

การใช้เอทานอลกับเครื่องยนต์กังหันก๊าซ (ตัดแปลงจาก LPG)

Using Ethanol Fuel in Gas Turbine Engine



นาย กชกร อัจฉนาปรีรักษ์
นาย กุลธร ไชยนิลวงศ์
นาย ณรงค์ฤทธิ์ โชคชนะชัยสกุล

เลขหมู่.....
เลขทะเบียน 50149
วัน,เดือน,ปี 21 เม.ย. 2547

b.....
i.....

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต
ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล
คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ปีการศึกษา 2545

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การใช้เอทานอลกับเครื่องยนต์กังหันก๊าซ (ดัดแปลงจาก LPG)

Using Ethanol Fuel in Gas Turbine Engine



ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิทยาศาสตรบัณฑิต

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2545

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปริญญานิพนธ์ปีการศึกษา 2545

ภาควิชา วิศวกรรมเครื่องกล

คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง การใช้เอทานอลกับเครื่องยนต์กังหันก๊าซ (ดัดแปลงจาก LPG)

Using Ethanol Fuel in Gas Turbine Engine

ผู้จัดทำ

1. นาย กชกร อัชฌาบริรักษ์ รหัสประจำตัว 42010456
2. นาย กุลธร ไชยนิลวงส์ รหัสประจำตัว 42010464
3. นาย ณรงค์ฤทธิ์ ไชยชนะชัยสกุล รหัสประจำตัว 42010501



อาจารย์ที่ปรึกษา

(ผศ.ดร. จารุวัตร เจริญสุข)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การใช้เอธานอลกับเครื่องยนต์กังหันก๊าซ (ดัดแปลงจาก LPG)

นาย กชกร อัชฌาบริรักษ์ 42010456
นาย กุลธร ไชยนิลวงส์ 42010464
นาย ณรงค์ฤทธิ์ โสภชนะชัยสกุล 42010501
ผศ. ดร. จารุวัตร เจริญสุข อาจารย์ที่ปรึกษา
ปีการศึกษา 2545

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้เป็นการนำเสนอการพัฒนาห้องเผาไหม้ของเครื่องยนต์ Gas turbine ที่พัฒนาจาก Turbocharger โดยใช้เชื้อเพลิงที่ผลิตจากพืชผลทางการเกษตรและสามารถผลิตได้ภายในประเทศ จากที่ใช้เชื้อเพลิง Gas LPG มาเป็น Ethanol โดยในการออกแบบจะแบ่ง Chamber ออกเป็น 3 ส่วน คือ Primary Zone, Intermediate Zone และ Dilution Zone ซึ่งใช้หัวเทียนเป็นตัวจุดระเบิด สิ่งสำคัญในการควบคุมประสิทธิภาพการเผาไหม้ของ ห้องเผาไหม้ของเครื่องยนต์กังหันก๊าซก็คือ การเผาไหม้ภายในบริเวณ Primary Zone ต้องควบคุมให้มีอัตราส่วนผสมของอากาศและเชื้อเพลิงที่เหมาะสม ทั้งในสภาวะเริ่มจุดระเบิดและหลังจากการจุดระเบิดแล้ว ทำการหาประสิทธิภาพที่ได้จากเครื่องยนต์ Gas turbine โดยใช้เชื้อเพลิง Ethanol เปรียบเทียบกับงานวิจัยในอดีตที่ใช้เชื้อเพลิงจาก Gas LPG

นอกจากนี้ยังนำผลการทดลองที่ได้จากการคำนวณออกแบบห้องเผาไหม้ตามทฤษฎีการออกแบบอีกครั้งหนึ่ง เพื่อให้ได้ค่าที่เหมาะสมสำหรับห้องเผาไหม้รุ่นต่อไป



Optimum Design of Journal Bearing

Kotchakorn Atchabarirug

Kuntorn Chaininwong

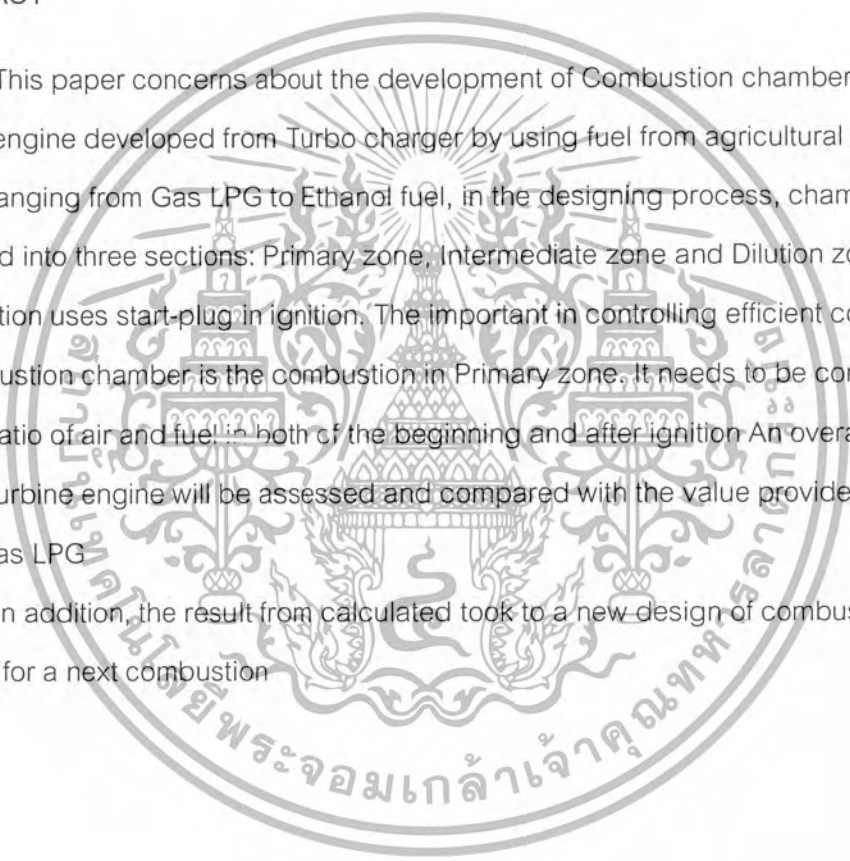
Narongrit Chckchanachaisakun

Assist.Prof. Dr.Jaruwat Charoensuk Advisor

ABSTRACT

This paper concerns about the development of Combustion chamber of gas turbine engine developed from Turbo charger by using fuel from agricultural products. After changing from Gas LPG to Ethanol fuel, in the designing process, chamber was classified into three sections: Primary zone, Intermediate zone and Dilution zone. In this combustion uses start-plug in ignition. The important in controlling efficient combustion of combustion chamber is the combustion in Primary zone. It needs to be controlled the proper ratio of air and fuel in both of the beginning and after ignition. An overall efficiency of Gas turbine engine will be assessed and compared with the value provided by those using Gas LPG.

In addition, the result from calculated took to a new design of combustion. It's a suitable for a next combustion.



กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้คงไม่อาจเสร็จได้ด้วยดี หากไม่ได้รับความช่วยเหลือ และร่วมมือจากหลาย ๆ ฝ่ายด้วยกัน บุคคลแรกที่ต้องกล่าวถึงเพราะเป็นส่วนสำคัญที่ทำให้วิทยานิพนธ์นี้เสร็จลงได้ ก็คือ อาจารย์ จารุวัตร เจริญสุข อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ที่ให้ความเอาใจใส่ แนะนำ และช่วยเหลือเสมอมา ซึ่งต้องขอขอบพระคุณเป็นอย่างมาก

ขอขอบพระคุณ อาจารย์ ธวัชชัย, พี่สน, ร้านโฮมสเตคเตอร์ ที่ให้คำปรึกษาด้านเทคนิค และต้องขอขอบพระคุณบุคคลสำคัญที่สุดที่ทำให้ข้าพเจ้ามีวันนี้ ก็คือ บิดา มารดา อันเป็นที่เคารพรักยิ่ง ซึ่งได้เลี้ยงดูผู้เขียนมาเป็นอย่างดี พร้อมทั้งให้โอกาสในการศึกษาอย่างเต็มที่ และยังให้กำลังใจ เอาใจใส่เสมอมา ในทุก ๆ ด้านอันหาที่เปรียบมิได้ ข้าพเจ้าขอระลึกในพระคุณอันสุดประมาณ และขอกราบขอบพระคุณมา ณ ที่นี้

นาย กชกร อัคราบริรักษ์
นาย กุศลกร ไชยนิลวงค์
นาย ณรงค์ฤทธิ์ โชคชนะชัยสกุล



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ

	หน้าที่
บทคัดย่อภาษาไทย	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ	II
กิตติกรรมประกาศ	III
สารบัญ	IV
สารบัญตาราง	VII
สารบัญภาพ	VII
บทที่ 1 บทนำ	1
1.1 ความสำคัญและที่มา	1
1.1.1 ข้อดีของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ที่ดีกว่าเครื่องยนต์ใช้ลูกสูบ	1
1.1.2 ข้อเสียของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์	2
1.2 วัตถุประสงค์	2
1.3 ขอบเขตของโครงการ	2
1.4 วิธีการดำเนินงาน	2
บทที่ 2 เชื้อเพลิงและการเผาไหม้	4
2.1 กระบวนการเผาไหม้ทางทฤษฎีและที่แท้จริง	5
2.2 ปฏิกิริยาการสันดาปของเชื้อเพลิง	6
2.3 เชื้อเพลิง (Fuels)	7
2.4 คุณสมบัติของเอธานอล	7
2.5 การเผาไหม้ของเชื้อเพลิงเหลว	8
2.5.1 สมบัติของเชื้อเพลิงเหลว	8
2.5.2 การเผาไหม้ของเชื้อเพลิงเหลวในสภาวะหยุดนิ่งและมวลรวมของหยด	9
2.5.3 การฉีดพ่นของเหลวเป็นละออง	12
2.6 ระบบการเผาไหม้ในอุตสาหกรรม	15
2.7 ระบบเผาไหม้ของสเปรย์ในเตาเผาและหม้อไอน้ำ	22
บทที่ 3 เครื่องยนต์กังหันก๊าซ	27
3.1 หลักการทำงานของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ	27
3.2 วงจรกังหันก๊าซ (Gas Turbine Cycles)	27
3.2.1 วงจรเปิดชนิดโดยตรง (Direct Open Cycle)	28
3.2.2 วงจรเปิดชนิดโดยอ้อม (Indirect Open Cycle)	28

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.2.3	วัฏจักรปิดชนิดโดยตรง (Direct Closed Cycle)	28
3.2.4	วัฏจักรปิดชนิดโดยอ้อม (Indirect Closed Cycle)	29
3.3	วัฏจักรเบรตัน (Brayton's Cycle)	29
3.4	วัฏจักรทางทฤษฎี	31
3.5	วัฏจักรที่แท้จริง	35
3.6	การวัดและการคำนวณคุณสมบัติของของไหลที่ตำแหน่งต่างๆของเครื่องยนต์	39
3.7	การคำนวณหาประสิทธิภาพของเครื่องยนต์	42
3.7.1	ประสิทธิภาพไอเซนโทรปิกของการอัด	42
3.7.2	ประสิทธิภาพไอเซนโทรปิกของการขยายตัว	43
3.7.3	ประสิทธิภาพการเผาไหม้	43
บทที่ 4	ทฤษฎีอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamics)	45
4.1	บทนำ	45
4.2	ลักษณะการสูญเสียความดัน (Pressure Losses parameter)	45
4.3	ความสัมพันธ์ระหว่างขนาดและการสูญเสียความดัน	47
4.4	การไหลในท่อวงแหวน (Flow in Annulus)	49
4.4.1	มอดินัมเบอร์ ณ ตำแหน่งการไหลต่างๆและระบบพื้นที่การเผาไหม้	50
4.4.2	การไหลผ่านรูเสื่อชั้นใน (Flow through liner holes)	51
4.5	การแยกตัวของ การไหลในหัวฉีดเว้าออก (Separation of flow in divergent nozzle)	53
4.6	การกระจายอากาศที่ไหลเข้าห้องเผาไหม้ชั้นใน	54
บทที่ 5	การสร้างห้องเผาไหม้และการคำนวณ	57
5.1	การสร้างห้องเผาไหม้	57
5.2	การคำนวณห้องเผาไหม้	59
5.2.1	การคำนวณขนาดเสื่อชั้นนอก: A_{se}	60
5.2.2	การคำนวณหาขนาดเสื่อใน: A_i	60
5.2.3	การคำนวณหาขนาดรูที่อากาศไหลผ่านในช่วง Primary Zone	61
5.2.4	การคำนวณหาขนาดของรูที่อากาศไหลผ่านในช่วง Intermediate Zone	62
5.2.5	การคำนวณหาขนาดของรูที่อากาศไหลผ่านในช่วง Dilution Zone	63
5.3	เสื่อชั้นนอก (Casing)	64
5.4	เสื่อชั้นใน (Liner)	64
5.5	หัวฉีดเชื้อเพลิง (Fuel Injection)	64
5.6	หัวเทียน (Glow plug)	65

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5.7 การติดตั้งเทอร์โบชาร์จเจอร์บนฐานยึด	65
5.8 วัสดุที่ใช้ทำห้องเผาไหม้	65
5.9 เชื้อเพลิง	65
5.10 เครื่องมือวัด	65
5.11 ความปลอดภัย	66
5.12 การปรับปรุงห้องเผาไหม้	66
บทที่ 6 การทดลองและผลการทดลอง	67
6.1 ขั้นตอนการ OPERATE เครื่อง GAS TURBINE ENGINE	67
6.2 ผลการทดลอง	68
6.3 สรุปผลการทดลอง	76
6.4 วิเคราะห์ผลการทดลอง	77
6.5 การคำนวณหาประสิทธิภาพของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์	77
6.6 รูปจากผลการทดลอง	78
บทที่ 7 แนวทางการพัฒนาห้องเผาไหม้	82
7.1 แนวทางในการพัฒนา (การคำนวณห้องเผาไหม้)	82
7.2 การคำนวณขนาดเสื้อชั้นนอก: A_{ref}	82
7.3 การคำนวณหาขนาดเสื้อใน: A_i	83
7.4 การคำนวณหาขนาดรูที่อากาศไหลผ่านในช่วง Primary Zone	83
7.5 การคำนวณหาขนาดของรูที่อากาศไหลผ่านในช่วง Intermediate Zone	84
7.6 การคำนวณหาขนาดของรูที่อากาศไหลผ่านในช่วง Dilution Zone	85
ภาคผนวก	
บรรณานุกรม	



สารบัญตาราง

ตารางที่ 1 คุณสมบัติต่าง ๆ ของ Ethanol (C_2H_5OH)	7
ตารางที่ 4.1 แสดงการสูญเสียความดันในห้องเผาไหม้ในทางปฏิบัติ	47



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญญภาพ

รูปที่ 2.1 ความสัมพันธ์ระหว่างความหนืดของน้ำมันเตาและอุณหภูมิ	9
รูปที่ 2.2 ชนิดของเปลวไฟล้อมรอบหยดเคลื่อนที่	10
รูปที่ 2.3 ปรากฏการณ์ในกระบวนการเผาไหม้ของสเปรย์ในห้องเผาไหม้	11
รูปที่ 2.4 แผนภูมิของโมเดลการเผาไหม้ที่ไม่เป็นเนื้อเดียวกันของสเปรย์	11
รูปที่ 2.5 แผนภูมิของโมเดลการเผาไหม้อุดมคติที่เป็นเนื้อเดียวกันของสเปรย์	12
รูปที่ 2.6 โมเดลของการเผาไหม้ของสเปรย์ในห้องเผาไหม้จำลองหม้อไอน้ำชนิดท่อไฟ	12
รูปที่ 2.7 กลไกการเกิดหยดที่อัตราเร็วของอากาศต่างกัน	13
รูปที่ 2.8 ภาพแสดงการพ่นฉีดเป็นละอองรูปแบบที่ 1 เกิดที่ขอบ	14
รูปที่ 2.9 ภาพถ่ายแสดงการพ่นฉีดเป็นละอองรูปแบบที่ 2 เกิดเป็นคลื่น	14
รูปที่ 2.10 ภาพถ่ายแสดงการพ่นฉีดเป็นละอองรูปแบบที่ 3 เกิดเป็นแผ่นพรุณ	15
รูปที่ 2.11 ลำดับการเกิดสเปรย์เมื่อความดันของเชื้อเพลิงเหลวเพิ่มขึ้นตามลำดับ	16
รูปที่ 2.12 สเปรย์ที่ได้จากหัวฉีดเข็มเพลกซ์	17
รูปที่ 2.13 หัวฉีดเข็มเพลกซ์ของบริษัทเดลตาแวนท์ที่ให้สเปรย์รูปกรวยตัน	17
รูปที่ 2.14 การออกแบบหัวฉีดเข็มเพลกซ์ที่ให้สเปรย์รูปกรวยกลวง	18
รูปที่ 2.15 หัวฉีดเข็มเพลกซ์ของบริษัทเดลตาแวนท์ที่ให้สเปรย์รูปกรวยกลวง	18
รูปที่ 2.16 หัวฉีดคูเพลกซ์ และระบบท่อป้อนเชื้อเพลิงสองชุด	19
รูปที่ 2.17 ลักษณะการไหลของเชื้อเพลิงผ่านหัวฉีดคูเพลกซ์ และหัวฉีดเข็มเพลกซ์	19
รูปที่ 2.18 หัวฉีดชนิดไหลย้อนกลับ	19
รูปที่ 2.19 หลักการและหัวฉีดของไหลคู่	20
รูปที่ 2.20 รูปแบบท่อทางออกของน้ำมันและไอน้ำ	20
รูปที่ 2.21 หัวฉีดแบบอากาศช่วย	21
รูปที่ 2.22 การฉีดพ่นเป็นหยดเล็กที่เกิดจากแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางที่พื้นหมุน	21
รูปที่ 2.23 หัวฉีดแบบถ้วยหมุนที่ใช้อากาศพ่น	22
รูปที่ 2.24 หัวฉีดใช้คลื่นเหนือเสียง	22
รูปที่ 2.25 ระบบหัวเผาเชื้อเพลิงอุตสาหกรรมควบคุม โดยการป้อนกลับความเข้มข้นของ ออกซิเจน	23
รูปที่ 2.26 ชนิดของเปลวไฟ ก) ชนิด O เปลวไฟยาวไม่มีการหมุนปั่น หัวเผาติดตั้งที่ มุมเตาเผา	24
รูปที่ 2.27 การหมุนวนภายในที่มีผลต่อตำแหน่งของแนวเปลวไฟ	25

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปที่ 2.28 การขีดเปลวไฟให้อยู่กับที่โดยแผ่น หรือคิริบ	25
รูปที่ 3.1 วัฏจักรกังหันก๊าซแบบเปิดชนิดโดยตรง	27
รูปที่ 3.2 วัฏจักรกังหันก๊าซแบบเปิดชนิดโดยอ้อม (Indirect Open Gas Turbine Cycle)	28
รูปที่ 3.3 วัฏจักรแบบปิดชนิดโดยตรง (Direct Closed Gas Turbine Cycle	29
รูปที่ 3.4 วัฏจักรกังหันก๊าซแบบปิดชนิดโดยอ้อม	29
รูปที่ 3.5 การทำงานของเครื่องกังหันก๊าซเป็นวัฏจักรเปิดและวัฏจักรปิด	29
รูปที่ 3.6 (ก) แผนภาพ P – V ของวัฏจักรเบรตัน	30
รูปที่ 3.6 (ข) แผนภาพ T – S ของวัฏจักรเบรตัน	31
รูปที่ 3.7 P-V diagrams ของวัฏจักรที่มีการไหลสม่ำเสมอ	31
รูปที่ 3.8 แผนภาพ P-V วัฏจักรในเชิงทฤษฎี	32
รูปที่ 3.9 วัฏจักรทางทฤษฎีของคอมเพรสเซอร์และเทอร์ไบน์	34
รูปที่ 3.10 แผนภาพ T-S ของการสูญเสียความดันในห้องเผาไหม้และอุปกรณ์ประกอบ	37
รูปที่ 3.11 วัฏจักรที่มีอุปกรณ์ถ่ายเทความร้อน	38
รูปที่ 3.12 Pitot static tube	40
รูปที่ 3.13 กระบวนการอัดโดยเครื่องอัด	41
รูปที่ 3.14 แผนภูมิกระบวนการอัด	42
รูปที่ 3.15 แผนภูมิกระบวนการขยายตัว	43
รูปที่ 3.16 การหาประสิทธิภาพการเผาไหม้	43
รูปที่ 4.2 ผลกระทบของการสูญเสียความดันในห้องเผาไหม้ทั้งหมด	48
รูปที่ 4.3 ควบคุมการไหลผ่านรู Dilution	50
รูปที่ 4.4 Mach number ห้องเผาไหม้	51
รูปที่ 4.5 แสดงการไหลผ่านรูของห้องเผาไหม้ชั้นใน	51
รูปที่ 4.6 แสดงผลกระทบของรูปร่างของรูในทางปฏิบัติ	53
รูปที่ 4.7 สังเกตรูปแบบการไหลสำหรับ Swirling jets และการออกของเปลวไฟจากหัวฉีดเว้าออก	53
รูปที่ 5.1 P-V Diagram ของวัฏจักรเบรตัน	58
รูปที่ 5.2 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง r_c กับ Air flow rate ของ IHC turbo	59
รูปที่ 6.1 แผนภาพไดอะแกรม	67
รูปที่ 6.2 กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่าง อัตราการไหลโดยมวลของเชื้อเพลิงกับ อัตราการไหลโดยมวลของอากาศ	74
รูปที่ 6.3 กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่าง อัตราการไหลโดยมวลของเชื้อเพลิงกับ อุณหภูมิทางออกห้องเผาไหม้	74

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปที่ 6.4 กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่าง อัตราการไหลโดยมวลของเชื้อเพลิง กับ ความเร็วรอบ	75
รูปที่ 6.5 กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่าง อัตราการไหลโดยมวลของเชื้อเพลิง กับ ความดันทางเข้าห้องเผาไหม้	75
รูปที่ 6.6 กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่าง อัตราการไหลโดยมวลของเชื้อเพลิง กับ อัตราส่วนเชื้อเพลิงต่ออากาศ	76
รูปที่ 6.7 เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์(ด้านหน้า)	78
รูปที่ 6.8 เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์(ด้านข้าง)	78
รูปที่ 6.9 ชุดปั๊มหัวฉีด	79
รูปที่ 6.10 เชื้อเพลิงเอทานอล 99% ที่ใช้ในการทดลอง	79
รูปที่ 6.11 ชุดปั๊มน้ำมันหล่อลื่นแกนเพลลา	79
รูปที่ 6.12 หัวฉีดที่ใช้ทำการทดลอง	80
รูปที่ 6.13 กรวยที่ใช้ทำการทดลอง	80
รูปที่ 6.14 เทอร์ โมกับเบสแบบสเตกนุชัน	80
รูปที่ 6.15 Pitot tube	81
รูปที่ 6.16 Manometer	81



บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความสำคัญและที่มา

ในปัจจุบันและในอนาคตข้างหน้าเชื้อเพลิงเป็นสิ่งจำเป็นอย่างมากในการขับเคลื่อนของเครื่องยนต์หรือเป็นเชื้อเพลิงในเครื่องต้นกำลัง เช่น เครื่องบิน เรือ เครื่องกำเนิดไฟฟ้า เป็นต้น เครื่องยนต์เหล่านี้ส่วนใหญ่แล้วใช้น้ำมันเชื้อเพลิง ซึ่งนับวันกำลังจะหมดไปจากโลก ดังนั้นมนุษย์เราจำเป็นต้องหาเชื้อเพลิงอื่นมาทดแทน และมีเครื่องยนต์ที่มีประสิทธิภาพสูง สามารถให้กำลังงานมากขึ้นกว่าเดิม

เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์เป็นเครื่องยนต์ชนิดหนึ่ง ซึ่งถูกพัฒนามาอย่างต่อเนื่อง ดังนั้นในโครงการนี้จะศึกษาการทำงาน และสร้างเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ขึ้นมาเพื่อทดสอบหาประสิทธิภาพ โดยเครื่องยนต์ที่นำมาประยุกต์ใช้ในการสร้างนั้น ได้มาจากเครื่องเทอร์โบชาร์จของรถยนต์ จากนั้นจึงทำการออกแบบโดยอาศัยหลักการพื้นฐานของเทอร์โมไดนามิกส์ (Thermodynamics)

เครื่องยนต์สันดาปส่วนใหญ่จะใช้น้ำมันเชื้อเพลิงในกระบวนการสันดาป ซึ่งในการเพิ่มกำลังให้กับเครื่องยนต์หนึ่งนั้นจะต้องเพิ่มปริมาณอากาศและเชื้อเพลิงเข้าไปในห้องเผาไหม้ เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ในโครงการนี้จะอาศัยหลักการพื้นฐานเดียวกัน โดยเครื่องยนต์ที่สร้างขึ้นจะใช้เอทานอล (Ethanol) เป็นเชื้อเพลิง ซึ่งเป็นพลังงานทางเลือกจากผลผลิตจากการเกษตรภายในประเทศ

เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์เป็นเครื่องยนต์ความร้อน (heat engine) ซึ่งทำงาน โดยมีกระบวนการการทำงานแบบต่อเนื่อง ประกอบด้วยการอัดอากาศจวบจนบรรยากาศปรกติ แล้วเพิ่มอุณหภูมิให้สูงขึ้นโดยการเผาไหม้เชื้อเพลิงภายในห้องเผาไหม้ เชื้อเพลิงที่ใช้ส่วนมากเป็นน้ำมันก๊าด ก๊าซที่มีอุณหภูมิสูงจะไปขับเคลื่อนกังหันให้หมุนเพื่อไปขับเพลงานอีกต่อหนึ่ง ซึ่งการทำงานก็คล้ายกับเครื่องยนต์แก๊สโซลีนและเครื่องยนต์ดีเซล แต่จะแตกต่างกันที่การทำงานของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์นั้นจะทำงานต่อเนื่องตลอดเวลา งานที่ได้จากเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์นี้ จะเป็นงานในลักษณะงานของกระบวนการที่ไหลสม่ำเสมอ เครื่องยนต์กังหันแก๊สอย่างง่าย จะประกอบด้วย เครื่องอัดอากาศหรือคอมเพรสเซอร์ (compressor) ห้องเผาไหม้ (combustion chamber) และชุดกังหันแก๊สหรือเทอร์ไบน์ (turbine unit)

1.1.1 ข้อดีของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์

1. การหมุนของเพลามีความสมดุลอย่างสมบูรณ์
2. ในเครื่องยนต์ลูกสูบจะมีจังหวะงาน 1 ครั้งต่อการหมุนครบรอบวัฏจักร แต่สำหรับเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์จะได้นานสม่ำเสมอต่อเนื่องตลอดเวลาที่เพลามหมุนไป
3. ในเครื่องยนต์แบบใบี่ลูกสูบจะมีการสูญเสียกำลัง เนื่องจากความฝืดที่เกิดจากการเสียดสีระหว่างแหวนลูกสูบกับกระบอกสูบ แต่เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์จะไม่มีการสูญเสียในลักษณะนี้
4. ในเครื่องยนต์ลูกสูบเมื่อใช้ไปนาน ๆ การสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงจะเพิ่มสูงขึ้น เพราะการสึกหรอของเครื่องยนต์ทำให้ส่วนผสมของอากาศดับน้ำมันรั่วไหลออกได้ แต่ในเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์จะไม่มีการสึกหรอในลักษณะนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5. เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์จะได้รับความเร็วของเพลงานสูงกว่ามากเมื่อเทียบกับเครื่องยนต์แบบใช้ลูกสูบ

6. เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์สามารถใช้เชื้อเพลิงคุณภาพต่ำได้ ซึ่งแต่ถ่านหินที่บดละเอียดเป็นผงก็สามารถนำมาใช้เป็นเชื้อเพลิงภายในห้องเผาไหม้ได้

7. ในเครื่องยนต์แบบใช้ลูกสูบ การอัด การจุดระเบิด และการขยายตัว จะเกิดขึ้นภายในกระบอกสูบและลูกสูบซึ่งเป็นหน่วยเดียวกัน(Single unit) แต่สำหรับเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์นั้น ได้จัดห้องอัดอากาศ ห้องเผาไหม้ และชุดเทอร์ไบน์แยกกัน ไป จึงง่ายต่อการสร้างและออกแบบ

1.1.2 ข้อเสียของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์

1. ไม่สามารถทนต่ออุณหภูมิจากการเผาไหม้ที่สูงเท่าเครื่องยนต์ลูกสูบ
2. ชุดเทอร์ไบน์นี้ ใบพัดที่ถูกขับจากแก๊สร้อนมีลักษณะบางมาก ดังนั้นวัสดุที่ใช้สร้างจึงต้องออกแบบเป็นพิเศษเพื่อให้ทนต่ออุณหภูมิที่สูงของแก๊สร้อน
3. ประสิทธิภาพรวม(Overall efficiency) ของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ต่ำกว่าเครื่องยนต์ที่ใช้ลูกสูบ เนื่องจากไม่สามารถสร้างกำลังอัดเท่าเครื่องยนต์ลูกสูบได้ นอกจากออกแบบให้เกิดการอัดอย่างต่อเนื่อง

1.2 วัตถุประสงค์

1. สร้าง Test cell: อุปกรณ์ป้องกันอันตราย
2. ศึกษาการออกแบบห้องเผาไหม้และรูปร่างของห้องเผาไหม้ที่ผลต่อการไหลของอากาศและการเผาไหม้
3. รับผิดชอบการสร้างห้องเผาไหม้ตามแบบทั้งชั้นในและชั้นนอก
4. ดำเนินการทดสอบเพื่อหาความเป็นไปได้ในการใช้หัวฉีดกับเชื้อเพลิง
5. ออกแบบและติดตั้งอุปกรณ์ เครื่องมือวัด
6. ทดสอบและบันทึกค่าของความดัน อุณหภูมิ อัตราการไหล ที่ทางเข้าและทางออก
7. เปรียบเทียบสมรรถนะของห้องเผาไหม้ที่ออกแบบกับห้องเผาไหม้ทดสอบ โดยเปรียบเทียบประสิทธิภาพการเผาไหม้ อุณหภูมิและความดัน
8. ปรับปรุงห้องเผาไหม้ให้มีประสิทธิภาพสูงสุด

1.3 ขอบเขตของโครงการ

งานวิจัยนี้เป็นการนำทฤษฎีของแก๊สเทอร์ไบน์มาสร้างเป็นเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์เพื่อศึกษาผลการทดลองมาเปรียบเทียบกับทฤษฎี และยังให้ความเข้าใจในทางการปฏิบัติอีกด้วย

นอกจากนั้นในโครงการนี้ยังถือว่าเป็นโครงการที่ทดลองสร้าง เพื่อศึกษาความเป็นไปได้ในการใช้งาน ดังนั้นจึงมีข้อจำกัดของข้อมูลบางอย่าง เช่น อาจจะมีข้อมูลบางส่วนที่อ้างอิงจากสมมติฐาน โดยยกมาจากหนังสือแก๊สเทอร์ไบน์ เพื่อให้ง่ายต่อการศึกษาทดลอง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.4 วิธีการดำเนินงาน

1. ศึกษาการเผาไหม้และลักษณะการไหลของอากาศ
2. การออกแบบติดตั้งบั้งหัวฉีด
3. การหาขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของห้องเผาไหม้ชั้นนอก
4. การหาขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของห้องเผาไหม้ชั้นใน
5. การหาจำนวนรูที่เจาะห้องเผาไหม้ชั้นใน
6. การหาขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางรูที่เจาะห้องเผาไหม้ชั้นใน
7. การหาขนาดความยาวของห้องเผาไหม้ชั้นในและชั้นนอก



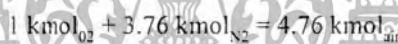
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 2

เชื้อเพลิงและการเผาไหม้

ปฏิกิริยาซึ่งเชื้อเพลิงทำปฏิกิริยากับออกซิเจน (เรียกว่าถูก Oxidized) และให้พลังงานออกมาเป็นจำนวนมากเรียกว่า การสันดาปหรือการเผาไหม้ (Combustion) อากาศเป็นตัว Oxidizer ที่ใช้บ่อยที่สุดในกระบวนการเผาไหม้ ทั้งนี้เพราะมันสามารถหาได้ง่ายโดยไม่ต้องเสียค่าใช้จ่ายใด ๆ ส่วนออกซิเจนบริสุทธิ์นั้น ถูกใช้เป็นตัว Oxidizer เฉพาะในกรณีพิเศษซึ่งไม่สามารถใช้อากาศได้ ดังนั้นเราจึงจะพิจารณาองค์ประกอบของอากาศก่อนที่จะไปพิจารณาด้านอื่น ๆ เช่น พลังงานจากการเผาไหม้

ตามจำนวนโมล (หรือปริมาตร) นั้นพบว่าอากาศแห้งประกอบไปด้วยออกซิเจน 20.9% ไนโตรเจน 78.1% อาร์กอน 0.9% และสารอื่น ๆ จำนวนเล็กน้อย ในการวิเคราะห์กระบวนการเผาไหม้ อาร์กอนในอากาศจะถูกพิจารณาว่าเป็นไนโตรเจน และสารอื่น ๆ ที่มีจำนวนเล็กน้อยจะไม่นำมาพิจารณาดังนั้นเราจึงพิจารณาว่าอากาศแห้งประกอบไปด้วยออกซิเจน 21% ไนโตรเจน 79% (ตามจำนวนโมล) ดังนั้นแต่ละโมลของออกซิเจนจะมีไนโตรเจนจำนวน 3.76 โมลผสมอยู่ด้วยในอากาศ นั่นคือ



ที่อุณหภูมิการเผาไหม้ปกติ ไนโตรเจนมีพฤติกรรมเป็นก๊าซเฉื่อย ซึ่งไม่ทำปฏิกิริยากับสารอื่น อย่างไรก็ตามแม้ไนโตรเจนไม่ทำปฏิกิริยาแต่ก็มีผลต่อกระบวนการเผาไหม้อย่างมาก ทั้งนี้เพราะไนโตรเจน จะเข้าสู่ห้องเผาไหม้ในปริมาณมากที่อุณหภูมิต่ำ และออกจากห้องเผาไหม้ที่อุณหภูมิสูง ไนโตรเจนจำนวนหนึ่ง (ซึ่งอาจไม่มากนัก) จะทำปฏิกิริยากับออกซิเจนให้สารที่เป็นพิษ เช่น “Nitric oxide” (เช่นในก๊าซเสียของเครื่องยนต์สันดาปภายใน)

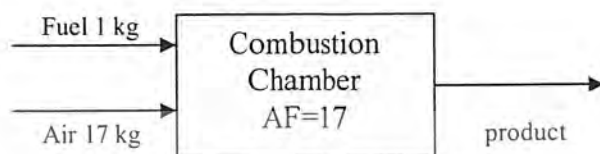
อากาศที่เข้าสู่ห้องเผาไหม้ก็จะมีละอองน้ำปนอยู่ด้วย ละอองน้ำนี้จะต้องนำมาพิจารณาแม้ว่าในกระบวนการเผาไหม้ส่วนใหญ่เราคิดได้ว่ามันเป็นก๊าซเฉื่อยเช่นเดียวกับไนโตรเจน อย่างไรก็ตามที่อุณหภูมิสูงละอองน้ำอาจแยกตัว (Dissociate) เป็น H_2 และ O_2 รวมทั้งอาจแยกเป็น H , O , OH และเมื่อก๊าซจากการเผาไหม้ถูกทำให้เย็นลงต่ำกว่าอุณหภูมิน้ำจุดค้าง (Dew Point Temperature) ของละอองน้ำจะทำให้ละอองน้ำส่วนหนึ่งกลั่นตัวออกมาเป็นหยดน้ำ และเราจำเป็นต้องรู้อุณหภูมิจุดน้ำค้างนี้เพราะหยดน้ำมักจะรวมตัวกับ “Sulfur Dioxide” ซึ่งอาจมาจากก๊าซที่ได้จากการเผาไหม้ กลายเป็นกรดกำมะถัน (Sulfuric Acid) ซึ่งทำให้เกิดการผุกร่อนอย่างมาก

ในระหว่างกระบวนการเผาไหม้ องค์ประกอบก่อนการเผาไหม้เรียกว่า สารตั้งต้น (Reactant) และองค์ประกอบหลังการเผาไหม้เรียกว่า ผลิตภัณฑ์ (Product) ตัวอย่างเช่น การเผาไหม้ของคาร์บอนจำนวน 1 kmol กับออกซิเจนบริสุทธิ์จำนวน 1 kmol ซึ่งได้คาร์บอนไดออกไซด์



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การนำเชื้อเพลิงมาสัมผัสกับออกซิเจนเพียงอย่างเดียวนั้นไม่เป็นการเพียงพอต่อการเริ่มเผาไหม้ เชื้อเพลิงจะต้องถูกทำให้มีอุณหภูมิสูงกว่าอุณหภูมิจุดติดไฟ (ignition temperature) ของมันอุณหภูมิต่ำสุดในการจุดติดไฟของเชื้อเพลิงต่างๆ ในบรรยากาศทั่วไปได้แก่ 260°C สำหรับแก๊สโซลีน ; 580°C สำหรับไฮโดรเจน ; 610°C สำหรับคาร์บอนมอนอกไซด์ และ 630°C สำหรับมีเทน ; นอกจากนั้นแล้วสัดส่วนของเชื้อเพลิงและอากาศจะต้องอยู่ในปริมาณที่เหมาะสมสำหรับการเริ่มเผาไหม้



ย้อนกลับไปในวิชาเคมีเบื้องต้น คงจะจำได้ว่าสมการเคมีนั้นถูกทำให้สมดุลโดยกฎการไม่สูญหายของมวลสารซึ่งอาจกล่าวได้ว่า “มวลสารทั้งหมดของแต่ละองค์ประกอบจะถูกคงไว้ในระหว่างปฏิกิริยาเคมี” นั่นคือมวลทั้งหมดขององค์ประกอบที่ด้านขวาของสมการ (Product) จะต้องเท่ากับมวลทั้งหมดขององค์ประกอบที่ด้านซ้ายของสมการ (Reactant) นอกจากนั้นแล้วจำนวนอะตอมของแต่ละองค์ประกอบจะถูกคงไว้ในระหว่างปฏิกิริยาดังนี้ เพราะจำนวนอะตอมทั้งหมดขององค์ประกอบมีค่าเท่ากับมวลทั้งหมดขององค์ประกอบนั้นหารด้วยค่ามวลอะตอม (Atomic Mass) ของมัน

2.1 กระบวนการเผาไหม้ทางทฤษฎีและที่แท้จริง (Theoretical and Actual Combustion processes)

บ่อยครั้งการพิจารณาว่าการเผาไหม้เป็นไปโดยสมบูรณ์ (Complete Combustion) นั้นเป็นประโยชน์ต่อการศึกษากระบวนการเผาไหม้มาก เราถือว่า การเผาไหม้เป็นไปโดยสมบูรณ์เมื่อคาร์บอนทั้งในเชื้อเพลิงทำปฏิกิริยาเป็น CO_2 ไฮโดรเจนทั้งหมดทำปฏิกิริยาเป็น H_2O และถ้ามีกำมะถัน (Sulfur) ก็จะทำให้ปฏิกิริยาเป็น SO_2 ในทางตรงกันข้ามเราถือว่า การเผาไหม้ไม่สมบูรณ์ (Incomplete) ถ้าผลิตภัณฑ์ของการเผาไหม้ประกอบด้วยองค์ประกอบของเชื้อเพลิงที่ไม่ถูกเผาไหม้ เช่น C , H_2CO หรือ OH

สาเหตุประการหนึ่งที่ทำให้การเผาไหม้ไม่สมบูรณ์ได้แก่ การที่มีจำนวนออกซิเจนไม่เพียงพอ อย่างไรก็ตามแม้ว่าปริมาณออกซิเจนจะมีมากกว่าที่สามารถให้การเผาไหม้สมบูรณ์ การเผาไหม้ที่แท้จริงก็อาจไม่สมบูรณ์ได้ ทั้งนี้อาจเป็นสาเหตุมาจากการผสมผสานระหว่างเชื้อเพลิงและออกซิเจนในห้องเผาไหม้ไม่ดีพอเนื่องจากการเผาไหม้มีเวลาจำกัด อีกสาเหตุหนึ่งที่ทำให้การเผาไหม้ไม่สมบูรณ์ คือการแยกตัวของก๊าซ (Dissociation) ในระหว่างการเผาไหม้ การแยกตัวดังกล่าวเกิดขึ้นเมื่อก๊าซมีอุณหภูมิสูงมาก

ออกซิเจนรวมตัวกับไฮโดรเจนได้ดีกว่ากับคาร์บอน ดังนั้นไฮโดรเจนในเชื้อเพลิงจึงมักเผาไหม้สมบูรณ์ (กลายเป็น H_2O) แม้ว่าจำนวนออกซิเจนมีน้อยกว่าที่จำเป็นสำหรับการเผาไหม้ที่สมบูรณ์ อย่างไรก็ตามคาร์บอนบางส่วนจะหลงเหลือในผลิตภัณฑ์เป็น CO หรือ C

ปริมาณของอากาศจำนวนน้อยที่สุดที่จำเป็นสำหรับการเผาไหม้เชื้อเพลิงชนิดหนึ่งๆ โดยสมบูรณ์

เรียกว่า อากาศทางทฤษฎี (“Theoretical Air” หรือ “Stoichiometric Air”) ดังนั้นเมื่อเชื้อเพลิงชนิดนั้นๆ หนึ่ง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การเผาไหม้กับอากาศในปริมาณทางทฤษฎีของมันจะไม่มีออกซิเจนหลงเหลืออย่างโดดเดี่ยวในผลิตภัณฑ์ คือมันจะรวมตัวกับธาตุอื่นจนหมด (เช่นเป็น CO หรือ H₂O) บางครั้งอากาศทางทฤษฎีอาจใช้เพื่อเรียกว่า ปริมาณของอากาศที่ถูกต้องทางเคมี (Chemically Correct) หรืออากาศทางทฤษฎีร้อยละ 100% (100% theoretical air) กระบวนการเผาไหม้ที่ใช้อากาศจำนวนน้อยกว่านี้จะเป็นการเผาไหม้ที่ไม่สมบูรณ์ กระบวนการเผาไหม้ทางอุดมคติซึ่งเชื่อเพลิงถูกเผาไหม้โดยอากาศทางทฤษฎีอย่างสมบูรณ์ เรียกว่าการเผาไหม้ทางทฤษฎี (Stoichiometric Theoretical Combustion) ตัวอย่างเช่น การเผาไหม้ทางทฤษฎีของมีเทน ได้แก่



ในการเผาไหม้ที่แท้จริงมักจะใช้ปริมาณของอากาศทางทฤษฎีเพื่อเป็นการเพิ่มโอกาสของการเผาไหม้ที่สมบูรณ์ หรือเพื่อควบคุมอุณหภูมิของห้องเผาไหม้ ปริมาณของอากาศที่เกินปริมาณอากาศทางทฤษฎี อาจบอกเป็นเปอร์เซ็นต์อากาศส่วนเกิน (Percentage of Excess Air) หรือเปอร์เซ็นต์ทางอากาศทฤษฎี (Percentage of Theoretical Air)

การคาดหมายปริมาณขององค์ประกอบของผลิตภัณฑ์นั้นไม่เป็นเรื่องที่ยากถ้าเราสมมติว่าเป็นการเผาไหม้ที่สมบูรณ์ซึ่งรู้ปริมาณของเชื้อเพลิงและอากาศที่ใช้ ในกรณีนี้เราเพียงแต่ใช้การไม่สูญหายของมวลสำหรับแต่ละธาตุที่ปรากฏในสมการเคมี ไม่จำเป็นต้องทำการวัดค่าใดๆ อย่างไรก็ตามปริมาณต่างๆ ในการเผาไหม้ที่แท้จริงนั้นไม่เป็นเรื่องง่ายดังที่กล่าว ทั้งนี้เนื่องจากการเผาไหม้จะไม่สมบูรณ์แม้ว่าจะใช้อากาศเกินปริมาณทางทฤษฎีมากก็ตาม ดังนั้นจึงเป็นไปได้ที่จะคาดหมายขององค์ประกอบของผลิตภัณฑ์โดยการไม่สูญหายของมวลสารเพียงอย่างเดียวเราจำเป็นต้องวัดปริมาณขององค์ประกอบต่างๆ ในผลิตภัณฑ์โดยตรงด้วย

อุปกรณ์ที่ใช้วัดองค์ประกอบของก๊าซที่ได้จากการเผาไหม้ที่พบบ่อยได้แก่ เครื่องมือวิเคราะห์ก๊าซแบบออร์สแตท (Orsat gas analyzer) ซึ่งมีการทำงานดังต่อไปนี้ คือก๊าซจากการเผาไหม้จะถูกเก็บเข้าอุปกรณ์นี้และทำให้เย็นลง จนมีอุณหภูมิและความดันเท่ากับบรรยากาศปกติ ที่จุดนี้จะมีการวัดปริมาตรของก๊าซดังกล่าวจะถูกนำไปผ่านสารเคมีซึ่งดูดซับ CO₂ ก๊าซที่เหลืออยู่จะถูกทำให้อุณหภูมิและความดันเท่ากับบรรยากาศปกติ และทำการวัดปริมาตรใหม่ สัดส่วนของปริมาตรที่ลดลงต่อปริมาตรเริ่มต้นคือ "Volume Fraction" ของ CO₂ ซึ่งจะเท่ากับสัดส่วนโดยจำนวนโมลของมัน ถ้าเราสมมติว่าเป็นก๊าซอุดมคติ "Volume Fraction" สำหรับองค์ประกอบอื่นๆก็จะสามารถหาได้โดยการทำตามวิธีการนี้ ในอุปกรณ์นี้ก๊าซจะถูกเก็บอยู่เหนือผิวน้ำ ซึ่งอิมตัวอยู่ตลอดเวลา ดังนั้นความดันไอ (Vapor Pressure) ของน้ำมีค่าคงที่ตลอดเวลาที่ทำการตรวจสอบก๊าซ จึงไม่สามารถบอกสัดส่วนจำนวนโมลของละอองน้ำได้ ด้วยเหตุนี้เราจึงไม่นำละอองน้ำที่ปะปนอยู่ในอุปกรณ์มาคิด และข้อมูลที่ได้จะไม่มียางานเกี่ยวกับละอองน้ำ อย่างไรก็ตาม ปริมาณของ H₂O ที่เกิดขึ้นในระหว่างการเผาไหม้สามารถหาได้โดยง่ายจากการสมดุลย์ของสมการเผาไหม้

2.2 ปฏิกริยาการสันดาปของเชื้อเพลิง

เมื่อเชื้อเพลิงออกซิเดชันกับอากาศจะให้ผลผลิตและความร้อนออกมา หรือ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เชื้อเพลิง + อากาศ \longrightarrow ผลผลิต + ความร้อน

โดยเชื้อเพลิงจะประกอบไปด้วยธาตุที่สันดาปได้เช่น คาร์บอน (C) ไฮโดรเจน (H) และกำมะถัน (S) ตลอดจนออกซิเจน (O) ในไฮโดรเจน (N) ซึ่เฝ้าและความชื้น

สำหรับอากาศตัวที่ปฏิกิริยาให้เกิดการสันดาปคือ ออกซิเจน (O_2) เมื่อเกิดปฏิกิริยาสันดาปกับเชื้อเพลิงแล้ว ผลผลิตที่ได้จะออกมาในรูปของก๊าซสันดาป (Dry Gas) ชนิดต่าง ๆ และน้ำ (H_2O) โดยมีพลังงานความร้อนเป็นจุดประสงค์ที่ต้องการ ตัวอย่างดังสมการพื้นฐานดังต่อไปนี้ เป็นการสันดาปอย่างสมบูรณ์ของธาตุคาร์บอน



2.3 เชื้อเพลิง (Fuels)

สารใดก็ตามที่เมื่อนำไปเผาไหม้แล้วให้พลังงานออกมา เรียกว่า เชื้อเพลิง (Fuel) เชื้อเพลิงที่ใช้กันบ่อยจะประกอบไปด้วยไฮโดรเจน และคาร์บอนเป็นหลัก สารประเภทนี้มีชื่อเรียกว่าเชื้อเพลิงประเภทไฮโดรคาร์บอน (Hydrocarbon Fuels) และมีสัญลักษณ์เป็น C_xH_y สารประเภทนี้มีอยู่ในทุกสถานะ

สารไฮโดรคาร์บอนที่ระเหยง่ายที่สุด จะระเหยก่อนและรวมตัวกันเป็นสิ่งที่เราเรียกว่า Gas-oline (หรือ น้ำมันเบนซิน) เชื้อเพลิงอื่นๆที่ระเหยยากกว่าและได้มา ระหว่างการกลั่น ได้แก่ kerosene (น้ำมันก๊าด) น้ำมันดีเซล และน้ำมันเตา องค์ประกอบของเชื้อเพลิงแต่ละชนิดขึ้นอยู่กับแหล่งน้ำมันดิบ รวมทั้งกระบวนการแยกกลั่น

แม้ว่าเชื้อเพลิงประเภทไฮโดรคาร์บอนเหล่านี้จะเป็นสารผสมของสารไฮโดรคาร์บอนหลายชนิด แต่เพื่อความสะดวกเรามักจะพิจารณาว่ามันเป็นสารไฮโดรคาร์บอนชนิดเดียว

2.4 คุณสมบัติของเอทานอล

เอทานอลเป็นแอลกอฮอล์ชนิดหนึ่ง สามารถรวมกับน้ำได้เป็นอย่างดี มีคุณสมบัติต่างๆที่สำคัญ ดังนี้

ตารางที่ 1 คุณสมบัติต่างๆ ของ Ethanol (C_2H_5OH)

Molecular Weight	46
Heating Value HHV (kJ/kg)	29710
LHV (kJ/kg)	26950
Stoichiometric (AF)s	9.0
(FA)s	0.111
Octane Number MON	89
RON	107
Heat of Vaporization	873
Density	0.794

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.5 การเผาไหม้ของเชื้อเพลิงเหลว

2.5.1 สมบัติของเชื้อเพลิงเหลว

2.5.1.1 ความหนืด

เป็นค่าที่แสดงถึงแรงต้านทานการไหลของของเหลว มีความสำคัญมากโดยเฉพาะผลิตภัณฑ์น้ำมันปิโตรเลียมที่ต้องฉีดให้เป็นฝอยขณะใช้งาน ได้แก่ น้ำมันดีเซล น้ำมันเตา หรือที่ต้องใช้ในการหล่อลื่น ได้แก่ น้ำมันเครื่องหรือน้ำมันหล่อลื่นอื่นๆ ถ้าจินตนาการว่ามีของไหลซ้อนกันอยู่เป็นชั้นๆ แต่ละชั้นขนานและห่างกัน 1 เมตร ค่าความหนืดเป็นแรงที่ต้องการเพื่อเลื่อนพื้นผิวของของไหลขนาดหนึ่งตารางเมตรด้วยอัตราเร็วสัมพัทธ์ 1 เมตร/วินาที ออกจากพื้นผิวที่สองในทิศทางที่อยู่ขนานกัน แรงดังกล่าวมีหน่วยเป็น นิวตัน วินาทีต่อตารางเมตร (N s/m^2)

การวัดค่าความหนืดกระทำได้หลายวิธี ไม่ว่าจะเป็นแบบเก่าเช่นการใช้เครื่องมือวัดความหนืดเซย์โบลต์-ฟิวโรล (Saybolt-Furol Viscometer) หรือเครื่องวัดความหนืดเรดวูด (RedWood Viscometer) ซึ่งทั้งสองวิธีใช้หลักการจับเวลาที่ของเหลวปริมาตรแน่นอน ไหลผ่านรูออร์พิชขนาดเล็กลง จึงมีหน่วยเป็นเวลา ทั้งนี้ต้องระบุอุณหภูมิและขนาดของออร์พิชด้วย ค่าดังกล่าวให้ค่าความหนืดเป็นความหนืดพลวัต (Dynamic Viscosity)

ในปัจจุบันใช้วิธีวัดโดยให้ของเหลวไหลผ่านหลอดแคปิลารีที่ปลายทั้งสองข้างต่อกับหลอดแก้ว และกระเปาะเป็นรูปตัว U จับเวลาที่ของเหลวในกระเปาะที่อยู่เหนือหลอดแคปิลารีไหลผ่านจนหมด เช่น เครื่องวัดความหนืดคอออสวาลด์ และ อับเบลโลห์ด (Oswald และ Ubbelohde Viscometer) จากค่าที่อ่านได้นำมาปรับเทียบกับค่าคงที่ของหลอดนั้นได้ค่าออกมาเป็น ค่าความหนืดคิเนมาติก (Kinematic Viscosity) ค่าความหนืดนี้สัมพันธ์กับค่าความหนืดพลวัต คือ

$$\mu = \frac{\nu}{\rho}$$

(2.1)

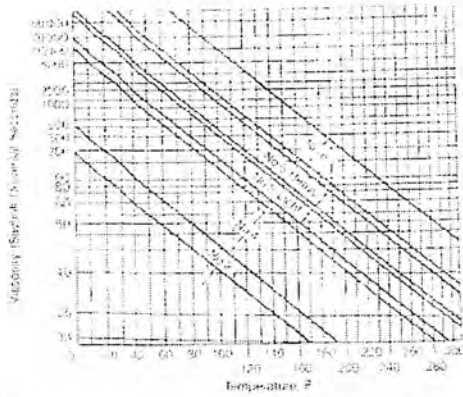
เมื่อ μ = ความหนืดคิเนมาติก ตารางเมตรต่อวินาที (m^2/s)

ν = ความหนืดพลวัต นิวตัน วินาทีต่อตารางเมตร (N s/m^2)

ρ = ความหนาแน่น กิโลกรัมต่อลูกบาศก์เมตร (kg/m^3)

ความหนืดของของเหลวมีความสำคัญมาก ทั้งในแง่การขนถ่าย การเก็บ และขณะใช้งาน การกำหนดเกรดและซื้อขายน้ำมันเตาจึงใช้ค่าความหนืดเป็นหลัก

ความหนืดขึ้นอยู่กับอุณหภูมิและความดันเป็นเชิงเส้นในสเกลล็อก-ล็อก (log-log scale) โดยความหนืดลดลงเมื่ออุณหภูมิเพิ่มขึ้น ส่วนความดันจะมีอิทธิพลต่อความหนืดที่ความดันสูงๆ นั่นคือในระบบหล่อลื่น เช่น ในแบริง ในระบบเผาไหม้เชื้อเพลิงเหลวที่ความดันปกติจึงไม่ต้องพิจารณา



รูปที่ 2.1 ความสัมพันธ์ระหว่างความชื้นของน้ำมันเตาและอุณหภูมิ

2.5.1.2 ปริมาณกำมะถัน

กำมะถันอยู่ในปีโตรเลียมในรูปของสารประกอบอินทรีย์ เช่น ซัลไฟด์ เมอแคปแทน ไคซัลไฟด์ เป็นต้น เมื่อเผาไหม้กลายเป็นแก๊สกลุ่มซัลเฟอร์ออกไซด์ ทั้งซัลเฟอร์ไดออกไซด์ และซัลเฟอร์ไตรออกไซด์ โดยซัลเฟอร์ไดออกไซด์เกิดในห้องเผาไหม้ที่มีอุณหภูมิสูง เมื่อพูลแก๊สถูกใช้งานแล้วอุณหภูมิของพูลแก๊สต่ำลง และพูลแก๊สก็มีออกซิเจนเกินพออยู่ จะทำให้เกิดปฏิกิริยา



และ



ไอของกรดซัลฟูริกนี้จะควบแน่นและจะถูกดูดซับไว้ตามผนังท่อและปล่อง โดยเฉพาะบริเวณที่มีเขม่าเกาะอยู่แล้ว ทำให้เกิดการกัดกร่อนเฉพาะจุดที่ปล่องควันขึ้น เรียกว่า Acid Smut Corrosion ซึ่งเป็นอันตรายและทำให้เสียค่าใช้จ่ายในการซ่อมแซมสูง อุตสาหกรรมจึงต้องการใช้เชื้อเพลิงที่มีปริมาณกำมะถันต่ำ เพื่อหลีกเลี่ยงการกัดกร่อนและเพื่อควบคุมความเข้มข้นของแก๊สกลุ่มซัลเฟอร์ไดออกไซด์ไม่ให้เกินข้อกำหนดการปล่อยแก๊สพิษสู่บรรยากาศด้วย

2.5.2 การเผาไหม้ของเชื้อเพลิงเหลวในสถานะหยดเดี่ยวและมวลรวมของหยด (Combustion of single liquid fuel droplet and fuel spray)

การเผาไหม้ของเชื้อเพลิงเหลวกระทำได้สองวิธีคือ ทำให้ระเหยเป็นไอก่อนจุดเปลวไฟ หรือทำให้กลายเป็นหยดเล็กๆ พ่นเข้าไปในอากาศร้อนเพื่อให้เกิดการระเหยขณะเผาไหม้ สำหรับวิธีแรกที่คุ้นเคยกันคือ ตะเกียงน้ำมันที่บรรจุน้ำมันในขวดที่มีไส้ตะเกียงจุ่มอยู่ น้ำมันถูกดูดซึมผ่านไส้ตะเกียงขึ้นมาที่ปลายซึ่งจะถูกจุดให้เกิดเปลวไฟขึ้น เปลวไฟที่ปลายจะทำหน้าที่ให้ความร้อนแก่น้ำมันแล้วระเหยกลายเป็นไอน้ำมัน ดังนั้นการเผาไหม้จึงเป็นของไอน้ำมันไม่ใช่มวลของเชื้อเพลิงเหลว น้ำมันที่ใช้ต้องเป็นน้ำมันเบา ระเหยง่าย และมีช่วงการกลั่นแคบเพื่อไม่ให้เกิดควันมากเกินไป สำหรับการใช้งานอุตสาหกรรม นิยมวิธีที่สองซึ่งใช้กับน้ำมันหนัก ถากกันหอกันซึ่งมีราคาถูก การฉีดพ่นน้ำมันเป็นฝอยละเอียด (Atomization) แล้วเกิดการเผาไหม้ของละอองละเอียดของน้ำมันที่พ่นผ่านหัวฉีดออกมาเป็นกระแสของละอองน้ำมันที่มี

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปร่างคล้ายกรวย (Spray) เรียกว่าการเผาไหม้ของสเปรย์ (Spray combustion) ซึ่งเป็นผลรวมของการเผาไหม้ของละอองน้ำมัน ซึ่งมีกลไกซับซ้อนมาก

2.5.2.1 การเผาไหม้ของหยดเคลื่อนที่ (combustion of moving droplets)

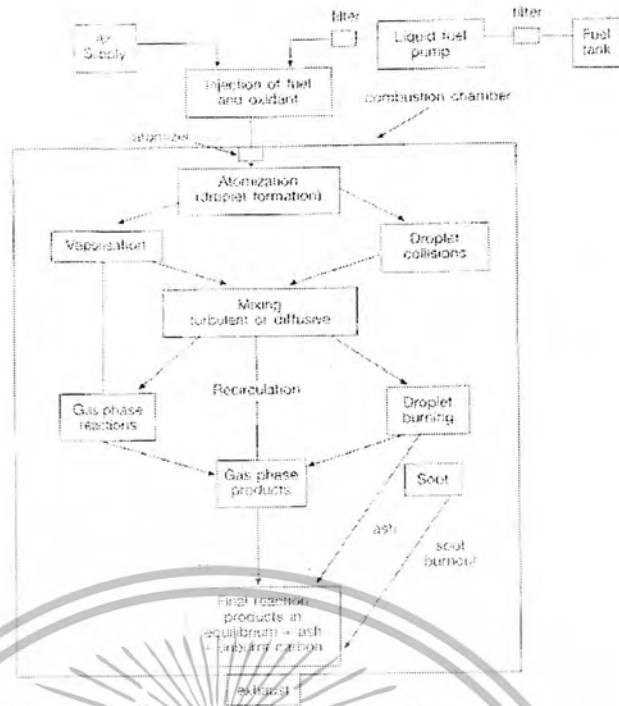
ถ้าหยดเคลื่อนที่ในขณะที่ระเหยและเกิดการเผาไหม้ไปด้วยพร้อมๆกัน ซึ่งจะคล้ายกับการเผาไหม้ของมวลรวมของหยดสเปรย์มากขึ้นกว่าการเผาไหม้ของหยดเดี่ยวอยู่กับที่ ผิวของหยดเกิดแรงต้านกับการไหล (Drag) ดังนั้นสัมประสิทธิ์ของแดรก (Drag Coefficient) จะมีอิทธิพลต่อการถ่ายโอนมวลและความร้อน ขณะที่ไอแพร่ออกจากผิวของหยด แรงต้านการไหลที่ผิวจะลดลงเพราะชั้นขอบเขตหนาขึ้น และรูปร่างของเปลวไฟจะเปลี่ยนไปไม่เป็นทรงกลมแต่เป็นรูปหยดน้ำมีส่วนที่ป้านอยู่ด้านหน้า และส่วนหางอยู่ด้านหลังของทิศทางการไหลของแก๊สล้อมรอบ ที่ความเร็วสูงขึ้นแรงต้านที่ผิวมีผลให้เปลวไฟลูไปข้างหลังจนกระทั่งเหลือเพียงปลายของเปลวไฟวิ่งตามหยดเชื้อเพลิง เรียกว่า หางเปลวไฟตามหลังหยด

รูปที่ 2.2 ชนิดของเปลวไฟล้อมรอบหยดเคลื่อนที่ ก) เปลวไฟล้อมรอบ ข) หางเปลวไฟตามหลังหยด

2.5.2.2 การทำโมเดลการเผาไหม้ของสเปรย์ (modeling of spray combustion)

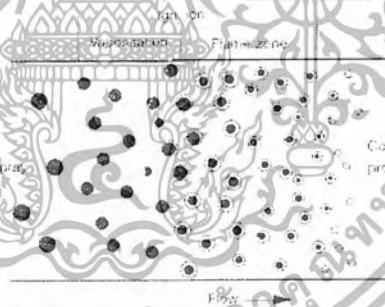
การเผาไหม้ของสเปรย์คือการฉีดพ่นน้ำมันผ่านหัวฉีดออกมาเป็นหยดเล็กๆ เกิดเป็นกระแสของละอองน้ำมันที่มีรูปร่างคล้ายกรวยพุ่งเข้าไปในห้องเผาไหม้ทำให้เกิดการระเหยและการเผาไหม้ของมวลรวมของละอองน้ำมันทันที เนื่องจากการฉีดพ่นทำให้พื้นที่ผิวของหยดเพิ่มขึ้นอย่างมาก

การฉีดพ่นน้ำมันผ่านหัวฉีดออกมาเป็นละอองละเอียดโดยทั่วไปให้หยดที่มีขนาดต่างกัน และแต่ละหยดเคลื่อนที่ในทิศทางและความเร็วแตกต่างกัน การเผาไหม้จึงไม่เหมือนกับการเผาไหม้ของแก๊สเชื้อเพลิง แต่เป็นการเผาไหม้ที่ไม่เป็นเนื้อเดียวกัน (Heterogeneous) การเผาไหม้ในสภาวะมวลรวมของหยดในสเปรย์จึงมีกลไกที่ซับซ้อนมาก และเปลวไฟที่เกิดขึ้นเกิดจากปรากฏการณ์หลายชนิดรวมกันอยู่ ทั้งการระเหย การชนกัน การผสม การแพร่ การถ่ายโอนความร้อนและมวล ปฏิกริยาการเผาไหม้ทั้งในวัฏภาคแก๊สและพื้นผิว การเกิดสมดุลของผลผลิตทั้งหมดเกิดขึ้นในขณะเดียวกัน พร้อมๆ กัน



รูปที่ 2.3 บราวกฎการเกิดในกระบวนการเผาไหม้ของสเปรย์ในห้องเผาไหม้

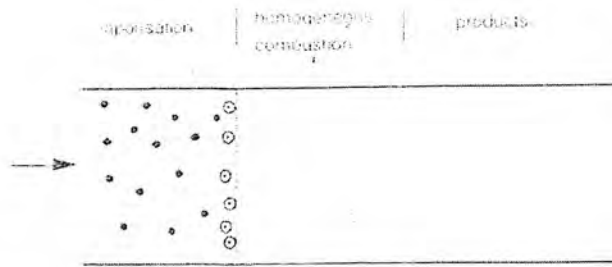
ในเบื้องต้นจึงมักพิจารณาว่าระบบมีมิติเดียวก่อน และสมบัติต่างๆ เปลี่ยนแปลงในทิศทางกาล
ไหล และมีค่าเท่ากัน โดยตลอดพื้นที่หน้าตัดของการไหลของระบบ



รูปที่ 2.4 แผนภูมิของโมเดลการเผาไหม้ที่ไม่เป็นเนื้อเดียวกันของสเปรย์

ในโมเดลมิติเดียว มวลรวมของหยดประกอบด้วยหยดเดี่ยวหลายๆหยดรวมกัน แต่ละหยดมีการ
เผาไหม้กับอากาศที่ล้อมรอบแต่ละหยดอยู่เป็นอิสระต่อกัน และสามารถกำหนดบริเวณที่เกิดการ
เปลี่ยนแปลงเริ่มจากออกจากหัวฉีด เป็นบริเวณที่เกิดการระเหย การจุดติด การเกิดเปลวไฟ และผลผลิตขึ้น
ได้ ถ้าทุกหยดมีขนาดเท่ากันและระเหยหมดพร้อมกัน หลังบริเวณการระเหยก็จะเกิดการเผาไหม้ของไอ
พร้อมกันเป็นการเผาไหม้ที่เป็นเนื้อเดียวกันได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.5 แผนภูมิของโมเดลการเผาไหม้จุดมคคิตที่เป็นเนื้อเดียวกันของสเปรย์

ในโมเดลมิติเดียวดังกล่าว เมื่อกำหนดบริเวณที่เกิดการเปลี่ยนแปลงแล้ว สามารถใช้สมการการอนุรักษ์มวล โมเมนตัม และพลังงาน มาพิจารณาแต่ละบริเวณ โดยกำหนดค่าเริ่มต้นแต่ละบริเวณก่อน แล้วแบ่งออกเป็นช่องเล็กๆ เพื่อคำนวณการเปลี่ยนแปลงทีละน้อยในแต่ละช่อง โดยวิธี finite difference เช่น การลดขนาดของหยด เพิ่มอุณหภูมิ เมื่อนำการเปลี่ยนแปลงมาต่อกันก็จะได้ภาพรวมของการเผาไหม้ของสเปรย์ ดังแสดงในรูปด้านล่าง



รูปที่ 2.6 โมเดลของการเผาไหม้ของสเปรย์ในห้องเผาไหม้จำลองหม้อไอน้ำชนิดท่อไฟ
ก) เส้นทางการเคลื่อนที่ของหยดขนาด 200 ไมโครเมตร ข) ขนาด 100 ไมโครเมตร
ค) ขนาด 50 ไมโครเมตร ง) ความเร็ว และ จ) อุณหภูมิ

2.5.3 การฉีดพ่นของเหลวเป็นละออง (atomization)

2.5.3.1 การแตกกระจายของกระแสน้ำเป็นลำของเหลว (Disintegration of Liquid Jets)

เมื่อกระแสน้ำของเหลวพ่นออกมาจากหัวฉีดเป็นลำ (Jet) ซึ่งมีลักษณะเป็นกระแสน้ำทรงกระบอกต่อเนื่อง บนพื้นผิวมีทั้งแรงยึดติดและแรงฉีกออกทำให้เกิดทั้ง การแกว่งกวัด (Oscillation) และการส่าย

(Perturbations) การแกว่งกวัดที่เกิดที่ผิวนี้เองเมื่อขยายขนาดขึ้น มีผลทำให้มวลของของเหลวแตกกระจาย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ออกเป็นหยด ชั้นตอนนี้เรียกว่า การฉีดพ่นเป็นละอองขั้นต้น (Primary Atomization) ถ้าหยดที่เกิดขึ้นในขั้นนี้มีขนาดใหญ่กว่าขนาดวิกฤต จะแตกออกไปเป็นหยดขนาดเล็กลงในชั้นตอนที่สอง เรียกว่า การฉีดพ่นเป็นละอองขั้นที่สอง (Secondary Atomization) กระแสพ่นเป็นลำของเหลวและการแตกกระจายมีสมบัติที่สำคัญได้แก่ รูปร่างของสปรอยทั้งหมดและความยาว ขนาดและการกระจายของหยดเป็นต้น

เมื่อพิจารณาสมบัติเบื้องต้นของกระแสพ่นเป็นลำในอากาศหนึ่ง พบว่ามีความสัมพันธ์ระหว่างความยาวและเส้นผ่านศูนย์กลางกับความยาวของกระแส คือ ความยาวของกระแสจะไม่เกินเส้นรอบวงมีฉะนั้นจะแตกออกเป็นสองหยด กระแสพ่นเป็นลำนี้แตกออกเป็นหยด(Breakup) เนื่องจากมีพลังงานจากคลื่นที่ผิวมารบกวนระบบและการแตกออกขึ้นอยู่กับความยาวคลื่นเรียกว่าความยาวคลื่นของการรบกวน (Wavelength of Disturbances) สำหรับกระแสของเหลวที่มีความหนืดต่ำและความเร็วต่ำพบว่า ที่ความยาวคลื่นของการรบกวนที่เหมาะสม จะเกิดการแตกเป็นหยด ขนาดของหยดมีค่าเกือบสองเท่าของขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของกระแสพ่นเป็นลำ

ดังสมการ

$$D = 1.89d$$

ดังนั้นความเร็วของกระแสอากาศที่อยู่ล้อมรอบกระแสพ่นเป็นลำของของเหลวจึงมีอิทธิพลต่อการแตกออกเป็นหยดอย่างยิ่ง

ก) ที่ความเร็วต่ำ กระแสพ่นเป็นลำเกิดการแกว่งแล้วแตกออกเป็นหยดใหญ่ขนาดสม่ำเสมอ คือ การแตกเป็นหยดแบบเรย์เลห์ (Rayleigh Breakup)

ข) ที่ความเร็วของอากาศเพิ่มขึ้น ความเสถียรของอากาศมีผลทำให้เกิดการแกว่งของกระแสพ่นเป็นลำกับแนวแกนของกระแส อัตราการแกว่งเพิ่มขึ้น เมื่อแรงดันจากอากาศเพิ่มขึ้นจนกระทั่งเกิดการแตกเป็นหยด กรณีนี้ได้หยดเล็กที่มีขนาดต่างกัน คือ การแตกเป็นหยดด้วยแรงลม (First Wind and Second Wind Induced Breakup)

ค) ที่ความเร็วสูงมากขึ้นอีก ทำให้เกิดการแตกกระจายโดยการเกิดคลื่นของกระแสพ่นทันทีที่ออกจากหัวฉีด ได้หยดขนาดเล็กมาก คือ การแตกเป็นหยดด้วยคลื่น นั่นคือ เกิดการฉีดพ่นเป็นละอองขั้นต้น (Atomization)



รูปที่ 2.7 กลไกการเกิดหยดที่อัตราเร็วของอากาศต่างกัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.5.3.2 การแตกกระจายของแผ่นของเหลว (Disintegration of Liquid Sheets)

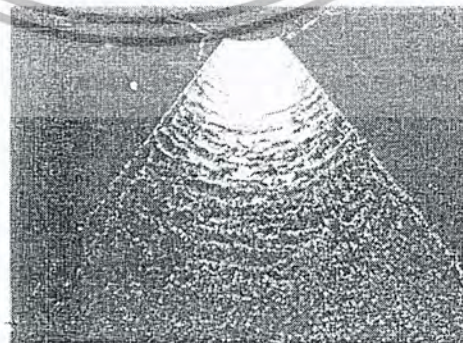
ในหัวข้อที่ผ่านมา กล่าวถึงการแตกออกของกระแสน้ำเป็นลำเป็นหยดของของเหลวขนาดเล็ก โดยเกิดการฉีดพ่นของเหลวเป็นละออง ซึ่งเป็นวิธีที่นิยมกัน เช่น กระจ้อองสเปรย์ อย่างไรก็ตามวิธีที่มีหัวฉีดหลายแบบ โดยเฉพาะน้ำมันเตาในหม้อไอน้ำอุตสาหกรรมจะไม่ฉีดพ่นออกมาเป็นกระแสน้ำแต่แผ่นของเหลวให้แผ่ฟูเป็นแผ่นคล้ายพัดหรือรูปกรวย ซึ่งจะกลายเป็นหยดขนาดเล็ก หรือละอองในที่สุด รูปแบบการกระจายของของเหลว

แบ่งออกเป็น 3 รูปแบบ คือ เกิดที่ขอบ เกิดเป็นคลื่น และเกิดเป็นแผ่นพ่น

รูปแบบที่ 1 เกิดที่ของแรงตึงผิวมีอิทธิพลมากโดยของเหลวที่มีความหนืดและแรงตึงผิวสูงจะเกาะที่ขอบหัวฉีดเป็นขอบหนา แล้วถูกดึงออกเป็นสายยาวๆ และกลายเป็นหยดเรียงกันในแนวแกนของหัวฉีด



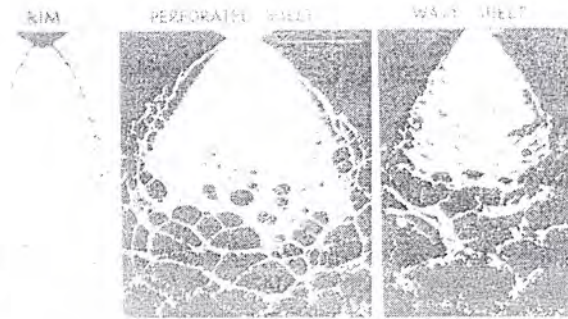
รูปแบบที่ 2 เกิดเป็นคลื่นของเหลวแผ่ออกจากหัวฉีดด้วยความยาวคลื่นเท่ากับครึ่งหนึ่ง หรือ เท่ากับความยาวคลื่นของการกวัดแกว่ง แผ่นของเหลวหดตัวเล็กน้อยด้วยแรงตึงผิวแล้วถูกทำให้แตกกระจายด้วยแรงอากาศพลศาสตร์ หรือด้วยการปั่นป่วนที่ผิวของของเหลว ก่อนที่จะถูกดึงออกเป็นเส้นยาว



รูปที่ 2.9 ภาพถ่ายแสดงการพ่นฉีดเป็นละอองรูปแบบที่ 2 เกิดเป็นคลื่น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปแบบที่ 3 การเกิดเป็นแผ่นพรุน แผ่นของเหลวแผ่ออกจนบาง แล้วเกิดรูพรุนขึ้นทั่วไป รูพรุนจะขยายออกจนจรดกัน ขอบของรูพรุนที่อยู่ติดกันจะรวมกันเป็นแผ่นเยื่อ (Ligament) ของของเหลว บางๆ ซึ่งจะขาดออกจากกันกลายเป็นหยดเล็กขนาดต่างๆกัน



รูปที่ 2.10 ภาพถ่ายแสดงการพ่นฉีดเป็นละอองรูปแบบที่ 3 เกิดเป็นแผ่นพรุน

สรุปประเด็นในหัวข้อนี้คือ

การแตกออกเป็นหยดเริ่มจากการเพิ่มพื้นที่ผิว ในรูปกระแสดำหรือแผ่นจนเกิดสถานะไม่อยู่ตัว แล้วแตกออกเป็นหยดซึ่งขึ้นอยู่กับอัตราเร็ว

ก) ถ้าการไหลเป็นแบบราบเรียบ กลไกเกิดแบบ Rayleigh

ข) ถ้าการไหลเป็นแบบปั่นป่วน กลไกการเกิด เสริมโดยความเร็วสัมพัทธ์ของของเหลวและแรงต้านอากาศ ด้าน โดยความหนืดของของเหลว การมีแรงต้านจากอากาศ มีผล

- ช่วยการแตกออกเป็นหยด โดนมี่แรงอากาศพลศาสตร์ด้านกับแรงที่ผิว
- ช่วยให้เกิดการกวัดแกว่งและการสายของกระแสและพื้นผิว
- ทำให้การกวัดแกว่งขนาดในสภาวะที่เหมาะสมมีผลให้
 - กระแสพ่นของเหลวแตกออกเป็นหยด
 - แผ่นของเหลวขาดเป็นเยื่อบางและหยด

หยดที่ขนาดใหญ่กว่าขนาดวิกฤตจะแตกต่อไปเป็นหยดที่เล็กกว่าขนาดวิกฤต

2.6 ระบบการเผาไหม้ในอุตสาหกรรม

2.6.1 หัวฉีด (Atomizers)

หัวฉีดทำหน้าที่พ่นเชื้อเพลิงเหลวให้กลายเป็นหยดเล็กๆ หรือละออง โดยอัดเชื้อเพลิงเหลวความดันสูงผ่านรูเล็ก หรือเพิ่มพื้นที่ผิวเชื้อเพลิงเหลวจนแผ่เป็นแผ่นแล้วแตกออกเป็นหยดเล็กๆ ซึ่งกระทำได้โดย

1. ใช้เชื้อเพลิงเหลวที่ความดันสูงอัดผ่านรูขนาดเล็ก เป็นหลักการของ หัวฉีดกระแสพ่นความดันสูง (pressure jet atomizers)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2. ใช้กระแสของของเหลวที่พุ่งไปปะทะกับเชื้อเพลิงเหลว เป็นหลักการของ หัวฉีดเสริม (afterburner injector)

3. ใช้กระแสของแก๊สที่ความดันสูงพุ่งไปปะทะกับผิวของเชื้อเพลิงเหลวทำให้เกิดคลื่นแล้วแผ่ ออกเป็นแผ่นเชื้อของเหลวแล้วกลายเป็นหยด เป็นหลักการของ หัวฉีดของไหลคู่ (Twin-Fluid Atomizers)

4. ใช้หลักแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง เหวี่ยงเชื้อเพลิงเหลวให้แผ่ออกที่ขอบถ้วยแล้วถูกรีดออกเป็นเส้น เป็นหลักการของ หัวฉีดแบบถ้วยหมุน (Rotary Cup Atomizers)

5. ใช้คลื่นเหนือเสียงผ่านเชื้อเพลิงเหลวทำให้แตกออกเป็นหยดเล็กๆ เป็นหลักการของ หัวฉีดใช้ คลื่นเหนือเสียง (Ultrasonic)

หัวฉีดที่ดีต้องทำหน้าที่ได้ดีตลอดทั้งช่วงการป้อนเชื้อเพลิง มีการตอบสนองที่ดีเมื่อมีการปรับ อัตราการป้อนเชื้อเพลิง ไม่มีผลจากการไหลสลับเสมอ และสามารถออกแบบได้หลายขนาด สำหรับหัวฉีด เชื้อเพลิง ต้องไม่เกิดการอุดตันได้ง่ายไม่ว่าจะด้วยสาเหตุใดก็ตาม

หัวฉีดกระแสน้ำความดันสูง (Pressure-jet atomizers)

หัวฉีดส่วนใหญ่ใช้หลักการนี้ โดยใช้เชื้อเพลิงเหลวความดันสูงอัดผ่านรูออริฟิซขนาดเล็กมาก เมื่อของเหลวผ่านหัวฉีด ความดันของเชื้อเพลิงถูกเปลี่ยนเป็นพลังงานจลน์ทำให้ได้กระแสน้ำความเร็วสูง มากเทียบกับความเร็วยของแก๊สล้อมรอบ พุ่งออกมาแล้วแตกออกเป็นหยดเล็กๆ (50-100 ไมโครเมตร) คุณภาพของการฉีดพ่นให้เกิดสเปรย์ที่ดีขึ้นกับความดันของเชื้อเพลิงเหลวเป็นอย่างมาก ดังรูปแสดง ลำดับการเกิดสเปรย์เมื่อความดันของเชื้อเพลิงเหลวเพิ่มขึ้นตามลำดับ



รูปที่ 2.11 ลำดับการเกิดสเปรย์เมื่อความดันของเชื้อเพลิงเหลวเพิ่มขึ้นตามลำดับ

สเปรย์มีรูปร่างแตกต่างกัน ขึ้นอยู่กับรูปร่างและช่องทางออกของเชื้อเพลิงเหลวและอากาศที่ ล้อมรอบ และมีการออกแบบหัวฉีดหลายแบบเพื่อให้ได้สเปรย์รูปร่างต่างๆ และสเปรย์มีคุณภาพที่ดีตลอด ช่วงอัตราส่วนการป้อนระหว่างสูงที่สุดต่อต่ำที่สุด เช่น หัวฉีดออริฟิซธรรมดา (Plain Orifice) เป็นต้น

หัวฉีดออริฟิซธรรมดา

ใช้ความดันตั้งแต่ 150 กิโลปาสกัลขึ้นไป ออริฟิซอาจมีรูปร่างต่างกันทั้งกลมหรือเหลี่ยม ได้ สเปรย์ที่มีมุมแคบ ระหว่าง 5-10 องศา ขึ้นอยู่กับสมบัติของของเหลวและความดันป้อนของกระแสที่พุ่ง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ออกมาช่วงขนาดหยดอยู่ระหว่าง 90-200 ไมโครเมตร เช่น หัวฉีดที่ใช้กับเครื่องยนต์ดีเซล (Diesel ' Injector) ซึ่งได้รับการพัฒนาและการศึกษาวิจัยอย่างมาก อีกตัวอย่างหนึ่งคือ หัวฉีดที่ใช้กับเครื่องยนต์เจ็ท เพื่อเพิ่มความสมบูรณ์ของการเผาไหม้ (afterburner injector)

หัวฉีดชิมเพลกซ์

หัวฉีดออริฟิซธรรมชาติให้สเปรย์ที่มีมุมแคบ จึงไม่สะดวกแก่การใช้งานอื่นๆ หัวฉีดชิมเพลกซ์ซึ่งให้หลักการของการหมุนวน (Swirl) ของกระแสเชื้อเพลิงเหลว ทำให้เกิดแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง บันให้เชื้อเพลิงเหลวแผ่ออกเป็นแผ่นรูปกรวยตันที่ออกจากหัวฉีด การหมุนวนเกิดขึ้นในห้องหมุนวน (Swirl Chamber) ที่มีช่องเกลียวหรือครีบบนอยู่ภายใน ดังแสดงในรูป

รูปที่ 2.12 สเปรย์ที่ได้จากหัวฉีดชิมเพลกซ์ ก) รูปกรวยตัน (Solid Cone) ข) รูปกรวยกลวง (Hollow Cone)

ตัวอย่างหัวฉีดชิมเพลกซ์ที่ให้สเปรย์รูปกรวยตันได้แก่ หัวฉีดของบริษัทเดลาแวน (Delavan) ที่ใช้ในการล้างแก๊ส การฉีดพ่นให้ถ่าน โล็กเย็น และกระบวนกรรมเคมีทั่วไป

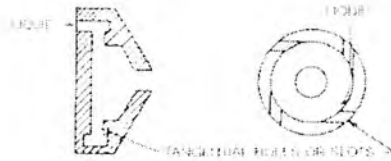
รูปที่ 2.13 หัวฉีดชิมเพลกซ์ของบริษัทเดลาแวนที่ให้สเปรย์รูปกรวยตัน

สเปรย์รูปกรวยตันให้หยดขนาดใหญ่ บริเวณศูนย์กลางมีขนาดใหญ่กว่าเส้นรอบวง จึงมีผู้ออกแบบหัวฉีดให้สเปรย์รูปกรวยกลวง ซึ่งให้การฉีดพ่นที่ดีกว่า และมีการกระจายของหยดในแนวรัศมีดีกว่า โดยใช้หลักการป้อนของเหลวผ่านช่องในแนวสัมผัส เข้าไปในห้องหมุนวนทำให้เกิดความเร็วเชิงมุมสูงมาก จึงเกิดเป็นกระแสวนที่มีอากาศตรงกลาง จากนั้นจึงผ่านมาที่ออริฟิซด้วยแรงทั้งในแนวแกนและแนวรัศมี ทำให้กระแสแผ่ออกจากหัวฉีดในรูปกรวยกลวง มุมกว้างของสเปรย์ขึ้นอยู่กับความเร็ว

สัมพัทธ์ในแนวแกนและแนวรัศมีที่ทางออก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปแสดงการออกแบบหัวฉีดชนิดพลาสมาที่ให้สเปรย์รูปกรวยกลวง และรูปแสดงหัวฉีดชนิดพลาสมาของบริษัทเตลาแวนที่ให้สเปรย์รูปกรวยกลวง



รูปที่ 2.14 การออกแบบหัวฉีดชนิดพลาสมาที่ให้สเปรย์รูปกรวยกลวง

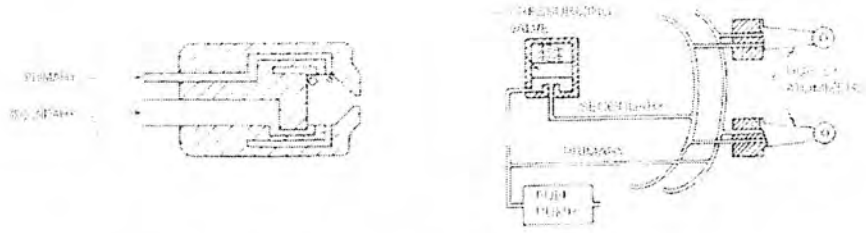


รูปที่ 2.15 หัวฉีดชนิดพลาสมาของบริษัทเตลาแวนที่ให้สเปรย์รูปกรวยกลวง

หัวฉีดช่วงกว้าง

หัวฉีดชนิดนี้ให้คุณภาพการฉีดพ่นเป็นละอองที่ดีตลอดช่วงอัตราการป้อนเชื้อเพลิง เป็นที่นิยมกันมากในระบบการเผาไหม้เครื่องยนต์และกังหันแก๊ส เช่น หัวฉีดคู่พลาสมา (Duplex atomizers) ความแตกต่างอยู่ที่มีช่องหมุนวนในแนวสัมผัสสองช่อง ช่องหนึ่งเป็นช่องนำร่องที่อัตราการไหลต่ำ และอีกช่องเป็นช่องหลักที่มีอัตราการไหลสูงกว่า โดยการป้อนซึ่งควบคุมโดยชุดท่อสองชุดผ่านวาล์วความดัน จะป้อนเข้าที่ช่องนำร่องก่อนจนกระทั่งที่อัตราการไหลสูงขึ้น ความดันสูงกว่าที่ตั้งไว้ วาล์วจึงจะเปิดให้เชื้อเพลิงไหลไปที่ช่องหลัก และทำงานพร้อมกันทั้งสองช่อง ดังนั้นความดันของเชื้อเพลิงเหลวที่หัวฉีดจะสูงอยู่ตลอดเวลาแม้เมื่อมีอัตราการไหลต่ำ ดังแสดงเปรียบเทียบกับหัวฉีดชนิดพลาสมา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น มิได้อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.16 หัวฉีดดูเพล็กซ์ และระบบท่อป้อนเชื้อเพลิงสองชุด



รูปที่ 2.17 ลักษณะการไหลของเชื้อเพลิงผ่านหัวฉีดดูเพล็กซ์ และหัวฉีดเข็มเพล็กซ์

การรักษาความดันที่หัวฉีดไว้ได้นี้มีผลให้ ได้ขนาดของหยดเล็กลงด้วย ข้อดียสำหรับหัวฉีดดูเพล็กซ์คือที่อัตราการบินสูง จะได้มุมของสเปรย์แคบกว่าที่อัตราการบินต่ำ ประมาณ 20 องศา เนื่องจากที่อัตราการบินสูงพื้นที่หน้าตัดรวมของช่องเปิดเพิ่มขึ้น ซึ่งอาจแก้ไขได้โดยการออกแบบให้มุมสัมผัสของช่องเปิดในร่องแคบกว่าของช่องเปิดหลักเพื่อลดมุมของสเปรย์ในช่วงอัตราการบินต่ำ

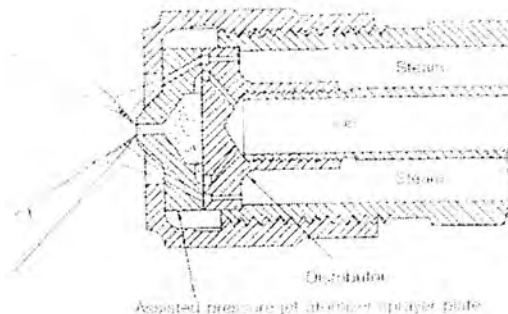
ตัวอย่างหัวฉีดช่วงกว้างอีกชนิดหนึ่งคือ หัวฉีดชนิดไหลย้อนกลับ (Spill Return) ซึ่งใช้หลักการคือ หัวฉีดเข็มเพล็กซ์ แต่ด้านหลังของห้องหมุนวนแทนที่จะตัน จะมีช่องเปิดให้เชื้อเพลิงไหลย้อนกลับจากหัวฉีดย้อนกลับผ่านท่อไปที่ปั๊ม หลักการทำงานคือ ป้อนเชื้อเพลิงเหลวด้วยความดันและอัตราการบินสูงที่สุดเสมอ ที่อัตราการบินสูง วาล์วที่ท่อไหลย้อนกลับปิด ทำให้เชื้อเพลิงทั้งหมดไหลไปที่หัวฉีด ที่อัตราการบินที่ลดลง วาล์วที่ท่อไหลย้อนกลับเปิด ทำให้เชื้อเพลิงบางส่วนไหลย้อนกลับเข้าไปในท่อย้อนกลับ ส่วนที่เหลือไหลไปที่หัวฉีดด้วยความดันคงที่ ดังนั้นการหมุนวนของของเหลวภายในห้องหมุนวนจึงสูงสม่ำเสมอทำให้ ได้สเปรย์ที่มีคุณภาพตลอดช่วงการใช้งาน



รูปที่ 2.18 หัวฉีดชนิดไหลย้อนกลับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เช่นในกังหันแก๊สอุตสาหกรรมอาจต้องการการป้อนเชื้อเพลิงสูงถึง 5 ตันต่อชั่วโมงจากหัวฉีดเพียงหัวเดียว ถ้าไม่มีอากาศช่วยอาจให้หยดเชื้อเพลิงเหลวขนาดใหญ่ถึง 1 มิลลิเมตร



รูปที่ 2.21 หัวฉีดแบบอากาศช่วย

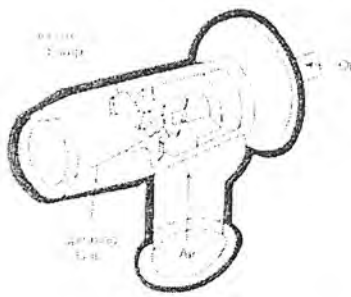
หัวฉีดแบบหมุน (Rotary Atomizers)

ป้อนน้ำมันเข้าสู่พื้นผิวที่กำลังหมุนอยู่ด้วยความเร็วรอบสูง เช่น จานแบน จานมีครีบก้น ถ้วยหรือวงล้อ แรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางจะทำให้ชั้นน้ำมันหมุนแผ่ออกไปตามแนวรัศมีจนถึงขอบแล้วถูกสับตัดออกจากขอบเป็นเส้นยาว ซึ่งจะบางลงและขาดออกเป็นหยดเล็กๆ

รูปที่ 2.22 การฉีดพ่นเป็นหยดเล็กที่เกิดจากแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางจากกลางพื้นหมุน

การฉีดพ่นเป็นหยดเล็กๆ ที่เกิดจากแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางได้หยดที่มีขนาดเล็กมาก และมีขนาดใกล้เคียงกัน โดยเฉพาะจานหมุนให้หยดที่มีขนาดเท่ากัน ซึ่งนิยมใช้ในงานวิจัยลักษณะเฉพาะของหัวฉีดชนิดนี้คือ สามารถควบคุมขนาดและความสม่ำเสมอของหยดได้โดยควบคุมอัตราเร็วของถ้วยหมุนและการป้อนเชื้อเพลิง และคุณภาพของสเปรย์จะดีขึ้นถ้าอัตราเร็วของถ้วยหมุนสูง อัตราเร็วของการป้อนเชื้อเพลิงต่ำ เชื้อเพลิงมีความหนืดต่ำ และขอบถ้วยเป็นพื้นปลา หัวฉีดที่นิยมใช้กันคือแบบวงล้อที่เจาะช่องที่ขอบ และแบบถ้วยหมุน แบบวงล้อนิยมใช้ในการพ่นแห้งด้วยสเปรย์ (Spray Drying) ซึ่งพัฒนาขึ้นมากและให้หยดเล็กมาก (SMD เล็กกว่า 20 ไมโครเมตร) ส่วนแบบถ้วยหมุนนิยมใช้ในระบบเผาไหม้เพราะสามารถใช้เชื้อเพลิงความหนืดสูงเช่น กากน้ำมันเตาได้ดี

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



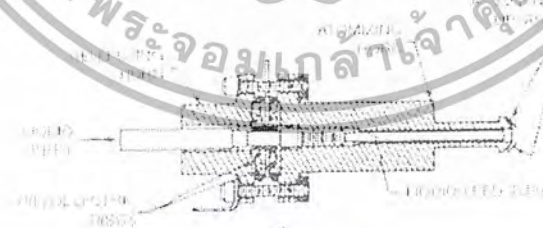
รูปที่ 2.23 หัวฉีดแบบถ้วยหมุนที่ใช้อากาศพ่น

การทำงานของหัวฉีดแบบถ้วยหมุนคือ ป้อนน้ำมันผ่านแกนถ้วยส่วนหนึ่งด้านใน ของถ้วยที่ กำลังหมุนอยู่ด้วยความเร็วรอบสูงประมาณ 4,000-6,000 รอบต่อนาที น้ำมันที่ใช้ความหนืดประมาณ 100 เซนติสโตก หัวฉีดมีอากาศพ่นล้อมรอบถ้วยเพื่อทำหน้าที่หลอมรูปร่างของสเปรย์ให้พุ่งไปข้างหน้า ดังนั้น จึงคล้ายกับหัวฉีดของไหลคู่ หอคอยของเหลวมีขนาดประมาณ 40-200 ไมโครเมตร

หัวฉีดใช้คลื่นเหนือเสียง

ถ้าผ่านของเหลวไปบนพื้นผิวของแข็งที่สั่นสะเทือนด้วยคลื่นเหนือเสียง ของเหลวจะเกิด คลื่นคล้ายตาหมากรุก เมื่อแอมพลิจูดเพิ่มขึ้น คลื่นในของเหลวสูงขึ้นจนกระทั่งคลื่นของเหลวไม่อยู่ตัว จะแตกออกเป็นหยด ในสมัยแรกๆ ให้หลักการนี้ผลิตหัวฉีดในหม้อไอน้ำขนาดเล็กที่ใช้ตามบ้านเรือน หัวฉีดเป็นอุปกรณ์ที่สั่นสะเทือนเสียงประกอบด้วยแผ่นทรานสดิวเซอร์ชนิด ไพโซอิเล็กทริก (Piezoelectric discs) หนึ่งคู่ อยู่ระหว่างแผ่นที่ทาเน็อมสะท้อน (Reflecting Horn) อีกคู่หนึ่ง และมีส่วนปลายหัวฉีดทำ หน้าที่ย้ายการสั่นสะเทือนจนกระทั่งของเหลวแตกออกเป็นหยดได้

ลักษณะสำคัญของหัวฉีดใช้คลื่นเหนือเสียงคือ หอคอยที่มีขนาดเล็กมากระหว่าง 1 ถึง 15 ไมโครเมตร อัตราเร็วของสเปรย์ต่ำทำให้ควบคุมการไหลของหยดได้แน่นอน จึงเหมาะกับการใช้งานเช่น การทำอากาศขึ้น การให้ยาแก่ระบบทางเดินหายใจ อย่างไรก็ตามหัวฉีดมีอัตราเร็วต่ำ (ประมาณ 7 ลิตรต่อ นาที) จึงไม่เหมาะกับการใช้งานกับเครื่องยนต์และเตาเผาทั่วไป



รูปที่ 2.24 หัวฉีดใช้คลื่นเหนือเสียง

2.7 ระบบเผาไหม้ของสเปรย์ในเตาเผาและหม้อไอน้ำ

มีการใช้งานหัวฉีดเชื้อเพลิงเหลวในอุตสาหกรรมทั่วไป ทั้งในการให้ความร้อนโดยตรงในเตาเผา และโดยอ้อมโดยผลิตไอน้ำในหม้อไอน้ำ นอกจากนี้ยังใช้ในระบบเผาไหม้ขนาดใหญ่คือในกังหันแก๊สใน โรงไฟฟ้าระบบความร้อนร่วมด้วย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ข้อเด่นของเชื้อเพลิงเหลว

1. สะดวกแก่การขนถ่ายและการเก็บ
2. มีสมบัติคงที่ เช่น ค่าความร้อน และสมบัติทางกายภาพอื่นๆ
3. ควบคุมอัตราการป้อนได้ง่าย
4. เผาไหม้ได้เปลวไฟที่ให้ความร้อนแบบแผ่รังสีสูง ทำให้การถ่ายโอนความร้อนมีประสิทธิภาพ

ข้อด้อย

1. ไม่สามารถควบคุมบรรยากาศในเตาเผาให้เป็นสภาวะรีดิวซ์โดยไม่เกิดควันได้
2. มีปริมาณกำมะถันสูง โดยเฉพาะกากน้ำมันก๊าดหนัก (Heavy Bottoms, Residue)

ระบบหัวเผาเชื้อเพลิงอุตสาหกรรม (Industrial oil burner)

ระบบหัวเผาเชื้อเพลิงอุตสาหกรรม ประกอบด้วย

1. หัวฉีดเพื่อฉีดพ่นให้เกิดสเปรย์
2. ช่องอากาศเพื่อนำอากาศเข้าตามรูปแบบการไหลที่กำหนด ที่ตำแหน่งและปริมาณที่ต้องการ
3. ปากหัวเผาเพื่อสะท้อนการแผ่รังสีความร้อนให้แก่เปลวไฟ
4. ระบบควบคุมการจุดระเบิดและตรวจจับเปลวไฟ
5. ระบบควบคุมอัตราการป้อนเชื้อเพลิงและอากาศ



รูปที่ 2.25 ระบบหัวเผาเชื้อเพลิงอุตสาหกรรมควบคุมโดยการป้อนกลับความเข้มข้นของออกซิเจน

ส่วนประกอบสำคัญคือระบบควบคุมอัตราการป้อนเชื้อเพลิงและอากาศ ซึ่งต้องสัมพันธ์กับความต้องการปริมาณความร้อนในแต่ละช่วงเวลาและต้องมีสัดส่วนพอดีเพื่อให้การเผาไหม้สมบูรณ์

2.7.1 อากาศพลศาสตร์ของเปลวไฟของสเปรย์ในระบบเผาไหม้ (Aerodynamics of Spray Flames in Stationary Combustion Units)

เปลวไฟที่เกิดขึ้นภายในห้องเผาไหม้อาจแบ่งเป็นสองกลุ่ม คือ

1. เปลวไฟของสเปรย์จากหัวฉีดของไหลคู่ ซึ่งให้สเปรย์ที่มีความปั่นป่วนสูงเนื่องจากใช้แรงจากกระแสอากาศที่มีโมเมนตัมสูงทำให้เชื้อเพลิงเหลวแตกกระจายเป็นหยด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2. เปลวไฟของสเปรย์จากหัวฉีดกระแสน้ำเป็นลำและหัวฉีดด้วยหมุน ซึ่งสเปรย์มีโมเมนตัมต่ำ
เทียบกับของกระแสน้ำอากาศ

เปลวไฟของสเปรย์จากหัวฉีดของไหลคู่

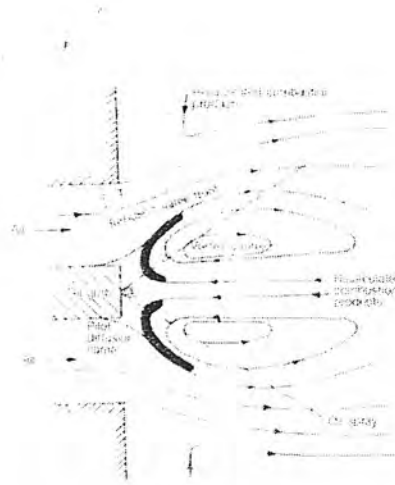
เปลวไฟที่เกิดขึ้นมีลักษณะยาวและมุมแคบ การแผ่ออกขึ้นอยู่กับการแพร่แบบปั่นป่วนของอากาศ
ที่ทำหน้าที่ฉีดพ่น เนื่องจากขนาดของหยดเล็ก ตัวแปรสำคัญจึงเป็น โมเมนตัมของอากาศที่ใช้ฉีดพ่นใน
หัวฉีด เมื่อมีการหมุนปั่นเพิ่มขึ้นการแผ่ออกจะกว้างขึ้น และการหมุนวนตามแนวแกนเพิ่มขึ้นด้วย
กลายเป็นรูปร่างเปลวไฟ แบบ ข) และ ค) ตามลำดับ



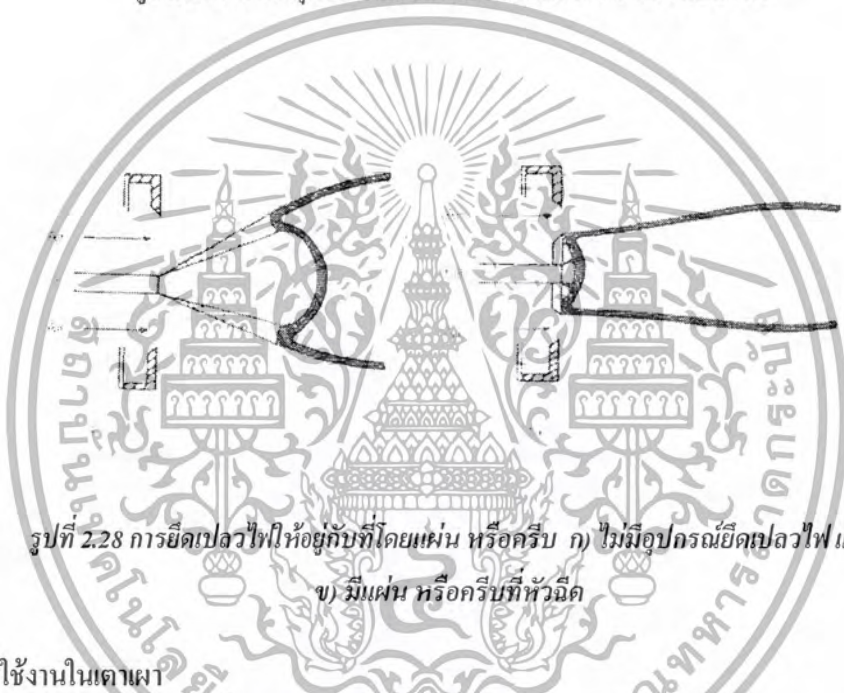
รูปที่ 2.26 ชนิดของเปลวไฟ ก) ชนิด 0 เปลวไฟยาวไม่มีการหมุนปั่น หัวเผาติดตั้งที่มุมเตาเผา
ข) ชนิด 1 กระแสน้ำพุ่งเข้าไปในบริเวณที่มีการหมุนวนภายใน และ
ค) ชนิด 1C เปลวไฟสั้นมีการหมุนวนภายในสูง หัวเผาติดตั้งที่ผนังเตา

เปลวไฟของสเปรย์จากหัวฉีดกระแสน้ำความดันสูง

เนื่องจากโมเมนตัมของสเปรย์ไม่สูงมากนักเทียบกับของอากาศล้อมรอบ รูปร่างของเปลวไฟจึง
ขึ้นอยู่กับรูปแบบการไหลของอากาศเป็นอย่างมาก เช่นการมีอากาศหมุนปั่นเข้ามาจะทำให้เกิดการหมุนวน
ภายในซึ่งทำให้การเผาไหม้สมบูรณ์ อย่างไรก็ตามเปลวไฟชนิดนี้ต้องมีอุปกรณ์ช่วยยึดเปลวไฟให้อยู่กับที่
ดังตัวอย่างในรูป



รูปที่ 2.27 การหมุนวนภายในที่มีผลต่อตำแหน่งของแนวเปลวไฟ



รูปที่ 2.28 การยืดเปลวไฟให้อยู่กับที่โดยแผ่น หรือกริป ก) ไม่มีอุปกรณ์ยืดเปลวไฟและ ข) มีแผ่น หรือกริปที่หัวฉีด

2.7.2 การใช้งานในเตาเผา

นิยมใช้หัวเผา น้ำมัน ก๊าซ อย่างกว้างขวางในเตาเผาอุตสาหกรรม โดยเฉพาะเตาเหล็ก แก้ว หลอมเหลว และในเตาเผาขนาดเล็กที่ใช้ในงานเซรามิก และอื่นๆ อีกมาก โดยทั่วไปใช้หัวฉีดของไหลคู่ ส่วนหัวฉีดกระแสน้ำวนความดันสูงใช้เฉพาะในงานที่ไม่ต้องการปรับอัตราส่วนการป้อนสูงที่สุดต่อต่ำที่สุดมากนัก หัวฉีดอากาศพ่นมีข้อได้เปรียบที่สามารถใช้อากาศอุ่นได้ โดยการติดตั้งเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนระหว่างฟลูเอกซ์กับอากาศ มีผลให้เพิ่มประสิทธิภาพทางความร้อนได้ ระบบการควบคุมอาจเป็นแบบอัตโนมัติ กึ่งอัตโนมัติ หรือควบคุมด้วยมือ โดยอาจใช้การวิเคราะห์เปอร์เซ็นต์ออกซิเจนติดตามการเผาไหม้ สำหรับการควบคุมอุณหภูมิซึ่งสำคัญมากสำหรับเตาเผา ใช้การนำฟลูเอกซ์ส่วนหนึ่งกลับมาป้อนเตาเผาใหม่(Flue Gas Recirculation) ซึ่งช่วยเพิ่มประสิทธิภาพเตาเผาได้ด้วย การใช้งานโดยทั่วไปเป็นดังนี้

- อุตสาหกรรมถลุงโลหะ ใช้หัวฉีดอากาศพ่น
- อุตสาหกรรมแก้วและเซรามิก ใช้หัวฉีดอากาศพ่นและหัวฉีดกระแสน้ำวนความดันสูง
- อุตสาหกรรมประกอบทั่วไป ใช้หัวฉีดแบบวงล้อหมุน และหัวฉีดใช้คลื่นเหนือเสียง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.7.3 การใช้งานในหม้อไอน้ำและการให้ความร้อนกระบวนการ

การใช้งานหลักคือในหม้อไอน้ำแบบท่อขนาดใหญ่ในโรงจักรไฟฟ้า แต่ก็มีการใช้ในหม้อไอน้ำขนาดเล็กและระบบให้ความร้อนรวมของอาคารอย่างกว้างขวางด้วย

ในหลักการออกแบบหม้อไอน้ำ ส่วนแรกออกแบบให้ถ่ายโอนความร้อนแบบแผ่รังสี ส่วนที่สองออกแบบให้ถ่ายโอนความร้อนแบบการพา การติดตั้งหัวเผาอาจอยู่ในผนังเตาด้านเดียว หรือด้านตรงกันข้ามกันทั้งสองด้าน หรือติดตั้งที่มุมของเตาทั้งสี่มุม เชื้อเพลิงเหลวเป็นน้ำมันเตาความหนืดสูง หรือถ่านหิน น้ำมันเตา ความหนืดระหว่าง 350-900 เซนติสโตก ที่ 37.8 องศาเซลเซียส ปริมาณกำมะถันระหว่างร้อยละ 2-3 หรือน้อยกว่านั้น หัวฉีดเป็นหัวฉีดกระแสพ่นความดันสูง หรือหัวฉีดแบบอากาศช่วย แต่ปัจจุบันให้หัวฉีดของไหลกลุ่มมากขึ้นเพราะปรับอัตราการป้อนได้มากกว่าและไม่ค่อยเกิดควัน นอกจากนี้ยังใช้หัวฉีดเชื้อเพลิงเหลวเป็นหัวฉีดนำร่องในหม้อไอน้ำที่ใช้ถ่านหินเพื่ออุ่นเตาก่อน และอาจใช้เป็นเชื้อเพลิงเสริมตลอดเวลาด้วย

สำหรับหม้อไอน้ำที่ใช้หัวฉีดเชื้อเพลิงเหลว มีบริษัทผลิตจำหน่ายสำเร็จรูปตั้งแต่ขนาดเล็กไปถึงขนาดใหญ่ มีหัวฉีดให้เลือกหลายชนิด แต่มักนิยมใช้หัวฉีดของไหลกลุ่ม และหัวฉีดแบบถ้วยหมุน ผลิตไอน้ำระหว่าง 500-29,000 กิโลกรัมต่อชั่วโมง ใช้ น้ำมันเตาความหนืดระหว่าง 200-900 เซนติสโตก ที่ 37.8 องศาเซลเซียส โดยมีระบบอุ่นน้ำมันเพื่อลดความหนืดลงเหลือ 15-25 เซนติสโตก ถ้าใช้หัวฉีดของไหลกลุ่มสามารถใช้ไอน้ำร้อนขนาดยังถึง 250 องศาเซลเซียสได้



บทที่ 3

เครื่องยนต์กังหันก๊าซ

3.1 หลักการทำงานของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ

หลักการทำงานพื้นฐานของเครื่องยนต์กังหันก๊าซสามารถสรุปได้เป็น 3 ขั้นตอน คือ

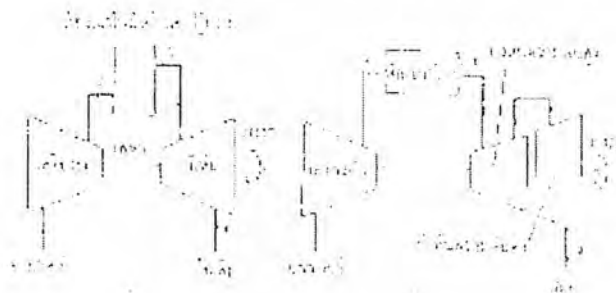
3.1.1 การอัด (Compression) ของไหล (อากาศ) จากภายนอกจะถูกคอมเพรสเซอร์ดูดและอัดให้มีความดันเพิ่มมากขึ้น เพื่อส่งต่อไปยังระบบการเผาไหม้ โดยกระบวนการอัดที่เกิดขึ้นเป็นแบบอะเดียแบติก (Adiabatic) ซึ่งจะมีอุณหภูมิสูงขึ้น หากเป็นคอมเพรสเซอร์ที่มีหลายขั้น (Multi Stage) จะทำให้ของไหลมีความเร็วและความดันเพิ่มขึ้น

3.1.2 การสันดาป (Combustion) แหล่งจ่ายเชื้อเพลิงจะทำหน้าที่จ่ายเชื้อเพลิงเข้าไปผสมกับอากาศที่เข้ามาด้วยความเร็วจากการอัดของคอมเพรสเซอร์ ทำให้เกิดการสันดาปภายในห้องเผาไหม้ ความดันที่เกิดจากการเผาไหม้จะคงที่ เปลวไฟที่เกิดจากการเผาไหม้จะยาวเป็นแนวเดียวกับความยาวห้องเผาไหม้ และเนื่องจากความดันของของไหลที่เข้ามาภายในห้องเผาไหม้มีความดันสูง จะทำให้เปลวไฟที่เกิดขึ้นไม่สัมผัสกับผนังของห้องเผาไหม้

3.1.3 การขยายตัว (Expansion) ก๊าซที่เกิดจากการเผาไหม้ซึ่งมีความดันสูง จะถูกปล่อยออกโดยขยายตัวผ่านทางเทอร์ไบน์ ในขั้นตอนนี้จะเป็นการเปลี่ยนพลังงานของของไหลให้เป็นพลังงานกล การขยายตัวของก๊าซที่อุณหภูมิและความดันสูง จะถ่ายโอนพลังงานไปให้แก่ใบพัดของเทอร์ไบน์ ทำให้ใบพัดหมุน โดยงานบางส่วนจะส่งกลับไปเพื่อใช้ขับเคลื่อนคอมเพรสเซอร์เพื่ออัดอากาศเข้ามาเป็นวัฏจักร สำหรับพลังงานส่วนที่เหลือจะถูกนำไปประยุกต์ใช้งานอย่างอื่นต่อไป

3.2 วัฏจักรกังหันก๊าซ (Gas Turbine Cycles)

ก๊าซร้อนที่ออกจากห้องเผาไหม้หรือเตาปฏิกรณ์ชนิดก๊าซหล่อเย็น (Gas – Cooled Reactor) สามารถนำมาใช้เป็นของไหลทำงานในเครื่องต้นกำลังได้โดยตรง นั่นคือ โดยการขยายตัวผ่านกังหันก๊าซหรือโดยทางอ้อมโดยการให้ความร้อนแก่ของไหลทำงานในขั้นต้นก่อน เรียกวัฏจักรทั้งสองนี้ว่า วัฏจักรโดยตรงและวัฏจักรโดยอ้อม (Direct and Indirect Cycle) ซึ่งยังแบ่งย่อยในแต่ละชนิดออกเป็นวัฏจักรเปิดและวัฏจักรปิด (Open and Closed Cycle) ดังนี้



รูปที่ 3.1 วัฏจักรกังหันก๊าซแบบเปิดชนิดโดยตรง (Direct Open Gas Turbine Cycle)

(ก) เพลงเดี่ยว และ (ข) สองเพลง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.2.1 วัฏจักรเปิดชนิดโดยตรง (Direct Open Cycle)

วัฏจักรเปิดชนิดโดยตรงดังแสดงในรูปที่ (2.1) อากาศเข้าเครื่องอัดอากาศที่จุด 1 ซึ่งจะถูกอัดไปที่จุด 2 จากนั้น อากาศจะเข้าสู่ห้องเผาไหม้หรือเตาปฏิกรณ์และรับความร้อนที่ความดันคงที่ (เชนอุดมคติ) ก๊าซไอเสียที่เกิดขึ้นจะเข้าสู่กังหันที่จุด 3 แล้วขยายตัวผ่านกังหันมาที่จุด 4 ก๊าซไอเสียร้อนที่ออกมาจะผสมกับบรรยากาศด้านนอกวัฏจักร และอากาศเย็นที่บริสุทธิ์จะถูกป้อนเข้าสู่วัฏจักรที่จุด 1 กำลังของกังหันจะจ่ายให้กับเครื่องอัดอากาศ กำลังงานใช้ประโยชน์อาจจ่ายโดยกังหัน หรือโดยการที่ก๊าซขยายตัวออกได้อีก ในหัวฉีดซึ่งจ่ายแรงขับ (Propulsion) ตู้ยานที่ติดตั้งเครื่องต้นกำลัง เช่น เครื่องบินเจ็ต เพราะว่าวัฏจักรเป็นแบบเปิด ฉะนั้นของไหลทำงานจึงเป็นไปได้เฉพาะอากาศเท่านั้น (บนโลก)

3.2.2 วัฏจักรเปิดชนิดโดยอ้อม (Indirect Open Cycle)

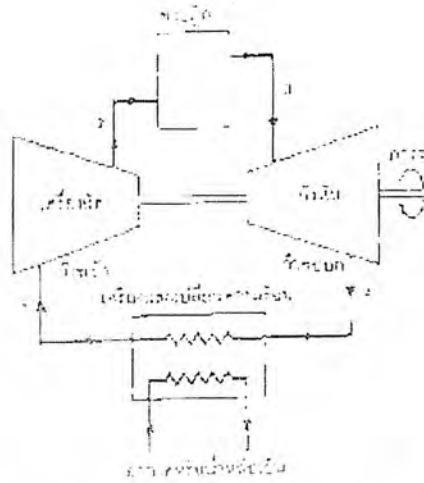
องค์ประกอบของวัฏจักรเปิดชนิดโดยอ้อม (รูปที่ 3.2) คล้ายคลึงกับของวัฏจักรเปิดชนิดโดยตรง ยกเว้นอากาศซึ่งเป็นของไหลทำงานจะได้รับความร้อนจากสารหล่อเย็น (Coolant) ในเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อน วัฏจักรนี้เหมาะสำหรับใช้เมื่อต้องการป้องกันมลภาวะทางอากาศจากการรับความร้อนโดยตรง เช่น จากเตาปฏิกรณ์นิวเคลียร์ซึ่งอาจมีรังสีถูกปล่อยกระจายสู่บรรยากาศ อย่างไรก็ตาม การใช้วัฏจักรปิดจะเหมาะสมกับเตาปฏิกรณ์นิวเคลียร์มากกว่า

รูปที่ 3.2 วัฏจักรกังหันก๊าซแบบเปิดชนิดโดยอ้อม (Indirect Open Gas Turbine Cycle)

3.2.3 วัฏจักรปิดชนิดโดยตรง (Direct Closed Cycle)

ในวัฏจักรปิดชนิดโดยตรง (รูปที่ 3.3) ก๊าซหล่อเย็น (Gas Coolant) ได้รับความร้อนในเตาปฏิกรณ์ , ขยายตัวผ่านกังหัน , เย็นตัวลงในเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อน และถูกอัดกลับสู่เตาปฏิกรณ์ ในวัฏจักรนี้นอกจากใช้อากาศเป็นของไหลทำงานแล้วอาจใช้ก๊าซอื่นเป็นของไหลทำงานได้ และในสภาพการทำงานปกติจะไม่มีรังสีของก๊าซผ่านออกสู่บรรยากาศ ระบบปิดสามารถใช้ของเหลวภายใต้สภาวะอัดตัวเป็นของไหลทำงานได้ ซึ่งทำให้ช่วยลดขนาดของเครื่องอัดลง ของเหลวทำงานที่เหมาะสมมากที่สุด ณ ขณะนี้คือ ฮีเลียม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.3 วัฏจักรแบบปิดชนิดโดยตรง (Direct Closed Gas Turbine Cycle)

3.2.4 วัฏจักรปิดชนิดโดยอ้อม (Indirect Closed Cycle)

วัฏจักรปิดชนิดโดยอ้อมเป็นแบบผสมของวัฏจักรเปิดโดยอ้อม และวัฏจักรปิดชนิดโดยตรง ซึ่งเตาปฏิกรณ์ถูกแยกออกจากของไหลทำงาน โดยเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อน ขณะที่ก๊าซทำงานปลดปล่อยความร้อนสู่บรรยากาศผ่านทางเครื่องแลกเปลี่ยนความร้อนเช่นกัน (รูปที่ 3.4) สารหล่อเย็นเริ่มแรกอาจเป็นน้ำ, โลหะเหลว หรือก๊าซ เช่น ฮีเลียม

รูปที่ 3.4 วัฏจักรกังหันก๊าซแบบปิดชนิดโดยอ้อม (Indirect Closed Gas Turbine Cycle)

3.3 วัฏจักรเบรตัน (Brayton's Cycle)

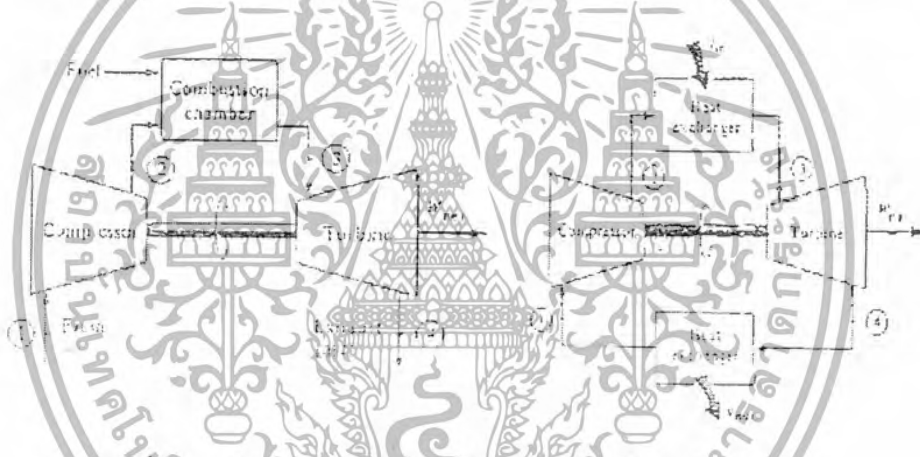
วัฏจักรเบรตัน (Brayton's Cycle) ได้รับการคิดค้นครั้งแรกโดย "George Brayton's" สำหรับใช้กับเครื่องแบบข้อเสื่อ - ข้อต่อ เมื่อประมาณ ค.ศ. 1870 แต่ปัจจุบันนี้มักถูกนำมาใช้กับเครื่องกังหันก๊าซ ตามปกติเครื่องกังหันทำงานในลักษณะวัฏจักรเปิด (Open Cycle) ตามที่แสดงในรูปที่ 3.5 ซึ่งมีลักษณะการทำงานคือ อากาศจากภายนอกถูกดูดเข้าสู่เครื่องอัด (Compressor) และจะถูกอัดให้มีอุณหภูมิและความดันสูงขึ้น อากาศที่มีความดันสูงนี้จะถูกส่งเข้าสู่ห้องเผาไหม้เพื่อทำการเผาไหม้กับน้ำมันเชื้อเพลิงใน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ลักษณะความดันคงที่ ก๊าซร้อนซึ่งได้มาจากการเผาไหม้จะถูกส่งไปยังเครื่องกังหันและขยายตัวจนความดันลดลงเท่ากับความดันบรรยากาศ การขยายตัวนี้เป็นผลให้เกิดการผลิตกำลังงาน ซึ่งสามารถนำไปใช้ประโยชน์ต่าง ๆ ได้ ส่วนก๊าซร้อนที่ออกจากเครื่องกังหันนี้จะถูกส่งออกภายนอกในลักษณะก๊าซเสีย

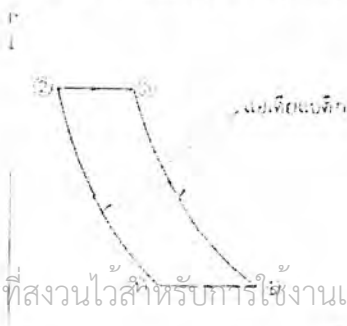
การทำงานของเครื่องกังหันก๊าซที่กล่าวมาข้างต้นนี้ สามารถแทนลักษณะการทำงานได้ด้วยวัฏจักรปิด (Closed Cycle) ซึ่งสะดวกต่อการวิเคราะห์โดยใช้ข้อสมมติฐานอากาศมาตรฐาน (Air - standard Assumption) ด้านล่างของรูป 3.5 แสดงถึงวัฏจักรดังกล่าว ในกรณีนี้ กระบวนการอัด (Compression) และขยายตัว (Expansion) ยังคงเป็นเช่นเดิม แต่กระบวนการเผาไหม้นั้นถูกแทนด้วยกระบวนการให้ความร้อน (Heat Addition) ที่ความดันคงที่ และกระบวนการขับไล่ก๊าซเสียนั้นถูกแทนด้วยกระบวนการคายความร้อน (Heat Rejection) ที่ความดันคงที่ วัฏจักรดังกล่าวนี้เป็นวัฏจักรทางอุณหพลศาสตร์ซึ่งของไหลทำงานจะวนเวียนอยู่ในวัฏจักร วัฏจักรนี้มีชื่อเรียกว่า วัฏจักรเบรตัน (Brayton Cycle) อันประกอบไปด้วยสี่กระบวนการซึ่งเป็นแบบย้อนกลับได้ภายใน (Internally Reversible)

วัฏจักรที่นำมาใช้กับเครื่องยนต์กังหันก๊าซ (Gas Turbine) จะประกอบไปด้วยกระบวนการต่าง ๆ ดังนี้



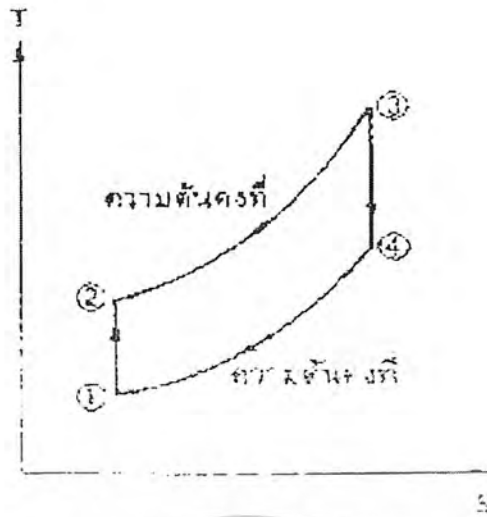
รูปที่ 3.5 การทำงานของเครื่องกังหันก๊าซเป็นวัฏจักรเปิดและวัฏจักรปิด

- กระบวนการ 1 - 2 : เป็นการอัดตัวแบบเอดิเยแบติก อากาศถูกอัดในคอมเพรสเซอร์
- กระบวนการ 2 - 3 : เป็นการให้ความร้อนแบบความดันคงที่ (Constant Pressure) เชื้อเพลิงจะถูกเผาไหม้พร้อมกับอากาศที่ถูกอัดผ่านคอมเพรสเซอร์เข้ามายังห้องเผาไหม้
- กระบวนการ 3 - 4 : เป็นการขยายตัวแบบเอดิเยแบติก ก๊าซที่ถูกเผาไหม้จากห้องเผาไหม้จะถูกส่งผ่านเข้ามายังกังหัน (Turbine) และเกิดการขยายตัว (Expansion)
- กระบวนการ 4 - 1 : เป็นการคายความร้อนออกแบบความดันคงที่ (เป็นจิ้งหะคายหรือไอเสียออก)



รูปที่ 3.6 (ก) แผนภาพ P - V ของวัฏจักรเบรตัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.6 (ข) แผนภาพ T-S ของวัฏจักรเบรตัน

พื้นที่ของรูป 3.6 (ก) และ (ข) เมื่อถิดออกมาในรูปของพลังงานจะมีค่าเท่ากันเพียงแต่ รูป 3.6 (ก) จะอยู่ในรูปของพลังงานกล สำหรับรูปที่ 3.6 (ข) จะเป็นรูปของพลังงานความร้อน

3.4 วัฏจักรทางทฤษฎี

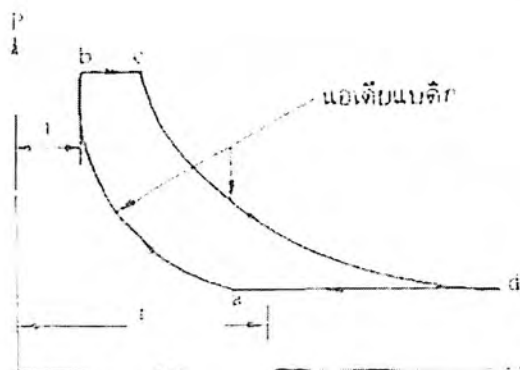
ลักษณะการทำงานของเครื่องยนต์กังหันแก๊สได้กล่าวมาแล้วจะทำงานในลักษณะที่มีกระบวนการที่ไหลสม่ำเสมอ (Flow work) ซึ่งมีวงจรการทำงานและแผนภาพ P-V ดังแสดงในรูปที่ 3.7



รูปที่ 3.7 P-V diagrams ของวัฏจักรที่มีการไหลสม่ำเสมอ

หลักการทำงานของการเผาไหม้ (ให้ความร้อน) อาจจะเป็นแบบปริมาตรคงที่ (constant volume) หรือแบบความดันคงที่ (constant pressure) สำหรับแบบปริมาตรคงที่ในปัจจุบันไม่มีการสร้างมาใช้ ก็คงเหลือในแบบความดันคงที่ ซึ่งแผนภาพ P-V ของการเผาไหม้แบบความดันคงที่จากจุดที่ 2-3 ได้แสดงให้เห็นในรูปที่ 3.7 จากรูปจะเห็นว่า มีแผนภาพ P-V อยู่ 3 รูป รูป (ก) เป็นการอัดตัวในคอมเพรสเซอร์ (จากจุดที่ 1-2) รูป (ข) เป็นแผนภาพ P-V รวมถึงแต่การอัดตัวจากจุดที่ 1-2 ในคอมเพรสเซอร์ เผาไหม้จากจุดที่ 2-3 ในห้องเผาไหม้ และขยายตัวจากจุดที่ 3-4 ในเทอร์ไบน์ สำหรับรูป (ค) เป็นการขยายตัวในเทอร์ไบน์จากจุดที่ 3-4

จากแผนภาพ P-V ในรูปที่ 3.7 ที่กล่าวมาแล้ว รูป (ข) เราสามารถเขียนใหม่ในเชิงทฤษฎีดังนี้ เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.8 แผนภาพ P-V วัฏจักรในเชิงทฤษฎี

จากรูปที่ 3.8 จาก a ไป b เป็นการอัดตัวแบบแอดีแบติกในคอมเพรสเซอร์ จาก b ไป c เป็นการให้ความร้อน (Heat Addition) ในแบบความดันคงที่ในห้องเผาไหม้ จาก c ไป d เป็นการขยายตัวแบบแอดีแบติกในเทอร์ไบน์ และ d ไป a เป็นการไล่อิสเทียออกในแบบความดันคงที่ ดังนั้น จากหลักการของวิชาเทอร์โมไดนามิกส์ เราจะได้สมการดังต่อไปนี้

ความร้อนที่ให้ (Heat Addition) $Q_A = C_p(T_c - T_b)$

ความร้อนที่ส่งออก (Heat Rejected) $Q_R = C_p(T_d - T_a)$

ประสิทธิภาพของวัฏจักร

$$\eta_c = \frac{Q_A - Q_R}{Q_A} = \frac{C_p(T_c - T_b) - C_p(T_d - T_a)}{C_p(T_c - T_b)}$$

ประสิทธิภาพของวัฏจักร

$$= 1 - \frac{(T_d - T_a)}{(T_c - T_b)} \quad (3.1)$$

เนื่องจากอัตราส่วนการอัดตัวและอัตราส่วนการขยายตัวเท่ากัน (พิจารณาแผนภาพ P-V รูปที่ 2.3 (ข)) จะเห็นว่าที่จุด 1 และ 4 มีความดันเท่ากันคือ ความดันบรรยากาศ และที่จุด 2 และ 3 มีความดันเท่ากันคือ เป็นความดันในห้องเผาไหม้ จะได้ว่า

$$r_p = \frac{P_2}{P_1} = \frac{P_3}{P_4}$$

เมื่อ r_p คือ อัตราส่วนความดัน

จากสมการของกระบวนการแอดีแบติก

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

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดังนั้น
$$\frac{T_b}{T_a} \left[\frac{P_b}{P_c} \right]^{(k-1)/k} = r_p^{(k-1)/k}$$

และ
$$\frac{T_c}{T_d} = \left[\frac{P_c}{P_d} \right]^{(k-1)/k} = r_p^{(k-1)/k}$$

เพราะฉะนั้น
$$T_c = T_d \times r_p^{(k-1)/k}$$

และ
$$T_b = T_a \times r_p^{(k-1)/k}$$

แทนค่า T_c, T_b ในสมการที่ (3.1)
$$= 1 - \left[\frac{T_d - T_a}{T_d \times r_p^{(k-1)/k} - T_a \times r_p^{(k-1)/k}} \right] \quad (3.2)$$

ประสิทธิภาพ
$$\eta_t = 1 - \left[\frac{T_d - T_a}{r_p^{(k-1)/k} T_d - (T_d - T_a)} \right]$$

เมื่อ η_t คือ ประสิทธิภาพความร้อน (Thermal Efficiency)

หรือถ้าให้
$$r_c = \frac{V_2}{V_1} = \frac{V_3}{V_4}$$

เมื่อ r_c คือ อัตราส่วนการอัดอากาศ

ดังนั้น
$$\frac{T_b}{T_a} = \left[\frac{V_a}{V_c} \right]^{k-1} = r_c^{k-1}$$

และ
$$\frac{T_c}{T_d} = \left[\frac{V_d}{V_c} \right]^{k-1} = r_c^{k-1}$$

$\therefore T_b = T_a \times r_c^{k-1}$

และ
$$T_c = T_d \times r_c^{k-1}$$

แทนค่าในสมการที่ (3.1) ประสิทธิภาพ
$$\eta_t = 1 - \left[\frac{T_d - T_a}{T_d r_c^{k-1} \times T_d r_c^{k-1}} \right]$$

$$= 1 - \left[\frac{T_d - T_a}{r_c^{k-1} (T_d - T_a)} \right]$$

$$= 1 - \left[\frac{1}{r_c} \right]^{k-1}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.5 วัฏจักรที่แท้จริง

ข้อแตกต่างของการทำงานของวัฏจักรที่แท้จริง (Actual Cycle) ของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์จะไม่เป็นไปตามวัฏจักรทางทฤษฎี (Ideal Cycle) ทั้งนี้เป็นเพราะว่าในวัฏจักรที่เกิดขึ้นจริง ๆ นั้น มีตัวแปรอยู่หลายอย่างที่ทำให้วัฏจักรไม่เป็นไปตามทฤษฎี ดังนั้นในการคำนวณค่าต่าง ๆ ของวัฏจักรจึงต้องคำนึงถึงข้อแตกต่างเหล่านั้น และเราสามารถจะแบ่งออกเป็นข้อใหญ่ ๆ ได้ดังต่อไปนี้

1. การอัดในคอมเพรสเซอร์และการขยายตัวในเทอร์ไบน์ไม่เป็นไปตามกระบวนการไอเซนโทรปิก (Isentropic Process)
2. ค่าความร้อนจำเพาะของสารตัวกลาง คือ อากาศที่ผ่านคอมเพรสเซอร์ และแก๊สที่ผ่านเทอร์ไบน์มีค่าไม่เท่ากัน
3. มวลของสารตัวกลางที่ผ่านคอมเพรสเซอร์และเทอร์ไบน์มีปริมาณไม่เท่ากัน
4. การสูญเสียความดันในห้องเผาไหม้ที่อัดและส่งมาจากคอมเพรสเซอร์

3.5.1 การอัดอากาศในคอมเพรสเซอร์และการขยายตัวของแก๊สในเทอร์ไบน์

เป็นไปตามกระบวนการแอดิแบติก แต่เนื่องจากกระบวนการแอดิแบติกมี 2 แบบคือ แอดิแบติกแบบย้อนกลับได้และแอดิแบติกแบบย้อนกลับไม่ได้

จากรูป ถ้าเป็นการอัดตัวแบบแอดิแบติกแบบย้อนกลับได้ ซึ่งเป็นวัฏจักรทางทฤษฎี การอัดตัวก็จะอัดจากจุดที่ 1-2 แต่ในวัฏจักรที่แท้จริงแล้ว การอัดตัวจะเป็นแบบแอดิแบติกแบบย้อนกลับไม่ได้ การอัดตัวก็จะเริ่มจากจุดที่ 1-2'



รูปที่ 3.9 วัฏจักรทางทฤษฎีของคอมเพรสเซอร์และเทอร์ไบน์

ในทำนองเดียวกันในจังหวะการขยายตัวของแก๊สเทอร์ไบน์ในเทอร์ไบน์ ถ้าการขยายตัวเป็นไปในทางทฤษฎีคือเป็นไปตามแอดิแบติกแบบย้อนกลับได้ การขยายตัวก็จะเริ่มจากจุดที่ 3-4 แต่ในวัฏจักรที่เกิดขึ้นจริง ๆ จะขยายตัวแบบแอดิแบติกแบบย้อนกลับไม่ได้ คือขยายตัวจากจุดที่ 3-4'

สาเหตุการทำงานของวัฏจักรเป็นแบบแอดิแบติกแบบย้อนกลับไม่ได้ ก็เนื่องจากว่าทั้งคอมเพรสเซอร์และเทอร์ไบน์ จะต้องมีการสูญเสียเกิดขึ้นเนื่องจากความเสียด (Friction) ภายใน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

คอมเพรสเซอร์และเทอร์ไบน์ หรือพูดง่าย ๆ ว่า ประสิทธิภาพของคอมเพรสเซอร์และเทอร์ไบน์จะมีค่า ประสิทธิภาพไม่เต็ม 100 เปอร์เซ็นต์

ในจังหวะอัดเนื่องจากคอมเพรสเซอร์มีความฝืด (Actual Cycle) จึงทำให้ค่าอุณหภูมิของอากาศ ที่ออกจากคอมเพรสเซอร์มีค่าสูงขึ้น จาก T_2 เป็น T_2' ซึ่งถ้าเราพูดถึงการทำงานของคอมเพรสเซอร์ ถ้า คอมเพรสเซอร์มีประสิทธิภาพไม่เต็ม 100 % ก็หมายความว่างานที่เราให้คอมเพรสเซอร์ในการอัดอากาศ จะมีค่าสูงกว่างานที่ใช้จริง หรือจะเขียนเป็นสมการที่เราคุ้นเคยอยู่บ่อย ๆ ก็คือ

$$\text{ประสิทธิภาพของคอมเพรสเซอร์ } (\eta_c) = \frac{\text{งานที่ใช้จริง}}{\text{งานที่ให้แก่อคอมเพรสเซอร์}}$$

$$\text{ประสิทธิภาพของคอมเพรสเซอร์ } (\eta_c) = \frac{\text{งานของกระบวนการไอเซนโทรปิก}}{\text{งานที่ใช้จริง}}$$

จากรูป 3.9 เราหางานของกระบวนการไอเซนโทรปิก และงานที่ใช้จริงของคอมเพรสเซอร์ได้

ดังนี้

$$\text{งานของกระบวนการ ไอเซนโทรปิก} = W_{C_p}(T_2' - T_1)$$

$$\text{งานที่ใช้จริง} = W_{C_p}(T_2 - T_1)$$

$$\begin{aligned} \text{ดังนั้น ประสิทธิภาพของคอมเพรสเซอร์ } (\eta_c) &= \frac{W_{C_p}(T_2' - T_1)}{W_{C_p}(T_2 - T_1)} \\ (\eta_c) &= \frac{T_2' - T_1}{T_2 - T_1} \end{aligned}$$

ในทำนองเดียวกัน เมื่อเป็นงานของเทอร์ไบน์ เนื่องจากงานที่ได้จากเทอร์ไบน์เมื่อคิดถึง ประสิทธิภาพของเทอร์ไบน์ ซึ่งมีค่าไม่ถึง 100 % แล้ว งานที่ได้จากเทอร์ไบน์จริง (Actual Work) ก็จะมี ค่าน้อยกว่างานที่ได้ตามทฤษฎี (Reversible Adiabatic Work หรือ Isentropic Work) ซึ่งสามารถเขียนเป็น สมการได้ดังนี้

$$\text{ประสิทธิภาพของเทอร์ไบน์ } (\eta_t) = \frac{\text{งานที่ได้จริง}}{\text{งานของกระบวนการไอเซนโทรปิก}}$$

จากรูปที่ 3.9 เราสามารถหางานของกระบวนการไอเซนโทรปิก และงานที่ได้จริงจากเทอร์ไบน์ ได้ดังนี้

งานของกระบวนการไอเซนโทรปิก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\begin{aligned} \text{งานของกระบวนการไอเซนโทรปิก} &= W_C (T_3 - T_4) \\ \text{งานที่ได้จริง} &= W_C (T_3 - T_4) \\ \text{ดังนั้น ประสิทธิภาพของเทอร์ไบน์ } (\eta_i) &= \frac{W_C (T_3 - T_4)}{W_C (T_3 - T_4)} \\ \eta_i &= \frac{(T_3 - T_4)}{(T_3 - T_4)} \end{aligned}$$

3.5.2 ความแตกต่างของอากาศที่ผ่านคอมเพรสเซอร์กับแก๊สที่ไหลผ่านเทอร์ไบน์ จะมีค่าความร้อนจำเพาะ (C_p) ของอากาศ และของแก๊สไม่เท่ากัน

เมื่อคิดถึงค่าของงานในคอมเพรสเซอร์ ซึ่งเกิดขึ้นโดยใช้อากาศเป็นตัวกลาง ค่าของงานตามสมการ $W_C (T_2 - T_1)$ ก็จะต้องใช้ค่า C_p ของอากาศ และในทำนองเดียวกัน เมื่อคิดถึงงานในเทอร์ไบน์ ซึ่งเกิดขึ้นโดยใช้แก๊สเป็นสารตัวกลาง ค่าของงานตามสมการ $W_C (T_3 - T_4)$ ของแก๊สนั้น ดังนั้นงานที่ได้ก็คือ

$$\begin{aligned} W_C &= W_C (\text{อากาศ}) (T_2 - T_1) \\ W_T &= W_C (\text{แก๊ส}) (T_3 - T_4) \end{aligned}$$

3.5.3 มวลของสารตัวกลางที่ผ่านคอมเพรสเซอร์และเทอร์ไบน์มีปริมาณไม่เท่ากัน

เนื่องจากการทำงานของแก๊สเทอร์ไบน์ อากาศถูกดูดและอัดผ่านคอมเพรสเซอร์และส่งเข้าไปยังห้องเผาไหม้ เมื่ออากาศที่ถูกอัดตัวเข้าไปในห้องเผาไหม้จะรวมตัวกับเชื้อเพลิงที่ส่งเข้ามาในห้องเผาไหม้ ทำให้ปริมาณของสารตัวกลางที่จะส่งไปขยายตัวยังเทอร์ไบน์มีปริมาณเพิ่มขึ้นเท่ากับปริมาณของเชื้อเพลิงที่ถูกส่งเข้ามา ดังนั้นในการคำนวณงานของคอมเพรสเซอร์และงานของเทอร์ไบน์ จึงใช้มวลของสารตัวกลางไม่เท่ากัน ซึ่งนั่นก็คือ

$$\begin{aligned} \text{ถ้าให้มวลของอากาศที่ผ่านคอมเพรสเซอร์เท่ากับ } m_a \\ \text{และมวลของเชื้อเพลิงที่ส่งเข้าไปยังห้องเผาไหม้เท่ากับ } m_f \\ \text{เราจะได้งานของคอมเพรสเซอร์และงานของเทอร์ไบน์ ดังนี้} \\ \text{งานของคอมเพรสเซอร์ } W_C &= m_a C_p (\text{อากาศ}) (T_2 - T_1) \\ \text{งานของเทอร์ไบน์ } W_T &= (m_a + m_f) C_p (\text{แก๊ส}) (T_3 - T_4) \end{aligned}$$

3.5.4 การสูญเสียความดันในห้องเผาไหม้และอุปกรณ์ประกอบ

ในขณะที่คอมเพรสเซอร์อัดอากาศเข้าไปยังห้องเผาไหม้ด้วยความดันที่สูงขึ้น และอากาศที่ถูกอัดนี้ถูกส่งผ่านเข้าไปยังห้องเผาไหม้ ภายหลังจากการเผาไหม้ อากาศจะถูกส่งผ่านท่อต่างๆ และผ่านเข้าไปยังเทอร์ไบน์ จะปรากฏว่าความดันที่เทอร์ไบน์มีค่าน้อยกว่าความดันที่ออกจากคอมเพรสเซอร์ ทั้งนี้เนื่องจากการสูญเสียความดัน (Pressure Loss) ภายในห้องเผาไหม้และท่อทางต่างๆ จึงทำให้ความดันที่จะเข้าเทอร์ไบน์มีค่าต่ำกว่าความดันที่ออกจากคอมเพรสเซอร์

ในการใช้งานจริง ๆ ปรากฏว่ามีการสูญเสียความดันในอุปกรณ์ต่างๆ ดังต่อไปนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- * การสูญเสียในห้องเผาไหม้ (Combustion Chamber Loss)
- * การสูญเสียด้านอากาศเข้าเทอร์ไบน์ ในอุปกรณ์ถ่ายเทความร้อน (Air Side Heat – Exchanger Loss)
- * การสูญเสียด้านแก๊สออกจากเทอร์ไบน์ ในอุปกรณ์ถ่ายเทความร้อน (Air Side Heat – Exchanger Loss)
- * การสูญเสียด้านอากาศออกจากคอมเพรสเซอร์ ในอุปกรณ์ถ่ายเทความร้อน (Air Side Intercooler Loss)
- * การสูญเสียภายในท่อของอุปกรณ์ ซึ่งอยู่ระหว่างอากาศเข้า (Intake) และอากาศออก (Exhaust)

สำหรับแผนภาพ T-S ของการสูญเสียความดันในห้องเผาไหม้และอุปกรณ์ประกอบ สามารถแสดงได้ดังนี้



การสูญเสียความดันในห้องเผาไหม้ที่อัดมาจากคอมเพรสเซอร์ ปกติคอมเพรสเซอร์จะอัดอากาศเข้าสู่ห้องเผาไหม้ด้วยความดันค่าหนึ่ง เช่น สมมติว่ามีค่าเท่ากับ 10 kg/cm^2 ความดันนี้เมื่อเข้าสู่ห้องเผาไหม้และส่งออกไปยังเทอร์ไบน์ ก็ควรจะมีค่าเท่าเดิมแต่ความเป็นจริงปรากฏว่าจะมีการสูญเสียความดันจากช่วงเข้าห้องเผาไหม้ไปยังเทอร์ไบน์ เช่น สมมติว่าสูญเสียไป 0.5 kg/cm^2 ดังนั้นจะเหลือความดันจริง ๆ ที่ส่งผ่านเทอร์ไบน์เพียง 9.5 kg/cm^2 ซึ่งในลักษณะเช่นนี้จะทำให้อัตราส่วนความดันที่ใช้คำนวณค่าของงานของคอมเพรสเซอร์และงานของเทอร์ไบน์มีค่าเปลี่ยนไป นั่นก็คือ P_2 (ความดันที่ออกจากคอมเพรสเซอร์) กับ P_3 (ความดันที่เข้าเทอร์ไบน์) จะมีค่าไม่เท่ากัน

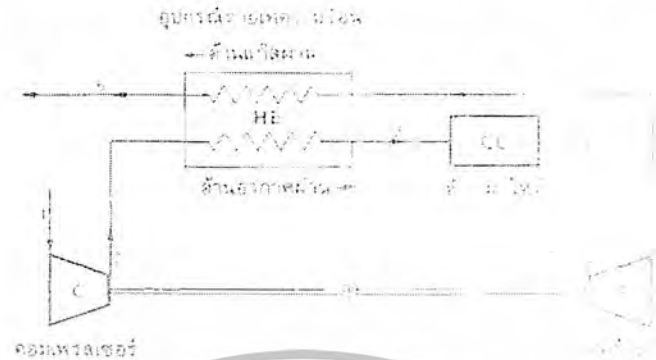
$$P_2 - P_3 = \text{การสูญเสียความดันในห้องเผาไหม้ (Pressure Loss)}$$

หรือ

$$P_3 = P_2 - \text{Pressure Loss}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การสูญเสียความดันในอุปกรณ์ถ่ายเทความร้อน ในกรณีอากาศที่ออกจากคอมเพรสเซอร์ก่อนเข้าห้องเผาไหม้ ถูกอุ่นด้วยแก๊สร้อนที่ออกจากเทอร์ไบน์ ภายในอุปกรณ์ถ่ายเทความร้อน (Heat – Exchanger) ถ้ามีการสูญเสียความดันให้อุปกรณ์ถ่ายเทความร้อน ค่าความดันที่จุดต่างๆ จะมีค่าดังนี้



รูปที่ 3.11 วัฏจักรที่มีอุปกรณ์ถ่ายเทความร้อน

ที่หมายเลข 1 อากาศก่อนเข้าคอมเพรสเซอร์จะมีความดัน P_1 ที่หมายเลข 2 อากาศออกจากคอมเพรสเซอร์จะมีความดัน P_2 ที่หมายเลข 3, 4, 5, 6 อากาศก็มีความดัน P_3, P_4, P_5 และ P_6 ตามลำดับ

ถ้าไม่มีการสูญเสียความดัน (Pressure Loss) P_2, P_3 และ P_4 จะมีค่าเท่ากัน และในทำนองเดียวกัน P_5 และ P_6 จะมีค่าเท่ากัน

ถ้ามีการสูญเสียความดัน และ จะมีค่าไม่เท่ากัน และในทำนองเดียวกัน ก็จะมีค่าไม่เท่ากัน ซึ่งสามารถเขียนสมการไว้ได้ดังนี้

$$P_3 = P_2 - \text{การสูญเสียความดันในอุปกรณ์ถ่ายเทความร้อนด้านอากาศเข้า (Air Side)}$$

และ $P_4 = P_3 - \text{การสูญเสียความดันในห้องเผาไหม้}$

$$P_6 = P_5 - \text{การสูญเสียความดันในอุปกรณ์ถ่ายเทความร้อนด้านแก๊สออก (Gas Side)}$$

3.5.5 การสูญเสียความร้อนของเชื้อเพลิงในห้องเผาไหม้ และการสูญเสียงานในการส่งกำลังจากเทอร์ไบน์ไปขับคอมเพรสเซอร์

ความร้อนที่ได้จากห้องเผาไหม้และนำไปใช้งานนั้น จะไม่ได้ 100% เต็ม แต่จะมีการสูญเสียไปจำนวนหนึ่งซึ่งขึ้นอยู่กับประสิทธิภาพการเผาไหม้ (Combustion Efficiency) ตัวอย่างเช่น ความร้อนจากเชื้อเพลิงที่ได้ในห้องเผาไหม้จริงๆ 100 kcal แต่สูญเสียไป 10 kcal ประสิทธิภาพของห้องเผาไหม้มีค่าเท่ากับ 90% ในการคำนวณจึงต้องนำมาพิจารณาด้วย

อีกประการหนึ่งที่จะต้องกล่าวถึงก็คือ การสูญเสียงานในการส่งกำลังจากเทอร์ไบน์ไปขับคอมเพรสเซอร์ ถ้าประสิทธิภาพการส่งกำลัง (Transmission Efficiency) มีการสูญเสียน้อย ก็แสดงว่าประสิทธิภาพของการส่งกำลังสูง เช่น เทอร์ไบน์ส่งงานไปขับคอมเพรสเซอร์มีค่าเท่ากับ 50 kcal/kg งานที่คอมเพรสเซอร์ควรจะได้รับก็คือ 50 kcal/kg แต่คอมเพรสเซอร์ได้รับ 40 kcal/kg ก็แสดงว่ามีการสูญเสียไป 10 kcal/kg หรืออาจกล่าวได้ว่า ประสิทธิภาพในการส่งกำลังจากเทอร์ไบน์ไปขับคอมเพรสเซอร์มีค่า

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เท่ากับ 80% ดังนั้นในการคำนวณหางานของคอมเพรสเซอร์จึงต้องนำค่าประสิทธิภาพของการส่งกำลังมาพิจารณาด้วย

วัฏจักรของเครื่องยนต์ที่ใช้งานตามความจริงนี้มีความสลับซับซ้อนมาก แต่เพื่อที่จะให้การวิเคราะห์วัฏจักรเป็นไปได้เราจึงใช้ข้อสมมติฐานซึ่งเรียกว่า อากาศมาตรฐาน (Air Standard Assumptions) ซึ่งมีลักษณะดังต่อไปนี้

1. สารตัวทำงานเป็นอากาศซึ่งวนเวียนอยู่ในวัฏจักรอย่างต่อเนื่อง และอากาศนี้มีพฤติกรรมเป็นก๊าซอุดมคติ (Ideal Gas)

2. ทุกกระบวนการที่ประกอบในวัฏจักร เป็นกระบวนการมีลักษณะเป็นรีเวอร์ซิเบิลภายใน (Internally Reversible)

3. ใช้กระบวนการให้ความร้อน (Heat Addition) จากแหล่งภายนอกแทนกระบวนการเผาไหม้ซึ่งเกิดขึ้นตามความจริง

4. ใช้กระบวนการถ่ายเทความร้อน (Heat Rejection) ออกสู่แหล่งภายนอกแทนกระบวนการถ่ายเทความร้อนและสารตัวทำงานกลับคืนสู่สถานะเริ่มต้นหลังจากกระบวนการนี้ (ถือคิดว่าเป็นวัฏจักรปิด)

ข้อสมมติอีกข้อหนึ่งซึ่งใช้บ่อยและช่วยให้การวิเคราะห์ง่ายขึ้น ได้แก่การคิดว่าความร้อนจำเพาะของอากาศมีค่าคงที่ และมีค่าเท่ากับที่อุณหภูมิห้องปกติ (25°C หรือ 77°F) เมื่อใช้ข้อสมมติเข้าร่วมด้วย เราเรียกว่า อากาศเย็น (Cold Air Standard Assumptions) วัฏจักรที่วิเคราะห์โดยใช้ข้อสมมติอากาศมาตรฐาน มีชื่อเรียกว่า วัฏจักรอากาศมาตรฐาน (Air Standard Cycles)

ข้อสมมติต่าง ๆ ที่กล่าวข้างต้นทำให้การวิเคราะห์วัฏจักรก๊าซผลิตกำลังงานง่ายขึ้นมาก และการทำงานของวัฏจักรทางอุดมคติเหล่านี้ก็ไม่แตกต่างจากการทำงานจริง ไปมากนัก วัฏจักรทางอุดมคติต่าง ๆ ช่วยให้เราสามารถศึกษาอิทธิพลของตัวแปรหลักต่อสมรรถนะของเครื่องยนต์ที่ใช้งานตามความจริง

3.6 การวัดและการคำนวณคุณสมบัติของของไหลที่ตำแหน่งต่างๆของเครื่องยนต์

3.6.1 การวัดอุณหภูมิของของไหล (Fluid Temperature)

เพื่อเป็นค่าเริ่มต้นของการประเมินและวิเคราะห์เครื่องยนต์โดยอาศัยทฤษฎีของวัฏจักรเบรตัน (Brayton's cycle) โดยจะวัดอุณหภูมิในรูปของอุณหภูมิสถณกั้นชั้น (Stagnation Temperature) ซึ่งนิยามจาก

$$T_0 = T + \frac{V^2}{2C_p} \quad (3.3)$$

โดย	T_0	คืออุณหภูมิสถณกั้นชั้น (Kelvin)
	T	คืออุณหภูมิสถณกั้นชั้นที่ได้จากการวัด (Kelvin)
	V	คือความเร็วการไหลของของไหล ในที่นี้คืออากาศ (m/s)
	C_p	คือค่าความจุความร้อนของของไหลที่ความดันคงที่ (อากาศ = 1.405 kJ/kg.K)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตำแหน่งการวัดอุณหภูมิประกอบด้วย หลังการอัด (02) หลังการเผาไหม้ (03) และหลังการขยายตัว (04) ดังรูปที่ 3.1 ส่วนตำแหน่งก่อนเข้าห้องอัด (01) ให้ใช้อุณหภูมิอากาศที่บรรยากาศ (Ambient Air Temperature) ในขณะที่ทำการทดลองนั้นได้ และให้สมมติฐานให้คงที่ตลอดการทดลอง

3.6.2 การวัดความดันของกรไหลของของไหล (Fluid Flow-Pressure)

เนื่องจากการวิเคราะห์ โดยอาศัยหลักการของวัฏจักรเบรตันนั้นตั้งอยู่บนเงื่อนไขว่ากระบวนการอัดตัวและการขยายตัว เป็นกระบวนการไอเซนโทรปิก (Isentropic Process) หรือกระบวนการแอดิยาเบติกแบบย้อนกลับได้ (Reversible Adiabatic Process) ซึ่งกระบวนการเกิดขึ้นเป็นแบบเอนโทรปิกคงที่ ทำให้สามารถคำนวณค่าของอุณหภูมิและความดันหลังการอัดหรือความดันหลังการอัดหรือการขยายตัวได้โดยไม่ต้องทำการวัด แต่ในความเป็นจริงไม่เป็นไปตามนั้น กระบวนการจริงจะเกิดการเปลี่ยนแปลงเอนโทรปี ซึ่งมีการเปลี่ยนแปลงอุณหภูมิและความดันหลังกระบวนการ ซึ่งกำหนดโดยค่าประสิทธิภาพทางไอเซนโทรปิก (Isentropic Efficiency) ดังนั้นจึงต้องทำการวัดความดันการไหลแบบสถิตนิ่ง (Stagnation Pressure) ประกอบกับอุณหภูมิสถิตนิ่ง (Stagnation Temperature) ในทุกๆจุดข้างต้น

ความดันสถิตนิ่งในจุด (01) หรือทางเข้าเครื่องยนต์ สามารถแทนได้ด้วยความดันบรรยากาศ (Ambient Pressure) ได้เช่นเดียวกับกรณีของอุณหภูมิ สำหรับตำแหน่งหลังการอัด (02) วัดได้โดยการใช้ Pitot static tube ดังรูป



รูปที่ 3.12 Pitot static tube

3.6.3 การคำนวณหาความเร็วการไหล (Velocity Flow)

จากหัวข้อ 2.2.2 Pitot static tube จะสามารถวัดค่าความดันสถิตนิ่ง (Static Pressure) และสถิตนิ่ง (Stagnation Pressure) ได้พร้อมกัน เมื่อหาค่าความแตกต่างของความดันระหว่างความดันสถิตนิ่งกับความดันสถิตนิ่ง จะได้ความดันไดนามิก (Dynamic Pressure) ซึ่งอยู่ในรูปของความเร็วในการไหล ดังสมการ

$$P_0 = P + \frac{\rho v^2}{2} \quad (3.4)$$

โดย P_0 คือความดันสถิตนิ่ง (N/m^2)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- P คือความดันสถิตที่ได้จากการวัด (N/m^2)
 v คือความเร็วการไหลของอากาศที่ทางเข้า (m/s)
 ρ คือค่าความหนาแน่นของอากาศ (kg/m^3)

ซึ่งพจน์ $\frac{\rho v^2}{2}$ คือความดันไดนามิก ดังนั้นเมื่อหาความแตกต่างของ P_0 และ P ได้ ก็จะสามารถหาความเร็วในการไหลได้

3.6.4 การคำนวณหาความหนาแน่นของอากาศหลังจากถูกอัดโดยประมาณ (Compressed air approximate density)

เนื่องจากอากาศไหลผ่านกระบวนการอัดในเครื่องอัดดิ่งรูป ทำให้ค่าความหนาแน่นเปลี่ยนไปเมื่อสมมติโดยประมาณให้อากาศที่สถานะนี้เป็นก๊าซอุดมคติคำนวณได้จากสมการของก๊าซอุดมคติ



โดย ตัวห้อย 1 หมายถึง ตำแหน่งทางเข้าเครื่องอัด
 ตัวห้อย 2 หมายถึง ตำแหน่งหลังการอัด

3.6.5 การคำนวณอัตราการไหลเชิงมวลของของไหล (Fluid mass flow rate)

$$\dot{m} = \rho \bar{U} A \quad (3.6)$$

- เมื่อ \dot{m} คืออัตราการไหลของอากาศ (kg/s)
 ρ คือค่าความหนาแน่นของอากาศ (kg/m^3)
 \bar{U} คือความเร็วการไหลของของไหลโดยเฉลี่ยทั้งหน้าตัด (m/s)
 A คือพื้นที่หน้าตัดของการไหล (m^2)

ดังนั้นเมื่อวัดความเร็วการไหลของอากาศหลังการอัดจากหัวข้อ 3.2.4 ได้ ก็จะสามารถคำนวณค่า

อัตราการไหลโดยมวลของอากาศ (Air mass flow rate : \dot{m}) ได้จากสมการ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.6.6 การคำนวณความหนาแน่นของก๊าซผสมที่เผาไหม้แล้ว (Mixed-gas Density)

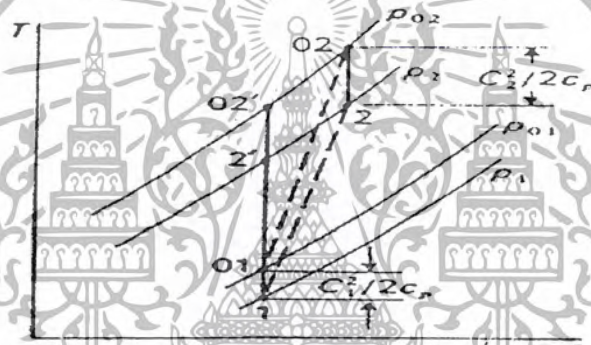
คุณสมบัติการเผาไหม้



Ethyl Alcohol หรือเรียกว่า Ethanol

3.7 การคำนวณหาประสิทธิภาพของเครื่องยนต์

3.7.1 ประสิทธิภาพไอเซนโทรปิกของการอัด (Isentropic Efficiency of Compression)



รูปที่ 3.14 แผนภูมิกระบวนการอัด

จะเห็นได้ว่ากระบวนการอัดจากจุด O_1 ไปจุด O_2 นั้นเป็นกระบวนการอัดที่เอนโทรปีไม่คงที่ซึ่งอุณหภูมิที่ O_2 จะสูงกว่า O_2' ที่ได้จากการอัดแบบไอเซนโทรปิก ทำให้งานที่ให้ในการอัดต้องเพิ่มขึ้น ประสิทธิภาพไอเซนโทรปิกของการอัด หาได้จากสมการ

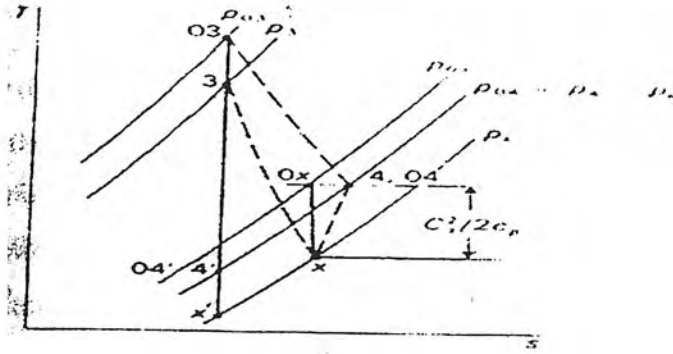
$$T_{O_2} - T_{O_1} = \frac{T_{O_1}}{\eta_c} \left[\left(\frac{P_{O_2}}{P_{O_1}} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right] \quad (3.15)$$

เมื่อ η_c คือประสิทธิภาพไอเซนโทรปิกของการอัด

γ คือค่าคงที่ของอากาศ = 1.4

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.7.2 ประสิทธิภาพไอเซนโทรปิกของการขยายตัว (Isentropic Efficiency of Expansion)



รูปที่ 3.15 แผนภูมิกระบวนการขยายตัว

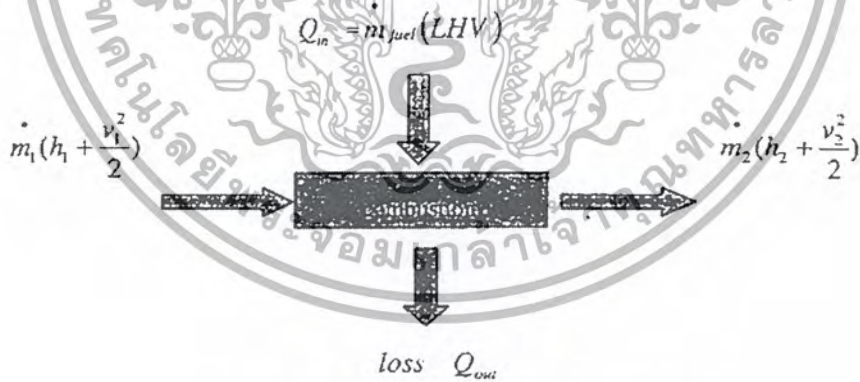
เช่นเดียวกับการอัด การขยายตัวจากจุด 03 ไปยังจุด 04 โดยเอนโทรปีเปลี่ยนแปลงจะได้ออกมามากกว่าการขยายไปยังจุด 04' ซึ่งประสิทธิภาพไอเซนโทรปิกของการขยายตัวหาได้จาก

$$T_{03} - T_{04} = \eta_T T_{03} \left[1 - \left(\frac{P_{03}}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right] \tag{3.16}$$

เมื่อ

η_T คือประสิทธิภาพไอเซนโทรปิกของการขยายตัว
 γ คือค่าคงที่ของก๊าซผสม ซึ่งแตกต่างกันสำหรับเชื้อเพลิงแต่ละประเภท

3.7.3 ประสิทธิภาพการเผาไหม้



รูปที่ 3.16 การหาประสิทธิภาพการเผาไหม้

- h_1 = Enthalpy (ideal gas properties of air) ที่อุณหภูมิทางเข้าของห้องเผาไหม้ (kJ/kg)
- h_2 = Enthalpy (ideal gas properties of air) ที่อุณหภูมิทางออกของห้องเผาไหม้ (kJ/kg)
- v_1 = ความเร็วที่ทางเข้าห้องเผาไหม้ (m/s)
- v_2 = ความเร็วที่ทางออกห้องเผาไหม้ (m/s)
- Q_{in} = ค่าความร้อนของเชื้อเพลิง (kW) โดยที่ค่า LHV = 45784.84 kJ/kg

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Q_{out} = ความร้อนสูญเสีย

m_1^o = อัตราการไหลของอากาศที่ทางเข้าห้องเผาไหม้ (kg/s)

m_2^o = อัตราการไหลของอากาศที่ทางออกห้องเผาไหม้ (kg/s)

m_{fuel}^o = อัตราการไหลของเชื้อเพลิงที่เข้าห้องเผาไหม้ (kg/s)

$$\text{ประสิทธิภาพการเผาไหม้} = \frac{\left[m_2^o \left(h_2 + \frac{v_2^2}{2} \right) - m_1^o \left(h_1 + \frac{v_1^2}{2} \right) \right]}{Q_{in}} \quad (3.17)$$



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 4

ทฤษฎีอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamics)

4.1 บทนำ

ผลของ อากาศพลศาสตร์ (Aerodynamics) ที่สำคัญอย่างมากในการออกแบบสมรรถนะของระบบเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ การออกแบบที่เหมาะสมระบบการฉีดเชื้อเพลิง ห้องเผาไหม้หลายชนิดแตกต่างกันไปทั้งขนาดและระบบการฉีดเชื้อเพลิงมีหลายแบบ ในการกระจายและ Annulus มีจุดประสงค์หลักเพื่อลดความเร็วการไหลและแพร่กระจายของอากาศตามคำแนะนำทุกส่วนของห้องเผาไหม้ซึ่งเงื่อนไขการรักษาแบบการไหลไม่เป็นตัว่วงการไหลหรือไม่เกี่ยวข้องกับภาระงานบางชนิดภายในการเผาไหม้ชั้นใน (Combustion liner) จุดสำคัญมาจากขนาดการไหลหมุนวนมีผลต่อการเสถียรภาพของเปลวไฟ มีผลต่อการเผาไหม้ส่วนเจือจาง (Dilution) และประสิทธิภาพหล่อเย็นของอากาศตามผนังห้องเผาไหม้ชั้นใน

ผลของการคลุกเคล้า (Mixing) มีความสำคัญอย่างมากในการเผาไหม้และส่วน Dilution ในส่วน Primary การคลุกเคล้าที่ดีมีความจำเป็นต่ออัตราการเผาไหม้สูงและลดเขม่ากับไนโตรเจนออกไซด์ให้น้อยที่สุด ขณะความพอใจการกระจายอุณหภูมิจึงโอเคของแก๊สวาล์วระดับการคลุกเคล้าระหว่างอากาศกับการเผาไหม้ในส่วนเจือจาง จุดประสงค์ออกแบบห้องเผาไหม้ปฐมภูมิเพื่อให้เกิดการคลุกเคล้าภายในห้องเผาไหม้ชั้นในและรูปแบบการไหลในถังทั้งหมด ไม่มี parasitic losses และความยาวสั้นที่สุดและสูญเสียความดันน้อยที่สุด

4.2 ลักษณะการสูญเสียความดัน (Pressure Losses parameter)

ใน 2 มิติ ตัวแปรที่สำคัญทำให้เกิดการสูญเสียความดัน (Pressure loss) ในการออกแบบห้องเผาไหม้หนึ่งนั้นคืออัตราส่วนความดันลดลง (pressure drop) ในหน้าตัดของห้องเผาไหม้ ผลรวมความดัน ($\Delta P_{3-4}/P_3$) ตรงทางเข้าและอัตราส่วนของผลรวมของห้องเผาไหม้ ซึ่งมาจาก dynamics pressure ($\Delta P_{3-4}/q_{ref}$) ซึ่ง 2 ตัวแปรจะมีความสัมพันธ์ดังสมการ

$$\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3} = \frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} \cdot \frac{R}{2} \left(\frac{m^3 T_3^{0.5}}{A_{ref} \cdot P_3} \right)^2 \quad (4.1)$$

จากสมการ (1) ทางด้านซ้ายมือโดยปกติจะกล่าวถึงการสูญเสียความดันทั้งหมด (Overall pressure loss) ปกติจะบอกเป็นเปอร์เซ็นต์ ค่าจะอยู่ช่วง 4-10% ปกติมันจะไม่รวมกับการสูญเสียความร้อน (Heat loss) ความดันที่สูญเสียจะเป็นตัวบ่งบอกของการเผาไหม้

ในทอมของ ($\Delta P_{3-4}/q_{ref}$) จะเรียกว่า Pressure loss factor มีความสำคัญในการเผาไหม้วิศวกรต้องให้ความสำคัญ ดังนั้นมันจะเป็นตัวบ่งบอกถึงการต้านทานทางการไหลในช่วงแรก ลักษณะ Air stream ระวังทางออกของคอมเพรสเซอร์ และทางเข้าเทอร์ไบน์ การไหลของอากาศจะถูกมองเหมือนเป็น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag coefficient) ซึ่งมันจะไม่เหมือนกับ Overall pressure loss ซึ่งต้องอาศัยของเขตในการทำงาน Pressure loss จะเป็นตัวแปรในการกำหนดคุณสมบัติของการเผาไหม้ มันใช้แทนแสดงผลรวม 2 เทอมของการสูญเสียความดัน ความดันลดลงในการกระจายและความดันลดลงในพื้นที่หน้าตัดในผนังด้านใน

$$\frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} = \frac{\Delta P_{diff}}{q_{ref}} + \frac{\Delta P_L}{q_{ref}} \quad (4.2)$$

ควรให้ Δq_{diff} น้อยที่สุด เนื่องจากการสูญเสียความดันใน Diffuser จะเป็นอุปสรรคต่อการเผาไหม้ ในทางปฏิบัติควรทำความดันสูญเสียใน Diffuser ให้น้อยที่สุด การสูญเสียความดันห้องเผาไหม้ชั้นในต้องให้น้อยที่สุดเหมือนกัน ปัจจัยการสูญเสียความดันหาได้โดยผลของพื้นที่รูทั้งหมดในห้องเผาไหม้ชั้นใน

$$\frac{\Delta P_L}{\rho_3} = \frac{U_i^2}{2} \quad (4.3)$$

หรือ

$$\frac{\Delta P_L}{\rho_3} = \frac{R}{2} \left(\frac{m_3 T_3}{A_{h,eff} P_3} \right)^{0.5} \quad (4.4)$$

แทนทางขวามือของสมการ (4.4) ในสมการ (4.1) ได้

$$\frac{\Delta P_L}{q_{ref}} = \left(\frac{A_{ref}}{A_{h,eff}} \right)^2 \quad (4.5)$$

ผลทั้งหมดของพื้นที่รูของห้องเผาไหม้ชั้นในถูกควบคุมพื้นที่ห้องเผาไหม้ชั้นนอก

$$A_{h,eff} = \frac{A_{ref}}{\left(\Delta P_{3-4}/q_{ref} - \Delta P_{diff}/q_{ref} \right)^{0.5}} \quad (4.6)$$

ผลพื้นที่รูของห้องเผาไหม้ชั้นในอาจจะคำนวณจาก

$$A_{h,eff} = \sum_{i=1}^{i=n} C_{D,i} \cdot A_{h,i} \quad (4.7)$$

เมื่อ $C_{h,i} A_{h,i}$ = ผลพื้นที่ของรู
 n = จำนวนรูทั้งหมด

ค่าของอากาศเย็น การสูญเสียความดันในห้องเผาไหม้ในทางปฏิบัติที่นำมาในตาราง (4.1) มี 3 แถวแสดง ห้องเผาไหม้แบบ Annular ซึ่งมีค่าการสูญเสียความดันน้อยที่สุดในตารางค่าปัจจัยการสูญเสียความดันจะถูกใช้ในการหาพื้นที่ A_{ref} สามารถใช้ค่า 20 สำหรับห้องเผาไหม้แบบ annular ส่วนค่า 40 ใช้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สำหรับห้องเผาไหม้แบบ tubular ในทางปฏิบัติจริงค่าของ $(\Delta P_{3-4}/q_{ref})$ ซึ่งแปรผันตามการสูญเสียความดันของพื้นที่ห้องเผาไหม้ชั้นใน ค่าการสูญเสียความดันรวมในตารางที่ 4.1 จะบอกถึงการสูญเสียของลมเย็นเท่านั้น ซึ่งมาจากการไหลแบบปั่นป่วน (Turbulence) ซึ่งแสดงค่าในตารางที่ 4.1 ได้จากการทดลอง

Type of chamber	$\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3}$	$\frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}}$	$\frac{m_3 T_3^{0.5}}{A_{ref} P_3}$
Tubular	0.07	37	0.0036
Tuboannular	0.06	28	0.0039
Annular	0.06	20	0.0046

ตารางที่ 4.1 แสดงการสูญเสียความดันในห้องเผาไหม้ในทางปฏิบัติ

4.3 ความสัมพันธ์ระหว่างขนาดและการสูญเสียความดัน

4.3.1 ห้องเผาไหม้ชั้นนอก (Casing Area)

ห้องเผาไหม้ที่แข็งแรงจะต้องมีภาคตัดของพื้นที่ที่เหมาะสมโดยพิจารณาจากการสูญเสียความดันทั้งหมด เพราะภาระของการเผาไหม้พื้นที่ที่ห่อหุ้มด้านนอกเป็นสิ่งจำเป็นสำหรับการเผาไหม้ภายใต้การสูญเสียความดันทั้งหมด ขนาดพื้นที่หาได้จาก

$$A_{ref} = \left[\frac{R}{2} \left(\frac{m_3 T_3^{0.5}}{P_3} \right)^2 \frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} \left(\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3} \right)^{-0.5} \right] \quad (4.8)$$

4.3.2 ห้องเผาไหม้ชั้นใน (Liner)

ข้อดีของการสร้างห้องเผาไหม้ชั้นใน ให้มีขนาดพื้นที่หน้าตัดใหญ่ ก็คือทำให้การไหลภายในห้องเผาไหม้มีความเร็วต่ำ ส่งผลให้มี Resident time ยากจน ตัวแปรเหล่านี้ทำให้การจุดระเบิดทำได้ง่าย รวมทั้งทำให้การเผาไหม้เกิดขึ้นอย่างมีประสิทธิภาพและเสถียรภาพ

แต่วิธีนี้ไม่สามารถนำไปใช้ประยุกต์กับเครื่องยนต์อากาศยาน เพราะเครื่องยนต์อากาศยานนั้นจะต้องมีขนาดเล็กและมีพื้นที่การติดตั้งจำกัด การขยายขนาดของห้องเผาไหม้ชั้นนอก (Casing) เพื่อให้เหมาะสมกับขนาดของห้องเผาไหม้ชั้นใน (Liner) เป็นไปได้ยาก ดังนั้นหากเพิ่มขนาดของห้องเผาไหม้ชั้นในขึ้น แต่ขนาดของห้องเผาไหม้ชั้นนอกคงเดิม จะทำให้พื้นที่ระหว่างห้องเผาไหม้ชั้นในและห้องเผาไหม้ชั้นนอกแคบลง ความเร็วของอากาศที่ไหลระหว่างพื้นที่นี้จะสูงขึ้น ทำให้เกิด Static pressure drop สูงภายในบริเวณห้องเผาไหม้ชั้นในและชั้นนอก การเกิด Static pressure drop ในบริเวณระหว่างห้องเผาไหม้ชั้นในและห้องเผาไหม้ชั้นนอกสูง ทำให้อากาศไม่สามารถผ่านรูที่เจาะบนผนังห้องเผาไหม้ชั้นใน เข้าไปบริเวณรูที่อากาศผ่าน (เพราะอากาศไหลผ่านรูด้วยความเร็วสูง) อากาศที่ไหลผ่านจะเข้าไปถูกเกล้ากับก๊าซร้อนภายในห้องเผาไหม้ ซึ่งหากอากาศเกิดการสูญเสีย Static pressure drop ภายในบริเวณห้องเผาไหม้ชั้นในและชั้นนอกสูง จะทำให้ Static pressure ในอากาศลดน้อยลง จนไม่สามารถไหลผ่านรูได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หลักการพิจารณาค่า Static pressure drop ที่เหมาะสมในการไหลผ่านรูบนห้องเผาไหม้ชั้นในมี หลักดังนี้คือเราต้องพิจารณาความสัมพันธ์ระหว่าง k และ $\Delta P_L/q_{pz}$ ซึ่ง

$$K = \frac{\text{Liner Crosssectional Area}}{\text{Casing Crosssectional Area}}$$

Δp = ความสติดที่ตกลงผ่านระหว่างรูบนห้องเผาไหม้ชั้นใน

q_{pz} = ความดันจลน์ (dynamic pressure) ภายใน primary zone

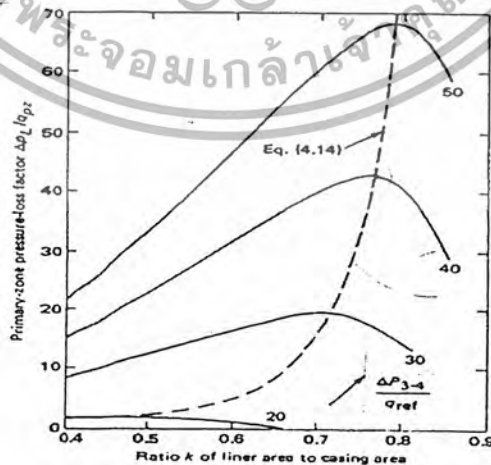
ต้องการค่า k ที่เหมาะสมที่จะให้ $\Delta P_L/q_{pz}$ ที่สูงที่สุด โดยที่ตัวแปรทั้ง 2 มีความสัมพันธ์ดังนี้

$$\frac{\Delta P_L}{q_{pz}} = 1 + \frac{T_3}{T_{pz}} \cdot \frac{k^2}{m_p} \left[\frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} \frac{(1 - m_{sn})^2 + \lambda [r^2(1 - k)^2 - 1]}{(1 - k)^2} \right] \tag{4.9}$$

จากสมการค่า $T_3, T_{pz}, \Delta P_{3-4}/q_{ref}, m_p, m_{sn}, \lambda$ และ r จำเป็นต้องกำหนดขึ้นก่อน ที่เราจะทำการ ออกแบบห้องเผาไหม้ รูปที่ 4.1 แสดงให้เห็นถึงอิทธิพลของค่า $\Delta P_L/q_{ref}$ มีผลต่อค่า $\Delta P_L/q_{pz}$ ที่ระดับค่า k ต่างกัน เห็นได้ว่าเมื่อค่า k เพิ่มมากขึ้น (ระยะห่างระหว่างห้องเผาไหม้ชั้นในกับชั้นนอกลดลง) เรา จำเป็นต้องออกแบบให้ห้องเผาไหม้มี $\Delta P_L/q_{ref}$ สูงขึ้น เพื่อที่จะให้ได้ค่า $\Delta P_L/q_{pz}$ สูงขึ้น (มีความดันสติด เพียงพอที่จะไหลผ่านรูบนห้องเผาไหม้ชั้นใน) ซึ่งการเพิ่ม $\Delta P_L/q_{ref}$ นี้ทำให้การสูญเสียมีประสิทธิภาพ ขึ้นด้วยค่า k ที่เหมาะสม k_{opt} อาจหาได้โดยทำการ differentiate สมการ 4.9 ให้เท่ากับ 0 ได้

$$K_{opt} = 1 - \left[\frac{(1 - m_{sn})^2 + \lambda}{\Delta P_{3-4}/q_{ref} - \lambda \frac{r^2}{c}} \right]^{1/3} \tag{4.10}$$

และ $A_L = K_{opt} \cdot A_{ref}$



รูปที่ 4.2 ผลกระทบของการสูญเสียความดันในห้องเผาไหม้ทั้งหมด

$$m_{sn} = 0.12, m_p = 0.2, r = 6.0, \lambda = 0.5, T_{pz} = 2400K$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.4 การไหลในท่อวงแหวน (Flow in Annulus)

เงื่อนไขในการไหลในท่อวงแหวน (Annulus) นั้นมีอิทธิพลต่อรูปแบบการไหลของอากาศภายในห้องเผาไหม้ชั้นใน และมีอิทธิพลต่อการกระจายตัวของอุณหภูมิที่ผนังห้องเผาไหม้ โดยความเร็วเฉลี่ยภายในท่อวงแหวนนี้ถูกควบคุมโดย ความเร็วการเผาไหม้และอัตราส่วนของพื้นที่ห้องเผาไหม้ชั้นในกับพื้นที่ห้องเผาไหม้ชั้นนอก การเปลี่ยนแปลงการกระจายความเร็วทางเข้าห้องเผาไหม้ชั้นในมีผลอย่างมาก ความเร็วที่ปรากฏภายในท่อวงแหวน การเปลี่ยนแปลงรูปแบบการไหล และอากาศที่ถูกดูดไหลผ่านรูเป็นแถวและร่องรูการหล่อเย็น ถึงแม้ว่าเราต้องการไหลภายใน Annulus ให้มีความเร็วสูงเพื่อระบายความร้อนของห้องเผาไหม้ชั้นใน โดยใช้หลักการการพาความร้อน แต่เราก็จำเป็นต้องให้การไหลในบริเวณนี้มีความเร็วต่ำ เหตุเพราะ

1. เมื่อมีความเร็วต่ำจะมีความดันสถิต ทำให้มั่นใจได้ว่าการไหลของอากาศผ่านในท่อซึ่งเป็นแถวเดียวกัน จะมีลักษณะเหมือนกัน
2. สัมประสิทธิ์ที่รูทางออกมีค่าสูง
3. การพ่นกระจายของ Jet ที่ออกจากท่อกลิ๊เคียงมุมชัน (Steeper angle) ทำมุมสูงชัน
4. แรงเสียดทานที่ทำให้เกิดขึ้นบริเวณผิวจะมีค่าต่ำ
5. การสูญเสียอันเกิดจากปรากฏการณ์ Sudden-expansion บริเวณทางออกของรูบนห้องเผาไหม้ชั้นในและร่องระบายความร้อนมีค่าต่ำ

ห้องเผาไหม้ส่วนมากมีพื้นที่วิกฤติที่จุดบริเวณของคั่นกระแสน้ำของห้องชั้นใน และบริเวณใกล้เคียงรู Dilution ซึ่งที่ของต้นสายธาร อากาศจะถูกปล่อยออกจากช่วงที่ (Diffuser) บางครั้งอาจเกิด Boundary ชั้นที่ขนาดใหญ่ทำให้ขาดขวางการหล่อเย็นด้วยความดันสถิตในช่องหล่อเย็น ในการทำให้ Total head ของช่องหล่อเย็นสม่ำเสมอ อาจเกิดปัญหาขึ้นจากการตกค้าง ทำให้เกิดการไหลแยกตัว ทำให้เกิดการโค้งงอที่จุดเชื่อมของช่วงที่บานออกและของท่อวงแหวน เนื่องจากกระบวนการไหล ผ่านตามแนวของท่อวงแหวน ลักษณะของความเร็วจะค่อยๆ ลดลง เนื่องจากอากาศไหลผ่านช่องที่มีลักษณะต่างกัน อย่างไรก็ตาม ถ้าอากาศที่ไหลผ่านอยู่นอกเนื่องการควบคุม เข้าสู่ภายในช่อง ทำให้เกิดการไหลตามกระแส เกิดการเจือจางได้ โดยการไหลที่ไม่เป็นระเบียบสามารถเพิ่มขึ้นจน การที่อากาศในส่วนที่ไปไหลย้อนของด้านต้นสายธารภายในท่อวงแหวน เกิดไหลไม่ต่อเนื่องและไหลประเภทสุม โดยห้องเผาไหม้แบบ Turbo annular โดยเฉพาะอย่างยิ่งอาจเกิดความรุนแรงขึ้น ในบางกรณีรูของห้องเผาไหม้ชั้นในที่รับการไหลของอากาศที่มีทิศทางที่ต่างกันซึ่งจะทำให้เกิดการบิดเบือนการไหลก เอนเท่านั้น แต่จะทำให้เปลี่ยนแปลงเป็นตามเวลาด้วย

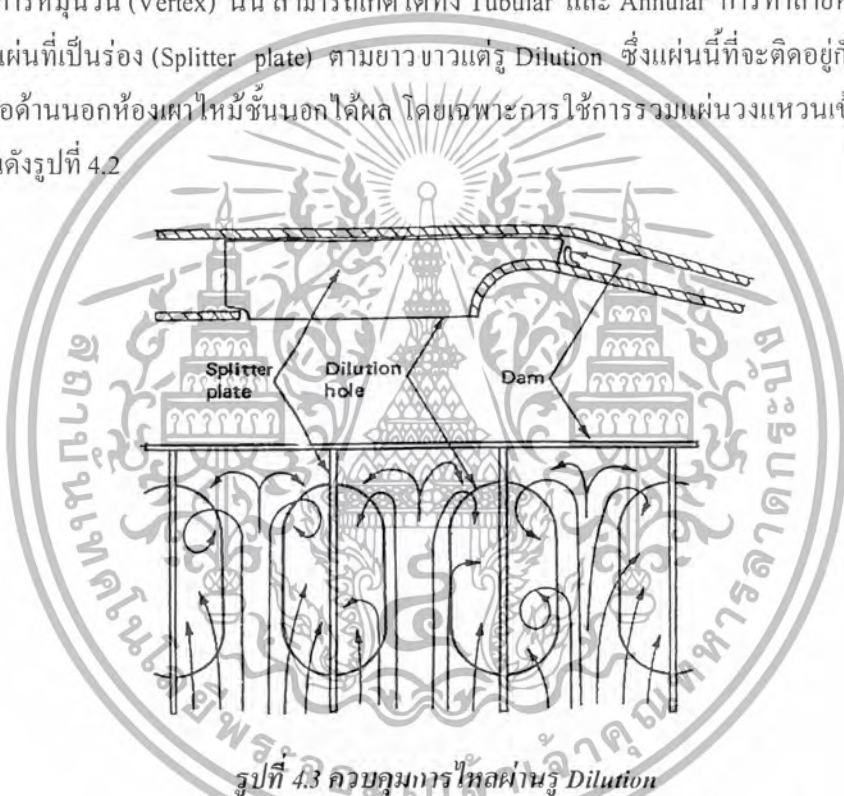
วิธีหนึ่งที่จะช่วยบรรเทาปัญหานี้ได้คือ การสวม Backstop ที่ช่วงปลายสายธารของรู Dilution โดยการออกแบบแผ่นวงแหวนอย่างง่าย เมื่อสวมเข้าไประหว่างด้านในและด้านนอกท่อของห้องเผาไหม้ โดยการเจาะที่บริเวณรอบๆ ท่อตามความเหมาะสม และการกำหนดให้อากาศไหลผ่านเพื่อระบายความร้อนต่อบริเวณปลายสายธาร ซึ่งแผ่นนี้จะมีผลกระทบมากในการต่อต้านการเกิดไหลย้อนกลับภายในท่อวงแหวน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ที่บริเวณภายในของท่อวงแหวนห้องเผาไหม้ชั้นในนั้น Backstop มักติดตั้งกันแบบต่อเนื่องเพื่อ กีดขวางใกล้ช่วงปลายสายธารของรู Dilution ทันที โดยติดตั้งประมาณ 2 ใน 3 ของพื้นที่วงแหวน อีกวิธี หนึ่งในการควบคุมการไหลภายในรู Dilution คือการทำให้ผนังภายในของทางออกห้องเผาไหม้ชั้นในมี ลักษณะเรียวเพื่อป้องกันการขยายออกท่อวงแหวนตรงทางที่ติดต่อกับรู

ถ้าตำแหน่งระยะของรู Dilution มีขนาดใหญ่กว่าความสูงท่อวงแหวน การไหลหมุนวน (vertex) สามารถเกิดขึ้นในการไหลเข้าในรู โดยการเปลี่ยนแปลงรูปการทะลวง (Penetration) และการผสมกันของ ลำกระแสอากาศที่ Dilution ความรุนแรงของการหมุนวนนี้ขึ้นอยู่กับอัตราพื้นที่วงแหวน ซึ่งวัดในระนาบ ของรูถึงพื้นที่รู ถ้ามีอัตราพื้นที่นี้สูงจะทำให้ยับยั้งการก่อตัวการหมุนวน ซึ่งแนวทางนี้ก็เป็นวิธีการหนึ่งที่ใช้ ในการออกแบบห้องเผาไหม้ชั้นในของห้องเผาไหม้ให้มี Pressure drop ที่เหมาะสม

การหมุนวน (Vertex) นั้น สามารถเกิดได้ทั้ง Tubular และ Annular การทำลายหรือการลดโดย การสวมแผ่นที่เป็นร่อง (Splitter plate) ตามยาวยาวแต่รู Dilution ซึ่งแผ่นนี้จะติดอยู่กับห้องเผาไหม้ ชั้นในหรือด้านนอกห้องเผาไหม้ชั้นนอกได้ผล โดยเฉพาะการใช้การรวมแผ่นวงแหวนเข้าด้วยกัน หรือ การกีดกันดังรูปที่ 4.2



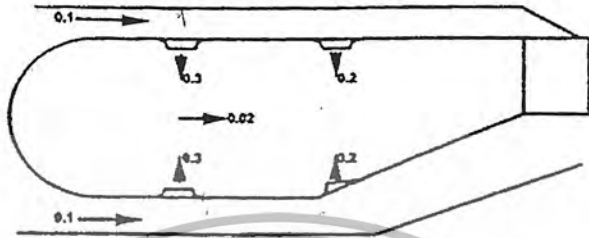
4.4.1 มัคนัมเบอร์ ณ ตำแหน่งการไหลต่างๆและระบบพื้นที่การเผาไหม้ (Local Mach number and Combustion system Areas)[3]

แนวทางออกแบบสำหรับ Mach number เฉพาะจุด (Local Mach number) แสดงในรูปที่ 4.3 Mach number ในด้านนอกและด้านในของท่อวงแหวน (Annulus) ลำดับแรกที่ Primary zone การฉีดพ่น ควรเป็น 0.1 เท่ากันตลอดตามความยาวท่อวงแหวน ดังนั้นพื้นที่แต่ละท่อวงแหวนหาโดยเงื่อนไขที่ใช้จาก Q curves ส่วน Mach number ท่อวงแหวนที่ต่ำจำเป็นต้องรักษาระดับ Mach number ไว้สำหรับการฉีดพ่น ราวประมาณ 0.3 เนื่องจากอัตราการฉีดพ่นที่ Mach number ท่อวงแหวนควรมากกว่า 2.5 การฉีดพ่น Mach number 0.3 ย่อมให้ความดันตกคร่อมน้อยที่สุดทำให้การไหลซึมอากาศดี ครึ่งของอากาศที่ไหลเข้าที่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Primary zone และอีกครั้งหนึ่งไหลเข้า Secondary zone (Intermediate zone) การฉีดพ่นที่ Mach number เฉลี่ยแนวแกนที่ออกจาก Primary zone ควรเป็น 0.02-0.05

ภายหลังจาก Secondary zone อัตราการไหลอากาศมีการชักนำ Mach number เข้าสู่เปลวไฟ Mach number อาจสูงประมาณ 0.075-0.1 ในที่สุดการไหลอากาศส่วนของ Tertiary (Dilution zone) ถูกเร่งความเร็วจนถึงทางเข้า Turbine ประมาณ 0.2 จนถึง Guide vane



รูปที่ 4.4 Mach number ห้องเผาไหม้

4.4.2 การไหลผ่านรูสี่เหลี่ยม (Flow through liner holes)

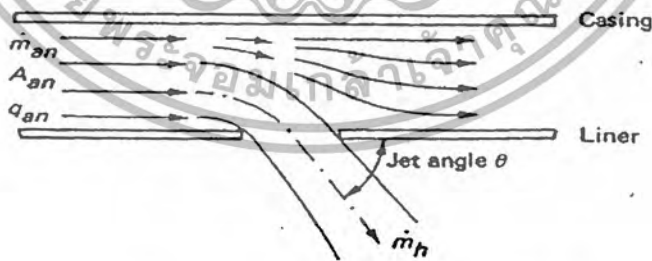
การไหลผ่านรูของห้องเผาไหม้ชั้นใน อาศัยขนาดของรูและความดันตกค่อมไม่เพียงพอแต่รูปร่างของท่อและเงื่อนไขการไหลในบริเวณใกล้เคียง ซึ่งมีมีอำนาจรุนแรง มีผลต่อพื้นที่การไหล ค่าสัมประสิทธิ์ที่ยินยอมได้ (Discharge Coefficient)

สมการพื้นฐานสำหรับการไหลผ่านรูอาจเป็นดังนี้

$$m_h = C_D A_{h,geom} [2\rho (P_i - P_j)]^{0.5} \tag{4.12}$$

เมื่อ P_i = Total pressure upstream of hole

P_j = Static pressure downstream of hole



รูปที่ 4.5 แสดงการไหลผ่านรูของห้องเผาไหม้ชั้นใน

$$\alpha = \frac{m_h}{m_{an}}$$

$$A_r = \frac{(A_h)_{geom}}{A_{an}}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$K = 1 + \frac{\Delta PL}{q_{an}}$$

$$C_D = \text{สัมประสิทธิ์ของรูที่ยอมรับได้} = \frac{\alpha}{A_r K^{0.5}}$$

สำหรับโดยมาก รูของห้องเผาไหม้ชั้นใน มีทิศการไหลคั่นทาง ขนานระนาบของรูตามรูปที่ 4.4 และสมการอาจจะเขียนได้ดังนี้

$$\frac{m_h}{m_{an}} \cdot \frac{(A_h)_{geom}}{A_{an}} = C_D \left(\frac{P_{an} - P_j}{q_{an}} \right)^{0.5} \quad (4.13)$$

$$\frac{m_h}{m_{an}} \cdot \frac{(A_h)_{geom}}{A_{an}} = C_D \left(1 + \frac{\Delta PL}{q_{an}} \right)^{0.5} \quad (4.14)$$

หรือ
$$\frac{\alpha}{A_r} = C_D \cdot K^{0.5} \quad (4.15)$$

จากการสังเกตการหักของคั่นทางการไหลเกิดบริเวณรูของห้องเผาไหม้ชั้นในที่ขอบเขตอาศัยรูปร่างของระบบ รูปร่างใกล้เคียงความเร็วและความดันตกคร่อมขวางห้องเผาไหม้ชั้นในในทางปฏิบัติ ค่าสัมประสิทธิ์ที่ยอมรับได้ของรูขึ้นอยู่กับ

1. ชนิดรู (แบบเรียบ แบบรอยยุบ อื่นๆ)
2. รูปร่าง (วงกลม สี่เหลี่ยม อื่นๆ)
3. อัตราช่องว่างรูที่ส่วนสูง ท่อวงแหวน
4. ความดันตกคร่อมของห้องเผาไหม้ชั้นใน
5. การกระจายของความดันสถิต รอบๆภายในรู
6. การปรากฏตัว ของการหมุนวนเป็นเกลียวในกระแสการไหล
7. ตำแหน่งความเร็วอากาศที่วงแหวน

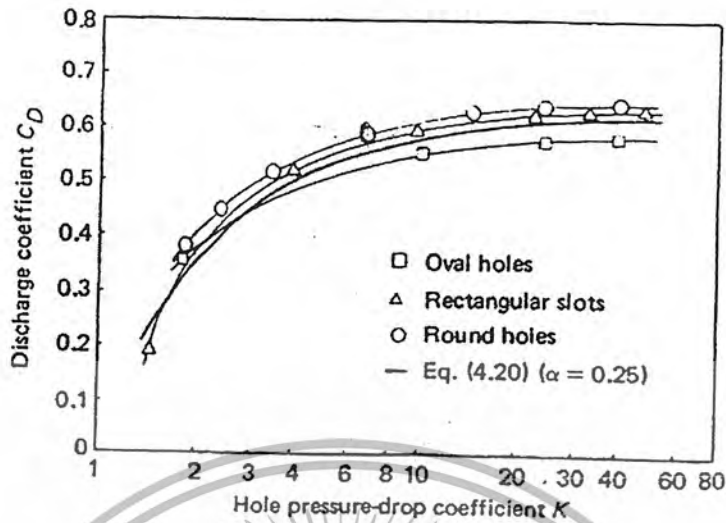
ในข้อสุดท้าย ให้เหตุผลทำไมค่าสัมประสิทธิ์บ่อยครั้งต่ำกว่ารูแถวแรก และต่ำกว่าในตำแหน่งรูที่ไกลออกไปตามปลายทาง

จากวิเคราะห์แฟกเตอร์ควบคุมการไหลของลำกระแสผ่านผนัง, Kaddah [1] สำหรับของไหลอัดตัวไม่ได้ การไหลไม่มีการหมุนวนเป็นเกลียว (Swirl) ค่าของสัมประสิทธิ์ สำหรับรูวงกลมเรียบ วงรีเรียบ และสี่เหลี่ยมเรียบหาได้โดย

$$C_D = \frac{1.25(k-1)}{[4k^2 - k(2-\alpha)]^{0.5}} \quad (4.16)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

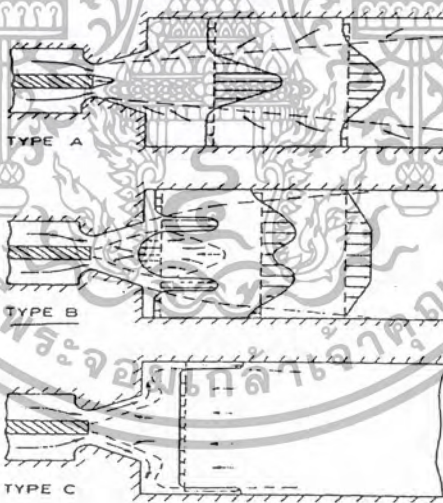
ขอบเขตการไหลและทฤษฎีในการวิเคราะห์ของชนิดรูปร่างและรูเกี่ยวกับการทดลอง ดูได้จากรูปที่ 4.5



รูปที่ 4.6 แสดงผลกระทบบของรูปร่างของรูในทางปฏิบัติ

4.5 การแยกตัวของการไหลในหัวฉีดหัวออก (Separation of flow in divergent nozzle) [2]

ระหว่างการวิจัยพบว่า ถ้าใช้รูปร่างเรขาคณิตและการไหลของอากาศมีผลกระทบต่อกัน ชนิดของการไหลโดยพื้นฐานมี 3 แบบ จะสังเกตุในรูปที่ 4.18



รูปที่ 4.7 สังเกตรูปแบบการไหลสำหรับ Swirling jets และการออกของเปลวไฟจากหัวฉีดหัวออก

ชนิด A. กรณีความหนาแน่นของอากาศส่วนน้อยหรือเป็นศูนย์ การไหลอากาศแยกตัวจากหัวฉีดใกล้คอคออดหัวฉีด ผลแบบนี้การไหลของการพ่นคล้ายคลึงกับการพ่นปราศจากหมุนวนเป็นเกลียว เปลวไฟที่ได้มีลักษณะเปลวไฟแกว่งไปแกว่งมา

ชนิด B. กรณีอากาศวนระดับปานกลางหรือระดับสูง การไหลอากาศวนมันคง ติดกับผนังหัวฉีดเข้าออกและสวมรอบลมวนร้อน ในโซนการไหลย้อนกลับ ในศูนย์กลางของการพ่น โดยทั่วไปต้องการ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ไหลแบบนี้ผลิตเปลวไฟเสถียรภาพสูง การไหลแบบนี้ทำให้ปั่นป่วน (Turbulence) รุนแรงสูง ซึ่งความเข้มข้นของเชื้อเพลิงมีสูง เป็นผลความรุนแรงการเผาไหม้สูง

ชนิด C. รูปแบบการไหลแบบนี้ แทนการพ่นผนังรัศมีเปลวไฟที่ผลิตได้ของการไหลแบบนี้ถูกคิดผนังหัวฉีดและผนังห้องเผาไหม้ รูปร่างปากแตร มุมกว้างและหัวฉีดเว้าออกสั้น เปลวไฟที่ได้เหมาะกับเตาหลอมเหลวโลหะ

4.6 การกระจายอากาศที่ไหลเข้าห้องเผาไหม้ชั้นใน (Air flow distribution within liner)

ความสำคัญการออกแบบรูปร่างห้องเผาไหม้ ที่การหาจำนวน ขนาด รูปร่าง ตำแหน่งของรูที่สร้างขึ้น รูปร่างอากาศที่ไหลเข้าห้องเผาไหม้ชั้นในนั้นจะต้องง่ายและเบา ประสิทธิภาพและเสถียรภาพของการเผาไหม้ การหล่อเย็นที่ผนังและการส่งแก๊สเข้าเทอร์ไบน์ที่อุณหภูมิเหมาะสม ถ้าผนังชั้นในประกอบด้วยแถว มี n รู ซึ่งมีผลต่อขนาด d_j และอัตราการไหลทั้งหมด m_j ของอากาศไหลผ่านรูหาได้โดย

$$m_j = \frac{\pi}{4} n d_j^2 \rho_3 U_j \quad (4.17)$$

$$m_j = \frac{\pi}{4} n d_j^2 (2\rho_3 \Delta P_L)^{0.5} \quad (4.18)$$

$$n d_j^2 = \frac{15.25 m_j}{(\rho_3 \Delta P_L / T_3)^{0.5}} \quad (4.19)$$

$$d_h = \frac{d_j}{C_D^{0.5}} \quad (4.20)$$

เมื่อค่า C_D มาจากรูปที่ 4.4 สมการที่ 4.19 และ 4.20 ถูกใช้หาขนาดของรูและจำนวนรูที่เหมาะสมที่สุดของรูอันดับที่ 2 ห้องเผาไหม้ สำหรับห้องเผาไหม้ชั้นในแบบ Tubular ขนาด d_j อาจจะคำนวณโดยใช้สมการ 4.19 และ 4.20 จำนวนรูที่ใช้สำหรับค่า n ใช้ 6 หรือ 8

ระบบการจำแนกชื่อ (Nomenclature)

A	=	Area
$A_{h, geom}$	=	hole area, geometric
$A_{h, eff}$	=	Total effective liner hole area
A_{an}	=	Annulus area
A_r	=	Area ratio ($A_{h, geom} / A_{an}$)
C_D	=	Discharge coefficient
D_{hub}	=	Swirler hub diameter (รูปที่ 4.7)
D_L	=	Liner diameter or height
D_i	=	Inner liner diameter of annular combustor
D_{sw}	=	Swirler diameter
d	=	Diameter, m
d_s	=	Diameter of secondary hole
K	=	Hole pressure-drop coefficient ($1 + \Delta P_L / q_{an}$)
k	=	Ratio of liner to casing area
L	=	Length
M	=	Mach number
\dot{m}	=	Air mass flow rate
\dot{m}_e	=	Entrained mass flow rate
\dot{m}_f	=	Fuel flow rate
\dot{m}_p	=	Ratio of primary-zone airflow to total chamber airflow
\dot{m}_{pr}	=	Primary-zone recirculation flow rate
\dot{m}_r	=	Maximum reverse mass flow rate
\dot{m}_s	=	Flow rate through secondary hole
\dot{m}_{sn}	=	Ratio of air entering snout to total chamber airflow
n	=	number of hole
P	=	Total Pressure, Pa
P_s	=	Static pressure, Pa
q	=	Dynamic pressure, Pa
R	=	Gas constant, 286.9 Nm/(kg.K)
r	=	Radius
S_N	=	Swirl number
T	=	Total Temperature, K

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

U	=	Velocity
X	=	Distance downstream of hole
x	=	Downstream distance
α	=	Hole bleed ratio (m_h° / m_{an}°)
θ	=	initial jet angle, swirl vane angle
λ	=	Diffuser pressure-loss coefficient
ρ	=	Density

Subscripts

0	=	Initial value
3	=	Combustion inlet plane
4	=	Combustion outlet plane
an	=	Annulus value
diff	=	Diffuser
g	=	gas value
h	=	hole value
L	=	Liner
max	=	maximum value
pz	=	Primary zone value
ref	=	Referance value
sw	=	Swirler



บทที่ 5

การสร้างห้องเผาไหม้และการคำนวณ

5.1 การสร้างห้องเผาไหม้

วัตถุประสงค์ในการสร้างห้องเผาไหม้นี้ก็เพื่อพัฒนาห้องเผาไหม้ให้มีประสิทธิภาพที่ดี เผาไหม้ได้สมบูรณ์เพื่อใช้ในเครื่องยนต์กังหันก๊าซ โดยมีขั้นตอนดำเนินงานดังต่อไปนี้

1. ศึกษาเทอร์โบชาร์จที่มีอยู่
2. ศึกษาลักษณะของห้องเผาไหม้
3. ทำการติดตั้งเทอร์โบชาร์จบนฐานยึด
4. เลือกวัสดุที่ใช้ทำห้องเผาไหม้
5. หาเชื้อเพลิงและส่วนผสมเชื้อเพลิงเอทานอลที่เหมาะสม
6. สร้างอุปกรณ์ป้องกันอันตราย
7. ทำชุดน้ำมันหล่อลื่นเทอร์โบชาร์จ
8. ติดตั้งเครื่องมือวัดความดัน อุณหภูมิ และอัตราการไหล แบบสแตกเนชัน
9. ทำการปรับปรุงห้องเผาไหม้

5.1.1 รุ่นของเทอร์โบชาร์จที่มีอยู่

เทอร์โบชาร์จตัวนี้ได้มาจากร้านขายอะไหล่จากเชียงใหม่ เป็นเทอร์โบของรถบรรทุก 18 ล้อ ยี่ห้อ IHI รุ่น RHC9 โดยที่เราไม่ทราบย่านการทำงานของเครื่องยนต์เครื่องนี้เลย จึงทำการศึกษาข้อมูลจากเวปเพจของบริษัท

5.1.2 ศึกษาลักษณะของห้องเผาไหม้

ทำการศึกษาข้อมูลกรออกแบบโดยอ้างอิงจาก Text Book โดยการเลือกค่าต่างๆจากข้อมูลที่ได้จากบริษัท โดยจะศึกษาการไหลหมุนวนของอากาศพร้อมทั้งอุณหภูมิเพื่อเลือกวัสดุที่ใช้ วัสดุในที่นี้เราเลือกใช้วัสดุที่ทำจากสแตนเลส นั้นสามารถทนอุณหภูมิได้ประมาณ $1200\text{ }^{\circ}\text{C}$ ซึ่งมีส่วนประกอบดังนี้

1. เสื้อชั้นนอก (Casing)
2. เสื้อชั้นใน (Liner)
3. หัวฉีดเชื้อเพลิง (Direct Injector)
4. หัวเทียนจุดระเบิด (Glow Plug)
5. ปุ่มสำหรับเชื้อเพลิง

5.2.1 การคำนวณวัฏจักรเบรตัน (Brayton's Cycle)

กระบวนการ 1-2 และ 3-4 เป็นกระบวนการ Isentropic และ $P_2 = P_3$, $P_4 = P_1$ ในกระบวนการ 1-2 เป็นอากาศเย็น เราสามารถสมมติได้ว่า ค่า C_p และ C_v คงที่ดังนั้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{K-1}{K}} \quad (5.1)$$

กำหนดให้ $T_1 = 25^\circ\text{C} = 298\text{ K}$, $r_c = 2$ และ $K = 1.4$ (อากาศ)

$$\text{จาก } \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{K-1}{K}} = r_c^{\frac{K-1}{K}} \quad (5.2)$$

$$T_2 = \left(2^{\frac{K-1}{K}} \right) \times 298$$

$$= 363.266\text{ K} = 90.266^\circ\text{C}$$

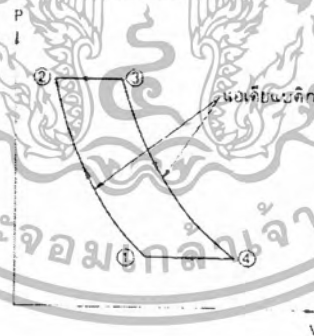
$$h_2 = 363.875\text{ kJ/kg}, \quad h_1 = 298.182\text{ kJ/kg}$$

กำหนดให้ Turbine สามารถทนอุณหภูมิได้สูงสุด $T_3 = 1000^\circ\text{C}$ เนื่องจากกระบวนการ 3-4 อากาศเป็นอากาศร้อน ซึ่งเราไม่สามารถสมมติให้ค่า C_p และ C_v คงที่ได้ ดังนั้น

$$h_3 = 136.96\text{ kJ/kg}, \quad Pr_3 = 303.7325$$

$$\text{จาก } Pr_3 = \frac{1}{r_c} \times Pr_1 = 0.5 \times 303.7325 = 151.86625 \quad (5.3)$$

เปิดตาราง A-17 ได้ $T_4 = 1074.1\text{ K}$, $h_4 = 1131.096\text{ kJ/kg}$



รูปที่ 5 P-V Diagram ของวัฏจักรเบรตัน

หาประสิทธิภาพเชิงความร้อนของวัฏจักร

$$\text{จาก } \eta_{th} = 1 - \frac{1}{r_p^{\frac{1}{K}}} = 1 - \frac{1}{2^{\frac{1}{1.4}}} = 0.179664 = 17.9\%$$

(5.4)

ประสิทธิภาพทาง Compressor และ Turbine

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สมมติให้ Compressor มีประสิทธิภาพ 80 %

$$\text{จาก } \eta_c = \frac{h_1 - h_{2s}}{h_1 - h_{2a}} \quad (5.5)$$

$$0.8 = \frac{298.182 - 363.875}{298.182 - h_{2a}}$$

$$h_{2a} = 380.298.25 \text{ kJ/kg}$$

เปิดตาราง A-17 [2] ได้ $T_{2a} = 379.533 \text{ K} = 106.533 \text{ }^\circ\text{C}$

สมมติให้ Turbine มีประสิทธิภาพ 80 %

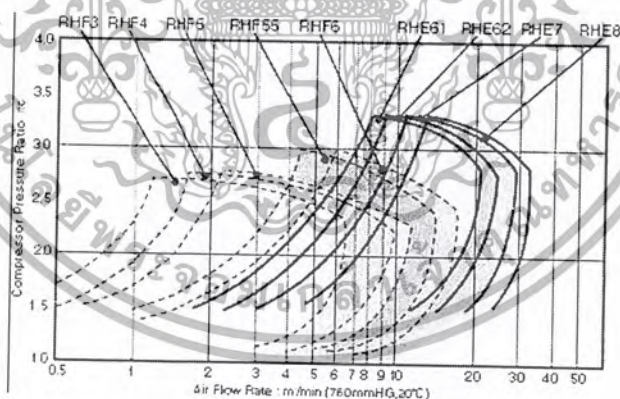
$$\text{จาก } \eta_c = \frac{h_3 - h_{4s}}{h_3 - h_{4a}} \quad (5.6)$$

$$0.8 = \frac{1363.96 - h_{4a}}{1363.96 - 1131.09615}$$

$$h_{4a} = 1114.303 \text{ kJ/kg}$$

เปิดตาราง A-17 [2] ได้ $T_{2a} = 1114.303 \text{ K} = 841.303 \text{ }^\circ\text{C}$

5.2 การคำนวณห้องเผาไหม้



รูปที่ 5 2 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง r_c กับ Air flow rate ของ IHC turbo

Turbo ที่มีอยู่เป็นรุ่น RHE9 จึงทำการประมาณค่า r_c และ Air flow rate ที่สูงสุดจากกราฟที่มีอยู่ของบริษัท

$$R_c = 3.3$$

$$P_2 = 3.3 \text{ atm} = 334290 \text{ Pa}$$

$$\text{จาก } \frac{P}{\rho} = RT \text{ สมมติว่าเป็น Ideal} \quad (5.7)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\rho = \frac{P}{RT} = \frac{334290}{287 \times 439.16} = 2.652 \text{ kg/m}^3$$

$$Q = 35 \text{ m}^3/\text{min}$$

$$\dot{m}^0 = \rho Q = 1.547 \text{ kg/s}$$

5.2.1 การคำนวณขนาดเสื้อชั้นนอก: A_{ref}

$$A_{ref} = \left\{ \frac{R}{2} \left(\frac{(\dot{m}^0_2)(T_2)^{0.5}}{P_2} \right)^2 \left(\frac{\Delta P_{2-3}}{q_{ref}} \right) \left(\frac{\Delta P_{2-3}}{P_2} \right)^{-1} \right\}^{0.5} \quad (5.8)$$

เมื่อ $R = 287 \text{ Nm/kg.K}$

$$\dot{m}^0 = 1.547 \text{ kg/s}$$

$$T_2 = 439.16 \text{ K} = 146.144 \text{ }^\circ\text{C}$$

$$P_2 = 334290 \text{ Pa}$$

ออกแบบห้องเผาไหม้เป็น Tubular Chamber จะได้ค่า $\frac{\Delta P_{2-3}}{q_{ref}} = 40$

$$\frac{\Delta P_{2-3}}{P_2} = 0.07 \text{ แทนค่า}$$

$$A_{ref} = \left\{ \frac{287}{2} \left(\frac{(1.547)(439.16)^{0.5}}{334290} \right)^2 (40)(0.07)^{-1} \right\}^{0.5}$$

$$A_{ref} = 0.02777 \text{ m}^2$$

จากพื้นที่หน้าตัด $A = \frac{\pi d^2}{4}$

$$A = \frac{\pi d_{ref}^2}{4} = 0.027770598$$

$$d_{ref} = 18.804 \text{ cm.}$$

5.2.2 การคำนวณหาขนาดเสื้อใน: A_L

$$A_L = K_{opt} \times A_{ref}$$

(5.9)

จากรูปในหนังสือ เลือกค่า K_{opt} ที่สูงที่สุดคือ $K_{opt} = 0.768$

$$\text{แทนค่า } A_L = (0.768)(0.027770598)$$

$$A = \frac{\pi d^2}{4} = 0.02132781981$$

$$d_L = 16.48 \text{ cm.}$$

แต่จากการแนะนำของ P.P. Walsh และ P.Fletcher ว่า ช่องว่างระหว่างเสื้อชั้นนอกและเสื้อชั้นใน การไหลของอากาศควรจะมีค่า Mach Number เป็น 0.1 จากตารางภาคผนวก Qcurves ในหนังสือ [2] ที่ Mach

$$\text{Number} = 0.1 \text{ ได้ } Q = 6.914 \text{ kg} \frac{\sqrt{K}}{\text{m}^2(\text{KPa})}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับใช้เพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$Q = \frac{m^{\circ} \sqrt{T_2}}{A_{out} (P_2)} \quad (5.10)$$

$$6.9414 = \frac{(1.547) \sqrt{439.16}}{A_{out} (334.29)}$$

$$A_{out} = \frac{\pi}{4} (d_{ref}^2 - d_L^2) = 0.01397112072 \text{ m}^2$$

$$d_L = 13.255 \text{ cm.}$$

ดังนั้น จะใช้ค่า $d_L = 13.255 \text{ cm}$ เพื่อให้มีค่า Mach Number เป็น 0.1

5.2.3 การคำนวณหาขนาดรูที่อากาศไหลผ่านในช่วง Primary Zone

$$\text{จาก } n d_j^2 = \frac{15.25 \text{ m}^{\circ}}{\left(\frac{P_2 \Delta P_L}{T_2} \right)^{0.5}} \quad (5.11)$$

ออกแบบและกำหนดให้อากาศที่ไหลเข้าในช่วง Primary Zone เป็น 20% ของอัตราการไหลของอากาศที่ 1.547 kg/s และเลือกจำนวนรูในช่วงนี้เป็น 14 รู ($n = 14$)

$$\text{จาก } \frac{\Delta P_{2-3}}{P_2} = 0.07 \quad \text{เมื่อแทน } P_2 = 334290 \text{ Pa}$$

$$\text{จะได้ } \Delta P_{2-3} = 23400.3 \text{ Pa}$$

$$\frac{\Delta P_{2-3}}{q_{ref}} = 40 \quad \text{ได้ } q_{ref} = 585.0075 \text{ Pa}$$

$$\text{จากสมการ 3.2 [2]} \quad \frac{\Delta P_{2-3}}{q_{ref}} = \frac{\Delta P_{diff}}{q_{ref}} + \frac{\Delta P_L}{q_{ref}} \quad (5.12)$$

เนื่องจากค่า $\frac{\Delta P_{diff}}{q_{ref}}$ น้อยมาก เพราะในการออกแบบ ค่า ΔP_{ref} ควรจะมีค่าน้อยที่สุด เนื่องจากการสูญเสีย

ความดันใน diffuser เป็นอุปสรรคต่อการเผาไหม้ ในภาคปฏิบัติ ควรทำความดันสูญเสียใน diffuser ให้ น้อยที่สุด และการสูญเสียความดันในห้องเผาไหม้ชั้นในต้องให้น้อยที่สุดเช่นกัน ปัจจัยการสูญเสียความดันหาได้โดย ผลของพื้นที่รูทั้งหมดในห้องเผาไหม้ชั้นใน จะได้ $\Delta P_{2-3} \approx \Delta P_L \therefore \Delta P_L = 23400.3 \text{ Pa}$

ดังนั้นจะได้ $n = 14$

$$m_j^{\circ} = (20/100)(1.547) = 0.3094 \text{ kg/s}$$

$$P_2 = 334290 \text{ Pa}$$

$$\Delta P_L = 23400.3 \text{ Pa}$$

$$T_2 = 439.16 \text{ K}$$

$$\text{แทนค่า } (14)d_j^2 = \frac{(15.25)(0.3094)}{\left(\frac{334290 \times 23400.3}{439.16} \right)^{0.5}}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$d_j = 8.936152 \times 10^{-3} \text{ m.}$$

แทนค่า d_j ลงในสมการ 3.28 [2] และเลือกค่า C_D จากรูปที่ 3.5 [2] ได้ $C_D = 0.6$

$$d_h = \frac{d_j}{C_D^{0.5}}, C_D = 0.6 \quad (5.13)$$

$$d_h = \frac{8.936152 \times 10^{-3}}{(0.6)^{0.5}} = 1.154 \text{ cm}$$

เลือกใช้ดอกสว่านขนาด 1.2 cm. จำนวน 14 รู

5.2.4 การคำนวณหาขนาดของรูที่อากาศไหลผ่านในช่วง Intermediate Zone

ออกแบบและกำหนดให้อากาศที่ไหลเข้าในช่วงนี้เป็น 50 % ของอัตราการไหลของอากาศ 1.547 kg/s สมมติค่าในการคำนวณ จำนวนรูเท่ากับ 16

$$\text{จาก } nd_j^2 = \frac{15.25m^3}{\left(\frac{P_2 \Delta P}{T_2}\right)^{0.5}} \quad (5.14)$$

เมื่อ

$$n = 16$$

$$m_j^0 = (50/100)(1.547) = 0.7735 \text{ kg/s}$$

$$P_2 = 334290 \text{ Pa}$$

$$\Delta P_L = 23400.3 \text{ Pa}$$

$$T_2 = 439.16 \text{ K}$$

แทนค่า

$$(16)d_j^2 = \frac{(15.25)(0.7735)}{\left(\frac{334290 \times 23400.3}{439.16}\right)^{0.5}}$$

$$d_j = 0.01321674 \text{ m.}$$

แทนค่า d_j ลงในสมการ 3.28 [2] และเลือกค่า C_D จากรูปที่ 3.5 [2] ได้ $C_D = 0.6$

$$d_h = \frac{d_j}{C_D^{0.5}}, C_D = 0.6 \quad (5.15)$$

$$d_h = \frac{0.01321674}{(0.6)^{0.5}} = 1.7063 \text{ cm}$$

ในการออกแบบแบ่งการเจาะรูเป็น 2 ลักษณะ คือ บริเวณคอคอดและบริเวณผิวทรงกระบอก ทำการคำนวณใหม่ จาก $d_h = 1.7063 \text{ cm}$ คิดพื้นที่ได้เท่ากับ $3.6585 \times 10^{-3} \text{ m}^2$

- บริเวณคอคอด เจาะรูขนาด $d = 1 \text{ cm}$ จำนวน 12 รู

- บริเวณผิวทรงกระบอก คิดจากพื้นที่ที่เหลือ ได้ $d = 1.11 \text{ cm}$ เลือกใช้ดอกสว่านขนาด 1.2 cm จำนวน 28 รู

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5.2.5 การคำนวณหาขนาดของรูที่อากาศไหลผ่านในช่วง Dilution Zone

ออกแบบและกำหนดให้อากาศที่ไหลเข้าในช่วงนี้เป็น 30 % ของอัตราการไหลของอากาศ 1.547 kg/s สมมติค่าในการคำนวณ จำนวนรูเท่ากับ 28

$$\text{จาก } nd_j^2 = \frac{15.25m^{\circ} j}{\left(\frac{P_2 \Delta P_L}{T_2}\right)^{0.5}} \quad (5.16)$$

เมื่อ $n = 28$

$$m_j^{\circ} = (30/100)(1.547) = 0.4641 \text{ kg/s}$$

$$P_2 = 334290 \text{ Pa}$$

$$\Delta P_L = 23400.3 \text{ Pa}$$

$$T_2 = 439.16 \text{ K}$$

$$\text{แทนค่า } (28)d_j^2 = \frac{(15.25)(0.4641)}{\left(\frac{334290 \times 23400.3}{439.16}\right)^{0.5}}$$

$$d_j = 7.738934694 \times 10^{-3} \text{ m.}$$

แทนค่า d_j ลงในสมการ 3.28 [2] และเลือกค่า C_D จากรูปที่ 3.5 [2] ได้ $C_D = 0.6$

$$d_n = \frac{d_j}{C_D^{0.5}}, C_D = 0.6$$

$$d_n = \frac{7.738934 \times 10^{-3}}{(0.6)^{0.5}} = 0.999 \text{ cm}$$

เลือกใช้ดอกสว่านขนาด 1 cm. จำนวน 28 รู

5.2.6 การคำนวณหาขนาดท่อจาก Compressor เข้าห้องเผาไหม้

กำหนดให้ความเร็วของอากาศที่ทางเข้ามีค่า Mach number เป็น 0.2 หาพื้นที่ท่อทางเข้าจาก

$$\text{สูตร } Q = VA \quad (5.18)$$

$$\text{หาค่า } V \text{ จาก } M = \frac{v}{c} \quad (5.19)$$

$$\text{เมื่อ } c = \text{ความเร็วของคลื่นในก๊าซ} = \sqrt{\frac{\gamma P}{\rho}} \quad (5.20)$$

$$\gamma = C_p/C_v = 1.4$$

$$P = 334290 \text{ N/cm}^2$$

$$\rho = 2.652276 \text{ kg/m}^3$$

แทนค่าในสมการ (5.20) ได้ $c = 420.06486 \text{ m/s}$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แทนค่าในสมการ (5.19) ได้ $V_{\text{อากาศ}} = 84.01297 \text{ m/s}$

แทนค่า c, V ในสมการ (5.18) ได้ $A = \frac{Q}{V} = \frac{35}{60} = 0.006943 \text{ m}^2$

จาก $A = \frac{\pi d^2}{4}$ ได้ $d = 9.5 \text{ cm}$.

5.3 เสื้อชั้นนอก (Casing)

ห้องเผาไหม้ชั้นนอกจะมีลักษณะเป็นทรงกระบอก เส้นผ่านศูนย์กลางห้องเผาไหม้ เท่ากับ 19 cm ซึ่งจะทำจากสแตนเลส เสื้อชั้นนอกมีหน้าที่ในการบังคับการไหลของอากาศให้ไหลไปตามแนวแกน พร้อมให้อากาศซึมผ่านรูเจาะเข้าไปในเสื้อในได้เพื่อการสันดาปอย่างมีประสิทธิภาพ อากาศที่ถูกอัดจากคอมเพรสเซอร์นั้นจะไหลเข้าสู่ห้องเผาไหม้ชั้นนอกและเสื้อในบางส่วน แต่อากาศส่วนมากจะเข้าสู่เสื้อชั้นนอกก่อน การกำหนดขนาดของห้องที่เหมาะสมจะทำให้การเผาไหม้มีเสถียรภาพสูง เพราะอากาศส่วนมากจะมาอัดตัวที่เสื้อชั้นนอกแล้วจึงซึมผ่านรูเข้าไปในเสื้อชั้นใน

5.4 เสื้อชั้นใน (Liner)

ห้องเผาไหม้ชั้นในเป็นส่วนที่สำคัญมากต่อกรเผาไหม้ เพราะเสื้อชั้นในจะมีอากาศและเชื้อเพลิงไหลผ่าน ทำการสันดาปให้อุณหภูมิสูง จึงมีผลต่อวัสดุที่ใช้ทำ จากการคำนวณได้เสื้อชั้นในห้องเผาไหม้ที่มีขนาด 13.5 cm โดยจะมีห้องเผาไหม้ชั้นนอกประกอบอยู่ก่อนจะเข้าเทอร์ไบน์ ซึ่งปากของเทอร์ไบน์จะเป็นรูปสี่เหลี่ยม ทำการยึดกับหน้าแปลนของเทอร์ไบน์

5.5 หัวฉีดเชื้อเพลิง (Fuel Injection)

หัวฉีดจะมีความสำคัญเช่นกันเนื่องจากจะมีผลต่อความยาวของเปลวไฟ การที่เปลวยาวจะมีผลต่อไบเทอร์ไบน์ ซึ่งจะทำให้เกิดความเสียหายกับตัวเทอร์ไบน์ อีกทั้งได้กล่าวมาแล้วในหัวข้อ 2.6 ทำการเลือกหัวฉีดแบบหัวฉีดความดันสูง

ทำการดัดแปลงปั๊ม น้ำมันดีเซลมาใช้กับเชื้อเพลิงเอทานอล ดัดตั้งชุดปรับคันเร่งตามที่ได้ออกแบบไว้ เลือกใช้สายไฮดรอลิกความดันสูงเป็นท่อน้ำมัน

ทำการทดลองหัวฉีด Direct Injection 2 แบบ

1. แบบแรก เป็นหัวฉีดแบบ 4 รู ความดันสูง ที่ 220 Pa ผลจากการทดลอง ได้ละอองน้ำมันเชื้อเพลิงที่ละเอียดมาก ติดไฟง่าย แต่มีทิศทางการไหลแบบพุ่งออกด้านข้าง ทำให้เปลวไฟบานออกไปติดกับผนังกรวย
2. แบบที่สอง เป็นหัวฉีดแบบ 1 รู ตั้งความดันที่เหมาะสมที่ได้จากการทดลองไว้ที่ 150 Pa ผลจากการทดลอง ได้ละอองค่อนข้างละเอียด ติดไฟง่าย ทิศทางการไหลเป็นเส้นตรงพุ่งไปข้างหน้าแล้วบานออก จากการปรับตั้งค่าความดัน ทำให้มีระยะการฉีดที่สามารถยอมรับได้

จากผลการทดลองจึงเลือกหัวฉีดแบบแรก

5.6 หัวเทียน (Glow plug)

ทำปลอกหัวเทียนแบบเกลียว มีรูปร่างเป็นทรงกระบอกกลวง มีหัวเทียนอยู่ตรงกลาง สามารถถอดหัวเทียนได้

การวางตำแหน่งของหัวเทียนพิจารณาจากลักษณะของละอองน้ำมันที่ออกมาจากหัวฉีด พิจารณาทั้งความสูงต่ำ และระยะใกล้ไกลของหัวเทียน

5.7 การติดตั้งเทอร์โบชาร์จบนฐานยึด

ในขั้นแรกของการติดตั้ง ทำการเจียเอาฐานยึดชุดเดิมออก ทำการออกแบบการวางตัวเทอร์โบชาร์จและตัวเทอร์โบที่ใช้เป็นพาวเวอร์เทอร์โบไบน์ ทำการตัดเหล็กให้ได้ขนาดและเชื่อมเข้ากับโครงตัวหลักให้รูน้ำมันหล่อลื่นอยู่ด้านบน รูน้ำมันออกอยู่ด้านล่าง

5.8 วัสดุที่ใช้ทำห้องเผาไหม้

วัสดุที่ใช้ในการทำห้องเผาไหม้ใช้สเตนเลสเพราะสามารถทนอุณหภูมิได้สูง ที่ผนังเสื้อชั้นในห้องเผาไหม้และบริเวณก่อนเข้าเทอร์โบไบน์จะร้อนมาก อีกทั้งสเตนเลสไม่เปราะและไม่เป็นสนิมซึ่งจะเป็นอุปสรรคในการทดลองอย่างยิ่ง ข้อดีอีกประการคือสามารถใช้วัสดุเป็นแผ่นบางได้

5.9 เชื้อเพลิง

เชื้อเพลิงที่ใช้เป็นเอทานอล 99% แบบกลั่นแรง เป็นชนิดของเชื้อเพลิงที่แนะนำไว้ซึ่งอ้างอิงจากที่ได้ทำการทดลอง ซึ่งจะวัดต่อการจุดระเบิดและมีความยาวของเปลวไฟที่เหมาะสม เอทานอลเป็นเชื้อเพลิงที่ผลิตได้ภายในประเทศ อีกทั้งยังได้รับการสนับสนุนจากทางภาครัฐและเอกชนอีกด้วย

5.10 เครื่องมือวัด

เครื่องมือวัดประกอบไปด้วย เครื่องมือวัดอุณหภูมิใช้ Thermocouple ทำการวัดบริเวณทางเข้าห้องเผาไหม้ (02) บริเวณทางออกห้องเผาไหม้ (03), เครื่องมือวัดอัตราการไหลของอากาศที่ทางเข้าห้องเผาไหม้ใช้ Pitot tube, เครื่องมือวัดความดันใช้ Manometer ใช้วัดบริเวณทางเข้าห้องเผาไหม้ (02) บริเวณทางออกห้องเผาไหม้ (03), เครื่องมือวัดความเร็วรอบ

โดยได้ออกแบบการวัดอุณหภูมิและความดันเป็นแบบ Stagnation ส่วน Pitot tube วัดความดันได้ทั้งค่า Static และ dynamic

ปัญหาที่พบคือ ต้องใช้เวลาในการออกแบบและทำการหาอุปกรณ์วัดที่เหมาะสมทั้งความเที่ยงตรงและราคาของอุปกรณ์

การวัดความเร็วรอบจะใช้อุปกรณ์วัดความเร็วรอบ วัดที่ใบพัดของ Compressor โดยทำการพันลวดที่ใบพัดความกว้างประมาณ 1 ตารางเซนติเมตร เครื่องมือวัดจึงจะตัดได้เนื่องจากเครื่องมือวัดเป็นสัญญาณเซนเซอร์ เมื่อทำการวัดที่รอบสูงๆจะทำให้สีหลุดออกมาจากใบพัดจากความร้อนและความเร็ว

5.11 ความปลอดภัย

ในการทดลองเครื่องยนต์แก๊สเทอร์โบวินต้องอยู่ในที่ร่ม อากาศถ่ายเทได้สะดวก เพราะเมื่อเดินเครื่องยนต์จะมีไอเสียและเชื้อเพลิงที่เผาไหม้ไม่สมบูรณ์ออกมาบางส่วน ทางออกของเทอร์โบวินซึ่งจะเป็นมลพิษต่อผู้ทำการทดลอง มีเสียงดังมากในช่วงก่อนที่เครื่องจะติด

ถึงดับเพลิงความอยู่ในสภาพพร้อมใช้งานเสมอเมื่อเกิดไฟไหม้ นอกจากนี้ยังได้ทำการสร้างแผงกั้นเหล็กป้องกันอันตรายที่อาจเกิดจากการแตกหักของใบเทอร์โบวิน

5.12 การปรับปรุงห้องเผาไหม้

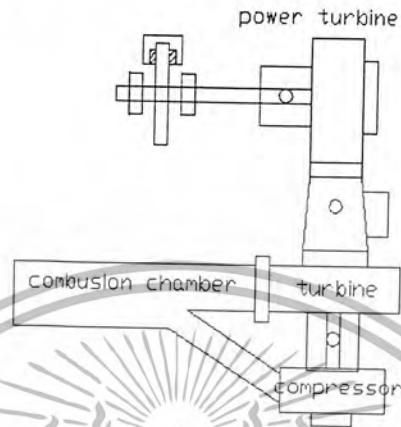
ทำการออกแบบโดยสามารถถอดประกอบส่วนประกอบต่างๆของห้องเผาไหม้ได้ เพื่อให้ง่ายต่อการแก้ไขและติดตั้ง ได้ทำการออกแบบห้องเผาไหม้ให้สามารถใช้เชื้อเพลิงได้ทั้งแก๊ส LPG และเอทานอล ซึ่งเปลวไฟที่ได้มีความเสถียรสูง และจุดระเบิดง่าย



บทที่ 6

การทดลองและผลการทดลอง

6.1 ขั้นตอนการ OPERATE เครื่อง GAS TURBINE ENGINE



รูปที่ 6.1 แผนภาพไดอะแกรม

1. ทำการสตาร์ทเครื่องยนต์โดยการฉีดลมเข้าไปพัดทางฝั่ง compressor เพื่อให้ compressor อัดอากาศเข้าสู่ห้องเผาไหม้
2. เปิดสวิตช์หัวเทียน ทำให้เกิดการ spark ที่หัวหัวเทียนจากนั้นจึงเริ่มเปิดเชื้อเพลิง เข้าไปผสมกับอากาศในห้องเผาไหม้ในอัตราส่วนที่เหมาะสม จนเกิดการจุดระเบิดถูกใหม่จึงปิดสวิตช์หัวเทียน แล้วจึงเพิ่มปริมาณเชื้อเพลิงพร้อมทั้งเพิ่มปริมาณของลมที่ฉีดเข้าไป เพื่อให้เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์สามารถทำงานได้เอง คือ งานทางฝั่งเทอร์ไบน์มีมากเพียงพอที่ใช้ขับ Compressor ซึ่งใบพัดทางฝั่ง compressor จะสามารถหมุนได้โดยไม่ต้องอาศัยการฉีดลมช่วย พร้อมทั้งเปิดปั้มน้ำมันหล่อลื่นแกนเพลลาเทอร์โบชาร์จเจอร์
3. ทำการฉีดเชื้อเพลิงในปริมาณคงที่ เมื่อเครื่องยนต์เข้าสู่สภาวะ Steady state จึงทำการวัดและบันทึกผล อัตราการไหลของ Ethanol, ความเร็วรอบของ Turbine Engine , อุณหภูมิและความดัน Stagnation ที่จุดต่างๆ และผลต่างความดันระหว่าง Stagnation และ Static จาก Pitot Tube โดยอ่านค่าเป็นมิลลิเมตรปรอท เพื่อคำนวณหาอัตราการไหลของอากาศ
4. เพิ่มปริมาณเชื้อเพลิงที่ฉีดเข้าไป แล้วทำตามข้อ (3) โดยเพิ่มเชื้อเพลิงจนกระทั่งอุณหภูมิห้องเผาไหม้ไม่เกิน 950°C
5. เมื่อทำการทดลองเสร็จแล้วหยุดการจ่ายเชื้อเพลิง และทำการ Cool Down เทอร์โบ โดยการฉีดลมเข้าทางฝั่งคอมเพรสเซอร์
6. นำผลการทดลองไปคำนวณหาค่ากำลังงานและประสิทธิภาพต่างๆ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

6.2 ผลการทดลอง

สภาวะบรรยากาศ

$$T_{db} = 29 \text{ }^{\circ}\text{C}, T_{wb} = 28 \text{ }^{\circ}\text{C}, \text{Relative Humidity} = 92 \text{ }^{\circ}\text{C}$$

กำหนดให้ $P_{01}=P_{04}=P_a=1 \text{ bar}$ และ $T_{01}=T_a=29 \text{ }^{\circ}\text{C}$



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางผลการทดลองที่ 1

ครั้งที่	ระยะก้าน(mm)	rpm	T01	T02	T03	T04	P02	P03	T01	T02	T03	T04
			°C	°C	°C	°C	mm Hg	mm Hg	K	K	K	K
1	7	25342	29	37	359	350	5.9	5.9	302	310	632	623
2	8.5	41418	29	53	375	351	16.6	14.2	302	326	648	624
3	9	43684	29	59	395	365	18.3	17.8	302	332	668	638
4	10	49371	29	68	413	374	25.2	23	302	341	686	647
5	11.5	58433	29	87	442	385	38	36.5	302	360	715	658
6	12	61568	29	94	467	401	44.8	40.3	302	367	740	674
7	13	67221	29	102	489	413	53	50.5	302	375	762	686
8	14.4	75736	29	114	535	439	64.4	62.8	302	387	808	712
9	15.5	82513	29	124	561	438	91	89	302	397	834	711
10	16	N/A	29	131	580	443	102	100	302	404	853	716

เป็นค่าต่างๆที่วัดได้จริงขณะทำการทดลองโดยอ่านจากอุปกรณ์วัดต่างๆที่ได้ทำการติดตั้งกับเครื่องยนต์

ตารางผลการทดลองที่ 2

ครั้งที่	ระยะก้าน(mm)	P02	P03	delta Pb	Nc	Nt	Wc	Wt	η_m
		Bar	Bar		%	%	kJ/kg	kJ/kg	
1	7	1.07763158	1.077632	0	81.50756	76.95887	8.04	10.323	0.779
2	8.5	1.21842105	1.186842	2.591793	73.06878	88.41658	24.12	27.528	0.8761
3	9	1.24078947	1.234211	0.510223	64.00565	87.69705	30.15	34.41	0.87.61
4	10	1.33157895	1.302632	2.173913	66.02109	88.95085	39.195	44.733	0.8763
5	11.5	1.5	1.480263	1.315789	63.95332	85.41375	58.29	65.379	0.8915
6	12	1.58947368	1.530263	3.725166	65.77366	88.4574	65.325	75.702	0.8630
7	13	1.69736842	1.664474	1.937984	67.5111	83.45233	73.365	87.172	0.8416
8	14.4	1.84736842	1.826316	1.139601	68.10131	85.05411	85.425	110.112	0.5306
9	15.5	2.19736842	2.171053	1.197605	80.18482	83.76801	95.475	141.081	0.6767
10	16	2.34210526	2.315789	1.123596	81.50124	84.87196	102.51	157.139	0.6522

เป็นค่าที่ได้มาจากการคำนวณโดยนำค่าจากตารางที่ 1 มาแทนลงในสมการการคำนวณวัฏจักรเครื่องยนต์กึ่งหนักแก๊ส
ดังที่ได้แสดงไว้ในหัวข้อตัวอย่างการคำนวณ

ตารางผลการทดลองที่ 3

ครั้งที่	ระยะก้าน(mm)	V เฉลี่ย	$\dot{V}la$ kg/s	Mf kg/s	f = F/Aratio	A/F ratio
1	7	0.248889319	0.248889319	0.001469615	0.0059046913	169.34
2	8.5	0.360538463	0.360538463	0.002069243	0.0057393139	174.24
3	9	0.388152282	0.388152282	0.002240112	0.0057712200	173.27
4	10	0.451559695	0.451559695	0.002686499	0.0059493773	168.08
5	11.5	0.564551801	0.564551801	0.003271876	0.0057955275	172.54
6	12	0.60357584	0.60357584	0.00345922	0.0057312098	174.48
7	13	0.656928005	0.656928005	0.003843357	0.0058504996	170.92
8	14.4	0.752605152	0.752605152	0.004246376	0.0056422355	177.23
9	15.5	0.921535609	0.921535609	0.004744547	0.0051485227	194.23
10	16	0.965023195	0.965023195	0.004933519	0.0051123320	195.61

เป็นค่าที่ได้มาจากการคำนวณโดยนำค่าจากตารางที่ 1 มาแทนลงในสมการการคำนวณวัฏจักรเครื่องยนต์กังหันแก๊ส

ดังที่ได้แสดงไว้ในหัวข้อตัวอย่างการคำนวณ

ซึ่งค่าต่างๆ ในตารางสามารถคำนวณได้จากสูตรข้างล่างนี้

$$T_{02} - T_a = \frac{T_a}{\eta_c} \left[\left(\frac{P_{02}}{P_a} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (1)$$

$$W_c = C_{Pa}(T_{02} - T_a) \quad (2)$$

$$T_{03} - T_{04} = \eta_t T_{03} \left[1 - \left(\frac{P_{03}}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (3)$$

$$W_t = C_{Pg}(T_{03} - T_{04}) \quad (4)$$

$$\eta_m = \frac{W_c}{W_t} \quad (5)$$

$$P_{stag} - P_{static} = \rho_a \frac{V^2}{2} \quad (6)$$

$$V = \sqrt{2g\Delta h \frac{\rho_{Hg}}{\rho_a}} \quad (8)$$

$$m^o = \rho V A \quad (9)$$

$$f = \frac{m^o_f}{m^o_a} \quad (10)$$

ตัวอย่างการคำนวณวัฏจักร

$$T_{01} = 29^\circ\text{C} = 302\text{ K}$$

$$T_{02} = 131^\circ\text{C} = 404\text{ K}$$

$$T_{03} = 580^\circ\text{C} = 853\text{ K}$$

$$T_{04} = 443^\circ\text{C} = 716\text{ K}$$

$$\eta_c = 81.49\%$$

$$W_c = C_{Pa}(T_{02} - T_a)$$

$$= 1.005(404 - 302)$$

$$= 102.51\text{ KJ/Kg}$$

$$P_{03} = 2.3157\text{ bar}$$

$$T_{02} - T_a = \frac{T_a}{\eta_c} \left[\left(\frac{P_{02}}{P_a} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$$

$$\Delta P_b = \frac{P_{02} - P_{03}}{P_{02}} = \frac{2.342 - 2.3157}{2.342} = 0.0112\text{ bar}$$

$$\gamma_t = \frac{P_{03}}{P_{04}} = \frac{2.3157}{1} = 2.317$$

$$\gamma_g = 1.333$$



$$T_{03} - T_{04} = \eta_t \cdot T_{03} \left[1 - \left(\frac{P_{03}}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]$$

$$\eta_m = \frac{W_c}{W_t} = \frac{102.51}{157.14} = 0.6522$$

$$853 - 716 = \eta_t \cdot 853 \left[1 - \left(\frac{1}{23157} \right)^{\frac{0.333}{1.333}} \right]$$

$$W_t = C_p g (T_{03} - T_{04}) = 1.147(853 - 716) = 157.139 \text{ KJ/Kg}$$

$$m^{\circ}_r = 6.2135 \times 10^{-6} \times 7.94 = 4.93519 \times 10^{-3} \text{ Kg/s}$$

ใช้ได้เพราะออกแบบให้อากาศเข้าที่ 0.3

Mach

หน้า m°_a จากรูป Profile



$$V1 = 68.577$$

$$V2 = 69.628$$

$$V3 = 65.523$$

$$V4 = 65.523$$

$$\text{ได้ } V_{เฉลี่ย} = 67.31$$

$$\Delta h1 = 35.6 \text{ mm}$$

$$\Delta h2 = 36.7 \text{ mm}$$

$$\Delta h3 = 32.5 \text{ mm}$$

$$\Delta h4 = 32.5 \text{ mm}$$

$$m^{\circ} = \rho V A$$

$$= (2.0199)(67.3) \left(\frac{\pi(0.095)^2}{4} \right)$$

$$P_{stag} - P_{static} = \rho a \frac{V^2}{2}$$

$$m^{\circ}_a = 0.96356 \text{ kg/s}$$

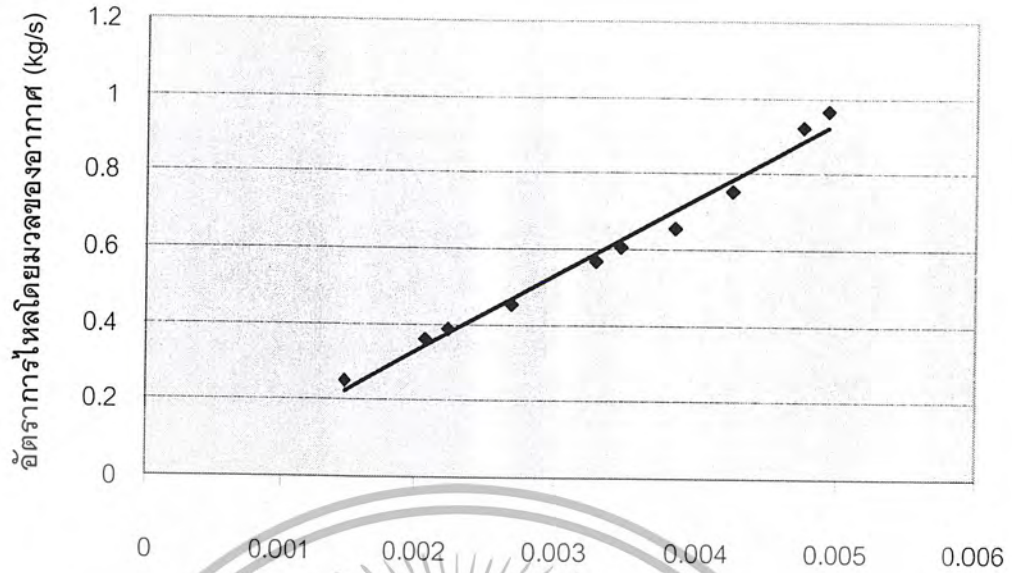
$$\rho_a = \frac{P_{02}}{RT} = \frac{2.342 \times 100}{(0.287)(404)} = 2.01987 \text{ Kg/m}^3$$

$$f = \frac{m_f}{m_a}$$

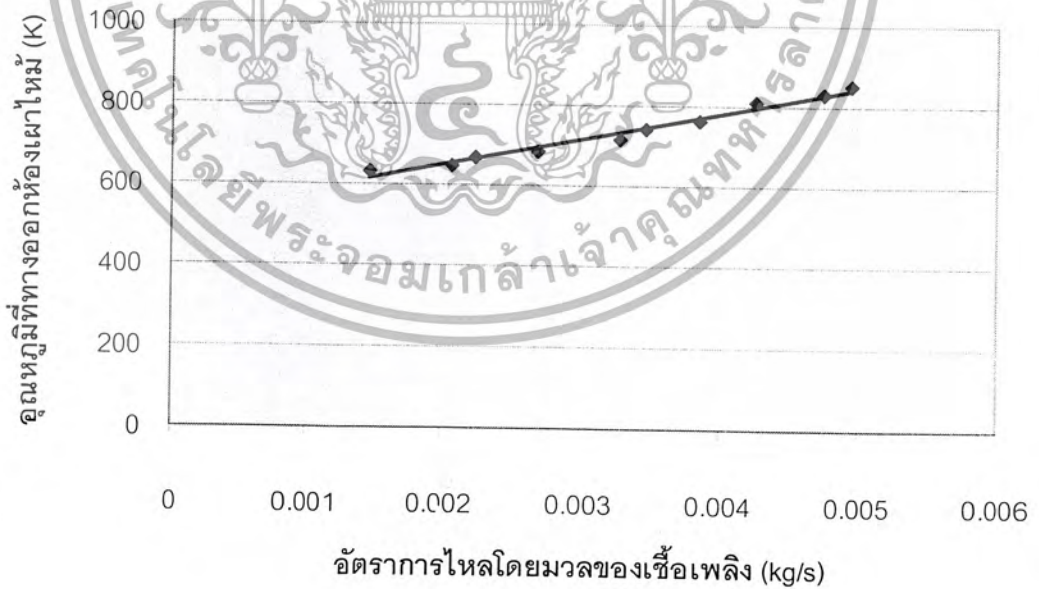
$$V = \sqrt{2g\Delta h \frac{\rho_{Hg}}{\rho_a}}$$

$$= \frac{(4.933519 \times 10^{-3})}{0.96356} = 0.00512$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

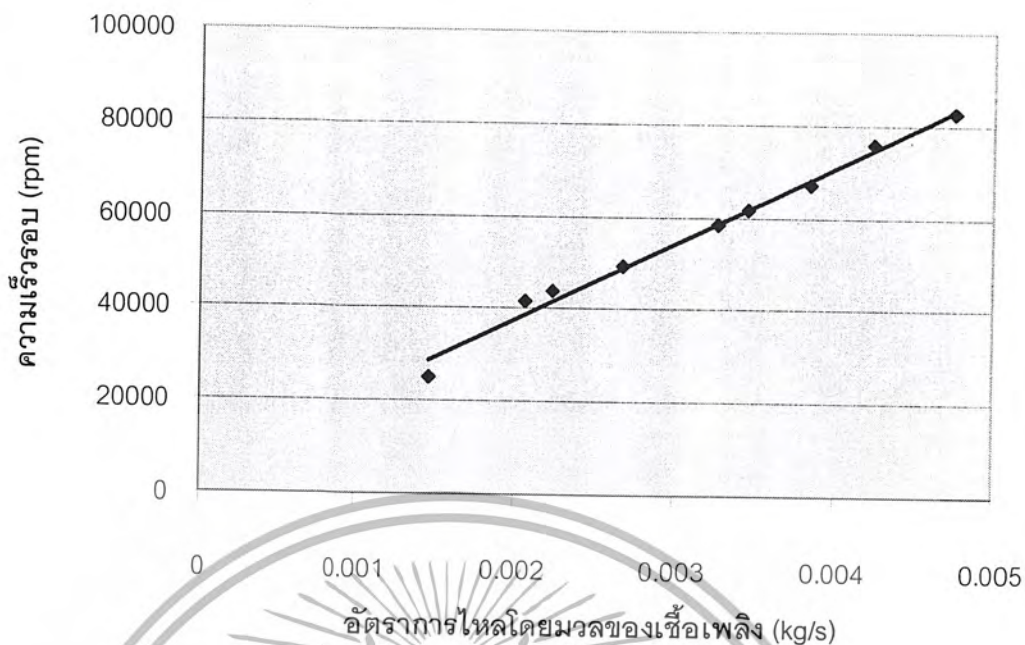


รูปที่ 6.2 กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่าง อัตราไหลดโดยมวลของเชื้อเพลิง
กับ อัตราไหลดโดยมวลของอากาศ

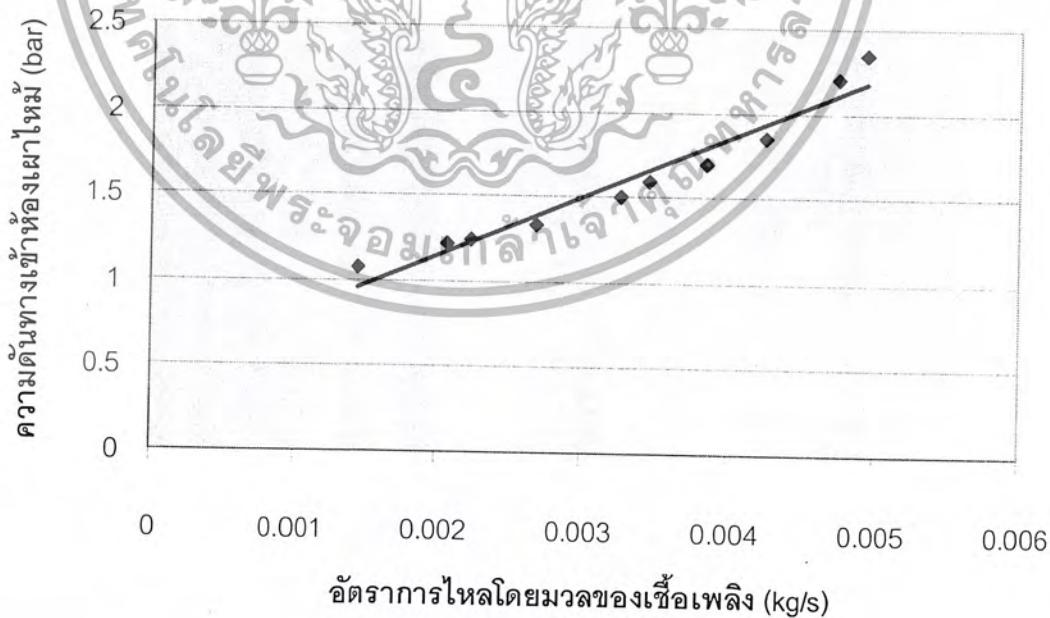


รูปที่ 6.3 กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่าง อัตราไหลดโดยมวลของเชื้อเพลิง
กับ อุณหภูมิทางออกห้องเผาไหม้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

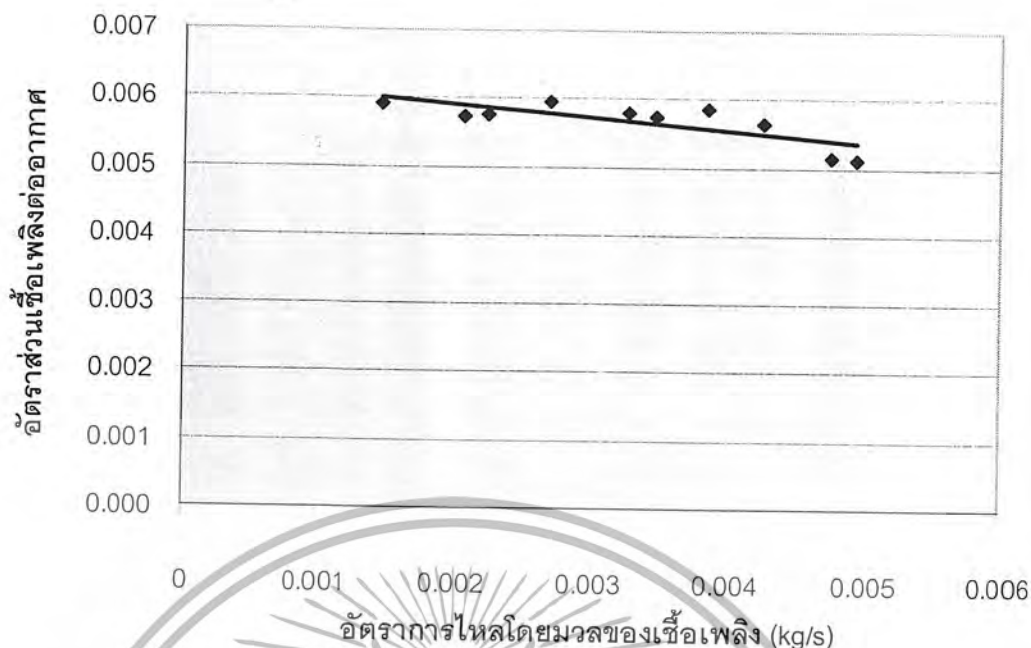


รูปที่ 6.4 กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่าง อัตราการไหลโดยมวลของเชื้อเพลิง
กับ ความเร็วรอบ



รูปที่ 6.5 กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่าง อัตราการไหลโดยมวลของเชื้อเพลิง
กับ ความดันทางเข้าห้องเผาไหม้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 6.6 กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่าง อัตราการไหลโดยมวลของเชื้อเพลิง กับ อัตราส่วนเชื้อเพลิงต่ออากาศ

จากกราฟรูปที่ 6.2 – 6.6 แสดงให้เห็นว่า เมื่อเราเพิ่มปริมาณอัตราการไหลของเชื้อเพลิงให้แก่เครื่องยนต์มากขึ้น จะเกิดการเผาไหม้ภายในห้องเผาไหม้ ทำให้อุณหภูมิที่ทางออกห้องเผาไหม้มีค่าสูงขึ้น (ดังรูปที่ 6.3) แก๊สไอเสียร้อนที่เกิดจากการเผาไหม้ จะขยายตัวผ่านเทอร์ไบน์และเกิดการสร้างงานไปขับคอมเพรสเซอร์ จนทำให้คอมเพรสเซอร์มีความเร็วรอบสูงขึ้น (ดังรูปที่ 6.4) และเกิดการอัดอากาศ ทำให้ความดันทางเข้าห้องเผาไหม้เพิ่มสูงขึ้นด้วย (ดังรูปที่ 6.5)

การที่คอมเพรสเซอร์มีความเร็วรอบเพิ่มมากขึ้น ก็จะทำให้คอมเพรสเซอร์สามารถดูด เหนี่ยวนำอากาศเข้ามาได้มากขึ้น เป็นผลทำให้อัตราการไหลของอากาศเพิ่มสูงขึ้นด้วย (ดังรูปที่ 6.2) และจะเห็นได้ว่ารูป 6.2 กราฟมีแนวโน้มเป็นเส้นตรง เพิ่มขึ้นค่อนข้างคงที่ จึงทำให้อัตราส่วนผสมเชื้อเพลิงต่ออากาศมีค่าค่อนข้างคงที่ (ดังรูปที่ 6.6)

จากลักษณะของกราฟรูปที่ 6.2-6.6 ค่อนข้างมีแนวโน้มเป็นเส้นตรง อาจมีสาเหตุมาจากการเป็นการทดลองในสภาวะที่เครื่องยนต์ไม่ได้รับภาระ หรือไม่มีการเปลี่ยนแปลงของภาระของเครื่องยนต์ จึงทำให้ได้ลักษณะของกราฟเป็นเส้นตรงที่มีความชันคงที่

6.3 สรุปผลการทดลอง

จากผลการทดลองที่ได้ พบว่าเมื่อป้อนเชื้อเพลิง Ethanol เข้าไปเผาไหม้ในห้องเผาไหม้มากขึ้น ความเร็วรอบของ Gas Turbine Engine จะเพิ่มสูงขึ้น เนื่องจากมีการขยายตัวของแก๊สร้อนที่มีความดันและอุณหภูมิสูงมากขึ้น ปริมาณงานที่เราได้จาก Turbine ทั้งหมดจะถูกใช้ไปในการขับ Compressor ทำให้เรา

ยังไม่สามารถหา Power Output ออกมาได้ ในโครงการวิจัยนี้ เนื่องจากพลังงานส่วนที่เหลือเป็นการปล่อย
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ที่ออกไปกับไอเสีย แต่เราสามารถนำพลังงานนี้กลับมาใช้ประโยชน์ได้โดยการนำไอเสียไปขยายตัวผ่านชุด Power Turbineอีกครั้งจะทำให้เราได้ Power Output ออกมา หลังจากได้ค่า Power Output เราจะสามารถคำนวณหา อัตราการสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง (sfc) ประสิทธิภาพทางความร้อนของวัฏจักร หรือ ประสิทธิภาพของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์นี้ได้

สำหรับโครงการวิจัยนี้ จะมีขอบข่ายของโครงการสิ้นสุดอยู่ที่ การออกแบบและสร้างห้องเผาไหม้ สำหรับเชื้อเพลิงเอธานอลที่มีเสถียรภาพ ที่สามารถทำให้เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ทำงานได้ด้วยความเร็วรอบต่าง รวมถึงสามารถบันทึกค่าอุณหภูมิ ความดัน ความเร็วรอบ อัตราการไหลของเชื้อเพลิง และอากาศ ณ สถานะต่างๆ เพื่อใช้ในการคำนวณหาประสิทธิภาพของ Compressor ประสิทธิภาพของ Turbine และประสิทธิภาพทางกลในการส่งกำลังของเพลลา (η_m) ระหว่าง Turbine กับ Compressor ได้ เพื่อใช้เป็นแนวทางในการวิจัยและพัฒนาต่อไป

สำหรับในส่วนของการนำเอาพลังงานความร้อน ที่ทิ้งออกไปพร้อมกับไอเสียที่เกิดขึ้นเพื่อเปลี่ยนรูปไปเป็น Power Output ออกมาเพื่อนำไปใช้งานต่อไป จะอยู่ในขอบข่ายของโครงการวิจัยอีกกลุ่มหนึ่งที่ทำวิจัยในเรื่อง Power Turbine ที่เป็นการพัฒนาในส่วนหลังจากโครงการวิจัยนี้

6.4 วิจัยผลกระทบทดลอง

ผลการทดลองที่ได้ อาจมีความผิดพลาดเนื่องจากสาเหตุหลายประการ เช่น

1. สภาพบรรยากาศที่ทำการทดลองแต่ละครั้งแตกต่างกัน
2. เครื่องมือวัดมีประสิทธิภาพต่ำ
3. ในการเก็บค่าต่างๆ จะต้องรอให้เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์เข้าสู่สถานะ Steady ซึ่งอาจต้องใช้เวลานาน ทำให้บางครั้งอ่านค่าได้คลาดเคลื่อน
4. ในทางปฏิบัติจะเกิดการขวางการไหลของอุปกรณ์วัดภายในห้องเผาไหม้

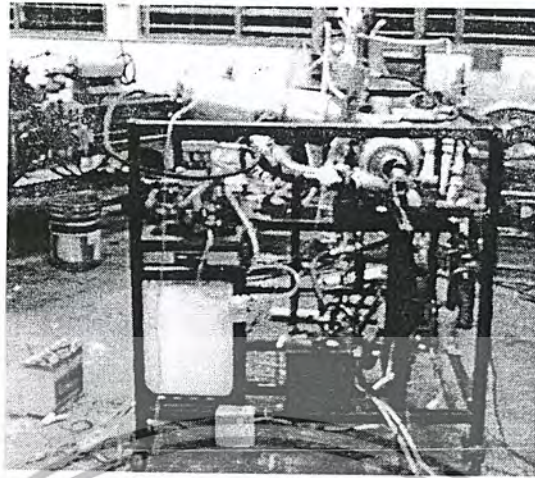
6.5 การคำนวณหาประสิทธิภาพของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์

ในการคำนวณเราจำเป็นต้องตั้งสมมติฐาน (Assumption) ดังนี้

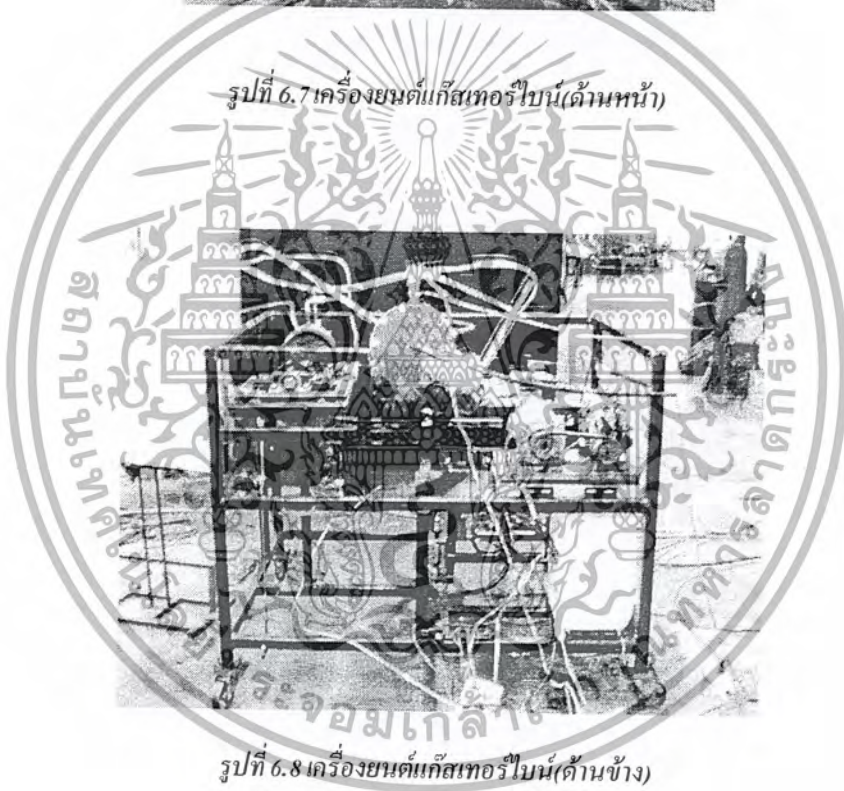
- 1) กำหนดให้ขบวนการที่เกิดขึ้น ในขณะที่แก๊สมีการอัดตัวและขยายตัวเป็นขบวนการแบบ Isentropic
- 2) ต้องป้อนงานให้กับคอมเพรสเซอร์มากกว่าทางทฤษฎีเนื่องจากการสูญเสียพลังงานที่แท้จริง การต้านของแรงลมและการสูญเสียในระบบการส่งกำลังระหว่างคอมเพรสเซอร์และเทอร์ไบน์
- 3) กำหนดให้ค่าของ C_p และ γ ของสารตัวกลางขณะทำงานตลอดวัฏจักรมีค่าคงที่ (ในกระบวนการจริงค่าของ C_p และ γ เปลี่ยนแปลงไปตามอุณหภูมิและตามองค์ประกอบทางเคมี)
- 4) การเผาไหม้ที่ห้องเผาไหม้ไม่มีความสมบูรณ์ ดังนั้นประสิทธิภาพการเผาไหม้ที่ไม่ถึง 100 % จึงมีผลต่อการสิ้นเปลืองน้ำมันเชื้อเพลิงเพิ่มขึ้น
- 5) สมมติให้การไหลของแก๊สเป็นการไหลแบบราบเรียบไม่มี Turbulence ที่กระเปาะ thermocouple ถือว่าไม่มีการขัดขวางการไหล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

6.6 รูปจากการทดลอง

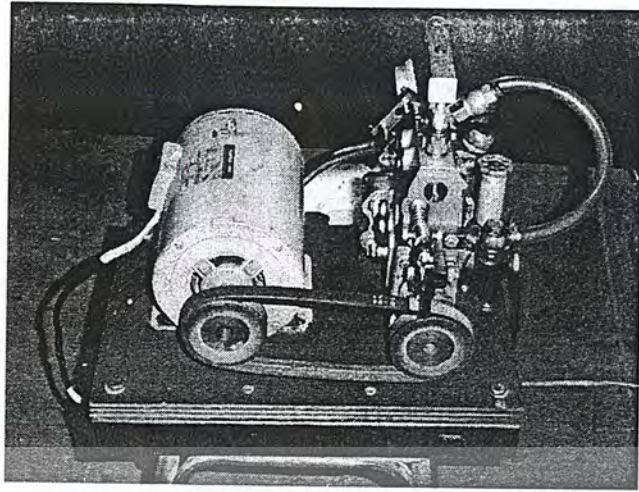


รูปที่ 6.7 เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์(ด้านหน้า)



รูปที่ 6.8 เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์(ด้านข้าง)

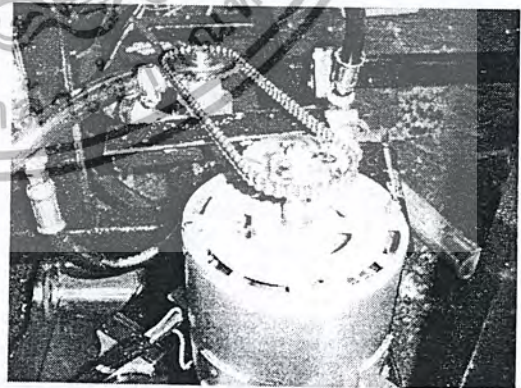
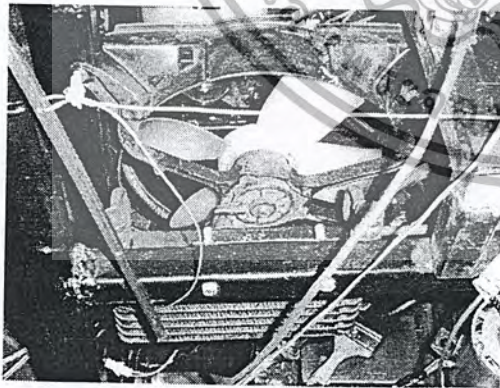
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 6.9 ชุดบ่มหัวถีต

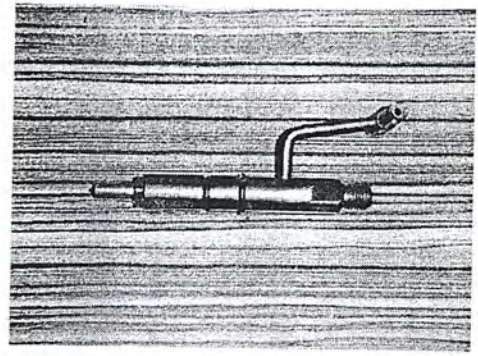
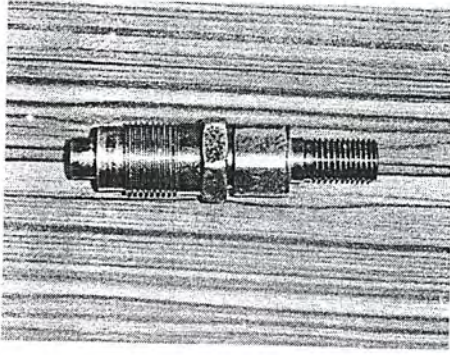


รูปที่ 6.10 เชื้อเพลิงเอทานอล 99% ที่ใช้ในการทดลอง

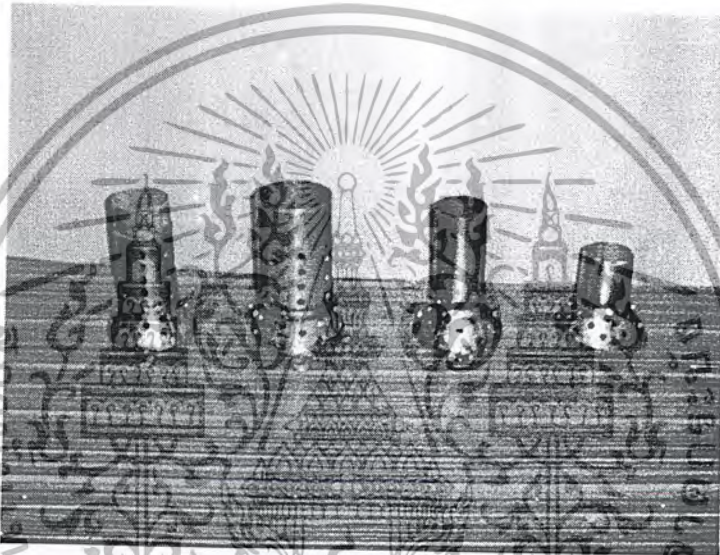


รูปที่ 6.11 ชุดบ่มน้ำมันหล่อลื่นแกนเพล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 6.12 หัวฉีดที่ใช้ทำการทดลอง

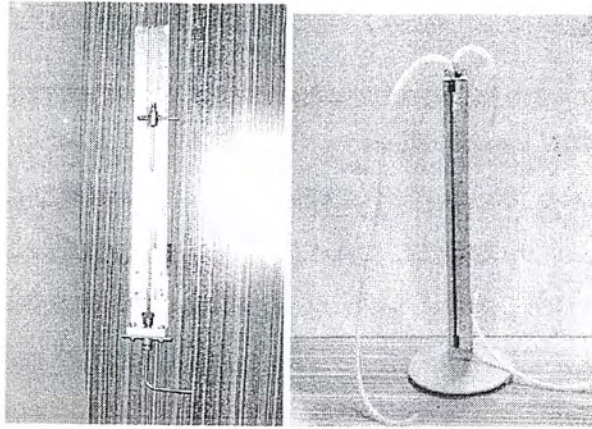


รูปที่ 6.13 กรวยที่ใช้ทำการทดลอง



รูปที่ 6.14 เทอร์โมคัปเปิลแบบสแตงเนชั่น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 6.15 Pitot tube



รูปที่ 6.16 Manometer

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 7

แนวทางในการพัฒนา

7.1 แนวทางในการพัฒนา (การคำนวณห้องเผาไหม้)

จากผลการทดลองที่ได้ นำมาเป็นแนวทางในการออกแบบพัฒนาห้องเผาไหม้ โดยใช้ค่าที่คำนวณมากกว่าค่าที่ได้จากผลการทดลองเล็กน้อย

$$R_c = 2.5$$

$$P_2 = 2.5 \text{ atm} = 253250 \text{ Pa}$$

จาก $\frac{P}{\rho} = RT$ สมมติว่าเป็น Ideal (7.1)

$$\rho = \frac{P}{RT} = \frac{253250}{287 \times 450} = 1.9609 \text{ kg/m}^3$$

$$Q = 0.47774 \text{ m}^3/\text{s}$$

$$m^{\circ} = \rho Q = 0.9368 \text{ kg/s}$$

7.2 การคำนวณขนาดเสื้อชั้นนอก: A_{ref}

$$A_{ref} = \left\{ \frac{R}{2} \left(\frac{m^{\circ}}{P_2} (T_2)^{0.5} \right)^2 \left(\frac{\Delta P_{2-3}}{q_{ref}} \right) \left(\frac{\Delta P_{2-3}}{P_2} \right)^{-0.5} \right\}^{0.5} \quad (7.2)$$

เมื่อ $R = 287 \text{ Nm/kg.K}$

$$m^{\circ} = 0.9368 \text{ kg/s}$$

$$T_2 = 450 \text{ K} = 177 \text{ }^{\circ}\text{C}$$

$$P_2 = 253250 \text{ Pa}$$

ออกแบบห้องเผาไหม้เป็น Tubular Chamber จะได้ค่า $\frac{\Delta P_{2-3}}{q_{ref}} = 40$

$$\frac{\Delta P_{2-3}}{P_2} = 0.07 \text{ แทนค่า}$$

$$A_{ref} = \left\{ \frac{287}{2} (253250)^2 (40) (0.07)^{-1} \right\}^{0.5}$$

$$A_{ref} = 0.02777 \text{ m}^2$$

จากพื้นที่หน้าตัด $A = \frac{\pi d^2}{4}$

$$A = \frac{\pi d_{ref}^2}{4} = 0.02247$$

$$d_{ref} = 16.92 \text{ cm}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

7.3 การคำนวณหาขนาดเส้นใน: A_L

$$A_L = K_{opt} \times A_{ref} \quad (7.3)$$

จากรูปในหนังสือ เลือกค่า K_{opt} ที่สูงที่สุดคือ $K_{opt} = 0.768$

$$\text{แทนค่า } A_L = (0.768)0.02247$$

$$A = \frac{\pi d^2}{4} = 0.01725724$$

$$d_L = 14.82 \text{ cm.}$$

แต่จากการแนะนำของ P.P. Walsh และ P.Fletcher ว่า ช่องว่างระหว่างเสื่อชั้นนอกและเสื่อชั้นใน การไหลของอากาศควรมีค่า Mach Number เป็น 0.1 จากตารางภาคผนวก Qcurves ในหนังสือ [2] ที่ Mach

$$\text{Number} = 0.1 \text{ ได้ } Q = 6.914 \frac{\text{kg} \sqrt{K}}{\text{s} \cdot \text{m}^2 (\text{kPa})}$$

$$Q = \frac{m^0 \sqrt{T_2}}{A_{out} (P_2)} \quad (7.4)$$

$$6.914 = \frac{(0.9368) \sqrt{450}}{A_{out} (253.25)}$$

$$A_{out} = \frac{\pi (d_{ref}^2 - d_L^2)}{4} = 0.01130462473 \text{ m}^2$$

$$d_L = 11.9 \text{ cm}$$

ดังนั้น จะใช้ค่า $d_L = 11.9 \text{ cm}$ เพื่อให้มีค่า Mach Number เป็น 0.1

7.4 การคำนวณหาขนาดรูที่อากาศไหลผ่านในช่วง Primary Zone

$$\text{จาก } \text{nd}_j^2 = \frac{15.25 \text{ m}^0}{\left(\frac{P_2 \Delta P_L}{T_2} \right)^{0.5}} \quad (7.5)$$

ออกแบบและกำหนดให้อากาศที่ไหลเข้าในช่วง Primary Zone เป็น 20% ของอัตราการไหลของอากาศที่ 0.9368 kg/s และเลือกจำนวนรูในช่วงนี้เป็น 16 รู ($n = 16$)

$$\text{จาก } \frac{\Delta P_{2-3}}{P_2} = 0.07 \text{ เมื่อแทน } P_2 = 253250 \text{ Pa}$$

$$\text{จะได้ } \Delta P_{2-3} = 17727.5 \text{ Pa}$$

$$\frac{\Delta P_{2-3}}{q_{ref}} = 40 \text{ ได้ } q_{ref} = 443.1875 \text{ Pa}$$

$$\text{จากสมการ 3.2 [2]} \quad \frac{\Delta P_{2-3}}{q_{ref}} = \frac{\Delta P_{diff}}{q_{ref}} + \frac{\Delta P_L}{q_{ref}} \quad (7.6)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เนื่องจากค่า $\frac{\Delta P_{diff}}{q_{ref}}$ น้อยมาก เพราะในการออกแบบ ค่า ΔP_{ref} ควรจะมีค่าน้อยที่สุด เนื่องจากการสูญเสียความดันใน diffuser เป็นอุปสรรคต่อการเผาไหม้ ในภาคปฏิบัติ ควรทำความดันสูญเสียใน diffuser ให้ น้อยที่สุด และการสูญเสียความดันในห้องเผาไหม้ชั้นในต้องให้น้อยที่สุดเช่นกัน ปัจจัยการสูญเสียความดันหาได้โดย ผลของพื้นที่ทั้งหมดในห้องเผาไหม้ชั้นใน จะได้ $\Delta P_{2-3} \approx \Delta P_L \therefore \Delta P_L = 17727.5 \text{ Pa}$

ดังนั้นจะได้ $n = 16$

$$m_j^o = (20/100)(0.9368) = 0.18736 \text{ kg/s}$$

$$P_2 = 253250 \text{ Pa}$$

$$\Delta P_L = 17727.5 \text{ Pa}$$

$$T_2 = 450 \text{ K}$$

แทนค่า

$$(16)d_j^2 = \frac{(15.25)(0.18736)}{\left(\frac{253250 \times 17727.5}{450}\right)^{0.5}}$$

$$d_j = 7.519120227 \times 10^{-3} \text{ m.}$$

แทนค่า d_j ลงในสมการ 3.28 [2] และเลือกค่า C_D จากรูปที่ 3.5 [2] ได้ $C_D = 0.6$

$$d_h = \frac{d_j}{C_D^{0.5}}, C_D = 0.6$$

$$d_h = \frac{7.519120227 \times 10^{-3}}{(0.6)^{0.5}} = 9.7 \text{ mm}$$

เลือกใช้ดอกสว่านขนาด 9.7 mm. จำนวน 16 รู

7.5 การคำนวณหาขนาดของรูที่อากาศไหลผ่านในช่วง Intermediate Zone

ออกแบบและกำหนดให้อากาศที่ไหลเข้าในช่วงนี้เป็น 50 % ของอัตราการไหลของอากาศ 0.9368 kg/s สมมติค่าในการคำนวณ จำนวนรูเท่ากับ 16

$$\text{จาก } nd_j^2 = \frac{15.25m_j^o}{\left(\frac{P_2 \Delta P_L}{T_2}\right)^{0.5}} \quad (7.8)$$

เมื่อ $n = 16$

$$m_j^o = (50/100)(0.9368) = 0.4684 \text{ kg/s}$$

$$P_2 = 253250 \text{ Pa}$$

$$\Delta P_L = 17727.5 \text{ Pa}$$

$$T_2 = 450 \text{ K}$$

$$\text{แทนค่า } (16)d_j^2 = \frac{(15.25)(0.4684)}{\left(\frac{253250 \times 17727.5}{450}\right)^{0.5}}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$d_j = 0.01188877296 \text{ m.}$$

แทนค่า d_j ลงในสมการ 3.28 [2] และเลือกค่า C_D จากรูปที่ 3.5 [2] ได้ $C_D = 0.6$

$$d_h = \frac{d_j}{C_D^{0.5}}, C_D = 0.6 \quad (7.9)$$

$$d_h = \frac{0.01188877296}{(0.6)^{0.5}} = 15.34 \text{ mm}$$

7.6 การคำนวณหาขนาดของรูที่อากาศไหลผ่านในช่วง Dilution Zone

ออกแบบและกำหนดให้อากาศที่ไหลเข้าในช่วงนี้เป็น 30 % ของอัตราการไหลของอากาศ 0.9368 kg/s สมมติค่าในการคำนวณ จำนวนรูเท่ากับ 16

$$\text{จาก } nd_j^2 = \frac{15.25m^{\circ} j}{\left(\frac{P_2 \Delta P_L}{T_2}\right)^{0.5}} \quad (7.10)$$

เมื่อ $n = 16$

$$m_j^{\circ} = (30/100)(0.9368) = 0.2810397 \text{ kg/s}$$

$$P_2 = 253250 \text{ Pa}$$

$$\Delta P_L = 17727.5 \text{ Pa}$$

$$T_2 = 450 \text{ K}$$

แทนค่า

$$(16)d_j^2 = \frac{(15.25)(0.2810397)}{\left(\frac{253250 \times 17727.5}{450}\right)^{0.5}}$$

$$d_j = 9.209003936 \times 10^{-3} \text{ m.}$$

แทนค่า d_j ลงในสมการ 3.28 [2] และเลือกค่า C_D จากรูปที่ 3.5 [2] ได้ $C_D = 0.6$

$$d_h = \frac{d_j}{C_D^{0.5}}, C_D = 0.6 \quad (7.11)$$

$$d_h = \frac{9.209003936 \times 10^{-3}}{(0.6)^{0.5}} = 11.88 \text{ mm}$$

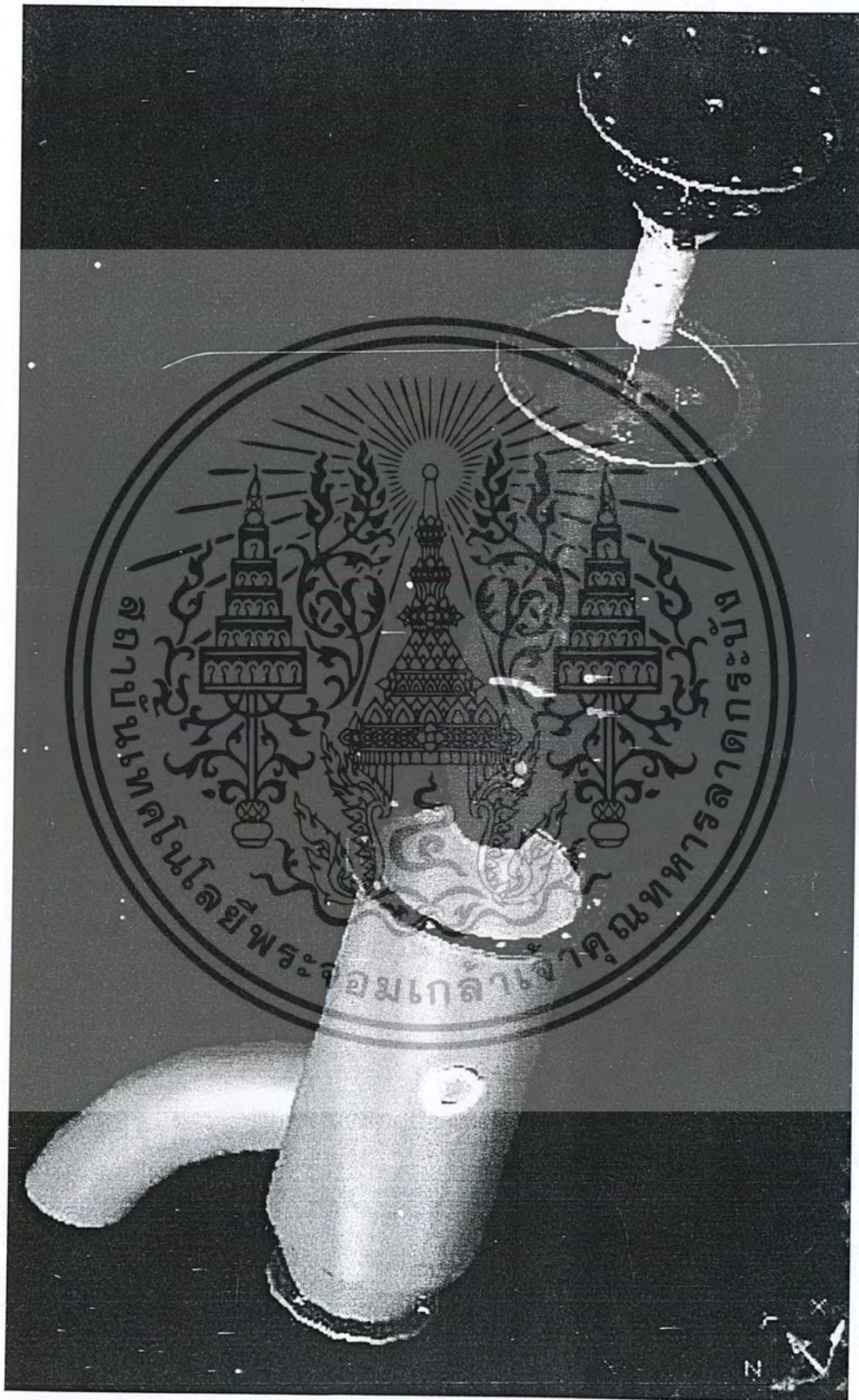
เลือกใช้ดอกสว่านขนาด 11.88 mm. จำนวน 16 รู

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

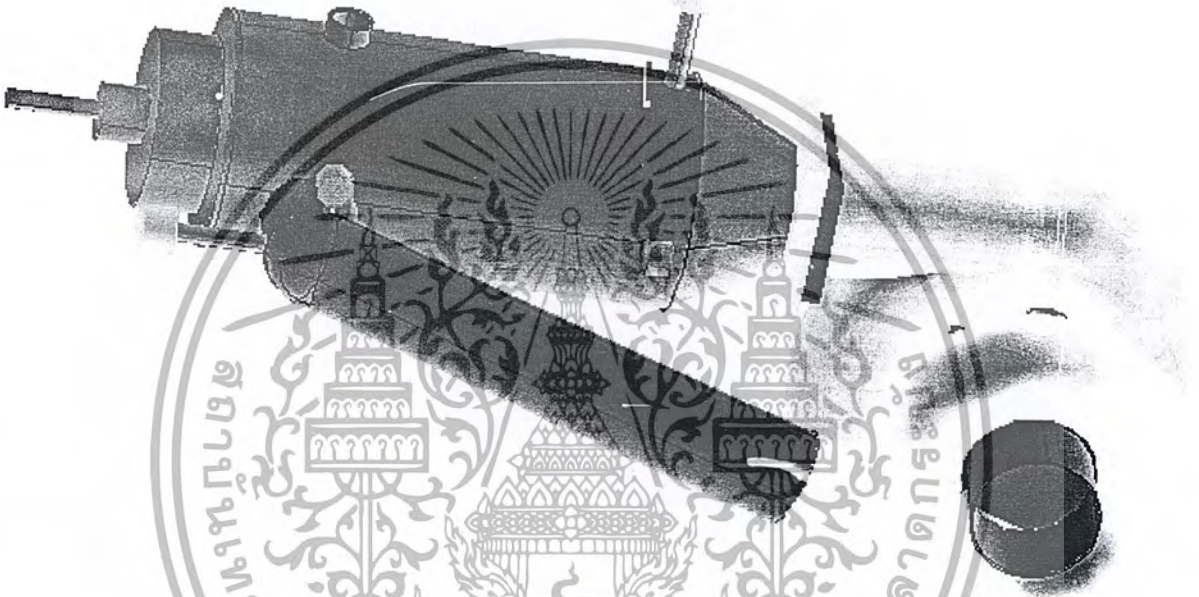


ภาคผนวก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เครื่องย่นค้เก้สเทอร์โบเน้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

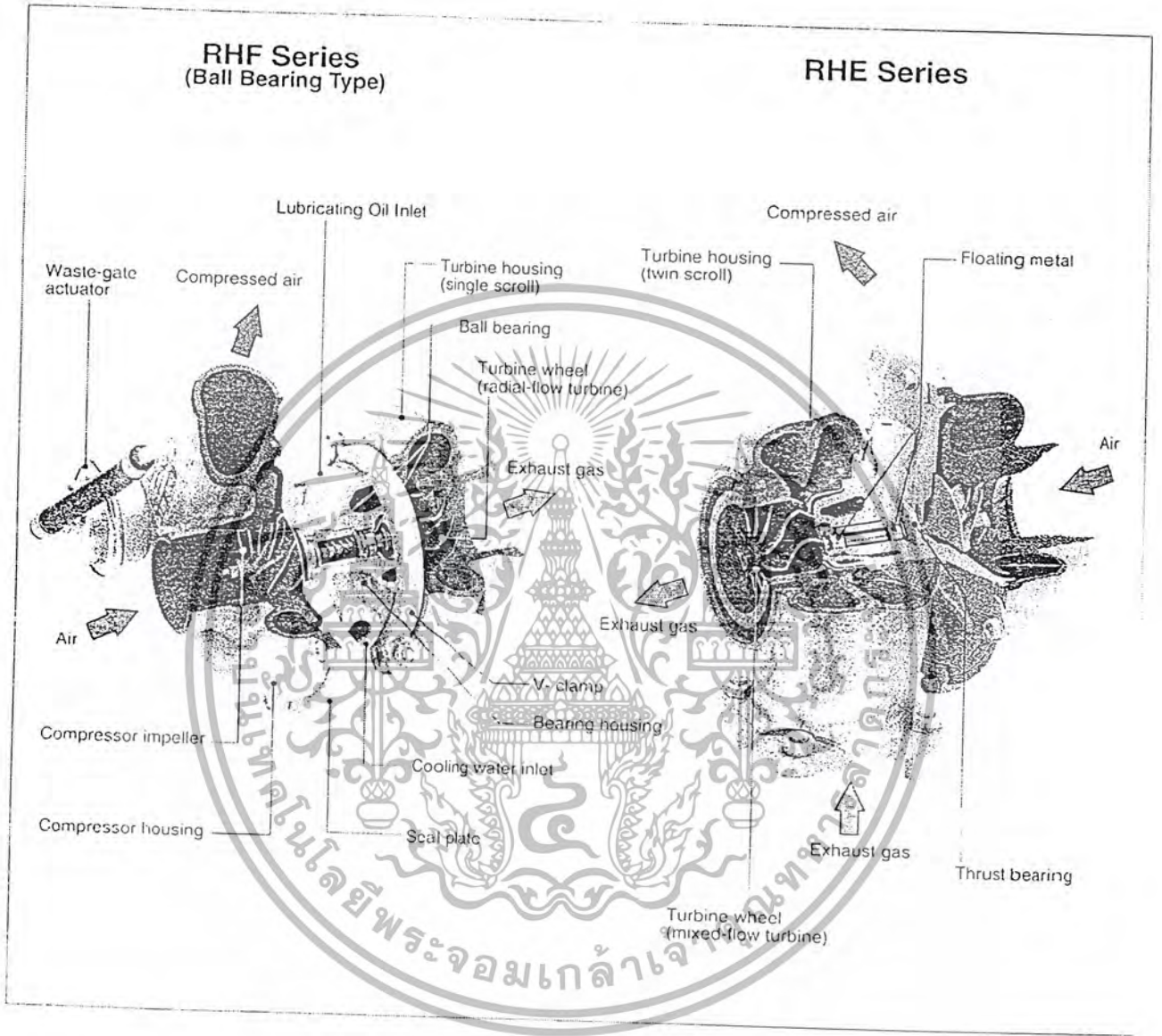


Drawing ของกรวย

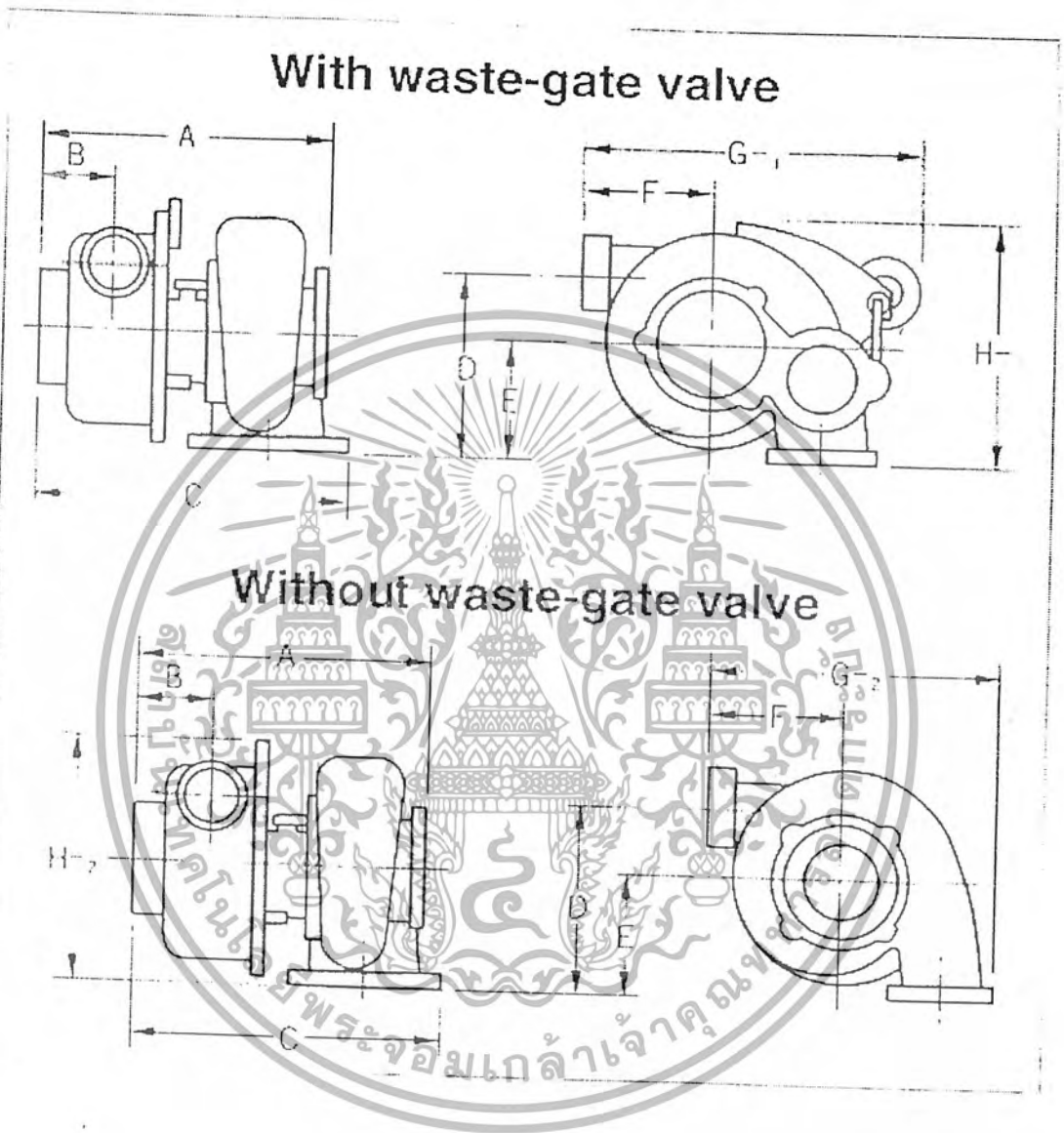
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



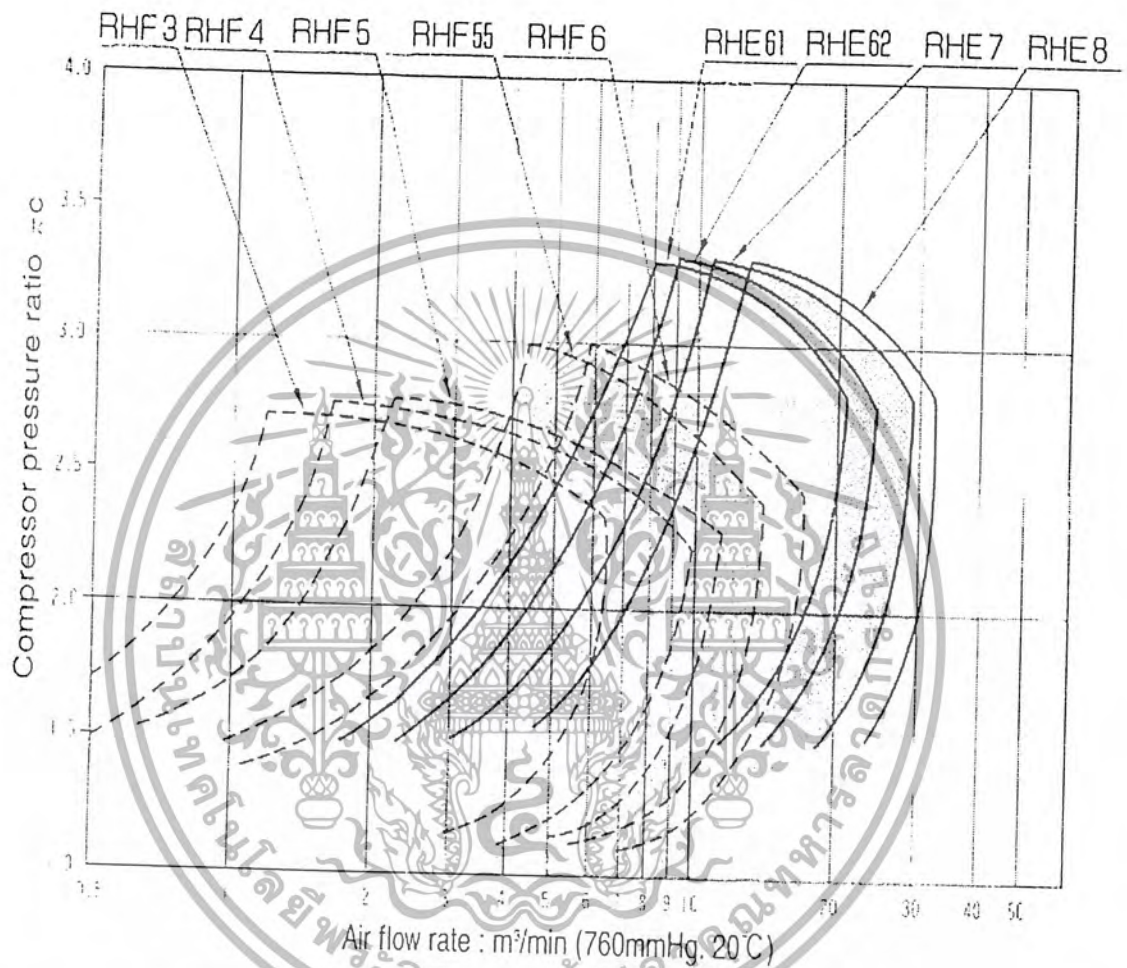
Dop:	วิศวกรรมเครื่องกล			
ผู้เขียน:	นายธีระ อ่อนจันทร์		หน้าแปลนด้านล่าง	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
Mat:	Stuol			
ว/พ/บ:	๒/๕๖/๒๓๐๒			



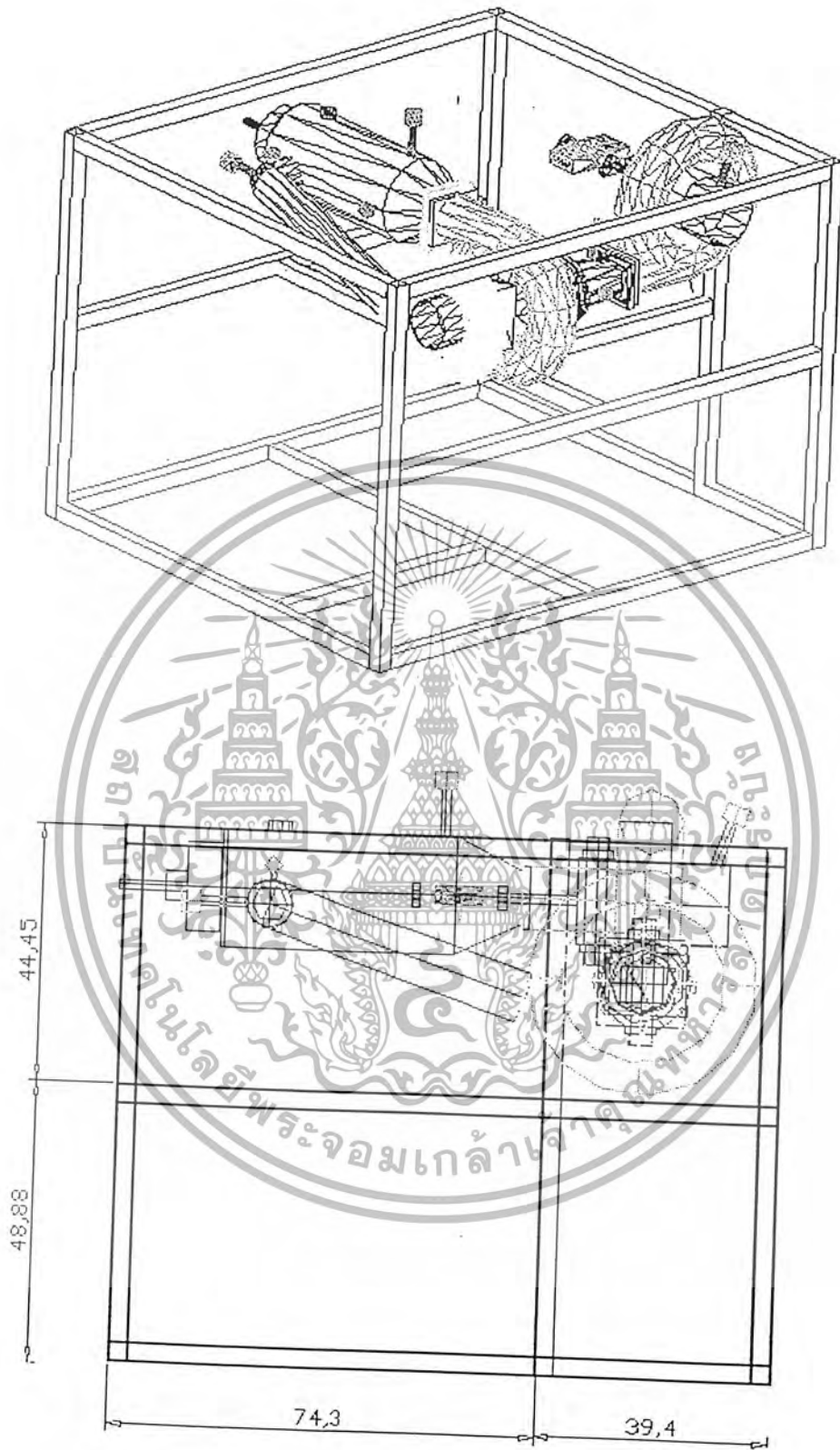
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



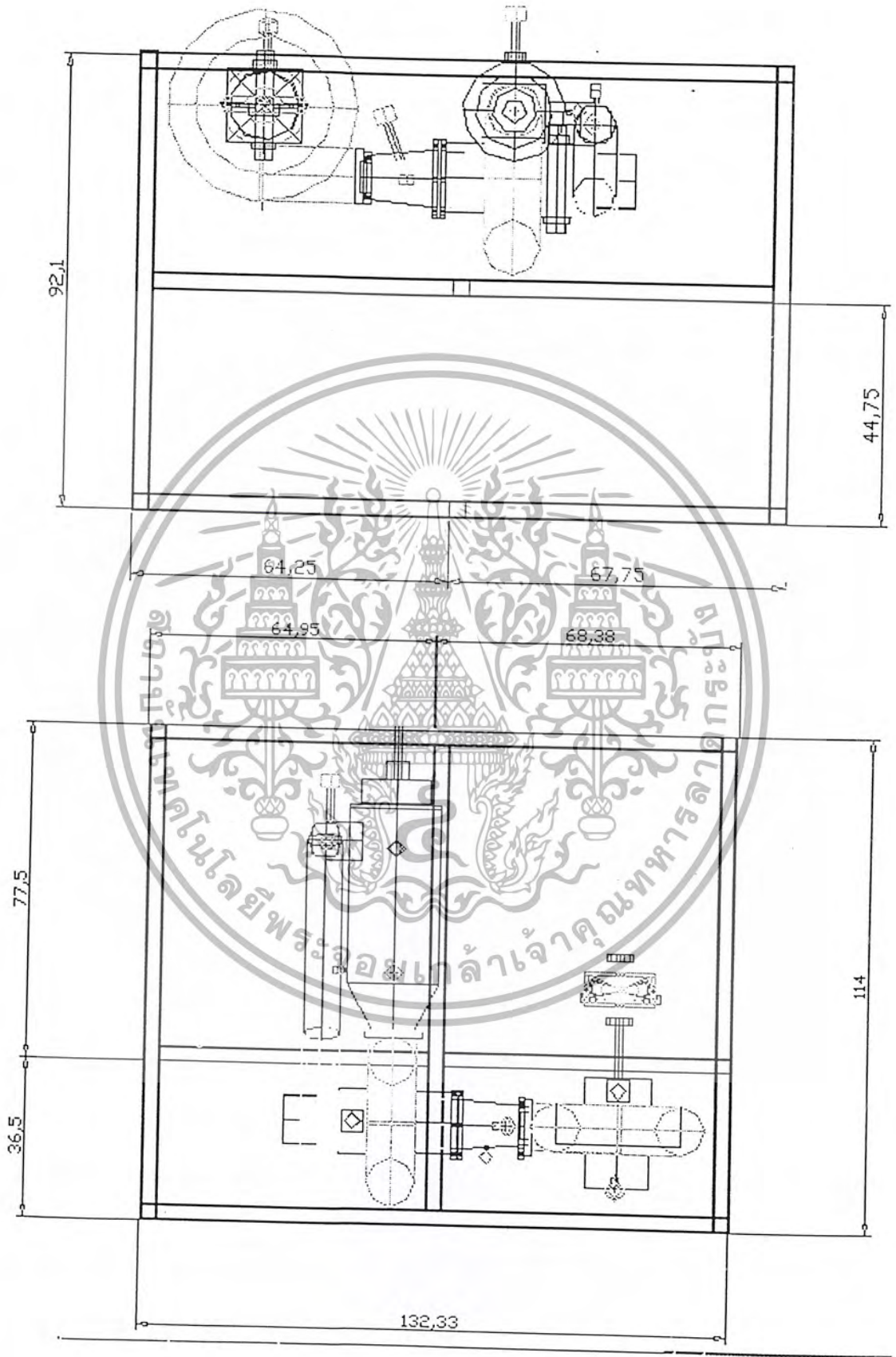
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Q curve data for dry air or kerosene combustion products for Mach numbers 0.0 - 1.0

(a) Gamma = 1.4 - compressors

Mach No	P/PS (-)	(P - PS)/P %	T/TS (-)	V/√T m/√Ks	q kg √K/m ² kPa s	Q kg √K/m ² kPa s
0.01	1.0001	0.0070	1.0000	0.2005	0.6983	0.6983
0.02	1.0003	0.0280	1.0001	0.4010	1.3967	1.3963
0.03	1.0006	0.0630	1.0002	0.6014	2.0951	2.0938
0.04	1.0011	0.1119	1.0003	0.8018	2.7937	2.7906
0.05	1.0018	0.1748	1.0005	1.0022	3.4924	3.4863
0.06	1.0025	0.2516	1.0007	1.2025	4.1914	4.1808
0.07	1.0034	0.3422	1.0010	1.4027	4.8906	4.8738
0.08	1.0045	0.4467	1.0013	1.6028	5.5900	5.5651
0.09	1.0057	0.5649	1.0016	1.8029	6.2899	6.2543
0.10	1.0070	0.6969	1.0020	2.0028	6.9901	6.9414
0.11	1.0085	0.8424	1.0024	2.2027	7.6907	7.6259
0.12	1.0101	1.0015	1.0029	2.4024	8.3918	8.3077
0.13	1.0119	1.1741	1.0034	2.6019	9.0933	8.9866
0.14	1.0138	1.3600	1.0039	2.8013	9.7955	9.6622
0.15	1.0158	1.5592	1.0045	3.0005	10.4982	10.3345
0.16	1.0180	1.7715	1.0051	3.1996	11.2015	11.0031
0.17	1.0204	1.9970	1.0058	3.3984	11.9055	11.6678
0.18	1.0229	2.2353	1.0065	3.5971	12.6102	12.3283
0.19	1.0255	2.4865	1.0072	3.7955	13.3157	12.9846
0.20	1.0283	2.7503	1.0080	3.9937	14.0219	13.6363
0.21	1.0312	3.0267	1.0088	4.1917	14.7290	14.2832
0.22	1.0343	3.3155	1.0097	4.3895	15.4370	14.9252
0.23	1.0375	3.6165	1.0106	4.5869	16.1458	15.5619
0.24	1.0409	3.9297	1.0115	4.7841	16.8557	16.1933
0.25	1.0444	4.2547	1.0125	4.9811	17.5665	16.8191
0.26	1.0481	4.5915	1.0135	5.1777	18.2783	17.4491
0.27	1.0520	4.9400	1.0146	5.3740	18.9911	18.0731
0.28	1.0560	5.2998	1.0157	5.5701	19.7053	18.6910
0.29	1.0601	5.6709	1.0168	5.7658	20.4206	19.3025
0.30	1.0644	6.0530	1.0180	5.9611	21.1370	19.9075
0.31	1.0689	6.4460	1.0192	6.1561	21.8546	20.5059
0.32	1.0735	6.8497	1.0205	6.3508	22.5735	21.0973
0.33	1.0783	7.2638	1.0218	6.5451	23.2938	21.6818
0.34	1.0833	7.6882	1.0231	6.7390	24.0154	22.2590
0.35	1.0884	8.1227	1.0245	6.9325	24.7384	22.8290
0.36	1.0937	8.5670	1.0259	7.1257	25.4628	23.3914
0.37	1.0992	9.0210	1.0274	7.3184	26.1887	23.9463
0.38	1.1048	9.4844	1.0289	7.5107	26.9162	24.4933
0.39	1.1106	9.9570	1.0304	7.7026	27.6452	25.0325
0.40	1.1166	10.4386	1.0320	7.8941	28.3757	25.5637
0.41	1.1227	10.9289	1.0336	8.0851	29.1080	26.0868
0.42	1.1290	11.4278	1.0353	8.2756	29.8418	26.6020
0.43	1.1355	11.9349	1.0370	8.4657	30.5774	27.1092
0.44	1.1422	12.4502	1.0387	8.6553	31.3148	27.6083
0.45	1.1491	12.9733	1.0405	8.8445	32.0539	28.0995
0.46	1.1561	13.5040	1.0423	9.0331	32.7949	28.5828
0.47	1.1634	14.0420	1.0442	9.2213	33.5377	29.0583
0.48	1.1708	14.5872	1.0461	9.4089	34.2824	29.5259
0.49	1.1784	15.1393	1.0480	9.5960	35.0290	29.9857
0.50	1.1862	15.6981	1.0500	9.7826	35.7777	30.4378

Q is flow function $W\sqrt{T/A} P$
 q is static flow function $W\sqrt{T/A} PS$
 V is velocity, m/s
 PS is static pressure, kPa
 TS is static temperature, K

W is flow, kg/s
 P is total pressure, kPa
 T is total temperature, K
 To convert m/s to ft/s multiply by 1.22084
 To convert $kg\sqrt{K}/m^2 kPa s$ to $lb\sqrt{K}/s in^2 psia$
 multiply by 0.009506

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

(a) Gamma = 1.4 - compressors

Mach No	P/PS (-)	(P - PS)/P %	T/TS (-)	V/√T m/√Ks	q kg √K/m ² kPas	Q kg √K/m ² kPas
0.51	1.1947	16.2633	1.0520	9.9687	36.5283	30.5876
0.52	1.2024	16.8346	1.0541	10.1542	37.2810	31.0049
0.53	1.2108	17.4119	1.0562	10.3392	38.0358	31.4130
0.54	1.2194	17.9950	1.0583	10.5236	38.7927	31.8119
0.55	1.2283	18.5835	1.0605	10.7075	39.5517	32.2016
0.56	1.2373	19.1772	1.0627	10.8908	40.3130	32.5821
0.57	1.2465	19.7759	1.0650	11.0735	41.0765	32.9532
0.58	1.2560	20.3794	1.0673	11.2556	41.8422	33.3150
0.59	1.2656	20.9873	1.0696	11.4372	42.6103	33.6675
0.60	1.2755	21.5996	1.0720	11.6181	43.3807	34.0106
0.61	1.2856	22.2159	1.0744	11.7984	44.1534	34.3443
0.62	1.2959	22.8361	1.0769	11.9781	44.9286	34.6687
0.63	1.3065	23.4598	1.0794	12.1572	45.7062	34.9836
0.64	1.3173	24.0869	1.0819	12.3357	46.4863	35.2892
0.65	1.3283	24.7171	1.0845	12.5135	47.2689	35.5854
0.66	1.3396	25.3502	1.0871	12.6907	48.0541	35.8723
0.67	1.3511	25.9860	1.0898	12.8673	48.8418	36.1498
0.68	1.3628	26.6242	1.0925	13.0432	49.6321	36.4180
0.69	1.3748	27.2647	1.0952	13.2184	50.4251	36.6769
0.70	1.3871	27.9072	1.0980	13.3930	51.2208	36.9265
0.71	1.3996	28.5515	1.1008	13.5669	52.0192	37.1669
0.72	1.4124	29.1975	1.1037	13.7402	52.8204	37.3982
0.73	1.4254	29.8448	1.1066	13.9127	53.6243	37.6203
0.74	1.4387	30.4932	1.1095	14.0846	54.4310	37.8333
0.75	1.4523	31.1427	1.1125	14.2558	55.2406	38.0372
0.76	1.4661	31.7930	1.1155	14.4263	56.0531	38.2322
0.77	1.4802	32.4438	1.1186	14.5961	56.8685	38.4182
0.78	1.4947	33.0950	1.1217	14.7652	57.6868	38.5954
0.79	1.5094	33.7464	1.1248	14.9337	58.5081	38.7637
0.80	1.5243	34.3978	1.1280	15.1014	59.3324	38.9233
0.81	1.5396	35.0491	1.1312	15.2683	60.1597	39.0743
0.82	1.5552	35.7000	1.1345	15.4346	60.9901	39.2167
0.83	1.5711	36.3504	1.1378	15.6002	61.8237	39.3505
0.84	1.5873	37.0000	1.1411	15.7650	62.6603	39.4760
0.85	1.6038	37.6488	1.1445	15.9291	63.5001	39.5930
0.86	1.6207	38.2966	1.1479	16.0925	64.3431	39.7019
0.87	1.6378	38.9431	1.1514	16.2551	65.1893	39.8025
0.88	1.6553	39.5883	1.1549	16.4170	66.0387	39.8951
0.89	1.6731	40.2320	1.1584	16.5782	66.8914	39.9797
0.90	1.6913	40.8740	1.1620	16.7386	67.7475	40.0564
0.91	1.7098	41.5142	1.1656	16.8983	68.6068	40.1253
0.92	1.7287	42.1524	1.1693	17.0573	69.4696	40.1865
0.93	1.7479	42.7886	1.1730	17.2154	70.3357	40.2401
0.94	1.7675	43.4225	1.1767	17.3729	71.2052	40.2862
0.95	1.7874	44.0540	1.1805	17.5296	72.0782	40.3249
0.96	1.8078	44.6830	1.1843	17.6855	72.9547	40.3563
0.97	1.8285	45.3095	1.1882	17.8407	73.8347	40.3806
0.98	1.8496	45.9331	1.1921	17.9951	74.7182	40.3978
0.99	1.8710	46.5540	1.1960	18.1487	75.6052	40.4080
1.00	1.8929	47.1718	1.2000	18.3016	76.4959	40.4114

Q is flow function $W/\sqrt{T/A.P}$ q is static flow function $W/\sqrt{T/A.PS}$

V is velocity, m/s.

PS is static pressure, kPa.

TS is static temperature, K.

W is flow, kg/s.

P is total pressure, kPa.

T is total temperature, K.

To convert m/s to ft/s multiply by 3.28084.

To convert $\text{kg} \sqrt{\text{K}/\text{s} \text{ m}^2/\text{ft}^2}$ to $\text{lb} \sqrt{\text{K}/\text{s} \text{ in}^2/\text{psia}}$ multiply by 0.009806.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บรรณานุกรม

- [1] ศูนย์ปฏิบัติการวิศวกรรมพลังงานและสิ่งแวดล้อม คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์, "โครงการการศึกษาการพัฒนาเตาเผาชีวมวลประสิทธิภาพสูงสำหรับอุตสาหกรรมชนบท", รายงานสำหรับผู้บริหาร เสนอต่อ กรมพัฒนาและส่งเสริมพลังงาน กระทรวงวิทยาศาสตร์ เทคโนโลยีและสิ่งแวดล้อม
- [2] Arthur H. Lefebvre, "Gas Turbine Combustion", Thermal Science and Propulsion Center, School of Mechanical Engineering Purdue University, West Lafayette Indiana, 1983
- [3] M.V. Heitor, "Velocity and Scalar Measurements in Model and Real Gas Turbine Combustors", Proceedings of the Nato Advanced Study Institute on Instrumentation for Combustion and Flow in Engines Vimeira, Portugal, September 13-26, 1987
- [4] T Ninomiya, J. Inumaru, T. Abe and M. Sato, " Flow and Mixing Characteristics of a Gas Turbine Combustor Using a Water-flow Model (Part II) – Characteristics of the Venturi Combustor and Advanced Rich-Lean Combustor with Pilot Flame-", Yokosuka Research Laboratory, 1992
- [5] S. Fujii, K. Eguchi and M. Gomi, "Swirling Jets with and without Combustion", AIAA Journal, Vol. 19, No.18, November 1981, pp. 1438-1442
- [6] Bach T. Vu and F.C. Gouldin, "Flow Measurement in a Model Swirl Combustor", AIAA Journal, Vol. 20, No.5, November 1981, pp. 642-651
- [7] F.C. Gouldin J.S. Depsky and S-L. Lee, "Velocity Field Characteristics of a Swirling Flow Combustor", AIAA Journal, Vol. 23, No.1, January 1985, pp. 95-102
- [8] J.I. Ramos และ H. T. Somer, " Swirling Flow in Research Combustor", AIAA Journal, Vol. 23, February 1985, pp. 241-248
- [9] J.M. Beer and N.A. Chigier, "Combustion Aerodynamics" , Applied Science Publishers Ltd, 1972

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้