



รายงานวิจัย

เรื่อง

เครื่องกำเนิดไฟฟ้าพลังงานทางเลือก 250 kW จากเครื่องยนต์อากาศยาน
250 kW Alternative Energy Generator from Aircraft Engine

ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.ชโลธร ธรรมแท้

ได้รับทุนอุดหนุนการวิจัยจากกองทุนสิ่งแวดล้อม มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี
กรกฎาคม 2568



รายงานวิจัย

เรื่อง

เครื่องกำเนิดไฟฟ้าพลังงานทางเลือก 250 kW จากเครื่องยนต์อากาศยาน
250 kW Alternative Energy Generator from Aircraft Engine

หัวหน้าโครงการ

ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.ชโลธร ธรรมแท้

สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ผู้ร่วมวิจัย

นายธัญญกรณ์ ไชยเมือง

ได้รับทุนอุดหนุนการวิจัยจากกองทุนสิ่งแวดล้อม มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

กรกฎาคม 2568

คำนำ

รายงานฉบับนี้จัดทำขึ้นเพื่อศึกษาการบูรณะและพัฒนาเครื่องยนต์กังหันแก๊สประเภทเทอร์โบชาฟรุ่น Allison 250-C20B ซึ่งเป็นเครื่องยนต์ที่เคยใช้งานในอากาศยาน และมีศักยภาพในการประยุกต์ใช้เป็นต้นกำลังสำหรับผลิตไฟฟ้าขนาดเล็กถึงขนาดกลาง การศึกษาครั้งนี้มุ่งเน้นการปรับปรุงระบบควบคุมการจ่ายเชื้อเพลิงจากระบบกลไกเดิมให้เป็นระบบควบคุมอิเล็กทรอนิกส์ที่สามารถตอบสนองโหลดได้อย่างแม่นยำมากยิ่งขึ้น เนื้อหาในรายงานประกอบด้วยทฤษฎีพื้นฐานเกี่ยวกับเครื่องยนต์กังหันแก๊ส การบรรยายโครงสร้างภายในของเครื่องยนต์ Allison 250-C20B ขั้นตอนการบูรณะ การติดตั้งระบบควบคุมเชื้อเพลิงแบบ PID รวมถึงการทดสอบสมรรถนะและวิเคราะห์ผลที่ได้ ทั้งนี้เพื่อเป็นแนวทางในการประยุกต์ใช้เครื่องยนต์ปลดประจำการในงานด้านพลังงาน และต่อยอดสู่การใช้เชื้อเพลิงทางเลือกในอนาคต

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อบูรณะ และพัฒนาเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์จ Allison 250-C20B ซึ่งปลดประจำการจากเฮลิคอปเตอร์ ให้สามารถใช้เป็นต้นกำลังสำหรับเครื่องกำเนิดไฟฟ้าได้อย่างมีประสิทธิภาพ โดยมุ่งยกระดับระบบจ่ายเชื้อเพลิงแบบกลไกเดิมไปสู่ระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ที่สั่งงานด้วยไมโครคอนโทรลเลอร์ (Arduino Mega 2560) และตัวควบคุม PID เพื่อให้ปรับรอบเครื่องยนต์ได้ตามลักษณะโหลด และสตาร์ทอัตโนมัติได้รวดเร็วขึ้น กระบวนการดำเนินงานประกอบด้วย ถอดตรวจทำความสะอาดและประกอบเครื่องยนต์ใหม่ ติดตั้งเซนเซอร์สำคัญ เช่น N1/N2 RPM, TOT, แรงดันอุณหภูมิน้ำมัน, อัตราการไหลเชื้อเพลิง พร้อมระบบบันทึกข้อมูล SD Datalogger สร้างวงจรขับมอเตอร์ปั๊มเชื้อเพลิงไฟฟ้าและเขียนโปรแกรม PID ตามแนวทาง Ziegler-Nichols ทดสอบสมรรถนะบนไดนาโมมิเตอร์ Eddy-current Lanmax DW400 กำลังไม่เกิน 50 kW โดยเปรียบเทียบระบบเดิมและระบบใหม่ ภายใต้สถานะเดินเบา และโหลด 20–40 kW ผลการทดสอบระบบเดิมแสดงกำลังสูงสุด 49.38 kW ที่ 1,514 rpm และแรงบิด 311.66 N·m แต่มีอัตราการสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง 0.70 L/min และ TOT สูง 537–563 °C ในช่วงเดินเบา ภายหลังติดตั้งระบบอิเล็กทรอนิกส์ PID ค่าความคลาดเคลื่อนรอบ (steady-state error) ลดเหลือ 60–80 rpm ที่โหลด 20 และ 40 kW อัตราสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงต่อกำลังลดลง 4.5–7.3 % พร้อมประสิทธิภาพเชิงความร้อนที่ดีขึ้น สรุปได้ว่าการประยุกต์ระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ร่วมกับ PID ช่วยให้เครื่องยนต์ Allison 250-C20B ตอบสนองการเปลี่ยนโหลดได้แม่นยำ ลดอัตราการสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง และเพิ่มประสิทธิภาพโดยรวม แนวทางนี้จึงเหมาะสำหรับการดัดแปลงเครื่องยนต์ปลดประจำการเพื่อใช้งานเป็นต้นกำลังในงานผลิตไฟฟ้าขนาดกลาง-เล็ก และเป็นพื้นฐานสำหรับการพัฒนาต่อไปสู่เชื้อเพลิงทางเลือก เช่น ไฮโดรเจน หรือระบบควบคุมดิจิทัลเต็มรูปแบบในอนาคต.

Abstract

This research aims to refurbish and upgrade the Allison 250-C20B turboshaft engine, decommissioned from a helicopter, for use as a prime mover in a power generation system. The study focuses on converting the original mechanical fuel control system into an electronically controlled system utilizing a microcontroller (Arduino Mega 2560) and a PID controller, enabling variable-speed operation and automated engine start-up.

The methodology includes: disassembly, cleaning, and reassembly of the engine; installation of key sensors such as N1/N2 RPM, turbine outlet temperature (TOT), oil pressure and temperature, and fuel flow rate, along with a data acquisition system using an SD datalogger; design and implementation of a motor driver and electric fuel pump circuit with PID control based on the Ziegler–Nichols tuning method; and performance testing using a Lanmax DW400 eddy-current dynamometer (up to 50 kW), comparing the original and modified systems under idle and 20–40 kW load conditions. The original configuration delivered a maximum power of 49.38 kW at 1,514 rpm with 311.66 N·m torque, but showed high fuel consumption at 0.70 L/min and elevated TOT between 537–563 °C during idle. After integrating the PID-based electronic fuel control system, the steady-state speed error was reduced to 60–80 rpm under 20 and 40 kW loads. Fuel consumption per unit power decreased by 4.5–7.3%, and thermal efficiency improved. In conclusion, the implementation of an electronically controlled PID fuel system significantly enhanced engine responsiveness under varying loads, reduced fuel consumption, and improved overall efficiency. This approach demonstrates high potential for repurposing decommissioned turboshaft engines for small- to medium-scale power generation and provides a foundational platform for future developments, including alternative fuels like hydrogen and fully digital control systems.

กิตติกรรมประกาศ

โครงการวิจัยนี้ได้รับการสนับสนุนงบประมาณการทำวิจัยจากกองทุนสิ่งแวดล้อม มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

คณะผู้วิจัย

สารบัญ

หน้า

คำนำ.....	ก
บทคัดย่อ (ภาษาไทย).....	ข
บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ).....	ค
กิตติกรรมประกาศ.....	ง
สารบัญ.....	จ
บทที่	
1 บทนำ.....	1
2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง.....	4
2.1 ทฤษฎีเครื่องยนต์กังหันแก๊ส.....	4
2.2 เครื่องยนต์ Allison 250-C20B.....	10
2.3 การทดสอบสมรรถนะเครื่องยนต์ Allison 250-C20B.....	22
2.4 การสตาร์ทเครื่องยนต์ Allison 250-C20B.....	25
2.5 หลักการทำงานของเครื่องวัดที่เกี่ยวข้อง.....	26
2.6 PID Controller.....	35
2.7 ไดนาโมมิเตอร์.....	41
3 วิธีการดำเนินงานวิจัย.....	43
3.1 กล่าวนำ.....	43
3.2 ศึกษาหลักการทำงานของเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟ.....	44
3.3 สตาร์ทเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟด้วยระบบเดิม.....	53
3.4 ติดตั้งชุดลดความเร็วรอบเข้ากับไดนาโมมิเตอร์.....	55
3.5 ทดสอบเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิม.....	56
3.6 ติดตั้งอุปกรณ์ควบคุมปริมาณเชื้อเพลิง.....	58
3.7 สตาร์ทเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์.....	59
3.8 ทดสอบเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์กับไดนาโมมิเตอร์.....	61
3.9 เขียนโปรแกรมควบคุมการสตาร์ทอัตโนมัติ.....	61
3.10 ทดสอบการสตาร์ทอัตโนมัติ.....	64
3.11 เขียนโปรแกรมพื้นฐานควบคุมปริมาณการฉีดเชื้อเพลิงด้วยหลักการของ PID Controller.....	65
3.12 ทดสอบเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์กับไดนาโมมิเตอร์ โดยใช้ PID Controller.....	66

สารบัญ

	หน้า
4 ผลการทดสอบ.....	67
4.1 ผลการทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิม.....	67
4.2 ผลการทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์.....	70
4.3 ผลการทดสอบการสตาร์ทเครื่องยนต์อัตโนมัติ.....	74
4.4 ผลการทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิง ด้วยหลักการ PID Controller.....	75
4.5 การติดตั้งเครื่องกำเนิดไฟฟ้า 100 kVA.....	78
5 สรุปผลการวิจัย	82
รายการอ้างอิง.....	83
ประวัตินักวิจัย	84

บทที่ 1

บทนำ

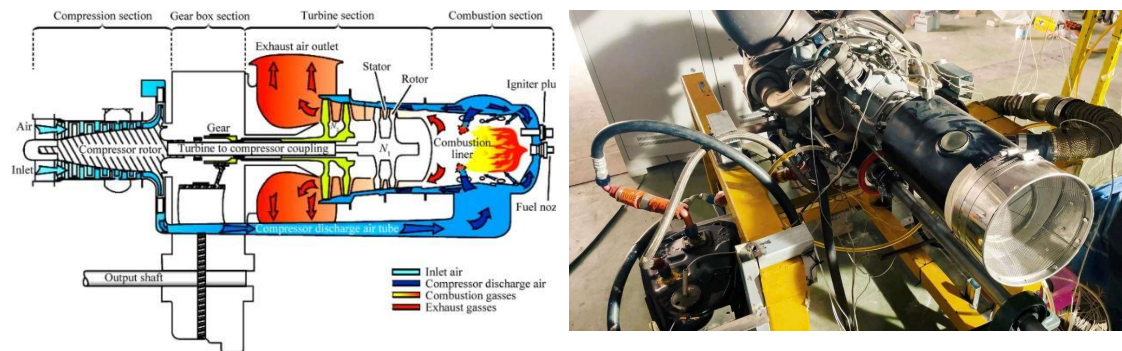
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

ด้วยสภาวะความผันผวนของราคาเชื้อเพลิงในปัจจุบัน ทำให้ต้นทุนการผลิตพลังงานสูงขึ้น และส่งผลให้ค่าไฟฟ้าสูงขึ้นตามไปด้วย พลังงานทดแทนจึงเป็นทางเลือกในการแก้ปัญหาดังกล่าว นอกจากนี้พลังงานทดแทนบางประเภทยังส่งผลดีต่อสิ่งแวดล้อมอีกด้วย อย่างไรก็ตาม หากต้องการส่งเสริมการใช้พลังงานทดแทน ปัญหาอันดับแรกคือต้องมีการลงทุนที่สูงมาก ยกตัวอย่างเช่น ชุดเครื่องกำเนิดไฟฟ้าขนาด 275 kW พลังงานแก๊สธรรมชาติ มีราคาสูงถึง 5.5 ล้านบาท ด้วยงบประมาณที่สูงมากนี้จึงเป็นอุปสรรค ในการส่งเสริมการพัฒนาอย่างจริงจัง

เครื่องยนต์ต้นกำลังในการผลิตกระแสไฟฟ้าที่สามารถทำงานได้อย่างต่อเนื่องตลอด 24 ชั่วโมง มีราคาค่อนข้างสูงมาก อย่างไรก็ตาม มหาวิทยาลัยเทคโนโลยี ซึ่งมีสาขาวิศวกรรมอากาศยาน ได้พบว่าเครื่องยนต์เก่าจากอากาศยานที่ปลดประจำการแล้ว ยังมีศักยภาพที่สูงมาก และ สามารถนำมาใช้เป็นเครื่องยนต์ต้นกำลังสำหรับผลิตกระแสไฟฟ้าได้ นั่นคือ โดยใช้เครื่องยนต์อากาศยาน ชนิด เทอร์โบชาร์ฟ รุ่น Allison 250-C20B ดังแสดงในรูปที่ 1.1 เป็นเครื่องยนต์ที่ติดตั้งกับเฮลิคอปเตอร์ Bell 206 และอากาศยานรุ่นอื่นๆ ซึ่งมีความนิยมใช้อย่างแพร่หลายทั่วโลก เครื่องยนต์นี้ให้กำลังสูงสุด 313 กิโลวัตต์ แสดงในตารางที่ 1.1 มีน้ำหนักเพียง 63 กิโลกรัม หากเป็นเครื่องยนต์ใหม่ราคาของเครื่องยนต์นี้สูงถึง 323,400 ดอลลาร์สหรัฐ (ประมาณ 11 ล้านบาท)

เครื่องยนต์อากาศยานเฮลิคอปเตอร์ เป็นเครื่องยนต์ในกลุ่ม กังหันแก๊ส (Gas Turbine) มีความโดดเด่นในเรื่องของความทนทาน ให้กำลังสูงแต่น้ำหนักเบา สามารถใช้เชื้อเพลิงได้หลากหลาย ทั้ง น้ำมันดีเซล น้ำมันก๊าด น้ำมันขยะ ไบโอดีเซล และ แก๊สธรรมชาติ ทั้งนี้ทางคณะวิจัยเองได้มีเครื่องยนต์อากาศยานชนิดนี้อยู่เป็นของสาขาวิศวกรรมอากาศยาน มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ซึ่งได้รับการสนับสนุนจากหน่วยงานภายนอก เป็นเครื่องยนต์ที่ปลดประจำการแล้ว ทางคณะวิจัยก็ได้เห็นความสำคัญต่อการใช้ประโยชน์จากเครื่องยนต์ที่ปลดประจำการนี้ นำมาใช้งานเพื่อให้เกิดประโยชน์สูงสุด โดยทำการบูรณะให้เครื่องยนต์สามารถกลับมาทำงานได้ตามปกติ และนำไปใช้ประโยชน์ในการผลิตกระแสไฟฟ้าด้วยพลังงานทดแทน โดยสามารถทำให้เครื่องยนต์สามารถเดินเบาได้เป็นระยะเวลามากกว่า 10 นาที เครื่องยนต์ที่บูรณะขึ้นต้นแล้วแสดงในรูปที่ 1.1

เพื่อให้สามารถผลิตกระแสไฟฟ้าได้อย่างมั่นคงต่อเนื่อง จึงเป็นเหตุผลที่ต้องจัดหางบประมาณในการซ่อมบำรุงเครื่องยนต์ จัดหาเครื่องกำเนิดไฟฟ้าและระบบเชื่อมต่อ เพื่อให้เกิดประโยชน์ในการสนับสนุนพลังงานทางเลือก มีความมั่นคงทางพลังงานมากขึ้น อีกทั้งยังทำให้มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี คงความเป็น Green University ต่อไป



รูปที่ 1.1 เครื่องยนต์ Allison 250 หลักการทำงาน(ซ้าย) เครื่องยนต์ที่ทำการบูรณะแล้ว(ขวา)

ตารางที่ 1.1 สมรรถนะของเครื่องยนต์ Allison 250-C20B

Output Shaft Torque Limits – 250-C20B, -C20F, -C20J, -C20W Engines						
lb ft	Torque (N·m)	psi	Pressure (kPa)	hp	Power at 100% N ₂ (kW)	Time Limit
430	(583)	119	(820)	—	—	16 sec
384	(521)	106	(731)	440	(328)	5 min (Takeoff)
384	(521)	106	(731)	440	(328)	30 min
384	(521)	106	(731)	440	(328)	Max Continuous*
323	(438)	89	(614)	370	(276)	Normal Cruise

NOTE: *This limit is FAA approved for continuous operation; but is authorized by the engine manufacturer only during one-engine-inoperative (O.E.I.) operation of multi-engine aircraft, and emergency engine operation.

ด้วยเหตุนี้งานวิจัยนี้ต้องการศึกษาพัฒนาระบบเชื้อเพลิงเดิมซึ่งเป็นระบบการทำงานแบบกลไก ให้เป็นระบบใหม่ด้วยการใช้ปั๊มน้ำมันเชื้อเพลิงของเครื่องยนต์ประยุกต์ใช้งานร่วมกับระบบอิเล็กทรอนิกส์เพื่อควบคุมการจ่ายเชื้อเพลิง จึงต้องมีการดัดแปลงระบบจ่ายเชื้อเพลิงใหม่ให้สามารถเพิ่ม-ลดความเร็วรอบ ที่สามารถปรับความเร็วรอบได้หลากหลายตามลักษณะการใช้งาน ด้วยการควบคุมการจ่ายเชื้อเพลิงให้กับเครื่องยนต์ด้วยหลักการของ PID controller กับไมโครคอนโทรลเลอร์(Arduino board) การสตาร์ทเครื่องยนต์ด้วยระบบสตาร์ทอัตโนมัติ เพื่อให้สามารถใช้งานเครื่องยนต์ กังหันก๊าซ Allison 250-C20B เป็นเครื่องกำเนิดไฟฟ้าสำรองได้ นอกจากนี้เชื้อเพลิงที่เป็นพลังงานทดแทนซึ่งมีค่า Heating Value ที่ต่างไปจากเชื้อเพลิงมาตรฐาน การมีระบบจ่ายเชื้อเพลิงที่มีระบบ PID จะช่วยให้สามารถจัดการกับเชื้อเพลิงพลังงานทดแทน โดยปรับอัตราการไหลเชื้อเพลิงให้เหมาะสมกับภาระการจ่ายไฟ

1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย

- 1.2.1 ซ่อมบำรุงให้เครื่องยนต์ Allison 250-C20B สามารถทำงานได้ต่อเนื่อง
- 1.2.2 ปรับปรุงเครื่องยนต์ Allison 250-C20B สามารถใช้พลังงานทางเลือกได้
- 1.2.3 เชื่อมต่อเครื่องกำเนิดไฟฟ้า และจ่ายไฟให้มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

1.3 คำถามที่ใช้ในการวิจัย

เครื่องยนต์ Gas Turbine ที่ใช้ในอุตสาหกรรมการผลิตไฟฟ้า สามารถใช้เชื้อเพลิงหลักเป็น ดีเซล และ แก๊สธรรมชาติ ในเครื่องเดียวกัน ขึ้นอยู่กับต้นทุนเชื้อเพลิง ณ เวลานั้นๆ แสดงให้เห็นว่า เครื่องยนต์ Gas Turbine มีความสามารถในการใช้เชื้อเพลิงที่หลากหลาย เนื่องจากเครื่องยนต์ Gas Turbine ใช้การเผาไหม้แบบแพร่กระจาย (Diffusion Combustion) ซึ่งสามารถใช้หลักการนี้ได้กับเชื้อเพลิงทุกประเภท อีกทั้งมีลักษณะโครงสร้างการทำงานเป็นการไหลแบบเปิด จึงสามารถระบายสิ่งตกค้างจากการเผาไหม้ออกจากเครื่องยนต์ได้ดีกว่าเครื่องยนต์ลูกสูบ

เครื่องยนต์แก๊สคอปเตอร์ เป็นเครื่องยนต์ Gas Turbine ชนิด Turboshaft ดังนั้นเครื่องยนต์นี้มีคุณลักษณะเด่นในการใช้เชื้อเพลิงได้หลายหลายดังเช่น Gas Turbine ทั่วไป จึงมีศักยภาพในการพัฒนาเป็นเครื่องกำเนิดไฟฟ้าสำหรับใช้พลังงานทดแทน

1.4 ขอบเขตของการวิจัย

- 1.4.1 เครื่องยนต์ต้นกำลังเป็น รุ่น Allison 250-C20B ใช้เชื้อเพลิงไบโอดีเซล B10
- 1.4.2 ไฟฟ้าที่ผลิตได้ใช้เป็นไฟสำรอง หรือ ใช้ในพื้นที่จำกัด (Off grid)
- 1.4.3 พิกัดเครื่องกำเนิดไฟฟ้า ตามครุภัณฑ์ที่สามารถจัดหาได้จากภายในมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับและหน่วยงานนำผลการวิจัยไปใช้ประโยชน์

- 1.5.1 ได้เครื่องกำเนิดไฟฟ้าพลังงานสะอาดต้นทุนต่ำ
- 1.5.2 ลดค่าใช้จ่ายการใช้พลังงานไฟฟ้าของมหาวิทยาลัย
- 1.5.3 ใช้กับงานไฟฟ้า มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

บทที่ 2

งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

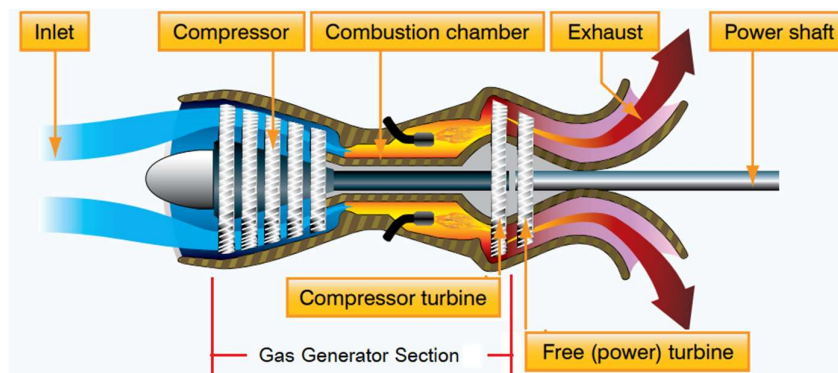
2.1 ทฤษฎีเครื่องยนต์กังหันแก๊ส

Gas Turbine Engine หรือ เครื่องยนต์กังหันแก๊ส เป็นเครื่องยนต์สันดาปภายในชนิดหนึ่ง ทำหน้าที่เปลี่ยนพลังงานจากเชื้อเพลิงให้เป็นพลังงานกลได้เช่นเดียวกับเครื่องยนต์ลูกสูบ พัฒนาการของเครื่องยนต์กังหันเริ่มจากใช้เชื้อเพลิงต้มน้ำให้เดือดเพื่อให้ไอน้ำร้อนพ่นไปที่กังหัน (Turbine) ทำให้กังหันสามารถสร้างกำลังเพื่อไปใช้ประโยชน์ ลักษณะนี้เรียกว่าเครื่องยนต์ Steam Turbine ซึ่งเป็นเครื่องยนต์สันดาปภายนอก

ในปี ค.ศ. 1900 เริ่มมีพัฒนาการใช้แก๊สร้อนจากไอเสียของเครื่องยนต์ลูกสูบ ทำให้กังหันหมุนเพื่อนำพลังงานไปหมุนเครื่องอัดอากาศ (Compressor) เรียกอุปกรณ์ชุดนี้ว่า Turbo-supercharger หรือ Turbocharger ซึ่งสามารถเพิ่มสมรรถนะเครื่องยนต์ลูกสูบได้ จากการที่สามารถประจุอากาศเข้ากระบอกสูบได้มากขึ้น ปี ค.ศ. 1926 Alan Griffith ได้เริ่มพัฒนาเครื่องยนต์กังหันแก๊สเพื่อนำพลังงานที่ได้ไปหมุนใบพัด (เรียกว่า เครื่องยนต์ Turbo-Propeller) เพื่อขับเคลื่อนเครื่องบิน ปี ค.ศ. 1932 Frank Whittle ได้นำแนวคิดเครื่องยนต์กังหันแก๊สของ Alan Griffith ไปใช้ในการขับเคลื่อนเครื่องบินโดยไม่ใช้ใบพัด แต่จะใช้ไอเสียพ่นออกที่ท่อท้ายเพื่อให้เกิดแรงขับ แนวคิดนี้เรียกว่าเครื่องยนต์ไอพ่น (Jet Engine) ซึ่งได้รับสิทธิบัตรในปี ค.ศ. 1932 และได้สร้างเสร็จในปี ค.ศ. 1937 และได้ติดตั้งกับเครื่องบิน ในปี ค.ศ. 1941 ในช่วงเวลาเดียวกันนั้นมีนักวิจัยอีกท่านหนึ่งคือ Hans von Ohain ได้สร้างเครื่องยนต์ไอพ่นสำเร็จในปี ค.ศ. 1936 และได้ติดตั้งกับเครื่องบิน ในปี ค.ศ. 1939 สำหรับเครื่องยนต์ Turboprop ได้พัฒนาอย่างต่อเนื่องภายใต้ชื่อ Rolls-Royce และติดตั้งกับเครื่องบินในปี ค.ศ. 1945 หลังจากนั้นเครื่องยนต์กังหันแก๊สได้มีการนำไปใช้อย่างแพร่หลายทั้งใช้ในการขับเคลื่อน เครื่องบิน เรือ และใช้เป็นต้นกำลังในการผลิตกระแสไฟฟ้า (เครื่องยนต์ Turboshaft)

กังหัน (Turbine) เป็นอุปกรณ์ที่สามารถเปลี่ยนพลังงานจากของไหลให้เป็นพลังงานกล เช่น กังหันลม (Wind Turbine) สามารถเปลี่ยนพลังงานจลน์เป็นพลังงานกล กังหันน้ำ (Water Turbine) สามารถเปลี่ยนพลังงานจลน์ของน้ำ (โดยเปลี่ยนจากพลังงานศักย์ของน้ำจากที่สูง) เป็นพลังงานกลเครื่องยนต์กังหันแก๊สจึงทำหน้าที่เปลี่ยนพลังงานจากแก๊ส (พลังงานอยู่ในรูปพลังงานภายในและพลังงานการไหล หรือ enthalpy) ไปเป็นพลังงานกลได้เช่นกัน ดังนั้นเครื่องยนต์กังหันแก๊สจึงต้องมีอุปกรณ์สร้างแก๊ส (ต้องเป็นแก๊สที่มีพลังงานสูง) เพื่อส่งไปให้กังหันทำงาน ชุดอุปกรณ์สร้างแก๊สนี้เรียกว่า Gas Generator

การสร้างแก๊สร้อนพลังงานสูงจำเป็นต้องมีการเผาไหม้เชื้อเพลิงในปริมาณมาก โดยหลักการเผาไหม้แล้วอากาศจะต้องมีมวลมากกว่าเชื้อเพลิงประมาณ 15 เท่า จึงมีความจำเป็นต้องเตรียมอากาศในปริมาณมากเพื่อให้เพียงพอต่อการเผาไหม้ดังนั้นการสร้างแก๊สจึงต้องอัดอากาศเข้าห้องเผาไหม้เครื่องยนต์อัดอากาศจะหมุนได้ต้องมีการใส่กำลังหากจะใช้กำลังจากจักรกลภายนอกอย่างมอเตอร์จะทำให้เกิดความยุ่งยากดังนั้นผู้ออกแบบจึงเลือกใช้กังหันนำไปติดตั้งหลังห้องเผาไหม้ เพื่อดักพลังงานส่วนหนึ่งต่อเพลากับขับเคลื่อนอัดอากาศ ดังนั้นชุด Gas Generator จึงประกอบไปด้วย Compressor Combustor และ Turbine พลังงานของแก๊สจากชุด Gas Generator จะส่งต่อไปยัง Power Turbine เพื่อสร้างกำลังต่อไป กำลังที่ได้จะนำไปขับเคลื่อนกำเนิดไฟฟ้าเพื่อผลิตไฟฟ้า หรือ ใช้ขับเคลื่อนใบพัดเพื่อใช้ในการขับเคลื่อนเรือและเครื่องบิน รูปที่ 1 แสดงส่วนประกอบของเครื่องยนต์ Gas Turbine ชนิด Turboshaft



รูปที่ 2.1 เครื่องยนต์ Gas turbine ชนิด Turboshaft

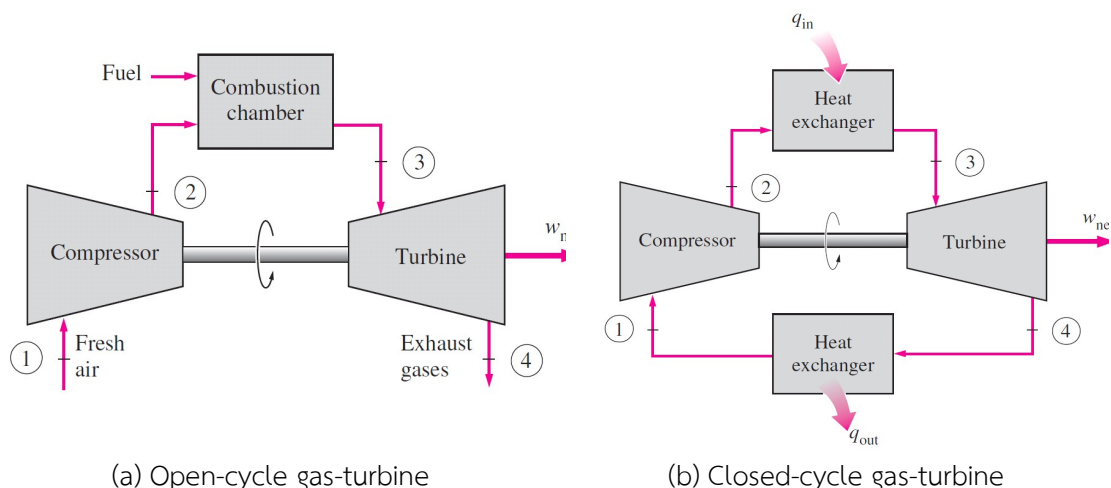
วัฏจักรเปิดของเครื่องยนต์ Gas Turbine เป็นวัฏจักรเปิด เพื่อความสะดวกในการวิเคราะห์ จึงจำลองให้เป็น วัฏจักรปิด (Closed Cycle) ด้วยการใช้สมมติฐานอากาศมาตรฐาน (Air-Standard Assumptions) โดยกระบวนการเผาไหม้ที่ความดันคงที่แทนที่ด้วย กระบวนการให้ความร้อนที่ความดันคงที่จากแหล่งภายนอก และ กระบวนการคายไอเสียถูกแทนที่ด้วย กระบวนการทิ้งความร้อนที่ความดันคงที่ออกสู่สิ่งแวดล้อมวัฏจักรอุดมคติที่ของไหลทำงานอยู่ภายใต้กระบวนการแบบปิดนี้คือ วัฏจักรเบรย์ตัน ซึ่งมีกระบวนการย้อนกลับได้ภายใน 4 กระบวนการดังนี้

1-2 Isentropic compression (in a compressor)

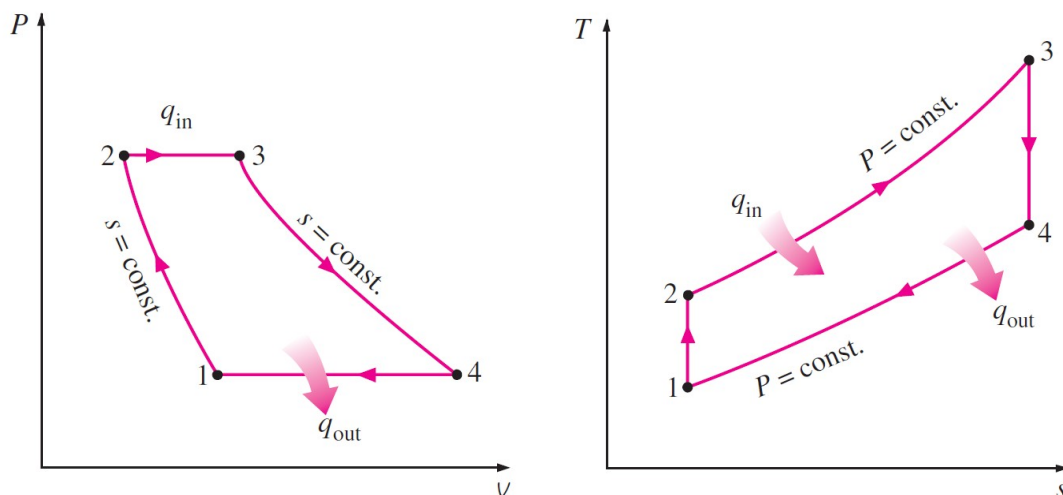
2-3 Constant-pressure heat addition

3-4 Isentropic expansion (in a turbine)

4-1 Constant-pressure heat rejection



รูปที่ 2.2 วัฏจักรเครื่องยนต์ Gas Turbine แบบเปิด (a) ถูกแทนที่ด้วย วัฏจักรเครื่องยนต์ Gas Turbine แบบปิด (b) หรือเรียกว่าวัฏจักรเบรย์ตัน



รูปที่ 2.3 วัฏจักร Brayton (a) กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความดันและปริมาตร (P-v Diagram)

(b) กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างอุณหภูมิกับเอนโทรปี (T-s Diagram)

กราฟ P-v และ T-s ของวัฏจักรเบรย์ตันอุดมคติ แสดงในรูปที่ 2.3 ทั้ง 4 กระบวนการสามารถพิจารณาได้ว่าเป็นกระบวนการไหลคงตัว (steady-flow processes) เนื่องจากเกิดขึ้นกับอุปกรณ์แบบไหลคงตัว (steady-flow device) นั่นคือ Compressor และเทอร์ไบน์ เมื่อไม่พิจารณาการเปลี่ยนแปลงพลังงานจลน์ และพลังงานศักย์ สมดุลพลังงานสำหรับกระบวนการไหลคงตัว

$$\dot{Q} - \dot{W} = \dot{m}\Delta h = \dot{m}c_p\Delta T \quad (2.1)$$

ประสิทธิภาพเชิงความร้อนของวัฏจักรเบรย์ตัน คือ

$$\eta_{th} = \frac{\dot{W}_{net}}{\dot{Q}_{in}} = \frac{\dot{W}_{turb} - \dot{W}_{comp}}{\dot{Q}_{in}} = \frac{\dot{m}c_p(T_3 - T_4) - \dot{m}c_p(T_2 - T_1)}{\dot{m}c_p(T_3 - T_2)} \quad (2.2)$$

จากความสัมพันธ์ isentropic

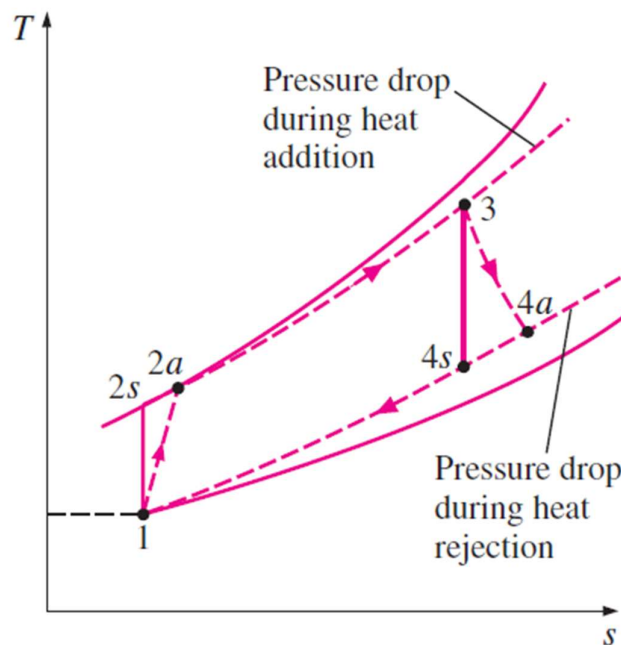
$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{v_1}{v_2}\right)^k = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (2.3)$$

จัดรูปสมการความสัมพันธ์ระหว่างความดันกับอุณหภูมิทำได้

$$\eta_{th,Brayton} = 1 - \frac{1}{r_p^{(k-1)/k}} \quad (2.4)$$

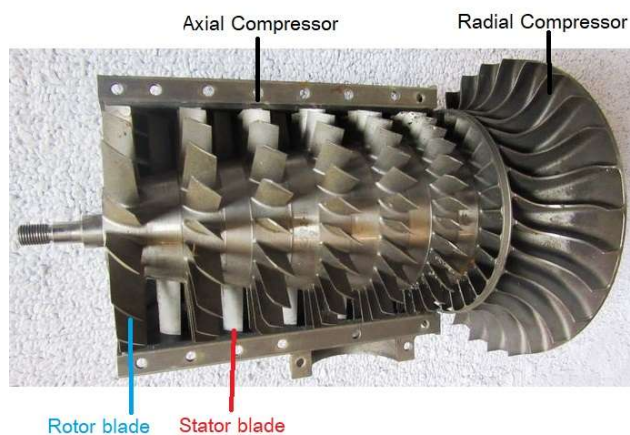
เมื่อ $r_p = P_2/P_1$ หรือ pressure ratio แสดงให้เห็นว่าประสิทธิภาพของเครื่องยนต์วัฏจักรเบรย์ตันเพิ่มขึ้นตามอัตราส่วนของความดันที่เพิ่มขึ้น ซึ่งก็คือความสามารถในการอัดอากาศของนั่นเอง ในทางปฏิบัติ วัฏจักรของเครื่องยนต์กังหันแก๊สจะมีความสูญเสียจากหลายประเด็นด้วยกัน เช่น การสูญเสียความร้อน แรง

เสียดทาน entropy เพิ่มขึ้น และมีการสูญเสียความดันการไหลเมื่อผ่านอุปกรณ์ต่างๆ ทำให้กราฟ T-s แสดงได้ดังนี้



รูปที่ 2.4 กราฟ T-s วัฏจักรจริง กังหันแก๊ส

Compressor มีความสำคัญมากต่อประสิทธิภาพเครื่องยนต์กังหันแก๊ส ปัจจุบัน Compressor สามารถสร้าง pressure ratio ได้มากถึง 60 ซึ่งติดตั้งบนเครื่องยนต์ GE9x โดยมีการอัดอากาศถึง 15 ชั้น (Stage) Compressor มีสองชนิดด้วยกันคือ Axial Compressor และ Radial Compressor ดังรูปที่ 2.5



รูปที่ 2.5 Compressor เครื่องยนต์ Allison 250 ประกอบไปด้วย Axial 6-stage และ Radial 1-stage

หลักการทำงานของ Compressor คล้ายกับพัดลม เมื่อพัดลมหมุนตีอากาศทำให้อากาศเคลื่อนที่ด้วยความเร็ว เพียงแต่ Compressor หมุนด้วยความเร็วสูงและสร้างความดันได้มากกว่า เมื่อ Rotor blade หมุนตีอากาศให้ไหลด้วยความเร็วสูงเมื่อผ่านรูปทรงของใบ Compressor ทั้ง Rotor และ Stator ที่มีทรงเป็นท่อลู่ออก (Diverge) ทำให้ความเร็วลดลง ความดันจึงเพิ่มขึ้น Axial compressor 1 stage สามารถเพิ่มความดันได้ประมาณ 1.1-1.2 เท่า ดังนั้น หากต้องการความดันสูงจึงต้องมีหลาย Stage สำหรับ Radial compressor อาจเรียกว่า Centrifugal compressor ใช้หลักการหมุนเหวี่ยงอากาศให้มีความเร็วสูงและอาศัยรูปทรงของใบที่เป็นท่อลู่ออกในการเพิ่มความดันเช่นกัน โดยทั่วไป 1 stage ของ Radial compressor สามารถเพิ่มความดันได้สูงถึง 4 เท่า การอัดอากาศของ compressor ทำให้ปริมาตรลดลง ความดันเพิ่มขึ้น และ อุณหภูมิเพิ่มขึ้น งานที่ให้กับ Compressor เท่ากับ Enthalpy ที่เปลี่ยนแปลง

$$w_{comp} = \Delta h = h_{exit} - h_{inlet} \quad (2.5)$$

สำหรับการทำงานจริง Compressor จะมีประสิทธิภาพลดลงจากอุดมคติจากการถ่ายเทความร้อนและแรงเสียดทาน ทำให้งานที่ใช้ขับ Compressor มากขึ้นกว่างานในอุดมคติ ดังนั้นประสิทธิภาพไอเซนโทรปิกจึงนิยามดังนี้

$$\eta_{com} = \frac{w_{isentropic}}{w_{actual}} \cong \frac{h_{2s} - h_1}{h_{2a} - h_1} = \frac{C_p(T_{2s} - T_1)}{C_p(T_{2a} - T_1)} \quad (2.6)$$

Turbine หรือ กังหัน สำหรับกังหันแก๊สนั้นจะรับพลังงานจากแก๊สร้อนจากการเผาไหม้ ซึ่งมีอุณหภูมิและความดันสูง เมื่อแก๊สผ่านกังหันกระบวนการที่เกิดขึ้นเป็นกระบวนการขยายตัว กล่าวคือเกิดปริมาตรเพิ่มขึ้น ทำให้ความดันลดลง และอุณหภูมิลดลง ค่า enthalpy ที่เปลี่ยนไปหลังจากผ่านกังหันแก๊สทำให้ได้งานออกมา

$$w_{turb} = \Delta h = h_{exit} - h_{inlet} \quad (2.7)$$

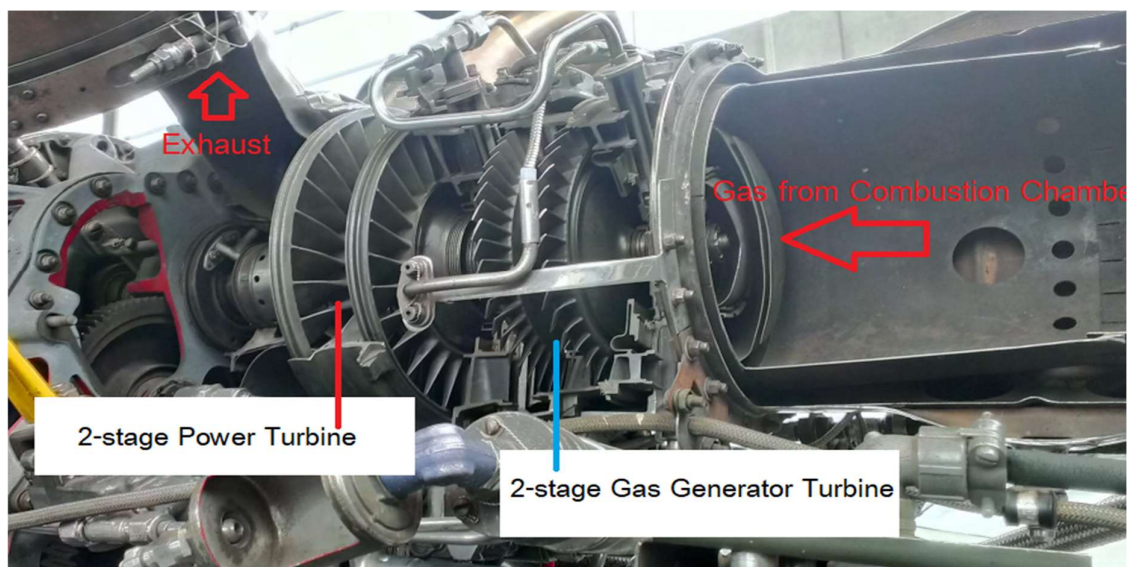
การที่กังหันหมุนได้นั้นเกิดได้จากสองหลักการด้วยกัน

- impulse turbine: ใช้โมเมนตัมของการไหลปะทะเข้ากับใบกังหัน ทำให้เกิดแรงหมุนกังหัน
- reaction turbine: การไหลของแก๊สที่ผ่านใบกังหันรูปทรง Airfoil ทำให้เกิดความแตกต่างความดัน จึงเกิดเป็นแรงอากาศพลศาสตร์ทำให้กังหันหมุน

รูปที่ 2.6 แสดง Turbine จะดักพลังงานส่วนหนึ่งจากการเผาไหม้ และส่งกำลังผ่านเพลามาหมุน compressor เรียกว่า Gas Generator Turbine พลังงานที่เหลือจากการเผาไหม้จะส่งต่อไปยัง Power Turbine เพื่อผลิตกำลัง

สำหรับการทำงานจริง Turbine จะมีประสิทธิภาพลดลงจากอุดมคติจากการถ่ายเทความร้อนและแรงเสียดทาน ทำให้งานที่ได้จาก Turbine น้อยกว่างานในอุดมคติ ดังนั้นประสิทธิภาพไอเซนโทรปิกจึงนิยามดังนี้

$$\eta_{turb} = \frac{w_{actual}}{w_{isentropic}} \cong \frac{h_3 - h_{4a}}{h_3 - h_{4s}} = \frac{T_3 - T_{4a}}{T_3 - T_{4s}} \quad (2.8)$$

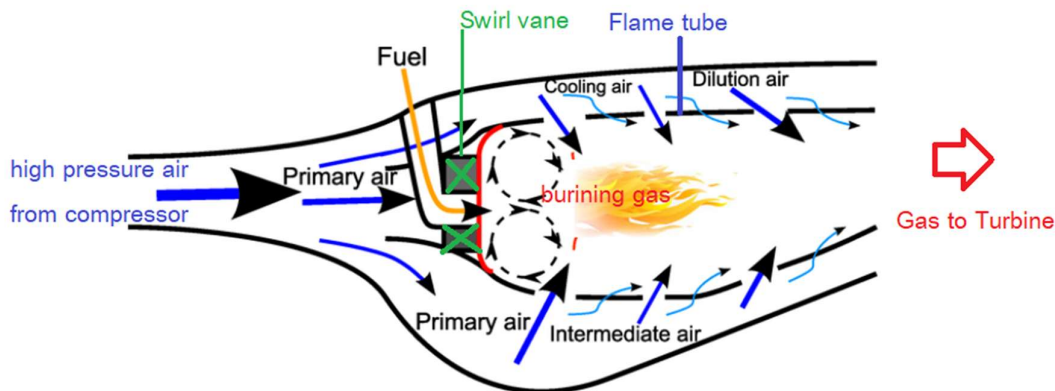


รูปที่ 2.6 เครื่องยนต์ Allison 250 มี 2-Stage Gas Generator Turbine และ 2-Stage Power Turbine

ห้องเผาไหม้ (Combustor หรือ Combustion Chamber) เป็นส่วนสำคัญที่ทำหน้าที่ปลดปล่อยพลังงานเคมีที่แฝงอยู่ในเชื้อด้วยการเผาไหม้ องค์ประกอบของการเผาไหม้คือ เชื้อเพลิง อากาศ และประกายไฟ ที่ห้องเผาไหม้จะมีการรับอากาศจาก compressor มีการฉีดเชื้อเพลิง และมีการจุดประกายไฟ ห้องเผาไหม้จะถูกแบ่งเป็น 2 ชั้น ดังรูปที่ 2.7 การเผาไหม้เกิดใน Flame tube ซึ่งอากาศจาก compressor ที่มีความดันและความเร็วสูงจะถูกจำกัดให้เข้าไปใน Flame tube ให้มีอัตราส่วนอากาศต่อเชื้อเพลิงที่เหมาะสม มีการลดความเร็วอากาศเพื่อป้องกันเปลวไฟดับ และยังมี Swirl vane ช่วยให้เกิดการไหลวน เพิ่มความสามารถในการผสมกันของเชื้อเพลิงกับอากาศ เปลวไฟที่เผาไหม้มีอุณหภูมิสูงมาก จึงมีการนำอากาศที่อยู่รอบ Flame tube เข้ามาลดความร้อนของเปลวไฟ ก่อนส่งแก๊สจากการเผาไหม้ไปยัง Turbine ความร้อนจากการเผาไหม้ประเมินได้ดังนี้

$$\dot{Q}_{in} = \dot{m}_f LHV \eta_c \quad (2.9)$$

เมื่อ LHV คือค่า Lower Heating Value ของเชื้อเพลิง และ η_c คือประสิทธิภาพการเผาไหม้



รูปที่ 2.7 การทำงานของ Combustion Chamber

2.2 เครื่องยนต์ Allison 250 -C20B

เครื่องยนต์ Allison 250 series เครื่องยนต์เทอร์โบชาฟ (Turboshaft Engine) เป็นก๊าซเทอร์ไบน์แบบ Free power turbine ที่มีการสันดาปภายใน ซึ่งมีข้อมูลพื้นฐานของเครื่องยนต์ (ดังตารางที่ 2.1 และ 2.2)

เครื่องยนต์จะมีการผสมผสาน Axial-centrifugal compressor, ห้องเผาไหม้เดี่ยว Single type combustor เป็นแบบ “can” , Gas producer turbine มี 2 stage, Power turbine มี 2 stage, ชุดเกียร์ขับ Accessory gearbox จะทดรอบของ Gas producer turbine และ Power turbine

ส่วนประกอบหลักและหลักการทำงานของเครื่องยนต์ (Major Assemblies) ชุดอัดอากาศ (Compressor Assembly) ชุดห้องเผาไหม้ (Combustion Assembly) ชุดเทอร์ไบน์ (Turbine Assembly) ชุดเกียร์ (Accessory Gearbox Assembly) ดังแสดงในรูปที่ 2.9 ภาพตัดขวางของเครื่องยนต์ (Engine Cutaway Schematic) Allison 250-C20B

สามารถแบ่งเป็นส่วนของอุณหภูมิได้ 2 ส่วน คือ ส่วนเย็น (Cold Section) ประกอบด้วย ชุดอัดอากาศ Compressor และชุดเกียร์ Accessory Gearbox Assemblies ส่วนร้อน (Hot Section) ประกอบด้วย ชุดห้องเผาไหม้ Combustion และชุดเทอร์ไบน์ Turbine Assemblies



Model 250-C20B/J

รูปที่ 2.8 เฮลิคอปเตอร์ Bell 206B, Allison 250-C20B Engine (ที่มา: Rolls-Royce Corporation, 2007)

ตารางที่ 2.1 ข้อมูลพื้นฐานเครื่องยนต์ Allison 250-C20B (ที่มา : Type certificate data sheet No.E4CE, 2007)

Basic Engine Specifications	
Model 250	C20B/J
Weight	158 lbs
Power / weight ratio	2.7:1
Airflow	3.45 lb/sec
Pressure ratio	7.1:1
Design speeds @ 100% rpm	
Power output shaft	6,016 rpm
Gas producer rotor	50,970 rpm
Power turbine rotor	33,290 rpm
Fuels	JP-4, JP-5, ASTM-1655, Type A, A1, B
Oils	MIL-L-7808, MIL-L-23699 and subsequent revision

ตารางที่ 2.2 ประสิทธิภาพของเครื่องยนต์ Allison 250-C20B (ที่มา : Rolls-Royce Corporation. 2001[3])

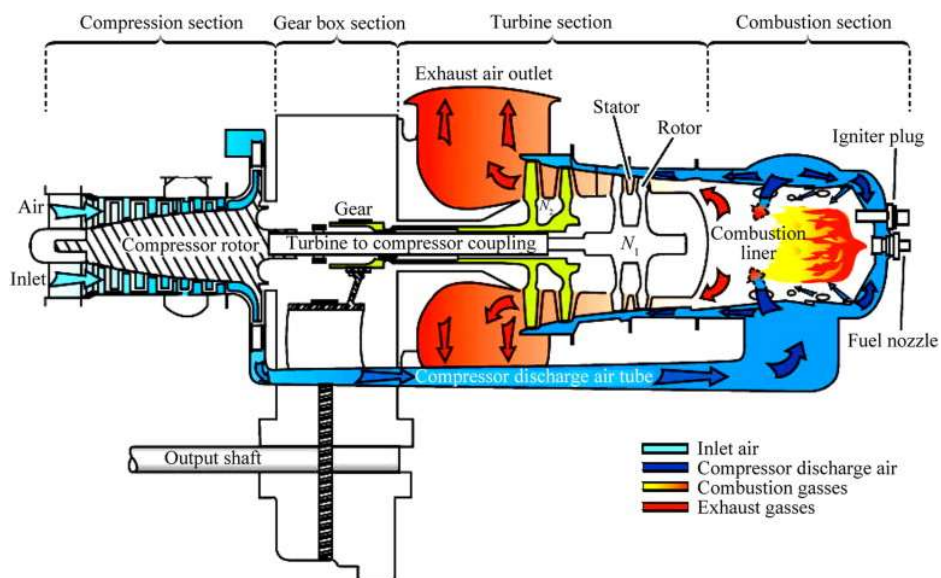
Allison Engine Company

250-C20 SERIES OPERATION AND MAINTENANCE

Table 2

Performance Ratings - Normal Operation-250-C20B, -C20J Engines

Rating	Shaft Power (min) <u>hp (kW)</u>	Jet Thrust (est) <u>lb (N)</u>	Gas Producer <u>rpm (est)</u>	Output <u>Shaft rpm</u>	Specific Fuel Cons. (max) <u>lb/shp-hr (mg/W·h)</u>	Measured Rated Gas Temp (Max) <u>°F (C°)</u>	Max Allowable Output Shaft Torque <u>ft-lb (N·m)</u>
<u>Standard Static Seal Level Conditions</u>							
Takeoff (5 min)	420 (313)	42 (187)	53000	6016	0.650 (395.38)	1490 (810)	384 (521)
Normal Cruise	370 (276)	38 (169)	51200	6016	0.650 (395.38)	1360 (738)	323 (438)
Cruise A	333 (248)	36 (160)	50160	6016	0.665 (404.50)	-- --	323 (438)
Cruise B	278 (207)	32 (142)	48800	6016	0.709 (431.27)	-- --	323 (438)
Ground Idle	35 max (26)	10 (44)	33000	4500-6300	70 lb/hr (31.75 kg/h)	700- (372- 900 482)	-- --



รูปที่ 2.9 ภาพตัดขวางของเครื่องยนต์ (Engine Cutaway Schematic) Allison 250-C20B

(ที่มา : Allison Company. 1996) [4]

ชุดเครื่องอัดอากาศ (Compressor Assembly) ประกอบไปด้วย

1. คอมเพรสเซอร์ส่วนหน้า (The compressor front support assembly)
2. คอมเพรสเซอร์ส่วนที่หมุน (The compressor rotor assembly)
3. คอมเพรสเซอร์ส่วนที่อยู่กับที่ (The compressor case assembly)
4. คอมเพรสเซอร์ดีฟิวเซอร์ (The compressor diffuser assembly)

คอมเพรสเซอร์ส่วนหน้า ทำด้วยวัสดุ Stainless Steel ทำหน้าที่ดูดและอัดอากาศเข้า อากาศเข้าโดยทางเข้าจะมีตัวละลายน้ำแข็ง (Anti-icing) จะใช้ขณะที่ทำการบินโดยถูกควบคุมจากนักบิน เมื่อทำการบินสูง อุณหภูมิจะลดลงตามลำดับความสูง (Appendix ที่ 1 Properties of standard atmosphere) โดยใช้ความร้อนจากเครื่องยนต์ ในส่วนของ Compressor rotor ที่ทำการอัดอากาศ มาผ่านทางเข้าของอากาศคอมเพรสเซอร์ส่วนหน้า จึงทำให้ทางเข้าของอากาศสามารถไหลเข้าได้อย่างปกติ

คอมเพรสเซอร์ส่วนที่หมุน (The compressor rotor assembly) ทำด้วยวัสดุ Stainless Steel จะผสมผสานกันกับ Compressor rotor และ Axial-centrifugal โดยมี Compressor rotor 6 stages กับ 1 Centrifugal stage

คอมเพรสเซอร์ส่วนที่อยู่กับที่ (The compressor case assembly) ทำด้วยวัสดุ Stainless Steel ประกอบไปด้วยส่วน upper case และ lower case จะมีใบคอมเพรสเซอร์ส่วนที่อยู่กับที่ อยู่ 5 stages ที่เรียกกันว่า Compressor vane / Compressor stator จะทำให้การอัดอากาศได้ดีขึ้น แม้ในสภาวะที่มีความดันอากาศต่ำ

คอมเพรสเซอร์ดีฟิวเซอร์ (The compressor diffuser assembly) ทำด้วยวัสดุ Stainless Steel ทำงานโดยเอาอากาศจากภายนอก ไกล่กับศูนย์กลาง โดย Impeller ซึ่งทำมาจากโลหะอลูมิเนียมอัลลอยด์ Impeller จะหมุน และ เหวี่ยงอากาศไปจากศูนย์กลางของ Compressor เพิ่ม ความเร็วของอากาศ Centrifugal Compressor อากาศความเร็วสูงจาก Impeller ไหลผ่าน Diffuser ซึ่งจะเปลี่ยนความเร็วสูงพลังงานจลน์เป็นความเร็วต่ำ และ Pressure เพิ่มขึ้น Diffuser ยังเป็นช่องทางส่งอากาศ ไปยัง Compressor Manifold ซึ่ง ทำหน้าที่เป็นวงแหวนรับอากาศด้วยความเร็ว และ Pressure ของอากาศที่เหมาะสมกับการเผาไหม้ที่ห้องเผาไหม้ของเครื่องยนต์ (Allison Company. 1996) [4]

ชุดห้องเผาไหม้ (Combustion Assembly) ประกอบด้วย Combustion outer case และ combustion liner

โครงห้องเผาไหม้ชั้นนอก (Combustion outer case) จะเป็นห้องเผาไหม้ ทำด้วยวัสดุ Stainless Steel โดยจะมี ช่องสำหรับการตรึงกลับของเชื้อเพลิงขณะที่เผาไหม้ไม่หมด, มีช่องสำหรับใส่ Fuel nozzle, Spark igniter เพื่อในการ ฉีดเชื้อเพลิง และการจุดระเบิด

ห้องเผาไหม้ชั้นใน (Combustion liner) จะเป็นห้องเผาไหม้ที่อยู่ภายในของ Combustion outer case อีกที ลักษณะเป็นรูรอบๆ case โดยที่ Fuel nozzle, Spark igniter จะต่อเข้าร่วมกันเพื่อในการฉีดเชื้อเพลิง และการจุดระเบิดภายในห้องเผาไหม้ (Allison Company. 1996)[4]

ชุดกังหัน (Turbine Assembly) เป็นส่วนที่สร้างกำลังให้กับเครื่องยนต์ โดยมีส่วนประกอบหลักอยู่ 2 ส่วน ดังนี้

(1) กังหันสร้างแรงดันก๊าซ (Gas producer turbine) จะมี turbine 2 stages โดยเพลลาจะต่อตรงเข้ากับ compressor rotor ซึ่งทำให้ compressor rotor หมุนเป็นวัฏจักร

(2) กังหันส่งกำลังออก (Power turbine) จะมี turbine 2 stages เป็น Free turbine โดยเพลลาจะต่อตรงเข้ากับชุดเกียร์ Accessory Gearbox และส่งกำลังออกมาทาง Power Output Shaft โดยที่ Power Output Shaft จะนำกำลังไปต่อใช้งาน เช่น เฮลิคอปเตอร์ โดยเข้าสู่ชุด Transmission และส่งกำลังออกไปทางใบเบรต (Blade rotor) (Allison Company. 1996)[4]

ชุดเกียร์อุปกรณ์เสริม (Accessory Gearbox Assembly)

ชุดเกียร์อุปกรณ์เสริม (Accessory Gearbox) เป็นส่วนประกอบโครงสร้างหลักของเครื่องยนต์ โดยจะรองรับทั้ง compressor และ turbine assembly เพื่อเชื่อมเข้าด้วยกัน โดย accessory gearbox จะถูกยึดเข้ากับตัวโครงสร้างของอากาศยานหรือแท่นยึดเครื่องยนต์ Engine mounting pads. ทำด้วยวัสดุ Magnesium alloy casting(Allison Company. 1996) [4]

Accessory Gearbox จะทำหน้าที่และรองรับอุปกรณ์ดังต่อไปนี้

ชุดเกียร์ที่ต่อจาก Power turbine ทำหน้าที่ลดความเร็วเครื่องยนต์ จาก 33,290 RPM ที่ power turbine rotor = 6,016 RPM ที่ตัวส่งกำลัง (Power output shaft)

(1) Torque meter จะรวมค่าการวัดที่ได้จากกำลังเครื่องยนต์ ออกมาเป็นแรงดันของน้ำมันเครื่อง

(2) ขับ Power turbine governor

(3) วัดรอบของ power turbine tachometer generator(N2)

ชุดเกียร์ที่ต่อจาก Gas producer

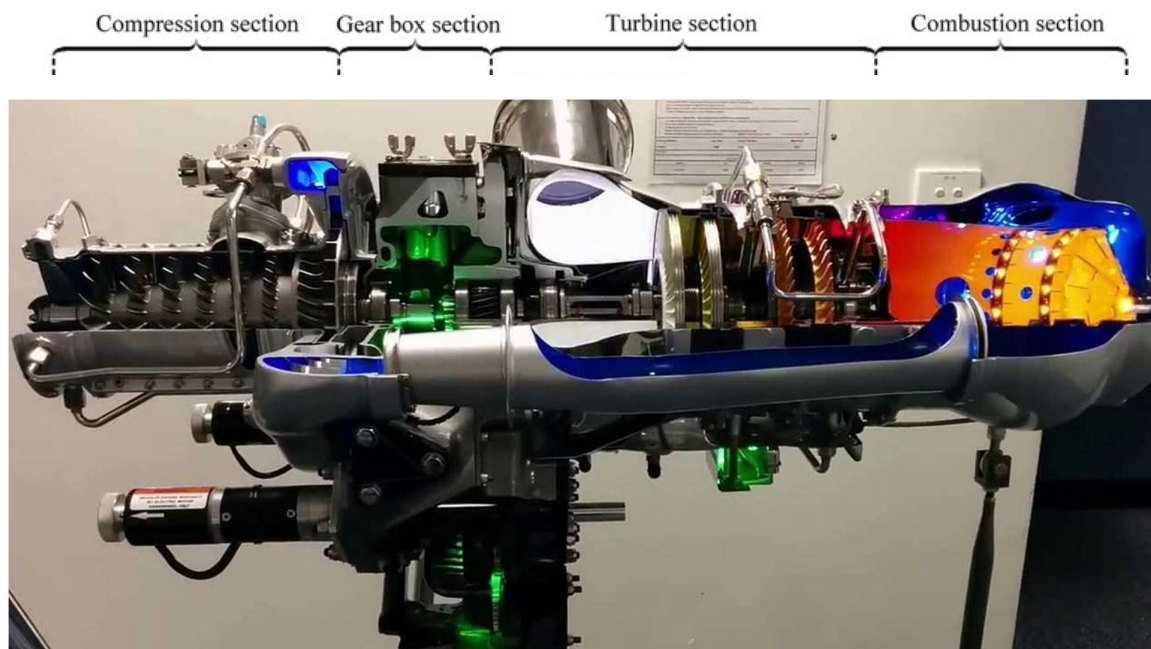
(1) ขับปั๊มน้ำมันเครื่อง oil pump

(2) ขับปั๊มน้ำมันเชื้อเพลิง Fuel pump

(3) ขับตัวควบคุมเชื้อเพลิง Gas producer fuel control

(4) วัดรอบของ gas producer tachometer generator(N1)

(5) ขับ Starter-generator



รูปที่ 2.10 แสดงระบบและอุปกรณ์ภายในเครื่องยนต์ Allison 250-C20B

(ที่มา: <https://www.youtube.com/watch?v=jl5lqEPw1C4>)

Accessories Location ตำแหน่งอุปกรณ์สำคัญ

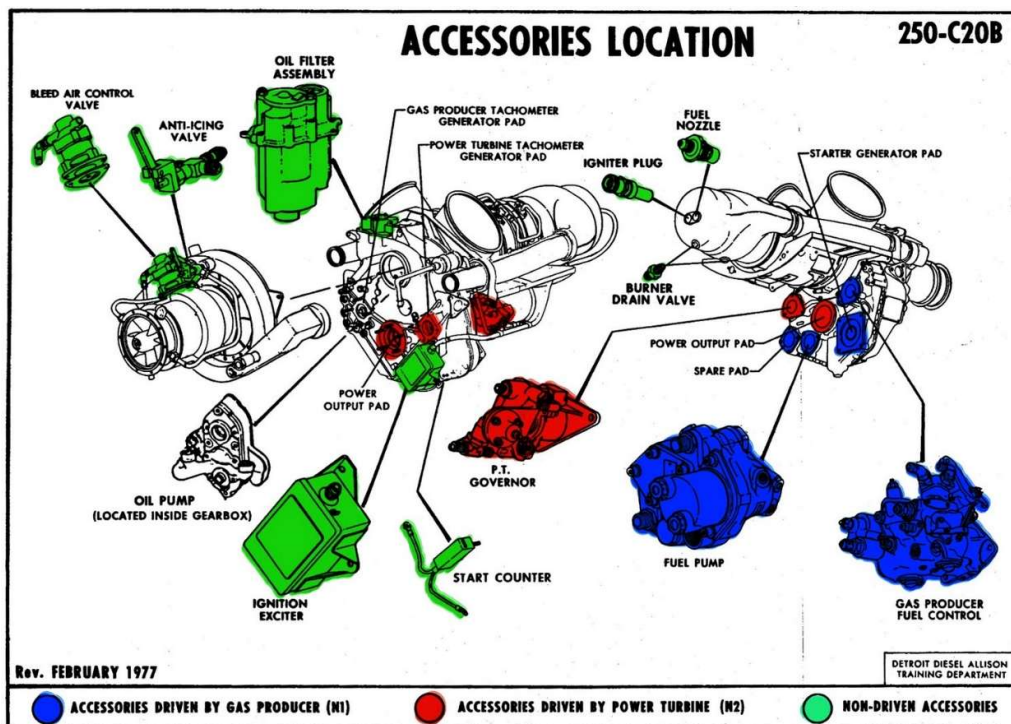
มีทั้งอุปกรณ์ที่ต้องการแรงขับจากเครื่องยนต์ และอุปกรณ์ ไม่ต้องการแรงขับจากเครื่องยนต์ อุปกรณ์ จะถูกติดตั้งไปกับตัวชุดเกียร์ (Accessory Gearbox) และหมุนด้วยชุดเกียร์ Gas producer หรือชุดเกียร์ Power turbine และอุปกรณ์เหล่านี้ถูกการตั้งค่ามาจากบริษัทผู้ผลิตเรียบร้อยแล้ว ดังรูปที่ 2.11 ตำแหน่ง อุปกรณ์ Accessories Location. (Allison Company. 1996)[4]

อุปกรณ์ที่ขับโดย ชุดเกียร์ Gas producer

1. Gas producer tachometer generator
2. Single element fuel pump assembly
3. Starter-Generator
4. Gas producer fuel control
5. Oil pump assembly

อุปกรณ์ที่ขับโดย ชุดเกียร์ Power turbine

1. Power turbine governor
2. Power turbine tachometer generator



รูปที่ 2.11 ตำแหน่งอุปกรณ์ Accessories Location(ที่มา: Allison Company. 1996) [4]

Gas producer tachometer generator เป็นเครื่องวัดความเร็วรอบโดยสร้างเป็นไฟฟ้ากระแสสลับ (ac-generator) ออกมา ด้วยความถี่ที่เป็นฟังก์ชันของ Gas producer turbine rotor(N1) RPM จะส่งเป็นความถี่แล้วแสดงผลตรงมาตรงวัดเป็นความเร็วรอบ N1 RPM

Single element fuel pump assembly เป็นปั๊มน้ำมันเชื้อเพลิงมีแกนเดียว (One spur gear type pump) ที่ต่อเข้ากับ Accessory Gearbox จะมี กรอง (filter), กรองวาล์วทางแยก(filter bypass valve), วาล์วปรับแรงดัน (pressure regulator valve) การทำงาน น้ำมันเชื้อเพลิงไหลเข้าทางปั๊ม และผ่านกรองก่อนเข้าสู่ชุดเกียร์ปั๊ม (gear element) กรองวาล์วทางแยก จะยอมให้ เชื้อเพลิงไหลผ่านก็ต่อเมื่อ กรองเกิดอุดตัน จะถูกวนกลับมาทางเข้าของชุดเกียร์ปั๊ม ผ่านวาล์วปรับแรงดันที่รักษาการไหลของแรงดันน้ำมันเชื้อเพลิง

Starter-Generator ใช้เป็น DC มอเตอร์ (Motor) ทำหน้าที่หมุนเครื่องย่นระหว่างการสตาร์ทและทำหน้าที่เป็นเครื่องปั่นไฟ (Generator) เป็น DC Generator เพื่อปั่นไฟไปใช้งานทั้งในเฮลิคอปเตอร์ และ ชาร์จแบตเตอรี่

Gas producer fuel control and Power turbine governor ควบคุมระบบเชื้อเพลิง ให้ความเร็วของ Governing ของ Power turbine และป้องกันความเร็วรอบของ Gas producer turbine rotor เกินระบบควบคุมเชื้อเพลิงจะถูกกำหนดจาก N1 และ N2 RPM, Compressor จะปล่อยแรงดัน ตรงตำแหน่งของ Twist grip และ Collective เพื่อควบคุม รักษา การไหลของเชื้อเพลิง ไม่ให้เกินที่กำหนด

Power turbine tachometer generator เป็นเครื่องวัดความเร็วรอบโดยสร้างเป็นไฟฟ้า กระแสสลับ (ac-generator) ออกมา ด้วยความถี่ที่เป็นฟังก์ชันของ Gas producer turbine rotor(N2) RPM จะส่งเป็นความถี่แล้วแสดงผลตรงมาตรงวัดเป็นความเร็วรอบ N2 RPM

ส่วนประกอบอื่นๆของเครื่องยนต์ (Other Assemblies)

ระบบหล่อลื่น (Lubrication System) เป็นแบบอ่างน้ำมันเครื่องแยก (Dry sump type) โดยแยกออกจากตัวเครื่องยนต์ และระบบระบายความร้อนด้วยน้ำมันเครื่อง (Oil cooler) อาศัยการไหลของอากาศ ภายนอกเข้าผ่านแผงระบายความร้อน การหล่อลื่นหล่อลื่นในส่วนของ Gas producer bearing, Power turbine rotor bearing และชุดเกียร์ของ Power output shaft bearing

Oil pump จะเป็นลักษณะของการปั๊มด้วยชุดเกียร์ จะมีการกรองด้วย Oil filter, Filter bypass valve, Pressure regulating valve. จะอยู่ตำแหน่งส่วนบนของเครื่องยนต์ แรงดันน้ำมันหล่อลื่น อยู่ในช่วง 115-130 psig สามารถปรับในส่วนของ Pressure regulating valve ได้(Allison Company. 1996)[4]

ระบบลมจากเครื่องอัดอากาศ (Compressor Bleed Air System) อากาศร้อน หรือลมร้อนที่ได้จากเครื่องยนต์ซึ่งเป็นอากาศสะอาดโดย Bleed air จะถูกนำเข้าไปใช้งานต่างๆ เช่น เพิ่มอุณหภูมิในห้องโดยสาร ห้องนักบิน ขณะที่ทำการบินที่มีอากาศหนาวเย็น โดยนำลมร้อนไปผสมกับอากาศปกติ ในทางเทคนิคของกระบวนการทำงานของเครื่องยนต์ Bleed Air จะช่วยป้องกันการไม่ดูดอากาศของ Compressor หรือเรียกอีกอย่างว่าป้องกัน Compressor Stall และ Compressor surge. (Allison Company. 1996)[4]

ระบบสร้างประกายไฟ (Ignition System) ระบบการจุดระเบิดหรือสร้างประกายไฟ จะทำการจุดระเบิดภายในห้องเผาไหม้ Combustion liner เกิดการจุด (Ignition) เมื่อมีเชื้อเพลิงที่ผสมอากาศมาแล้ว จึงจะเกิดการเผาไหม้โดยระบบการจุดระเบิด มีอุปกรณ์อยู่ 3 องค์ประกอบ คือ

- i. Low tension capacitor discharge ignition exciter assembly
- ii. Spark igniter lead
- iii. shunted surface gap spark igniter โดยจะใช้แหล่งจ่ายไฟ 28 Vdc แต่ช่วงที่ Ignition Exciter รับผิดชอบได้ 14-30 Vdc (Allison Company. 1996)[4]

ระบบวัดอุณหภูมิ (Temperature Measurement System) ใช้ Thermocouple ในการวัดค่าอุณหภูมิ มี 4 ชุดการวัด และจะรวมออกมาเพียง 1 เส้น ตำแหน่งการวัด อยู่หลัง Gas producer turbine

rotor ทางออกของก๊าซร้อน โดยการรวมทั้ง 4 ชุดแล้วทำการเฉลี่ยค่าออกมา เรียกว่า Turbine outlet temperature (T.O.T) แล้วส่งค่าไปที่ TOT Indicator (Allison Company. 1996)[4]

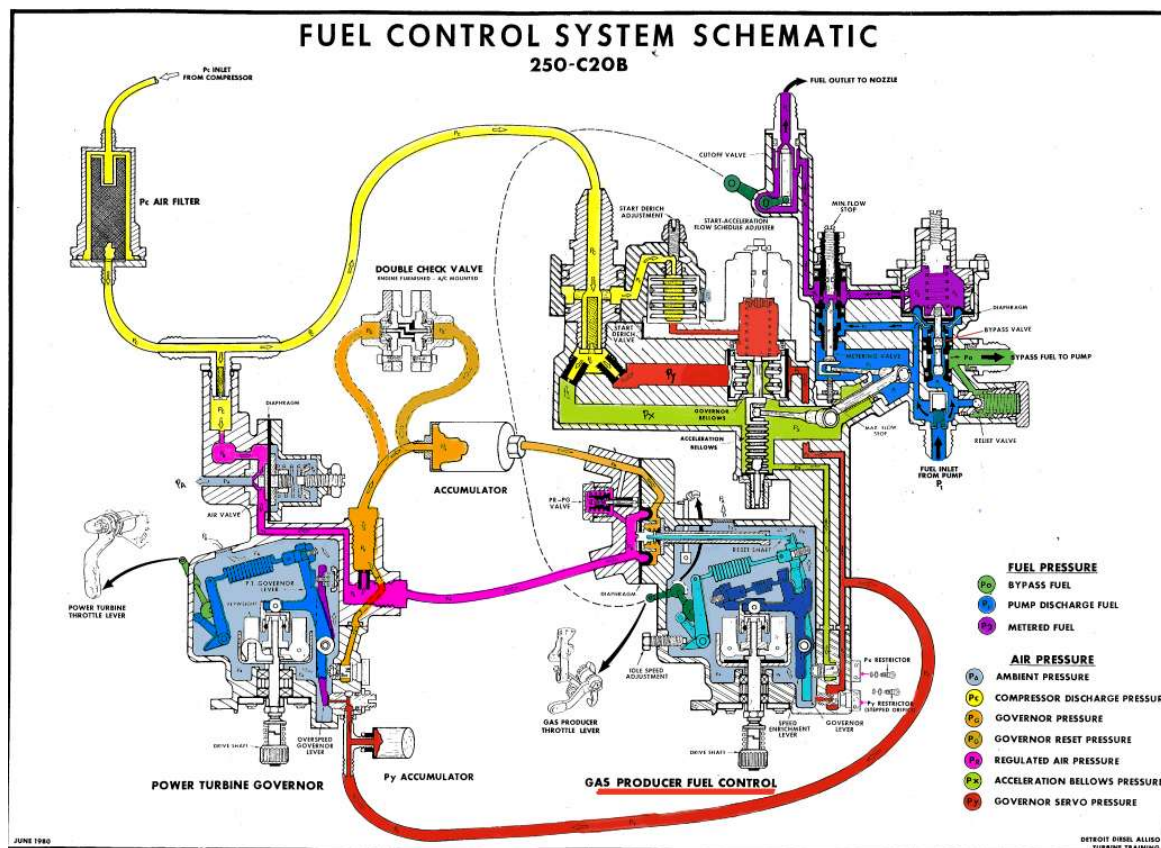
ระบบเชื้อเพลิง (Fuel System) บ่งบอกถึงระบบเชื้อเพลิงลำดับต่อไปนี้

1. Fuel Pump and Filter Assembly อยู่ด้านล่างของ accessory gearbox assembly.
2. Gas Producer Fuel Control อยู่ด้านล่างขวาของ accessory gearbox assembly.
3. Power Turbine Governor อยู่ด้านล่างซ้ายของ accessory gearbox assembly.
4. Fuel Nozzle อยู่ตรงกลางด้านหลังของ Combustion outer casing.
5. Burner Drain Valve อยู่ด้านล่างของ Combustion outer casing.

เชื้อเพลิงที่สามารถใช้ได้ คือ MIL-T-5624F, JP-4, JET A-1 หรือ เกรดอื่นที่มีการรับรอง สามารถดูสเปคได้ที่ *Operation and Maintenance Manual*[3]

ปั๊มน้ำมันเชื้อเพลิง (Fuel Pump) ลักการทำงานรับเชื้อเพลิงจากถังเก็บเชื้อเพลิงเพื่อเพิ่มแรงดันที่เพียงพอต่อการทำงานของเครื่องยนต์และรับเชื้อเพลิงเกินบายพาส (Bypass fuel; P_0) ออกจาก Gas producer fuel control โดยปั๊มจะทำงานด้วยกลไกที่ต่อเข้ากับชุดเฟืองของเครื่องยนต์และจะมีชุดเกียร์ (Driven gear) ทำหน้าที่ในการดูดเชื้อเพลิงจึงสามารถเรียกปั๊มชนิดนี้ว่า Fuel driven pump ได้เช่นกัน

ระบบเชื้อเพลิงเริ่มจากปั๊มเชื้อเพลิง(Fuel pump) ทำการดูดเชื้อเพลิงจากถังแล้วส่งไปยัง Gas producer fuel control เรียกทางเข้านี้ว่า Fuel inlet from pump; P_1 เชื้อเพลิงจะถูกส่งไปยัง Gas producer fuel control เมื่อมีการสั่งการด้วยการเพิ่มหรือลด Gas producer lever เชื้อเพลิงจึงถูกจ่ายไปยังหัวฉีด (Fuel nozzle) จึงทำให้เครื่องยนต์เกิดการเผาไหม้และหมุนทำงานเป็นวัฏจักร Gas producer fuel control นี้จะเป็นตัวควบคุมรอบเครื่องยนต์ในส่วนของ Compressor turbine (N_1) ทั้งนี้ จะทำงานร่วมกับ Power turbine governor จะทำงานด้วยการควบคุมความดันจาก Compressor discharge pressure; P_c เพื่อนำความดันนี้ไปดำเนินการจ่ายเชื้อเพลิงให้กับเครื่องยนต์ โดยให้รอบเครื่องยนต์ทั้ง Compressor turbine (N_1) และ Power turbine (N_2) สัมพันธ์กันเพื่อป้องกันความเร็วรอบเกิน (Over speed) ระบบการจ่ายเชื้อเพลิงนี้จึงเป็นระบบที่ใช้ Pneumatic มาควบคุมปริมาณการจ่ายเชื้อเพลิง แสดงดังรูปที่ 2.12 แผนผังระบบควบคุมเชื้อเพลิง (250-C20B)

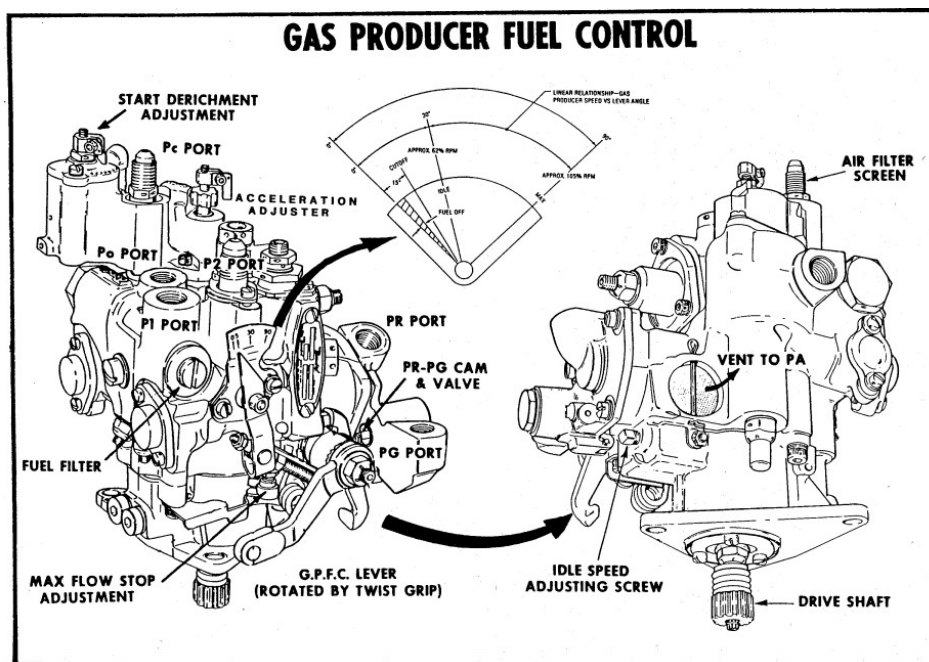


รูปที่ 2.12 แผนผังระบบควบคุมเชื้อเพลิง(250-C20B) (ที่มา: Allison Company. 1996)[4]

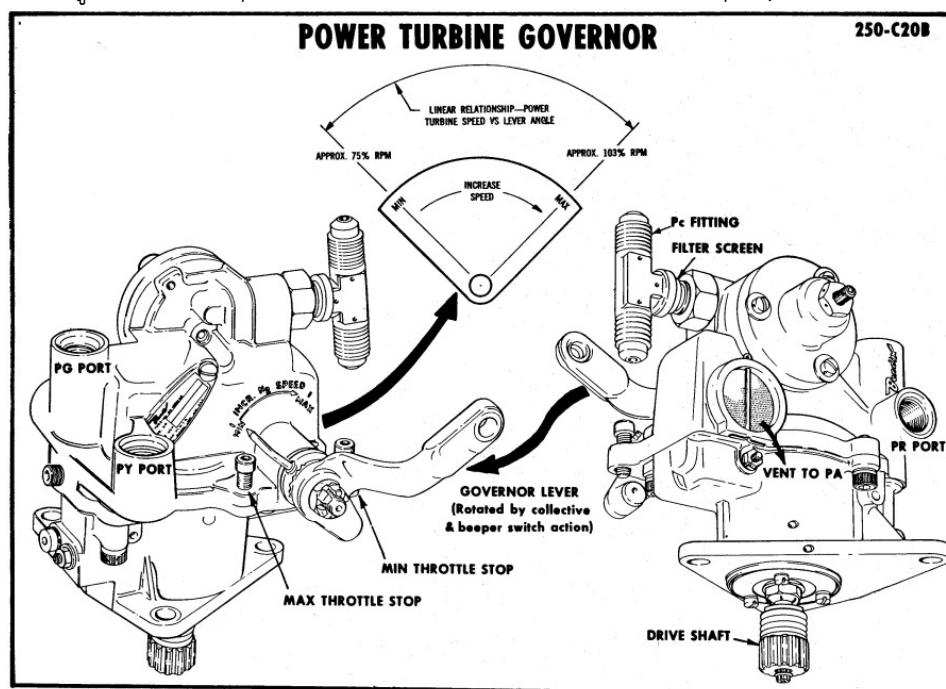
อุปกรณ์ควบคุมการจ่ายเชื้อเพลิง (Gas Producer Fuel Control) Gas Producer Fuel Control แสดงดังรูปที่ 2.13 Gas producer fuel control จะถูกขับเคลื่อนด้วยชุดเกียร์ (Accessory gearbox) หลักการทำงานอุปกรณ์ควบคุมการจ่ายเชื้อเพลิง Gas producer throttle lever เป็นตัวควบคุมการเพิ่มหรือลด เพื่อให้เกิดความดันที่แตกต่างกันภายในของ P_x และ P_y เมื่อทำการเพิ่ม throttle lever จะทำให้ Governor lever ปิด P_y restrictor ทำให้มีความดันในส่วนของ P_y เพิ่มขึ้น จึงทำให้ Metering valve ทำการเปิดให้ปริมาณเชื้อเพลิงไปยังหัวฉีดเพิ่มขึ้น ในขณะเดียวกันเมื่อไม่มีการเพิ่มหรือลด throttle lever ตัว Flyweight จะหมุนเข้าสู่ตำแหน่งความเร็วปกติ (On speed) แสดงดังรูปที่ 2.12 แผนผังระบบควบคุมเชื้อเพลิง(250-C20B) ทำให้ Speed enrichment lever และ Governor lever เปิดออกจาก P_x , P_y restrictor จึงทำให้มีความดัน $P_x = P_y = P_A$ เมื่อมีความดันเท่ากันก็จะทำให้การฉีดเชื้อเพลิงคงที่ และยังทำหน้าที่เปิด-ปิดการจ่ายเชื้อเพลิงด้วยตัว Cutoff valve

อุปกรณ์ควบคุมเทอร์ไบน์สร้างกำลัง (Power Turbine Governor) Power Turbine Governor แสดงดังรูปที่ 2.14 Power Turbine Governor จะถูกขับเคลื่อนด้วยชุดเกียร์ (Accessory gearbox) หลักการทำงานช่วยเสริมการทำงานของ Gas Producer Fuel Control ให้ระบบการจ่ายเชื้อเพลิงสมบูรณ์ และเปลี่ยนแปลงการจ่ายเชื้อเพลิงเพื่อรักษาความเร็วภายใต้สภาวะโหลดทั้งหมดตามที่ต้องการ ควบคุมความเร็วของ Power

turbine ด้วยตัว Flyweight เมื่อความเร็วของ Power turbine เริ่มสูงขึ้น Flyweight ก็จะกางออกทำให้ตัว Over speed governor lever เปิด Py restrictor ทำให้ความดันของ Py ลดลงจึงทำให้ความเร็วของ Power turbine ความเร็วรอบไม่เกิน



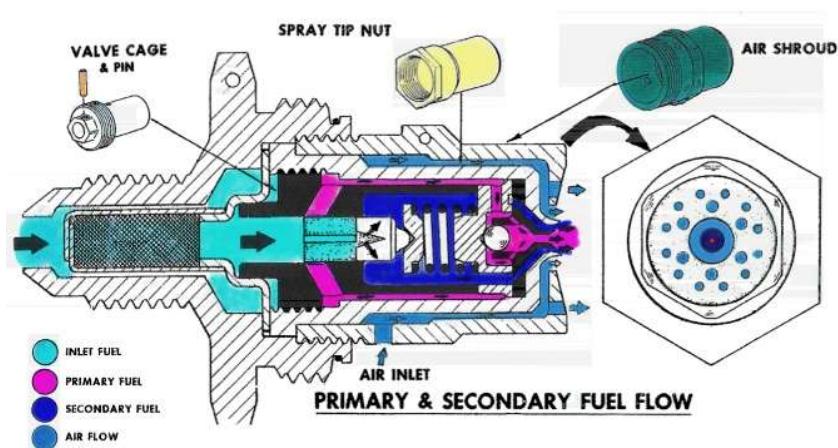
รูปที่ 2.13 Gas producer fuel control (ที่มา: Allison Company. 1996)[4]



รูปที่ 2.14 Power Turbine Governor (ที่มา: Allison Company. 1996)[4]

หัวฉีดเชื้อเพลิง (Fuel Nozzle) หัวฉีดน้ำทันเชื้อเพลิง(Fuel Nozzle) เป็นแบบเดี่ยว ทำหน้าที่ฉีดละอองของเชื้อเพลิงแบบละเอียด โดยมีการออกแบบและปรับสำหรับการสตาร์ทเครื่องยนต์ รวมถึงการกระจายตัวในห้องเผาไหม้ ในหัวฉีดเชื้อเพลิงมีกรองเศษสกปรก โลหะ อีกหนึ่งขั้นก่อนการฉีดเชื้อเพลิง และหัวฉีดถูกออกแบบป้องกันการฉีดน้ำมันเชื้อเพลิงขณะการดับเครื่องยนต์นั้นคือเมื่อดับเครื่องยนต์โดยการ ปิดตำแหน่งของ Gas producer fuel control lever (G.P.F.C. Lever) มีตำแหน่ง 0

หลักการทำงานฉีดเชื้อเพลิงเข้าห้องเผาไหม้ หัวฉีดทำงานอยู่ 3 ลักษณะ (no fuel flow ทำงานเมื่อไม่มีแรงดันของเชื้อเพลิง, primary fuel flow ทำงานเมื่อแรงดันเชื้อเพลิงอยู่ระหว่าง 30-150 psi, primary and secondary fuel flow ทำงานเมื่อแรงดันเชื้อเพลิงมากกว่า 150 psi) แสดงดังรูปที่ 2.15 Fuel Nozzle



รูปที่ 2.15 Fuel Nozzle (ที่มา: Allison Company. 1996)[4]

Accumulator & Double Check Valve ถูกติดตั้งระหว่าง Power turbine governor และ Governor reset section ของ Gas producer fuel control, ทำหน้าที่รองรับการสั่นสะเทือนของแรงบิดที่พบใน rotor system ของ helicopter แสดงดังรูปที่ 2.22 แผนผังระบบควบคุมเชื้อเพลิง (250-C20B)

Burner Drain Valve อยู่ตำแหน่งด้านล่างของ Combustion outer casing จะทำหน้าที่เป็นวาล์วเปิดปิดเพื่อเดรนน้ำมันออก แต่เมื่อมีความดันภายใน Combustion chamber ตัว Burner drain valve ก็จะปิดด้วยแรงสปริง และเมื่อเครื่องยนต์หยุดทำงาน หรือ ภายในห้อง Combustion chamber ไม่มีความดัน Burner drain valve ก็จะถูกเปิดเพื่อป้องกันน้ำมันเชื้อเพลิงตกค้างภายใน Combustion outer casing

2.3 การทดสอบสมรรถนะของเครื่องยนต์ Allison 250-C20B

ตัวแปรสมรรถนะที่เกี่ยวข้องกับเครื่องยนต์กังหันแก๊สมีหลายตัวแปรด้วยกัน ดังต่อไปนี้

Specific Fuel Consumption

$$S.F.C. = \frac{F.F.}{S.H.P} \quad (2-10)$$

Shaft Horsepower (Power)

$$S.H.P = \frac{TORQUE \times N2 \times 0.18071}{5252} \quad (2-11)$$

เมื่อ

S.F.C. = Specific Fuel Consumption (หน่วย lb/hr/shp)

F.F. = Fuel Flow(หน่วย lbs/hr)

S.H.P. = Shaft Horsepower (หาได้จากรูปที่ 2.26 กราฟแสดงประสิทธิภาพ

กำลังของเครื่องยนต์ Estimated Performance), (หน่วย hp ; horsepower)

TORQUE = ค่าแรงบิด (หน่วย ft-lbs)

N2 = Power Turbine RPM (หน่วย RPM)

0.18071 = เป็นอัตราทดรอบของชุดเกียร์

5252 = เป็นค่าที่ได้จากสมการ (2-27)

(ที่มา: Allison Company. 1996)[4]

ความสัมพันธ์ หว่าง กำลัง(Power) กับ แรงบิด(Torque) ที่ความเร็วรอบใดๆ

$$P = T\omega \quad (\text{watt}) \quad (2-12)$$

$$= 2\pi n_{rps} \quad (\text{rad/s}) \quad (2-13)$$

$$= \frac{2\pi n_{rpm}}{60} \quad (\text{rad/s}) \quad (2-14)$$

ความสัมพันธ์ระหว่าง กำลังและแรงบิด ในหน่วย วัตต์ (watt)

จะได้
$$P = \frac{2\pi T n_{rpm}}{60} \quad (\text{watt}) \quad (2-15)$$

เมื่อ

P = กำลัง; power (Watt)

T = แรงบิด; torque or moment (N.m)

ω = angular velocity (rad/s)

π = 3.14...

n_{rps} = จำนวนการหมุน 1 รอบ ต่อ วินาที; *revolutions per second* (rps, 1/s)

n_{rpm} = จำนวนการหมุน 1 รอบ ต่อ นาที; *revolutions per minute* (rpm, 1/min)

ความสัมพันธ์ระหว่าง กำลังและแรงบิด ในหน่วย แรงม้า (hp; horse power)

จากสมการ (2-15) แปลงสมการ ให้อยู่ในหน่วยของ แรงม้า

$$\text{Power}(\text{hp}) \times 746 = \text{Power}(\text{watt})$$

$$= \frac{T(N.m) \cdot \omega \left(\frac{\text{rad}}{\text{s}} \right)}{746}$$

$$= \left(\frac{T \times 1.3558(\text{ft-lb}) \cdot (2\pi n_{rpm})}{60 \times 746} \right)$$

$$= T \times n_{rpm} \times 1.90397 \times 10^{-4} \quad ; T \text{ หน่วย } \text{ft-lb}_f$$

เพราะฉะนั้น

$$P = \frac{T n_{rpm}}{5252} \quad (\text{hp}) \quad (2-16)$$

เมื่อ

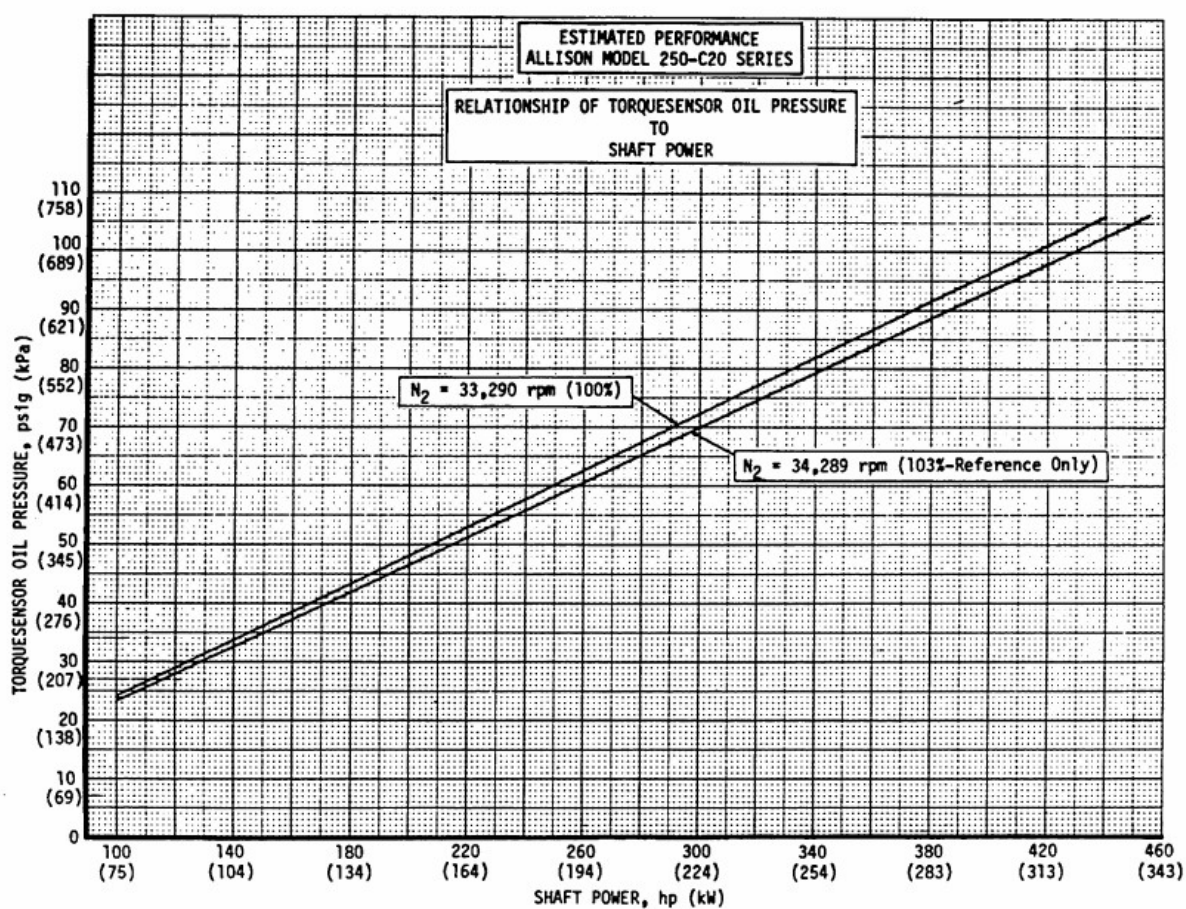
P = กำลัง; power (hp)

T = แรงบิด; torque (ft-lb_f)

1 hp = 746 watt

1 N.m = 1.3558 ft-lb_f

1 ft-lb_f = 0.7376 N.m



รูปที่ 2.16 กราฟแสดงประสิทธิภาพกำลังของเครื่องยนต์ Estimated Performance

(ที่มา : Rolls-Royce Corporation. 2001)[3]

จากรูปที่ 2.16 กราฟแสดงประสิทธิภาพกำลังของเครื่องยนต์ Estimated แสดงถึงค่าประมาณที่แสดงในส่วน of เครื่องวัด Torquesensor ในอากาศยานเพื่อบ่งบอกถึงกำลังของเครื่องยนต์ ณ ขณะนั้น

2.4 การสตาร์ทเครื่องยนต์ Allison250-C20B

ขั้นตอนการสตาร์ท สำหรับยี่ห้อ (CECO หรือ Bendix system)

1. Throttle อยู่ตำแหน่ง FUEL OFF และ สวิตช์ทุกตัว OFF
2. Aircraft collective pitch (load) อยู่ตำแหน่งต่ำที่สุด
3. เปิดระบบเชื้อเพลิง
4. เปิดระบบไฟฟ้า
5. สตาร์ทเครื่องยนต์

-ก่อนทำการสตาร์ทเครื่องยนต์ อุณหภูมิ TOT ต้องไม่เกิน 150°C

-ให้ทำการเปิด Startor และ Ignition exciter

-ขณะสตาร์ท Throttle อยู่ตำแหน่งปิดเชื้อเพลิง จนกว่าได้ความเร็วรอบของ N1 เท่ากับ 12-15% N1 ให้ทำการเร่ง Throttle ให้อยู่ตำแหน่ง IDLE (30°) แสดงดังรูปที่ 2.13 Gas producer fuel control เมื่อเชื้อเพลิงไหลจะสามารถสังเกตเห็นว่า Fuel flow เริ่มมีการเพิ่มขึ้น

ข้อควรระวัง

>>>ถ้าเกิดไฟไหม้ให้ทำการลด Throttle ให้อยู่ตำแหน่งปิดเชื้อเพลิง และปิดระบบเชื้อเพลิง

>>>ไม่ควรเร่ง Throttle เมื่อ ความเร็วรอบ N1 ต่ำกว่า 12% N1 จะส่งผลให้อุณหภูมิในห้องเผาไหม้ และจะทำให้ TOT สูงเกิน Limit

>>>ความเร็วของ N2 จะต้องเริ่มหมุนก่อนความเร็วของ N1 จะถึง 25% N1 ถ้าไม่หมุนให้ทำการดับเครื่องยนต์ทันที

-ขณะสตาร์ทต้องดู Oil pressure ว่าแรงดันของน้ำมันเครื่องเพิ่มขึ้นหรือไม่เพราะว่าถ้าแรงดันไม่ขึ้นจนถึงความเร็วรอบ IDLE N1 ให้ทำการดับเครื่องยนต์ทันที เนื่องจากจะทำให้เกิดความเสียหายต่อ Rotor bearings ได้

-De-energize ของ Startor และ Ignition exciter เมื่อความเร็วรอบถึง 58% N1

-เครื่องยนต์จะทำงานที่ความเร็วรอบ IDLE N1 เท่ากับ (59-65% N1) และเครื่องยนต์จะพร้อมใช้งานได้เมื่อ 25-60 วินาทีหลังจากที่เครื่องยนต์ De-energize

- TOT ควรอยู่ช่วง $427 \pm 38^{\circ}\text{C}$ และไม่เกิน 810°C

6.การใช้งานเครื่องยนต์

-ทำการเร่ง Throttle ให้อยู่ตำแหน่ง FULL (90 °) เป็นการเปิด Cutoff valve ให้เชื้อเพลิงไปยังหัวฉีดได้เต็มที่ แต่ต้องปรับ Governor ร่วมกับ Throttle ด้วยเนื่องจากเป็นอุปกรณ์ที่ปรับเปลี่ยนแรงดัน Pneumatic เพื่อควบคุมปริมาณการจ่ายเชื้อเพลิง แสดงดังรูปที่ 2.13 Gas producer fuel control และรูปที่ 2.14 Power Turbine Governor ตามลำดับ

7.ขั้นตอนการดับเครื่องยนต์

-ลด Throttle ให้อยู่ตำแหน่ง IDLE (30 °)

-ควบคุมความเร็วรอบ N1 ให้อยู่ในช่วง 59-65% N1 เป็นเวลา 2 นาที ก่อนดับเครื่องยนต์ (เพื่อให้อุณหภูมิสะสมของเครื่องยนต์ลดลง ถ้าดับเครื่องยนต์ที่มีอุณหภูมิสูงจะทำให้ Turbine First stage wheel rim เสียหายได้)

- Throttle ให้อยู่ตำแหน่ง Fuel off เครื่องยนต์จะลดความเร็วรอบลงเรื่อยๆจนกว่าจะหยุด

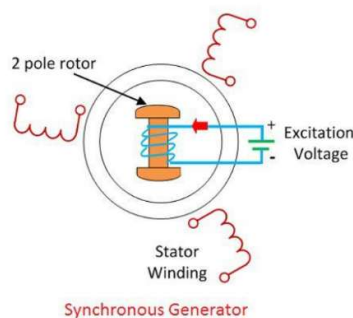
TOT จะเริ่มลดลงเรื่อยๆ

-ใช้ Starter ในการช่วยในการลดอุณหภูมิในห้องเผาไหม้ได้โดยการ เปิด Switch starter เพื่อให้ Starter ช่วยในการระบายความร้อนสะสมได้

2.5 หลักการทำงานของเครื่องวัดที่เกี่ยวข้องกับการควบคุมเครื่องยนต์

2.5.1 อุปกรณ์วัดรอบเครื่องยนต์ Gas producer tachometer generator(N1) และ power turbine tachometer generator(N2)

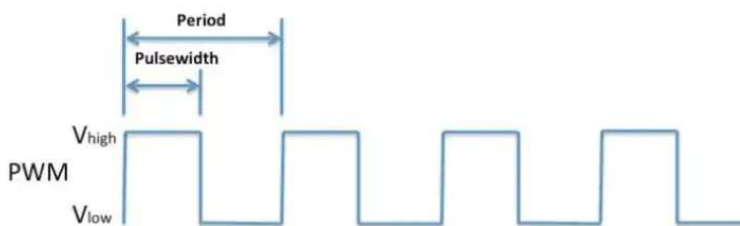
วิธีการวัดรอบของเครื่องยนต์



รูปที่ 2.17 แสดงอุปกรณ์ภายในของ Globe Motors

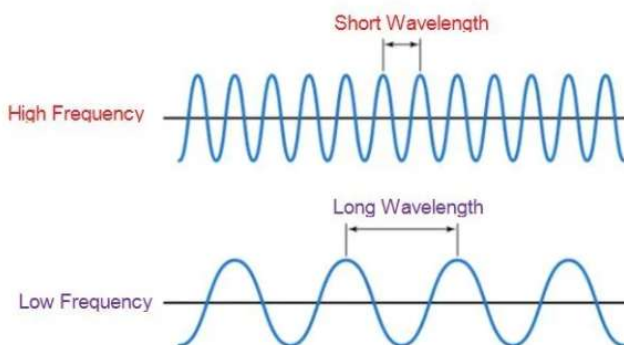
-Globe motor จะส่งสัญญาณออกมาเป็นรูปแบบพัลส์ (Pulse) โดยเกิดจากแม่เหล็กหมุนวน ตัดกับขดลวด โดยด้านที่ตัดกับขดลวดจะมีแรงดันไฟฟ้าออกมา และส่วนที่ไม่สัมผัสกับขดลวดจะไม่มีแรงดันไฟฟ้าออกมา แสดงดังรูปที่ 2.17 แสดงอุปกรณ์ภายในของ Globe Motors

-คลื่นสัญญาณพัลส์ (PWM Wave) เป็นคลื่นสัญญาณแบบ Analog ที่ทำให้เราสามารถนำมาแปลงเป็นสัญญาณ Digital ได้ โดยสัญญาณที่สร้างออกมาจะสลับกันระหว่าง เปิด(HIGH) กับปิด (LOW) ซึ่งช่วงเวลาที่สัญญาณเป็นเปิด เมื่อเทียบกับช่วงเวลาที่สัญญาณออกมาทั้งหมด เรียกช่วงเวลานี้ว่าความกว้างของสัญญาณ (Pulse width) เมื่อครบช่วงการทำงานจะเรียกว่ารอบ (Period) แสดงดังรูปที่ 2.18 แสดงรูปแบบสัญญาณ Pulse Wave



รูปที่ 2.18 แสดงรูปแบบสัญญาณ Pulse Wave

-ความถี่ (Frequency) คือปริมาณที่บ่งบอกจำนวนครั้งที่เหตุการณ์เกิดขึ้นในช่วงเวลาหนึ่ง โดยจะมีลักษณะเป็นสัญญาณแกว่งขึ้นลงจะนับเป็นหนึ่งคาบ (Time period) ตามรูปที่ 2.19 แสดงรูปแบบสัญญาณของ Frequency และจะได้ความสัมพันธ์เป็นความถี่จะเป็นส่วนกลับของคาบ



รูปที่ 2.19 แสดงรูปแบบสัญญาณของ Frequency

การหา RPM จาก Globe Motor ด้วยบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล Arduino เมื่อได้สัญญาณพัลส์มาจาก Globe Motor แล้วจากนั้นจะเข้าความสัมพันธ์ตามสมการที่ 2-18 แสดง

ความสัมพันธ์ระหว่าง RPM และ Pulse โดยค่า PPR หรือ Pulse per revolution นั้นจะหาออกมาจากบอร์ด Arduino โดยใช้เทคนิคคำสั่ง Interrupt และ millis ในการรับค่าสัญญาณในช่วงเวลาสั้นๆ ซึ่งในตัวบอร์ด Arduino มีฟังก์ชันในการรับสัญญาณพัลส์ในตัวอยู่แล้ว โดยความสัมพันธ์ระหว่าง RPM และ Pulse

$$RPM = \frac{60}{Pulse\ Period \times PPR} \quad (2-17)$$

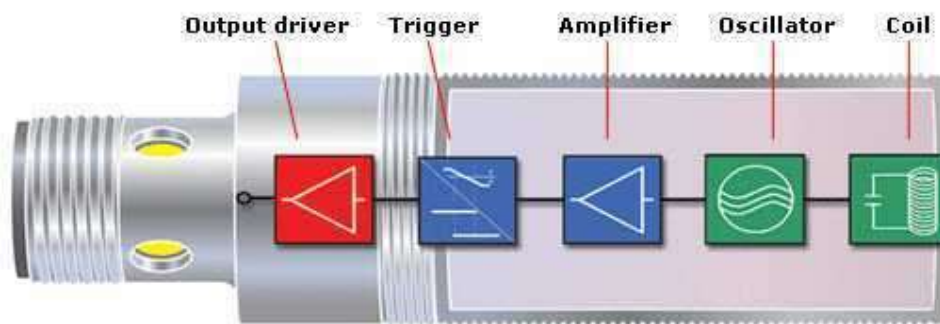
Proximity sensor

เป็นเซ็นเซอร์ประเภทหนึ่งที่ถูกออกแบบมาใช้งานตรวจจับวัตถุประเภท “โลหะ” ซึ่งสามารถตรวจจับวัตถุได้โดยไม่สัมผัส (Non-contact Detection) สร้างขึ้นเพื่อทดแทนอุปกรณ์ตรวจจับวัตถุโดยการสัมผัสทางกายภาพ อย่างเช่น ลิมิทสวิตช์ (Limit Switch) เนื่องจากมีความทนทาน มีอายุใช้งานมากกว่า นิยมใช้ในภาคอุตสาหกรรมโลหการและอุตสาหกรรมยานยนต์และชิ้นส่วน เป็นต้น [11]



รูปที่ 2.20 ตัวอย่างของ Proximity sensor [10]

Inductive Proximity Sensor จะใช้หลักการเหนี่ยวนำของสนามแม่เหล็กไฟฟ้าในการทำงาน โดยที่มาของสนามแม่เหล็กไฟฟ้านั้น เกิดจากบริเวณส่วนหัวของเซ็นเซอร์ ซึ่งภายในจะมีขดลวด (Coil) ที่คอยทำหน้าที่ปล่อยสนามแม่เหล็กไฟฟ้าความถี่สูงซึ่งขดลวดนั้นจะได้รับสัญญาณไฟฟ้าจากวงจรกำเนิดความถี่ (Oscillator) เพื่อคอยตรวจจับโลหะที่เคลื่อนที่ผ่านเข้ามา และเมื่อชิ้นงานอยู่ในระยะที่เซ็นเซอร์สามารถตรวจจับได้ จะทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงค่าความเหนี่ยวนำ ซึ่งจะทำให้เกิดการหน่วงออสซิลเลท Oscillate หรือ ในบางครั้งอาจถึงจุดการหยุดออสซิลเลท ในขณะที่เกิดการหน่วงหรือการหยุดออสซิลเลทนั้นวงจรขยาย (Amplifier) จะทำหน้าที่ขยายสัญญาณเพื่อส่งต่อไปยัง วงจรทริกเกอร์ (Trigger) ซึ่งวงจรนี้จะมีหน้าที่เปลี่ยนแปลงสถานะของวงจร Output ว่าให้มีการทำงานหรือหยุดการทำงาน



รูปที่ 2.21 ตัวอย่างส่วนประกอบของ Proximity sensor [11]

Coil คือ ขดลวดที่มีหน้าที่ปล่อยสนามแม่เหล็กไฟฟ้าความถี่สูง ผ่านบริเวณด้านหน้าของ Inductive Proximity Sensor เพื่อคอยตรวจจับโลหะที่เคลื่อนที่ผ่านเข้ามา

Oscillator คือ วงจรกำเนิดความถี่ จุดส่งสัญญาณไฟฟ้าไปยังส่วน Coil โดยความถี่นี้มี ความจำเป็นมากต่อกระบวนการสร้างสนามแม่เหล็กไฟฟ้า

Amplifier คือ วงจรขยาย ในส่วนนี้จะทำหน้าที่ขยายสัญญาณ ที่เกิดจากการเปลี่ยนแปลงค่าความเหนี่ยวนำที่เกิดขึ้น

Trigger หรือ วงจรทริกเกอร์นั้นจะทำหน้าที่ประมวลค่าความเปลี่ยนแปลงของสนามแม่เหล็กไฟฟ้าว่าอยู่ในเกณฑ์ใดต่อจากนั้นก็จะสั่งการไปยังภาค output ให้ทำการเปลี่ยนแปลงสถานะ

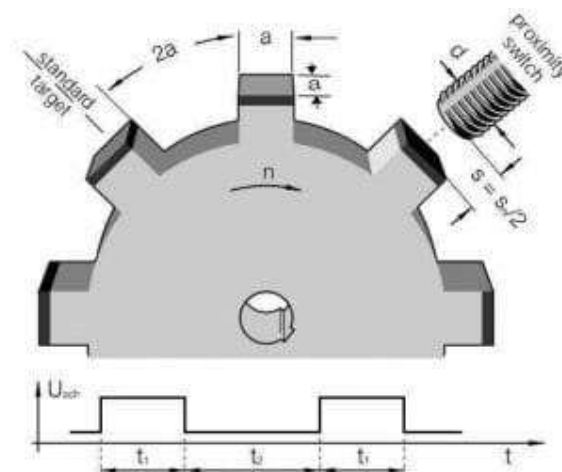
Output driver เป็นภาคสุดท้ายของวงจร ซึ่งมีส่วนสำคัญในการสร้างสัญญาณเอาต์พุต ให้ได้ตามระดับมาตรฐานที่สามารถใช้งานกับตัวอุปกรณ์ที่มาเชื่อมต่อได้ เช่น คอนโทรลเลอร์หรือรีเลย์ เป็นต้น

จะเห็นได้ว่า สนามแม่เหล็กไฟฟ้า นั้นเกิดมาจากกระบวนการทำงานของส่วนประกอบทั้งหมด 5 ส่วน ได้แก่ Oscillator ผู้สร้างสัญญาณไฟฟ้าส่งไปยังส่วน Coil ผู้ปล่อยสัญญาณไฟฟ้าเพื่อตรวจจับโลหะ โดยได้รับการสนับสนุนจาก Amplifier เพื่อช่วยขยายสัญญาณในการตรวจจับ เมื่อได้ข้อมูลมาแล้ว Trigger จะเป็นผู้ตัดสินใจว่าจะให้ Output driver แสดงผลเป็นอย่างไร

ความถี่ในการตรวจจับหรือ Switching Frequency

ส่วนนี้เป็นส่วนที่มีความสำคัญอย่างยิ่งในเรื่องของการเลือกใช้งาน Inductive Proximity Sensor โดยเราจะพิจารณาจากความเร็วสูงสุดของวัตถุหรือชิ้นงานที่วิ่งผ่านด้านหน้าของ Inductive Proximity Sensor โดยที่เซ็นเซอร์นั้นยังคงตรวจจับและวัดค่าได้อย่างแม่นยำ ตัวอย่างเช่น การใช้งาน Inductive Proximity Sensor ในงานตรวจจับความเร็วรอบของเฟืองที่ต้องพิจารณาเรื่อง

ความถี่ ถ้าเป็น Proximity ที่มี Switching Frequency 1 kHz จะมีความเร็วในการตรวจจับชิ้นงานที่ 1 ms หรือ 1000 ชิ้นต่อวินาที



รูปที่ 2.22 แสดงการตรวจจับของ Proximity sensor [11]

ความถี่ในการตรวจจับหรือ Switching Frequency

สามารถคำนวณได้ตามสมการดังนี้

$$\text{RPM} = f \times 60 \times (1/N) \quad (2-18)$$

โดยที่ RPM = หน่วยความเร็วรอบต่อนาที

f = ความถี่

N = จำนวนพัลส์ต่อรอบ

จากความต้องการในการวัดความเร็วที่น้อยอยู่ที่ 3000 RPM และฟันเฟืองมีทั้งหมด 12 ฟันเฟืองหรือ 12 พัลส์ต่อรอบ

ดังนั้น

$$f = (3000 \times 12) / (60)$$

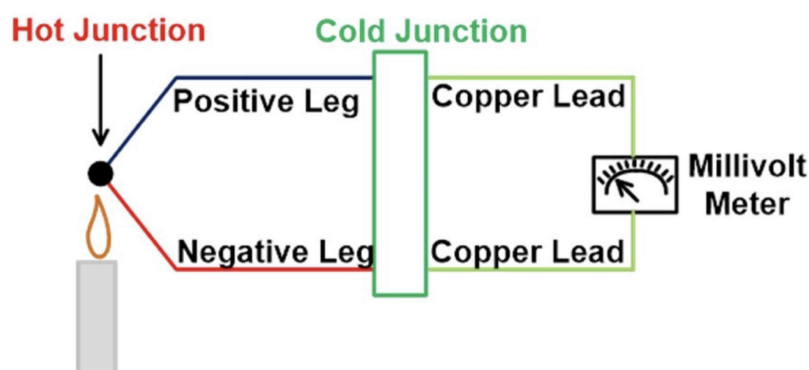
$$f = 600 \text{ Hz}$$

จากการคำนวณจะเห็นได้ว่าค่าความถี่ที่ต้องใช้อย่างน้อย 600 Hz หากต้องเลือกใช้งานจริง แนะนำให้เพื่อเพิ่มขึ้นซึ่งในครั้งนี้เราจะเลือก Inductive Proximity Sensor ที่มีความถี่ 800 Hz

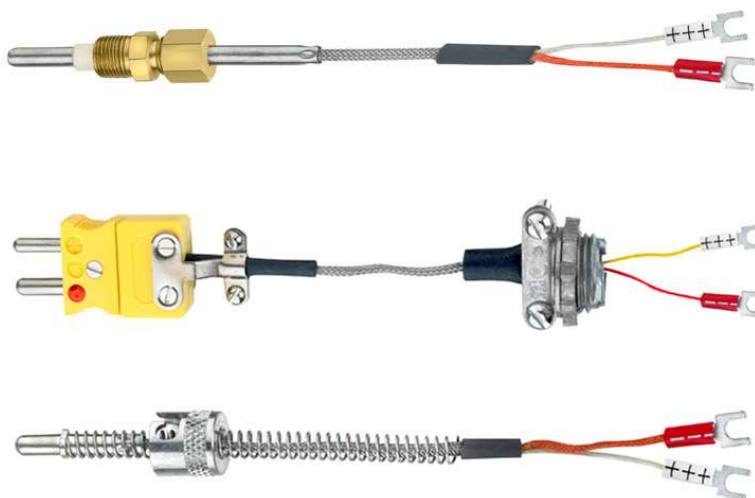
2.5.2 โพรบวัดอุณหภูมิ Thermocouple (Turbine outlet temperature : T.O.T)

โพรบวัดอุณหภูมิ(Thermocouple Probe) คืออุปกรณ์ที่ใช้วัดอุณหภูมิสภาพแวดล้อม โดยรอบโดยอาศัยหลักการแปลงความร้อนเป็นแรงดันไฟฟ้า โพรบวัดอุณหภูมิทำมาจากโลหะตัวนำที่แตกต่างกัน 2 ชนิดนำมาเชื่อมปลายทั้งสองเข้าหากันที่ปลายด้านหนึ่งเรียกว่า จุดวัดอุณหภูมิ และปลายอีกด้านหนึ่งเรียกว่าจุดอ้างอิง แสดงวงจรของ Thermometer Probe แสดงดังรูปที่ 2.23

โดยการทำงานคือเมื่อจุดวัดอุณหภูมิและจุดอ้างอิงมีอุณหภูมิที่ต่างกันจะมีค่าความต้านทานและแรงดันที่ต่างกันด้วย ด้วยเหตุนี้เราจึงทราบถึงอุณหภูมิที่โพรบสามารถวัดได้



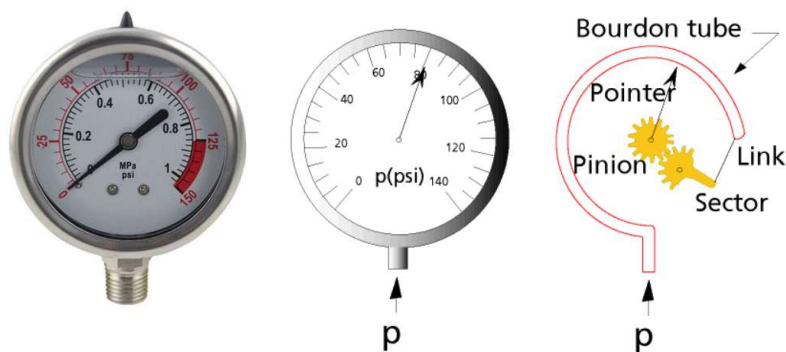
รูปที่ 2.23 แสดงวงจรของ Thermometer Probe



รูปที่ 2.24 ตัวอย่างของ Thermometer Probe

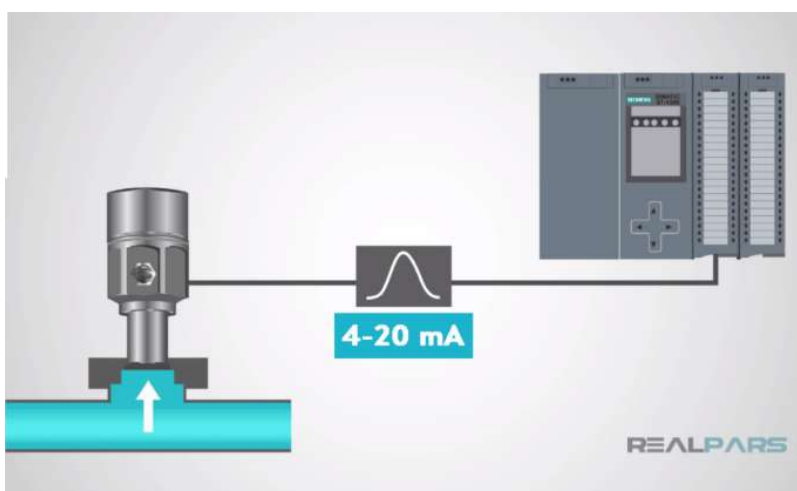
2.5.3 เกจวัดแรงดันน้ำมันเครื่องของเครื่องยนต์ (Oil Pressure Gauge)

เกจวัดแรงดันน้ำมันเครื่องของเครื่องยนต์ (Oil Pressure Gauge) คืออุปกรณ์ที่ใช้ในการวัดว่าแรงดันน้ำมันเครื่องที่ออกมาจากเครื่องยนต์นั้นมีค่ามากน้อยเพียงใด โดยอาศัยหลักการยืดตัวหรือโก่งตัวของวัสดุที่มีสมบัติยืดหยุ่นหรือเรียกว่า เครื่องมือวัดแรงดันแบบอีลาสติก (Elastic) ทำงานโดยอาศัยการแปลงความดันที่อุปกรณ์ได้รับมาให้อยู่ในรูปแบบการเคลื่อนที่ตาม แสดงดังรูปที่ 2.25 แสดงการทำงานของ Pressure Gauge



รูปที่ 2.25 แสดงการทำงานของ Pressure Gauge

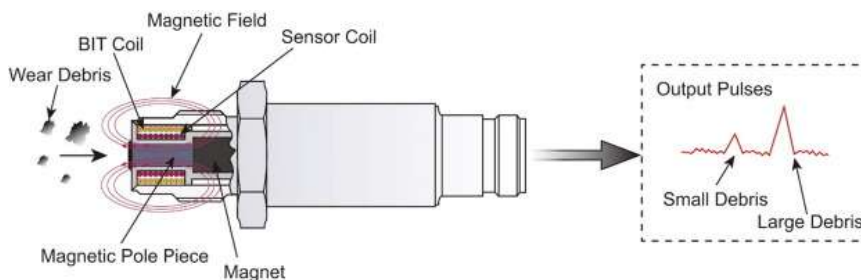
เซนเซอร์วัดแรงดันน้ำมันเครื่องของเครื่องยนต์ (Oil Pressure Sensor) คืออุปกรณ์ที่ใช้วัดแรงดันน้ำมันของเครื่องยนต์ว่ามีค่ามากน้อยเพียงใดโดยจะเปลี่ยนแรงดันน้ำมันให้เป็นแรงดันไฟฟ้าโดยจะมีกระแสที่ 4-20 มิลลิแอมป์ และแรงดันที่ 0 ถึง 5 โวลต์ โดยอาศัย หลักการทำงานของ Piezoelectric ซึ่งวัสดุชิ้นนี้จะสร้างกระแสไฟฟ้าเมื่อมีแรงไปกระทำต่อมัน ทำให้เราสามารถทราบถึงแรงดันน้ำมันที่กระทำต่อตัวเซนเซอร์ได้ โดยวงจรการทำงาน แสดงการทำงานของ Pressure Sensor แสดงดังรูปที่ 2.26



รูปที่ 2.26 แสดงการทำงานของ Pressure Sensor

2.5.4 อุปกรณ์ที่วัดเศษโลหะที่อยู่ในเครื่องยนต์ (Magnetic Chip Detector)

Magnetic Chip Detector คืออุปกรณ์ที่ใช้วัดปริมาณเศษโลหะที่อยู่ในน้ำมันเครื่องซึ่งเกิดจากการเสียดสีของอุปกรณ์ภายในเครื่องยนต์ซึ่งเป็นตัวนำและฉนวนอยู่ใกล้กันแต่ติดกันโดยมีแม่เหล็กที่ติดอยู่บริเวณปลายของตัววัดเพื่อดูดจับเศษเหล็กที่อยู่ใน และเมื่อเศษเหล็กนั้นมีปริมาณมากพอที่จะทำให้ค่าความต้านทานนั้นลดลงอยู่ที่ค่าหนึ่ง จะทำให้ตัว Magnetic Chip Detector นั้นเป็นตัวกลางในการนำไฟฟ้า ดังรูปที่ 2.27 แสดงการทำงานของ Magnetic Chip Detector เพื่อใช้ในการแสดงผลถึงปริมาณเศษโลหะภายในน้ำมันเครื่องได้



รูปที่ 2.27 แสดงการทำงานของ Magnetic Chip Detector

2.5.5 Flow sensor

หลักการทำงานของ Flow sensor หากใช้หน่วยของการวัดของไหลนั้น เป็นตัวกำหนด จะมีอยู่ 2 รูปแบบ คือ การวัดอัตราการไหลของปริมาตร และ การวัดอัตราการไหลของมวล [12]

การวัดอัตราการไหลของปริมาตร (volumetric flow rate)

ซึ่งมีหน่วยเป็น m^3/s ตาม SI หรือเท่ากับลูกบาศก์เมตรต่อวินาที โดยจะใช้สัญลักษณ์แทนด้วย Q การหาค่าอัตราการไหลของปริมาตรสามารถคำนวณได้จากสมการด้านล่าง

$$Q = vA \quad (2-30)$$

คือ

Q = อัตราการไหลของปริมาตร

v = ความเร็วของการไหล

A = พื้นที่หน้าตัดที่ของไหลวิ่งผ่าน

การวัดอัตราการไหลของมวล (mass flow rate)

ซึ่งมีหน่วยเป็น kg/s ตาม SI หรือเท่ากับกิโลกรัมต่อวินาที โดยจะใช้สัญลักษณ์แทนด้วย $\dot{m}$ (m-dot) และการหาค่าอัตราการไหลของมวลสามารถคำนวณได้จากสมการด้านล่าง

ในปัจจุบันการใช้งานเครื่องมือวัดการไหล **Flow Meter** นั้นจะมีการใช้งานทั้ง 2 รูปแบบ โดย โพลมิเตอร์ ที่เป็นแบบ การวัดอัตราการไหลของปริมาตร (volumetric flow rate) นั้น จะมีการใช้งานมากที่สุด ดังนั้นในเบื้องต้นจะอธิบายการทำงานของ โพลมิเตอร์ ชนิดต่างๆ ที่ใช้สำหรับการวัดอัตราการไหลของปริมาตร (volumetric flow rate) ซึ่งในส่วนของตัว **Flow Meter** นั้นจะประกอบไปด้วยองค์ประกอบ 2 ส่วน ใหญ่ๆ

$$\dot{m} = \rho \times Q = \rho \times v \times A = j_m \times A \quad (2-31)$$

คือ

Q = อัตราการไหลของปริมาตร

ρ = ความหนาแน่นของมวลของไหลต่อ 1 หน่วยปริมาตร

v = ความเร็วของการไหล

A = พื้นที่หน้าตัดที่ของไหลวิ่งผ่าน

j_m = Mass Flux

Flow Sensor หรือ Flow Transducer

เป็นตัวเซนเซอร์ชนิดหนึ่งที่ทำหน้าที่เปลี่ยนสัญญาณที่อยู่ในรูปแบบทางฟิสิกส์ ซึ่งในที่นี้คือ อัตราการไหลของของไหล ให้มาอยู่ในรูปแบบของสัญญาณไฟฟ้า หรือการเคลื่อนที่ทางกล เพื่อจะนำที่ส่งสัญญาณเหล่านี้ไปยังส่วนต่อไป นั่นก็คือ Flow Indicator หรือ Display Unit

Flow Indicator หรือ Display Unit

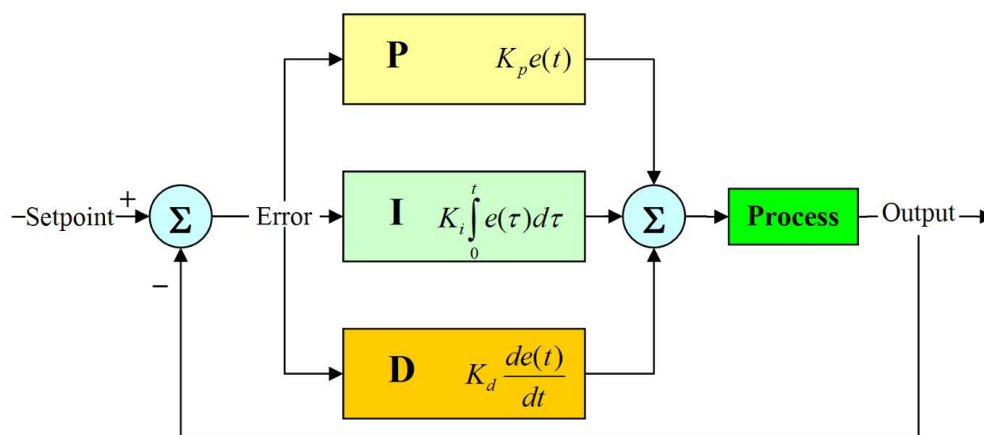
เป็นอุปกรณ์หรือส่วนประกอบที่จะทำหน้าที่ในการนำสัญญาณที่ได้จาก Flow Sensor หรือ Flow Transducer มาแสดงผล ไม่ว่าจะเป็นอยู่ในรูปแบบของ สเกล ระดับความสูง เข็ม หรือตัวเลขดิจิทัล เพื่อให้สามารถสื่อสารให้กับผู้ใช้งานให้รับรู้ได้ว่าค่าการไหลเป็นเท่าไร

โดยตัว **Flow Meter** บางชนิดไม่จำเป็นต้องมีองค์ประกอบทั้ง 2 ส่วนแยกกันอยู่โดยอิสระ อาจจะอยู่ภายในตัวเดียวกัน ทำงานพร้อมกันเลยก็ได้ เช่น มิเตอร์วัดอัตราการไหลของน้ำประปาที่ถูกติดตั้งอยู่บริเวณที่พักอาศัย หรือ โรงงานอุตสาหกรรม ที่มีทั้ง 2 ส่วนทำงานพร้อมกัน

2.6 PID Controller

ระบบควบคุมแบบสัดส่วน(Proportional)-ปริพันธ์(Integral)-อนุพันธ์(Derivative) : (PID controller) เป็นระบบควบคุมแบบป้อนกลับที่ใช้กันอย่างกว้างขวาง ซึ่งค่าที่นำไปใช้ในการคำนวณเป็นค่าความผิดพลาดที่มาจากความแตกต่างของตัวแปรในกระบวนการและค่าที่ต้องการ ตัวควบคุมจะพยายามลดค่าผิดพลาดให้เหลือน้อยที่สุดด้วยการปรับค่าสัญญาณขาเข้าของกระบวนการ ค่าตัวแปรของ PID ที่ใช้จะปรับเปลี่ยนตามธรรมชาติของระบบ

วิธีคำนวณของ PID ขึ้นอยู่กับสามตัวแปรคือ ค่าสัดส่วน, ปริพันธ์ และ อนุพันธ์ ค่าสัดส่วนกำหนดจากผลของความผิดพลาดในปัจจุบัน, ค่าปริพันธ์กำหนดจากผลบนพื้นฐานของผลรวมความผิดพลาดที่ซึ่งพ่วงผ่านพ้นไป, และค่าอนุพันธ์กำหนดจากผลบนพื้นฐานของอัตราการเปลี่ยนแปลงของค่าความผิดพลาด น้ำหนักที่เกิดจากการรวมกันของทั้งสามนี้ ใช้ในการปรับกระบวนการ แสดงดังรูปที่ 2.28 แผนผังการควบคุมแบบ PID



รูปที่ 2.28 แผนผังการควบคุมแบบ PID

โดยการปรับค่าคงที่ใน PID ตัวควบคุมสามารถปรับรูปแบบการควบคุมให้เหมาะกับที่กระบวนการต้องการได้ การตอบสนองของตัวควบคุมจะอยู่ในรูปของการไหวตัวของตัวควบคุมจนถึงค่าความผิดพลาด ค่าโอเวอร์ชูต (overshoots) และ ค่าแกว่งของระบบ (oscillation) วิธี PID ไม่รับประกันได้ว่าจะเป็นระบบควบคุมที่เหมาะสมที่สุดหรือสามารถทำให้กระบวนการมีความเสถียรแน่นอน

การประยุกต์ใช้งานบางครั้งอาจใช้เพียงหนึ่งถึงสองรูปแบบ ขึ้นอยู่กับกระบวนการเป็นสำคัญ พีไอดี บางครั้งจะถูกเรียกว่าการควบคุมแบบ PI, PD, P หรือ I ขึ้นอยู่กับว่าใช้รูปแบบใดบ้าง

ทฤษฎี

การควบคุมแบบ PID ได้ชื่อตามการรวมกันของเทอมของตัวแปรทั้งสามตามสมการ:

$$MV_{(t)} = P_{out} + I_{out} + D_{out} \quad (2-32)$$

เมื่อ

P_{out} , I_{out} , และ D_{out} เป็นผลของสัญญาณขาออกจากระบบควบคุม PID จากแต่ละเทอมซึ่งนิยามตามรายละเอียดด้านล่าง

สัดส่วน(Proportional)

เทอมของสัดส่วน (บางครั้งเรียก อัตราขยาย) จะเปลี่ยนแปลงเป็นสัดส่วนของค่าความผิดพลาด การตอบสนองของสัดส่วนสามารถทำได้โดยการคูณค่าความผิดพลาดด้วยค่าคงที่ K_p , หรือที่เรียกว่าอัตราขยายสัดส่วน

เทอมของสัดส่วนจะเป็นไปตามสมการ:

$$P_{out} = K_p e(t) \quad (2-33)$$

เมื่อ

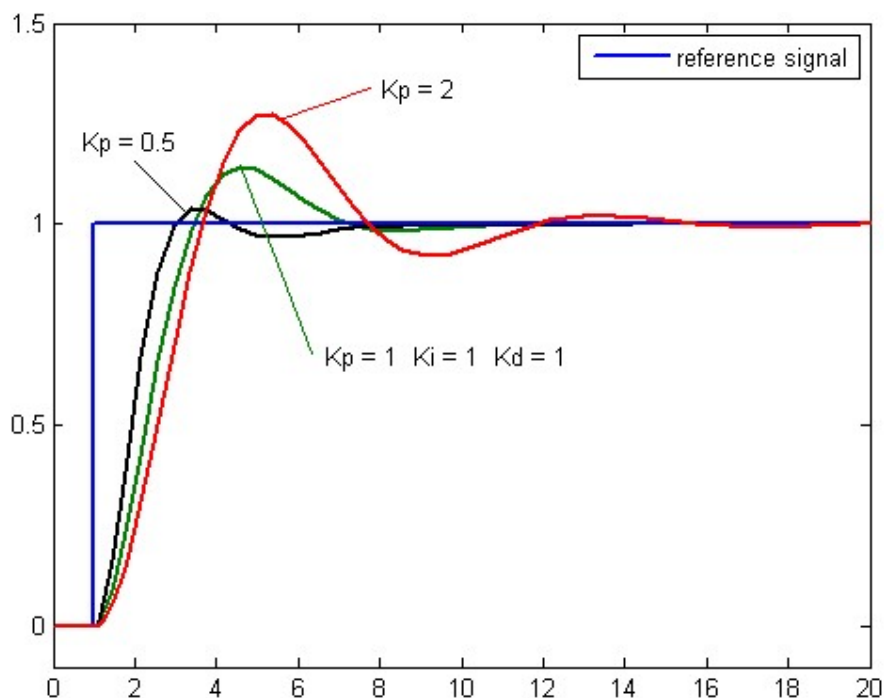
P_{out} : สัญญาณขาออกของเทอมสัดส่วน

K_p : อัตราขยายสัดส่วน, ตัวแปรปรับค่าได้

e : ค่าความผิดพลาด = SP -PV

t : เวลา

ผลอัตราขยายสัดส่วนที่สูงค่าความผิดพลาดก็จะเปลี่ยนแปลงมากเช่นกัน แต่ถ้าสูงเกินไประบบจะไม่เสถียรได้ ในทางตรงกันข้าม ผลอัตราขยายสัดส่วนที่ต่ำ ระบบควบคุมจะมีผลตอบสนองต่อกระบวนการน้อยตามไปด้วย แสดงดังรูปที่ 2.29 กราฟ PV ต่อเวลา, K_p กำหนดเป็น 3 ค่า (K_i และ K_d คงที่)



รูปที่ 2.29 กราฟ PV ต่อเวลา, K_p กำหนดเป็น 3 ค่า (K_i และ K_d คงที่) (ที่มา : <https://th.wikipedia.org/>)

ปริพันธ์(Integral)

ผลจากเทอมปริพันธ์ (บางครั้งเรียก *reset*) เป็นสัดส่วนของขนาดความผิดพลาดและระยะเวลาของความผิดพลาด ผลรวมของความผิดพลาดในทุกช่วงเวลา (ปริพันธ์ของความผิดพลาด) จะให้ออฟเซตสะสมที่ควรจะเป็นในก่อนหน้า ความผิดพลาดสะสมจะถูกคูณโดยอัตราขยายปริพันธ์ ขนาดของผลของเทอมปริพันธ์จะกำหนดโดยอัตราขยายปริพันธ์, K_i

เทอมปริพันธ์จะเป็นไปตามสมการ:

$$I_{out} = K_i \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (2-34)$$

เมื่อ

I_{out} : สัญญาณขาออกของเทอมปริพันธ์

K_i : อัตราขยายปริพันธ์, ตัวแปรปรับค่าได้

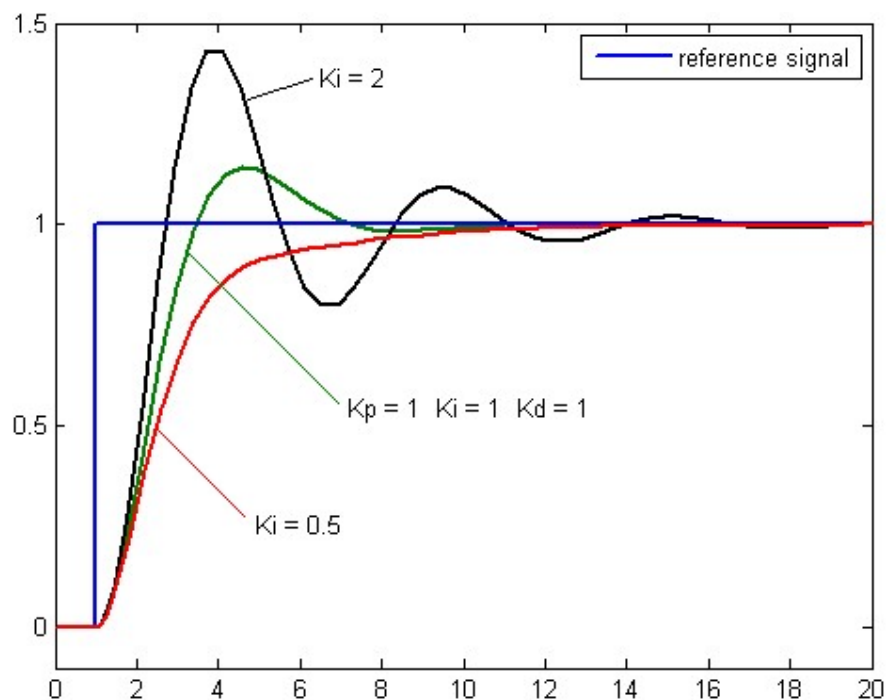
e : ความผิดพลาด = SP - PV

t : เวลา

τ : ตัวแปรปริพันธ์หุ่น

เทอมปริพันธ์ (เมื่อรวมกับเทอมสัดส่วน) จะเร่งกระบวนการให้เข้าสู่จุดที่ต้องการและขจัดความผิดพลาดที่เหลืออยู่ที่เกิดจากการใช้เพียงเทอมสัดส่วน แต่อย่างไรก็ตาม เทอมปริพันธ์เป็นการ

ตอบสนองต่อความผิดพลาดสะสมในอดีต จึงสามารถทำให้เกิดโอเวอร์ชูตได้ (ข้ามจุดที่ต้องการและเกิดการหันเหไปทางทิศทางอื่น) แสดงดังรูปที่ 2.30 กราฟ PV ต่อเวลา, K_i กำหนดเป็น 3 ค่า (K_p และ K_d คงที่)



รูปที่ 2.30 กราฟ PV ต่อเวลา, K_i กำหนดเป็น 3 ค่า (K_p และ K_d คงที่) (ที่มา : <https://th.wikipedia.org/>)

อนุพันธ์(Derivative)

อัตราการเปลี่ยนแปลงของความผิดพลาดจากกระบวนการนั้นคำนวณหาจากความชันของความผิดพลาดทุกๆเวลา (นั่นคือ เป็นอนุพันธ์อันดับหนึ่งสัมพันธ์กับเวลา) และคูณด้วยอัตราขยายอนุพันธ์ K_d ขนาดของผลของเทอมอนุพันธ์ (บางครั้งเรียก อัตรา) ขึ้นกับ อัตราขยายอนุพันธ์ K_d

เทอมอนุพันธ์เป็นไปตามสมการ:

$$D_{out} = K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (2-35)$$

เมื่อ

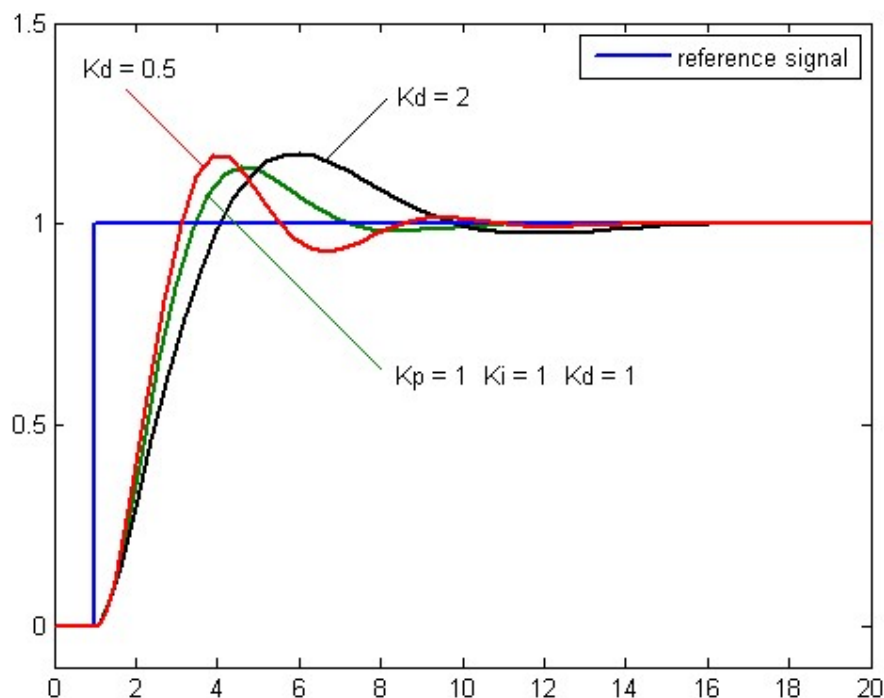
D_{out} สัญญาณขาออกของเทอมอนุพันธ์

K_d อัตราขยายอนุพันธ์, ตัวแปรปรับค่าได้

e : ความผิดพลาด = SP - PV

t : เวลา

เทอมอนุพันธ์จะชะลออัตราการเปลี่ยนแปลงของสัญญาณขาออกของระบบควบคุมและด้วยผลนี้จะช่วยให้ระบบควบคุมเข้าสู่จุดที่ต้องการ ดังนั้นเทอมอนุพันธ์จะใช้ในการลดขนาดของโอเวอร์ชูตที่เกิดจากเทอมปริพันธ์และทำให้เสถียรภาพของการรวมกันของระบบควบคุมดีขึ้น แต่อย่างไรก็ตามอนุพันธ์ของสัญญาณรบกวนที่ถูกขยายในระบบควบคุมจะไวมากต่อการรบกวนในเทอมของความผิดพลาดและสามารถทำให้กระบวนการไม่เสถียรได้ถ้าสัญญาณรบกวนและอัตราขยายอนุพันธ์มีขนาดใหญ่เพียงพอ แสดงดังรูปที่ 2.31 กราฟ PV ต่อเวลา, K_d กำหนดเป็น 3 ค่า (K_p และ K_i คงที่)



รูปที่ 2.31 กราฟ PV ต่อเวลา, K_d กำหนดเป็น 3 ค่า (K_p และ K_i คงที่)

(ที่มา : <https://th.wikipedia.org/>)

ผลรวม

เทอมสัดส่วน, ปริพันธ์, และอนุพันธ์ จะนำมารวมกันเป็นสัญญาณขาออกของการควบคุมแบบ PID กำหนดให้ $u(t)$ เป็นสัญญาณขาออก สมการสุดท้ายของวิธี PID คือ:

$$u(t) = MV(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (2-36)$$

การปรับค่า

ถ้าระบบยังคงทำงาน ชั้นแรกให้ตั้งค่า K_i และ K_d เป็นศูนย์ เพิ่มค่า K_p จนกระทั่งสัญญาณขาออกเกิดการแกว่ง (oscillate) แล้วตั้งค่า K_p ให้เหลือครึ่งหนึ่งของค่าที่ทำให้เกิดการแกว่งสำหรับการตอบสนองชนิด "quarter amplitude decay" แล้วเพิ่ม K_i จนกระทั่งออฟเซตถูกต้องในเวลาที่พักของกระบวนการ แต่ถ้า K_i มากไปจะทำให้ไม่เสถียร สุดท้ายถ้าต้องการ ให้เพิ่มค่า K_d จนกระทั่งลูบอยู่ในระดับที่ยอมรับได้ แต่ถ้า K_d มากเกินไปจะเป็นเหตุให้การตอบสนองและโอเวอร์ชูตเกินยอมรับได้ ปกติการปรับจูน PID ถ้าเกิดโอเวอร์ชูตเล็กน้อยจะช่วยให้เข้าสู่จุดที่ต้องการเร็วขึ้น แต่ในบางระบบไม่สามารถยอมให้เกิดโอเวอร์ชูตได้ และถ้าค่า K_p น้อยเกินไปก็จะทำให้เกิดการแกว่ง แสดงดังตารางที่ 2.3 ผลของการเพิ่มค่าตัวแปรอย่างอิสระ

ตารางที่ 2.3 ผลของการเพิ่มค่าตัวแปรอย่างอิสระ

ตัวแปร	ช่วงเวลาขึ้น (Rise time)	โอเวอร์ชูต (Overshoot)	เวลาสู่สมดุล (Setting time)	ความผิดพลาดสถานะคงตัว (Steady-state error)	เสถียรภาพ
K_p	ลด	เพิ่ม	เปลี่ยนแปลงเล็กน้อย	ลด	ลด
K_i	ลด	เพิ่ม	เพิ่ม	ลดลงอย่างมีนัยสำคัญ	ลด
K_d	ลดลงเล็กน้อย	ลดลงเล็กน้อย	ลดลงเล็กน้อย	ตามทฤษฎีไม่มีผล	ดีขึ้นถ้า K_d มีค่าน้อย

วิธีการนี้นำเสนอโดย John G. Ziegler และ Nathaniel B. Nichols ในคริสต์ทศวรรษที่ 1940 ชั้นแรกให้ตั้งค่า K_i และ K_d เป็นศูนย์ เพิ่มอัตราขยาย P สูงที่สุด, K_u , จนกระทั่งเริ่มเกิดการแกว่ง นำค่า K_u และค่าช่วงการแกว่ง P_u มาหาค่าตัวแปรที่เหลือดังตารางที่ 2.4 Ziegler-Nichols method

ตารางที่ 2.4 Ziegler-Nichols method

Control Type	K_p	K_i	K_d
P	$0.50K_u$	-	-
PI	$0.45K_u$	$1.2K_p/P_u$	-
PID	$0.60K_u$	$2 K_p/P_u$	$K_p P_u / 8$

2.7 ไดนาโมมิเตอร์

ไดนาโมมิเตอร์ เป็นอุปกรณ์ที่สำคัญสำหรับการทดสอบมอเตอร์และทดสอบเครื่องยนต์ ทำหน้าที่ในการเบรกเพื่อต้านการหมุน หรือเป็นโหลดทางกลให้กับมอเตอร์หรือเครื่องยนต์ที่จะนำมาทดสอบ โดยไดนาโมมิเตอร์ จะสามารถแสดงค่าแรงบิดและความเร็ว ณ ขณะที่ทำการเบรานั้นได้

ไดนาโมมิเตอร์ สามารถแบ่งตามทิศทางการไหลของพลังงาน จะแบ่งได้ 2 ชนิดคือ

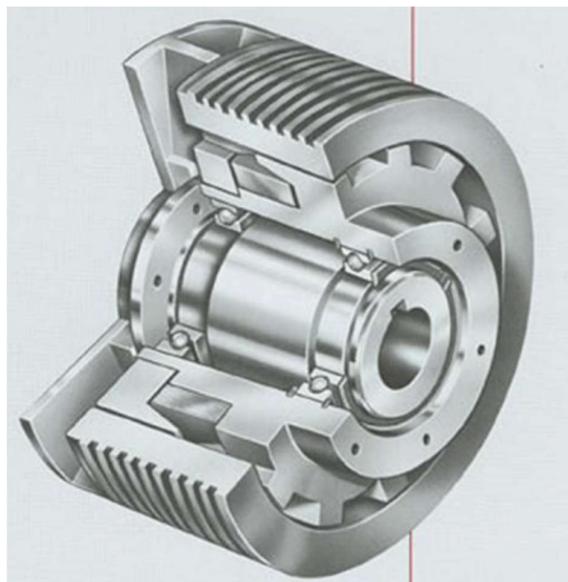
1. Driving Dynamometers คือไดนาโมมิเตอร์ที่ออกแรงขับโหลด เช่น โหลดที่เป็นปั๊ม หรือโหลดที่เป็นคอมเพรสเซอร์ เป็นต้น
2. Absorption Dynamometers คือไดนาโมมิเตอร์ที่ทำหน้าที่เป็นโหลดของอุปกรณ์ที่จะนำมาทดสอบ เช่น มอเตอร์หรือเครื่องยนต์

ไดนาโมมิเตอร์แบบ Eddy Current Brake

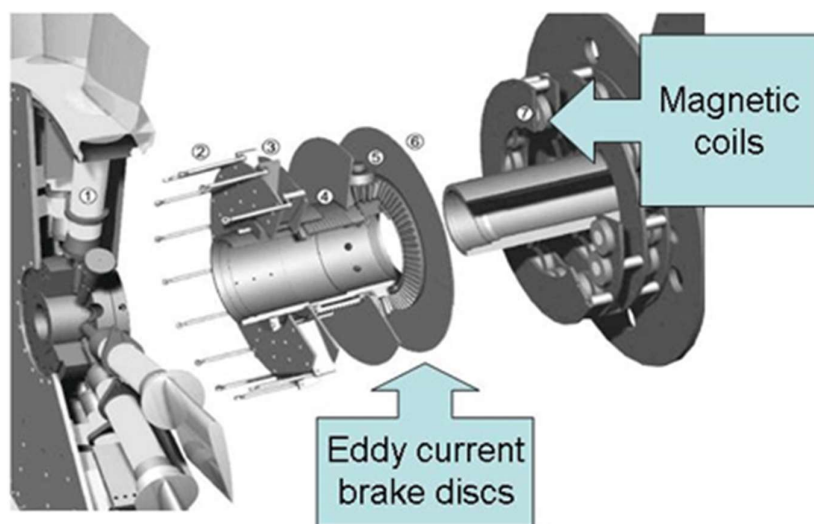
อาศัยหลักการทางไฟฟ้า โดยใช้หลักการของ Eddy Current ที่จะเหนี่ยวนำขึ้นในแผ่นโลหะที่หมุนได้โดยใช้สนามแม่เหล็ก (คล้าย ๆ กับ Kilowatt Hour Meter) และจะทำให้แผ่นโลหะนี้เกิดการสูญเสียแบบ Eddy Current ทำให้แผ่นโลหะไม่สามารถหมุนได้อย่างอิสระ หรือ ถูกหน่วงให้หมุนช้าลง

โดยแรงบิดที่เบรกจะมากหรือน้อยขึ้นอยู่กับความเข้มสนามแม่เหล็ก ซึ่งความเข้มสนามแม่เหล็กแปรผันตรงกับกระแสที่จ่ายให้ขดลวดสร้างสนามแม่เหล็ก ดังนั้นสามารถควบคุมแรงบิดที่ใช้ในการเบรกได้จากกระแสที่จ่ายให้กับขดลวด

รูปที่ 2.32 แสดงถึงโครงสร้างภายในของไดนาโมมิเตอร์แบบ Eddy Current Brake ในเชิงพาณิชย์ โดยมันจะมีขดลวดสำหรับควบคุมแรงบิดที่ใช้ในการเบรกอยู่ตรงกลาง และมีโรเตอร์อยู่ทั้งด้านบนและด้านล่าง และรูปที่ 2.33 ไดนาโมมิเตอร์แบบ Eddy Current Brake ที่นำไปประยุกต์ใช้ในงานอีกรูปแบบหนึ่ง



รูปที่ 2.32 โครงสร้างภายในของไดนาโมมิเตอร์แบบ Eddy Current Brake (Stromag) [7]



รูปที่ 2.33 ไดนาโมมิเตอร์แบบ Eddy Current Brake ที่ประยุกต์ใช้ในงาน Air Turbine[7]

ไดนาโมมิเตอร์แบบ Eddy Current Brake ใช้หลักการทางไฟฟ้า ทำให้สามารถควบคุมมันได้อย่างแม่นยำ และเนื่องจากมีโครงสร้างที่ง่าย ไม่ซับซ้อน จึงทำให้มันไม่ต้องการการดูแลรักษามากนัก และสามารถให้มีขนาดใหญ่ ๆ ได้ แต่อย่างไรก็ตามไดนาโมมิเตอร์ชนิดนี้มีจะความเฉื่อยสูง และมีราคาค่อนข้างสูงเช่นเดียวกัน และมันไม่สามารถควบคุมให้สร้างแรงบิดที่พิกัดที่ความเร็วศูนย์หรือความเร็วต่ำ ๆ ได้ดังรูปที่ 2.33

บทที่ 3

วิธีการดำเนินการวิจัย

3.1 กล่าวนำ

ในหัวข้อวิธีการดำเนินการวิจัยของวิทยานิพนธ์นี้ได้นำเสนอหัวข้อวิธีการดำเนินงาน โดยมีรายละเอียด ได้แก่ การบูรณะเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟ Allison 250-C20B การสตาร์ทเครื่องยนต์ทดสอบ การทดสอบกำลังของเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิม การทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงใหม่ การควบคุมความเร็วรอบของเครื่องยนต์ด้วยหลักการ PID Controller และการพัฒนาระบบการสตาร์ทเครื่องยนต์อัตโนมัติ โดยขั้นตอนการดำเนินงานแสดงดังรูปต่อไปนี้



รูปที่ 3.1 ขั้นตอนการดำเนินการวิจัย

3.2 ศึกษาหลักการทำงานของเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟและการบำรุงเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟ

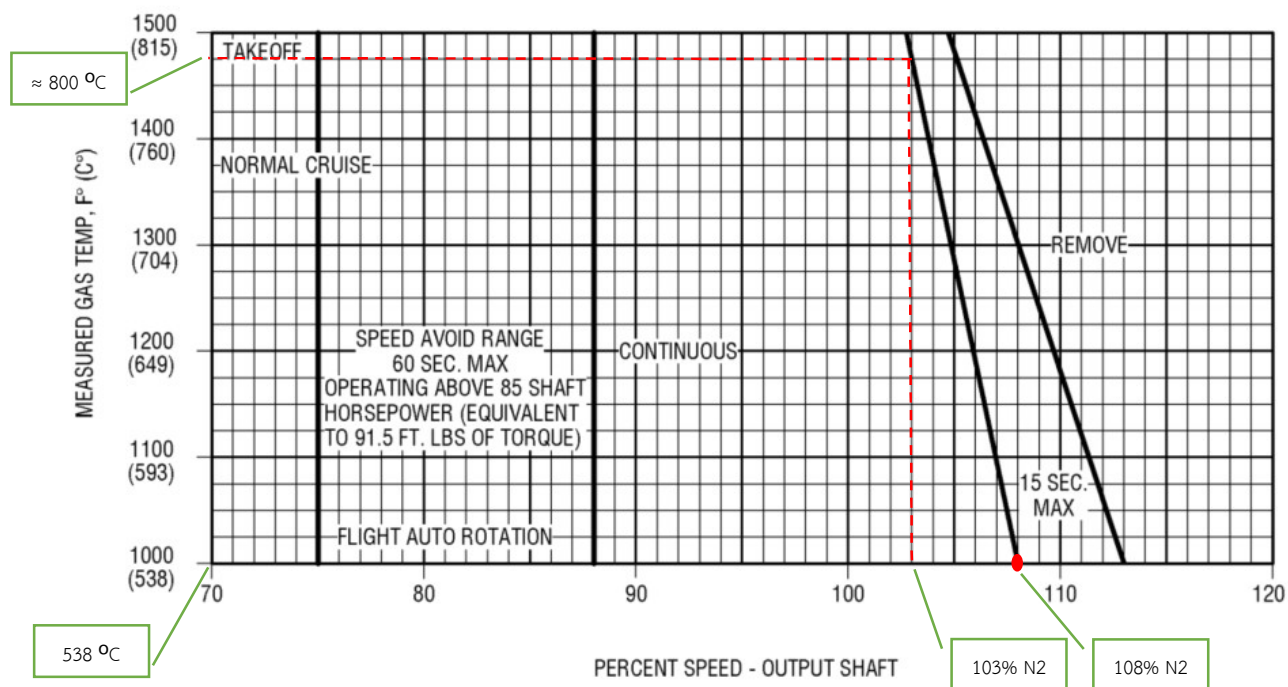
3.2.1 ศึกษาหลักการ วิธีการ ข้อจำกัดต่างๆของเครื่องยนต์ แสดงดังตารางที่ 3.1 ข้อมูลพื้นฐานเครื่องยนต์ Allison 250-C20B ตารางที่ 3.2 Performance ratings standard static sea level conditions ตารางที่ 3.3 Limitation of Engine during starting and shutdown และกราฟแสดงค่ากำลัง (power) ของเครื่องยนต์ แสดงดังรูปที่ 3.2 Torquesensor Oil Pressure and Shaft Power Relationship และ รูปที่ 3.3 Torquesensor Oil Pressure and Indicated Shaft Horsepower Relationship

ตารางที่ 3.1 ข้อมูลพื้นฐานเครื่องยนต์ Allison 250-C20B

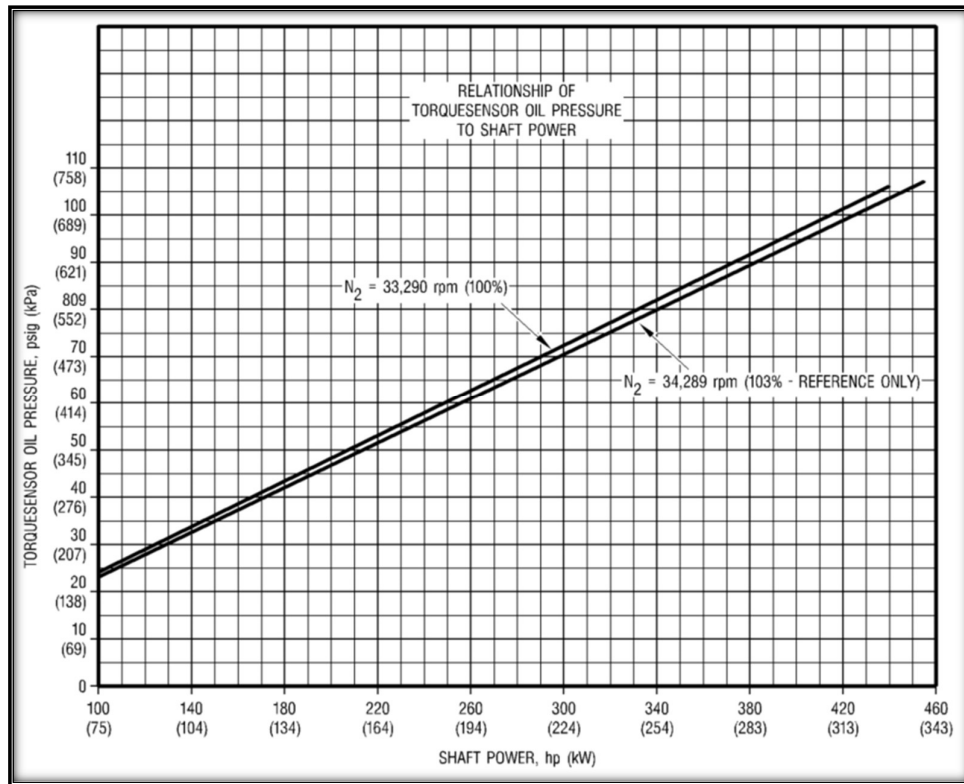
Basic Engine Specifications	
Model	250 C20B/J
Weight	158 lbs
Power / weight ratio	2.7:1
Airflow	3.45 lb/sec
Pressure ratio	7.1:1
Design speeds @ 100% rpm	
Power output shaft	6,016 rpm
Gas producer rotor	50,970 rpm or 100%N1
Power turbine rotor	33,290 rpm or 100%N2
Fuels	JP-4, JP-5, ASTM-1655, Type A, A1, B
Oils	MIL- L- 7808, MIL- L- 23699 and subsequent revision

ตารางที่ 3.2 Performance ratings standard static sea level conditions[4]

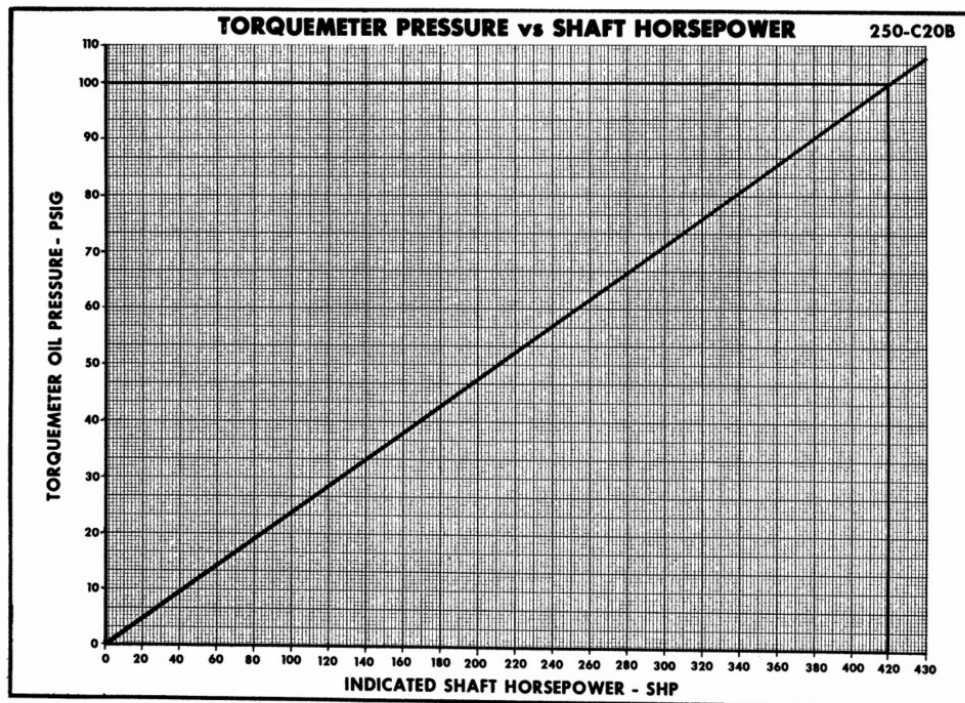
PERFORMANCE RATINGS STANDARD STATIC SEA LEVEL CONDITIONS											
MODEL 250-C20B RATINGS	OUTPUT SHP (MIN.)	N ₁ GAS PRODUCER RPM (EST.)	OUTPUT SHAFT RPM	POWER TURBINE RPM	S.F.C. LB/HR/SHP (MAX)	F.F. LBS/HR (MAX)	RAM POWER RATING AT OUTPUT SHAFT		T.O.T.		NET JET THRUST LBS. (MIN)
							TORQUE FT-LBS (MAX)	SHP (MAX)	MEASURED RATED GAS TEMPERATURE		
									°F	°C	
TAKEOFF(5min.) *30-MINUTE POWER	420	53,000 104%	6,016 100%	33,290 100%	0.650	273	384	439.8	1490	810	42
*MAX. CONTINUOUS	420	53,000 104%	6,016 100%	33,290 100%	0.650	273	384	439.8	1490	810	42
NORMAL CRUISE	370	51,200 100.4%	6,016 100%	33,290 100%	0.650	240	323	369.9	1360	738	38
CRUISE A(90%)	333	50,160 98.4%	6,016 100%	33,290 100%	0.665	221	323	369.9	1286	697	36
CRUISE B(75%)	278	48,800 95.5%	6,016 100%	33,290 100%	0.709	197	323	369.9	1197	647	32
GROUND IDLE	35 MAX.	33,000 64.7%	4500-75% TO 6300-105%	24,968-75% TO 34,950-105%	-----	70	----	-----	800 +/-100	427 +/-38	10



รูปที่ 3.2 Maximum Allowable Output Shaft Speeds (Percent speed) at Measured gas temperature[3]



รูปที่ 3.3 Torquesensor Oil Pressure and Shaft Power Relationship[3]



รูปที่ 3.4 Torquesensor Oil Pressure and Indicated Shaft Horsepower Relationship[4]

ตารางที่ 3.3 Limitation of Engine during starting and shutdown [3]

TOT (Turbine Outlet Temperature)		
Temp Range	Time	Maintenance Action
Up to 810 °C	No limit	None.
793-927 °C	Over 10 sec (3)	Inspect turbine (1) (2)
927-999 °C	Not allowed (3), < 1 sec	Inspect turbine (1) (2)
Over 999 °C	Not allowed	Remove turbine for heavy maintenance or overhaul.
Oil pressure and Oil temperature		
N1 Speed	Oil pressure (psig)	Oil Temperature (°C)
94.2 %	115-130 psig	< 107 °C
78.5 – 94.2 %	90-130 psig	< 107 °C
< 78.5 %	50-130 psig	< 107 °C
Speed limit		
N1 Speed	< 105 % N1 max. continuous	-
	105 % N1 over 15 sec	-
	Over 106 % N1 Not allowed	-
N2 Speed	108% N2 at 538 °C	-
	103% N2 at 800 °C	-
	100% N2 No limit	-
Output shaft	6016 rpm at 100% N2	-

Note:

- (1) Engine special inspection/check, 72-00-00, table 604
ที่ Operation and Maintenance Manual [3]
- (2) Check part V of the engine Log for the part number of the 3rd –stage turbine wheel.
ที่ Operation and Maintenance Manual [3]
- (3) Momentary peak temperature of 927 °C is permitted for no more than 1 second.

3.2.2 บำรุงเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์จ

1) นำเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์จ Allison 250-C20B ทำความสะอาด

ใช้น้ำยาทำความสะอาดเครื่องยนต์(ภายนอก) และทำความสะอาดส่วนของ Compressor (ภายใน) โดยการพ่นน้ำยาทำความสะอาดเข้าไปใน Compressor ขณะเดียวกันทำการหมุน Starter โดยให้รอบ N1 ไม่เกิน 10% ทำการสตาร์ทเป็นจังหวะทุกๆ 3 วินาที จนกว่า Compressor สะอาด แสดงดังรูปที่ 3.5 ทำความสะอาดเครื่องยนต์และ Compressor



รูปที่ 3.5 ทำความสะอาดเครื่องยนต์ และ Compressor

2) ตรวจสอบอุปกรณ์สำคัญต่อการสตาร์ทเครื่องยนต์

โดยอ้างอิงจาก รูปที่ 2.21 ตำแหน่งอุปกรณ์ Accessories Location (หน้าที่ 32) พบว่า อุปกรณ์พื้นฐานสำหรับการสตาร์ททดสอบเครื่องยนต์ครบ แต่พบว่าเครื่องแสดงผลการวัดค่าของ เครื่องยนต์ยังขาด ซึ่งแผนดำเนินการการทำเครื่องวัดดังหัวข้อที่ 4.2.3 ทำอุปกรณ์เครื่องวัดพื้นฐาน ของเครื่องยนต์

3) ทำอุปกรณ์เครื่องวัดพื้นฐานของเครื่องยนต์

เนื่องด้วยเครื่องยนต์ที่ทางมหาวิทยาลัยมิให้ทำงานวิจัยนี้ มีเพียงเครื่องยนต์เท่านั้น ทางผู้วิจัยเองจึงจำเป็นต้องสร้างตัวอ่านค่าที่สำคัญแก่การสตาร์ทเครื่องยนต์ ได้แก่ N1, N2, Output shaft, Oil pressure, Oil temperature, TOT, Chip detector, Torquemeter (Pressure & Shaft horsepower) มีวิธีการดำเนินการดังนี้

4) เครื่องวัดความเร็วรอบเครื่องยนต์ N1 N2

ทำการเชื่อมต่อบอร์ด Arduino เข้ากับตัววัดความเร็วรอบ (Tachometer) ในงานวิจัยนี้จะใช้เป็น Proximity sensor ในการวัดค่าความเร็วรอบของเครื่องยนต์ ทั้งความเร็วรอบของ N1, N2 แสดงดังรูปที่ 3.5 แผนผังจอแสดงผลความเร็วรอบ N1, Oil Pressure, TOT และรูปที่ 3.6 แผนผังจอแสดงผลความเร็วรอบ N2, Output shaft, Torque Pressure ได้ทำการสอบเทียบด้วยอุปกรณ์ที่ศูนย์เครื่องมือของทางมหาวิทยาลัย

5) Output Shaft sensor

ความเร็วรอบของ Output shaft หาได้จากการลรอบด้วยการผ่านชุดเกียร์ (Accessory gear box) ซึ่งความเร็วของ Turbine N2 มีอัตราการทดรอบ ดังนี้

$$\text{Output shaft RPM} = \text{N2} \times 0.18071 \text{ (เป็นอัตราทดความเร็วรอบ)}$$

และนำค่า Output shaft RPM ที่ได้จากการคำนวณไปแสดงผลผ่านจอ LCD แสดงดังรูปที่ 3.6 แผนผังจอแสดงผลความเร็วรอบ N2, Output shaft, Torque Pressure

6) Oil pressure gauge sensor

Oil pressure gauge จะถูกนำมาใช้กับการวัดแรงดันของน้ำมันเครื่องเพื่อให้ทราบถึง กระบวนการหล่อลื่นทำงานเป็นปกติ จึงต้องทำการรับค่าจาก Oil pressure sensor แล้วอ่านค่าด้วย Arduino แสดงดังรูปที่ 3.5 แผนผังจอแสดงผลความเร็วรอบ N1, Oil Pressure, TOT โดยการนำ Oil pressure sensor นี้ไปสอบเทียบที่ศูนย์เครื่องมือฯ ของทางมหาวิทยาลัย ก่อนที่จะนำมาใช้ในงานวิจัย ด้วยการอ่านค่าจากเดิมที่ sensor สามารถอ่านได้ก่อน จากนั้นก็นำค่าความคลาดเคลื่อนมาบวกกลับ ในโค้ดที่ใช้สำหรับเขียนลงในบอร์ด

7) TOT Turbine outlet temperature

TOT เป็นส่วนสำคัญมากในการทำงานของเครื่องยนต์เราต้องทราบการวัดค่าแม่นยำตรงของ sensor เพื่อป้องกันความเสียหายต่อ Turbine /Engine จึงมีวิธีการดำเนินการดังนี้

ทำการต่อวงจรอ่านค่าและแสดงผลผ่านบอร์ด Arduino แสดงรูปที่ 3.6 แผนผังจอแสดงผล ความเร็วรอบ N1, Oil Pressure, TOT เข้ากับโมดูลวัดอุณหภูมิ (MAX6675) ซึ่งโมดูลนี้สามารถวัดอุณหภูมิได้ (0-1024 °C) โดยเชื่อมต่อกับ TOT probe ของเครื่องยนต์ Allison 250-C20B ทำการสอบเทียบระหว่าง thermocouple probe of DE-3303 ที่ศูนย์เครื่องมือฯ ของทางมหาวิทยาลัย

8) Oil temperature sensor

ใช้อุปกรณ์การวัดอุณหภูมิ เป็นโมดูลวัดอุณหภูมิ (MAX6675) ซึ่งโมดูลนี้สามารถวัดอุณหภูมิได้ (0-1024 °C) โดยเชื่อมต่อกับ Oil Temperature และทำการต่อวงจรนี้เข้ากับบอร์ด Arduino เพื่อแสดงผลดังรูปที่ 3.7 แผนผังจอแสดงผลการวัดอัตราการไหลของเชื้อเพลิงและอุณหภูมิ น้ำมันเครื่อง

9) Flow sensor

เป็นอุปกรณ์วัดอัตราการไหล ใช้ยี่ห้อ Microstream รุ่น OF05ZAT-AR ทำการเชื่อมต่อเข้ากับบอร์ด Arduino ทำการเขียนโค้ดอ่านค่า และทำการ Calibrate ปริมาณการไหล แสดงดังรูปที่ 3.7 แผนผังจอแสดงผลการวัดอัตราการไหลของเชื้อเพลิงและอุณหภูมิ น้ำมันเครื่อง

10) Torque pressure sensor

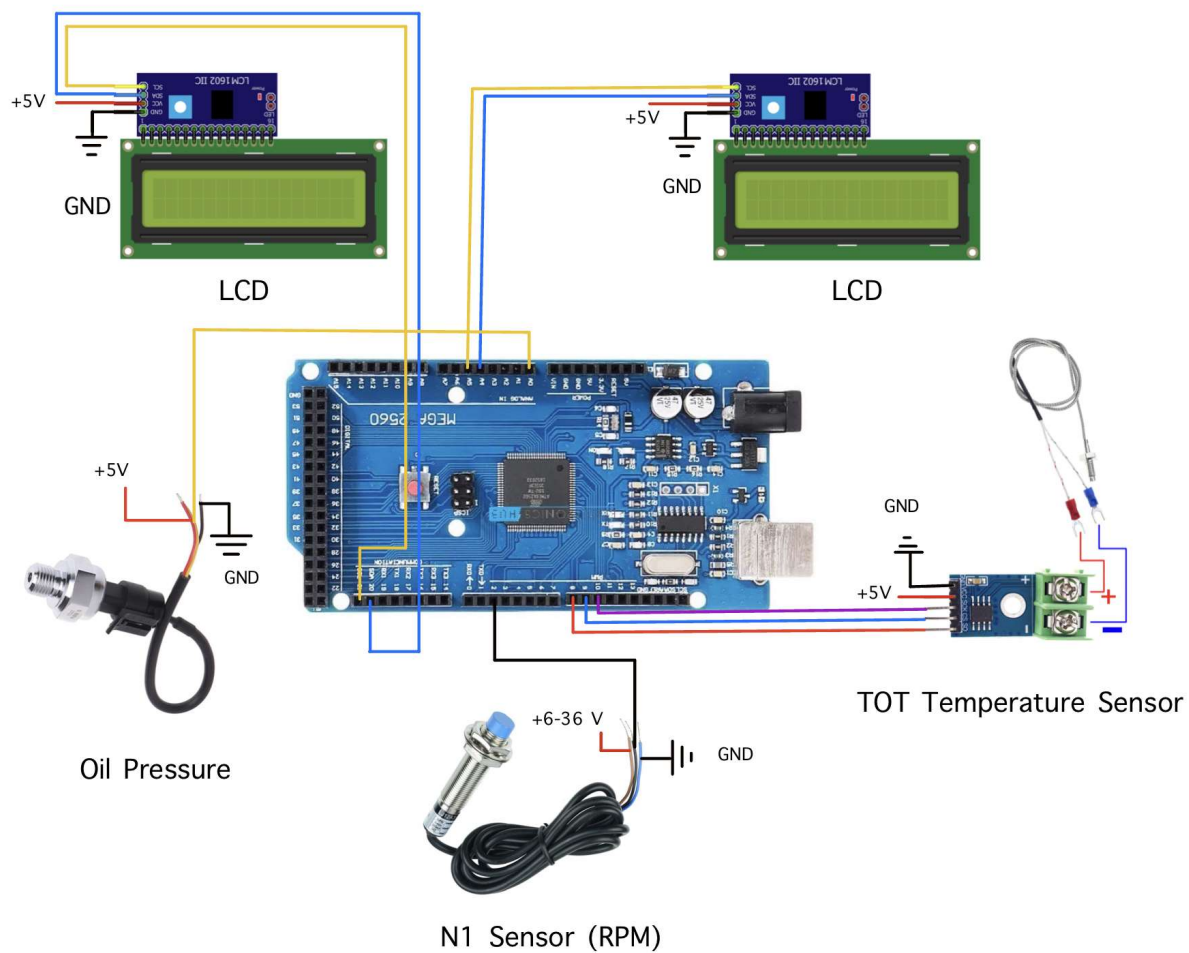
เป็นอุปกรณ์ที่วัดค่าแรงดันน้ำมันเครื่องส่วนของ Torque pressure sensor จะแสดงเป็นค่าแรงดันแล้วนำแรงดันนี้มาเทียบในกราฟ Torquesensor Oil Pressure แสดงดังรูปที่ 3.3 Torquesensor Oil Pressure and Shaft Power Relationship และแสดงดังรูปที่ 3.4 Torquesensor Oil Pressure and Indicated Shaft Horsepower Relationship จะได้ค่าที่เป็นกำลัง (Shaft horsepower)

ส่วนขั้นตอนการดำเนินงาน โดยให้รับสัญญาณจาก Torque pressure sensor เข้า Arduino แสดงดังรูปที่ 3.6 แผนผังจอแสดงผลความเร็วรอบ N2, Output shaft, Torque Pressure

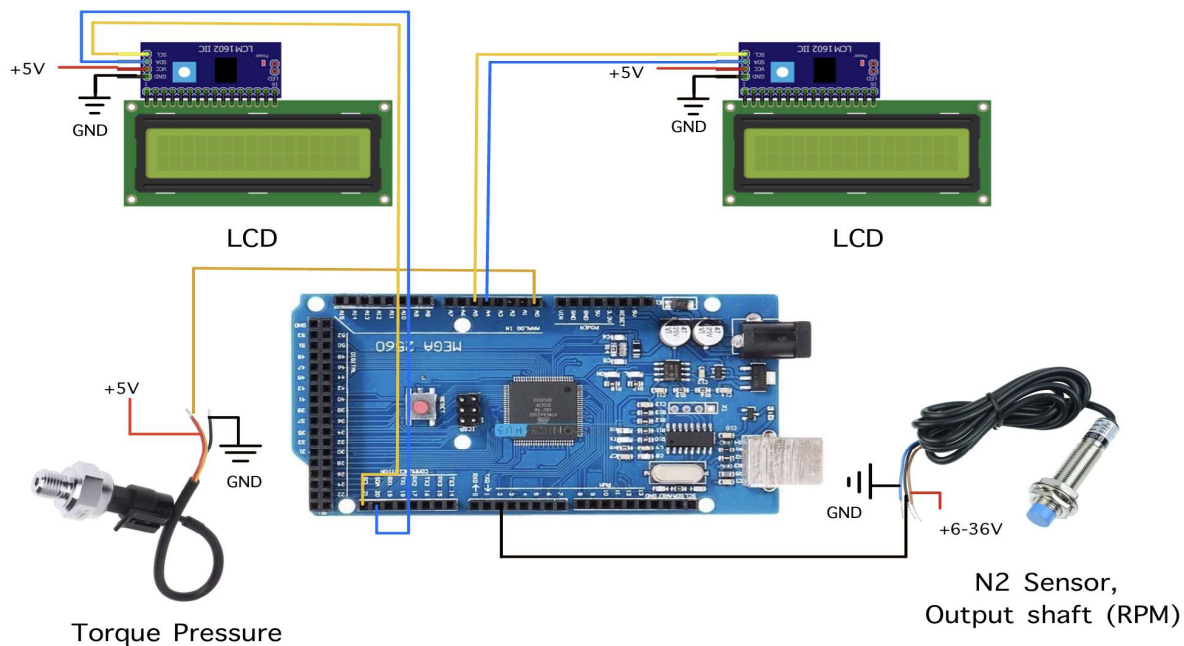
11) Chip detector

เป็นอุปกรณ์ที่บ่งบอกว่าเครื่องยนต์มีการสึกหรอน้อยเพียงใดโดยการส่งสัญญาณเป็นค่าความต้านทานขั้นตอนการดำเนินงาน โดยให้รับสัญญาณจาก Chip detector เมื่อความต้านทานลดลงจะมีการเชื่อมต่อระหว่าง GND กับขั้วของ Chip detector จะทำกระแสไฟครบวงจร จึงเกิดการแสดงเป็นความสว่างของหลอดไฟ LED (Warning light) แสดงดังรูปที่ 3.9 แผนผังการต่อ Chip Detector warning light

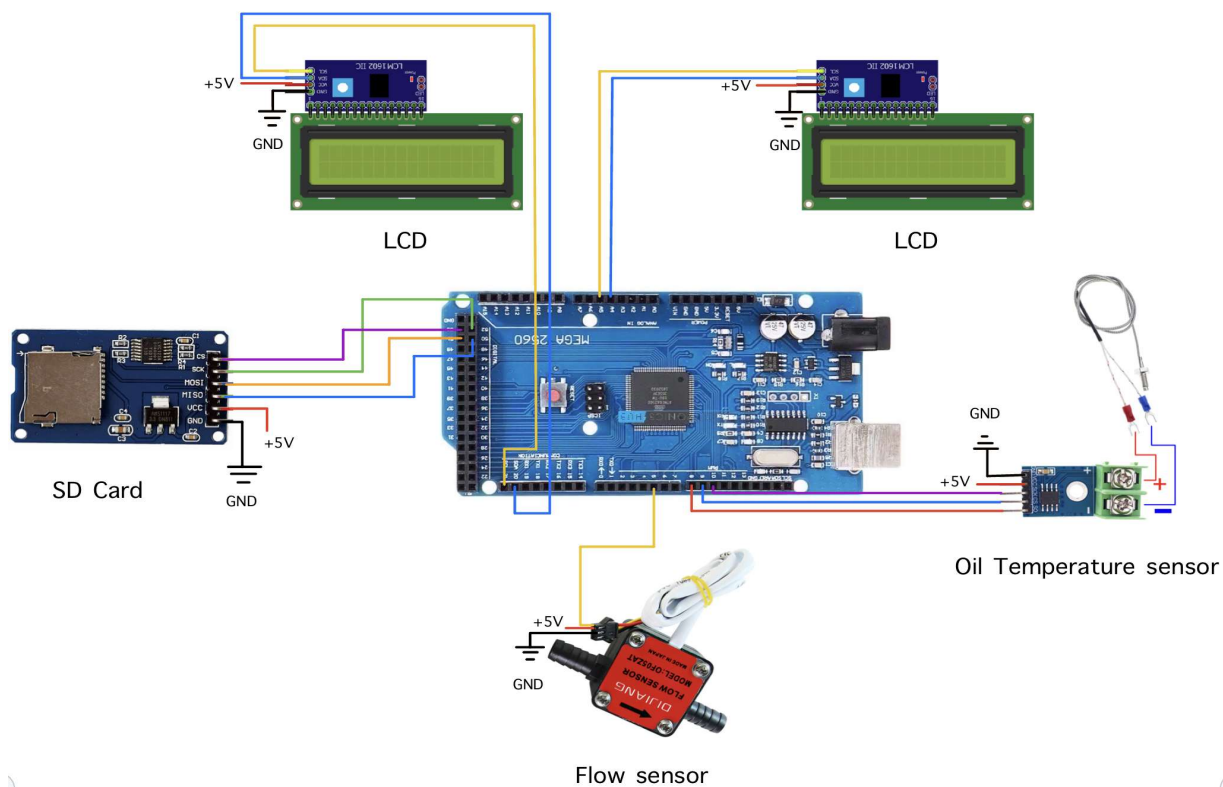
เซ็นเซอร์ทุกตัวที่รับค่า แสดงผล ได้ทำการเขียนคำสั่งผ่านโปรแกรม Arduino IDE และ
ควบคุมโปรแกรมผ่าน Arduino Mega 2560 board



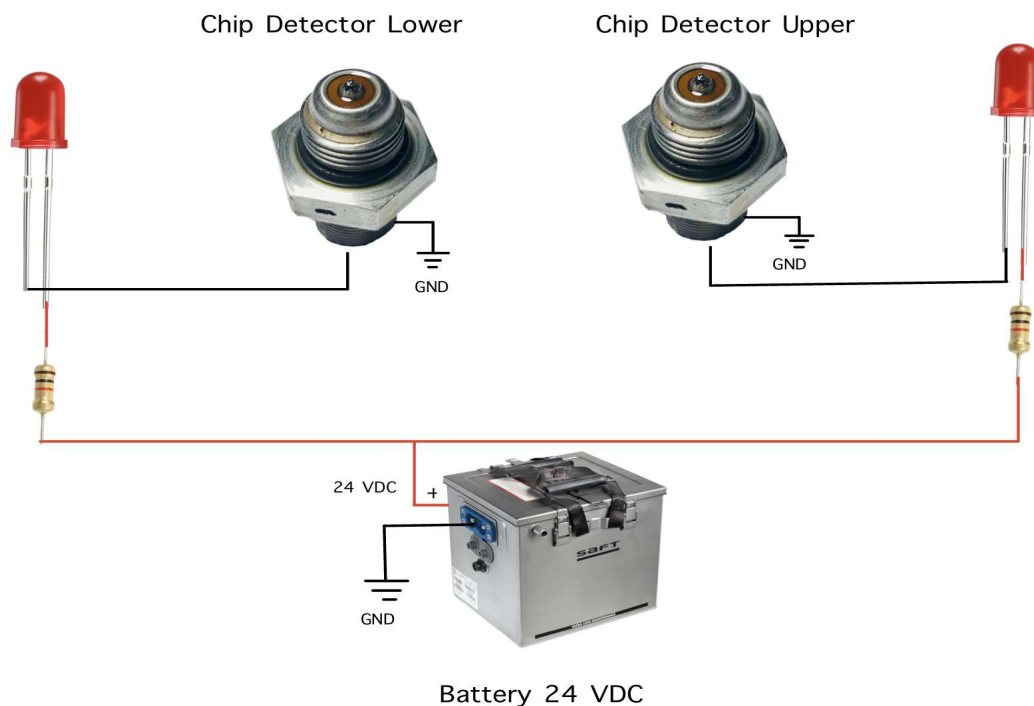
รูปที่ 3.6 แผนผังจอแสดงผลความเร็วรอบ N1, Oil Pressure, TOT



รูปที่ 3.7 แผนผังจอแสดงผลความเร็วรอบ N2, Output shaft, Torque Pressure



รูปที่ 3.8 แผนผังจอแสดงผลการวัดอัตราการไหลของเชื้อเพลิงและอุณหภูมิน้ำมันเครื่อง



รูปที่ 3.9 แผนผังการต่อ Chip Detector warning light

3.3 สตาร์ทเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์จด้วยระบบเดิม (ไม่มีภาระ)

เตรียมเครื่องยนต์สำหรับการทดสอบเครื่องยนต์ แผนการดำเนินการดังนี้

1. ตรวจเช็คความพร้อมของเครื่องยนต์
2. ทำการสตาร์ทเครื่องยนต์ เป็นเวลา 10 นาที (กรณีเครื่องยนต์สตาร์ทแล้วอยู่ในเงื่อนไขการสตาร์ท เช่น Oil pressure, Oil temperature, TOT ขึ้น/แสดงผลเป็นปกติ)

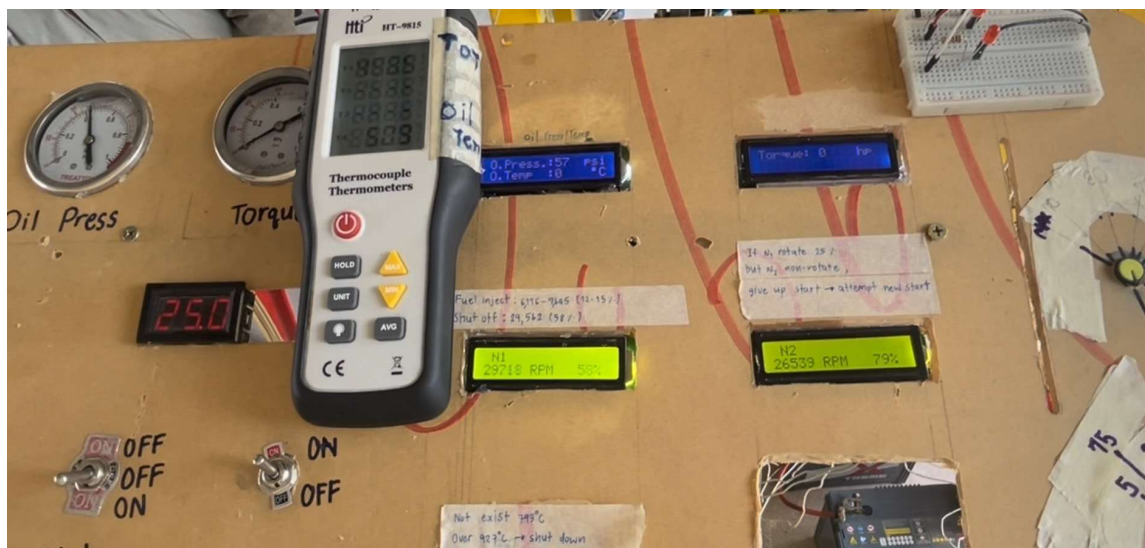
3. บันทึกผล

การสตาร์ทเครื่องยนต์แสดงดังรูป ที่ 3.10 การสตาร์ทเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์จด้วยระบบเดิม (ไม่มีโหลด) และหน้าจอแสดงผลขณะเครื่องยนต์สตาร์ทติดแล้วที่ความเร็วรอบ IDLE แสดงดังรูปที่

3.10 จอแสดงผลเครื่องวัด



รูปที่ 3.10 การสตาร์ทเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์พด้วยระบบเดิม(ไม่มีโหลด)



รูปที่ 3.11 จอแสดงผลเครื่องวัด

3.4 ติดตั้งชุดลดความเร็วรอบเข้ากับไดนาโมมิเตอร์

งานวิจัยนี้ใช้เครื่องไดนาโมมิเตอร์ของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ซึ่งเป็น ไดนาโมมิเตอร์ แบบ Eddy current brake ยี่ห้อ Lanmax รุ่น DW400 ซึ่ง Rated Power = 400 Kw , Rated torque=2200 Nm, Rated speed=2000-2600 rpm, Maximum rotational speed=5000 rpm ,Turning inertia=3.6 kgm, Maximum excitation voltage= 180 Vdc, Maximum excitation Current=10 A, Cooling water pressure=0.2~0.4 MPA , Flow of the cooling water=300 L/hr แสดงดังรูปที่ 3.12 ไดนาโมมิเตอร์ ยี่ห้อ Lanmax รุ่น DW400

ด้วยเหตุนี้จึงจำเป็นต้องใช้ชุดลดความเร็วรอบเป็นชุดเฟืองท้ายของรถยนต์แสดงดังรูปที่ 3.13 เฟืองท้ายรถยนต์ อัตราการทด 3.91 : 1 เนื่องจากเป็นอุปกรณ์ที่สามารถรับแรงบิดได้พอสมควรเพียงพอต่อการทดสอบ



รูปที่ 3.12 ไดนาโมมิเตอร์ ยี่ห้อ Lanmax รุ่น DW400



รูปที่ 3.13 เฟืองท้ายรถยนต์ อัตราการทด 3.91:1

ทำการติดตั้งเพลาลูกจากเครื่องยนต์เข้ากับชุดเฟืองท้ายและเฟืองท้ายต่อเข้ากับไดนาโมมิเตอร์ แสดงดัง
รูปที่ 3.14 แผนการติดตั้งเครื่องยนต์เข้ากับไดนาโมมิเตอร์



รูปที่ 3.14 แผนการติดตั้งเครื่องยนต์เข้ากับไดนาโมมิเตอร์



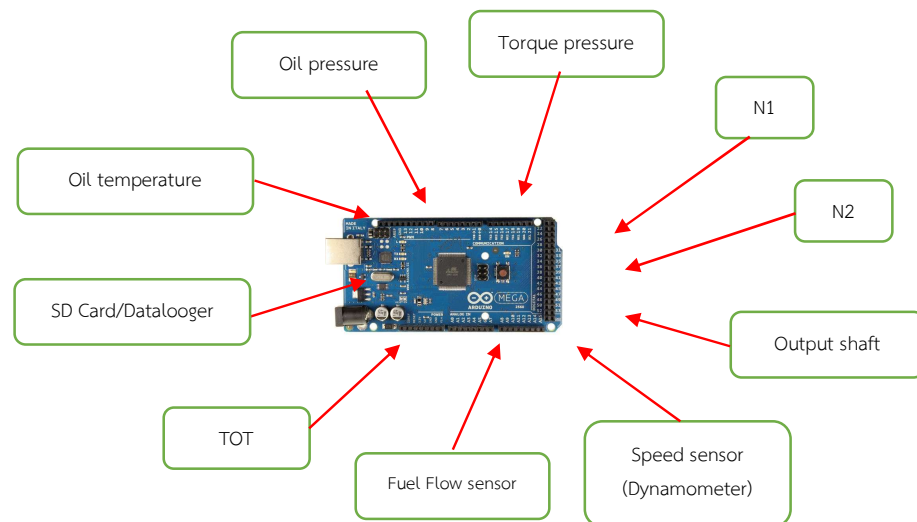
รูปที่ 3.15 ติดตั้งเครื่องยนต์เข้ากับไดนาโมมิเตอร์

3.5 ทดสอบเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์พด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมเข้ากับไดนาโมมิเตอร์

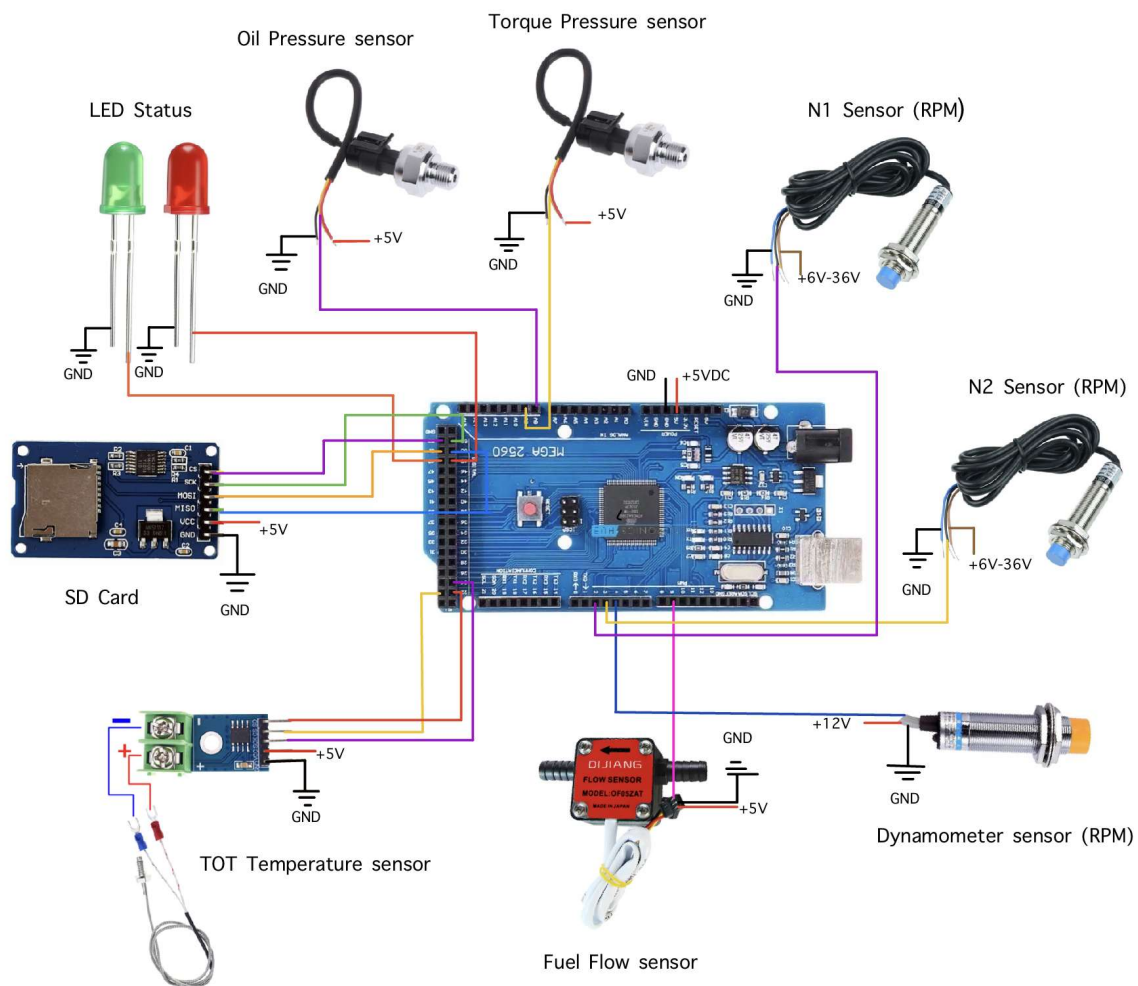
แผนการดำเนินงานดังนี้

3.5.1.ทำการสตาร์ทเครื่องยนต์ตามขั้นตอน (หัวข้อที่ 2.5 การสตาร์ทเครื่องยนต์ Allison250-C20B)

3.5.2.ทำการสร้างเครื่องมือบันทึกผลด้วย Datalogger รับค่าจากตัวอ่านค่าตัวแสดงดังรูปที่ 3.8
แผนผังจอแสดงผลการวัดอัตราการไหลของเชื้อเพลิงและอุณหภูมิน้ำมันเครื่องแสดงดังรูปที่ 3.16 แผนผังการ
ต่อและการบันทึกค่าการทดสอบเครื่องยนต์ และรูปที่ 3.16 แผนผัง Datalogger



รูปที่ 3.16 แผนผังการต่อเซนเซอร์และการบันทึกค่าการทดสอบเครื่องยนต์

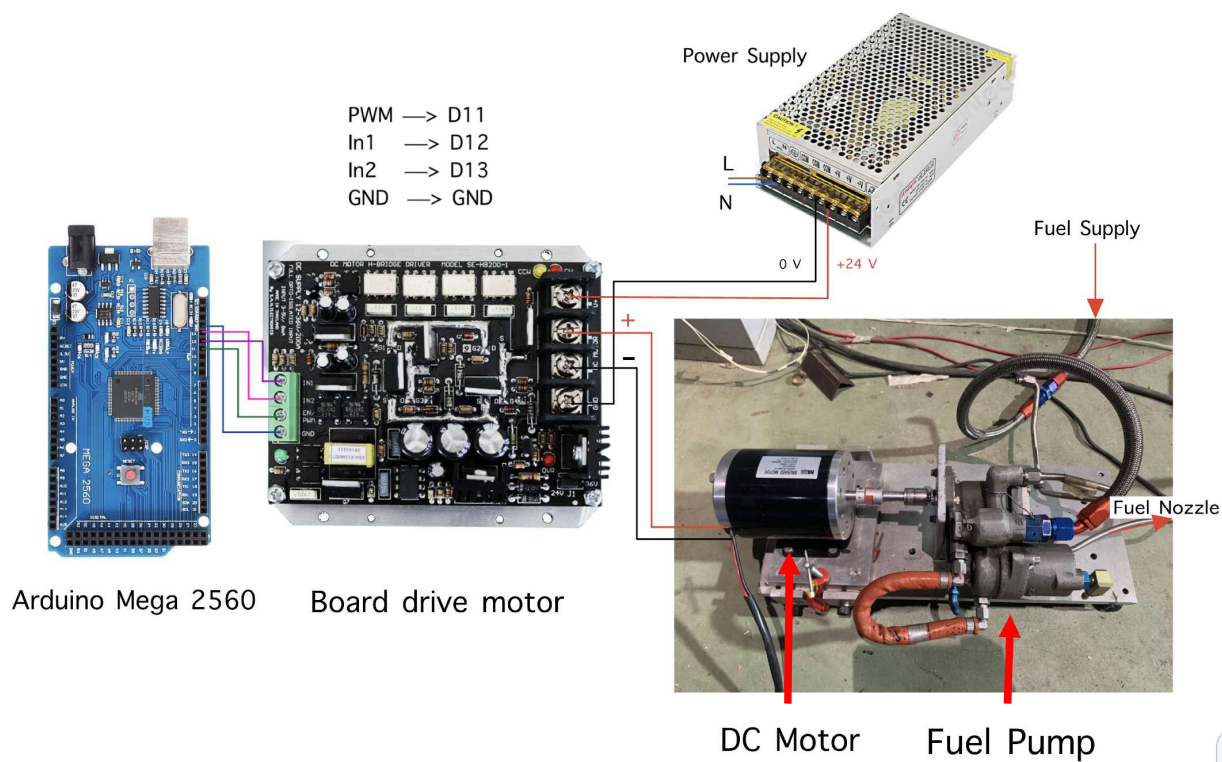


รูปที่ 3.17 แผนผัง Datalogger

3.6 ติดตั้งอุปกรณ์ควบคุมปริมาณเชื้อเพลิง

ทำการติดตั้งอุปกรณ์ควบคุมเชื้อเพลิงระบบเชื้อเพลิงใหม่มีอุปกรณ์ดังนี้ แสดงดังรูปที่ 3.18 แผนผังการต่อวงจรอิเล็กทรอนิกส์ควบคุมปริมาณเชื้อเพลิง

1. Arduino Mega 2560
2. Board drive motor 24Vdc 80A
3. Motor 24Vdc 40A
4. Power supply 24 Vdc 40A
5. Fuel pump (ของเครื่อง Allison250-C20B)



รูปที่ 3.18 แผนผังการต่อวงจรอิเล็กทรอนิกส์ควบคุมปริมาณเชื้อเพลิง

3.7 สตาร์ทเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์จด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ (ไม่มีภาระ)

1. ทำการสตาร์ทด้วยการ เพิ่ม ค่า PWM จาก Arduino ไปขับ Motor แสดงดังตารางที่ 3.4 การทดลองเพิ่มค่า PWM ไปขับ Motor และวัดอัตราการไหลของเชื้อเพลิงในอากาศ ด้วยการทดลองการเพิ่มค่า PWM ไปขับ Motor และวัดอัตราการไหลของเชื้อเพลิงในอากาศเพื่อเป็นการทดลองเบื้องต้นว่าระบบนี้สามารถใช้งานได้จริง จึงจะทำการทดสอบการสตาร์ทเครื่องยนต์จริง

ตารางที่ 3.4 การทดลองเพิ่มค่า PWM ไปขับ Motor และวัดอัตราการไหลของเชื้อเพลิงในอากาศ

V(v)matlab	Multimeter (Volt)			Motor (RPM)			Volume (L/min)			Time (s)			Q (L/min)			Volt avg	Qavg	RPMavg	PWM
	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3				
0	0	0	0	0	0	0	0.5	0.5	0.5	0	0	0	0	0	0	0.00	0.000	0	
2		1.3		0	0	0	0.5	0.5	0.5	0	0	0	0	0	0	0.43	0.000	0	
3	2.3	2.3	2.3	127.7	115.9	105.2	0.5	0.5	0.5	176.27	193.07	196.56	0.170193	0.155384	0.152625	2.30	0.139	116	
3.2	2.6	2.6	2.5	137.9	136.5	133.4	0.5	0.5	0.5	155.91	153.98	161.46	0.192419	0.19483	0.185805	2.57	0.166	136	
3.4	2.7	2.7	2.7	147.9	147.3	143.8	0.5	0.5	0.5	140.35	140.7	140.08	0.213751	0.21322	0.214163	2.70	0.186	146	
3.6	2.9	2.9	2.9	156.8	154.9	154.2	0.5	0.5	0.5	128.62	132.89	127.07	0.233245	0.225751	0.23609	2.90	0.202	155	40
3.8	3	3	3	163.6	162.4	160.1	0.5	0.5	0.5	122.42	126.77	126.35	0.245058	0.236649	0.237436	3.00	0.209	162	42
4	3.2	3.2	3.2	172.4	168.3	167.6	0.5	0.5	0.5	113.44	118.98	118.98	0.264457	0.252143	0.252143	3.20	0.223	169	44
4.2	3.3	3.3	3.3	172.4	176.8	177.3	0.5	0.5	0.5	115.41	108.89	108.13	0.259943	0.275507	0.277444	3.30	0.236	176	46
4.4	3.4	3.5	3.5	176.8	183.4	184.6	0.5	0.5	0.5	109.08	109.83	108.86	0.275028	0.273149	0.275583	3.47	0.239	182	48
4.6	3.6	3.6	3.6	192	192.7	195.7	0.5	0.5	0.5	97.28	101.46	96.08	0.308388	0.295683	0.31224	3.60	0.266	193	50
4.8	3.9	3.9	3.9	213.4	208.3	216.9	0.5	0.5	0.5	79.39	86.92	77.53	0.377881	0.345145	0.386947	3.90	0.322	213	52
5	4	4	4	228.5	219.7	231.5	0.5	0.5	0.5	67.19	72.19	69.21	0.446495	0.41557	0.433463	4.00	0.376	227	54
5.2	4.2	4.2	4.2	245.3	235.9	248.3	0.5	0.5	0.5	60.59	68.44	62.35	0.495131	0.43834	0.481155	4.20	0.410	243	56
5.4	4.4	4.4	4.4	261.9	247.8	268.5	0.5	0.5	0.5	51	62.86	53	0.588235	0.477251	0.566038	4.40	0.473	259	58
5.6	4.5	4.5	4.6	278.3	261.2	287.2	0.5	0.5	0.5	48.5	55.63	46.5	0.618557	0.539277	0.645161	4.53	0.523	276	60
5.8	4.7	4.7	4.8	295.2	280.9	303.5	0.5	0.5	0.5	41.87	48.38	43.5	0.716503	0.620091	0.689655	4.73	0.588	293	62
6	4.9	4.9	4.9	313.4	299.2	319.2	0.5	0.5	0.5	37.23	41.4	38.81	0.805802	0.724638	0.772997	4.90	0.668	311	64
6.2	5.1	5	5.1	328.7	297.2	334.2	0.5	0.5	0.5	36.83	42.6	36.64	0.814553	0.704225	0.818777	5.07	0.678	320	66
6.4	5.3	5.3	5.4	343.5	315.7	353.6	0.5	0.5	0.5	32.12	40	33.56	0.933998	0.75	0.893921	5.33	0.748	338	68
6.6	5.5	5.4	5.5	360.6	332.9	365.8	0.5	0.5	0.5	34.03	35.28	31.52	0.881575	0.85034	0.951777	5.47	0.778	353	70
6.8	5.6	5.6	5.7	373.7	349	378.4	1	1	1	58.56	62.79	57.2	1.02459	0.955566	1.048951	5.63	0.878	367	72
7	5.8	5.7	5.8	381.7	363.4	388.1	1	1	1	53.16	59.76	54.8	1.128668	1.004016	1.094891	5.77	0.936	378	74
7.2	5.9	5.9	6	397.1	377.4	399.4	1	1	1	55.89	57.08	52.19	1.073537	1.051156	1.149646	5.93	0.950	391	76
7.4	6.1	6.1	6.2	413.6	389.5	410.2	1	1	1	54.36	51.38	49.59	1.103753	1.16777	1.209921	6.13	1.010	404	78
7.6	6.2	6.2	6.3	423.3	400	421	1	1	1	51.28	53.01	51.94	1.170047	1.131862	1.155179	6.23	1.003	415	80
7.8	6.4	6.4	6.5	434.6	413.4	434	1	1	1	46.8	49.86	47.69	1.282051	1.203369	1.258125	6.43	1.086	427	82
8	6.6	6.6	6.7	452.7	431.5	449.2	1	1	1	43.41	47.28	45.03	1.38217	1.269036	1.332445	6.63	1.155	444	84
8.2	6.8	6.8	6.8	463.7	442.8	460.4	1	1	1	43.73	47.6	43.52	1.372056	1.260504	1.378676	6.80	1.163	456	86
8.4	6.9	6.9	7	474.5	447	471.3	1	1	1	45.56	45.43	42.77	1.316945	1.320713	1.402852	6.93	1.172	464	88
8.6	7.1	7	7.1	485.8	457.3	479.1	1	1	1	40.97	44.4	42.64	1.464486	1.351351	1.407129	7.07	1.225	474	90
8.8	7.2	7.2	7.3	492.4	467.1	488	1	1	1	42.45	42.28	41.2	1.413428	1.419111	1.456311	7.23	1.244	483	92
9	7.5	7.3	7.4	511	478.9	495.5	1	1	1	36.15	36.72	40.25	1.659751	1.633987	1.490683	7.40	1.387	495	94
9.2	7.6	7.5	7.5	519.7	486.5	501.2	1	1	1	36.32	41.73	39.6	1.651982	1.437815	1.515152	7.53	1.335	502	95
9.4	7.7	7.6	7.7	526.5	497.9	512.5	1	1	1	38.08	40.53	38.71	1.57563	1.480385	1.549987	7.67	1.336	512	96
9.6	7.9	7.8	7.9	534.2	509.2	525.3	1	1	1	36.83	35.07	36.26	1.629107	1.710864	1.654716	7.87	1.448	523	99
9.8	8	8	8	538.4	517.5	534.9	1	1	1	38.17	32.74	37.24	1.571915	1.832621	1.611171	8.00	1.455	530	102
10	8.1	8.1	8.2	545.2	525	544.5	1	1	1	34.95	34.18	36.54	1.716738	1.755413	1.642036	8.13	1.483	538	103

เริ่มต้น

*หมายเหตุ ค่าแรงดันไฟฟ้า (Volt) ที่แสดงดังตารางเป็นค่าที่ได้จากการวัดจริง ขณะที่มอเตอร์ทำการขับปั๊มเชื้อเพลิงอยู่ (หมายความว่ามิไหลดกระทำได้ต่อมอเตอร์)



รูปที่ 3.19 แสดงการฉีดเชื้อเพลิงด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงใหม่

ตารางที่ 3.5 ตารางการจำลองค่าแรงดันไฟฟ้าไปยังมอเตอร์

แรงดันไฟฟ้า(Volt), PWM	ความเร็วรอบ N1 (%)	TOT
3.0 v , 42 PWM	บันทึกผล	$< 810^{\circ}\text{C}$
3.2 v , 44 PWM	บันทึกผล	$< 810^{\circ}\text{C}$
... v, PWM	บันทึกผล	$< 810^{\circ}\text{C}$
... v, PWM	บันทึกผล	$< 810^{\circ}\text{C}$
จนกว่า %N1 = (59-65%N1)	(59-65 %N1)	$< 810^{\circ}\text{C}$

2.ทำการสตาร์ทเครื่องยนต์ เมื่อทำการทดสอบการสตาร์ทเครื่องยนต์ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงใหม่ หลังจากนั้นจะทำการดูพารามิเตอร์ต่างๆของเครื่องยนต์ปกติก็ทำการทดสอบเครื่องยนต์ด้วยไดนาโมมิเตอร์ต่อไป

3.8 ทดสอบเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์พด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ กับไดนาโมมิเตอร์ (มีโหลด)

ทดสอบเครื่องยนต์โดยการเพิ่มปริมาณเชื้อเพลิงด้วยการปรับแรงดันไฟฟ้า (Volt) ให้กับมอเตอร์ขับเคลื่อนเชื้อเพลิง มีการทดสอบ ดังนี้

ขั้นตอนการทดสอบด้วยการปรับ Fuel Flow (ปรับ Volt)

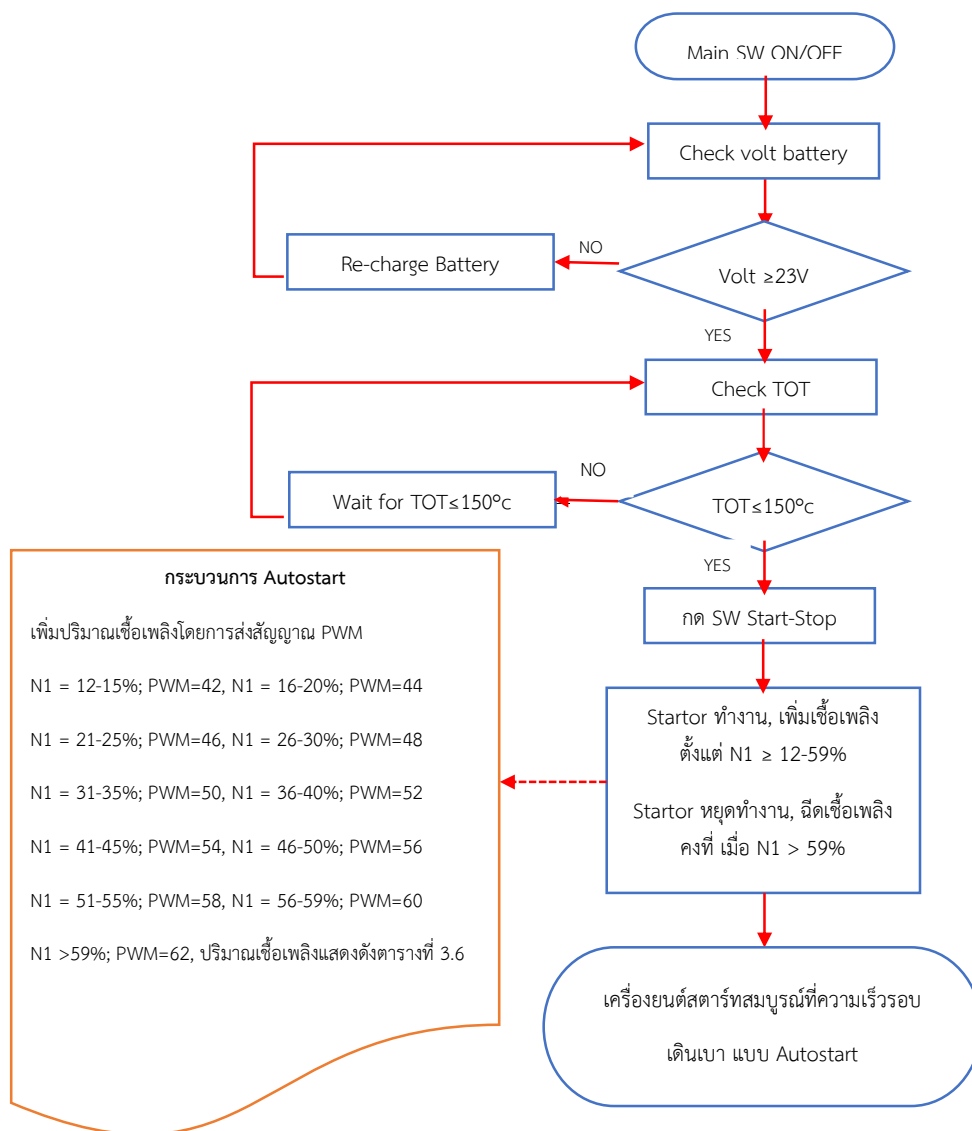
1. ทำการเริ่มสตาร์ทเครื่องยนต์ (12-15 %N1) เริ่มใส่ปริมาณเชื้อเพลิงที่ 3 V (Fuel flow = 0.209 L/min)
2. ระหว่างเครื่องยนต์เริ่มทำงานจะค่อยๆเพิ่มปริมาณเชื้อเพลิง โดยการเพิ่มแรงดันไฟฟ้า (volt) ขึ้นครั้งละ 0.2 V ไปจนกว่า N1 ถึง 59-65% N1
3. รอคอยระบบต่างๆของเครื่องยนต์ปกติเป็นเวลา 1 นาที
4. ทำการเพิ่มปริมาณเชื้อเพลิงจนกว่า Output shaft จะเท่ากับ 6000 rpm (RPM Dynamometer = 1500 RPM โดยประมาณ)
5. ทำการเพิ่ม load จากเครื่อง Dynamometer โดยปกติแล้วความเร็วรอบจะตกลง (RPM Drop)
6. ทำการเพิ่มปริมาณเชื้อเพลิงขึ้นอีก โดยปรับ volt ครั้งละ 0.2 V ความเร็วรอบจะเพิ่มขึ้น
7. ทำการเพิ่ม load ขึ้นอีก จากนั้นทำขั้นตอนที่ 6 จนซ้ำจนกว่าจะได้กำลัง (Power) เท่า กับ 50 kVA

3.9 เขียนโปรแกรมควบคุมการสตาร์ทอัตโนมัติ

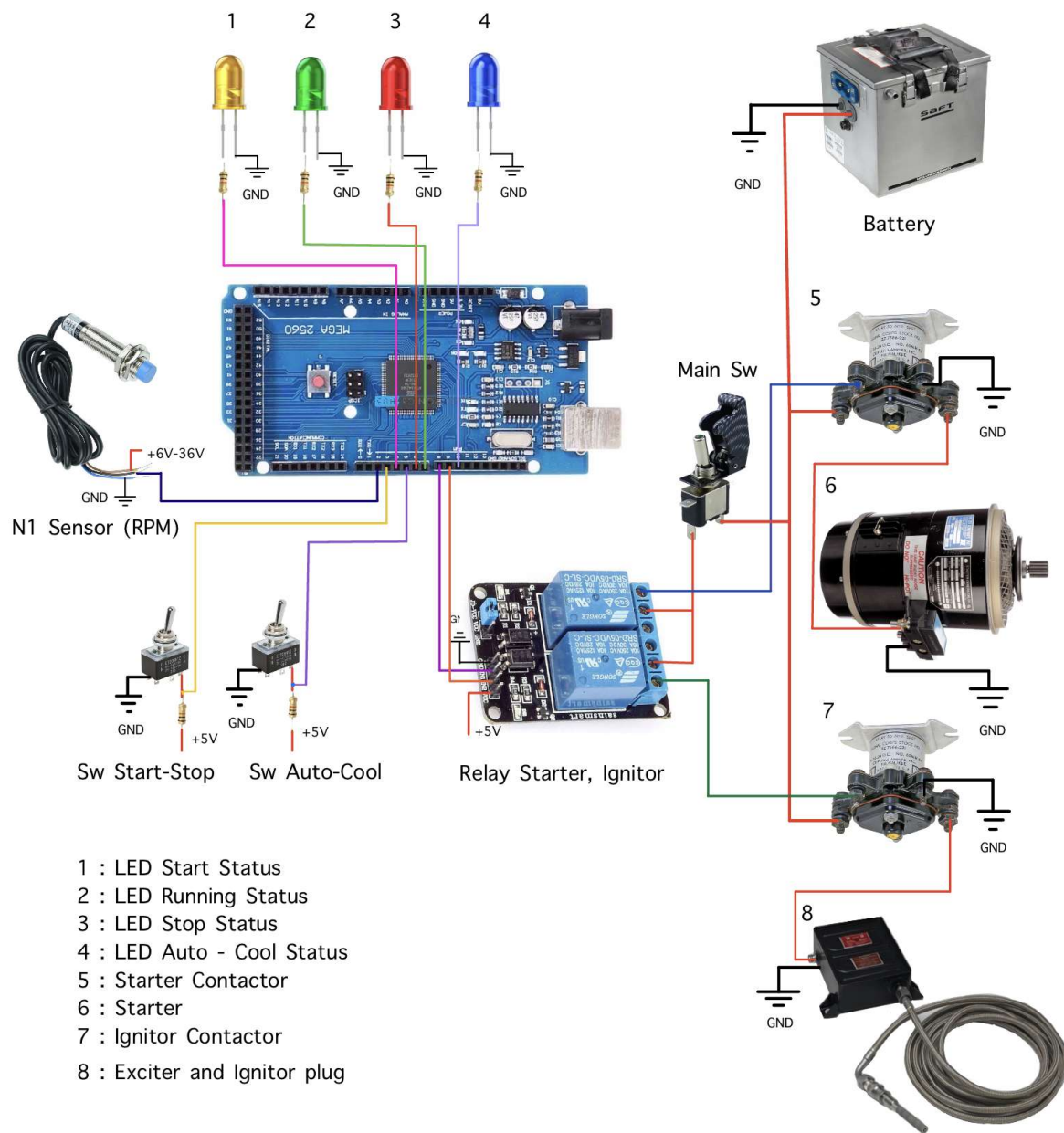
ขั้นตอนการทำงานของเครื่องยนต์ Allison250-C20B

1. เขียนผังลำดับขั้นตอนการสตาร์ทและเงื่อนไขต่างๆที่จำเป็นต่อการทำงานของเครื่องยนต์ แสดงดังรูปที่ 3.20 แผนผังการทำงานของเครื่องยนต์

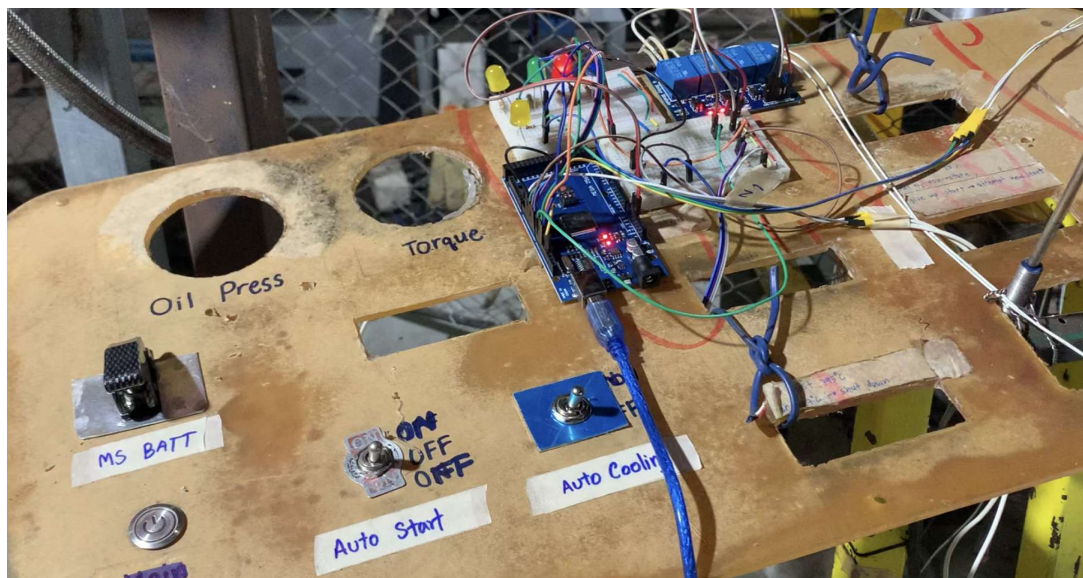
2.เขียนโปรแกรมควบคุมลำดับการทำงานและเงื่อนไข โดยนำค่า PWM ดังตารางที่ 3.6 แสดงค่า PWM ที่ความเร็วรอบ %N1 ต่างๆ



รูปที่ 3.20 แผนผังการทำงานของเครื่องยนต์



รูปที่ 3.21 แผนผังการต่อวงจรการสตาร์ทอัตโนมัติ (Auto-Start)



รูปที่ 3.22 แสดงการต่อวงจรระบบสตาร์ทอัตโนมัติ

3.10 ทดสอบการสตาร์ทอัตโนมัติ

ทำการทดสอบด้วยการสตาร์ทเครื่องยนต์อัตโนมัติ โดยการกำหนดค่า Volt ที่ส่งไปยังมอเตอร์ ด้วยคำสั่ง PWM จะมีค่าการทดสอบดังตารางที่ 3.6 แสดงค่า PWM ที่ความเร็วรอบ %N1 ต่างๆ

ตารางที่ 3.6 แสดงค่า PWM ที่ความเร็วรอบ %N1 ต่างๆ

ความเร็วรอบ %N1	Fuel flow (l/min)	Volt (V)	PWM
0-11	0	0	0
12-15	0.209	3.00	42
16-20	0.223	3.20	44
21-25	0.236	3.30	46
26-30	0.239	3.47	48
31-35	0.266	3.60	50
36-40	0.322	3.90	52
41-45	0.376	4.00	54
46-50	0.410	4.20	56
51-55	0.473	4.40	58
56-59	0.523	4.53	60
>=59	0.588	4.73	62
Engine Idle 59-65 %N1			

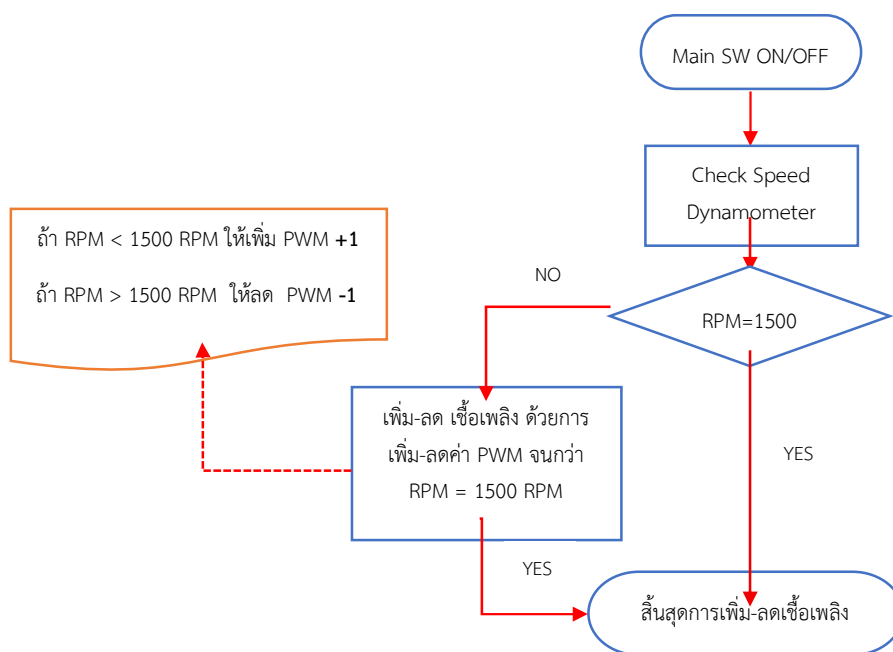
3.11 เขียนโปรแกรมพื้นฐานควบคุมปริมาณการฉีดเชื้อเพลิงด้วยหลักการของ PID Controller

1. ทำการสตาร์ทเครื่องยนต์เพื่อจำลองการป้อนค่า PWM ไปยังมอเตอร์เพื่อศึกษาพฤติกรรมของเครื่องยนต์และการตอบสนองของ Output shaft ที่ต่อไปยัง Dynamometer ทำการทดสอบดังตารางที่ 3.8 ตารางแสดงการจำลองค่า PWM กับความเร็วรอบของ Dynamometer แต่ละครั้งทำการทดสอบ 60 วินาที

ตารางที่ 3.8 ตารางแสดงการจำลองค่า PWM กับความเร็วรอบของ Dynamometer

PWM	Speed Dynamometer
63	?
66	?
60	?

2. หลักการทำงานและการควบคุม PID Controller แสดงดัง รูปที่ 3.23 แผนผังหลักการทำงานของการควบคุมความเร็วรอบของ Dynamometer



รูปที่ 3.23 แผนผังหลักการทำงานของการควบคุมความเร็วรอบของ Dynamometer

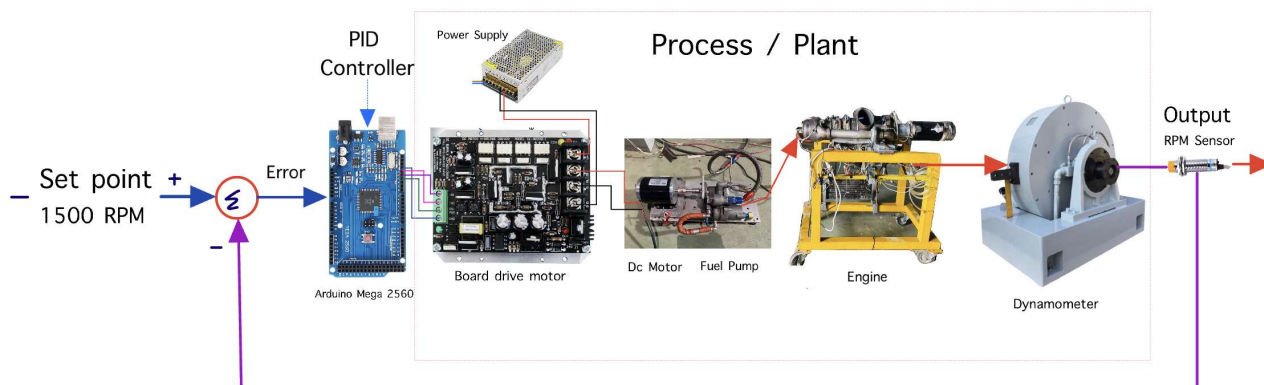
3. ทำการติดตั้งชุดควบคุมอิเล็กทรอนิกส์ด้วยอุปกรณ์ทดสอบดังนี้

3.1 อุปกรณ์ดังหัวข้อที่ 3.6 ติดตั้งอุปกรณ์ควบคุมปริมาณเชื้อเพลิง

3.2 เครื่องยนต์ Allison250-C20B

3.3 Dynamometer

3.4 Speed Dynamometer Sensor (RPM)



รูปที่ 3.24 แผนผังการต่อวงจรควบคุม PID Controller

3.12 ทดสอบเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์กับไดนามิเตอร์ โดยใช้ PID Controller

1. ทำการสตาร์ทเครื่องยนต์
2. ระบบต่างๆของเครื่องยนต์ปกติ
3. ทำการเลือกโหมด PID Control
4. เมื่อค่าถึง Setpoint แล้ว ทำการเพิ่มโหลด จนถึง ค่ากำลัง(Power) ที่แสดงบนหน้าจอของเครื่องทดสอบ Dynamometer (Power ไม่เกิน 50 kW)
5. ทำการปรับจูนค่า K_p , K_i , K_d ให้เหมาะสมกับระบบนี้

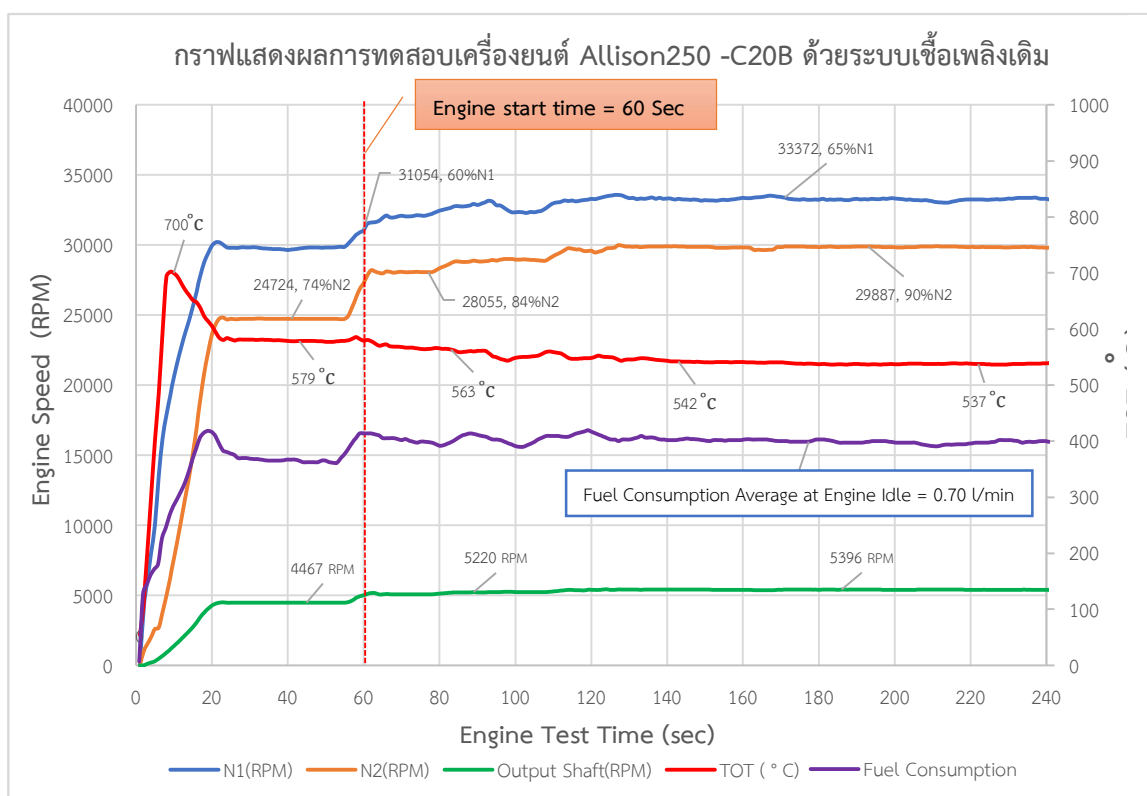
บทที่ 4

ผลการทดสอบ

4.1 ผลการทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิม

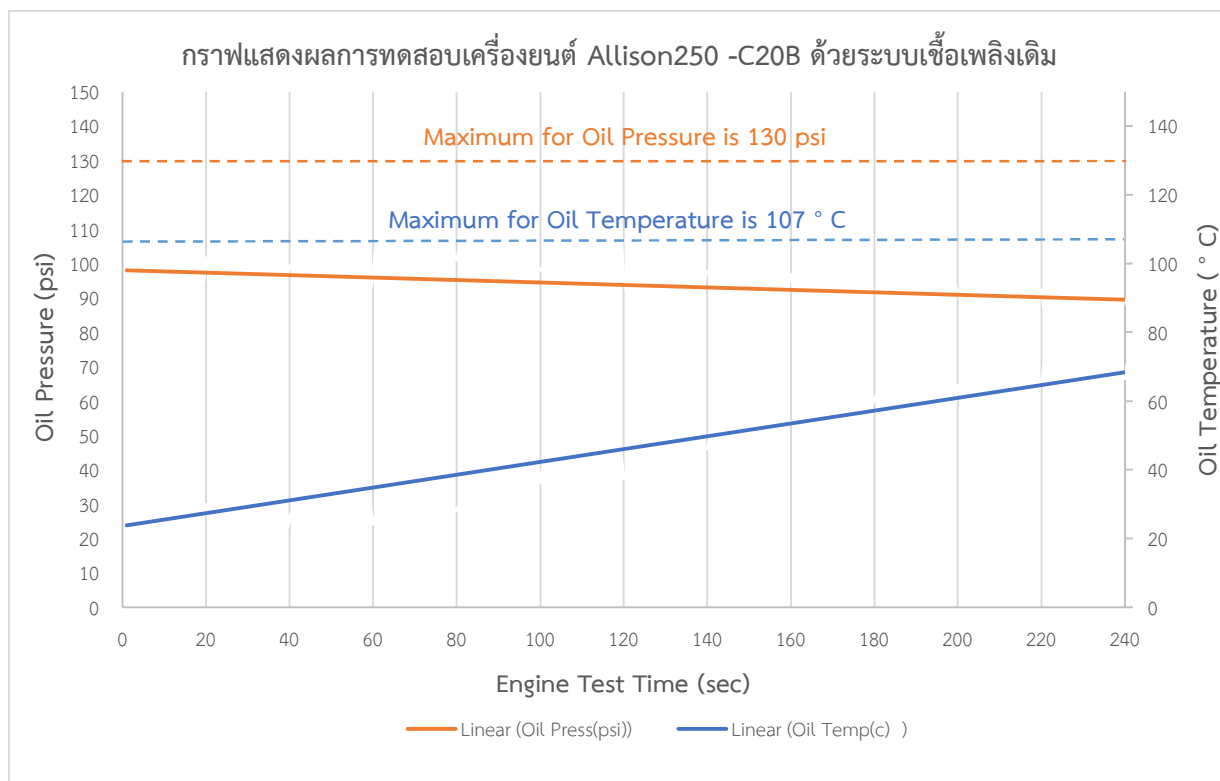
รูปที่ 4.1 แสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 - C20B (N1, N2, TOT, Fuel Consumption, Output shaft) ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมแบบ ไม่มีโหลด มีการทดสอบช่วงการสตาร์ทรอบเดินเบาสามารถทำงานได้อย่างปกติ โดยความเร็วรอบของ N1 อยู่ในช่วง 31,054-33,372 RPM (60-65 %N1) N2 อยู่ในช่วง 28,055-29,887 RPM (84-90%N2) อุณหภูมิ TOT (Turbine Outlet Temperature) อยู่ในช่วง 537-563 °c อัตราการบริโภคเชื้อเพลิง (Fuel Consumption) ของเครื่องยนต์ เท่ากับ 0.70 ลิตร/นาที และความเร็วรอบของ Output shaft อยู่ในช่วง 5,220-5,396 RPM

4.1.1 ทดสอบเดินเบาเครื่องยนต์



รูปที่ 4.1 กราฟแสดงผลการทดสอบเดินเบาเครื่องยนต์ Allison250 - C20B

รูปที่ 4.2 แสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 -C20B (Oil Temperature และ Oil Pressure) ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมแบบไม่มีโหลด แสดงให้เห็นถึงอุณหภูมิของน้ำมันเครื่อง (Oil temperature) มีอุณหภูมิอยู่ช่วง 25-70 °c และส่วนของความดันของน้ำมันเครื่อง (Oil Pressure) ได้อยู่ในช่วง 90-98 psig



รูปที่ 4.2 กราฟแสดงผลการทดสอบเดินเบาเครื่องยนต์ Allison250 -C20B (Oil Temperature และ Oil Pressure)

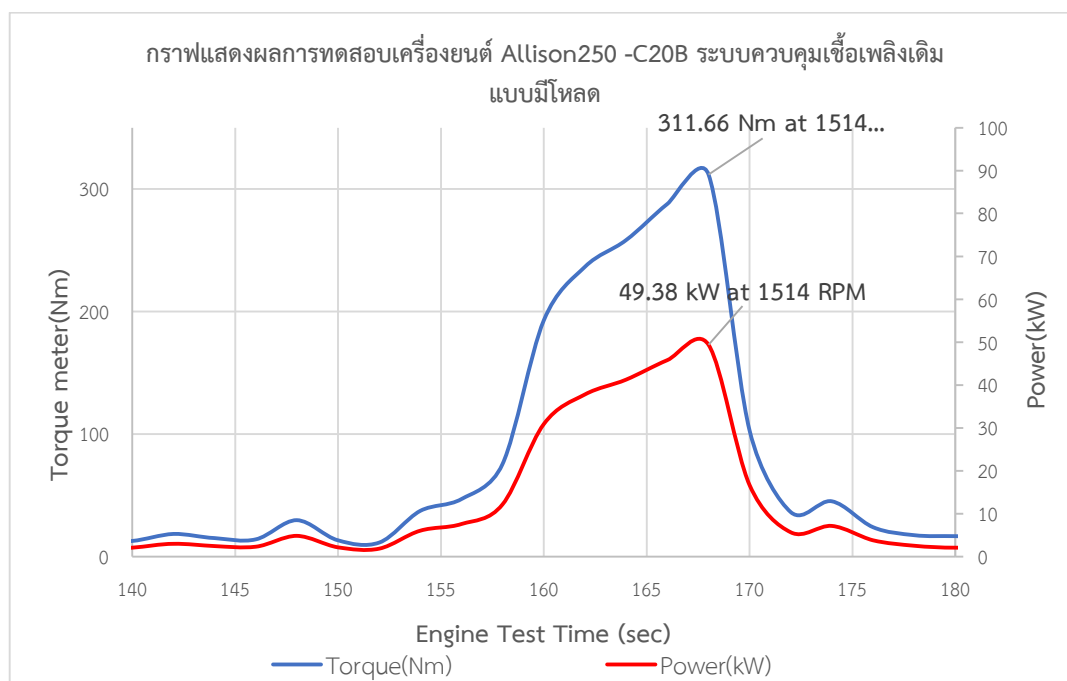
ตารางที่ 4.1 แสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 -C20B ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมแบบไม่มีโหลด ได้แสดงถึงผลการทดสอบนี้ จะเห็นได้ว่าค่าผลการทดสอบเป็นไปตามคู่มือ (ค่าตามสเปค [3]) จะมีเพียงค่า อุณหภูมิ TOT เท่านั้นที่เกินช่วงเนื่องจากโดยปกติแล้วเครื่องยนต์นี้จะถูกติดตั้งกับเฮลิคอปเตอร์ เมื่อเครื่องยนต์ทำงาน ใบเบลด (Rotor Blades) จะหมุนขณะเครื่องยนต์ทำงานจึงมีการระบายความร้อนจากอากาศที่เกิดจากการหมุนใบเบลดของเฮลิคอปเตอร์ อุณหภูมิ TOT จึงอยู่ในช่วง 427 ± 38 °C การทดลองนี้ก็ยังถือว่าเครื่องยนต์มีอุณหภูมิ TOT ที่ปกติ (ไม่เกิน limit 810 °C) และอัตราการบริโภคเชื้อเพลิงสูงกว่าคู่มือเนื่องจากการทำงานของเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมเป็นจ่ายเชื้อเพลิงแบบกลไก โดยใช้หลักการของ Pneumatic มาควบคุมปริมาณการจ่ายเชื้อเพลิง ดังรูปที่ 2.22 แผนผังระบบควบคุมเชื้อเพลิง(250-C20B) (ที่มา: Allison Company. 1996)[4] จึงทำให้เกิดความคลาดเคลื่อนของการจ่ายเชื้อเพลิงไปยังเครื่องยนต์ได้

4.1.2 ทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิม แบบ มีภาระงาน

ตารางที่ 4.1 แสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 -C20B ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมแบบไม่มีโหลด

Engine parameter	ค่าตามสเปค [3]	ผลทดสอบ
N1	30,000 - 33,130 RPM at 59-65%N1	31,054-33,372 RPM at 60-65%N1
N2	24,968-34,950 RPM at 75-105%N2	28,055-29,887 RPM at 84-90%N2
Output shaft	4500-6300 RPM at 75-105%	5,220-5,396 RPM at 84-90%
TOT(Not exceed 810 °c)	427 ± 38 °c	537-563 °c
Oil pressure	50-130 psig	90-98 psig
Oil temperature	0-107 °c	30-70 °c
Fuel consumption	0.62 litter/min.(l/min)	0.70 litter/min.

รูปที่ 4.3 แสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 -C20B ระบบควบคุมเชื้อเพลิงเดิม แบบมีโหลด แสดงให้เห็นถึงขีดความสามารถของเครื่องยนต์ที่ได้จากการบูรณะมาเรียบร้อยแล้ว จะเห็นว่าเครื่องยนต์ที่ได้จากการบูรณะสามารถให้กำลังได้ คือ ค่าแรงบิด (Torque = 311.66 Nm) กำลัง (Power = 49.38 kW) ที่ความเร็วรอบ 1514 RPM ซึ่งหมายความว่าเครื่องยนต์นี้สามารถนำมาใช้กับงานวิจัยนี้ได้



รูปที่ 4.3 กราฟแสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 -C20B ระบบควบคุมเชื้อเพลิงเดิม แบบมีโหลด

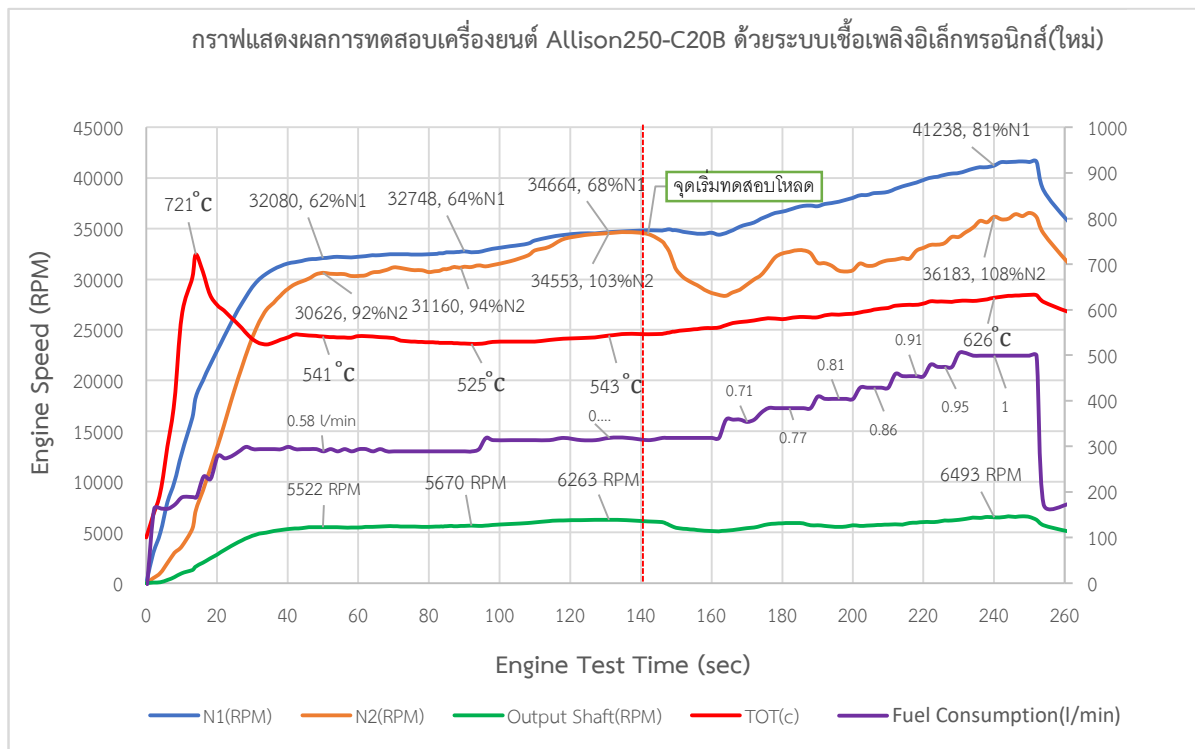
4.2 ผลการทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์

4.2.1 ทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ แบบ มีภาระงาน

รูปที่ 4.4 แสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B (N1, N2, TOT, Fuel Consumption, Output shaft) ด้วยระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์(ใหม่) แบบ มีโหลด มีการทดสอบอยู่ 2 ช่วงการทดสอบ

การทดสอบช่วงที่ 1 เป็นการทดสอบเครื่องยนต์รอบเดินเบาด้วยระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ ช่วงเวลาทดสอบเครื่องยนต์ 0-140 วินาที จะเห็นได้ว่าเครื่องยนต์สามารถทำงานได้อย่างปกติ แสดงดังตารางที่ 4.2 แสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 -C20B ด้วยระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์(ใหม่) ที่รอบเดินเบา โดยความเร็วรอบของ N1 อยู่ในช่วง 32,080-32,748 RPM (62-64 %N1) N2 อยู่ในช่วง 30,626-31,160 RPM (92-94%N2) ความเร็วรอบของ Output shaft อยู่ในช่วง 5,522-5,670 RPM อุณหภูมิ TOT (Turbine Outlet Temperature) อยู่ในช่วง 525-541 °c ความดันน้ำมันเครื่อง (Oil Pressure) อยู่ในช่วง 90-100 psig อุณหภูมิน้ำมันเครื่อง (Oil temperature) อยู่ในช่วง 30-80 °c และอัตราการบริโภคเชื้อเพลิง (Fuel Consumption) ของเครื่องยนต์ เท่ากับ 0.61 ลิตร/นาที่ เนื่องจากว่าระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์(ใหม่) สามารถควบคุมการจ่ายเชื้อเพลิงให้คงที่ จึงสามารถควบคุมการจ่ายเชื้อเพลิงได้ ภายใต้เงื่อนไขเครื่องยนต์ สตาร์ทที่รอบเดินเบา (59-65%N1)

การทดสอบนี้ต้องการทดสอบกำลังของเครื่องยนต์ที่ 50 kW เพื่อต้องการทราบว่าระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์(ใหม่) สามารถทำให้เครื่องยนต์นี้มีกำลัง การทดสอบช่วงที่ 2 ทดสอบเครื่องยนต์ด้วยการเพิ่มโหลดที่ Dynamometer โดยทำการเพิ่มโหลดขึ้นเรื่อยๆจนถึงค่ากำลังที่ต้องการทดสอบ จะเห็นว่าความเร็วรอบของ N2 ลดลง เกิดจากการหน่วงของโหลดที่มาจาก Dyamometer จึงทำการเพิ่มปริมาณเชื้อเพลิงขึ้น เป็น 0.71, 0.77, 0.81, 0.86, 0.91, 0.95, 1 ลิตร/นาที่ เพื่อรักษาความเร็วรอบของเครื่องยนต์

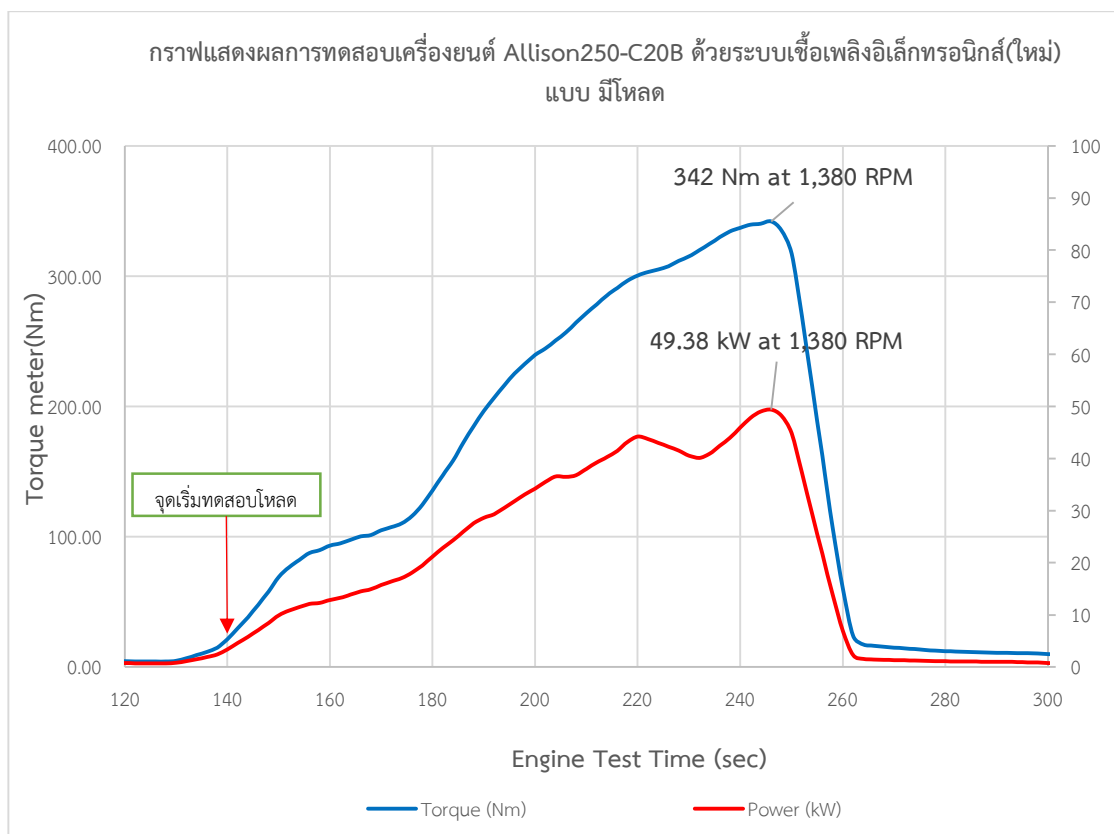


รูปที่ 4.4 กราฟแสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B (N1, N2, TOT, Fuel Consumption, Output shaft) ด้วยระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์(ใหม่) แบบ มีโหลด

ตารางที่ 4.2 แสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 -C20B ด้วยระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์(ใหม่) ที่รอบเดินเบา

Engine parameter	ค่าตามสเปค [3]	ผลทดสอบ
N1	30,000 - 33,130 RPM at 59-65%N1	32,080-32,748 RPM at 62-64%N1
N2	24,968-34,950 RPM at 75-105%N2	30,626-31,160 RPM at 92-94%N2
Output shaft	4500-6300 RPM at 75-105%	5,522-5,670 RPM at 92-94%
TOT(Not exceed 810 °C)	427 ± 38 °C	525-541 °C
Oil pressure	50-130 psig	90-100 psig
Oil temperature	0-107 °C	30-80 °C
Fuel consumption	0.62 litter/min.	0.61 litter/min.

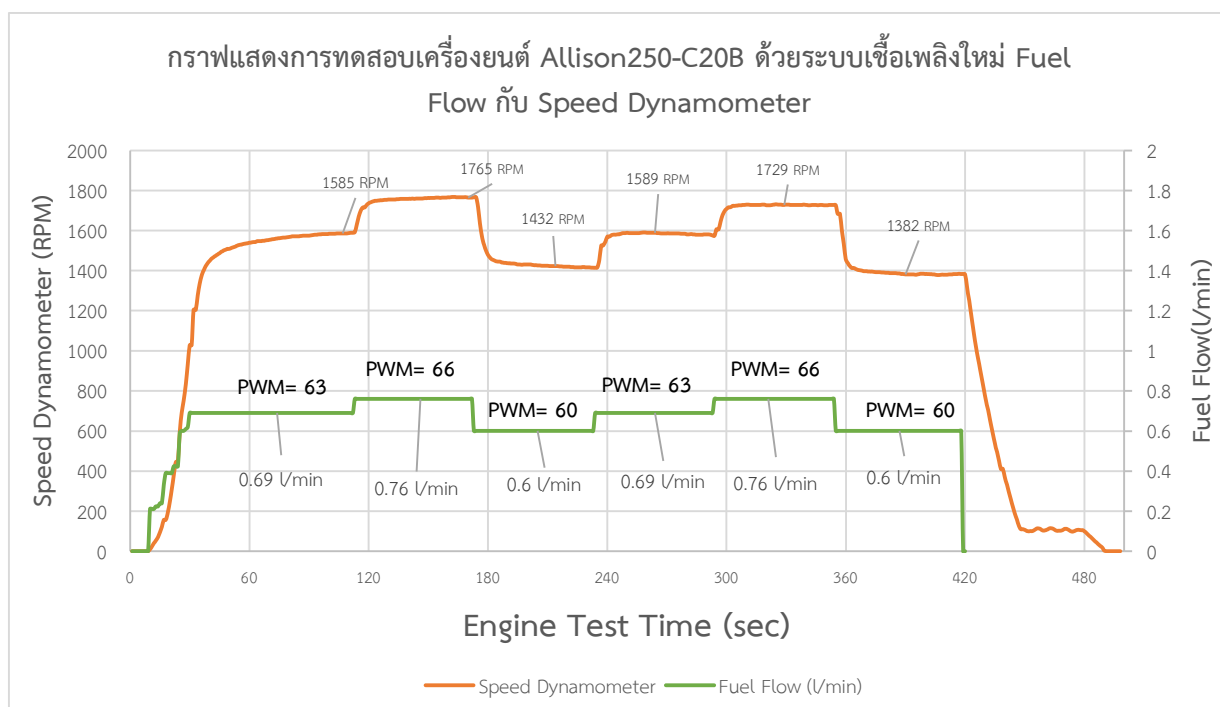
รูปที่ 4.5 แสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B (Speed Dynamometer, Torque, Power, Fuel Consumption) ด้วยระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์(ใหม่) แบบ มีโหลด แสดงให้เห็นถึงขีดความสามารถของระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์(ใหม่) จะเห็นว่าผลการทดสอบ คือ ค่าแรงบิด (Torque = 342 Nm) กำลัง (Power = 49.38 kW) ที่ความเร็วรอบ 1,380 RPM ซึ่งหมายความว่าระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์(ใหม่) สามารถสร้างกำลังให้กับเครื่องยนต์ Allison250-C20B นี้ได้



รูปที่ 4.5 กราฟแสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B (Speed Dynamometer, Torque, Power, Fuel Consumption) ด้วยระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์(ใหม่) แบบ มีโหลด

4.2.2 การทดสอบการกำหนดค่า PWM ต่อผลการตอบสนองของเครื่องยนต์

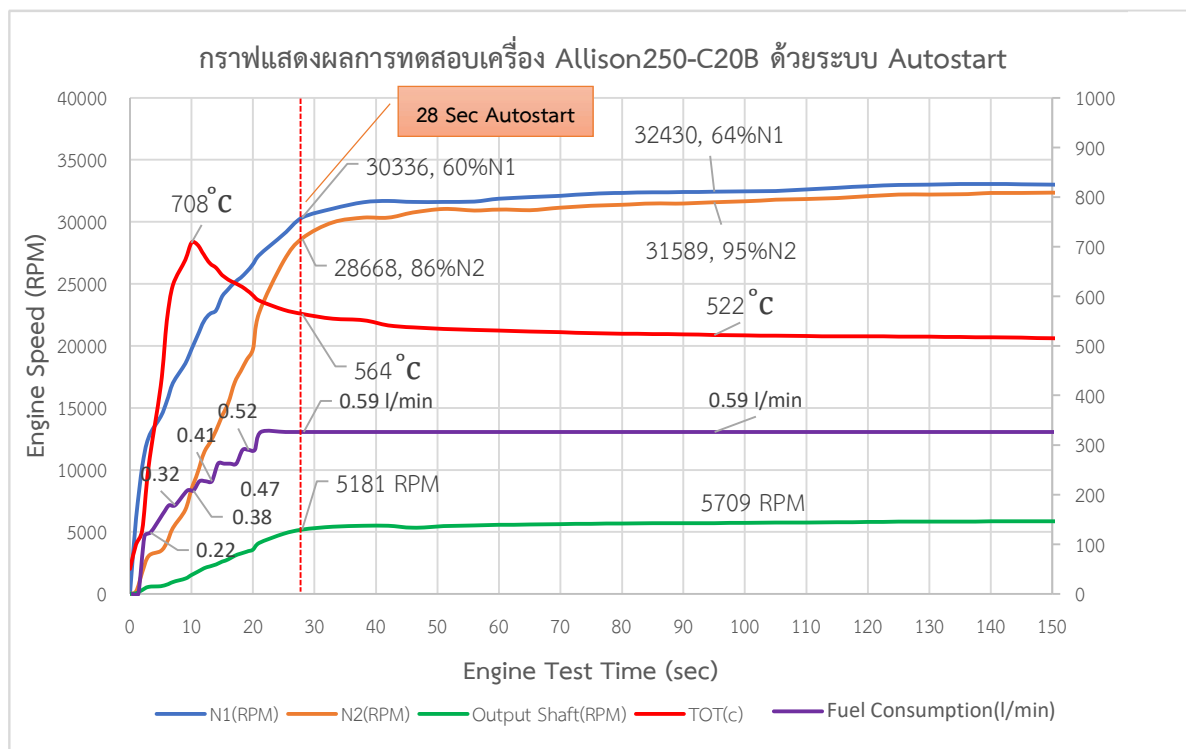
รูปที่ 4.6 แสดงกราฟแสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยการทดสอบค่า PWM กับ Speed Dynamometer เห็นได้ว่าการตอบสนองของเครื่องยนต์เป็นไปตามปริมาณเชื้อเพลิง ในการทดสอบนี้ทำการป้อนค่า PWM(Pulse Width Modulation) เพื่อไปสั่งการให้มอเตอร์ทำงานโดยสั่งเป็นปริมาณแรงดันไฟฟ้าไปขับปั๊มเชื้อเพลิง ผลของการทดสอบความเร็วรอบของ Dynamometer อยู่ในช่วง 1,400-1,765 RPM ที่ PWM = 60-66 PWM ซึ่งความเร็วมีแนวโน้มเพิ่มขึ้นเมื่อปริมาณเชื้อเพลิงเพิ่มขึ้น จากการทดสอบนี้แสดงให้เห็นถึงระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์(ใหม่) สามารถควบคุมปริมาณการจ่ายเชื้อเพลิงให้เครื่องยนต์ได้ด้วยการสั่งค่า PWM



รูปที่ 4.6 กราฟแสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยการทดสอบค่า PWM กับ Speed Dynamometer

4.3 ผลการทดสอบการสตาร์ทเครื่องยนต์อัตโนมัติ

รูปที่ 4.7 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยระบบ Auto-start แสดงให้เห็นว่าการสตาร์ทเครื่องยนต์ด้วยระบบอัตโนมัติให้เครื่องยนต์ทำงานได้ที่รอบเดินเบาสามารถทำงานได้อย่างปกติภายในระยะเวลา 28 วินาที โดยความเร็วรอบของ N1 อยู่ในช่วง 30,336-32,430 RPM (60-64 %N1) N2 อยู่ในช่วง 28,668-31,589 RPM (86-95%N2) ความเร็วรอบของ Output shaft อยู่ในช่วง 5,181-5,709 RPM อุณหภูมิ TOT (Turbine Outlet Temperature) อยู่ในช่วงการทำงานปกติ 522 - 564 °c (limit < 810 °C) จากระบบการสตาร์ทแบบ Autostart



รูปที่4.7 กราฟแสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยระบบ Auto-start

ตารางที่ 4.3 เปรียบเทียบผลการสตาร์ทเครื่องยนต์ Allison250 -C20B ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิม กับ ระบบ Autostart เห็นว่าระบบ Autostart เครื่องยนต์สามารถทำงานได้อย่างปกติ ระยะเวลาการสตาร์ทเวลาจากเดิม 60 วินาที สามารถสตาร์ทเครื่องยนต์ติดในระยะเวลา 28 วินาที และลดเวลาการสตาร์ทได้ถึง 32 วินาที คิดเป็น 53.33% ปริมาณการบริโภคเชื้อเพลิงลดลง 0.09 ลิตร/นาที่ เนื่องจากระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์(ใหม่) สามารถควบคุมการจ่ายเชื้อเพลิงได้คงที่

ตารางที่ 4.3 เปรียบเทียบผลการสตาร์ทเครื่องยนต์ Allison250 -C20B ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิม กับ ระบบ Autostart

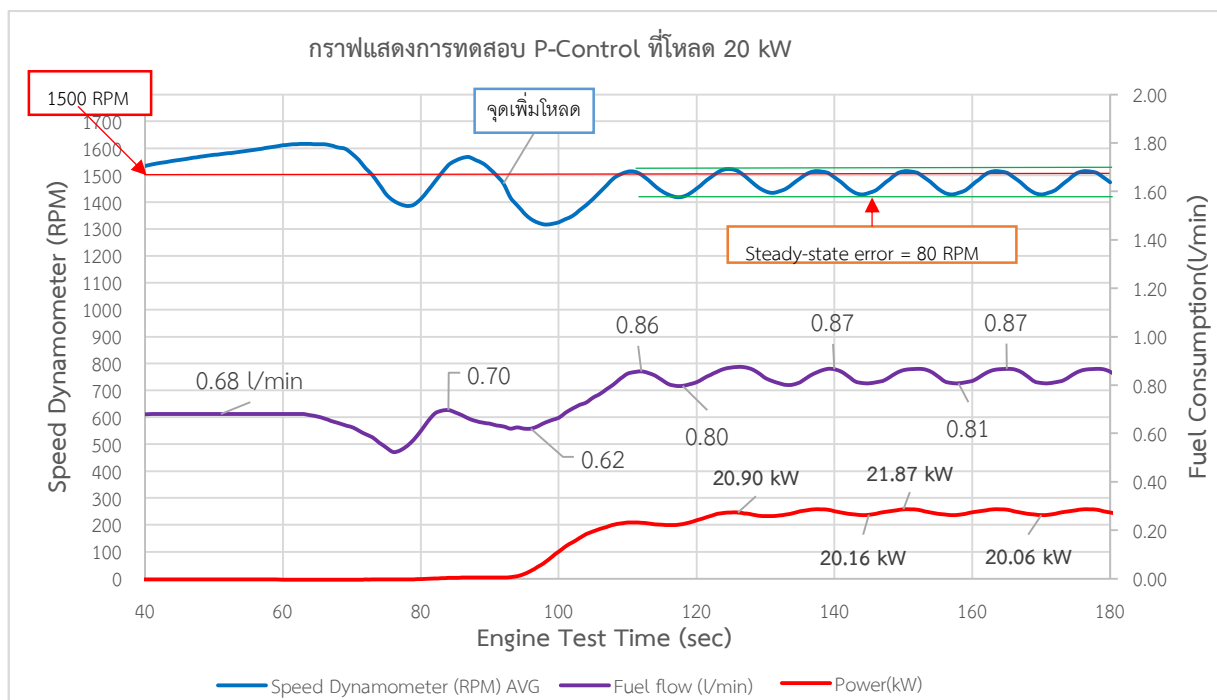
Engine parameter	สตาร์ทระบบเชื้อเพลิงเดิม	สตาร์ทระบบ Autostart
N1	31,054-33,372 RPM at 60-65%N1	30,336-32,430 RPM at 60-64%N1
N2	28,055-29,887 RPM at 84-90%N2	28,668-31,589 RPM at 86-95%N2
Output shaft	5,220-5,396 RPM at 84-90%	5,181-5,709 RPM at 86-95%
TOT (Not exceed 810 °c)	537-563 °c	522-564 °c
Oil pressure	90-98 psig	85-90 psig
Oil temperature	30-70 °c	32-80 °c
Fuel consumption	0.70 litter/min.	0.61 litter/min.
Engine start time	60 sec.	28 sec.

4.4 ผลการทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงด้วยหลักการ PID Controller

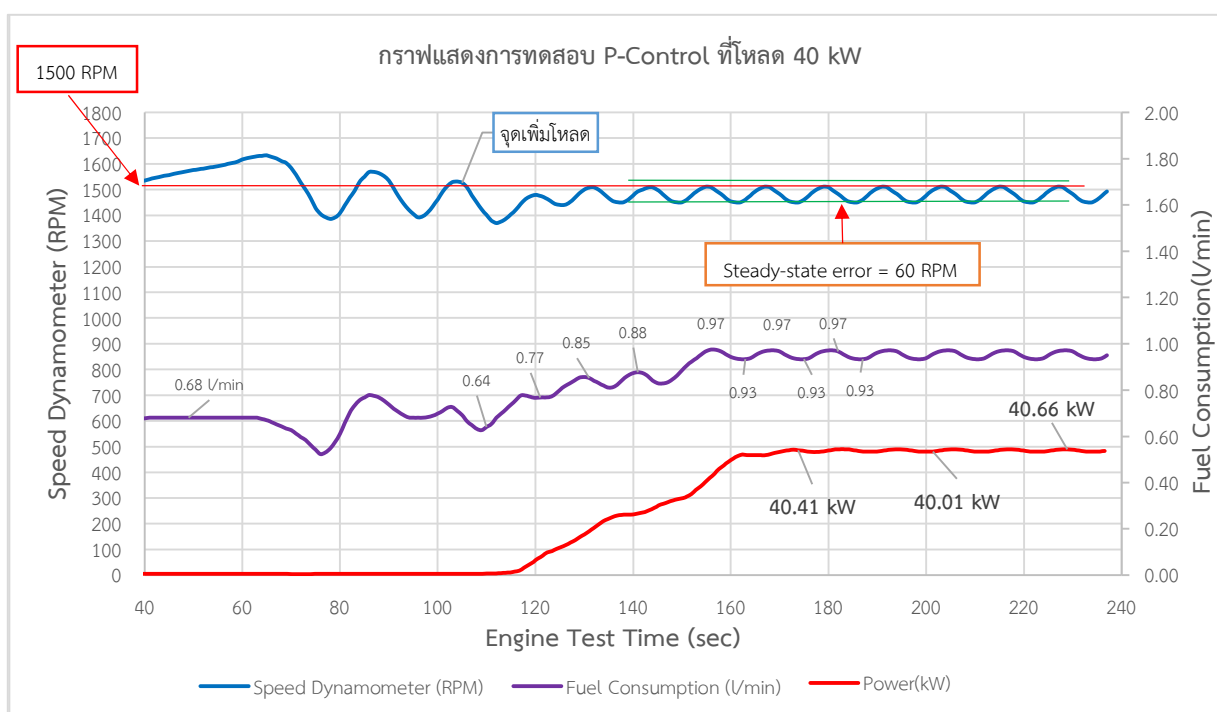
รูปที่ 4.8 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงด้วยหลักการ P-Controller ที่โหลด 20 kW จะเห็นว่าการควบคุมปริมาณเชื้อเพลิงมีการตอบสนองต่อการควบคุมรอบของ Dynamometer ได้ทำการตั้งค่า Setpoint ที่ 1,500 RPM ความเร็วรอบมีการแกว่งไปมา จนความเร็วรอบเข้าถึงค่า Setpoint มีค่า Steady-state error = 80 RPM กำลัง (Power) อยู่ในช่วง 20.06-21.87 kW ค่าความคลาดเคลื่อน อยู่ในช่วง 0.3-9.35 %

รูปที่ 4.9 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงด้วยหลักการ P-Controller ที่โหลด 40 kW เห็นได้ว่าการควบคุมปริมาณเชื้อเพลิงมีการตอบสนองต่อการควบคุมรอบของ Dynamometer ได้ทำการตั้งค่า Setpoint ที่ 1,500 RPM ความเร็วรอบมีการแกว่งไปมา จนความเร็วรอบเข้าถึงค่า Setpoint มีค่า Steady-state error = 60 RPM กำลัง (Power) อยู่ในช่วง 40.01-40.66 kW ค่าความคลาดเคลื่อน อยู่ในช่วง 0.025-1.65 % งานวิจัยนี้สามารถควบคุมความเร็วรอบที่สภาวะโหลดต่างๆได้

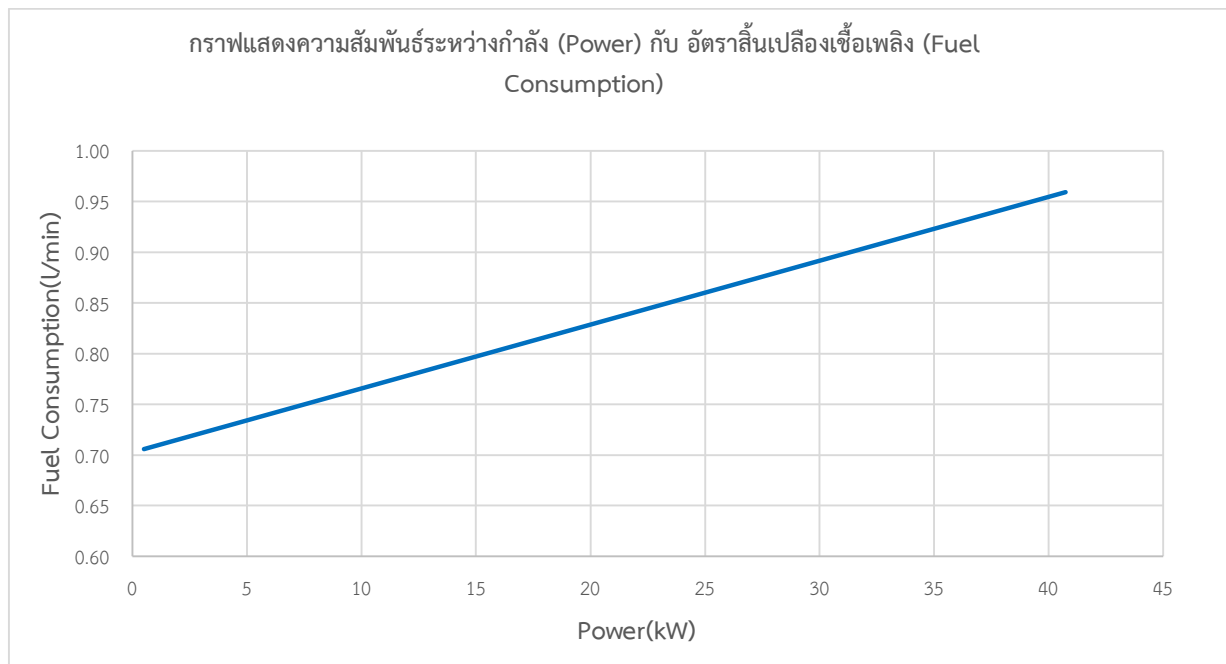
รูปที่ 4.10 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างกำลัง (Power) กับ อัตราสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง (Fuel Consumption) เห็นได้ว่าเมื่อเครื่องยนต์มีภาระโหลดเพิ่มขึ้น ระบบควบคุมเชื้อเพลิงด้วยหลักการ P-Control ทำการเพิ่มปริมาณเชื้อเพลิงซึ่งเป็นไปตามทฤษฎี



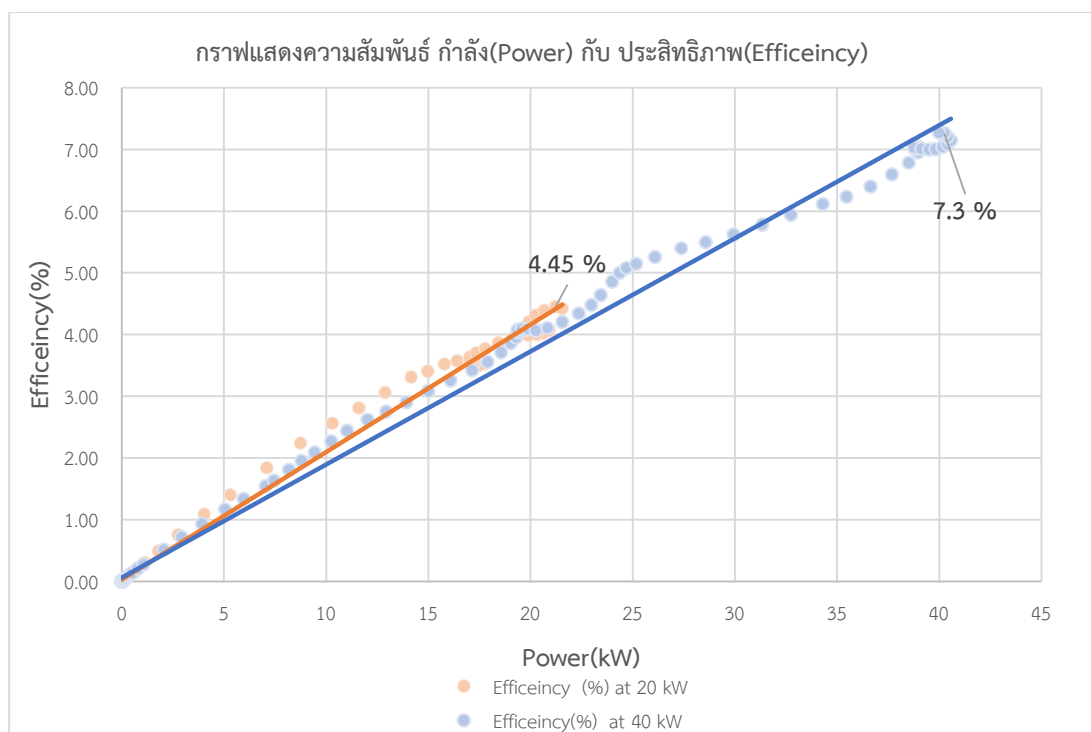
รูปที่ 4.8 กราฟแสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงด้วยหลักการ P-Controller ที่โหลด 20 kW



รูปที่ 4.9 กราฟแสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงด้วยหลักการ P-Controller ที่โหลด 40 kW



รูปที่ 4.10 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างกำลัง (Power) กับ อัตราสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง (Fuel Consumption)



รูปที่ 4.11 กราฟแสดงความสัมพันธ์ กำลัง(Power) กับ ประสิทธิภาพ(Efficiency)

จากรูปที่ 4.11 กราฟแสดงความสัมพันธ์ กำลัง(Power) กับ ประสิทธิภาพ (Efficiency) เห็นได้ว่า กำลังเพิ่มขึ้น ประสิทธิภาพมีแนวโน้มเพิ่มขึ้น ประสิทธิภาพได้จากสมการ 2-6

สมการ 2-6

$$\eta_{NET} = \frac{W_{NET}}{Q_{in}}$$

$$W_{NET} = W_{\text{power, turb}}$$

$$Q_{in} = \text{Mass flow rate (kg/s)} * \text{LHV}_{\text{Disel B7}}(\text{J/g}) * \eta_c$$

$$\rho_{\text{Disel}} = 0.843 \text{ g/cm}^3 \text{ at } 20^\circ\text{C} \quad \text{อ้างอิง [14]}$$

$$\text{Mass flow rate} = \rho_{\text{Disel}} * \text{Fuel flow (l/min)}$$

$$\text{LHV}_{\text{Disel B7}} = 42,651 \text{ J/g} \quad \text{อ้างอิง [14]}$$

$$\eta_c = 98\%$$

ประสิทธิภาพที่ได้สูงสุดสำหรับการทดสอบเครื่องยนต์ที่กำลัง 40 kW เท่ากับ 7.3 %

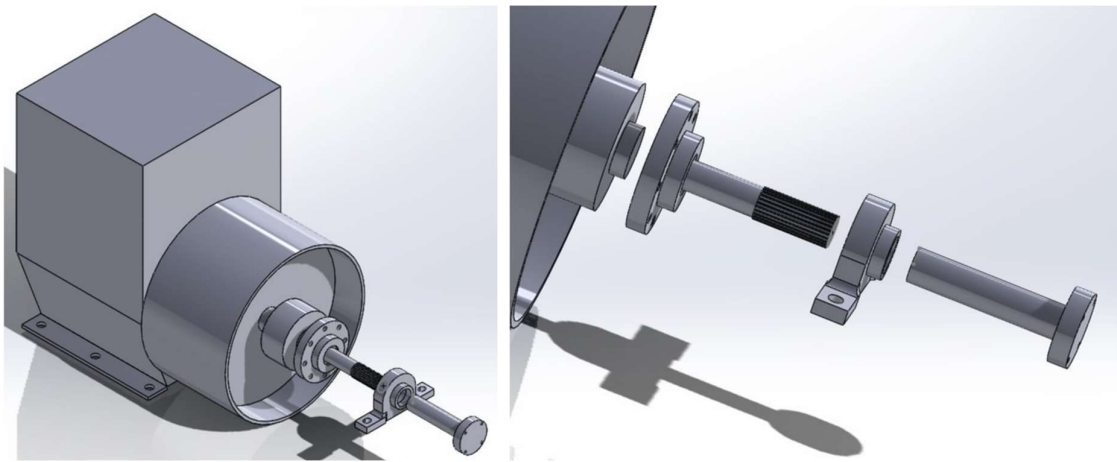
ประสิทธิภาพของเครื่องยนต์ตามสเปค สามารถหาได้จาก ตารางที่2.2 ประสิทธิภาพของเครื่องยนต์ Allison 250-C20B (ที่มา : Rolls-Royce Corporation. 2001[3]) คิดที่กำลังสูงสุด 420 hp หรือ 313 kW, Specific fuel consumption(SFC) = 0.650 lb/shp-hr สามารถหา Fuel flow จากสมการ 2-21 Specific fuel consumption จะได้ 273 lb/hr (147 l/hr = 2.45 l/min) ,เมื่อนำมาหาประสิทธิภาพของเครื่องยนต์ได้ เท่ากับ 22 % ซึ่งสามารถวิเคราะห์ได้ว่า เมื่อเครื่องยนต์ให้กำลังสูงขึ้น ประสิทธิภาพของเครื่องยนต์ก็จะสูงขึ้น

4.5 การติดตั้งเครื่องกำเนิดไฟฟ้า 100 kVA

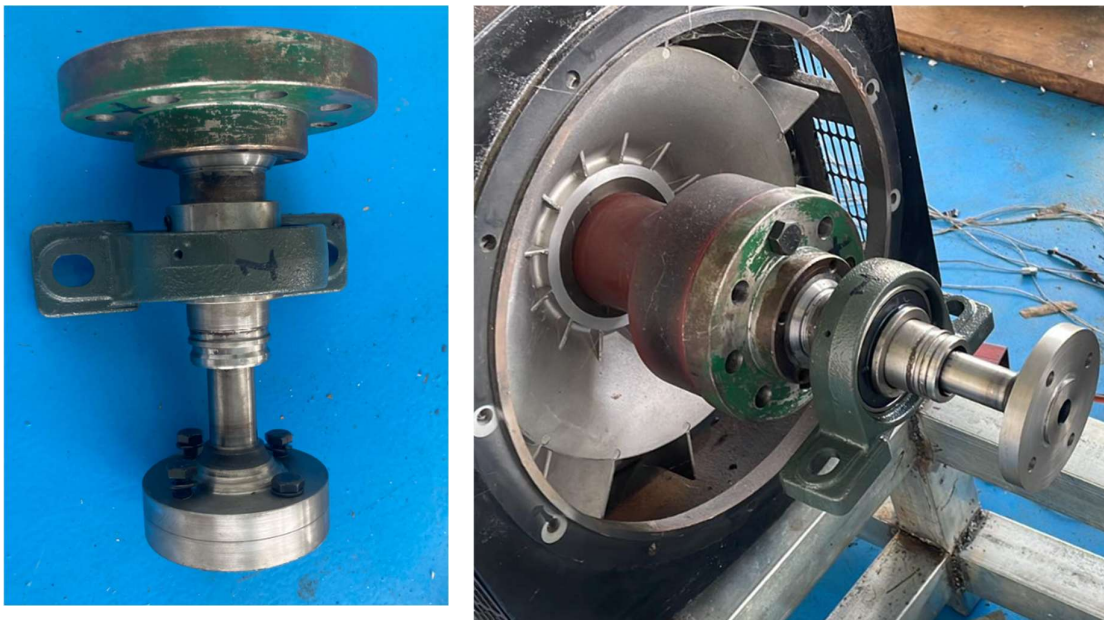
เมื่อเครื่องยนต์ Allison 250 C20B ได้ทำการปรับปรุงระบบควบคุมและระบบสตาร์ทอัตโนมัติ และมีการทดสอบความสามารถในการขับ load ได้อย่างมีประสิทธิภาพ สามารถควบคุมความเร็วรอบตามต้องการได้ จึงทำการยกเครื่องยนต์ออกจากแท่นทดสอบอาคารไฟฟ้าแรงสูง ย้ายไปยังอาคารเครื่องมือ 16 เพื่อดำเนินการติดตั้งเครื่องกำเนิดไฟฟ้า

เครื่องกำเนิดไฟฟ้าที่จะนำมาติดตั้งเป็นครุภัณฑ์เดิมที่มากับชุดปฏิบัติการ ซึ่งเป็นเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบ Bearing เดี่ยว เครื่องกำเนิดไฟฟ้าแบบนี้จะต้องติดกับเครื่องยนต์ลูกสูบ และอาศัย Bearing จากเครื่องยนต์ในการยกเพลลา Rotor ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าให้ลอยและหมุนฟรี ดังนั้นเมื่อนำเครื่องกำเนิดไฟฟ้าชนิดนี้มาติดตั้งกับเครื่องยนต์กังหันแก๊ส ซึ่งไม่มีเบ้าหัวหมูสำหรับติดเครื่องกำเนิดไฟฟ้าโดยตรง จึงต้องทำการ

ดัดแปลงชุดส่งกำลังจากเครื่องยนต์แก๊สเทอร์โบไปยังเครื่องกำเนิดไฟฟ้า โดยมีแบบ 3 มิติดังแสดงในรูปที่ 4.12 และสามารถผลิตจริงได้ดังรูปที่ 4.13



รูปที่ 4.12 แบบ 3 มิติ ของชุดส่งกำลังมายังเครื่องกำเนิดไฟฟ้า



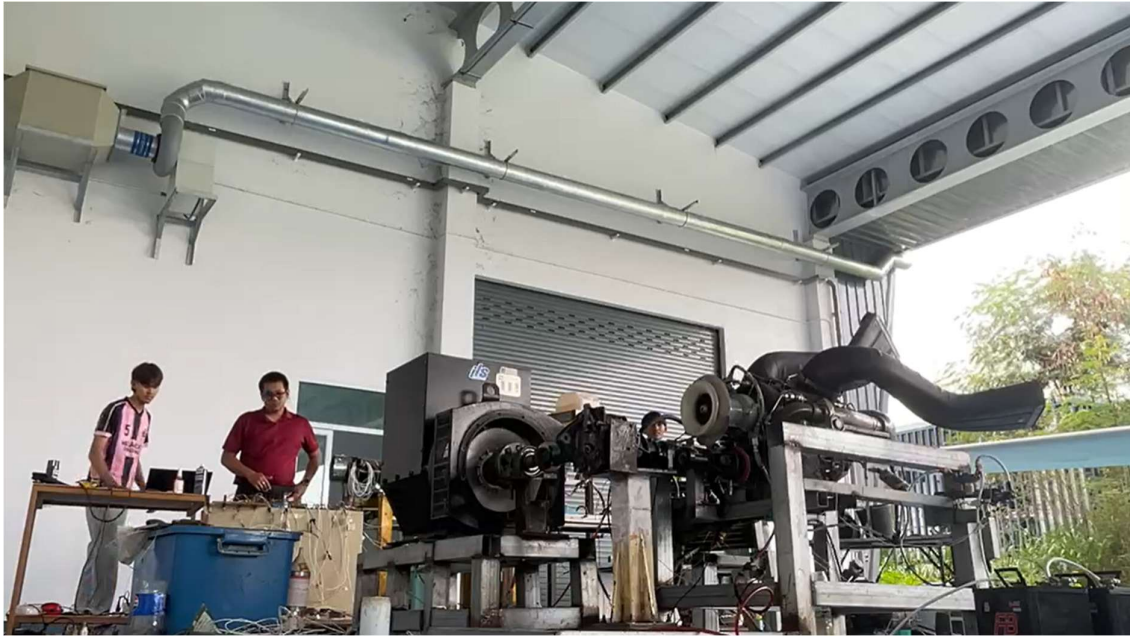
รูปที่ 4.13 ชุดส่งกำลังมายังเครื่องกำเนิดไฟฟ้าที่ผลิตจริง

เครื่องยนต์ Allison 250 ที่มี Power สูงถึง 300 kW ได้นำมาเชื่อมต่อกับเครื่องกำเนิดไฟฟ้าพิกัด 100 kVA ได้อย่างสมบูรณ์ ดังแสดงในรูปที่ 4.14 โดยอาศัยชุดเฟืองท้ายรถยนต์ในการลดความเร็วรอบจาก 6000 RPM เหลือ 1500 RPM และมีการเปลี่ยนทอของการส่งกำลังไป 90 องศา จากนั้นจึงเชื่อมต่อไปยังเครื่องกำเนิดไฟฟ้า เมื่อทำการติดตั้งโดยสมบูรณ์จึงเริ่มทำการทดสอบเครื่องยนต์ในการขับเครื่องกำเนิดไฟฟ้า ซึ่งทำการสตาร์ทด้วยระบบสตาร์ทอัตโนมัติที่พัฒนาขึ้นก่อนหน้านี้ ขณะทำการทดสอบแสดงผลดังรูปที่ 4.15

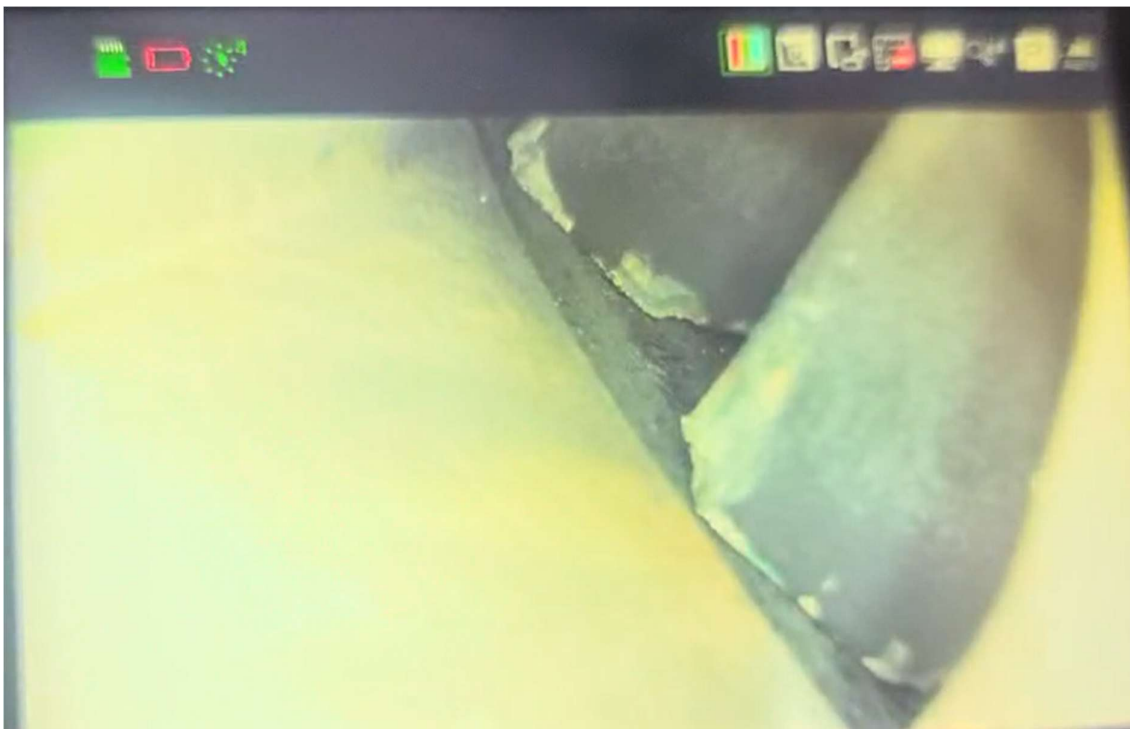
ภายหลังจากการเดินเครื่องยนต์ไปประมาณ 2 นาทีพบเสียงผิดปกติที่เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ จึงทำการหยุดเครื่องและตรวจสอบสภาพเครื่องยนต์ด้วยเครื่องมือ Borescope ผลการตรวจสอบด้วยกล้อง Borescope แสดงในรูปที่ 4.16 แสดงให้เห็นถึงความเสียหายของ Turbine stage 1 ซึ่งอยู่ติดกับห้องเผาไหม้ ความเสียหายนี้อาจเกิดจาก เครื่องยนต์ที่นำมาใช้เป็นเครื่องยนต์เก่าที่ใกล้หมดอายุแล้ว เมื่อทำการเดินเครื่องด้วยกำลังที่สูงขึ้นอาจถึงขั้นที่ใบ turbine หมดอายุพอดี จึงทำการหยุดการทดสอบและหาทางแก้ไขปัญหาดังกล่าว ซึ่งอาจเป็นการจัดหาอะไหล่ หรือ ผลิตรอบใหม่เอง ซึ่งจะเป็นงานวิจัยต่อเนื่องในอนาคต



รูปที่ 4.14 เครื่องกำเนิดไฟฟ้าที่ต่อเข้ากับเครื่องยนต์ Gas Turbine ผ่านชุดส่งกำลัง



รูปที่ 4.15 เครื่องกำเนิดไฟฟ้าขนาด 100 kVA ขณะทำการทดสอบ



รูปที่ 4.16 ความเสียหายของ Turbine Stage 1 ตรวจสอบจากกล้อง Borescope

บทที่ 5

สรุปผลการวิจัย

สรุปผลการวิจัย

1. ระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์สามารถนำมาใช้กับเครื่องยนต์ Allison250-C20B ได้ โดยการควบคุมปริมาณเชื้อเพลิงด้วยการเพิ่ม-ลด ปริมาณแรงดันทางไฟฟ้าโดยสั่งการด้วยค่า PWM ผ่านบอร์ด Arduino Mega 2560 ไปยังมอเตอร์เพื่อขับปั๊มเชื้อเพลิง ทดสอบเครื่องยนต์ด้วยการจำลองโหลดด้วย Dynamometer ค่า Torque เท่ากับ 342 Nm, Power เท่ากับ 49.38 kW ที่ 1,380 RPM และสามารถควบคุมการจ่ายปริมาณเชื้อเพลิงเพื่อควบคุมความเร็วรอบของ Output shaft ที่ความเร็วรอบต่างๆได้ โดยใช้เชื้อเพลิง Bio-Diesel B10 ซึ่งเป็นเชื้อเพลิงพลังงานทางเลือก

2. การทดสอบเครื่องยนต์ด้วยการควบคุมความเร็วรอบของเครื่องยนต์ ด้วยหลักการของ PID Control (P Control) สามารถควบคุมความเร็วรอบให้คงที่ 1,500 RPM และสามารถประยุกต์ใช้กับเครื่องกำเนิดไฟฟ้าจริงได้ (ความเร็วรอบการทำงานของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าทั่วไป อยู่ในช่วง 1,500-1,800 RPM) ด้วยความสามารถของ ระบบควบคุม PID ทำให้เครื่องยนต์สามารถใช้เชื้อเพลิงพลังงานทางเลือกได้ แม้ว่าเชื้อเพลิงพลังงานทางเลือกจะมีพลังงานต่ำกว่า ซึ่งทำให้รอบการทำงานของเครื่องยนต์ต่ำลง ระบบ PID จะควบคุมการจ่ายเชื้อเพลิงให้มากขึ้นโดยอัตโนมัติเพื่อรักษาความเร็วรอบไว้ได้

3. การสตาร์ทเครื่องยนต์ Allison250-C20B อัตโนมัติ เครื่องยนต์สามารถทำงานได้อย่างสมบูรณ์ มีระยะเวลาในการสตาร์ทเครื่องยนต์เหลือเพียง 28 วินาที (ระบบเดิมระยะเวลา 60 วินาที) สามารถลดระยะเวลาได้ถึง 53.33% ช่วยให้เครื่องยนต์ Gas Turbine มีความสามารถในการใช้เป็นแหล่งพลังงานสำรองมากขึ้น

4. การวิจัยนี้ทำการติดตั้งเครื่องกำเนิดไฟฟ้า 100 kVA ซึ่งเป็นเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดิมที่ใช้กับเครื่องยนต์ดีเซล จึงต้องออกแบบระบบส่งกำลังใหม่ให้เหมาะกับเครื่องยนต์กังหันแก๊ส ผลการทดสอบเครื่องยนต์สามารถขับเครื่องกำเนิดไฟฟ้าได้

ข้อเสนอแนะและงานต่อเนื่อง

1. เครื่องกำเนิดไฟฟ้าควรเป็นชนิด Bearing คู่ หรือที่เรียกว่า “ไดนาโมเพลลาอย” จะเหมาะสมกว่า
2. ควรมีการพัฒนากระบวนการผลิตชุด Turbine stage 1 ใช้งาน โดยใช้เครื่องจักรจากศูนย์เครื่องมือ เนื่องจากมีความเสียหายเกิดขึ้นบ่อยครั้ง
3. งานวิจัยนี้ปัจจุบันได้ทำการต่อยอดไปยังเชื้อเพลิง ไฮโดรเจน ในชื่อหัวข้อ เครื่องยนต์ Micro-Turbine เชื้อเพลิงไฮโดรเจน

รายการอ้างอิง

1. YUNUS A. CENGEL, MICHAEL A. BOLES. (2011). *THERMODYNAMICS*. Seventh Edition in SI Units. Printed in Singapore: McGraw-Hill.
2. Meherwan P. Boyce. (1995). *Gas Turbine Engineering Handbook*. Second Edition. Printed in the United States of America: Gulf Professional Publishing.
3. Rolls-Royce Corporation. (2001). *Operation and Maintenance Manual*. Sixth edition Revision 5. Printed in USA.
4. Allison Company. (1996). *ALLISON 250 SERIES II ENGINE TRAINING MANUAL*. REVISION NO. 4. Printed in USA.
5. Federal Aviation Administration (FAA). (2012). *Aviation Maintenance Technician Handbook-Airframe*. Volume 1. Printed in USA.
6. Farhat Hajer, khir tahar, Ammar Ben Brahim. 2014. Gas turbine cycle performance and NOx releases. *International Renewable Energy Congress IREC*, 5.
7. ยุทธชัย ศิลปะวิจารณ์.(2009).ไดนาโมมิเตอร์สำหรับระบบทดสอบมอเตอร์และเครื่องยนต์. สืบค้นจาก http://www.thailandindustry.com/indust_newweb/articles_preview.php?cid=9470
8. อำนวยยนต์.(2019). เฟืองท้าย คืออะไร?. สืบค้นจาก <http://www.anyautoparts.com/article/detail/7/differential>
9. Jinghua Zhong. (2006). PID Controller Tuning: A Short Tutorial. สืบค้นจาก th.wikipedia.org/wiki/ระบบควบคุมพีไอดี
10. Sumipol Angle Technology. (2022). Proximity sensor คืออะไร. สืบค้นจาก <https://www.sumipol.com/knowledge/what-is-proximity-sensor/>
11. Factomart compomax holding. (2022). การเลือกใช้ Inductive Proximity Sensor. สืบค้นจาก <https://mall.factomart.com/how-to-choose-inductive-proximity-sensor/>
12. Factomart compomax holding. (2022). Flow meter มีหลักการทำงานอย่างไร ถึงวัดการไหลได้แม่นยำ? สืบค้นจาก <https://mall.factomart.com/principle-flow-meter/>
13. Nuttapon. (2020). Speed control DC motor and rotary encoder with PID Control สืบค้นจาก <https://www.electronicsonline.com/speed-control-dc-motor-and-rotary-encoder-with-pid-control/>
14. Giovanni D. Telli. (2020). Experimental Study of a Dual-Fuel Generator Set Operating on Diesel Fuel Direct Injected and Hydrous Ethanol Fumigation at Different Loads. *International Information and Engineering Technology Association*, Vol.15, No.6, pp.777-784

ประวัตินักวิจัย

CHALOTHORN THUMTHAE.**D.Eng | Assistant Professor**

ME04, 2th Floor, Academic Building 1

CHALOTHORN@.sut.ac.th • +66(0) 4422 4556

EDUCATION

SURANAREE UNIVERSITY OF TECHNOLOGY	Nakorn Ratchasima, Thailand
D.Eng in Mechanical Engineering	2009
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG	Bangkok, Thailand
M.Eng. in Mechanical Engineering	2002
SURANAREE UNIVERSITY OF TECHNOLOGY	Nakorn Ratchasima, Thailand
B.Eng. in Mechanical Engineering	2000

ACADEMIC EXPERIENCE**ACADEMIC RANK**

Suranaree University of Technology	Nakhon Ratchasima, Thailand
Assistant Professor	2019 - Present
Lecturer	2011 – 2019
Post-Doctoral Researcher	2010 – 2011
Kasem Bundit University	Bangkok, Thailand
Lecturer	2003 – 2005

ACADEMIC ADMINISTRATIVE WORKS

Suranaree University of Technology	Nakhon Ratchasima, Thailand
Head of School of Mechanical Engineering	2019 – 2023
Kasem Bundit University	Bangkok, Thailand
Head of Department of Mechanical Engineering	2005 – 2006

NON-ACADEMIC EXPERIENCE

APPLICAD CO. LTD.	Bangkok, Thailand
Application Engineer	2009 - 2010
• SolidWorks Simulation Products Specialist	

CERTIFICATIONS / PROFESSIONAL REGISTRATIONS

THE CIVIL AVIATION AUTHORITY OF THAILAND	Thailand
Private Pilot License	2014
FLTECHICS (EASA PART-147)	EU
Aircraft Type Theoretical and Practical Training :	
Airbus A320 (CFM56) and Airbus A320 (IAE V2500) B1.1/B2	2019
RATCHAPLEUK ENGINEERING	Thailand
Ultrasonic Testing (UT) Level II	2018
RTAF CIVIL FLYING TRAINING DIVISION	Thailand
PPL	2014
IR Rating	2015
ME Rating	2016

CERTIFICATIONS/PROFESSIONAL REGISTRATIONS

THAILAND CONCIL OF ENGINEERS	Thailand
License for Professional Practice	2000-Present

HONORS AND AWARDS

THAI SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEER	Thailand
Best Paper Award (Automotive, Aerospace and Marine Engineering)	2016
• Conceptual Design of Fixed Wing-VTOL UAV for AED Transport	
Best Paper Award (Energy Technology and Management)	2012
• Effects of Wind Speed and Statistical Shift on Wind Turbine Investment in Thailand	

SERVICE ACTIVITIES
BORON NEUTRON CAPTURE THERAPY CENTER**Thailand**

Flow Simulation Training

2023

PUBLICATIONS
JOURNAL

- [Aye, N.N., Hemsuwan, W., Uangpairoj, P., Thumthae, C. Numerical Investigation of Zigzag Bending-Angle Channel Effects on Thermal Hydraulic Performance of Printed Circuit Heat Exchanger](#). Journal of Thermal Science, 2024, 33(1), pp. 56–69
- Nyein Aye, N. **Thumthae C.**, and Hemsuwan W. Numerical Study of Channel Structure Effects on Thermal Hydraulic Performance of Printed Circuit Heat Exchanger. Journal of Research and Applications in Mechanical Engineering (JRAME). Vol. 11, No.2, 2023 DOI: 10.14456/jrame.2023.12
- Nattakit Tongdee and Chalothorn Thumthae. CFD Analysis on Charged Pressure Effect of Beta-Stirling Engine with Constant Temperature Heat Source. Engineering Journal Chiang Mai University, Thailand. Vol.27 No.1, January 2019.
- Chaicharoenaudomrung, K. Areerak, K. N. Areerak, K. L. and **Thumthae, C.** Maximum power point tracking control using P&O method for stand-alone real wind turbine system. International Review of Electrical Engineering (I.R.E.E.), Vol. 13, N. 1, 2018
- Nattakit Tongdee, Mongkhol Jandakaew, Teetut Dolwichai and **Chalothorn Thumthae**, Thermodynamics analysis for optimal geometrical parameters and influence of heat sink temperature of Gamma-configuration Stirling engine, Energy Procedia 105:1782-1788, May 2017
- **Thumthae, C.**, Optimum Blade Profiles for a Variable-Speed Wind Turbine in Low Wind Area, Energy Procedia 75:651-657 , August 2015
- **Thumthae, C.**, and Chitsomboon, T., Optimal angle of attack for untwisted blade wind turbine. Renewable Energy. Vol 34, 2009. 1279-1284
- **Chalothorn THUMTHAE** and Chinda CHAROENPHONPHANICH, Simulation of Jet Characteristics in a Natural Gas Direct Injection Engine, Journal of King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang, ISSN 0858-8430, Vol.9 No.3, December 2001.

PROFESSIONAL DEVELOPMENT ACTIVITIES
THE ENGINEERING INSTITUTE OF THAILAND**Thailand**

Steam and Gas Turbine Power Plant

2023