การสร้างและทดสอบสมรรถนะต้นแบบเครื่องยนต์อัดอากาศระบบเชื้อเพลิงก๊าซ LPG เพื่อประยุกต์ใช้เป็นสื่อการสอน

อธิพงศ์ พิสมัย[1], อดิศร นพรุจิกุล[1*], กฤศยพัฒน์ ชูจันทร์ภรสกุล[1], บรรยวัสถ์ สินทรัพย์[1], จิตรานุช แก้วประชา[1] เอกลักษณ์ อิสระมโนรส[2]

[1] คณะเทคโนโลยี สถาบันเทคโนโลยียานยนต์มหาชัย
[2]สถาบันวิจัยและพัฒนาอัญมณีและเครื่องประดับแห่งชาติ

[*]ที่อยู่ E-mail: adisonnop221@gmail.com

บทคัดย่อ

งานวิจัยครั้งนี้ได้กล่าวถึงการออกแบบและสร้างเครื่องยนต์อัดอากาศ (turbojet) ขนาดเล็กซึ่งเป็นแบบควบคุมด้วยมือ (manual) และใช้เชื้อเพลิงเป็นก๊าซ LPG ในการจุดระเบิดหัวเทียน เพื่อนำไปประยุกต์ใช้เป็นชุดสาธิตในการศึกษาโครงสร้างและหลักการทำงานของเครื่องยนต์อัดอากาศซึ่งมีซึ่งมีราคาถูกกว่าชุดสาธิตเครื่องยนต์อัดอากาศที่ต้องมีการนำเข้าจากต่างประเทศและมีราคาที่สูง โดยในขั้นตอนการออกแบบได้ใช้ชิ้นส่วน เทอร์โบชาร์จของรถยนต์รุ่น Rb25 ยี่ห้อนิสสันที่มีใบคอมเพรสเซอร์ชนิด Mixed flow และใบพัดเทอร์ไบน์ชนิด Radial–inflow เป็นชิ้นส่วนในการออกแบบ เมื่อทดสอบสมรรถนะโดยใช้ก๊าซ LPG เป็นเชื้อเพลิงในการจุดระเบิด พบว่าแรงขับดัน (static thrust) มีค่าเท่ากับ 5.5 kgf, ความเร็วรอบสูงสุดที่ 26,300 rpm ที่อุณหภูมิของเครื่องยนต์โดยเฉลี่ยอยู่ที่ 695–759 ˚c

คำสำคัญ: เครื่องยนต์อัดอากาศ, การทดสอบสมรรถนะเครื่องยนต์, แรงขับดัน, ความเร็วรอบเครื่องยนต์, อุณหภูมิไอเสีย

The construction and testing of a prototype of Turbo jet engine for LPG fuel system to be used as a teaching media

Atiphong Phissamai [1], Adison Nopparuchikun [1*], Krisayapat Chujanpornsakul [1], Banyawat Sinsap [1], Jitranuch Kaewprach [1] and Ekkalak Issaramanoros [2]

1 Faculty of Technology Mahachai Institute of Automotive Technology
2 The Gem and Jewelry Institute of Thailand

* email: *adisonnop221@gmail.com*

Abstract

This research describes the design and construction of a small turbojet engine that is manual control and uses LPG as fuel to ignite spark plugs. To be used as a demonstration set to study the structure and working principle of compressed air engines, which are cheaper than the demonstration sets of compressed air engines that have been imported from foreign countries and are at a high price. In which the design process uses parts the turbocharger of Nissan Rb25 with Mixed flow compressor blades and Radial – inflow turbine blades are the design parts. When testing the performance by using LPG gas as fuel for ignition found that the Static thrust is equal to 5.5 kgf, maximum speed at 26,300 rpm at the average engine temperature is 695–759˚c.

Keywords: turbo jet engine, engine performance testing, static thrust, engine speed, exhaust temperature

1. บทนำ

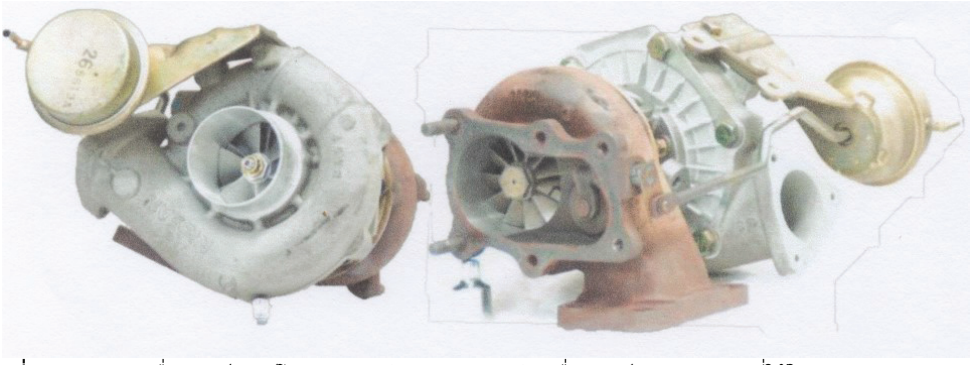
จากแนวโน้มการเติบโตของอุตสาหกรรมยานยนต์ที่เพิ่มขึ้นในทุก ๆ ปีส่งผลให้บุคลากรที่มีความรู้ที่เกี่ยวข้องในด้านเครื่องกลและยานยนต์นั้นเป็นที่ต้องการเพิ่มมากขึ้นด้วยเช่นกัน (สำนักงานปลัดกระทรวงอุตสาหกรรม:2557) ดังนั้นสถาบันการศึกษาหลายแห่งจึงได้มีการเปิดสอนหลักสูตรฝึกสอน และให้ความรู้เฉพาะด้านยานยนต์เพื่อตอบสนองความต้องการของตลาดแรงงาน แต่เนื่องด้วยในสาขาวิชาดังกล่าวนี้มีความจำเป็นที่จะต้องใช้อุปกรณ์และชุดสาธิตซึ่งมีราคาสูงและอาจจำเป็นต้องมีการนำเข้าในบางชิ้นจึงส่งผลให้เกิดข้อจำกัดของการเรียนการสอน

เครื่องยนต์อัดอากาศ (turbojet) เป็นเครื่องยนต์ที่อาศัยหลักการของแรงปฏิกิริยาที่เกิดจากการอัดอากาศภายในท่อแล้วส่งไปยังใบพัดเพื่อส่งแรงขับออกไปทางด้านหน้า (K. Hunecke: 2003) ซึ่งเป็นที่น่าสนใจอย่างยิ่งในการนำมาประกอบการศึกษาเกี่ยวพื้นฐานการทำงานของเครื่องยนต์นอกเหนือจากเครื่องยนต์ประเภทเบนซินและดีเซลที่ใช้ในปัจจุบัน แต่เนื่องด้วยเป็นเทคโนโลยีต้องที่มีการนำเข้าจากต่างประเทศและมีราคาที่สูงรวมถึงยังต้องใช้เชื้อเพลิงเฉพาะซึ่งไม่มีความสะดวกในการศึกษา

ในงานวิจัยครั้งนี้จึงมีความสนใจที่จะสร้างต้นแบบของเครื่องยนต์อัดอากาศมาใช้เป็นอุปกรณ์สาธิตประกอบการสอนให้แก่นักศึกษาคณะเทคโนโลยีสาขาวิชาเทคโนโลยียานยนต์สถาบันเทคโนโลยียานยนต์มหาชัย เพื่อเป็นการลดต้นทุนในการนำเข้าและสามารถปรับเปลี่ยนเชื้อเพลิงเองได้ตามความเหมาะสม นอกจากนี้ยังได้มีการตรวจสอบสรรถนะของเครื่องยนต์อัดอากาศที่สร้างขึ้นได้แก่ แรงขับดัน, ความเร็วรอบและอุณหภูมิของเครื่องยนต์อัดอากาศโดยใช้ก๊าซ LPG เป็นเชื้อเพลิงในการทดสอบ

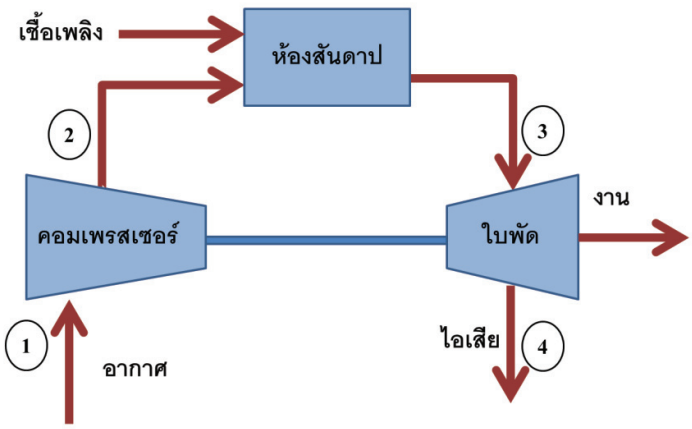
2. การออกแบบและการประกอบ

ในการออกแบบชุดสาธิตเครื่องยนต์อัดอากาศที่สามารถทำงานได้จริงนั้นต้องมีความสามารถในการทนทานต่ออุณหภูมิที่สูงมาก ๆ ได้และต้องมีการเคลื่อนไหวที่ไหลลื่นตลอดเวลา และเพื่อให้เป็นการลดต้นทุนในการสร้างจึงได้มีการนำเอาเครื่องยนต์เทอร์โบจากรถยนต์ยี่ห้อนิสสัน รุ่น skyline รหัสเครื่องยนต์ RB 25 det มาประยุกต์ใช้เป็นส่วนขับเคลื่อนหลัก และส่วนชุดกังหันของชุดสาธิตเครื่องยนต์อัดอากาศชุดนี้



ภาพที่ 1 แสดงชุดเครื่องยนต์เทอร์โบ Nissan รุ่น skyline รหัสเครื่องยนต์ RB 25 det ที่ใช้ในการทดลอง

การออกแบบส่วนห้องสันดาป (combustion chamber) นั้นมีความจำเป็นอย่างมากที่จะต้องมีสมบัติในการทนทานต่อความร้อนสูง จึงได้มีการเลือกใช้เหล็กกล้าไร้สนิมชนิด 304 (stainless steel 304) ที่มีความทนทานต่อการกัดกร่อนและทนความร้อนได้สูง โดยมีความหนาแน่น 7,900 kg/m^3 และสามารถในการทนทานต่อการเผาไหม้ 870 ˚c (ชานันชัยสุข: 2550)



ภาพที่ 2 แสดงแผนผังหลักการทำงานของเครื่องยนต์ใบพัดแก๊สแบบระบบเปิด

โดยเงื่อนไขจำเพาะในการออกแบบของสภาวะแวดล้อมได้กำหนดเงื่อนไขเบื้องต้นเพื่อนำไปใช้ในการวิเคราะห์และคำนวณขนาดและความเร็วของใบพัดคอมเพรสเซอร์ภายใต้เงื่อนไขของหลักการทำงานของเครื่องยนต์ใบพัดแก๊สแบบระบบเปิด (B. Zohuri และ P. McDaniel:2018) ดังแผนผังที่แสดงในภาพที่ 2 โดยจะพิจารณาในช่วงที่ 1 และ 2 ซึ่งเป็นช่วงก่อนที่อากาศจะเข้าไปยังครีบกระจายอากาศผ่านสมการ (J. Large และ A. Pesyridis:2019)

$$v_{in} = \frac{\pi D_{in} N}{60} \tag{1}$$

เมื่อ v_{in} , D_{in} และ N คือ ความเร็วของใบพัดคอมเพรสเซอร์ขาเข้า ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของใบพัดคอมเพรสเซอร์ขาเข้า และ ความเร็วรอบของใบพัดคอมเพรสเซอร์ขาเข้า ตามลำดับ โดยจากการคำนวณนี้ส่งผลให้การออกแบบขนาดของใบพัดคอมเพรสเซอร์ขาเข้าเท่ากับ 56 mm ที่ความเร็วของใบพัดคอมเพรสเซอร์ขาเข้าเป็น 295.83 m/s

ในขณะเดียวกันความเร็วและขนาดของใบพัดคอมเพรสเซอร์ขาออกก็จะสามารถคำนวณได้จากสมการ (J. Large และ A. Pesyridis:2019)

$$v_{out} = \frac{\pi D_{out} N}{60} \tag{2}$$

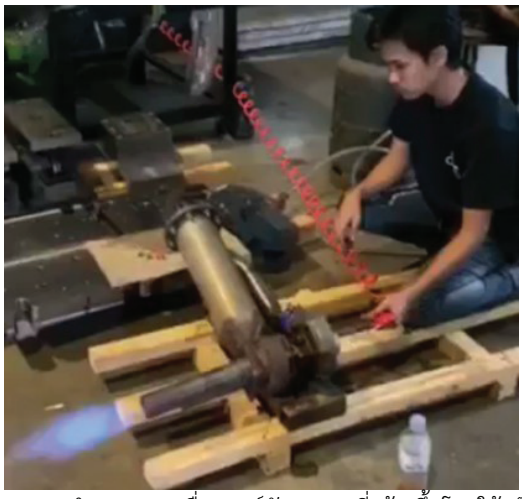
เมื่อ v_{out} , D_{out} และ N คือ ความเร็วของใบพัดคอมเพรสเซอร์ขาออก ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของใบพัดคอมเพรสเซอร์ขาออก และ ความเร็วรอบของใบพัดคอมเพรสเซอร์ขาออก ตามลำดับ โดยจากการคำนวณนี้ส่งผลให้การออกแบบขนาดของใบพัดคอมเพรสเซอร์ขาออกเท่ากับ 75 mm ที่ความเร็วของใบพัดคอมเพรสเซอร์ขาออกเป็น 392.67 m/s

ภาพที่ 3 แสดงเครื่องยนต์อัดอากาศที่ประกอบแล้วตามหลักการและผลการคำนวณ

และหลังจากที่คำนวณออกแบบชิ้นส่วนตามทฤษฎีแล้วก็ได้เริ่มเขียนแบบแปลนของห้องเผาไหม้และชิ้นส่วนต่าง ๆ ตามผลการคำนวณ เพื่อนำไปขึ้นรูปและเชื่อมต่อกันดังที่แสดงในภาพที่ 3

3. ผลการทดลองและการอภิปรายผล

เครื่องยนต์อัดอากาศที่ได้รับการออกแบบและสร้างเสร็จสมบูรณ์แล้วดังที่แสดงในภาพที่ 4 โดยในส่วนของท่อส่งอากาศจะทำหน้าที่ส่งอากาศไปยังห้องเผาไหม้ เพื่อทำการจุดระเบิดโดยมีอากาศและเชื้อเพลิงเป็นส่วนผสม

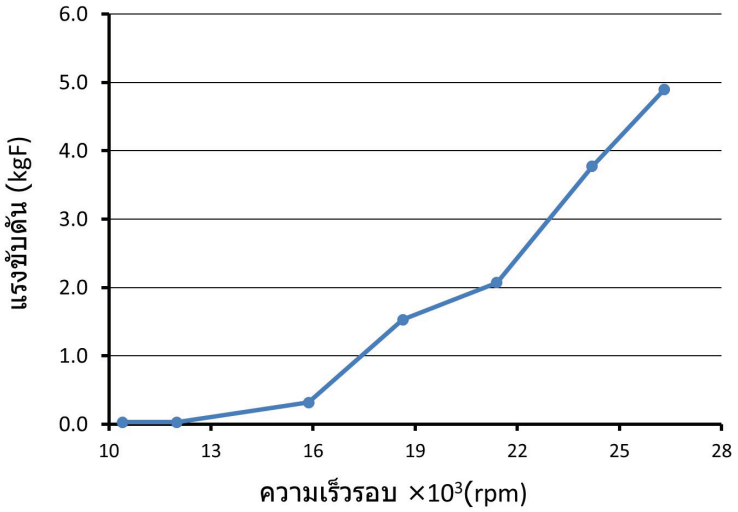


ภาพที่ 4 ภาพการทดสอบการทำงานของเครื่องยนต์อัดอากาศที่สร้างขึ้นโดยใช้แก๊ส LPG เป็นเชื้อเพลิง

เพื่อให้มั่นใจได้ว่าการออกแบบและสร้างชุดสาธิตเครื่องยนต์อัดอากาศสามารถใช้งานได้อย่างมีประสิทธิภาพจึงได้มีการสดสอบสมรรถนะ 4 ด้าน ได้แก่ ความเร็วรอบของเครื่องยนต์ แรงขับดัน อุณหภูมิไอเสีย และอัตราการเผาไหม้เชื้อเพลิง โดยใช้ก๊าซ LPG เป็นเชื้อเพลิง ซึ่งได้ผลการทดสอบดังนี้

1. ด้านความเร็วรอบของเครื่องยนต์อัดอากาศ พบว่ามีความเร็วรอบสูงสุดที่ทำได้เฉลี่ยเท่ากับ 26,300 rpm และความเร็วรอบต่ำสุดที่สามารถวัดได้คือประมาณ 10,000 rpm โดยเฉลี่ย ซึ่งอยู่ในเกณฑ์ขั้นต่ำของเครื่องยนต์อัดอากาศขนาดเล็กที่จะมีความเร็วรอบสูงสุดโดยเฉลี่ยอยู่ในช่วง 25,000 – 50,000 rpm

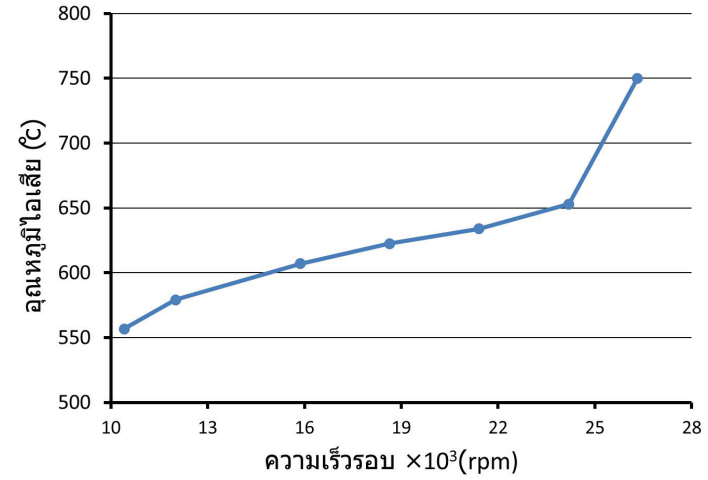
2. ด้านแรงขับดัน จากรูปที่ 5 แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วรอบและแรงขับดันของเครื่องยนต์อัดอากาศที่สร้างขึ้นโดยใช้ก๊าซ LPG เป็นเชื้อเพลิงพบว่า ในช่วงความเร็วรอบ 10,000 ถึง 16,000 rpm นั้นมีแรงขับดันที่ ต่ำมาก แต่เมื่อเครื่องยนต์ทำความเร็วรอบเพิ่มขึ้นเกิน 16,000 rpm จะเห็นได้ว่าแรงขับดันมีค่าเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็วจนถึงค่าความเร็วรอบสูงสุดที่ 26,000 rpm จะมีแรงขับดันเฉลี่ยเท่ากับ 4.9 kgf ทั้งนี้เนื่องจากเครื่องยนต์อัดอากาศนั้นจำเป็นต้องอาศัยการไหลของอากาศส่งแรงให้ใบพัดเทอร์ไบน์หมุนจนทำความเร็วรอบที่เหมาะสมค่าหนึ่งจึงจะสามารถทำงานและส่งแรงขับออกมาได้



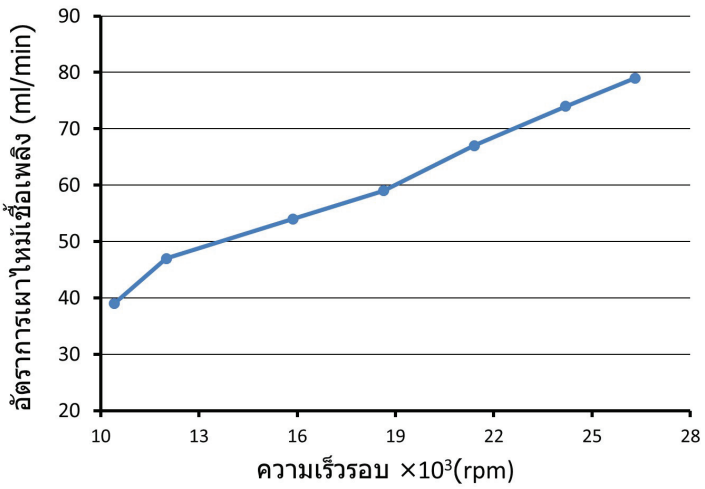
ภาพที่ 5 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วรอบและแรงขับดันของชุดสาธิตเครื่องยนต์อัดอากาศที่สร้างขึ้นโดยใช้ก๊าซ LPG เป็นเชื้อเพลิง

3. ด้านอุณหภูมิไอเสีย ตามที่แสดงในรูปที่ 6 พบว่าอุณหภูมิไอเสียเพิ่มขึ้นตามความเร็วรอบของเครื่องยนต์อัดอากาศ โดยอุณหภูมิสูงสุดเฉลี่ยอยู่ที่ประมาณ 750 °c ที่ความเร็วรอบ 26,300 rpm และมีอุณหภูมิเฉลี่ยต่ำสุดที่ 556 °c ที่ความเร็วรอบประมาณ 10,000 rpm โดยแนวโน้มการเพิ่มขึ้นของอุณหภูมิไอเสียนั้นจะเป็นในลักษณะที่เพิ่มขึ้นอย่างช้า ๆ และคงที่ แต่จะมีเพียงช่วงความเร็วรอบสูงสุดเท่านั้นที่เกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างมาก

4. ด้านอัตราการเผาไหม้เชื้อเพลิง พบว่ามีค่าเพิ่มขึ้นอย่างช้า ๆ ตามความเร็วรอบของเครื่องยนต์อัดอากาศที่เพิ่มขึ้นเช่นเดียวกับด้านอุณหภูมิไอเสีย โดยอัตราการเผาไหม้เชื้อเพลิงเฉลี่ยสูงสุดคือ 79 ml/min ที่ความเร็วรอบ 26300 rpm และมีค่าต่ำสุดประมาณ 39 ml/min ที่ความเร็วรอบประมาณ 10,000 rpm ตามลำดับ ดังที่แสดงให้เห็นในรูปที่ 7



ภาพที่ 6 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วรอบและอุณหภูมิไอเสียของชุดสาธิตเครื่องยนต์อัดอากาศที่สร้างขึ้นโดยใช้ก๊าซ LPG เป็นเชื้อเพลิง



ภาพที่ 7 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วรอบและอัตราการเผาไหม้เชื้อเพลิงของชุดสาธิตเครื่องยนต์อัดอากาศที่สร้างขึ้นโดยใช้ก๊าซ LPG เป็นเชื้อเพลิง

4. สรุปผลการวิจัย

การวิจัยครั้งนี้ได้ออกแบบสร้างและทดสอบสมรรถนะต้นแบบชุดสาธิตเครื่องยนต์อัดอากาศเพื่อประยุกต์ใช้เป็นสื่อการสอนซึ่งเป็นแบบควบคุมด้วยมือและใช้เชื้อเพลิงเป็นก๊าซ LPG ในการจุดระเบิดหัวเทียน จากการทดสอบสมรรถนะของชุดสาธิตเครื่องยนต์อัดอากาศพบว่าเครื่องยนต์อัดอากาศที่สร้างได้นั้นอยู่ในเกณฑ์ขั้นต่ำของเครื่องยนต์อัดอากาศขนาดเล็กโดยมีความเร็วของรอบเครื่องยนต์สูงสุดอยู่ที่ 26,300 rpm โดย ณ จุดนี้จะมีแรงขับดัน อุณหภูมิไอเสีย และอัตราการเผาไหม้เชื้อเพลิงโดยเฉลี่ยสูงสุดประมาณ 4.9 kgf, 750 °c และ 79 ml/min ตามลำดับ จากการสร้างชุดสาธิตเครื่องยนต์อัดอากาศระบบเชื้อเพลิง LPG เพื่อประยุกต์ใช้เป็นสื่อการสอนสามารถลดต้นทุนจากการสั่งซื้อและนำเข้าจากต่างประเทศได้เนื่องจากใช้ชิ้นส่วน เทอร์โบชาร์จของรถยนต์รุ่น Rb25 ยี่ห้อนิสสัน มาทดแทนได้ และในอนาคตมีความน่าสนใจอย่างยิ่งที่จะพัฒนารูปแบบของเครื่องยนต์อัดอากาศให้มีสมรรถนะที่สูงขึ้นรวมไปถึงการทดสอบสมรรถนะของเครื่องยนต์อัดอากาศเมื่อนำเชื้อเพลิงชนิดอื่นมาใช้ในการจุดระเบิดหัวเทียน

เอกสารอ้างอิง

"แผนยุทธศาสตร์กระทรวงอุตสาหกรรม พ.ศ. 2559-2564" สำนักงานปลัดกระทรวงอุตสาหกรรม (2557)

K. Hunecke (2003) Motorbooks International **Jet Engines Fundamentals of Theory, Design and Operation 6th**

ชานัน ชัยสุข (2550) สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล, มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ **การออกแบบและสร้างต้นแบบเครื่องยนต์เจ็ทขนาดเล็ก**

B. Zohuri, P. McDaniel (2018) Springer International Publishing **Combined Cycle Driven Efficiency for Next Generation Nuclear Power Plants**

J. Large and A. Pesyridis, (2019) Aerospace **Investigation of Micro Gas Turbine Systems for High Speed Long Loiter Tactical Unmanned Air Systems**