

การพัฒนาาระบบสตาร์ทอัพอัตโนมัติสำหรับเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์พ
ALLISON250 - C20B เพื่อใช้ผลิตไฟฟ้า



นายธัญกรณ์ ไชยเมือง

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี
ปีการศึกษา 2565

DEVELOPMENT OF AN AUTOMATIC START SYSTEM FOR THE
TURBOSHAFT ENGINE (ALLISON 250 – C20B) FOR
POWER GENERATION



A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the
Degree of Master of Engineering in Mechatronic Engineering
Suranaree University of Technology
Academic Year 2022

การพัฒนาระบบสตาร์ทอัตโนมัติสำหรับเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟ
ALLISON250 - C20B เพื่อใช้ผลิตไฟฟ้า

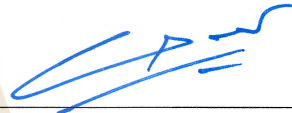
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อนุมัติให้บัณฑิตวิทยาลัยฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา
ตามหลักสูตรปริญญาวิทยาศาสตรบัณฑิต

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์



(ผศ. ดร.จีทัต ดลวิชัย)

ประธานกรรมการ



(ผศ. ดร.ไชยธร ธรรมแท้)

กรรมการ (อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์)



(รศ. ดร.บัณฑิต กลุฑาคม)

กรรมการ



(รศ. ดร.ฉัตรชัย โชติษฐยางกูร)

รองอธิการบดีฝ่ายวิชาการและประกันคุณภาพ



(รศ. ดร.พรศิริ จงกล)

คณบดีสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์

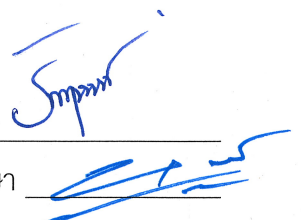
วิทยุกรณ์ ไชยเมือง : การพัฒนาระบบสตาร์ทอัตโนมัติสำหรับเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟ
ALLISON250 - C20B เพื่อใช้ผลิตไฟฟ้า (DEVELOPMENT OF AN AUTOMATIC START
SYSTEM FOR THE TURBOSHAFT ENGINE (ALLISON 250 – C20B) FOR POWER
GENERATION) อาจารย์ที่ปรึกษา : ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.ชโลธร ธรรมแท้, 113 หน้า.

คำสำคัญ: เครื่องยนต์แก๊สเทอร์โบ/เครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟ/ระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์/สตาร์ท
อัตโนมัติ

เครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟจากเฮลิคอปเตอร์ที่ปลดประจำการแล้วยังมีศักยภาพในการนำมา
บูรณะเพื่อใช้งานเป็นต้นกำลังสำหรับอุตสาหกรรมอื่น ๆ งานวิจัยนี้ได้ทำการบูรณะเครื่องยนต์
Allison250-C20B ซึ่งมีกำลังสูงถึง 313 kW จึงเหมาะมาเป็นต้นกำลังสำหรับเครื่องกำเนิดไฟฟ้า
สำรอง แต่เครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟสำหรับเฮลิคอปเตอร์มีการทำงานที่ความเร็วรอบคงที่ 6,016 RPM
ตลอดการทำงานของเครื่องยนต์ทุกสภาวะโหลด และระบบเชื้อเพลิงของเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟเป็น
การควบคุมการจ่ายเชื้อเพลิงด้วยระบบกลไก ซึ่งมีความซับซ้อนในการทำงาน ขั้นตอนการสตาร์ทมี
หลายขั้นตอน จึงต้องมีการพัฒนาระบบอิเล็กทรอนิกส์ควบคุมเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟให้สามารถ
เพิ่ม-ลด-ควบคุมความเร็วรอบสำหรับช่วงการทำงานของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าสำรองในสภาวะโหลด
ต่าง ๆ ได้ และควบคุมการสตาร์ทเครื่องยนต์อัตโนมัติเพื่อให้ความสะดวกต่อการใช้งาน ในงานวิจัยนี้
ใช้เครื่องไดนามิเตอร์แบบกระแสไหลวนเป็นเครื่องจำลองโหลดแทนเครื่องกำเนิดไฟฟ้าสำรอง

สาขาวิชาวิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์
ปีการศึกษา 2565

ลายมือชื่อนักศึกษา _____
ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา _____



THANNUKORN CHAIMUANG : DEVELOPMENT OF AN AUTOMATIC START SYSTEM
FOR THE TURBOSHAFT ENGINE (ALLISON 250 – C20B) FOR POWER GENERATION.
THESIS ADVISOR : ASST. PROF. CHALOTHORN THUMTHAE, Ph.D., 113 PP.

Keywords: Gas turbine engine/Turboshaft engine/Electronic fuel system/Auto-Start

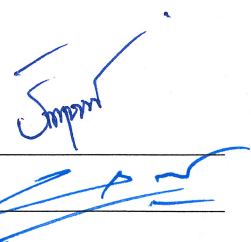
Turboshaft engine from retired helicopters is still have potential for other application. This research restores the Allison250-C20B engine. The power of 313 kW of this engine can be applied to backup generator. According to turboshaft engine for helicopter is running at the constant speed of 6,016 RPM, and the fuel system of the turboshaft engine is a mechanical control of the fuel supply. which is complicated to engine working, multiple start-up steps. Therefore, the development of electronic systems to control the turboshaft engine has to be developed to be able to increase - decrease the rotational speed for the operating range of the backup generator under various load conditions. and automatic engine start control, thus reducing the engine start time to allow the engine to connect the system to the backup generator faster. In this research, eddy current dynamometers were used as load simulators instead of backup generator.

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

School of Mechatronic Engineering
Academic Year 2022

Student's Signature

Advisor's Signature



กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลุล่วงด้วยดีเนื่องจากได้รับความช่วยเหลืออย่างดียิ่งทั้งทางด้านวิชาการและการดำเนินงานวิจัยจากบุคคลและกลุ่มบุคคลต่าง ๆ ได้แก่

ขอขอบคุณ ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.ชโลธร ธรรมแท้ อาจารย์ที่ปรึกษา วิทยานิพนธ์ ตลอดจนปรับปรุงแก้ไขข้อบกพร่องต่าง ๆ ที่เกิดขึ้นระหว่างขั้นตอนการดำเนินงานวิจัย ด้วยความเอาใจใส่รวมทั้งช่วยตรวจทาน และแก้ไขเล่มวิทยานิพนธ์นี้จนเกิดความสมบูรณ์ พร้อมทางด้านวิชาการ ผู้วิจัยตระหนักถึงความตั้งใจจริงของอาจารย์ และขอกราบขอบพระคุณเป็น อย่างสูงไว้ ณ ที่นี้

ขอขอบพระคุณ ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.ธีทัต ดลวิชัย สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ที่ได้ให้เกียรติมาเป็นประธานกรรมการสอบวิทยานิพนธ์ให้กับข้าพเจ้าในครั้งนี้

ขอขอบพระคุณ รองศาสตราจารย์ ดร.บัณฑิต กฤตาคม ที่ได้ ให้เกียรติมาเป็นกรรมการในการสอบวิทยานิพนธ์ ขอขอบคุณสำหรับคำแนะนำ ตลอดจนแนวทาง การแก้ไขปัญหาต่าง ๆ จนกระทั่งสอบวิทยานิพนธ์ เพื่อนำมาใช้ในการปรับปรุง แก้ไขงานวิจัยให้ดีขึ้น

ขอขอบพระคุณ มารดา และครอบครัว ที่ได้โอกาสในการศึกษาและสนับสนุนในเรื่องต่างๆ ขอขอบพระคุณ อาจารย์ ธนศักดิ์ หวังล้อมกลาง ที่ได้ให้คำปรึกษาเกี่ยวกับระบบควบคุม ตลอดจนแนวทาง การแก้ปัญหาต่าง ๆ

ขอขอบพระคุณ นายจิรพรพรชัย ศรีอ่อน ที่ได้ให้คำปรึกษาเกี่ยวกับระบบควบคุม ตลอดจนแนวทาง การแก้ปัญหาต่าง ๆ

ธัญญกรณ์ ไชยเมือง

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ (ภาษาไทย).....	ก
บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ).....	ข
กิตติกรรมประกาศ.....	ค
สารบัญ.....	ง
สารบัญตาราง.....	ช
สารบัญรูป.....	ซ
บทที่	
1 บทนำ.....	1
1.1 ที่มาและความสำคัญของปัญหาการวิจัย.....	1
1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย.....	1
1.3 ขอบเขตของการวิจัย.....	2
1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ.....	2
2 ปรัชญาวรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง.....	3
2.1 เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ (Gas Turbine Engine).....	3
2.1.1 ชนิดของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์.....	4
2.1.2 วัฏจักรการทำงานของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์.....	9
2.2 เฮลิคอปเตอร์ (Helicopter).....	16
2.3 เครื่องยนต์ Allison 250 –C20B (Rolls-Royce Model: M250-C20).....	23
2.4 การทดสอบสมรรถนะของเครื่องยนต์ Allison 250-C20B.....	34
2.5 การสตาร์ทเครื่องยนต์ Allison 250-C20B.....	37
2.6 หลักการทำงานของเครื่องวัดที่เกี่ยวข้องกับการควบคุมเครื่องยนต์.....	39
2.7 อุปกรณ์การรับค่าและแสดงผล.....	48
2.8 PID Controller.....	56
2.9 เครื่องทดสอบสมรรถนะ ไดนาโมมิเตอร์.....	63
3 วิธีการดำเนินการวิจัย.....	66

สารบัญ (ต่อ)

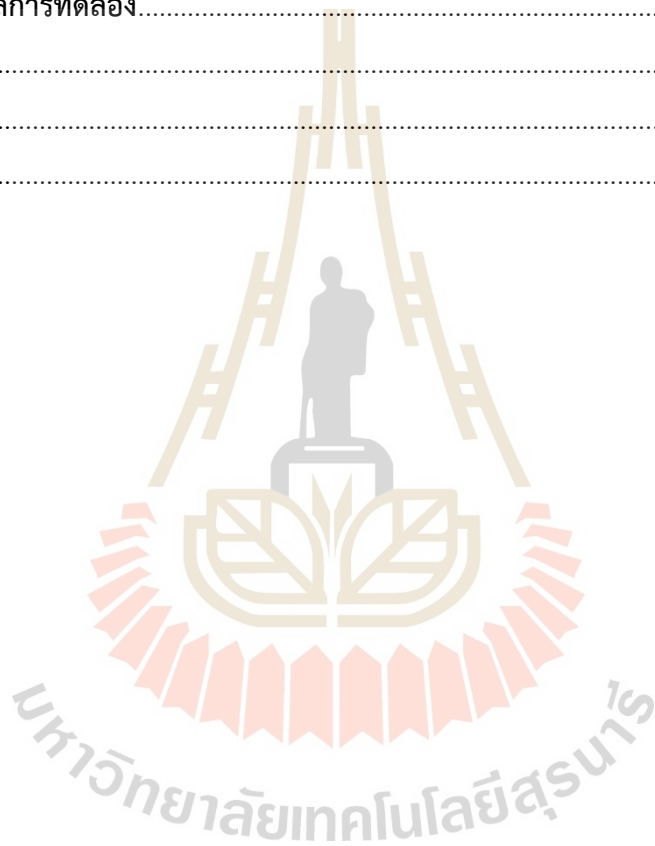
หน้า

3.1	กล่าวนำ	66
3.2	ศึกษาหลักการทำงานของเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟและการบูรณะเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟ.....	67
3.3	การบูรณะเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟ.....	72
3.4	สตาร์ทเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟด้วยระบบเดิม (ไม่มีโหลด).....	77
3.5	ติดตั้งชุดลดความเร็วรอบเข้ากับไดนาโมมิเตอร์.....	78
3.6	ทดสอบเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมเข้ากับไดนาโมมิเตอร์.....	80
3.7	ติดตั้งอุปกรณ์ควบคุมปริมาณเชื้อเพลิง	81
3.8	สตาร์ทเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ (ไม่มีโหลด).....	82
3.9	ทดสอบเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์กับไดนาโมมิเตอร์ (มีโหลด).....	84
3.10	เขียนโปรแกรมควบคุมการสตาร์ทอัตโนมัติ.....	84
3.11	ทดสอบการสตาร์ทอัตโนมัติ.....	87
3.12	เขียนโปรแกรมพื้นฐานควบคุมปริมาณการฉีดเชื้อเพลิงด้วยหลักการของ PID Controller.....	88
3.13	ทดสอบเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์กับไดนาโมมิเตอร์ โดยใช้ PID Controller.....	90
4	ผลการทดลอง	91
4.1	ผลการทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิม.....	92
4.1.1	ทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิม แบบ ไม่มีโหลด.....	92
4.1.2	ทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิม แบบ มีโหลด.....	95
4.2	ผลการทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์.....	97
4.2.1	ทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ แบบ มีโหลด.....	97
4.2.2	การทดสอบการกำหนดค่า PWM ไปควบคุมมอเตอร์ เพื่อดูพฤติกรรมการทำงานของเครื่องยนต์ และOutput shaft ที่ต่อไปยัง Dynamometer.....	100

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

4.3 ผลการทดสอบการสาร์ทเครื่องยนต์อัตโนมัติ.....	101
4.4 ผลการทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงด้วยหลักการ PID Controller	103
5 สรุปผลการทดลอง.....	108
รายการอ้างอิง.....	109
ภาคผนวก.....	111
ประวัติผู้เขียน.....	113



สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1	ข้อมูลพื้นฐานเครื่องยนต์ Allison 250-C20B 24
2.2	ประสิทธิภาพของเครื่องยนต์ Allison 250-C20B 24
2.3	ตัวอย่าง Arduino Board ชนิดต่าง ๆ 48
2.4	ตารางเปรียบเทียบ Arduino Board ชนิดต่าง ๆ 49
2.5	แสดงคุณสมบัติของ Arduino Mega 2560 ที่ใช้ในงานวิจัย 53
2.6	แสดงตัวอย่างการเขียนโปรแกรมเพื่อให้หลอด LED บน Arduino แสดงการ กระพริบ โดยมีระยะเวลาการกระพริบห่างกัน 1 วินาที 55
2.7	แสดงไลบรารีพื้นฐาน (Standard Libraries) ของอาร์ดูโน้ 56
2.8	ผลของการเพิ่มค่าตัวแปรอย่างอิสระ 62
2.9	Ziegler-Nichols method 63
3.1	ข้อมูลพื้นฐานเครื่องยนต์ Allison 250-C20B 68
3.2	สมรรถนะต่าง ๆ ของเครื่องยนต์ที่ระดับน้ำทะเล 68
3.3	ข้อจำกัดระหว่างการสตาร์ทจนถึงดับเครื่องยนต์ 71
3.4	การทดลองเพิ่มค่า PWM ไปขับ Motor และวัดอัตราการไหลของ เชื้อเพลิงในอากาศ 83
3.5	ตารางการจำลองค่าแรงดันไฟฟ้าไปยังมอเตอร์ 83
3.6	แสดงค่า PWM ที่ความเร็วรอบ %N1 ต่าง ๆ 87
3.7	ตารางแสดงการจำลองค่า PWM กับความเร็วรอบของ Dynamometer 88
4.1	แสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 -C20B ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิม แบบไม่มีโหลด 95
4.2	แสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 -C20B ด้วยระบบเชื้อเพลิง อิเล็กทรอนิกส์ (ใหม่) ที่รอบเดินเบา 99
4.3	เปรียบเทียบผลการสตาร์ทเครื่องยนต์ Allison250 -C20B ด้วยระบบ เชื้อเพลิงเดิม กับระบบ Autostart 103

สารบัญรูป

รูปที่		หน้า
2.1	เครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต (Turbo Jet Engine) ของ FRANK WHITTLE.....	4
2.2	เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ แบบจำลอง.....	5
2.3	Turbofan Engine	6
2.4	เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน Turbo Fan Engine	7
2.5	เครื่องยนต์เทอร์โบชาฟ (Turbo Shaft Engine).....	8
2.6	เครื่องยนต์เทอร์โบพรอพ (Turbo Prop Engine).....	9
2.7	วงจรของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ (An open-cycle gas-turbine engine.)	10
2.8	T-s and P-v diagram for the ideal Brayton cycle.....	10
2.9	ส่วนประกอบของแพนอากาศ (Airfoil)	17
2.10	มุมปะทะของแพนอากาศ (Angle of Attack ; AOA).....	17
2.11	Main Rotor	18
2.12	Tail Rotor (ใบพัดหาง).....	19
2.13	Main rotor hub.....	20
2.14	Rotor System.....	21
2.15	อุปกรณ์หลักของเฮลิคอปเตอร์.....	21
2.16	Flight & Engine Control.....	23
2.17	เฮลิคอปเตอร์ Bell 206B, Allison 250-C20B Engine.....	23
2.18	ภาพตัดขวางของเครื่องยนต์ (Engine Cutaway Schematic) Allison 250-C20B	27
2.19	แสดงระบบและอุปกรณ์ภายในเครื่องยนต์ Allison 250-C20B	27
2.20	ตำแหน่งอุปกรณ์ Accessories Location	28
2.21	แผนผังระบบควบคุมเชื้อเพลิง (250-C20B).....	31
2.22	Gas producer fuel control.....	32
2.23	Power Turbine Governor	33
2.24	Fuel Nozzle	34

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
2.25	กราฟแสดงประสิทธิภาพกำลังของเครื่องยนต์ Estimated Performance 37
2.26	แสดงอุปกรณ์ภายในของ Globe Motors 39
2.27	แสดงรูปแบบสัญญาณ Pulse Wave 40
2.28	แสดงรูปแบบสัญญาณของ Frequency 40
2.29	ตัวอย่างของ Proximity sensor 41
2.30	ตัวอย่างส่วนประกอบของ Proximity sensor 41
2.31	แสดงการตรวจจับของ Proximity sensor 42
2.32	แสดงวงจรของ Thermometer Probe 44
2.33	ตัวอย่างของ Thermometer Probe 44
2.34	แสดงการทำงานของ Pressure Gauge 45
2.35	แสดงการทำงานของ Pressure Sensor 45
2.36	แสดงการทำงานของ Magnetic Chip Detector 46
2.37	Arduino Mega 2560 Board ที่ใช้ในงานวิจัย 50
2.38	รายละเอียดอุปกรณ์ Arduino Mega 2560 Board 51
2.39	แสดงหน้าจอ Arduino IDE 52
2.40	แสดงหน้าจอ Arduino IDE 54
2.41	แผนผังการควบคุมแบบ PID 57
2.42	กราฟ PV ต่อเวลา, Kp กำหนดเป็น 3 ค่า (Ki และ Kd คงที่) 59
2.43	กราฟ PV ต่อเวลา, Ki กำหนดเป็น 3 ค่า (Kp และ Kd คงที่) 60
2.44	กราฟ PV ต่อเวลา, Kd กำหนดเป็น 3 ค่า (Kp และ Ki คงที่) 61
2.45	โครงสร้างภายในของไดนาโมมิเตอร์แบบ Eddy Current Brake (Stromag) 64
2.46	ไดนาโมมิเตอร์แบบ Eddy Current Brake ที่ประยุกต์ใช้ในงาน Air Turbine 64
3.1	ขั้นตอนการดำเนินการวิจัย 66
3.2	กราฟแสดงค่าขีดจำกัด Output shaft speeds (Percent speed) ที่ Measured gas temperature 69
3.3	กราฟความสัมพันธ์ Torquesensor Oil Pressure กับ Shaft Power 70
3.4	กราฟความสัมพันธ์ Torquesensor Oil Pressure กับ Shaft Horsepower 70

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.5	ทำความสะอาดเครื่องยนต์ และ Compressor..... 72
3.6	แผนผังจอแสดงผลความเร็วรอบ N1, Oil Pressure, TOT 75
3.7	แผนผังจอแสดงผลความเร็วรอบ N2, Output shaft, Torque Pressure 75
3.8	แผนผังจอแสดงผลการวัดอัตราการไหลของเชื้อเพลิงและอุณหภูมิน้ำมันเครื่อง..... 76
3.9	แผนผังการต่อ Chip Detector warning light..... 76
3.10	การสตาร์ทเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์จด้วยระบบเดิม (ไม่มีไหลด)..... 77
3.11	จอแสดงผลเครื่องวัด..... 78
3.12	ไดนาโมมิเตอร์ ยี่ห้อ Lanmax รุ่น DW400..... 79
3.13	เฟืองท้ายรถยนต์ อัตราการทด 3.91:1..... 79
3.14	แผนการติดตั้งเครื่องยนต์เข้ากับไดนาโมมิเตอร์..... 79
3.15	ติดตั้งเครื่องยนต์เข้ากับไดนาโมมิเตอร์ 80
3.16	แผนผังการต่อเซนเซอร์และการบันทึกค่าการทดสอบเครื่องยนต์ 80
3.17	แผนผัง Datalogger 81
3.18	แผนผังการต่อวงจรอิเล็กทรอนิกส์ควบคุมปริมาณเชื้อเพลิง..... 82
3.19	แสดงการฉีดเชื้อเพลิงด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงใหม่ 82
3.20	แผนผังการทำงานของเครื่องยนต์..... 85
3.21	แผนผังการต่อวงจรการสตาร์ทอัตโนมัติ (Auto-Start)..... 86
3.22	แสดงการต่อวงจรระบบสตาร์ทอัตโนมัติ 87
3.23	แผนผังหลักการทำงานของการควบคุมความเร็วรอบของ Dynamometer 89
3.24	แผนผังการต่อวงจรควบคุม PID Controller 89
4.1	การติดตั้งระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ 91
4.2	กราฟแสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 - C20B (N1, N2, TOT, Fuel Consumption, Output shaft) ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมแบบ ไม่มีไหลด..... 93
4.3	กราฟแสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 -C20B (Oil Temperature และ Oil Pressure) ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมแบบไม่มีไหลด..... 94
4.4	แสดงเครื่องวัดทดสอบไหลดของเครื่อง Dynamometer..... 96

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.5	กราฟแสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 -C20B ระบบควบคุม เชื้อเพลิงเดิมแบบมีโหลด 96
4.6	กราฟแสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B (N1, N2, TOT, Fuel Consumption, Output shaft) ด้วยระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ (ใหม่) แบบ มีโหลด 98
4.7	กราฟแสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B (Speed Dynamometer, Torque, Power, Fuel Consumption) ด้วยระบบเชื้อเพลิง อิเล็กทรอนิกส์ (ใหม่) แบบ มีโหลด 100
4.8	กราฟแสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยการทดสอบค่า PWM กับ Speed Dynamometer 101
4.9	กราฟแสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยระบบ Auto-start..... 102
4.10	กราฟแสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิง ด้วยหลักการ P-Controller ที่โหลด 20 kW 104
4.11	กราฟแสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิง ด้วยหลักการ P-Controller ที่โหลด 50 kVA (40 kW) 105
4.12	กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างกำลัง (Power) กับ อัตราสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง (Fuel Consumption)..... 106
4.13	กราฟแสดงความสัมพันธ์ กำลัง (Power) กับ ประสิทธิภาพ (Efficiency)..... 107

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ที่มาและความสำคัญของปัญหาการวิจัย

เครื่องยนต์แก๊สเทอร์โบหรือเครื่องยนต์กังหันก๊าซ (Gas turbine engine) เป็นเครื่องยนต์สันดาปภายใน ทำหน้าที่เปลี่ยนพลังงานจากเชื้อเพลิงให้เป็นพลังงานกล ส่วนใหญ่จะถูกแบ่งเป็น 4 ชนิด คือ เครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต (Turbojet engine) เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน (Turbofan engine) เครื่องยนต์เทอร์โบชาฟ (Turboshaft engine) เครื่องยนต์เทอร์โบพรอพ (Turboprop engine) ปัจจุบันเครื่องยนต์ชนิดนี้ได้มีการนำไปใช้อย่างแพร่หลายทั้งในด้านการขับเคลื่อนเครื่องบิน เรือ และ ใช้เป็นต้นกำลังในการผลิตไฟฟ้า (Turboshaft engine) เนื่องจากมีประสิทธิภาพที่สูงกว่าเครื่องยนต์ลูกสูบ

งานวิจัยนี้ได้ทำการศึกษาและบูรณะเครื่องยนต์ของเฮลิคอปเตอร์ที่ปลดประจำการแล้วแต่ยังมีศักยภาพในการนำมาบูรณะให้สามารถกลับมาทำงานได้อีก เพื่อนำมาใช้งานเป็นเครื่องยนต์ต้นกำลังสำหรับเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเครื่องยนต์ดังกล่าวเป็นเครื่องยนต์แบบเทอร์โบชาฟ (Turboshaft engine) รุ่น Allison 250-C20B ที่มีคุณสมบัติเด่นคือให้กำลังสูงถึง 313 kW และมีระบบควบคุมความเร็วรอบของเครื่องยนต์ให้คงที่ตลอดเวลาที่ 6016 RPM ซึ่งจะสามารถให้แรงดันไฟฟ้าที่สม่ำเสมอตลอดการทำงาน แต่ด้วยระบบเครื่องยนต์ที่มีความซับซ้อน มีขั้นตอนการสตาร์ทหลายขั้นตอนและใช้เวลาค่อนข้างนานในการสตาร์ททำให้การเชื่อมระบบไฟฟ้าสำรองใช้เวลานานด้วยเหตุนี้

งานวิจัยนี้ต้องการพัฒนาระบบเชื้อเพลิงเดิมซึ่งเป็นระบบการทำงานแบบกลไกให้เป็นระบบใหม่ โดยการใช้ปั๊มในการจ่ายน้ำมันเชื้อเพลิงให้เครื่องยนต์และประยุกต์ใช้งานร่วมกับระบบอิเล็กทรอนิกส์เพื่อควบคุมอัตราการจ่ายเชื้อเพลิงให้เหมาะสม การควบคุมการจ่ายเชื้อเพลิงให้กับเครื่องยนต์ผ่านปั๊มใช้หลักการควบคุมแบบ PID controller กับ ไมโครคอนโทรลเลอร์ (Arduino board) สตาร์ทเครื่องยนต์ด้วยระบบอัตโนมัติ เครื่องยนต์สามารถเพิ่ม-ลดความเร็วรอบตามอัตราการจ่ายเชื้อเพลิงและสามารถปรับความเร็วรอบได้หลากหลายตามลักษณะการใช้งาน

1.2 วัตถุประสงค์

1.2.1 เพื่อพัฒนาระบบอิเล็กทรอนิกส์ควบคุมเครื่องยนต์เทอร์โบชาฟ

1.2.2 เพื่อลดระยะเวลาในการสตาร์ทเครื่องยนต์เทอร์โบชาฟ Allison 250-C20B

1.3 ขอบเขตของการวิจัย

- 1.3.1 เครื่องยนต์เป็นแบบเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟ Allison 250- C20B
- 1.3.2 สามารถแสดงผลค่าของเครื่องยนต์ N1, N2, Output shaft, Oil pressure, Oil temperature, TOT-Turbine outlet temperature, Chip detector, Torque meter (Pressure & Shaft hose power) เพื่อให้เครื่องยนต์ทำงานได้ต่อเนื่องเป็นระยะเวลานาน
- 1.3.3 ระบบควบคุมสามารถรักษาความเร็วรอบของเครื่องยนต์ได้เพื่อใช้กับระบบไฟฟ้า
- 1.3.4 จำลองภาระการทำงานด้วยไดนาโมมิเตอร์กระแสไหลวน (Eddy current dynamometer) ในสภาวะคงตัว (Steady state) เท่านั้น
- 1.3.5 ใช้เชื้อเพลิง ดีเซล
- 1.3.6 ทดสอบเครื่องยนต์ ไม่เกิน 50 kVA

1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

- 1.4.1 ได้ต้นกำลังเครื่องกำเนิดไฟฟ้าขนาด ขนาด 50 Kva จากเครื่องยนต์เฮลิคอปเตอร์ปลดประจำการ
- 1.4.2 ได้ระบบอิเล็กทรอนิกส์ควบคุมเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟ
- 1.4.3 ได้แนวทางประยุกต์ใช้เครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟจากเฮลิคอปเตอร์ในการผลิตไฟฟ้าสำรอง

บทที่ 2

ปรัทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

การค้นคว้างานวิจัยต่าง ๆ รวมทั้งข้อมูลทั่วไปที่มีในวารสารที่เกี่ยวข้อง ผู้วิจัยได้รวบรวมและคัดกรองข้อมูลพื้นฐานที่เกี่ยวข้องมาไว้ ณ ที่นี้ โดยมีเนื้อหาเกี่ยวกับหลักการ คำนิยาม การหาสมรรถนะ และการพัฒนาวงจรควบคุม ซึ่งมีรายละเอียดหัวข้อดังนี้

2.1 เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ (Gas turbine engine)

เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์หรือเครื่องยนต์กังหันก๊าซ เป็นเครื่องยนต์สันดาปภายใน ทำหน้าที่เปลี่ยนพลังงานจากเชื้อเพลิงให้เป็นพลังงานกล พัฒนาการของเครื่องยนต์กังหันเริ่มจากใช้เชื้อเพลิงต้มน้ำให้เดือดเพื่อให้ได้น้ำร้อนพ่นไปที่กังหัน (Turbine) ทำให้กังหันสามารถสร้างกำลังเพื่อใช้ประโยชน์ ลักษณะนี้เรียกว่า Steam Turbine ซึ่งเป็นเครื่องยนต์สันดาปภายนอก

ในปี ค.ศ.1900 เริ่มมีการพัฒนาการใช้แก๊สร้อนจากไอเสียของเครื่องยนต์ลูกสูบ ทำให้กังหันหมุนเพื่อนำพลังงานไปหมุนเครื่องอัดอากาศ (Compressor) เรียกอุปกรณ์นี้ว่า Turbo-supercharge หรือ Turbocharger ซึ่งสามารถเพิ่มสมรรถนะเครื่องยนต์ลูกสูบได้ จากการพัฒนาที่สามรถประจุอัดอากาศเข้ากระบอกสูบได้มากขึ้น ปี ค.ศ. 1926 Alan Griffith ได้เริ่มพัฒนาเครื่องยนต์กังหันแก๊สเพื่อนำพลังงานที่ได้ไปหมุนใบพัด (เรียกว่า เครื่องยนต์ Turbo-Propeller) เพื่อขับเคลื่อนเครื่องบิน ปี ค.ศ. 1932 Frank Whittle ได้นำแนวคิดเครื่องยนต์กังหันแก๊สของ Alan Griffith ไปใช้ในการขับเคลื่อนเครื่องบินโดยไม่ใช่ใบพัดแต่จะใช้ไอเสียพ่นออกที่ท่อท้ายเพื่อให้เกิดแรงขับ แนวคิดนี้เรียกว่า เครื่องยนต์ไอพ่น (Jet engine) ซึ่งได้รับสิทธิบัตรในปี ค.ศ.1932 และได้สร้างเสร็จในปี ค.ศ.1937 และได้ติดตั้งกับเครื่องบิน ในปี ค.ศ.1941 ในช่วงเวลาเดียวกันนั้น มีนักวิจัยอีกท่านหนึ่งคือ Hans von Ohain ได้สร้างเครื่องยนต์ไอพ่นสำเร็จในปี ค.ศ. 1936 และได้ติดตั้งกับเครื่องบินในปี ค.ศ.1939 สำหรับเครื่องยนต์ Turboprop ได้พัฒนาอย่างต่อเนื่องภายใต้ชื่อ Rolls-Royce และติดตั้งกับเครื่องบินในปี ค.ศ. 1945 หลังจากนั้น เครื่องยนต์กังหันก๊าซได้มีการนำไปใช้อย่างแพร่หลายทั้งในด้านการขับเคลื่อนเครื่องบิน เรือ และ ใช้เป็นต้นกำลังในการผลิตไฟฟ้า (Turboshaft engine)

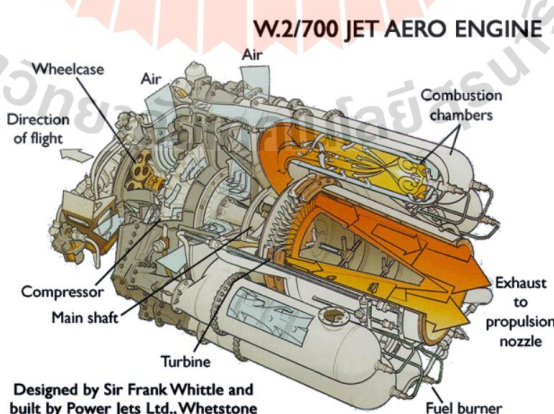
กังหัน (Turbine) เป็นอุปกรณ์ที่สามารถเปลี่ยนพลังงานจากของไหลให้เป็นพลังงานกล เช่น กังหันลม (Wind Turbine) สามารถเปลี่ยนพลังงานจลน์เป็นพลังงานกล กังหันน้ำ (Water Turbine) สามารถเปลี่ยนพลังงานจลน์ของน้ำ (โดยเปลี่ยนจากพลังงานศักย์ของน้ำจากที่สูง) เป็นพลังงานกล เครื่องยนต์กังหันแก๊สจึงทำหน้าที่เปลี่ยนพลังงานจากแก๊ส(เปลี่ยนพลังงานอยู่ในรูป พลังงานภายในและ

พลังงานการไหล หรือ enthalpy) ไปเป็นพลังงานกล ได้เช่นกัน ดังนั้น เครื่องยนต์กังหันแก๊สจึงต้องมีอุปกรณ์สร้างแก๊ส (ต้องเป็นแก๊สที่มีพลังงานสูง) เพื่อส่งไปให้กังหันทำงาน ชุดอุปกรณ์แก๊สนี้เรียกว่า Gas Generator

การสร้างแก๊สร้อนพลังงานสูงจำเป็นต้องมีการเผาไหม้เชื้อเพลิงในปริมาณมาก โดยหลักการเผาไหม้แล้วอากาศจะต้องมีมวลมากกว่าเชื้อเพลิงประมาณ 15 เท่า จึงมีความจำเป็นต้องเตรียมอากาศในปริมาณมากเพื่อให้เพียงพอต่อการเผาไหม้ ดังนั้นการสร้างแก๊สจึงต้องอัดอากาศเข้าห้องเผาไหม้ เครื่องอัดอากาศจะหมุนได้ต้องมีการส่งกำลัง หากจะใช้กำลังจากจักรกลภายนอกอย่างมอเตอร์ จะทำให้เกิดความยุ่งยาก ดังนั้น ผู้ออกแบบจึงเลือกใช้กังหันนำไปติดตั้งหลังห้องเผาไหม้ เพื่อตัดพลังงานส่วนหนึ่งต่อเพลาไปขับเครื่องอัดอากาศ ดังนั้น ชุด Gas Generator จึงประกอบไปด้วย Compressor Combustor และ Turbine พลังงานของแก๊สจากชุด Gas Generator จะส่งต่อไปยัง Power Turbine เพื่อสร้างกำลังต่อไป กำลังที่ได้จะนำไปขับเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเพื่อผลิตไฟฟ้า หรือใช้ขับใบพัดเพื่อใช้ในการขับเคลื่อนเรือและเครื่องบิน

2.1.1 ชนิดของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์โบ

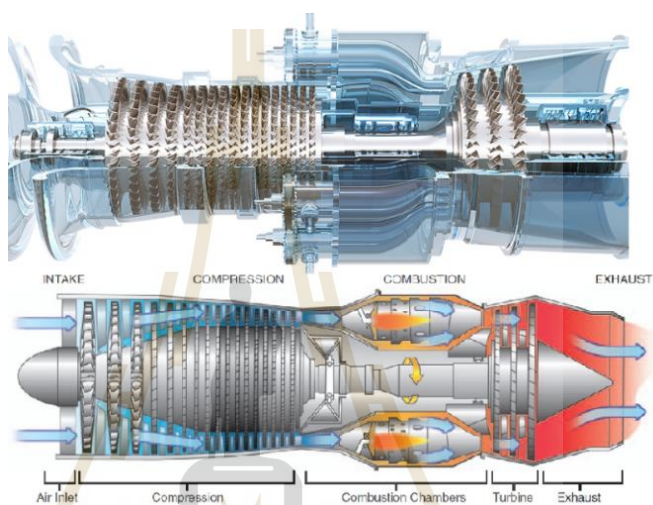
1) เครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต (Turbojet Engine) เป็นเครื่องยนต์ที่ FRANK WHITTLE ได้จดทะเบียนไว้เป็นกรรมสิทธิ์ ส่วนประกอบที่สำคัญของเครื่องยนต์แบบนี้คือ ชุดอัดอากาศแบบ Impeller Type, ห้องเผาไหม้แบบ Annular Combustor, และมีเทอร์โบชนิดเดียว Single Stage Turbine แสดงดังรูปที่ 2.1 แบบของเทอร์โบเจ็ตได้มีการดัดแปลงไปหลาย ๆ แบบ แต่ชิ้นส่วนขั้นมูลฐานก็ยังคงมี ชุดอัดอากาศ Compressor ห้องเผาไหม้ Combustor และชุดเทอร์โบ



รูปที่ 2.1 เครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต (Turbo Jet Engine) ของ FRANK WHITTLE

(ที่มา: <http://www.midlandairmuseum.co.uk/jet.php>)

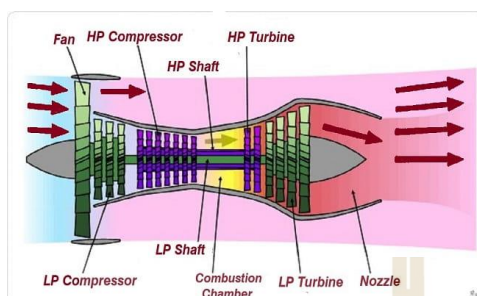
การทำงานของเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ตในปัจจุบันนี้ได้จากชุดอัดอากาศดูดและอัดอากาศให้มีความดันก๊าซสูงขึ้น ส่งเข้าห้องเผาไหม้ผสมกับเชื้อเพลิงที่ฉีดออกมาจากหัวฉีดแล้วจุดด้วยหัวเทียน (Igniter) เกิดการเผาไหม้ ก๊าซที่เผาไหม้ขยายตัวพุ่งออกไปปะทะกับเทอร์โบไนท์ให้หมุน เมื่อเทอร์โบไนท์หมุนก็ต่อเพลสออกมาขับเคลื่อนชุดอัดอากาศให้หมุนดูดและอัดอากาศอีกเป็นอันครบวงจร พลังงานที่เหลือของก๊าซที่เผาไหม้จะพุ่งออกทางท่อท้าย (Tail Pipe) ด้วยความเร็วสูงผลิตแรงปฏิกิริยาที่เราทราบในนามของแรงขับ แสดงดังรูปที่ 2.2 เครื่องยนต์แก๊สเทอร์โบไนท์แบบจำลอง



รูปที่ 2.2 เครื่องยนต์แก๊สเทอร์โบไนท์ แบบจำลอง (ที่มา : <https://naichangmashare.com>)

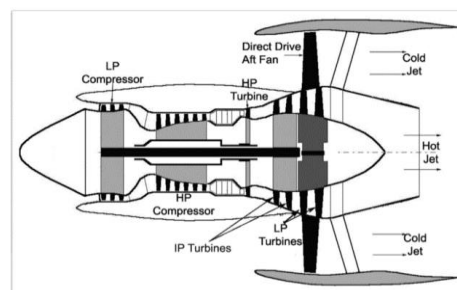
2) เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน (Turbofan Engine) มีชิ้นส่วนชิ้นมูลฐานเหมือนกับเทอร์โบเจ็ตทุกประการ แต่มีแฟน (Fan) หรือ Multibladed Ducted Propeller เพิ่มขึ้นมาซึ่งอาจจะติดตั้งอยู่ทางด้านหน้าของชุดอัดอากาศ หรือติดตั้งอยู่ด้านหลังของ Turbine ก็ได้ แฟนจะถูกขับเคลื่อนโดยเทอร์โบไนท์ โดยมีอัตราส่วนความอัดประมาณ 2:1 เทอร์โบแฟน ส่วนมากจะมีชุดอัดอากาศ 2 ชุด (Two Spool or Twin Spool) ชุดอัดอากาศชุดหน้า เรียกว่า ชุดอัดอากาศความดันต่ำ (N1) ถูกขับเคลื่อนด้วยเทอร์โบไนท์ชุดหลัง เรียกว่า เทอร์โบไนท์ความดันต่ำ ซึ่งเป็นเทอร์โบไนท์อิสระ (Free Type Turbine) มีรอบการหมุนตามเทอร์โบไนท์ชุดหน้าและช้ากว่าเล็กน้อย ควบคุมรอบไม่ได้ ส่วนชุดอัดอากาศชุดหลังเรียกชุดอัดอากาศความดันสูง (N2) ถูกขับเคลื่อนด้วยเทอร์โบไนท์ชุดหน้า ซึ่งเทอร์โบไนท์ความดันสูงถูกควบคุมรอบด้วยชุดควบคุมการจ่ายน้ำมันเชื้อเพลิง (MFC.Main fuel control or FCU.Fuel control unit) ส่วนตัว Fan นั้นจะมีเพลลาเชื่อมติดอยู่กับชุดอัดอากาศความดันต่ำ เครื่องยนต์เทอร์โบแฟนนี้ จะมีสัณฐานในรูปของเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต แต่จะมีประสิทธิภาพสูงกว่าในรอบต่ำ และมีส่วนดีว่าในการใช้ทางวิ่งขึ้น (Runway) สั้นเครื่องยนต์เทอร์โบแฟน ที่ติดตั้งแฟน Fan ไว้หน้าชุดอัดอากาศ

เรียกว่า Front Fan ส่วน Fan ที่ติดตั้งไว้ที่ชุดเทอร์โบเน เรียกว่า Aft.Fan ไม่ค่อยนิยมใช้กันนัก แสดง
 ดังรูปที่ 2.3 Turbofan Engine



(ก) Front Fan

(ที่มา: mechanicalboost.com/turbofan)



(ข) Aft.Fan

(ที่มา: Prof.Bhaskar Roy, Prof. A M Pradeep)

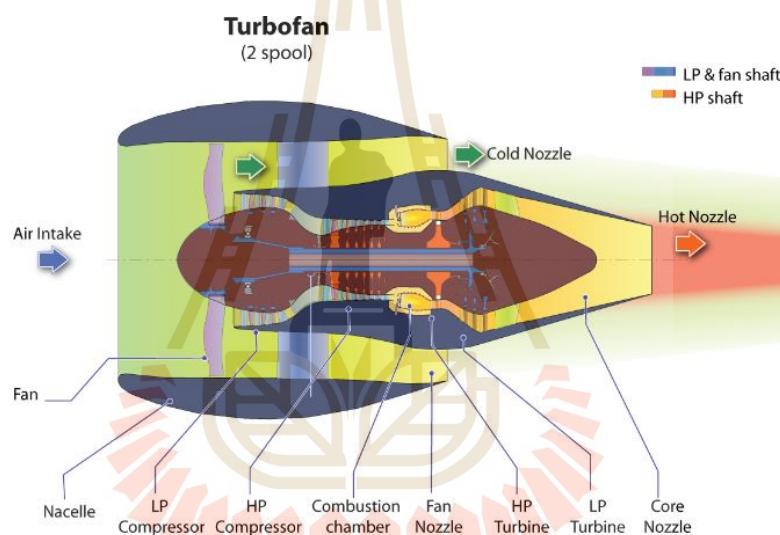
รูปที่ 2.3 Turbofan Engine

เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน แบ่งออกเป็น 3 แบบ ตามปริมาณการไหลของอากาศ รอบ
 ลำตัวเครื่องยนต์ ดังนี้

Low Bypass Engine เครื่องยนต์เทอร์โบแฟนชนิดปริมาณอากาศ Bypass ของ
 Fan ต่ำ มวลอากาศไหลผ่านแฟนและชุดอัดอากาศมีปริมาณเท่าๆกัน แต่ตอนทางออกของ Fan (Fan
 Discharge) จะมากกว่าของชุดอัดอากาศเล็กน้อย ตอนทางออกของแฟนจะถูกนำออกสู่ภายนอกทาง
 Short Fan Duct หรือนำออกไปตามยาวของเครื่องยนต์ ซึ่งเรียกว่า Long Fan Duct ตอนปลายสุด
 ท่อท้ายจะเป็นช่องตีบบาน (Converging Discharge Nozzle) เพื่อทำให้ความเร็วของก๊าซเพิ่มขึ้น
 ทำให้เกิดแรงขับ ในเครื่องยนต์เทอร์โบแฟนที่มีช่อง Bypass อากาศของ Fan ยาวไปตลอดลำตัว
 เครื่องยนต์ (Fully Duct Fan Engine) กระแสก๊าซเย็นและร้อนจะออกไปผสมกันก่อนที่จะออกสู่
 บรรยากาศภายนอก ยังเป็นผลให้ลดความดังของเสียงลดลงได้ อากาศภายในลำตัวเครื่องยนต์จะถูก
 อัด เผาไหม้ และส่งออกท่อท้ายปกติ และอัตราส่วนของแรงขับของกระแสอากาศทั้งสองประมาณ 1:1

A Medium or Intermediate Bypass Engine เครื่องยนต์เทอร์โบแฟนชนิด
 ปริมาณอากาศ Bypass ของ Fan ปานกลาง มีอัตราส่วนกระแสอากาศ Bypass ประมาณ 2:1 และ
 3:1 และมีอัตราส่วนแรงขับเช่นเดียวกับ Bypass Ratio ตัว Fan ที่ใช้กับเครื่องยนต์แบบนี้จะมี
 เส้นผ่าศูนย์กลางโตกว่าแฟนเครื่องยนต์ Low Bypass Engine โดยพิจารณาถึง Bypass Ratio และ
 Thrust Output ของ Fan เปรียบเทียบกับแรงขับที่ได้จาก Core Engine อัตราส่วนอันหลังนี้เรียกว่า
 Cold – Stream to Hot Stream Ratio

High Bypass Turbofan Engine เครื่องยนต์เทอร์โบแฟนชนิดปริมาณอากาศ Bypass ของ Fan สูง มีอัตราส่วนของแฟน (Fan Ratio) 4:1 หรือมากกว่าและมีเส้นผ่าศูนย์กลางของแฟน เช่น เครื่องยนต์ General Electric GE9X ถูกนำมาใช้กับเครื่องบิน Boeing 777X เมื่อปี 2016 Bypass Ratio 19:1 ถึง 27 : 1 ที่ 95% ของแรงขับที่ได้จาก Fan และ 5% ที่ได้จาก Core Engine แสดงดังรูปที่ 2.4 เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน Turbo Fan Engine เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน เป็นเครื่องยนต์ที่ได้รับความนิยมในการนำมาใช้กับอากาศยานอย่างมากที่สุด เพราะเป็นที่ยอมรับว่าประหยัดเชื้อเพลิงที่สุด เครื่องยนต์ JT3D ของ บริษัท แพรท แอนด์ วิทนีย์ อันเป็นเครื่องยนต์เทอร์โบแฟนเครื่องแรก จะมีแรงขับมากกว่าแรงที่ได้จาก Core Turbojet Engine ประมาณ 50% ในเมื่อมีการใช้เชื้อเพลิงเท่ากัน



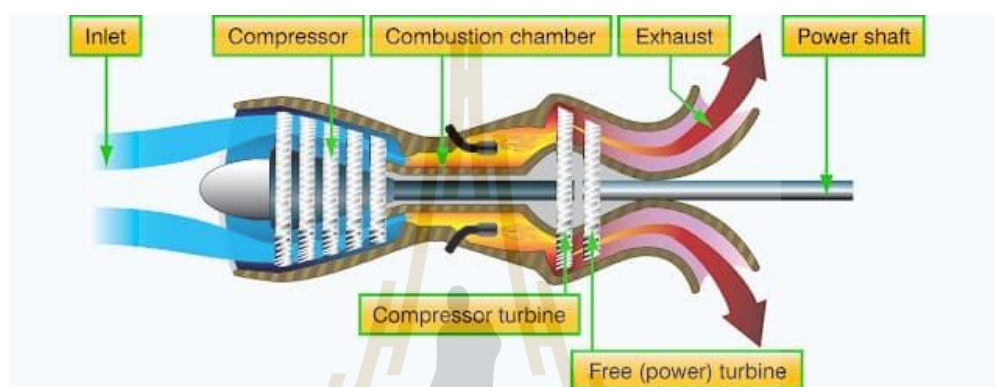
รูปที่ 2.4 เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน Turbo Fan Engine (ที่มา : <https://en.wikipedia.org/wiki/Turbofan>)

3) เครื่องยนต์เทอร์โบชาฟ (Turboshaft Engine) เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ที่จ่ายพลังงานผ่านเพลลาไปขับสิ่งใดสิ่งหนึ่งนอกเหนือจากการพัดเราเรียกว่าเครื่องยนต์เทอร์โบชาฟ (Turboshaft Engine) แสดงดังรูปที่ 2.5 เครื่องยนต์เทอร์โบชาฟ (Turboshaft Engine) ซึ่งมีใช้อย่างกว้างขวางในโรงงานอุตสาหกรรมต่างๆ เป็นต้นว่า โรงงานผลิตกระแสไฟฟ้า, ระบบการขนส่ง ในขณะเดียวกันเกี่ยวกับอากาศยานก็ใช้ติดตั้งกับเฮลิคอปเตอร์

เพลลาขับเครื่องยนต์เทอร์โบชาฟ (Turboshaft Power Take Off) จะต่อเชื่อมโดยตรงกับชุดเทอร์ไบน์ซึ่งขับชุดอัดอากาศ แต่ส่วนมากจะมีเทอร์ไบน์ 2 ชุดแยกกัน ชุดหนึ่งขับชุดอัด

อากาศ อีกชุดหนึ่งขับ Power Take Off เรียก Free Turbine หรือเทอร์ไบน์อิสระ หรือ Free Turbine Type Turbo Shaft Engine

เครื่องยนต์ฟรีเทอร์ไบน์ เทอร์โบชาฟ มีชิ้นส่วนหลัก 2 ส่วน คือ ก๊าซเจนเนอเรเตอร์ (Gas Generator), Free Turbine SWECTION Gas Generator Turbine จะเป็นตัวผลิตพลังงานเพื่อไปขับระบบฟรีเทอร์ไบน์ประมาณ 1 ใน 3 ของพลังงานทั้งหมดที่ได้จากกรรมวิธีการเผาไหม้ในชุดห้องเผาไหม้

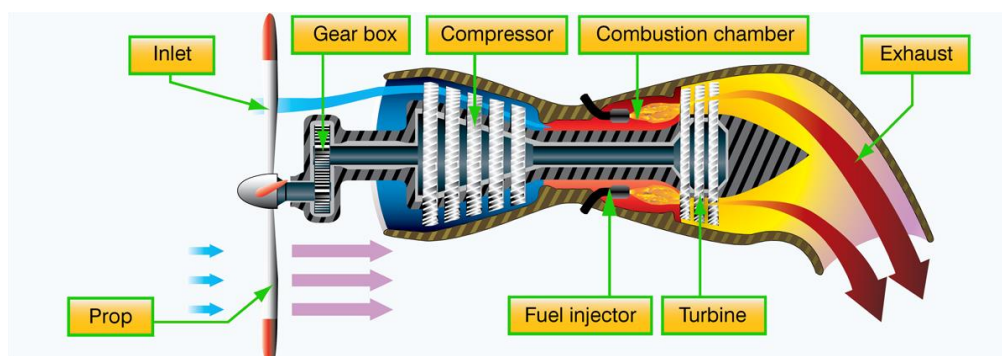


รูปที่ 2.5 เครื่องยนต์เทอร์โบชาฟ (Turbo Shaft Engine)

(ที่มา: <https://mechanicalboost.com/gas-turbine-working-principle-main-components-and-types/>)

4) เครื่องยนต์เทอร์โบพรอพ (Turboprop engine) มีชิ้นส่วนมูลฐานเหมือนกับเครื่องยนต์เทอร์โบชาฟ เพียงแต่ว่า มีระบบเฟืองทดรอบ (Reduction Gear System) ไปขับใบพัดเพิ่มขึ้นมา ซึ่งใบพัดอาจถูกขับด้วยเจนเนอเรเตอร์เทอร์ไบน์ หรือ ฟรีเทอร์ไบน์ เช่นเดียวกับเครื่องยนต์เทอร์โบชาฟ ตัวฟรีเทอร์ไบน์ทำหน้าที่ขับใบพัดให้ได้รอบที่ดีที่สุด ส่วน Compressor Turbine ทำหน้าที่ขับชุดอัดอากาศให้ได้รอบที่ดีที่สุด และให้มีประสิทธิภาพมากที่สุด

ความแตกต่างระหว่างเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต กับ เทอร์โบพรอพ นอกเหนือจากชุดเฟืองทดรอบแล้ว ก็คือเครื่องยนต์เทอร์โบพรอพจะต้องมีเทอร์ไบน์อย่างน้อย 2 ชุดขึ้นไป แสดงดังรูปที่ 2.6 เครื่องยนต์เทอร์โบพรอพ (Turboprop engine) เพื่อใช้ในการขับชุดอัดอากาศและชุดเฟืองขับอุปกรณ์และใบพัด แรงขับรวมที่ได้จากเครื่องยนต์เทอร์โบพรอพ คือ ผลบวกของแรงขับที่ได้จากใบพัดและแรงจากท่อท้ายของเครื่องยนต์ประมาณ 10% - 15% เป็นแรงขับที่ได้จากตรงทางออกท่อท้าย

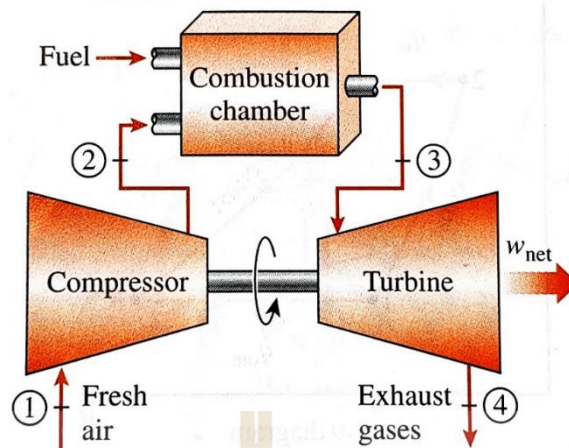


รูปที่ 2.6 เครื่องยนต์เทอร์โบพรอพ (Turbo Prop Engine)

(ที่มา: <https://www.aircraftsystemstech.com/p/gas-turbine-engines-types-and.html>)

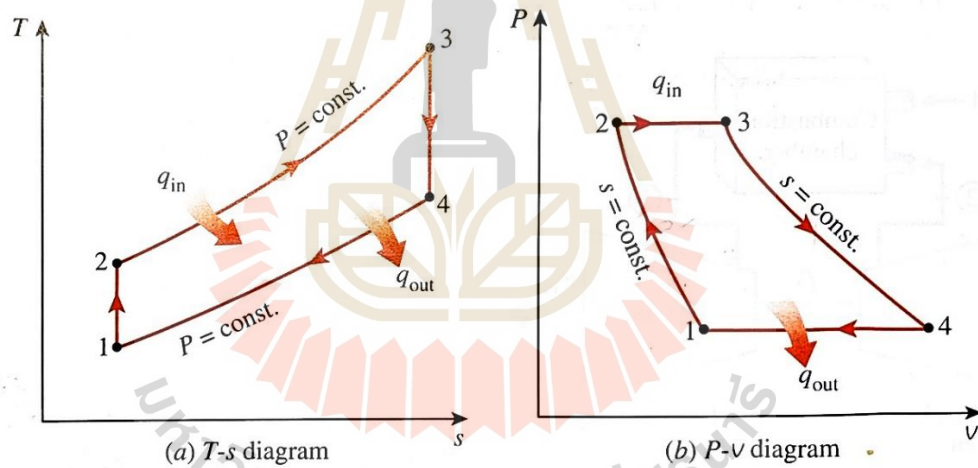
2.1.2 วัฏจักรการทำงานของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์

Brayton Cycle วัฏจักรการทำงานของเบรตัน หรือ วัฏจักรความดันคงที่ (Constant Pressure Cycle) ทั้งนี้เนื่องจากกระบวนการเผาไหม้เชื้อเพลิงเพื่อให้อากาศร้อนเข้าไปขับเคลื่อนเทอร์ไบน์นั้นดำเนินการภายใต้สภาวะความดันคงที่ แสดงดังรูปที่ 2.8 T-s and P-v diagram for the ideal Brayton cycle ประกอบด้วยชุดอุปกรณ์หลัก คือ เครื่องอัดอากาศ (Compressor) ห้องเผาไหม้ (Combustion Chamber) และเทอร์ไบน์ (Turbine) แสดงดังรูปที่ 2.7 วงจรของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ (An open-cycle gas-turbine engine.) ซึ่งเครื่องอัดอากาศจะติดตั้งอยู่เพลาเดียวกับเทอร์ไบน์ โดยเครื่องอัดอากาศจะทำการดูดอากาศจากภายนอก แล้วอัดอากาศให้มีความดันและมีอุณหภูมิสูงขึ้น อากาศที่ถูกอัดจะไหลเข้าสู่ห้องเผาไหม้และเกิดการเผาไหม้ร่วมกับเชื้อเพลิงส่งผลให้เกิดอุณหภูมิสูงขึ้นและก๊าซร้อนที่ได้จากการเผาไหม้จะไหลต่อไปยังเทอร์ไบน์และถูกเปลี่ยนไปเป็นงาน โดยการขยายตัวผ่านเทอร์ไบน์ ซึ่งมีอยู่ 2 ขั้นตอนคือ ขั้นตอนที่ 1 ก๊าซร้อนจะไหลผ่านใบเทอร์ไบน์ที่ยึดอยู่กับที่ ซึ่งเรียกว่า (Turbine Nozzle) ณ จุดนี้ก๊าซร้อนจะเกิดการขยายตัวและพลังงานความร้อนจะถูกเปลี่ยนไปเป็นพลังงานจลน์จะไหลเข้าไปยังใบเทอร์ไบน์ที่ยึดติดกับเพลาของเทอร์ไบน์ ซึ่งเรียกว่า Turbine Bucket ในขั้นตอนที่ 2 นี้ พลังงานจลน์จะถูกถ่ายให้กับ Turbine Bucket ทำให้เกิดการหมุนของเทอร์ไบน์ และเกิดเป็นงาน (Work) ขึ้นมา ส่วนก๊าซร้อนที่ไหลผ่านเทอร์ไบน์ (Exhaust Gas) จะถูกปล่อยทิ้งออกสู่บรรยากาศ โดยไม่มีการนำกลับมาใช้ใหม่ ลักษณะการทำงานของวงจรนี้เรียกว่า วัฏจักรแบบเปิด Open Cycle แสดงดังรูปที่ 2.7 วงจรของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ (An open-cycle gas-turbine engine.)



รูปที่ 2.7 วงจรของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ (An open-cycle gas-turbine engine.)

(ที่มา: YUNUS A. CENGEL, MICHAEL A. BOLES, 2011)



รูปที่ 2.8 T-s and P-v diagram for the ideal Brayton cycle.

(ที่มา: YUNUS A. CENGEL, MICHAEL A. BOLES, 2011)

- เมื่อ
- T = อุณหภูมิ
 - s = entropy (J/k), ขึ้นอยู่กับมวลของระบบ เป็นตัวชี้วัดความผิดปกติของระบบ
 - P = Pressure
 - V = Volume

จาก T-s and P-v diagram แสดงดังรูปที่ 2.9 T-s and P-v diagram for the ideal Brayton cycle แบ่งได้เป็น 4 กระบวนการ

กระบวนการ ที่ 1-2 Isentropic compression (in a compressor) กระบวนการนี้เครื่องอัดอากาศจะดูดอากาศจากภายนอกและทำการอัดอากาศให้มีปริมาตรลดลง ส่งผลให้อากาศที่ป้อนเข้าสู่เครื่องอัดอากาศมีความดันและอุณหภูมิสูงขึ้น ซึ่งในเชิงทฤษฎีแล้วกระบวนการที่เกิดขึ้นนี้เป็นกระบวนการเอนโทรปีคงที่ (Isentropic Process) สามารถคำนวณได้จาก (Meherwan P. Boyce,1995)

$$W_C = m_a(h_2 - h_1), \quad W_C = \dot{m}C_p(T_2 - T_1) \quad (2.1)$$

เมื่อ

W_C	=	งานที่ใช้ขับเคลื่อนเครื่องอัดอากาศ (kW)
m_a	=	อัตราการไหลเชิงมวลของอากาศ(air) (kg/s)
h_1	=	เอนทาลปีอากาศขาเข้าเครื่องอัดอากาศ (kJ/kg)
h_2	=	เอนทาลปีอากาศขาออกเครื่องอัดอากาศ (kJ/kg)
\dot{m}	=	อัตราการไหลเชิงมวล
C_p	=	ค่าความร้อนจำเพาะ (C_p)
T_1	=	อุณหภูมิขาเข้า(k)
T_2	=	อุณหภูมิผ่านcompressor (k)

กระบวนการ 2-3 Constant-pressure heat addition เป็นกระบวนการเผาไหม้ระหว่างอากาศที่ออกจากเครื่องอัดอากาศกับเชื้อเพลิงภายในห้องเผาไหม้ ที่สภาวะความดันคงที่ (Constant Pressure Process) ซึ่งก๊าซร้อนที่ได้จะมีอุณหภูมิและปริมาตรเพิ่มขึ้น พลังงานความร้อนที่ได้จากกระบวนการนี้คำนวณได้จาก (Meherwan P. Boyce,1995)

$$Q_{in} = ((m_a + m_f)h_3) - m_a h_2 - m_f h_f ; Q_{in} = \dot{m}C_p(T_3 - T_2) \quad (2.2)$$

เมื่อ

Q_{in}	=	พลังงานความร้อนที่ใส่เข้าไป (kJ/s), q_{in}
m_a	=	อัตราการไหลเชิงมวลของอากาศ(air) (kg/s)
m_f	=	อัตราการไหลเชิงมวลของเชื้อเพลิง(fuel) (kg/s)

- h_f = เอนทาลปีของเชื้อเพลิง(fuel) (kJ/kg)
 h_2 = เอนทาลปีอากาศขาออกเครื่องอัดอากาศ (kJ/kg)
 h_3 = เอนทาลปีก๊าซขาออกจากห้องเผาไหม้ (kJ/kg)
 \dot{m} = อัตราการไหลเชิงมวล
 C_p = ค่าความร้อนจำเพาะ (C_p)
 T_2 = อุณหภูมิขาผ่านcompressor (k)
 T_3 = อุณหภูมิขาผ่าน combustion chamber (k)

กระบวนการ 3-4 Isentropic expansion (in a turbine) เป็นการขยายตัวของก๊าซร้อนที่ออกจากห้องเผาไหม้ผ่านกังหันก๊าซ ซึ่งตามทฤษฎีแล้วเป็นกระบวนการที่เกิดขึ้นโดยไม่มีการเปลี่ยนแปลงเอนโทรปี (Isentropic Process) กระบวนการนี้ปริมาตรก๊าซร้อนจะเพิ่มขึ้น ในขณะที่อุณหภูมิก๊าซร้อนจะลดลง งานที่กระทำโดยกังหันก๊าซภายในกระบวนการนี้สามารถคำนวณได้จาก (Meherwan P. Boyce,1995)

$$W_T = (m_a + m_f)(h_3 - h_4) \quad ; \quad W_T = \dot{m}C_p(T_3 - T_4) \quad (2.3)$$

เมื่อ

- W_T = งานที่ใช้ขับเคลื่อนกังหันก๊าซ (kW)
 m_a = อัตราการไหลเชิงมวลของอากาศ (air)(kg/s)
 m_f = อัตราการไหลเชิงมวลของเชื้อเพลิง (fuel) (kg/s)
 h_3 = เอนทาลปีก๊าซร้อนขาเข้าห้องเผาไหม้ (kJ/kg)
 h_4 = เอนทาลปีก๊าซร้อนขาออกจากกังหันก๊าซ (kJ/kg)
 \dot{m} = อัตราการไหลเชิงมวล
 C_p = ค่าความร้อนจำเพาะ (C_p)
 T_3 = อุณหภูมิขาผ่าน combustion chamber (k)
 T_4 = อุณหภูมิออกจาก Exhaust gas (k)

กระบวนการ 4-1 Constant – pressure heat rejection ก๊าซไอเสีย (Exhaust Gas) จากกังหันก๊าซจะถูกปล่อยออกสู่บรรยากาศที่สภาวะความดันคงที่ ซึ่งพลังงานความร้อนที่ปล่อยทิ้งออกสู่บรรยากาศ สามารถคำนวณได้จาก (Meherwan P. Boyce,1995)

$$Q_{out} = (m_a + m_f)(h_4 + h_1) \quad Q_{out} = \dot{m}C_p(T_4 + T_1) \quad (2.4)$$

เมื่อ

Q_{out}	=	พลังงานความร้อนที่ปล่อยทิ้งออกสู่บรรยากาศ (kJ/s), q_{out}
m_a	=	อัตราการไหลเชิงมวลของอากาศ (air) (kg/s)
m_f	=	อัตราการไหลเชิงมวลของเชื้อเพลิง (fuel) (kg/s)
h_1	=	เอนทาลปีอากาศขาเข้าเครื่องอัดอากาศ (kJ/kg)
h_4	=	เอนทาลปีก๊าซร้อนขาออกจากกังหันก๊าซ (kJ/kg)
\dot{m}	=	อัตราการไหลเชิงมวล
C_p	=	ค่าความร้อนจำเพาะ (C_p)
T_1	=	อุณหภูมิขาเข้า (k)
T_4	=	อุณหภูมิออกจาก Exhaust gas (k)

อีกหนึ่งกระบวนการ 3-4 กรณีของเครื่องยนต์กังหันก๊าซแบบเพลลาเดี่ยว (Single Shaft) พลังงานจลน์ที่เกิดจากการขยายตัวของก๊าซร้อนผ่านกังหันก๊าซซึ่งได้เป็นงานออกมา จะถูกนำไปใช้ขับเครื่องอัดอากาศและเครื่องกำเนิดกระแสไฟฟ้า ดังนั้นงานที่นำไปขับเครื่องกำเนิดไฟฟ้าหรืองานสุทธิที่ได้จากกระบวนการนี้สามารถคำนวณได้จาก (Meherwan P. Boyce, 1995)

$$W_{NET} = W_T - W_C \quad (2.5)$$

เมื่อ

W_{NET}	=	งานสุทธิที่ได้ (kW)
W_T	=	งานที่ได้จากกังหันก๊าซ (kW)
W_C	=	งานที่ใช้ขับเครื่องอัดอากาศ (kW)

จากวัฏจักรเบรย์ตัน สามารถคำนวณหาค่าประสิทธิภาพเชิงความร้อนของวัฏจักรได้จากอัตราส่วนระหว่างสุทธิที่ได้จากเครื่องกังหันก๊าซต่อพลังงานความร้อนที่ใส่เข้าไปในระบบ ซึ่งการคำนวณหาค่าประสิทธิภาพเชิงความร้อนสุทธิ (Net Thermal Efficiency) ของวัฏจักรดังกล่าว จะสามารถคำนวณได้จาก

$$\eta_{NET} = \frac{W_{NET}}{Q_{in}} \quad (2.6)$$

$$= \frac{(m_a + m_f)(h_3 - h_2) - (m_a + m_f)(h_4 - h_1)}{(m_a + m_f)h_3 - m_a h_2 - m_f h_f} \quad (2.7)$$

$$= 1 - \frac{(h_4 - h_1)}{(h_3 - h_2)} \quad (2.8)$$

เมื่อ

η_{NET} = ประสิทธิภาพเชิงความร้อน

W_{NET} = งานสุทธิที่ได้ (kW)

Q_{in} = ความร้อนที่ใส่เข้าไป (kJ/kg); q_{in}

นอกจากนี้ ประสิทธิภาพเชิงความร้อนสุทธิ ยังสามารถแสดงได้หลายรูปแบบ เมื่อสมมติให้

1. อัตราการไหลมวลของเชื้อเพลิงน้อยกว่าอัตราการไหลมวลของอากาศ มาก ๆ ($m_f \ll m_a$)
2. ค่าความร้อนจำเพาะ (C_p) และอัตราส่วนความร้อนจำเพาะ (k) มีค่าคงที่ตลอดกระบวนการ
3. อัตราส่วนความดัน (Pressure ratio) ของเครื่องอัดอากาศและกังหันก๊าซมีค่าเท่ากัน
4. อุปกรณ์ทั้งหมดทำงานที่ประสิทธิภาพ 100 เปอร์เซ็นต์

ดังนั้น จากสมการที่ (2-2) พลังงานความร้อนที่ใส่เข้าไปในระบบแสดงได้สมการ

$$Q_{in} = h_3 - h_2 \quad (2.9)$$

$$= \dot{m}C_p(T_3 - T_2) \quad (2.10)$$

และจากสมการที่ (2-4) พลังงานความร้อนที่ปล่อยทิ้งสู่บรรยากาศ แสดงได้สมการ

$$Q_{in} = h_4 - h_1 \quad (2.11)$$

$$= \dot{m}C_p(T_4 - T_1) \quad (2.12)$$

จากสมการที่ (2.8) โดยอาศัยความสัมพันธ์ตามสมการที่ (2.9) – (2.12) สามารถแสดงสมการที่ใช้ในการคำนวณหาค่าประสิทธิภาพเชิงความร้อนสุทธิได้สมการ (ที่มา: Meherwan P. Boyce,1995)

$$\eta_{NET} = 1 - \frac{\dot{m}C_p(T_4 - T_1)}{\dot{m}C_p(T_3 - T_2)} \quad (2.13)$$

$$= 1 - \frac{T_1 \left(\frac{T_4}{T_1} - 1 \right)}{T_2 \left(\frac{T_3}{T_2} - 1 \right)} \quad (2.14)$$

เมื่อ

C_p = ค่าความร้อนจำเพาะ

ดูเพิ่มเติมจาก Appendix 2 Ideal-gas specific heat of various common gases เนื่องจากกระบวนการ 1-2 และ 3-4 เป็นแบบไอเซนโทรปิก (Isentropic) และ $P_2 = P_3$, $P_4 = P_1$

ดังนั้น

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{V_1}{V_2} \right)^k = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (2.15)$$

แทนสมการที่ (2.15) ในสมการ (2.14) ดังนั้น สมการที่ใช้ในการคำนวณหาค่าประสิทธิภาพเชิงความร้อนสุทธิแสดงได้สมการ

$$\eta_{NET} = 1 - \frac{1}{\left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}}} \quad (2.16)$$

$$\eta_{NET} = 1 - \frac{1}{\left(r_p \right)^{\frac{k-1}{k}}} \quad (2.17)$$

เมื่อ

$$r_p = \text{อัตราส่วนความดัน} , r_p = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)$$

k = อัตราส่วนความร้อนจำเพาะ ดูเพิ่มเติมจาก Appendix 2 Ideal-gas specific heat of various common gases

จากความสัมพันธ์ของสมการที่ (2-6) ถึง (2-17) แสดงให้เห็นว่าในการเพิ่มประสิทธิภาพเชิงความร้อนของระบบกังหันก๊าซนั้น สามารถดำเนินการได้โดยการเพิ่มอัตราส่วนความดัน ลดอุณหภูมิอากาศขาเข้า หรือเพิ่มอุณหภูมิก๊าซร้อนที่เข้ากังหันก๊าซ เป็นต้น นอกจากนี้ ในการแสดงให้เห็นถึงสมรรถนะของเครื่องยนต์กังหันก๊าซนอกจากค่าประสิทธิภาพเชิงความร้อนแล้ว ยังมีอีกดัชนีหนึ่งซึ่งเป็นที่นิยมใช้แสดงถึง สมรรถนะของระบบกังหันก๊าซ คือ ค่าอัตราส่วนการใช้พลังงานความร้อนต่อหน่วยกำลังผลิต (Heat Rate , HR) ซึ่งนิยามไว้ดังนี้ (Meherwan P. Boyce,1995)

$$HR_{NET} = \left(\frac{1}{\eta_{NET}} \right) \quad (2.18)$$

$$= \frac{Q_{in}}{W_{NET}} \quad (2.19)$$

เมื่อ

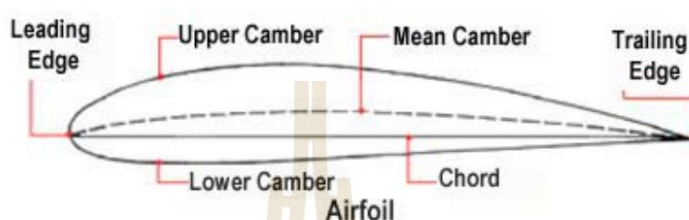
$$HR_{NET} = \text{ค่าอัตราส่วนการใช้พลังงานความร้อนต่อหน่วยกำลังผลิตสุทธิ}$$

2.2 เฮลิคอปเตอร์ (Helicopter)

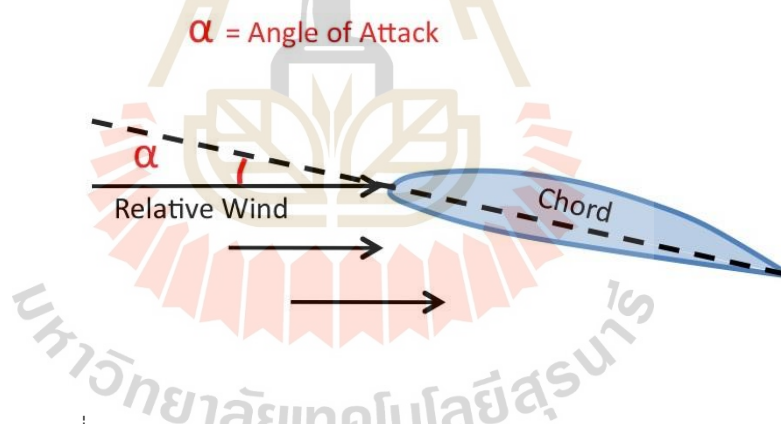
ปีกของเครื่องบินเป็นตัวที่ทำให้ เกิดแรงยกของเครื่องบิน เมื่อมันเคลื่อนที่ผ่านอากาศ ระหว่างการบิน จะมีแรงกระทำ ต่อ เครื่องบิน หรือ เฮลิคอปเตอร์ อยู่ 4 แรง คือ แรงยก (Lift), แรงต้านการเคลื่อนที่ (Drag), แรงผลักไปข้างหน้า (Thrust), และน้ำหนักเครื่องบิน (Weight) การที่จะทำให้ปีกเครื่องบินเคลื่อนที่ผ่านอากาศ ตัวเครื่องบินต้องเคลื่อนที่ และเฮลิคอปเตอร์ทำงานโดยปีกเคลื่อนที่ ผ่าน อากาศ โดยที่ลำตัวคงอยู่กับที่ ปีกของเฮลิคอปเตอร์ เรียกว่า Main rotor blades หรือ ใบพัด (เราจึงเรียกเฮลิคอปเตอร์ ว่าเครื่องบินปีกหมุน) รูปร่าง และมุมของ rotor blades ที่เคลื่อนที่ผ่านอากาศ จะเป็นตัวกำหนดว่า จะเกิดแรงยกเท่าไร หลังจากที่เฮลิคอปเตอร์ยกตัวขึ้น พื้นพื้นดิน นักบินสามารถเอียงใบพัด และจะทำให้เฮลิคอปเตอร์เอียงตาม ทิศทาง ของ main rotor ที่เอียง จะไปข้างหน้า ข้างหลัง หรือ ด้านข้าง.

Bernoulli หลักของ Bernoulli กล่าวไว้ว่า ถ้าความเร็วของลม (หรือ ของไหล) เพิ่มขึ้น แรงกดอากาศ จะลดลง และตรงกันข้าม ถ้าความเร็วลดลง แรงกดอากาศจะเพิ่มขึ้น

Airfoil เป็นคำอธิบายทางด้านเทคนิค หมายถึง ลักษณะรูปร่าง เช่น aileron, elevator, rudder, wing, main rotor blades, or tail rotor blades ออกแบบมาเพื่อให้เกิด แรงปฏิกิริยาจากอากาศที่มันเคลื่อนที่ผ่านไป



รูปที่ 2.9 ส่วนประกอบของแพนอากาศ(Airfoil)
(ที่มา: <https://www.thaitechnics.com/helicopter>)



รูปที่ 2.10 มุมปะทะของแพนอากาศ(Angle of Attack ; AOA)
(ที่มา: <https://www.skybrary.aero/>)

Angle of Incidence เป็นมุมแหลม ระหว่างเส้น chord line ของปีก และ แกน longitudinal axis ของตัวเครื่องบิน (โดยทั่วไป บริษัทผู้สร้าง จะสร้างเครื่องบินที่มีปีก ที่มีมุมนี้้อยู่ จะมากหรือน้อย ก็ ขึ้นอยู่กับการออกแบบ) Angle of Incidence ของเฮลิคอปเตอร์ สามารถเปลี่ยนแปลง หรือปรับแต่งได้โดยนักบิน. Main Rotor ดังรูปที่ 2.11 Main Rotor ของเฮลิคอปเตอร์ อาจจะมี สอง, สาม, สี่, ห้า หรือ หก ใบก็ได้ ทั้งนี้แล้วแต่การออกแบบ ใบพัด (main rotor blades) จะยึดติดกับ rotor head โดยวิธี ที่ทำให้มีการกำหนด ข้อจำกัด ในการเคลื่อนที่ ขึ้นบน และ ลงล่าง

(they have limited movement up and down) และ สามารถที่จะเปลี่ยนมุมได้ (change pitch or angle of incidence), คันบังคับที่ใช้ควบคุม main rotor เรียกว่า Collective และ Cyclic Controls. (ที่มา: <https://www.thaitechnics.com/helicopter>)

1) ส่วนประกอบหลักของเฮลิคอปเตอร์ (Helicopter)

Airframe โครงสร้างของเฮลิคอปเตอร์ เช่น ห้องโดยสาร (cabin), เก้าอี้(seats), ประตู (door), ห้องนักบิน (plexiglass canopy), ฐานล้อ (landing gear) เป็นต้น ดังรูปที่ 2.15 อุปกรณ์หลักของเฮลิคอปเตอร์

2) Blades (Rotor Blades) ใบพัดของเฮลิคอปเตอร์ ก็เป็น airfoils ที่มี Aspect Ratio สูง

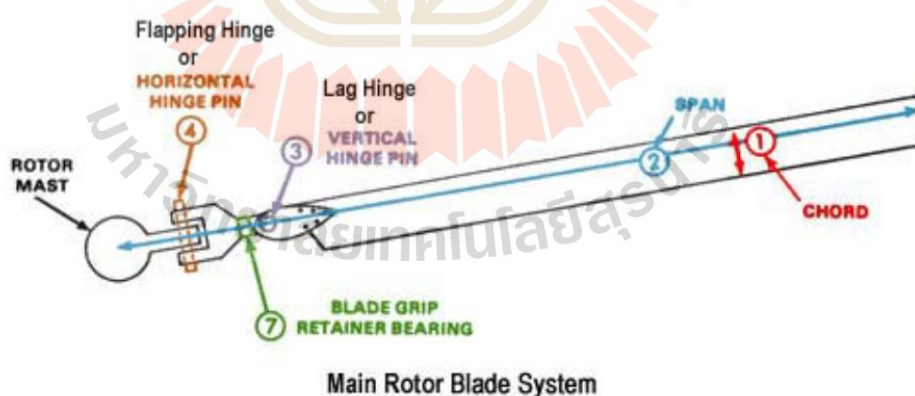
$$AS = \frac{\text{span}}{\text{chord}} \quad (2.20)$$

เมื่อ

AS = Aspect Ratio

Span = ความยาวของปีก

Chord = ความยาวระหว่าง ขอบหน้าของปีกเครื่องบิน (Leading Edge) ถึง ขอบหน้าของปีกเครื่องบิน (Trailing Edge)



รูปที่ 2.11 Main Rotor (ที่มา: <https://www.thaitechnics.com/helicopter>)

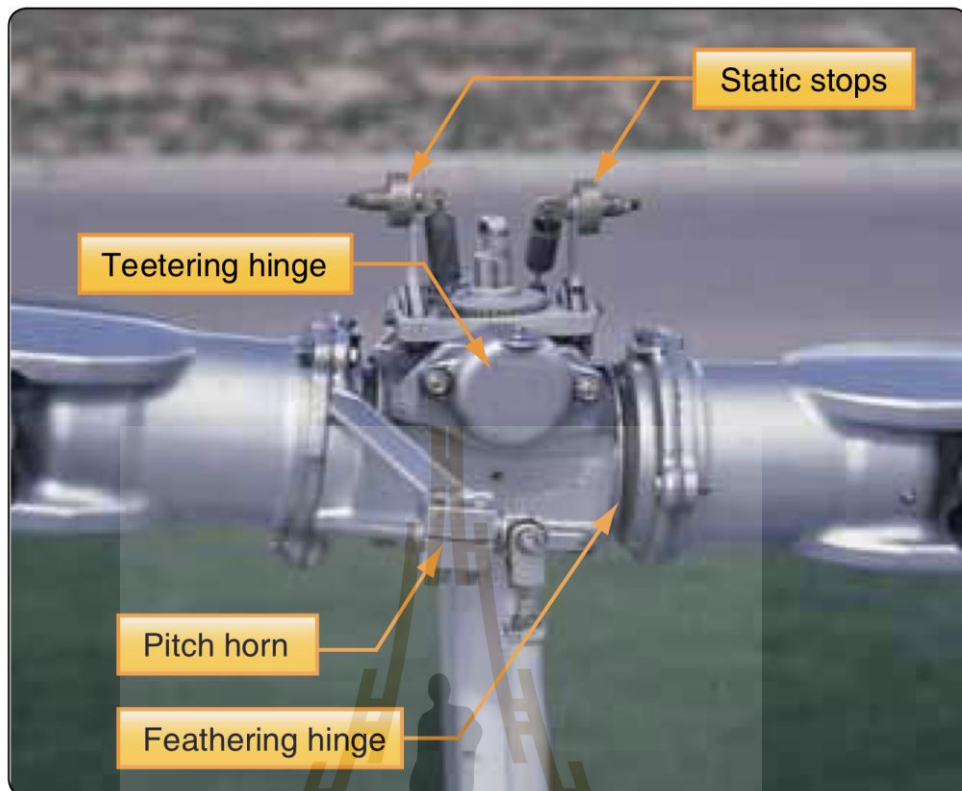
3) Tail Rotor (ใบพัดหาง) เป็นใบพัดขนาดเล็ก อาจจะมีสอง หรือ สี่ ใบก็ได้ ซึ่ง ติดตั้งอยู่ที่ ส่วนหางของเฮลิคอปเตอร์, มันจะหมุนในแนวตั้ง Tail Rotor จะบังคับ โดยคันเหยียบที่นักบิน

(Rudder Pedals) มุมของใบพัดเล็กนี้ สามารถเปลี่ยนแปลงได้ ตามที่นักบินต้องการ เพื่อบังคับให้ เฮลิคอปเตอร์หันหัวไปตามทิศทาง ที่ นักบิน ต้องการ



รูปที่ 2.12 Tail Rotor (ใบพัดหาง) (ที่มา:<https://www.aero-access.com>)

- 4) Blade Root ปลายด้านใน หรือโคนใบพัด (blades) ซึ่งยึดติดกับที่ยึดใบพัด (blade grips)
- 5) Blade Grips ที่ยึดใบพัด ติดกับดุมจุดศูนย์กลาง
- 6) Rotor Hub อยู่บนยอดของ Shaft (เสากระโดง) และต่อกับใบพัดทั้งหมด โดย control tubes
- 7) Main Rotor Mast Shaft ที่หมุน โดยต่อมาจาก Transmission และ ต่อชุดใบพัด กับ ลำตัวของ เฮลิคอปเตอร์



รูปที่ 2.13 Main rotor hub (ที่มา: Federal Aviation Administration (FAA). 2012)

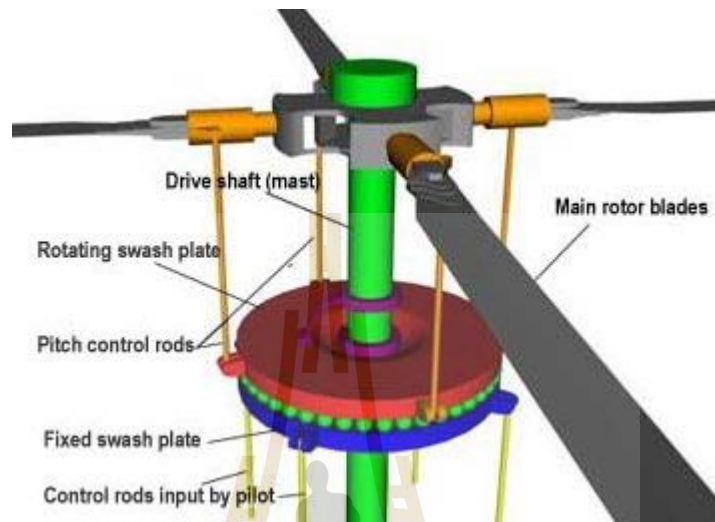
8) Pitch Change Horn เพื่อเปลี่ยนการเคลื่อนไหวของ control tube ไปเปลี่ยน มุมของใบพัด (Pitch) Control tube เป็นท่อ ใช้ ดึง และ ดัน เป็นการเปลี่ยนระยะทาง และทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลง มุมของใบพัดโดยผ่าน pitch changing horn ที่โคนใบพัด

9) Swash Plate Assembly ชุด Swash Plate Assembly ประกอบด้วย ส่วน ประกอบที่สำคัญ สองส่วน สรวมผ่าน rotor mast ส่วนที่หนึ่งเป็นแผ่นกลม, ต่อกับคั่นบังคับ cyclic pitch control. แผ่นกลมนี้สามารถ เอียงได้ทุก ตำแหน่ง แต่จะไม่หมุนตามการหมุนของใบพัดใหญ่ (main rotor) แผ่นกลม ที่ ไม่หมุน นี้ มักจะ เรียกว่า Stationary Star และติดกับแผ่นกลมอีกแผ่น โดยมี bearing surface อยู่ตรงกลาง และ แผ่นกลมอันที่สองนี้ เรียกว่า Rotating Star แผ่นนี้ จะหมุน ตาม rotor และ ต่อกับ pitch change horns.

10) Power Plant (Engine) เป็นเครื่องสร้างกำลังแล้วให้กำลังไปยังระบบถ่ายทอดกำลัง (Transmission System) ไปยัง Rotor Blades และ Tail Rotor. (Allison Company. 1996)[4]

11) Transmission System ระบบถ่ายทอด พลังงาน เป็นระบบทอกรอบ โดยใช้ฟันเฟือง gears เป็นหลัก ทำ หน้าที่ ถ่ายทอด พลังงาน หรือ กำลัง จาก เครื่องยนต์ ไปยัง ใบพัดหลัก main rotor, ใบพัดที่หาง tail rotor, เครื่องกำเนิดไฟฟ้า generator และอุปกรณ์ อื่น ๆ เครื่องยนต์ทำงาน

ที่ความเร็วรอบสูง แต่ความเร็วรอบของ main rotor ใบพัดหลัก จะทำงานที่รอบต่ำ ความเร็วรอบที่ลดลงก็ด้วย gears ทดรอบ ที่ Transmission System ดังรูปที่ 2.15 อุปกรณ์หลักของเฮลิคอปเตอร์. (Allison Company.1996)[4]



รูปที่ 2.14 Rotor System (ที่มา: <https://www.thaitechnics.com/helicopter>)



รูปที่ 2.15 อุปกรณ์หลักของเฮลิคอปเตอร์ (ที่มา: Federal Aviation Administration (FAA). 2012)

12) Free-Wheeling Unit เป็นอุปกรณ์ที่ทำการปลดครัช(clutch) ของ Rotor System เมื่อเครื่องยนต์ขัดข้อง จะทำการให้ Rotor Blades หมุน และต้านอากาศเพื่อให้เฮลิคอปเตอร์ร่อนลงได้อย่างปลอดภัย (Autorotation Landing) (Allison Company. 1996)[4]

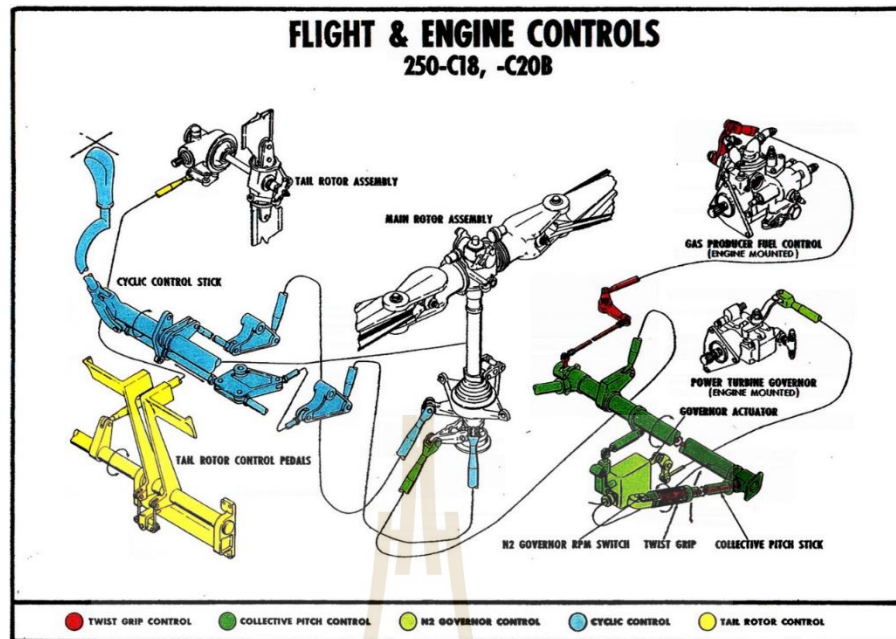
13) Control System การควบคุมโดยทั่วไปของเฮลิคอปเตอร์ มี 4 การควบคุม

13.1) Cyclic Control Stick ใช้ควบคุมการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์ เช่น ไปข้างหน้า(forward), ข้างหลัง(backward), เลื่อนซ้าย-ขวา(sideways), หมุนซ้าย-ขวา (left-right turns), โดยทั่วไปจะเรียกว่า “cyclic” หรือ “cyclic change” (Allison Company. 1996)[4]

13.2) Collective Pitch Stick control เป็นการควบคุม Rotor Blades ให้รับมุม pitch ขึ้น-ลง พร้อม ๆ กัน เพื่อการควบคุมเครื่องขึ้น-ลง (take-off), ไต่ระดับ(climb), ร่อนลง (descent) และยังคงควบคุมความเร็วขณะทำการบิน เรียกว่าการควบคุมพวกนี้ว่า “up or increase collective” และ “down or decrease collective” ดังรูปที่ 2.16 Flight & Engine Control. (Allison Company. 1996)[4]

13.3) Twist Grip control อยู่ตรงตำแหน่งปลายของ collective pitch stick ทำหน้าที่ปรับตำแหน่งของ Gas producer control lever ด้วย 3 ตำแหน่งพื้นฐาน 1ตำแหน่ง (cutoff) จะทำการปิดการจ่ายน้ำมันไม่ให้ไปฉีดที่หัวฉีดเชื้อเพลิง 2 ตำแหน่งรอบเดินเบา (ground idle) เชื้อเพลิงจะถูกส่งไปที่หัวฉีดน้ำมันเชื้อเพลิง ที่เครื่องยนต์รอบเดินเบา 3 ตำแหน่งเปิดสูงสุด (full open). ดังรูปที่ 2.16 Flight & Engine Control. (Allison Company. 1996)[4]

13.4) Rudders control Rudder ทำหน้าที่ เพิ่ม-ลด มุมของ (ต้านแรงบิด) anti-torque ของ tail rotor เพื่อให้ทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ไปในทิศทางที่ต้องการและแม่นยำ ทุกครั้งที่มีการเปลี่ยนแปลง Collective pitch จะต้องทำการชดเชยด้วยการกั้นที่ Rudder control หรือ Tail rotor control pedals, Rudder pedals. ดังรูปที่ 2.16 Flight & Engine Control. (Allison Company. 1996)[4]



รูปที่ 2.16 Flight & Engine Control (ที่มา : Allison Company. 1996)[4]

2.3 เครื่องยนต์ Allison 250 –C20B (Rolls-Royce Model: M250-C20)

เครื่องยนต์ Allison 250 series เครื่องยนต์เทอร์โบชาฟ (Turboshaft Engine) เป็นก๊าซเทอร์ไบน์แบบ Free power turbine ที่มีการสันดาปภายใน ซึ่งมีข้อมูลพื้นฐานของเครื่องยนต์ (ดังตารางที่ 2.1 ข้อมูลพื้นฐานเครื่องยนต์ Allison 250-C20B และ ตารางที่ 2.2 ประสิทธิภาพของเครื่องยนต์ Allison 250-C20B)



Model 250-C20B/J

รูปที่ 2.17 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
Dimension (WxLxH)	19.0 x 38.8 x 23.2 inches
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) hp (kW)		Jet Thrust (est) lb (N)		Gas Producer rpm (est)		Output Shaft rpm		Specific Fuel Cons. (max) lb/shp-hr (mg/W·h)		Measured Rated Gas Temp (Max) °F (C°)	Max Allowable Output Shaft Torque ft-lb (N·m)
Standard Static Seal Level Conditions												
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)		

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

stage, ชุดเกียร์ขับ Accessory gearbox จะหดรอบของ Gas producer turbine และ Power turbine

2.3.1 ส่วนประกอบหลักและหลักการทำงานของเครื่องยนต์ (Major Assemblies)

ส่วนของอุณหภูมิต่างแบ่งเป็น 2 ส่วน ดังนี้

ส่วนเย็น (Cold Section) ประกอบด้วย ชุดอัดอากาศ Compressor และ ชุดเกียร์ Accessory Gearbox Assemblies

ส่วนร้อน (Hot Section) ประกอบด้วย ชุดห้องเผาไหม้ Combustion และ ชุดเทอร์ไบน์ Turbine Assemblies แสดงดังรูปที่ 2.18 ภาพตัดขวางของเครื่องยนต์ (Engine Cutaway Schematic) Allison 250-C20B

1) ชุดอัดอากาศ Compressor Assembly ประกอบไปด้วย 4 ส่วนดังนี้

1.1) คอมเพรสเซอร์ ส่วนหน้า (The compressor front support assembly) ทำด้วยวัสดุ Stainless Steel ทำหน้าที่ดูดและอัดอากาศเข้า อากาศเข้าโดยทางเข้าจะมีตัวละลายน้ำแข็ง (Anti-icing) จะใช้ขณะที่ทำการบินโดยถูกควบคุมจากนักบิน เมื่อทำการบินสูง อุณหภูมิจะลดลงตามลำดับความสูง (Appendix ที่ 1 Properties of standard atmosphere) โดยใช้ความร้อนจากเครื่องยนต์ ในส่วนของ Compressor rotor ที่ทำการอัดอากาศ มาผ่านทางเข้าของอากาศคอมเพรสเซอร์ส่วนหน้า จึงทำให้ทางเข้าของอากาศสามารถไหลเข้าได้อย่างปกติ

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

1.3) 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

1.4) 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 ซึ่งจะเปลี่ยนความเร็วสูง พลังงานจลน์เป็นความเร็วต่ำ และ Pressure เพิ่มขึ้น Diffuser ยังเป็นช่องทางส่งอากาศ ไปยัง Compressor Manifold ซึ่ง ทำหน้าที่เป็นวงแหวนรับอากาศด้วยความเร็ว และ Pressure ของอากาศที่เหมาะสมกับการเผาไหม้ที่ห้องเผาไหม้ของเครื่องยนต์. (Allison Company. 1996)[4]

2) ชุดห้องเผาไหม้ Combustion Assembly ประกอบด้วย 2 ส่วน ดังนี้

2.1) Combustion outer case จะเป็นห้องเผาไหม้ ทำด้วยวัสดุ Stainless Steel โดยจะมี ช่องสำหรับ การเตรนกลับของเชื้อเพลิงขณะที่เผาไหม้ไม่หมด, มีช่องสำหรับใส่ Fuel nozzle, Spark igniter เพื่อในการ ฉีดเชื้อเพลิง และการจุดระเบิด

2.2) Combustion liner จะเป็นห้องเผาไหม้ที่อยู่ภายในของ Combustion outer case อีกที ลักษณะจะเป็นรูรอบๆ case โดยที่ Fuel nozzle, Spark igniter จะต่อเข้าร่วมกัน เพื่อในการ ฉีดเชื้อเพลิง และการจุดระเบิดภายในห้องเผาไหม้(Allison Company. 1996)[4]

3) ชุดเทอร์ไบน์ Turbine Assembly เป็นส่วนที่สร้างกำลังให้กับเครื่องยนต์ โดยมี ส่วนประกอบหลักอยู่ 2 ส่วนดังนี้

3.1) Gas producer turbine จะมี turbine 2 stages โดยเพลลาจะต่อตรง เข้ากับ compressor rotor ซึ่งทำให้ compressor rotor หมุนเป็นวัฏจักร

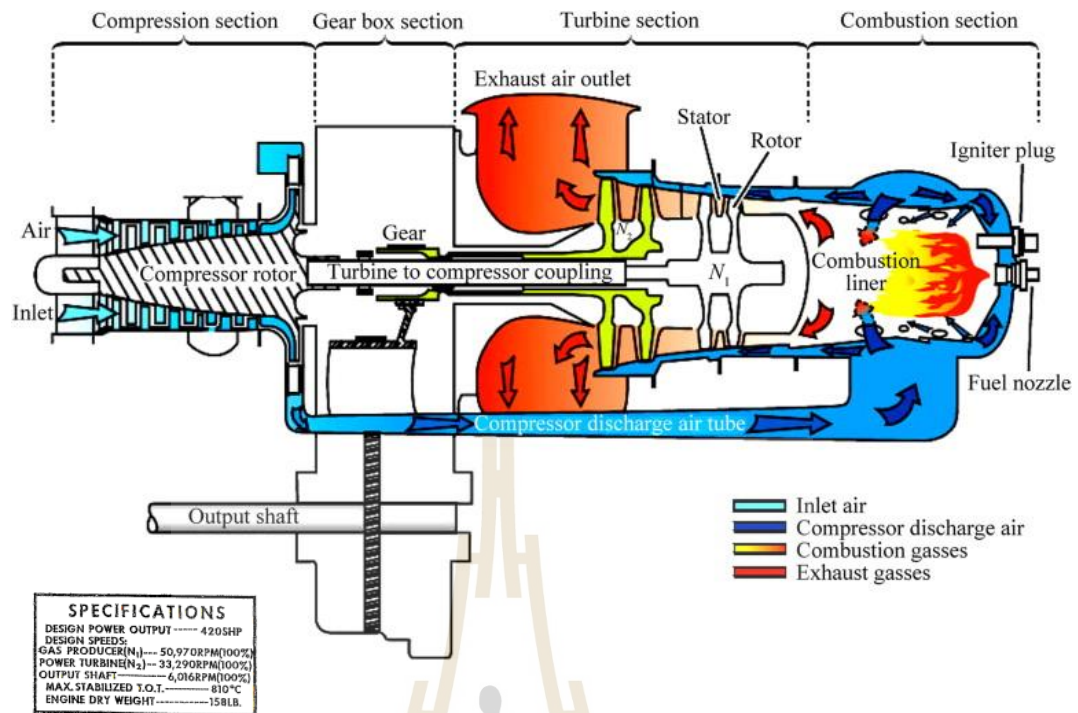
3.2) Power turbine จะมี turbine 2 stages เป็น Free turbine โดยเพลลาจะต่อตรงเข้ากับชุดเกียร์ Accessory Gearbox และส่งกำลังออกมาทาง Power Output Shaft โดยที่ Power Output Shaft จะนำกำลังไปต่อใช้งาน เช่น เฮลิคอปเตอร์ โดยเข้าสู่ Transmission และส่งกำลังออกไปทางใบเบรต(Blade rotor) (Allison Company. 1996)[4]

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

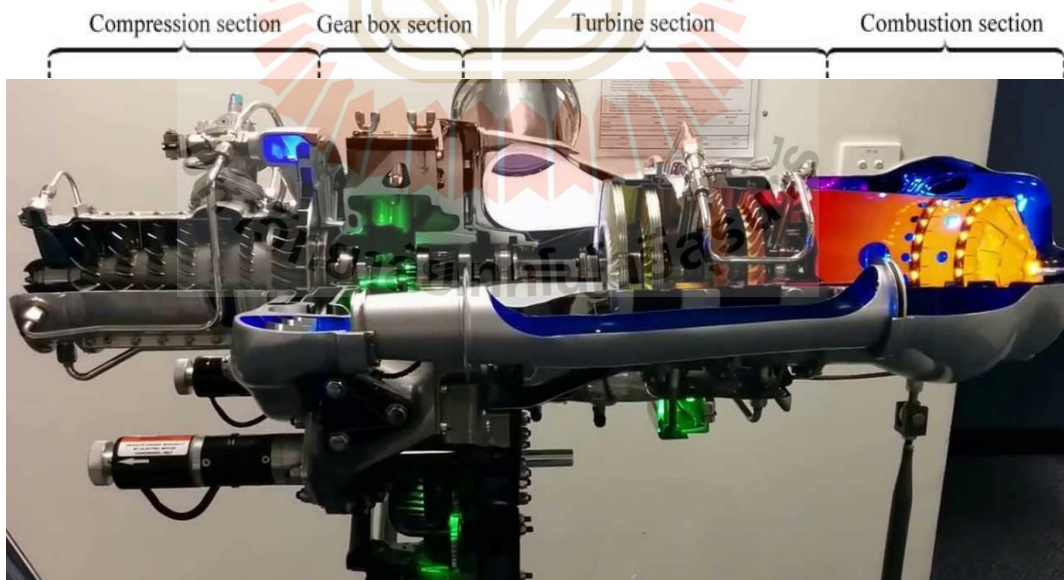
Accessory Gearbox จะทำหน้าที่และรองรับอุปกรณ์ดังต่อไปนี้

ชุดเกียร์ที่ ต่อจาก Power turbine ทำหน้าที่ ลดความเร็วเครื่องยนต์ จาก 33,290 RPM ที่ power turbine rotor = 6,016 RPM ที่ ตัวส่งกำลัง (Power output shaft)

Torquemeter จะรวมค่าการวัดที่ได้จากกำลังเครื่องยนต์ ออกมาเป็น แรงดันของน้ำมันเครื่องขับ Power turbine governor วัดรอบของ power turbine tachometer generator(N2)



รูปที่ 2.18 ภาพตัดขวางของเครื่องยนต์ (Engine Cutaway Schematic) Allison 250-C20B
(ที่มา : AllisonCompany. 1996)[4]



รูปที่ 2.19 แสดงระบบและอุปกรณ์ภายในเครื่องยนต์ Allison 250-C20B
(ที่มา : <https://www.youtube.com/watch?v=jL5lqEPw1C4>)

Accessories Location ตำแหน่งอุปกรณ์สำคัญ

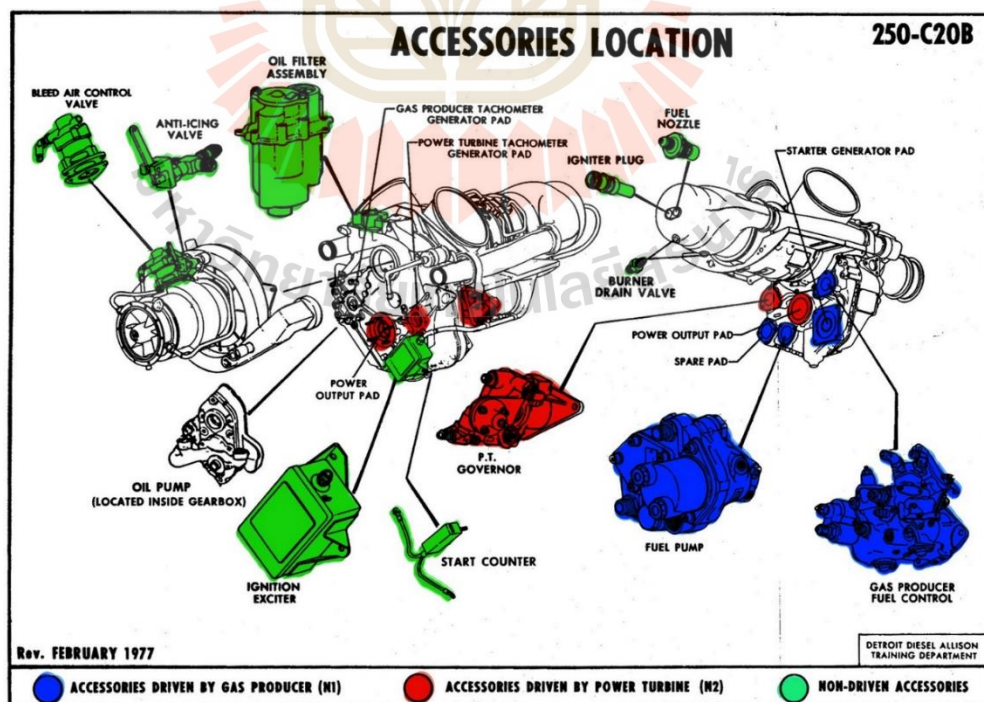
มีทั้งอุปกรณ์ที่ต้องการแรงขับจากเครื่องยนต์ และอุปกรณ์ ไม่ต้องการแรงขับจากเครื่องยนต์ อุปกรณ์จะถูกติดตั้งไปกับตัว ชุดเกียร์ (Accessory Gearbox) และหมุนด้วย ชุดเกียร์ Gas producer หรือ ชุดเกียร์ Power turbine และอุปกรณ์เหล่านี้ถูกการตั้งค่ามาจากบริษัทผู้ผลิตเรียบร้อยแล้ว ดังรูปที่ 2.20 ตำแหน่งอุปกรณ์ Accessories Location. (Allison Company. 1996)[4]

อุปกรณ์ที่ขับโดย ชุดเกียร์ Gas producer

Gas producer tachometer generator
Single element fuel pump assembly
Starter-Generator
Gas producer fuel control
Oil pump assembly

อุปกรณ์ที่ขับโดย ชุดเกียร์ Power turbine

Power turbine governor
Power turbine tachometer generator



รูปที่ 2.20 ตำแหน่งอุปกรณ์ Accessories Location(ที่มา: Allison Company. 1996)[4]

Gas producer tachometer generator เป็นเครื่องวัดความเร็วรอบโดยสร้างเป็นไฟฟ้ากระแสสลับ (ac-generator) ออกมา ด้วยความถี่ที่เป็นฟังก์ชันของ Gas producer turbine rotor (N1) RPM จะส่งเป็นความถี่ แล้วแสดงผลตรงมาตรงวัดเป็นความเร็วรอบ 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 จะยอมให้เชื้อเพลิงไหลผ่านก็ต่อเมื่อ กรองเกิดอุดตัน จะถูกวนกลับมาทางเข้าของชุดเกียร์ปั๊ม ผ่านวาล์วปรับแรงดันที่รักษาการไหลของแรงดันน้ำมันเชื้อเพลิง

Starter – Generator ใช้เป็น DC มอเตอร์ (Motor) ทำหน้าที่หมุนเครื่องยนต์ระหว่างการสตาร์ทและจะทำหน้าที่เป็นเครื่องปั่นไฟ (Generator) เป็น DC Generator เพื่อปั่นไฟไปใช้งานทั้งในเฮลิคอปเตอร์ และ ชาร์จแบตเตอรี่

Gas producer fuel control and Power turbine governor ควบคุมระบบเชื้อเพลิง ให้ ความเร็วของ Governing ของ Power turbine และป้องกันความเร็วรอบของ Gas producer turbine rotor เกิน ระบบควบคุมเชื้อเพลิงจะถูกกำหนดจาก N1 และ N2 RPM, Compressor จะปล่อยแรงดัน ตรงตำแหน่งของ Twist grip และ Collective เพื่อควบคุม รักษาการไหลของเชื้อเพลิงไม่ให้เกินที่กำหนด

power turbine tachometer generator เป็นเครื่องวัดความเร็วรอบโดยสร้างเป็นไฟฟ้ากระแสสลับ (ac-generator) ออกมา ด้วยความถี่ที่เป็นฟังก์ชันของ Gas producer turbine rotor (N2) RPM จะส่งเป็นความถี่แล้วแสดงผลตรงมาตรงวัดเป็นความเร็วรอบ N2 RPM

2.3.2 ส่วนประกอบอื่น ๆ ของเครื่องยนต์ (Other Assemblies)

1) Lubrication System ระบบหล่อลื่น เป็นแบบอ่างน้ำมันเครื่องแยก (Dry sump type) โดยแยกออกจากตัวเครื่องยนต์ และระบบระบายความร้อนด้วยน้ำมันเครื่อง (Oil cooler) อาศัยการไหลของอากาศภายนอกเข้าผ่านแผงระบายความร้อน การหล่อลื่น หล่อลื่นในส่วนของ Gas producer bearing, Power turbine rotor bearing และชุดเกียร์ของ Power output shaft bearing

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

3) Compressor Bleed Air System อากาศร้อน หรือลมร้อนที่ได้จากเครื่องยนต์ ซึ่งเป็นอากาศสะอาด โดย Bleed air จะถูกนำเข้าไปใช้งานต่าง ๆ เช่น เพิ่มอุณหภูมิในห้องโดยสาร ห้องนักบิน ขณะที่ทำการบินที่มีอากาศหนาวเย็น โดยนำลมร้อนไปผสมกับอากาศปกติ ในทางเทคนิคของกระบวนการทำงานของเครื่องยนต์ Bleed Air จะช่วยป้องกันการไม่ดูดอากาศของ Compressor หรือเรียกอีกอย่างว่า ป้องกัน Compressor Stall และ Compressor surge. (Allison Company. 1996)[4]

4) Ignition System ระบบการจุดระเบิด จะทำการจุดระเบิดภายในห้องเผาไหม้ Combustion liner เกิดการจุด (Ignition) เมื่อมีเชื้อเพลิงที่ผสมอากาศมาแล้ว จึงจะเกิดการเผาไหม้ โดยระบบการจุดระเบิด มีอุปกรณ์ อยู่ 3 องค์ประกอบ คือ

4.1) Low tension capacitor discharge ignition exciter assembly

4.2) Spark igniter lead

4.3) shunted surface gap spark igniter โดยจะใช้แหล่งจ่ายไฟ 28 Vdc แต่ช่วงที่ Ignition Exciter รับผิดชอบได้ 14-30 Vdc (Allison Company. 1996)[4]

5) 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]

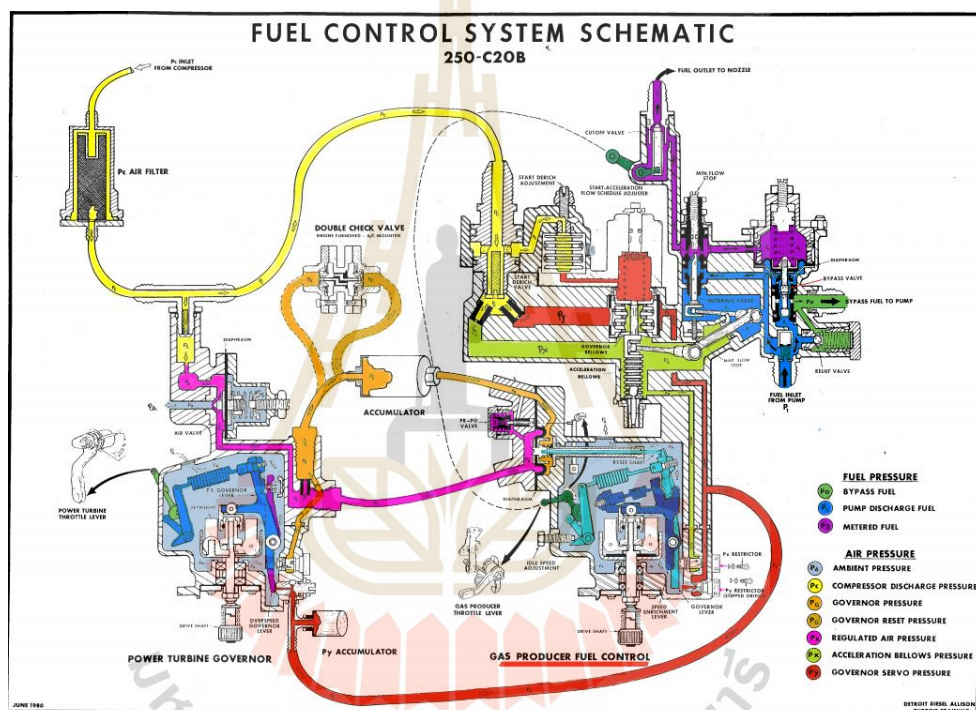
6) ระบบเชื้อเพลิง (Fuel System) บ่งบอกถึงระบบเชื้อเพลิงลำดับต่อไปนี้ เชื้อเพลิง ที่สามารถใช้ได้ คือ MIL-T-5624F, JP-4, JET A-1 หรือ เกรดอื่นที่มีการรับรอง สามารถดูสเปคได้ที่ *Operation and Maintenance Manual*[3]

6.1) ปั๊มน้ำมันเชื้อเพลิง (Fuel Pump)

หลักการทำงานรับเชื้อเพลิงจากถังเก็บเชื้อเพลิงเพื่อเพิ่มแรงดันที่เพียงพอต่อการทำงานของเครื่องยนต์และรับเชื้อเพลิงเกินบายพาส (Bypass fuel; P₀) ออกจาก Gas producer fuel control โดยปั๊มจะทำงานด้วยกลไกที่ต่อเข้ากับชุดเฟืองของเครื่องยนต์และจะมีชุดเกียร์ (Driven gear) ทำหน้าที่ในการดูดเชื้อเพลิงจึงสามารถเรียกปั๊มชนิดนี้ว่า Fuel driven pump ได้เช่นกัน

ระบบเชื้อเพลิงเริ่มจากปั๊มเชื้อเพลิง ทำการดูดเชื้อเพลิงจากถังแล้วส่งไปยัง Gas producer fuel control เรียกทางเข้านี้ว่า Fuel inlet from pump; P₁ เชื้อเพลิงจะถูกส่งไปยัง Gas producer fuel control เมื่อมีการสั่งการด้วยการเพิ่มหรือลด Gas producer lever เชื้อเพลิงจึงถูกจ่ายไปยังหัวฉีด (Fuel nozzle) จึงทำให้เครื่องยนต์เกิดการเผาไหม้และหมุน

ทำงานเป็นวัฏจักร Gas producer fuel control นี้จะเป็นตัวควบคุมรอบเครื่องยนต์ในส่วนของ Compressor turbine (N1) ทั้งนี้ จะทำงานร่วมกับ Power turbine governor จะทำงานด้วยการควบคุมความดันจาก Compressor discharge pressure; P_c เพื่อนำความดันนี้ไปดำเนินการการจ่ายเชื้อเพลิงให้กับเครื่องยนต์ โดยให้รอบเครื่องยนต์ทั้ง Compressor turbine (N1) และ Power turbine (N2) สัมพันธ์กันเพื่อป้องกันความเร็วรอบเกิน (Over speed) ระบบการจ่ายเชื้อเพลิงนี้จึงเป็นระบบที่ใช้ Pneumatic มาควบคุมปริมาณการจ่ายเชื้อเพลิง แสดงดังรูปที่ 2.21 แผนผังระบบควบคุมเชื้อเพลิง (250-C20B)



รูปที่ 2.21 แผนผังระบบควบคุมเชื้อเพลิง (250-C20B) (ที่มา: Allison Company. 1996)[4]

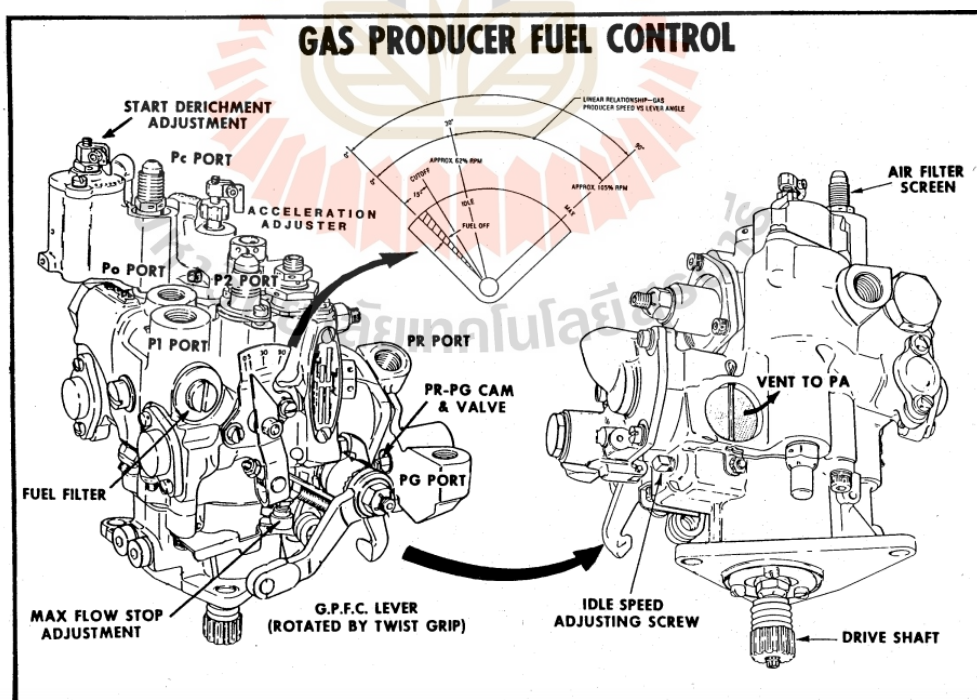
6.2) อุปกรณ์ควบคุมการจ่ายเชื้อเพลิง (Gas Producer Fuel Control) แสดงดังรูปที่ 2.22 Gas producer fuel control จะถูกขับเคลื่อนด้วยชุดเกียร์ (Accessory gearbox) หลักการทำงานของอุปกรณ์ควบคุมการจ่ายเชื้อเพลิง Gas producer throttle lever เป็นตัวควบคุมการเพิ่มหรือลด เพื่อให้เกิดความดันที่แตกต่างภายในของ P_x และ P_y เมื่อทำการเพิ่ม throttle lever จะทำให้ Governor lever ปิดรู P_y restrictor ทำให้มีความดันในส่วนของ P_y เพิ่มขึ้น จึงทำให้ Metering valve ทำการเปิดให้ปริมาณเชื้อเพลิงไปยังหัวฉีดเพิ่มขึ้น ในขณะที่เดียวกันเมื่อไม่มีการเพิ่มหรือลด throttle lever ตัว Flyweight จะหมุนเข้าสู่ตำแหน่งความเร็วปกติ (On speed) แสดงดังรูปที่ 2.21 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

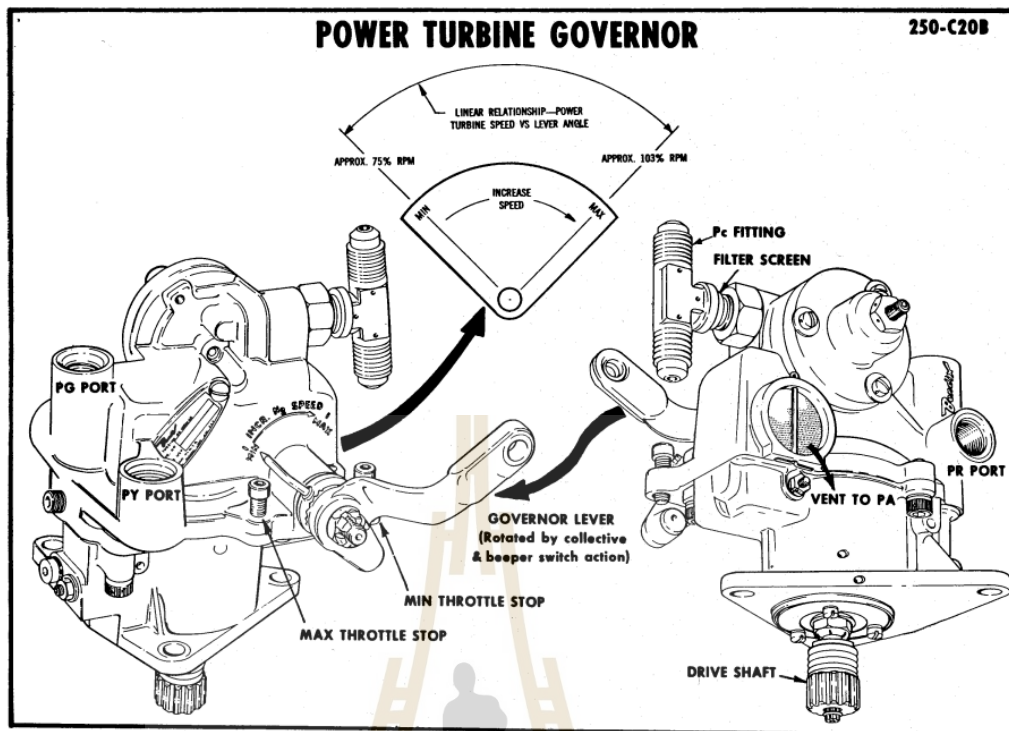
6.3) อุปกรณ์ควบคุมเทอร์ไบน์สร้างกำลัง (Power Turbine Governor) แสดงดังรูปที่ 2.23 Power Turbine Governor จะถูกขับด้วยชุดเกียร์ (Accessory gearbox) หลักการทำงานช่วยเสริมการทำงานของ Gas Producer Fuel Control ให้ระบบการจ่ายเชื้อเพลิงสมบูรณ์และเปลี่ยนแปลงการจ่ายเชื้อเพลิงเพื่อรักษาความเร็วภายใต้สภาวะโหลดทั้งหมดตามที่ต้องการควบคุมความเร็วของ Power turbine ด้วยตัว Flyweight เมื่อความเร็วของ Power turbine เริ่มสูงขึ้น Flyweight ก็จะถูกออกทำให้ตัว Over speed governor lever เปิดรู P_y restrictor ทำให้ความดันของ P_y ลดลงจึงทำให้ความเร็วของ Power turbine ความเร็วรอบไม่เกิน

Gas Producer Fuel Control & Power Turbine Governor ดังรูปที่ 2.22 Gas producer fuel control เป็นการจัดเตรียมระบบเชื้อเพลิงเพื่อส่งไปเผาไหม้ สามารถควบคุมและปรับการไหลของเชื้อเพลิงให้เป็นไปตาม requirements ดังนี้

- Governor จะควบคุมความเร็วของ Power turbine rotor
- ป้องกันความเร็วเกินกว่ากำหนดของระบบ Gas producer rotor
- ป้องกันความเร็วเกินกว่ากำหนดของระบบ Power turbine rotor
- ควบคุมฟังก์ชันการสตาร์ท การเร่ง การผ่อน และการดับเครื่องของเครื่องยนต์ได้



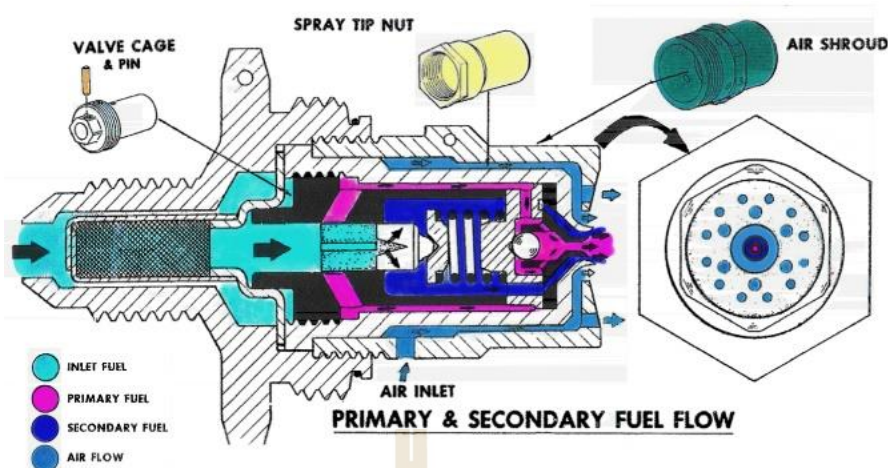
รูปที่ 2.22 Gas producer fuel control (ที่มา: Allison Company. 1996)[4]



รูปที่ 2.23 Power Turbine Governor (ที่มา: Allison Company. 1996)[4]

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

หลักการทำงานฉีดเชื้อเพลิงเข้าห้องเผาไหม้ หัวฉีดทำงานอยู่ 3 ลักษณะ (no fuel flow ทำงานเมื่อไม่มีแรงดันของเชื้อเพลิง, primary fuel flow ทำงานงานเมื่อแรงดันเชื้อเพลิงอยู่ระหว่าง 30-150 psi, primary and secondary fuel flow ทำงานเมื่อแรงดันเชื้อเพลิงมากกว่า 150 psi) แสดงดังรูปที่ 2.24 Fuel Nozzle



รูปที่ 2.24 Fuel Nozzle (ที่มา: Allison Company. 1996)[4]

6.5) Accumulator & Double Check Valve ถูกติดตั้งระหว่าง Power turbine governor และ Governor reset section ของ Gas producer fuel control, ทำหน้าที่รองรับการสั่นสะเทือนของแรงบิดที่พบใน rotor system ของ helicopter แสดงดังรูปที่ 2.21 แผนผังระบบควบคุมเชื้อเพลิง (250-C20B)

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

2.4 การทดสอบสมรรถนะของเครื่องยนต์ Allison 250-C20B

Specific Fuel Consumption

$$S.F.C. = \frac{F.F.}{S.H.P.} \quad (2.21)$$

Shaft Horsepower (Power)

$$S.H.P. = \frac{TORQUE \times N \times 0.18071}{5252} \quad (2.22)$$

เมื่อ

- S.F.C. = Specific Fuel Consumption (หน่วย lb/hr/shp)
 F.F. = Fuel Flow(หน่วย lbs/hr)
 S.H.P. = Shaft Horsepower (หาได้จากรูปที่ 2.25 กราฟแสดงประสิทธิภาพ กำลังของเครื่องยนต์ Estimated Performance), (หน่วย hp; horsepower)
 TORQUE = ค่าแรงบิด (หน่วย ft-lbs)
 N2 = Power Turbine RPM (หน่วย RPM)
 0.18071 = เป็นอัตราทดรอบของชุดเกียร์
 5252 = เป็นค่าที่หาได้จากสมการ (2.27)

(ที่มา: Allison Company. 1996)[4]

ความสัมพันธ์ระหว่าง กำลัง (Power) กับ แรงบิด (Torque) ที่ความเร็วรอบใด ๆ

$$P = T\omega \quad (\text{watt}) \quad (2.23)$$

$$= 2\pi n_{rps} \quad (\text{rad/s}) \quad (2.24)$$

$$= \frac{2\pi n_{rpm}}{60} \quad (\text{rad/s}) \quad (2.25)$$

ความสัมพันธ์ระหว่าง กำลังและแรงบิด ในหน่วย วัตต์ (watt)

จะได้
$$P = \frac{2\pi T n_{rpm}}{60} \quad (\text{watt}) \quad (2.26)$$

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) พิสูจน์สมการ
(2.22) แปลงสมการ ให้อยู่ในหน่วยของ แรงม้า

$$\text{Power(hp)} \times 746 = \text{Power (watt)} \quad (2.27)$$

$$= \frac{T(N.m) \cdot \omega(\text{rad/s})}{746} \quad (2.28)$$

$$= \frac{T \times 1.3558(\text{ft} \cdot \text{lb}_f) \cdot (2\pi n_{rpm})}{60 \times 746} \quad (2.29)$$

$$= T n_{rpm} \times 1.90397 \times 10^{-4} \quad ; T \text{ หน่วย } \text{ft} \cdot \text{lb}_f \quad (2.30)$$

เพราะฉะนั้น

$$P = \frac{T n_{rpm}}{5252} \quad (\text{hp}) \quad (2.31)$$

เมื่อ

P = กำลัง; power (hp)

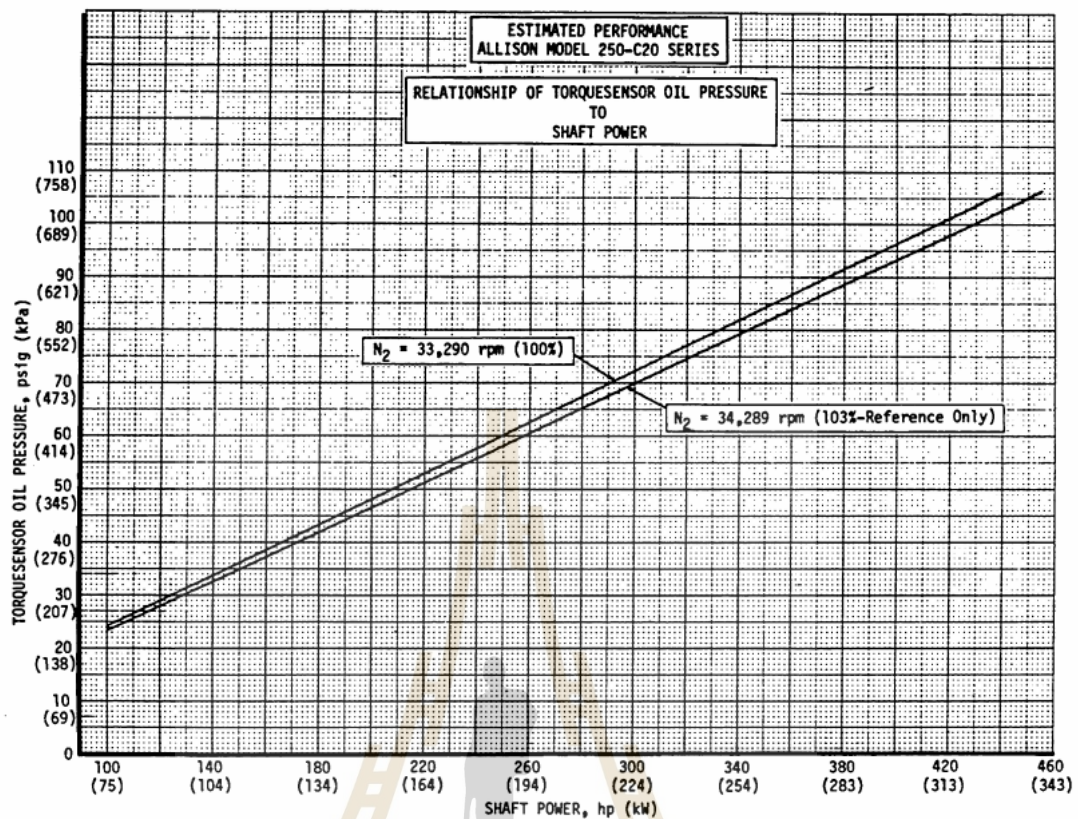
T = แรงบิด; torque (ft-lb_f)

1 hp = 746 watt

1 N.m = 1.3558 ft-lb_f

1 ft-lb_f = 0.7376 N.m

(ที่มา: <https://www.engineeringtoolbox.com/>)



รูปที่ 2.25 กราฟแสดงประสิทธิภาพกำลังของเครื่องยนต์ Estimated Performance (ที่มา : Rolls-Royce Corporation, 2001)[3]

จากรูปที่ 2.25 กราฟแสดงประสิทธิภาพกำลังของเครื่องยนต์ Estimated แสดงถึงค่าประมาณที่แสดงในส่วนของเครื่องวัด Torquesensor ในอากาศยานเพื่อบ่งบอกถึงกำลังของเครื่องยนต์ ณ ขณะนั้น

2.5 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 2.23 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 ว่าแรงดันของน้ำมันเครื่องเพิ่มขึ้นหรือไม่ เพราะถ้าแรงดันไม่ขึ้นจนถึงความเร็วรอบ 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 2.22 Gas producer fuel control และรูปที่ 2.23 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 เครื่องยนต์จะลดความเร็วรอบลงเรื่อย ๆ จนกว่าจะหยุด TOT จะเริ่มลดลงเรื่อย ๆ

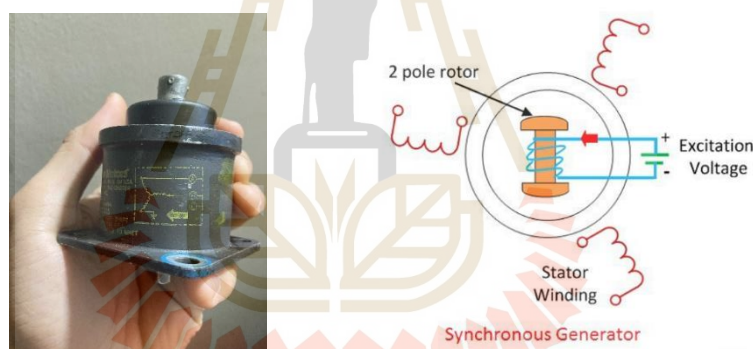
- ใช้ Starter ในการช่วยในการลดอุณหภูมิในห้องเผาไหม้ได้โดยการ เปิด Switch starter เพื่อให้ Starter ช่วยในการระบายความร้อนสะสมได้

2.6 หลักการทำงานของเครื่องวัดที่เกี่ยวข้องกับการควบคุมเครื่องยนต์

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

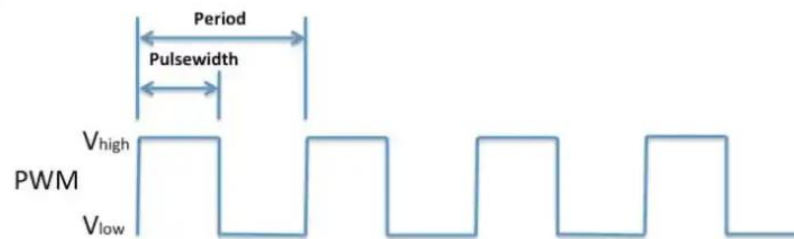
วิธีการวัดความเร็วรอบของเครื่องยนต์

- Globe motor จะส่งสัญญาณออกมาเป็นรูปแบบพัลส์ (Pulse) โดยเกิดจากแม่เหล็กหมุนวนตัดกับขดลวด โดยด้านที่ตัดกับขดลวดจะมีแรงดันไฟฟ้าออกมา และส่วนที่ไม่สัมผัสกับขดลวดจะไม่มีแรงดันไฟฟ้าออกมา แสดงดังรูปที่ 2.26 แสดงอุปกรณ์ภายในของ Globe Motors



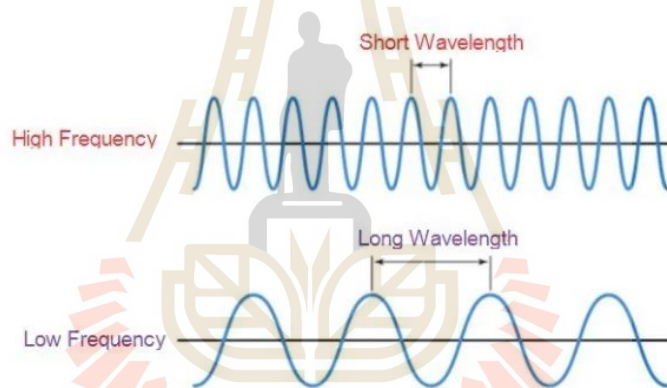
รูปที่ 2.26 แสดงอุปกรณ์ภายในของ Globe Motors

- คลื่นสัญญาณพัลส์ (PWM Wave) เป็นคลื่นสัญญาณแบบ Analog ที่ทำให้เราสามารถนำมาแปลงเป็นสัญญาณ Digital ได้ โดยสัญญาณที่สร้างออกมาจะสลับกันระหว่าง เปิด (HIGH) กับ ปิด (LOW) ซึ่งช่วงเวลาที่สัญญาณเป็นเปิด เมื่อเทียบกับช่วงเวลาที่สัญญาณออกมาทั้งหมด เรียกช่วงเวลานี้ว่าความกว้างของสัญญาณ (Pulse width) เมื่อครบช่วงการทำงานจะเรียกว่ารอบ (Period) แสดงดังรูปที่ 2.27 แสดงรูปแบบสัญญาณ Pulse Wave



รูปที่ 2.27 แสดงรูปแบบสัญญาณ Pulse Wave

- ความถี่ (Frequency) คือปริมาณที่บ่งบอกจำนวนครั้งที่เหตุการณ์เกิดขึ้นในช่วงเวลาหนึ่ง โดยจะมีลักษณะเป็นสัญญาณแกว่งขึ้นลงจะนับเป็นหนึ่งคาบ (Time period) ตามรูปที่ 2.28 แสดงรูปแบบสัญญาณของ Frequency และจะได้ความสัมพันธ์เป็นความถี่จะเป็นส่วนกลับของคาบ



รูปที่ 2.28 แสดงรูปแบบสัญญาณของ Frequency

- การหา RPM จาก Globe Motor ด้วยบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล Arduino เมื่อได้สัญญาณพัลส์มาจาก Globe Motor แล้วจากนั้นจะเข้าความสัมพันธ์ตามสมการที่ 2-28 แสดงความสัมพันธ์ระหว่าง RPM และ Pulse โดยค่า PPR หรือ Pulse per revolution นั้น จะหาออกมาจากบอร์ด Arduino โดยใช้เทคนิคคำสั่ง Interrupt และ millis ในการรับค่าสัญญาณในช่วงเวลาสั้น ๆ ซึ่งในตัวบอร์ด Arduino มีฟังก์ชันในการรับสัญญาณพัลส์ในตัวอยู่แล้ว

$$RPM = \frac{60}{Pulse\ Period \times PPR} \quad (2.32)$$

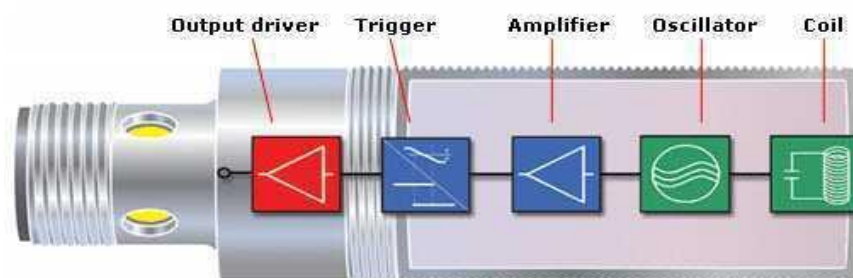
สมการที่ 2.32 แสดงความสัมพันธ์ระหว่าง RPM และ Pulse

- Proximity sensor เป็นเซ็นเซอร์ประเภทหนึ่งที่ถูกออกแบบมาใช้ในงานตรวจจับวัตถุประเภท “โลหะ” ซึ่งสามารถตรวจจับวัตถุได้โดยไม่สัมผัส (Non-contact Detection) สร้างขึ้นเพื่อทดแทนอุปกรณ์ตรวจจับวัตถุโดยการสัมผัสทางกายภาพ อย่างเช่น ลิมิทสวิตช์ (Limit Switch) เนื่องจากมีความทนทาน มีอายุใช้งานมากกว่า นิยมใช้ในภาคอุตสาหกรรมโลหะการและอุตสาหกรรมยานยนต์และชิ้นส่วน เป็นต้น [11]



รูปที่ 2.30 ตัวอย่างของ Proximity sensor [10]

Inductive Proximity Sensor จะใช้หลักการเหนี่ยวนำของสนามแม่เหล็กไฟฟ้าในการทำงาน โดยที่ขดลวดของสนามแม่เหล็กไฟฟ้านั้น เกิดจากบริเวณส่วนหัวของเซ็นเซอร์ ซึ่งภายในจะมีขดลวด (Coil) ที่คอยทำหน้าที่ ปลอ่ยสนามแม่เหล็กไฟฟ้าความถี่ สูงซึ่งขดลวดนั้นจะได้รับสัญญาณไฟฟ้าจากวงจรกำเนิดความถี่ (Oscillator) เพื่อคอยตรวจจับโลหะที่เคลื่อนที่ผ่านเข้ามา และเมื่อชิ้นงานอยู่ในระยะที่เซ็นเซอร์สามารถตรวจจับได้ จะทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงค่าความเหนี่ยวนำ ซึ่งจะทำให้เกิดการหน่วงออสซิลเลท Oscillate หรือ ในบางครั้งอาจถึงจุดการหยุดออสซิลเลท ในขณะที่เกิดการหน่วงหรือการหยุดออสซิลเลทนั้น วงจรขยาย (Amplifier) จะทำหน้าที่ขยายสัญญาณเพื่อส่งต่อไปยัง วงจรทริกเกอร์ (Trigger) ซึ่งวงจรนี้จะมีหน้าที่เปลี่ยนแปลงสถานะของวงจร Output ว่าให้มีการทำงานหรือหยุดการทำงาน



รูปที่ 2.30 ตัวอย่างส่วนประกอบของ Proximity sensor [11]

Coil คือ ขดลวดที่มีหน้าที่ปล่อยสนามแม่เหล็กไฟฟ้าความถี่สูง ผ่านบริเวณด้านหน้าของ Inductive Proximity Sensor เพื่อคอยตรวจจับโลหะที่เคลื่อนที่ผ่านเข้ามา

Oscillator คือ วงจรกำหนดความถี่ จุดส่งสัญญาณไฟฟ้าไปยังส่วน Coil โดยความถี่นี้มีความจำเป็นมากต่อกระบวนการสร้างสนามแม่เหล็กไฟฟ้า

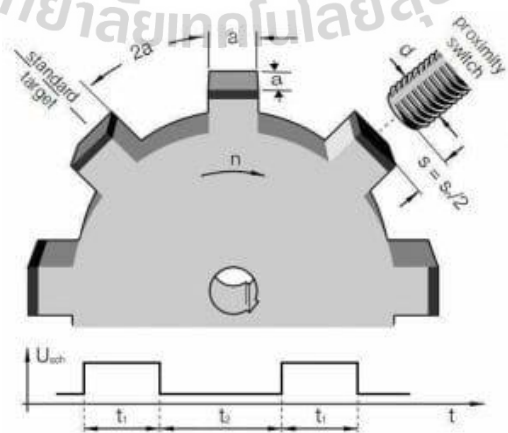
Amplifier คือ วงจรขยาย ในส่วนนี้จะทำหน้าที่ขยายสัญญาณ ที่เกิดจากการเปลี่ยนแปลงค่าความเหนี่ยวนำที่เกิดขึ้น

Trigger หรือ วงจรทริกเกอร์นั้นจะทำหน้าที่ประมวลค่าความเปลี่ยนแปลงของสนามแม่เหล็กไฟฟ้าว่าอยู่ในเกณฑ์ใดต่อจากนั้นก็ส่งการไปยังภาค output ให้ทำการเปลี่ยนแปลงสถานะ

Output driver เป็นภาคสุดท้ายของวงจร ซึ่งมีส่วนสำคัญในการสร้างสัญญาณเอาต์พุต ให้ได้ตามระดับมาตรฐานที่สามารถใช้งานกับตัวอุปกรณ์ที่มาเชื่อมต่อได้ เช่น คอนโทรลเลอร์หรือรีเลย์ เป็นต้น

จะเห็นได้ว่า สนามแม่เหล็กไฟฟ้า นั้นเกิดมาจากกระบวนการทำงานของส่วนประกอบทั้งหมด 5 ส่วน ได้แก่ Oscillator ผู้สร้างสัญญาณไฟฟ้าส่งไปยังส่วน Coil ผู้ปล่อยสัญญาณไฟฟ้าเพื่อตรวจจับโลหะ โดยได้รับการการสนับสนุนจาก 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 ในงานตรวจจับความเร็วรอบของเฟืองที่ต้องพิจารณาเรื่องความถี่ ถ้าเป็น Proximity ที่มี Switching Frequency 1 kHz จะมีความเร็วในการตรวจจับชิ้นงานที่ 1 ms หรือ 1000 ชิ้นต่อวินาที



รูปที่ 2.31 แสดงการตรวจจับของ Proximity sensor [11]

ความถี่ในการตรวจจับหรือ Switching Frequency
สามารถคำนวณได้ตามสมการดังนี้

$$RPM = f \times 60 \times \left(\frac{1}{N}\right) \quad (2.29)$$

โดยที่

RPM = หน่วยความเร็วรอบต่อนาที

f = ความถี่

N = จำนวนพัลส์ต่อรอบ

ตัวอย่าง จากความต้องการในการวัดความเร็วที่ 3000 RPM และฟันเฟืองมีทั้งหมด 12 ฟันเฟืองหรือ 12 พัลส์ต่อรอบ

ดังนั้น

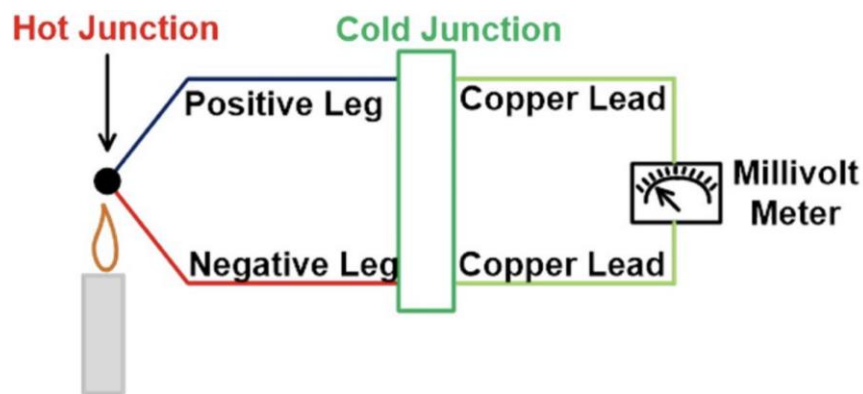
$$f = (3000 \times 12) / (60)$$

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

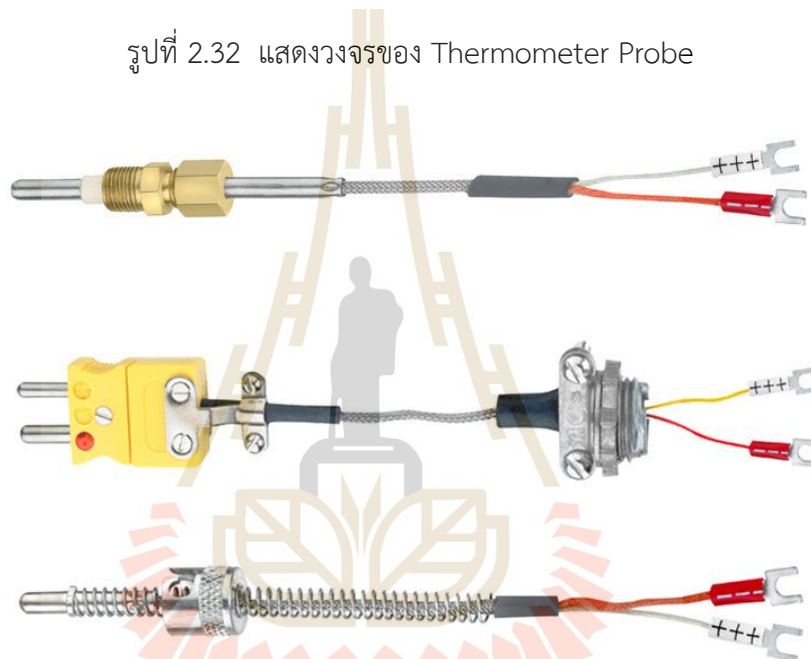
จากการคำนวณจะเห็นว่าค่าความถี่ที่ต้องใช้อย่างน้อย 600 Hz หากต้องเลือกใช้งานจริง แนะนำให้เผื่อเพิ่มขึ้นซึ่งในครั้งนี้จะเราเลือก Inductive Proximity Sensor ที่มีความถี่ 800 Hz

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

โพรบวัดอุณหภูมิ (Thermocouple Probe) คืออุปกรณ์ที่ใช้วัดอุณหภูมิ สภาพแวดล้อมโดยรอบโดยอาศัยหลักการแปลงความร้อนเป็นแรงดันไฟฟ้า โพรบวัดอุณหภูมิทำมาจากโลหะตัวนำที่แตกต่างกัน 2 ชนิดนำมาเชื่อมปลายทั้งสองเข้าหากันที่ปลายด้านหนึ่งเรียกว่า จุดวัดอุณหภูมิ และปลายอีกด้านหนึ่งเรียกว่าจุดอ้างอิง แสดงดังรูปที่ 2.32 แสดงวงจรของ Thermometer Probe โดยการทำงานคือเมื่อจุดวัดอุณหภูมิและจุดอ้างอิงมีอุณหภูมิที่ต่างกันจะมีค่าความต้านทานและแรงดันที่ต่างกันด้วย ด้วยเหตุนี้เราจึงทราบถึงอุณหภูมิที่โพรบสามารถวัดได้



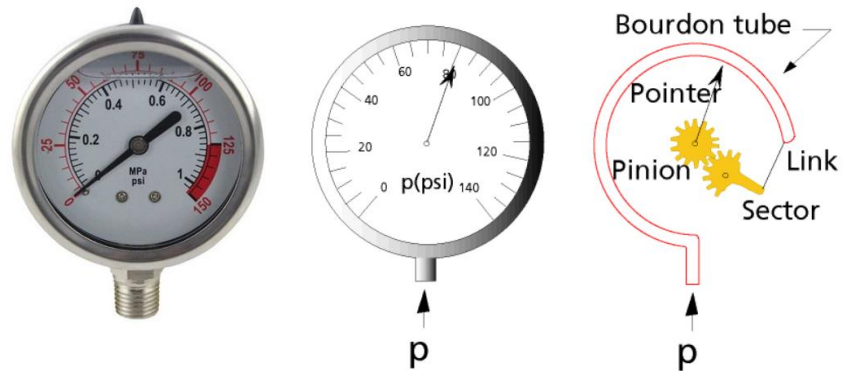
รูปที่ 2.32 แสดงวงจรของ Thermometer Probe



รูปที่ 2.33 ตัวอย่างของ Thermometer Probe

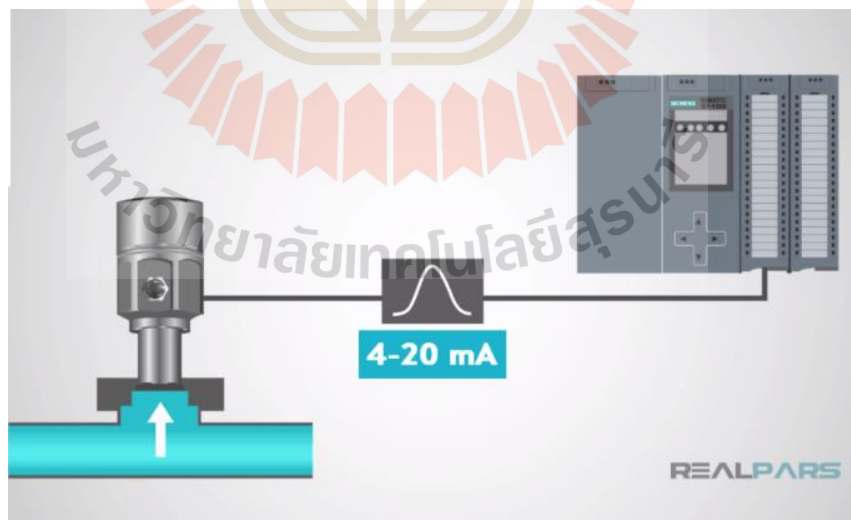
2.6.3 เกจวัดแรงดันน้ำมันเครื่องของเครื่องยนต์ (Oil Pressure Gauge)

คือ อุปกรณ์ที่ใช้ในการวัดว่าแรงดันน้ำมันเครื่องของเครื่องยนต์ที่ออกมาจากเครื่องยนต์นั้นมีค่ามากน้อยเพียงใด โดยอาศัยหลักการยืดตัวหรือโก่งตัวของวัสดุที่มีสมบัติยืดหยุ่นหรือเรียกว่า เครื่องมือวัดแรงดันแบบอิลาสติก (Elastic) ทำงานโดยอาศัยการแปลงความดันที่อุปกรณ์ได้รับมาให้อยู่ในรูปแบบการเคลื่อนที่ตามรูปที่ 2.34 แสดงการทำงานของ Pressure Gauge



รูปที่ 2.34 แสดงการทำงานของ Pressure Gauge

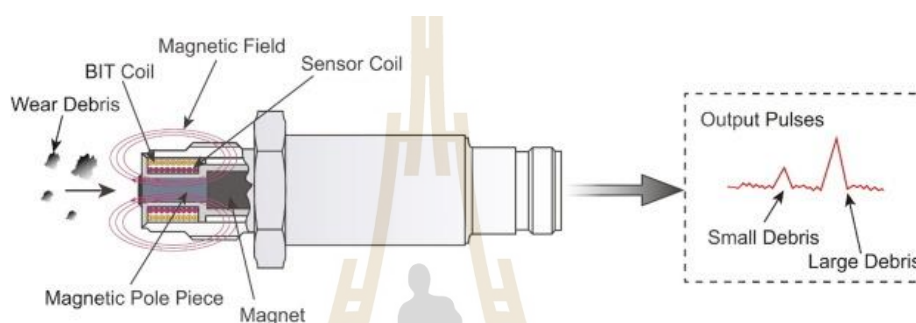
- เซนเซอร์วัดแรงดันน้ำมันเครื่องยนต์ (Oil Pressure Sensor) คืออุปกรณ์ที่ใช้วัดแรงดันน้ำมันของเครื่องยนต์ว่ามีค่ามากน้อยเพียงใดโดยจะเปลี่ยนแรงดันน้ำมันให้เป็นแรงดันไฟฟ้า โดยจะมีกระแสที่ 4-20 มิลลิแอมป์ และแรงดันที่ 0 ถึง 5 โวลต์ โดยอาศัย หลักการทำงานของ Piezoelectric ซึ่งวัสดุชิ้นนี้จะสร้างกระแสไฟฟ้าเมื่อมีแรงไปกระทำต่อมัน ทำให้เราสามารถทราบถึงแรงดันน้ำมันที่กระทำต่อตัวเซนเซอร์ได้ โดยวงจรการทำงานแสดงดังรูปที่ 2.35 แสดงการทำงานของ Pressure Sensor



รูปที่ 2.35 แสดงการทำงานของ Pressure Sensor

2.6.4 อุปกรณ์ที่วัดเศษโลหะที่อยู่ในเครื่องยนต์ (Magnetic Chip Detector)

- Magnetic Chip Detector คืออุปกรณ์ที่ใช้วัดปริมาณเศษโลหะที่อยู่ภายในน้ำมันเครื่องซึ่งเกิดจากการเสียดสีของอุปกรณ์ภายในเครื่องยนต์ซึ่งเป็นตัวนำและฉนวนอยู่ใกล้กันแต่ติดกันโดยมีแม่เหล็กที่ติดอยู่บริเวณปลายของตัววัดเพื่อตรวจจับเศษเหล็กที่อยู่ภายใน และเมื่อเศษเหล็กนั้นมีปริมาณมากพอที่จะทำให้ค่าความต้านทานนั้น ลดลงอยู่ที่ค่าหนึ่ง จะทำให้ตัว Magnetic Chip Detector นั้นเป็นตัวกลางในการนำไฟฟ้า ดังรูปที่ 2.36 แสดงการทำงานของ Magnetic Chip Detector เพื่อใช้ในการแสดงผลถึงปริมาณเศษโลหะภายในน้ำมันเครื่องได้



รูปที่ 2.36 แสดงการทำงานของ Magnetic Chip Detector

- 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 หรือเท่ากับ กิโลกรัมต่อวินาที โดยจะใช้สัญลักษณ์แทนด้วย \dot{m} (m-dot) และการหาค่าอัตราการไหลของมวล สามารถคำนวณได้จากสมการด้านล่าง (2.31) ในปัจจุบันการใช้งานเครื่องมือวัดการไหล Flow Meter นั้น จะมีการใช้งานทั้ง 2 รูปแบบ โดย โพลมิเตอร์ ที่เป็นแบบ การวัดอัตราการไหลของ ปริมาตร (volumetric flow rate) นั้น จะมีการใช้งานมากที่สุด ดังนั้น ในเบื้องต้นจะอธิบายการทำงาน ของ โพลมิเตอร์ ชนิดต่าง ๆ ที่ใช้สำหรับการวัดอัตราการไหลของปริมาตร (volumetric flow rate) ซึ่งในส่วน of ตัว Flow Meter นั้นจะประกอบไปด้วยองค์ประกอบ 2 ส่วน ใหญ่ ๆ

$$\dot{m} = \rho \cdot Q = \rho \cdot v \cdot A = j_m \cdot A \quad (2.31)$$

คือ

Q	=	อัตราการไหลของปริมาตร
ρ	=	ความหนาแน่นของมวลของไหลต่อ 1 หน่วยปริมาตร
v	=	ความเร็วของการไหล
A	=	พื้นที่หน้าตัดที่ของไหลวิ่งผ่าน
j_m	=	Mass Flux

Flow Sensor หรือ Flow Transducer เป็นตัวเซนเซอร์ชนิดหนึ่งที่ทำหน้าที่เปลี่ยนสัญญาณที่อยู่ในรูปแบบทางฟิสิกส์ ซึ่งในที่นี้คืออัตราการไหลของของไหล ให้มาอยู่ในรูปแบบของสัญญาณไฟฟ้า หรือการเคลื่อนที่ทางกล เพื่อจะหน้าที่ส่งสัญญาณเหล่านี้ไปยังส่วนต่อไป นั่นก็คือ Flow Indicator หรือ Display Unit

Flow Indicator หรือ Display Unit เป็นอุปกรณ์หรือส่วนประกอบที่จะทำหน้าที่ในการนำสัญญาณที่ได้จาก Flow Sensor หรือ Flow Transducer มาแสดงผล ไม่ว่าจะอยู่ในรูปแบบของสเกล ระดับความสูง เข็ม หรือตัวเลขดิจิทัล เพื่อให้สามารถสื่อสารให้กับผู้ใช้งานให้รับรู้ได้ว่าค่าการไหลเป็นเท่าไร

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

2.7 อุปกรณ์การรับค่าและแสดงผล

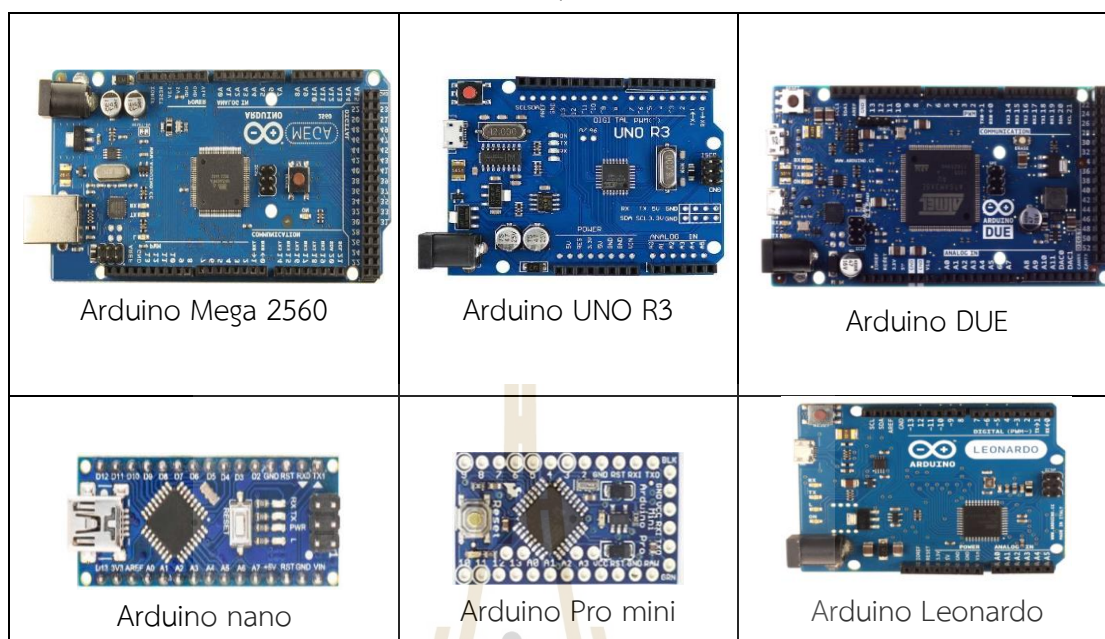
2.7.1 อาร์ดูโนไมโครคอนโทรลเลอร์(Arduino Microcontroller)

คือ ไอเฟ่นซอร์สไมโครคอนโทรลเลอร์แบบซิงเกิลบอร์ด ถูกออกแบบมาเพื่อเป็นเครื่องมือที่สามารถส่งข้อมูลหรือควบคุมสิ่งต่าง ๆ รอบตัวเราซึ่ง อาร์ดูโนเองมีความสามารถที่ดีกว่าคอมพิวเตอร์เดสทอปทั่วไปในจุดนี้(Arduino, 2558) โดยพัฒนาสืบทอดมาจากบอร์ดแบบไอเฟ่นซอร์สไวร์ลิ่งแพลตฟอร์มซึ่งถูกออกแบบมาเพื่อรองรับอุปกรณ์ อิเล็กทรอนิกส์ต่างๆเพื่อให้ง่ายต่อการสร้างโปรเจกต์ของหลากหลายแขนงวิชาความรู้สามารถเข้าถึง ไมโครคอนโทรลเลอร์ได้มากขึ้น

ฮาร์ดแวร์ของอาร์ดูโนประกอบด้วยฮาร์ดแวร์ระบบเปิดที่ถูกออกแบบมาเพื่อใช้งานสำหรับ อาร์ดูโนโดยเฉพาะ โดยอาร์ดูโนใช้ Atmel AVR โปรเซสเซอร์เป็นหน่วยประมวลผลและติดตั้งบอร์ดสำหรับอินพุตเอาต์พุตมาพร้อมตั้งแต่โรงงานผลิตด้วย

ซอฟต์แวร์ของอาร์ดูโนประกอบด้วยตัวแปรภาษามาตรฐานสำหรับการเขียนโปรแกรมและมีบูตโหลดเตอร์ติดตั้งมาอยู่บนตัวบอร์ดแล้ว ทั้งนี้ผู้ผลิตอาร์ดูโนยังได้ออกแบบและสร้างอาดูโนไว้สำหรับการใช้งานชนิดต่างๆไว้หลายๆแบบด้วยกัน ดังแสดงในตารางที่ 2.3 ตัวอย่าง Arduino Board ชนิดต่าง ๆ แต่สำหรับงานวิจัยนี้ได้ เลือก อาร์ดูโนเมกกะ บอร์ดเป็นฐานในการพัฒนาระบบเนื่องจากมีความเหมาะสมในการเชื่อมต่อใช้งาน เข้ากับโมดูลจะต้องมีชีลด์ (Shield) เป็นตัวกลางในการเชื่อมต่ออาร์ดูโน บอร์ดเข้ากับเซ็นเซอร์หรืออุปกรณ์ต่างๆโดยอาร์ดูโนชีลด์นำเข้ามามีส่วนเพิ่มขีดความสามารถในการสร้างสรรค์และพัฒนาโปรเจกต์ต่างๆที่ใช้อาร์ดูโนบอร์ดเป็นพื้นฐานในการพัฒนาเพื่อให้เข้าถึงอินเทอร์เน็ตผ่าน เครือข่ายแลน เครือข่ายไร้สาย เครือข่ายไร้สายแบบจีเอสเอ็ม และเครือข่ายรับรู้ไร้สาย การทำงานของอาร์ดูโนบอร์ดใช้การเขียนโปรแกรม ภาษาแบบไวร์ลิ่งเป็นพื้นฐานในการเขียนคำสั่งควบคุมการทำงานซึ่งภาษาแบบไวร์ลิ่งที่ใช้พัฒนาอาร์ดูโนนี้มีลักษณะคล้ายคลึงกับภาษาซีโดยนำบางส่วนของภาษาซีที่เรียบงายมาใช้งาน

ตารางที่ 2.3 ตัวอย่าง Arduino Board ชนิดต่าง ๆ



(<https://www.arduitronics.com/article/19/arduinos-boards-buying-guide>)

ตารางที่ 2.4 ตารางเปรียบเทียบ Arduino Board ชนิดต่าง ๆ

Board	Micro-controller	Clock Speed	Flash Memory	SRAM	EEPROM
Arduino Mega 2560	ATmega2560	16 MHz	256 KB	8 KB	4 KB
Arduino UNO	ATmega328	16 MHz	32 KB	2 KB	1 KB
Arduino DUE	AT91SAM3X8E	84 MHz	512 KB	96 KB	-
Arduino Nano	ATmega328	16 MHz	32 KB	2 KB	1 KB
Arduino Pro Mini	ATmega168	8 MHz	16 KB	1 KB	512 Bytes
Arduino Leonardo	ATmega32u4	16 MHz	32 KB	2.5 KB	1 KB



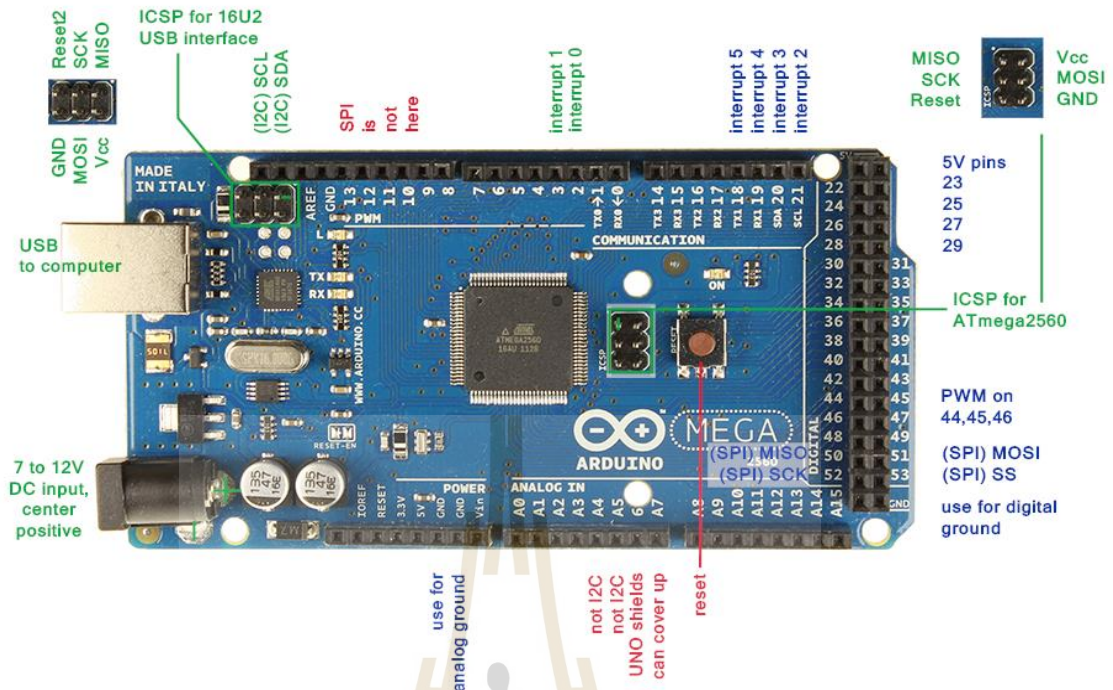
รูปที่ 2.37 Arduino Mega 2560 Board ที่ใช้ในงานวิจัย

ไมโครคอนโทรลเลอร์บอร์ดที่มีความสามารถในการพัฒนาขึ้นมาใช้ในระบบมีหลากหลายตัว เช่น Parallax Basic Stamp บอร์ด Netmedia's BX-24 บอร์ด Phidgets บอร์ด MIT's Handyboard และอีกหลายๆตัวที่มีความสามารถคล้ายคลึงกันแต่บอร์ดข้างต้นเหล่านี้มีวิธีการเขียนและการทำงานที่ยุ่งยากและซับซ้อนอีกทั้งมีราคาค่อนข้างสูงจึงไม่เหมาะสมกับการนำมาใช้พัฒนาเป็นระบบ ต้นแบบเพื่อการศึกษา ทั้งนี้อาร์ดูโนมีความเหมาะสมในการเลือกใช้งานเป็นฐานในการพัฒนา ระบบเพราะ มีราคาถูก สามารถพัฒนาโปรแกรมจากหลากหลายแพลตฟอร์มทั้งวินโดวส์ลินุกซ์ และแมคอินทอช มีหลักการเขียนภาษาที่เข้าใจง่ายไม่ซับซ้อนเพราะใช้ภาษาซีเป็นพื้นฐานในการ เขียนโค้ดโปรแกรม และอาร์ดูโนเองยังเป็นโอเพ่นซอร์สฮาร์ดแวร์อีกด้วยจึงทำให้ผู้ใช้สามารถพัฒนาและต่อเติมระบบฮาร์ดแวร์ของตัวเองเข้ากับอาร์ดูโนได้ด้วย

2.7.2 พื้นฐานการใช้งานของอาร์ดูโน

การจะใช้งานอาร์ดูโนนั้นต้องทำความเข้าใจระบบและพื้นฐานการใช้งานของไมโครคอนโทรลเลอร์บอร์ดชนิดนี้ก่อนว่า มีส่วนประกอบและการทำงานเป็นอย่างไรบ้างอาร์ดูโนประกอบไปด้วยสองส่วนหลัก ๆ คือฮาร์ดแวร์และซอฟต์แวร์ ในส่วนของฮาร์ดแวร์ผู้ใช้งานต้องมีความเข้าใจเกี่ยวกับตัวอาร์ดูโนที่จะเลือกมาใช้งานก่อน ในงานวิจัยครั้งนี้ได้เลือกใช้อาร์ดูโน Arduino Mega 2560 ซึ่งเป็นเวอร์ชันพัฒนาขึ้นมาจาก Arduino UNO ดังแสดงส่วนประกอบของตัวบอร์ดตามรูปที่ 2.37 Arduino Arduino Mega 2560 Board ที่ใช้ในงานวิจัย และ 2.38 รายละเอียดอุปกรณ์ Arduino Mega 2560 Board

Arduino Mega 2560 เป็นบอร์ดที่ใช้ชิป ATmega2560 เป็นไมโครคอนโทรลเลอร์หลัก เป็นบอร์ดที่ต่อยอดมาจาก Arduino Uno R3 มี digital input/output 54 ขา สามารถใช้เป็น output แบบ PWM ได้ 15 ขา มี analog inputs 16 ขา มี UARTs (hardware serial ports) 4 ขา ทำงานที่ความถี่ 16 MHz สามารถเชื่อมต่อกับคอมพิวเตอร์ด้วยสายเคเบิล USB หรือใช้ adaptor AC-



รูปที่ 2.39(b) รายละเอียดอุปกรณ์ Arduino Mega 2560

Pin ทั่วไป

- VIN เป็น input voltage ของบอร์ด Arduino โดยใช้แหล่งจ่ายจากภายนอก
- 5V เป็น output pin ที่ควบคุม 5 V จากบอร์ด
- 3V3 เป็น 3.3volt supply ที่สร้างขึ้นจาก regulator บนบอร์ด และให้กระแสได้สูงสุด 50 mA
- GND เป็น ground pin
- IOREF เป็น pin ที่ให้ voltage reference กับไมโครคอนโทรลเลอร์ เพื่อเลือกค่าแรงดันให้กับshield ที่มาเชื่อมต่อกับบอร์ด

หน่วยความจำ

ATmega2560 มีหน่วยความจำ 256 KB (8 KB ใช้สำหรับ bootloader) นอกจากนี้ยังมีอีก 8 KB สำหรับ SRAM และ 4 KB สำหรับ EEPROM

Input and Output

ในแต่ละ digital pins ทั้ง 54 pins บนบอร์ด Arduino Uno สามารถเป็นได้ทั้ง input และ output โดยจะทำงานที่แรงดัน 5 V และให้กระแสสูงสุด 40 mA

ฟังก์ชันอื่น ๆ

- External Interrupts: 2 (interrupt 0), 3 (interrupt 1), 18 (interrupt 5), 19 (interrupt 4), 20 (interrupt 3), 21 (interrupt 2). pins เหล่านี้สามารถที่จะกำหนดค่าที่เรียก interrupt ในค่าต่างๆ, ขอบขาขึ้นและลง หรือเปลี่ยนแปลงค่า

- PWM: 2 ถึง 13 และ 44 ถึง 46 ให้ output PWM output 8-bits

- SPI: 50 (MISO), 51 (MOSI), 52 (SCK), 53 (SS) ใช้สำหรับรองรับการสื่อสารแบบ SPI โดยที่ไม่เกี่ยวข้องกับ ICSP header ซึ่งจะมีลักษณะคล้ายกับ Uno, Duemilanove และ Diecimila

- LED 13: เป็น build-in LED ที่เชื่อมต่อกับ digital pin 13 เมื่อ pin มีค่าเป็น HIGH LED จะติด, แต่เมื่อ pin เป็น LOW LED จะดับ

- TWI: 20 (SDA) and 21 (SCL). รองรับการเชื่อมต่อแบบ TWI(I2C)

- บอร์ด Mega2560 มี 16 analog inputs แต่ละ pins ให้ความละเอียด 10 bits

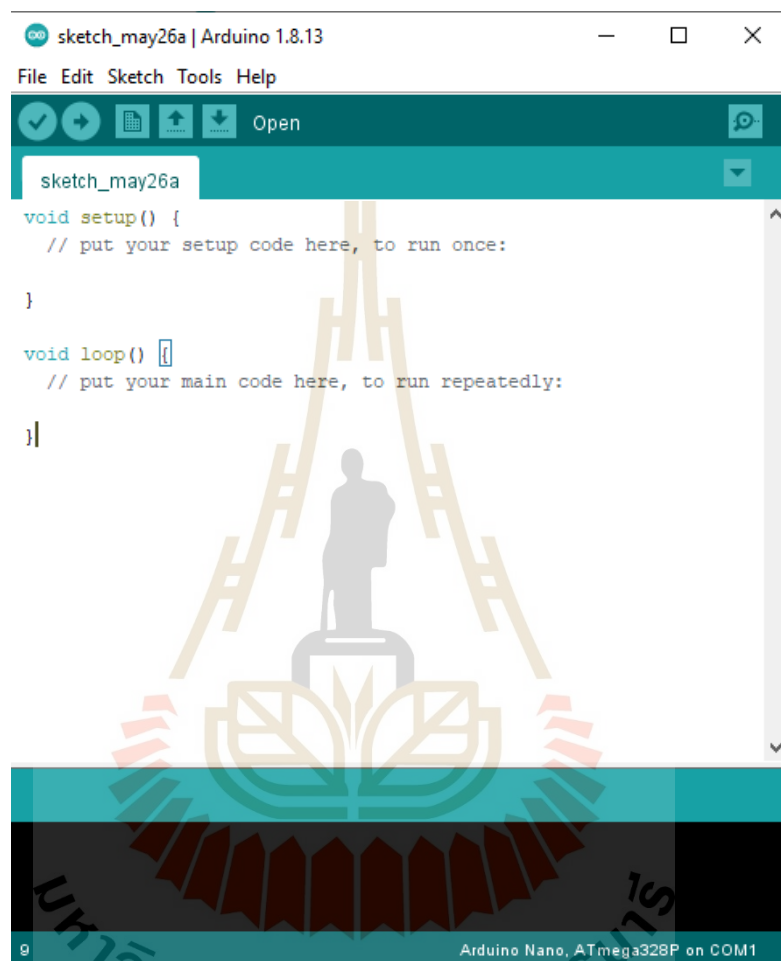
- AREF. แรงดันอ้างอิง สำหรับ analog input

- Reset ใช้ในการ reset ไมโครคอนโทรลเลอร์ โดยทั่วไปจะใช้โดยการเพิ่มปุ่ม reset ไว้บน shield เพื่อป้องกันปุ่มที่อยู่บนบอร์ด

ตารางที่ 2.5 แสดงคุณสมบัติของ Arduino Mega 2560 ที่ใช้ในงานวิจัย

Microcontroller	ATmega2560
Operating Voltage	5 V
Input Voltage (recommended)	7-12V
Input Voltage (limits)	6-20V
Digital I/O Pins	54 (of which 6 provide PWM output)
Analog Input Pins	16
DC Current per I/O Pin	40 mA
DC Current for 3.3V Pin	50 mA
Flash Memory	256 KB of which 8 KB used by bootloader
SRAM	8 KB
EEPROM	4 KB
Clock Speed	16 MHz

ส่วนของซอฟต์แวร์ที่ใช้ในการพัฒนาอาร์ดูโนคือ Arduino IDE คือซอฟต์แวร์ที่ใช้เขียน และอัปโหลดข้อมูลลงไปในตัวอาร์ดูโนบอร์ด ดังแสดงในรูปที่ 2.38b โดยโปรแกรมที่พัฒนาขึ้นผ่าน Arduino IDE แต่ละโปรแกรมเรียกว่า สเก็ต (sketches)



รูปที่ 2.40 แสดงหน้าจอ Arduino IDE

ในแต่ละสเก็ตของการเขียนโปรแกรมอาร์ดูโนจะแบ่งการทำงานออกเป็นสองฟังก์ชัน หลัก ๆ คือ `setup()` และ `loop()` ดังแสดงในตารางที่ 2.6 แสดงตัวอย่างการเขียนโปรแกรมเพื่อให้หลอด LED บน Arduino แสดงการกระพริบ โดยมีระยะเวลาการกระพริบห่างกัน 1 วินาที

โดยฟังก์ชัน `setup()` จะถูกเรียกขึ้นมาใช้งานเพียงหนึ่งครั้งเพื่อกำหนดค่าไลบรารี และกำหนดพินต่างๆ เพื่อให้ตัวบอร์ดเข้าใจตัวแปรที่กำหนดขึ้นมาแทนพินต่างๆบนอาร์ดูโนบอร์ด

ฟังก์ชัน `loop()` ถือเป็นหัวใจของโปรแกรมต่างๆที่จะถูกเขียนลงไปบนอาร์ดูโนบอร์ด โดยเราจะเขียนโปรแกรมต่าง ๆ ที่ต่างต้องการพัฒนาลงไปในส่วนนี้และในส่วนของฟังก์ชัน `loop()` นั้น

จะถูกเรียกขึ้นมาใช้งานแบบวนซ้ำ ไปเรื่อย ๆ การเขียนโปรแกรมเพื่อพัฒนาอาร์ดูโน้นั้นจะขาดส่วนใดส่วนหนึ่งจากฟังก์ชัน `setup ()` และ `loop ()` ไปไม่ได้เพราะทั้งสองส่วนคือส่วนที่ทำให้โปรแกรมนั้นมีความสมบูรณ์

ตารางที่ 2.6 แสดงตัวอย่างการเขียนโปรแกรมเพื่อให้หลอด LED บน Arduino แสดงการกระพริบ โดยมีระยะเวลาการกระพริบห่างกัน 1 วินาที

<pre>void setup () { statements; } void loop () { statements; }</pre>	<pre>int led=13; void setup () { // initialize the digital pin as an output. pinMode (led, OUTPUT); } void loop () { digitalWrite (led, HIGH); // turn the LED on (HIGH // is the voltage level) delay (1000); // wait for a second digitalWrite (led, LOW); // turn the LED off by making the voltage LOW delay (1000); // wait for a second }</pre>
--	--

ในการพัฒนาอาร์ดูโน้ในบางแอปพลิเคชันต้องใช้งานอาร์ดูโน้ไลบรารีเพื่อขยายขีดความสามารถของโปรแกรมให้ทำงานสอดคล้องกับอุปกรณ์ที่จะนำมาต่อพ่วงเพื่อพัฒนาแอปพลิเคชัน ผู้พัฒนาอาร์ดูโน้ได้สร้างไลบรารี พื้นฐาน (Standard Libraries) สำหรับการเชื่อมต่ออุปกรณ์ต่าง ๆ ไว้ ดังแสดงในตารางที่ 2.7 แสดงไลบรารีพื้นฐาน (Standard Libraries) ของอาร์ดูโน้

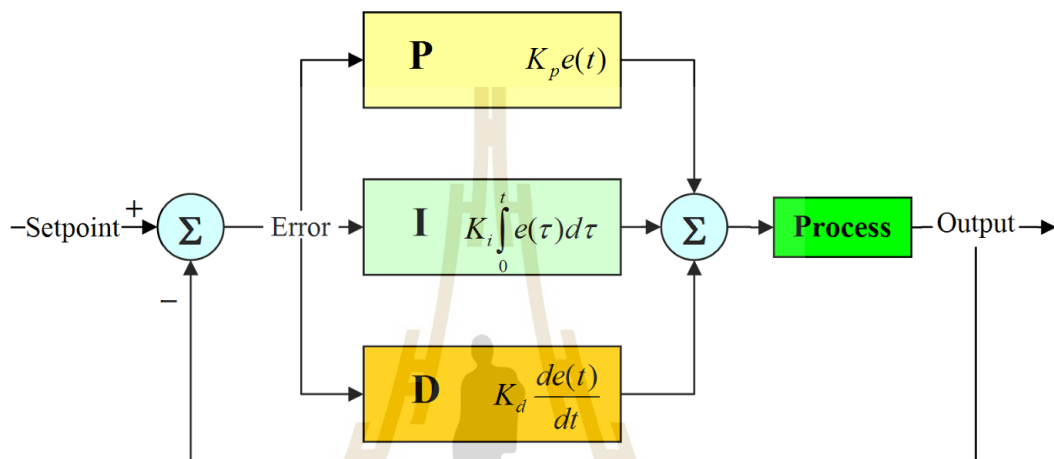
ตารางที่ 2.7 แสดงไลบรารีพื้นฐาน (Standard Libraries) ของอาร์ดูโน้

● EEPROM - reading and writing to "permanent" storage
● Ethernet - for connecting to the internet using the Arduino Ethernet Shield
● Firmata - for communicating with applications on the computer using a standard serial protocol.
● GSM - for connecting to a GSM/GRPS network with the GSM shield.
● LiquidCrystal - for controlling liquid crystal displays (LCDs)
● SD - for reading and writing SD cards
● Servo - for controlling servo motors
● SPI - for communicating with devices using the Serial Peripheral Interface (SPI) Bus
● SoftwareSerial - for serial communication on any digital pins. Version 1.0 and later of Arduino incorporate Mikal Hart's NewSoftSeriallibrary asSoftwareSerial
● Stepper - for controlling stepper motors
● TFT - for drawing text , images, and shapes on the Arduino TFT screen
● WiFi - for connecting to the internet using the Arduino WiFi shield
● Wire - Two Wire Interface (TWI/I2C) for sending and receiving data over a net of devices or sensors.
● PID- controller seeks to keep some input variable close to a desired setpoint by adjusting an output. The way in which it does this can be 'tuned' by adjusting three parameters (P,I,D).

2.8 PID Controller

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

วิธีคำนวณของ PID ขึ้นอยู่กับสามตัวแปรคือ ค่าสัดส่วน, ปริพันธ์ และ อนุพันธ์ ค่าสัดส่วนกำหนดจากผลของความผิดพลาดในปัจจุบัน, ค่าปริพันธ์กำหนดจากผลบนพื้นฐานของผลรวมความผิดพลาดที่ซึ่งเพิ่งผ่านไป, และค่าอนุพันธ์กำหนดจากผลบนพื้นฐานของอัตราการเปลี่ยนแปลงของค่าความผิดพลาด น้ำหนักที่เกิดจากการรวมกันของทั้งสามนี้ ใช้ในการปรับกระบวนการ แสดงดังรูปที่ 2.40 แผนผังการควบคุมแบบ PID



รูปที่ 2.41 แผนผังการควบคุมแบบ PID

โดยการปรับค่าคงที่ใน PID ตัวควบคุมสามารถปรับรูปแบบการควบคุมให้เหมาะสมกับที่กระบวนการต้องการได้ การตอบสนองของตัวควบคุมจะอยู่ในรูปของการไหวตัวของตัวควบคุมจนถึงค่าความผิดพลาด ค่าโอเวอร์ชูต (overshoots) และ ค่าแกว่งของระบบ (oscillation) วิธี PID ไม่รับประกันได้ว่าจะจะเป็นระบบควบคุมที่เหมาะสมที่สุดหรือสามารถทำให้กระบวนการมีความเสถียรแน่นอน

การประยุกต์ใช้งานบางครั้งอาจใช้เพียงหนึ่งถึงสองรูปแบบ ขึ้นอยู่กับกระบวนการเป็นสำคัญ พิธีใดบ้างครั้งจะถูกเรียกว่าการควบคุมแบบ 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 จากแต่ละเทอม ซึ่งนิยามตามรายละเอียดด้านล่าง

สัดส่วน(Proportional)

เทอมของสัดส่วน (บางครั้งเรียก อัตราขยาย) จะเปลี่ยนแปลงเป็นสัดส่วนของค่าความผิดพลาด การตอบสนองของสัดส่วนสามารถทำได้โดยการคูณค่าความผิดพลาดด้วยค่าคงที่ K_p , หรือที่เรียกว่าอัตราขยายสัดส่วน

เทอมของสัดส่วนจะเป็นไปตามสมการ:

$$P_{out} = K_p e(t) \quad (2.33)$$

เมื่อ

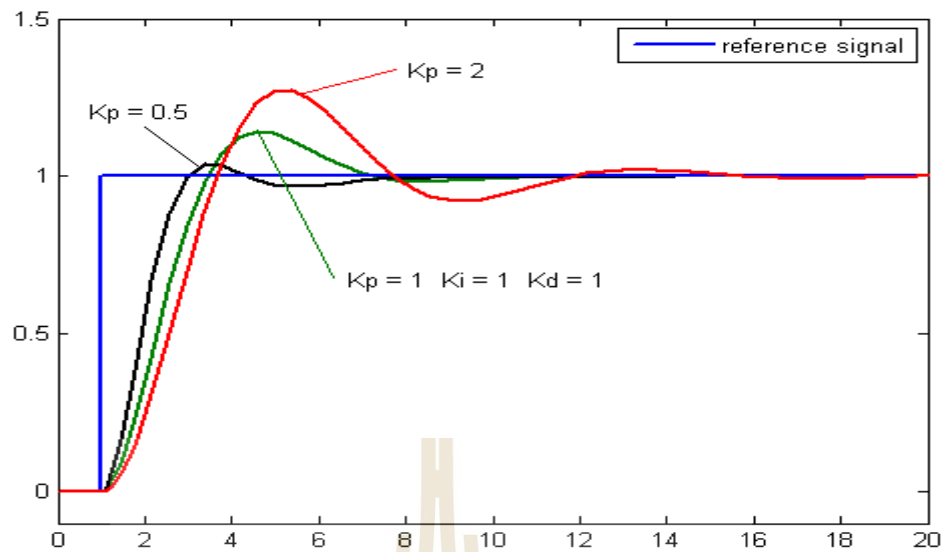
P_{out} = สัญญาณขาออกของเทอมสัดส่วน

K_p = อัตราขยายสัดส่วน, ตัวแปรปรับค่าได้

e = ค่าความผิดพลาด = SP -PV

t = เวลา

ผลอัตราขยายสัดส่วนที่สูงค่าความผิดพลาดก็จะเปลี่ยนแปลงมากเช่นกัน แต่ถ้าสูงเกินไประบบจะไม่เสถียรได้ ในทางตรงกันข้าม ผลอัตราขยายสัดส่วนที่ต่ำ ระบบควบคุมจะมีผลตอบสนองต่อกระบวนการน้อยตามไปด้วย แสดงดังรูปที่ 2.41 กราฟ PV ต่อเวลา, K_p กำหนดเป็น 3 ค่า (K_p และ K_d คงที่)



รูปที่ 2.42 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) จะให้อฟเซตสะสมที่ควรจะเป็นในก่อนหน้า ความผิดพลาดสะสมจะถูกคูณโดยอัตราขยายปริพันธ์ ขนาดของผลของเทอมปริพันธ์จะกำหนดโดยอัตราขยายปริพันธ์, K_i

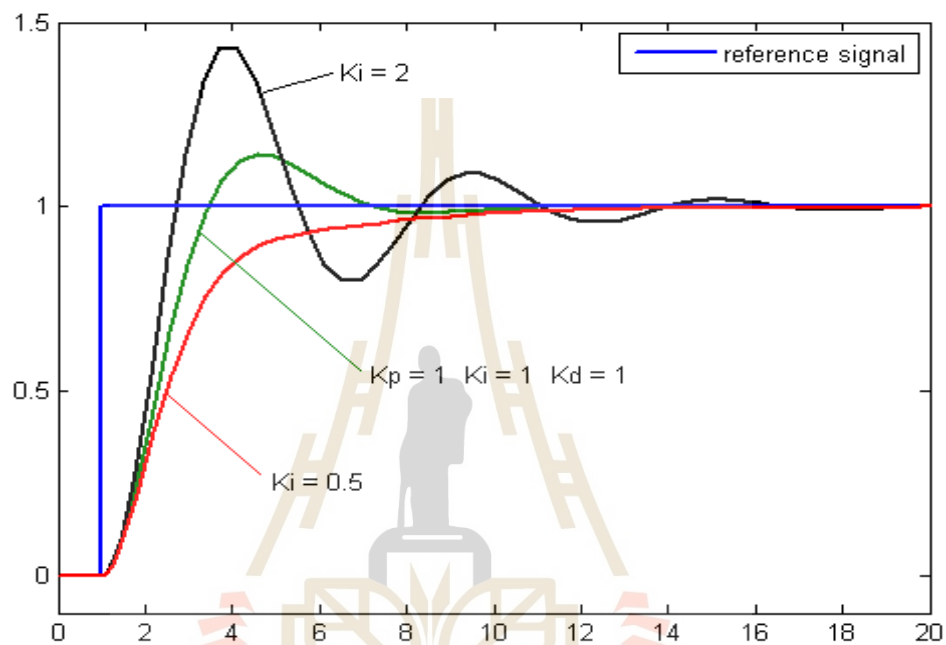
เทอมปริพันธ์จะเป็นไปตามสมการ:

$$I_{out} = K_i \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (2.34)$$

เมื่อ

- I_{out} = สัญญาณขาออกของเทอมปริพันธ์
- K_i = อัตราขยายปริพันธ์, ตัวแปรปรับค่าได้
- e = ความผิดพลาด = SP - PV
- t = เวลา
- τ = ตัวแปรปริพันธ์หุน

เทอมปริพันธ์ (เมื่อรวมกับเทอมสัดส่วน) จะเร่งกระบวนการให้เข้าสู่จุดที่ต้องการและขจัดความผิดพลาดที่เหลืออยู่ที่เกิดจากการใช้เพียงเทอมสัดส่วน แต่อย่างไรก็ตาม เทอมปริพันธ์เป็นการตอบสนองต่อความผิดพลาดสะสมในอดีต จึงสามารถทำให้เกิดโอเวอร์ชูตได้ (ข้ามจุดที่ต้องการและเกิดการหันเหไปทางทิศทางอื่น) แสดงดังรูปที่ 2.42 กราฟ PV ต่อเวลา, K_i กำหนดเป็น 3 ค่า (K_p และ K_d คงที่)



รูปที่ 2.43 กราฟ PV ต่อเวลา, K_i กำหนดเป็น 3 ค่า (K_p และ K_d คงที่)
(ที่มา : <https://th.wikipedia.org/>)

อนุพันธ์ (Derivative)

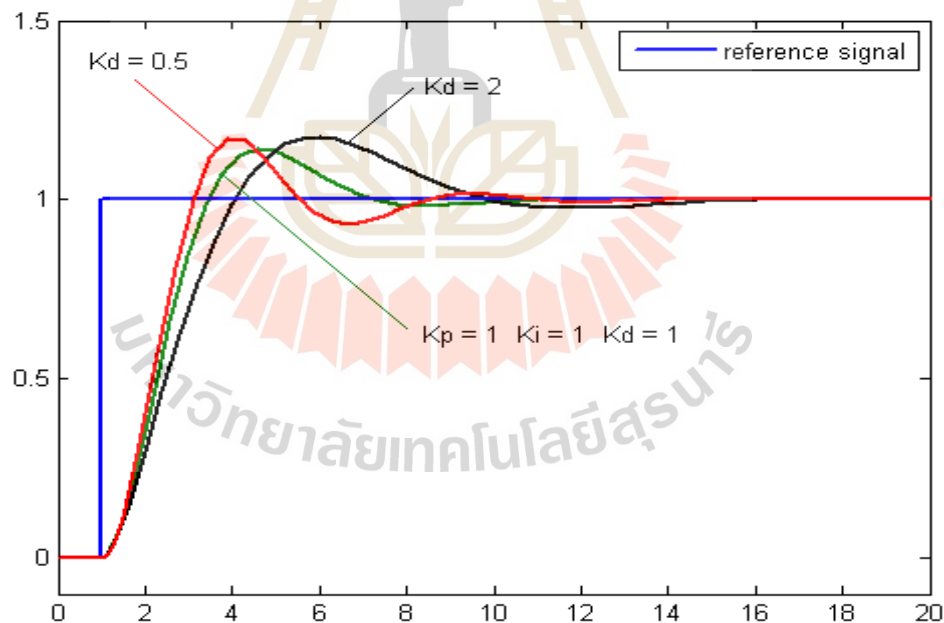
อัตราการเปลี่ยนแปลงของความผิดพลาดจากกระบวนการนั้นคำนวณหาจากความชันของความผิดพลาดทุกๆเวลา (นั่นคือ เป็นอนุพันธ์อันดับหนึ่งสัมพันธ์กับเวลา) และคูณด้วยอัตราขยายอนุพันธ์ K_d ขนาดของผลของเทอมอนุพันธ์ (บางครั้งเรียก อัตรา) ขึ้นกับ อัตราขยายอนุพันธ์ K_d เทอมอนุพันธ์เป็นไปตามสมการ:

$$D_{out} = K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (2.35)$$

เมื่อ

$$\begin{aligned}
 D_{out} &= \text{สัญญาณขาออกของเทอมอนุพันธ์} \\
 K_d &= \text{อัตราขยายอนุพันธ์, ตัวแปรปรับค่าได้} \\
 e &= \text{ความผิดพลาด} = SP - PV \\
 t &= \text{เวลา}
 \end{aligned}$$

เทอมอนุพันธ์จะชะลออัตราการเปลี่ยนแปลงของสัญญาณขาออกของระบบควบคุมและด้วยผลนี้จะช่วยให้ระบบควบคุมเข้าสู่จุดที่ต้องการ ดังนั้น เทอมอนุพันธ์จะใช้ในการลดขนาดของโอเวอร์ชูตที่เกิดจาเทอมปริพันธ์และทำให้เสถียรภาพของการรวมกันของระบบควบคุมดีขึ้น แต่อย่างไรก็ตามอนุพันธ์ของสัญญาณรบกวนที่ถูกขยายในระบบควบคุมจะไวมากต่อการรบกวนในเทอมของความผิดพลาดและสามารถทำให้กระบวนการไม่เสถียรได้ถ้าสัญญาณรบกวนและอัตราขยายอนุพันธ์มีขนาดใหญ่เพียงพอ แสดงดังรูปที่ 2.43 กราฟ PV ต่อเวลา, K_d กำหนดเป็น 3 ค่า (K_p และ K_i คงที่)



รูปที่ 2.44 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 ขึ้นแรกให้ตั้งค่า K_i และ K_d เป็นศูนย์ เพิ่มค่า K_p จนกระทั่งสัญญาณขาออกเกิดการแกว่ง (oscillate) แล้วตั้งค่า K_p ให้เหลือครึ่งหนึ่งของค่าที่ทำให้เกิดการแกว่งสำหรับการตอบสนองชนิด "quarter amplitude decay" แล้วเพิ่ม K_i จนกระทั่งออฟเซตถูกต้องในเวลาทีพอเพียงของกระบวนการ แต่ถ้า K_i มากไปจะทำให้ไม่เสถียร สุดท้ายถ้าต้องการ ให้เพิ่มค่า K_d จนกระทั่งลูบอยู่ในระดับที่ยอมรับได้ แต่ถ้า K_d มากเกินไปจะเป็นเหตุให้การตอบสนองและโอเวอร์ชูตเกินยอมรับได้ ปกติการปรับจูน PID ถ้าเกิดโอเวอร์ชูตเล็กน้อยจะช่วยให้เข้าสู่จุดที่ต้องการเร็วขึ้น แต่ในบางระบบไม่สามารถยอมให้เกิดโอเวอร์ชูตได้ และถ้าค่า K_p น้อยเกินไปก็จะทำให้เกิดการแกว่ง แสดงดังตารางที่ 2.8 ผลของการเพิ่มค่าตัวแปรอย่างอิสระ

ตารางที่ 2.8 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 2.9 Ziegler-Nichols method

ตารางที่ 2.9 Ziegler-Nichols method

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

2.9 เครื่องทดสอบสมรรถนะ ไดนาโมมิเตอร์

ไดนาโมมิเตอร์ เป็นอุปกรณ์ที่สำคัญสำหรับการทดสอบมอเตอร์และทดสอบเครื่องยนต์ ทำหน้าที่ในการเบรกเพื่อต้านการหมุน หรือเป็นโหลดทางกลให้กับมอเตอร์หรือเครื่องยนต์ที่จะนำมาทดสอบ โดยไดนาโมมิเตอร์ จะสามารถแสดงค่าแรงบิดและความเร็ว ณ ขณะที่ทำการเบรคนั้นได้ ไดนาโมมิเตอร์ สามารถแบ่งตามทิศทางการไหลของพลังงาน จะแบ่งได้ 2 ชนิดคือ

1) Driving Dynamometers คือไดนาโมมิเตอร์ที่ออกแรงขับโหลด เช่น โหลดที่เป็นปั๊ม หรือโหลดที่เป็นคอมเพรสเซอร์ เป็นต้น

2) Absorption Dynamometers คือไดนาโมมิเตอร์ที่ทำหน้าที่เป็นโหลดของอุปกรณ์ที่จะนำมาทดสอบ เช่น มอเตอร์หรือเครื่องยนต์

ไดนาโมมิเตอร์แบ่งตามหลักการทำงานจะมี 5 ชนิดที่นิยมใช้กันโดยทั่วไปดังนี้

- 1) แบบ Water Brake
- 2) แบบ Eddy Current Brake
- 3) แบบ Hysteresis Brake
- 4) แบบ DC
- 5) แบบ AC

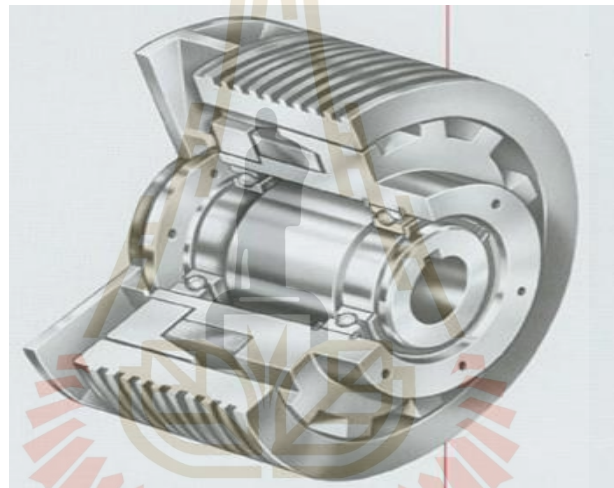
ไดนาโมมิเตอร์แบบ Eddy Current Brake

อาศัยหลักการทางไฟฟ้า โดยใช้หลักการของ Eddy Current ที่จะเหนี่ยวนำขึ้นในแผ่นโลหะที่หมุนได้โดยใช้สนามแม่เหล็ก (คล้าย ๆ กับ Kilowatt Hour Meter) และจะทำให้แผ่นโลหะนี้เกิด

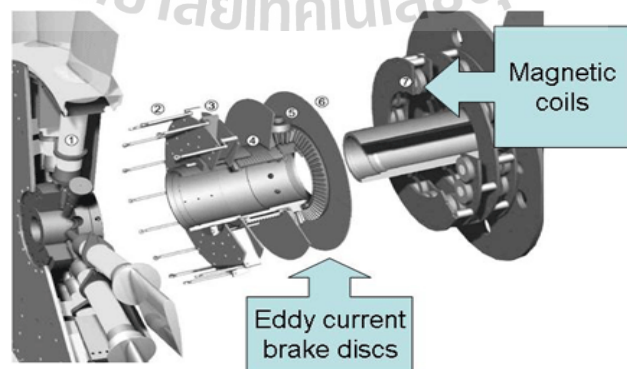
การสูญเสียแบบ Eddy Current ทำให้แผ่นโลหะไม่สามารถหมุนได้อย่างอิสระ หรือ ถูกหน่วงให้หมุนช้าลง

โดยแรงบิดที่เบรกจะมากหรือน้อยขึ้นอยู่กับความเข้มสนามแม่เหล็ก ซึ่งความเข้มสนามแม่เหล็กแปรผันตรงกับกระแสที่จ่ายให้ขดลวดสร้างสนามแม่เหล็ก ดังนั้นสามารถควบคุมแรงบิดที่ใช้ในการเบรกได้จากกระแสที่จ่ายให้กับขดลวด

รูปที่ 2.44 แสดงถึงโครงสร้างภายในของไดนาโมมิเตอร์แบบ Eddy Current Brake ในเชิงพาณิชย์ โดยมันจะมีขดลวดสำหรับควบคุมแรงบิดที่ใช้ในการเบรกอยู่ตรงกลาง และมีโรเตอร์อยู่ทั้งด้านบนและด้านล่าง และรูปที่ 2.45 ไดนาโมมิเตอร์แบบ Eddy Current Brake ที่นำไปประยุกต์ใช้ในงานอีกรูปแบบหนึ่ง



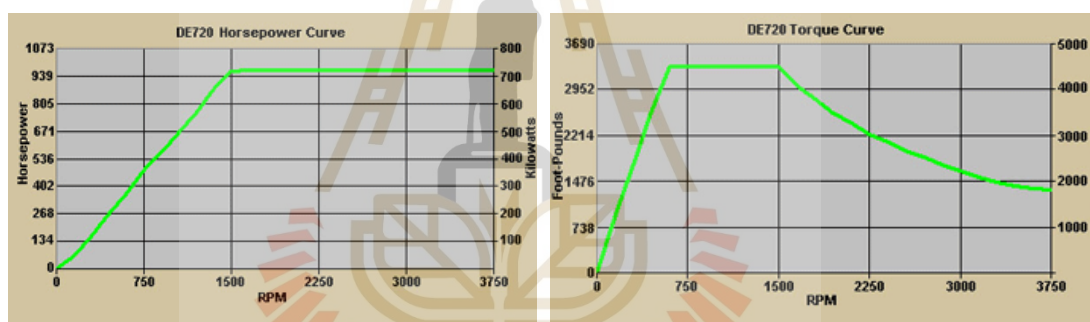
รูปที่ 2.45 โครงสร้างภายในของไดนาโมมิเตอร์แบบ Eddy Current Brake (Stromag) [7]



รูปที่ 2.46 ไดนาโมมิเตอร์แบบ Eddy Current Brake ที่ประยุกต์ใช้ในงาน Air Turbine[7]

ไดนาโมมิเตอร์แบบ Eddy Current Brake ใช้หลักการทางไฟฟ้า ทำให้สามารถควบคุมมันได้อย่างแม่นยำ และเนื่องจากมีโครงสร้างที่ง่าย ไม่ซับซ้อน จึงทำให้มันไม่ต้องการการดูแลรักษามากนัก และสามารถให้มีขนาดใหญ่ ๆ ได้ แต่อย่างไรก็ตามไดนาโมมิเตอร์ชนิดนี้มีความเฉื่อยสูง และมีราคาค่อนข้างสูงเช่นเดียวกัน และมันไม่สามารถควบคุมให้สร้างแรงบิดที่พิกัดที่ความเร็วศูนย์หรือความเร็วต่ำ ๆ ได้ดังรูปที่ 2.45

นอกจากนี้ ข้อเสียอีกอย่างหนึ่งของไดนาโมมิเตอร์แบบ Eddy Current Brake นี้จะเหมือนกับไดนาโมมิเตอร์แบบ Water Brake ก็คือการทำงานได้เพียง Absorption Mode และการที่มันไม่สามารถจ่ายพลังงานที่ใช้ในการเบรกคืนสู่แหล่งจ่ายได้ นั้นจะหมายความว่า จะสูญเสียพลังงานที่ใช้ในการเบรกไปอย่างสิ้นเชิง และนอกจากนี้เรายังต้องหาทางระบายพลังงานที่เกิดขึ้นจากการเบรก ซึ่งจะกลายเป็นพลังงานความร้อนให้ทันห่วงที่อีกด้วย ซึ่งการสูญเสียของพลังงานที่ใช้ในการทดสอบแสดงดังในรูปที่ 2.46 ตัวอย่างของกราฟลักษณะแรงม้า-แรงบิด-ความเร็วของ Dynamometer แบบ Eddy Current Brake



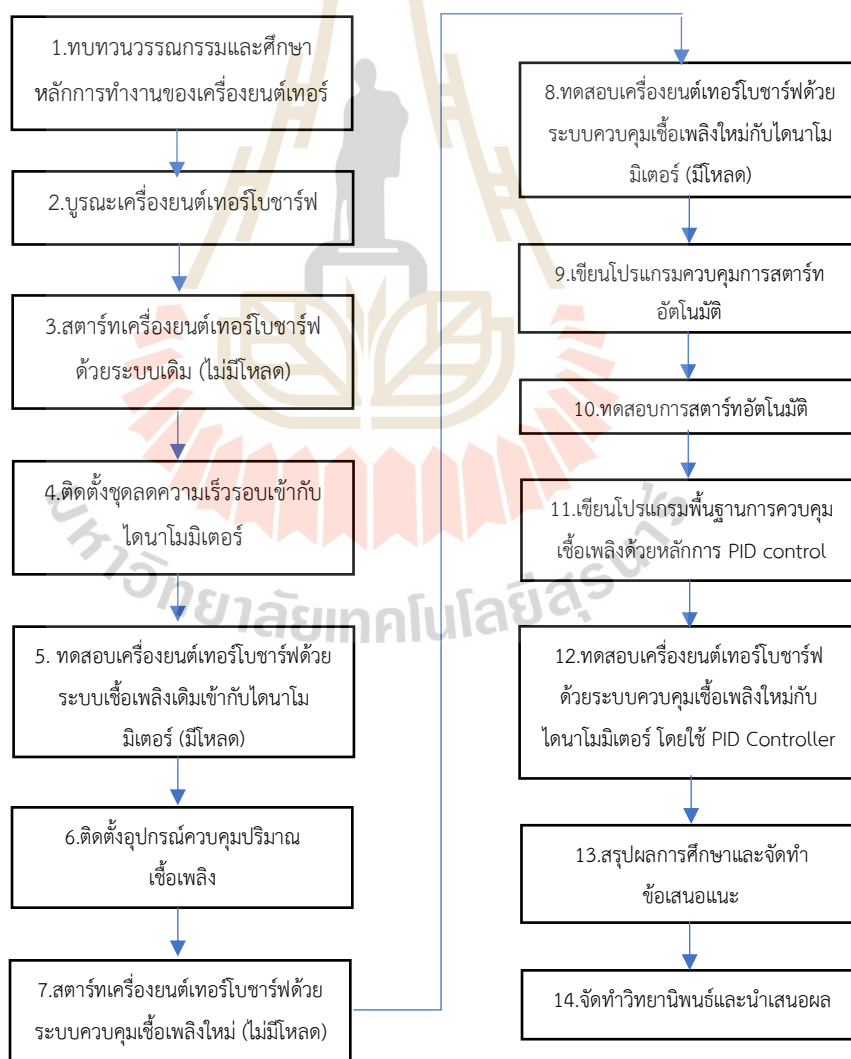
รูปที่ 2.46(a) กราฟแสดงแรงม้า-ความเร็วของ Dynamometer รูปที่ 2.46(b) กราฟแสดงแรงบิด-ความเร็วของ Dynamometer

รูปที่ 2.47 ตัวอย่างของกราฟลักษณะแรงม้า-แรงบิด-ความเร็วของ Dynamometer แบบ Eddy Current Brake[7]

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 ศึกษาหลักการการทำงานของเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟ

เครื่องยนต์ที่นำมาบูรณะ เป็นเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟ ยี่ห้อ Allison รุ่น 250-C20B จาก Allison Engine Company ปัจจุบันจะรู้จักกันในชื่อ Rolls-Royce M250 ในด้านการทหารจะใช้เป็นรุ่น T63 เครื่องยนต์รุ่นนี้ถูกสร้างมา 2 แบบ Turboprop และ Turboshaft ใช้กับอากาศยานทั้งประเภทเครื่องบินปีกตรึง(Fixed-wing) และเครื่องบินปีกหมุน(Rotary-wing) เช่น GAF Nomad, Bell206, Enstrom480, Eurocopter AS355F ผลิตขึ้นที่ประเทศสหรัฐอเมริกา เพื่อเป็นเครื่องยนต์แก๊สเทอร์โบไนซ์ขนาดเล็กสำหรับเครื่องบินขนาดเล็ก ถูกผลิตมากกว่า 30,000 เครื่อง ปัจจุบันยังใช้งานอยู่ 16,000 เครื่อง

อากาศเข้าเครื่องยนต์จากท่อทางเข้า (Air intake) มีเครื่องอัดอากาศ (Compressor) สำหรับเตรียมอากาศปริมาณสูงเพื่อให้เพียงพอต่อการเผาไหม้เชื้อเพลิงปริมาณสูง โดยมี 6-Stage axial compressor และ 1- Stage centrifugal compressor ส่งอากาศที่ถูกอัดไปด้านข้างของเครื่องยนต์ก่อนเข้าสู่ห้องเผาไหม้ (Combustion chamber) เมื่ออากาศเข้ามายังห้องเผาไหม้หัวฉีด (Fuel Nozzle) จะทำการฉีดเชื้อเพลิง ตัวสร้างประกายไฟ (Ignitor plug) จะสร้างประกายไฟเพื่อทำให้เกิดการเผาไหม้ จึงเกิดอากาศที่มีค่าเอนทาลปีสูง ส่งต่อไปยังกังหัน (Turbine) ซึ่งอาจเรียกว่า CompressorTurbine เนื่องจากเป็นกังหันที่ทำหน้าที่หมุนเครื่องอัดอากาศ เมื่อกังหันรับเอนทาลปีจากการเผาไหม้จึงได้พลังงานมาส่วนหนึ่งให้เกิดการหมุน และเนื่องจากมีการต่อเพลาไปเชื่อมกับ Compressor จึงส่งพลังงานทำให้ Compressor หมุนอัดอากาศเป็นวัฏจักร เอนทาลปีที่เหลือจากจะถูกส่งไปยังกังหันสร้างกำลัง (Power turbine) เพื่อส่งกำลังไปใช้งาน โดยผ่านชุดเฟืองทดรอบ (Gear box) เพื่อลดความเร็วรอบให้ต่ำเพียงพอต่อการหมุนโรเตอร์ของ เฮลิคอปเตอร์ เอนทาลปีที่เหลือจาก Power turbine จะถูกทิ้งออกไปท่อไอเสีย (Exhaust) ชุดเพลา CompressorTurbine จะหมุนด้วยความเร็วรอบสูงเรียกว่า N1 และชุดเพลา Power Turbine จะหมุนด้วยความเร็วรอบต่ำกว่า เรียกว่า N2

เครื่องยนต์รุ่นดังกล่าว มีขนาด 19.0 x 38.8 x 23.2 inches (48.26 x 98.55 x 58.93 cm) น้ำหนัก 158 lbs (71.82 kg) ให้ความเร็วรอบทำงานคงที่ 6,016 RPM ดังแสดงในตารางที่ 3.1 ข้อมูลพื้นฐานเครื่องยนต์ Allison 250-C20B ที่ระดับน้ำทะเลเครื่องยนต์มีสมรรถนะ 420 hp (313 kW) ดังแสดงในตารางที่ 3.2 สมรรถนะต่าง ๆ ของเครื่องยนต์ที่ระดับน้ำทะเล

ตารางที่ 3.1 ข้อมูลพื้นฐานเครื่องยนต์ Allison 250-C20B (ที่มา : Type certificate data sheet No.E4CE, 2007)

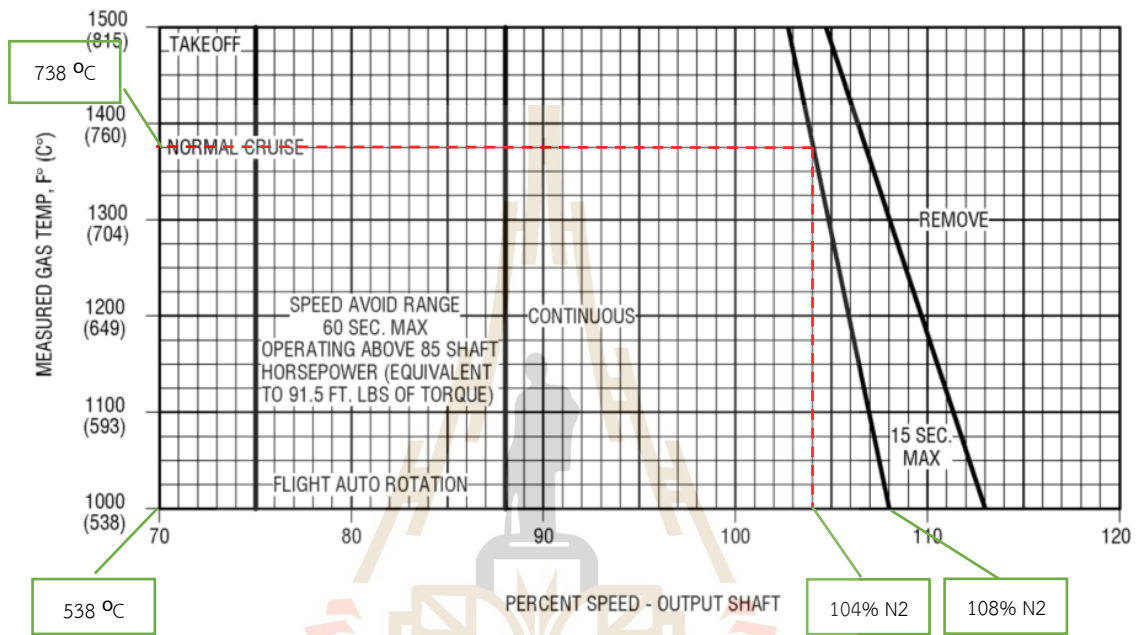
Basic Engine Specifications	
Model 250	C20B/J
Dimension(WxLxH)	19.0 x 38.8 x 23.2 inches
Weight	158 lbs
Power / weight ratio	2.7:1
Airflow	3.45 lb/sec
Pressure ratio	7.1:1
Design speeds @ 100% rpm	
Power output shaft	6,016 RPM
Gas producer rotor(N1)	50,970 RPM (100%N1)
Power turbine rotor(N2)	33,290 RPM (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 สมรรถนะต่าง ๆ ของเครื่องยนต์ที่ระดับน้ำทะเล[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. FUEL FLOW LBS/HR (MAX)	RAM POWER RATING AT OUTPUT SHAFT		T.O.T.		NET JET THRUST LBS. (MIN)
							TORQUE FT-LBS (MAX)	SHP (MAX)	MEASURED GAS TEMPERATURE °F	RATED GAS TEMPERATURE °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

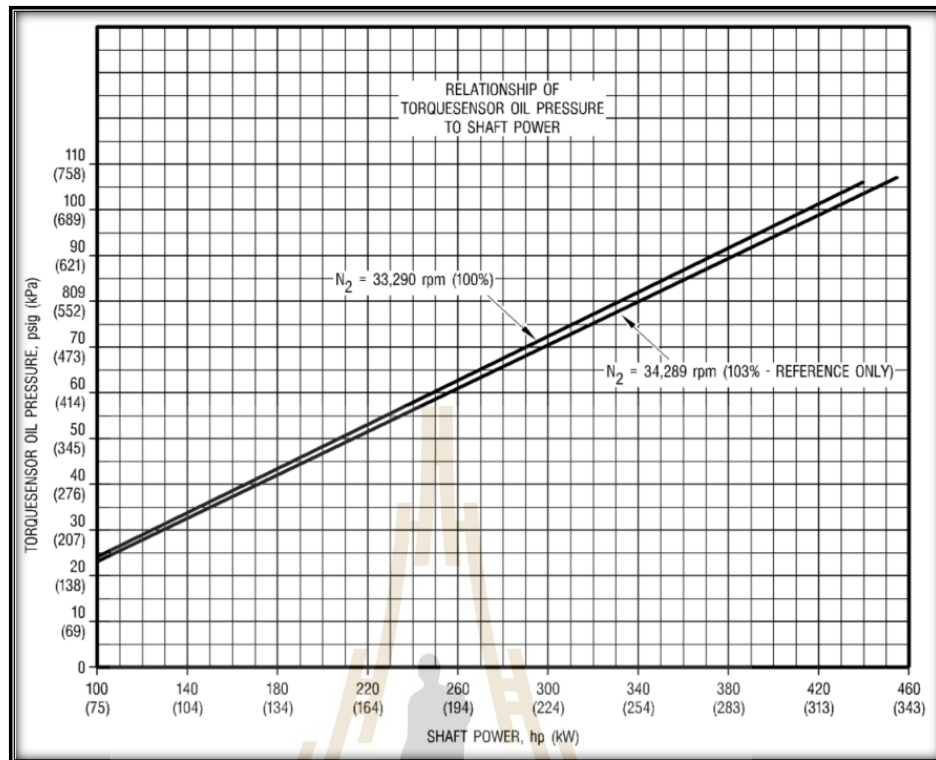
ขีดจำกัดของเครื่องยนต์ขึ้นอยู่กับอุณหภูมิของเทอร์ไบน์ที่ได้จากการวัด (Measured gas temp หรือ Turbine outlet temperature;TOT) ไม่เกิน 810 °C สัมพันธ์กับความเร็วรอบของ Power turbine rotor หรือ Power output shaft ขณะเครื่องขึ้น(Takeoff) TOT ไม่เกิน 810 °C 103%N2 เครื่องบินปกติ (Normal cruise) TOT ไม่เกิน 738 °C ที่ 104%N2 เครื่องยนต์สามารถ

ทำงานได้ต่อเนื่องที่ TOT ระหว่าง 538 - 738 °C และ 88-108%N2 ถ้าค่าเกินขีดจำกัดนี้เครื่องยนต์สามารถทำงานได้ไม่เกิน 15 วินาที ถ้าเกินขีดจำกัดจะต้องทำการเปลี่ยนเครื่องยนต์ ความเร็วจะแสดงเป็นเปอร์เซ็นต์เพื่อต่อการสังเกตเครื่องวัดของเครื่องยนต์ ดังแสดงรูปที่ 3.2 กราฟแสดงค่าขีดจำกัด Output shaft speeds (Percent speed) ที่ Measured gas temperature

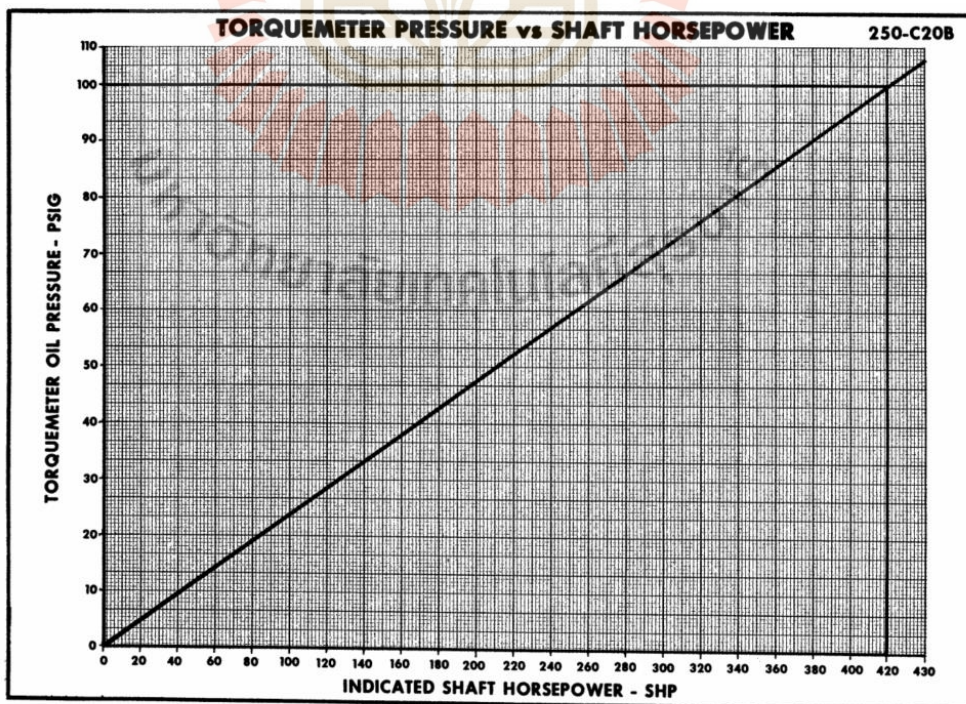


รูปที่ 3.2 กราฟแสดงค่าขีดจำกัด Output shaft speeds (Percent speed) ที่ Measured gas temperature[3]

ขณะเครื่องยนต์ทำงานในสภาวะต่าง ๆ สามารถรู้ถึงกำลัง (Power) ที่เครื่องยนต์ส่งกำลังจาก Power output shaft สังเกตจากเครื่องวัดในห้องนักบินแสดงผลเครื่องวัดความดัน ซึ่งเป็น Pressure sensor ที่วัดความดันจาก Torquemeter เช่น 10 psig = 40 shp, 100 psig = 420 shp แสดงดังรูปที่ 3.3 กราฟความสัมพันธ์ Torquesensor Oil Pressure กับ Shaft Power และรูปที่ 3.4 กราฟความสัมพันธ์ Torquesensor Oil Pressure กับ Shaft Horsepower ความสัมพันธ์นี้มาสร้างโปรแกรมรวมถึงการแสดงผลในส่วนของกำลังได้ รวมถึงข้อจำกัดอุณหภูมิ TOT, Oil pressure, Oil temperature, Speed limit ของเครื่องยนต์ได้สรุปไว้ดังตารางที่ 3.3 ข้อจำกัดระหว่างการสตาร์ทจนถึงดับเครื่องยนต์



รูปที่ 3.3 กราฟความสัมพันธ์ Torquesensor Oil Pressure กับ Shaft Power [3]



รูปที่ 3.4 กราฟความสัมพันธ์ Torquesensor Oil Pressure กับ Shaft Horsepower [4]

ตารางที่ 3.3 ข้อกำหนดระหว่างการสตาร์ทจนถึงดับเครื่องยนต์ [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.

3.3 การบำรุงเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์จ

นำเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์จ Allison 250-C20B ทำความสะอาด ใช้น้ำยาทำความสะอาดเครื่องยนต์ (ภายนอก) และทำความสะอาดส่วนของ Compressor (ภายใน) โดยการพ่นน้ำยาทำความสะอาดเข้าไปใน Compressor ขณะเดียวกันทำการหมุน Starter โดยให้รอบ N1 ไม่เกิน 10% ทำการสตาร์ทเป็นจังหวะทุก ๆ 3 วินาที จนกว่า Compressor สะอาด แสดงดังรูปที่ 3.5 ทำความสะอาดเครื่องยนต์และ Compressor



รูปที่ 3.5 ทำความสะอาดเครื่องยนต์ และ Compressor

ตรวจสอบอุปกรณ์สำคัญต่อการสตาร์ทเครื่องยนต์ โดยอ้างอิงจาก รูปที่ 2.21 ตำแหน่งอุปกรณ์ Accessories Location (หน้าที่ 32) พบว่า อุปกรณ์พื้นฐานสำหรับการสตาร์ททดสอบเครื่องยนต์ครบ แต่พบว่าเครื่องแสดงผลการวัดค่าของเครื่องยนต์ยังขาด ซึ่งแผนดำเนินการการทำเครื่องวัดตั้งหัวข้อที่ 4.2.3 ทำอุปกรณ์เครื่องวัดพื้นฐานของเครื่องยนต์ ทำอุปกรณ์เครื่องวัดพื้นฐานของเครื่องยนต์ เนื่องด้วยเครื่องยนต์ที่นำมาวิจัยเป็นเครื่องยนต์ที่ปลดประจำการไม่สามารถอ่านค่าที่แสดงข้อมูลสมรรถนะ สถานะและสภาวะการทำงานของเครื่องยนต์ในส่วนต่างๆ ได้ ทางผู้วิจัยจึงจำเป็นต้องสร้างเครื่องมือวัดค่าการทำงานที่สำคัญขณะเครื่องยนต์ทำงาน ได้แก่ N1, N2, Output shaft, Oil pressure, Oil temperature, TOT, Chip detector, Torquemeter (Pressure & Shaft horsepower) มีวิธีการดำเนินการดังนี้

1) 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

2) Outputshaft sensor ความเร็วรอบของ Output shaft หาได้จากการลดรอบด้วยการผ่านชุดเกียร์ (Accessory gear box) ซึ่งความเร็วของ Turbine N2 มีอัตราการทดรอบ ดังนี้

$$\text{Outputshaft} = N2 \cdot 0.18071 \quad (\text{RPM}) \quad (3.1)$$

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

3) Oil pressure gauge sensor จะถูกนำมาใช้กับการวัดแรงดันของน้ำมันเครื่องเพื่อให้ทราบถึงกระบวนการหล่อลื่นทำงานเป็นปกติ จึงต้องทำการรับค่าจาก Oil pressure sensor แล้วอ่านค่าด้วย Arduino แสดงดังรูปที่ 3.5 แผนผังจอแสดงผลความเร็วรอบ N1, Oil Pressure, TOT โดยการนำ Oil pressure sensor นี้ไปสอบเทียบที่ศูนย์เครื่องมือของทางมหาวิทยาลัย ก่อนที่จะนำมาใช้ในงานวิจัย ด้วยการอ่านค่าจากเดิมที่ sensor สามารถอ่านได้ก่อน จากนั้นก็นำค่าความคลาดเคลื่อนมาบวกกลับ ในโค้ดที่ใช้สำหรับเขียนลงในบอร์ด

4) TOT (Turbine outlet temperature) เป็นส่วนสำคัญมากในการทำงานของเครื่องยนต์ เราต้องทราบการวัดค่าแม่นยำตรงของ sensor เพื่อป้องกันความเสียหายต่อ Turbine จึงมีวิธีการดำเนินการดังนี้ ทำการต่อวงจรอ่านค่าและแสดงผลผ่านบอร์ด Arduino แสดงรูปที่ 3.6 แผนผังจอแสดงผลความเร็วรอบ N1, Oil Pressure, TOT เข้ากับโมดูลวัดอุณหภูมิ (MAX6675) ซึ่งโมดูลนี้สามารถวัดอุณหภูมิได้ (0-1024 °C) โดยเชื่อมต่อกับ TOT probe ของเครื่องยนต์ Allison 250-C20B ทำการสอบเทียบระหว่าง thermocouple probe of DE-3303 ที่ศูนย์เครื่องมือของทางมหาวิทยาลัย

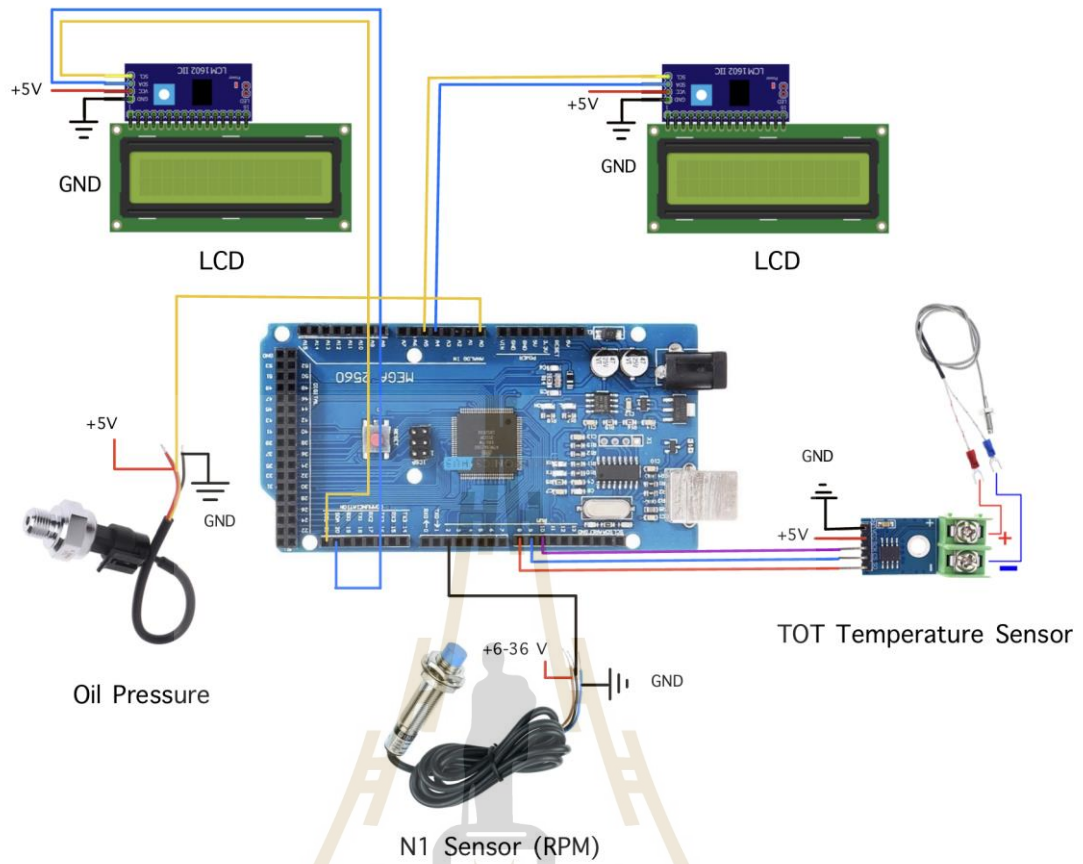
5) Oil temperature sensor ใช้อุปกรณ์การวัดอุณหภูมิ เป็นโมดูลวัดอุณหภูมิ (MAX6675) ซึ่งโมดูลนี้สามารถวัดอุณหภูมิได้ (0-1024 °C) โดยเชื่อมต่อกับ Oil Temperature และทำการต่อวงจรนี้เข้ากับบอร์ด Arduino เพื่อแสดงผลดังรูปที่ 3.7 แผนผังจอแสดงผลการวัดอัตราการไหลของเชื้อเพลิงและอุณหภูมิน้ำมันเครื่อง

6) Flow sensor เป็นอุปกรณ์วัดอัตราการไหล ใช้ยี่ห้อ Microstream รุ่น OF05ZAT-AR ทำการเชื่อมต่อเข้ากับบอร์ด Arduino ทำการเขียนโค้ดอ่านค่า และทำการ Calibrate ประมาณการไหล แสดงดังรูปที่ 3.7 แผนผังจอแสดงผลการวัดอัตราการไหลของเชื้อเพลิงและอุณหภูมิน้ำมันเครื่อง

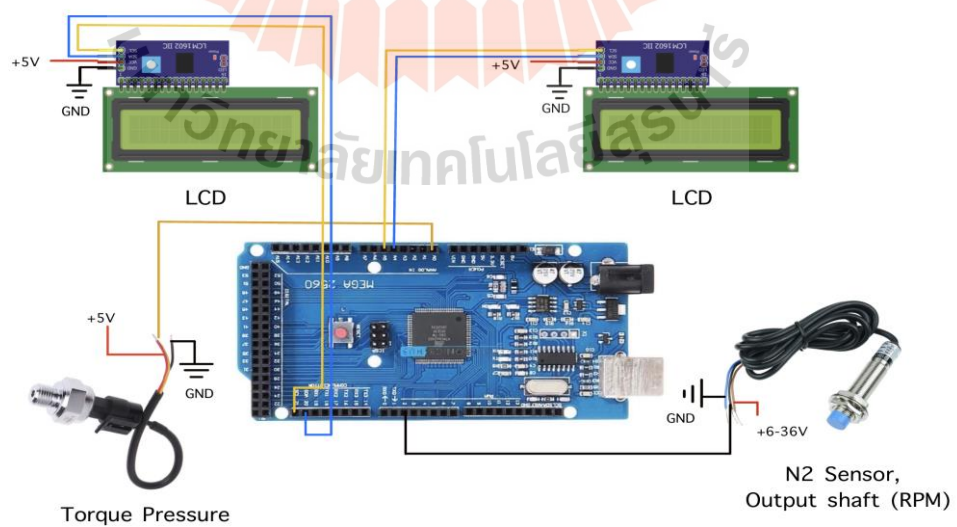
7) Torque pressure sensor เป็นอุปกรณ์ที่วัดค่าแรงดันน้ำมันเครื่องส่วนของ Torque pressure sensor จะแสดงเป็นค่าแรงดันแล้วนำแรงดันนี้มาเทียบในกราฟ Torquesensor Oil Pressure แสดงรูปที่ 3.3 Torquesensor Oil Pressure and Shaft Power Relationship และแสดงดังรูปที่ 3.4 Torquesensor Oil Pressure and Indicated Shaft Horsepower Relationship จะได้ค่าที่เป็นกำลัง (Shaft horse power) ส่วนขั้นตอนการดำเนินงาน โดยให้รับสัญญาณจาก Torque pressure sensor เข้า Arduino แสดงดังรูปที่ 3.6 แผนผังจอแสดงผลความเร็วรอบ N2, Output shaft, Torque Pressure

8) Chip detector เป็นอุปกรณ์ที่บ่งบอกว่าเครื่องยนต์มีการสึกหรอมากน้อยเพียงใดโดยการส่งสัญญาณเป็นค่าความต้านทานขั้นตอนการดำเนินงาน โดยให้รับสัญญาณจาก Chip detector เมื่อความต้านทานลดลงจะมีการเชื่อมต่อระหว่าง GND กับขั้วของ Chip detector จะทำกระแสไฟครบวงจร จึงเกิดการแสดงเป็นารสว่างของหลอดไฟ LED (Warning light) แสดงดังรูปที่ 3.9 แผนผังการต่อ Chip Detector warning light

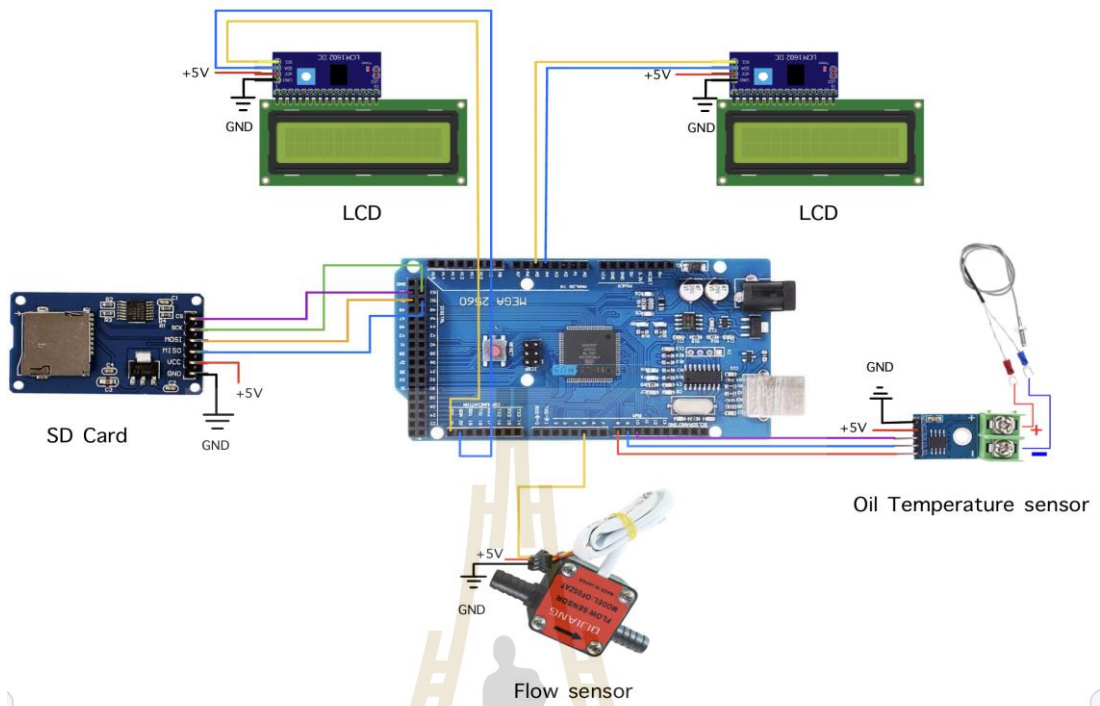
เซ็นเซอร์ทุกตัวที่รับค่า แสดงผล ได้ทำการเขียนคำสั่งผ่านโปรแกรม Arduino IDE และควบคุมโปรแกรมผ่าน Arduino Mega 2560 board



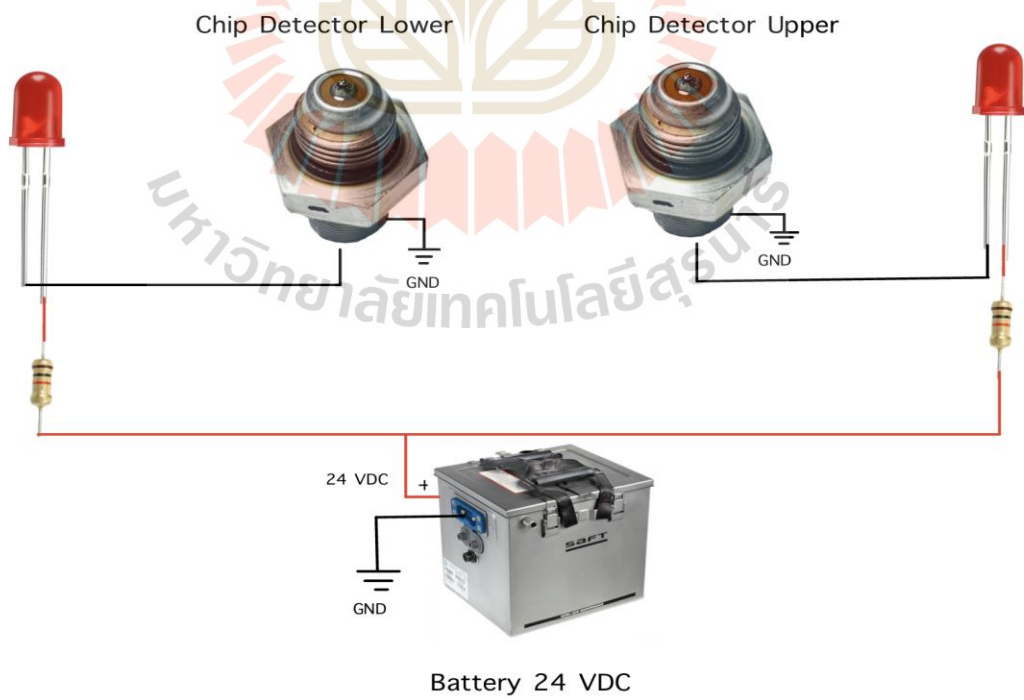
รูปที่ 3.6 แผนผังจอแสดงผลความเร็วรอบ N1, Oil Pressure, TOT



รูปที่ 3.7 แผนผังจอแสดงผลความเร็วรอบ N2, Output shaft, Torque Pressure



รูปที่ 3.8 แผนผังจอแสดงผลการวัดอัตราการไหลของเชื้อเพลิงและอุณหภูมิน้ำมันเครื่อง



รูปที่ 3.9 แผนผังการต่อ Chip Detector warning light

3.4 สตาร์ทเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์จด้วยระบบเดิม (ไม่มีไหลด)

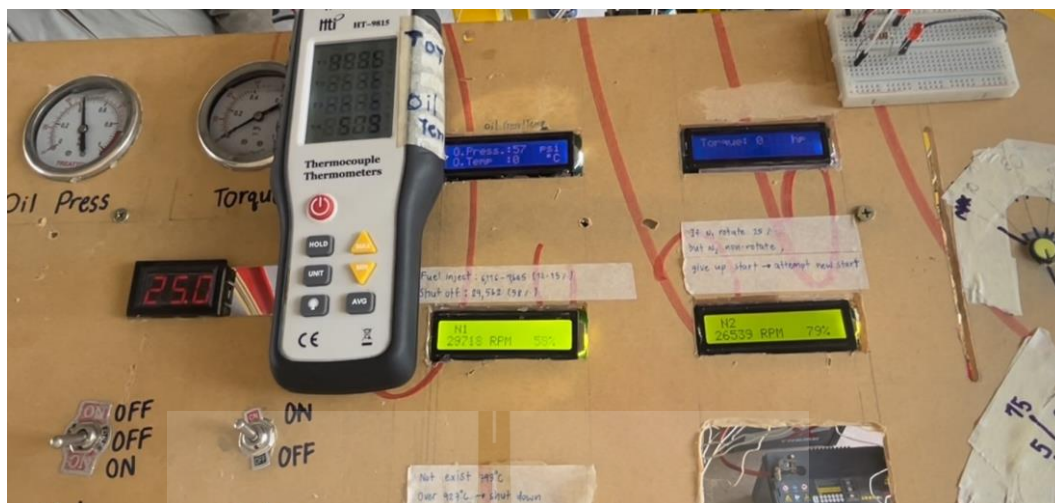
เตรียมเครื่องยนต์สำหรับการทดสอบเครื่องยนต์ แผนการดำเนินการดังนี้

- 1) ตรวจสอบเช็คความพร้อมของเครื่องยนต์
- 2) ทำการสตาร์ทเครื่องยนต์ เป็นเวลา 10 นาที (กรณีเครื่องยนต์สตาร์ทแล้วอยู่ในเงื่อนไขการสตาร์ท เช่น Oil pressure, Oil temperature, TOT ขึ้น/แสดงผลเป็นปกติ)
- 3) บันทึกผล

การสตาร์ทเครื่องยนต์แสดงดังรูป ที่ 3.10 การสตาร์ทเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์จด้วยระบบเดิม (ไม่มีไหลด) และหน้าจอแสดงผลขณะเครื่องยนต์สตาร์ทติดแล้วที่ความเร็วรอบ IDLE แสดงดังรูปที่ 3.10 จอแสดงผลเครื่องวัด



รูปที่ 3.10 การสตาร์ทเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์จด้วยระบบเดิม (ไม่มีไหลด)

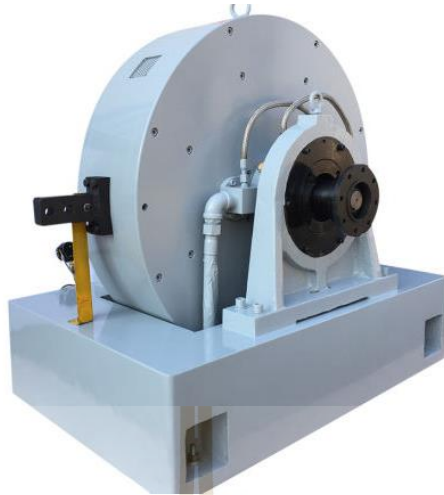


รูปที่ 3.11 จอแสดงผลเครื่องวัด

3.5 ติดตั้งชุดลดความเร็วรอบเข้ากับไดนาโมมิเตอร์

งานวิจัยนี้ใช้เครื่องไดนาโมมิเตอร์ของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ซึ่งเป็นไดนาโมมิเตอร์แบบ 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 เพื่อทำรถยนต์ อัตราการทด 3.91 : 1 เนื่องจากเป็นอุปกรณ์ที่สามารถรับแรงบิดได้พอสมควร เพียงพอต่อการทดสอบนี้



รูปที่ 3.12 ไดนาโมมิเตอร์ ยี่ห้อ Lanmax รุ่น DW400



รูปที่ 3.13 เฟืองท้ายรถยนต์ อัตราการทด 3.91:1

ทำการติดตั้งเพลลาจากเครื่องยนต์เข้ากับชุดเฟืองท้ายและเฟืองท้ายต่อเข้ากับไดนาโมมิเตอร์ แสดงดังรูปที่ 3.14 แผนการติดตั้งเครื่องยนต์เข้ากับไดนาโมมิเตอร์



รูปที่ 3.14 แผนการติดตั้งเครื่องยนต์เข้ากับไดนาโมมิเตอร์

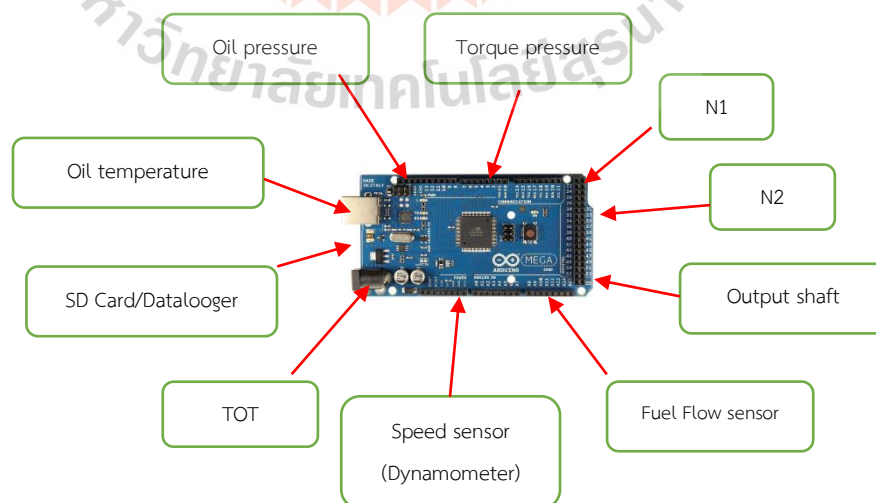


รูปที่ 3.15 ติดตั้งเครื่องยนต์เข้ากับไดนาโมมิเตอร์

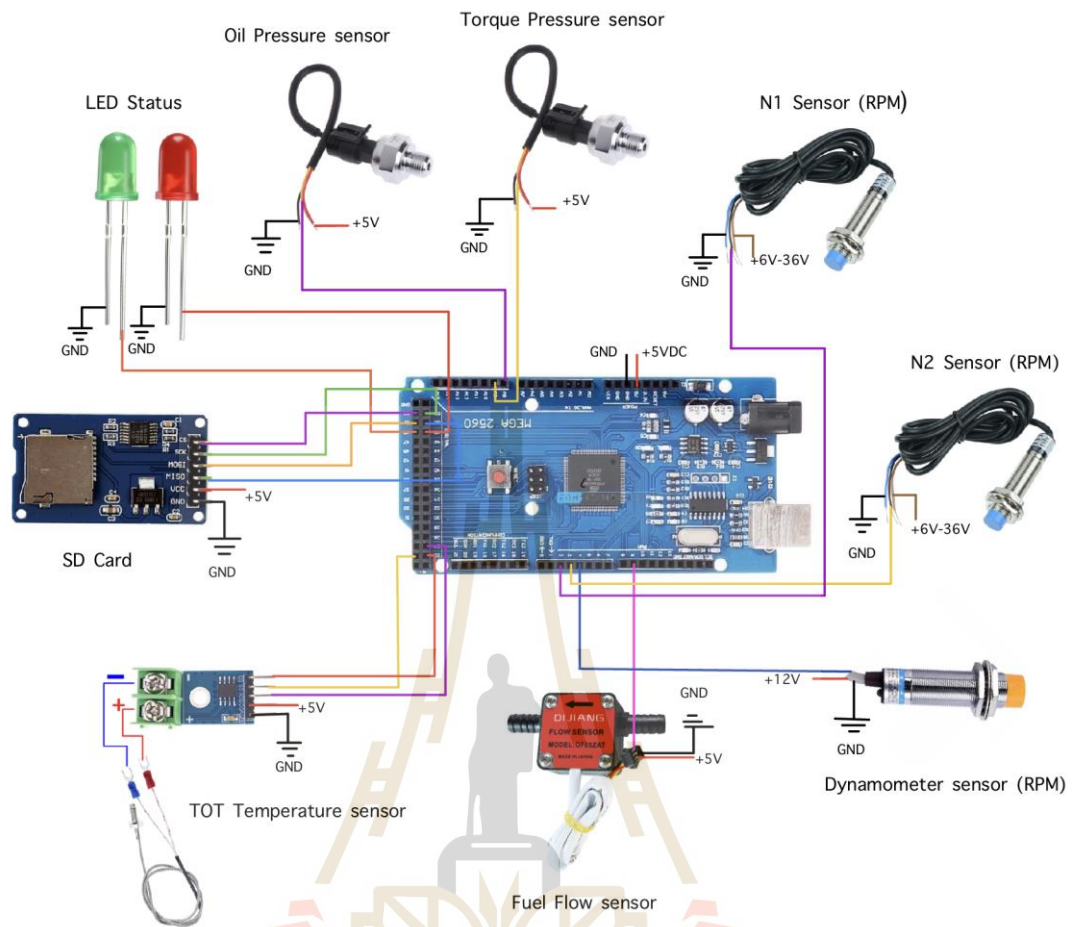
3.6 ทดสอบเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์จด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมเข้ากับไดนาโมมิเตอร์ แผนการดำเนินงานดังนี้

3.5.1 ทำการสตาร์ทเครื่องยนต์ตามขั้นตอน (หัวข้อที่ 2.5 การสตาร์ทเครื่องยนต์ Allison250-C20B)

3.5.2 ทำการสร้างเครื่องมือบันทึกผลด้วย Datalogger รับค่าจากตัวอ่านค่าตัวแสดงดังรูปที่ 3.8 แผนผังจอแสดงผลการวัดอัตราการไหลของเชื้อเพลิงและอุณหภูมิน้ำมันเครื่อง, แผนผังการต่อและการบันทึกค่าการทดสอบเครื่องยนต์ และรูปที่ 3.16 แผนผัง Datalogger



รูปที่ 3.16 แผนผังการต่อเซนเซอร์และการบันทึกค่าการทดสอบเครื่องยนต์

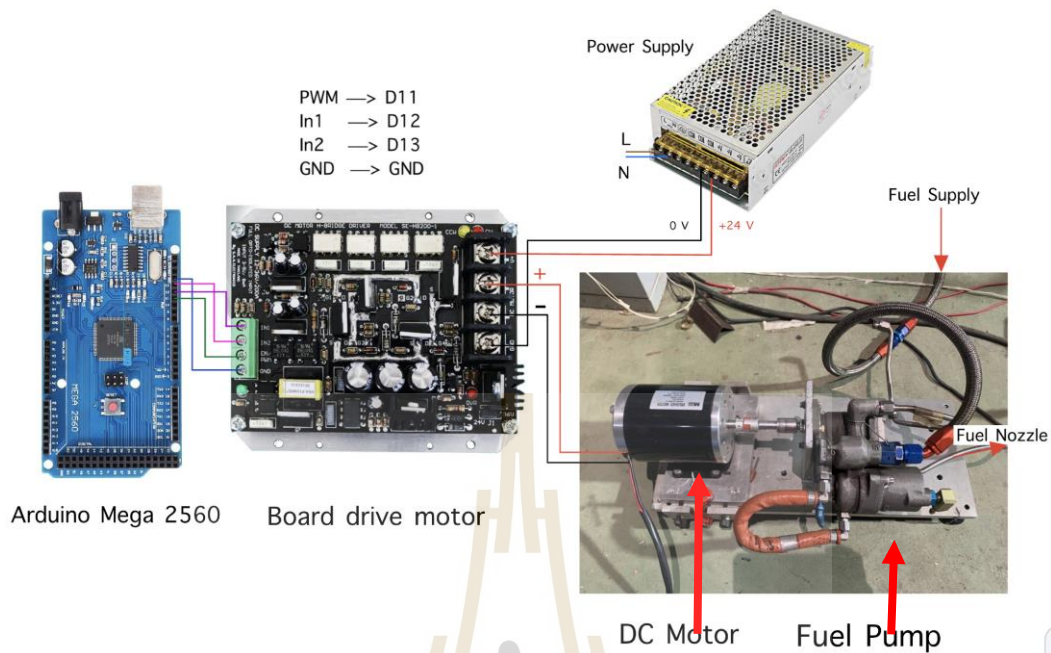


รูปที่ 3.17 แผนผัง Datalogger

3.7 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

3.8 สตาร์ทเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์จด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ (ไม่มีโหลด)

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



รูปที่ 3.19 แสดงการฉีดเชื้อเพลิงด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงใหม่

ตารางที่ 3.4 การทดลองเพิ่มค่า PWM ไปขับ Motor และวัดอัตราการไหลของเชื้อเพลิงในอากาศ

V(v)matlab	Multimeter (Volt)			Motor (RPM)			Volume (Lite)			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

*หมายเหตุ ค่าแรงดันไฟฟ้า (Volt) ที่แสดงดังตารางเป็นค่าที่ได้จากการวัดจริง ขณะที่มีมอเตอร์ทำการขับปั๊มเชื้อเพลิงอยู่ (หมายความว่ามีความถี่ไหลตกกระทบบ้างต่อมอเตอร์)

2) ทำการสตาร์ทเครื่องยนต์

ตารางที่ 3.5 ตารางการจำลองค่าแรงดันไฟฟ้าไปยังมอเตอร์

แรงดันไฟฟ้า(Volt), PWM	ความเร็วรอบ N1 (%)	TOT
3.0 v , 42 PWM	บันทึกผล	< 810 °C
3.2 v , 44 PWM	บันทึกผล	< 810 °C
... v, PWM	บันทึกผล	< 810 °C
... v, PWM	บันทึกผล	< 810 °C
จนกว่า %N1 = (59-65%N1)	(59-65 %N1)	< 810 °C

เมื่อทำการทดสอบการสตาร์ทเครื่องยนต์ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงใหม่ หลังจากนั้นจะทำการดูพารามิเตอร์ต่าง ๆ ของเครื่องยนต์ปกติก็ทำการทดสอบเครื่องยนต์ด้วยไดนาโมมิเตอร์ต่อไป

3.9 ทดสอบเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์จด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ กับ ไดนาโมมิเตอร์ (มีโหลด)

ทดสอบเครื่องยนต์โดยการเพิ่มปริมาณเชื้อเพลิงด้วยการปรับแรงดันไฟฟ้า (Volt) ให้กับมอเตอร์ขับเคลื่อนเชื้อเพลิง มีการทดสอบ ดังนี้

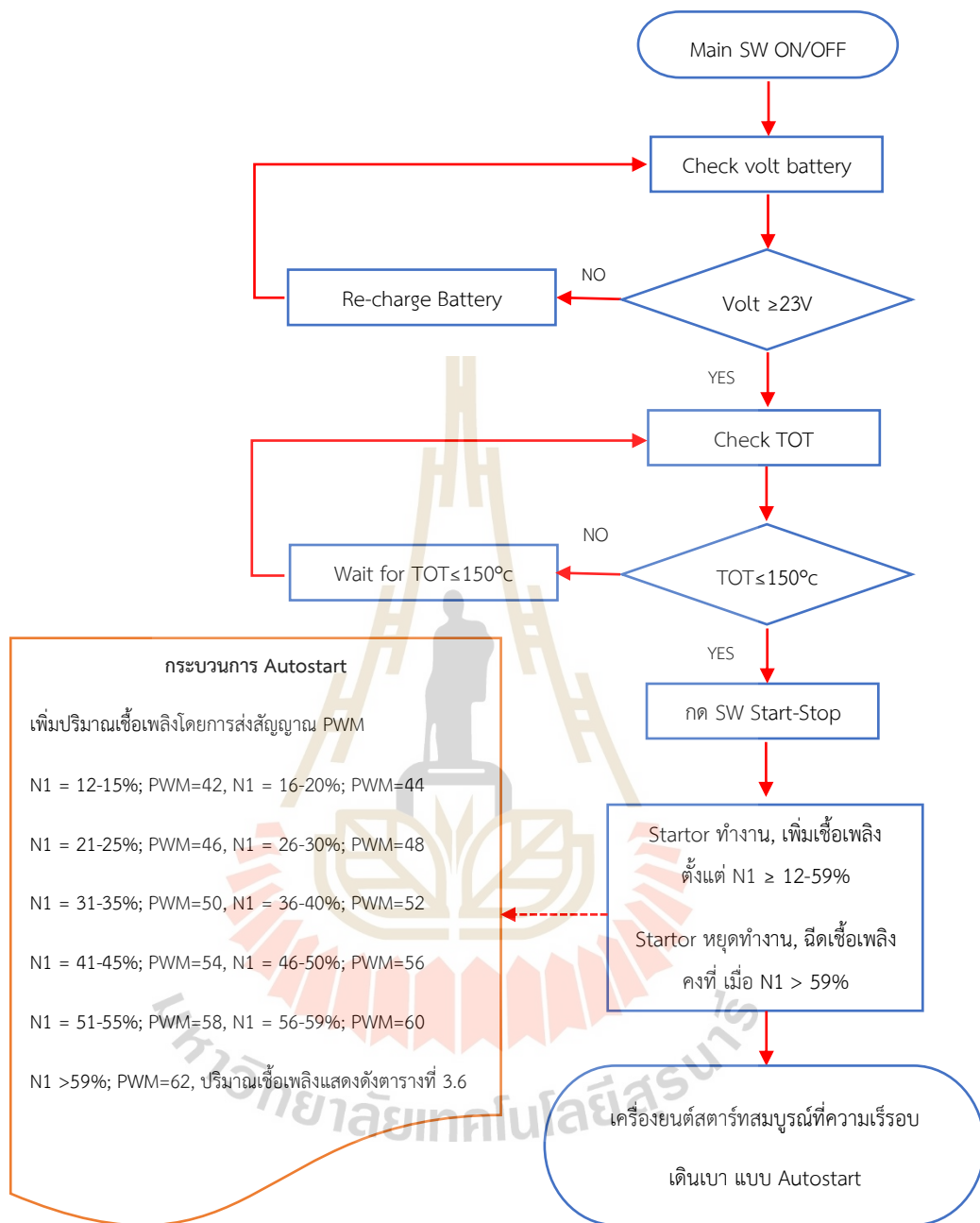
ขั้นตอนการทดสอบด้วยการปรับ Fuel Flow (ปรับ Volt)

- 1) ทำการเริ่มสตาร์ทเครื่องยนต์ (12-15 %N1) เริ่มใส่ปริมาณเชื้อเพลิงที่ 3 V (Fuel flow = 0.209 L/min)
- 2) ระหว่างเครื่องยนต์เริ่มทำงานจะค่อย ๆ เพิ่มปริมาณเชื้อเพลิง โดยการเพิ่มแรงดันไฟฟ้า (volt) ขึ้นครั้งละ 0.2 V ไปจนกว่า N1 ถึง 59-65% N1
- 3) รอคูระบบต่าง ๆ ของเครื่องยนต์ปกติเป็นเวลา 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 วนซ้ำจนกว่าจะได้กำลัง (Power) เท่ากับ 0 kVA

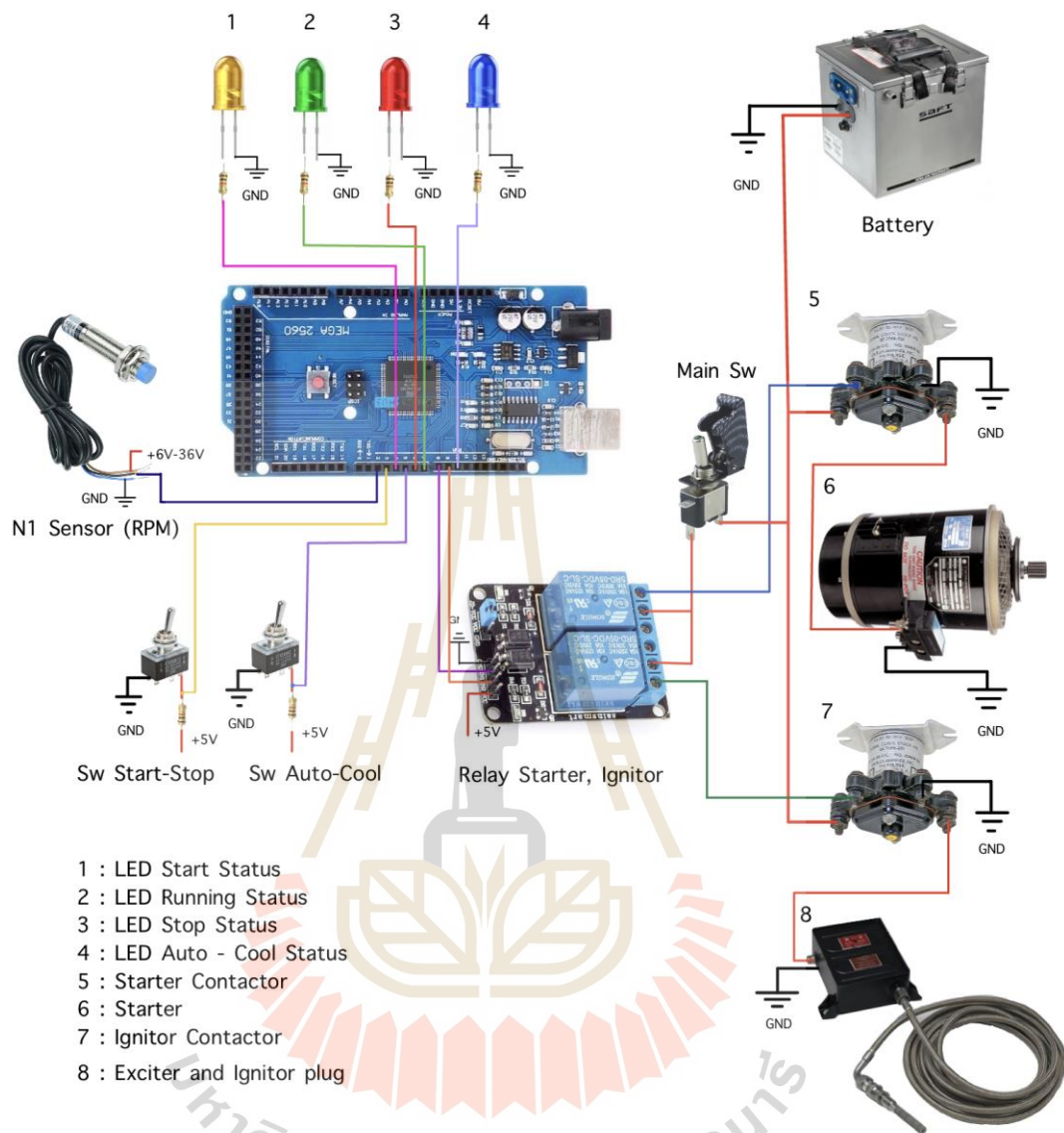
3.10 เขียนโปรแกรมควบคุมการสตาร์ทอัตโนมัติ

ขั้นตอนการทำงานของเครื่องยนต์ Allison250-C20B

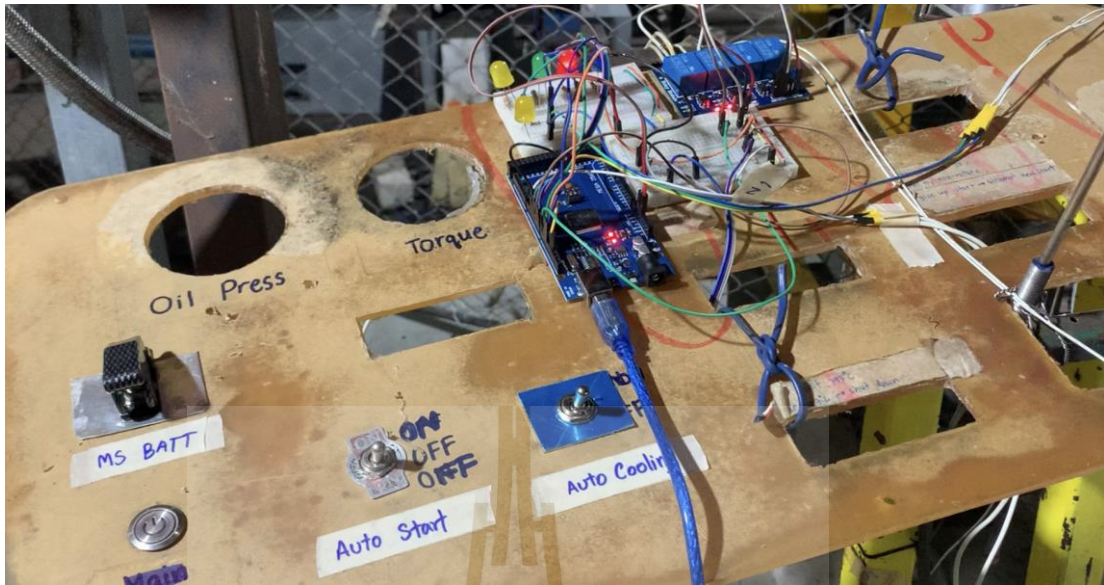
- 1) เขียนผังลำดับขั้นตอนการสตาร์ทและเงื่อนไขต่างๆที่จำเป็นต่อการทำงานของเครื่องยนต์ แสดงดังรูปที่ 3.20 แผนผังการทำงานของเครื่องยนต์
- 2) เขียนโปรแกรมควบคุมลำดับการและเงื่อนไข โดยนำค่า PWM ดังตารางที่ 3.6 แสดงค่า PWM ที่ความเร็วรอบ %N1 ต่าง ๆ



รูปที่ 3.20 แผนผังการทำงานของเครื่องยนต์



รูปที่ 3.21 แผนผังการต่อวงจรการสตาร์ทอัตโนมัติ (Auto-Start)



รูปที่3.22 แสดงการต่อวงจรระบบสตาร์ทอัตโนมัติ

3.11 ทดสอบการสตาร์ทอัตโนมัติ

ทำการทดสอบด้วยการสตาร์ทเครื่องยนต์อัตโนมัติ โดยการกำหนดค่า Volt ที่ส่งไปยังมอเตอร์ ด้วยคำสั่ง PWM มีค่าการทดสอบดังตารางที่ 3.6 แสดงค่า PWM ที่ความเร็วรอบ %N1

ตารางที่ 3.6 แสดงค่า PWM ที่ความเร็วรอบ %N1 ต่าง ๆ

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			

3.12 เขียนโปรแกรมพื้นฐานควบคุมปริมาณการฉีดเชื้อเพลิงด้วยหลักการของ PID Controller

1) ทำการสตาร์ทเครื่องยนต์เพื่อจำลองการป้อนค่า PWM ไปยังมอเตอร์เพื่อศึกษาพฤติกรรมของเครื่องยนต์และการตอบสนองของ Output shaft ที่ต่อไปยัง Dynamometer ทำการทดสอบดังตารางที่ 3.7 ตารางแสดงการจำลองค่า PWM กับความเร็วรอบของ Dynamometer แต่ละครั้งทำการทดสอบ 60 วินาที

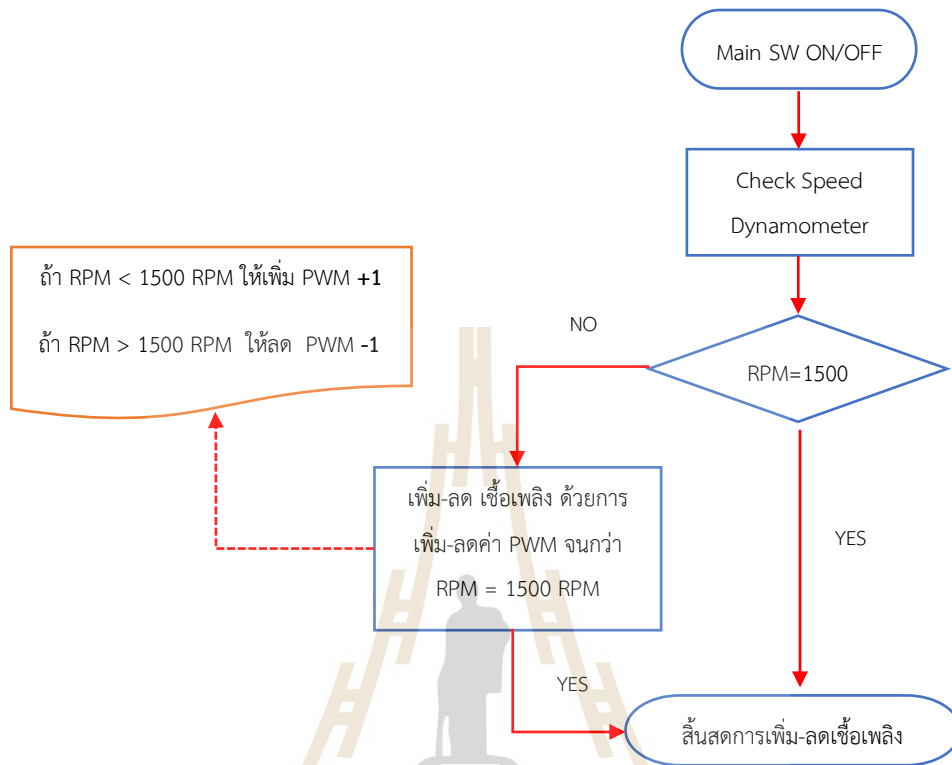
ตารางที่ 3.7 ตารางแสดงการจำลองค่า PWM กับความเร็วรอบของ Dynamometer

PWM	Speed Dynamometer
63	?
66	?
60	?

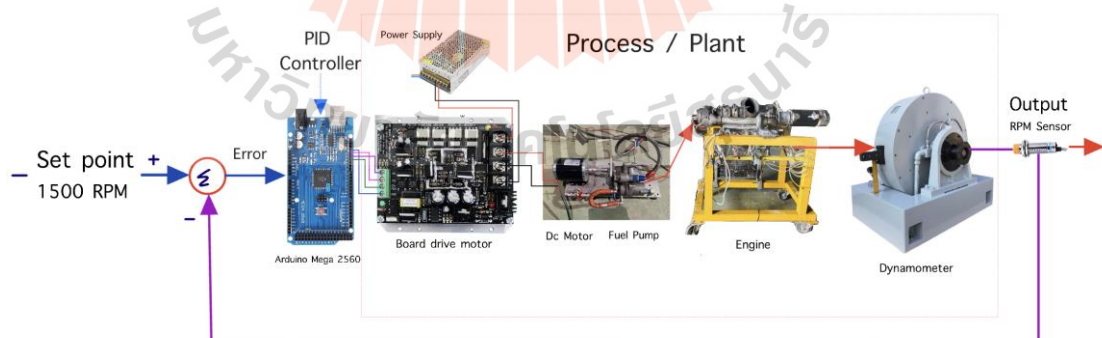
2) หลักการทำงานและการควบคุม PID Controller แสดงดัง รูปที่ 3.23 แผนผังหลักการทำงานของการควบคุมความเร็วรอบของ Dynamometer

3) ทำการติดตั้งชุดควบคุมอิเล็กทรอนิกส์ด้วยอุปกรณ์ทดสอบดังนี้

- 3.1) อุปกรณ์ดังหัวข้อที่ 3.6 ติดตั้งอุปกรณ์ควบคุมปริมาณเชื้อเพลิง
- 3.2) เครื่องยนต์ Allison250-C20B
- 3.3) Dynamometer
- 3.4) Speed Dynamometer Sensor (RPM)



รูปที่ 3.23 แผนผังหลักการทำงานของระบบการควบคุมความเร็วรอบของ Dynamometer



รูปที่ 3.24 แผนผังการต่อวงจรควบคุม PID Controller

3.13 ทดสอบเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟด้วยระบบควบคุมเชิงเพลิงอิเล็กทรอนิกส์กับ ไดนาโมมิเตอร์ โดยใช้ PID Controller

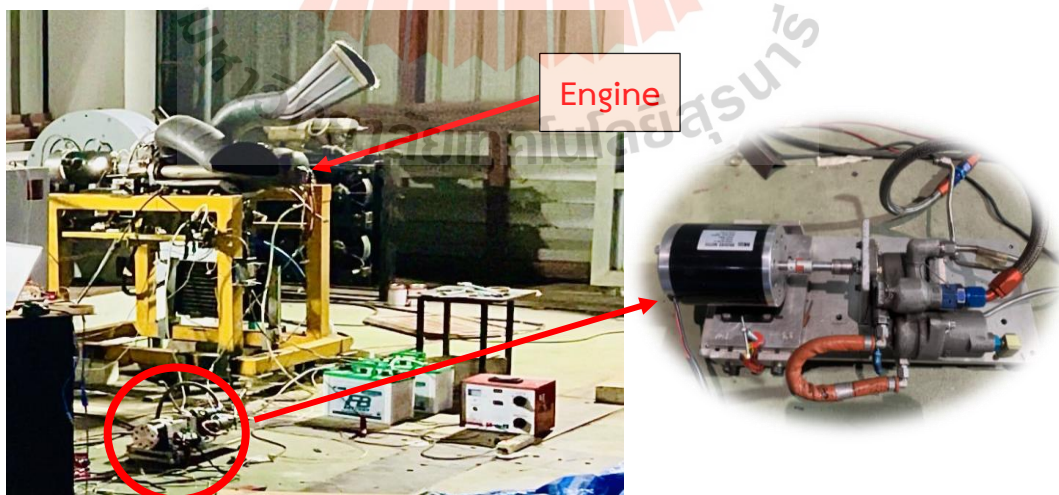
- 1) ทำการสตาร์ทเครื่องยนต์
- 2) ระบบต่าง ๆ ของเครื่องยนต์ปกติ
- 3) ทำการเลือกโหมด PID Control
- 4) เมื่อค่าถึง Setpoint แล้ว ทำการเพิ่มโหลด จนถึง ค่ากำลัง (Power) ที่แสดงบนหน้าจอ
ของเครื่องทดสอบ Dynamometer (Power ไม่เกิน 50 kW)
- 5) ทำการปรับจูนค่า K_p , K_i , K_d ให้เหมาะสมกับระบบนี้



บทที่ 4

ผลการทดลอง

การทดสอบเครื่องยนต์จะแบ่งการทดลองออกเป็น 5 ชุดการทดสอบ ได้แก่ 1) ทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมแบบไม่มีโหลด 2) ทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมแบบมีโหลด จำลองโหลดด้วย Dynamometer 3) ทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์แบบมีโหลด 4) ทดสอบการสตาร์ทเครื่องยนต์อัตโนมัติ 5) ทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงด้วยหลักการ PID Controller ในการทดสอบจะติดตั้งอุปกรณ์การวัดและระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ ได้แก่ แหล่งจ่ายไฟ 24 VDC, บอร์ดควบคุม Arduino mega2560, บอร์ดขับมอเตอร์ (Board drive motor), มอเตอร์ไฟฟ้า (Motor) 24 VDC, ปั๊มเชื้อเพลิง (Fuel pump) ติดตั้งแยกออกจากตัวเครื่องยนต์เพื่อง่ายต่อการบำรุงรักษา ลักษณะการติดตั้ง ใช้มอเตอร์ไฟฟ้าไปขับปั๊มเชื้อเพลิง โดยการขับจากมอเตอร์ไฟฟ้าแสดงดังรูปที่ 4.1 การติดตั้งระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ เหตุผลที่ติดตั้งปั๊มเชื้อเพลิงเดิมของเครื่องยนต์เนื่องจากปั๊มเดิมสามารถให้แรงดันเพียงพอต่อการฉีดเชื้อเพลิง ค่าที่อ่านได้จากอุปกรณ์มีความสำคัญต่อการติดตามดูสถานะการทำงานของเครื่องยนต์ ในช่วงต่าง ๆ ที่ทำการทดสอบ เช่น ความเร็วรอบ อุณหภูมิ ความดัน รวมไปถึงกำลังที่ได้จากการทดสอบจากเครื่องไดนาโมมิเตอร์(Dynamometer)



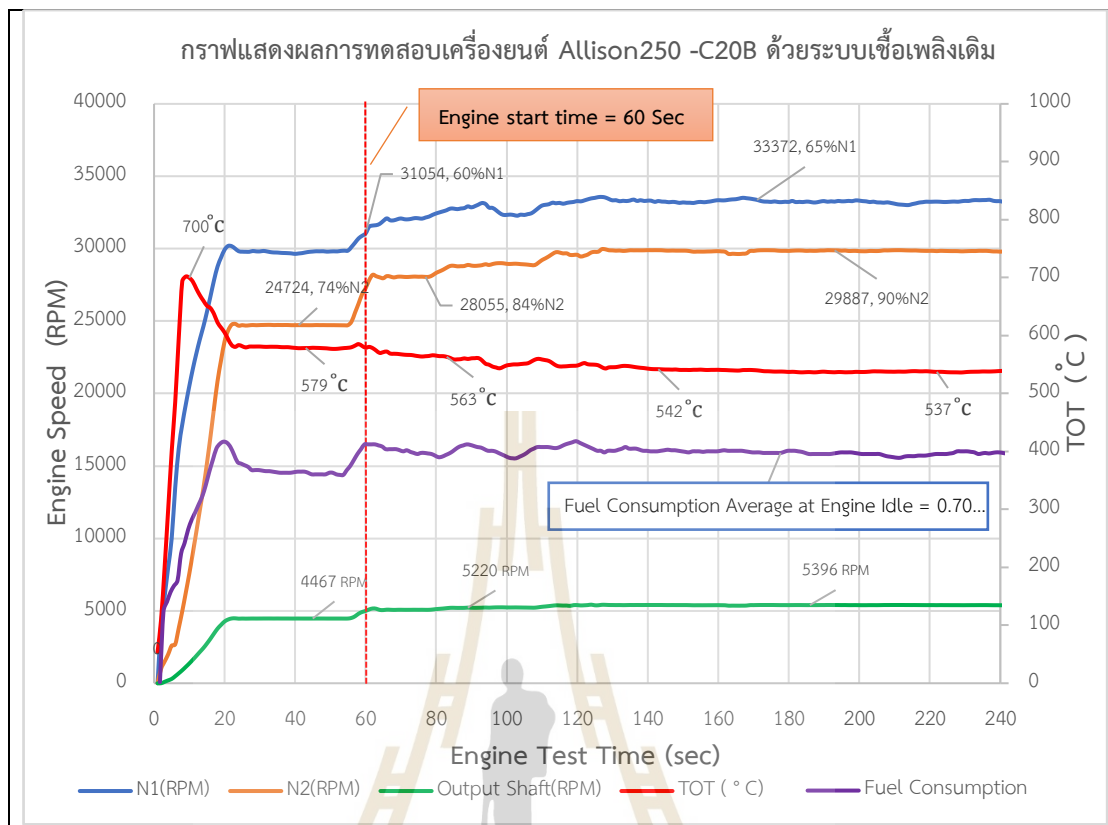
รูปที่ 4.1 การติดตั้งระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์

4.1 ผลการทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิม

เนื่องจากเครื่องยนต์เป็นเครื่องยนต์ที่ถูกปลดประจำการ หลังจากทำการบูรณะต้องทำการทดสอบเครื่องยนต์เพื่อตรวจสอบสมรรถนะการทำงาน สภาพการทำงาน และเทียบกับสมรรถนะปกติในปัจจุบันตามสเปคในคู่มือ

4.1.1 ทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมแบบไม่มีโหลด

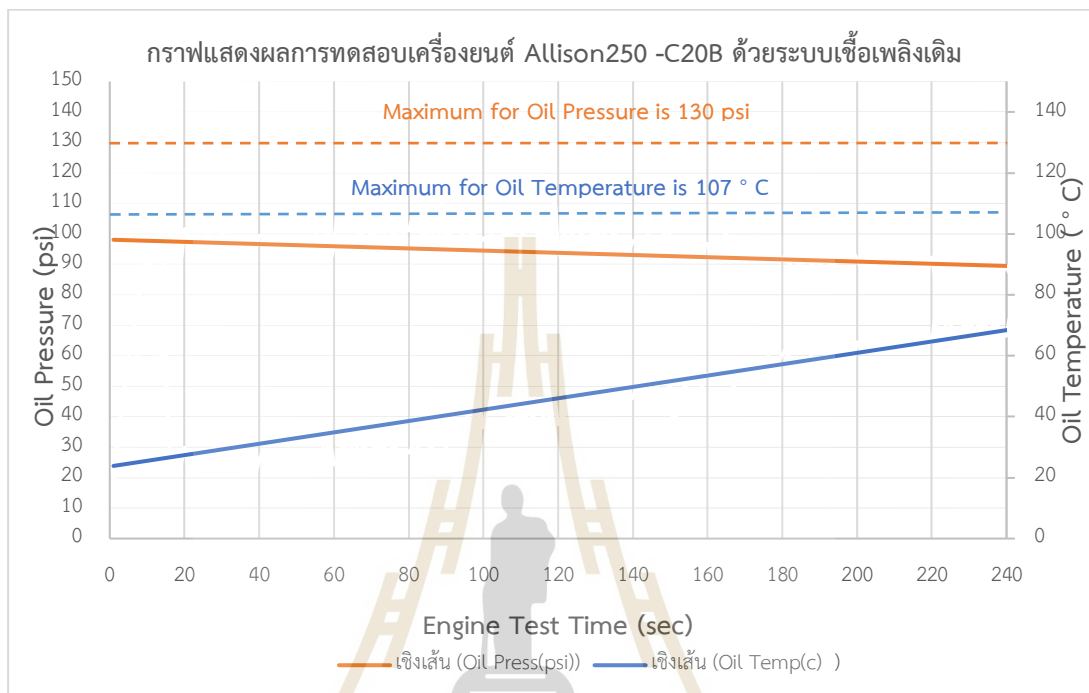
เนื่องจากเราต้องการทราบการทำงานของเครื่องยนต์ด้วยการอ่านและบันทึกข้อมูลของเครื่องวัดที่ได้สร้างขึ้นมา คือ ความเร็วรอบสูงเรียกว่า N1 (ความเร็วของ Compressor turbine) ความเร็วรอบต่ำกว่า เรียกว่า N2 (ความเร็วของ Power turbine) ทั้ง N1 N2 กำหนดความเร็วให้เป็นเปอร์เซ็นต์ คือ %N1 %N2 เพื่อง่ายต่อการสังเกตสถานะต่างๆของเครื่องยนต์จากเครื่องวัด ความเร็วที่ออกจากแกนส่งกำลัง เรียกว่า Output shaft อุณหภูมิทางออก Compressor turbine เรียกว่า TOT(Turbine outlet temperature) ปริมาณเชื้อเพลิงในสถานะต่าง ๆ เรียกว่า อัตราบริโภคเชื้อเพลิง (Fuel consumption) จึงได้กำหนดชุดการทดสอบนี้ขึ้นมา การทดสอบนี้ทำการสตาร์ทเครื่องยนต์ที่รอบเดินเบาเพื่อดูสถานะปกติของเครื่องยนต์โดยที่ยังไม่ทดสอบโหลดเพื่อป้องกันการเกิดเหตุไม่คาดคิดระหว่างการทดสอบ ได้ผลการทดสอบดังรูปที่ 4.2 กราฟแสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 - C20B (N1, N2, TOT, Fuel Consumption, Output shaft) ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมแบบไม่มีโหลด ลักษณะการอ่านกราฟจากซ้ายไปขวา แกน X คือเวลาการทดสอบ (Engine Test time) หน่วยเป็น วินาที แกน Y (ซ้าย) คือความเร็วของเครื่องยนต์(Engine speed) หน่วยเป็น RPM แกน Y(ขวา) คือ อุณหภูมิ TOT หน่วยเป็น °C ช่วงวินาทีที่ 0-60 วินาที คือระยะเวลาการสตาร์ทติดรอบเดินเบาที่ 60%N1 จะสังเกตเห็น TOT สูง วินาทีที่ 10 โดยประมาณเนื่องจากเครื่องยนต์เริ่มเกิดการเผาไหม้การเจือจาง (Dilute) อุณหภูมิของเชื้อเพลิงยังไม่เพียงพอ ในเวลาต่อมา TOT เริ่มลดลงเรื่อยๆ อยู่ในช่วง 537-563 °C สถานะคงที่ จากการที่มีความเร็วรอบของ N1 เพิ่มขึ้นจึงเป็นการเจือจางอุณหภูมิให้ลดลง หลังจากวินาทีที่ 60 ไม่มีการเพิ่มปริมาณเชื้อเพลิงแต่อย่างใด ทั้งนี้เป็นการทดสอบสถานะปกติของเครื่องยนต์ที่รอบเดินเบา ผลทดสอบช่วงการสตาร์ทรอบเดินเบาสามารถทำงานได้อย่างปกติ โดยความเร็วรอบของ N1 อยู่ในช่วง 31,054-33,372 RPM (60-65 %N1) N2 อยู่ในช่วง 28,055-29,887 RPM (84-90%N2) อุณหภูมิ TOT อยู่ในช่วง 537-563 °C อัตราการบริโภคเชื้อเพลิง (Fuel Consumption) ของเครื่องยนต์ เท่ากับ 0.70 ลิตร/นาที และความเร็วรอบของ Output shaft อยู่ในช่วง 5,220-5,396 RPM



รูปที่ 4.2 กราฟแสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 - C20B (N1, N2, TOT, Fuel Consumption, Output shaft) ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมแบบไม่มีโหลด

เมื่อพิจารณาระดับความดันและอุณหภูมิของน้ำมันเครื่อง เนื่องจากเครื่องยนต์ทำงานด้วยการหมุนตลอดเวลาเครื่องยนต์จึงต้องการการหล่อลื่นอุปกรณ์ต่าง ๆ ภายในเครื่องยนต์ที่อุณหภูมิที่เหมาะสม เช่น ชุดเฟืองเกียร์ (Gearbox) แบริ่ง (Bearing) เป็นต้น ความดันน้ำมันเครื่อง ไม่เกิน 130 psig ถ้ามากเกินไปจะทำให้ระบบท่อทางระบบลำเลียงเสียหาย อุณหภูมิของน้ำมันเครื่อง ไม่เกิน 107 °C ถ้าเกินจะทำให้คุณสมบัติของการหล่อลื่นลดลง ความสัมพันธ์ระหว่างความดันและอุณหภูมินี้สัมพันธ์กันคือ เมื่อความดันมากอุณหภูมิของน้ำมันเครื่องก็จะลดลงด้วยเนื่องจากการไหลเวียนมาระบายความร้อนที่ Oil cooler ได้มาก แต่ทั้งนี้ ต้องอยู่ในช่วงจำกัดของเครื่องยนต์ แกน X คือ เวลาการทดสอบ (Engine Test time) หน่วยเป็น วินาที แกน Y (ซ้าย) คือความดันน้ำมันเครื่อง (Oil Pressure) หน่วยเป็น psi แกน Y (ขวา) อุณหภูมิน้ำมันเครื่อง (Oil Temperature หน่วยเป็น °C) ลักษณะการอ่านกราฟจากซ้ายไปขวา ผลการทดสอบแสดงดังรูปที่ 4.3 กราฟแสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 -C20B (Oil Temperature และ Oil Pressure) ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมแบบไม่มีโหลด แสดงให้เห็นถึงอุณหภูมิของน้ำมันเครื่อง (Oil temperature) มีอุณหภูมิอยู่ช่วง 25-70 °C และส่วน

ของความดันของน้ำมันเครื่อง (Oil Pressure) ได้อยู่ในช่วง 90-98 psig บอกรับถึงระบบหล่อลื่นทำงานได้ปกติ



รูปที่ 4.3 กราฟแสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 -C20B (Oil Temperature และ Oil Pressure) ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมแบบไม่มีโหลด

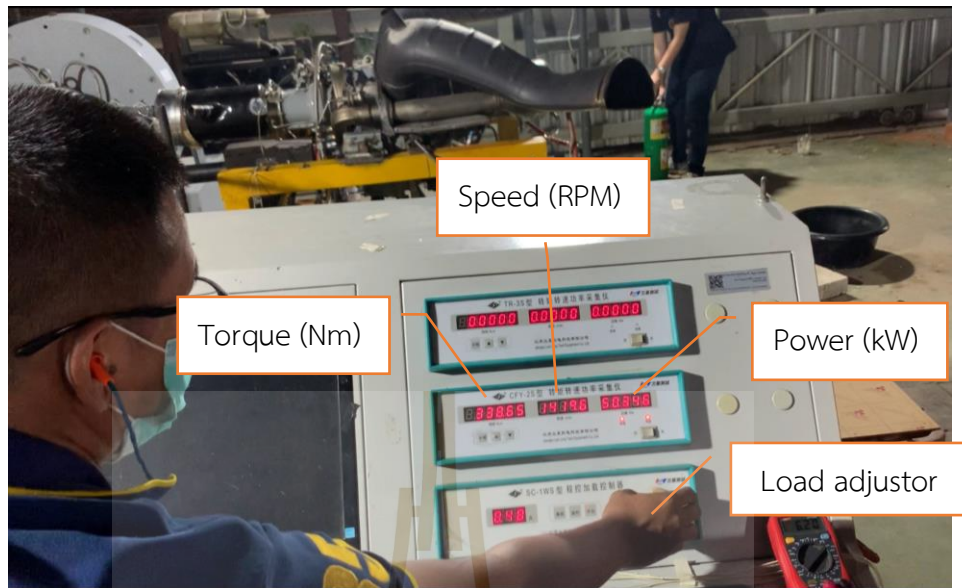
จากการทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมแบบไม่มีโหลดแสดงดังตารางที่ 4.1 แสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 -C20B ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมแบบไม่มีโหลด ได้แสดงถึงผลการทดสอบนี้ จะเห็นได้ว่าค่าผลการทดสอบเป็นไปตามคู่มือ (ค่าตามสเปค [3]) จะมีเพียงค่าอุณหภูมิ TOT เท่านั้นที่เกินช่วง โดยปกติแล้วเครื่องยนต์นี้จะถูกติดตั้งกับเฮลิคอปเตอร์ เมื่อเครื่องยนต์ทำงาน ใบเบรต (Rotor Blades) จะหมุนขณะเครื่องยนต์ทำงานจึงมีการระบายความร้อนจากอากาศที่เกิดจากการหมุนใบเบรตของเฮลิคอปเตอร์ อุณหภูมิ TOT จึงอยู่ในช่วง 427 ± 38 °C การทดลองนี้ก็ยิ่งถือว่าเครื่องยนต์มีอุณหภูมิ TOT ที่ปกติ (ไม่เกิน limit 810 °C) และอัตราการบริโภคเชื้อเพลิงสูงกว่าคู่มือ เนื่องจากการทำงานของเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมเป็นจ่ายเชื้อเพลิงแบบกลไก โดยใช้หลักการของ Pneumatic มาควบคุมปริมาณการจ่ายเชื้อเพลิง ดังรูปที่ 2.22 แผนผังระบบควบคุมเชื้อเพลิง (250-C20B) (ที่มา: Allison Company. 1996)[4] จึงทำให้เกิดความคลาดเคลื่อนของการจ่ายเชื้อเพลิงไปยังเครื่องยนต์ได้

ตารางที่ 4.1 แสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 -C20B ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมแบบไม่มี
โหลด

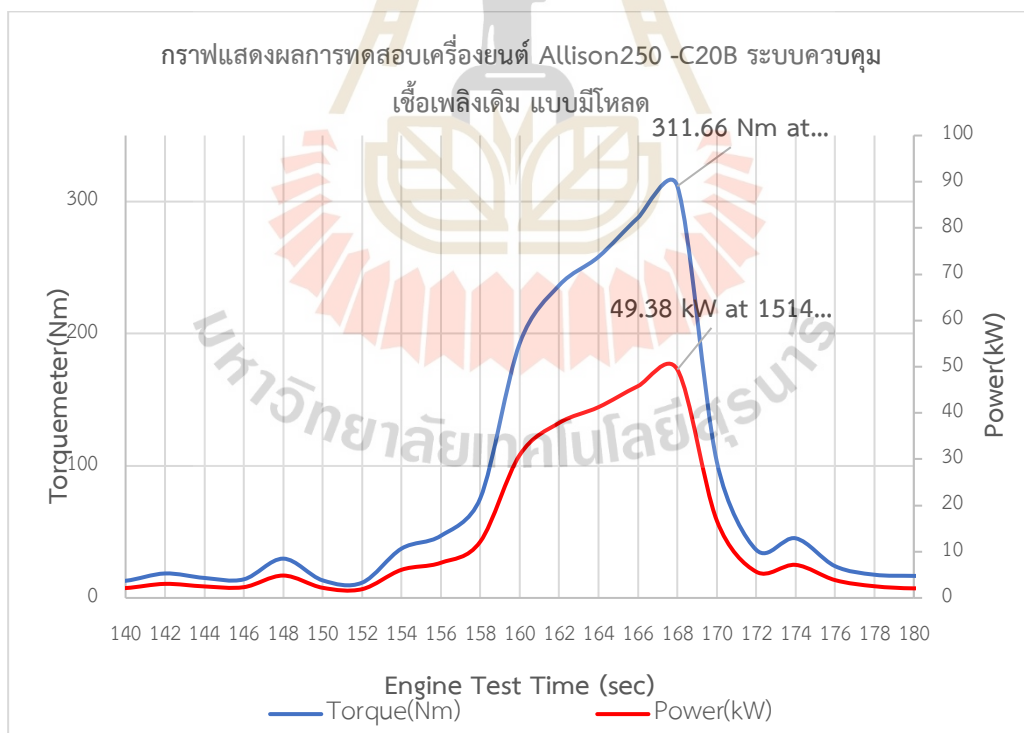
Engine parameter	ค่าตามสเปค [3]	ผลทดสอบ
N1	30,000 - 33,130 RPM at 59-65%N1	31,054-33,372 RPM at 60-65%N1
N2	24,968-34,950 RPM at 75-105%N2	28,055-29,887 RPM at 84-90%N2
Output shaft	4,500-6,300 RPM at 75-105%	5,220-5,396 RPM at 84-90%
TOT(Not exceed 810 °C)	427 ± 38 °C	537-563 °C
Oil pressure	50-130 psig	90-98 psig
Oil temperature	0-107 °C	30-70 °C
Fuel consumption	0.62 litter/min.(l/min)	0.70 litter/min. (l/min)

4.1.2 ทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิมแบบมีโหลด

จากการทดสอบเครื่องยนต์แบบไม่มีโหลดในหัวข้อถัดมาได้ทำการทดสอบโหลดด้วยการติดตั้งชุดลดความเร็วรอบด้วยชุดเฟืองท้าย ที่อัตราทด 3.91 : 1 คือ ความเร็วรอบ Output shaft ที่ 100% เท่ากับ 6,016 RPM ทดสอบแล้ว เท่ากับ 1,542 RPM (ความเร็วรอบที่ต่อเข้ากับ Dynamometer) เป็นการจำลองโหลดโดยใช้ Dynamometer เพื่อทดสอบสมรรถนะของเครื่องยนต์ หลังจากทำการบูรณะ เครื่องวัดที่เพิ่มเติมจากการทดสอบเครื่องยนต์แบบไม่มีโหลด เครื่องวัดแสดงผลจากเครื่อง Dynamometer ประกอบไปด้วยการแสดงผลการวัด Torquemeter, Speed dynamometer, Power และ Load adjustor แสดงดังรูปที่ 4.4 แสดงเครื่องวัดทดสอบโหลดของเครื่อง Dynamometer การทดสอบนี้ได้ทำการสตาร์ทเครื่องยนต์ที่รอบเดินเบาเมื่อระบบต่าง ๆ ของเครื่องยนต์ปกติเริ่มทำการเพิ่มโหลดในวินาทีที่ 155 ไปเรื่อยๆจนถึงค่าที่ต้องการ (50 kVA หรือ 40 kW) วินาทีที่ 168 ทำการลดโหลดลงจนเท่ากับ 0 แสดงดังรูปที่ 4.5 กราฟแสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 -C20B ระบบควบคุมเชื้อเพลิงเดิมแบบมีโหลด ลักษณะการอ่านกราฟจากซ้ายไปขวา แกน X คือเวลาการทดสอบ (Engine Test time) หน่วยเป็น วินาที แกน Y (ซ้าย) คือ แรงบิด (Torquemeter) หน่วยเป็น นิวตัน-เมตร (Nm) แกน Y (ขวา) คือ กำลัง (Power) หน่วยเป็น กิโลวัตต์ (kW) แสดงให้เห็นถึงขีดความสามารถของเครื่องยนต์ที่ได้จากการบูรณะมาเรียบร้อยแล้ว จะเห็นว่าเครื่องยนต์ที่ได้จากการบูรณะสามารถให้กำลังได้ คือ ค่าแรงบิด (Torque = 311.66 Nm) กำลัง (Power = 49.38 kW) ที่ความเร็วรอบ 1514 RPM การทดสอบนี้ได้ค่ากำลังมากกว่า 40 kW ซึ่งเป็นเครื่องยืนยันว่าเครื่องยนต์นี้สามารถนำมาใช้กับงานวิจัยนี้ได้



รูปที่ 4.4 แสดงเครื่องวัดทดสอบโหลดของเครื่อง Dynamometer



รูปที่ 4.5 กราฟแสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250 -C20B ระบบควบคุมเชื้อเพลิงเดิมแบบมีโหลด

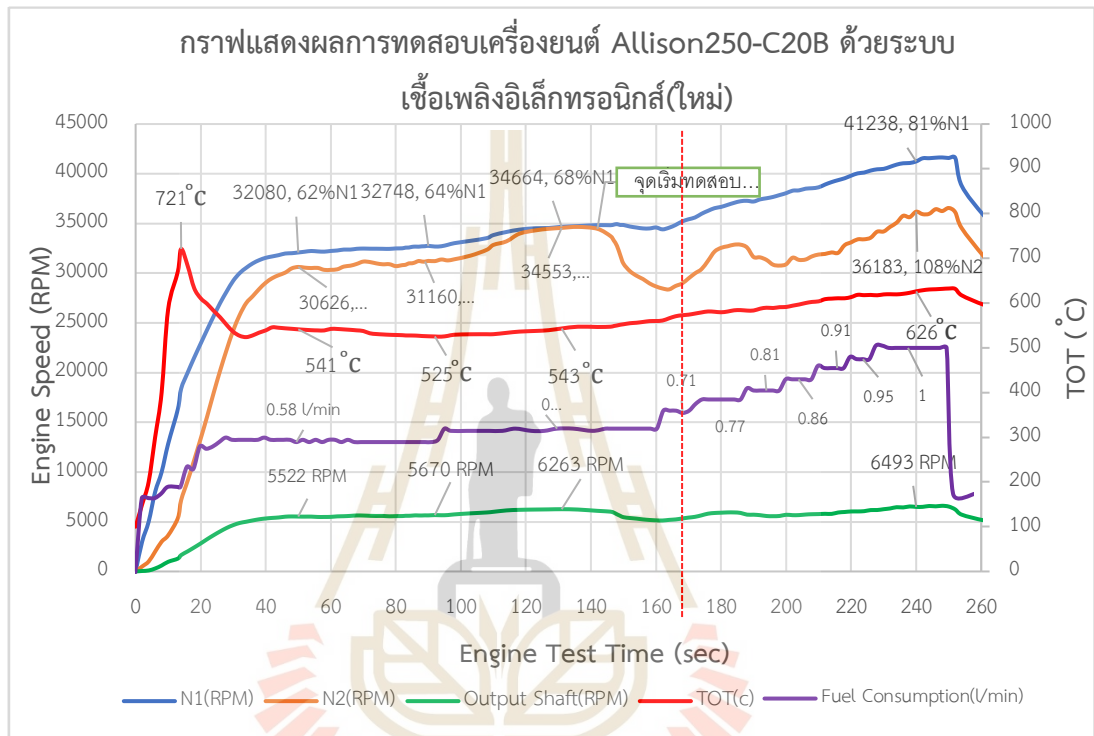
4.2 ผลการทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์

ทำการพัฒนาระบบเดิมแบบกลไกให้เป็นระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ โดยการตัดระบบควบคุมเชื้อเพลิงระบบเดิมออกคือ อุปกรณ์ควบคุมการจ่ายเชื้อเพลิง (Gas producer fuel control) และอุปกรณ์ควบคุมเทอร์ไบน์สร้างกำลัง (Powerturbine governor) ทั้งสองอุปกรณ์นี้ทำงานร่วมกันโดยใช้หลักการของ Pneumatic ที่ได้จากการอัดอากาศของชุด Compressor มาควบคุมการจ่ายปริมาณเชื้อเพลิงแสดงดังรูปที่ 2.2 แผนผังระบบควบคุมเชื้อเพลิง (250-C20B) งานวิจัยนี้ได้ทำการเปลี่ยนระบบโดยการติดตั้งอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ ได้แก่ แหล่งจ่ายไฟ (Power supply) 24 VDC, บอร์ดควบคุม Arduino mega2560, บอร์ดขับมอเตอร์ (Board drive motor), มอเตอร์ไฟฟ้า (Motor) 24 VDC, ปั๊มเชื้อเพลิง (Fuel pump) เพื่อให้สามารถควบคุมการจ่ายปริมาณเชื้อเพลิงในความเร็วรอบต่าง ๆ ได้

4.2.1 ทดสอบเครื่องยนต์ด้วยระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์แบบมีโหลด

เนื่องจากต้องการทราบสมรรถนะของเครื่องยนต์ที่ได้ทำการพัฒนาเป็นระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ จึงได้มีการกำหนดชุดการทดสอบนี้ขึ้นมา ได้ทำการทดสอบการสตาร์ทเครื่องยนต์ด้วยวิธีการเพิ่มปริมาณแรงดันไฟฟ้าไปยังมอเตอร์โดยใช้เป็นคำสั่ง PWM (Pulse Width Modulation) มีค่า 0-255 จากบอร์ดควบคุม Arduino mega2560 ส่งไปยังบอร์ดขับมอเตอร์ (Board drive motor) โดยมีแหล่งจ่ายไฟ 24VDC เพื่อให้มอเตอร์ขับปั๊มเชื้อเพลิงในลำดับถัดไป ยังมีค่า PWM มาก การจ่ายปริมาณเชื้อเพลิงก็มากตามนัยสำคัญ ได้ผลการทดสอบแสดงดังรูปที่ 4.6 กราฟแสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B (N1, N2, TOT, Fuel Consumption, Output shaft) ด้วยระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์(ใหม่)แบบมีโหลด 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/นาที เนื่องจากว่าระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ (ใหม่) สามารถควบคุมการจ่ายเชื้อเพลิงให้คงที่ จึงสามารถควบคุมการจ่ายเชื้อเพลิงได้ ภายใต้เงื่อนไขเครื่องยนต์สตาร์ทที่รอบเดินเบา (59-65%N1) การทดสอบนี้ต้องการทดสอบกำลังของเครื่องยนต์ที่ 50 kVA (40 kW) เพื่อต้องการทราบว่าระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ (ใหม่) สามารถทำให้เครื่องยนต์นี้มีกำลัง

การทดสอบช่วงที่ 2 ทดสอบเครื่องยนต์ด้วยการเพิ่มโหลดที่ Dynamometer โดยทำการเพิ่มโหลดขึ้นเรื่อยๆ จนถึงค่ากำลังที่ต้องการทดสอบ จะเห็นว่าความเร็วรอบของ N2 ลดลง เกิดจากการหน่วงของโหลดที่มาจาก Dynamometer จึงทำการเพิ่มปริมาณเชื้อเพลิงขึ้นเป็น 0.71, 0.77, 0.81, 0.86, 0.91, 0.95, 1 ลิตร/นาที เพื่อรักษาความเร็วรอบของเครื่องยนต์

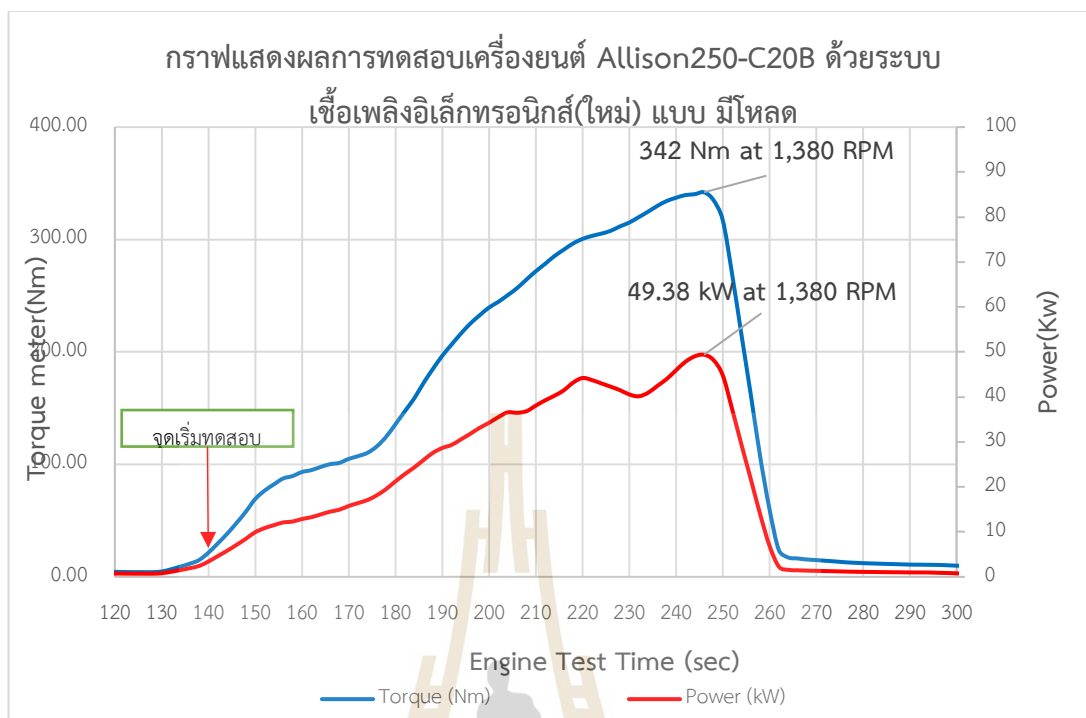


รูปที่ 4.6 กราฟแสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B (N1, N2, TOT, Fuel Consumption, Output shaft) ด้วยระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ (ใหม่) แบบมีโหลด

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	4,500-6,300 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.

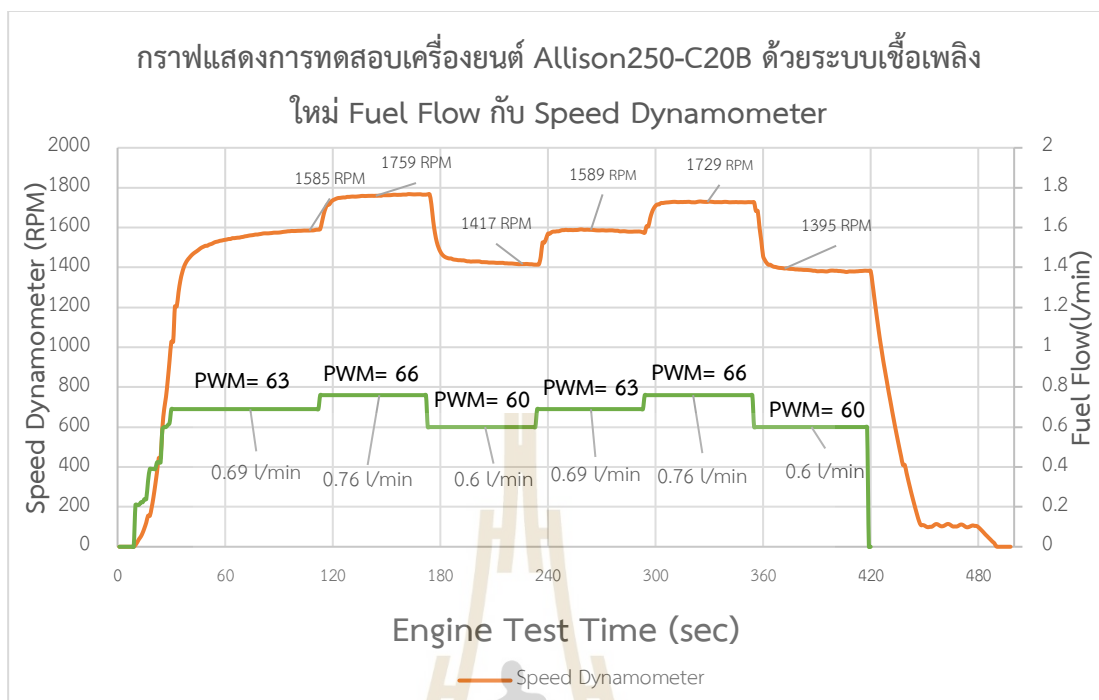
การทดสอบสมรรถนะด้วยการเพิ่มโหลดในช่วงวินาทีที่ 140 -245 วินาที หลังจากนั้น ทำการลดการจำลองโหลด เท่ากับ 0 ผลการทดสอบแสดงดังรูปที่ 4.7 กราฟแสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B (Speed Dynamometer, Torque, Power, Fuel Consumption) ด้วยระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ (ใหม่) แบบมี แสดงให้เห็นถึงขีดความสามารถของระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ (ใหม่) จะเห็นว่าผลการทดสอบสูงสุด คือ ค่าแรงบิด (Torque = 342 Nm) กำลัง (Power = 49.38 kW) ที่ ความเร็วรอบ 1,380 RPM ซึ่งเป็นเครื่องยืนยันว่าระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ (ใหม่) มีสมรรถนะให้กับเครื่องยนต์ Allison250-C20B นี้ได้



รูปที่ 4.7 กราฟแสดงผลการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B (Speed Dynamometer, Torque, Power, Fuel Consumption) ด้วยระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ (ใหม่) แบบมีโหลด

4.2.2 การทดสอบการกำหนดค่า PWM ไปควบคุมมอเตอร์ เพื่อดูพฤติกรรมการตอบสนองของเครื่องยนต์ และ Output shaft ที่ต่อไปยัง Dynamometer

จากรูปที่ 4.8 กราฟแสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยการทดสอบค่า PWM กับ Speed Dynamometer เห็นได้ว่าผลการตอบสนองของเครื่องยนต์เป็นไปตามปริมาณเชื้อเพลิง ในการทดสอบนี้ทำการป้อนค่า PWM(Pulse Width Modulation) คงที่ เพื่อสั่งการให้มอเตอร์ทำงานโดยสั่งเป็นปริมาณแรงดันไฟฟ้าไปขับปั๊มเชื้อเพลิง ผลของการทดสอบความเร็วรอบของ Dynamometer อยู่ในช่วง 1,400-1,765 RPM ที่ PWM = 60-66 PWM ซึ่งความเร็วมีแนวโน้มเพิ่มขึ้นเมื่อปริมาณเชื้อเพลิงเพิ่มขึ้น จากการทดสอบนี้แสดงให้เห็นถึงระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ (ใหม่) สามารถควบคุมปริมาณการจ่ายเชื้อเพลิงให้เครื่องยนต์ได้ด้วยการสั่งค่า PWM

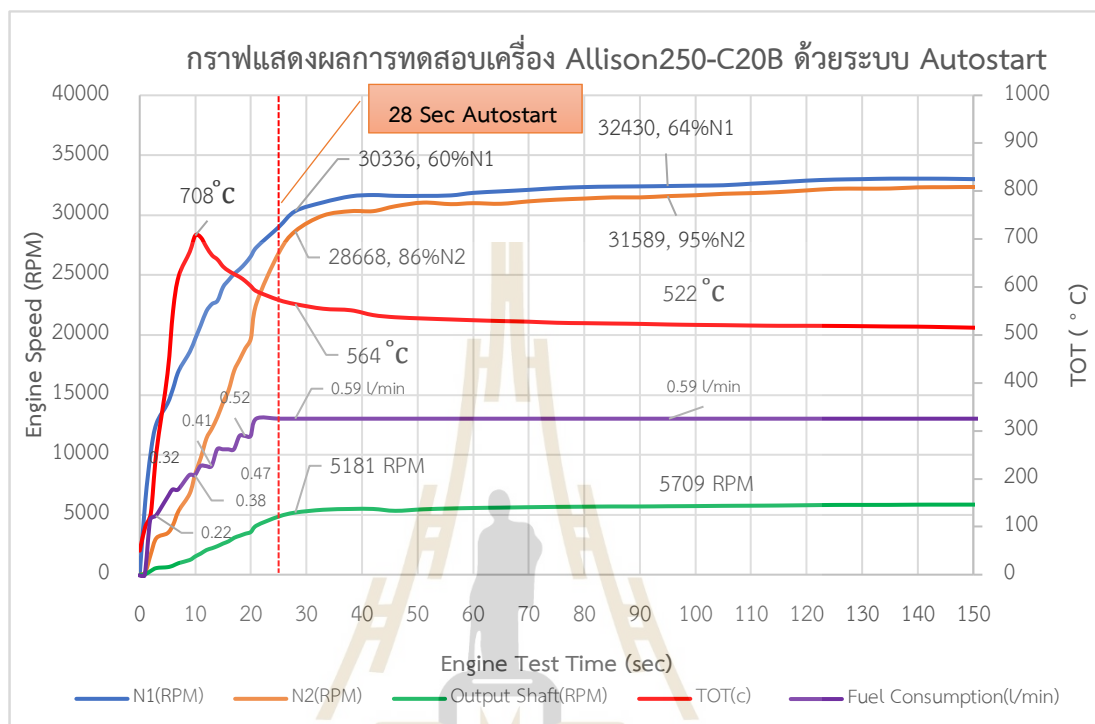


รูปที่ 4.8 กราฟแสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยการทดสอบค่า PWM กับ Speed Dynamometer

4.3 ทดสอบการสตาร์ทเครื่องยนต์อัตโนมัติ

เนื่องด้วยการสตาร์ทเครื่องยนต์ด้วยระบบเดิมมีความซับซ้อนในการสตาร์ททำให้มีระยะเวลาการสตาร์ทค่อนข้างนาน จึงทำการพัฒนาระบบการสตาร์ทเป็นแบบอัตโนมัติเพื่อต้องการลดระยะเวลา ความสะดวกในการสตาร์ทเครื่องยนต์ หลักการทำงานของเครื่องสตาร์ทเครื่องยนต์อัตโนมัติทำงานได้โดยการกำหนดค่า PWM ในการจ่ายเชื้อเพลิงไปยังเครื่องยนต์ โดยใช้เงื่อนไข เมื่อเริ่มสตาร์ทเครื่องวัดความเร็วรอบ N1 จะแสดงความเร็วรอบขณะนั้น ในแต่ละความเร็วรอบจะทำการสร้างเงื่อนไขในการจ่ายเชื้อเพลิงโดยการกำหนดค่า PWM ผ่านระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ เช่น ที่ความเร็วรอบ 12-15%N1 ให้เริ่มการฉีดเชื้อเพลิง ด้วยการป้อนค่า PWM =42, 16-20%N1 ป้อนค่า PWM=44 จนมีความเร็วรอบ 59%N1 (Idle = 59-65%N1) และอุณหภูมิ TOT ไม่เกิน 810°C เหตุผลที่ค่า PWM เริ่มที่ 42 คือ เป็นค่าต่ำสุดที่มอเตอร์สามารถหมุนปั๊มเชื้อเพลิงให้หัวฉีดทำงานได้ ผลการทดสอบแสดงดังรูปที่ 4.9 กราฟแสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยระบบ Auto-start แสดงให้เห็นว่า การสตาร์ทเครื่องยนต์ด้วยระบบอัตโนมัติให้เครื่องยนต์ทำงานได้ที่รอบเดินเบาสามารถทำงานได้อย่างปกติภายในระยะเวลา 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



รูปที่ 4.9 กราฟแสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยระบบ Auto-start

ได้ทำการเปรียบเทียบการสตาร์ทด้วยระบบเดิมกับการสตาร์ทอัตโนมัติแสดงดังตารางที่ 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/นาที เนื่องจากระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ (ใหม่) สามารถควบคุมการจ่ายเชื้อเพลิงได้คงที่

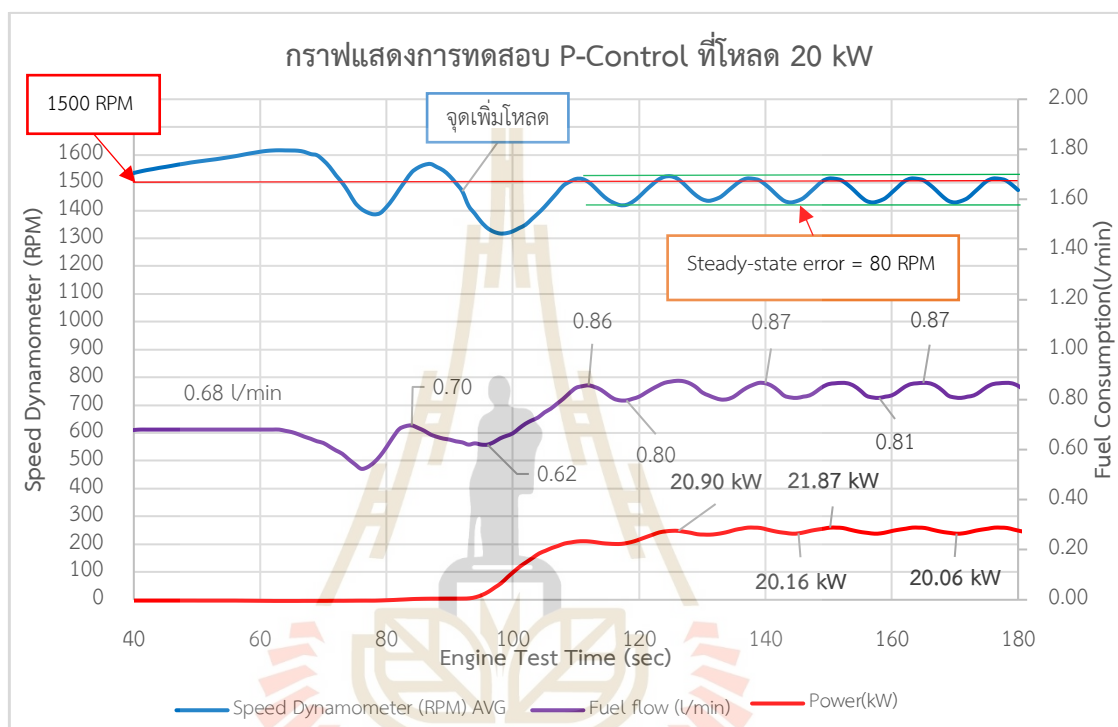
ตารางที่ 4.3 เปรียบเทียบผลการสตาร์ทเครื่องยนต์ Allison250 -C20B ด้วยระบบเชื้อเพลิงเดิม กับ ระบบ Autostart

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

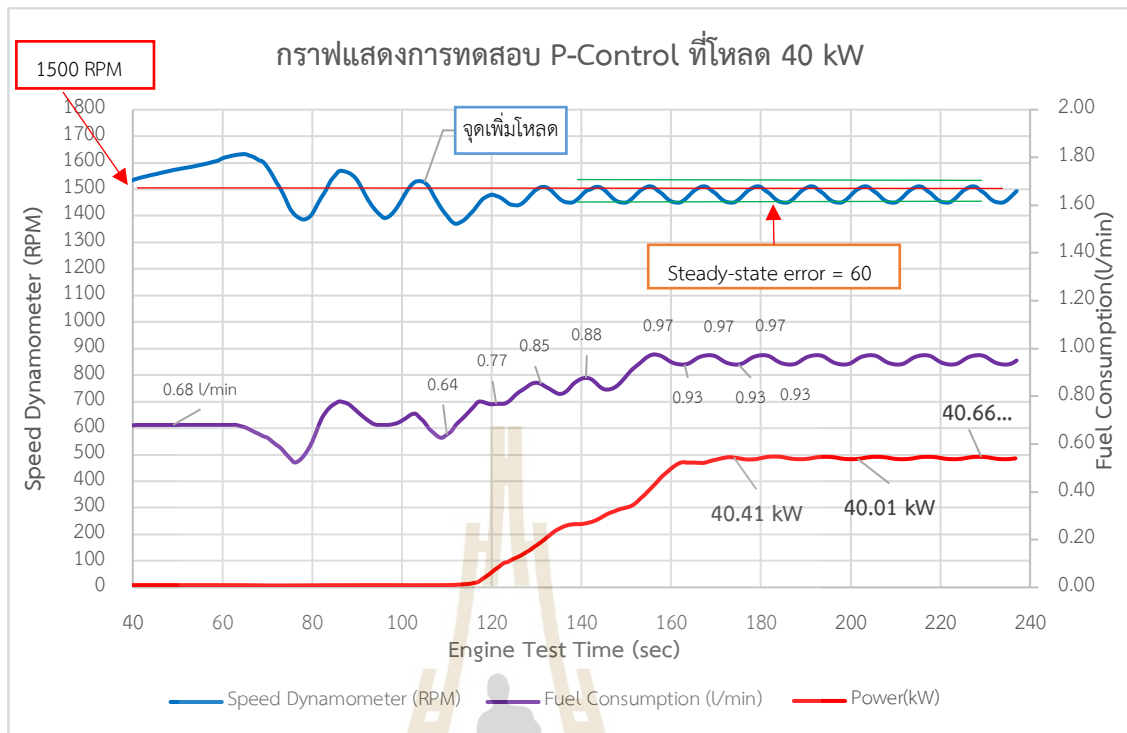
ระบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าต้องการความเร็วในการขับด้วยความเร็วรอบคงที่ เครื่องกำเนิดไฟฟ้าทั่วไป ใช้ความเร็วรอบในการขับในช่วง 1,500-1,800 RPM งานวิจัยนี้จึงต้องควบคุมความเร็วให้คงที่ โดยควบคุมความเร็วรอบที่ 1,500 RPM ด้วยหลักการของ PID Controller ,Setpoint คือ ค่าความเร็วรอบที่เราต้องการควบคุมให้คงที่ Steady-state error คือ ค่าความคลาดเคลื่อนคงที่ของระบบควบคุม หลักการควบคุม คือ เมื่อความเร็วรอบต่ำกว่า Setpoint จะทำการเพิ่มปริมาณเชื้อเพลิงขึ้นจนกว่าจะถึงค่า Setpoint ในทางกลับกันถ้า ความเร็วมากกว่า Setpoint จะทำการลดปริมาณเชื้อเพลิงลงจนกว่าจะถึงค่า Setpoint การทดสอบเมื่อความเร็วรอบคงที่ที่ Setpoint แล้ว จะทำการเพิ่มโหลดจะสังเกตเห็นว่าความเร็วรอบลดลงในช่วงแรก ระบบควบคุมก็จะทำการเพิ่มปริมาณเชื้อเพลิงขึ้นเพื่อควบคุมความเร็วรอบให้คงที่ ทำการเขียนเงื่อนไขดังกล่าวไว้ในชุดระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ ลักษณะการอ่านกราฟจากซ้ายไปขวา แกน X คือเวลาการทดสอบ (Engine Test time) หน่วยเป็น วินาที แกน Y (ซ้าย) คือ ความเร็วที่วัดได้จากไดนาโมมิเตอร์ (Speed Dynamometer) หน่วยเป็น รอบ/นาที (RPM) Y (ขวา) คือ อัตราบริโภคเชื้อเพลิง (Fuel consumption) หน่วยเป็น ลิตร/นาที(L/min) ช่วงเวลาที่ 0-90 เป็นช่วงที่ยังไม่มีการทดสอบโหลด หลังจากวินาทีที่ 90 เริ่มการจำลองโหลดไปเรื่อยๆจนกว่าจะได้กำลังที่ต้องการทดสอบ ผลการทดสอบแสดงดังรูปที่ 4.10 กราฟแสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิง

ด้วยหลักการ 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 %



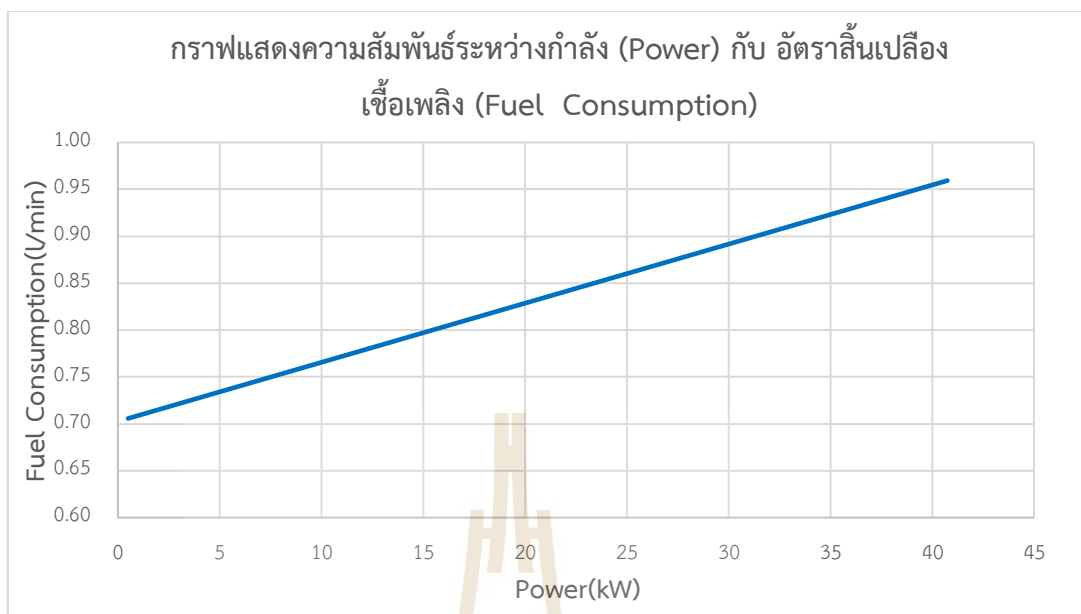
รูปที่ 4.10 กราฟแสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงด้วยหลักการ P-Controller ที่โหลด 20 kW

เพื่อยืนยันว่าระบบควบคุมความเร็วรอบด้วยหลักการ P-Controller สามารถควบคุมความเร็วรอบในสภาวะโหลดต่าง ๆ ได้ จึงสร้างการทดสอบโหลดทั้ง 20 kW และ 40 kW เพื่อยืนยันระบบควบคุมที่พัฒนาขึ้น ผลการทดสอบแสดงดังรูปที่ 4.11 กราฟแสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงด้วยหลักการ P-Controller ที่โหลด 50 kVA (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 % งานวิจัยนี้สามารถควบคุมความเร็วรอบที่สภาวะโหลดต่าง ๆ ได้



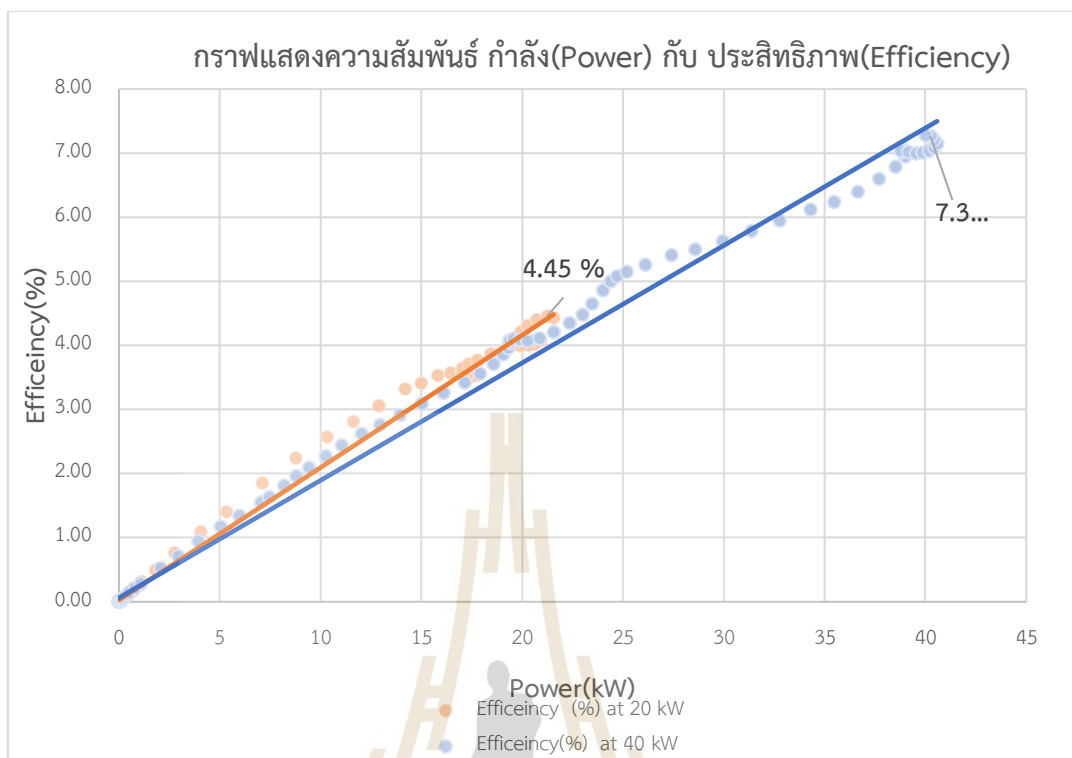
รูปที่ 4.11 กราฟแสดงการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงด้วยหลักการ P-Controller ที่โหลด 50 kVA (40 kW)

เมื่อเทียบกำลังที่ได้จากเครื่องยนต์กับอัตราบริโภคเชื้อเพลิง กำลังมีความสัมพันธ์กับปริมาณเชื้อเพลิง เมื่อทดสอบภาระโหลดเพิ่มขึ้นปริมาณเชื้อเพลิงเพิ่มขึ้นตามมีความสัมพันธ์เป็นเชิงเส้น โดยนำผลจากการทดสอบด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงด้วยหลักการ P-Controller ที่โหลด 50 kVA (40 kW) เป็นที่มาของผลการทดสอบแสดงดังรูปที่ 4.12 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างกำลัง (Power) กับ อัตราสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง (Fuel Consumption)



รูปที่ 4.12 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างกำลัง (Power) กับ อัตราสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง (Fuel Consumption)

จากการทดสอบเครื่องยนต์ Allison250-C20B ด้วยระบบควบคุมเชื้อเพลิงด้วยหลักการ P-Controller ที่โหลดต่าง ๆ เมื่อพิจารณาประสิทธิภาพของเครื่องยนต์แสดงดังรูปที่ 4.13 กราฟแสดงความสัมพันธ์ กำลัง (Power) กับ ประสิทธิภาพ (Efficeincy) ลักษณะการอ่านกราฟจากซ้ายไปขวา แกน X คือ กำลังที่ทำการทดสอบ (Power) หน่วยเป็น kW แกน Y คือ ประสิทธิภาพ (Efficeincy) เป็นเปอร์เซ็นต์ การทดสอบนี้ที่กำลังสูงสุด คือ 50 kVA (40 kW) ได้ประสิทธิภาพ คือ 7.3% เมื่อพิจารณาความสัมพันธ์เป็นแบบเชิงเส้นจากข้อมูลกราฟ เห็นได้ว่าเมื่อกำลังสูงขึ้น ประสิทธิภาพก็เพิ่มมากขึ้น



รูปที่ 4.13 กราฟแสดงความสัมพันธ์ กำลัง (Power) กับ ประสิทธิภาพ (Efficiency)

ประสิทธิภาพของเครื่องยนต์ตามสเปค สามารถหาได้จากตารางที่ 2.2 ประสิทธิภาพของเครื่องยนต์ Allison 250-C20B คิดที่ กำลังสูงสุด 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), เมื่อนำมาหาประสิทธิภาพของเครื่องยนต์เดิม จากสมการ 2-6 ได้เท่ากับ 22 % วิธีการคำนวณได้จากภาคผนวกข้อที่ 2 จากงานวิจัยนี้ เครื่องยนต์สามารถมีประสิทธิภาพมากกว่า 7.3 % เมื่อมีการทดสอบกำลังมากขึ้น

บทที่ 5

สรุปผลการทดลอง

เครื่องยนต์ Allison250-C20B ได้ทำการบูรณะสามารถใช้งานได้อย่างสมบูรณ์เนื่องจาก ค่าตัวแปรต่าง ๆ เป็นไปตามคู่มือ ทดสอบเครื่องยนต์ด้วยการจำลองโหลดด้วย Dynamometer ค่า Torque เท่ากับ 311.66 N.m, Power เท่ากับ 49.38 kW ที่ 1,514 RPM

ระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์สามารถนำมาใช้กับเครื่องยนต์ Allison250-C20B ได้ โดยการควบคุมปริมาณเชื้อเพลิงด้วยการเพิ่ม-ลด ปริมาณแรงดันทางไฟฟ้าโดยส่งการด้วยค่า 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 ที่ความเร็วรอบต่าง ๆ ได้

การทดสอบเครื่องยนต์ด้วยการควบคุมความเร็วรอบของเครื่องยนต์ ด้วยหลักการของ PID Control (P Control) สามารถควบคุมความเร็วรอบให้คงที่ 1,500 RPM และสามารถประยุกต์ใช้กับ เครื่องกำเนิดไฟฟ้าจริงได้ (ความเร็วรอบการทำงานของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าทั่วไป อยู่ในช่วง 1,500-1,800 RPM)

การสตาร์ทเครื่องยนต์ Allison250-C20B อัตโนมัติ เครื่องยนต์สามารถทำงานได้อย่างสมบูรณ์มีระยะเวลาในการสตาร์ทเครื่องยนต์เหลือเพียง 28 วินาที (ระบบเดิมระยะเวลา 60 วินาที) สามารถลดระยะเวลาได้ถึง 53.33%

เครื่องยนต์สามารถใช้ระบบเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ได้อย่างสมบูรณ์โดยค่าพารามิเตอร์ที่สำคัญอยู่ในเกณฑ์และสามารถลดระยะเวลาสตาร์ทเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์จ Allison 250- C20B ได้

ข้อเสนอแนะ

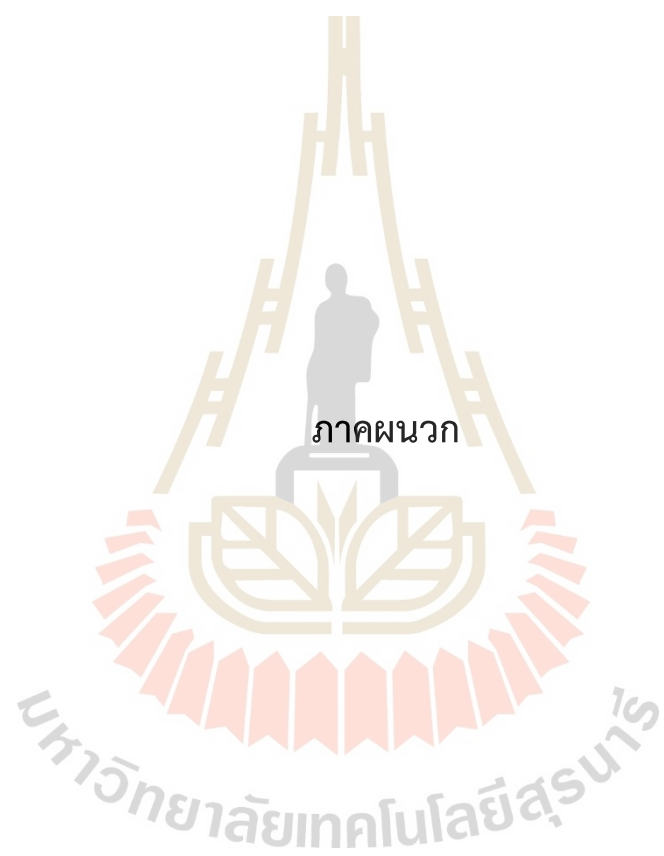
เนื่องจากงานวิจัยมีขอบเขตการทดสอบเครื่องยนต์ ไม่เกิน 50 kVA ประสิทธิภาพที่ได้ยังไม่ มากเท่าที่ควร เพื่อให้ได้ผลการทดลองที่แม่นยำขึ้น จำเป็นจะต้องมีการทดลองเพิ่มเติมในระดับกำลัง สูงสุดของเครื่องยนต์และทดลองซ้ำเพื่อยืนยันผล

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 an NOx releases. *International Renewable Energy Congress IREC*, 5.
7. ยุทธชัย ศิลปะวิจารณ์.(2009). ไตนาโมมิเตอร์สำหรับระบบทดสอบมอเตอร์และเครื่องยนต์. 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 ถึงได้วัดการไหลได้แม่นยำ?. สืบค้นจาก <https://mall.factomart.com/principle-flow-meter/>

13. Nuttapon. (2020). Speed control DC motor and rotary encoder with PID Control
สืบค้นจาก <https://www.electronicdna.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





ภาคผนวก

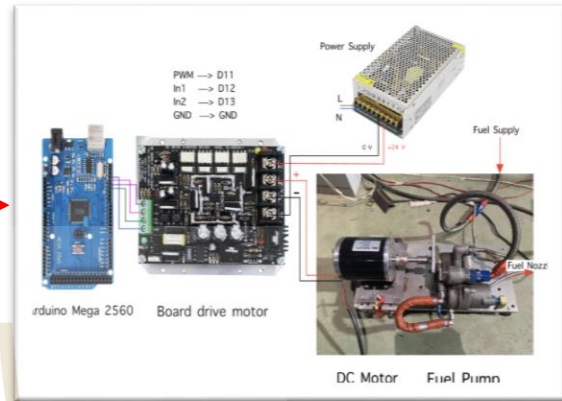
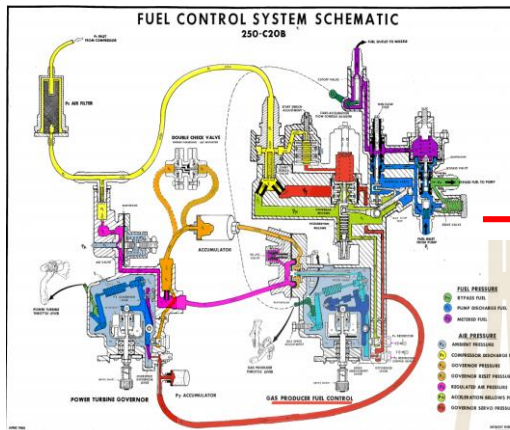
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

1. แผนผังสรุปรงานวิจัย

ระบบแบบกลไก (แบบเดิม)



ระบบควบคุมเชื้อเพลิงอิเล็กทรอนิกส์ (แบบใหม่)



รูปที่ 2.21 แผนผังระบบควบคุมเชื้อเพลิง (250-C20B) (ที่มา: Allison Company, 1996)[4]

รูปที่ 3.18 แผนผังการต่อวงจรอิเล็กทรอนิกส์ควบคุมปริมาณเชื้อเพลิง

สตาร์ทเครื่องยนต์แบบเดิม (Manual Start) ใช้เวลา 60 วินาที



สตาร์ทเครื่องยนต์แบบอัตโนมัติ (Autostart) ใช้เวลา 28 วินาที

2. ประสิทธิภาพของเครื่องยนต์เดิมตามสเปค สามารถหาได้จากสมการ (2.6)

$$\eta_{NET} = \frac{W_{NET}}{Q_{in}} \tag{2.6}$$

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

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

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

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

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

$$\eta_c = 98\%$$

ประวัติผู้เขียน

นายธัญกรณ์ ไชยเมือง เกิดเมื่อวันที่ 14 กรกฎาคม พ.ศ. 2534 ณ อำเภอเมือง จังหวัดพะเยา สำเร็จการศึกษาระดับชั้นมัธยมศึกษาที่โรงเรียนพะเยาพิทยาคม จังหวัดพะเยา เมื่อ พ.ศ. 2552 ระดับปริญญาตรีที่มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี สาขาวิชาวิศวกรรมอากาศยาน สำเร็จการศึกษาเมื่อ พ.ศ. 2557 และทำงานในตำแหน่งวิศวกรซ่อมบำรุงอากาศยาน ที่โรงเรียนการบินกรุงเทพ (บางกอกเอวิเอชันเซ็นเตอร์ จำกัด) จนถึง พ.ศ. 2563 ต่อมาได้มาทำงานในตำแหน่งวิศวกรประจำหลักสูตร วิศวกรรมซ่อมบำรุงอากาศยาน สถาบันอุตสาหกรรมการบินแห่ง มทร.อีสาน เมื่อ พ.ศ. 2563 ขณะทำงานได้ศึกษาต่อระดับปริญญาโท สาขาวิชาวิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี เมื่อ พ.ศ. 2563



มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี