



วารสารวิศวกรรมศาสตร์และนวัตกรรม Journal of Engineering and Innovation

บทความวิจัย

การออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระแสตรงในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น A controller design of DC electrical power systems in the more electric aircraft

อภิชัย สุษะพันธ์ กองพัน อารีรักษ์* กองพล อารีรักษ์

สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อำเภอเมือง จังหวัดนครราชสีมา 30000

Apichai Suyapan¹ Kongpan Areerak^{1*} Kongpol Areerak¹

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

* Corresponding author.

E-mail: kongpan@sut.ac.th; Telephone: 0 4422 4400

วันที่รับบทความ 22 พฤศจิกายน 2563; วันที่แก้ไขบทความ ครั้งที่ 1 5 มกราคม 2564 ; ครั้งที่ 2 2 กุมภาพันธ์ 2564 ; วันที่ตอบรับบทความ 9 มีนาคม 2564

บทคัดย่อ

เครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นเป็นแนวคิดและแนวโน้มที่สำคัญของวิศวกรรมการบินสมัยใหม่ ซึ่งมีความเป็นไปได้ด้วยการใช้เทคโนโลยีอิเล็กทรอนิกส์กำลังในการแปลงและควบคุมพลังงานไฟฟ้า ดังนั้นการออกแบบตัวควบคุมของวงจรแปลงผันกำลังในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นเพื่อควบคุมให้ระบบสามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพและให้ผลการตอบสนองเป็นไปตามมาตรฐานที่ได้กำหนดไว้จึงเป็นสิ่งสำคัญและต้องคำนึงถึงเป็นอันดับต้น ๆ ในขั้นตอนการออกแบบระบบ เพราะสามารถเพิ่มความน่าเชื่อถือให้กับระบบโดยรวมได้ บทความนี้จึงนำเสนอการออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระแสตรงที่ใช้เครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโครนอสชนิดแม่เหล็กถาวรและวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟในระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน โดยการออกแบบจะใช้วิธีการแบบดั้งเดิมผ่านการเทียบสัมประสิทธิ์ที่อาศัยฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของตัวควบคุม ซึ่งฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดดังกล่าวพิสูจน์ได้จากสมการพลวัตของระบบ การตรวจสอบสมรรถนะของตัวควบคุมด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์โดยใช้โปรแกรม MATLAB และผลจากชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการแสดงให้เห็นว่า ตัวควบคุมที่ได้รับการออกแบบสามารถควบคุมให้ผลการตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงทั้งในสภาวะชั่วครู่และในสภาวะอยู่ตัวเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F

คำสำคัญ

เครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น การควบคุมแบบเวกเตอร์ การออกแบบตัวควบคุมด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม ตัวควบคุมแบบดรูป เครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโครนอสชนิดแม่เหล็กถาวร วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว

Abstract

More Electric Aircraft is an important concept and tendency of modern aerospace engineering which is possible through the use of power electronics to convert and control electrical energy. Therefore, a controller design of power converters in the More Electric Aircraft in order to control the system to improve the efficiency and to provide the system responses following on the standard is important and has to be considered as a top priority in the design process. The higher controller performance resulting in the increased overall aircraft systems reliability. For this reason, this paper presents the controller design of a permanent magnet synchronous generator- active front end rectifier-based DC electrical power system in the More Electric Aircraft using conventional approach. The closed-loop transfer function can be derived from the dynamic equations of the system. The controller performances are validated by the intensive time-domain simulation using MATLAB and the experiment through a test rig built in the laboratory. It shows that the resulting

controllers can regulate and provide the DC bus voltage response both in the transient and the steady-state following on the MIL-STD-704F standard.

Keywords

more electric aircraft; vector control; conventional method; droop controller; permanent magnet synchronous generator; active front end rectifier; constant power load

1. บทนำ

ในยุคปัจจุบันที่เทคโนโลยีมีความก้าวหน้าอย่างมาก รวมถึงเมื่อมีการคำนึงถึงผลกระทบต่อสิ่งแวดล้อม ประสิทธิภาพของการใช้เชื้อเพลิงและน้ำหนักโดยรวมของเครื่องบิน วิศวกรรมการบินและอวกาศสมัยใหม่จึงมีแนวคิดและแนวโน้มในการพัฒนา “เครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น (More Electric Aircraft : MEA)” โดยพยายามจะแทนที่การใช้แหล่งพลังงานย่อยซึ่งเป็นแหล่งพลังงานสำหรับโหลดทั้งหมดบนเครื่องบินและเป็นแหล่งพลังงานที่ได้มาจากเครื่องยนต์ของเครื่องบินที่เป็นแหล่งพลังงานหลัก จากเดิม 4 ระบบ คือ ระบบไฟฟ้า (electrical system) ระบบนิวเมติก (pneumatic) ระบบไฮดรอลิก (hydraulic system) และระบบทางกล (mechanical system) ในสถาปัตยกรรมของเครื่องบินยุคแรกหรือรุ่นแรก (conventional aircraft) ด้วยการใช้แหล่งพลังงานย่อยจากระบบไฟฟ้าเพียงระบบเดียวในสถาปัตยกรรมของเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ยกตัวอย่างเช่น ระบบควบคุมอากาศภายในห้องโดยสาร (Environmental Control System : ECS) ระบบป้องกันและละลายน้ำแข็งบนปีกของเครื่องบิน (Wings Ice Protection System : WIPS) จากเดิมที่ใช้ระบบนิวเมติกจะถูกแทนที่ด้วยการใช้ปั๊มลมไฟฟ้า (electrical air pumps) และอุปกรณ์ให้ความร้อนด้วยไฟฟ้า (electrical heaters) ตัวขับเคลื่อนแบบไฮดรอลิก (hydraulic actuators) จะถูกแทนที่ด้วยการใช้ตัวขับเคลื่อนแบบกลไฟฟ้า (electro-mechanical actuators) และการปั๊มน้ำมันเชื้อเพลิงของเครื่องยนต์ (fuel and oil pumping) ที่ใช้ระบบทางกลจะถูกแทนที่ด้วยการใช้ระบบไฟฟ้าที่อาศัยปั๊มเชื้อเพลิงไฟฟ้าและอุปกรณ์เสริม (electrical fuel-pumping ancillaries) เป็นต้น ซึ่งระบบไฟฟ้าเป็นระบบเดียวที่ถูกเลือกใช้งานเนื่องจากพลังงานไฟฟ้าเป็นพลังงานที่สะอาด มีความยืดหยุ่นและสามารถประยุกต์ใช้งานได้กว้างขวาง อีกทั้งระบบไฟฟ้ายังมีข้อได้เปรียบที่สำคัญในแง่ของการวินิจฉัย

ขั้นสูง (advanced diagnostics) ที่สามารถคาดการณ์หรือทำนายความผิดปกติและความผิดปกติของ ตลอดจนอายุการใช้งานของอุปกรณ์ในระบบ ซึ่งสามารถใช้สำหรับการบำรุงรักษาเชิงป้องกัน (preventative maintenance) ได้ ดังนั้นเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นจึงมีข้อดีเมื่อเปรียบเทียบกับเครื่องบินในยุคแรก คือ มีต้นทุนการทำงาน การใช้เชื้อเพลิง น้ำหนักโดยรวม ผลกระทบต่อสิ่งแวดล้อม และค่าบำรุงรักษาระบบที่ลดลง ในขณะที่ประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือของระบบเพิ่มสูงขึ้น โดยระบบจำหน่ายกำลังไฟฟ้าที่ถูกนำมาใช้เป็นแหล่งพลังงานย่อยอันดับแรกในสถาปัตยกรรมของเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นคือ ระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสสลับ (AC distribution system) ดังเช่น โบอิง 767 (Boeing 767) และแอร์บัส เอ330 (Airbus A330) เป็นต้น จากนั้นพัฒนามาเป็นระบบจำหน่ายแบบผสม (hybrid distribution system) ที่ใช้ทั้งไฟฟ้ากระแสสลับร่วมกับไฟฟ้ากระแสตรง เช่น โบอิง 787 (Boeing 787) และแอร์บัส เอ380 (Airbus A380) เป็นต้น แต่ในปัจจุบันและในอนาคตมีแนวโน้มที่จะใช้ระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง (DC distribution system) เนื่องจากมีข้อดีคือ มีประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือของระบบสูง ไม่จำเป็นต้องมีอุปกรณ์สำหรับชดเชยกำลังไฟฟ้ารีแอกทีฟทำให้น้ำหนักเบาและสามารถลดกำลังงานสูญเสียที่เกิดขึ้นในระบบได้ [1-6]

การใช้ระบบไฟฟ้าเพียงระบบเดียวเป็นแหล่งพลังงานย่อยสำหรับโหลดทั้งหมดบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นส่งผลให้ปริมาณพลังงานไฟฟ้าที่ต้องใช้ภายในระบบเพิ่มขึ้นอย่างมาก ดังนั้นความท้าทายอย่างหนึ่งของวิศวกรรมไฟฟ้าในอุตสาหกรรมวิศวกรรมการบินและอวกาศคือ การออกแบบระบบไฟฟ้ากำลัง (Electrical Power System : EPS) และการจัดการพลังงานไฟฟ้าให้มีคุณสมบัติและประสิทธิภาพเป็นไปตามข้อกำหนดและมาตรฐาน ซึ่งอิเล็กทรอนิกส์กำลัง (power electronics) เป็นเทคโนโลยีที่สำคัญที่สุดสำหรับ

เครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น หากไม่มีความก้าวหน้าและการประยุกต์ใช้งานเทคโนโลยีอิเล็กทรอนิกส์กำลังแนวโน้มและการพัฒนาเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นแทบจะไม่มีความเป็นไปได้ โดยเฉพาะอย่างยิ่งวงจรแปลงผันกำลัง (power converters) ที่ถูกนำมาใช้ในการแปลงและควบคุมพลังงานไฟฟ้าภายในระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินทั้งในส่วนของบัสไฟฟ้าหลัก (main bus) และบัสไฟฟ้าย่อย ยกตัวอย่างเช่น วงจรเรียงกระแสที่ใช้แปลงไฟฟ้ากระแสสลับที่ได้จากเครื่องยนต์และเครื่องกำเนิดไฟฟ้าให้เป็นไฟฟ้ากระแสตรงสำหรับบัสไฟฟ้าหลัก วงจรแปลงผันเอซีเป็นดีซี ดีซีเป็นดีซี ดีซีเป็นเอซี และเอซีเป็นเอซี สำหรับโหลดต่าง ๆ ในบัสไฟฟ้าย่อย เป็นต้น [2-4,7] ด้วยเหตุนี้การออกแบบตัวควบคุมของวงจรแปลงผันกำลังในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นโดยเฉพาะอย่างยิ่งวงจรแปลงผันกำลังของบัสไฟฟ้าหลัก ซึ่งทำหน้าที่ในการแปลงและควบคุมพลังงานไฟฟ้าสำหรับโหลดทั้งหมดจึงเป็นสิ่งสำคัญและต้องคำนึงถึงเป็นอันดับต้น ๆ ในขั้นตอนการออกแบบระบบ เนื่องจากการควบคุมให้ระบบสามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพและให้ผลการตอบสนองเป็นไปตามมาตรฐานที่กำหนดสามารถเพิ่มความน่าเชื่อถือให้กับระบบโดยรวมได้ ดังนั้นบทความนี้จะนำเสนอการออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระแสตรงที่ใช้เครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรและวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นโดยใช้วิธีการแบบดั้งเดิมผ่านการเทียบสัมประสิทธิ์ที่อาศัยฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของตัวควบคุม โดยฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดดังกล่าวพิสูจน์ได้จากสมการพลวัตของระบบ การตรวจสอบสมรรถนะของตัวควบคุมที่ได้รับการออกแบบด้วยวิธีการที่นำเสนอในบทความนี้จะอาศัยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ด้วยโปรแกรม MATLAB และผลจากชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการ ซึ่งผลการตรวจสอบแสดงให้เห็นว่า ตัวควบคุมที่ได้สามารถควบคุมให้ผลการตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงทั้งในสถานะชั่วครู่และในสถานะอยู่ตัวเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้

บทความนี้ประกอบด้วยห้าส่วน คือ ส่วนที่หนึ่งเป็นบทนำ ส่วนที่สองกล่าวถึงระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ส่วนที่สามเป็นการอธิบายการออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา ส่วนที่สี่นำเสนอผลการตรวจสอบสมรรถนะ

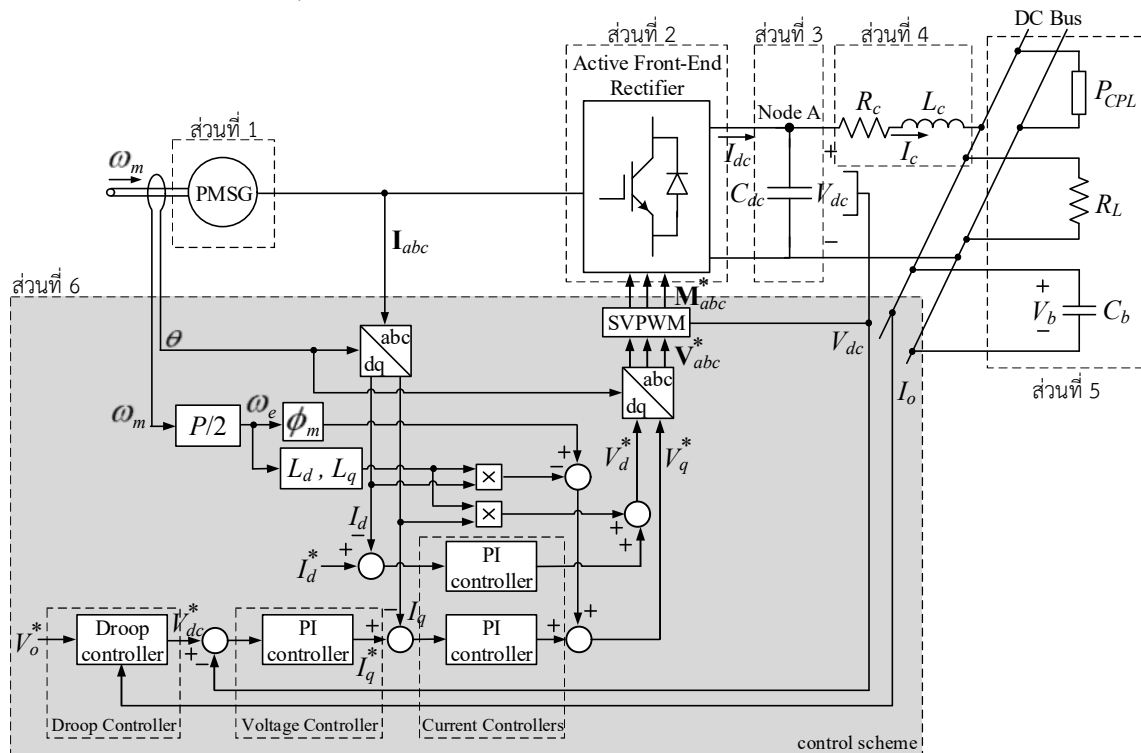
ของตัวควบคุมด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์และผลจากชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการ และส่วนที่ห้าเป็นสรุปและแนวทางสำหรับงานวิจัยในอนาคต

2. ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

ระบบไฟฟ้าที่พิจารณาในบทความนี้คือ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว (single-generator-single-bus) แสดงได้ดังรูปที่ 1 ซึ่งประกอบด้วย 6 ส่วนคือ ส่วนที่ 1 เครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร (Permanent Magnet Synchronous Generator : PMSG) ทำหน้าที่ผลิตไฟฟ้ากระแสสลับด้วยการเปลี่ยนพลังงานกลจากกังหัน (turbine) ของเครื่องยนต์ให้เป็นพลังงานไฟฟ้า ส่วนที่ 2 วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ (Active Front-End rectifier : AFE) ทำหน้าที่ในการแปลงไฟฟ้ากระแสสลับที่ได้จากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าให้เป็นไฟฟ้ากระแสตรงเพื่อใช้เป็นแหล่งพลังงานสำหรับโหลดทั้งหมดบนเครื่องบิน ส่วนที่ 3 ตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (DC-link capacitor) ทำหน้าที่ลดแรงดันปลิว (ripple voltage) ของแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ได้จากวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟให้มีลักษณะสัญญาณที่เรียบและคงที่มากขึ้น ส่วนที่ 4 สายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (DC transmission line) ส่วนที่ 5 โหลดทั้งหมดของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ประกอบด้วย โหลดความต้านทานซึ่งใช้แทนโหลดที่เกิดจากระบบป้องกันและละลายน้ำแข็งบนปีกของเครื่องบินโหลดตัวเก็บประจุไฟฟ้า (capacitor bank) และโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (Constant Power Loads : CPLs) ซึ่งเป็นพฤติกรรมของวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุม เช่น วงจรแปลงผันกำลังที่เชื่อมต่อกับมอเตอร์ไฟฟ้าเพื่อควบคุมกระแสไฟฟ้าและความเร็วรอบของมอเตอร์ วงจรแปลงผันเอซีเป็นดีซีหรือดีซีเป็นดีซีที่มีการควบคุมสัญญาณขาออก เป็นต้น ซึ่งโหลดโดยส่วนใหญ่ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นเป็นโหลดประเภทนี้ [3,5,6] และส่วนที่ 6 ระบบควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังที่พิจารณาดังแสดงด้วยพื้นที่สี่เหลี่ยมรูปที่ 1 ซึ่งเป็นตัว

ควบคุมแบบเวกเตอร์ (vector controller) บนแกนหมุนดีคิว (dq -axis) ประกอบด้วย ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้า (current controllers) เป็นรูปควบคุมภายใน ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า (voltage controller) และตัวควบคุมแบบดรู๊ป (Droop Controller) เป็นรูปควบคุมภายนอกโดยตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีคิวจะทำหน้าที่ในการควบคุมให้เครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรมีการทำงานแบบฟลักซ์เต็ม (full flux operation) และควบคุมให้ตัวประกอบกำลัง (power factor : pf) ของระบบ มีค่าเท่ากับหนึ่ง (unity power factor) ด้วยการกำหนดให้กระแสไฟฟ้าอ้างอิงบนแกนหมุนดีคิวเท่ากับศูนย์ ($I_d^* = 0$) ในขณะที่ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีคิว และตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าจะทำหน้าที่ในการควบคุมแรงดันไฟฟ้ากระแส

ตรงที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (V_{dc}) ให้มีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ซึ่งแรงดันไฟฟ้าอ้างอิง (nominal voltage : V_o^*) จะถูกกำหนดให้เท่ากับ 270 V [8] และตัวควบคุมแบบดรู๊ปจะทำหน้าที่ในการควบคุมการแบ่งกระแสไฟฟ้า (current sharing) หรือการแบ่งกำลังไฟฟ้า (power sharing) จากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแต่ละเครื่องไปยังโหลดทั้งหมดบนเครื่องบินเพื่อให้เป็นไปตามลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้า (V - I droop characteristic) ที่ได้กำหนดและออกแบบไว้ ซึ่งสัญญาณควบคุมขาออกของตัวควบคุมแบบดรู๊ปคือ แรงดันไฟฟ้ากระแสตรงอ้างอิงของอุปกรณ์ควบคุมแรงดันไฟฟ้า (V_{dc}^*)



รูปที่ 1 ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

จากแผนผังของระบบควบคุมดังแสดงด้วยพื้นที่สีเทาในรูปที่ 1 จะสังเกตได้ว่า ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าและตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าของระบบที่พิจารณาเป็นตัวควบคุมพีไอ (PI controller) ซึ่งในบทความนี้จะนำเสนอการออกแบบตัวควบคุมดังกล่าวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม (conventional method) พร้อมทั้งนำเสนอการออกแบบตัวควบคุมแบบดรู๊ป

ที่อาศัยลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าซึ่งกำหนดได้จากมาตรฐาน MIL-STD-704F โดยรายละเอียดการออกแบบตัวควบคุมทั้งหมดแสดงได้ดังหัวข้อที่ 3

3. การออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังที่พิจารณา

การออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาสามารถแบ่งออกได้เป็น 3 ส่วน ดังต่อไปนี้

3.1 การออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้า

ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าทำหน้าที่ในการควบคุมกระแสสเตเตอร์ (stator current) ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร ซึ่งสมการพลวัต (dynamic equation) ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรบนแกนหมุนดีคิวในกรอบอ้างอิงซิงโครนัส (synchronously rotating reference frame) [5,6,9] แสดงได้ดังสมการที่ (1) โดยสมการที่ (1) นี้จะถูกใช้เพื่อหาฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิด (closed-loop transfer function) สำหรับการออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าของระบบที่พิจารณา

$$\begin{cases} \dot{I}_d = -\frac{R_s}{L_d} I_d + \frac{\omega_e L_q}{L_d} I_q - \frac{1}{L_d} V_d \\ \dot{I}_q = -\frac{\omega_e L_d}{L_q} I_d - \frac{R_s}{L_q} I_q - \frac{1}{L_q} V_q + \frac{\omega_e \phi_m}{L_q} \end{cases} \quad (1)$$

โดยที่ R_s คือความต้านทานของขดลวดสเตเตอร์ (stator resistance) L_d, L_q คือความเหนี่ยวนำบนแกนหมุนดีคิว (inductance on dq-axis) ϕ_m คือฟลักซ์เชื่อมโยงของแม่เหล็กถาวร (permanent magnet flux linkage) ω_e คือความเร็วเชิงมุมทางไฟฟ้าของโรเตอร์ (electrical rotor angular velocity) I_d, I_q คือกระแสสเตเตอร์บนแกนหมุนดีคิว และ V_d, V_q คือแรงดันสเตเตอร์บนแกนหมุนดีคิว (stator voltage on dq-axis)

3.1.1 ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี

จากสมการที่ (1) พิจารณาเฉพาะสมการอนุพันธ์ของกระแสสเตเตอร์บนแกนหมุนดีนั้นคือ

$$\frac{d}{dt} I_d = -\frac{R_s}{L_d} I_d + \frac{\omega_e L_q}{L_d} I_q - \frac{1}{L_d} V_d \quad (2)$$

กำหนดให้พจน์ชดเชย (compensation term) สามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (3)

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

ดังนั้นจากสมการที่ (2) และสมการที่ (3) จะสามารถจัดรูปสมการอนุพันธ์ของกระแสสเตเตอร์บนแกนหมุนดีได้ใหม่ ดังสมการที่ (4)

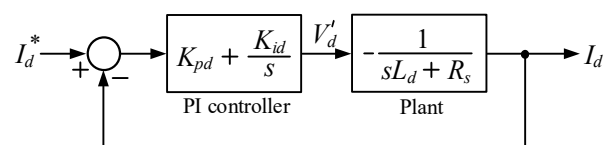
$$L_d \frac{d}{dt} I_d = -R_s I_d - V'_d \quad (4)$$

สมการที่ (4) เป็นสมการที่อยู่ในโดเมนเวลา (time domain : t domain) เมื่อแปลงสมการดังกล่าวด้วยการแปลงลาปลาซ (laplace transform) และกำหนดให้เงื่อนไขเริ่มต้นของตัวแปรทุกตัวเป็นศูนย์ จะได้สมการพีชคณิตที่อยู่ในโดเมนความถี่ (frequency domain : s domain) ดังแสดงในสมการที่ (5) และเมื่อจัดรูปสมการที่ (5) ใหม่ ดังนั้นจะได้ฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบ (plant) แสดงดังสมการที่ (6)

$$sL_d I_d(s) = -R_s I_d(s) - V'_d(s) \quad (5)$$

$$\frac{I_d(s)}{V'_d(s)} = -\frac{1}{sL_d + R_s} \quad (6)$$

กำหนดให้ K_{pd} และ K_{id} คือพารามิเตอร์ของตัวควบคุมฟีดแบ็กของการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี ดังนั้นแผนภาพบล็อก (block diagram) ของการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีแสดงได้ดังรูปที่ 2 และเมื่อวิเคราะห์แผนภาพบล็อกดังกล่าว ฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีสามารถคำนวณได้จากสมการที่ (7)



รูปที่ 2 แผนภาพบล็อกของการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี

$$\frac{I_d}{I_d^*} = \frac{(-sK_{pd} - K_{id})\left(\frac{1}{L_d}\right)}{s^2 + s\left(\frac{R_s - K_{pd}}{L_d}\right) - \frac{K_{id}}{L_d}} \quad (7)$$

เมื่อฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของระบบอันดับสองมาตรฐาน (standard second-order system) แสดงได้ดังสมการที่ (8)

$$\frac{C(s)}{R(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (8)$$

ตัวควบคุมพีไอของลูการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีสามารถออกแบบได้ด้วยการเทียบสัมประสิทธิ์ระหว่างพหุนามตัวหารของฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของตัวควบคุมในสมการที่ (7) กับพหุนามตัวหารของฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของระบบอันดับสองมาตรฐานในสมการที่ (8) ดังนั้นค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอดังกล่าวสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (9)

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

โดยที่ ω_{ni} คือความถี่ธรรมชาติ (natural frequency) ของลูการกระแสไฟฟ้า และ ζ_i คืออัตราส่วนการหน่วง (damping ratio) ของลูการกระแสไฟฟ้า

3.1.2 ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี

พิจารณาเฉพาะสมการอนุพันธ์ของกระแสสเตเตอร์บนแกนหมุนดีในสมการที่ (1) นั่นคือ

$$\frac{d}{dt}I_q = -\frac{\omega_e L_d}{L_q}I_d - \frac{R_s}{L_q}I_q - \frac{1}{L_q}V_q + \frac{\omega_e \phi_m}{L_q} \quad (10)$$

กำหนดให้พจน์ชดเชยสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (11)

$$V'_q = V_q + \omega_e L_d I_d - \omega_e \phi_m \quad (11)$$

ดังนั้นจากสมการที่ (10) และสมการที่ (11) จะสามารถจัดรูปสมการอนุพันธ์ของกระแสสเตเตอร์บนแกนหมุนดีใหม่ดังสมการที่ (12)

$$L_q \frac{d}{dt}I_q = -R_s I_q - V'_q \quad (12)$$

จากสมการที่ (12) จะสังเกตได้ว่า มีพจน์ของสมการที่คล้ายกับสมการที่ (4) ดังนั้นการออกแบบตัวควบคุมพีไอของลูการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีสามารถดำเนินการได้เช่นเดียวกับการออกแบบตัวควบคุมของลูการกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี แต่จะมีความแตกต่างกันที่พจน์ชดเชยดังสมการที่ (3) และสมการที่ (11) เท่านั้น เมื่อกำหนดให้ K_{pq} และ K_{iq} คือพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอของลูการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี ค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอดังกล่าวจะสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (13)

$$\begin{cases} K_{pq} = R_s - 2\zeta_i\omega_{ni}L_q \\ K_{iq} = -L_q\omega_{ni}^2 \end{cases} \quad (13)$$

3.2 การออกแบบตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า

พิจารณาระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินในรูปที่ 1 ทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงโดยประยุกต์ใช้กฎกระแสไฟฟ้าของเคอร์ชอฟฟ์ (Kirchhoff's current law : KCL) วิเคราะห์ที่โนด A (Node A) จะได้สมการอนุพันธ์ของแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงแสดงดังสมการที่ (14) ซึ่งสมการที่ (14) นี้จะถูกนำไปใช้เพื่อหาฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดสำหรับการออกแบบตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าของระบบที่พิจารณา

$$C_{dc} \frac{d}{dt}V_{dc} = I_{dc} - I_c \quad (14)$$

เมื่อความสัมพันธ์ระหว่างกระแสไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับที่ถูกแปลงให้อยู่บนแกนหมุนดีแล้วกับกระแสไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอทพีเป็นดังสมการที่ (15) [3,6,10] นั่นคือ

$$I_{dc} = \frac{3}{4}(mI_d + mI_q) \quad (15)$$

กำหนดให้ I_c ซึ่งก็คือกระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านสายส่ง กำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงหรือกระแสไฟฟ้าที่ไหลไปยังโหลดทั้งหมดของเครื่องบินเป็นสัญญาณรบกวน (disturbance) ซึ่งสามารถละทิ้งในขั้นตอนการออกแบบตัวควบคุมได้ [10] และเมื่อกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีถูกควบคุมให้มีค่าเท่ากับศูนย์ ($I_d = I_d^* = 0$) ดังนั้นจากสมการที่ (14) สมการที่ (15) และข้อกำหนดดังกล่าว สมการอนุพันธ์ของแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงในสมการที่ (14) สามารถจัดรูปใหม่ได้ดังสมการที่ (16)

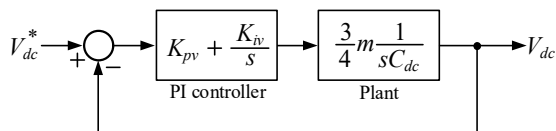
$$C_{dc} \frac{d}{dt} V_{dc} = \frac{3}{4} m I_q \quad (16)$$

ดำเนินการแปลงลาปลาซสมการที่ (16) และกำหนดให้เงื่อนไขเริ่มต้นของตัวแปรทุกตัวเป็นศูนย์ จะได้สมการพีชคณิตที่อยู่บนโดเมนความถี่ดังแสดงในสมการที่ (17) และเมื่อจัดรูปสมการที่ (17) ใหม่ ดังนั้นจะได้ฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบแสดงดังสมการที่ (18)

$$sC_{dc}V_{dc}(s) = \frac{3}{4} m I_q(s) \quad (17)$$

$$\frac{V_{dc}(s)}{I_q(s)} = \frac{3}{4} m \cdot \frac{1}{sC_{dc}} \quad (18)$$

กำหนดให้ K_{pv} และ K_{iv} คือพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอของลูการควบคุมแรงดันไฟฟ้า ดังนั้นแผนภาพบล็อกของลูการควบคุมแรงดันไฟฟ้าสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 3 และเมื่อวิเคราะห์แผนภาพบล็อกดังกล่าว ฟังก์ชันถ่ายโอนของลูการควบคุมแรงดันไฟฟ้าสามารถคำนวณได้จากสมการที่ (19)



รูปที่ 3 แผนภาพบล็อกของลูการควบคุมแรงดันไฟฟ้า

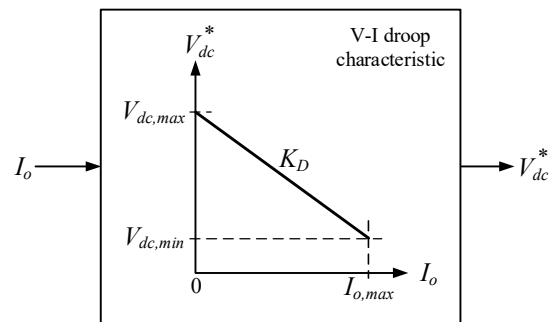
$$\frac{V_{dc}}{V_{dc}^*} = \frac{(sK_{pv} + K_{iv})(3m) \left(\frac{1}{4C_{dc}} \right)}{s^2 + s \left(\frac{3mK_{pv}}{4C_{dc}} \right) + \frac{3mK_{iv}}{4C_{dc}}} \quad (19)$$

ตัวควบคุมพีไอของลูการควบคุมแรงดันไฟฟ้า สามารถออกแบบได้ด้วยการเทียบสัมประสิทธิ์ระหว่างพหุนามตัวหารของฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของตัวควบคุมในสมการที่ (19) กับพหุนามตัวหารของฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของระบบอันดับสองมาตรฐานในสมการที่ (8) ดังนั้นค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอดังกล่าวสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (20)

$$\begin{cases} K_{pv} = \frac{8\zeta_v \omega_{mv} C_{dc}}{3m} \\ K_{iv} = \frac{4C_{dc} \omega_{mv}^2}{3m} \end{cases} \quad (20)$$

โดยที่ ω_{mv} คือความถี่ธรรมชาติของลูการควบคุมแรงดันไฟฟ้า ζ_v คืออัตราส่วนการหน่วงของลูการควบคุมแรงดันไฟฟ้า และ m คือค่าดัชนีการมอดูเลต (modulation index) ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ

3.3 การออกแบบตัวควบคุมแบบดรูป



รูปที่ 4 ลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าสำหรับการควบคุมแบบดรูป

การออกแบบตัวควบคุมแบบดรูปของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในรูปที่ 1 จะอาศัยลักษณะเฉพาะของ

แรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้างแสดงในรูปที่ 4 ซึ่งจากรูปจะสังเกตได้ว่า อัตราการขยายตัว (droop gain : K_D) ซึ่งเป็นพารามิเตอร์ของตัวควบคุมแบบดรอปคือความชันของกราฟลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้า เมื่อหาค่าความชันของกราฟดังกล่าวโดยอ้างอิงมาตรฐาน MIL-STD-704F ที่กำหนดให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 V แรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่บัสหลัก (main bus หรือ DC bus) ในสถานะอยู่ตัวจะต้องมีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V [8] ดังนั้นค่าอัตราการขยายตัวสำหรับระบบไฟฟ้าที่พิจารณาสามารถคำนวณได้จากสมการที่ (21) ซึ่งค่าอัตราการขยายตัวที่คำนวณได้นี้จะถูกนำไปใช้สำหรับการกำหนดค่าแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงอ้างอิงของลูการควบคุมแรงดันไฟฟ้า (V_{dc}^*) ด้วยสมการของการควบคุมแบบดรอปโหมดแรงดัน (voltage mode droop control) ดังสมการที่ (22) [4,5] เพื่อควบคุมการแบ่งกระแสไฟฟ้าหรือควบคุมการแบ่งกำลังไฟฟ้าจากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแต่ละเครื่องไปยัง โหลดทั้งหมดบนเครื่องบิน

$$K_D = \frac{V_{dc,max} - V_{dc,min}}{I_{o,max}} = \frac{280 - 250}{I_{o,max}} = \frac{30}{I_{o,max}} \quad (21)$$

$$V_{dc}^* = V_o^* - K_D I_o \quad (22)$$

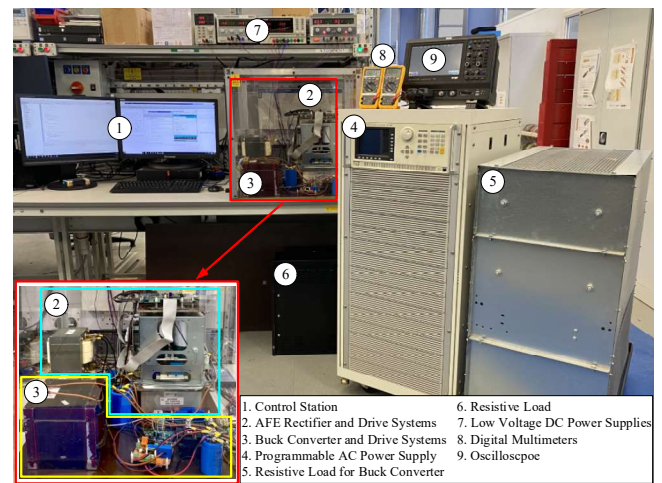
โดยที่ V_o^* คือ ระดับแรงดันไฟฟ้าอ้างอิงของระบบ

I_o คือ กระแสไฟฟ้าของโหลด

4. การตรวจสอบสมรรถนะของตัวควบคุม

ในหัวข้อที่ 4 นี้จะเป็นการนำเสนอการตรวจสอบสมรรถนะของตัวควบคุมที่ออกแบบได้จากวิธีการที่นำเสนอในบทความนี้ด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์โดยใช้โปรแกรม MATLAB และผลที่ได้จากชุดทดสอบ โดยชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในรูปที่ 1 ที่ได้สร้างขึ้น ณ ห้องปฏิบัติของสถาบันเทคโนโลยีการบินและอวกาศ (Institute for Aerospace Technology) มหาวิทยาลัยนอตติงแฮม (University of Nottingham)

สหราชอาณาจักร (United Kingdom) แสดงได้ดังรูปที่ 5 ซึ่งในกรณีนี้ชุดทดสอบจะถูกปรับลดขนาดของพิกัดกำลังลงเนื่องจากข้อจำกัดของอุปกรณ์ในห้องปฏิบัติการ และนอกจากนี้แล้วได้ใช้แหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับแบบโปรแกรมได้ (programmable AC power supply) แทนเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโรตารี่ชนิดแม่เหล็กถาวร และใช้วงจรแปลงผันแบบบัค (buck converter) ที่มีการควบคุมแรงดันที่ตกคร่อมตัวต้านทานเป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว



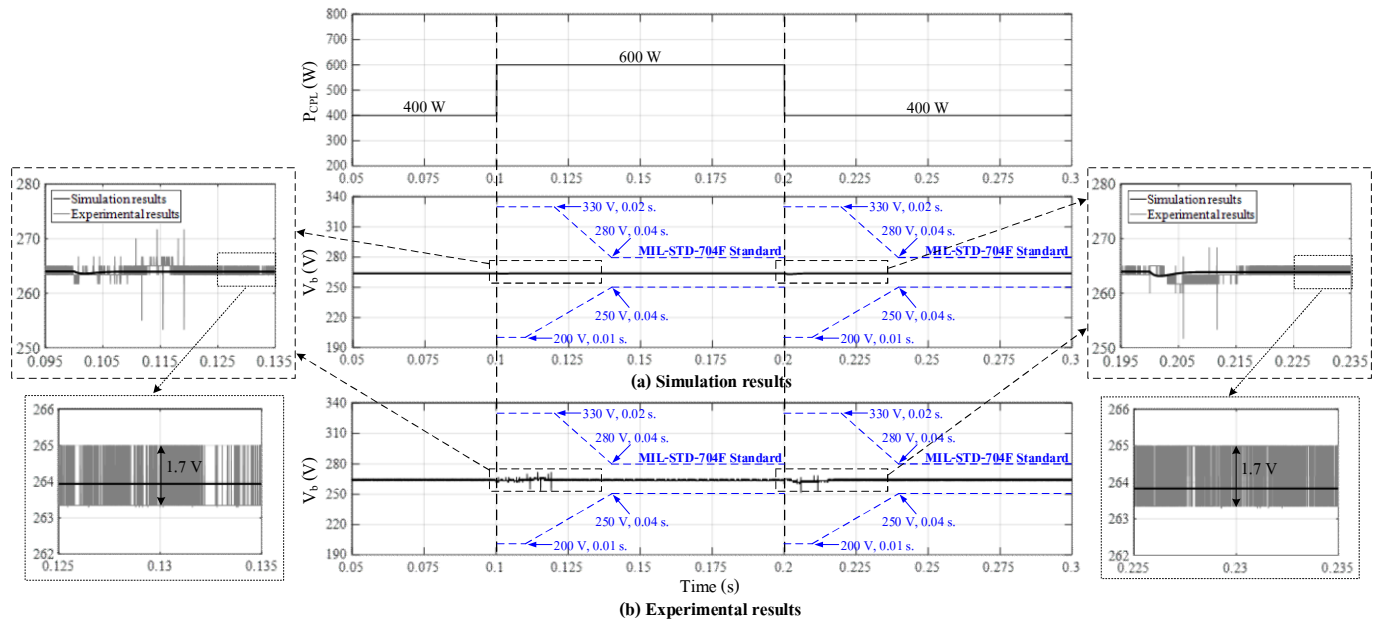
รูปที่ 5 ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

จากรายละเอียดการออกแบบตัวควบคุมที่ได้นำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 3 ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนตติวิ ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าและตัวควบคุมแบบดรอป สามารถออกแบบได้ด้วยสมการที่ (9) สมการที่ (13) สมการที่ (20) และสมการที่ (21) ตามลำดับ กำหนดให้ $\zeta_v = \zeta_i = 0.707$, $\omega_{nv} = 2\pi \times 100 \text{ rad/s}$, $\omega_{ni} = 10\omega_{nv} = 10(2\pi \times 100) \text{ rad/s}$ ซึ่งคำนวณจากเปอร์เซ็นต์การพุ่งเกิน (percent overshoot : $P.O.$) เท่ากับ 5% และเวลาเข้าที่ (settling time : T_s) เท่ากับหรือน้อยกว่า 0.04 วินาที โดยอ้างอิงตามมาตรฐาน MIL-STD-704F [8] และเมื่อพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณามีค่าตามที่แสดงไว้ในภาคผนวก ดังนั้นจะได้ค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในรูปที่ 1 แสดงดังตารางที่ 1 ดังนี้

ตารางที่ 1 ค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา

พารามิเตอร์	ค่า
K_{pd} , K_{pq}	-0.8785
K_{id} , K_{iq}	-3908.3633
K_{pv}	1.3162
K_{iv}	584.8654
K_D	0.8

ผลการตรวจสอบสมรรถนะของตัวควบคุมด้วยสถานการณ์จำลองการเปลี่ยนแปลงโหลดของระบบแสดงได้ดังรูปที่ 6 โดยรูปที่ 6(a) เป็นผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ และรูปที่ 6(b) เป็นผลที่ได้จากชุดทดสอบ ซึ่งทั้งผลจากการจำลองสถานการณ์และจากชุดทดสอบได้ถูกทดสอบภายใต้สถานการณ์และเงื่อนไขเดียวกันคือ



รูปที่ 6 ผลการตรวจสอบสมรรถนะของตัวควบคุม

- ในตอนเริ่มต้นของระบบ ค่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) จะถูกกำหนดให้มีค่าเท่ากับ 400 W
- ที่เวลา 0.1 วินาที P_{CPL} จะถูกเพิ่มค่าขึ้นให้เท่ากับ 600 W
- ที่เวลา 0.2 วินาที P_{CPL} จะถูกลดค่าลงให้เท่ากับ 400 W อีกครั้ง

โดยจากทั้งรูปที่ 6(a), รูปที่ 6(b) และรูปที่ได้ขยายจะสังเกตได้ว่า ไม่ว่าจะเป็นกรณีที่โหลดของระบบมีค่าเพิ่มมากขึ้นหรือเป็นกรณีที่โหลดของระบบมีค่าลดลง ผลการตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) เมื่อตัวควบคุมของระบบมีค่าพารามิเตอร์เป็นดังตารางที่ 1 เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัว นั่นคือขนาดของแรงดันไฟฟ้าในสภาวะชั่วคราว มีค่าไม่น้อยกว่า 200 V และไม่พุ่งเกิน 330 V ในขณะที่แรงดันไฟฟ้าในสภาวะอยู่ตัวมีค่าอยู่

ในช่วง 250 V ถึง 280 V โดยมีขนาดของแรงดันพลั่วเท่ากับ 1.7 V ซึ่งน้อยกว่าขนาดของแรงดันพลั่วสูงสุดที่มาตรฐานได้กำหนดคือ 6 V และผลการตอบสนองสามารถเข้าสู่สภาวะอยู่ตัวได้ด้วยเวลาที่น้อยกว่า 0.04 วินาที ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้ว่า ตัวควบคุมที่ออกแบบได้ด้วยวิธีการที่นำเสนอในบทความนี้ สามารถควบคุมให้ผลการตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัวเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้

5. สรุป

บทความนี้เสนอการออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระแสตรงที่ใช้เครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรและวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ

ในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมผ่านการเทียบสัมประสิทธิ์ที่อาศัยฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของตัวควบคุม ซึ่งพิสูจน์ได้จากสมการพลวัตของระบบสำหรับการออกแบบตัวควบคุมพีโอของรูปการควบคุมกระแสไฟฟ้าและรูปการควบคุมแรงดันไฟฟ้า และอาศัยลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าที่อ้างอิงตามมาตรฐานสำหรับการออกแบบตัวควบคุมแบบครูป ผลจากการตรวจสอบสมรรถนะของตัวควบคุมด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์และผลที่ได้จากชุดทดสอบในห้องปฏิบัติการสอดคล้องกัน ซึ่งแสดงให้เห็นและยืนยันได้ว่า ตัวควบคุมที่ได้รับการออกแบบจากวิธีการที่นำเสนอในบทความนี้ สามารถควบคุมให้ผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัวเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้ อย่างไรก็ตามผลการวิจัยที่ได้นำเสนอค่าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจะอยู่ในช่วง 400 W ถึง 600 W ซึ่งไม่ได้เป็นการทดสอบที่ค่าพิกัดกำลังไฟฟ้าที่ออกแบบ เนื่องจากเมื่อเพิ่มค่าโหลดให้มากขึ้นจากนี้จะทำให้ระบบไฟฟ้าที่พิจารณาขาดเสถียรภาพ อันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวนี้มีลักษณะเป็นค่าตัวต้านทานติดลบ (negative impedance) ต่อระบบโดยรวม ซึ่งส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบ โดยการขาดเสถียรภาพอาจส่งผลให้ระบบไม่สามารถทำงานต่อได้หรืออาจส่งผลให้เกิดความเสียหายต่อระบบโดยรวมได้ [3-6] ดังนั้นสำหรับการทำนายจุดการขาดเสถียรภาพของระบบ รวมถึงการบรรเทาการขาดเสถียรภาพเพื่อทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้จนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดจะได้รับการศึกษาและพัฒนาในงานวิจัยในอนาคต อีกทั้งสถาปัตยกรรมที่เป็นไปได้จริงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นจะเป็นแบบบัสเดียวที่ใช้หลายแหล่งจ่าย (single-DC bus-multi-source) ซึ่งจะประกอบด้วยชุดของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโรตารี่ชนิดแม่เหล็กถาวรและวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ (PMSG with AFE) มากกว่า 1 ชุด ดังนั้นการออกแบบตัวควบคุมของระบบดังกล่าวก็จะได้รับการศึกษาและพัฒนาในงานวิจัยในอนาคตด้วยเช่นกัน

ภาคผนวก: พารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา [4]

$R_s = 1.058 \text{ m}\Omega$	$L_d = L_q = 99 \text{ }\mu\text{H}$
$Poles (P) = 6$	$\phi_m = 0.03644 \text{ V}^* \text{ s / rad}$
$f_e = 400 \text{ Hz}$	$C_{dc} = 1 \text{ mF}$
$R_c = 6 \text{ m}\Omega$	$L_c = 2 \text{ }\mu\text{H}$
$C_b = 0.5 \text{ mF}$	$R_L = 10 \text{ }\Omega$
$L_{Buck} = 5.094 \text{ mH}$	$C_{Buck} = 474.1 \text{ }\mu\text{F}$
$R_{Buck} = 8.1 \text{ }\Omega$	$I_d^* = 0 \text{ A}$
$V_o^* = 270 \text{ V}$	$m = 0.8$
$P_{CPL(rated)} = 2.2 \text{ kW}$	

กิตติกรรมประกาศ

งานวิจัยนี้ได้รับทุนสนับสนุนจากสำนักงานกองทุนสนับสนุนการวิจัย (สกว.) ภายใต้โครงการปริญญาเอกกาญจนาภิเษก (คปก.) สาขาวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี ตามสัญญาเลขที่ PHD/0089/2560

เอกสารอ้างอิง

- [1] Rosero JA, Ortiga JA, Aldabas E, Romeral L. Moving towards a more electric aircraft. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*. 2007; 22(3): 3-9.
- [2] Wheeler P, Bozhko SV. The more electric aircraft: technology and challenge. *IEEE Electrification Magazine*. 2014; 2(4): 6-12.
- [3] Areerak KN, Bozhko SV, Asher GM, Lillo LD, Thomas DWP. Stability study of a hybrid AC-DC more-electric aircraft power system. *IEEE Transactions on Aerospace Electronic Systems*. 2012; 48(1): 329-347.
- [4] Gao F, Bozhko SV, Asher G, Wheeler P. Comparative stability study of dc current control strategies for a droop-controlled PMSG system. In: *Proceedings of IEEE Energy Conversion Congress and Exposition, ECCE 2015, 20-24 September 2015, Montreal, QC, Canada. USA: IEEE; 2015. p. 6246-6253.*

- [5] Gao F, Bozhko S, Costabeber A, Asher G, Wheeler P. Control design and voltage stability analysis of a droop-controlled electrical power system for more electric aircraft. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*. 2017; 64(12): 9271-9281.
- [6] Gao F, Zheng X, Bozhko S, Hill C, Asher G. Modal analysis of a PMSG-based dc electrical power system in the more electric aircraft using eigenvalues sensitivity. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*. 2015; 1(1): 65-76.
- [7] Abu-Rub H, Malinowski M, Al-Haddad K. Power electronics for more electric aircraft. In: *Power Electronics for Renewable Energy Systems, Transportation and Industry Applications*. Wiley IEEE press; 2014. p. 365-386.
- [8] Department of defense interface standard. *MIL-STD-704F Standard Aircraft Electric Power Characteristic*. 2004; 1(1): 1-38. Available from: <http://www.ieee.li/pdf/standards-handbooks/MIL-STD-704F.pdf> [Accessed 4th April 2021].
- [9] Krause PC, Wasynczuk O, Sudhoff SD. *Analysis of Electric Machinery and Drive System*. Hoboken, NJ, USA: Wiley; 2002.
- [10] Pena R, Clare JC, Asher GM. Doubly fed induction generator using back-to-back PWM converters and its application to variable speed wind energy generation. *IEEE Electric Power Applications*. 2015; 143(5): 231-241.