

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุม วงจรถอนและทบระดับแรงดันไฟฟ้า

The Arithmetical Model of Aircraft Power System Feeding an Adapted Buck-Boost Converter Unit

วิภูษณะ ฉายินทุ¹

¹สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า คณะวิศวกรรมศาสตร์และสถาปัตยกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลสุวรรณภูมิ
เลขที่ 60 หมู่ 3 ถนนสายเอเชีย (กรุงเทพฯ-นครสวรรค์) ตำบลหันตรา อำเภอพระนครศรีอยุธยา จังหวัดพระนครศรีอยุธยา 13000
E-mail: wiphusana.c@rmutsb.ac.th, เบอร์โทรศัพท์: 08-9538-4795

บทคัดย่อ

โดยปกติแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินในส่วนของวงจรถอนอิเล็กทรอนิกส์กำลังเป็นแบบจำลองที่มีตัวแปรสถานะขึ้นอยู่กับเวลา ถ้านำแบบจำลองดังกล่าวไปใช้วิเคราะห์หรือออกแบบด้วยทฤษฎีระบบควบคุมจะมีความยุ่งยากเป็นอย่างมาก ดังนั้น บทความนี้จะนำเสนอการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีดีคิ่วและวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไปของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีการควบคุมวงจรถอนและทบระดับแรงดันไฟฟ้า เพื่อให้ได้แบบจำลองที่มีตัวแปรสถานะที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลา จากผลการจำลองสถานการณ์พบว่าแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้ให้ผลการตอบสนองทางพลวัตที่ถูกต้องทั้งในสภาวะชั่วคราวและสภาวะอยู่ตัว

คำหลัก: ระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน, วิธีดีคิ่ว, วิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไป, วงจรถอนและทบระดับแรงดันไฟฟ้า

Abstract

Commonly, the arithmetical model of power electronic in the aircraft power system is time-varying state variable model. The time-varying state variable model is very confused for system analysis and design using control theory. Therefore, this paper offers how to acquire time-invariant state variable model of aircraft power system feeding an adapted buck-boost converter unit using the DQ method and generalized state space averaging method. The simulation results show that the suggested model can allow best infallibilities in both transient and steady-state responses.

Keywords: Aircraft Power System, DQ Method, Generalized State Space Averaging Method, Buck-Boost Converter Unit

1. บทนำ

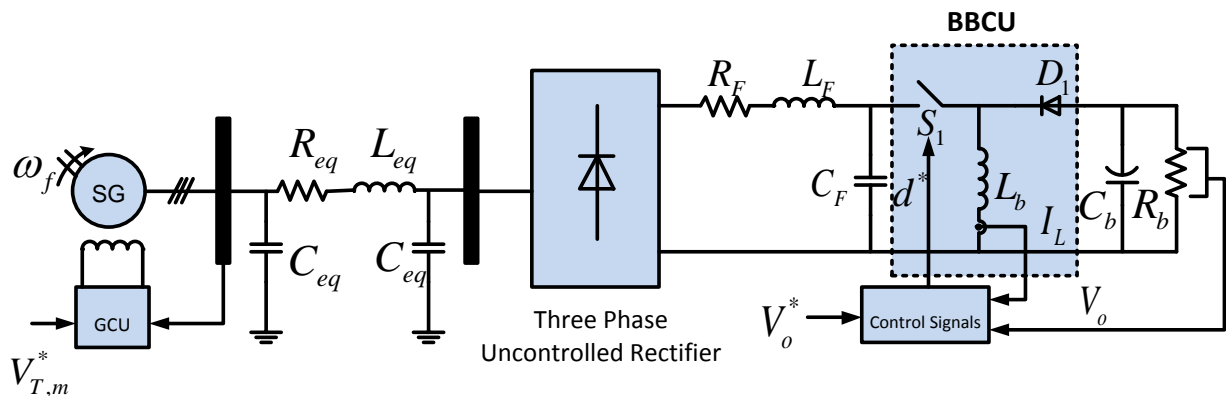
ระบบไฟฟ้าที่อยู่บนเครื่องบินมีแนวความคิดจากวิศวกรรมระบบไฟฟ้ากำลัง (electrical power system :EPS) ซึ่งจะช่วยลดการใช้พลังงานเชื้อเพลิงและลดค่าใช้จ่ายในการบำรุงรักษา [1] ในปัจจุบันสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินรุ่นใหม่ (รุ่น Boeing 787 หรือ Airbus 350 เป็นต้นไป) จะใช้ตัวกระตุ้นแบบไฟฟ้า (electro-mechanical

actuators : EMAs) แทนการใช้ตัวกระตุ้นแบบไฮดรอลิกซ์ (hydraulic actuators) เพราะว่าตัวกระตุ้นแบบไฟฟ้ามีสมรรถนะการทำงานและประสิทธิภาพที่ดีกว่าเนื่องจากใช้ไฟฟ้าแทนการใช้น้ำมัน สถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินรุ่นใหม่ จะใช้ระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสสลับที่ค่าแรงดันไฟฟ้า $115 V_{rms}$ ความถี่คงที่ที่ 400 Hz และสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินรุ่นใหม่จะใช้ระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสสลับที่ค่า

แรงดันไฟฟ้า 230 V_{rms} ที่สามารถเปลี่ยนแปลงความถี่ได้ตั้งแต่ 300-900 Hz ข้อดีของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินรุ่นใหม่เมื่อเปรียบเทียบกับรุ่นเก่าคือ การเดินสายไฟภายในเครื่องบินไม่ซับซ้อนและใช้ความยาวของสายไฟน้อย เสียงของเครื่องยนต์ไม่ดัง ลดการสูญเสียของตัวนำไฟฟ้า และอุปกรณ์ทางไฟฟ้าบนเครื่องบินมีน้ำหนักเบา [2] รายละเอียดของบทความนี้ได้อ้างอิงถึงสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินที่มีพื้นฐานอยู่บนเครื่องบิน Airbus 350 [3]

อย่างไรก็ตามปัญหาที่สำคัญของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบินคือ เสถียรภาพของระบบไฟฟ้า เพราะว่าโหลดทางไฟฟ้าที่อยู่บนเครื่องบินโดยส่วนใหญ่เป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว โหลดประเภทนี้ส่งผลโดยตรงต่อเสถียรภาพของระบบ [4] ดังนั้นบทความนี้จึงนำเสนอแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน

ที่มีการควบคุมวงจรถอนและทบทระดับแรงดันไฟฟ้า ซึ่งแบบจำลองดังกล่าวเป็นแบบจำลองที่ขึ้นอยู่กับเวลา เนื่องจากอุปกรณ์สวิตซ์ซิงของวงจรเรียงกระแสและวงจรถอนและทบทระดับแรงดันไฟฟ้า ในปัจจุบันมีงานวิจัยที่นำเสนอวิธีการหลายวิธี [5-7] ที่นำมากำจัดผลของอุปกรณ์สวิตซ์ซิง เพื่อให้ได้แบบจำลองที่ไม่ขึ้นกับการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบจะใช้วิธีดีคิว (DQ method: DQ) และวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไป (generalized state space average method: GSSA) วิธีดีคิวจะใช้วิเคราะห์ในส่วนเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัส ระบบส่งจ่ายกำลังไฟฟ้า และวงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ควบคุมไม่ได้ (three phase uncontrolled rectifier) และวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไปจะใช้วิเคราะห์ในส่วนวงจรถอนและทบทระดับแรงดันไฟฟ้า

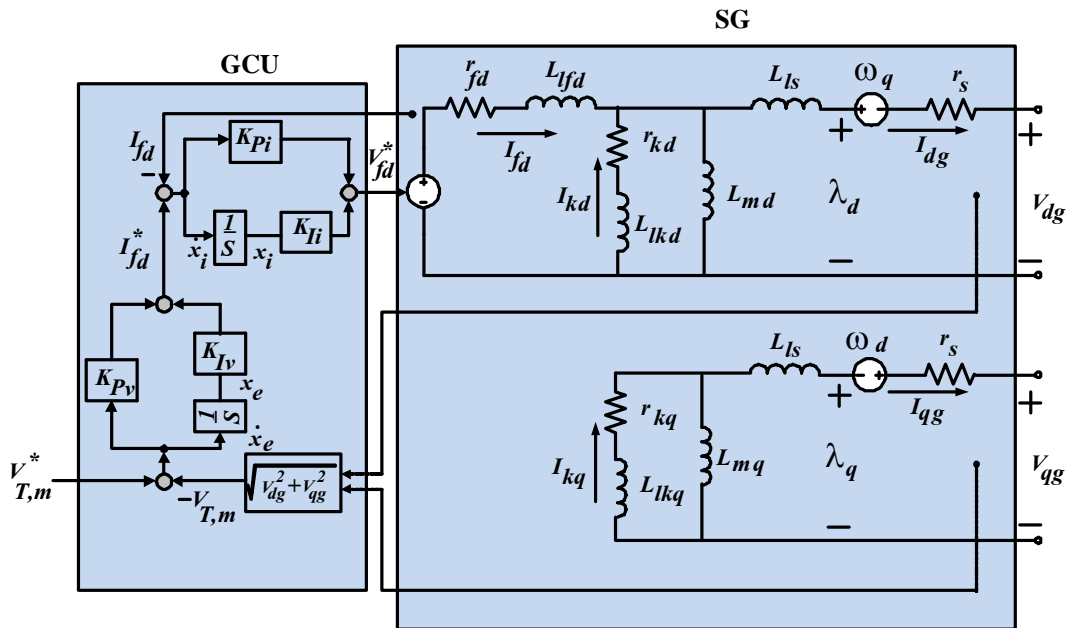


รูปที่ 1 ระบบที่พิจารณา

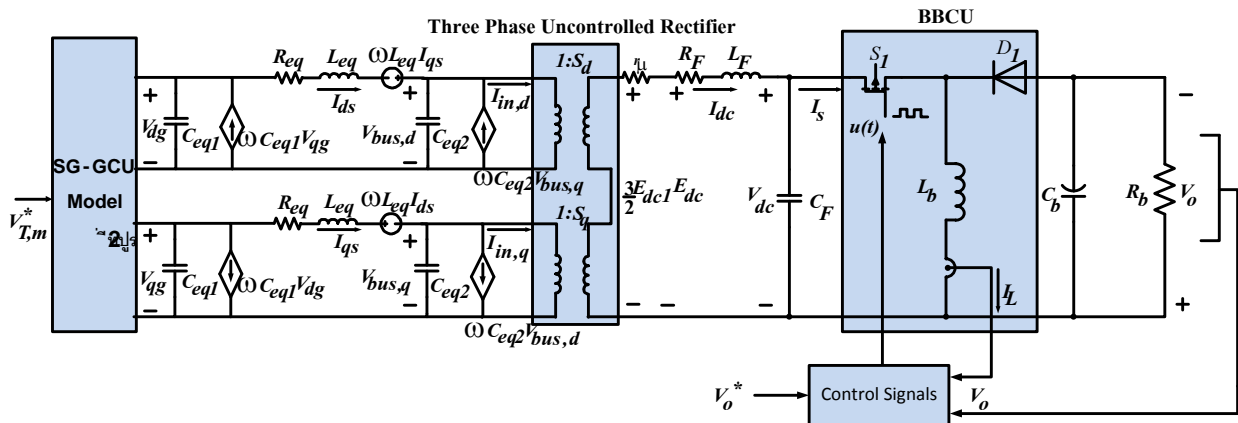
2. ระบบที่พิจารณา

ระบบที่พิจารณาในบทความนี้เป็นระบบที่แสดงไว้ในรูปที่ 1 ระบบไฟฟ้าประกอบด้วยเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสสามเฟส (synchronous generator: SG) และตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (generator control unit: GCU) โดยตัวเครื่องกำเนิดไฟฟ้าจะใช้ความถี่ที่ 400 Hz ระบบสายส่งกำลังไฟฟ้าที่ต่อแบบพาย วงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ควบคุมไม่ได้ วงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง และโหลดที่เป็นวงจรถอนและทบทระดับแรงดันไฟฟ้าที่มีการควบคุม การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบจะใช้วิธีดีคิวร่วมกับวิธีค่าเฉลี่ย

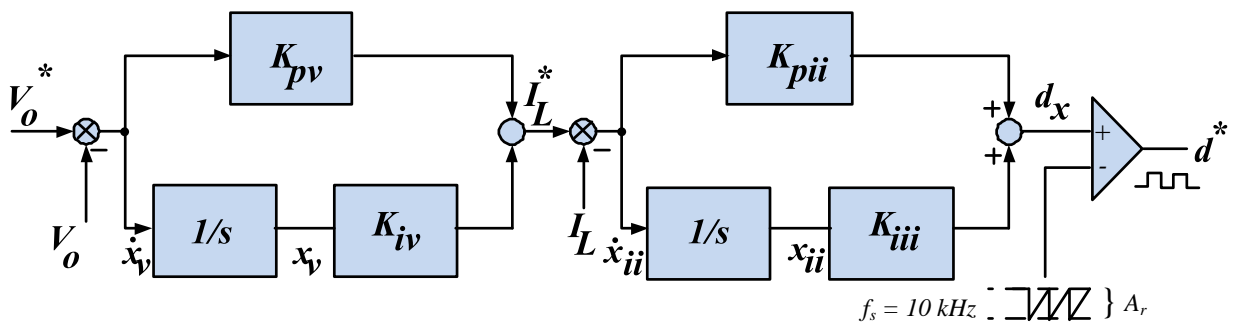
ปริภูมิสถานะทั่วไป ซึ่งวิธีดีคิวเป็นวิธีที่ใช้ได้เฉพาะระบบไฟฟ้าสามเฟสสมดุลเท่านั้นและกำจัดผลของอุปกรณ์สวิตซ์ซิงของวงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ควบคุมไม่ได้จากระบบ 3 เฟส ให้เหลือ 2 เฟส ส่วนวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไปเป็นวิธีที่นิยมใช้กับวงจรแปลงผันไฟฟ้ากระแสตรงเป็นกระแสตรง ในที่นี้คือวงจรถอนและทบทระดับแรงดันไฟฟ้า ทั้งสองวิธีดังกล่าวทำให้ได้แบบจำลองพลวัตที่ไม่ขึ้นกับเวลา (time-invariant model) จึงมีความเหมาะสมที่จะนำแบบจำลองไปใช้ออกแบบตัวควบคุมด้วยทฤษฎีระบบควบคุมและวิเคราะห์เสถียรภาพสำหรับงานวิจัยในอนาคตได้



รูปที่ 2 แบบจำลองบนแกนดีคิวของ SG-GCU



รูปที่ 3 ระบบที่ใช้หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์



รูปที่ 4 ตัวควบคุมพีไอแบบต่อเรียงกัน

3. แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ ในรูปที่ 1 จะพิจารณาโดยแบ่งการวิเคราะห์ออกเป็น 2 ส่วน คือ ส่วนที่ 1 เครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสและตัวควบคุมกำเนิดไฟฟ้าจะใช้วิธีตีคิวนในการแปลงจากระบบไฟฟ้าสามเฟสให้เป็นวงจรสมมูลบนแกนตีคิวนแสดงได้ดังรูปที่ 2 โครงสร้างภายในของตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้าจะใช้ตัวควบคุมพีไอแบบต่อเรียงกัน (cascade PI controller) สำหรับควบคุมค่ากระแสสนามของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสให้คงที่ ในส่วนของวงจรเรียงกระแสสามเฟสที่ควบคุมไม่ได้เมื่อใช้วิธีการแปลงตีคิวนสามารถแทนวงจรในรูปของหม้อแปลงอย่างง่ายแสดงได้ดังรูปที่ 3 ซึ่งมีอัตราส่วนของหม้อแปลงเป็นฟังก์ชันการสวิตซ์ดังสมการที่ (1)

$$S_{dq} = \begin{bmatrix} S_d \\ S_q \end{bmatrix} = \frac{2\sqrt{3}}{\pi} \begin{bmatrix} \cos(\delta + \gamma) \\ -\sin(\delta + \gamma) \end{bmatrix} \quad (1)$$

ในส่วนที่ 2 วิเคราะห์ในส่วนของวงจรทอนและทบทระดับแรงดันไฟฟ้าในรูปที่ 3 ซึ่งจะใช้วิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไปในการกำจัดผลของสวิตซ์ S_i ได้เป็นค่าคงที่ดังสมการที่ (2)

$$\langle u \rangle_0 = d^* \quad (2)$$

โดยที่ $\langle u \rangle_0$ คือสัมประสิทธิ์การประมาณค่าอันดับศูนย์ของสัญญาณการสวิตซ์ที่เกิดจากการใช้วิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไป

จากรูปที่ 3 ตัวควบคุมแรงดันเอาต์พุตของวงจรทอนและทบทระดับแรงดันไฟฟ้า (V_o^*) จะใช้ตัวควบคุมพีไอแบบต่อเรียง (cascade PI controller) โดยตัวควบคุมนี้อยู่ภายในตัวควบคุมที่เรียกว่า ตัวควบคุมสัญญาณ (control signals) แสดงได้ดังรูปที่ 4 ซึ่งความสัมพันธ์ระหว่างแรงดันเอาต์พุตของวงจรทอนและทบทระดับแรงดันไฟฟ้า (V_o^*) ที่เป็นแรงดันอินพุตอ้างอิง และค่าวัฏจักรหน้าที่ (d^*) แสดงได้ดังสมการที่ (3) สำหรับการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบสามารถทำได้โดยการวิเคราะห์ห้วงจรอย่างง่ายนั่นคือกฎกระแสของเคอร์

ชอฟฟ์ (Kirchhoff's current law: KCL) และแรงดันของเคอร์ชอฟฟ์ (Kirchhoff's voltage law: KVL) ได้เป็นสมการตัวแปรสถานะ (state variable) ดังสมการที่ (4)

$$d^* = \frac{d_x}{A_r} = \frac{1}{A_r} \begin{pmatrix} -K_{pii} I_L - K_{pv} K_{pii} V_o + K_{iv} K_{pii} X_v \\ + K_{iii} X_{ii} + K_{pv} K_{pii} V_o^* \end{pmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{cases} -(L_{ls} + L_{md}) \dot{i}_{dg} + L_{md} \dot{i}_{fd} + L_{md} \dot{i}_{kd} = r_s i_{dg} - \omega (L_{ls} + L_{mq}) i_{qg} + \omega L_{mq} i_{kq} + V_{dg} \\ -L_{md} \dot{i}_{dg} + (L_{lfd} + L_{md}) \dot{i}_{fd} + L_{md} \dot{i}_{kd} - K_{pi} \dot{x}_i = -r_{fd} i_{fd} + K_{li} x_i \\ -L_{md} \dot{i}_{dg} + L_{md} \dot{i}_{fd} + (L_{ikd} + L_{md}) \dot{i}_{kd} = -r_{kd} i_{kd} \\ -(L_{ls} + L_{mq}) \dot{i}_{qg} + L_{mq} \dot{i}_{kq} = \omega (L_{ls} + L_{md}) i_{dg} - \omega L_{md} i_{fd} - \omega L_{md} i_{kd} + r_s i_{qg} + V_{qg} \\ -L_{mq} \dot{i}_{qg} + (L_{lkq} + L_{mq}) \dot{i}_{kq} = -r_{kq} i_{kq} \\ \dot{x}_e = V_{T,m}^* - \sqrt{V_{dg}^2 + V_{qg}^2} \\ -K_{pe} \dot{x}_e + \dot{x}_i = i_{fd} + K_{lv} x_e \end{cases}$$

$$\begin{cases} \dot{V}_{dg} = \frac{1}{C_{eq1}} I_{dg} + \omega V_{qg} - \frac{1}{C_{eq1}} I_{ds} \\ \dot{V}_{qg} = \frac{1}{C_{eq1}} I_{qg} - \omega V_{dg} - \frac{1}{C_{eq1}} I_{qs} \\ \dot{I}_{ds} = \frac{1}{L_{eq}} V_{dg} - \frac{r_{eq}}{L_{eq}} I_{ds} + \omega I_{qs} - \frac{1}{L_{eq}} V_{bus,d} \\ \dot{I}_{qs} = \frac{1}{L_{eq}} V_{qg} - \omega I_{ds} - \frac{r_{eq}}{L_{eq}} I_{qs} - \frac{1}{L_{eq}} V_{bus,q} \\ \dot{V}_{bus,d} = \frac{1}{C_{eq2}} I_{ds} + \omega V_{bus,q} - \frac{2\sqrt{3}}{\pi} \frac{I_{dc}}{C_{eq2}} \cos(\delta + \gamma) \\ \dot{V}_{bus,q} = \frac{1}{C_{eq2}} I_{qs} - \omega V_{bus,d} + \frac{2\sqrt{3}}{\pi} \frac{I_{dc}}{C_{eq2}} \sin(\delta + \gamma) \\ \dot{I}_{dc} = \frac{3\sqrt{3}}{\pi L_F} \cos(\delta + \gamma) V_{bus,d} - \frac{3\sqrt{3}}{\pi L_F} \sin(\delta + \gamma) V_{bus,q} \\ - \frac{(r_u + R_F)}{L_F} I_{dc} - \frac{1}{L_F} V_{dc} \\ \dot{V}_{dc} = \frac{1}{C_F} I_{dc} - \frac{K_{pii}}{A_r C_F} I_L^2 - \frac{K_{pv} K_{pii}}{A_r C_F} I_L V_o + \frac{K_{pii} K_{iv}}{A_r C_F} I_L X_v \\ + \frac{K_{iii}}{A_r C_F} I_L X_{ii} + \frac{K_{pv} K_{pii}}{A_r C_F} I_L V_o^* \\ \dot{I}_L = -\frac{1}{L_b} V_o - \frac{K_{pii}}{A_r L_b} V_{dc} I_L - \frac{K_{pv} K_{pii}}{A_r L_b} V_{dc} V_o + \frac{K_{pii} K_{iv}}{A_r L_b} V_{dc} X_v \\ + \frac{K_{iii}}{A_r L_b} V_{dc} X_{ii} + \frac{K_{pv} K_{pii}}{A_r L_b} V_{dc} V_o^* - \frac{K_{pii}}{A_r L_b} V_o I_L - \frac{K_{pv} K_{pii}}{A_r L_b} V_o^2 \\ + \frac{K_{pii} K_{iv}}{A_r L_b} V_o X_v + \frac{K_{iii}}{A_r L_b} V_o X_{ii} + \frac{K_{pv} K_{pii}}{A_r L_b} V_o V_o^* \\ \dot{V}_o = \frac{1}{C_b} I_L + \frac{K_{pii}}{A_r C_b} I_L^2 + \frac{K_{pv} K_{pii}}{A_r C_b} I_L V_o - \frac{K_{pii} K_{iv}}{A_r C_b} I_L X_v \\ - \frac{K_{iii}}{A_r C_b} I_L X_{ii} - \frac{K_{pv} K_{pii}}{A_r C_b} I_L V_o^* - \frac{1}{R_b C_b} V_o \\ \dot{X}_v = -V_o + V_o^* \\ \dot{X}_{ii} = -I_L - K_{pv} V_o + K_{iv} X_v + K_{pv} V_o^* \end{cases} \quad (4)$$

4. การจำลองสถานการณ์ของระบบ

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบในสมการที่ (4) สามารถตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลอง โดย

การใช้ผลการจำลองสถานการณ์ด้วยระบบจริง (exact topology model) บนคอมพิวเตอร์ เทียบกับผลการจำลองสถานการณ์ด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้จากวิธีตีคิ่วร่วมกับวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไป กำหนดให้ค่าพารามิเตอร์ต่างๆ ของระบบมีรายละเอียดดังตารางที่ 1 [7,8]

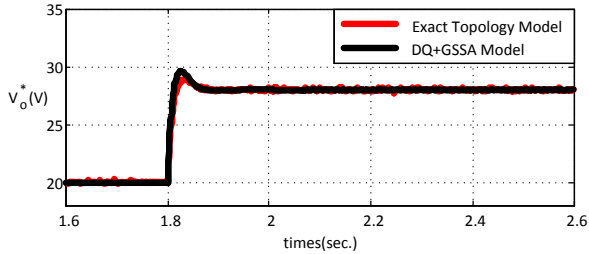
ตารางที่ 1 ค่าพารามิเตอร์ต่างๆ ของระบบ

พารามิเตอร์	คำอธิบาย	ค่าที่กำหนด
$V_{T,m}^*$	แรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบซิงโครนัสที่มีการควบคุม	325.27 V _p (230 V _{rms})
r_s	ตัวต้านทานของขดลวดสเตเตอร์	4 mΩ
r_{fd}	ตัวต้านทานของขดลวดสนาม	68.884 mΩ
r_{kd}	ตัวต้านทานบนแกนดีของขดลวดสนาม	14.2 mΩ
r_{kq}	ตัวต้านทานบนแกนคิ่วของขดลวดสเตเตอร์	3.095 mΩ
L_s	ตัวเหนี่ยวนำรั้วไหลของขดลวดสเตเตอร์	19.8943 μH
L_{fd}	ตัวเหนี่ยวนำรั้วไหลของขดลวดสนาม	32.8257 μH
L_{kd}	ตัวเหนี่ยวนำรั้วไหลบนแกนดีของขดลวดสนาม	34.079 μH
L_{kq}	ตัวเหนี่ยวนำรั้วไหลบนแกนคิ่วของขดลวดสเตเตอร์	144.2739 μH
L_{md}	ตัวเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนดีของขดลวดสเตเตอร์	220.164 μH
L_{mq}	ตัวเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าบนแกนคิ่วของขดลวดสเตเตอร์	161.807 μH
P	จำนวนขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัส	4 poles
ω_f	ความถี่ของแหล่งจ่าย	$2\pi \times 400$ rad/s
ω_{ne}	ความถี่ธรรมชาติตัวควบคุมลูประดันไฟฟ้าสำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า	94.25 rad/s ($K_{pe}=1.78$, $K_{ie}=227.02$)

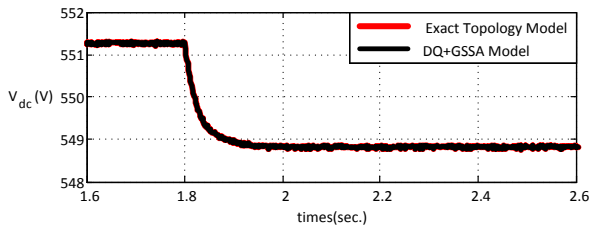
ω_{ni}	ความถี่ธรรมชาติตัวควบคุมลูประดันไฟฟ้าสำหรับตัวควบคุมเครื่องกำเนิดไฟฟ้า	628.32 rad/s ($K_{pi}=0.0487$, $K_{ii}=99.88$)
R_{eq}	ตัวต้านทานของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า	0.1 Ω
L_{eq}	ตัวเหนี่ยวนำของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า	24 μH
C_{eq}	ตัวเก็บประจุของระบบสายส่งกำลังไฟฟ้า	2 nF
R_F	ตัวต้านทานของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง	0.01 Ω
L_F	ตัวเหนี่ยวนำของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง	6.5 mH
C_F	ตัวเก็บประจุของวงจรกรองไฟฟ้ากระแสตรง	500 μF
R_b	ตัวต้านทานของวงจรทอนและทระดับแรงดันไฟฟ้า	50 Ω
L_b	ตัวเหนี่ยวนำของวงจรทอนและทระดับแรงดันไฟฟ้า	15 mH
C_b	ตัวเก็บประจุของวงจรทอนและทระดับแรงดันไฟฟ้า	1100 μF
V_o^*	แรงดันเอาต์พุตของวงจรทอนและทระดับแรงดันไฟฟ้าที่มีการควบคุม	20 V เป็น 28 V
ω_{nv}	ความถี่ธรรมชาติตัวของควบคุมลูประดันไฟฟ้าสำหรับตัวควบคุมแรงดันเอาต์พุตของวงจรทอนและทระดับแรงดันไฟฟ้า	80 rad/s ($K_{pv}=0.1208$, $K_{iv}=7.04$)
ω_{nii}	ความถี่ธรรมชาติของตัวควบคุมลูประดันไฟฟ้าสำหรับตัวควบคุมกระแสเอาต์พุตของวงจรทอนและทระดับแรงดันไฟฟ้า	800 rad/s ($K_{pii}=0.3568$, $K_{iii}=178.442$)

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบในสมการที่ (4) สามารถตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลอง โดยจะกำหนดให้มีการเปลี่ยนแปลงค่าแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตของวงจรทอนและทระดับแรงดันไฟฟ้าจาก 20 V เป็น 28 V และแรงดันที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัส $V_{T,m}^*$ คงที่เท่ากับ 325.27 V_p (230 V_{rms}) เวลาที่ใช้ในการ

เปลี่ยนแปลงค่าแรงดันไฟฟ้าเท่ากับ 1.8 วินาที แสดงดังรูปที่ 5 และรูปที่ 6 ซึ่งเป็นรูปกราฟของแรงดันเอาต์พุตของวงจรทอนและทบระดับแรงดันไฟฟ้า V_o และแรงดันที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุ C_F นั่นคือ V_{dc}



รูปที่ 5 ผลตอบสนองของ V_o



รูปที่ 6 ผลตอบสนองของ V_{dc}

5. สรุป

บทความนี้ได้นำเสนอการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีดีคิ๋วร่วมกับวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไป เมื่อนำทั้งสองวิธีมาใช้หาแบบจำลองสามารถให้แบบจำลองที่อธิบายพฤติกรรมทางพลวัตของระบบได้อย่างถูกต้อง แม่นยำ จากผลการจำลองสถานการณ์แสดงให้เห็นว่ามีผลการตอบสนองทางพลวัตของระบบที่ต้องการทั้งในสภาวะชั่วคราวและสภาวะอยู่ตัว ดังนั้นผลการศึกษจากบทความนี้มีความสำคัญอย่างมากต่อการออกแบบและการวิเคราะห์ทางด้านวิศวกรรมการบินสามารถนำไปใช้วิเคราะห์เสถียรภาพของระบบได้ในอนาคต

6. เอกสารอ้างอิง

- [1] Rosero, J.A., Ortega J.A., Aldabas E., and Romeral L. (2007). Moving Towards a More Electric Aircraft, *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine.*, pp.3-9, March 2007.
- [2] 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
- [3] More Open Electrical Technologies (MOET project): <http://www.eurtd.com/moet>.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] 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.
- [8] Chayinthu, W., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2017). The Dynamic Model of Electrical Aircraft System Feeding a Buck-Boost Converter, *5th International Electrical Engineering Congress (IEECON 2017)*, Vol. 1, pp 61-64, 8-10 March 2017.