคราะห์เสถียรภาพ

การวิเคราะห์เสถียรภาพสำหรับระบบไฟฟ้าในรูปที่ 6.1 และรูปที่ 6.2 จำเป็นต้องใช้ทฤษฎีบทค่าเจาะจงในการคาดการณ์จุดเมื่อระบบเกิดการขาดเสถียรภาพเนื่องจากผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว สำหรับการเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระหว่างระบบเก่าและระบบใหม่จะใช้ทฤษฎีบทการหาค่าเจาะจงตามสมการที่ (6-1) ซึ่งสามารถคำนวณได้จากเมตริกซ์  $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$  ของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่นำเสนอในบทที่ 4 และบทที่ 5

$$\det[\lambda\mathbf{I} - \mathbf{A}] = 0 \quad (6-1)$$

ระบบจะยังคงมีเสถียรภาพ ถ้า

$$\text{real } \lambda_i < 0$$

เมื่อ  $i = 1, 2, 3, \dots, n$  ( $n =$  จำนวนตัวแปรสถานะ)

จากสมการที่ (6-1) เป็นสมการที่ใช้ในการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบโดยการคำนวณหาค่าเจาะจงภายใต้ทฤษฎีบท การหาค่าเจาะจงนี้มีเงื่อนไขในการคำนวณคือ แบบจำลองทางคณิตศาสตร์หรือสมการทางคณิตศาสตร์ต้องเป็นเชิงเส้น เมื่อคำนวณหาค่าเจาะจงได้แล้วจำเป็นต้องพิจารณาเสถียรภาพของระบบ ถ้าค่าเจาะจงที่มีลักษณะเป็นคู่โพลเด่น (dominant poles) อยู่ทางซ้ายของแกนจินตภาพแสดงว่าระบบมีเสถียรภาพ (Stability) แต่ถ้าค่าเจาะจงที่มีลักษณะเป็นคู่โพลเด่นอยู่ทางขวาของแกนจินตภาพแสดงว่าระบบเกิดการขาดเสถียรภาพ (Instability) สำหรับการเปรียบเทียบผลของการวิเคราะห์เสถียรภาพระหว่างระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส (ระบบเก่า) และระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง (ระบบใหม่) จะนำเสนอในหัวข้อ 6.4 ต่อไป

## 6.4 ผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน

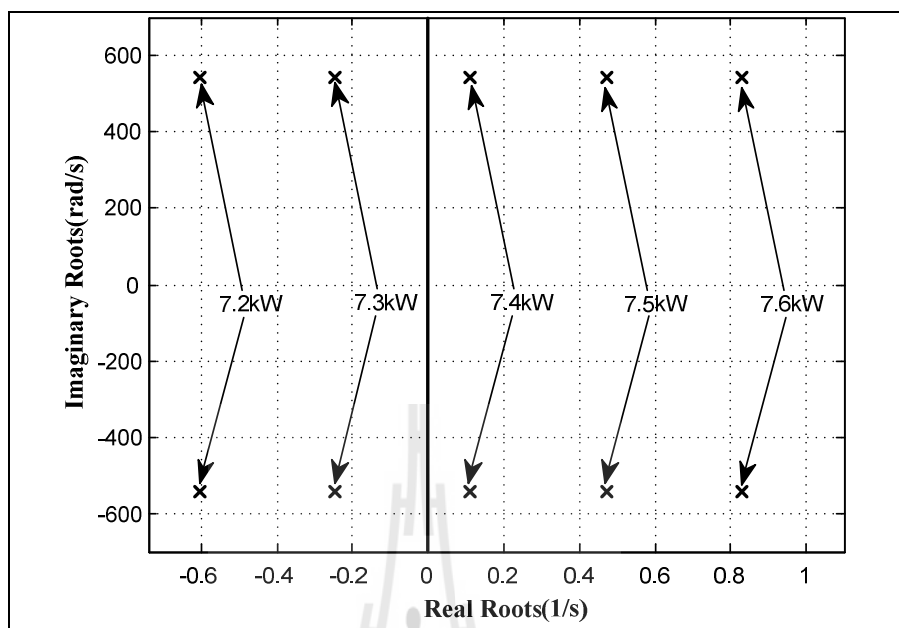
การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินในรูปที่ 6.1 และรูปที่ 6.2 ต้องอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่เป็นเชิงเส้นซึ่งสามารถคำนวณได้จากค่าเจาะจงของเมตริกซ์  $A(x_0, u_0)$  เพื่อใช้ในการคาดการณ์จุดที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพ ปัจจัยหลักที่ทำให้ระบบขาดเสถียรภาพเนื่องมาจากผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ในหัวข้อนี้จะนำเสนอการเปรียบเทียบผลของการวิเคราะห์เสถียรภาพระหว่างระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส (ระบบเก่า) และระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง (ระบบใหม่) และการยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงเพื่อใช้ตรวจสอบความถูกต้องกับการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจง

### 6.4.1 การเปรียบเทียบผลของการวิเคราะห์เสถียรภาพ

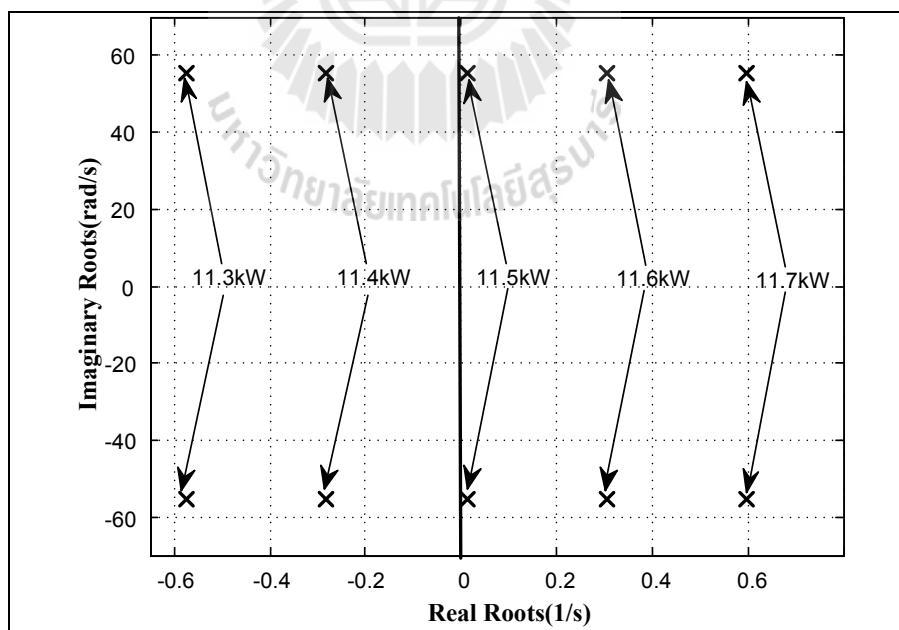
การเปรียบเทียบผลของการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระหว่างระบบเก่า และระบบใหม่จะอาศัยเมตริกซ์  $A(x_0, u_0)$  ของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในบทที่ 4 และบทที่ 5 สำหรับคำนวณหาค่าเจาะจงภายใต้ทฤษฎีบทค่าเจาะจงจากระบบไฟฟ้าในรูปที่ 6.1 และรูปที่ 6.2 สามารถวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบโดยแบ่งเป็น 2 กรณีคือ

กรณีที่ 1 เป็นผลการวิเคราะห์เสถียรภาพเมื่อระบบมีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสซึ่งพิจารณาให้โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเปลี่ยนแปลงค่าจาก 2 kW จนถึง 7.6 kW แสดงได้ดังรูปที่ 6.3

กรณีที่ 2 เป็นผลการวิเคราะห์เสถียรภาพเมื่อระบบมีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงซึ่งพิจารณาให้โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเปลี่ยนแปลงค่าจาก 2 kW จนถึง 11.7 kW แสดงได้ดังรูปที่ 6.4



รูปที่ 6.3 ผลการวิเคราะห์เสถียรภาพสำหรับระบบกรณีที่ 1 (ระบบเก่า)



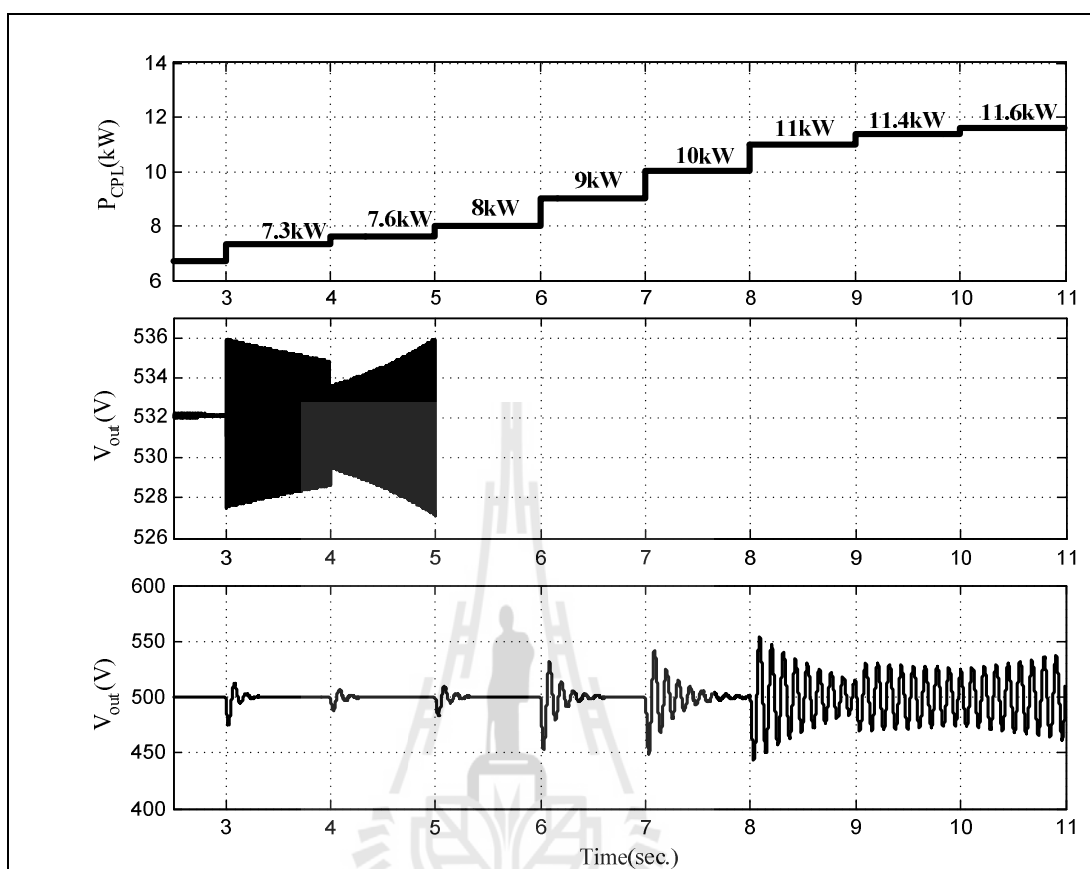
รูปที่ 6.4 ผลการวิเคราะห์เสถียรภาพสำหรับระบบกรณีที่ 2 (ระบบใหม่)

จากการเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์เสถียรภาพในรูปที่ 6.3 และรูปที่ 6.4 พบว่าระบบในกรณีที่ 1 (ระบบเก่า) จะเกิดการขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่ามากกว่า 7.3 kW และระบบในกรณีที่ 2 (ระบบใหม่) จะเกิดการขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่ามากกว่า 11.4 kW การใช้ผลการวิเคราะห์เสถียรภาพนี้เพียงอย่างเดียวยังไม่เพียงพอจำเป็นต้องพิจารณาการยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริง เพื่อใช้ตรวจสอบความถูกต้องหรือคาดการณ์จุดเมื่อระบบเกิดการขาดเสถียรภาพที่ตำแหน่งเดียวกัน ซึ่งจะนำเสนอในหัวข้อที่ 6.4.2 ต่อไป

#### 6.4.2 การยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์

การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงจำเป็นต้องอาศัยการยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ผ่านระบบจริงซึ่งเป็นเรื่องที่สำคัญมาก เพื่อใช้ในการตรวจสอบว่าจุดที่ขาดเสถียรภาพเป็นจุดเดียวกัน ในหัวข้อนี้จะนำเสนอผลการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงเมื่อระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสและระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง วัตถุประสงค์ของงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะมุ่งเน้นการเปรียบเทียบผลของวิเคราะห์เสถียรภาพเป็นสำคัญซึ่งผู้วิจัยได้คาดการณ์ไว้ว่าระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง (ระบบใหม่) จะมีเสถียรภาพที่ดีกว่าระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดแบบซิงโครนัส (ระบบเก่า)

จากระบบไฟฟ้าในรูปที่ 6.1 และรูปที่ 6.2 สามารถนำมาใช้ในการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงซึ่งแสดงได้ดังรูปที่ 6.5 โดยเป็นการเปรียบเทียบเทียบผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระหว่างระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส (ระบบเก่า) และระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง (ระบบใหม่)



รูปที่ 6.5 การเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการ  
จำลองสถานการณ์ผ่านระบบจริง

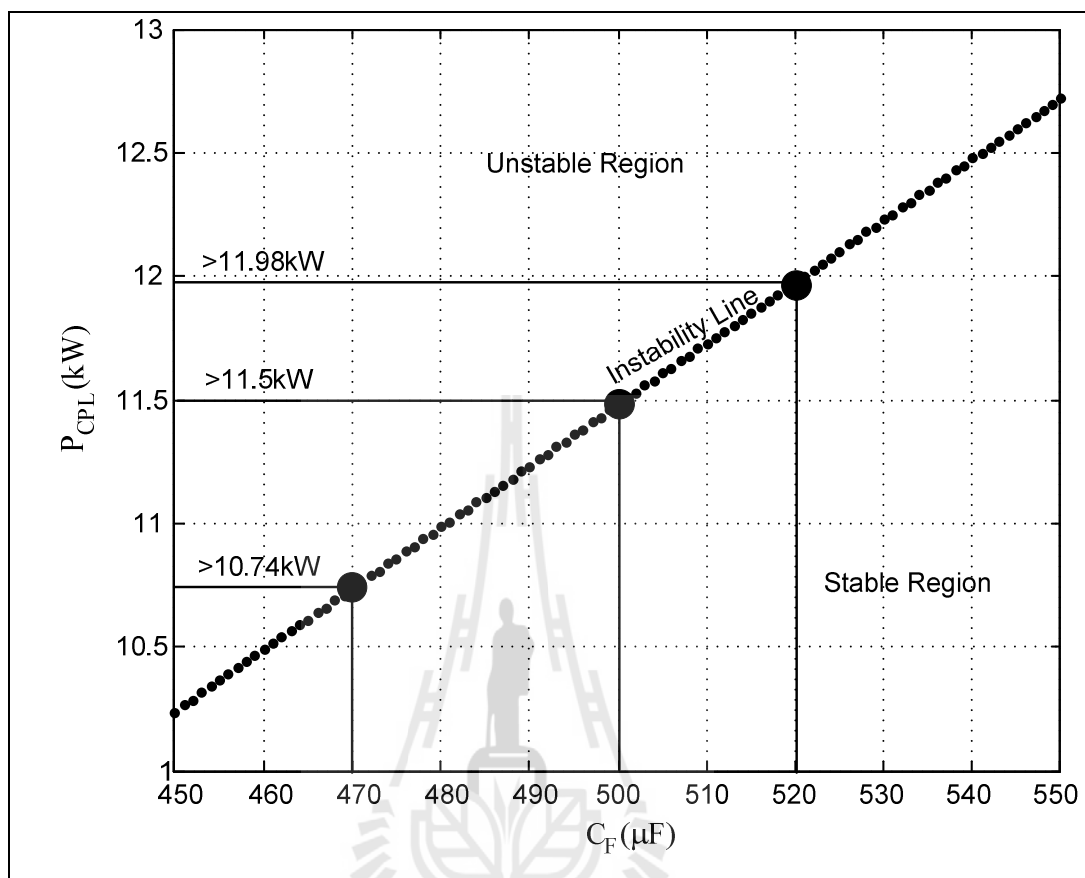
การยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ในรูปที่ 6.5 พบว่าระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง (ระบบใหม่) จะเกิดการขาดเสถียรภาพที่ 11.6 kW และระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส (ระบบเก่า) จะเกิดการขาดเสถียรภาพที่ 7.6 kW จากการเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์เสถียรภาพโดยอาศัยทฤษฎีบทค่าเจาะจง และการยืนยันผลการจำลองสถานการณ์ของทั้งสองระบบจึงสรุปได้ว่าระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงจะมีเสถียรภาพที่ดีกว่า (more stable) ระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส แต่การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงจะต้องมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ซึ่งประกอบไปด้วยค่า  $C_F$   $L_F$   $\omega_{nv}$   $\omega_{ni}$  และ  $V_{out}^*$  ตามลำดับ การเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ได้กล่าวไปนี้มีผลต่อเสถียรภาพของระบบซึ่งจะนำเสนอในหัวข้อที่ 6.5 ต่อไป

## 6.5 การเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่มีผลต่อเสถียรภาพของระบบ

การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง จะต้องมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบ เพื่อใช้ในการศึกษาแนวโน้มเมื่อระบบเกิดการขาดเสถียรภาพที่ค่าพารามิเตอร์นั้นๆ โดยค่าพารามิเตอร์ที่ใช้ประกอบไปด้วย ค่า  $C_F$  คือค่าตัวเก็บประจุของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง  $L_F$  คือค่าตัวเหนี่ยวนำของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง  $\omega_{nv}$  คือค่าความถี่ธรรมชาติของตัวควบคุมลูปแรงดันไฟฟ้าสำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า  $\omega_{ni}$  คือค่าความถี่ธรรมชาติของตัวควบคุมลูปกระแสไฟฟ้าสำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า และ  $V_{out}^*$  คือค่าการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง ตามลำดับ ค่าพารามิเตอร์เหล่านี้มีผลกระทบอย่างมากต่อเสถียรภาพของระบบ

### 6.5.1 กรณีเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ $C_F$

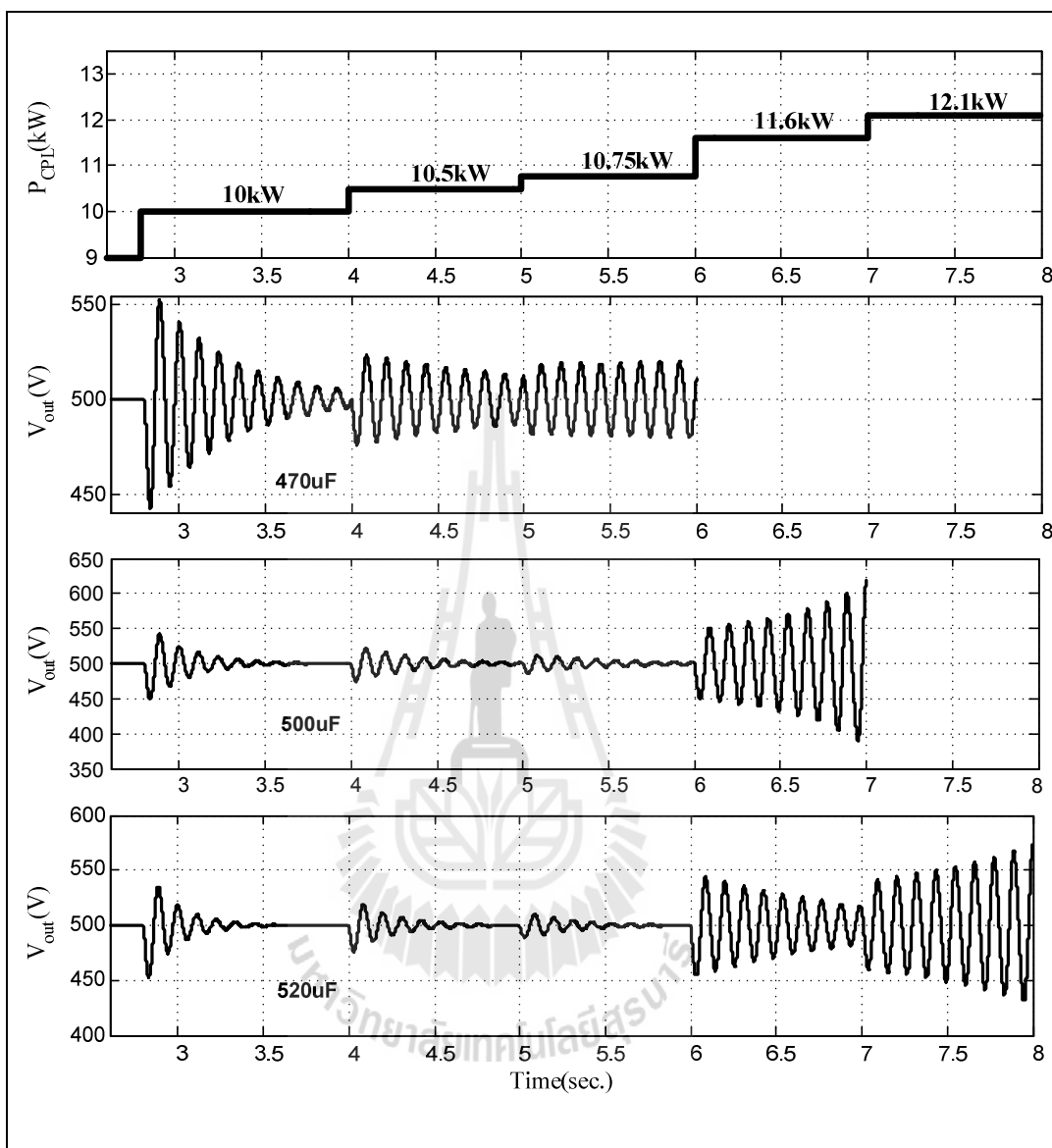
สำหรับค่าพารามิเตอร์  $C_F$  จะพิจารณาการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ในช่วง 450 $\mu$ F ถึง 550  $\mu$ F โดยทำการเลือกค่าพารามิเตอร์มาด้วยกัน 3 ค่าคือที่ค่า  $C_F$  เท่ากับ 470 $\mu$ F 500 $\mu$ F และ 520 $\mu$ F ตามลำดับ พารามิเตอร์ทั้ง 3 ค่านี้จะนำไปใช้ในการจำลองสถานการณ์เพื่อใช้เปรียบเทียบกับกรวิเคราะห์เสถียรภาพที่อาศัยทฤษฎีบทค่าเจาะจง เมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของค่า  $C_F$  จะส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบอย่างมากซึ่งแนวโน้มหรือขอบเขตของเสถียรภาพของระบบเมื่อ  $C_F$  มีการเปลี่ยนแปลงแสดงดังรูปที่ 6.6



รูปที่ 6.6 ขอบเขตเสถียรภาพของระบบเมื่อ  $C_F$  เปลี่ยนแปลง

จากรูปที่ 6.6 แสดงผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบเมื่อเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $C_F$  ซึ่งจะเห็นได้ว่า เสถียรภาพของระบบมีแนวโน้มที่เพิ่มขึ้นเป็นเชิงเส้นเมื่อ  $C_F$  มีค่าเพิ่มขึ้น การเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $C_F$  ในรูปที่ 6.6 เพียงอย่างเดียวยังไม่เพียงพอจำเป็นต้องอาศัยการยืนยันการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงซึ่งจะพิจารณาที่ค่า  $C_F$  เท่ากับ  $470\mu\text{F}$   $500\mu\text{F}$  และ  $520\mu\text{F}$  ตามลำดับ แสดงได้ดังรูปที่ 6.7 การจำลองสถานการณ์จะกำหนดให้โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ( $P_{CPL}$ ) มีค่าเพิ่มขึ้นจาก 10 kW ถึง 12.1 kW





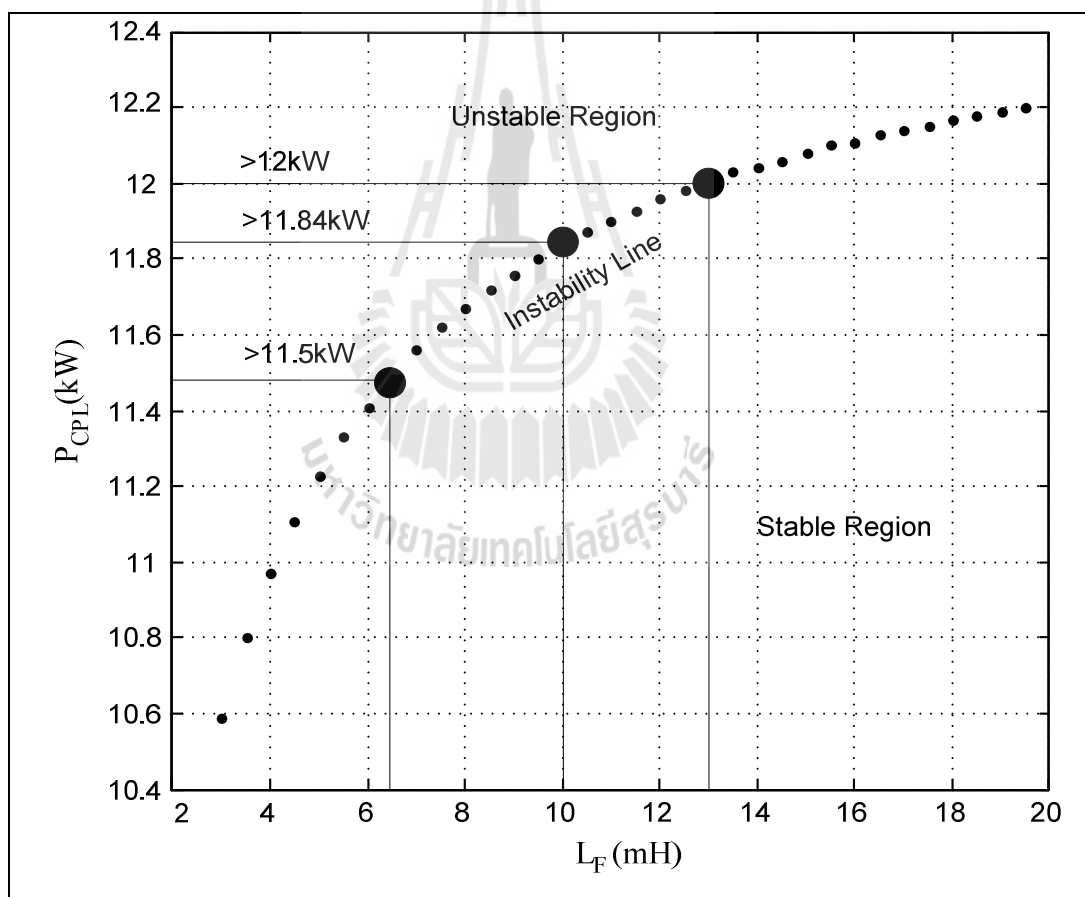
รูปที่ 6.7 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า  $C_F$  เท่ากับ 470µF 500µF และ 520µF

จากรูปที่ 6.7 จะเห็นได้ว่าเมื่อค่าพารามิเตอร์  $C_F$  เท่ากับ 470µF 500µF และ 520µF จะทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรที่มากกว่า 10.74 kW 11.5 kW และ 11.98 kW ตามลำดับ จากแนวโน้มของเสถียรภาพในรูปที่ 6.6 และการยืนยันการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ในรูปที่ 6.7 จึงสรุปได้ว่า เมื่อเพิ่มค่าขนาดของตัวเก็บประจุของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง  $C_F$  จะทำให้ระบบมีเสถียรภาพที่ดีขึ้นหรือระบบเกิดการขาดเสถียรได้ยากขึ้น แต่เมื่อขนาดของตัวเก็บประจุ  $C_F$  ใหญ่ขึ้นผลเสียที่ตามมาคือ น้ำหนักของตัวเก็บประจุ  $C_F$  มีค่ามากขึ้นทำให้เพิ่มภาระค่าใช้จ่ายที่

สิ้นเปลือง และส่งผลกระทบต่อระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน ดังนั้นการเลือกใช้ตัวเก็บประจุ  $C_F$  จะต้องเลือกใช้ตามความเหมาะสม และราคาก็เป็นปัจจัยที่สำคัญในการซื้อตัวเก็บประจุ  $C_F$

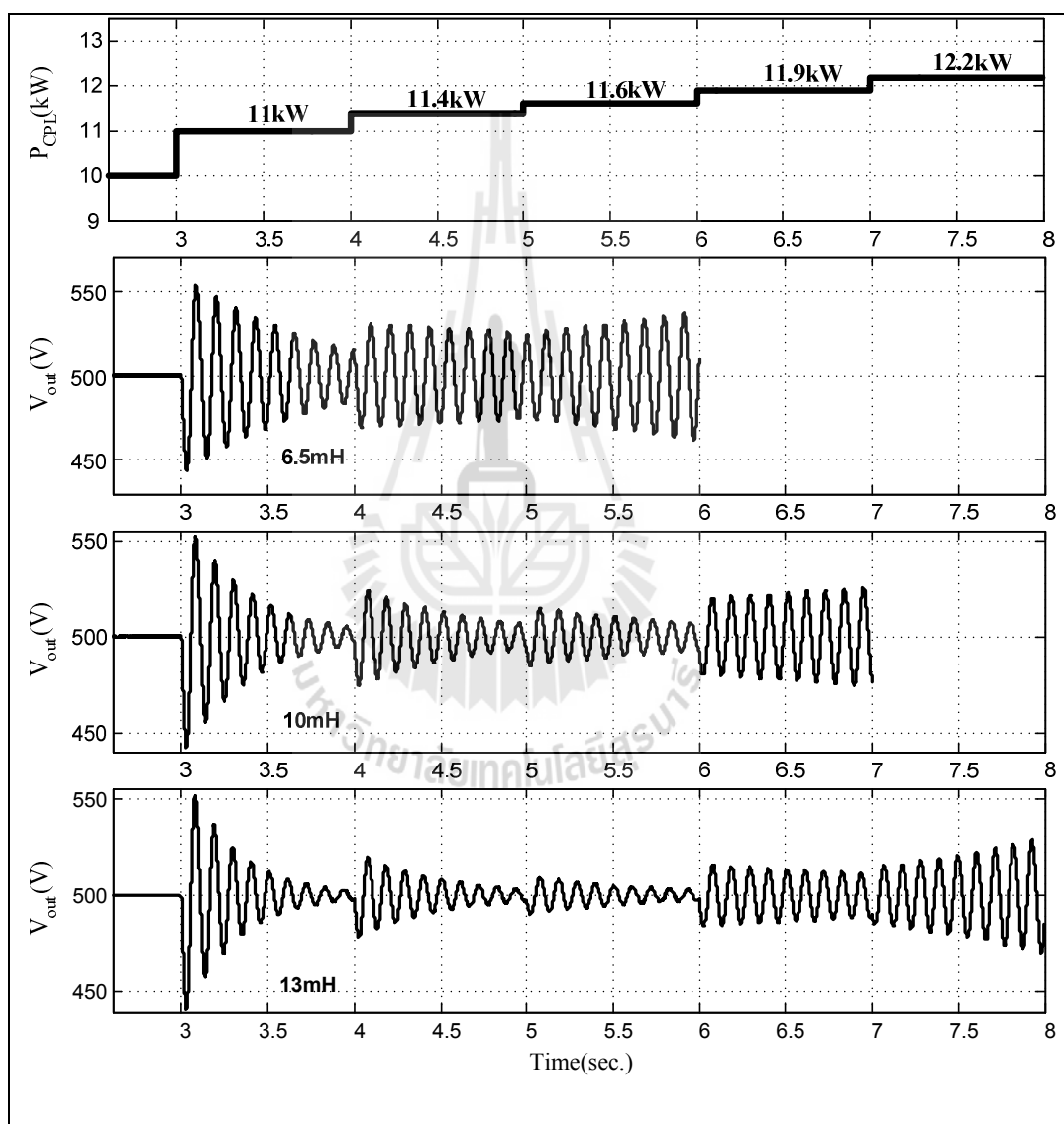
### 6.5.2 กรณีเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ $L_F$

การเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $L_F$  จะมีการวิเคราะห์เสถียรภาพที่เหมือนกับการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $C_F$  ซึ่งจะพิจารณาการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ในช่วง 2mH ถึง 20mH โดยทำการเลือกค่าพารามิเตอร์มาด้วยกัน 3 ค่าคือที่ค่า  $L_F$  เท่ากับ 6.5mH 10mH และ 13mH ตามลำดับ แนวโน้มหรือขอบเขตของเสถียรภาพของระบบเมื่อ  $L_F$  มีการเปลี่ยนแปลงแสดงดังรูปที่ 6.8



รูปที่ 6.8 ขอบเขตเสถียรภาพของระบบเมื่อ  $L_F$  เปลี่ยนแปลง

จากรูปที่ 6.8 แสดงผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบเมื่อเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $L_F$  ซึ่งจะเห็นได้ว่า เสถียรภาพของระบบมีแนวโน้มที่เพิ่มขึ้นเมื่อ  $L_F$  มีค่าเพิ่มขึ้น การยืนยันการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงจะพิจารณาที่ค่า  $L_F$  เท่ากับ 6.5mH 10mH และ 13mH ตามลำดับ แสดงได้ดังรูปที่ 6.9 การจำลองสถานการณ์จะกำหนดให้โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ( $P_{CPL}$ ) มีค่าเพิ่มขึ้นจาก 11 kW ถึง 12.2 kW

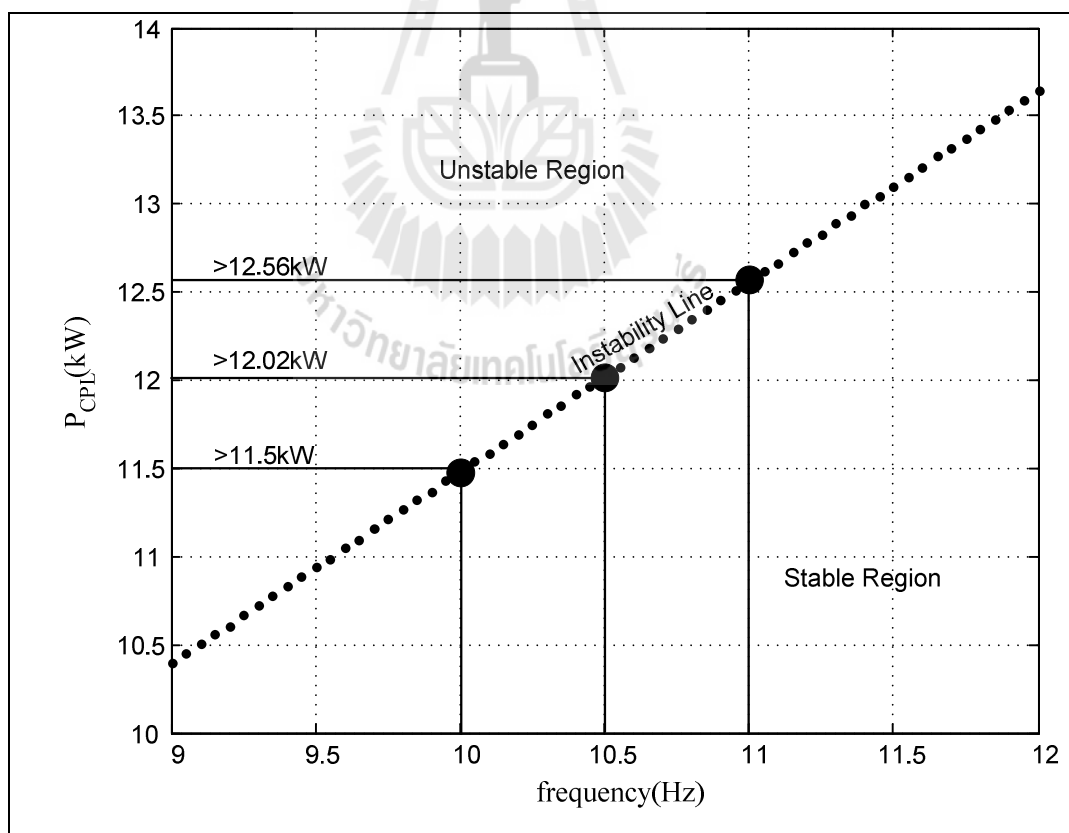


รูปที่ 6.9 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า  $L_F$  เท่ากับ 6.5mH 10mH และ 13mH

จากรูปที่ 6.9 จะเห็นได้ว่าเมื่อค่าพารามิเตอร์  $L_F$  เท่ากับ 6.5mH 10mH และ 13mH จะทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรที่มากกว่า 11.5 kW 11.84 kW และ 12 kW ตามลำดับ จากแนวโน้มดังกล่าวสรุปได้ว่า เมื่อเพิ่มค่าขนาดของตัวเหนี่ยวนำของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง  $L_F$  จะทำให้ระบบมีเสถียรภาพที่ดีขึ้นหรือระบบเกิดการขาดเสถียรภาพได้ยากขึ้นและกรณีที่ค่า  $L_F$  มีค่ามากขึ้นยังส่งผลให้กระแสพลีมีค่าลดลงอีกด้วย

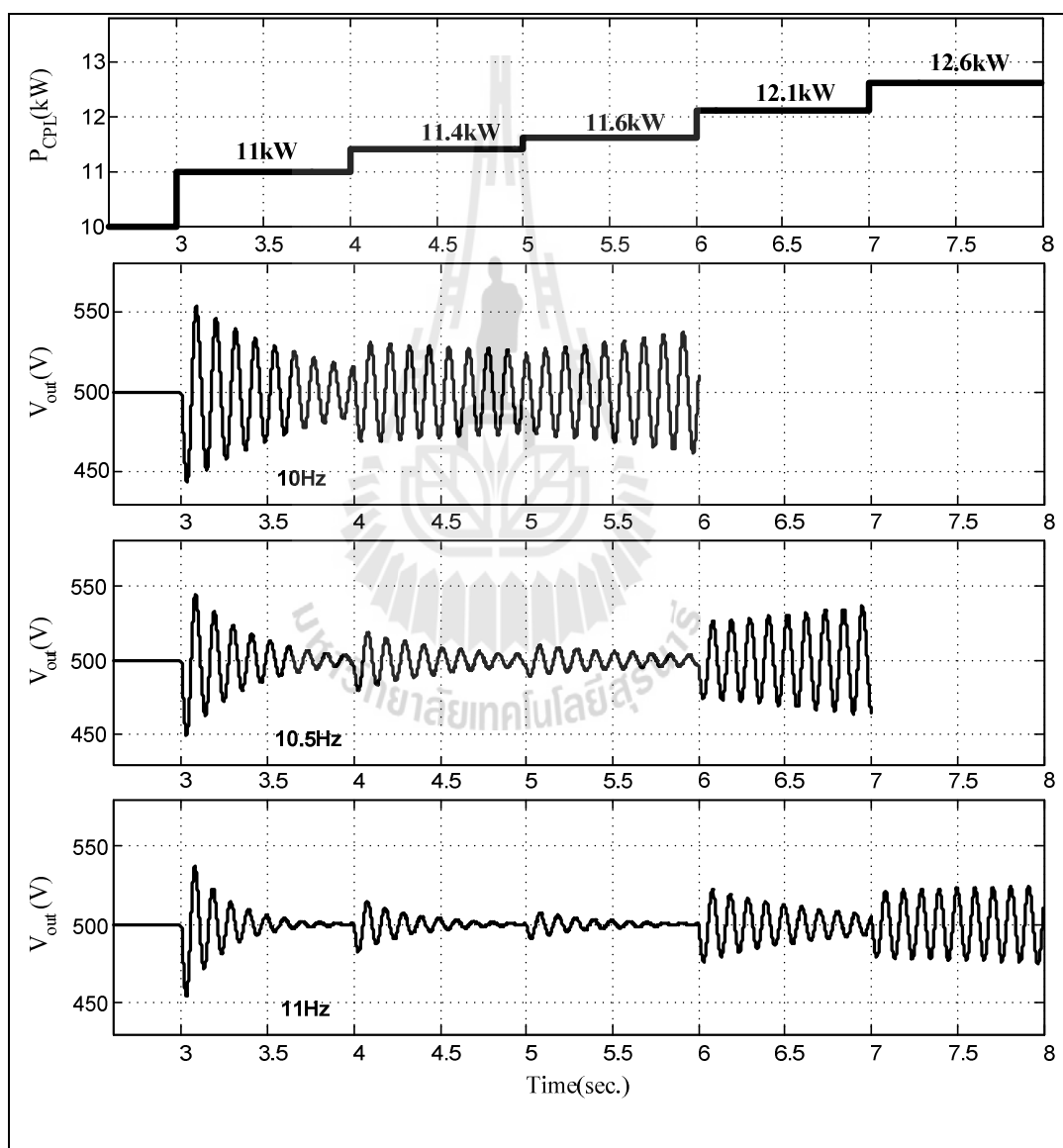
### 6.5.3 กรณีเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ $\omega_{nv}$

การเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $\omega_{nv}$  จะทำการเปลี่ยนแปลงค่าความถี่ธรรมชาติของตัวควบคุมรูปแรงดันไฟฟ้า ( $\omega_{nv} = 2\pi f_{nv}$ ) ซึ่งจะพิจารณาการเปลี่ยนแปลงพารามิเตอร์  $f_{nv}$  ในช่วง 9Hz ถึง 12Hz โดยทำการเลือกค่าพารามิเตอร์มาด้วยกัน 3 ค่าคือที่ค่า  $f_{nv}$  เท่ากับ 10Hz 10.5Hz และ 11Hz ตามลำดับ แนวโน้มหรือขอบเขตของเสถียรภาพของระบบเมื่อ  $\omega_{nv}$  มีการเปลี่ยนแปลงแสดงดังรูปที่ 6.10



รูปที่ 6.10 ขอบเขตเสถียรภาพของระบบเมื่อ  $\omega_{nv}$  เปลี่ยนแปลง

จากรูปที่ 6.10 แสดงผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบเมื่อเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $\omega_{nv}$  ซึ่งจะเห็นได้ว่า เสถียรภาพของระบบมีแนวโน้มที่เพิ่มขึ้นเป็นเชิงเส้นเมื่อ  $\omega_{nv}$  มีค่าเพิ่มขึ้น จากผลการวิเคราะห์เสถียรภาพดังกล่าวจำเป็นต้องอาศัยการยืนยันการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงซึ่งจะพิจารณาที่ค่าพารามิเตอร์  $\omega_{nv}$  เท่ากับ 10Hz 10.5Hz และ 11Hz ตามลำดับ แสดงได้ดังรูปที่ 6.11 การจำลองสถานการณ์จะกำหนดให้โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ( $P_{CPL}$ ) มีค่าเพิ่มขึ้นจาก 11 kW ถึง 12.6 kW

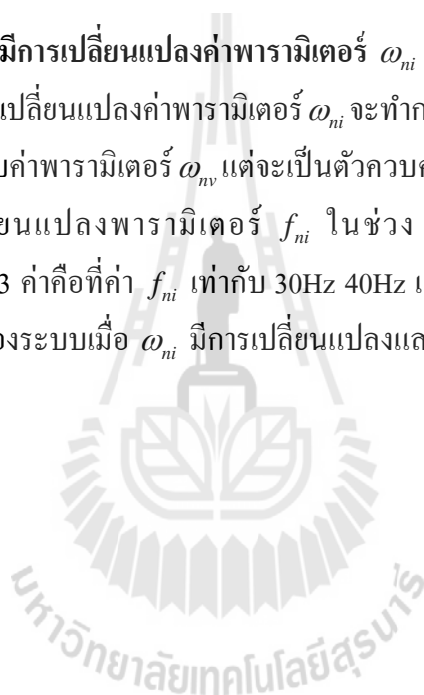


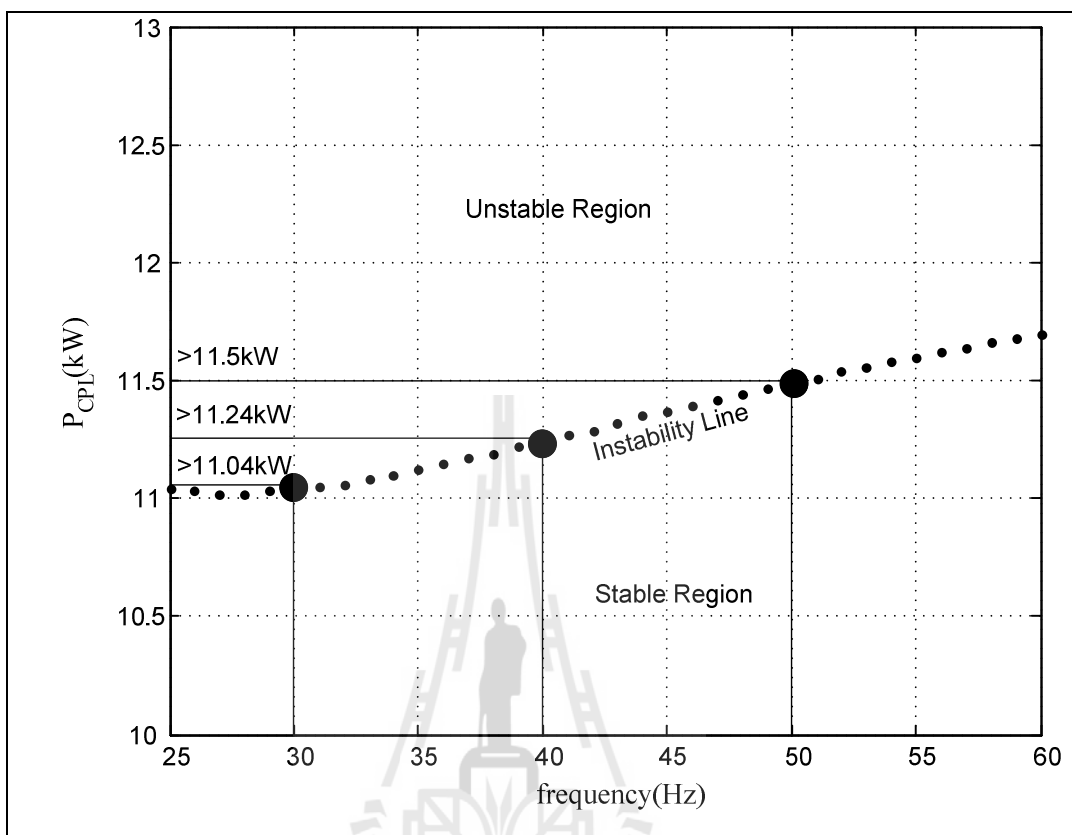
รูปที่ 6.11 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า  $\omega_{nv}$  เท่ากับ 10Hz 10.5Hz และ 11Hz

จากรูปที่ 6.11 จะเห็นได้ว่าเมื่อค่าพารามิเตอร์  $\omega_{nv}$  เท่ากับ 10Hz 10.5Hz และ 11Hz จะทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรที่มากกว่า 11.5 kW 12.02 kW และ 12.56 kW ตามลำดับ จากแนวโน้มดังกล่าวสรุปได้ว่า เมื่อเพิ่มค่าความถี่ธรรมชาติของตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า  $\omega_{nv}$  จะทำให้ระบบมีเสถียรภาพที่ดีขึ้นหรือระบบเกิดการขาดเสถียรได้ยากขึ้น การเลือกค่าพารามิเตอร์  $\omega_{nv}$  สำหรับการออกแบบตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าจะต้องคำนึงถึงการเลือกค่าพารามิเตอร์  $\omega_{ni}$  สำหรับการออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าด้วยเช่นกันเนื่องจากจะต้องพิจารณาให้ค่า  $\omega_{ni}$  มีค่ามากกว่า  $\omega_{nv}$  ประมาณ 5-10 เท่า (Tsang, and Chan, 2005) เพื่อให้ระบบควบคุมมีประสิทธิภาพการทำงานที่ดีขึ้น

#### 6.5.4 กรณีเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ $\omega_{ni}$

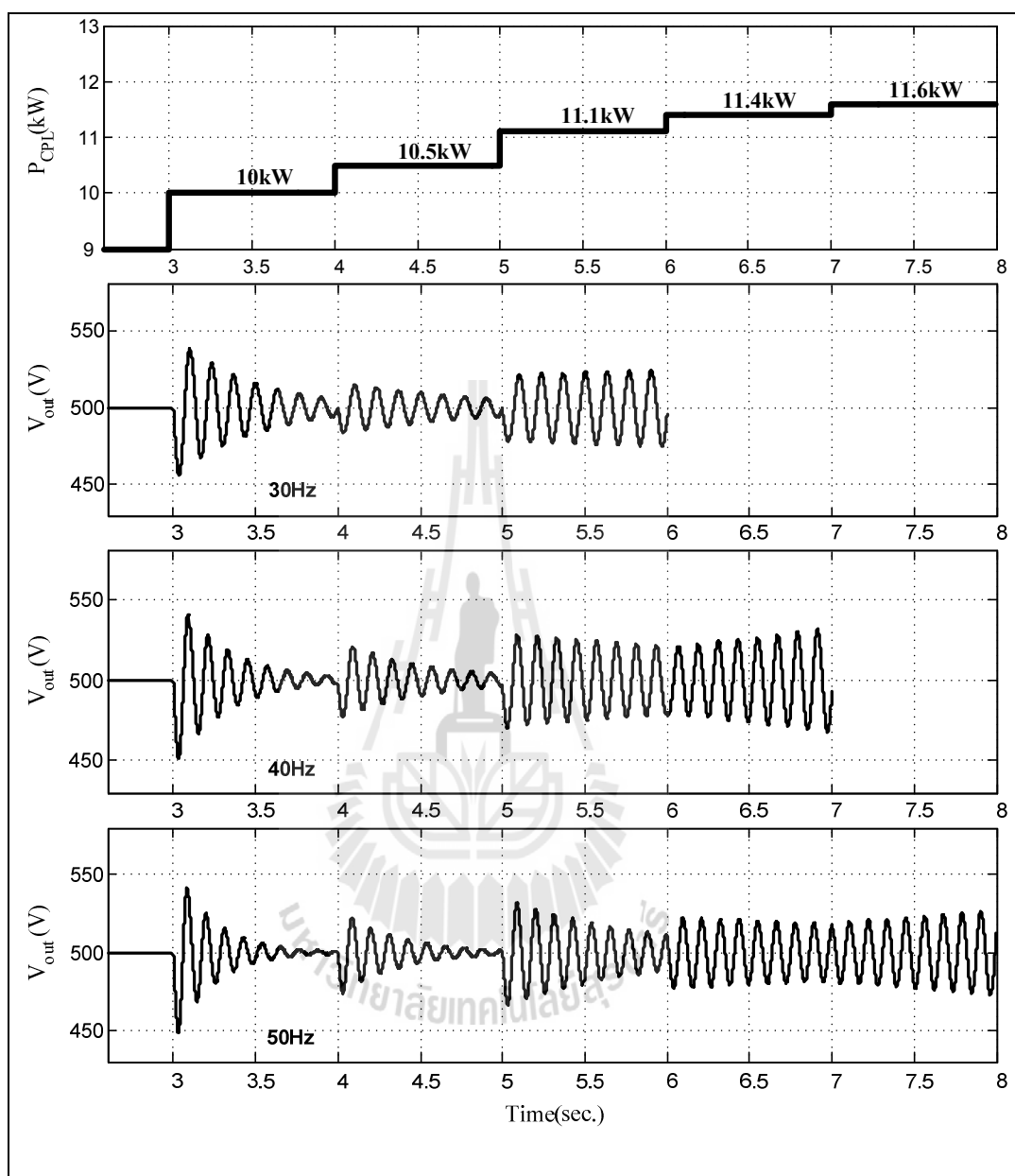
กรณีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $\omega_{ni}$  จะทำการเปลี่ยนแปลงค่าความถี่ธรรมชาติของตัวควบคุมเช่นเดียวกับค่าพารามิเตอร์  $\omega_{nv}$  แต่จะเป็นตัวควบคุมลูประแสไฟฟ้า ( $\omega_{ni} = 2\pi f_{ni}$ ) ซึ่งจะพิจารณาการเปลี่ยนแปลงพารามิเตอร์  $f_{ni}$  ในช่วง 25Hz ถึง 60Hz โดยทำการเลือกค่าพารามิเตอร์มาด้วยกัน 3 ค่าคือที่ค่า  $f_{ni}$  เท่ากับ 30Hz 40Hz และ 50Hz ตามลำดับ แนวโน้มหรือขอบเขตของเสถียรภาพของระบบเมื่อ  $\omega_{ni}$  มีการเปลี่ยนแปลงแสดงดังรูปที่ 6.12





รูปที่ 6.12 ขอบเขตเสถียรภาพของระบบเมื่อ  $\omega_{ni}$  เปลี่ยนแปลง

จากรูปที่ 6.12 แสดงผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบเมื่อเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $\omega_{ni}$  ซึ่งจะเห็นได้ว่า เสถียรภาพของระบบมีแนวโน้มที่เพิ่มขึ้นเมื่อ  $\omega_{ni}$  มีค่าเพิ่มขึ้น สำหรับในช่วงตั้งแต่ความถี่ 30 Hz ลงไประบบควบคุมไม่สามารถทำงานได้โดยผู้วิจัยได้ทำการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงพบว่าระบบควบคุมจะทำงานได้ต้องเป็นไปตามเอกสารอ้างอิง (Tsang, and Chan, 2005) จากผลการวิเคราะห์เสถียรภาพดังกล่าวจำเป็นต้องอาศัยการยืนยันการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงซึ่งจะพิจารณาที่ค่าพารามิเตอร์  $\omega_{ni}$  เท่ากับ 30Hz 40Hz และ 50Hz ตามลำดับ แสดงได้ดังรูปที่ 6.13 การจำลองสถานการณ์จะกำหนดให้โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ( $P_{CPL}$ ) มีค่าเพิ่มขึ้นจาก 10 kW ถึง 11.6 kW



รูปที่ 6.13 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า  $\omega_{ni}$  เท่ากับ 30Hz 40Hz และ 50Hz

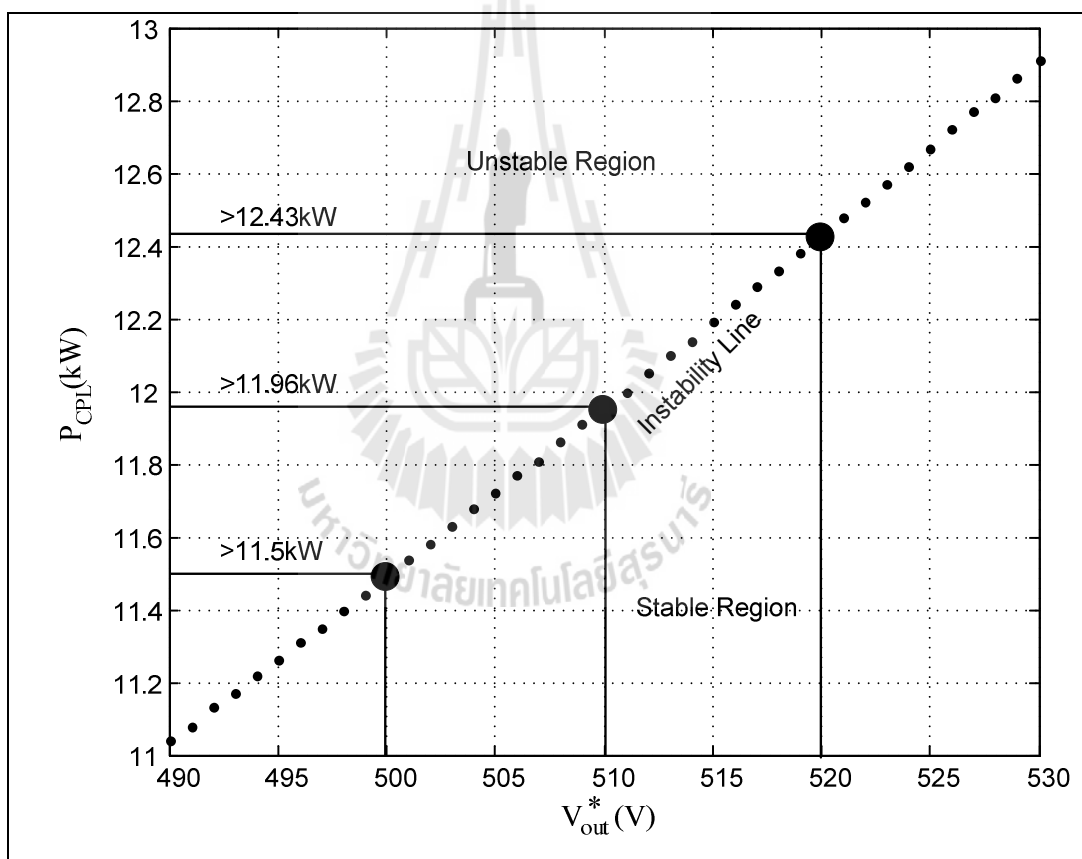
จากรูปที่ 6.13 จะเห็นได้ว่าเมื่อค่าพารามิเตอร์  $\omega_{ni}$  เท่ากับ 10Hz 10.5Hz และ 11Hz จะทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรที่มากกว่า 11.04 kW 11.24 kW และ 11.5 kW ตามลำดับ จากแนวโน้มดังกล่าวสรุปได้ว่า เมื่อเพิ่มค่าความถี่ธรรมชาติของตัวควบคุมกระแสไฟฟ้า  $\omega_{ni}$  จะทำให้ระบบมี



เสถียรภาพที่ดีขึ้น แต่เสถียรภาพจะเพิ่มขึ้นไม่มากนักเมื่อเปรียบเทียบกับเสถียรภาพของตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า  $\omega_{nv}$

### 6.5.5 กรณีเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ $V_{out}^*$

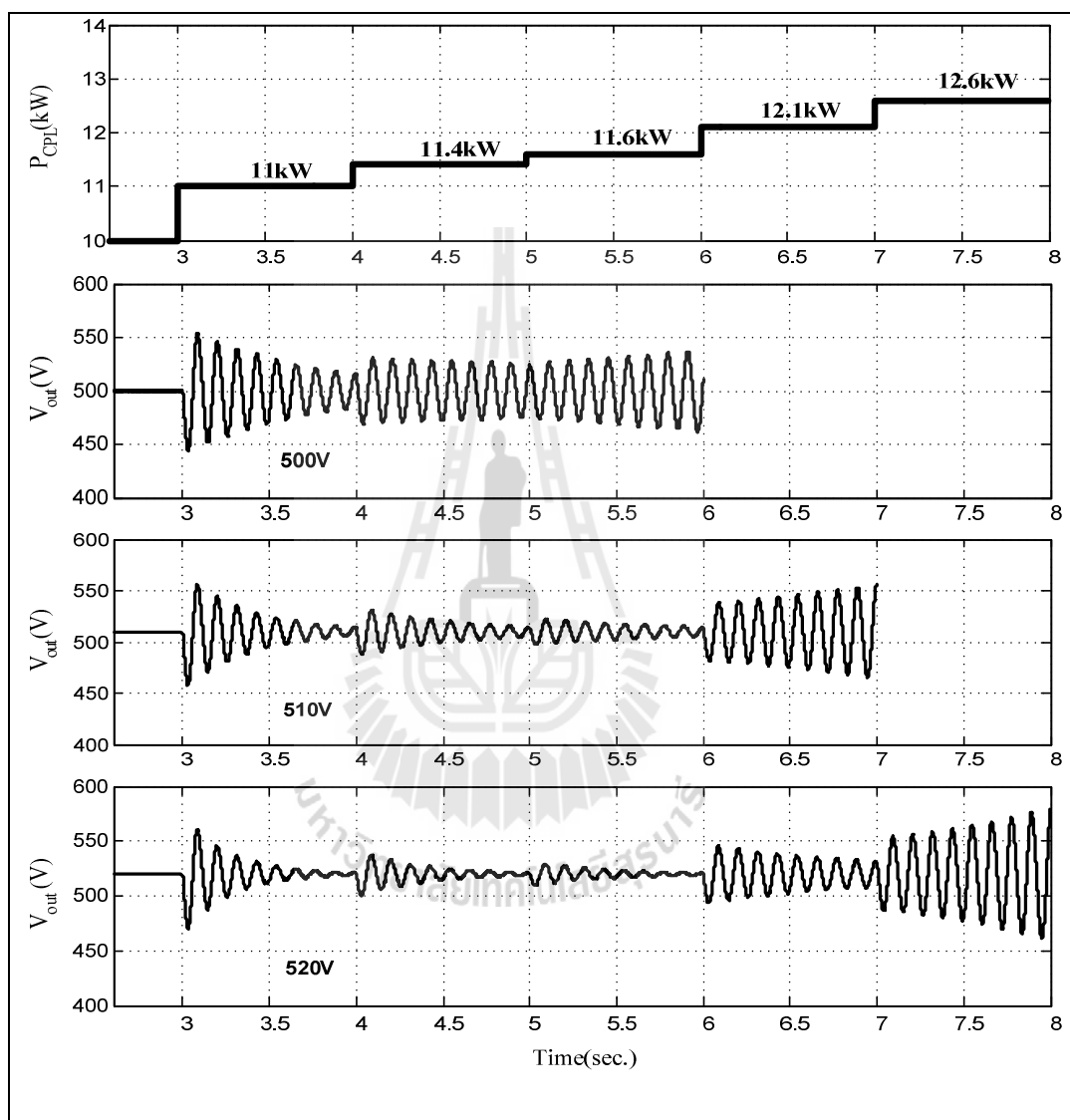
สำหรับค่าพารามิเตอร์  $V_{out}^*$  จะทำการเปลี่ยนแปลงการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง ซึ่งจะพิจารณาการเปลี่ยนแปลงพารามิเตอร์ในช่วง  $490V$  ถึง  $530V$  โดยทำการเลือกค่าพารามิเตอร์มาด้วยกัน 3 ค่าคือที่ค่า  $V_{out}^*$  เท่ากับ  $500V$   $510V$  และ  $520V$  ตามลำดับ แนวโน้มหรือขอบเขตของเสถียรภาพของระบบเมื่อ  $\omega_{nv}$  มีการเปลี่ยนแปลงแสดงดังรูปที่ 6.14



รูปที่ 6.14 ขอบเขตเสถียรภาพของระบบเมื่อ  $V_{out}^*$  เปลี่ยนแปลง

จากรูปที่ 6.14 แสดงผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบเมื่อเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $V_{out}^*$  ซึ่งจะเห็นได้ว่า เสถียรภาพของระบบมีแนวโน้มที่เพิ่มขึ้นเป็นเชิงเส้นเมื่อ  $V_{out}^*$  มีค่าเพิ่มขึ้น จากผลการวิเคราะห์เสถียรภาพดังกล่าวจำเป็นต้องอาศัยการยืนยันการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการ

จำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงซึ่งจะพิจารณาที่ค่าพารามิเตอร์  $V_{out}^*$  เท่ากับ  $500V$   $510V$  และ  $520V$  ตามลำดับ แสดงได้ดังรูปที่ 6.15 การจำลองสถานการณ์จะกำหนดให้โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ( $P_{CPL}$ ) มีค่าเพิ่มขึ้นจาก  $11\text{ kW}$  ถึง  $12.6\text{ kW}$



รูปที่ 6.15 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า  $V_{out}^*$  เท่ากับ  $500V$   $510V$  และ  $520V$

จากรูปที่ 6.15 จะเห็นได้ว่าเมื่อค่าพารามิเตอร์  $V_{out}^*$  เท่ากับ  $500V$   $510V$  และ  $520V$  จะทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรที่มากกว่า  $11.5\text{ kW}$   $11.96\text{ kW}$  และ  $12.43\text{ kW}$  ตามลำดับ จากแนวโน้ม

ดังกล่าวสรุปได้ว่า เมื่อเพิ่มค่าการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง  $V_{out}^*$  จะทำให้ระบบมีเสถียรภาพที่ดีขึ้นหรือระบบมีเสถียรภาพมากขึ้น

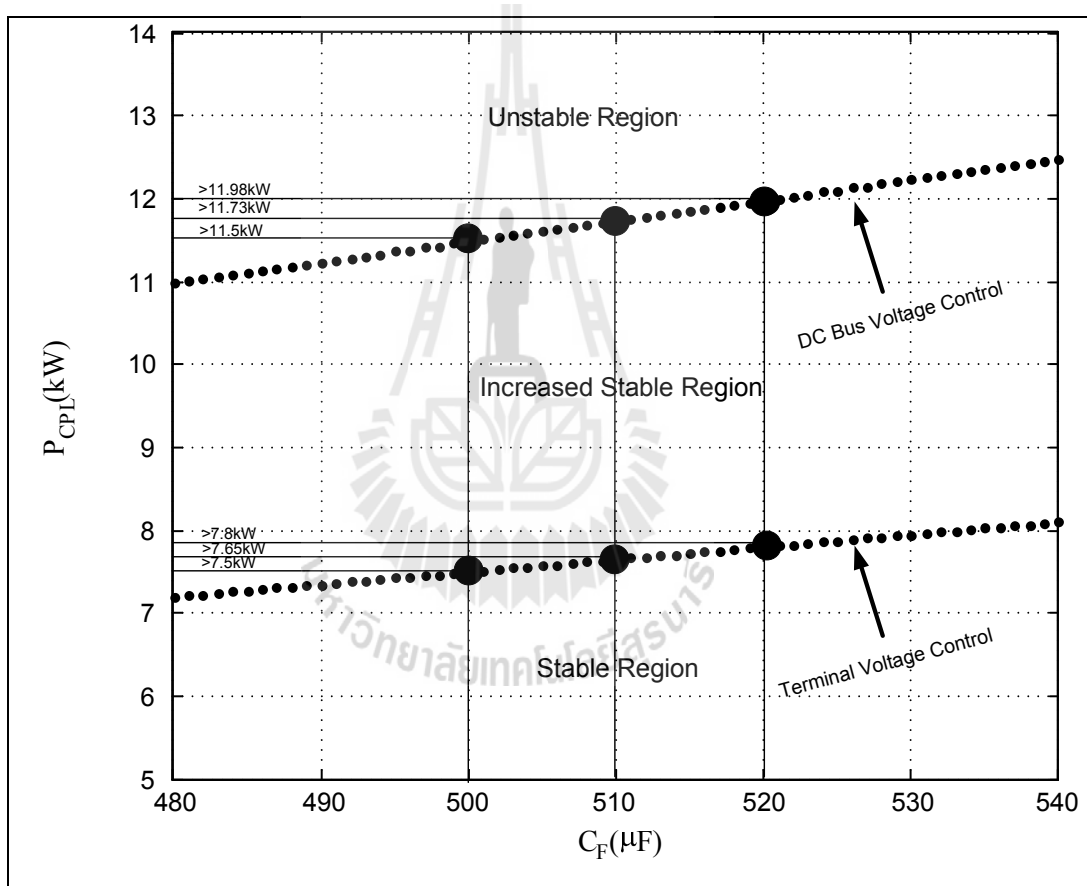
จากการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ได้กล่าวมาทั้งหมดควมมีวัตถุประสงค์เพื่อใช้ในการศึกษาแนวโน้มของเสถียรภาพเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงพารามิเตอร์ของระบบซึ่งเป็นประโยชน์ให้กับวิศวกรการบิน งานวิจัยวิทยานิพนธ์จะพิจารณาการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีโครงสร้างการควบคุมที่แตกต่างกันเป็นสำคัญ ดังนั้นจึงต้องมีการเปรียบเทียบการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่มีผลต่อเสถียรภาพของระบบเพื่อใช้ศึกษาแนวโน้มเสถียรภาพของทั้งสองระบบว่าไปในทิศทางเดียวกันหรือแตกต่างกันซึ่งจะนำเสนอในหัวข้อที่ 6.6 ต่อไป

## 6.6 การเปรียบเทียบเสถียรภาพของระบบเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์

โครงสร้างของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบใหม่จะมีความน่าเชื่อถือมากขึ้นจำเป็นต้องมีการเปรียบเทียบเสถียรภาพกับระบบเก่า เมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบเพื่อเป็นพื้นฐานหรือให้ความรู้แก่วิศวกรการบินสำหรับนำไปใช้ในการวิเคราะห์ซึ่งจะทำให้ระบบมีเสถียรภาพที่ดีขึ้น หัวข้อนี้จะนำเสนอการเปรียบเทียบเสถียรภาพของระบบเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระหว่างระบบเก่าและระบบใหม่ การเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ใช้ในกรณีนี้คือ  $C_F$  และ  $L_F$  สำหรับค่าพารามิเตอร์  $\omega_{nv}$  และ  $\omega_{ni}$  ไม่สามารถเปรียบเทียบการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ได้เนื่องจากโครงสร้างของการควบคุมอยู่ตำแหน่งบัสที่แตกต่างกัน

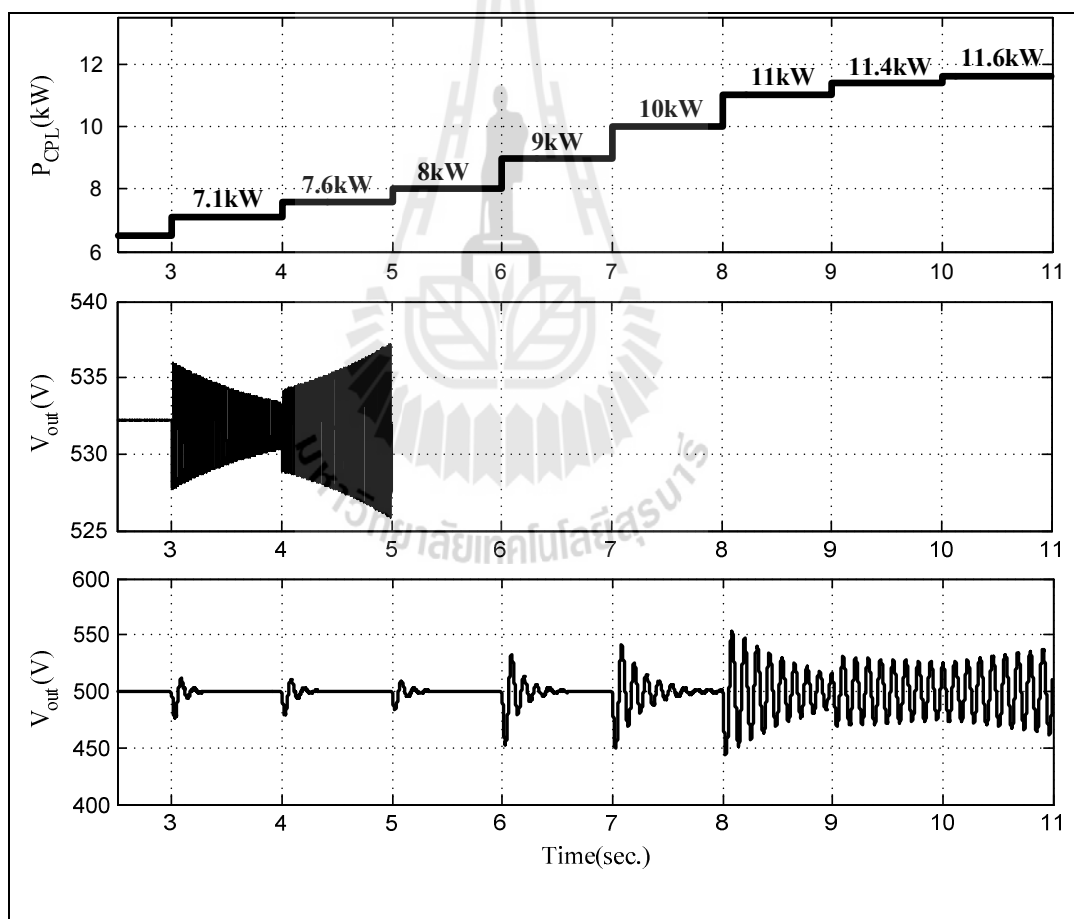
### 6.6.1 การเปรียบเทียบเสถียรภาพเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ $C_F$

การเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $C_F$  จะส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน หัวข้อนี้จะนำเสนอการเปรียบเทียบเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระหว่างระบบเก่าและระบบใหม่เมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $C_F$  ซึ่งจะพิจารณาการเปลี่ยนแปลงพารามิเตอร์ในช่วง  $480\mu\text{F}$  ถึง  $540\mu\text{F}$  โดยทำการเลือกค่าพารามิเตอร์มาด้วยกัน 3 ค่าคือที่ค่า  $C_F$  เท่ากับ  $500\mu\text{F}$   $510\mu\text{F}$  และ  $520\mu\text{F}$  ตามลำดับ ซึ่งแนวโน้มหรือขอบเขตของเสถียรภาพของระบบเมื่อ  $C_F$  มีการเปลี่ยนแปลง แสดงดังรูปที่ 6.16

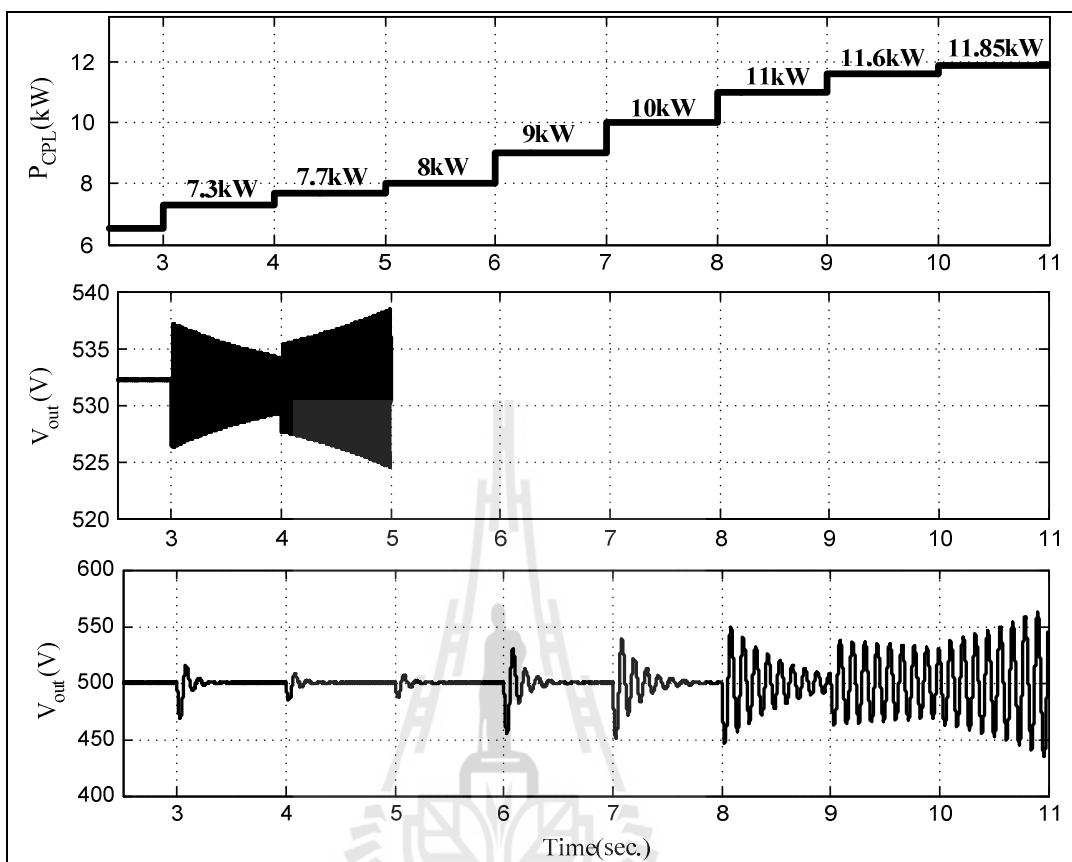


รูปที่ 6.16 ขอบเขตเสถียรภาพของระบบเมื่อ  $C_F$  เปลี่ยนแปลง

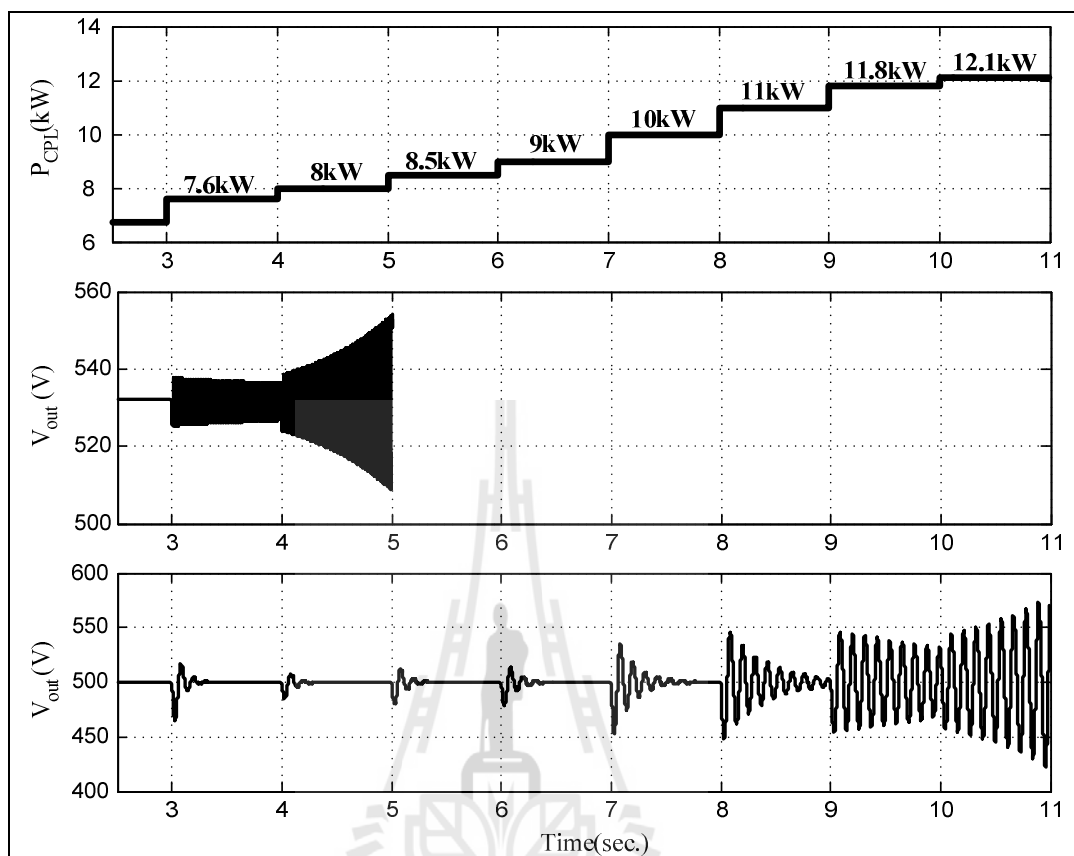
จากรูปที่ 6.16 แสดงผลการเปรียบเทียบการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $C_F$  ซึ่งจะเห็นได้ว่า ระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส (ระบบเก่า) และระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง (ระบบใหม่) จะมีแนวโน้มของเสถียรภาพที่เพิ่มขึ้นเป็นเชิงเส้นเมื่อ  $C_F$  มีค่าเพิ่มขึ้น ซึ่งจากรูปพบว่าเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงจะมีเสถียรภาพที่ดีกว่าระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสเนื่องจากเส้นกราฟของเสถียรภาพอยู่ตำแหน่งที่สูงกว่า จากการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบดังกล่าวจะต้องอาศัยการยืนยันการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงซึ่งจะพิจารณาที่ค่า  $C_F$  เท่ากับ  $500\mu\text{F}$ ,  $510\mu\text{F}$  และ  $520\mu\text{F}$  ตามลำดับ แสดงได้ดังรูปที่ 6.17 ถึง รูปที่ 6.19



รูปที่ 6.17 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า  $C_F$  เท่ากับ  $500\mu\text{F}$



รูปที่ 6.18 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า  $C_F$  เท่ากับ  $510\mu\text{F}$

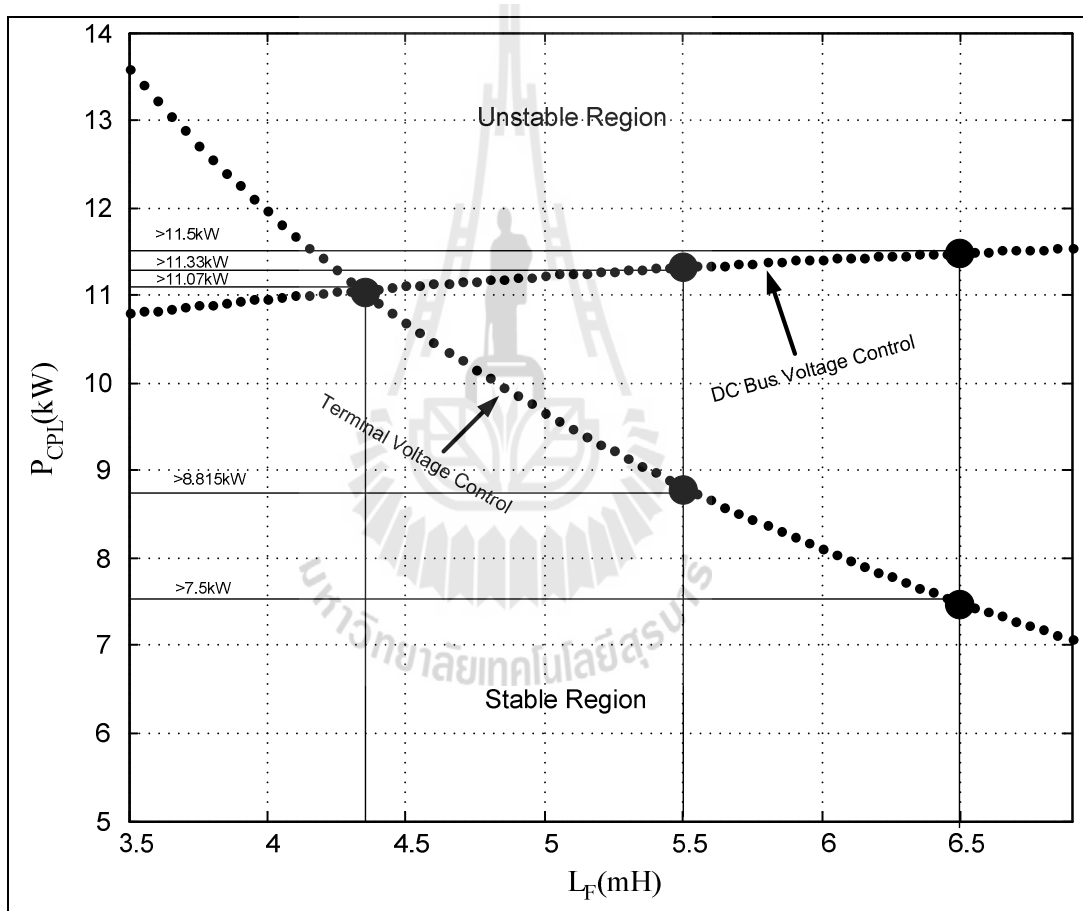


รูปที่ 6.19 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า  $C_F$  เท่ากับ  $520\mu\text{F}$

จากแนวโน้มของเสถียรภาพในรูปที่ 6.16 และการยืนยันการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงในรูปที่ 6.17 ถึง รูปที่ 6.19 สรุปได้ว่าระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงจะมีเสถียรภาพที่ดีกว่าระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $C_F$  ถ้าต้องการให้เสถียรภาพของทั้งสองระบบดีขึ้นจะต้องเพิ่มขนาดของตัวเก็บประจุของวงจรกรองไฟกระแสตรง  $C_F$  แต่การเพิ่มขนาดของตัวเก็บประจุก็มีข้อเสียคือ น้ำหนักของตัวเก็บประจุ  $C_F$  ซึ่งส่งผลกระทบต่อระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน งานวิจัยวิทยานิพนธ์จะมุ่งเน้นการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงเป็นสำคัญ ดังนั้นการเปรียบเทียบการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์กับระบบเก่าเป็นการยืนยันว่าระบบสำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้มีเสถียรภาพที่ดีกว่าระบบในอดีตซึ่งทำให้ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินมีความน่าเชื่อถือมากยิ่งขึ้น

### 6.6.2 การเปรียบเทียบเสถียรภาพเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ $L_F$

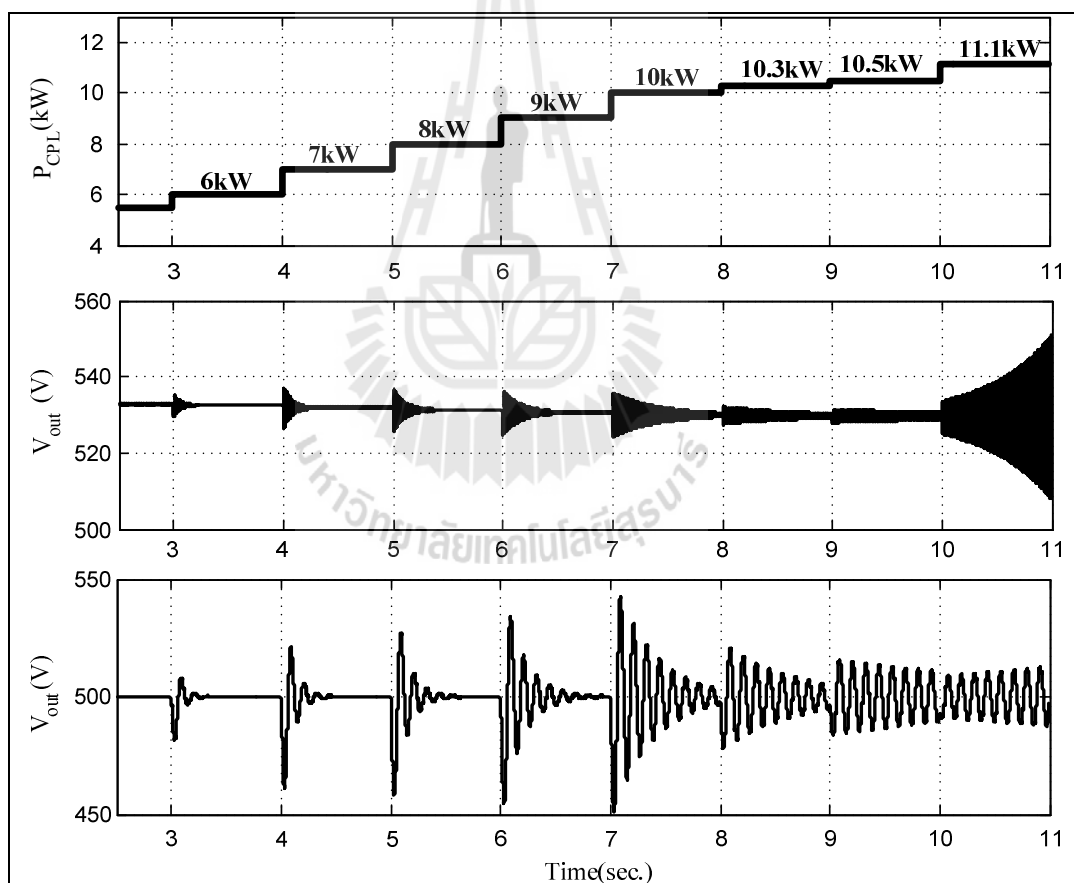
การเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $L_F$  จะทำการวิเคราะห์เช่นเดียวกับการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $C_F$  หัวข้อนี้จะนำเสนอการเปรียบเทียบเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระหว่างระบบเก่าและระบบใหม่เมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $L_F$  ซึ่งจะพิจารณาการเปลี่ยนแปลงพารามิเตอร์ในช่วง 3.5mH ถึง 6.7mH โดยทำการเลือกค่าพารามิเตอร์มาด้วยกัน 3 ค่าคือที่ค่า  $L_F$  เท่ากับ 4.35mH 5.5mH และ 6.5mH ตามลำดับ ซึ่งแนวโน้มหรือขอบเขตของเสถียรภาพของระบบเมื่อ  $L_F$  มีการเปลี่ยนแปลง แสดงดังรูปที่ 6.20



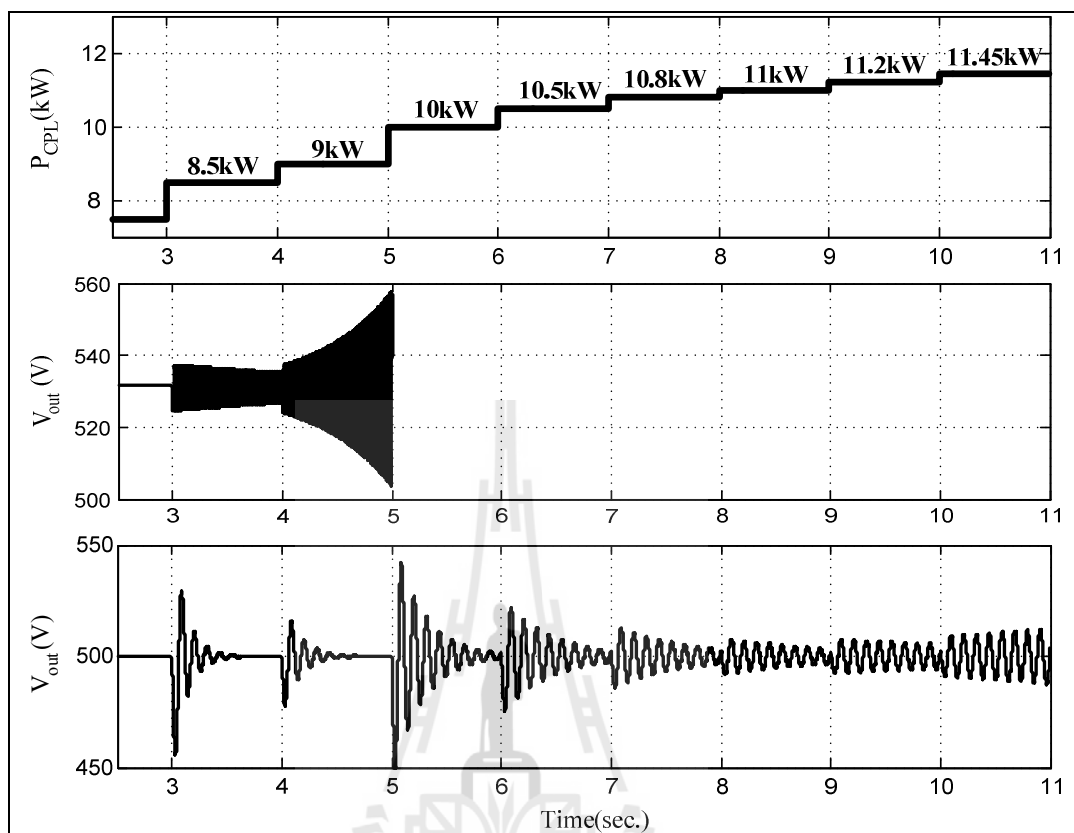
รูปที่ 6.20 ขอบเขตเสถียรภาพของระบบเมื่อ  $L_F$  เปลี่ยนแปลง



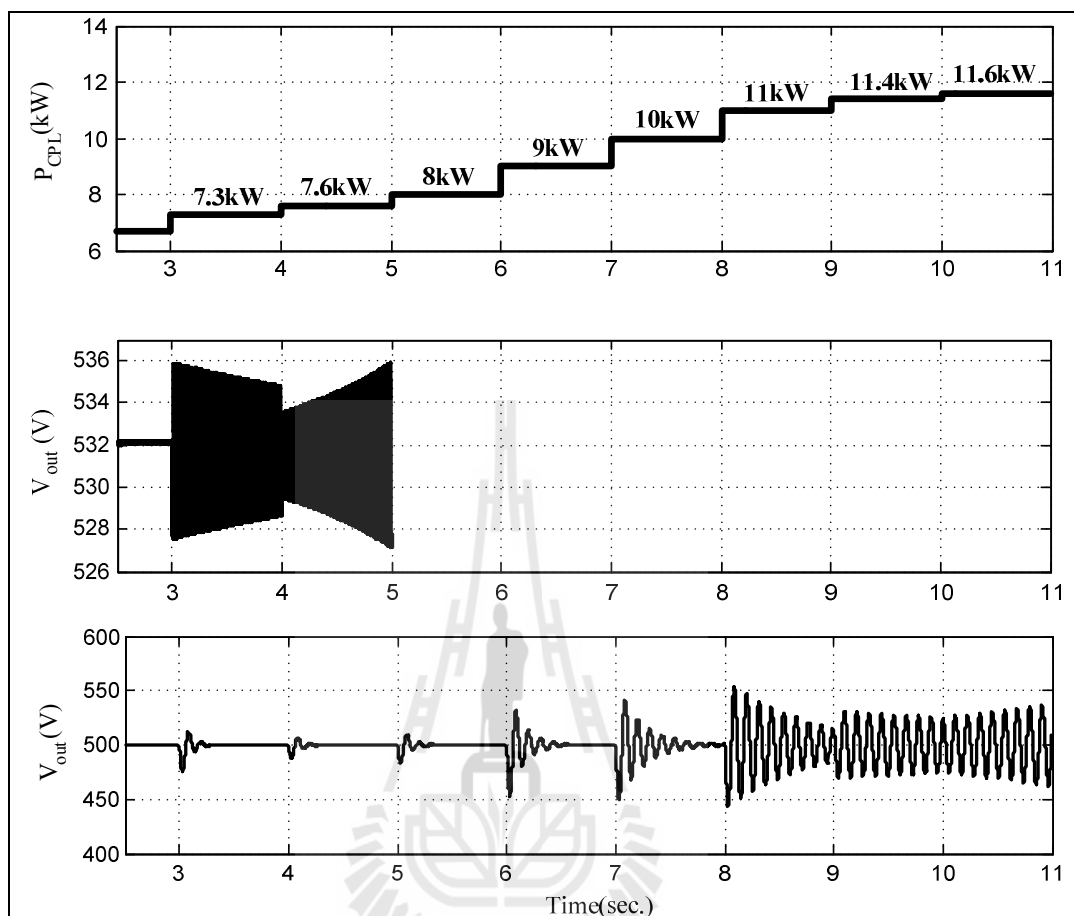
จากรูปที่ 6.20 แสดงผลการเปรียบเทียบการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $L_F$  จะเห็นได้ว่า ระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครไนส์ (ระบบเก่า) จะมีแนวโน้มของเสถียรภาพลดลงเมื่อ  $L_F$  มีค่าเพิ่มขึ้น และระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง (ระบบใหม่) จะมีแนวโน้มของเสถียรภาพเพิ่มขึ้นเมื่อ  $L_F$  มีค่าเพิ่มขึ้น ซึ่งจากรูปพบว่าเสถียรภาพของระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงจะมีเสถียรภาพที่ดีกว่าระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครไนส์อย่างเห็นได้ชัด จากการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบดังกล่าวจะต้องอาศัยการยืนยันการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงซึ่งจะพิจารณาที่ค่า  $L_F$  เท่ากับ 4.35mH 5.5mH และ 6.5mH ตามลำดับ แสดงได้ดังรูปที่ 6.21 ถึง รูปที่ 6.23



รูปที่ 6.21 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า  $L_F$  เท่ากับ 4.35mH



รูปที่ 6.22 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า  $L_F$  เท่ากับ 5.5mH



รูปที่ 6.23 การจำลองสถานการณ์เมื่อค่า  $L_F$  เท่ากับ 6.5mH

จากแนวโน้มของเสถียรภาพในรูปที่ 6.20 และการยืนยันการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงในรูปที่ 6.21 ถึง รูปที่ 6.23 พบว่าที่ค่าพารามิเตอร์  $L_F$  เท่ากับ 4.35mH จะทำให้ระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงเกิดการขาดเสถียรภาพที่ตำแหน่งเดียวกันกับระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส ถ้าต้องการให้เสถียรภาพของระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงมีค่ามากขึ้นจะต้องเพิ่มขนาดตัวเหนี่ยวนำของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง  $L_F$  แต่สำหรับระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสการเพิ่มขนาดของตัวเหนี่ยวนำของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง  $L_F$  จะทำให้เสถียรภาพมีค่าลดลงซึ่งจะเกิดผลกระทบต่อระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน

## 6.7 สรุป

เนื้อหาในบทนี้นำเสนอผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง (ระบบใหม่) และระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส (ระบบเก่า) การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบจะอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้อธิบายไว้ในบทที่ 4 และบทที่ 5 เพื่อนำมาใช้กับทฤษฎีบทค่าเจาะจงในการคาดการณ์จุดที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพ การคำนวณหาค่าเจาะจงเพียงอย่างเดียวยังไม่เพียงพอจะต้องมีการยืนยันผลการจำลองสถานการณ์ของระบบจริงควบคู่กันไป นอกจากนี้ยังนำเสนอการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $C_F$ ,  $L_F$ ,  $\omega_{mv}$ ,  $\omega_{ni}$  และ  $V_{out}^*$  ซึ่งพารามิเตอร์เหล่านี้ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบเป็นอย่างมากและค่าพารามิเตอร์  $C_F$  และ  $L_F$  ยังถูกนำมาใช้ในการเปรียบเทียบเสถียรภาพระหว่างระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงและระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสเพื่อศึกษาแนวโน้มหรือทิศทางของเสถียรภาพงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จึงเป็นประโยชน์ให้กับวิศวกรประจำสายการบิน และทำให้ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินมีความเชื่อถือมากยิ่งขึ้น



## บทที่ 7

### สรุปและข้อเสนอแนะ

#### 7.1 สรุป

งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้นำเสนอแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระหว่างระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสและระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง โดยงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้เริ่มจากการค้นคว้าปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องในอดีตที่ผ่านมาเกี่ยวกับผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่เป็นวงจรอิเล็กทรอนิกส์กำลังหรือวงจรแปลงผันกำลัง การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าดังกล่าวมีความจำเป็นต้องอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่มีความถูกต้องซึ่งจากการค้นคว้าพบว่าการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของวงจรอิเล็กทรอนิกส์กำลังสามารถทำได้หลายวิธีด้วยกัน เช่น วิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไป วิธีการแปลงดีคิว และวิธีค่าเฉลี่ยไม่เป็นเชิงเส้น เป็นต้น สำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้นำเสนอการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีการแปลงดีคิวและการเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินทั้งสองระบบ การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าดังกล่าวได้อาศัยทฤษฎีบทค่าเจาะจงซึ่งปริทัศน์วรรณกรรมของงานวิจัยที่ได้กล่าวมานี้ได้นำเสนอไว้ในบทที่ 2

การศึกษาเกี่ยวกับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินสิ่งที่สำคัญอย่างหนึ่งก็คือแหล่งจ่ายที่เป็นเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของแหล่งจ่ายดังกล่าวจำเป็นต้องอาศัยวิธีการแปลงดีคิวซึ่งวิธีนี้ได้ช่วยลดความซับซ้อนของระบบไฟฟ้าสามเฟสสมมูลได้เป็นอย่างดี วิธีการแปลงดีคิวสามารถแปลงปริมาณทางไฟฟ้าจากแกนสามเฟส ( $abc$ ) เป็นปริมาณไฟฟ้าสองเฟสที่อยู่บนแกน  $dq$  โดยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้จากวิธีการแปลงดีคิวได้ถูกนำไปสร้างชุดบล็อกของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสซึ่งนำเสนอไว้ในบทที่ 3

การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสจำเป็นต้องอาศัยวิธีการแปลงดีคิวเพื่อนำไปใช้ในการจำลองสถานการณ์และการวิเคราะห์เสถียรของระบบ โดยได้พิจารณาจากระบบที่ซับซ้อนน้อยไปยังระบบที่ซับซ้อนมาก งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้พิจารณาผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเป็นสำคัญ การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ใช้วิธีการเปรียบเทียบกับผลการจำลอง

สถานการณ์ผ่านระบบจริงซึ่งแสดงให้เห็นว่าแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดแบบซิงโครนัสที่ได้รับการพิสูจน์จึงมีความถูกต้องและสามารถนำไปใช้ในการคาดการณ์จุดขาดเสถียรภาพเนื่องจากผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้อย่างแม่นยำ โดยรายละเอียดต่างๆ ได้นำเสนอไว้ในบทที่ 4

ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงได้พิจารณาในการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีการแปลงดีคิวเช่นเดียวกับระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้นี้จำเป็นต้องมีการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองโดยเปรียบเทียบกับผลการจำลองสถานการณ์ผ่านระบบจริง จากการจำลองสถานการณ์ที่ได้พบว่าผลการตอบสนองในสภาวะชั่วคราวและสภาวะคงตัวสอดคล้องกัน ดังนั้นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์จึงมีความถูกต้องและนำไปใช้ในการคาดการณ์จุดที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพได้อย่างแม่นยำซึ่งรายละเอียดต่างๆ ได้นำเสนอไว้ในบทที่ 5

งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้พิจารณาการเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระหว่างระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสและระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง การวิเคราะห์เสถียรภาพได้ต้องอาศัยทฤษฎีบทค่าเจาะจงและการยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ผ่านระบบจริงเพื่อใช้ตรวจสอบว่าจุดที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรเป็นจุดเดียวกัน จากผลการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าดังกล่าวพบว่าระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงมีเสถียรภาพที่ดีกว่า (more stable) ระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส การวิเคราะห์เสถียรภาพเมื่อระบบมีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงจำเป็นต้องศึกษาการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่มีผลต่อเสถียรภาพของระบบ จากการวิเคราะห์พบว่าเมื่อเพิ่มค่า  $C_F$ ,  $L_F$ ,  $\omega_{nv}$ ,  $\omega_{ni}$  และ  $V_{out}^*$  ได้ทำให้เสถียรภาพของระบบมีค่ามากขึ้น นอกจากนี้ยังนำเสนอการเปรียบเทียบเสถียรภาพของทั้งสองระบบเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ซึ่งในกรณีนี้ได้พิจารณาการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์  $C_F$  และ  $L_F$  เท่านั้น สำหรับค่าพารามิเตอร์  $\omega_{nv}$  และ  $\omega_{ni}$  ไม่สามารถนำมาใช้ในการเปรียบเทียบได้เนื่องจากโครงสร้างของการควบคุมอยู่ตำแหน่งบัสที่แตกต่างกัน จากผลการวิเคราะห์พบว่าในกรณีที่เพิ่มขนาดของตัวเก็บประจุ  $C_F$  และกำหนดให้ค่าพารามิเตอร์  $L_F$  มีค่าคงที่เสถียรภาพของทั้งสองระบบมีค่ามากขึ้น สำหรับในกรณีที่เพิ่มขนาดตัวเหนี่ยวนำ  $L_F$  และกำหนดให้ค่าพารามิเตอร์  $C_F$  มีค่าคงที่เสถียรภาพของระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงมีค่าเพิ่มขึ้น แต่ในทางกลับกันเสถียรภาพของระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสมีค่าลดลง รายละเอียดต่าง ๆ ได้นำเสนอไว้ในบทที่ 6

## 7.2 ข้อเสนอแนะเพื่อพัฒนางานวิจัยในอนาคต

-การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวแบบอุดมคติเป็นการพิจารณาภายใต้เงื่อนไขตัวควบคุมของโหลดดังกล่าวมีความไวมาก เพื่อให้เกิดความเสมือนจริงมากยิ่งขึ้น ควรพิจารณาพลวัตของโหลดไม่เป็นเชิงเส้นเช่น มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง การขับเคลื่อนมอเตอร์ไฟฟ้าสามเฟส และอื่นๆ แทนการใช้โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวแบบอุดมคติ จึงเป็นสิ่งที่น่าสนใจ

-การวิเคราะห์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้อยู่ภายใต้เงื่อนไข วงจรแปลงผันกำลังต้องทำงานในโหมดนำกระแสแบบต่อเนื่อง ดังนั้น เพื่อให้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์อธิบายระบบที่หลากหลายขึ้น จึงเป็นสิ่งที่น่าสนใจที่จะดำเนินการภายใต้เงื่อนไขโหมดนำกระแสแบบไม่ต่อเนื่อง

-การออกแบบตัวควบคุมพีไอสำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้าของระบบไฟฟ้าบนเครื่องبنที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรงและระบบที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสสามารถใช้วิธีทางปัญญาประดิษฐ์ในการค้นหาพารามิเตอร์  $K_{Pv}$ ,  $K_{Iv}$ ,  $K_{Pi}$  และ  $K_{Ii}$  ได้เช่นเดียวกับการออกแบบด้วยวิธีแบบดั้งเดิม



## รายการอ้างอิง

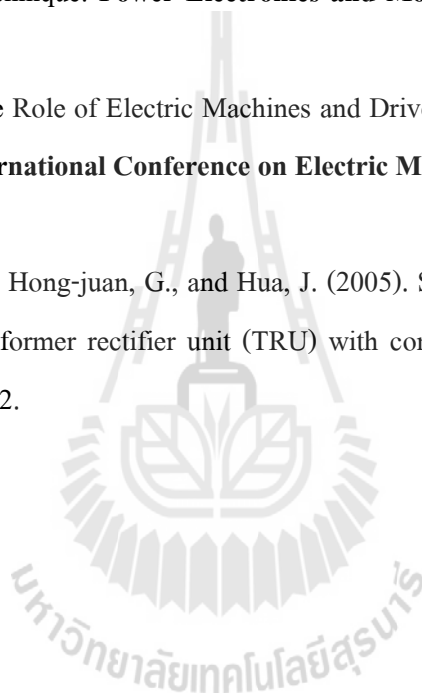
- Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., and Thomas, D.W.P. (2008). Stability analysis and modelling of AC-DC system with mixed load using DQ-transformation method. **IEEE International Symposium on Industrial Electronics.** : 19-24.
- Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., and Thomas, D.W.P. (2008). DQ-transformation approach for modelling and stability analysis of AC-DC power system with controlled PWM rectifier and constant power loads. **Power Electronics and Motion Control Conference.** : 2049-2054.
- Areerak, K-N., Bozhko, S.V., de Lillo, L., Asher, G.M., Thomas, D.W.P., Watson, A., and Wu, T. (2009). The stability analysis of AC-DC systems including actuator dynamics for aircraft power systems. **13th European Conference on Power Electronics and Applications.** : 1-10.
- Areerak, K-N., Wu, T., Bozhko, S.V., Asher, G.M., and Thomas, D.W.P. (2011). Aircraft Power System Stability Study Including Effect of Voltage Control and Actuators Dynamic. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems.** vol. 47, no. 4, October 2011.
- Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., de Lillo, L., and Thomas, D.W.P. (2012). Stability Study for a Hybrid AC-DC More-Electric Aircraft Power System. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems.** vol. 48, no. 1, January 2012.
- Avery, C.R., Burrow, S.G., and Mellor, P.H. (2007). Electric Generation and Distribution for the more Electric Aircraft. in *Proc. 42<sup>nd</sup> International Universities Power Engineering Conference (UPEC 2007)*. University of Brighton , Brighton, UK, 4-6 September 2007: 1007-1012.
- Chaijarunudomrung, K., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2011). Modeling and Stability Analysis of AC-DC Power System with Controlled Rectifier and constant power loads. **WSEAS Transactions on Power Systems.** vol. 6, Issue 8, April 2011.



- Chang, J., and Wang, A. (2006). New VF-Power System Architecture and Evaluation for Future Aircraft. **IEEE Trans. on Aerospace and Electronics Systems.** : 527-539.
- Elbuluk, M.E., and Kankam, M.D. (1997). Potential Starter/Generator Technologies for Future Aerospace Application. **IEEE Aerospace and Electronics Systems Magazine.** : 24-312.
- Emadi, A., Fahimi, B., and Ehsani, M. (1999). On the concept of negative impedance instability in the more electric aircraft power systems with constant power loads. **Society of Automotive Engineering Journal.** : 689-699.
- Emadi, A., and Ehsani, M. (2000). Aircraft Power Systems: Technology, State of the Art, and Future Trends. **IEEE Aerospace and Electronics Systems Magazine.** : 28-32.
- Emadi, A., Ehsani, M., and Miller, J.M. (2004). Vehicular Electric Power Systems: Land, Sea, Air, and Space Vehicles. (Marcel Dekker, Inc, 2004).
- Emadi, A. (2004). Modeling of Power Electronic Loads in AC Distribution Systems Using the Generalized State-Space Averaging Method. **IEEE Trans. on Indus. Elect.** : 992-1000.
- Emadi, A., Khaligh, A., Rivetta, C.H., and Williamson, G.A. (2006). Constant Power Loads and Negative Impedance Instability in Automotive Systems: Definition, Modeling, Stability, and Control of Power Electronic Converters and Motor Drives. **IEEE Trans. on Vehicular Tech.** : 1112-1125.
- Garcia, A., Cusido, J., Rosero, J.A., Ortega, J.A., and Romeral L. (2008). Reliable Electro-Mechanical Actuators in Aircraft. **IEEE Aerospace and Electronics Systems Magazine.** : 19-25.
- Han, S.B., Choi, N.S., Rim, C.T., and Cho, G.H. (1998). Modeling and Analysis of Static and Dynamic Characteristics for Buck-Type Three-Phase PWM Rectifier by Circuit DQ Transformation. **IEEE Trans. on Power Electronics.** : 323-336.
- Jadric, I., Borojevic, D., and Jadric, M. (2000). Modeling and Control of a Synchronous Generator with an Active DC Load. **IEEE Trans. on Power Electronics.** : 303-311.
- Krause, P.C, Wasynczuk, O., and Sudhoff, S.D. (2002). Analysis of Electric Machinery and Drive Systems. 2nd ed. New York :Wiley-IEEE Press.
- Mahdavi, J., Emadi, A., Bellar, M.D., and Ehsani, M. (1997). Analysis of Power Electronic Converters Using the Generalized State-Space Averaging Approach. **IEEE Trans. on Circuit and Systems.** : 767-770.

- Mohan, N., Underland, T.M., and Robbins, W.P. (2003). Power Electronics: Converters, Applications, and Design, John Wiley & Son, USA, 2003.
- More Open Electrical Technologies (MOET project): <http://www.eurtd.com/moet>.
- Ong, C-M. (1998). Dynamic Simulation of Electric Machinery using MATLAB/Simulink. Prentice Hall, 1998.
- Rim, C.T., Hu, D.Y., and Cho, G.H. (1990). Transformers as Equivalent Circuits for Switches: General Proofs and D-Q Transformation-Based Analyses. **IEEE Trans. on Indus. Appl.** : 777-785.
- Rim, C.T., Choi, N.S., Cho, G.C., and Cho, G.H. (1994). Complete DC and AC Analysis of Three Phase Controlled-Current PWM Rectifier Using Circuit D-Q Transformation. **IEEE Trans. on Power Electronics.** : 390-396.
- Rivetta, C., Williamson, G.A., and Emadi, A. (2005). Constant Power Loads and Negative Impedance Instability in Sea and Undersea Vehicles: Statement of the Problem and Comprehensive Large-Signal Solution. **IEEE Electric Ship Tech. Symposium.** : 313-320.
- Rosero, J.A., Ortega, J.A., Aldabas, E., and Romeral L. (2007). Moving Towards a More Electric Aircraft. **IEEE Aerospace and Electronics Systems Magazine.** : 3-9.
- Sakui, M., Fujita, H., and Shioya, M. (1989). A Method for Calculating Harmonic Currents of a Three- Phase Bridge Uncontrolled Rectifier with DC Filter. **IEEE Trans. on Indus. Elect.** : 434-440.
- Sudhoff, S.D., and Wasynczuk, O. (1993). Analysis and Average-Value Modeling of Line-Commutated Converter-Synchronous Machine Systems. **IEEE Trans. on Energy Conversion.** : 92-99.
- Sudhoff, S.D (1993). Waveform Reconstruction from the Average-Value Model of Line-Commutated Converter-Synchronous Machine Systems. **IEEE Trans. on Energy Conversion.** : 404-410.
- Sudhoff, S.D (1993). Analysis and Average-Value Modeling of Dual Line-Commutated Converter-6-Phase Synchronous Machine Systems. **IEEE Trans. on Energy Conversion.** : 411-417.

- Sudhoff, S.D., Corzine, K.A., Hegner, H.J., and Delisle, D.E. (1996). Transient and Dynamic Average- Value Modeling of Synchronous Machine Fed Load-Commutated Converters. **IEEE Trans. on Energy Conversion.** : 508-514.
- Tsang, K.M., and Chan, W.L. (2005). Cascade controller for DC/DC buck converter. *IEE Proc.- Electr. Power* 152(4) : 827-831.
- Uan-Zo-li, A., Burgos, R.P., Lacaux, F., Wang, F., and Boroyevich, D. (2004). Assessment of Multi-Pulse Converter Average Models for Stability Studies Using a Quasi-Stationary Small-Signal Technique. **Power Electronics and Motion Control Conference 2004.** : 1654-1658.
- Weimer, J.A. (2003). The Role of Electric Machines and Drives in the More Electric Aircraft. in *Proc. IEEE International Conference on Electric Machines and Drives (IEMDC'03).* : 11-15.
- Ying-xi, L., Xin-hua, M., Hong-juan, G., and Hua, J. (2005). Stability Study Simulation analysis on Aircraft transformer rectifier unit (TRU) with constant power load (CPL). **ICEMS 2005.** : 2018-2022.

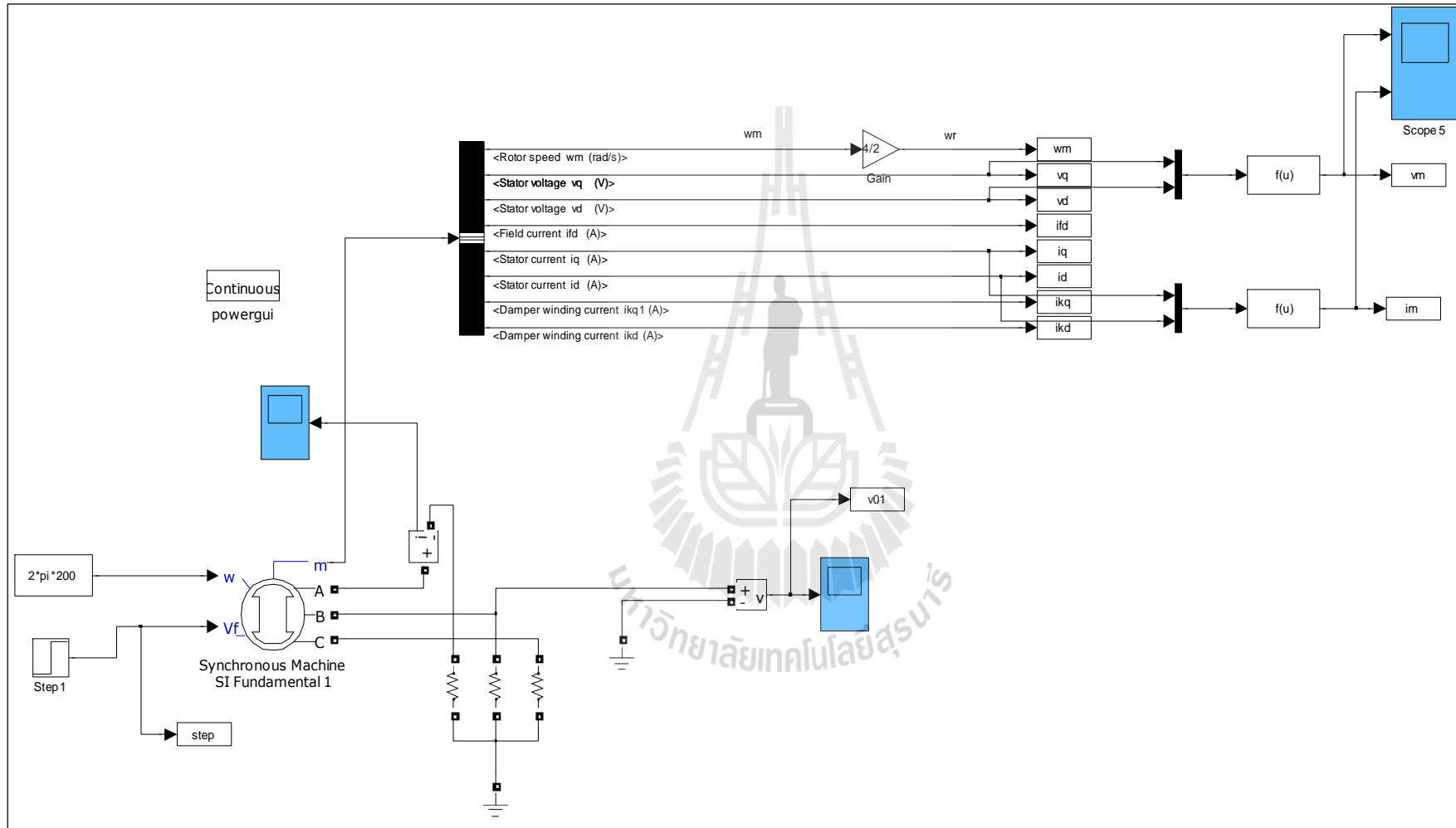


The logo of Sakon Nakhon Rajabhat University is a circular emblem. At the top, there is a stylized tower or spire. Below it, a central figure stands on a pedestal. The figure is flanked by two vertical lines with horizontal bars, resembling a ladder or a scale. The entire emblem is set within a circular border with a decorative, sunburst-like pattern at the bottom. The text 'มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี' is written in Thai script along the bottom curve of the circle.

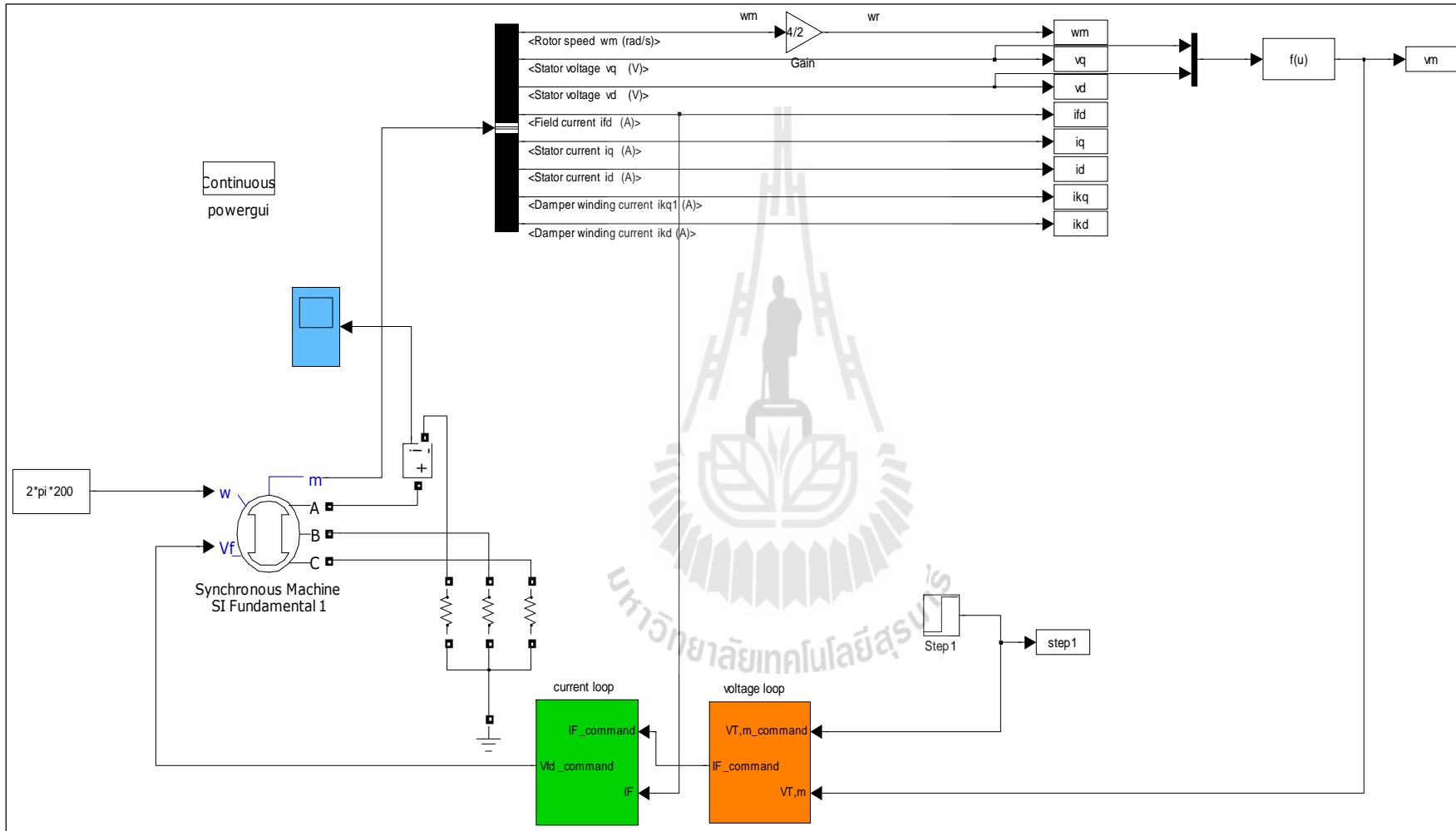
ภาคผนวก ก

การจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริงบนคอมพิวเตอร์

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

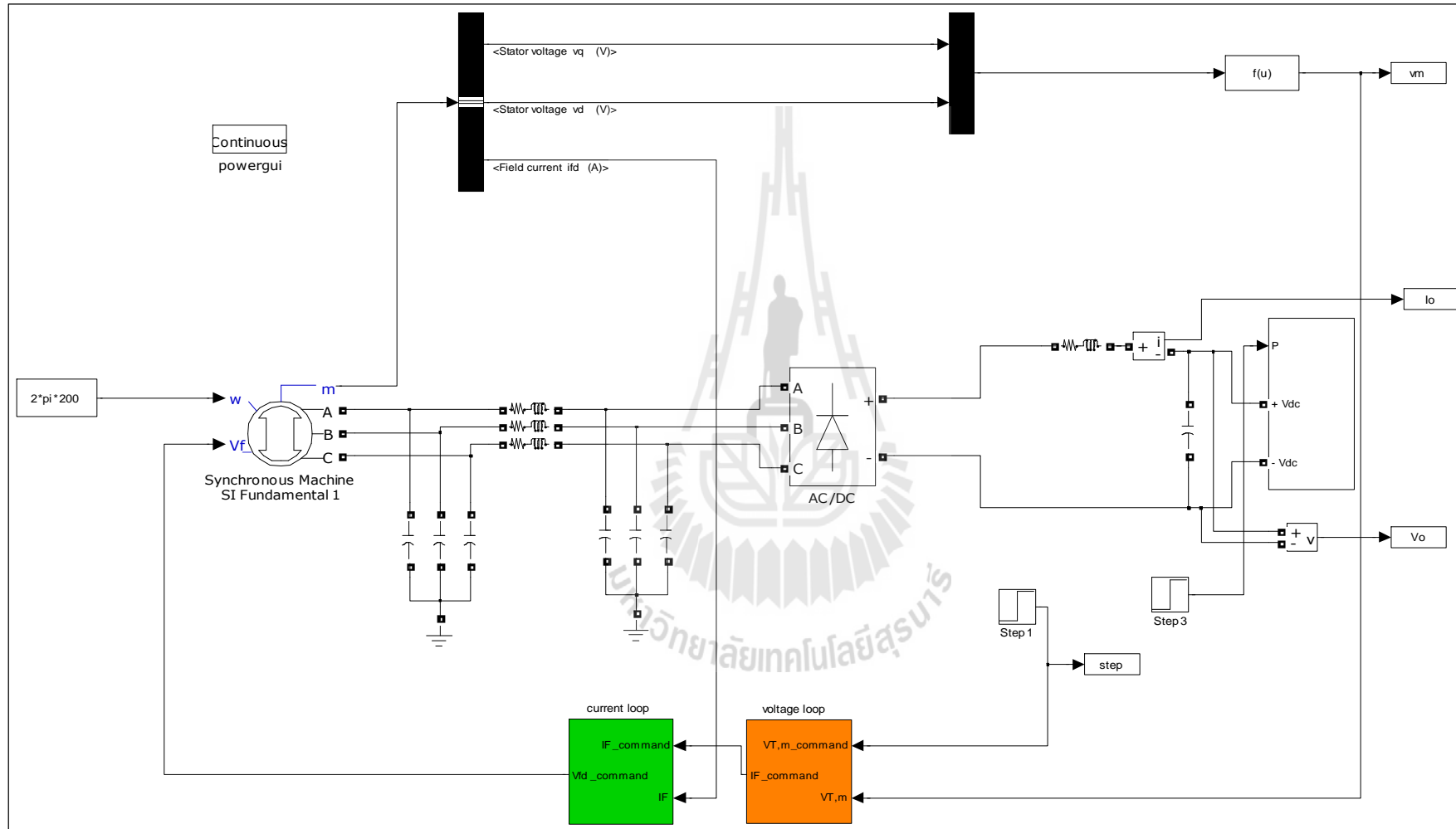


รูปที่ ก.1 การจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิรระบบที่ 1



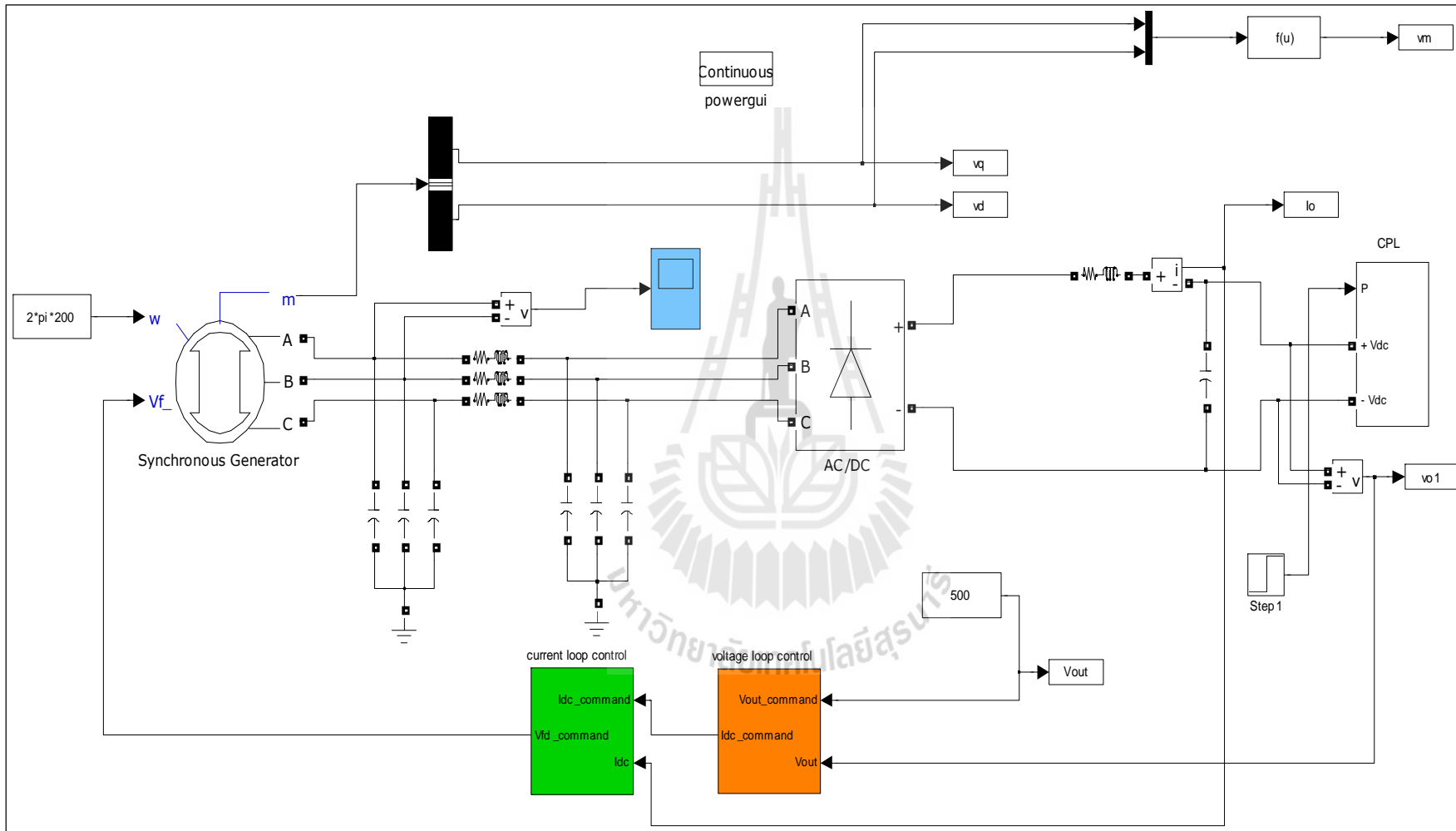
รูปที่ ก.2 การจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิรระบบที่ 2





รูปที่ ก.4 การจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 4 (ระบบเก่า)





รูปที่ ก.5 การจำลองสถานการณ์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิรระบบใหม่





ภาคผนวก ข

โปรแกรมการคำนวณหาผลเฉลยค่าในสถานะคงตัว

```

*****
โปรแกรมการคำนวณหาผลเฉลยค่าในสภาวะคงตัว
*****
โปรแกรมสำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินระบบที่ 3 (กรณีที่มีโหลดเป็นตัวต้านทาน)
f=400; % f คือค่าความถี่ของแหล่งจ่าย (Hz)
Req=0.1; % Req คือค่าตัวต้านทานของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า
Leq=24e-6; % Leq คือค่าตัวเหนี่ยวนำของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า
rs=0.0044; % rs คือค่าตัวต้านทานของขดลวดสเตเตอร์
Lls=1.98943e-5; % Lls คือค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลของขดลวดสเตเตอร์
Lmd=2.20164e-4; % Lmd คือค่าตัวเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนคิของขดลวดสเตเตอร์
Lmq=1.61807e-4; % Lmq คือค่าตัวเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนคิของขดลวดสเตเตอร์
rfd=0.068884; % rfd คือค่าตัวต้านทานของขดลวดสนาม
Llfd=3.28257e-5; % Llfd คือค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลของขดลวดสนาม
rkq=0.003095; % rkq คือค่าตัวต้านทานบนแกนคิของขดลวดสเตเตอร์
Llkq=1.442739e-4; % Llkq คือค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลบนแกนคิของขดลวดสเตเตอร์
rkd=0.0142; % rkd คือค่าตัวต้านทานบนแกนคิของขดลวดสนาม
Llkd=3.4079e-5; % Llkd คือค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลบนแกนคิของขดลวดสนาม
Ceq1=2e-9; % Ceq1 คือค่าตัวเก็บประจุของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า
Ceq2=2e-9; % Ceq2 คือค่าตัวเก็บประจุของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า
RF=0.01; % RF คือค่าตัวต้านทานของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง
RL=30; % RL คือค่าของโหลดความต้านทาน
LF=6.5e-3; % LF คือค่าตัวเหนี่ยวนำของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง
CF=500e-6; % CF คือค่าตัวเก็บประจุของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง
w=2*pi*f; % w คือค่าความถี่ของแหล่งจ่าย (rad/s)
Ls=Lls+Lmd; % Ls คือค่าตัวเหนี่ยวนำของขดลวดสเตเตอร์
ru=3*w*(Leq+Ls)/pi; % ru คือค่าความต้านทานมุมเคลื่อน
KPi=0.0487; % KPi คือค่า KP ของอุปกรณ์ควบคุมกระแสไฟฟ้า
Kpv=1.78; % Kpv คือค่า KP ของอุปกรณ์ควบคุมแรงดันไฟฟ้า
KIv=227.02; % KIv คือค่า KI ของอุปกรณ์ควบคุมแรงดันไฟฟ้า
KIi=99.88; % KIi คือค่า KI ของอุปกรณ์ควบคุมกระแสไฟฟ้า

```

```

rt=atand(w*Leq/Req); % rt คือมุมเฟสของสายส่งระหว่าง  $V_{T,m}^*$  กับ  $V_{bus}$ 
rgt=atand(w*(Leq+Ls)/(Req+rs)); % rgt คือมุมเฟสของสายส่งระหว่าง  $E_g$  กับ  $V_{bus}$ 
Zt=sqrt(Req^2+(w*Leq)^2); % Zt คือค่าอิมพีแดนซ์ของสายส่งระหว่าง  $V_{T,m}^*$  กับ  $V_{bus}$ 
Zgt=sqrt((Req+rs)^2+(w*(Leq+Ls)^2)); % Zgt คือค่าอิมพีแดนซ์ของสายส่งระหว่าง  $E_g$  กับ  $V_{bus}$ 

Vtm=230*sqrt(2); % Vtm คือการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า
Vg=1*sqrt(2); % กำหนดให้ค่าเริ่มต้น  $E_g=1*sqrt(2)$ 
Vbus=230*sqrt(2); % กำหนดให้ค่าเริ่มต้น  $V_{bus}=230*sqrt(2)$ 
D=30.7; % กำหนดให้ค่าเริ่มต้น  $\delta=30.7$ 
r=1; % กำหนดให้ค่าเริ่มต้น  $\gamma=1$ 
Iter=0; % กำหนดการวนรอบ
Es=1e-6; % Es คือค่าความผิดพลาดของผลเฉลย
k=0; % เพื่อให้เงื่อนไขกำหนดค่าตอบเริ่มต้น

while ~k % k ไม่เท่ากับ 0
Vg0=Vg; % นำค่าเริ่มต้น  $E_g$  มาเก็บไว้ใน  $E_{g0}$ 
Vbus0=Vbus; % นำค่าเริ่มต้น  $V_{bus}$  มาเก็บไว้ใน  $V_{bus0}$ 
D0=D; % นำค่าเริ่มต้น  $\delta$  มาเก็บไว้ใน  $\delta_0$ 
r0=r; % นำค่าเริ่มต้น  $\gamma$  มาเก็บไว้ใน  $\gamma_0$ 

f1= Vbus*Vtm*cosd(rt-r)/Zt - Vbus^2*cosd(rt)/Zt -
(((9*RL*(Vbus^2))/(pi^2*((ru+R+RL)^2))+((9*R*(Vbus^2))/(pi^2*((ru+R+RL)^2))))/3;
f2= Vbus*Vtm*sind(rt-r)/Zt - Vbus^2*sind(rt)/Zt ;
f3= Vbus*Vg*cosd(rgt-D-r)/Zgt - Vbus^2*cosd(rgt)/Zgt -
(((9*RL*(Vbus^2))/(pi^2*((ru+R+RL)^2))+((9*R*(Vbus^2))/(pi^2*((ru+R+RL)^2))))/3;
f4= Vbus*Vg*sind(rgt-D-r)/Zgt - Vbus^2*sind(rgt)/Zgt ;
% ฟังก์ชันสมการการไหลของกำลังไฟฟ้า
J=[ 0 Vtm*cosd(rt-r)/Zt - 2*Vbus*cosd(rt)/Zt-
(((18*RL*Vbus)/(pi^2*((ru+R+RL)^2))+((18*R*Vbus)/(pi^2*((ru+R+RL)^2)))) 0
Vtm*Vbus*sind(rt-r)/Zt;

```

```

0      Vtm*sind(rt-r)/Zt - 2*Vbus*sind(rt)/Zt      0      -Vtm*Vbus*cosd(rt-r)/Zt;
Vbus*cosd(rgt-D-r)/Zgt      Vg*cosd(rgt-D-r)/Zgt - 2*Vbus*cosd(rgt)/Zgt-
(((18*RL*Vbus)/((pi^2)*((ru+R+RL)^2)))+((18*R*Vbus)/((pi^2)*((ru+R+RL)^2))))
Vbus*Vg*sind(rgt-D-r)/Zgt      Vbus*Vg*sind(rgt-D-r)/Zgt ;
Vbus*sind(rgt-D-r)/Zgt      Vg*sind(rgt-D-r)/Zgt - 2*Vbus*sind(rgt)/Zgt
-Vbus*Vg*cosd(rgt-D-r)/Zgt      -Vbus*Vg*cosd(rgt-D-r)/Zgt];
                                % เมตริกซ์จาโคเบียนที่เกิดจากอนุพันธ์ของสมการ
                                % การไหลของกำลังไฟฟ้า
P=inv(J);                                % ทำการอินเวอร์สเมตริกซ์จาโคเบียนซึ่งกำหนดให้
                                % มีค่าเท่ากับเมตริกซ์ P
DX=-P*[f1;f2;f3;f4];                    % ค่าการเปลี่ยนแปลงของคำตอบ
Vg=Vg0+DX(1);
Vbus=Vbus0+DX(2);
D=D0+DX(3);
r=r0+DX(4);                                % คำนวณคำตอบ Eg, Vbus, δ และ γ ใหม่สำหรับ
                                % รอบต่อไปด้วยคำตอบเก่า
ERR1=abs((Vg0-Vg)/Vg)*100;
ERR2=abs((Vbus0-Vbus)/Vbus)*100;
ERR3=abs((D0-D)/D)*100;
ERR4=abs((r0-r)/r)*100;                    % ตรวจสอบค่าความผิดพลาดของคำตอบ

if (ERR1>=Es) & (ERR2>=Es) & (ERR3>=Es) & (ERR4>=Es)
                                % ถ้าค่าความผิดพลาดมากกว่าค่าความผิดพลาดของ
                                % ผลเฉลย
k=1;                                        % เมื่อ k เท่ากับ 1
end
Iter=Iter+1;                                % เพิ่มการวนรอบไปอีก 1 รอบ
if Iter>1000                                % ถ้าการวนรอบมากกว่า 1000 รอบ
fprintf('Divergence.\n');                    % แสดงคำว่าคู่่ออกจากคำตอบ (Divergence)
break;

```

```
end
fprintf(' %d %.2f%.2f%.2f%.2f\n',Iter,Vg,Vbus,D,r);
                                     % แสดงจำนวนรอบ ค่าคำตอบของ Eg, Vbus,  $\delta$ 
                                     และ  $\gamma$  ในแต่ละรอบ
end
Vbus1=Vbus
Vg1=Vg
r1=r
D1=D                                     % ค่าคำตอบสุดท้ายของ Eg, Vbus,  $\delta$  และ  $\gamma$ 
```



โปรแกรมสำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส

|                      |   |
|----------------------|---|
| f=400;               | % f คือค่าความถี่ของแหล่งจ่าย (Hz)                            |
| Req=0.1;             | % Req คือค่าตัวต้านทานของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า                 |
| Leq=24e-6;           | % Leq คือค่าตัวเหนี่ยวนำของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า               |
| rs=0.0044;           | % rs คือค่าตัวต้านทานของขดลวดสเตเตอร์                         |
| Lls=1.98943e-5;      | % Lls คือค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลของขดลวดสเตเตอร์               |
| Lmd=2.20164e-4;      | % Lmd คือค่าตัวเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนดีของขดลวดสเตเตอร์  |
| Lmq=1.61807e-4;      | % Lmq คือค่าตัวเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนคิกของขดลวดสเตเตอร์ |
| rfd=0.068884;        | % rfd คือค่าตัวต้านทานของขดลวดสนาม                            |
| Lfd=3.28257e-5;      | % Lfd คือค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลของขดลวดสนาม                   |
| rkq=0.003095;        | % rkq คือค่าตัวต้านทานบนแกนคิกของขดลวดสเตเตอร์                |
| Llkq=1.442739e-4;    | % Llkq คือค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลบนแกนคิกของขดลวดสเตเตอร์      |
| rkd=0.0142;          | % rkd คือค่าตัวต้านทานบนแกนดีของขดลวดสนาม                     |
| Lkd=3.4079e-5;       | % Lkd คือค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลบนแกนดีของขดลวดสนาม            |
| Ceq1=2e-9;           | % Ceq1 คือค่าตัวเก็บประจุของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า              |
| Ceq2=2e-9;           | % Ceq2 คือค่าตัวเก็บประจุของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า              |
| RF=0.01;             | % RF คือค่าตัวต้านทานของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง                 |
| LF=6.5e-3;           | % LF คือค่าตัวเหนี่ยวนำของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง               |
| CF=500e-6;           | % CF คือค่าตัวเก็บประจุของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง               |
| w=2*pi*f;            | % w คือค่าความถี่ของแหล่งจ่าย (rad/s)                         |
| Ls=Lls+Lmd;          | % Ls คือค่าตัวเหนี่ยวนำของขดลวดสเตเตอร์                       |
| ru=3*w*(Leq+Lls)/pi; | % ru คือค่าความต้านทานมุมเคลื่อน                              |
| KPi=0.0487;          | % KPi คือค่า KP ของลูปรการควบคุมกระแสไฟฟ้า                    |
| KPv=1.78;            | % KPv คือค่า KP ของลูปรการควบคุมแรงดันไฟฟ้า                   |
| KIv=227.02;          | % KIv คือค่า KI ของลูปรการควบคุมแรงดันไฟฟ้า                   |
| KIi=99.88;           | % KIi คือค่า KI ของลูปรการควบคุมกระแสไฟฟ้า                    |
| EMA=1000;            | % EMA คือค่าโพลดกำลังไฟฟ้าคงตัว                               |
| Vtm=230*sqrt(2);     | % Vtm คือการควบคุมแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า          |



```

rt=atand(w*Leq/Req); % rt คือมุมเฟสของสายส่งระหว่าง  $V_{T,m}^*$  กับ  $V_{bus}$ 
rgt=atand(w*(Leq+Ls)/(Req+rs)); % rgt คือมุมเฟสของสายส่งระหว่าง  $E_g$  กับ  $V_{bus}$ 
Zt=sqrt(Req^2+(w*Leq)^2); % Zt คือค่าอิมพีแดนซ์ของสายส่งระหว่าง  $V_{T,m}^*$  กับ  $V_{bus}$ 
Zgt=sqrt((Req+rs)^2+(w*(Leq+Ls))^2); % Zgt คือค่าอิมพีแดนซ์ของสายส่งระหว่าง  $E_g$  กับ  $V_{bus}$ 

ERR1=100; % ERR1 คือค่าผิดพลาดที่ยอมรับได้ของ  $E_g$ 
ERR2=100; % ERR2 คือค่าผิดพลาดที่ยอมรับได้ของ  $V_{bus}$ 
ERR3=100; % ERR3 คือค่าผิดพลาดที่ยอมรับได้ของ  $\delta$ 
ERR4=100; % ERR3 คือค่าผิดพลาดที่ยอมรับได้ของ  $\gamma$ 
Es=1e-6; % Es คือค่าผิดพลาดของคำตอบ
k=0; % เพื่อให้เงื่อนไขกำหนดคำตอบเริ่มต้น

while ERR1>=Es & ERR2>=Es & ERR3>=Es & ERR4>=Es
    if k~=0

f1= Vbus(k)*Vtm*cosd(rt-r(k))/Zt - Vbus(k)^2*cosd(rt)/Zt -(EMA+((idc(EMA+1)^2)*R))/3;
f2= Vbus(k)*Vtm*sind(rt-r(k))/Zt - Vbus(k)^2*sind(rt)/Zt ;
f3= Vbus(k)*Vg(k)*cosd(rgt-D(k)-r(k))/Zgt - Vbus(k)^2*cosd(rgt)/Zgt -
(EMA+((idc(EMA+1)^2)*R))/3;
f4= Vbus(k)*Vg(k)*sind(rgt-D(k)-r(k))/Zgt - Vbus(k)^2*sind(rgt)/Zgt ;
% ฟังก์ชันสมการการไหลของกำลังไฟฟ้า

J=[ 0 Vtm*cosd(rt-r(k))/Zt - 2*Vbus(k)*cosd(rt)/Zt 0
Vtm*Vbus(k)*sind(rt-r(k))/Zt;
0 Vtm*sind(rt-r(k))/Zt - 2*Vbus(k)*sind(rt)/Zt 0
-Vtm*Vbus(k)*cosd(rt-r(k))/Zt;
Vbus(k)*cosd(rgt-D(k)-r(k))/Zgt Vg(k)*cosd(rgt-D(k)-r(k))/Zgt -
2*Vbus(k)*cosd(rgt)/Zgt Vbus(k)*Vg(k)*sind(rgt-D(k)-r(k))/Zgt
Vbus(k)*Vg(k)*sind(rgt-D(k)-r(k))/Zgt ;

```

|  |  |
|--|--|
| Vbus(k)*sind(rgt-D(k)-r(k))/Zgt                      | Vg(k)*sind(rgt-D(k)-r(k))/Zgt - 2*Vbus(k)*sind(rgt)/Zgt                          |
| -Vbus(k)*Vg(k)*cosd(rgt-D(k)-r(k))/Zgt               | -Vbus(k)*Vg(k)*cosd(rgt-D(k)-r(k))/Zgt];   |
|  | % เมตริกซ์จาโคเบียนที่เกิดจากอนุพันธ์ของสมการ<br>การไหลของกำลังไฟฟ้า             |
| P=inv(J);  | % ทำการอินเวอร์สเมตริกซ์จาโคเบียนซึ่งกำหนดให้<br>มีค่าเท่ากับเมตริกซ์ P          |
| DX=-P*[f1;f2;f3;f4];                                 | % ค่าการเปลี่ยนแปลงของคำตอบ  |
| Vg(k+1)=Vg(k)+DX(1);                                 |  |
| Vbus(k+1)=Vbus(k)+DX(2);                             |  |
| D(k+1)=D(k)+DX(3);                                   |  |
| r(k+1)=r(k)+DX(4);                                   | % คำนวณคำตอบ Eg, Vbus, $\delta$ และ $\gamma$ ใหม่สำหรับ<br>รอบต่อไปด้วยคำตอบเก่า |
| ERR1=abs(Vg(k)-Vg(k+1)/Vg(k+1))*100;                 |  |
| ERR2=abs(Vbus(k)-(Vbus(k+1))/Vbus(k+1))*100;         |  |
| ERR3=abs(D(k)-(D(k+1))/D(k+1))*100;                  |  |
| ERR4=abs(r(k)-(r(k+1))/r(k+1))*100;                  | % ตรวจสอบค่าความผิดพลาดของคำตอบ  |
| Vg0=Vg(k+1);   | % เก็บค่าผลเฉลยของ Eg  |
| Vbus0=Vbus(k+1);                                     | % เก็บค่าผลเฉลยของ Vbus  |
| D0=D(k+1);   | % เก็บค่าผลเฉลยของ $\delta$  |
| r0=r(k+1);   | % เก็บค่าผลเฉลยของ $\gamma$  |
| Vout0=roots([1 -3*sqrt(3)*Vbus(k+1)/pi EMA*(ru+R)]); | % คำนวณหาค่า Vout0   |
| Vdc0=abs(Vout0(1))                                   | % คำนวณหาค่า Vdc0  |
| idc0=EMA/Vdc0  | % คำนวณหาค่า idc0  |

```
else                                % ไม่เช่นนั้นแล้ว
Vg(k+1)=1*sqrt(2);
Vbus(k+1)=230*sqrt(2);
D(k+1)=31.019;
r(k+1)=1;
idc(EMA+1)=0;

                                % กำหนดคำตอบเริ่มต้น
end
k=k+1;
end

Vbus=Vbus0;
Vg=Vg0;
D1=D0;
r1=r0;
```

% ค่าคำตอบสุดท้ายของ  $E_g$ ,  $V_{bus}$ ,  $\delta$  และ  $\gamma$



โปรแกรมสำหรับระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง

|                      |   |
|----------------------|---|
| f=400;               | % f คือค่าความถี่ของแหล่งจ่าย (Hz)                            |
| Req=0.1;             | % Req คือค่าตัวต้านทานของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า                 |
| Leq=24e-6;           | % Leq คือค่าตัวเหนี่ยวนำของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า               |
| rs=0.0044;           | % rs คือค่าตัวต้านทานของขดลวดสเตเตอร์                         |
| Lls=1.98943e-5;      | % Lls คือค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลของขดลวดสเตเตอร์               |
| Lmd=2.20164e-4;      | % Lmd คือค่าตัวเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนดีของขดลวดสเตเตอร์  |
| Lmq=1.61807e-4;      | % Lmq คือค่าตัวเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนคิกของขดลวดสเตเตอร์ |
| rfd=0.068884;        | % rfd คือค่าตัวต้านทานของขดลวดสนาม                            |
| Lfd=3.28257e-5;      | % Lfd คือค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลของขดลวดสนาม                   |
| rkq=0.003095;        | % rkq คือค่าตัวต้านทานบนแกนคิกของขดลวดสเตเตอร์                |
| Llkq=1.442739e-4;    | % Llkq คือค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลบนแกนคิกของขดลวดสเตเตอร์      |
| rkd=0.0142;          | % rkd คือค่าตัวต้านทานบนแกนดีของขดลวดสนาม                     |
| Lkd=3.4079e-5;       | % Lkd คือค่าตัวเหนี่ยวนำรั่วไหลบนแกนดีของขดลวดสนาม            |
| Ceq1=2e-9;           | % Ceq1 คือค่าตัวเก็บประจุของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า              |
| Ceq2=2e-9;           | % Ceq2 คือค่าตัวเก็บประจุของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า              |
| RF=0.01;             | % RF คือค่าตัวต้านทานของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง                 |
| LF=6.5e-3;           | % LF คือค่าตัวเหนี่ยวนำของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง               |
| CF=500e-6;           | % CF คือค่าตัวเก็บประจุของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง               |
| w=2*pi*f;            | % w คือค่าความถี่ของแหล่งจ่าย (rad/s)                         |
| Ls=Lls+Lmd;          | % Ls คือค่าตัวเหนี่ยวนำของขดลวดสเตเตอร์                       |
| ru=3*w*(Leq+Lls)/pi; | % ru คือค่าความต้านทานมุมเคลื่อน                              |
| KPi=3.2572;          | % KPi คือค่า KP ของอุปกรณ์ควบคุมกระแสไฟฟ้า                    |
| KPv=0.0503;          | % KPv คือค่า KP ของอุปกรณ์ควบคุมแรงดันไฟฟ้า                   |
| KIv=1.9739;          | % KIv คือค่า KI ของอุปกรณ์ควบคุมแรงดันไฟฟ้า                   |
| KIi=641.5243;        | % KIi คือค่า KI ของอุปกรณ์ควบคุมกระแสไฟฟ้า                    |
| EMA=1000;            | % EMA คือค่าโพลดกำลังไฟฟ้าคงตัว                               |
| Vdc0=500;            | % Vdc0 คือการควบคุมแรงดันที่บัสไฟตรง                          |

```

rt=atand(w*Leq/Req); % rt คือมุมเฟสของสายส่งระหว่าง  $V_{T,m}$  กับ  $V_{bus}$ 
rg=atand(w*Ls/rs); % rg คือมุมเฟสของสายส่งระหว่าง  $E_g$  กับ  $V_{T,m}$ 
rgt=atand(w*(Leq+Ls)/(Req+rs)); % rgt คือมุมเฟสของสายส่งระหว่าง  $E_g$  กับ  $V_{bus}$ 
Zt=sqrt(Req^2+(w*Leq)^2); % Zt คือค่าอิมพีแดนซ์ของสายส่งระหว่าง
%  $V_{T,m}$  กับ  $V_{bus}$ 
Zgt=sqrt((Req+rs)^2+(w*(Leq+Ls))^2); % Zgt คือค่าอิมพีแดนซ์ของสายส่งระหว่าง
%  $E_g$  กับ  $V_{bus}$ 
Zg=Zgt-Zt; % Zg คือค่าอิมพีแดนซ์ของสายส่งระหว่าง
%  $E_g$  กับ  $V_{T,m}$ 

ERR1=100; % ERR1 คือค่าผิดพลาดที่ยอมรับได้ของ  $E_g$ 
ERR2=100; % ERR2 คือค่าผิดพลาดที่ยอมรับได้ของ  $V_{T,m}$ 
ERR3=100; % ERR3 คือค่าผิดพลาดที่ยอมรับได้ของ  $V_{bus}$ 
ERR4=100; % ERR4 คือค่าผิดพลาดที่ยอมรับได้ของ  $\delta$ 
ERR5=100; % ERR5 คือค่าผิดพลาดที่ยอมรับได้ของ  $\gamma$ 
Es=1e-6; % Es คือค่าผิดพลาดของคำตอบ
k=0; % เพื่อให้เงื่อนไขกำหนดคำตอบเริ่มต้น

while ERR1>=Es & ERR2>=Es & ERR3>=Es & ERR4>=Es & ERR5>=Es
    if k~=0

f1= Vbus(k)*Vtm*cosd(rt-r(k))/Zt - Vbus(k)^2*cosd(rt)/Zt -(EMA+(idc(EMA+1)*Vdc0))/3;
f2= Vbus(k)*Vtm*sind(rt-r(k))/Zt - Vbus(k)^2*sind(rt)/Zt ;
f3= Vbus(k)*Vg(k)*cosd(rgt-D(k)-r(k))/Zgt - Vbus(k)^2*cosd(rgt)/Zgt -
(EMA+(idc(EMA+1)*Vdc0))/3;
f4= Vbus(k)*Vg(k)*sind(rgt-D(k)-r(k))/Zgt - Vbus(k)^2*sind(rgt)/Zgt ;
f5= Vtm(k)*Vg(k)*cosd(rg-D(k))/Zg - Vtm(k)^2*cosd(rg)/Zg - 1191 ;

% ฟังก์ชันสมการการไหลของกำลังไฟฟ้า

```

```

J=[ 0                Vbus(k)*cosd(rt-r(k))/Zt          Vtm(k)*cosd(rt-r(k))/Zt -
2*Vbus(k)*cosd(rt)/Zt          0                Vbus(k)*Vtm(k)*sind(rt-r(k))/Zt;
0                Vbus(k)*sind(rt-r(k))/Zt          Vtm(k)*sind(rt-r(k))/Zt -
2*Vbus(k)*sind(rt)/Zt          0                -Vbus(k)*Vtm(k)*cosd(rt-r(k))/Zt;
Vbus(k)*cosd(rgt-D(k)-r(k))/Zgt  0                Vg(k)*cosd(rgt-D(k)-r(k))/Zgt -
2*Vbus(k)*cosd(rgt)/Zgt  Vbus(k)*Vg(k)*sind(rgt-D(k)-r(k))/Zgt
Vbus(k)*Vg(k)*sind(rgt-D(k)-r(k))/Zgt;
Vbus(k)*sind(rgt-D(k)-r(k))/Zgt  0                Vg(k)*sind(rgt-D(k)-r(k))/Zgt -
2*Vbus(k)*sind(rgt)/Zgt  -Vbus(k)*Vg(k)*cosd(rgt-D(k)-r(k))/Zgt          -
Vbus(k)*Vg(k)*cosd(rgt-D(k)-r(k))/Zgt;  Vtm(k)*cosd(rg-D(k))/Zg  Vg(k)*cosd(rg-
D(k))/Zg - 2*Vtm(k)*cosd(rg)/Zg  0                Vtm(k)*Vg(k)*sind(rg-D(k))/Zg
0];
% เมตริกซ์จาโคเบียนที่เกิดจากอนุพันธ์ของสมการ
% การไหลของกำลังไฟฟ้า
P=inv(J); % ทำการอินเวอร์สเมตริกซ์จาโคเบียนซึ่งกำหนดให้
% มีค่าเท่ากับเมตริกซ์ P
DX=-P*[f1;f2;f3;f4;f5]; % ค่าการเปลี่ยนแปลงของคำตอบ

Vg(k+1)=Vg(k)+DX(1);
Vtm(k+1)=Vtm(k)+DX(2);
Vbus(k+1)=Vbus(k)+DX(3);
D(k+1)=D(k)+DX(4);
r(k+1)=r(k)+DX(5); % คำนวณคำตอบ Eg, Vtm, Vbus, δ และ γ ใหม่
% สำหรับรอบต่อไปด้วยคำตอบเก่า

ERR1=abs(Vg(k)-Vg(k+1))/Vg(k+1)*100;
ERR2=abs(Vtm(k)-(Vtm(k+1)))/Vtm(k+1)*100;
ERR3=abs(Vbus(k)-(Vbus(k+1)))/Vbus(k+1)*100;
ERR4=abs(D(k)-(D(k+1)))/D(k+1)*100;
ERR5=abs(r(k)-(r(k+1)))/r(k+1)*100;
% ตรวจสอบค่าความผิดพลาดของคำตอบ

```

```

Vg0=Vg(k+1);           % เก็บค่าผลเฉลยของ Eg
Vtm0=Vtm(k+1);         % เก็บค่าผลเฉลยของ Vtm
Vbus0=Vbus(k+1);       % เก็บค่าผลเฉลยของ Vbus
D0=D(k+1);             % เก็บค่าผลเฉลยของ  $\delta$ 
r0=r(k+1);             % เก็บค่าผลเฉลยของ  $\gamma$ 

idc0=EMA/Vdc0;         % กำหนดค่า idc0

else                    % ไม่เช่นนั้นแล้ว
    Vg(k+1)=100;
    Vtm(k+1)=300;
    Vbus(k+1)=606.5;
    D(k+1)=-89;
    r(k+1)=1;
    idc(EMA+1)=0;
    % กำหนดคำตอบเริ่มต้น
end

k=k+1;
end

Vbus=Vbus0;
Vtm=Vtm0;
Vg=Vg0;
D1=D0;
r1=r0;                 % ค่าคำตอบสุดท้ายของ Eg, Vtm, Vbus,  $\delta$ 
                        และ  $\gamma$ 

```



ภาคผนวก ค

ผลการจำลองสถานการณ์กรณีเมื่อมีการเปลี่ยนจุดการทำงาน

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

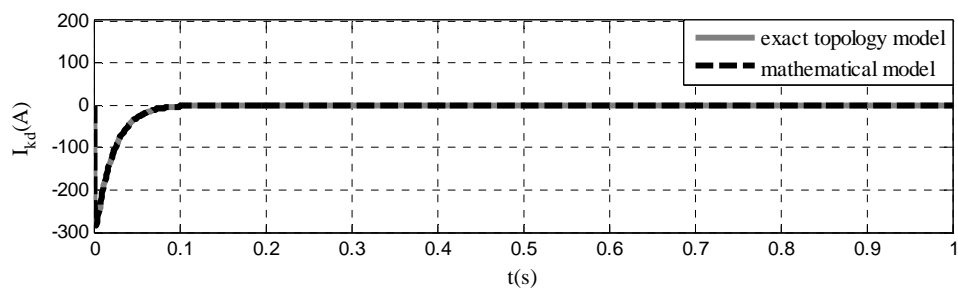
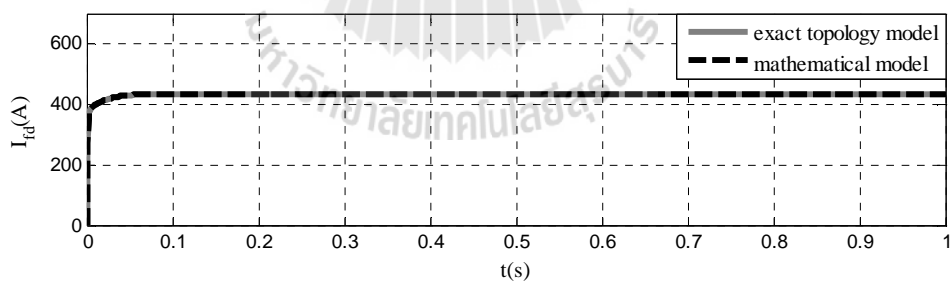
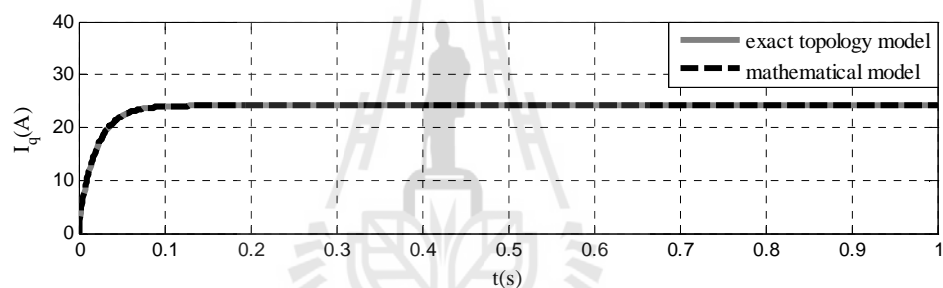
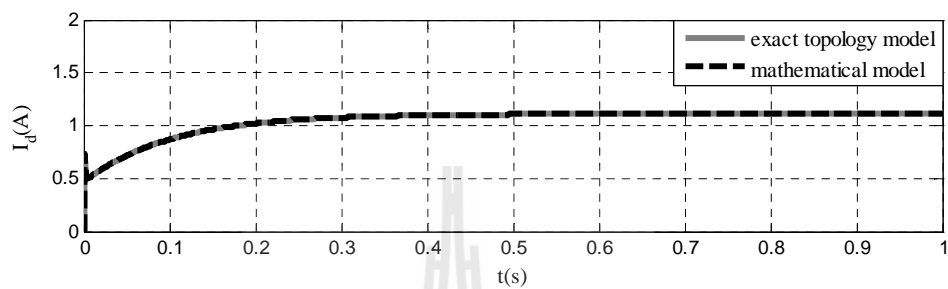


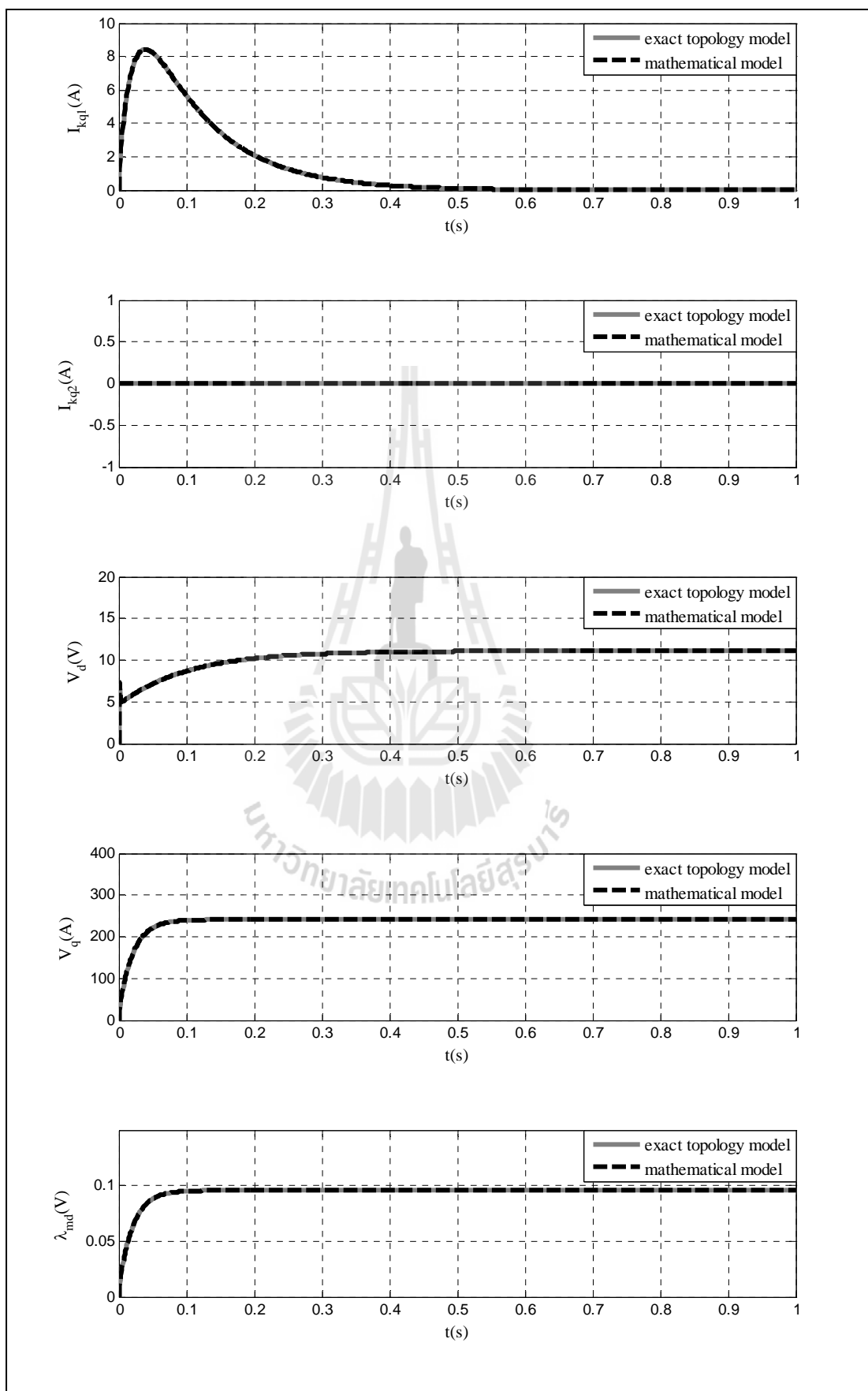
\*\*\*\*\*

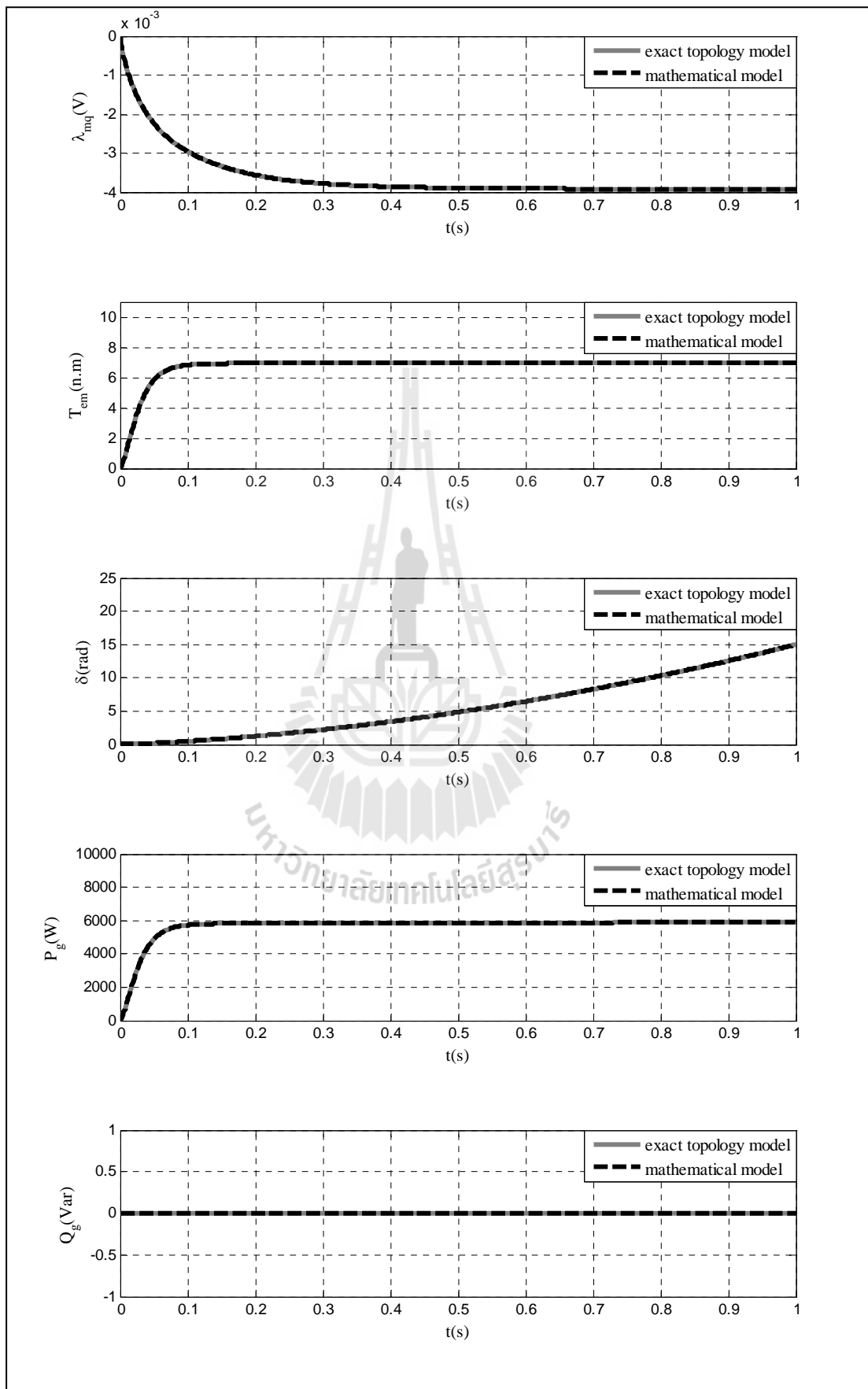
ผลการจำลองสถานการณ์กริดเมื่อมีการเปลี่ยนจุดการทำงาน

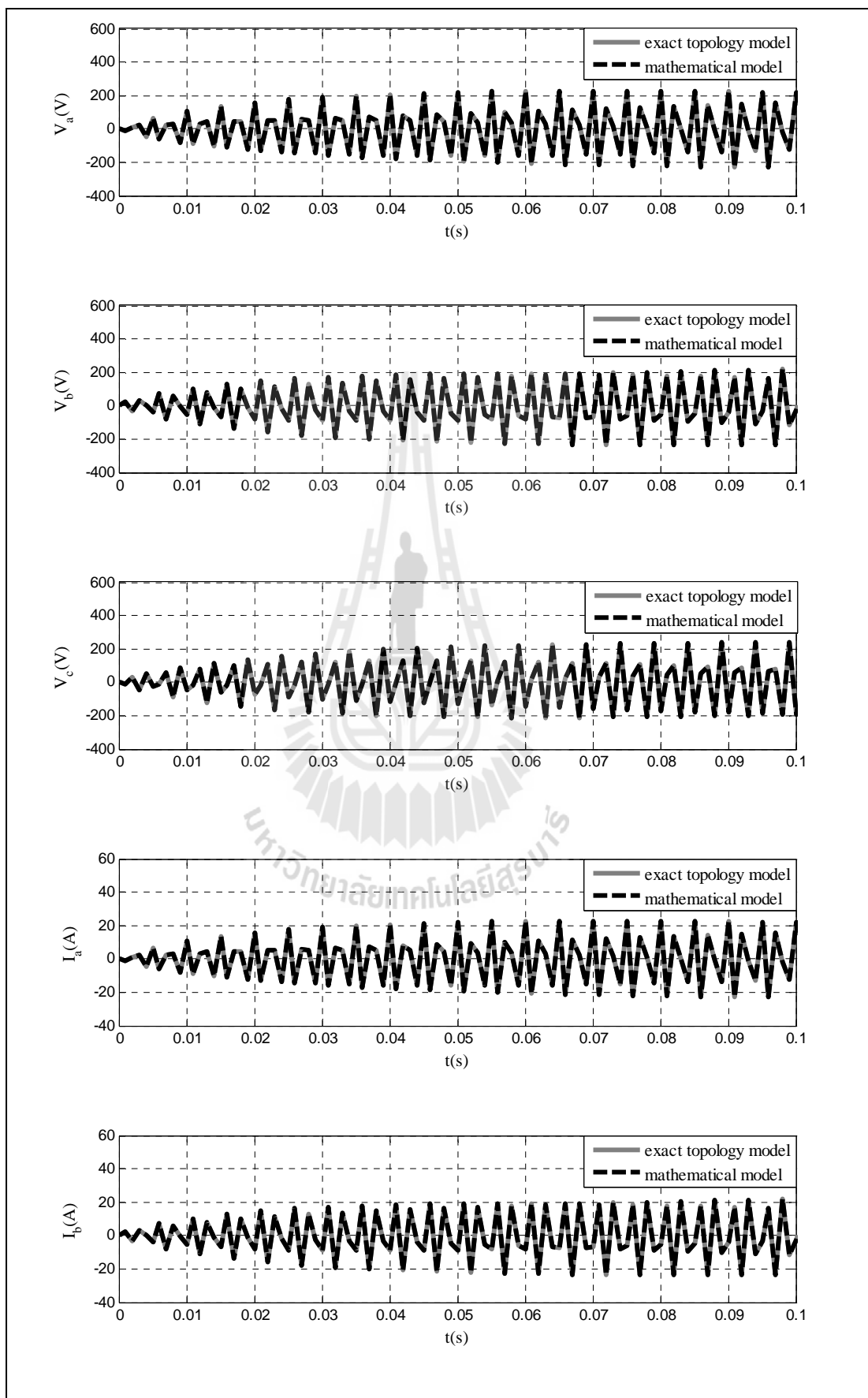
\*\*\*\*\*

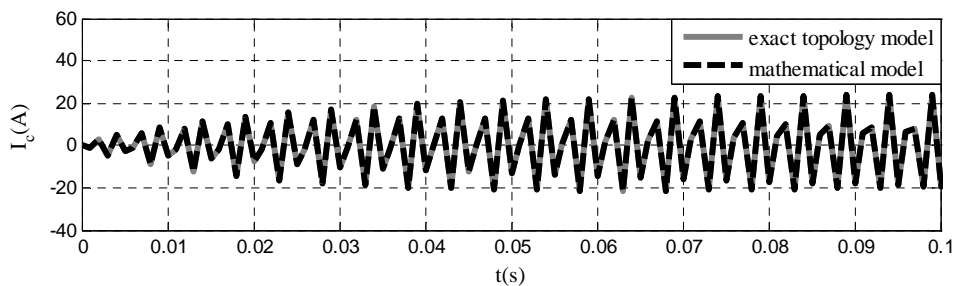
ผลการจำลองสถานการณ์กริดเมื่อค่า  $V_{fd} = 30V$  และ  $P_m = 10kW$  (บทที่ 3)





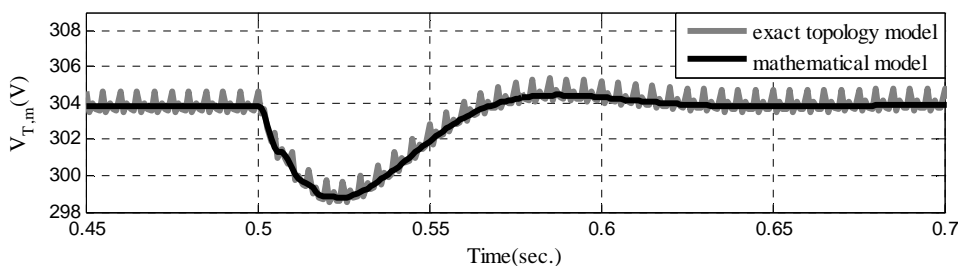
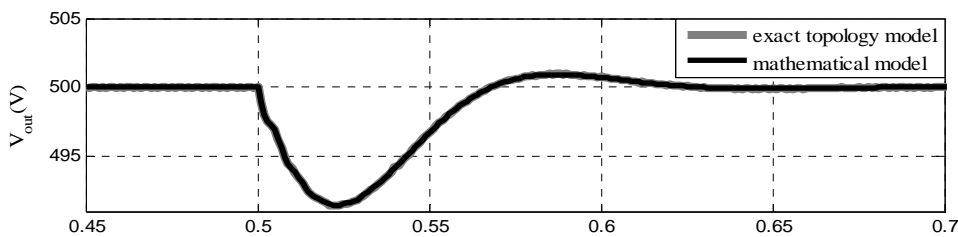
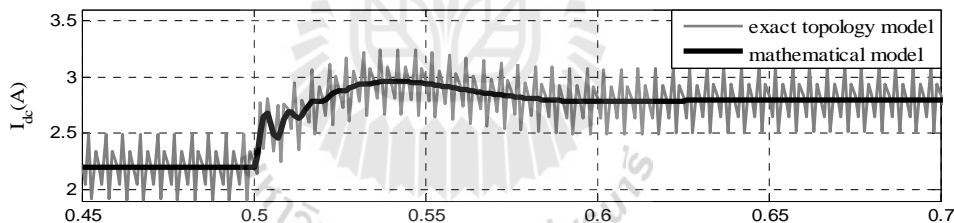
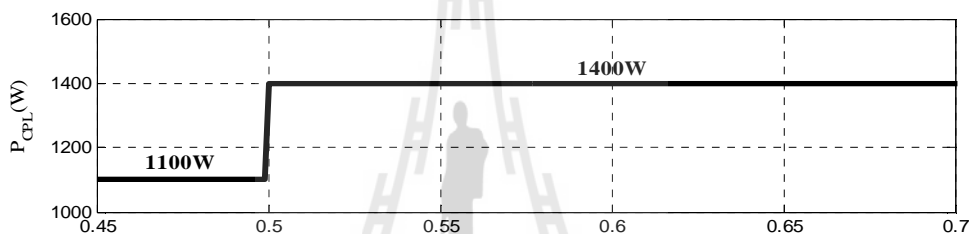






\*\*\*\*\*

ผลการจำลองสถานการณ์กรณีเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจาก 1100W เป็น 1400W (บทที่ 5)





ภาคผนวก ง

บทความที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่และผลงานการจดลิขสิทธิ์

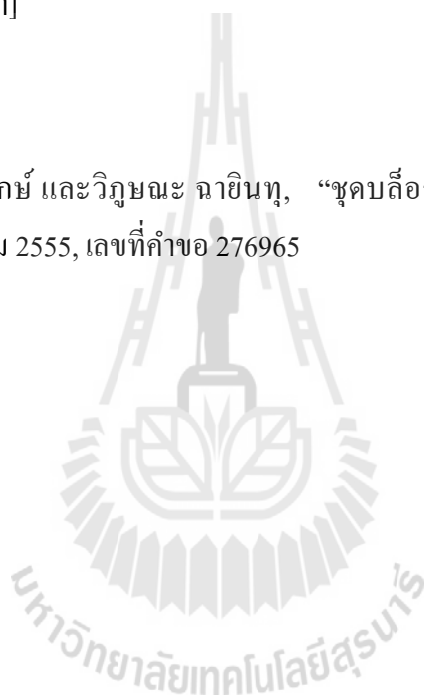
### รายชื่อบทความวิจัยที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างการศึกษา

Chayinthu, W., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2013). A Novel Artificial Intelligence Based Controller Design of the Generator Control Unit in the Aircraft Power System. **European Journal of Scientific Research**. Vol.95: 89-103.

Chayinthu, W., Areerak, K-N., Areerak, K-L., and Srikaew, A. (2013). The Optimized Cascade PI Controllers of the Generator Control Unit in the Aircraft Power System. **World Academy of Science, Engineering and Technology**. 07-08 May, Lucerne, Switzerland.  
[นำเสนอด้วยวาจา]

### รายการจดลิขสิทธิ์

1. กองพัน อารีรักษ์ และวิภูษณะ ฉายินทุ, “ชุดบล็อกเครื่องกำเนิดไฟฟ้าสามเฟสแบบซิงโครนัส”, 31 พฤษภาคม 2555, เลขที่คำขอ 276965



## ประวัติผู้เขียน

นายวิภูษณะ ฉายินทุ เกิดเมื่อวันที่ 7 มิถุนายน พ.ศ. 2531 เริ่มศึกษาระดับชั้นประถมศึกษาจากโรงเรียนเทศบาล 3 วัดชัยมงคล ชั้นมัธยมศึกษาจากโรงเรียนอังกาบพิชัยวิทย์ จังหวัดอังกาบ และสำเร็จการศึกษาระดับปริญญาตรี วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต (วิศวกรรมไฟฟ้า) จากมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี จังหวัดนครราชสีมา เมื่อปีการศึกษา พ.ศ. 2553 โดยหลังจากสำเร็จการศึกษาได้รับใบอนุญาตเป็นผู้ประกอบวิชาชีพวิศวกรรมควบคุม ระดับภาคีวิศวกร สาขาวิศวกรรมไฟฟ้ากำลัง ในปี พ.ศ. 2554 เข้าศึกษาต่อระดับปริญญาโท สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี โดยขณะศึกษาได้ทำหน้าที่เป็นผู้สอนปฏิบัติการของสาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี จำนวน 3 รายวิชา ได้แก่ ปฏิบัติการวิศวกรรมไฟฟ้ามูลฐาน ปฏิบัติการการแปลงผันพลังงานทางกลไฟฟ้า และปฏิบัติการวิศวกรรมไฟฟ้า 1 ในระหว่างการทำวิจัยวิทยานิพนธ์ผู้วิจัยมีความสนใจในงานด้าน การวิเคราะห์เสถียรภาพ แบบจำลองและระบบควบคุม อิเล็กทรอนิกส์กำลัง โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว และการประยุกต์ทางด้านปัญญาประดิษฐ์