

ห้องเผาไหม้เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์
GAS TURBINE COMBUSTION



นาย อภิลิทธิ เพียรสัมฤทธิ์
นาย วชิระ อ่อนจันทร์
นาย ชาญชัย สระทองกู

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2544

เลขที่.....
เลขทะเบียน **46011**
วัน, เดือน, ปี **27 ก.พ. 2546**

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

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ห้องเผาไหม้เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์
GAS TURBINE COMBUSTION

โดย

นาย อภิลิทธิ เพียรสัมฤทธิ์

นาย วชิระ อ่อนจันทร์

นาย ชาญชัย สระทองกู

อาจารย์ที่ปรึกษา

ผศ.ดร. จารุวัตร เจริญสุข

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต
ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล
คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ปีการศึกษา 2544

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปริญญาโทปีการศึกษา 2544

ภาควิชา วิศวกรรมเครื่องกล

คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง ห้องเผาไหม้เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์

GAS TURBINE COMBUSTION

ผู้จัดทำ

- | | | | |
|------------------|---------------|--------------|----------|
| 1. นาย อภิลิทธิ์ | เพียรสัมฤทธิ์ | รหัสประจำตัว | 42015378 |
| 2. นาย วชิระ | อ่อนจันทร์ | รหัสประจำตัว | 42015365 |
| 3. นาย ชาญชัย | สระทองกู | รหัสประจำตัว | 42515768 |



อาจารย์ที่ปรึกษา

(ผศ. ดร. จารุวัตร เจริญสุข)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ห้องเผาไหม้เครื่องยนต์แก๊สเทอร์โบ

นายอภิสิทธิ์ เพียรสัมฤทธิ์	42015378
นายวชิระ อ่อนจันทร์	42015365
นายชาญชัย สระทองกู	42515768
ผศ. ดร. จารุวัตร เจริญสุข อาจารย์ที่ปรึกษา	
ปีการศึกษา 2544	

บทคัดย่อ

บทความนี้นำเสนอแนวการพัฒนาห้องเผาไหม้ของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์โบ โดยทำการทดลองสร้างห้องเผาไหม้ขึ้นมาในครั้งแรก เพื่อหาช่วงการทำงานของเครื่องยนต์ จากนั้นนำข้อมูลที่ได้มา กำหนดขนาดของห้องเผาไหม้ตามทฤษฎีที่ปรากฏในเอกสารอ้างอิง นำการไหลแบบ Swirl มาประยุกต์ ทำการศึกษารูปแบบการไหลของอากาศที่ห้อง Primary zone และทำการคำนวณหาขนาดของห้องเผาไหม้ และจำนวนรูที่อากาศไหลเข้า

ทำการสร้างห้องเผาไหม้ตัวที่ 2 ตามที่ออกแบบ ทำการทดลองทั้งห้องเผาไหม้ตัวที่ 1 และห้องเผาไหม้ตัวที่ 2 แล้วเปรียบเทียบผลการทดลอง ผลการทดลองที่ได้ปรากฏว่าอุณหภูมิห้องเผาไหม้ที่ 2 นั้นสูงกว่าอุณหภูมิห้องเผาไหม้ที่ 1 แต่ความดันที่ทางเข้าห้องเผาไหม้และอัตราการไหลของอากาศที่เข้าห้องเผาไหม้ที่ 1 สูงกว่าห้องเผาไหม้ที่ 2 ที่อัตราการไหลเชื้อเพลิงเท่ากัน ประสิทธิภาพการเผาไหม้ของห้องเผาไหม้ที่ 2 ก็ยังสูงกว่าประสิทธิภาพการเผาไหม้ของห้องเผาไหม้ที่ 1 อีกด้วย

Gas Turbine Combustion

Mr. Apisit phiansamrit 42015378

Mr. Wachira onjan 42015365

Mr.Chanchai Sratongkoo 42515768

Assist. Prof.Dr.Jaruwat Churnsook Advisor

2001

ABSTRACT

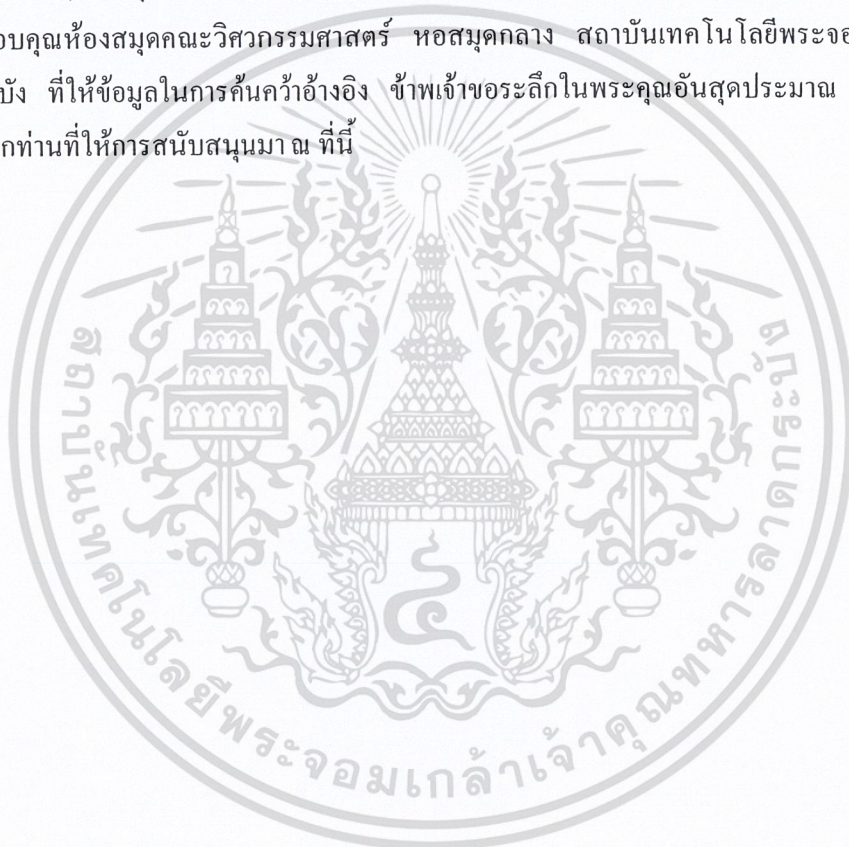
This paper present the development of gas turbine combustor by constructing a combustion chamber and carry out the tests to obtain some preliminary data. Those data were used with suggestion from previous references for design and construction of new combustor can and inner liner with suggestion from previous references. Swirl flow was introduced and flow aerodynamic in the primary zone was studied. The number and size of holes on the inner liner were also calculated.

Experimental results of the old and newer version of combustors were compared. It was found that the gas temperature of the second combustor is higher than the first one. However, lower inlet pressure and lower air flowrate were observed. The results were compared at the same fuel flowrate. However, the second version of combustor yields higher combustion efficiency than the original one.

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้คงไม่อาจเสร็จได้ด้วยดี หากไม่ได้รับความช่วยเหลือ และร่วมมือจากหลายๆฝ่ายด้วยกัน บุคคลแรกที่ต้องกล่าวถึงเพราะเป็นส่วนสำคัญที่ทำให้วิทยานิพนธ์นี้เสร็จลงได้ก็คือ ดร.จารุวัตร เจริญสุข อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์และอาจารย์ ภาณุมาศ อรุณเดชาวัฒน์ ภาควิชา วิศวกรรมการบินและ อวกาศยาน มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ ที่ให้ความเอาใจใส่ แนะนำ และช่วยเหลือมาตลอดจนโครงการนี้สำเร็จได้ด้วยดีรวมทั้งขอขอบคุณอาจารย์ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลทุกท่านที่ให้คำปรึกษา แนะนำ รวมทั้งให้ความช่วยเหลือด้านอุปกรณ์และอำนวยความสะดวกด้านต่างๆ ขอขอบคุณพี่มณฑาและพี่โก้ ที่คอยช่วยเหลือในงานทางด้านช่างต่างๆ ขอขอบคุณเพื่อนๆภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลที่คอยเป็นกำลังใจให้เสมอมา

ขอขอบคุณห้องสมุดคณะวิศวกรรมศาสตร์ หอสมุดกลาง สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ที่ให้ข้อมูลในการค้นคว้าอ้างอิง ข้าพเจ้าขอระลึกในพระคุณอันสุดประมาณ และขอกราบขอบพระคุณทุกท่านที่ให้การสนับสนุนมา ณ ที่นี้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ

บทคัดย่อภาษาไทย	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ	II
กิตติกรรมประกาศ	III
สารบัญ	IV
สารบัญตาราง	VII
สารบัญรูป	VIII
บทที่ 1 บทนำ	1
1.1 ความสำคัญและที่มา	1
1.2 วัตถุประสงค์	2
1.3 ขอบเขตของโครงการ	2
บทที่ 2 เครื่องยนต์กังหันก๊าซ	3
2.1 การทำงานของเครื่องยนต์	3
2.2 การวัดและคำนวณคุณสมบัติของไหลที่ตำแหน่งๆของเครื่องยนต์	3
2.2.1 การวัดอุณหภูมิของของไหล	3
2.2.2 การวัดความดันของการไหลของของไหล	4
2.2.3 การคำนวณหาความเร็วการไหล	4
2.2.4 การคำนวณหาความหนาแน่นของอากาศหลังจากถูกอัดโดยประมาณ	5
2.2.5 การคำนวณอัตราการไหลเชิงมวลของของไหล	5
2.2.6 การคำนวณอัตราการไหลเชิงมวลของเชื้อเพลิง	6
2.2.7 การคำนวณความหนาแน่นของก๊าซผสมที่เผาไหม้แล้ว	7
2.2.8 การวัดและคำนวณแรงดัน	9
2.3 การคำนวณประสิทธิภาพของเครื่องยนต์	9
2.3.1 ประสิทธิภาพไอเซนโทรปิกการอัด	9
2.3.2 ประสิทธิภาพไอเซนโทรปิกของการขยายตัว	10
2.3.3 ประสิทธิภาพการเผาไหม้	11
บทที่ 3 ทฤษฎี อากาศพลศาสตร์	12
3.1 บทนำ	12
3.2 ลักษณะการสูญเสียความดัน	12

3.3 ความสัมพันธ์ระหว่างขนาดและการสูญเสียความดัน	14
3.3.1 ห้องเผาไหม้ชั้นนอก	14
3.3.2 ห้องเผาไหม้ชั้นใน	14
3.4 การไหลในท่อวงแหวน	16
3.4.1 มัคนัมเบอร์ ณ ตำแหน่งการไหลต่างๆและระบบพื้นที่การเผาไหม้	18
3.4.2 การไหลผ่านรูเสื่อชั้นใน	19
3.5 อากาศพลศาสตร์ ของการหมุนวนเป็นเกลียว	22
3.6 ชนิดของอุปกรณ์สร้างการหมุนวนเป็นเกลียว	23
3.7 รูปแบบการไหล	24
3.8 ขนาดของบริเวณการหมุนวน	25
3.9 ค่าตัวเลขของการหมุนวนเป็นเกลียว	26
3.9.1 อุปกรณ์สร้างการหมุนวนเป็นเกลียว	27
3.10 การไหลย้อนกลับ	28
3.11 Flow entrainment	29
3.12 การสูญเสียความดัน	30
3.13 รูปร่างหัวฉีด	31
3.14 การแยกตัวของการไหลวน ในหัวฉีดเว้าออก	32
3.15 การกระจายอากาศที่ไหลเข้าห้องเผาไหม้ชั้นใน	33
บทที่ 4 การสร้างห้องเผาไหม้และการคำนวณ	36
4.1 การสร้างห้องเผาไหม้	36
4.1.1 ทำการหาเทอร์โบชาร์จที่ต้องการ	36
4.1.2 ศึกษาลักษณะของห้องเผาไหม้	36
4.1.3 การติดตั้งเทอร์โบชาร์จบนฐานยึด	38
4.1.4 วัสดุที่ใช้ทำห้องเผาไหม้	38
4.1.5 เชื้อเพลิง	39
4.1.6 เครื่องมือวัด	39
4.1.7 ความปลอดภัย	40
4.1.8 การปรับปรุงห้องเผาไหม้	40
4.2 การคำนวณหาขนาดห้องเผาไหม้	40
บทที่ 5 การทดลองและผลการทดลอง	45
5.1 วัตถุประสงค์การทดลอง	45

5.2 ขั้นตอนการเริ่มติดเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์	45
5.3 ขั้นตอนการทดลอง	45
5.4 รูปต่างๆ ในการทดลอง	46
5.5 ผลการทดลอง	50
5.6 สรุปผลและวิจารณ์ผลการทดลอง	56
5.7 การพัฒนาโครงการ	57
ภาคผนวก	59
บรรณานุกรม	81



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญตาราง

ตารางที่ 3.1 แสดงการสูญเสียความดันในห้องเผาไหม้ในทางปฏิบัติ	14
ตารางที่ 5.1 ผลการทดลองของเผาไหม้ที่ 1 และ 2 ที่อัตราการไหลเชื้อเพลิงระดับเดียวกัน	50
ตารางที่ 5.1(ต่อ) ผลการทดลองของเผาไหม้ที่ 1 และ 2 ที่อัตราการไหลเชื้อเพลิงระดับเดียวกัน	51
ตารางที่ 5.1 (ต่อ) ผลการทดลองของเผาไหม้ที่ 1 และ 2 ที่อัตราการไหลเชื้อเพลิงระดับเดียวกัน	52



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป

รูปที่ 2.1 แผนภาพการทำงานของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ	3
รูปที่ 2.1 Pitot Static Tube	4
รูปที่ 2.3 กระบวนการอัดโดยเครื่องอัด	5
รูปที่ 2.4 การวัดอัตราการไหลด้วยออริฟิส	6
รูปที่ 2.5 ค่าสัมประสิทธิ์การไหลสำหรับแนวศูนย์กลางร่วม	7
รูปที่ 2.6 แผนภูมิกระบวนการอัด	9
รูปที่ 2.7 แผนภูมิกระบวนการขยายตัว	10
รูปที่ 2.8 การหาประสิทธิภาพการเผาไหม้	11
รูปที่ 3.1 ผลกระทบของการสูญเสียความดันในห้องเผาไหม้ทั้งหมด	12
รูปที่ 3.2 ความคุมการไหลผ่านรู dilution	18
รูปที่ 3.3 Mach number ห้องเผาไหม้	19
รูปที่ 3.4 แสดงการไหลผ่านรูของห้องเผาไหม้ชั้นใน	19
รูปที่ 3.5 แสดงผลกระทบของรูปร่างของรูในทางปฏิบัติ	21
รูปที่ 3.6 แสดง Double-swirler	23
รูปที่ 3.7 แบบครีบบนของ swirler	23
รูปที่ 3.8 บริเวณ Recirculation ในสนามการไหลวน	24
รูปที่ 3.9 แสดงความเร็วในแนวแกนและความเร็วของ Swirl เป็นส่วนประกอบสนามสนามการไหล	24
รูปที่ 3.10 ผลกระทบ จากรูปร่างใบพัด(vane)มีต่อการหมุนวนตามแกน	25
รูปที่ 3.11 ผลของมุมใบพัด(vane)ต่อขนาดการไหลหมุนวนตามแนวแกน	25
รูปที่ 3.12 ผลของอัตราส่วนรูปร่างต่อขนาดการไหลหมุนวนตามแนวแกน	26
รูปที่ 3.13 แสดง guide vane ไหลแบบตามแนวแกน	27
รูปที่ 3.14 swirl number มีผลต่ออัตราการไหลกลับสูงสุด	28
รูปที่ 3.15 มุมใบพัดมีผลต่ออัตราการไหลกลับสูงสุด	29
รูปที่ 3.16 การสูญเสียความดันที่มุมใบพัดต่างๆ	30
รูปที่ 3.17 การเปรียบเทียบรัศมีการกระจายของความเร็วในบริเวณ Vortex	31
รูปที่ 3.18 สังเกตรูปแบบการไหลสำหรับ Swirling jets และการออกของเปลวไฟจากหัวฉีดเว้าออก	32
รูปที่ 5.1 เทอร์โบชาร์จ ของ IHI รุ่น RHC 9	46

รูปที่ 5.2 การวัดอุณหภูมิและการวัดความดันทางเข้าห้องเผาไหม้	46
รูปที่ 5.3 การวัดอุณหภูมิห้องเผาไหม้	47
รูปที่ 5.4 ระบบหล่อเย็นของน้ำมันหล่อลื่น	47
รูปที่ 5.5 วัดอุณหภูมิที่ทางออกของเทอร์ไบน์	48
รูปที่ 5.6 แผงควบคุมเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์	48
รูปที่ 5.7 เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์เริ่มสตาร์ท	49
รูปที่ 5.8 ปริมาณอากาศที่ใช้ในการเผาไหม้กับเชื้อเพลิงที่อัตราการไหลต่างๆ	53
รูปที่ 5.9 อุณหภูมิที่ทางออกของห้องเผาไหม้เปรียบเทียบกับที่อัตราการไหลของเชื้อเพลิงต่างๆ	53
รูปที่ 5.10 ความดันที่ทางห้องเผาไหม้ที่อัตราการไหลเชื้อเพลิงต่างๆ	54
รูปที่ 5.11 ความเร็วรอบของเครื่องยนต์ที่อัตราการไหลเชื้อเพลิงต่างๆ	54
รูปที่ 5.12 ความดันทางเข้าห้องเผาไหม้ที่อัตราการไหลเชื้อเพลิงต่างๆ	55
รูปที่ 5.13 ความดันที่ทางเข้าห้องเผาไหม้ที่อัตราการไหลของอากาศต่างๆ	55
รูปที่ 5.14 ประสิทธิภาพห้องเผาไหม้ที่อัตราการไหลเชื้อเพลิงต่างๆ	56



บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความสำคัญและที่มา

ในปัจจุบันและในอนาคตข้างหน้าเชื้อเพลิงเป็นสิ่งจำเป็นอย่างมากในการขับเคลื่อนของเครื่องยนต์หรือเป็นเชื้อเพลิงในเครื่องต้นกำลัง เช่น เครื่องบิน เรือ เครื่องกำเนิดไฟฟ้า เป็นต้น เครื่องยนต์เหล่านี้ส่วนใหญ่แล้วใช้น้ำมันเป็นเชื้อเพลิง ซึ่งนับวันกำลังจะหมดไปจากโลก ดังนั้นมนุษย์เราจำเป็นต้องหาเชื้อเพลิงอื่นมาทดแทน และมีเครื่องยนต์ที่มีประสิทธิภาพสูง สามารถให้กำลังงานมากขึ้นกว่าเดิม

เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์เป็นเครื่องยนต์ชนิดหนึ่ง ซึ่งถูกพัฒนามาอย่างต่อเนื่อง ดังนั้นในโครงการนี้จะศึกษาการทำงาน และสร้างเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ขึ้นมาเพื่อทดสอบหาประสิทธิภาพ โดยเครื่องยนต์ที่นำมาประยุกต์ใช้ในการสร้างนั้นได้มาจากเครื่องเทอร์โบชาร์จจอร์เจีย จากนั้นจึงทำการออกแบบโดยอาศัยหลักการพื้นฐานของเทอร์โมไดนามิกส์ (thermodynamics)

เครื่องยนต์สันดาปส่วนใหญ่จะใช้น้ำมันเป็นเชื้อเพลิงในกระบวนการสันดาป ซึ่งในการเพิ่มกำลังให้กับเครื่องยนต์เครื่องหนึ่งนั้นจะต้องเพิ่มปริมาณอากาศและเชื้อเพลิงเข้าไปภายในห้องเผาไหม้ เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ในโครงการนี้จะอาศัยหลักการพื้นฐานเดียวกัน โดยเครื่องยนต์ที่สร้างขึ้นจะใช้ก๊าซ LPG เป็นเชื้อเพลิง ซึ่งสามารถหาซื้อได้ง่ายและสอดคล้องกับการสนับสนุนการใช้ก๊าซ LPG เป็นพลังงานทางเลือกของประเทศ

เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์เป็นเครื่องยนต์ความร้อน(heat engine)ซึ่งทำงานโดยมีกระบวนการทำงานแบบต่อเนื่อง ประกอบด้วยการอัดอากาศจากบรรยากาศปรกติ แล้วเพิ่มอุณหภูมิให้สูงขึ้นโดยการเผาไหม้เชื้อเพลิงภายในห้องเผาไหม้ เชื้อเพลิงที่ใช้ส่วนมากเป็นน้ำมันก๊าด ก๊าซที่มีอุณหภูมิสูงจะไปขับเคลื่อนกังหันให้หมุนเพื่อไปขับเคลื่อนอีกตัวหนึ่ง ซึ่งการทำงานก็คล้ายกับเครื่องยนต์แก๊สโซลีนและเครื่องยนต์ดีเซลแต่จะแตกต่างกันที่การทำงานของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ นั้นจะทำงานต่อเนื่องตลอดเวลา งานที่ได้จากเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์นี้ จะเป็นงานในลักษณะเป็นงานของกระบวนการที่ไหลสม่ำเสมอ เครื่องยนต์กังหันแก๊สอย่างง่าย จะประกอบด้วยเครื่องอัดอากาศหรือคอมเพรสเซอร์(compressor)ห้องเผาไหม้(combustion chamber) และชุดกังหันก๊าซหรือเทอร์ไบน์(turbine unit)

1.1.1 ข้อดีของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ที่ดีกว่าเครื่องยนต์ใช้ลูกสูบ

1. การหมุนของเพลามีความสมดุลอย่างสมบูรณ์

2. ในเครื่องยนต์ลูกสูบจะมีจังหวะงาน1ครั้งต่อการหมุนครบรอบวัฏจักร เช่น ในกรณีเครื่องยนต์4 จังหวะ จะมีจังหวะงานในช่วงจังหวะระเบิด ส่วนในจังหวะดูด อัด คาย จะไม่ได้งานแต่สำหรับเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์จะทำงานสม่ำเสมอต่อเนื่องตลอดเวลาที่เพลามหมุนไป

3. ในเครื่องยนต์แบบใช้ลูกสูบจะมีการสูญเสียกำลัง เนื่องจากความฝืดที่เกิดจากการเสียดสีระหว่างแหวนลูกสูบกับกระบอกสูบแต่เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์จะไม่มีการสูญเสียในลักษณะนี้

4. ในเครื่องยนต์ใช้ลูกสูบเมื่อใช้ไปนานๆ การสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงจะเพิ่มสูงขึ้น เพราะการสึกหรอของเครื่องยนต์ทำให้ส่วนผสมของอากาศกับน้ำมันรั่วไหลออกไปได้ แต่ในเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์จะไม่มีการสึกหรอในลักษณะนี้

5. เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์จะได้รับความเร็วของเพลงานสูงกว่ามากเมื่อเทียบกับเครื่องยนต์แบบใช้ลูกสูบ

6. เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์สามารถใช้เชื้อเพลิงคุณภาพต่ำได้ ซึ่งแม้แต่ถ่านหินที่บดละเอียดเป็นผงก็สามารถนำมาใช้เป็นเชื้อเพลิงภายในห้องเผาไหม้ได้

7. ในเครื่องยนต์แบบใช้ลูกสูบ การอัด การจุดระเบิด และการขยายตัว จะเกิดขึ้นภายในกระบอกสูบและลูกสูบซึ่งเป็นหน่วยเดียวกัน(single unit)แต่สำหรับเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์นั้นได้จัดห้องอัดอากาศห้องเผาไหม้ และชุดเทอร์ไบน์แยกกัน ไป จึงง่ายต่อการสร้างและการออกแบบ

1.1.2 ข้อเสียของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์

1. ไม่สามารถทนต่ออุณหภูมิจากการเผาไหม้ที่สูงเท่าเครื่องยนต์ลูกสูบ
2. ชุดเทอร์ไบน์นี้ใบพัดที่ถูกขับเคลื่อนมีลักษณะบางมาก ดังนั้นวัสดุที่ใช้สร้างจึงต้องออกแบบเป็นพิเศษเพื่อให้ทนต่ออุณหภูมิที่สูงของก๊าซร้อน
3. ประสิทธิภาพรวม(overall efficiency)ของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ต่ำกว่าเครื่องยนต์ที่ใช้ลูกสูบ

1.2 วัตถุประสงค์

1. ศึกษาการออกแบบห้องเผาไหม้และรูปร่างของห้องเผาไหม้ที่มีผลต่อการไหลของอากาศและการเผาไหม้
2. เปรียบเทียบสมรรถนะของห้องเผาไหม้ที่ออกแบบกับห้องเผาไหม้ทดสอบโดยเปรียบเทียบประสิทธิภาพการเผาไหม้ อุณหภูมิ และความดัน

1.3 ขอบเขตของโครงการ

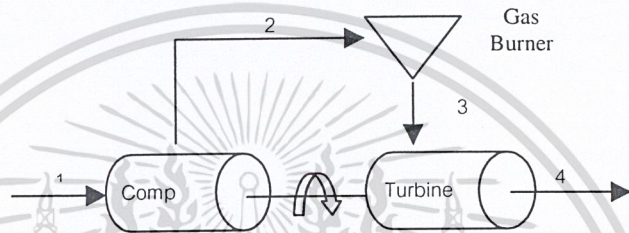
1. การหาขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของห้องเผาไหม้ชั้นนอก
2. การหาขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของห้องเผาไหม้ชั้นใน
3. การหาจำนวนรูที่เจาะห้องเผาไหม้ชั้นใน
4. การหาขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของรูที่เจาะห้องเผาไหม้ชั้นใน

บทที่ 2

เครื่องยนต์กังหันก๊าซ

2.1 การทำงานของเครื่องยนต์

การทำงานของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ เริ่มจากการดูดอากาศเข้าที่จุด 1 ที่อุณหภูมิและความดันบรรยากาศ และถูกอัดผ่านเครื่องอัดทำให้มีความดันและอุณหภูมิสูงขึ้นที่จุด 2 และผ่านเข้าไปในห้องเผาไหม้ ซึ่งมีหัวฉีดก๊าซเชื้อเพลิงออกมาผสมกับอากาศ และจุดระเบิดให้เกิดการเผาไหม้ ทำให้เกิดงานที่ได้จากการขยายตัวของก๊าซผสม ทำให้มีแรงไปหมุนกังหันซึ่งมีเพลาคู่อยู่กับเครื่องอัด จากนั้นก๊าซไอเสียที่ยังมีความดัน อุณหภูมิและพลังงานจลน์เหลือก็จะไหลออกไปสู่บรรยากาศที่จุด 4 ดังรูปที่ 2.1



รูปที่ 2.1 แผนภาพการทำงานของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ

2.2 การวัดและการคำนวณคุณสมบัติของของไหลที่ตำแหน่งต่างๆของเครื่องยนต์

2.2.1 การวัดอุณหภูมิของของไหล (Fluid Temperature)

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

$$T_0 = T + \frac{V^2}{2C_p} \quad (2.1)$$

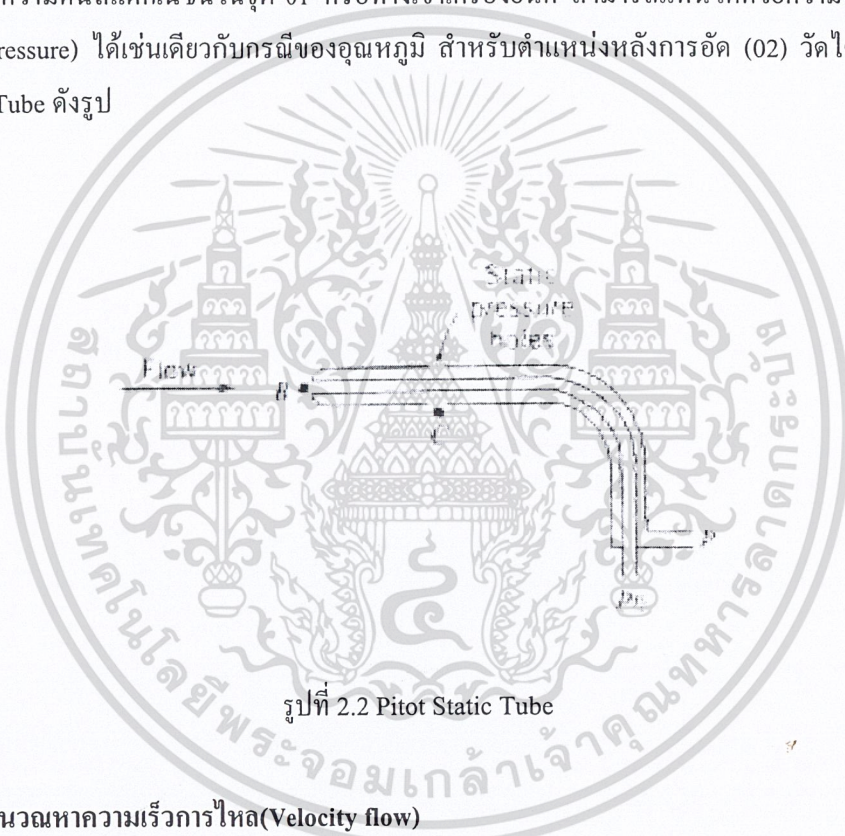
โดย	T_0	คืออุณหภูมิสแตกเนชัน (Kelvin)
	T	คืออุณหภูมิสแตกติกที่ได้จากการวัด (Kelvin)
	V	คือความเร็วการไหลของของไหล ในที่นี้คืออากาศ (m/s)
	C_p	คือค่าความจุความร้อนของของไหลที่ความดันคงที่ (อากาศ = 1.405 kJ/kg.K)

ตำแหน่งการวัดอุณหภูมิปะกอบด้วย หลังการอัด (02) หลังการเผาไหม้ (03) และหลังการขยายตัว (04) ดังรูปที่ 2.1 ส่วนตำแหน่งก่อนเข้าห้องอัด (01) ให้ใช้อุณหภูมิอากาศบรรยากาศ (Ambient Air Temperature) ในขณะที่ทำการทดลองนั้นได้ และให้สมมติฐานให้คงที่ตลอดการทดลอง

2.2.2 การวัดความดันของการไหลของของไหล (Fluid Flow-Pressure)

เนื่องจากการวิเคราะห์ โดยหลักการของวัฏจักรเบรตันนั้นตั้งอยู่บนเงื่อนไขว่ากระบวนการอัดตัวและการขยายตัว เป็นกระบวนการไอเซนโทรปิก (Isentropic Process) หรือกระบวนการแอดิแบติกแบบย้อนกลับได้ (Reversible Adiabatic Process) ซึ่งกระบวนการเกิดขึ้นเอนโทรปีคงที่ ทำให้สามารถคำนวณค่าของอุณหภูมิและความดันหลังการอัดหรือการขยายตัวได้โดยไม่ต้องทำการวัด แต่ในความเป็นจริงไม่เป็นไปตามนั้น กระบวนการจริงจะเกิดขึ้นโดยเกิดการเปลี่ยนแปลงเอนโทรปี ซึ่งมีการเปลี่ยนแปลงอุณหภูมิและความดันหลังกระบวนการ ซึ่งกำหนดโดยค่าประสิทธิภาพทางไอเซนโทรปิก (Isentropic Efficiency) ดังนั้นเราจึงต้องทำการวัดความดันการไหลแบบสแตกเนชัน (Stagnation Pressure) ประกอบกับอุณหภูมิสแตกเนชันในทุกๆจุดข้างต้น

ความดันสแตกเนชันในจุด 01 หรือทางเข้าเครื่องยนต์ สามารถแทนได้ด้วยความคปรยากาศ (Ambient Pressure) ได้เช่นเดียวกับกรณีของอุณหภูมิ สำหรับตำแหน่งหลังการอัด (02) วัดได้โดยการใช้ Pitot Static Tube ดังรูป



รูปที่ 2.2 Pitot Static Tube

2.2.3 การคำนวณหาความเร็วการไหล (Velocity flow)

จากหัวข้อ 2.2.2 Pitot Static Tube จะสามารถ วัดค่าความดันสแตติก (Static Pressure) และสแตกเนชัน (Stagnation Pressure) ได้พร้อมกัน เมื่อหาค่าความแตกต่างของความดัน (Pressure different) ระหว่างความดันสแตติกกับความดันสแตกเนชัน จะได้ความดันไดนามิก (Dynamic Pressure) ซึ่งอยู่ในรูปของความเร็วในการไหล ดังสมการ

$$P_0 = P + \frac{\rho V^2}{2} \quad (2.2)$$

โดย P_0 คือความดันสแตกเนชัน (Kelvin)

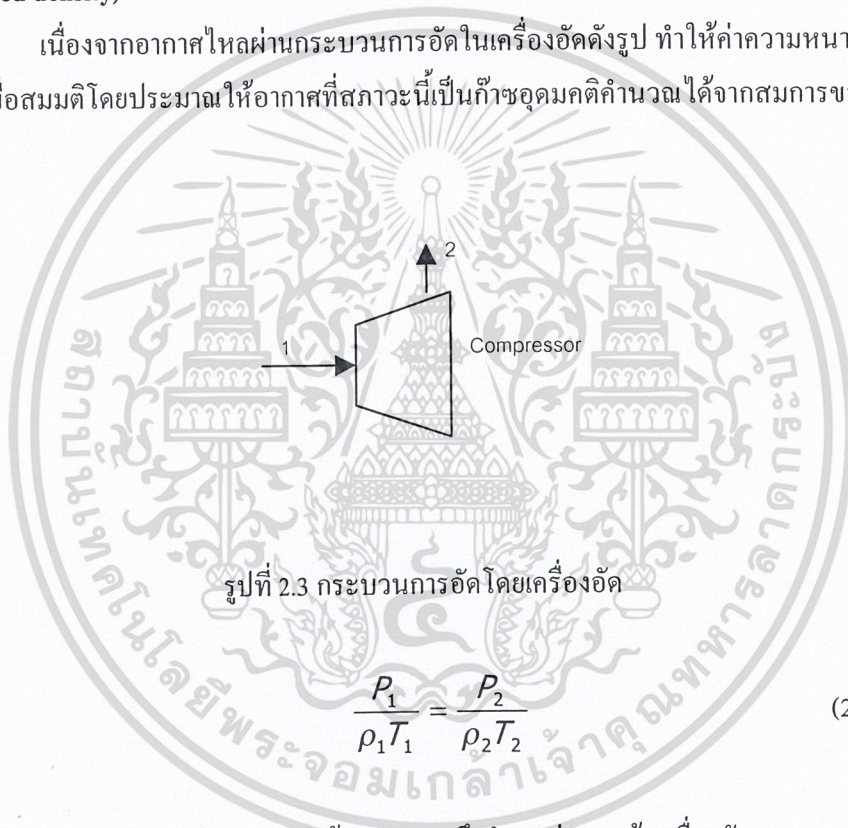
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

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

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

2.2.4 การคำนวณหาความหนาแน่นของอากาศหลังจากถูกอัดโดยประมาณ(Compressed air approximated density)

เนื่องจากอากาศไหลผ่านกระบวนการอัดในเครื่องอัดดั่งรูป ทำให้ค่าความหนาแน่นเปลี่ยนไป เมื่อสมมติโดยประมาณให้อากาศที่สถานะนี้เป็นก๊าซอุดมคติคำนวณได้จากสมการของก๊าซอุดมคติ



รูปที่ 2.3 กระบวนการอัดโดยเครื่องอัด

$$\frac{P_1}{\rho_1 T_1} = \frac{P_2}{\rho_2 T_2} \quad (2.3)$$

โดย ตัวห้อย 1 หมายถึงตำแหน่งทางเข้าเครื่องอัด
 ตัวห้อย 2 หมายถึงตำแหน่งหลังการอัด

2.2.5 การคำนวณอัตราการไหลเชิงมวลของของไหล(Fluid mass flow rate)

$$\dot{m} = \rho \bar{U} A \quad (2.4)$$

\dot{m} อัตราการไหลของอากาศ(kg/s)

ρ ค่าความหนาแน่นของอากาศ (kg/m^3)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

\bar{U} ความเร็วการไหลของ ของไหลโดยเฉลี่ยทั้งหน้าตัด(m/s)
 A พื้นที่หน้าตัดของการไหล(m²)

ดังนั้นเมื่อวัดความเร็วการไหลของอากาศหลังการอัดจากหัวข้อ 2.2.4 ได้ ก็จะสามารถคำนวณค่าอัตราการไหลโดยมวลของอากาศ (Air mass flow rate: \dot{m}_a) ได้จากสมการ

2.2.6 การคำนวณอัตราไหลเชิงมวลของเชื้อเพลิง(Fuel mass flow rate)

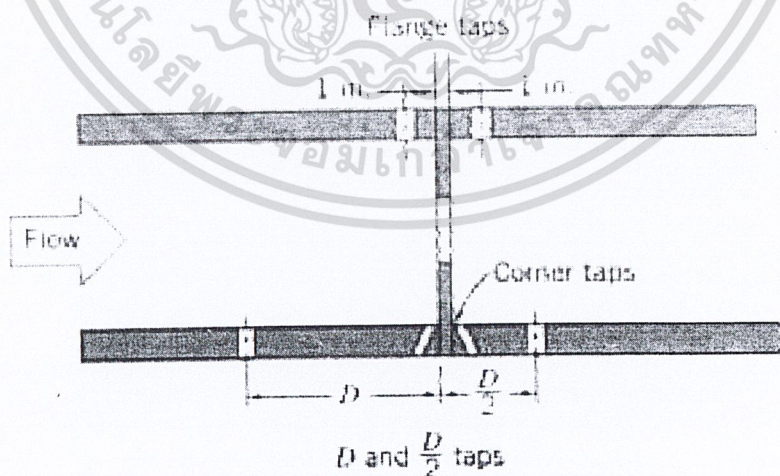
แผ่นออร์ฟิสจะมีลักษณะเป็นแผ่นบางจะติดตั้งอยู่ระหว่างครีบของท่อ เนื่องจากลักษณะการออกแบบอย่างง่าย ทำให้มีราคาถูกและง่าย ในการติดตั้งและถอดเปลี่ยนซึ่งที่ขอบแหลมของออร์ฟิสไม่สกปรกท่อแยกความดันของออร์ฟิสจะติดตั้งอยู่ในตำแหน่งเฉพาะที่ ดังรูปที่ 2.4 เนื่องจากตำแหน่งของท่อแยกความดันมีผลกระทบต่อการทำงานของหัวสัมประสิทธิ์การไหลต้องเลือกค่าของ C และ K โดยสมการที่ใช้ ออร์ฟิสแบบแนวศูนย์กลางร่วม (concentric) ที่ประกอบท่อแยกที่มุมคือ

$$C = 0.5959 + 0.0312 \beta^{2.1} - 0.184 \beta^8 + \frac{91.71 \beta^{2.5}}{Re_{D_1}^{0.75}} \quad (2.5)$$

$$K \equiv \frac{C}{\sqrt{1 + \beta^4}} \quad (2.6)$$

ในเทอมของสัมประสิทธิ์ การไหล อัตราการไหลจริงดังสมการนี้

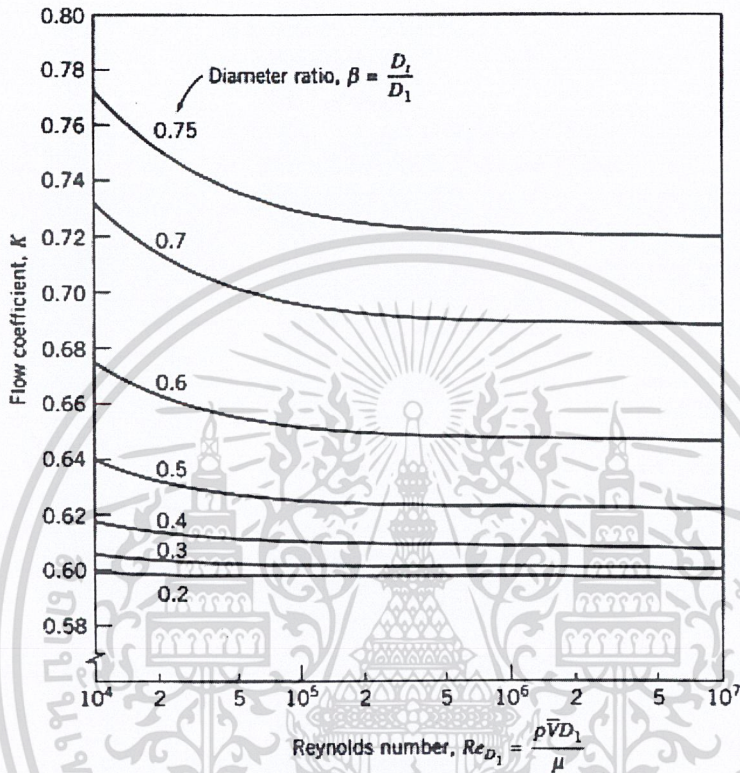
$$\dot{m}_{actual} = K A_1 \sqrt{2\rho(p_1 - p_2)} \quad (2.7)$$



รูปที่ 2.4 การวัดอัตราการไหลด้วยออร์ฟิส

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

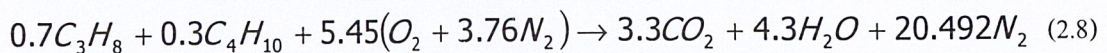
สมการที่ 2.5 ที่บ่งบอกค่าสัมประสิทธิ์ทางออกของออริฟิสภายใน $\pm 0.6\%$ สำหรับ $0.2 < \beta < 0.75$ และสำหรับ $10^4 < Re_{D_1} < 10^7$ สัมประสิทธิ์การไหลบ้างตัวสามารถคำนวณได้จากสมการที่ 2.5 และ 2.6 ซึ่งแสดงได้ในรูปที่ 2.5 ซึ่งค่าสัมประสิทธิ์การไหลจะสัมพันธ์กับค่าเรย์โนลด์นัมเบอร์ (Re_{D_1}) ที่มากกว่า 10^5 เมื่อ $\beta > 0.5$



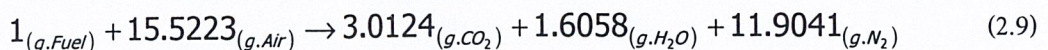
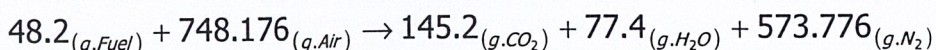
รูปที่ 2.5 ค่าสัมประสิทธิ์การไหลสำหรับแนวศูนย์กลางร่วม

2.2.7 การคำนวณความหนาแน่นของก๊าซผสมที่เผาไหม้แล้ว (Mixed-gas Density)

โดยสมมติให้ก๊าซเชื้อเพลิง LPG เป็นก๊าซผสมระหว่างโพรเพน (Propane: C_3H_8) และบิวเทน (Butane: C_4H_{10}) ในอัตราส่วน 70:30 โดยโมล ได้สมการการเผาไหม้ที่อากาศพอดี (Stoichiometric combustion) ในรูปของโมลเป็น



หรือในรูปของมวล (กรัม) เป็น



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จะได้อากาศเผาไหม้เชื้อเพลิง 1 kg/s ต้องการอากาศแบบพอดี 15.52 kg/s

ดังนั้นการทดลองที่เผาไหม้เชื้อเพลิง \dot{m}_f kg/s จึงต้องการอากาศพอดี $15.52\dot{m}_f$ kg/s

ซึ่งจะมีอากาศเหลือ $\dot{m}_a - 15.52\dot{m}_f$ kg/s

ดังนั้นจากสมการ 2.6 การเผาไหม้แบบส่วนผสมบาง (Lean mixture) จะได้

$$1_{(kg.Fuel)} + 15.5223_{(kg.UsedAir)} + (\dot{m}_a - 15.52\dot{m}_f)_{(kg.remainAir)}$$

$$\rightarrow 3.0124_{(kg.CO_2)} + 1.6058_{(kg.H_2O)} + 11.9041_{(kg.N_2)} + (\dot{m}_a - 15.52\dot{m}_f)_{(kg.remainAir)}$$

ซึ่งในส่วนของผลิตภัณฑ์ของสมการ คำนวณกลับให้เป็นสมการในหน่วยกิโลโมล จะได้

$$0.068464CO_2 + 0.089211H_2O + 0.425146N_2 + \left(\frac{\dot{m}_a - 15.52\dot{m}_f}{137.28}\right)(Air) \quad (2.10)$$

ซึ่งคำนวณน้ำหนักโมเลกุล (Molecular weight) ของก๊าซผสมจาก

$$Mw_{mix} = X_{CO_2}Mw_{CO_2} + X_{H_2O}Mw_{H_2O} + X_{N_2}Mw_{N_2} + X_{Air}Mw_{Air} \quad (2.11)$$

โดย Mw_{mix} คือมวลโมเลกุลของก๊าซผสม (kg/kmol)

X_i คือสัดส่วนโดยโมล (Mole fraction) ขององค์ประกอบ i

Mw_i คือมวลโมเลกุลขององค์ประกอบ i

ซึ่งสัดส่วนเชิงโมลขององค์ประกอบหาได้จาก

$$X_i = \frac{N_i}{\sum N} \quad (2.12)$$

โดย N_i คือจำนวนโมลขององค์ประกอบ

$\sum N$ คือผลรวมของจำนวนโมลทั้งหมด

เมื่อได้น้ำหนักโมเลกุลของก๊าซผสม นำไปคำนวณหาความหนาแน่นได้จาก

$$P = \rho \frac{\bar{R}}{M_w} T \quad (2.13)$$

โดย P, T คือความดันและอุณหภูมิสถติกของก๊าซผสมในห้องเผาไหม้
 ρ คือความหนาแน่นของก๊าซผสม
 \bar{R} คือค่าคงที่ของก๊าซ (Universal gas indicator = 8.314 kJ/kmol.K)

และเมื่อก๊าซไอเสียผ่านการขยายตัวที่กักกัน ใช้สมการ 2.3 เพื่อหาความหนาแน่นที่ทางออกได้

2.2.8 การวัดและคำนวณแรงขับเคลื่อน (Thrust)

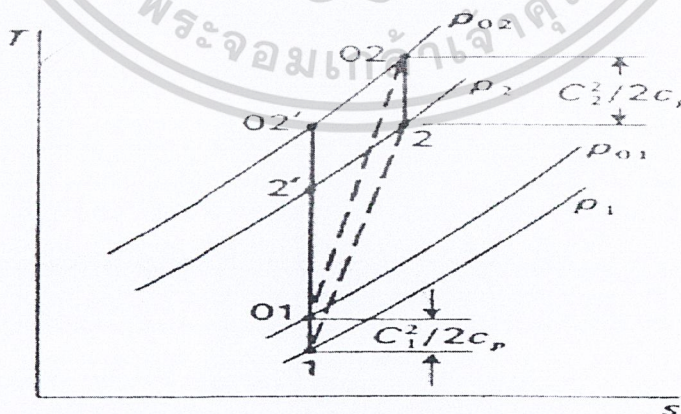
ให้วัดความเร็วการไหลของก๊าซผสมที่เผาไหม้แล้วโดยการนำ Pitot Static Tube ไปวัดที่ทางออกของเครื่องยนต์ (04) ซึ่งความแตกต่างของความดันสถติกและสแตกเนชันที่จุดนี้ จากค่าความหนาแน่นที่หามาได้ จะสามารถคำนวณความเร็วการไหลของก๊าซไอเสียที่เป็นความเร็วขับเคลื่อนได้ และคำนวณแรงขับเคลื่อน (Thrust Force) จาก

$$F_T = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) \bar{U}_4 \quad (2.14)$$

โดย F_T คือแรงขับเคลื่อน (Newton)
 \dot{m}_a คืออัตราการไหลโดยมวลของอากาศ (kg/s)
 \dot{m}_f คืออัตราการไหลโดยมวลของเชื้อเพลิง (kg/s)
 \bar{U}_4 คือความเร็วการไหลของก๊าซไอเสีย (m/s)

2.3 การคำนวณประสิทธิภาพของเครื่องยนต์

2.3.1 ประสิทธิภาพไอเซนโทรปิกของการอัด (Isentropic Efficiency of Compression)



รูปที่ 2.6 แผนภูมิกระบวนการอัด

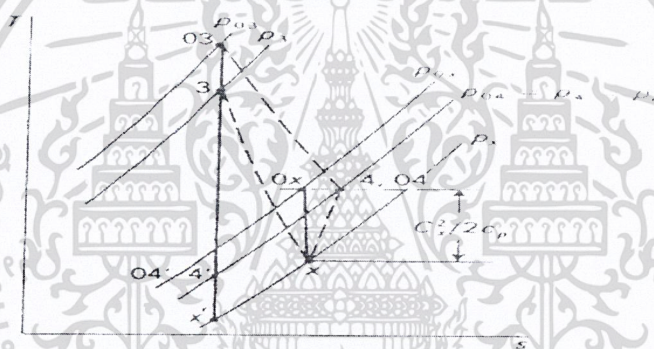
จะเห็นได้ว่ากระบวนการอัดจากจุด 01 ไปจุด 02 นั้นเป็นกระบวนการอัดที่เอนโทรปีไม่คงที่ ซึ่งอุณหภูมิที่ 02 จะสูงกว่า 02' ที่ได้จากการอัดแบบไอเซนโทรปิก ทำให้งานที่ใช้ในการอัดต้องเพิ่มขึ้น ประสิทธิภาพไอเซนโทรปิกของการอัด หาได้จากสมการ

$$T_{02} - T_{01} = \frac{T_{01}}{\eta_c} \left[\left(\frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right] \quad (2.15)$$

เมื่อ η_c = ประสิทธิภาพไอเซนโทรปิกของการอัด

γ = ค่าคงที่ของอากาศ = 1.4

2.3.2 ประสิทธิภาพไอเซนโทรปิกของการขยายตัว (Isentropic Efficiency of Expansion)



รูปที่ 2.7 แผนภูมิกระบวนการขยายตัว

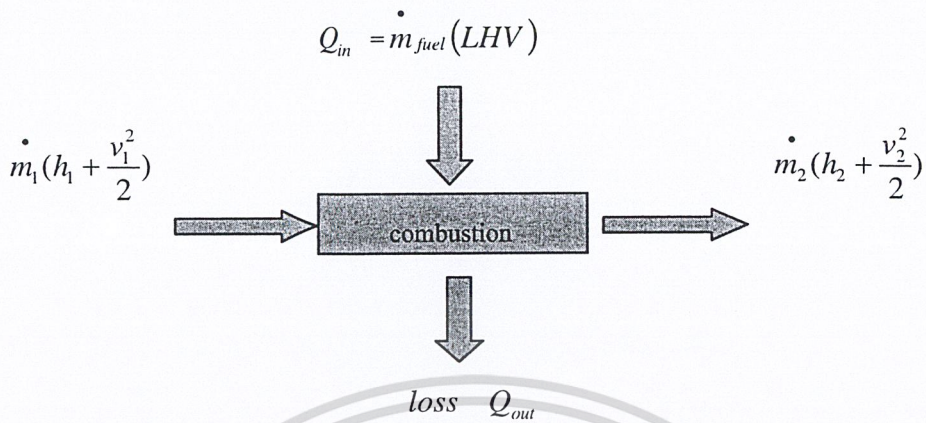
เช่นเดียวกับการอัด การขยายตัวจากจุด 03 ไปยังจุด 04 โดยเอนโทรปีเปลี่ยนแปลงจะได้งานออกมามากกว่า การขยายไปยังจุด 04' ซึ่งประสิทธิภาพไอเซนโทรปิกของการขยายตัวหาได้จาก

$$T_{03} - T_{04} = \eta_t T_{03} \left[1 - \left(\frac{1}{P_{03}/P_{04}} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] \quad (2.16)$$

เมื่อ η_t = ประสิทธิภาพไอเซนโทรปิกของการขยายตัว

γ = ค่าคงที่ของก๊าซผสม ซึ่งแตกต่างกันสำหรับเชื้อเพลิงแต่ละประเภท

2.3.3 ประสิทธิภาพการเผาไหม้



รูปที่ 2.8 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 = ความเร็วที่ทางเข้าของห้องเผาไหม้ (m/s)

v_2 = ความเร็วที่ทางออกของห้องเผาไหม้ (m/s)

Q_{in} = ค่าความร้อนของเชื้อเพลิง (kW) โดยที่ค่า LHV = 45784.84 kJ/kg

\dot{m}_1 = อัตราการไหลของอากาศที่ทางเข้าห้องเผาไหม้ (kg/s)

\dot{m}_2 = อัตราการไหลของอากาศที่ทางออกห้องเผาไหม้ (kg/s)

\dot{m}_{fuel} = อัตราการไหลของเชื้อเพลิงที่เข้าห้องเผาไหม้ (kg/s)

Q_{out} = ความร้อนสูญเสีย (kW)

$$\text{ประสิทธิภาพการเผาไหม้} = \left[\dot{m}_2 \left(h_2 + \frac{v_2^2}{2} \right) - \dot{m}_1 \left(h_1 + \frac{v_1^2}{2} \right) \right] / Q_{in} \quad (2.17)$$

บทที่ 3

ทฤษฎี อากาศพลศาสตร์(Aerodynamics)

3.1 บทนำ

ผลของ อากาศพลศาสตร์(Aerodynamics) ที่สำคัญอย่างมากในการออกแบบสมรรถนะของระบบเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ การออกแบบที่ดีเหมาะสมระบบการฉีดเชื้อเพลิง ห้องเผาไหม้หลายชนิดแตกต่างกันไปทั้งขนาดและระบบการเชื้อเพลิงก็มีหลายแบบ ในการกระจายและ annulus มีจุดประสงค์หลักเพื่อลดความเร็วการไหลและแพร่กระจายของอากาศตามคำแนะนำทุกส่วนของห้องเผาไหม้ซึ่งเงื่อนไขการรักษาแบบการไหลไม่เป็นตัวถ่วงการไหลหรือไม่เกี่ยวข้องกับการหมุนวนบางชนิดภายในการเผาไหม้ชั้นใน (combustion liner) จุดสำคัญมาจากขนาดการไหลหมุนวนมีผลต่อการเสถียรภาพของเปลวไฟ มีผลต่อการเผาไหม้ส่วนเงื้องาง (dilution) และประสิทธิภาพหล่อเย็นของอากาศตามผนังห้องเผาไหม้ชั้นใน

ผลของการคลุกเคล้า (Mixing) มีความสำคัญอย่างมากในการเผาไหม้และส่วน dilution ในส่วน primary การคลุกเคล้าที่ดีมีความจำเป็นอัตราการเผาไหม้สูงและลดเขมากับไนโตรเจนออกไซด์ให้น้อยที่สุด ขณะความพอใจการกระจายอุณหภูมิของไอเสียของแก๊ส อาศัยระดับการคลุกเคล้าระหว่างอากาศกับการเผาไหม้ในส่วนเงื้องาง (dilution Zone) จุดประสงค์ออกแบบห้องเผาไหม้ปฏุมภูมิเพื่อให้เกิดการคลุกเคล้าภายในห้องเผาไหม้ชั้นในและรูปแบบการไหลมั่นคงทั้งหมด ไม่มี parasitic losses และความยาวสั้นที่สุดและสูญเสียความดันน้อยที่สุด

3.2 ลักษณะการสูญเสียความดัน (Pressure Losses parameter)

ใน 2 มิติ ตัวแปรที่สำคัญที่ทำให้เกิดการสูญเสียความดัน (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

$$\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3} = \frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} \frac{R}{2} \left(\frac{m^3 T_3^{0.5}}{A_{ref} P_3} \right)^2 \quad (3.1)$$

จากสมการ (1) ทางด้านซ้ายมือโดยปกติจะกล่าวถึงการสูญเสียความดันทั้งหมด (overall pressure loss) ปกติจะบอกเป็นเปอร์เซ็นต์ ค่าจะอยู่ช่วง 4-10% ปกติมันจะไม่รวมกับการสูญเสียความร้อน (hot loss) ความดันที่สูญเสียจะเป็นตัวบ่งบอกของการเผาไหม้

ในเทอมของ $\Delta P_{3-4} / q_{ref}$ จะเรียกว่า pressure loss factor มีความสำคัญในการเผาไหม้ วิศวกรต้องให้ความสำคัญ ดังนั้นมันจะเป็นตัวบ่งบอกถึงการต้านทานการไหลในช่วงแรก ลักษณะ airstream ระหว่างทางออกของคอมเพรสเซอร์ (compressor) และทางเข้า turbine การไหลของอากาศจะถูกมอง

เหมือนเป็นสัมประสิทธิ์แรงต้าน (drag coefficient) ซึ่งมันจะไม่เหมือนกับ overall pressure loss ซึ่งต้องอาศัยขอบเขตในการทำงาน pressure loss จะเป็นตัวแปรในการกำหนดคุณสมบัติของการเผาไหม้ มันใช้แทนแสดงผลรวม 2 เทอมของการสูญเสียความดัน 1) ความดันลดลงในการกระจาย (diffusion) และ 2) ความดันลดลงในพื้นที่หน้าตัดในผนังด้านใน

$$\frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} = \frac{\Delta P_{diff}}{q_{ref}} + \frac{\Delta P_L}{q_{ref}} \quad (3.2)$$

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

$$\frac{\Delta P_L}{\rho_3} = \frac{U_j^2}{2} \quad (3.3)$$

$$\text{หรือ } \frac{\Delta P_L}{P_3} = \frac{R}{2} \left(\frac{m_3 T_3^{0.5}}{A_{h,eff} P_3} \right)^2 \quad (3.4)$$

แทนทางขวามือของสมการ (3.4) ในสมการ (3.1) ได้

$$\frac{\Delta P_L}{q_{ref}} = \left(\frac{A_{ref}}{A_{h,eff}} \right)^2 \quad (3.5)$$

ผลทั้งหมดของพื้นที่รูของห้องเผาไหม้ชั้นในถูกควบคุมพื้นที่ที่ห้องเผาไหม้ชั้นนอก

$$A_{h,eff} = \frac{A_{ref}}{\left(\Delta P_{3-4} / q_{ref} - \Delta P_{diff} / q_{ref} \right)^{0.5}} \quad (3.6)$$

ผลพื้นที่รูของห้องเผาไหม้ชั้นในอาจจะคำนวณจาก

$$A_{h,eff} = \sum_{i=1}^{i=n} C_{D,i} A_{h,i} \quad (3.7)$$

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

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ค่าของอากาศเย็น (cold) การสูญเสียความดันในห้องเผาไหม้ในทางปฏิบัติที่นำมาในตาราง (3.1) มี 3 แถว แสดง ห้องเผาไหม้แบบ annular ซึ่งมีค่าการสูญเสียความดันน้อยที่สุดในตารางค่าปัจจัยการสูญเสียความดันจะถูกใช้ในการหาพื้นที่ (A_{ref}) สามารถใช้ค่า 20 สำหรับห้องเผาไหม้แบบ annular ส่วนค่า 40 ใช้สำหรับห้องเผาไหม้แบบ tubular ในทางปฏิบัติจริงค่าของ $\frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}}$ ซึ่งแปรผันตามการสูญเสียความดันของพื้นที่ห้องเผาไหม้ชั้นใน ค่าการสูญเสียความดันรวมในตารางที่ (3.1) จะบอกถึงการสูญเสียของลมเย็นเท่านั้น ซึ่งมาจากการไหลแบบปั่นป่วน (turbulence) ซึ่งแสดงค่าในตารางที่ (3.1) 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 3.1 แสดงการสูญเสียความดันในห้องเผาไหม้ในทางปฏิบัติ

3.3 ความสัมพันธ์ระหว่างขนาดและการสูญเสียความดัน

3.3.1 ห้องเผาไหม้ชั้นนอก (Casing Area)

ห้องเผาไหม้ที่แข็งแรงจะต้องมีภาคตัดของพื้นที่ที่เหมาะสมโดยพิจารณาจากการสูญเสียความดันทั้งหมด เพราะภาระของการเผาไหม้พื้นที่ที่ห่อหุ้มด้านนอกเป็นสิ่งจำเป็น สำหรับการเผาไหม้ภายใต้การสูญเสียความดันทั้งหมด ขนาดพื้นที่หาได้จาก

$$A_{ref} = \left[\frac{R}{2} \left(\frac{\dot{m}_3 T_3^{0.5}}{P_3} \right)^2 \frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} \left(\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3} \right)^{-1} \right]^{0.5} \quad (3.8)$$

3.3.2 ห้องเผาไหม้ชั้นใน(Liner)

ข้อดีของการสร้างห้องเผาไหม้ชั้นใน(Liner). ให้มีขนาดพื้นที่หน้าตัดใหญ่ ก็คือทำให้การไหลภายในห้องเผาไหม้มีความเร็วต่ำ ส่งผลให้มี resident time ยาวนาน ตัวแปรเหล่านี้ทำให้การจุดระเบิดทำได้ง่ายขึ้นทั้งทำให้การเผาไหม้เกิดขึ้นอย่างมีประสิทธิภาพและเสถียรภาพ

แต่วิธีนี้ไม่สามารถนำไปใช้ประยุกต์กับเครื่องยนต์อากาศยาน เพราะเครื่องยนต์อากาศยานนั้นจะต้องมีขนาดเล็กและมีพื้นที่การติดตั้งจำกัด การขยายขนาดของห้องเผาไหม้ชั้นนอก(Casing)เพื่อให้เหมาะสมกับขนาดของห้องเผาไหม้ชั้นใน(Liner) เป็นไปได้ยาก ดังนั้นหากเพิ่มขนาดของห้องเผาไหม้ชั้น

ในชั้น แต่ขนาดของห้องเผาไหม้ชั้นนอกคงเดิม จะทำให้พื้นที่ระหว่างห้องเผาไหม้ชั้นในและห้องเผาไหม้ชั้นนอกแคบลง ความเร็วของอากาศที่ไหลระหว่างพื้นที่นี้จะสูงขึ้น ทำให้เกิด static pressure drop สูงภายในบริเวณห้องเผาไหม้ชั้นในและห้องเผาไหม้ชั้นนอก การเกิด static pressure drop ในบริเวณระหว่างห้องเผาไหม้ชั้นในและห้องเผาไหม้ชั้นนอกสูง ทำให้อากาศไม่สามารถผ่านรูที่เจาะบนผนังห้องเผาไหม้ชั้นใน เข้าไปเผาไหม้ได้ดีเพราะการไหลของอากาศผ่านรูบนห้องเผาไหม้ชั้นใน อากาศจะสูญเสีย static pressure drop บริเวณรูที่อากาศผ่าน(เพราะอากาศไหลผ่านรูด้วยความเร็วสูง) อากาศที่ไหลผ่านรูจะเข้าไปคลุกเคล้า (mixing) กับก๊าซร้อนภายในห้องเผาไหม้ ซึ่งหากอากาศเกิดการสูญเสีย static pressure drop ภายในบริเวณห้องเผาไหม้ชั้นในและชั้นนอกสูง จะทำให้ static pressure ในอากาศลดน้อยลง จนไม่สามารถไหลผ่านรูได้

หลักการพิจารณาค่า static pressure drop ที่เหมาะในการไหลผ่านรูบนห้องเผาไหม้ชั้นในมีหลักดังนี้คือเราต้องพิจารณาค่าความสัมพันธ์ระหว่าง k และ $\Delta p_L/q_{pz}$ ซึ่ง

$$K = \frac{\text{Liner Cross sectional Area}}{\text{Casin g Cross sectional Area}}$$

Δp = ความดันสถิตที่ตกลงระหว่างผ่านรูบนห้องเผาไหม้ชั้นใน

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

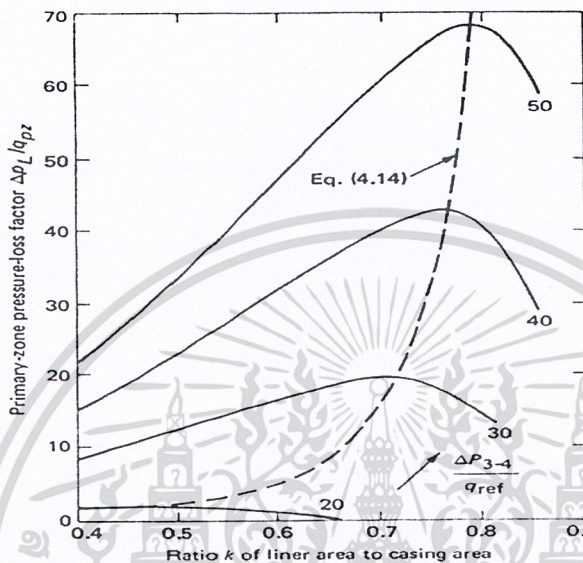
การนี้ เราจะต้องหาค่า k ที่เหมาะที่จะให้ $\Delta p_L/q_{pz}$ ที่สูงที่สุด โดยที่ตัวแปรทั้ง 2 มีความสัมพันธ์ดังนี้

$$\frac{\Delta p_L}{q_{pz}} = 1 + \frac{T_3}{T_{pz}} \frac{k^2}{m_p^2} \left[\frac{\Delta p_{3-4}}{q_{ref}} \frac{(1 - m_{sn})^2 + \lambda [r^2 (1 - k)^2 - 1]}{(1 - k)^2} \right] \quad (3.9)$$

จากสมการค่า T_3 , T_{pz} , $\Delta p_{3-4}/q_{ref}$, m_p , m_{sn} , λ และ r นี้ค่าเหล่านี้จำเป็นต้องกำหนดขึ้นก่อน ที่เราจะทำการออกแบบห้องเผาไหม้ รูปที่ 3.1 แสดงให้เห็นถึงอิทธิพลของค่า $\Delta p_L/q_{ref}$ ที่มีผลต่อค่า $\Delta p_L/q_{pz}$ ที่ระดับค่า k ต่างกัน เห็นได้ว่าเมื่อค่า k เพิ่มมากขึ้น (ระยะห่างระหว่างห้องเผาไหม้ชั้นในกับชั้นนอกลดลง) เราจำเป็นต้องออกแบบให้ห้องเผาไหม้มี $\Delta p_{3-4}/q_{ref}$ สูงขึ้น เพื่อที่จะให้ได้ค่า $\Delta p_L/q_{pz}$ สูงขึ้น (มีความดันสถิตเพียงพอที่จะไหลผ่านรูบนห้องเผาไหม้ชั้นใน) ซึ่งการเพิ่ม $\Delta p_{3-4}/q_{ref}$ นี้ทำให้การคลุกเคล้ามีประสิทธิภาพขึ้นด้วยค่า k ที่เหมาะสม (k_{opt}) อาจหาได้โดยทำการ diff สมการ 3.9 ให้เท่ากับ 0 ได้

$$K_{opt} = 1 - \left[\frac{(1 - m_{sn})^2 - \lambda}{\Delta P_{3-4} / q_{ref} - \lambda_r^2} \right]^{1/3} \tag{3.10}$$

และ $A_L = K_{opt} \bullet A_{ref}$ (3.11)



รูปที่ 3.1 ผลกระทบของการสูญเสียความดันในห้วงเผาไหม้ทั้งหมดที่

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

3.4 การไหลในท่อวงแหวน(Flow in annulus)

เงื่อนไขในการไหลในท่อวงแหวน(annulus)นั้นมีอิทธิพลต่อรูปแบบการไหลของอากาศ ภายในห้องเผาไหม้ชั้นใน และมีอิทธิพลต่อการกระจายตัวของอุณหภูมิที่ผนังห้องเผาไหม้ โดยความเร็วเฉลี่ยภายในท่อวงแหวนนี้ถูกควบคุมโดย ความเร็วการเผาไหม้และอัตราส่วนของพื้นที่ห้องเผาไหม้ชั้นในกับพื้นที่ห้องเผาไหม้ชั้นนอก การเปลี่ยนแปลงการกระจายความเร็วบริเวณทางเข้าห้องเผาไหม้ชั้นในมีผลอย่างมาก ความเร็วที่ปรากฏภายในท่อวงแหวน การเปลี่ยนแปลงรูปแบบการไหล และอากาศที่ถูกดูดไหลผ่านรูปเป็น แถวและร่องรูการหล่อเย็น

ถึงแม้ว่าเราต้องการไหลภายใน annulus ให้มีความเร็วสูงเพื่อระบายความร้อนของห้องเผาไหม้ชั้นใน โดยใช้หลักการพาความร้อน(convection)แต่เราก็จำเป็นต้องให้การไหลในบริเวณนี้มีความเร็วต่ำ เหตุเพราะ

1. เมื่อมีความเร็วต่ำจะมีความดันสถิต ทำให้มั่นใจได้ว่าการไหลของอากาศผ่านในท่อซึ่งเป็น แถวเดียวกันจะมีลักษณะเหมือนกัน
2. สัมประสิทธิ์ ที่รูทางออกมีค่าสูง

3. การพ่นกระจายของ Jet ที่ออกจากรูใกล้เคียงมุมฉาก(Steeper angle) ทำมุมสูงขึ้น
4. แรงเสียดทานที่ทำให้เกิดขึ้นบริเวณผิวจะมีค่าต่ำ
5. การสูญเสียอันเกิดจากปรากฏการณ์ Sudden-expansion บริเวณทางออกของรูบนห้องเผาไหม้ชั้นในและร่องระบายความร้อน(cooling slots) มีค่าต่ำ

ห้องเผาไหม้ส่วนมากมีพื้นที่วิกฤตที่จุดบริเวณของต้นกระแสนของห้องชั้นใน และบริเวณใกล้เคียงรู dilution ซึ่งที่ของต้นสายธาร อากาศจะถูกปล่อยออกจากช่วงที่ (diffuser) บางครั้งอาจเกิดขึ้น boundary ที่ขนาดใหญ่ทำให้ขัดขวาง การหล่อเย็นด้วยความดันสถิตในช่องหล่อเย็น ในการทำให้ total-head ของช่องหล่อเย็นสม่ำเสมอ อาจเกิดปัญหาขึ้นจากการตกค้าง ทำให้เกิดการไหลแยกตัว ทำให้เกิดการโค้งงอที่จุดเชื่อมของ ช่วงที่บานออกและของท่อวงแหวน เนื่องจากกระบวนการไหล ผ่านตามแนวของท่อวงแหวนลักษณะของความเร็วจะค่อยๆ ลดลง เนื่องจากอากาศไหลผ่านช่องที่มีลักษณะต่างกัน อย่างไรก็ตาม ถ้าอากาศที่ไหลผ่านอยู่นอกเหนือการควบคุม เข้าสู่ภายในช่อง ทำให้เกิดการไหลตามกระแส เกิดการเดือดงาได้ โดยการไหลที่ไม่เป็นระเบียบสามารถเพิ่มขึ้นจาก การที่อากาศในส่วนที่ไปไหลย้อนของด้านต้นสายธารภายในท่อวงแหวน เกิดไหลไม่ต่อเนื่องและไหลประเภทสุม โดยห้องเผาไหม้แบบ Turboannular โดยเฉพาะอย่างยิ่งอาจเกิดความรุนแรงขึ้น ในบางกรณีของห้องเผาไหม้ชั้นใน ที่รับการไหลของอากาศที่มีทิศทางที่ต่างกันซึ่งจะทำให้เกิดการบิดเบือนของการไหลภายในเท่านั้น แต่จะทำให้การเปลี่ยนแปลงเป็นตามเวลาด้วย

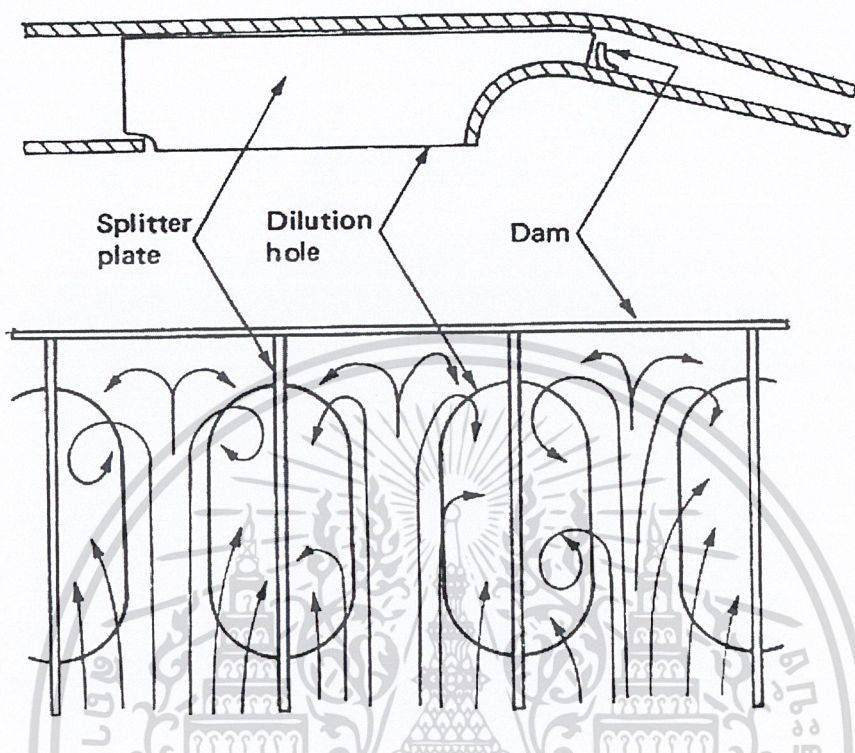
วิธีหนึ่งที่จะช่วยบรรเทาปัญหานี้ได้คือ การสวม Backstop ที่ช่วงปลายสายธารของรู dilution โดยการออกแบบแผ่นวงแหวนอย่างง่าย เมื่อสวมเข้าไประหว่างด้านในและด้านนอกของห้องเผาไหม้ โดยการเจาะที่บริเวณรอบๆ ที่ต่อตามความเหมาะสม และการกำหนดให้อากาศไหลผ่านเพื่อระบายความร้อนที่บริเวณปลายสายธาร ซึ่งแผ่นนี้จะมีผลกระทบมากในการต่อต้านการเกิดไหลย้อนกลับภายในท่อวงแหวน

ที่บริเวณภายในของท่อวงแหวนห้องเผาไหม้ชั้นใน นั้น backstop มักติดตั้งกันแบบต่อเนื่องเพื่อ กีดขวางใกล้ช่วงปลายสายธารของรู dilution ทันที โดยติดตั้งประมาณ 2 ใน 3 ของพื้นที่วงแหวน อีกวิธีหนึ่งในการควบคุมการไหลภายในรู dilution คือการทำให้ผนังภายในของทางออกห้องเผาไหม้ชั้นในมี ลักษณะเรียบเพื่อป้องกันการขยายออกท่อวงแหวนตรงทางที่ติดต่อกับรู

ถ้าตำแหน่งระยะของรู dilution มีขนาดใหญ่กว่าความสูงท่อวงแหวน การไหลหมุนวน(vortex) สามารถเกิดขึ้นในการไหลเข้าในรู โดยที่การเปลี่ยนแปลงรูปการทะลวง (penetration) และการผสมกัน (mixing) ของลำกระแสนอากาศ (jet) ที่ dilution ความรุนแรงของการหมุนวน(vortex) นี้ขึ้นอยู่กับอัตราพื้นที่วงแหวน ซึ่งวัดในระนาบของรูถึงพื้นที่ของรู ถ้ามีอัตราพื้นที่นี้สูงจะทำให้ยับยั้งการก่อตัวการหมุนวน (vortex) ซึ่งแนวทางนี้ก็เป็นวิธีการหนึ่งที่ใช้ในการออกแบบห้องเผาไหม้ชั้นในของห้องเผาไหม้ให้มี pressure drop ที่เหมาะสม

การหมุนวน (vortex) นั้น สามารถเกิดได้ทั้ง tubular และannular การทำลายหรือการลดโดยการสวมแผ่นที่เป็นร่อง(splitter plate)ตามยาวขวางแตรู dilutionซึ่งแผ่นนี้จะติดอยู่กับห้องเผาไหม้ชั้นในหรือ

ด้านนอกห้องเผาไหม้ชั้นนอกได้ผล โดยเฉพาะการใช้การรวมแผ่นวงแหวนเข้าด้วยกัน หรือการกีดกันดังรูปที่ 3.2



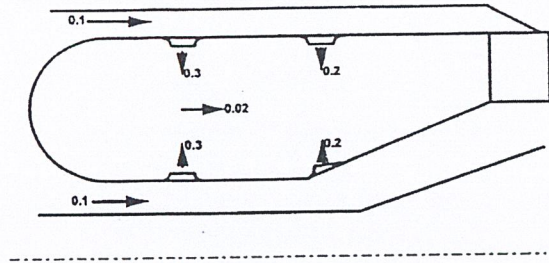
รูปที่ 3.2 ควบคุมการไหลผ่านรู dilution

3.4.1 มัคนัมเบอร์ ณ ตำแหน่งการไหลต่างๆและระบบพื้นที่การเผาไหม้ (Local Mach numbers and combustion system areas)[3]

แนวทางออกแบบสำหรับ Mach number เฉพาะจุด(Local Mach number) แสดงในรูปที่ 3.3 Mach number ในด้านนอกและด้านในของท่อวงแหวน(annulus) ลำดับแรกคือ primary zone การฉีดพ่นควรเป็น 0.1 เท่ากันตลอดตามความยาวท่อวงแหวน ดังนั้นพื้นที่แต่ละท่อวงแหวนหาโดยเงื่อนไขที่ใช้จาก Q curves ส่วน Mach number ที่ท่อวงแหวนที่ต่ำ จำเป็นต้องรักษาระดับ Mach number ไว้สำหรับการฉีดพ่นราวประมาณ 0.3 เนื่องจากอัตราการฉีดพ่นที่ Mach number ที่ท่อวงแหวนควรมากกว่า 2.5 การฉีดพ่น Mach number 0.3 ย่อมให้ความดันตกคร่อมน้อยที่สุดทำให้การไหลซึมอากาศดี ครั้งของอากาศที่ไหลเข้าที่ 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 3.3 Mach number ห้องเผาไหม้

3.4.2 การไหลผ่านรูเสื่อชั้นใน(Flow through liner holes)

การไหลผ่านรูของห้องเผาไหม้ชั้นใน อาศัยขนาดของรูและความดันตกคร่อมไม่เพียงพอแต่รูปร่างของท่อและเงื่อนไขการไหลในบริเวณใกล้รู ซึ่งมีอำนาจรุนแรง มีผลต่อพื้นมีการไหล

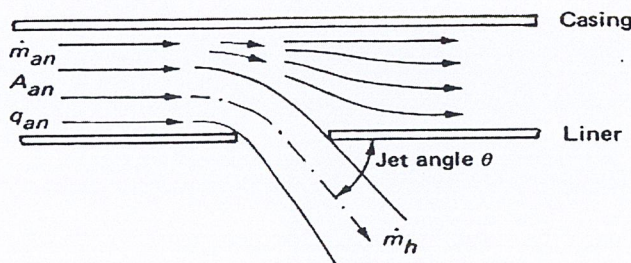
ค่าสัมประสิทธิ์ที่ยินยอมได้(Discharge Coefficient)

สมการพื้นฐานสำหรับการไหลผ่านรูอาจเป็นดังนี้

$$\dot{m}_h = C_D A_{h,geom} [2\rho_3(P_i - p_j)]^{0.5} \tag{3.12}$$

เมื่อ P_i = total pressure upstream of hole

p_j = static pressure downstream of hole



รูปที่ 3.4 แสดงการไหลผ่านรูของห้องเผาไหม้ชั้นใน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\alpha = \frac{\dot{m}_h}{\dot{m}_{an}}$$

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

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

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

สำหรับโดยมาก รูของห้องเผาไหม้ใน มีทิศทางการไหลตั้งทาง ขนานระนาบของรูตามรูปที่ และสมการ อาจจะเขียนดังนี้

$$\frac{\dot{m}_h}{\dot{m}_{an}} \frac{(A_h)_{geom}}{A_{an}} = C_D \left(\frac{P_{an} - P_j}{q_{an}} \right)^{0.5} \quad (3.13)$$

$$\frac{\dot{m}_h}{\dot{m}_{an}} \frac{(A_h)_{geom}}{A_{an}} = C_D \left(1 + \frac{\Delta p L}{q_{an}} \right)^{0.5} \quad (3.14)$$

$$\text{หรือ} \quad \frac{\alpha}{A_r} = C_D K^{0.5} \quad (3.15)$$

จากการสังเกตการหักของต้นทางการไหลเกิดบริเวณรูของห้องเผาไหม้ขึ้นในที่ขอบเขตอาศัยรูปร่างของระบบ รูปร่างใกล้เคียงความเร็วและความดันตกคร่อมขวางห้องเผาไหม้ขึ้นในในทางปฏิบัติ ค่าสัมประสิทธิ์ที่ยอมได้ของรูขึ้นอยู่กับ

1 ชนิดรู (แบบเรียบ แบบรอยยุบ อื่นๆ)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

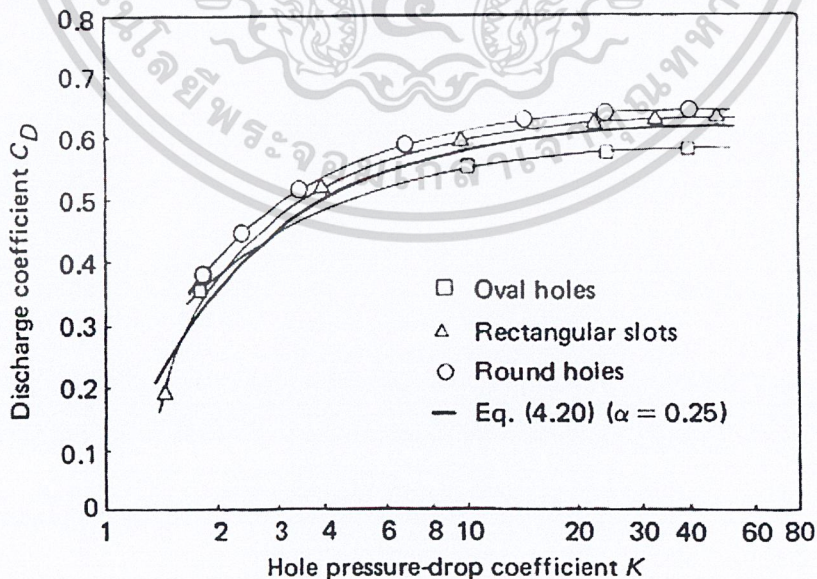
- 2 รูปร่าง (วงกลม สี่เหลี่ยม อื่นๆ)
- 3 อัตราช่องว่างรูที่สูง ส่วนสูง ท่อวงแหวน
- 4 ความดันตกคร่อมของห้องเผาไหม้ชั้นใน
- 5 การกระจายของความดันสถิต รอบๆภายใน รู
- 6 การปรากฏตัว ของการหมุนวนเป็นเกลียว(swirl) ในกระแสการไหล
- 7 ตำแหน่งความเร็วอากาศที่ท่อวงแหวน

ในข้อสุดท้าย ให้เหตุผลทำไมค่าสัมประสิทธิ์บ้อยครั้งต่ำกว่ารูแถวแรก และต่ำกว่าในตำแหน่งรูที่ไกลออกไปตามปลายทาง

จากวิเคราะห์แฟกเตอร์ควบคุมการไหลของลำกระแสผ่านผนัง, Kaddah[1] สำหรับของไหลอัดตัวไม่ได้, การไหลไม่มีการหมุนวนเป็นเกลียว(swirl) ค่าของสัมประสิทธิ์ สำหรับรูวงกลมเรียบ วงรีเรียบและสี่เหลี่ยมเรียบหาได้โดย

$$C_D = \frac{1.25 (K - 1)}{[4k^2 - k(2 - \alpha)^2]^{0.5}} \quad (3.16)$$

ขอบเขตการไหลและทฤษฎีในการวิเคราะห์ของชนิดรูปแบบและรูเกี่ยวกับการทดลอง ดูได้จากรูปที่ 3.5



รูปที่ 3.5 แสดงผลกระทบของรูปร่างของรูในทางปฏิบัติ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.5 อากาศพลศาสตร์ ของการหมุนวนเป็นเกลียว(Swirl aerodynamics)

ข้อกำหนดพื้นฐานของห้องเผาไหม้ของเครื่องยนต์ แก๊สเทอร์โบไบน์ ก็คือการสร้างเปลวไฟให้เสถียรและมีขนาดที่เหมาะสมในการเผาไหม้ โดยเฉพาะห้องเผาไหม้ของเครื่องบินซึ่งคลุมด้วยเสื่อนอกตรงบริเวณนี้จะมีความดันต่ำ อุณหภูมิต่ำ ในช่วงของ Primary Zone ลักษณะการไหลของอากาศจะมีความสำคัญเป็นอย่างยิ่งในการทำให้เปลวไฟเสถียร

การไหลของอากาศจะมีหลายแบบที่แตกต่างกันออกไป แต่ส่วนที่สำคัญคือต้องสร้างให้เกิดการหมุนวนตรงช่วงแรกที่เข้าห้องเผาไหม้อากาศกับเชื้อเพลิงจะรวมตัวกันในห้องเผาไหม้เพื่อสันดาป ซึ่งทำให้ผลผลิตจากห้องเผาไหม้มีอุณหภูมิสูง

การไหลหมุนวนต่อเนื่องแบบ Vortex อากาศผ่านรูที่เจาะเข้ามาในผนังเสื้อห้องเผาไหม้ เพื่อเพิ่มอัตราการไหลของอากาศ โดยอากาศไหลผ่านอุปกรณ์การหมุนวนและร่องรูหล่อเย็น ผลกระทบส่วนมากที่ทำให้เกิดการไหลแบบ Recirculation ในช่วงของ Primary Zone ในการกำหนด อุปกรณ์สร้างการหมุนวนเป็นเกลียว รอบๆ หัวฉีดเชื้อเพลิง การหมุนวนแบบ Vortex จะทำให้เกิดปรากฏการณ์ breakdown ซึ่งจะเป็นที่รู้จักคืออยู่แล้วในการไหลหมุนวนแบบเป็นเกลียว ปรากฏการณ์ breakdown เป็นสาเหตุการเกิด การไหลหมุนวนแบบ recirculation จะเป็นตัวบ่งบอกถึงบริเวณแกนกลางซึ่งจะมีการรวมกันระหว่างอากาศกับเชื้อเพลิงทำให้เกิดอัตราการไหลที่สูงที่เป็นแบบหมุนวนที่รวมตัวกันได้ดีกว่าแบบธรรมดาเพราะว่าส่วนประกอบของการหมุนวนผลที่ได้คือ การตัดเฉือนบริเวณต่างๆ ของอากาศกับเชื้อเพลิง ทำให้เกิดปั่นป่วน (turbulence) ที่สูงและการผสมที่รวดเร็วเป็นลักษณะพิเศษของการหมุนวนแบบตามยาว และตัวควบคุมที่ใช้งานได้จริงในห้องเผาไหม้ เพื่อให้เปลวไฟเสถียรและความแรง ซึ่งตัวควบคุมจะต้องบอกถึงขนาดและรูปร่างในการกำหนดส่วนต่างๆ ของเปลวไฟ

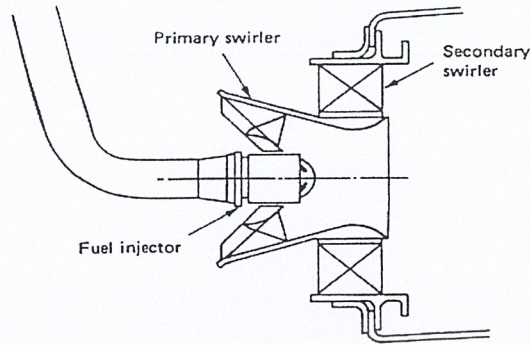
3.6 ชนิดของอุปกรณ์สร้างการหมุนวนเป็นเกลียว (Swirler type)

อุปกรณ์สร้างการหมุนวนเป็นเกลียว มีใช้กว้างขวางใน Tubular และ annular ทั้งคู่ ในตัวห้องเผาไหม้ อุปกรณ์สร้างการหมุนวนเป็นเกลียว มีทั้งแบบ Single swirlers และ Double swirlers ซึ่งถูกเตรียมเพื่อจ่ายให้ corotating หรือ contrarotating ในอากาศไหล เป็นประโยชน์ในการอธิบายแบบ Single Swirlers ในห้องเผาไหม้

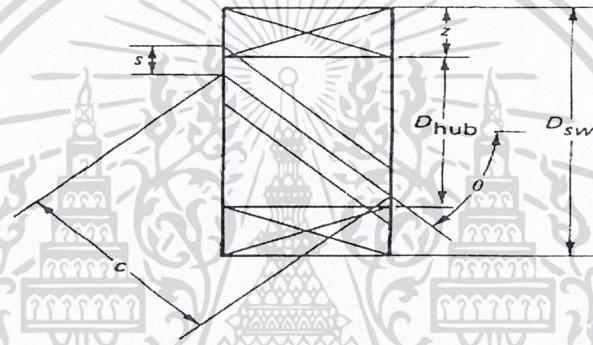
แม้ว่ารัศมีของ อุปกรณ์สร้างการหมุนวนเป็นเกลียว บางครั้งจะมีลักษณะพิเศษ ซึ่งจะเป็นไปตามลักษณะของห้องเผาไหม้ ตามแนวแกนการไหลของอากาศ ใบของอุปกรณ์สร้างการหมุนวนเป็นเกลียวแบบแผ่นแบนง่ายต่อการสร้าง แต่ในบางครั้งใบพัดที่เป็นแบบแผ่นโค้งจะเหมาะสมและมีคุณสมบัติทางอากาศศาสตร์ได้ดีกว่า

ตัว อุปกรณ์สร้างการหมุนวนเป็นเกลียว(Swirler) จะเป็นไปตามการกำหนดตามรูป ซึ่งรูปของใบอุปกรณ์สร้างการหมุนวนเป็นเกลียวแบบแผ่นแบน มุมของใบจะมีค่าคงที่และจะมีค่าเท่ากับ θ แต่รูปของ

ใบ อุปกรณ์สร้างการหมุนวนเป็นเกลียวแบบแผ่นโค้ง ในตรงทางอากาศเข้าใบ (Blade) จะมีค่ามุม $\theta = 0$ และตรงทางออกของอากาศมุมจะเท่ากับ θ



รูปที่ 3.6 แสดง Double-swirler

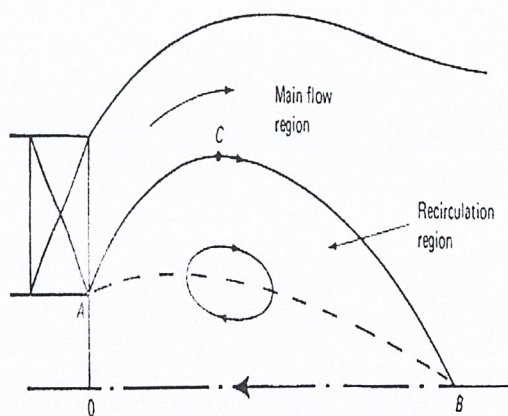


รูปที่ 3.7 แบบครีบบนของ swirler : θ = มุมทางออกของครีบบ, c = คอร์ด s = ช่องว่าง, z/c = อัตราส่วนรูปร่าง, s/c = อัตราส่วนระหว่างช่องว่างกับคอร์ด

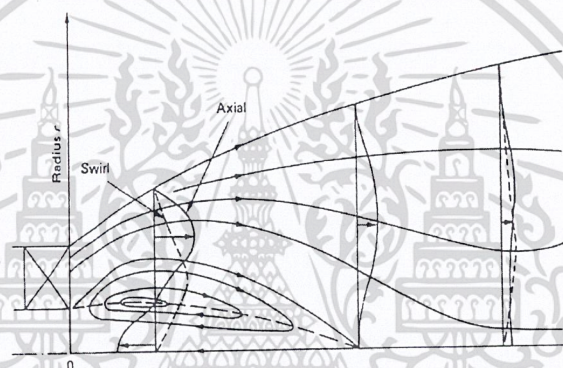
3.7 รูปแบบการไหล (Flow Pattern)

บริเวณขอบเขตการไหลหมุนวนแบบ recirculation ที่เกิดการหมุนวนอย่างอิสระดังรูป 3.8 ฉะนั้นจึงสันนิษฐานการไหลตามแนวแกนเป็นรูปแบบเรขาคณิต ถ้าคิดการไหลแค่ครั้งเดียวลักษณะของรูปแบบการไหล ในการพิจารณาการหมุนวนแบบ recirculation ตรงบริเวณนี้ กำหนดเป็น OACB ซึ่งจุด B จะเรียกว่าจุด Stagnation ข้างนอกของการไหล OACB จะเป็นการไหลหลักที่สำคัญ ดังนั้นการทำให้เกิด recirculation ตาม solid curve AB ค่า shear stresses จะมีค่าสูงสุดจะปรากฏอยู่ที่ใกล้จุด A ตามแนวขอบเขตของ recirculation ความเร็วตามแนวแกนเท่ากับศูนย์ แสดงด้วยเส้นประตรง AB

รูปแบบความเร็วตามแนวแกนและความเร็วของการหมุนวนเป็นเกลียว แสดงในรูปที่ 3.9 ส่วนประกอบความเร็วทั้งหมดลดลงในทิศทางของกระแสการไหล ภายหลังจากจุด stagnation (จุด B) ความเร็วที่หมุนย้อนกลับตามแกนจะหายไป และจุดที่ห่างออกกระแสการไหล ที่จุดสูงสุด ของความเร็วในแนวแกน ย้ายไปที่จุดศูนย์กลาง (centerline) จะมีผลกระทบต่อ การหมุนวนเป็นเกลียวน้อยลง



รูปที่ 3.8 บริเวณ Recirculation ในสนามการไหลวน

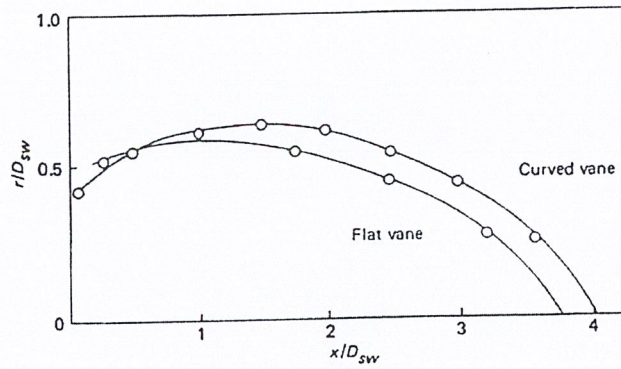


รูปที่ 3.9 แสดงความเร็วในแนวแกนและความเร็วของ Swirl เป็นส่วนประกอบสนามสนามการไหล

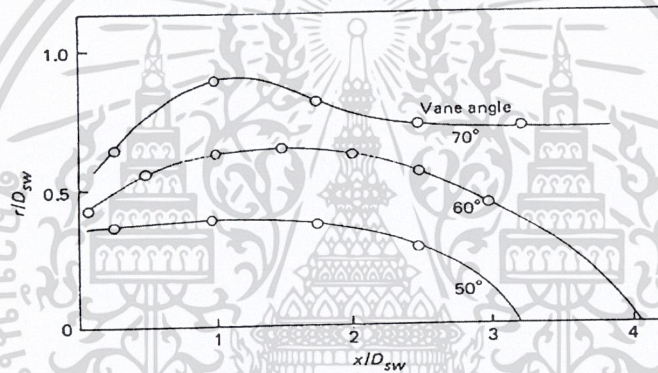
3.8 ขนาดของบริเวณการหมุนวน(Size of Recirculation Zone)

ปัจจัยที่มีอิทธิพลในการกำหนดขนาดของ recirculation zone ถูกสร้างโดยกระแสการไหลของอุปกรณ์การสร้างการหมุนวนเป็นเกลียว ถูกศึกษาโดยนักวิจัย Kilik [1] ผู้ซึ่งตรวจสอบวิเคราะห์อย่างละเอียด ถึง ผลกระทบที่แตกต่างกันออกไป ของ recirculation zone ซึ่งจะแปรผันตามรูปแบบของใบพัด มุมของใบพัด อัตราส่วนรูปร่างของใบพัด ผลการทดลองบางส่วนที่เห็นในรูปที่แสดงถึงขนาดของ recirculation zone ถูกเพิ่มขึ้นโดย

1. มุมของใบพัดจะเพิ่มขึ้น
2. จำนวนใบพัดเพิ่มขึ้น แต่ space / chord ratio จะลดลง
3. aspect ratio ของใบพัดลดลง
4. เปลี่ยนจากใบพัดแบบแผ่นแบน (flat vanes) เป็น ใบพัดแบบแผ่นโค้ง (curved vanes)

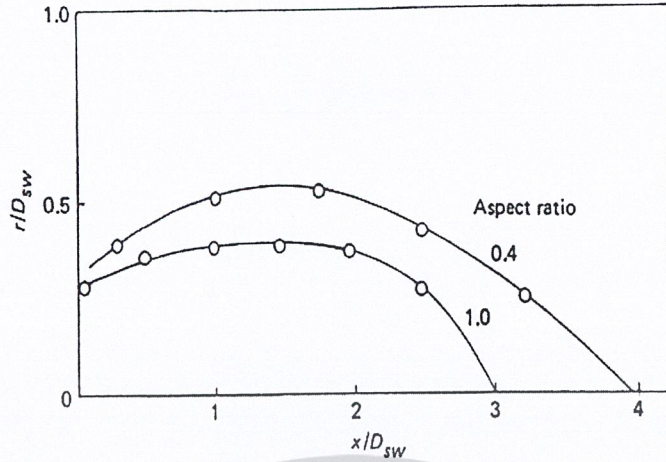


รูปที่ 3.10 ผลกระทบ จากรูปปร่างใบพัด(vane)มีต่อการหมุนวนตามแกน(Recirculation zone), 16 ใบ, มุมใบ 60° รปร่างใบ



รูปที่ 3.11 ผลของมุมใบพัด(vane)ต่อขนาดการไหลหมุนวนตามแนวแกน (Recirculation) ; 16 ครีบโค้ง ; อัตราส่วนรูปร่าง=0.4

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.12 ผลของอัตราส่วนรูปร่างต่อขนาดการไหลหมุนวนตามแนวแกน (Recirculation) ; 12 ใบพัด (vane) โค้ง มุมใบพัด (vane) 60°

3.9 ค่าตัวเลขของการหมุนวนเป็นเกลียว (Swirler Number)

Beer และ Chigic [1] เสนอมาตรฐานที่ไม่มีขนาดที่แน่นอนจะบ่งบอกถึงคุณสมบัติ ผลรวมการหมุนวนตามแนวแกนการไหล

$$S_n = \frac{2G_m}{D_{sw} G_t} \quad (3.17)$$

เมื่อ G_m = axial flux of angular momentum
 G_t = axial thrust

สามารถเขียนได้

$$G_m = \int_0^{D_{sw}/2} 2\pi r W_r \rho u dr \quad (3.18)$$

$$G_t = \int_0^{D_{sw}/2} 2\pi r \rho u^2 dr + \int_0^{D_{sw}/2} 2\pi r \rho dr \quad (3.19)$$

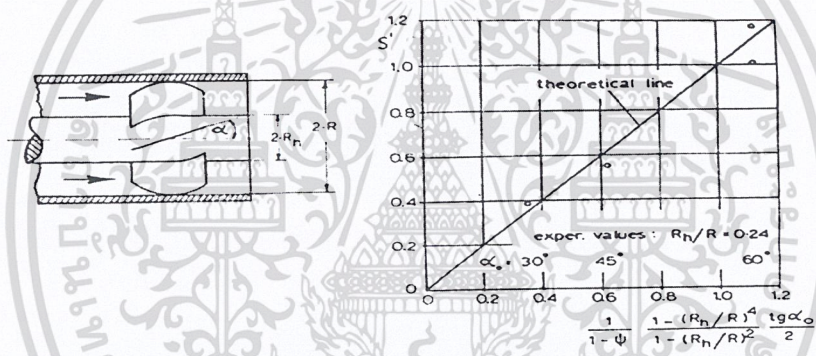
ซึ่ง U , W และ ρ ตามแนวแกนและเป็นส่วนประกอบสัมผัสความเร็วและ static pressure ตามลำดับ ในพื้นที่หน้าตัดของ jet

สำหรับค่า Swirler number บริเวณรอบต้องน้อยกว่า 0.4 ไม่มีการไหลแบบ recirculation ในการแทนค่าและอธิบายได้ว่าการไหลหมุนวนมีจุดอ่อน เมื่อ Streamline มีลักษณะที่แตกต่างกัน ซึ่งมีผลต่อการพิจารณา แต่ถ้าไม่เกิดการหมุนวนในทอมนของการหมุนวนก็จะเบาลง ซึ่งเป็นบริเวณที่สอดคล้องกับการไหลหมุนวนอยู่ระหว่าง 0.4 และ 0.6 S_n ตัว Swirler เป็นสิ่งที่น่าสนใจมันจะทำให้เกิดเงื่อนไขของการเกิดการหมุนวนที่แรงหรือ $S_n \gg 0.6$

ในการคิด Swirler number รูปแบบของตัว Swirler จะเป็นตัวกำหนดและแปรเปลี่ยนของการเกิดการไหลแบบหมุนวน

3.9.1 อุปกรณ์สร้างการหมุนวนเป็นเกลียว(Swirl generator)[2]

เมื่อประยุกต์ใช้ guide vane ในการไหลของอากาศตามแนวแกน โดยให้ปลายบนสุดของ vane พอดีกับผนังของท่อด้านในมุมของ guide vane ก็ต้องเหมาะสมจึงจะทำให้การไหลของอากาศเป็นไปอย่างมีประสิทธิภาพ



รูปที่ 3.13 แสดง guide vane ไหลแบบตามแนวแกน(axial tube flow)

$$S' = \frac{2}{3} \left[\frac{1 - \left(\frac{R_h}{R}\right)^3}{1 - \left(\frac{R_h}{R}\right)^2} \right] \tan \alpha \tag{3.20}$$

S' = Swirl number ของเครื่องกำเนิด

R_h = Hub of radius

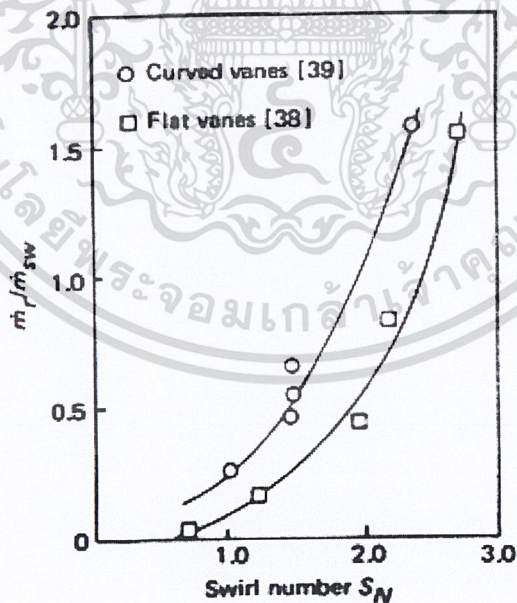
R = Radius of tube

3.10 การไหลย้อนกลับ(Flow Reversal)

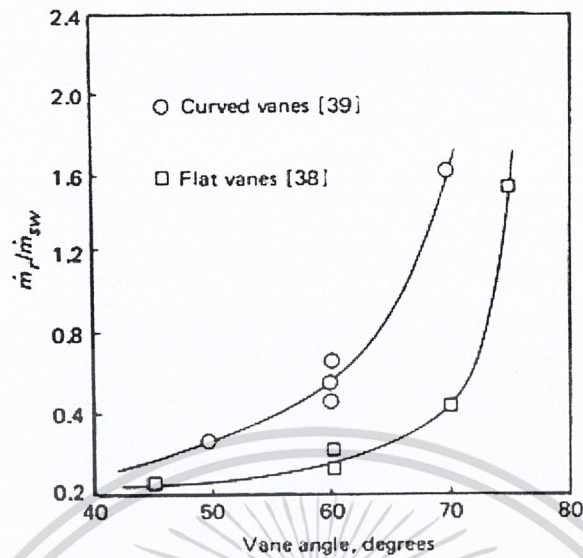
ในช่วงแรก หน้าที่ยกอย่างหนึ่งของอุปกรณ์สร้างการหมุนวนเป็นเกลียว คือนำผลิตภัณฑ์การเผาไหม้ ที่ไหลอยู่ใน Upsteam ไปรวมตัวกันกับอากาศและเชื้อเพลิงที่ป้อนเข้ามา สำหรับการไหลหมุนวนเป็นเกลียวอ่อนๆไม่มีการเกิดการไหลหมุนวนตามแนวแกน(recirculation)หรือถ้ามีก็น้อย แต่เมื่อมี Swirler number เพิ่มขึ้นและค่า $S_N > 0.6$ ความดันสถิต(static pressure)ในแกนกลางกระแสการไหลของอุปกรณ์สร้างการหมุนวนเป็นเกลียว มีค่าความดันต่ำพอที่สร้างการไหลหมุนวนตามแนวแกน Kilik[1] ค้นพบว่าในการออกแบบจากการวัดความเร็วตามแนวแกนของมีผลต่อตัวแปรรูปร่างของอุปกรณ์สร้างการหมุนวนเป็นเกลียว ต่อมวลอัตราการไหลย้อนกลับ จากผลการทดลองของ Kilik แสดงเป็น ไบพัดแบบแผ่นโค้ง จะมีมวลการไหลกลับที่มากกว่าไบพัดแบบแผ่นแบน การไหลย้อนกลับจะเพิ่มขึ้นโดย

1. การเพิ่มมุมของไบพัด
2. การเพิ่มจำนวนไบพัด
3. ค่า aspect ratio ลดลง

ผลกระทบของค่า swirl number และมุมของไบพัดต่อมวลการไหลสูงสุด แสดงอยู่ในรูป 3.14 รูป3.15 เหล่านี้ประกอบไปด้วยข้อมูลของ Kilik สำหรับไบพัดแบบแผ่นโค้ง(Curved – vane) และ Mathur, [1] ได้แสดงผลของไบพัดแบบแผ่นแบน(flat – vaned) พวกเขาได้แสดงให้เห็นว่ามุมของไบพัดและชนิดของไบพัดมีผลต่ออัตราการไหลหมุนวนในทางทฤษฎีจะเป็นการศึกษาภายใต้สภาวะการไหลย้อนกลับของมวลที่ถูกสร้างขึ้นโดยไบพัดที่มีความถูกต้องจากอัตราการไหลของไบพัด



รูปที่ 3.14 swirl number มีผลต่ออัตราการไหลกลับสูงสุด



รูปที่ 3.15 มุมใบพัดมีผลต่ออัตราการไหลกลับสูงสุด

3.11 Flow entrainment

ประสิทธิภาพของห้องเผาไหม้มีผลโดยตรงต่อปริมาณของการไหลออกของอุปกรณ์สร้าง การหมุนวนเป็นเกลียว ต่อผลิตภัณฑ์จากการเผาไหม้ เพราะความสัมพันธ์ระหว่างอัตราส่วนของอากาศและผลิตภัณฑ์ที่ถูกเผาไหม้ ในช่วงเริ่มต้นของการไหลหมุนวนตามแนวแกน ควบคุมอุณหภูมิและอัตราส่วนเชื้อเพลิงกับอากาศของขบวนการเผาไหม้ และดังนั้นการควบคุมอัตราการเกิดปฏิกิริยาและการเกิดเขม่า ได้มีการทดสอบของการทดลองโดย Kern และ Fraser[1] จากการทดลองพบว่ามวลการไหลมีการเปลี่ยนแปลงแบบเชิงเส้น กับระยะ X ของ downstream ตามความสัมพันธ์

$$\frac{m_e^o}{m_{sw}^o} = (0.35 + 1.4 S_n) \frac{n}{deff} \quad (3.21)$$

$$\text{เมื่อ } deff = (D_{sw}^2 - D_{hub})^{0.5}$$

Chigier และ chervinsky[1] ได้พิสูจน์อัตราส่วนนี้โดยการอินทิเกรต วิศวกรรมแบบความเร็วตามแนวแกนของอุปกรณ์สร้าง การหมุนวนเป็นเกลียว ซึ่งผลที่ได้เปรียบเทียบกับทฤษฎีของ Kern และ Fraser[1] ตามสมการ

$$\frac{m_e^o}{m_{sw}^o} = (0.32 + 0.8 S_n) \frac{n}{D_{sw}} \quad (3.22)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.12 การสูญเสียความดัน (Pressure Loss)

เมื่อพิจารณาตามหลักของกฎอนุรักษ์โมเมนตัมและพลังงาน Knight และ Walker[1] ได้พิสูจน์สมการความดันสูญเสียตามแนวแกนของใบพัดแบบ thin - vaned ได้ดังนี้

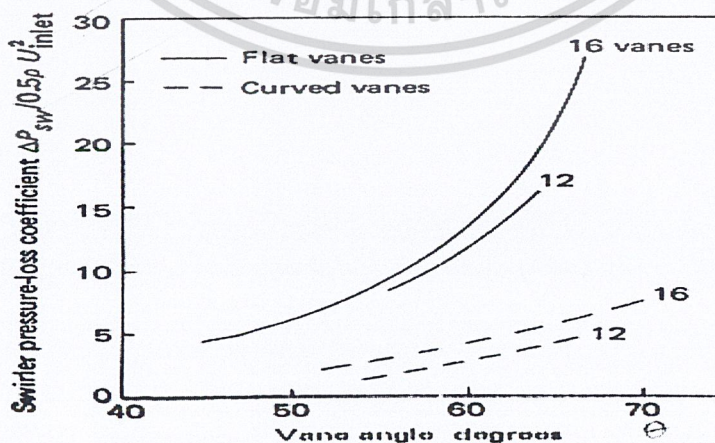
$$\Delta P_{sw} = K_{sw} q_{ref} \left[\left(\frac{A_{ref}}{A_{sw}} \right)^2 \sec^2 \theta - \left(\frac{A_{ref}}{A_L} \right)^2 \right] \left(\frac{m_{sw}^o}{m_3^o} \right)^2 \quad (3.23)$$

- เมื่อ ΔP_{sw} = ความดันตกคร่อมระหว่างใบพัด
 A_{sw} = พื้นที่ใบพัดด้านหน้า
 θ = มุมของใบพัด
 K_{sw} = 1.3 สำหรับ flat vane, 1.15 สำหรับ curved vane

จากการออกแบบสามารถเขียนอยู่ในรูปอย่างง่ายได้

$$m_{sw}^o = \left[\frac{2\rho_3 \Delta P_{sw}}{K_{sw} \left[\left(\frac{\sec \theta}{A_{sw}} \right)^2 - \frac{1}{A_L^2} \right]} \right] \quad (3.24)$$

Kilik[1] ได้ศึกษาความดันสูญเสียตามลักษณะแนวแกนของใบพัด โดยทดลองออกแบบแยกผลกระทบของชนิดใบพัดออกจากมุมของใบพัดผลที่ได้แสดงในรูป 3.16 จากรูปแสดงให้เห็นว่าใบพัดแบบแผ่นโค้ง (curved vane) จะมีความดันสูญเสียน้อยกว่าใบพัดแบบแผ่นแบน (flat vane) ความแตกต่างนี้จะเพิ่มขึ้นตามมุมของใบพัดสำหรับใบพัดทั้ง 2 ชนิด การเพิ่มพื้นที่ว่าง / chord ratio (อื่นๆ เช่น ลดจำนวนของใบพัด) ความเสียดทานจะน้อยลงสำหรับใบพัดแบบ แผ่นโค้ง ถ้าหากลดพื้นที่ของใบพัดลง

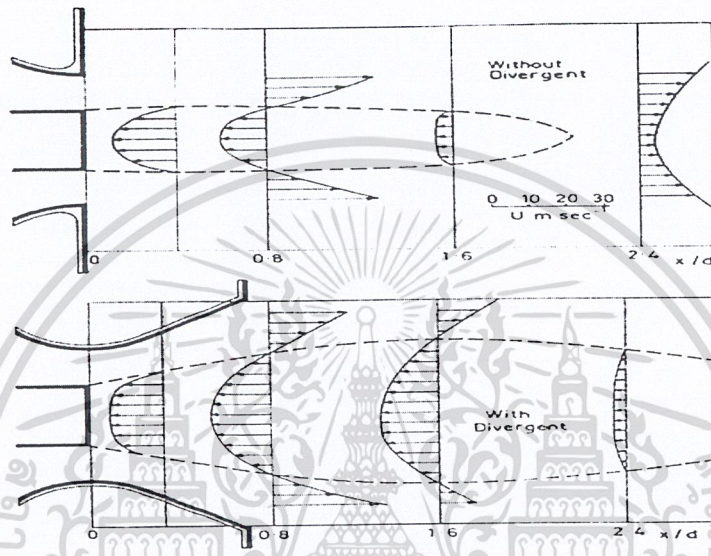


รูปที่ 3.16 การสูญเสียความดันที่มุมใบพัดต่างๆ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.13 รูปร่างหัวฉีด(The Nozzle Geometry)[2]

รูปร่างของปลายทางออกหัวฉีด ทั้งแบบที่แผ่ขยายออก หรือแบบที่ถูกปิดกั้นโดยหลอดทรงกระบอก (pressure jet oil gun) หรือจะเป็นแผ่นกลม จะมีผลต่อรูปแบบการไหลของการพ่นของอากาศที่หมุนวน จากรูปที่ 3.17 แทนการกระจายตามรัศมีของความเร็วตามแนวแกน เส้นสัมผัสและรัศมีส่วนประกอบของความเร็วตามแนวแกน ในการพ่นและตำแหน่งโซนอาการไหลสำหรับการพ่นเว้าออก



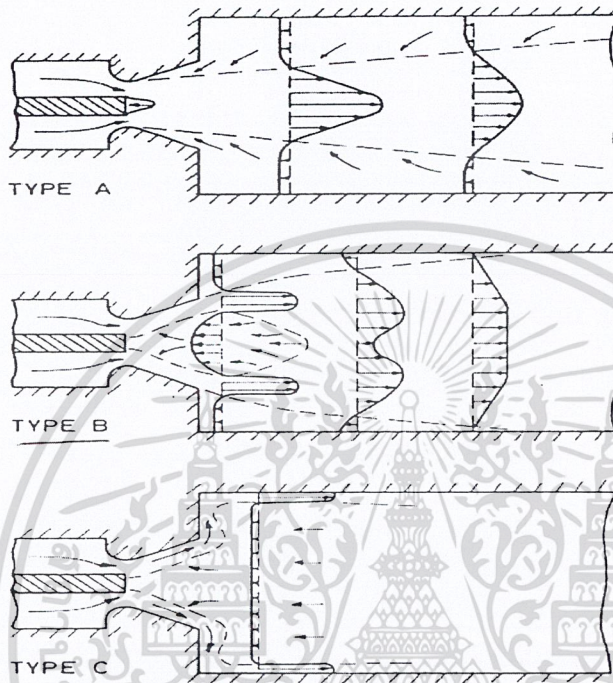
รูปที่ 3.17 การเปรียบเทียบรัศมีการกระจายของความเร็วในบริเวณ Vortex

การใช้หัวฉีดแบบเว้าออก (divergent nozzle) จะส่งผลกระทบโดยตรง โดยการเพิ่มรัศมีของการแผ่ระหว่างยอดแกนและความเร็วระยะสัมผัส และการเพิ่มอัตราการไหลกลับของมวลการทดลองครึ่งมุมและความยาวของการเร่งขยายออกและการปิดกั้นหัวฉีดถูกเปลี่ยนแสดงการเร่งขยายออกครึ่งมุม แผ่ขยายออกประมาณ 35° และความยาว $L = 1.2d$ จะดีที่สุด เมื่อ d คือ เส้นผ่านศูนย์กลางคอคอดของหัวฉีด

รูปแบบการไหลในปริมาณการไหลย้อนกลับถูกผลกระทบโดยการป้องกันโดย bluff body ที่มีผนังคงหรือโดยพ่นเชื้อเพลิงหรือความดัน พ่นน้ำมันที่ค่า swirl number ต่ำ ($S < 0.6$) การปิดกั้นเป็นเครื่องมือในการเริ่มบริเวณการไหลกลับ ดังนั้นระดับมวลถูกเพิ่มขึ้น จากผลของการปิดกั้น ขนาดบริเวณของการไหลกลับเหลือเพียงเล็กน้อย แต่ที่ระดับอากาศสูงมาก หรือเมื่อปลายหัวฉีดเว้าออก การไหลของอากาศรวมกัน การปิดกั้นคอคอดหัวฉีดอาจมีตรงกันข้าม คือความแข็งแรงและขนาดของ recirculating vortex ในศูนย์กลางการฉีดพ่น

3.14 การแยกตัวของการไหลวนในหัวฉีดเว้าออก(Separation of swirling flow in divergent nozzles)[2]

ระหว่างการวิจัยพบว่า ถ้าฉีดรูปร่างเรขาคณิตและการไหลวนของอากาศมีผลกระทบต่อกัน ชนิดของการไหลโดยพื้นฐานมี 3 แบบ จะสังเกตในรูปที่ 3.18



รูปที่ 3.18 สังเกตรูปแบบการไหลสำหรับการไหลวนสำหรับ Swirling jets และการออกของเปลวไฟจากหัวฉีดเว้าออก

ชนิด A. กรณีความหนาแน่นของอากาศส่วนน้อยหรือเป็นศูนย์ การไหลอากาศแยกตัวจากผิวหัวฉีดใกล้คอขวดหัวฉีด ผลแบบนี้การไหลของการพ่นคล้ายคลึงกับการพ่นปราศจากหมุนวนเป็นเกลียว เปลวไฟที่ได้มีลักษณะเปลวไฟแกว่งไปแกว่งมา

ชนิด B. กรณีอากาศวนระดับปานกลางหรือระดับสูง การไหลอากาศวนมันคง ติดกับผนังหัวฉีดเข้าออก และสวมรอบลมวนร้อน ในโซนการไหลย้อนกลับ ในศูนย์กลางของการพ่น โดยทั่วไปต้องการไหลแบบนี้ผลิตเปลวไฟเสถียรภาพสูง การไหลแบบนี้ทำให้ปั่นป่วน(turbulence) รุนแรงสูง ซึ่งความเข้มข้นของเชื้อเพลิงมีสูง เป็นผลความรุนแรงการเผาไหม้สูง

ชนิด C. รูปแบบการไหลแบบนี้ แทนการพ่นผนังรัศมีเปลวไฟที่ผลิตได้ของการไหลแบบนี้ถูกติดตั้ง burner และผนังของห้องเผาไหม้ รูปร่างปากแตร มุมกว้างและหัวฉีดเว้าออกสั้น เปลวไฟที่ได้เหมาะกับเตาหลอมเหลวโลหะ

3.15 การกระจายอากาศที่ไหลเข้าห้องเผาไหม้ชั้นใน (Airflow distribution within liner)

ความสำคัญการออกแบบรูปร่างห้องเผาไหม้ ที่การหาจำนวน ขนาด รูปร่าง ตำแหน่งของรู ที่สร้างขึ้น รูปร่างอากาศที่ไหลเข้าห้องเผาไหม้ชั้นใน นั้นจะต้องง่าย และเบา ประสิทธิภาพและเสถียรภาพของการเผาไหม้ การหล่อเย็นที่ผนังและการส่งแก๊สเข้าเทอร์ไบน์ที่อุณหภูมิเหมาะสม ถ้าผนังชั้นในประกอบด้วยแถว มี n รูซึ่งมีผลต่อขนาด d_j , และอัตราการไหลทั้งหมด \dot{m}_j ของอากาศไหลผ่านรูหาได้โดย

$$\dot{m}_j = \frac{\pi}{4} n d_j^2 \rho_3 U_j \quad (3.25)$$

$$\dot{m}_j = \frac{\pi}{4} n d_j^2 (2\rho_3 \Delta P_L)^{0.5} \quad (3.26)$$

$$n d_j^2 = \frac{15.25 \dot{m}_j}{(P_3 \Delta P_L / T_3)^{0.5}} \quad (3.27)$$

$$d_h = \frac{d_j}{C_D^{0.5}} \quad (3.28)$$

เมื่อค่า C_D มาจากรูปที่ 3.4 สมการที่ 3.27 และ 3.28 ถูกใช้หาขนาดของรูและจำนวนรูที่เหมาะสมที่สุดของรูอันดับที่ 2 ห้องเผาไหม้ สำหรับห้องเผาไหม้ชั้นในแบบ tubular ขนาด d_j อาจจะคำนวณโดยใช้สมการ 3.27 และ 3.28 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 3.7)
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
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
m_{sn}	ratio of air entering snout to total chamber airflow
n	number of hole
P	total pressure, Pa

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

p	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
U	velocity
X	distance downstream of hole
x	downstream distance
α	hole bleed ratio (\dot{m}_h / \dot{m}_{an})
θ	initial jet angle , swirler 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	reference value
sw	swirler

บทที่ 4

การสร้างห้องเผาไหม้และการคำนวณ

4.1 การสร้างห้องเผาไหม้

วัตถุประสงค์ในการสร้างห้องเผาไหม้นี้ก็เพื่อพัฒนาห้องเผาไหม้ให้มีประสิทธิภาพที่ดี เผาไหม้ได้สมบูรณ์เพื่อใช้ในเครื่องยนต์ gas turbine โดยมีขั้นตอนดำเนินงานดังต่อไปนี้

1. ทำการหาเทอร์โบชาร์จที่ต้องการ
2. ศึกษาลักษณะของห้องเผาไหม้
3. การติดตั้งเทอร์โบชาร์จบนฐานยึด
4. วัสดุที่ใช้ทำห้องเผาไหม้
5. เชื้อเพลิง
6. ความปลอดภัย
7. การปรับปรุงห้องเผาไหม้

4.1.1 ทำการหาเทอร์โบชาร์จที่ต้องการ

การหาเทอร์โบนั้นเราจำเป็นจะต้องรู้ลักษณะเฉพาะของเทอร์โบด้วยโดยเราไปทำการหาซื้อที่ เชียงกงปทุมวันซึ่งจะอยู่หลังมาบุญครอง โดยจะสอบถามขนาดของเทอร์โบและราคาประกอบกันไปซึ่งที่ หามาได้ก็คือเป็นเทอร์โบของรถบรรทุก 18 ล้อ เป็นเทอร์โบของ IHI รุ่น RHC 9 ซึ่งเป็นมือ 2 เราจะ ไม่ทราบย่านการทำงานของเครื่องเทอร์โบเครื่องนี้เลยเราจึงทำการสุ่มตัวอย่างในการสร้างห้องเผาไหม้ พร้อมกับติดตั้งของเทอร์โบชาร์จ

4.1.2 ศึกษาลักษณะของห้องเผาไหม้

โดยขั้นแรกที่สร้างนั้นเป็นการสุ่มขนาดต่างๆเพื่อหาย่านการทำงานของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์โบนี้ โดยจะศึกษาการไหลหมุนวนของอากาศพร้อมทั้งอุณหภูมิเพื่อเลือกใช้วัสดุในที่นี้เราจะเลือกใช้วัสดุที่ทำ จากสเตนเลสสาเหตุเพราะสเตนเลสนั้นสามารถทนอุณหภูมิที่ได้ประมาณ 1200°C ซึ่งส่วนประกอบไป ด้วยชิ้นส่วนหลักคือ

1. เสื้อนอก(Casing)
2. เสื้อใน (Liner)
3. หัวฉีดเชื้อเพลิง(Fuel injection)
4. จุกระเบิดด้วยหัวเทียน(Glow plug)

4.1.2.1 เสื้อนอก(Casing)

ห้องเผาไหม้ชั้นนอกจะมีลักษณะเป็นทรงกระบอก เส้นผ่านศูนย์กลางห้องเผาไหม้ตัวที่ 2 ประมาณ 155 mm ยาวประมาณ 410 mm ซึ่งจะทำจากสแตนเลสเสื้อนอกนั้นมีหน้าที่ในการบังคับการไหลของอากาศให้ไหลไปตามแนวแกนพร้อมให้อากาศซึมผ่านรูเจาะเข้าไปในเสื้อในได้เพื่อการสันดาปอย่างมีประสิทธิภาพ อากาศที่ถูกอัดจาก compressor นั้นจะไหลเข้าสู่ห้องเผาไหม้เสื้อนอกและเสื้อในบางส่วน แต่อากาศส่วนมากจะเข้าสู่เสื้อนอกก่อน การกำหนดขนาดของเสื้อนอกที่เหมาะสมจะทำให้การเผาไหม้มีเสถียรภาพมากยิ่งขึ้น เพราะอากาศส่วนมากจะมาอัดตัวที่เสื้อนอกแล้วจึงทำการซึมผ่านเสื้อในเข้าไปอีกที่หนึ่ง

ซึ่งห้องเผาไหม้ตัวแรกที่สร้างขึ้น จะเดินเครื่องเพื่อหาข้อมูลการทำงานพร้อมกับเอาข้อมูลเกี่ยวกับความดัน อุณหภูมิ และอัตราการไหล ไปทำการคำนวณหาห้องเผาไหม้ตัวที่ 2

4.1.2.2 เสื้อใน (Liner)

ห้องเผาไหม้ชั้นในเป็นชิ้นส่วนที่สำคัญมากต่อการเผาไหม้เพราะเสื้อในจะมีอากาศและเชื้อเพลิงไหลผ่าน ทำการสันดาปทำให้อุณหภูมิสูง จึงมีผลต่อวัสดุที่ใช้ทำ ดังนั้นห้องเผาไหม้ตัวแรกที่ใช้ทำเส้นผ่านศูนย์กลางเสื้อใน 100 mm ยาว 300 mm โดยจะมีห้องเผาไหม้ชั้นนอกประกอบอยู่ก่อนจะเข้า turbine ซึ่งปากของ turbine จะเป็น 4 เหลี่ยมด้วย เพื่อลด pressure loss ก่อนเข้า turbine แล้วทำการจับยึดกับแปลนเพื่อยึดกับหน้าแปลนของ turbine

เสื้อในตัวที่ 1 การเจาะรูจะเจาะ 8 mm ช่วงแรกเราทำการเจาะรูจำนวนน้อย แล้วทำการทดลอง ปรากฏว่าตัวเสื้อในจะเป็นตัวทำให้เกิด pressure loss ที่สูงมากเราจึงทำการปรับปรุงใหม่โดยการเจาะเพิ่มในช่วงของ primary zone และเพิ่มรูในช่วง dilution zone ปรากฏว่าเครื่องยนต์สามารถเดินได้ที่รอบประมาณ 30,000 rpm แต่เปลวไฟไม่เสถียรเร่งเครื่องเปลวไฟจะดับ อุณหภูมิในห้องเผาไหม้ประมาณ 650 °C ความดันก่อนเข้าห้องเผาไหม้ประมาณ 1.1 bar

เสื้อในตัวที่ 2 ได้มาจากการคำนวณโดยที่ compressor อัดอากาศเข้า diffuser จุดประสงค์เพื่อลดความเร็วของอากาศที่จะเข้าห้องเผาไหม้เพื่อไม่ให้ความเร็ว Mach number เกิน 0.1 โดยท่อที่ต่อเข้าจะมีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 110 mm และตัวเสื้อในมีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 110 mm ทำการเจาะรูในช่วง Primary zone เจาะรูขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 12.5 mm จำนวน 8 รู และช่วง Intermediate zone เจาะรูขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 14 mm จำนวน 16 รู ช่วง Dilution zone เจาะรูขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 11 mm จำนวน 16 รู ส่วนการเจาะรูช่วงแรก 8 รู ในช่วง Primary zone เพื่อทำให้เปลวไฟเสถียรเนื่องจากเชื้อเพลิงที่เข้ามาเยอะ (Fuel rich) และไม่เกิดการ Blow off เมื่อเดินในรอบสูง ๆ ลักษณะพิเศษของเสื้อตัวใน ที่ 2 นี้ นอกจากจะเจาะรูน้อยแล้วยังจะมีลักษณะแบบคอคอดตรงช่วงกลางของห้องเผาไหม้ เพื่อเป็นการเพิ่มความเร็วก่อนเข้า turbine หรือก็ทำให้มีการเหนี่ยวรั้งอากาศเพื่อให้มีเวลาในการเผาไหม้มากขึ้นทำให้การเผาไหม้สมบูรณ์ยิ่งขึ้น ซึ่งการออกแบบตัวที่ 2 จะสามารถถอดออกมาแก้ไขทุกชิ้นส่วนได้โดยไม่เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ต้องเลี้ยวถอดออกมาเหมือนตัวที่ 1 จึงสามารถปรับแต่งได้โดยง่าย เมื่อเครื่องยนต์มีปัญหาหรือต้องการแก้ไขหรือเพิ่มเติมบางส่วนเข้าไปใหม่

4.1.2.3 หัวฉีดเชื้อเพลิง(Fuel injection)

หัวฉีดจะมีความสำคัญเช่นกันเนื่องจากจะมีผลต่อความยาวของเปลวไฟ การที่เปลวไฟยาวจะมีผลต่อ turbine โดยตรงจะทำให้อุณหภูมิที่เข้าไปใน turbine สูงอาจจะทำให้ใบพัดละลายได้ดังนั้นในการออกแบบต้องคำนึงถึงจุดนี้ด้วย

ตัวที่ 1 ออกแบบหัวฉีดไว้ตรงกลางของเส้นผ่านศูนย์กลาง 1 รู 3 mm ตรงช่วงปลายทำเป็นแบบ diffuser พร้อมกับเจาะรูรอบตรงด้านข้างทรงกระบอกอีก 2 แถว จำนวน 12 รูด้วยกัน ผลปรากฏว่าเปลวไฟจะยาวเพราะด้านหน้ามีรูฉีดแค่รูเดียว

ตัวครอบหัวฉีดก็มีความสำคัญทำให้เปลวไฟเสถียรเมื่อเดินเครื่องที่ความเร็วรอบสูง ๆ ฝาครอบหัวฉีดตัวที่ 1 จะเจาะรู 6 mm จำนวน 10 รู เมื่อเดินเครื่องที่รอบสูง ๆ ทำให้เปลวไฟไม่เสถียร บางครั้งเมื่อปล่อยเชื้อเพลิงเข้าไปมาก ๆ จะเกิดการกระพือแล้ว blow off ได้

ตัวที่ 2 ที่สร้างขึ้นมาใหม่จะเจาะรู 3 mm ตามผนังฝาครอบหัวฉีดให้มีระยะห่างประมาณ 3 mm รอบทั่วฝาครอบหัวฉีดจะทำให้เปลวไฟเสถียรมากขึ้นจะไม่เกิดการกระพือเมื่อเดินเครื่องที่รอบสูง ๆ ลักษณะเจาะรูจะคล้ายกับฝักบัวอาบน้ำ

4.1.2.4 หัวเทียน(Glow plug)

ตัวที่ 1 บล็อกหัวเทียนถูกออกแบบเชื่อมติดกับผนังเสื้อนอก ส่วนตัวที่ 2 บล็อก หัวเทียนสามารถถอดออกได้ทั้งคู่ แต่ตัวแรกถอดได้แค่หัวเทียน

การวางตำแหน่งของหัวเทียนจะมีผลต่อการสตาร์ทจุดระเบิดเริ่มต้น ถ้าเอาไว้ห่างจากหัวฉีดมากก็จะทำให้การจุดระเบิดเป็นไปได้ยาก แต่ถ้าวางไว้ใกล้ตำแหน่งเหมาะสมก็จะทำให้ติดง่ายขึ้น

4.1.3 การติดตั้งเทอร์โบชาร์จบนฐานยึด

ในขั้นแรกของการติดตั้งได้นำห้องเผาไหม้ลงสู่ด้านล่างเมื่อทำการทดลอง เดินเครื่องยนต์ปรากฏว่าน้ำมันที่ใช้หล่อลื่นแกนเพลลาเทอร์โบได้ไหลออกมาห้องเผาไหม้ทำให้การสันดาปมีควันมากและน้ำมันไหลออกตรงทางออก turbine ทำให้มีเขม่าเยอะ เมื่อทำการเปลี่ยนแปลงการติดตั้งให้ห้องเผาไหม้ลอยอยู่ด้านข้างแล้วให้ระบายน้ำมันซึ่งเป็นรูปใหญ่ให้ปรับมาในตำแหน่งในแนวตั้ง น้ำมันหล่อลื่นไหลลงตามแรงโน้มถ่วง เพื่อให้ น้ำมันไหลลงสู่ถังเก็บอย่างสะดวกซึ่งจะช่วยแก้ปัญหาของน้ำมันหล่อลื่นไหลเข้าสู่ห้องเผาไหม้ได้

4.1.4 วัสดุที่ใช้ทำห้องเผาไหม้

วัสดุที่ใช้ในการทำห้องเผาไหม้ขอแนะนำให้ใช้สแตนเลสเพราะสามารถทนอุณหภูมิที่สูงได้ตรงเสื่อในที่ที่มีการเผาไหม้ ผนังด้านในของเสื่อในจะร้อนเพราะการเผาไหม้แต่ผนังด้านนอกจะถูกหล่อเย็นด้วยอากาศมีลักษณะคล้ายฟิล์มห่อหุ้มเสื่อใน จึงทำให้เสื่อในสามารถทนอุณหภูมิที่สูงได้

4.1.5 เชื้อเพลิง

เชื้อเพลิงที่ใช้เป็นก๊าซ LPG ซึ่งจะไวต่อการจุดระเบิดโดยจะใช้ถังแก๊ส 30 kg เมื่อเริ่มสตาร์ทการเปิดเชื้อเพลิงเข้าห้องเผาไหม้จะต้องระวัง ถ้าหากใบพัดของเทอร์โบไม่หมุนไม่ควรเปิดแก๊สเพื่อจุดระเบิดเพราะจะทำให้เกิดการระเบิดเนื่องจากอากาศไม่ไหลเวียน การควบคุมก๊าซเป็นไปได้ยาก เราพยายามที่จะควบคุมก๊าซแต่การควบคุมนั้นเป็นไปได้แค่ปล่อยให้เชื้อเพลิงออกไปเท่าไรเท่านั้นเอง แต่ไม่สามารถปล่อยตามที่กำหนดไว้เพราะถังแก๊ส LPG เมื่อใช้ไปประมาณ 30 – 40 นาที อย่างต่อเนื่องถึงจะเย็นและความดันก๊าซตกลงทำให้ส่งผลต่ออัตราการไหลของก๊าซลดลงตามไปด้วย

แนวทางในการลดปัญหาเพื่อลดความดันตกก็คือการเอาถังแก๊สแช่ไว้ในน้ำ ทำให้ถังแก๊สไม่เย็นตัวมากเนื่องจากการแลกเปลี่ยนความร้อนกับน้ำทำให้สามารถใช้ได้นานขึ้น

4.1.6 เครื่องมือวัด

เครื่องมือวัดจะประกอบไปด้วยเครื่องมือวัดอุณหภูมิ วัดอัตราการไหลของอากาศและก๊าซ และสุดท้ายคือเครื่องมือวัดความดัน การวัดอุณหภูมินั้นเราใช้เทอร์โมคัปเปิ้ลในการวัดโดยจะวัด 3 จุดด้วยกันคือก่อนเข้าห้องเผาไหม้ ทางออกจากห้องเผาไหม้และทางออกของ turbine อุณหภูมิที่วัดออกมาได้เป็นสิ่งที่ชี้ให้เห็นถึงประสิทธิภาพของห้องเผาไหม้ การวัดความดันเราวัดโดยใช้ pressure gage โดยวัดตรงบริเวณก่อนที่อากาศอัดจาก compressor จะเข้าห้องเผาไหม้ หลังจากนั้นจึงวัดที่ทางออกห้องเผาไหม้และทางออก turbine ตามลำดับ

ปัญหาที่พบคือ pressure gage ไม่สามารถทนความร้อนของก๊าซที่ออกจากห้องเผาไหม้และก๊าซที่ออกจาก turbine ได้

อัตราการไหลของอากาศวัดโดยใช้ Pitot tube วัดตรงบริเวณทางเข้า compressor โดยติดตั้ง Pitot tube ไว้บริเวณจุดกึ่งกลางของท่อทางเข้าของ compressor

วัดอัตราการไหลของก๊าซโดยใช้ออริฟิส ซึ่งอาศัยหลักการของการวัดความแตกต่างของความดัน static ของก๊าซก่อนและหลังผ่านออริฟิส การวัดความดันนี้เราใช้ manometer แต่ใช้ปรอทแทนน้ำเพราะปรอทมีความหนาแน่นมากกว่าน้ำซึ่งทำให้อ่านค่าความแตกต่างของความดันได้สูง อีกทั้งทำให้การวัดมีความแม่นยำมากขึ้น

การวัดความเร็วรอบจะใช้อุปกรณ์วัดความเร็วรอบ วัดที่ใบพัดของ compressor โดยตรง โดยที่ทำการพันสีที่ใบพัดความกว้างประมาณ 1 ตารางเซนติเมตร เครื่องวัดจึงจะวัดได้เนื่องจากเครื่องมือวัดเป็นสัญญาณเซนเซอร์ เมื่อทำการวัดปัญหาก็คือเมื่อเดินเครื่องที่รอบสูง ๆ จะทำให้สีหลุดออกมาจากใบพัด ซึ่งรอบที่เปลี่ยนไปในแต่ละรอบจะส่งผลทำให้อุณหภูมิความดันแปรเปลี่ยนตามไปด้วย

4.1.7 ความปลอดภัย

ในการทดลองเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ในการทดลองเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบค์ต้องอยู่ในที่ลม อากาศถ่ายเทสะดวกเพราะเมื่อทำการเดินเครื่องจะมีไอเสียและเชื้อเพลิงที่เผาไหม้ไม่สมบูรณ์ ออกมาทาง ทางออกของเทอร์ไบน์ จะทำให้อากาศบริเวณนั้นเกิดมลพิษ

เมื่อเกิดก๊าซรั่ว ตามบริเวณข้อต่อต่าง ๆ ถ้าหากว่าอยู่ในที่ ๆ มีอากาศถ่ายเทสะดวก มันจะไม่ลุด คัดไฟแต่ถ้าหากอยู่ในห้องเมื่อก๊าซรั่วอากาศและเชื้อเพลิงมีส่วนผสมที่พอเหมาะมันก็จะลุดคัดไฟหรือ ระเบิดได้

ถังดับเพลิงควรอยู่ในสภาพพร้อมใช้งานเสมอ เมื่อเกิดไฟไหม้

4.1.8 การปรับปรุงห้องเผาไหม้

โดยการออกแบบให้สามารถแยกทุกชิ้นส่วนได้เพื่อแยกการแก้ไขการที่จะทำให้เปลวไฟเกิดการ เผาไหม้ที่สมบูรณ์ จะต้องติดตั้ง swirler ไว้เหนือหัวฉีดเพื่อบังคับให้อากาศเกิดการหมุนวนและคลุกเคล้า กับเชื้อเพลิงก่อนการจุดระเบิด การที่เจาะรูเสื่อในตัวที่ 2 ในช่วง primary zone ก็เพื่อต้องการให้เปลว ไฟมีเสถียรภาพมากยิ่งขึ้นเมื่อเดินเครื่องยนต์ในความเร็วรอบสูงโดยไม่กระพือหรือทำให้เครื่องยนต์ดับ โดยการสร้างคอคอดของห้องเผาไหม้ ในช่วงระหว่าง primary zone กับ Intermediate zone ตรงกลางเสื่อ ใน

4.2 การคำนวณหาขนาดห้องเผาไหม้

การหาขนาด เสื่อนอก (Casing) ใช้สมการที่ 3.8 ซึ่งค่า $\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3}$ และ $\frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}}$ มาจากตา

รางที่ 3.1 โดยที่ค่า \dot{m}_3 และ T_{03} มาจากใช้ทำนายไว้ที่ความดันทางเข้าห้องเผาไหม้ที่ 3 บาร์

$$A_{ref} = \left[\frac{R}{2} \left(\frac{\dot{m}_3 T_3^{0.5}}{P_3} \right)^2 \frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} \left(\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3} \right)^{-1} \right]^{0.5}$$

$$R = 287 \text{ Nm/(kg.K)}$$

$$\dot{m}_3 = 0.969 \text{ kg/s}$$

$$T_3 = 429.9612 \text{ K}$$

$$P_3 = 303900 \text{ N/m}^2$$

$$\frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} = 40$$

$$\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3} = 0.07$$

$$A_{ref} = 0.018932 \text{ m}^2$$

ตั้งนั้นขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของ Casing

$$D_{ref} = 0.15526 \text{ m}$$

การหาขนาดเสื้อชั้นใน (Liner) ค่าของ K_{opt} มาจากรูปที่ 3.1 เลือกค่าที่สูงที่สุด ประมาณ $K_{opt} = 0.768$ แล้วแทนค่าในสมการ 3.11

$$A_L = K_{opt} * A_{ref}$$

จะได้ $A_L = 0.768 \times 0.018932 = 0.0145397$

$$\text{ค่า } d_L = 0.13606 \text{ m}$$

แต่จากการแนะนำของ P.P. Walsh และ P. Fletcher ว่าช่องว่างระหว่างเสื้อนอกและเสื้อในควรไหลของอากาศ ควรมี Mach number เป็น 0.1 และค่า Q Curves (ตารางที่ 1 ในภาคผนวก) มีค่าเท่ากับ 6.9414

$$\frac{kg}{s} \frac{\sqrt{K}}{m^2 kPa}$$

$$6.9414 = \frac{0.969 \times \sqrt{429.9612}}{A_{out} \times 303.9}$$

$$A_{out} = 0.0095249$$

หาขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของ d_L ที่ทำให้ Mach number ของพื้นที่ช่องว่างระหว่าง Casing กับ Liner มีค่าเป็น 0.1

$$0.0095249 = \frac{\pi}{4} (0.15526^2 - d_L^2)$$

$$d_L = 0.1094 \text{ m}$$

$$\text{ตั้งนั้นค่า } d_L = 0.1094 \text{ m}$$

การหาขนาดของรูที่อากาศไหลผ่านในช่วง primary zone ได้ออกแบบและกำหนดให้อากาศที่ไหลเข้าในช่วงนี้ที่ 20% ของอัตราการไหลอากาศที่ 0.969 kg/s และเลือกจำนวนรูในช่วงนี้เป็น 8 รู ใช้สมการที่ 3.27

$$nd_j^2 = \frac{15.25 \dot{m}_j}{(P_3 \Delta P_L / T_3)^{0.5}}$$

โดยหาค่า q_{ref} จาก $\Delta P_{3-4} = 0.07 \times 303900 \text{ Pa}$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\Delta P_{3-4} = 21273 \text{ Pa}$$

$$q_{ref} = \frac{\Delta P_{3-4}}{40}$$

ดังนั้นค่า

$$q_{ref} = 531.825 \text{ Pa}$$

จากสมการที่ 3.2

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

เนื่องจากค่า $\frac{\Delta P_{diff}}{q_{ref}}$ น้อยมาก เพราะ Δq_{diff} คำน้อยที่สุด เนื่องจากการสูญเสียความดัน

ใน diffuser เป็นอุปสรรคต่อการเผาไหม้ ในภาคปฏิบัติควรทำความดันสูญเสียใน diffuser ให้น้อยที่สุด การสูญเสียความดันห้องเผาไหม้ชั้นในต้องให้น้อยที่สุดเหมือนกัน ปัจจัยการสูญเสียความดันหาได้โดยผลของพื้นที่รูทั้งหมดในห้องเผาไหม้ชั้นใน

$$\text{ดังนั้น} \frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} \approx \frac{\Delta P_L}{q_{ref}}$$

$$\Delta P_L \approx 40 \times 531.825 \approx 21273 \text{ Pa}$$

$$n = 8 \text{ รู}$$

$$T_3 = 429.9612 \text{ K}$$

$$m_j = 0.2 \times 0.969 = 0.1938 \text{ kg/s}$$

นำค่าที่ได้แทนในสมการ 3.27

$$\text{ดังนั้นค่า } d_j = 0.00976$$

แทนค่า $d_j = 0.00976$ ในสมการที่ 3.28 และเลือกค่า C_D จากรูปที่ 3.4

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

$$d_h = \frac{0.00976}{0.6^{0.5}}$$

$$d_h = 0.0126 \text{ m}$$

ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของรูในช่วง primary zone 0.0126 m

การหาขนาดของรูที่อากาศไหลผ่านในช่วง **Intermediate zone** ได้ออกแบบและกำหนดให้อากาศที่ไหลเข้าในช่วงนี้ ที่ 50% ของอัตราการไหลอากาศที่ 0.969 kg/s และเลือกจำนวนรูในช่วงนี้เป็น 16 รู ใช้สมการที่ 3.27

$$\begin{aligned} nd_j^2 &= \frac{15.25 \dot{m}_j}{(P_3 \Delta P_L / T_3)^{0.5}} \\ &= \frac{15.25 \times 0.4845}{(303900 \times 21273 / 429.9612)^{0.5}} \end{aligned}$$

$$d_j = 0.0109128 \text{ m}$$

แทนค่า $d_j = 0.00976$ ในสมการที่ 3.28 และเลือกค่า C_D จากรูปที่ 3.4

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

$$d_h = \frac{0.0109128}{0.6^{0.5}}$$

$$= 0.0144088 \text{ m}$$

ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของรูในช่วง **Intermediate zone** 0.0144088 m

การหาขนาดของรูที่อากาศไหลผ่านในช่วง **dilution zone** ได้ออกแบบและกำหนดให้อากาศที่ไหลเข้าในช่วงนี้ ที่ 30% ของอัตราการไหลอากาศที่ 0.969 kg/s และเลือกจำนวนรูในช่วงนี้เป็น 16 รู ใช้สมการที่ 3.27

$$\begin{aligned} nd_j^2 &= \frac{15.25 \dot{m}_j}{(P_3 \Delta P_L / T_3)^{0.5}} \\ &= \frac{15.25 \times 0.2907}{(303900 \times 21273 / 429.9612)^{0.5}} \end{aligned}$$

$$d_j = 0.00845307$$

แทนค่า $d_j = 0.00845307$ ในสมการที่ 3.28 และเลือกค่า C_D จากรูปที่ 3.4

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

$$d_h = 0.0109 \text{ m}$$

ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของรูในช่วง Dilution zone 0.0109 m



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5

การทดลองและผลการทดลอง

5.1 วัตถุประสงค์การทดลอง

5.1.1 เพื่อเปรียบเทียบหาสมรรถนะของห้องเผาไหม้ตัวที่ 1 และห้องเผาไหม้ตัวที่ 2

5.2 ขั้นตอนการเริ่มติดเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์

ขั้นตอนที่ 1 เริ่มต้นการติดตั้งอุปกรณ์ต่างๆเริ่มที่ท่อสายลมที่มาจากปั๊มลม เพื่อฉีดกระแสลมเข้าที่คอมเพรสเซอร์เพื่อทำให้ใบพัดของคอมเพรสเซอร์หมุน

ขั้นตอนที่ 2 เปิดสวิตช์หัวเทียน ทำให้เกิดการ spark ที่หัวหัวเทียน

ขั้นตอนที่ 3 ต่อจากนั้นเริ่มเปิดเชื้อเพลิง ซึ่งเป็นก๊าซ LPG เข้าไปผสมคลุกเคล้าอากาศในห้องเผาไหม้จนเกิดการจุดระเบิดลูกใหม่แล้วจึงปิดสวิตช์หัวเทียน เปิดสวิตช์ปั๊มน้ำมันหล่อลื่นเพื่อช่วยในการหล่อลื่นแกนเพลลาของคอมเพรสเซอร์และเทอร์ไบน์

ขั้นตอนที่ 4 เปิดลมให้มากขึ้นเพื่อให้อากาศเข้าผสมกับเชื้อเพลิง เกิดการเผาไหม้ทำให้อุณหภูมิในห้องเผาไหม้ และความดันสูงขึ้น ตามลำดับ ความดันจะไปขับใบของเทอร์ไบน์ หมุนเร็วขึ้นแล้วอากาศจะถูกดูดมากขึ้น

ขั้นตอนที่ 5 เมื่ออากาศถูกดูดมากขึ้น มาจากการหมุนของใบเทอร์ไบน์หมุนเร็วขึ้น ทำให้ใบของคอมเพรสเซอร์หมุนเร็วตาม แล้วจึงค่อยๆปิดวาล์วปั๊มลม

ขั้นตอนที่ 7 เร่งการไหลของเชื้อเพลิงให้ได้อุปกรณ์ที่ต้องการ

5.3 ขั้นตอนการทดลอง

ขั้นตอนที่ 1 เมื่อเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ติดแล้ว ทำการวัดความเร็วรอบ บันทึกผลการทดลอง

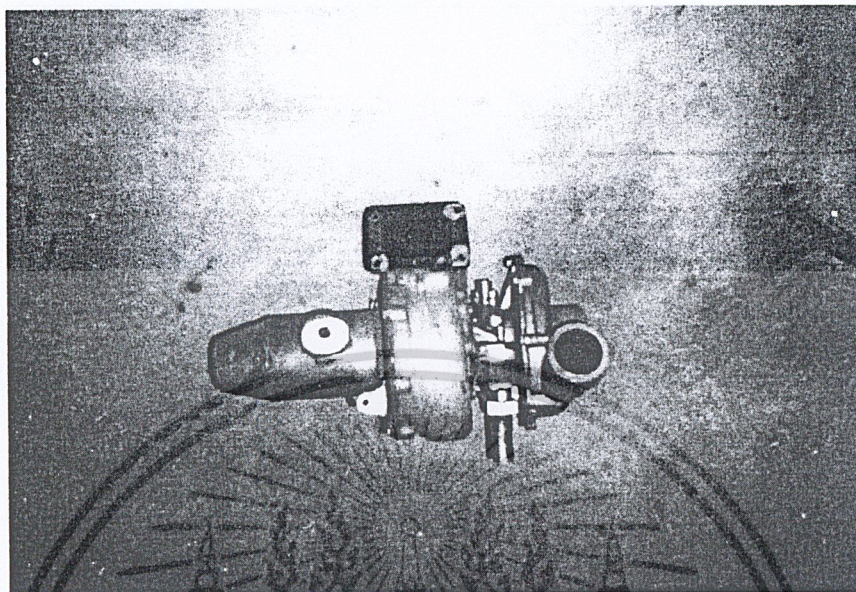
ขั้นตอนที่ 2 วัดอุณหภูมิทั้ง 3 จุด ดังนี้คือ ที่ทางเข้าห้องเผาไหม้ ที่ทางออกห้องเผาไหม้และหลังเทอร์ไบน์โดยใช้เทอร์โมคัปเปิ้ล

ขั้นตอนที่ 3 วัดความดันที่ทางเข้าของห้องเผาไหม้

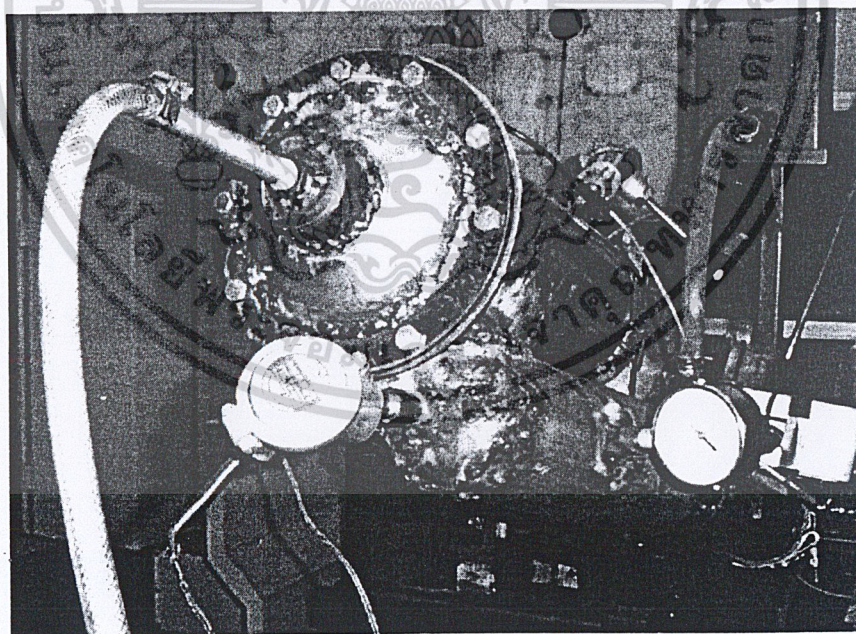
ขั้นตอนที่ 4 การวัดความเร็วลมที่ทางเข้าคอมเพรสเซอร์ โดยใช้ Pitot Tube แล้วคำนวณความเร็วลม เพื่อจะรู้อัตราการไหลของอากาศ

ขั้นตอนที่ 5 วัดอัตราการไหลของเชื้อเพลิง โดยใช้ออริฟิส โดยที่การทดลองห้องเผาไหม้ตัวแรกและตัวที่ 2 กำหนดให้อัตราการไหลเชื้อเพลิงในอัตราเท่ากัน

5.4 รูปต่างๆ ในการทดลอง

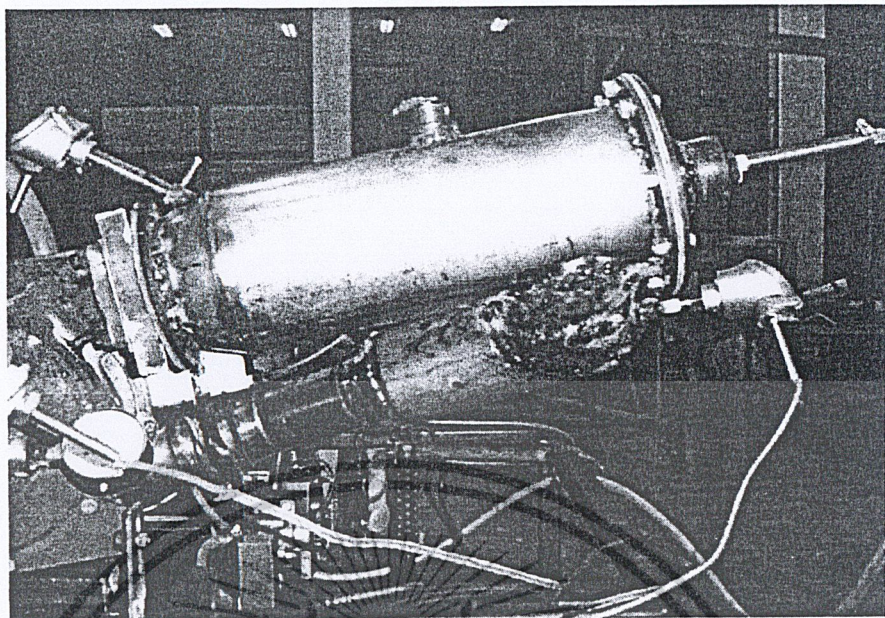


รูปที่ 5.1 เทอร์โบชาร์จ ของ IHI รุ่น RHC 9

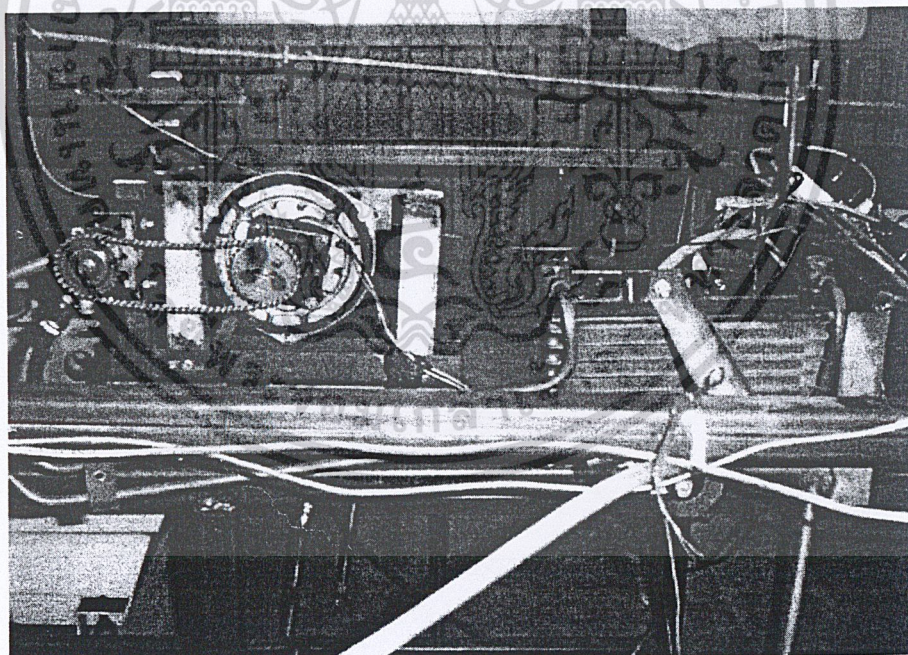


รูปที่ 5.2 การวัดอุณหภูมิและการวัดความดันทางเข้าห้องเผาไหม้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

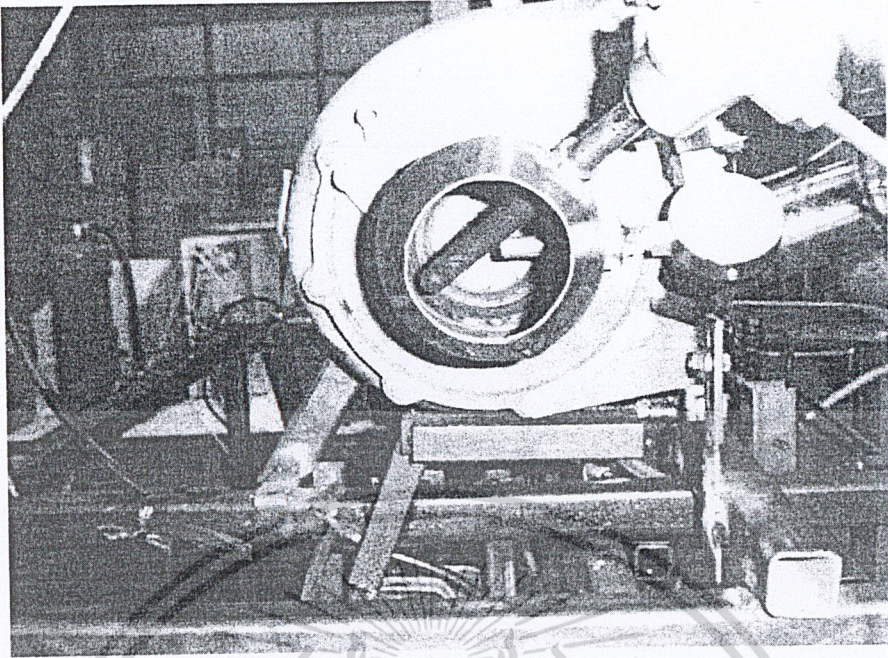


รูปที่ 5.3 การวัดอุณหภูมิห้องเผาไหม้

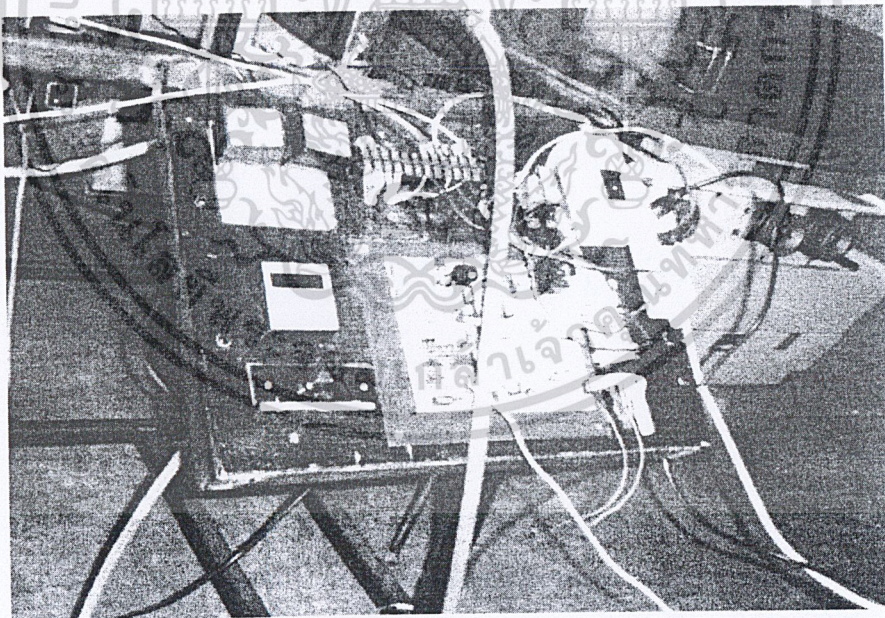


รูปที่ 5.4 ระบบหล่อเย็นของน้ำมันหล่อลื่น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

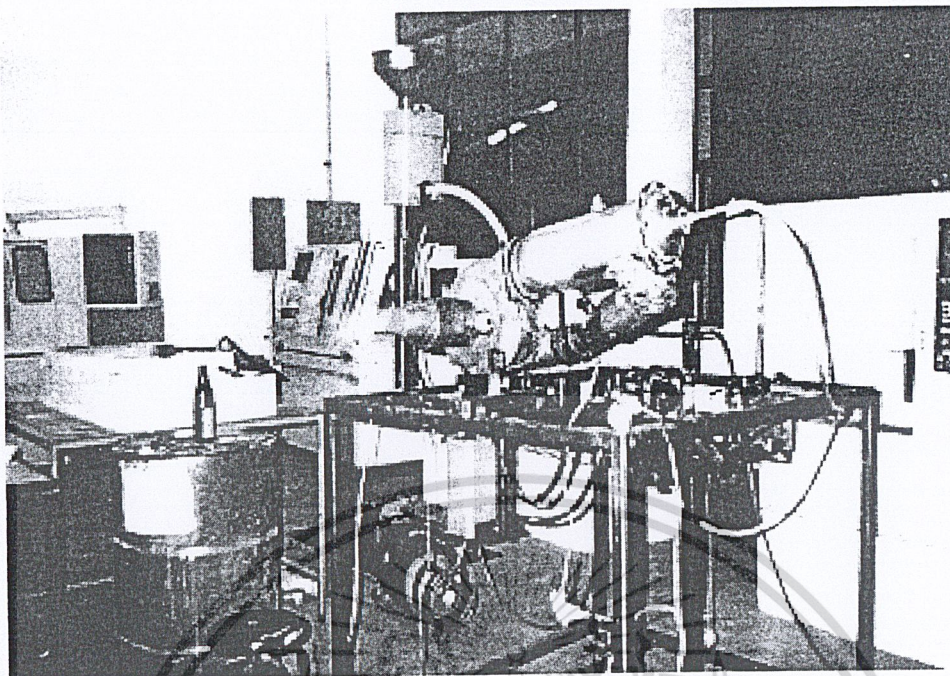


รูปที่ 5.5 วัตถุอนุกรมที่ทางออกของเทอร์ไบน์



รูปที่ 5.6 แผงควบคุมเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 5.7 เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์เริ่มต้นาร์ท

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5.5 ผลการทดลอง

อัตราการไหลเชื้อเพลิง(kg/s)	อัตราการไหลอากาศห้องเผาไหม้ที่ 1(kg/s)	อัตราการไหลอากาศห้องเผาไหม้ที่ 2 (kg/s)	อุณหภูมิทางออกห้องเผาไหม้ที่ 1 (K)	อุณหภูมิทางออกห้องเผาไหม้ที่ 2 (K)	ความดันก่อนเข้าห้องเผาไหม้ที่ 1 (kPa)	ความดันก่อนเข้าห้องเผาไหม้ที่ 2 (kPa)	ความเร็วรอบที่ 1 (rpm)	ความเร็วรอบที่ 2 (rpm)	ประสิทธิภาพห้องเผาไหม้ที่ 1 (%)	ประสิทธิภาพห้องเผาไหม้ที่ 2 (%)
0.00147	0.05341	0.05959	960	1025.43	106.3	98.52	17585	20354	56.6	79.0
0.00164	0.07553	0.06972	932	1032.10	106.3	101.93	20709	22642	67.7	80.0
0.00180	0.09250	0.07887	904	1038.13	111.3	105	24355	24711	71.6	82.0
0.00203	0.10134	0.09257	886	1047.15	116.3	109.6	28632	27807	67.0	83.0
0.00208	0.10134	0.09513	854	1048.83	116.3	110.45	30045	28384	60.5	83.3
0.00212	0.10682	0.09763	866	1050.48	116.3	111.29	31782	28949	65.0	83.6
0.00208	0.10682	0.09513	835	1048.97	116.3	110.51	31579	28430	62.3	83.3
0.0022	0.10682	0.10249	863	1053.68	116.3	112.92	32842	30047	62.2	84.2
0.00216	0.11203	0.09992	857	1051.99	116.3	112.05	31235	29466	65.6	83.8
0.00216	0.11943	0.10435	875	1051.99	116.3	112.05	32905	29466	72.3	83.8
0.00224	0.11943	0.10435	862	1054.90	121.3	113.54	34126	30467	68.1	84.4

ตารางที่ 5.1 ผลการทดลองของเผาไหม้ที่ 1 และ 2 ที่อัตราการไหลเชื้อเพลิงระดับเดียวกัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

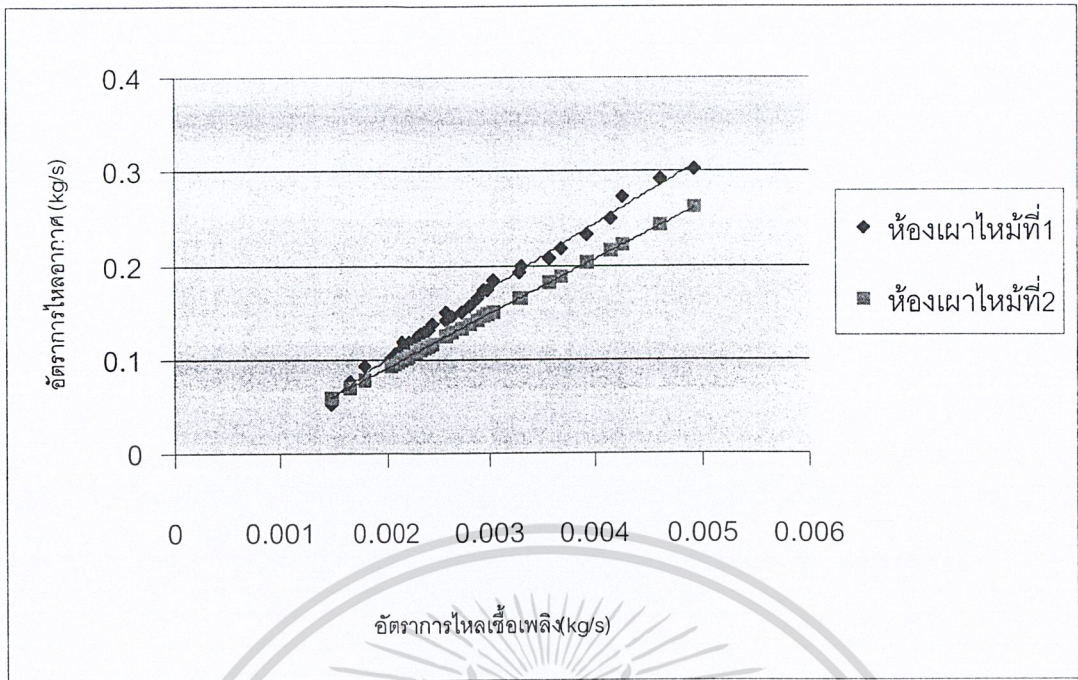
อัตราการไหลเชื้อเพลิง(kg/s)	อัตราการไหลอากาศห้องเผาไหม้ที่1 (kg/s)	อัตราการไหลอากาศห้องเผาไหม้ที่2 (kg/s)	อุณหภูมิทางออกห้องเผาไหม้ที่1 (K)	อุณหภูมิทางออกห้องเผาไหม้ที่2 (K)	ความดันก่อนเข้าห้องเผาไหม้ที่1 (kPa)	ความดันก่อนเข้าห้องเผาไหม้ที่ 2 (kPa)	ความเร็วรอบที่1 (rpm)	ความเร็วรอบที่2 (rpm)	ประสิทธิภาพห้องเผาไหม้ที่1 (%)	ประสิทธิภาพห้องเผาไหม้ที่2 (%)
0.00224	0.11943	0.10435	856	1054.90	121.3	113.54	34204	30467	67.3	84.4
0.00231	0.12179	0.10863	848	1057.72	121.3	114.98	35459	31434	65.3	84.9
0.00235	0.12639	0.11072	809	1059.10	121.3	115.68	35712	31906.7	61.6	85.2
0.00238	0.12863	0.11278	834	1060.46	121.3	116.37	36876	32372	64.9	85.4
0.00242	0.13082	0.11481	869	1061.8	121.3	117.05	36034	32830.47	69.8	85.7
0.00245	0.13721	0.11681	846	1063.11	121.3	117.72	38413	33282.45	68.6	85.9
0.00258	0.151068	0.12454	869	1068.20	126.3	120.32	39396	35030.44	74.7	86.9
0.00258	0.14131	0.12454	840	1068.20	126.3	120.32	39765	35030.44	66.1	86.9
0.00265	0.14529	0.12727	840	1070.66	126.3	121.57	40960	35871.62	66.0	87.4
0.00274	0.15106	0.13369	854	1074.23	126.3	123.39	42766	37096.7	68.2	88.0
0.00280	0.15663	0.13720	851	1076.54	131.3	124.56	43920	37890.84	68.5	88.5
0.00289	0.16548	0.14234	778	1079.92	131.3	126.3	45674	39051	59.7	89.1

ตารางที่ 5.1(ต่อ) ผลการทดลองของเผาไหม้ที่ 1และ2 ที่อัตราการไหลเชื้อเพลิงระดับเดียวกัน

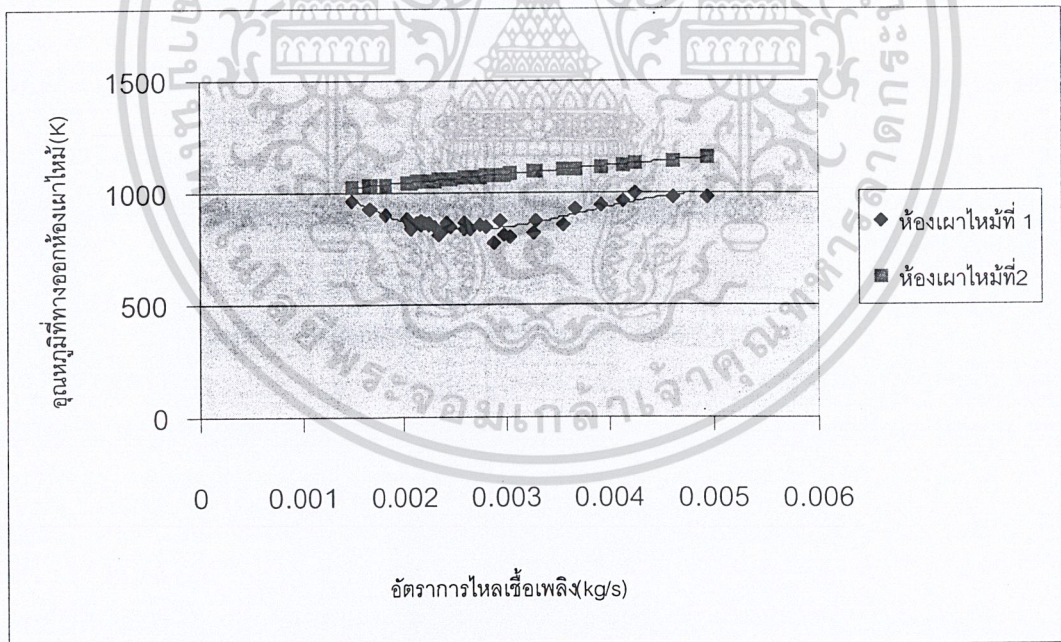
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

อัตราการไหล ของเชื้อเพลิง (kg/s)	อัตราการไหล อากาศห้องเผา ไหม้ที่ 1 (kg/s)	อัตราการ ไหลอากาศ ห้องเผาไหม้ ที่ 2 (kg/s)	อุณหภูมิ ทาง ออก ห้องเผา ไหม้ที่ 1 (K)	อุณหภูมิ ทางออก ห้องเผา ไหม้ที่2 (K)	ความ ดัน ก่อน เข้า ห้อง เผา ไหม้ ที่1 (kPa)	ความ ดัน ก่อน เข้า ห้อง เผา ไหม้ที่ 2 (kPa)	ความเร็ว รอบที่1 (rpm)	ความเร็ว รอบที่2 (rpm)	ประ สิทธิภาพ ภาพ ห้อง เผา ไหม้ ที่1 (%)	ประ สิทธิภาพ ภาพ ห้อง เผา ไหม้ ที่2 (%)
0.00294	0.17389	0.145679	878	1082.12	131.3	127.41	45234	39805.22	76.1	89.6
0.00297	0.17389	0.147324	810	1083.21	131.3	127.96	47649	40176.88	65.3	89.8
0.00303	0.18501	0.150568	804	1085.34	136.3	129.05	48926	40909.82	66.9	90.2
0.00327	0.19257	0.164483	823	1094.51	136.3	133.72	51253	44054.06	67.0	91.9
0.00329	0.19984	0.165967	872	1095.48	131.3	134.22	51116	44389.37	76.9	92.1
0.00355	0.20685	0.181002	859	1105.38	146.3	139.27	54296	47786.62	70.9	94.0
0.00368	0.21761	0.188285	929	1110.18	151.3	141.71	56687	49432.40	81.9	94.9
0.00391	0.23281	0.202142	949	1119.30	161.3	146.36	60113	52563.35	84.5	96.6
0.00414	0.25051	0.2152	967	1127.90	166.3	150.74	62766	55514.02	88.1	98.2
0.00425	0.27234	0.221471	1000	1132.03	171.3	152.85	67985	56931.04	98.0	99.0
0.00461	0.29254	0.24284	985	1146.10	176.3	160.02	71248	61759.46	93.5	99.0

ตารางที่ 5.1 (ต่อ) ผลการทดลองของเผาไหม้ที่ 1 และ 2 ที่อัตราการไหลเชื้อเพลิงระดับเดียวกัน

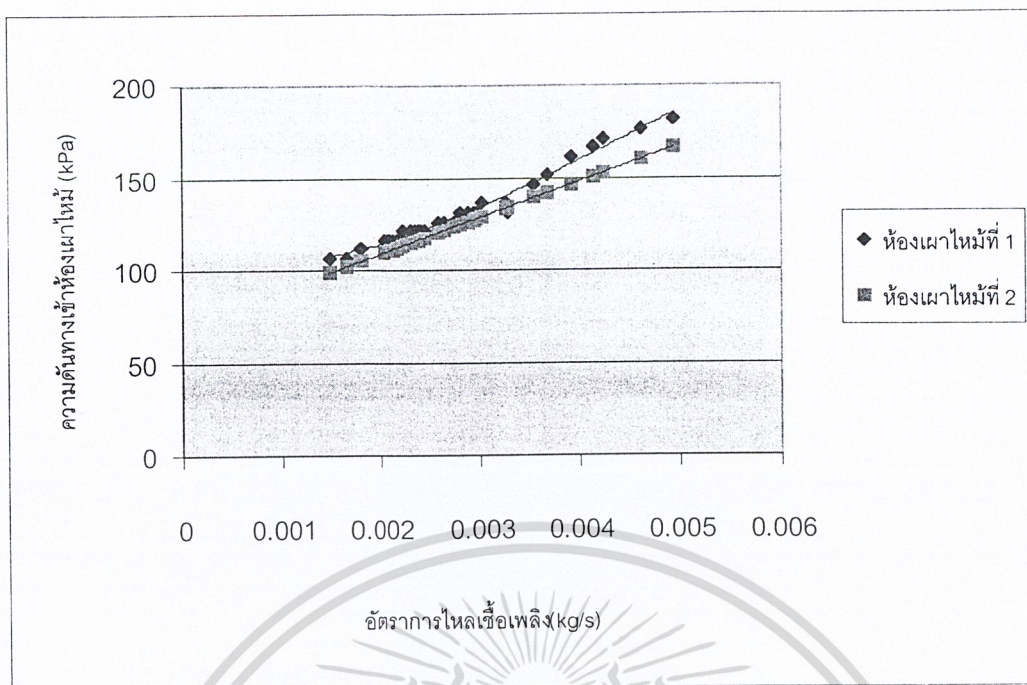


รูปที่ 5.8 ปริมาณอากาศที่ใช้ในการเผาไหม้กับเชื้อเพลิงที่อัตราการไหลต่างๆ

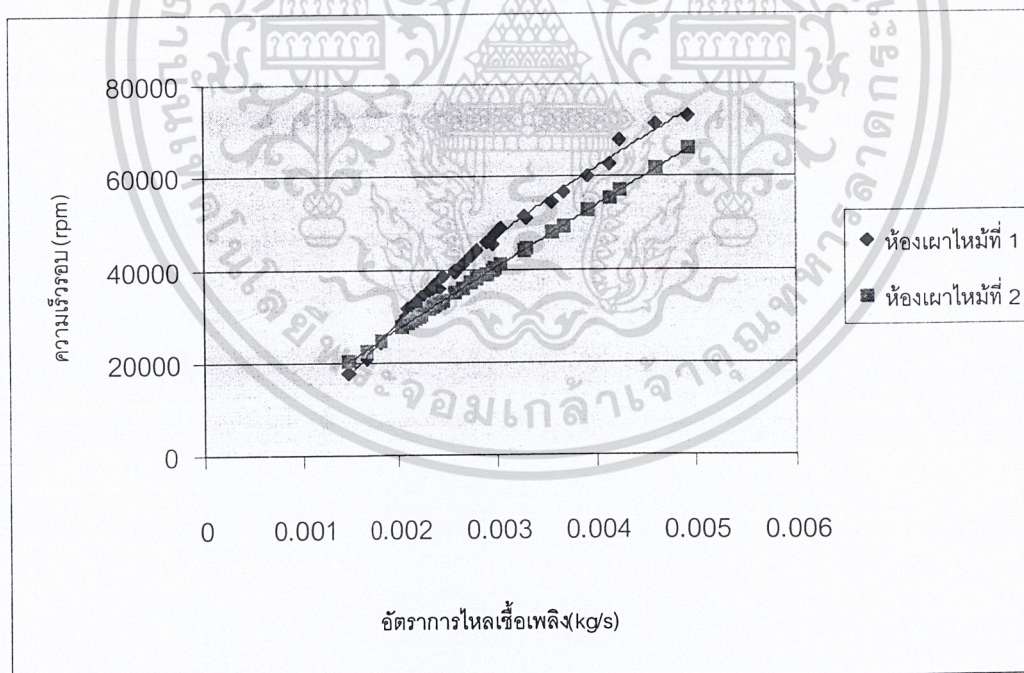


รูปที่ 5.9 อุณหภูมิที่ทางออกของห้องเผาไหม้เปรียบเทียบที่อัตราการไหลของเชื้อเพลิงต่างๆ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

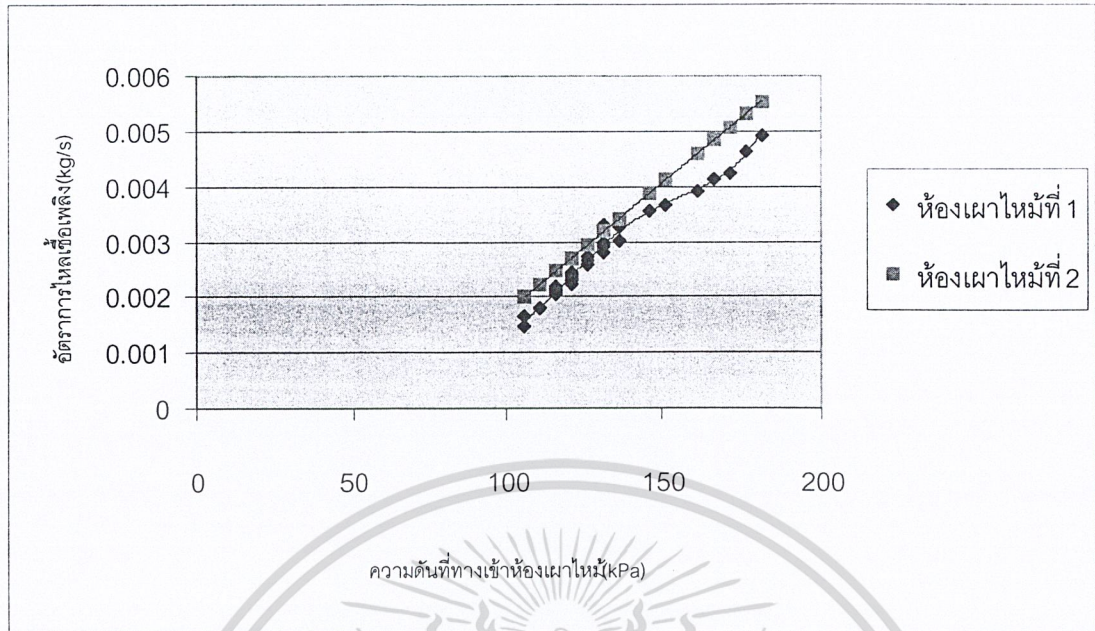


รูปที่ 5.10 ความดันที่ทางห้องเผาไหม้ที่อัตราการไหลเชื้อเพลิงต่างๆ

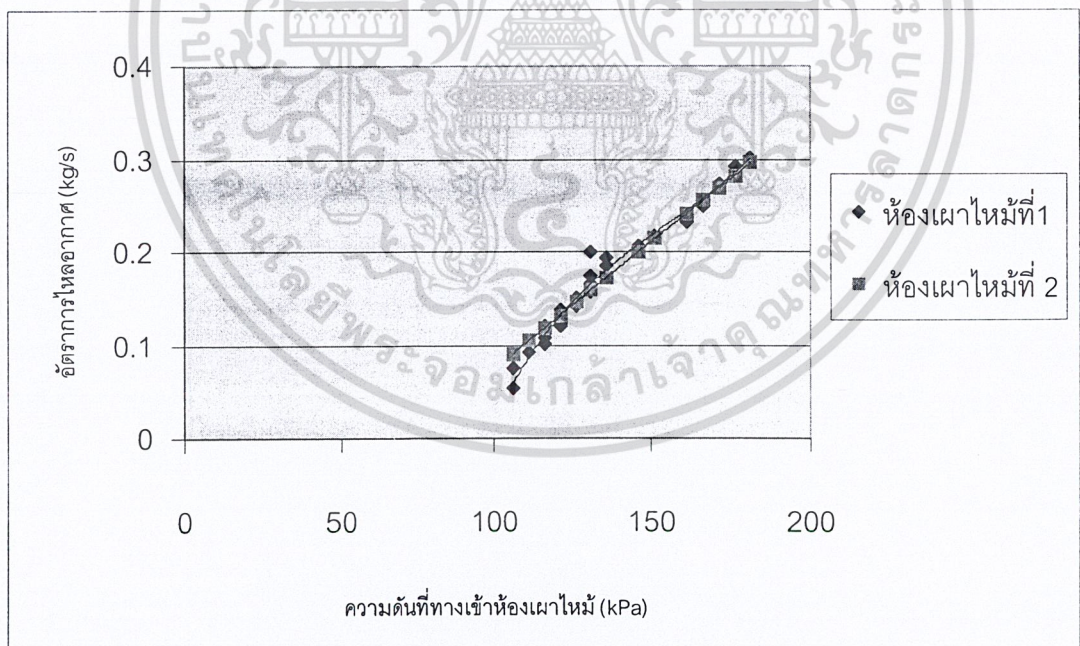


รูปที่ 5.11 ความเร็วรอบของเครื่องยนต์ที่อัตราการไหลเชื้อเพลิงต่างๆ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

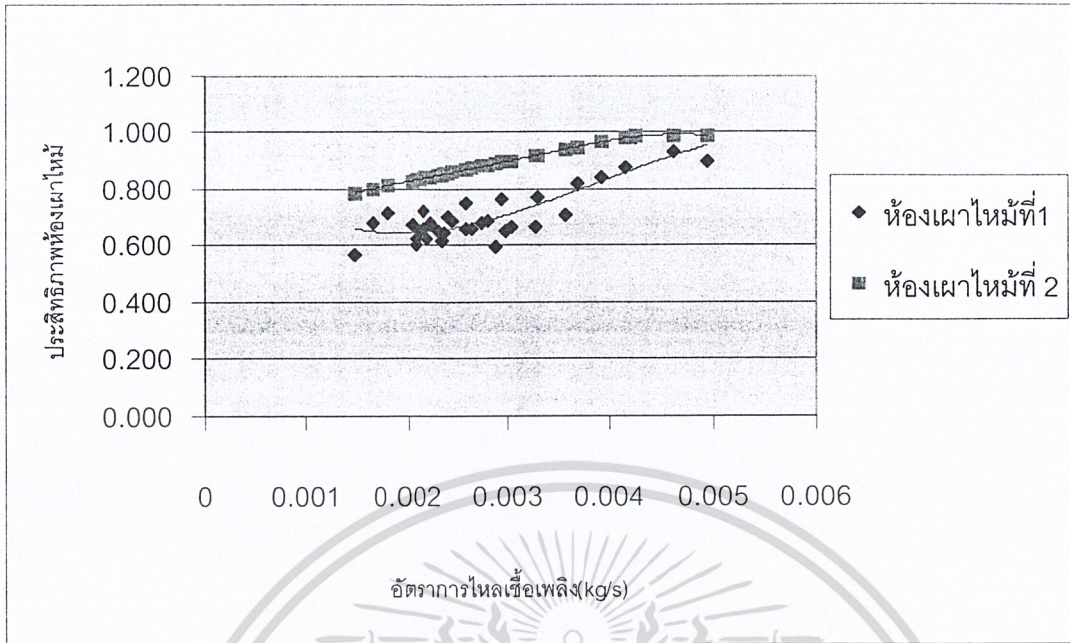


รูปที่ 5.12 ความดันที่ทางเข้าห้องเผาไหม้ที่อัตราการไหลเชื้อเพลิงต่างๆ



รูปที่ 5.13 ความดันที่ทางเข้าห้องเผาไหม้ที่อัตราการไหลของอากาศต่างๆ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 5.14 ประสิทธิภาพห้องเผาไหม้ที่อัตราการไหลเชื้อเพลิงต่างๆ

5.6 สรุปผลและวิจารณ์ผลการทดลอง

จากรูปที่ 5.8 เห็นว่าอัตราการไหลอากาศของห้องเผาไหม้ตัวที่ 1 มากกว่าอัตราการไหลอากาศของห้องเผาไหม้ตัวที่ 2 ที่อัตราการไหลเชื้อเพลิงเท่ากัน ที่เป็นเช่นนี้เนื่องจากห้องเผาไหม้ตัวที่ 1 ได้ทำการเจาะรูบนผนังของห้องเผาไหม้ชั้นใน (เสื้อชั้นใน) จำนวนมากจนพรุนทำให้อากาศไหลซึมผ่านเข้าห้องเผาไหม้อย่างรวดเร็ว คลุกผสมกับอากาศไม่ดีเท่าที่ควรจนทำให้อุณหภูมิการเผาไหม้ของห้องที่ 1 น้อยกว่าอุณหภูมิการเผาไหม้ห้องที่ 2 และเส้นกราฟอุณหภูมิของห้องเผาไหม้ที่ 1 มีลักษณะอุณหภูมิขึ้นลงเป็นเส้นโค้ง ตามที่แสดงผลรูปที่ 5.9 ส่วนจำนวนรูของห้องเผาไหม้ที่ 2 มาจากการคำนวณและช่องว่างระหว่างเสื้อชั้นนอกกับเสื้อชั้นในให้มีความเร็วอากาศมีค่า Mach number เป็น 0.1 ทำให้อากาศไหลซึมผ่านเข้าห้องเผาไหม้มีเวลาคลุกเคล้ากับอากาศ อุณหภูมิการเผาไหม้สูงกว่า ส่วนเส้นกราฟอุณหภูมิของห้องเผาไหม้ที่ 2 มีลักษณะอุณหภูมิสูงขึ้นอย่างต่อเนื่องในรูปที่ 5.9 ความดันที่เข้าห้องเผาไหม้ ห้องที่ 2 สามารถทำได้ต่ำกว่า ห้องที่ 1 ตามที่แสดงรูปที่ 5.10 เนื่องจากความเร็วรอบของเทอร์ไบน์ที่ถูกขับเคลื่อนโดยห้องเผาไหม้ตัวที่ 2 น้อยกว่าความเร็วรอบของเทอร์ไบน์ที่ถูกขับเคลื่อนโดยห้องเผาไหม้ตัวที่ 1 ตามที่แสดงรูปที่ 5.11 ที่อัตราการไหลเชื้อเพลิงเท่ากัน แต่เปรียบเทียบที่ความดันทางเข้าห้องเผาไหม้กับ อัตราการไหลเชื้อเพลิงห้องที่ 2 มากกว่าห้องที่ 1 ตามที่แสดงรูปที่ 5.12 แสดงว่าที่ความดันทางเข้าห้องเผาไหม้ที่เท่ากัน ต้องใช้เพลิงเพื่อการเผาไหม้มากกว่า ส่วนการเปรียบเทียบความดัน

ทางเข้าห้องเผาไหม้กับอัตราการเผาไหม้อากาศ ในช่วงแรกอัตราการไหลอากาศห้องเผาไหม้ที่ 2 มากกว่า แต่พอที่ความดันทางเข้าห้องเผาไหม้ที่ 121.3 kPa อัตราการไหลอากาศของห้องเผาไหม้ที่ 1 กลับมีค่ามากกว่า และต่อจากนั้นอัตราการไหลอากาศที่ทางเข้าห้องเผาไหม้ที่ 1 และ 2 มีอัตราการไหลที่แปรผันตรงกับความดัน เส้นกราฟมีลักษณะเส้นตรง ตามที่แสดงรูปที่ 5.13

ประสิทธิภาพการเผาไหม้ ที่อัตราการไหลเชื้อเพลิงเท่ากัน ประสิทธิภาพการเผาไหม้ของห้องที่ 2 ดีกว่าการเผาไหม้ของห้องเผาไหม้ 1 ตามที่แสดงในรูปที่ 5.14 สังเกต ที่ประสิทธิภาพห้องเผาไหม้ที่ 1 เส้นกราฟมีลักษณะขึ้นลง มีลักษณะคล้ายกราฟอุณหภูมิของห้องเผาไหม้ที่ 1 ในรูป 5.9 แสดงการว่างตำแหน่งรู การเจาะรูมีผลต่อการไหลของอากาศที่ซึมผ่านรู และคลุกเคล้าอากาศกับเชื้อเพลิง การคลุกเคล้าอากาศที่เข้าห้องเผาไหม้กับเชื้อเพลิงดี ประสิทธิภาพการเผาไหม้ก็สูงตาม

ทั้งที่อัตราการไหลของอากาศของห้องเผาไหม้ที่ 1 มากกว่าห้องเผาไหม้ที่ 2 ในรูปที่ 5.8 แต่อุณหภูมิห้องเผาไหม้ที่ 1 ต่ำกว่า อุณหภูมิห้องเผาไหม้ที่ 2 อันเนื่องจากการคลุกเคล้าอากาศกับเชื้อเพลิงไม่ดี และอากาศบางส่วนไหลผ่านออกจากห้องเผาไหม้อย่างรวดเร็ว ในห้องเผาไหม้ที่ 2 เราได้สร้างคอคอดระหว่างช่วง primary zone กับ intermediate zone ทำให้เกิดการไหลวนตามแนวแกน (recirculation zone) เกิดการคลุกเคล้าอากาศกับเชื้อเพลิงดีขึ้น ส่วนเส้นกราฟในรูปที่ 5.14 ของห้องเผาไหม้ที่ 2 แปรผันตรงกับอัตราการไหลเชื้อเพลิง

แต่ยังไม่สามารถสรุปได้ว่าห้องเผาไหม้ที่ 2 ที่ออกแบบจากการคำนวณมานั้นดีกว่าห้องเผาไหม้ที่ 1 เพราะมีหลายตัวแปรที่มีผลต่อการเผาไหม้ที่ยังไม่ทำการศึกษา มีทั้งการถ่ายเทความร้อน(heat transfer) เชื้อเพลิงของ เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ (gas turbine fuels) การฉีดเชื้อเพลิง (fuel injection) แรงขับเคลื่อน(thrust) และไอเสียของเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ (emissions) ตัวแปรหนึ่งน่าจะมีผลในการทดลองและการเผาไหม้ คือความหนาแน่นของอากาศที่ทางเข้าของคอมเพรสเซอร์ เนื่องจากการทดลองห้องเผาไหม้ที่ 1 ทำการทดลองตอนการคืน อุณหภูมิต่ำกว่าตอนช่วงบ่าย ค่าความหนาแน่นในตอนกลางคืนมีมากกว่า และอุณหภูมิของถังก๊าซมีผลต่อการเผาไหม้เช่นกัน คือ อุณหภูมิของถังก๊าซมีผลอัตราการไหลของเชื้อเพลิง อุณหภูมิของถังก๊าซลดลง ทำให้อัตราการไหลของเชื้อเพลิงลดลง ทำให้มีกระทบต่อการเผาไหม้ของห้องเผาไหม้

5.7 การพัฒนาโครงการ

1. Diffuser เนื่องจากโครงการนี้ใช้แบบขยายทันทีทันใดในช่วงสั้นๆ ทำให้เกิดการไหลของอากาศปั่นป่วนและไม่สามารถลดความเร็วของอากาศก่อนเข้าห้องเผาไหม้ได้มากนัก ดังนั้นในการพัฒนาเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ให้มีประสิทธิภาพที่ดี ควรติดตั้ง diffuser ที่ทางออกของ compressor แล้วค่อยๆขยายในช่วงความยาวที่เหมาะสมจนถึงทางเข้าห้องเผาไหม้ เพื่อหลีกเลี่ยงการเกิดการไหลของอากาศแบบปั่นป่วนและสามารถลดความเร็วของอากาศก่อนเข้าห้องเผาไหม้ให้มีค่า Mach number เป็น 0.1 ทำให้การเผาไหม้มีประสิทธิภาพดี

2. เนื่องจากในการทดลองเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ มีปัญหาในการวัดความดัน ที่ทางออกของห้องเผาไหม้และทางออกเทอร์ไบน์ ควรใช้เครื่องมือวัดที่ทนความร้อนสูง สามารถอ่านค่าของความดันที่ออกจากห้องเผาไหม้และทางออกเทอร์ไบน์ ได้

3. ตอนเริ่มติดเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ จากเดิมใช้ลมที่มาจากปั๊มฉีดเข้าไปของคอมเพรสเซอร์ จะมีเสียงดัง ควรใช้มอเตอร์เป็นตัวช่วยในการสตาร์ทเครื่องยนต์ จะมีเสียงที่เงียบกว่าการใช้ลมฉีดเข้าไปของคอมเพรสเซอร์

4. การควบคุมการจ่ายเชื้อเพลิง จากเดิมใช้การจ่ายโดยใช้ออร์ฟิสเป็นตัวควบคุมและวัดอุณหภูมิที่ทางเข้าออกของออร์ฟิส จะได้ค่าเป็นอัตราการไหลโดยปริมาตร แต่เราต้องการอัตราการไหลเชิงมวลดังนั้นต้องคูณค่าความหนาแน่น เพื่อให้เป็นอัตราการไหลเชิงมวล แต่ในทางปฏิบัติทำได้ไม่สะดวกเพราะต้องหมั่นอ่านค่าอุณหภูมิตลอดเวลา จึงน่าจะใช้ระบบการอ่านค่าทางไฟฟ้าซึ่งนำการวัดค่าอุณหภูมิโดยอัตโนมัติ และแปลงค่าออกมาเป็นค่าตัวเลข เพื่อนำค่าที่ได้ไปทำการคำนวณ

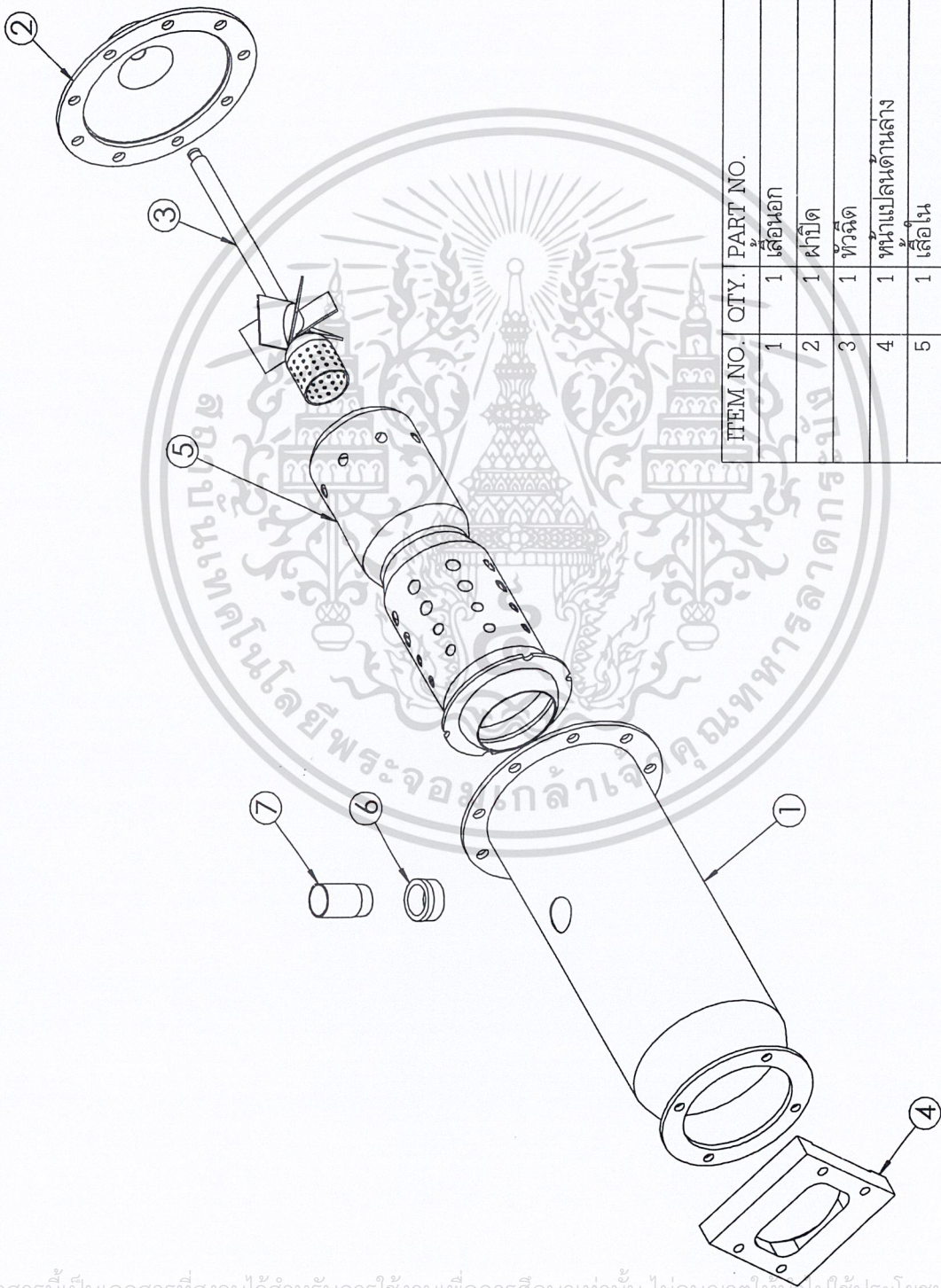


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาคผนวก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ITEM NO.	QTY.	PART NO.	DESCRIPTION
1	1	เสื้อหมอก	Stainless steel
2	1	ฝาปิด	Stainless steel
3	1	ทวนติด	Stainless steel
4	1	ฝาแปลนด้านล่าง	Steel
5	1	เสื้อใน	Stainless steel
6	1	ปลอกหัวเทียน1	Steel
7	1	ปลอกหัวเทียน2	Steel

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตเห็นไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



Dept.	วิศวกรรมเครื่องกล
ผู้เขียน:	นายศิระ อ่อนจันทร์
Mat.	Stainless Steel
ว/ด/ป	8/05/2002

ผู้
เลือก

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



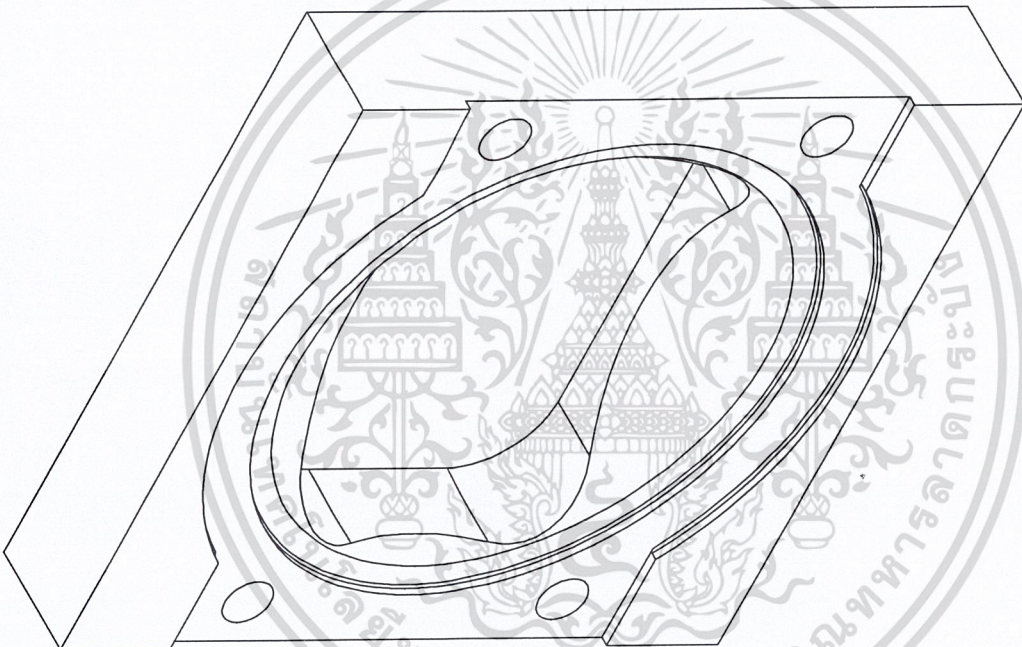
Dept.	วิศวกรรมเครื่องกล	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน:	นายวิริยะ อ่อนจันทร์	
Mat.	Stainless Steel	
ว/ด/ป	8/05/2002	
ฝาปิด		

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



Dept.	วิศวกรรมเครื่องกล	หัวฉีด	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน:	นายวิริยะ อ่อนจันทร์		
Mat.	Stainless Steel		
ว/ศ/ป.	8/05/2002		

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

หน้าแปลนด้านล่าง

Dept.	วิศวกรรมเครื่องกล
ผู้เขียน	นายธีระ อ่อนจันทร์
Mat.	Steel
ว/ด/ป	8/05/2002

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



Dept.	วิศวกรรมเครื่องกล	วิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ๕๐๑๑๐๒๕
ผู้เขียน	นายวชิระ อ่อนจันทร์	
Mat.	Stainless Steel	
ว/ศ/ป	8/05/2002	
ชื่อใน		

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



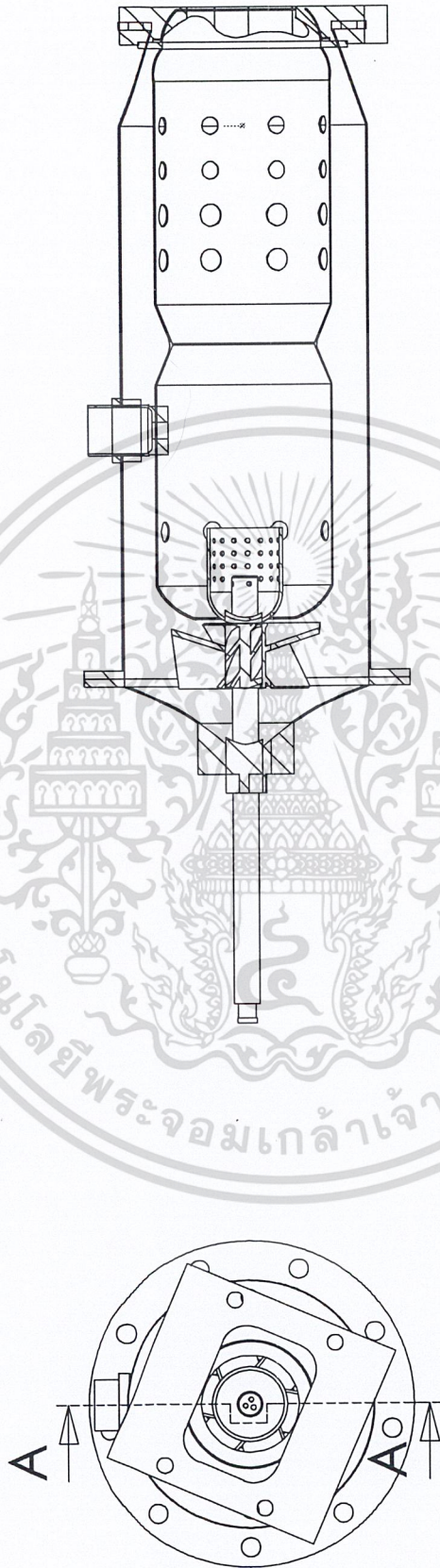
Dept.	วิศวกรรมเครื่องกล	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน	นายศิระ อ่อนจันทร์	
Mat.	Steel	ปลอกหัวเทียน1
ว/ด/ป	8/05/2002	

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



Dept.	วิศวกรรมเครื่องกล	ปลัดทวิเทียบน๒	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน	นายธีระ อ่อนจันทร์		
Mat.	Steel		
ว/ด/ป	8/05/2002		

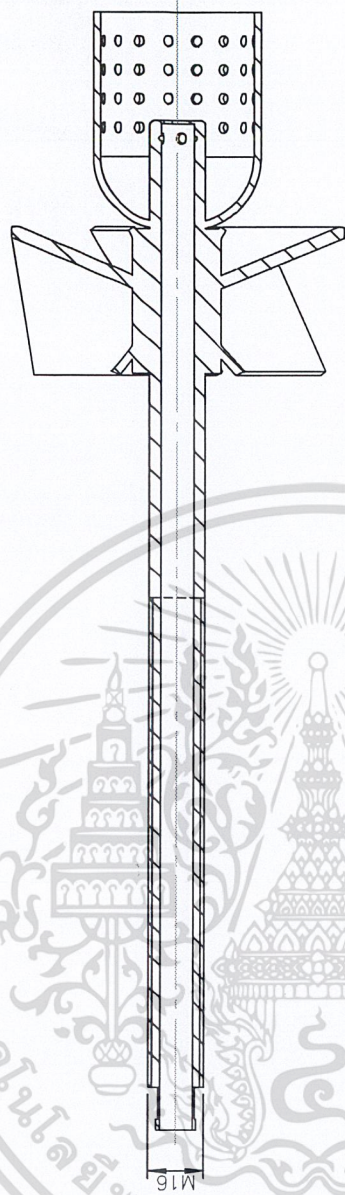
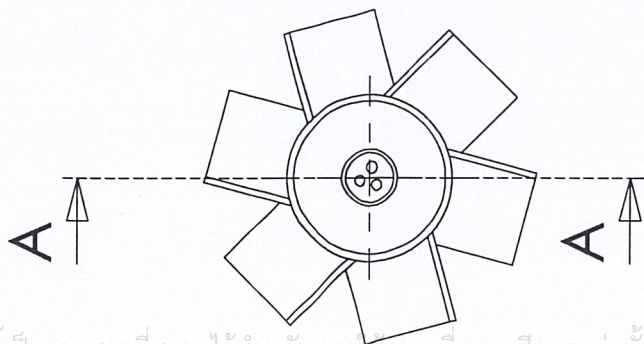
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



SECTION A-A (1 : 4)

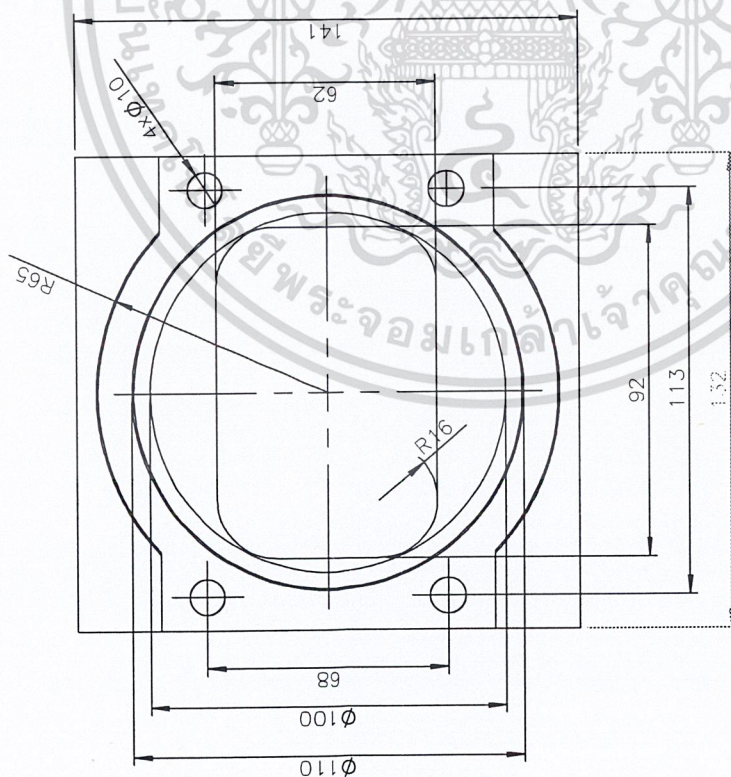
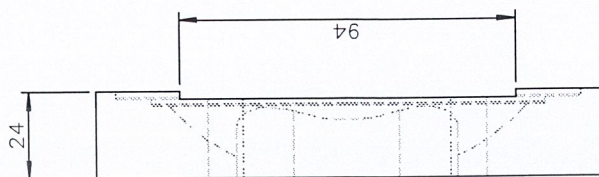
Dept.	วิศวกรรมเครื่องกล	ชุดห้องเผาไหม้	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน	นายวิริยะ อ่อนจันทร์		
Mat.	ว/ด/ป		
			8/05/2002

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



Dept.	วิศวกรรมเครื่องกล	หัวฉีด	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน	นายชัช อยู่นิ่งทรัพย์		
Mat.	Stainless Steel		
ว/ด/ป	8/05/2002		

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

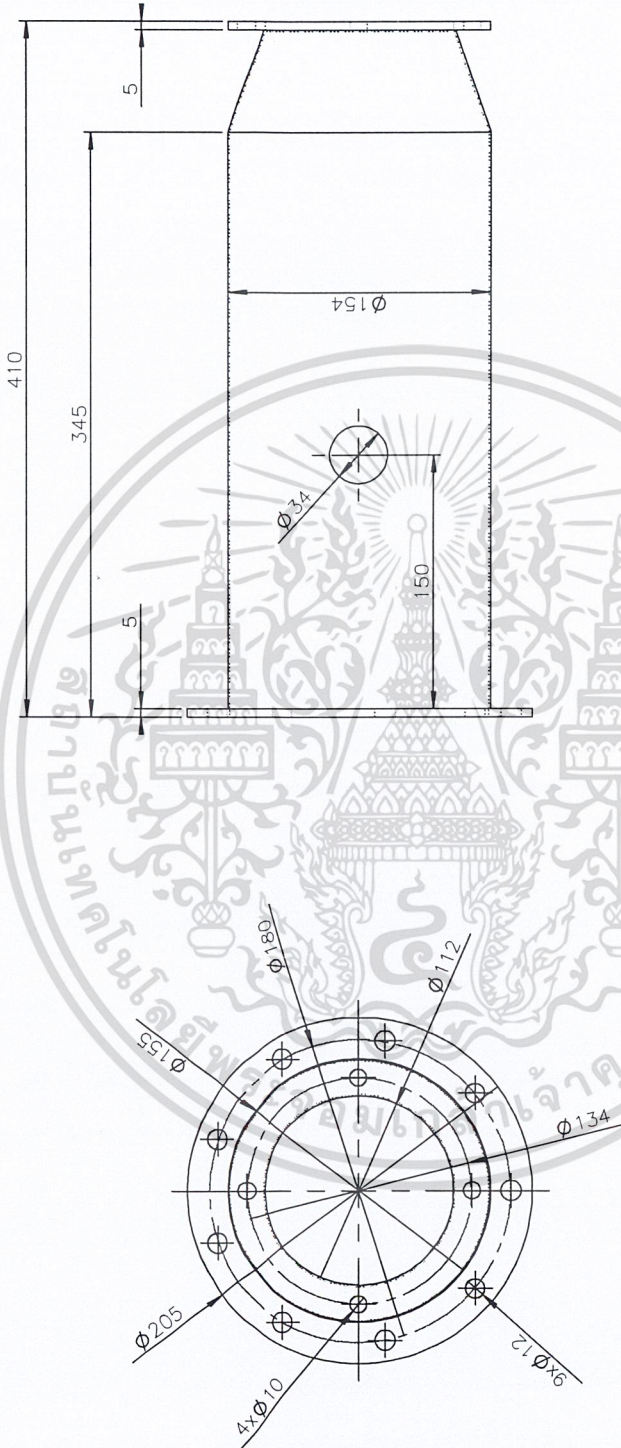


สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

หน้าแปลนตัวล่าง

Dept.	วิศวกรรมเครื่องกล
ผู้เขียน	นายวิชา อ่อนจันทร์
Mat.	Steel
ว/ด/ป	8/05/2002

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

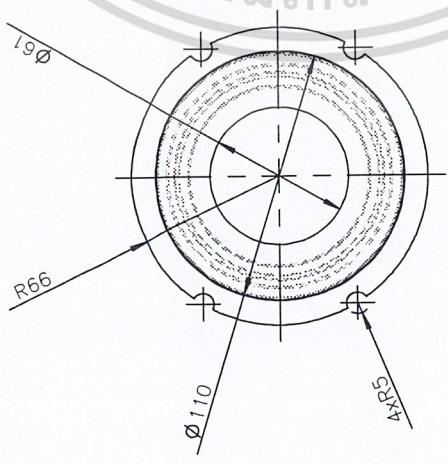
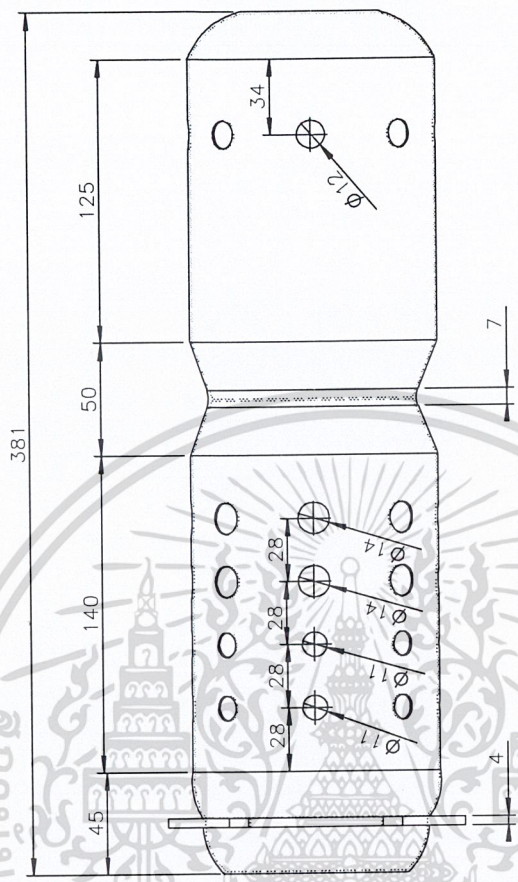


สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เสื้อนอก

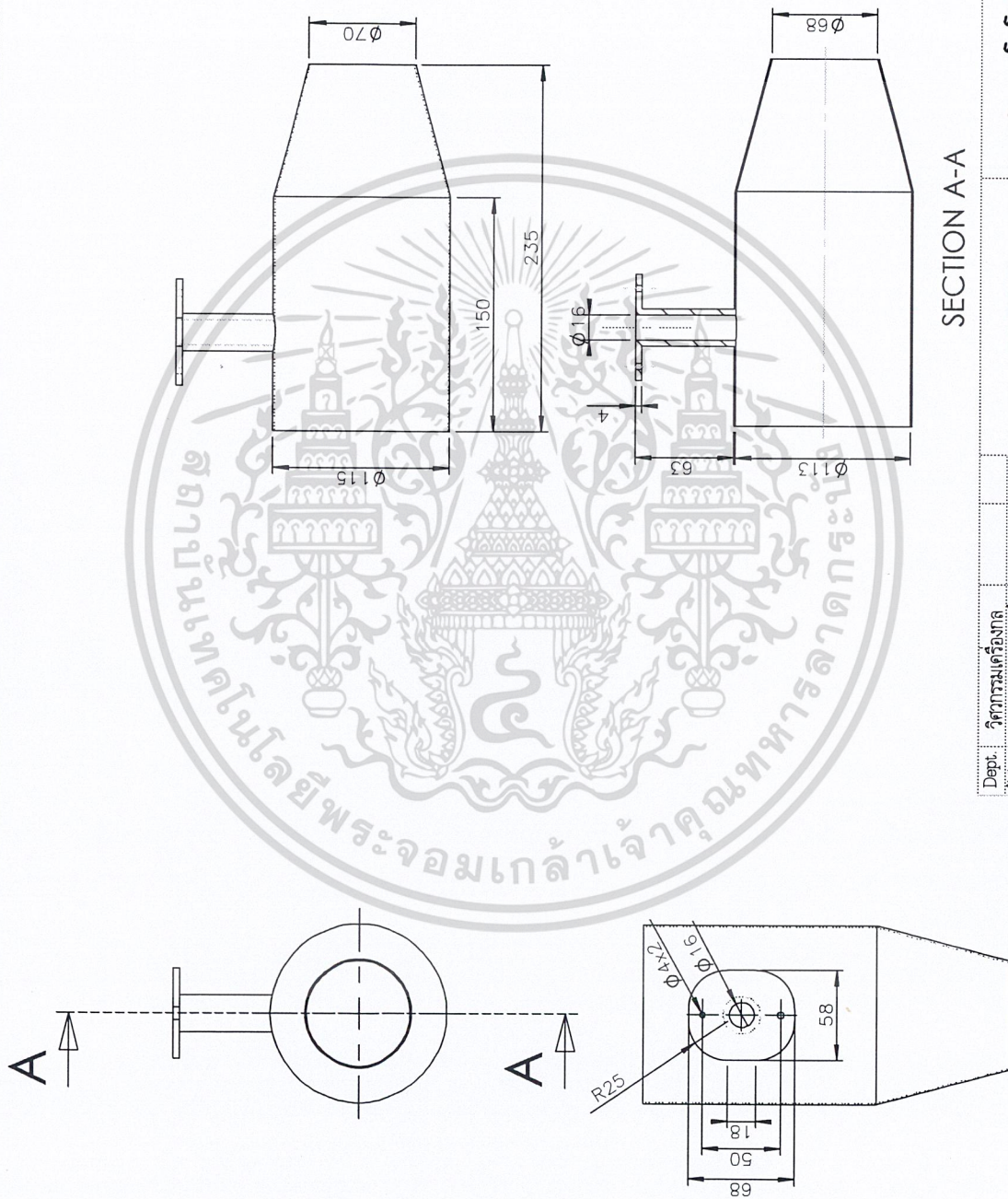
Dept.	วิศวกรรมเครื่องกล
ผู้เขียน	นายวิษณุ อ่อนจันทร์
Mat.	Stainless Steel
วันที่	8/05/2002

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



Dept.	วิศวกรรมเครื่องกล	เสื้อใน สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน	นายชิตะ อิ่มเงินทร	
Mat.	Stainless Steel	
ว/ศ/ป	8/05/2002	

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



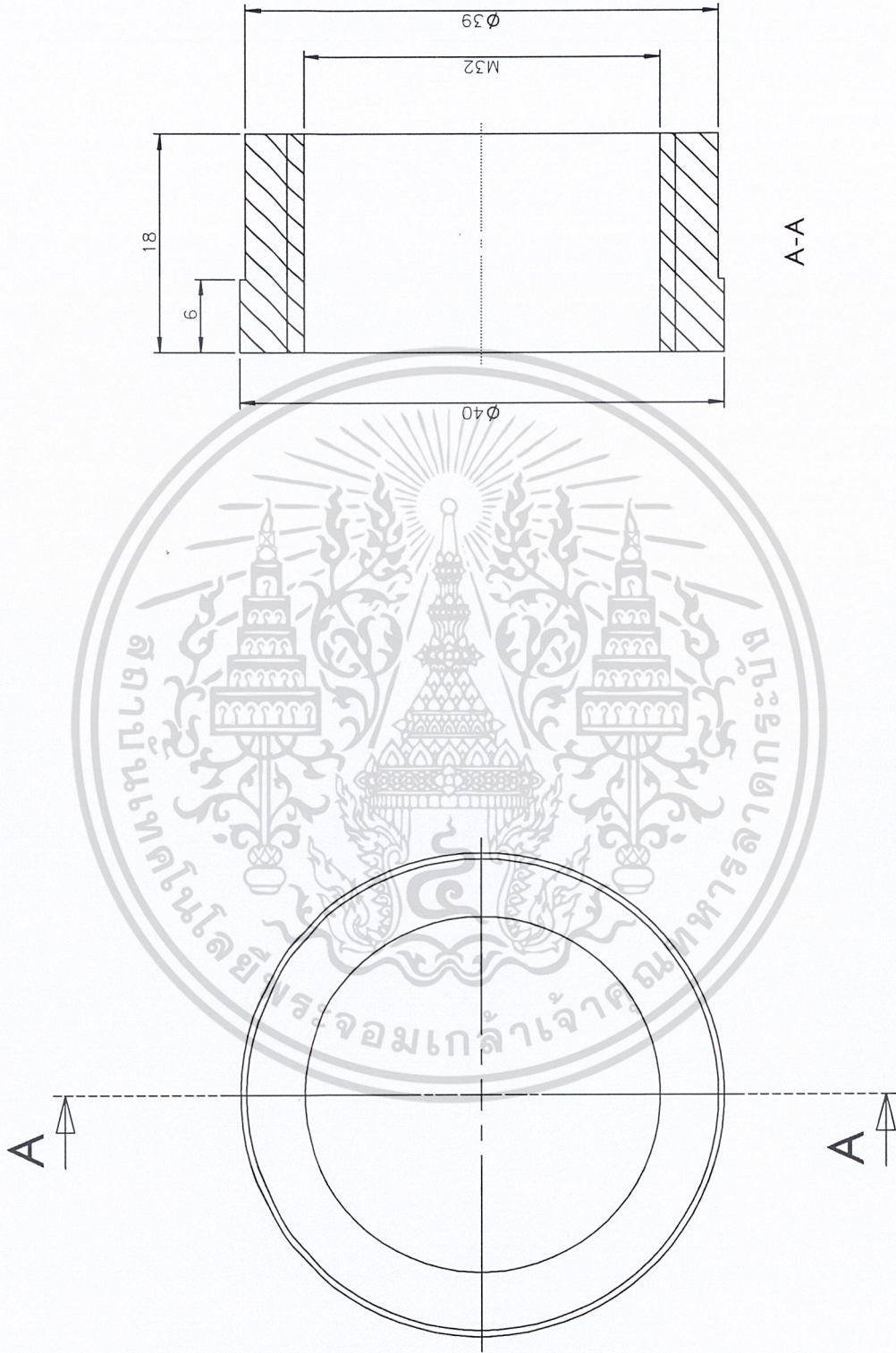
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ทางออก

SECTION A-A

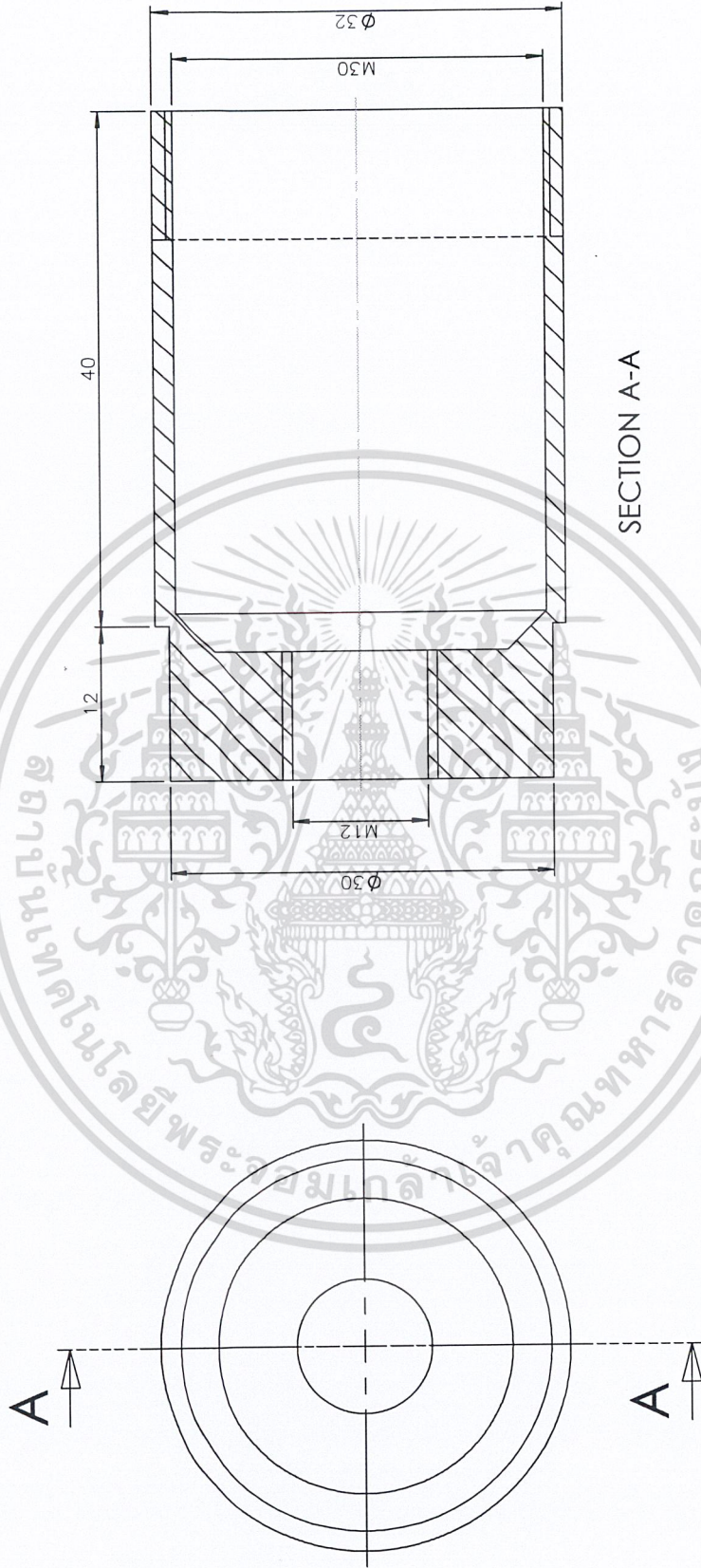
Dept.	วิศวกรรมเครื่องกล
ผู้เขียน	นายศิวะ อ่อนจันทร์
Mat.	Stainless Steel
ว/ด/ป	8/05/2002

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



Dept: วิศวกรรมเครื่องกล ผู้เขียน: นายทิวะ อ่อนจันทร์ Mat: Steel ว/ด/ป: 8/05/2002	ผลิตที่ วิทยาลัย 1	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
---	--------------------------	--

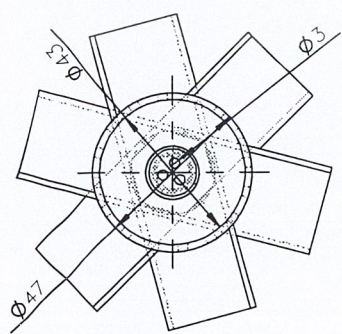
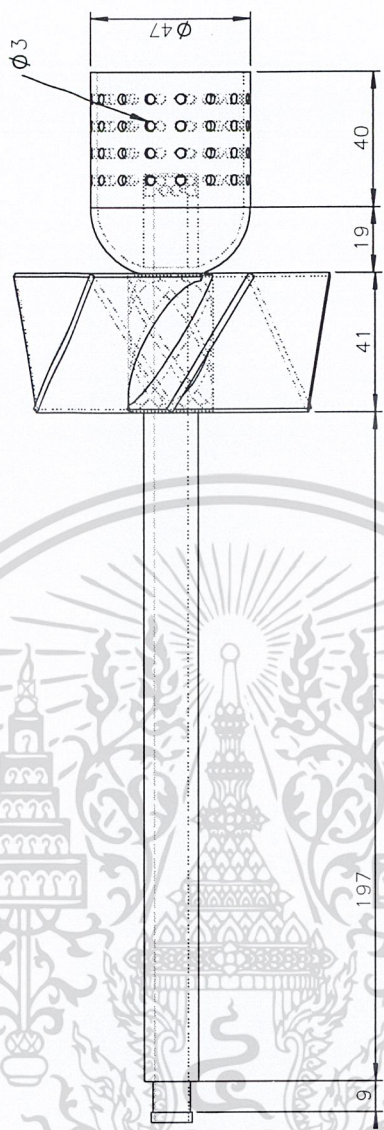
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



SECTION A-A

Dept.	วิศวกรรมเครื่องกล	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน	นายหิระ อ่อนจันทร์	
Mat.	Steel	ปลอกหัวเทียน2
ว/ด/ป	8/05/2002	

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



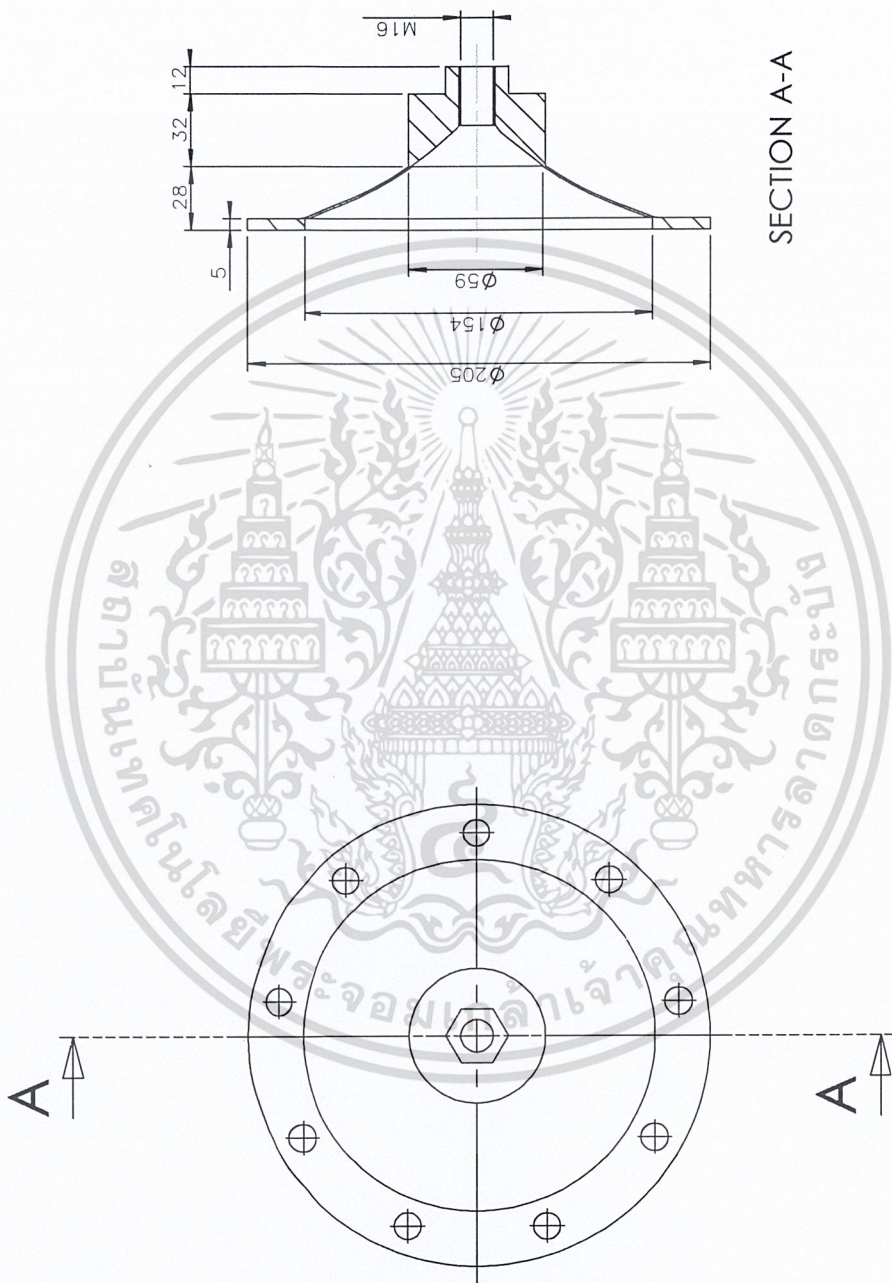
Dep.	วิศวกรรมเครื่องกล	หัวฉีด	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน	นายศิระ อ่อนจันทร์		
Mat.	Stainless Steel		
ว/ด/ป	8/05/2002		

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



Dept.	วิศวกรรมเครื่องกล	ภาบิต	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน	นายคิระ ออหจันทร		
Mat.	Stainless Steel		
ว/ด/ป	8/05/2002		

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



SECTION A-A

Dept.	วิศวกรรมเครื่องกล	ฝาปิด สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ผู้เขียน:	นายวิระ อ่อนจันทร์	
Mat.	Stainless Steel	
1/11	8/05/2002	

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา 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/√K s	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	17.4391
0.27	1.0520	4.9400	1.0146	5.3740	18.9913	18.0531
0.28	1.0560	5.2998	1.0157	5.5701	19.7053	18.6610
0.29	1.0601	5.6709	1.0168	5.7658	20.4206	19.2625
0.30	1.0644	6.0530	1.0180	5.9611	21.1370	19.8575
0.31	1.0689	6.4460	1.0192	6.1561	21.8546	20.4459
0.32	1.0735	6.8497	1.0205	6.3508	22.5735	21.0273
0.33	1.0783	7.2638	1.0218	6.5451	23.2938	21.6018
0.34	1.0833	7.6882	1.0231	6.7390	24.0154	22.1690
0.35	1.0884	8.1227	1.0245	6.9325	24.7384	22.7290
0.36	1.0937	8.5670	1.0259	7.1257	25.4628	23.2814
0.37	1.0992	9.0210	1.0274	7.3184	26.1887	23.8263
0.38	1.1048	9.4844	1.0289	7.5107	26.9162	24.3633
0.39	1.1106	9.9570	1.0304	7.7026	27.6452	24.8925
0.40	1.1166	10.4386	1.0320	7.8941	28.3757	25.4137
0.41	1.1227	10.9289	1.0336	8.0851	29.1080	25.9268
0.42	1.1290	11.4278	1.0353	8.2756	29.8418	26.4316
0.43	1.1355	11.9349	1.0370	8.4657	30.5774	26.9280
0.44	1.1421	12.4502	1.0387	8.6553	31.3148	27.4160
0.45	1.1491	12.9733	1.0405	8.8445	32.0539	27.8955
0.46	1.1561	13.5040	1.0423	9.0331	32.7949	28.3663
0.47	1.1634	14.0420	1.0442	9.2213	33.5377	28.8283
0.48	1.1708	14.5872	1.0461	9.4089	34.2824	29.2815
0.49	1.1784	15.1393	1.0480	9.5960	35.0290	29.7259
0.50	1.1862	15.6981	1.0500	9.7826	35.7777	30.1613

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 $kg\sqrt{K/s^2}kPa$ to $lb\sqrt{K/s^2}psia$
multiply by 0.009806

ตารางที่ 1 Q curve data for dry air or kerosene combustion products for Mach number 0.0 – 0.1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

(a) Gamma = 1.4 – compressors

Mach No.	P/PS (-)	(P - PS)/P %	T/TS (-)	V/√T m/√K s	q kg √K/m ² kPa s	Q kg √K/m ² kPa s
0.51	1.1942	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 $W/\sqrt{T/A.P.S.}$

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

ตารางที่ 1 (ต่อ) Q curve data for dry air or kerosene combustion products for Mach number 0.0 – 0.1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บรรณานุกรม

- [1] Arthur H. Lefbvre, “ Gas Turbine Combustion”,Hemisphere Publishing Corporation,New York,pp107-153,1983
- [2] J.M. Beer,N.A. Chigier, “Combustion Aerodynamics”,Applied Science Publishers,London,1972
- [3] P.P. Walsh, P. Fletcher, “Gas Turbine Performance”, Blackwell Science,London,1998
- [4] กัญจน์ ทรัพย์ะประภา, “ระบบตรวจวัดเครื่องยนต์กังหันก๊าซ”,ปริญญานิพนธ์วิศวกรรมเครื่องกล สจล. 2544
- [5] จตุพล พบแก้ว จตุพล อึ้งรัมย์ และจักรพันธ์ ภาณุพันธุ์ชัยกุล, “เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์”,ปริญญานิพนธ์วิศวกรรมเครื่องกล สจล.2543



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้