

การออกแบบและสร้างเครื่องยนต์กัณฑ์แก๊สชนิดที่ใช้ใบคอมเพรสเซอร์ที่มีการไหลของอากาศ
แบบผสม และใช้ใบกัณฑ์ที่มีการไหลของอากาศแบบไหลตามแนวรัศมี

ปริญญานิพนธ์
ของ
วัชชระ จันทร์ลี

เสนอต่อบัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ เพื่อเป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา
ตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล
มีนาคม 2553

การออกแบบและสร้างเครื่องยนต์กังหันแก๊สชนิดที่ใช้ใบคอมเพรสเซอร์ที่มีการไหลของอากาศ
แบบผสม และใช้ใบกังหันที่มีการไหลของอากาศแบบไหลตามแนวรัศมี

ปริญญานิพนธ์

ของ

วัชชิระ จันทรีลี

เสนอต่อบัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ เพื่อเป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา
ตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล

มีนาคม 2553

ลิขสิทธิ์เป็นของมหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ

การออกแบบและสร้างเครื่องยนต์กัณฑ์แก๊สชนิดที่ใช้ใบคอมเพรสเซอร์ที่มีการไหลของอากาศ
แบบผสม และใช้ใบกัณฑ์ที่มีการไหลของอากาศแบบไหลตามแนวรัศมี

บทคัดย่อ
ของ
วัชชระ จันทร์ลี

เสนอต่อบัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ เพื่อเป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา
ตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล
มีนาคม 2553

วัชรระ จันทรลี (2552). การออกแบบและสร้างเครื่องยนต์กังหันแก๊สชนิดที่ใช้ใบคอมเพรสเซอร์ที่มี
การไหลของอากาศแบบผสม และใช้ใบกังหันที่มีการไหลของอากาศแบบไหลตามแนว
รัศมี. ปริญญานิพนธ์ วศ.ม. (วิศวกรรมเครื่องกล). กรุงเทพฯ : บัณฑิตวิทยาลัย
มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ. คณะกรรมการควบคุม : ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.พิชัย
อัษฎมงคล, ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. จุฑารัตน์ คุรุเจริญ.

เนื่องจากในปัจจุบันประเทศไทยยังต้องมีการนำเข้าเทคโนโลยีในด้านเครื่องจักร และ
รวมถึงเครื่องยนต์ต่างๆ ที่ใช้กันอย่างแพร่หลาย ซึ่งได้เกิดแนวคิดที่จะทำการผลิตเครื่องยนต์กังหัน
แก๊สขนาดเล็กขึ้นเพื่อใช้งาน ดังนั้นทางผู้จัดทำจึงมีความคิดที่จะศึกษาและพัฒนาเทคโนโลยีดังกล่าว
เพื่อให้เกิดประโยชน์ยิ่งขึ้น โดยการออกแบบและสร้างเครื่องยนต์กังหันแก๊สขนาดเล็กนั้นใช้ชิ้นส่วน
เทอร์โบชาร์จของเครื่องยนต์รุ่น VG30 ของนิสสันที่มีใบคอมเพรสเซอร์ชนิด Mixed flow และใบ
เทอร์โบชนิด Radial-in flow เป็นชิ้นส่วนในการออกแบบ เชื้อเพลิงที่ใช้ทดสอบใช้น้ำมันก๊าด ใน
ทดสอบหาสมรรถนะของเครื่องยนต์ สามารถวัดแรงขับเคลื่อน (Static thrust) ได้เท่ากับ 5.5 kgf,
ความเร็วรอบสูงสุดที่ 31,900 rpm และอุณหภูมิของเครื่องยนต์ 530-650 °C การประยุกต์ใช้
เทคโนโลยีดังกล่าวจึงมีประโยชน์ต่อการพัฒนาประเทศ ยกตัวอย่าง เช่น ในด้านการทหาร สามารถ
นำไปปรับปรุง และนำไปติดตั้งกับเครื่องบินสอดแนมไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicles: UAV)
 อีกทั้งยังสามารถนำไปประยุกต์ใช้เป็นต้นกำลังในการผลิตกระแสไฟฟ้าขนาดเล็กเพื่อใช้ในพื้นที่ที่ไม่มี
ไฟฟ้าใช้ เป็นต้น

DESIGN AND CONSTRUCTION OF A SMALL JET ENGINE USING MIXED FLOW
COMPRESSORS TYPE AND RADIAL-IN FLOW TURBINE TYPE.

AN ABSTRACT
BY
WATCHIRA CHANLEE

Presented in Partial Fulfillment of the Requirements for the
Master of Engineering degree in Mechanical Engineering
at Srinakharinwirot University
March 2009

Watchira Chanlee. (2009). *Design and Construction of a Small Jet Engine Using Mixed Fixed Compressors Type and Radial – in Flow Turbine Type*. M.Eng. (Mechanical Engineering). Bangkok: Graduate School, Srinakharinwirot University. Advisor Committee: Asst. Prof. Dr.Pichai Asadamongkon, Asst. Prof. Dr.Jutarat Kurujareon.

Nowadays, Thailand need to import many kinds automobile and machining technology from abroad to use in various fields, jet engine technology is one of those technology that can be developed to be “Micro jet engine prototype”. The aim of this research is to study and develop micro-jet engine for power generation. This research is to design and construct the micro gas turbine engine using Nissan VG-30 turbo charger with mixed flow compressors type and radial-in flow turbine of turbo-charge as a part in design. About the fuel, plan to use Kerosene to test the engine, which could measure the thrust 5.5 kgf. at maximum speed 31,900 rpm. And exhaust temperature of 530-650 °C. The progress of the technology would be very useful for the country development such as in the military field, this technology could be used for the Unmanned Aerial Vehicles: UAV and this technology also could be used for electricity production in suburb areas, which are still lack of electricity.

ปริญญานิพนธ์
เรื่อง
การออกแบบและสร้างเครื่องยนต์กังหันแก๊สชนิดที่ใช้ใบคอมเพรสเซอร์ที่มีการไหลของอากาศ
แบบผสม และใช้ใบกังหันที่มีการไหลของอากาศแบบไหลตามแนวรัศมี

ของ
วัชชิระ จันทร์ลี

ได้รับอนุมัติจากบัณฑิตวิทยาลัยให้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตร
ปริญญวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล
ของมหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ

..... คณบดีบัณฑิตวิทยาลัย
(รองศาสตราจารย์ ดร. สมชาย สันติวัฒนกุล)
วันที่.....เดือนมีนาคม พ.ศ. 2553

คณะกรรมการควบคุมปริญญานิพนธ์

คณะกรรมการสอบปากเปล่า

..... ประธาน
(ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.พิชัย อัมภมมงคล)

..... ประธาน
พันเอก รองศาสตราจารย์ ดร.อโณทัย สุขแสงพนมรุ้ง

..... กรรมการ
(ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.จุฑารัตน์ คุรุเจริญ)

..... กรรมการ
(ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.พิชัย อัมภมมงคล)

..... กรรมการ
(ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.จุฑารัตน์ คุรุเจริญ)

..... กรรมการ
(รองศาสตราจารย์ ดร.ไพศาล นาคผล)

ประกาศคุณูปการ

ผู้วิจัยขอขอบพระคุณผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.พิชัย อัมภมมงคล ประธานกรรมการควบคุมการทำปริญญานิพนธ์ที่ให้โอกาสในการทำวิจัยเรื่องนี้ และเอื้อเฟื้ออุปการะในการทดสอบเครื่องยนต์ พร้อมทั้งให้ความรู้และคำแนะนำจนปริญญานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลงได้ด้วยดี และขอขอบพระคุณผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.จุฑารัตน์ คุรุเจริญ กรรมการควบคุมการทำปริญญานิพนธ์ ที่กรุณาให้คำปรึกษา ให้แนวคิด และช่วยแก้ไขปัญหาดังกล่าวที่เกิดขึ้นในการทำปริญญานิพนธ์จนเสร็จสมบูรณ์

ขอขอบพระคุณ คณาจารย์จาก กองวิชาวิศวกรรมเครื่องกล รร.จปร. และคณาจารย์จาก ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ ที่ให้ความรู้และคำแนะนำอันเป็นประโยชน์ต่องานวิจัยเป็นอย่างดี รวมถึงคุณวิศิษฐ์ แจ่มหิรัญ ร้าน Star engineering และอาจารย์เกรียงไกร อินทร์นำ จากสถาบันเทคโนโลยีไทย-เยอรมัน ที่ให้ความอนุเคราะห์ในส่วนของเครื่องจักรและอุปกรณ์ในการผลิตชิ้นส่วนต่างๆ จนแล้วเสร็จลง

ท้ายสุดผู้วิจัยขอขอบพระคุณพ่อแม่ ที่ได้อบรมสั่งสอนและให้กำลังใจตลอดจนสนับสนุนในการศึกษาและให้คำแนะนำที่เป็นประโยชน์เป็นอย่างยิ่ง และขอขอบคุณเพื่อนๆ ที่ให้ความช่วยเหลือและความร่วมมือเป็นอย่างดีในการทำวิจัยนี้

วัชรระ จันทรลี

สารบัญ

บทที่	หน้า
1 บทนำ	1
ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา	1
วัตถุประสงค์ของงานวิจัย	1
ขอบเขตของงานวิจัย	2
ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับจากงานวิจัย	2
2 บทปริทัศน์วรรณกรรมและทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง	3
บทปริทัศน์วรรณกรรม	3
ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง	6
3 การออกแบบและการคำนวณ	46
การออกแบบอุปกรณ์บังคับการเคลื่อนที่ของอากาศ (Diffuser system)	46
เงื่อนไขจำเพาะในการออกแบบของสภาวะแวดล้อม	46
เงื่อนไขที่ใช้ในการออกแบบใบครีบกกระจายอากาศ (Diffuser)	47
ขั้นตอนการคำนวณ	48
การเผาไหม้เชื้อเพลิง	61
4 การทดสอบและวิเคราะห์ผลการทดสอบ	65
เครื่องมือและอุปกรณ์ที่ใช้ในการทดสอบ	76
ขั้นตอนการเตรียมพร้อมการทดลอง	76
ขั้นตอนการสตาร์ทเครื่องยนต์เจ็ทขนาดเล็ก	77
ขั้นตอนการดับเครื่องยนต์เจ็ทขนาดเล็ก	78
ข้อควรระมัดระวัง	78
การทดลองเครื่องยนต์	78
ข้อควรระวังในการทำงาน	92
5 สรุปและวิจารณ์ผลการทดสอบ	93
สรุปและวิจารณ์ผลทดสอบ	93
ข้อเสนอแนะสำหรับงานวิจัยต่อไป	94

สารบัญ (ต่อ)

บทที่	หน้า
บรรณานุกรม	96
ภาคผนวก	98
ประวัติย่อผู้วิจัย	116

บัญชีตาราง

ตาราง	หน้า
1 ข้อดีของห้องเผาไหม้ชนิดต่าง ๆ	16
2 ผลการคำนวณอุณหภูมิห้องเผาไหม้	63
3 แสดงผลการทดสอบของเครื่องยนต์ที่ทำการทดสอบครั้งที่ 3, 4 และ 5 ตามลำดับ ...	90

บัญชีภาพประกอบ

ภาพประกอบ	หน้า
1 แสดงเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต	6
2 แสดงเครื่องยนต์เทอร์โบแฟน	7
3 แสดงเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟ	7
4 แสดงเครื่องยนต์เทอร์โบพรอพ	7
5 แสดงเครื่องอัดอากาศแบบไหลตามแนวแกน	9
6 แสดงลักษณะเครื่องอัดอากาศแบบแรงเหวี่ยง	10
7 แสดงห้องเผาไหม้แบบ Can	11
8 แสดงห้องเผาไหม้แบบ Annular	12
9 ส่วนต่างๆ ของห้องเผาไหม้	14
10 ลักษณะของแผ่นแพร่อากาศ	18
11 สัดส่วนต่างๆ ของแผ่นแพร่	19
12 การทำงานของเครื่องยนต์กังหันแก๊สแบบระบบเปิด	20
13 การทำงานของเครื่องยนต์กังหันแก๊สแบบระบบปิด	21
14 (ก) แสดง P-V ไดอะแกรม (ข) แสดง T-S ไดอะแกรม	21
15 แสดง P-V และ T-S ไดอะแกรม ของเครื่องยนต์กังหันแก๊ส	23
16 แสดงกระบวนการ 1 – 2	23
17 แสดงกระบวนการ 2 – 3	24
18 แสดงกระบวนการ 3 – 4	25
19 แสดงแผนภูมิอุณหภูมิ-เอนโทรปีของวัฏจักรทำงานจริง	33
20 แสดงการเปรียบเทียบวัฏจักรจริงกับวัฏจักรเชิงทฤษฎี	34
21 แสดงถึงผลการเปลี่ยนแปลงของอุณหภูมิกับความดันที่สภาวะต่างๆ	37
22 แสดงองค์ประกอบความเร็วในรูปเวกเตอร์	39
23 แสดงองค์ประกอบความเร็วในรูปของเวกเตอร์	42
24 กราฟแสดงคุณลักษณะ	44
25 แผนภูมิของเครื่องยนต์กังหันแก๊ส	47
26 ลักษณะของใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล	47
27 แสดงระยะของขนาดความสูงและเส้นผ่านศูนย์กลางใบพัดคอมเพรสเซอร์	53
28 แสดงไดอะแกรมความเร็วของอากาศที่ปลายใบพัด	55
29 แสดงตำแหน่งของระยะรัศมีใบพัดกระจายอากาศ (Diffuser)	56
30 แสดงมุมของชุดกังหัน	59

บัญชีภาพประกอบ (ต่อ)

ภาพประกอบ	หน้า
31 แสดงชิ้นส่วนของเครื่องยนต์เจ็ทขนาดเล็ก	65
32 แสดง Nozzle guide vane	65
33 แสดง Diffuser	66
34 แสดงการประกอบ Shaft Tunnel เข้ากับ Diffuser & Intake	66
35 แสดง Intake Front Cover	67
36 แสดง Combustion Chamber	67
37 แสดง Combustion Inner & Burner Tube	68
38 แสดง Can End	68
39 แสดง Compressor Wheel	69
40 แสดง Turbine Wheel	69
41 แสดง Fuel tube	70
42 แสดง Propane Gas tube	70
43 แสดง Lubricate tube	71
44 แสดง Outer Case	71
45 แสดง Fuel tube	72
46 แสดง Fuel Pump	72
47 แสดง Diffuser ที่ปรับปรุงใหม่	73
48 แสดง Precision Ball Bearing Ceramic	73
49 แสดง Spring Pre-Load	74
50 แสดงด้านหลังของเครื่องยนต์เจ็ท	74
51 แสดงด้านหน้าของเครื่องยนต์เจ็ท	75
52 แสดงด้านข้างของเครื่องยนต์เจ็ท	75
53 ไดอะแกรมแสดงการติดตั้งเครื่องยนต์ในการทดสอบ	76
54 แสดงการติดตั้งเครื่องยนต์ขนาดเล็กในการทดสอบ	77
55 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์ครั้งที่ 2 ขณะเตรียมการสตาร์ทเครื่องยนต์	79
56 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์ครั้งที่ 2 ขณะทำการเริ่มสตาร์ทเครื่องยนต์	80
57 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์ครั้งที่ 2 ขณะที่เริ่มสตาร์ทเครื่องยนต์	81
58 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์ครั้งที่ 2 ขณะเครื่องเริ่มเกิดการเสียดสีระหว่าง turbine wheel กับ NGV ทำให้เกิดสะเก็ดไฟออกมาทางด้านท้ายเครื่องยนต์	82

บัญชีภาพประกอบ (ต่อ)

ภาพประกอบ	หน้า
59 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทครั้งที่ 3 ขณะเครื่องเริ่มติดและทำการปล่อยน้ำมันเข้าไปในห้องเผาไหม้	84
60 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทครั้งที่ 3 เมื่อเริ่มเร่งความเร็วรอบอุณหภูมิเริ่มสูงขึ้นมาก	84
61 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทครั้งที่ 3 ขณะทำการดับเครื่องยนต์ เนื่องจากอุณหภูมิสูงมาก	85
62 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์ครั้งที่ 4 ปรับปรุงท่อน้ำมัน (Vaporizer tube)	86
63 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทครั้งที่ 4 ขณะเริ่มทำการปล่อยน้ำมันเข้าห้องเผาไหม้	87
64 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทครั้งที่ 5 ขณะเริ่มทำการสตาร์ทเครื่องยนต์	88
65 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทครั้งที่ 5 ขณะเริ่มทำการปล่อยน้ำมันเข้าไปในห้องเผาไหม้	88
66 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทครั้งที่ 5 ขณะเริ่มทำการเร่งความเร็วให้ถึงรอบเดินเบา	89
67 กราฟแสดงแรงขับเคลื่อน (Thrust) ที่ความเร็วรอบต่างๆ ของเครื่องยนต์เจ็ทในการทดสอบเฉลี่ย 2 ครั้ง	91
68 กราฟแสดงค่า Extrust gas temperature (EGT) ที่ความเร็วรอบต่างๆ ของเครื่องยนต์เจ็ทในการทดสอบเฉลี่ย 2 ครั้ง	91

บทที่ 1

บทนำ

ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

เครื่องยนต์กังหันก๊าซเป็นเครื่องยนต์สันดาปภายในอีกชนิดหนึ่ง ซึ่งมีการพัฒนาอย่างจริงจังจนกระทั่งประสบความสำเร็จมาตั้งแต่ตอนปลายของสงครามโลกครั้งที่ 2 และเป็นต้นแบบของเครื่องยนต์กังหันก๊าซมาจนถึงปัจจุบัน เครื่องยนต์กังหันก๊าซมีคุณลักษณะเฉพาะตัวที่เป็นข้อดีคือ มีขนาดเล็ก มีกำลังสูง น้ำหนักเบา และมีการสิ้นเปลืองน้อยกว่าเครื่องยนต์ลูกสูบที่มีขนาดกำลังเพลาเท่ากัน ไม่ว่าจะเป็นเครื่องยนต์ดีเซลหรือเครื่องยนต์ก๊าซโซลีน ดังนั้นในปัจจุบันเครื่องยนต์กังหันก๊าซถูกนำมาใช้งานอย่างกว้างขวางโดยเฉพาะในอากาศยาน นอกจากนี้ยังได้นำมาใช้เป็นเครื่องต้นกำลังขับเคลื่อนอื่นๆ อีกด้วย โดยเฉพาะเครื่องกำเนิดไฟฟ้า และในปัจจุบันเครื่องยนต์กังหันก๊าซถูกพัฒนาให้มีขนาดเล็กลง และมีประสิทธิภาพสูงขึ้น เพื่อใช้กับเครื่องบินขนาดเล็ก เช่น เครื่องกำเนิดไฟฟ้าขนาดเล็กสำหรับใช้ในทางทหาร อากาศยานไร้คนบิน อากาศยานเบา(Ultra light) หรืออากาศยานจำลองสำหรับการฝึกพลประจำอาวุธต่อสู้อากาศยาน ตลอดจนใช้เป็นเครื่องยนต์ขับเคลื่อนจรวดนำวิถีชนิดร่อน ซึ่งจะใช้เครื่องยนต์กังหันก๊าซในลักษณะในรูปแบบของเครื่องยนต์ไอพ่น (Jet engine) โดยเฉพาะในอากาศยานไร้คนบินซึ่งใช้สำหรับการโจมตี หรือลาดตระเวนตรวจการณ์ ไปจนถึงการสอดแนม ซึ่งต้องมีความคล่องตัวสูง ดังนั้นแนวความคิดในการวิจัยพัฒนาเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็ก หรือเครื่องยนต์ไอพ่นขนาดเล็กจึงเกิดขึ้น เพื่อพัฒนาเทคโนโลยีทางด้านนี้ขึ้นเองภายในประเทศ ผลที่ได้รับคือ ลดการพึ่งพาเทคโนโลยีจากต่างประเทศที่มีราคาแพง มีความยุ่งยากและสลับซับซ้อน บางครั้งไม่สามารถพัฒนาให้เหมาะสมกับการใช้งานในประเทศได้อีกด้วย สามารถช่วยลดรายจ่ายของประเทศชาติ ลดการขาดทางดุลการค้า และตลอดจนเป็นความสามารถในด้านการพัฒนายุทธโศปกรณ์ เพื่อเป็นการถ่วงดุลย์อำนาจทางการทหารของประเทศเพื่อนบ้านได้ในอีกประการหนึ่ง

โดยในงานวิจัยนี้จะมุ่งเน้นในการศึกษา และออกแบบสร้างเครื่องยนต์กังหันก๊าซ หรือเครื่องยนต์ไอพ่นขนาดเล็ก เพื่อใช้เป็นเครื่องยนต์ต้นแบบ สำหรับการวิจัยและพัฒนาเครื่องยนต์ต้นกำลังขับเคลื่อนอากาศยานไร้คนบิน และจรวดนำวิถีชนิดร่อนดังที่กล่าวมาแล้วในข้างต้น

วัตถุประสงค์ของงานวิจัย

1. เพื่อศึกษาออกแบบและสร้างเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กแบบใช้เครื่องอัดอากาศชนิดแรงเหวี่ยงอัดขึ้นตอนเดียว โดยการไหลของอากาศเข้าสู่ชุดอัดอากาศ และก๊าซร้อนเข้ากังหันเป็นแบบไหลในแนวรัศมีเพื่อทดสอบ และหาสมรรถนะของเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็ก

2. เลือกใช้ชิ้นส่วนที่สามารถหาได้ในประเทศ เช่น เทอร์โบชาร์จเจอร์ของรถยนต์ เป็นส่วนประกอบในการออกแบบสร้าง

ขอบเขตของงานวิจัย

1. เลือกใช้ใบคอมเพรสเซอร์ชนิด Mixed flow และใบเทอร์ไบน์ชนิด Radial-in flow จากเทอร์โบชาร์ทของเครื่องยนต์เป็นชิ้นส่วนในการออกแบบ
2. ทดสอบหาสมรรถนะของเครื่องยนต์ โดยการวัดแรงขับ (Static thrust), ความเร็วรอบ และอุณหภูมิของเครื่องยนต์ เป็นต้น
3. เชื้อเพลิงที่ใช้ทดสอบ ใช้น้ำมัน Kerosene (น้ำมันก๊าด)

ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับจากงานวิจัย

1. เป็นต้นแบบเพื่อพัฒนากับนำไปใช้ในการขับเคลื่อนอากาศยานขนาดเล็ก
2. เป็นเครื่องยนต์ JET ที่ใช้ชิ้นส่วนที่ผลิตได้ในประเทศ
3. เป็นแนวทางในการพัฒนาเทคโนโลยีในด้านนี้ต่อไป

บทที่ 2

บทปริทัศน์วรรณกรรม และทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

บทปริทัศน์วรรณกรรม

เคิร์ท เชร์คคลิง (Kurt Schreckling. 1988) ได้ทำการออกแบบ และสร้างเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็ก โดยออกแบบ และสร้างชุดใบพัดของเครื่องอัดอากาศขึ้นเองจากไม้ โดยอาศัยพื้นฐานจากใบพัดของเครื่องอัดลม (Air compressor) ในโรงงานอุตสาหกรรมซึ่งเป็นใบพัดแบบปิดครึ่งใบพัดแบบโค้งกลับ ซึ่งมีข้อดีในเรื่องของช่วยลดปัญหาให้การรั่วไหลของอากาศข้ามช่องระหว่างครึ่งใบพัด โดยชุดใบพัดของเครื่องอัดอากาศนี้ถูกขับด้วยกังหันแบบไหลในแนวแกน (Axial flow turbine) ซึ่งก็ได้ออกแบบ และสร้างขึ้นเองเช่นกัน ส่วนตัวถังของเครื่องยนต์นั้นทำขึ้นมาจากกระป๋องก๊าซซึ่งมีขนาดเท่ากับที่ผู้ออกแบบเครื่องยนต์ต้องการใช้งาน จากนั้นได้นำมาประกอบเป็นเครื่องยนต์กังหันก๊าซโดยเครื่องยนต์นี้มีอัตราส่วนการอัด 1.5:1 เมื่อใบพัดของเครื่องอัดหมุนด้วยความเร็ว 90,000 รอบต่อนาที มีระบบการส่งน้ำมันเชื้อเพลิงเข้าสู่ห้องเผาไหม้ใช้ท่อระบายน้ำมันแบบท่อขด น้ำมันเชื้อเพลิงที่ใช้เป็นส่วนผสมระหว่างน้ำมันดีเซลหมุนเร็ว 85% และน้ำมันเบนซิน 15% เครื่องยนต์กังหันก๊าซเครื่องนี้สามารถเดินเครื่องได้ในการทดสอบครั้งแรกหลังจากประกอบเสร็จ โดยให้แรงขับที่ 30 นิวตัน

โทมัส แคมป์ (Thomas Kamps. 1995) ได้ทำการออกแบบ และสร้างเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กโดยใช้พื้นฐานจากเครื่องยนต์กังหันก๊าซของ Kurt Schreckling โดยชุดเครื่องอัดอากาศนั้นได้นำมาจากใบพัดเครื่องอัดอากาศของเทอร์โบชาร์ทเจอร์ซึ่งเป็นใบพัดแบบครึ่งใบพัดโค้งกลับขนาด 66 มิลลิเมตร โดยให้อัตราการไหลของอากาศสูงสุด 0.16 kg/s ที่อัตราส่วนการอัด 1.9:1 เมื่อใบพัดของเครื่องอัดอากาศหมุนด้วยความเร็ว 100,000 รอบต่อนาที เครื่องยนต์กังหันก๊าซของ Kamps ใช้ห้องเผาไหม้แบบแอโนูลาร์ชนิดไหลเข้าทางด้านหน้า ส่วนการส่งน้ำมันเข้าห้องเผาไหม้นั้นใช้ท่อระบายน้ำมันแบบท่อโค้ง เครื่องยนต์กังหันก๊าซนี้ขับเครื่องอัดอากาศด้วยกังหันแบบไหลในแนวแกน (Axial flow turbine) เช่นกันโดยได้แรงขับเมื่อเร่งเครื่องยนต์ที่ 60 นิวตัน

แซงกุน แกง, เจอร์เกน แสตป์; อเล็กซานเดอร์ จี. คูเปอร์; และฟริทซ์ บี. ปรินซ์ (Sangkyun Kang; Jurgen Stampfl; Alexander G. Cooper; & Fritz B. Prinz. 2000) การออกแบบ Mold SDM. (Mold shape Deposition Manufacturing) ซึ่งเป็นกระบวนการสร้างแม่พิมพ์โดยทำการหล่อจากไฮพาราฟินแล้วทำการขึ้นรูปโดยใช้เครื่องกัดแบบ CNC 3 ถึง 5 แกน โดยได้ถูกพัฒนาเพื่อการคิดค้นชิ้นส่วนโครงสร้างที่มีความซับซ้อนของเซรามิกส์ (Ceramics) ในการใช้งานด้านต่างๆ ตัวอย่างเช่น ใช้เป็นส่วนประกอบของเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็ก โดยองค์ประกอบของเครื่องยนต์ที่เป็นเซรามิกส์ (Ceramics) จะต้องไม่เพียงแต่แข็งแรงเท่านั้นยังต้องสามารถทนต่ออุณหภูมิที่สูงถึงประมาณ 1000 °C

โทมัส โบมการ์ต (Thomas Baumgart. 2001) ได้ทำการออกแบบและสร้างเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็ก โดยใช้ชิ้นส่วนของระบบเทอร์โบชาร์จเจอร์ (Turbocharger) รุ่น 3K-Warner KP31 ซึ่งเป็นเทอร์โบชาร์จเจอร์ (Turbocharger) ที่มีขนาดเล็กที่สุดของเครื่องยนต์ในปัจจุบันโดยมีขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางของใบพัด (Impeller) ของคอมเพรสเซอร์ (Compressor) เพียง 33 มิลลิเมตร และขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางของกังหัน (Turbine) เพียง 31 มิลลิเมตร จากความคิดที่จะสร้างเครื่องยนต์กังหันก๊าซที่มีขนาดเล็กที่สุดเท่าที่จะเป็นไปได้ โดยใช้ล้อกังหันที่มีอยู่ในปัจจุบันมาเป็นส่วนประกอบ อย่างไรก็ตามอาจจะเป็นการยากเกินไปที่จะออกแบบเครื่องยนต์ที่ใช้ใบพัด (Impeller) ของคอมเพรสเซอร์ (Compressor) อันเล็ก ๆ โดยมีประสิทธิภาพสูงสุด ดังนั้นอุปกรณ์ชนิดนี้จึงไม่ได้ถูกออกแบบมาเพื่อมาเป็นอุปกรณ์ที่ใช้แรงขับ แต่สามารถใช้เป็นตัวเลือกในการเป็นต้นกำลังในด้านกระแสไฟฟ้านั่นเอง

จักรรินทร์ ช่วยอินทร์, ทิวต์ถ์ เวศพันธ์, คริสต์มาส อภินันทพร; และสินชัย ชินวรรธน์ (2002) ได้ทำการออกแบบ และสร้างชิ้นส่วนแล้วประกอบเป็นเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็ก โดยในการออกแบบนั้นได้กำหนดแรงขับเคลื่อนไว้ประมาณ 60 นิวตัน แต่เมื่อทำการทดลองเดินเครื่องจริงพบว่าแรงขับเคลื่อนที่ได้น้อยกว่าที่ออกแบบไว้ ซึ่งเป็นผลมาจากประสิทธิภาพของปั๊มน้ำมันเชื้อเพลิงคุณภาพของน้ำมันเชื้อเพลิง และประสิทธิภาพของขบวนการยังไม่สมบูรณ์

พยุศักดิ์ พิพัฒน์; และอำพล อันธ์รัตน์ (2001) ได้ทำการศึกษาการออกแบบชิ้นส่วนเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็ก ในการออกแบบชิ้นส่วนเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กครั้งนี้ประกอบด้วย 3 ส่วน โดยที่ในส่วนของเครื่องอัดอากาศได้นำเทอร์โบชาร์จเจอร์ (Turbocharger) ยี่ห้อ KKK 2038 เป็นพื้นฐานของการออกแบบ ตามด้วยแผ่นแพร่อากาศ (Diffuser), หัวฉีดบังคับทิศทาง และชุดกังหัน โดยใช้โปรแกรม CAD/CAM เป็นพื้นฐานและนำซอฟต์แวร์ UG (Uni Graphic) มาใช้ในการออกแบบชิ้นส่วนเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กทั้งหมด เนื่องจากซอฟต์แวร์ UG สามารถแปลง TOOL PATH ทำให้อยู่ในรูป G-CODE เพื่อนำไปป้อนเข้ากับเครื่อง CNC ให้สามารถทำงานได้เลย

จักรรินทร์ ช่วยอินทร์; ทิวต์ถ์ เวศพันธ์; คริสต์มาส อภินันทพร; และสินชัย ชินวรรธน์ (2002) ได้ทำการออกแบบ และสร้างชิ้นส่วนแล้วประกอบเป็นเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็ก โดยในการออกแบบนั้นได้กำหนดแรงขับเคลื่อนไว้ประมาณ 60 นิวตัน แต่เมื่อทำการทดลองเดินเครื่องจริงพบว่าแรงขับเคลื่อนที่ได้น้อยกว่าที่ออกแบบไว้ ซึ่งเป็นผลมาจากประสิทธิภาพของปั๊มน้ำมันเชื้อเพลิงคุณภาพของน้ำมันเชื้อเพลิง และประสิทธิภาพของขบวนการยังไม่สมบูรณ์

บัณฑิต ดำรงกิจพัฒนกุล; ชุตินารถ หอมแฉ่ม; และไท ลีลาวิวัฒน์ (2002) ออกแบบและสร้างเครื่องยนต์กังหันก๊าซที่ใช้เชื้อเพลิงผสมระหว่าง LPG + N₂ ซึ่งจะได้ผลการทดลองที่ได้มาประยุกต์ใช้ในอุตสาหกรรมทางการเกษตร โดยคำนึงถึงประสิทธิภาพเชิงความร้อน และความปลอดภัยเชื้อเพลิงเป็นบรรทัดฐานในการออกแบบและสร้างเครื่องยนต์กังหันก๊าซต้นแบบนี้

ชานนท์ ชัยสุข (2007) ได้ทำการออกแบบ และสร้างเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กโดยใช้ชุดใบพัดเครื่องอัดอากาศ และเพลากังหันจากเทอร์โบชาร์ทเจอร์ของเครื่องยนต์นิสสันรุ่น RB20

นำมาสร้างเป็นเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็ก เมื่อประกอบเป็นเครื่องยนต์กังหันก๊าซแล้วสามารถเดินเครื่องในความเร็วรอบเดินเบาไม่สามารถเร่งความเร็วรอบได้ เนื่องจากอุณหภูมิที่ต่ำสูง ปัญหาเนื่องมาจากการออกแบบดีฟฟิวเซอร์ และห้องเผาไหม้ โดยขณะทดสอบได้แรงขับ 8 นิวตันที่ความเร็วรอบกังหัน 50,000 รอบต่อนาที

กิตติ แก้วชาติ. (2008) ได้ทำการออกแบบเครื่องยนต์โดยอาศัยทฤษฎีของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ และข้อแนะนำในการออกแบบเครื่องยนต์กังหันก๊าซจากหนังสือคู่มือต่าง ๆ มาประกอบในการคำนวณประกอบการออกแบบ ก่อนที่จะทำการออกแบบชิ้นส่วนต่าง ๆ ของเครื่องยนต์โดยใช้ส่วนประกอบหลักคือ ชุดอิมเพลเลอร์ของคอมเพรสเซอร์ และชุดกังหันจากเทอร์โบชาร์ทที่หือ IHI รุ่น RHC - 9 จากนั้นจึงสร้างชิ้นส่วนตามที่ออกแบบ ผลการทดสอบพบว่าเครื่องยนต์ที่สร้างขึ้นมานั้นสามารถเดินเครื่องได้ แต่ไม่สามารถเร่งความเร็วรอบของเครื่องยนต์ขึ้นไปได้ เนื่องจาก น้ำหนักของเพลากังหันมากจนทำให้การสตาร์ทเครื่องยนต์ด้วยลมอัดนั้นมีความล้มเหลวที่จะส่งความเร็วรอบของเครื่องยนต์ให้ขึ้นไปถึงจุดที่เครื่องยนต์สามารถเดินเบาได้ด้วยตัวเองอย่างสม่ำเสมอได้ เห็นได้ว่าเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กนั้นได้มีผู้ที่สนใจได้ทำการออกแบบ และสร้างขึ้นมามากมาย โดยในยุคแรก ๆ นั้นมีวัตถุประสงค์เพื่อนำมาใช้เป็นเครื่องยนต์ต้นกำลังในเครื่องบินเล็กบังคับด้วยวิทยุ โดยเฉพาะเครื่องบินจำลองที่ต้องการรูปแบบการขับเคลื่อนเหมือนเครื่องบินจริงรวมถึงอากาศยานไร้คนขับ ในยุคแรกเริ่มนั้นได้สร้างชิ้นส่วนต่าง ๆ ของเครื่องยนต์เองทั้งหมดโดยอาศัยหลักการพื้นฐานของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ สร้างโดยใช้อุปกรณ์ต่าง ๆ ที่อยู่ใกล้ตัวหาง่าย และใช้เครื่องมือพื้นฐานง่าย ๆ เช่นเครื่องยนต์กังหันก๊าซที่ออกแบบ และสร้างโดย Kurt Schreckling

ต่อมาเมื่อเครื่องกังหันก๊าซขนาดเล็กนี้ได้รับการตอบรับเป็นอย่างดีจากนักเล่นเครื่องบินจำลองบังคับด้วยวิทยุ และผู้สร้างจนเป็นที่แพร่หลายไปทั่วโลก จึงทำให้มีการพัฒนาการจากการออกแบบ และสร้างอย่างง่าย ๆ มาเป็นการใช้ชิ้นส่วนจากเทอร์โบชาร์ทเจอร์โดยเฉพาะใบพัดของเครื่องอัด อากาศทำให้ได้แรงขับจากไอพ่นมากขึ้น ในขณะที่น้ำหนักของเครื่องยนต์น้อยลง จากที่ใช้เครื่องมือพื้นฐานง่าย ๆ ในสร้างก็เริ่มมีการใช้เครื่องจักรอัตโนมัติเข้ามาช่วยในการสร้างชิ้นส่วนของเครื่องยนต์ทำให้ได้ขนาดที่มีความเที่ยงตรงแม่นยำมากขึ้น และสามารถสร้างเครื่องยนต์ในรูปแบบของอุตสาหกรรมได้อย่างที่เป็นอยู่ในขณะนี้ แต่อย่างไรก็ดีเนื่องจากการที่ราคาเครื่องยนต์กังหันก๊าซสำเร็จรูปพร้อมอุปกรณ์บังคับ และควบคุมในปัจจุบันนี้มีราคาสูงมาก เช่นเครื่องยนต์ที่มีขนาดแรงขับ 60 นิวตันเป็นชุดอุปกรณ์ชิ้นส่วนเครื่องยนต์ซึ่งต้องนำมาประกอบเอง ทั้งยังไม่รวมอุปกรณ์ส่วนควบต่าง ๆ ที่จำเป็น เช่น ป้อนน้ำมันเชื้อเพลิง แบตเตอรี่ อุปกรณ์สำหรับควบคุมการทำงานของเครื่องยนต์มีราคาสูงถึง 50,000 บาท และถ้าเป็นชุดเครื่องยนต์สำเร็จรูปที่สามารถใช้งานได้ทันทีนั้นอาจมีราคาสูงถึง 90,000-150,000 บาท ดังนั้นจึงมีผู้ที่สนใจในเรื่องของเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กส่วนหนึ่งรวมทั้งผู้วิจัยจึงได้พยายามออกแบบ และทดลองสร้างเครื่องยนต์ขึ้นมาโดยอาศัยพื้นฐานจากผู้ที่ได้ออกแบบ และสร้างสำเร็จมาแล้วมาต่อยอดตามแนวความคิด และรูปแบบของตนเองเพื่อจะได้มีแนวทางที่จะพัฒนาให้เกิดเป็นเทคโนโลยีของตัวเอง ลดการนำเข้าและเป็นประโยชน์กับหน่วยงานราชการที่เกี่ยวข้องต่อไปในภายหน้า

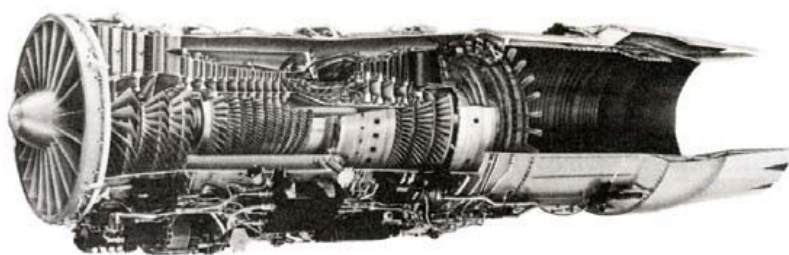
ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

เครื่องยนต์กังหันก๊าซโดยทั่วไปจะแบ่งตามลักษณะการใช้งานได้ 2 แบบใหญ่ๆ คือ เครื่องยนต์กังหันก๊าซสำหรับงานอุตสาหกรรม ซึ่งส่วนใหญ่จะใช้เป็นเครื่องต้นกำลังขับเคลื่อนเครื่องกำเนิดไฟฟ้า เครื่องยนต์กังหันก๊าซสำหรับยานยนต์และอากาศยาน สำหรับในยานยนต์นั้นไม่พบว่ามีใช้แพร่หลายมากนัก มีอยู่บ้างในหัวรถจักรรถไฟที่ใช้เดินทางไกลๆ และลากจูงรถสินค้าเป็นจำนวนมาก เพราะถ้านำขนาดน้ำหนักของเครื่องยนต์เท่าๆ กับเครื่องยนต์ดีเซลแล้วเครื่องยนต์กังหันก๊าซจะมีกำลังสูงกว่ามาก และในปัจจุบันพบว่ามีใช้อยู่ในเรือรบขนาดกลาง โดยจะใช้ควบคู่กับเครื่องยนต์ดีเซล เรือไฮโดรฟอยล์ และยานสะเทินน้ำสะเทินบก (Hovercraft) แต่สำหรับในอากาศยานนั้นปัจจุบันส่วนใหญ่จะใช้เครื่องยนต์กังหันก๊าซทั้งหมดยกเว้นเครื่องบินเล็กที่ใช้ฝึกบินหรือเครื่องบินส่วนตัวขนาดเล็กที่ยังใช้เครื่องยนต์แบบลูกสูบอยู่บ้าง

1. ชนิดของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ

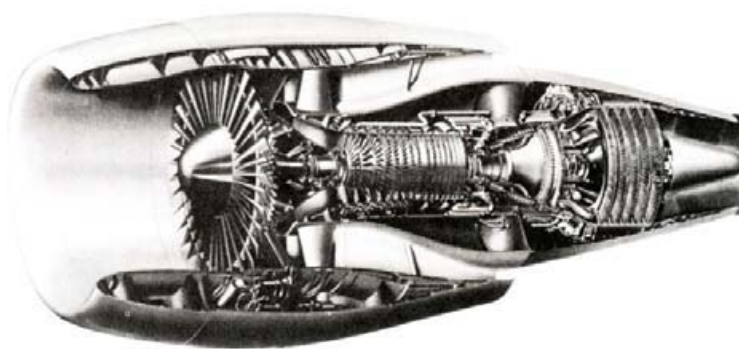
เครื่องยนต์กังหันก๊าซ และเครื่องยนต์กังหันไอพ่นนั้นมีหลักการทำงานในลักษณะเดียวกันโดยจะแบ่งเป็นชนิดต่างๆ ได้ดังนี้

- 1.1 เครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต (Turbo jet)
- 1.2 เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน (Turbo fan)
- 1.3 เครื่องยนต์เทอร์โบชาฟท์ (Turbo shaft)
- 1.4 เครื่องยนต์เทอร์โบพรอพเพลเลอร์ (Turbo propeller)



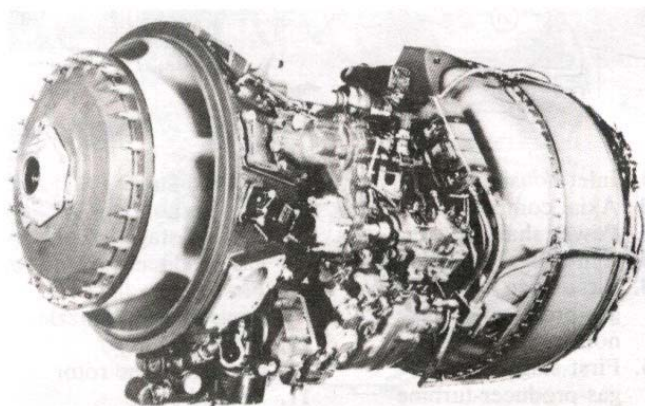
ภาพประกอบ 1 แสดงเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต

ที่มา: Jack D. Mattingly. (1996). *Elements of Gasturbine Propusion*. p.15.



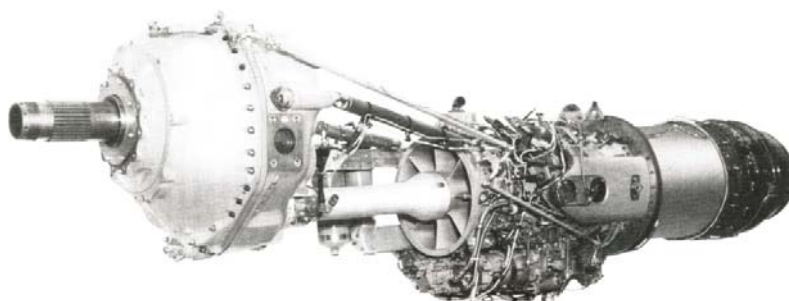
ภาพประกอบ 2 แสดงเครื่องยนต์เทอร์โบแฟน

ที่มา: Michael. J. Kroes; & Thomas. W. Wild. (1994). *Aircraft Powerplants*. p.395.



ภาพประกอบ 3 แสดงเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟ

ที่มา: Michael. J. Kroes; & Thomas. W. Wild. (1994) *Aircraft Powerplants*. p.483



ภาพประกอบ 4 แสดงเครื่องยนต์เทอร์โบพรอพ

ที่มา: Michael. J. Kroes; & Thomas, W. Wild. (1994). *Aircraft Powerplants*. p.456

2. ลักษณะการใช้งาน

เครื่องยนต์ทั้ง 4 แบบที่กล่าวมาแล้วนั้นจะมีหลักการทำงานที่เหมือนกันแตกต่างกันเพียงลักษณะการใช้งานเท่านั้นโดยเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต (Turbo jet) เทอร์โบแฟน (Turbo fan) และซึ่งแสดงในภาพประกอบ 1 และภาพประกอบ 2 นำก๊าซร้อนจากการเผาไหม้ส่วนหนึ่งไปขับกังหัน (Turbine) ที่ใช้สำหรับขับเคลื่อนชุดอัดอากาศ (Compressor) และกังหัน (Turbine) ที่ใช้ขับอุปกรณ์ส่วนควบอื่นๆ ส่วนก๊าซร้อนส่วนที่เหลือจะผ่านท่อท้ายเพื่อใช้เป็นพลังงานขับเคลื่อนเครื่องยนต์ทั้งเทอร์โบแฟน (Turbo fan) และเทอร์โบเจ็ต (Turbo jet) นั้นจะใช้เป็นต้นกำลังขับเคลื่อนอากาศยานทั้งหมด

3. หลักการทำงานของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ

ดังที่กล่าวมาแล้วว่าเครื่องยนต์กังหันก๊าซหรือเครื่องยนต์ไอพ่นทั้ง 4 แบบนี้มีหลักการทำงานที่เหมือนกันกล่าวคือ เมื่อเครื่องยนต์เริ่มหมุนไม่ว่าจะเป็นการสตาร์ทด้วยอะไรก็ตามเพลลาของเครื่องยนต์จะหมุนซึ่งทำให้ชุดอัดอากาศหมุน และทำการดูดอากาศเข้ามาจากนั้นจะทำการอัดอากาศซึ่งเครื่องอัดอากาศนี้อาจเป็นแบบไหลตามแนวแกนหรือแบบไหลตามแนวรัศมีก็ได้ แล้วแต่การออกแบบของเครื่องยนต์ เมื่ออากาศถูกอัดผ่านชุดอัดอากาศจะมีความดัน และความเร็วสูงขึ้น โดยเฉพาะความเร็วจะสูงมากจึงต้องผ่านชุดเปลี่ยนความเร็วเป็นความดัน(Diffuser) คือให้ความเร็วลดลง และมีความดันสูงพอที่จะทำการจุดระเบิดได้ผ่านเข้ามาในห้องเผาไหม้(Combustion Chamber) ในขณะเดียวกันนั้นน้ำมันเชื้อเพลิงก็จะถูกฉีดเข้ามาผสมกับอากาศที่มีความดันสูงจากนั้นตัวจุดก็จะจุดประกายไฟทำให้เกิดการเผาไหม้ ขึ้นส่วนผสมที่มีกำลังดันสูงจะเกิดการเผาไหม้ และขยายตัวอย่างรุนแรงพุ่งไปทางท้ายของเครื่องยนต์ผ่านชุดเพิ่มความเร็วก๊าซ(NGV) และถูกบังคับให้เข้าปะทะกับปีกของกังหัน(Turbine) จะทำให้กังหันหมุนซึ่งทำให้ชุดเครื่องอัดอากาศที่อยู่บนเพลลาเดียวกันถูกขับให้หมุนตามไปด้วย เมื่อเครื่องยนต์เดินเครื่องสม่ำเสมอแล้วชุดอัดอากาศ ซึ่งอยู่บนเพลลาเดียวกับชุดกังหันก็จะสามารถดูด และอัดอากาศเข้าสู่ห้องเผาไหม้อย่างต่อเนื่องโดยไม่ต้องใช้ชุดสตาร์ทอีกต่อไป รวมทั้งตัวจุดก็จะหยุดทำงานเพราะน้ำมันเชื้อเพลิงจะถูกฉีดเข้าไปผสมกับอากาศที่ถูกอัดภายในห้องเผาไหม้ให้เกิดการเผาไหม้อยู่ตลอดเวลา เช่นเดียวกับการทำงานของเตาฟู่ ส่วนก๊าซร้อนเมื่อออกจากห้องเผาไหม้แล้วจะผ่านชุดบังคับทิศทางเข้าปลั๊กกังหันให้หมุนไปแล้วพุ่งออกทางท่อท้ายของเครื่องยนต์เพื่อใช้เป็นตัวขับเคลื่อนโดยตรง แรงขับนี้ก็คือแรงปฏิกิริยาที่เกิดการพุ่งออกมาของกระแสไอพ่น และกระทำไปในทิศทางตรงกันข้ามกับการพุ่งของกระแสไอพ่น ส่วนในของเครื่องยนต์เทอร์โบชาฟท์ (Turbo shaft) มีลักษณะการทำงานเช่นเดียวกันแต่ก๊าซร้อนที่เกิดจากการเผาไหม้ทั้งหมดจะถูกนำไปขับกังหัน และการหมุนของกังหันจะถูกนำไปขับเครื่องอัดอากาศ และเป็นเพลลาส่งกำลังออกในเวลาเดียวกันด้วย สำหรับเครื่องยนต์ประเภท เทอร์โบพรอพเพลเลอร์ (Turbo propeller) หรือเทอร์โบพรอป (Turbo prop) และเครื่องยนต์เทอร์โบชาฟท์ (Turbo shaft) ดังแสดงในภาพประกอบ 3 และ ภาพประกอบ 4 นั้นใช้ก๊าซร้อนจากการเผาไหม้เกือบทั้งหมดไปขับกังหัน และการหมุนของกังหันก็จะถูกนำไปใช้งานโดยในเครื่องยนต์เทอร์โบชาฟท์ (Turbo shaft) นั้นจะนำกำลัง

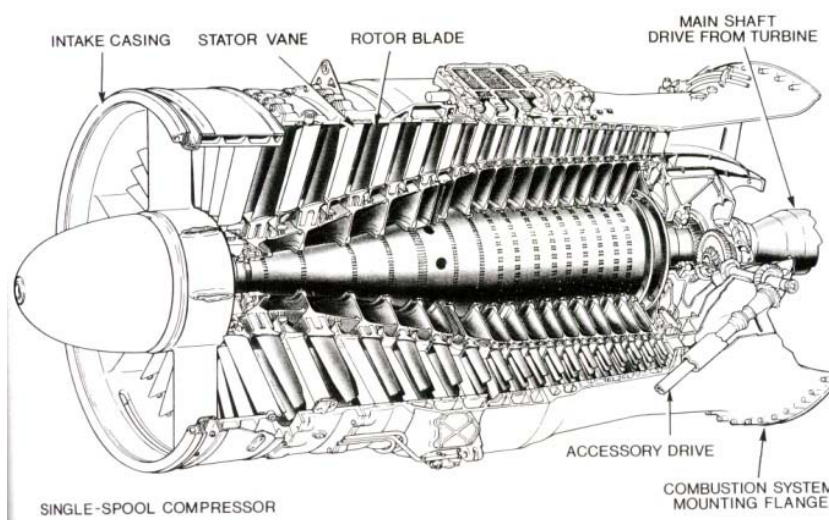
งานที่ได้จากกังหันกังหันไปขับทั้งเครื่องอัดอากาศและเป็นเพลาส่งกำลัง ส่วนในเครื่องยนต์เทอร์โบพรอพ (Turbo prop) นั้นเพลาสองกังหันจะแยกกันโดยกังหันชุดหนึ่งจะต่อกับเครื่องอัดอากาศและกังหันอีกชุดหนึ่ง ซึ่งเป็นกังหันอิสระจะต่อเป็นเพลาส่งกำลังสำหรับเครื่องยนต์เทอร์โบพรอพ (Turbo prop) ก็จะมีการทำงานที่คล้ายกันเพียงแต่ชุดกังหันที่ขับเครื่องอัดอากาศและชุดกังหันที่ขับของเพลาส่งกำลังออกจะแยกเป็นอิสระต่อกัน เครื่องยนต์ทั้งสองชนิดนี้จะใช้ในเครื่องบินใบพัด เฮลิคอปเตอร์ สำหรับในขนาดใหญ่จะใช้ในเรือหัวรถจักรของรถไฟ และงานอุตสาหกรรมตลอดจนเป็นเครื่องต้นกำลังในการกำเนิดไฟฟ้า

4. ส่วนประกอบของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ

เครื่องยนต์กังหันก๊าซประกอบด้วยส่วนประกอบหลักที่สำคัญ 3 ส่วนดังนี้คือ

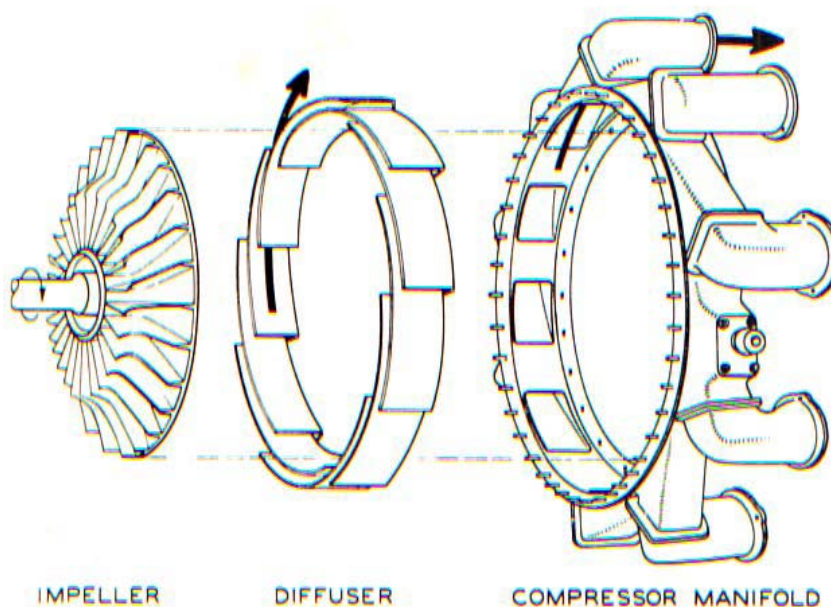
4.1 เครื่องอัดอากาศ (Compressor) มีไว้สำหรับเพื่ออัดอากาศหรือเพิ่มความดันของอากาศที่เข้าห้องเผาไหม้ให้สูงขึ้นหรือทำให้มวลของอากาศมากในปริมาณที่กำหนดเพื่อที่จะทำให้ส่วนผสมเกิดการจุดระเบิดขยายตัวได้อย่างเต็มที่และรุนแรงเมื่อมีการจุดระเบิดเกิดขึ้นชุดอัดอากาศมีลักษณะเป็นครีบทวนติดอยู่บนแกนเพลาส่งซึ่งเป็นเพลาส่งเดียวกันกับชุดกังหัน โดยทั่วไปเครื่องอัดอากาศที่นิยมใช้ในเครื่องยนต์กังหันก๊าซมี 2 แบบคือ

4.1.1 เครื่องอัดอากาศแบบไหลตามแนวแกน (Axial flow compressor) การไหลของอากาศผ่านเครื่องอัดอากาศแบบนี้จะไหลตามแนวแกนผ่านครีบทวนและใบเปลี่ยนทิศทางการที่อยู่กับที่ ซึ่งต่อไว้เป็นอนุกรมเป็นวงซ้อนกันตามแนวหมุนของเครื่องยนต์ ดังแสดงในภาพประกอบ 5 ส่วนหลังของชุดอัดอากาศจะมีขนาดเล็กลงทำให้อากาศที่ไหลผ่านชุดอัดอากาศมีปริมาตรลดลงขณะที่มวลอากาศมีจำนวนเท่าเดิมจึงทำให้อากาศเกิดการอัดตัวเมื่อผ่านชุดอัดอากาศแต่ละแถว



ภาพประกอบ 5 แสดงเครื่องอัดอากาศแบบไหลตามแนวแกน

4.1.2 เครื่องอัดอากาศแบบไหลตามแนวรัศมี (Centrifugal Compressor) ประกอบด้วยใบพัด (Impeller) แผ่นกระจายอากาศอัด (Diffuser) หรือชุดบังคับทิศทางอากาศ ใบพัดซึ่งนิยมทำด้วยอลูมิเนียมขึ้นรูป และทำให้ผิวแข็งจะอัดอากาศจากภายนอกใกล้กับแกนเพลลา ด้วยการหมุนของใบพัด และเหวี่ยงอากาศออกไปตามเส้นรอบวงทางรัศมีด้วยความเร็วไหลผ่านแผ่นกระจายอากาศ(Diffuser) ซึ่งทำหน้าที่เปลี่ยนความเร็วของอากาศให้เป็นความดันโดยทำให้อากาศที่ไหลผ่านมีความเร็วต่ำลง เพื่อให้การจุดระเบิดได้พอเหมาะและไม่เกิดอาการขาดช่วงหรือดับลง และแผ่นกระจายอากาศ (Diffuser) ยังทำหน้าที่เป็นตัวบังคับทิศทางอากาศให้ไหลตรงออกมาทางช่องอากาศซึ่งทำหน้าที่นำอากาศเข้าสู่ห้องเผาไหม้เพียงพอ อย่างไรก็ตามเครื่องอัดอากาศที่นิยมใช้กับเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดใหญ่ ส่วนมากจะเป็นแบบไหลตามแกนแทบทั้งสิ้น เพราะให้อัตราส่วนการอัดได้สูงถึง 12:1 หรือมากกว่า ซึ่งเครื่องอัดอากาศแบบไหลตามรัศมีให้อัตราส่วนการอัดสูงสุดได้เพียง 4-5:1 เท่านั้น



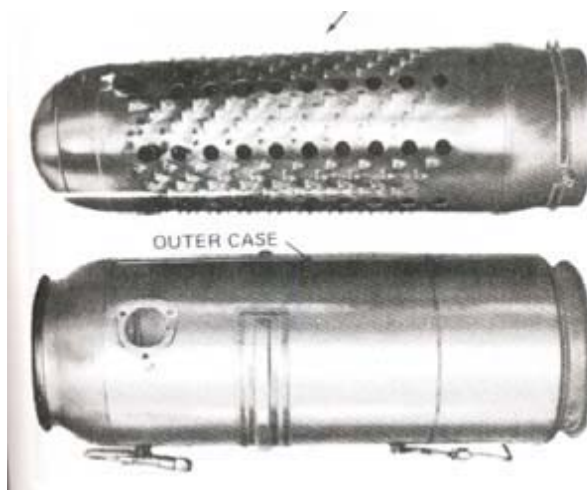
ภาพประกอบ 6 แสดงลักษณะเครื่องอัดอากาศแบบแรงเหวี่ยง

ที่มา: Michael. J. Kroes; & Thomas. W. Wild. (1994). *Aircraft Powerplants*. p.288

4.2 ห้องเผาไหม้ (Combustion Chamber) โดยทั่ว ๆ ไปมักมี 3 แบบ คือ

4.2.1 แบบ Can (can type combustion chamber) มักใช้กับเครื่องยนต์ที่ใช้เครื่องอัดอากาศแบบแรงเหวี่ยง (Centrifugal compressor) หลังจากอากาศผ่านออกจากดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) จะถูกแบ่งเป็นส่วน ๆ และให้ไหลเข้าห้องเผาไหม้แต่ละลูกที่แยกกัน ห้องเผาไหม้แบบนี้มีรูปเป็นแคน (Can) หรือกระป๋อง จัดวางเรียงไว้โดยรอบเส้นรอบวงของชุดสันดาปของเครื่องยนต์ ในห้องเผาไหม้แต่ละลูกจะมีหัวฉีดและห้องเผาไหม้ชั้นในประกอบอยู่ อากาศที่ใช้ในการ

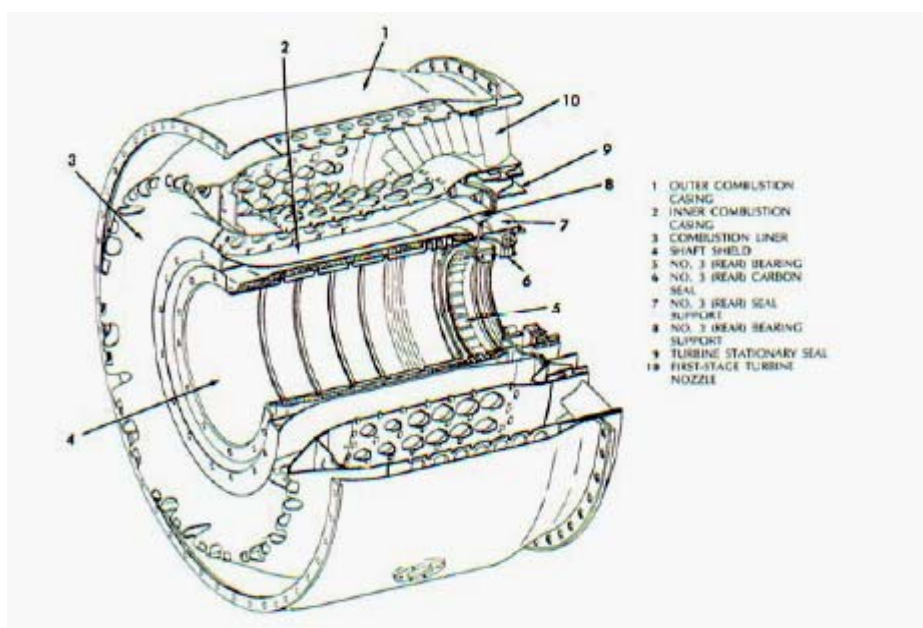
เผาไหม้ผ่านเข้าถึงหัวฉีด ทำหน้าที่เป็นตัวช่วยการจุดระเบิดในชั้นแรก อากาศรอบ ๆ ที่ผ่านระหว่างชุดห้องเผาไหม้ชั้นใน และชั้นนอกเป็นตัวระบายความร้อน ห้องเผาไหม้ชั้นในเจาะเป็นรูพรุนไว้โดยรอบเป็นช่วงตามแนวของผิวความยาว เพื่อให้อากาศภายนอกไหลเข้ามาภายในได้



ภาพประกอบ 7 แสดงห้องเผาไหม้แบบ Can

ที่มา: Michael. J. Kroes; & Thomas. W. Wild. (1994). *Aircraft Powerplants*. p.295

4.2.2 แบบ Annular (Annular type combustion chamber) เครื่องยนต์ที่ใช้เครื่องอัดอากาศแบบไหลตามแนวแกนบางแบบ ใช้ห้องเผาไหม้แบบแวนนูลาร์ (Annular) ห้องเดียว ห้องเผาไหม้ชั้นในแบบนี้ประกอบเป็นชุดเดียวกันเป็นรูปวงกลมมีส่วนใน และนอกประกอบอยู่รอบเรือนเพลลาขับของชุดอัดอากาศ ห้องเผาไหม้แบบนี้เชื้อเพลิงถูกฉีดออกจากหัวฉีดที่ต่อเนื่องเป็นอนุกรมทางส่วนหน้าของห้องเผาไหม้ชั้นในด้วย ห้องเผาไหม้ชั้นในอยู่ในตำแหน่งที่เปลวไฟจุดอยู่ ดังนั้น จะมีอายุสั้นมากกว่าชิ้นส่วนอื่น ๆ ของเครื่องยนต์ จึงต้องมีการตรวจและเปลี่ยนอยู่เสมอ ข้อดีของ ห้องเผาไหม้แบบนี้สามารถใช้พื้นที่ที่มีได้มากที่สุด ทำให้ส่วนผสมของเชื้อเพลิงกับอากาศได้ดีกว่า



ภาพประกอบ 8 แสดงห้องเผาไหม้แบบ Annular

ที่มา: Irwin, E. Treager. (1970). *Aircraft Gas turbine Engine Technology*. p.113.

4.2.3 ห้องเผาไหม้แบบแคน – แอนนูลาร์ (Can-annular combustion chamber) แบบนี้ต้องสอดใส่ห้องเผาไหม้ชั้นในรูปแคน (Can) แต่ละอันลงเรียงข้างๆ กันภายในห้องเผาไหม้แบบแอนนูลาร์ (Annular) แต่ละลูกของห้องเผาไหม้ชั้นในจะทำหน้าที่เป็น Annular Burner โดยแต่ละลูกจะทำหน้าที่ของมันเอง ท่อร่วมตรงกลางของแต่ละ Can จะเป็นตัวเพิ่มผล ทางด้านให้มีการเผาไหม้ยาวออกโดยไม่ต้องเพิ่มขนาดชุดหัวเทียนประกอบเป็นกลุ่มรอบส่วนหัวของ Can ห้องเผาไหม้แบบนี้ดีกว่าแบบ Can และ Annular รวมกัน และลดผลเสียทั้ง 2 อย่างลงด้วย การถอดและการตรวจด้วยการใช้กล้องส่องทำได้ตลอดชุดห้องเผาไหม้ สามารถถอดเปลี่ยน Can ได้ เพราะมีช่องทำได้โดยไม่ต้องถอดเครื่องยนต์ การเผาไหม้ระยะสั้นจะป้องกันความดันของก๊าซตกลง เกินกว่าที่กำหนดระหว่างทางของชุดอัดอากาศ และบริเวณเปลวไฟเผาไหม้ การออกแบบจะช่วยให้การกระจายตัวของอุณหภูมิก๊าซที่เข้าสู่กังหันแผ่กระจายอย่างสม่ำเสมอไม่ทำให้เกิดจุดที่มีอุณหภูมิไม่สม่ำเสมอเกิดขึ้น หากเกิดหัวฉีดบางหัวอุดตัน

4.3 ล้อกังหัน (Turbine wheel)

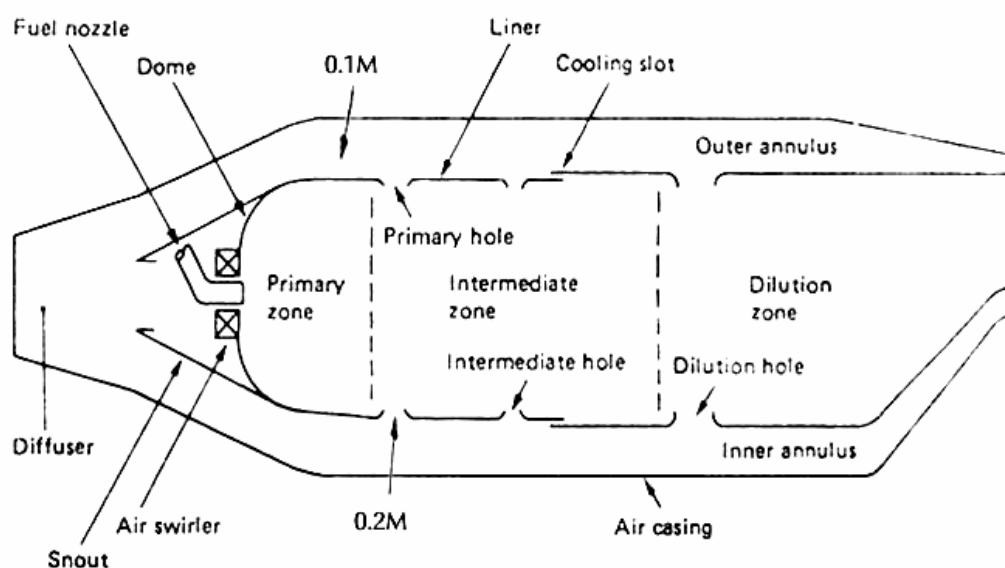
ทำหน้าที่เปลี่ยนพลังงานที่เกิดจากการขยายตัวของก๊าซร้อน ซึ่งถูกเผาไหม้ในห้องเผาไหม้แล้วพุ่งผ่านกังหัน ซึ่งจะเปลี่ยนพลังงานความร้อนและพลังงานจลน์ อันเกิดจากการเคลื่อนที่ของก๊าซร้อนให้เป็นพลังงานกลในรูปของการหมุน เครื่องอัดอากาศ และอุปกรณ์ส่วนควบที่ประกอบหรือติดตั้งบนเพลานี้เดียวกันกับกังหันก็จะถูกขับให้หมุนไปด้วย ส่วนเครื่องยนต์ที่ใช้กำลังขับเคลื่อนหรือใบพัด กังหันจะต้องให้กำลังมากกว่าเครื่องยนต์ที่ใช้กำลังขับเคลื่อนขับเคลื่อนจากกระแสไอพ่นโดยตรง โดยให้พลังงานประมาณ 3 ใน 4 ของพลังงานทั้งหมดที่ได้จากการผลิตก๊าซร้อนในห้องเผาไหม้ ถ้า

เป็นเครื่องยนต์เทอร์โบพรอพ (Turbo prop) และเครื่องยนต์เทอร์โบชาฟท์ (Turbo shaft) พลังงานที่ได้รับจากกังหันจะต้องมากที่สุด ดังนั้นประสิทธิภาพของกังหันที่ใช้ขับใบพัดจะให้ แรงเคลื่อนสูงถึงประมาณ 90% ของแรงขับเคลื่อนทั้งหมด ล้อกังหันจะสร้างเป็นแบบเดี่ยวหรือแบบหลายแถวก็ได้ หากมีหลายแถวใบที่อยู่กับที่จะสอดอยู่ระหว่างวงโรเตอร์ของแต่ละวงต่อกันไป โดยทำหน้าที่เป็นทางนำก๊าซร้อนเข้าและออกชุดกังหันแต่ละชุดของใบที่อยู่กับที่จะมีลักษณะเป็นแผ่นบังคับทิศทางคือใบที่อยู่กับที่จัดไว้เป็นแถวตั้งฉากกับแนวแกนของกังหัน การตั้งมุมทำให้เกิดรูป เป็นหัวฉัตรน้อยๆ เรียงอนุกรมกัน ทำให้ก๊าซร้อนที่พุ่งออกมาไม่พุ่งเข้ากับล้อกังหันพอดี และสำหรับชุดสุดท้ายทางด้านหลังจะเป็นตัวทำให้ก๊าซพุ่งออกตรงก่อนที่ก๊าซร้อนจะผ่านออกทางท่อท้าย

5. ส่วนต่าง ๆ ของห้องเผาไหม้

หลักการทางอากาศพลศาสตร์นั้นเป็นกระบวนการที่เราต้องนำมาคำนึงในการออกแบบและการทำงานเกี่ยวกับการเผาไหม้สำหรับกังหันก๊าซ เพราะเมื่อการออกแบบอากาศพลศาสตร์ดีแล้วนั้น จะทำให้ระบบการจ่ายเชื้อเพลิงทำงานได้ดีตามไปด้วยกระบวนการผสมเป็นสิ่งสำคัญในการเผาไหม้ และใน dilution zone ส่วนใน primary zone นั้นการผสมที่ดี จะทำให้อัตราการเผาไหม้สูงขึ้น และได้ไอเสียที่เป็นก๊าซพิษลดลง ส่วนอุณหภูมิของก๊าซที่ทางออก ขึ้นอยู่กับอัตราส่วนการผสมของอากาศ และผลิตภัณฑ์การเผาไหม้ใน dilution zone แต่การผสมจะสูญเสียไปกับค่าความยาว และ pressure loss ดังนั้น ในการออกแบบห้องเผาไหม้ ควรคำนึงถึงเรื่องนี้ด้วย

ลักษณะของห้องเผาไหม้โดยทั่วไปแล้วจะประกอบด้วย Diffuser, Casing, Liner และ Swirler หลังจากที่ถูกอัดออกจากเครื่องอัดอากาศแล้ว จะผ่าน diffuser เพื่อลดความเร็วของอากาศก่อนที่จะเข้าห้องเผาไหม้ โดยที่ Casing คือส่วนที่อยู่นอกสุดครอบไว้เพื่อป้องกันความร้อนออกมาสู่ข้างนอก รวมทั้งเป็นการป้องกันไม่ให้อากาศรั่วออกมาสู่ภายนอกเพราะเป็นส่วนที่มีความดันแตกต่างจากภายนอก ซึ่งเป็นอากาศที่ถูกอัดมาจากเครื่องอัดอากาศ ภายในจะเป็นเสื้อใน (Liner) ซึ่งเป็นตัวควบคุมบริเวณในการเกิดการเผาไหม้ให้อยู่ในส่วนที่เราต้องการ และเป็นการป้องกันความร้อนไม่ให้ออกมาถูก Casing ได้โดยตรงเนื่องจากเสื้อในเป็นส่วนที่อยู่ใกล้กับการเกิดการเผาไหม้มากที่สุด จึงจำเป็นต้องทำด้วยวัสดุที่ทนความร้อน และเสื้อในนั้นจะมีรูในการควบคุมปริมาณอากาศให้เข้ามาในแต่ละ zone ในส่วนของ primary zone เป็นส่วนที่ทำให้เกิดการเผาไหม้หลัก โดยที่อากาศที่เข้ามาจะเป็นสัดส่วนที่เหมาะสมกับเชื้อเพลิง ซึ่งได้มาจาก 2 ทาง คือ ทาง swirler และทางรู primary โดยอากาศที่เข้ามาจากทั้ง 2 ทางนั้นจะสร้างรูปแบบการไหลที่ทำให้การเผาไหม้มีประสิทธิภาพดีและให้ความร้อนได้สูง, ในส่วน Secondary zone จะมีรู secondary ให้อากาศเข้ามาเพื่อช่วยให้เกิดการเผาไหม้ที่สมบูรณ์ยิ่งขึ้น และส่วนสุดท้ายคือ Dilution zone ทำหน้าที่ให้อากาศส่วนที่เหลือจากการ cooling ผสมเสื้อในเข้ามาผสมกับก๊าซร้อนจาก secondary zone เพื่อช่วยลดอุณหภูมิของก๊าซร้อนให้เหมาะสมก่อนเข้า turbine ดังแสดงในภาพประกอบ 9 พร้อมกับแสดงความเร็วของการไหลของก๊าซในส่วนต่างๆ ของห้องเผาไหม้



ภาพประกอบ 9 ส่วนต่างๆ ของห้องเผาไหม้

5.1 Primary zone : เป็นส่วนที่ต่อมาจากหัวพ่นเชื้อเพลิงซึ่งมีรูให้อากาศแถวแรกเข้ามา อากาศไหลเข้ามาด้วยความเร็วสูง แต่มันจะลดลงโดย Diffuser การจุดระเบิดมีเหตุมาจากการประยุกต์แหล่งพลังงานโดยการทำให้เกิดประกายไฟด้วยความต่างศักย์สูง หัวพ่นที่ติดตั้งก็จะช่วยในการเผาไหม้ ขนาดของเปลวไฟนั้นจะขึ้นอยู่กับเชื้อเพลิงที่ถูกเผาไหม้และรูปแบบของการไหล และผลลัพธ์นี้เองที่จะนำมาใช้ในการคำนวณขนาดของห้องเผาไหม้ ความรุนแรงของเปลวไฟอาจจะลดได้โดยผลจากการเปล่งแสงสูงๆ ซึ่งอาจทำให้มีการแผ่รังสีความร้อนออกไป เนื่องจากความเร็วของก๊าซลดลงมากกว่าความเร็วจริงของละอองเชื้อเพลิง เปลวไฟต้องทำให้เสถียร โดยมุมของการไหลวนสูงๆ ใน Primary zone มีอัตราส่วนค่าเทียบเท่าเข้าใกล้ 1 ภายใต้เงื่อนไขสำหรับการจุดระเบิดเชื้อเพลิงและเสถียรภาพ ปกติแล้วอากาศไหลผ่านโดมที่ถูกบังคับให้มีกระแสไหลวน สร้างช่วงของการไหลวนด้วยความดันต่ำสำหรับคงเปลวไฟไว้ ระหว่างการไหลของอากาศในบริเวณโดมด้วยความเร็วสูง และการไหลในช่วงการไหลวนตรงกลางด้วยความเร็วต่ำ ชั้นของกระแสอากาศแปรปรวนสูง (ชั้นความเฉือน) ถูกสร้างเนื่องจากการเปลี่ยนแปลงความเร็วที่มากโค่นของการพ่นเชื้อเพลิงทะลุเข้าไปโดยตรงในชั้นของความเฉือน ที่ซึ่งไอเชื้อเพลิงผสมกับตัวออกซิไดซ์และเผาไหม้ ในแบบอย่างอากาศถูกพ่นเข้ามาใน Primary zone 20-30 % อย่างไรก็ตาม อากาศส่วนที่เหลือก็จะพ่นเข้าไปสู่ Secondary zone

5.2 Secondary zone: เริ่มที่การพ่นอากาศเข้าไปผ่านรูผนังชั้นในดังที่แสดงไว้ อัตราส่วนค่าเทียบเท่าลดลง ภายใต้เงื่อนไขอากาศเกินพอสำหรับการเผาไหม้ที่สมบูรณ์ การไหลของอากาศและเชื้อเพลิงอาจจะไหลวนกลับไปในส่วนของ Primary zone แต่มีการพ่นแทรกซึมเข้าไปในได้เผาไหม้ได้ลึกขึ้นอุณหภูมิในส่วนนี้จะต่ำกว่า Stoichiometric mixture แต่ยังสูงมากสำหรับใบพัดของกังหัน

5.3 Tertiary or dilution zone : วัตถุประสงค์ของบริเวณนี้ก็เพื่อพ่นอากาศเข้ามา มากๆ เพื่อช่วยลดอุณหภูมิที่จะออกจากห้องเผาไหม้ สำหรับทางเข้าของกังหันที่ยอมรับได้รูปแบบ ของห้องเผาไหม้สำหรับโครงการนี้ ปัญหาที่มีความสำคัญมากที่สุด และยากที่สุดในการออกแบบ และพัฒนาห้องเผาไหม้ของกังหันก๊าซ คือการให้ได้อุณหภูมิและการกระจายตัวของอุณหภูมิก่อนที่จะ เข้ากังหันตามที่ต้องการ ซึ่งปัจจุบันนี้ได้มีการยอมรับแล้วว่า รูปแบบของอุณหภูมิที่ดีขึ้นอยู่กับ การฉีด อากาศ (Penetration) อย่างเพียงพอใน Dilution และจำนวนลำ Jet ของอากาศที่เหมาะสม ซึ่ง 2 ปัจจัยนี้ เป็นตัวที่ทำให้เกิดบริเวณการผสมผสานที่มีประสิทธิภาพ แต่เรื่องของจำนวนรูและ พื้นที่หน้าตัดของรูยังไม่สามารถหาข้อสรุปที่ตายตัวได้ แต่ข้อมูลที่เราหาได้นั้นก็สามารถนำมาใช้ เป็นข้อมูลในการออกแบบได้อย่างคร่าวๆ อุณหภูมิที่ได้จากปริมาตรของก๊าซที่ทางออกห้องเผาไหม้ ซึ่งขึ้นกับเวลาที่อากาศเดินทางจากเครื่องอัดอากาศผ่านห้องเผาไหม้ อุณหภูมิของก๊าซและ ส่วนประกอบ จะเปลี่ยนแปลงอย่างรวดเร็วภายใต้อิทธิพลจากการเผาไหม้แบบต่างๆ, การระบาย ความร้อน และกระบวนการผสม ซึ่งสิ่งเหล่านี้ทำให้เราสามารถรู้ถึงการเปลี่ยนแปลงอุณหภูมิได้อย่าง คร่าวๆ ซึ่งยังมีความซับซ้อนในการออกแบบกระบวนการผสมขั้นสุดท้ายที่มีผลจากลักษณะที่ ซับซ้อนของขนาดเส้นใน, รูปร่างเส้นใน, ความดันตกในเส้นใน, ขนาดของรู, รูปร่างของรู, discharge coefficient ของรูเส้นใน, การกระจายของการไหลของอากาศใน zone ต่างๆ ของห้องเผาไหม้และ การกระจายตัวของอุณหภูมิของก๊าซร้อนที่เข้ามาใน dilution zone ซึ่งมีผลต่อการผสม สำหรับการ ทำให้เกิดการเผาไหม้ที่ดีนั้นมีอิทธิพลจากลักษณะการฉีดพ่นเชื้อเพลิง เช่น ขนาดของละออง, มุมใน การฉีด และการแทรกซึม (Penetration) ของการฉีด เพราะสิ่งเหล่านี้จะเป็นตัวควบคุมรูปแบบของ การเผาไหม้และการกระจายตัวของอุณหภูมิใน primary zone และเป็นที่ยืนยันว่าลักษณะการฉีด เชื้อเพลิงจะดีได้ขึ้นอยู่กับความดัน ซึ่งมีผลต่อการแตกตัวของอะตอม จะเห็นได้ว่าอุณหภูมิตามขวาง นั้นจะแปรผันตามความดัน ซึ่งขึ้นกับการออกแบบและความยาว ตัวแปรของอุณหภูมิมีความสำคัญ คือ เป็นตัวที่มีผลต่อกำลังของเครื่องยนต์ที่ได้ออกมา และอายุการใช้งานกับความคงทนของส่วนที่รับ ความร้อน เมื่อพิจารณาประสิทธิภาพของเครื่องยนต์ทั้งหมด อุณหภูมิที่มีความสำคัญมากคือ อุณหภูมิที่ทางเข้ากังหัน T_4 เมื่อ nozzle guide vane ถูกกำหนดให้คงที่ซึ่งสัมพันธ์กับห้องเผาไหม้ ซึ่งจะต้องถูกออกแบบให้ทนต่ออุณหภูมิตามขวางสูงสุด ดังนั้น ตัวแปรที่ใช้ในการออกแบบโดยตรง ของ nozzle guide vane คือ ปัจจัยของการกระจายตัวของอุณหภูมิทั้งหมด ซึ่งจะเน้นถึงอุณหภูมิสูง ที่สุด

ตาราง 1 ข้อดีของห้องเผาไหม้ชนิดต่างๆ

ชนิดของห้องเผาไหม้	ข้อดี	ข้อเสีย
Tubular	1. สร้างได้ง่าย 2. สามารถจัดรูปแบบการไหลของเชื้อเพลิงและการไหลของอากาศได้ง่าย 3. เครื่องมือที่ใช้ทำการทดสอบทำให้เกิดความเสียหายเพียงเล็กน้อยของการไหลของอากาศในเครื่องยนต์ทั้งหมด	1. มีขนาดใหญ่และหนัก 2. มีความดันสูญเสียมาก 3. ต้องมีการเชื่อมต่อกัน 4. เกิดปัญหาเมื่อเดินเครื่องยนต์รอบเดินเบา
Annular	1. ความยาวและน้ำหนักน้อยที่สุด 2. พื้นที่ด้านหน้าของเครื่องยนต์น้อยที่สุด 3. ความดันสูญเสียน้อยที่สุด 4. ง่ายต่อการเดินเครื่องยนต์ที่รอบเดินเบา	1. ก่อให้เกิดปัญหาการโก่งตัวที่เสื่อในตัวนอก 2. เครื่องมือที่ใช้ทำการทดสอบมีผลต่อการไหลของอากาศมาก 3. จัดรูปแบบการไหลของเชื้อเพลิงและการไหลของอากาศได้ยาก 4. ยากต่อการรักษาเสถียรภาพของอุณหภูมิทางออกตามขวาง
Turbo annular	1. สร้างได้ง่าย 2. สามารถจัดรูปแบบการไหลของเชื้อเพลิงและการไหลของอากาศได้ง่าย 3. เครื่องมือที่ใช้ทำการทดสอบทำให้เกิดความเสียหายเพียงเล็กน้อยของการไหลของอากาศในเครื่องยนต์ทั้งหมด 4. ความดันสูญเสียน้อย 5. สั้นและเบากว่า Tubular Chamber	1. มีขนาดกะทัดรัดน้อยกว่า Annular 2. ต้องมีการเชื่อมต่อกัน 3. เกิดปัญหาเมื่อเดินเครื่องยนต์รอบเดินเบา

6. ความต้องการของห้องเผาไหม้

ห้องเผาไหม้ของกังหันก๊าซนั้นมีความต้องการที่ต่างกันไปขึ้นอยู่กับชนิดของเครื่องยนต์ แต่ความต้องการพื้นฐานนั้น มีดังต่อไปนี้

6.1 ประสิทธิภาพการเผาไหม้สูง (เกิดการเผาไหม้สมบูรณ์)

6.2 มีการจุดระเบิดที่แน่นอนและราบเรียบ ทั้งที่พื้น (โดยเฉพาะที่อุณหภูมิบรรยากาศต่ำมาก ๆ) และในกรณีของเครื่องยนต์ของเครื่องบิน ที่จุดระเบิดที่สูงมาก ๆ

6.3 มีช่วงของความเสถียรที่กว้าง (เปลวไฟยังคงอยู่ได้ในช่วงของความดัน, ความเร็ว และอัตราส่วนของอากาศต่อเชื้อเพลิงที่กว้าง)

6.4 อีกระยะจากความดันที่ไม่คงที่และสิ่งอื่นๆ ที่ทำให้การเผาไหม้ลดลง

6.5 ความดันสูญเสียต่ำ

6.6 การกระจายของอุณหภูมิทางออก เพื่อยืดอายุการใช้งานของใบกังหันและ nozzle guide vane

6.7 เกิดเขม่า, เชื้อเพลิงที่ไม่ถูกเผา และก๊าซที่เป็นมลพิษต่ำ

6.8 ออกแบบให้มีราคาน้อยที่สุดและง่ายในการบำรุงรักษา

6.9 ขนาดและรูปร่างมีความเหมาะสมกับเครื่องยนต์

6.10 ใช้งานได้นาน

6.11 สามารถใช้ได้กับเชื้อเพลิงหลายชนิด

7. ดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser)

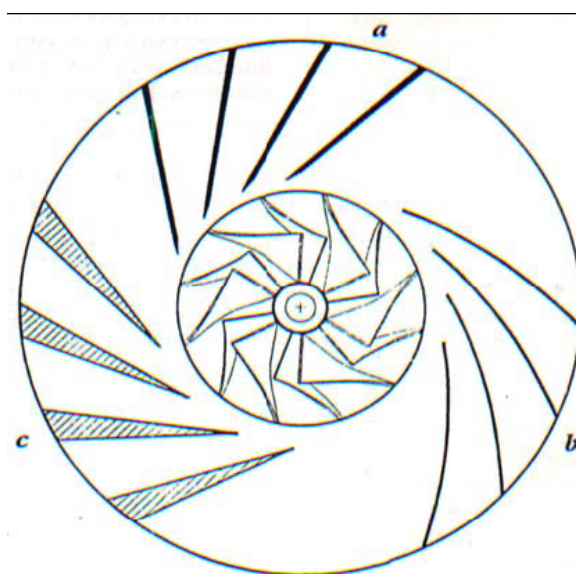
อากาศที่ออกจากใบพัดบริเวณนี้จะถูกลดความเร็วลงตามขบวนการแอดิยาติก (adiabatic) ความเร็วที่ทางออกของใบพัด (C_2) ไปเป็นความเร็วที่ทางออกของดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) (C_3) ความดันสถิตเพิ่มขึ้นจาก P_2 ไปเป็น P_3 ทั้งตัวเรือนของเครื่องอัดอากาศรวมไปถึงทางออกบางส่วนของดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) ซึ่งช่วยทำให้ความเร็วของอากาศน้อยลงเป็นการสะดวกในการพิจารณา ถ้าจัดรวมให้อยู่เป็นส่วนเดียวกันดังเช่นการเปลี่ยนแปลงสถานะจากจุด 2 ไปจุด 3 ซึ่งค่าเอนทัลปีรวม (Total enthalpy or stagnation enthalpy) สม่าเสมอเป็นการไหลแบบแอดิยาติก (Adiabatic) ถ้าไม่คิดงานผ่านเข้าหรือออกจากระบบของเครื่องอัดอากาศเพราะฉะนั้น

ขบวนการจาก 2 ไป 3 เป็นการแสดงให้เห็นถึงการย้อนกลับไม่ได้ เกิดการสูญเสียความดันรวม (Total pressure) $P_{02}-P_{03}$ ระหว่างขบวนการ โดยในที่นี้จะกล่าวถึงดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) แบบที่มีครีบบพัดเท่านั้นซึ่งมีอยู่ด้วยกัน 3 ลักษณะคือ

7.1 แบบครีบบพัดตรง

7.2 แบบครีบบัดโค้งใบพัดโค้ง

7.3 แบบครีบบพัดเป็นรูปลิ้ม



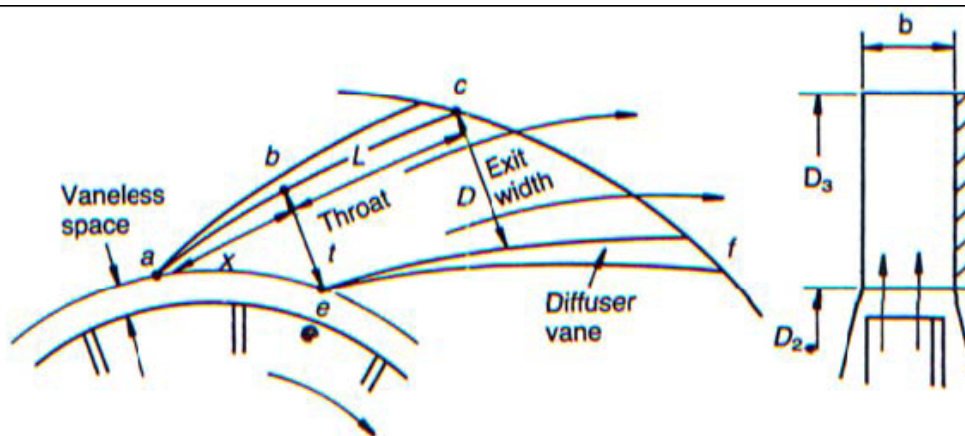
ภาพประกอบ 10 ลักษณะของแผ่นแพร่อากาศ

ดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) นั้นเป็นส่วนที่ใช้สำหรับเคลื่อนย้ายอากาศที่หมุนวนอยู่รอบๆ ใบพัดของเครื่องอัดอากาศที่มีความเร็วสูง หลังจากที่ถูกใบพัดนั้นเหวี่ยงออกมาแล้วซึ่งสามารถทำได้ง่ายๆ โดยการเพิ่มขนาดของเส้นรัศมี เมื่อเป็นเช่นนี้เพื่อเป็นการลดความยาวของเส้นทางการไหล และขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางโดยรวมของเครื่องอัดอากาศ ดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) แบบมีครีบบใบพัดจะมีขนาดที่เล็กกว่า โดยช่องว่างระหว่างทางออกของใบพัดถึงทางเข้าของดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) อยู่ระหว่าง $0.1D_2$ ถึง $0.2D_2$ เมื่อ D_2 นั้นคือขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของใบพัดซึ่งช่องว่าง นี้จะเป็นส่วนของดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) ในช่วงที่ไม่มีครีบบใบพัด (Vane less space) ซึ่งมีหน้าที่คือ

- 1) ลดความดันรอบ ๆ ใบพัดของเครื่องอัดอากาศ
- 2) ทำให้การเปลี่ยนแปลงความเร็วระหว่างขอบของใบพัด และดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser)

ราบเรียบ

- 3) ลดความเร็วของกระแสอากาศที่ไหลเข้าสู่ครีบบใบพัดของดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser)



ภาพประกอบ 11 สัดส่วนต่างๆของแผ่นแพร่

จากภาพประกอบจะเห็นว่าอากาศจะไหลไปตามช่องทางเข้าสู่ช่องแคบ(Throat) ของดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) ซึ่งเป็นส่วนที่แคบที่สุดก่อนจะค่อย ๆ ขยายตัวออก ฉะนั้นการแพร่ หรือการกระจายตัวของอากาศจึงเกิดขึ้นบนช่วงความยาวbc และเพื่อให้ได้ขนาดของดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) ที่ไม่ใหญ่จนเกินไป ซึ่งอาจมีผลทำให้เส้นทางเดินของของไหลยาวมากจนเกิดการสูญเสียพลังงานเนื่องจากความฝืด ดังนั้นมุมการขยายตัวของช่องทางจึงมีขนาดเท่ากับ8-12 องศา และปล่อยให้กับตัวเรือนของเครื่องอัด ส่วนพื้นผิว abc และ ef เป็นรัศมีโดยประมาณทุกๆ ช่องมีความยาวเท่ากับ L ซึ่งในทางปฏิบัติแล้วความยาว L นี้จะมีค่าเท่ากับ $3t$ และ $4t$ เพื่อควบคุมความสมดุลระหว่างประสิทธิภาพของการแพร่กับความสูญเสียเนื่องจากความฝืดของผิวสัมผัสในส่วนของจำนวนครีบบไพพัดบนดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) นั้นในทางปฏิบัตินั้นจะเริ่มที่จำนวนครีบบไพพัดบนบไพพัดของเครื่องอัดอากาศบวกเข้าไปอีกหนึ่ง ($Z+1$) แต่จะไม่มากไปกว่า 29 ใบ เพราะจะทำให้ประสิทธิภาพลดลงเนื่องจากความฝืดเพิ่มมากขึ้นสำหรับขนาดของดิฟฟิวเซอร์(Diffuser)นั้นงานออกแบบหลายๆงานจะทำตามอัตราส่วนระหว่างเส้นผ่าศูนย์กลางของแผ่นแพร่ (D_3) กับเส้นผ่าศูนย์กลางของบไพพัด (D_2) เท่ากับ 1.3-1.5

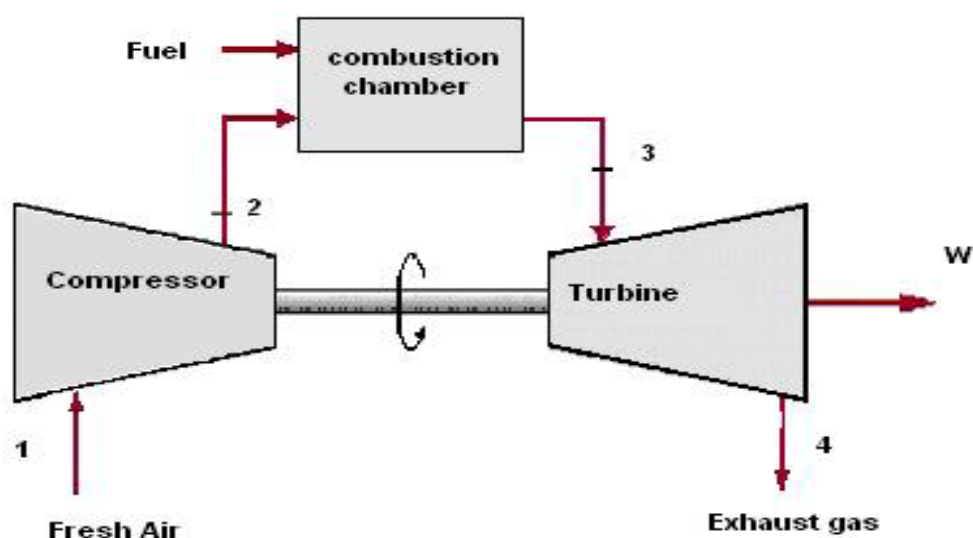
8. ทฤษฎีทางเทอร์โมไดนามิกส์

วัฏจักรเบย์ตันเป็นวัฏจักรทางอุณหพลศาสตร์ของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ ซึ่งถูกนำเสนอโดย Mr.George Broyton สำหรับใช้ในเครื่องยนต์ลูกสูบซึ่งใช้น้ำมันเป็นเชื้อเพลิงนั้น พัฒนาขึ้นในราวปีคศ.1800 ในปัจจุบันเป็นวัฏจักรที่ใช้สำหรับเครื่องยนต์กังหันก๊าซเท่านั้น โดย ขบวนการอัดและการขยายตัวถูกนำมาใส่ไว้ระหว่างเครื่องอัดและกังหันเครื่องยนต์กังหันก๊าซปกติแล้วทำงานตามวัฏจักรเปิด

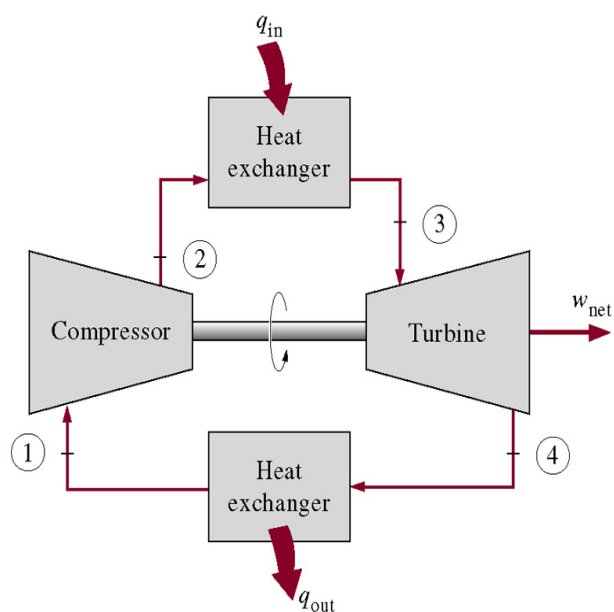
การทำงานเบื้องต้นของเครื่องยนต์กังหันแก๊สคือ การเปลี่ยนพลังงานจลน์ของแก๊สร้อนที่ขยายตัวที่ความดันสูงให้เป็นพลังงานกล เพื่อนำไปหมุนชุดกังหันเครื่องยนต์กังหันแก๊สให้ทำงาน โดยเริ่มจากนำอากาศจำนวนมากเข้าสู่เครื่องยนต์ โดยอาศัยแรงดูดจากคอมเพรสเซอร์ จากนั้นอัดอากาศให้มีอุณหภูมิและความดันสูงขึ้นแล้วส่งเข้าห้องเผาไหม้ ขณะเดียวกันเชื้อเพลิงจะถูกฉีดเข้า

ห้องเผาไหม้ซึ่งจะเกิดปฏิกิริยาเคมีระหว่างเชื้อเพลิงกับอากาศแล้วถูกจุดระเบิดขึ้น ทำให้แก๊สร้อนจากการสันดาปขยายตัวไปปะทะกับใบกังหัน เมื่อล้อกังหันหมุนจะทำให้เกิดการหมุนของเพลารองยนต์ขึ้นการหมุนนี้ส่วนหนึ่งจะนำกลับไปขับเคลื่อนเพรสเซอร์ที่ชุดกังหันนั่นเอง พลังงานจลน์ของแก๊สร้อนที่ขยายตัวส่วนใหญ่จะถูกเปลี่ยนให้เป็นพลังงานกลอยู่ในลักษณะของการหมุนขึ้น การทำงานในลักษณะแบบนี้เรียกว่า การทำงานแบบระบบเปิด เนื่องจากแก๊สที่ขยายตัวแล้วถูกปล่อยออกสู่บรรยากาศ

เครื่องยนต์กังหัน เป็นเครื่องยนต์ที่ทำงาน โดยนำหลักการและทฤษฎีของวัฏจักรเบรย์ตัน (Breyton Cycle) มาประยุกต์ใช้งานซึ่งแบบที่เหมาะสมกับการใช้งานจริง คือ แบบที่มีการสันดาปที่ความดันคงที่และต่อเนื่อง มีส่วนประกอบหลักสำคัญ ได้แก่ เครื่องอัดอากาศ (Air Compressor), ห้องเผาไหม้ (Combustion Chamber), ชุดกังหัน (Turbine) และอุปกรณ์สำหรับป้อนเชื้อเพลิง เนื่องจากเพลารองยนต์ของกังหัน (Turbine) และเพลารองยนต์ของเครื่องอัดอากาศ (Compressor) เป็นเพลารองยนต์เดียวกัน ดังนั้นเพลารองยนต์ที่ได้จากกังหันจึงนำไปใช้อัดอากาศบางส่วน แต่ส่วนส่วนใหญ่จะถูกส่งออกไปที่เพลารองยนต์กำลังออกเพื่อนำไปใช้งานตามต้องการ



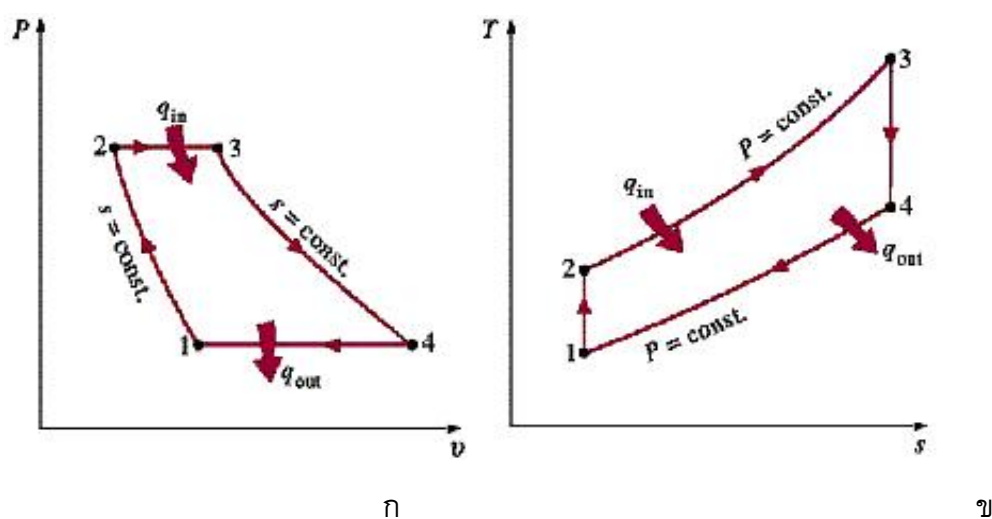
ภาพประกอบ 12 การทำงานของเครื่องยนต์กังหันแก๊สแบบระบบเปิด



ภาพประกอบ 13 การทำงานของเครื่องยนต์กังหันแก๊สแบบระบบปิด

8.1 ทฤษฎีและกระบวนการทำงานของวัฏจักรเบรย์ตัน

วัฏจักรเบรย์ตัน ถือว่าเป็นแม่แบบของวัฏจักรของเครื่องยนต์กังหันแก๊ส ซึ่งวัฏจักรดังกล่าวมีกระบวนการทำงานดังต่อไปนี้



ภาพประกอบ 14 (ก) แสดง P-V ไดอะแกรม (ข) แสดง T-S ไดอะแกรม

กระบวนการ (1–2) อากาศจะถูกดูดจากภายนอกที่ความดันบรรยากาศ แล้วอัดให้มีความดัน และอุณหภูมิสูงขึ้นด้วยคอมเพรสเซอร์ จากระบบเป็นกระบวนการอัดแบบเอนเดียบาติก คือ ไม่มีความร้อนสูญเสียจากระบบเอนโทรปีคงที่

กระบวนการ (2–3) เมื่ออากาศถูกอัด จะทำให้เกิดความร้อนและความดัน ถูกส่งเข้าไปยังห้องเผาไหม้และสันดาปกับเชื้อเพลิงที่ถูกส่งเข้ามา กระบวนการดังกล่าวถือว่าเป็นการให้ความร้อนแบบความดันคงที่

กระบวนการ (3–4) ภายหลังการสันดาป จะได้แก๊สไอเสียที่มีความร้อนและความดันสูงซึ่งแก๊สดังกล่าว จะถูกส่งเข้าสู่ชุดกังหัน ทำให้เกิดการขยายตัว กระบวนการนี้ เรียกว่า การขยายตัวแบบเอนเดียบาติก

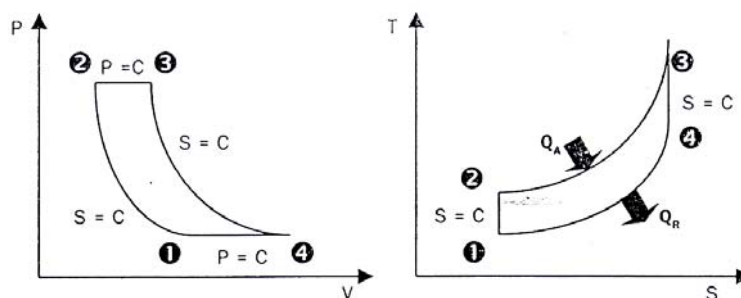
กระบวนการ (4–1) เป็นกระบวนการส่งความร้อนออกแบบความดันคงที่ กระบวนการนี้ไอเสียที่ผ่านการขยายตัวจะถูกขับออกสู่บรรยากาศ

จะเห็นว่าวัฏจักรเบรย์ตันเป็นวัฏจักรเชิงทฤษฎีเพราะพลังงานที่ได้กับพลังงานที่ให้ มีค่าเท่ากัน ซึ่งในทางปฏิบัติไม่สามารถเป็นไปได้เนื่องจากต้องเกิดการสูญเสียขึ้น เช่น การสูญเสียเนื่องจากความฝืด เป็นต้น

จากที่กล่าวมาแล้วว่า หากต้องการทราบงานของเครื่องยนต์กังหันแก๊ส สามารถดูได้จาก P-V ไดอะแกรม และหากต้องการทราบปริมาณความร้อนที่ถ่ายเท ก็สามารถดูได้จาก T-S ไดอะแกรม สำหรับการทำงานของเครื่องยนต์กังหันแก๊สนั้น ใช้อากาศเป็นสารตัวกลาง ซึ่งสารตัวกลางมีการไหลสม่ำเสมอ ดังนั้นสมการในขณะที่มีการอัดตัวและขยายตัวของแก๊สร้อนเชิงทฤษฎี เมื่อวิเคราะห์จาก P-V ไดอะแกรม จะได้เท่ากับ $-\int V dp$ ส่วนความร้อนที่ให้หรือถ่ายเทออก วิเคราะห์จากพื้นที่ใต้กราฟ T-S ไดอะแกรม

8.2 วัฏจักรเชิงทฤษฎีของเครื่องยนต์กังหันแก๊ส

จากที่กล่าวมาแล้วว่าหากต้องการทราบงานของเครื่องยนต์กังหันแก๊ส สามารถดูได้จาก P-V ไดอะแกรม และหากต้องการทราบปริมาณความร้อนที่ถ่ายเทก็ดูได้จาก T-S ไดอะแกรม สำหรับการทำงานของเครื่องยนต์กังหันแก๊สนั้น ใช้อากาศเป็นสารตัวกลาง ซึ่งสารตัวกลางมีการไหลสม่ำเสมอ ดังนั้น สมการในขณะที่มีการอัดตัวและขยายตัวของแก๊สร้อนเชิงทฤษฎีเมื่อวิเคราะห์จาก P-V ไดอะแกรม จะได้เท่ากับ $\int_1^2 V dp$ ส่วนความร้อนที่ให้หรือถ่ายเทออก วิเคราะห์จากพื้นที่ใต้กราฟ T-S ไดอะแกรม

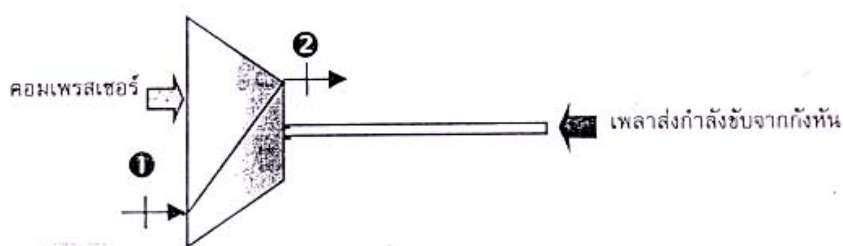


ภาพประกอบ 15 แสดง P-V และ T-S ไดอะแกรม ของเครื่องยนต์กังหันแก๊ส

จากภาพประกอบ 15 กระบวนการต่างๆ ของเครื่องยนต์กังหันแก๊สคือ
 กระบวนการ (1 - 2) คือกระบวนการอัดแบบแอดิแบติก
 กระบวนการ (2 - 3) คือกระบวนการให้ความร้อนแบบความดันคงที่
 กระบวนการ (3 - 4) คือกระบวนการขยายตัวแบบแอดิแบติก
 กระบวนการ (4 - 1) คือกระบวนการถ่ายเทความร้อนออกแบบความดันคงที่

การวิเคราะห์เครื่องยนต์กังหันแก๊สนั้น ต้องพิจารณาถึงสารตัวกลางที่มีการไหลอย่างต่อเนื่องและเท่ากันตลอดเวลา จึงต้องใช้หลักของกระบวนการของระบบที่มีการไหลอย่างสม่ำเสมอ (Steady Flow) มาวิเคราะห์ดังนี้

กระบวนการ 1 - 2 (Adiabatic compression)



ภาพประกอบ 16 แสดงกระบวนการ 1 - 2

จากสมการพลังงาน

พลังงานเข้า = พลังงานออก

$$PE_1 + KE_1 + P_1V_1 + U_1 + Q_{12} = PE_2 + KE_2 + P_2V_2 + U_2 + W_{12} \quad (2-1)$$

เมื่อ $H = U + PV$ (เอนทาลปี = พลังงานภายใน + พลังงานจากการไหล)

กำหนด ที่คอมเพรสเซอร์

พลังงานศักย์ที่จุด (1) และ (2) มีค่าเท่ากัน ($\Delta PE = 0$)

พลังงานจลน์ที่จุด (1) และ (2) มีค่าเท่ากัน ($\Delta KE = 0$)

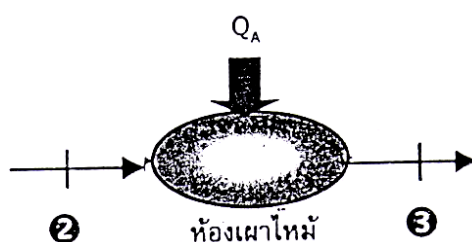
เนื่องจากกระบวนการแอดิแบติกไม่มีความร้อนเข้าหรือออกจากระบบ $Q_{12} = 0$

ดังนั้นสมการ $W_{12} = H_1 - H_2$ (2-2)

เมื่อ $(\Delta H = mC_p \Delta T = mC_p(T_1 - T_2))$ (2-3)

$W_{12} = W_c = -W$ (2-4)

กระบวนการ 2-3 (Heat added at pressure constant)



ภาพประกอบ 17 แสดงกระบวนการ 2 – 3

จากสมการพลังงาน

พลังงานเข้า = พลังงานออก

$$PE_2 + KE_2 + H_2 + Q_{23} = PE_3 + KE_3 + H_3 + W_{23} \quad (2-5)$$

กำหนด ที่คอมเพรสเซอร์

พลังงานจลน์ที่จุด (2) และ (3) มีค่าเท่ากัน ($\Delta KE = 0$)

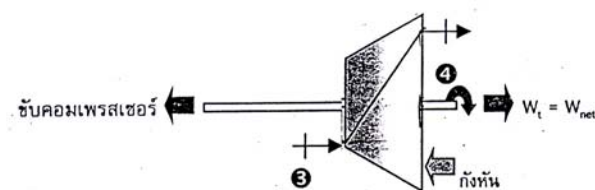
เนื่องจากเป็นห้องเผาไหม้แบบต่อเนื่องจึงไม่เกิดงานขึ้นในกระบวนการนี้ ($W_{23} = 0$)

ดังนั้นจะได้สมการ $Q_{23} = H_3 - H_2$

เมื่อ $(\Delta H = mC_p \Delta T) = mC_p(T_3 - T_2)$

$$Q_{23} = Q_A$$

กระบวนการ 3 – 4 (Adiabatic expansion)



ภาพประกอบ 18 แสดงกระบวนการ 3 – 4

จากสมการพลังงาน

พลังงานเข้า = พลังงานออก

$$PE_3 + KE_3 + H_3 + Q_{34} = PE_4 + KE_4 + H_4 + W_{34} \quad (2-6)$$

กำหนด ที่คอมเพรสเซอร์

พลังงานศักย์ที่จุด (3) และ (4) มีค่าเท่ากัน ($\Delta PE = 0$)

พลังงานจลน์ที่จุด (3) และ (4) มีค่าเท่ากัน ($\Delta KE = 0$)

กระบวนการแอดิยาติกไม่มีความร้อนเข้าหรือออกจากระบบ ($Q_{34} = 0$)

ดังนั้นจะได้สมการ $W_{34} = H_3 - H_4$

$$\text{เมื่อ } (\Delta H = mC_p \Delta T) = mC_p (T_3 - T_4) \quad (2-7)$$

$$W_{34} = W_t = W$$

กระบวนการ 4 – 1 (Heat rejected at pressure constant)

จากสมการพลังงาน

พลังงานเข้า = พลังงานออก

$$PE_4 + KE_4 + H_4 + Q_{41} = PE_1 + KE_1 + H_1 + W_{41} \quad (2-8)$$

กำหนดที่คอมเพรสเซอร์

พลังงานศักย์ที่จุด (4) และ (1) มีค่าเท่ากัน ($\Delta PE = 0$)

พลังงานจลน์ที่จุด (4) และ (1) มีค่าเท่ากัน ($\Delta KE = 0$)

ไม่มีงานเกิดขึ้นในกระบวนการนี้ ($W_{41} = 0$)

ดังนั้น $Q_{41} = H_1 - H_4$

เมื่อ $(\Delta H = mC_p \Delta T) = mC_p (T_1 - T_4)$

$$Q_{41} = Q_R$$

จาก T-S ไดอะแกรมในส่วนพลังงานความร้อนเราจะได้สมการดังนี้

ความร้อนที่ได้หรือป้อนเข้าระบบ (Heat addition)

$$Q_A = mC_p (T_3 - T_2) \quad (2-9)$$

ความร้อนที่สูญเสียหรือระบายออก (Heat rejected)

$$Q_A = mC_p (T_4 - T_1) \quad (2-10)$$

จากความสัมพันธ์กฎข้อที่ 1 ของอุณหพลศาสตร์ ที่ว่า

$$\text{ผลรวมความร้อนที่ให้ } (\Sigma Q) = \text{ผลรวมของงานที่ได้ } (\Sigma W)$$

แต่ในทางปฏิบัติระบบต้องมีการสูญเสียดังนั้น

$$\text{งานที่ได้สุทธิ} = \text{ความร้อนที่ให้} - \text{ความร้อนที่สูญเสีย}$$

ดังนั้น

$$\text{ประสิทธิภาพของวัฏจักร} = \frac{Q_A - Q_R}{Q_A}$$

หรือ

$$\text{ประสิทธิภาพของวัฏจักร} = \frac{mC_p (T_3 - T_2) - mC_p (T_4 - T_1)}{mC_p (T_3 - T_2)} \quad (2-11)$$

$$\text{ประสิทธิภาพของวัฏจักร} = 1 - \frac{T_4 - T_3}{T_3 - T_2}$$

จาก P-V ไดอะแกรม จะเห็นได้ว่าที่ (1) และ (4) มีความดันเท่ากัน และที่จุด (2) และ (3) มีความดันเท่ากันนั้นก็หมายความว่า การอัดตัวและอัตราส่วนการขยายตัวจะเท่ากัน

เมื่อให้ r_p = อัตราส่วนความดัน (Pressure Ratio)

$$\text{จะได้} \quad r_p = \frac{P_2}{P_1} = \frac{P_3}{P_4} \quad (2-12)$$

จากกระบวนการ (1) ไป (2) เป็นการอัดแบบแอดิยาติก

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{(k-1)}{k}} = \left(\frac{V_1}{V_2} \right)^{(k-1)} \quad (2-13)$$

ดังนั้นจะได้ว่า

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{(k-1)}{k}} = r_p^{\frac{(k-1)}{k}} \quad (2-14)$$

และ

$$\frac{T_3}{T_4} = \left(\frac{P_3}{P_4} \right)^{\frac{(k-1)}{k}} = r_p^{\frac{(k-1)}{k}} \quad (2-15)$$

ดังนั้น

$$T_3 = T_4 \left(\frac{P_3}{P_4} \right)^{\frac{(k-1)}{k}} = T_4 \times r_p^{\frac{(k-1)}{k}} \quad (2-16)$$

และ

$$T_2 = T_1 \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{(k-1)}{k}} = T_1 \times r_p^{\frac{(k-1)}{k}} \quad (2-17)$$

$$\begin{aligned}
 \therefore \text{ประสิทธิภาพวัฏจักร} &= 1 - \left(\frac{T_4 - T_3}{T_4 r_p^{\frac{(k-1)}{k}} - T_1 r_p^{\frac{(k-1)}{k}}} \right) \\
 &= 1 - \left(\frac{T_4 - T_1}{r_p^{\frac{(k-1)}{k}} (T_4 - T_1)} \right) \\
 &= 1 - \left(\frac{1}{r_p} \right)^{\frac{(k-1)}{k}} \quad (2-18)
 \end{aligned}$$

เมื่อให้ (η_{th}) คือประสิทธิภาพทางความร้อน (Thermal efficiency)

$$\eta_{th} = 1 - \left(\frac{1}{r_p} \right)^{\frac{(k-1)}{k}} \quad (2-19)$$

และจาก P-V ไดอะแกรม จะเห็นว่า

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

หมายความว่า $\frac{V_2}{V_1} = \frac{V_3}{V_4}$

เมื่อให้ r_v = อัตราส่วนการอัดอากาศหรืออัตราส่วนปริมาตร

$$r_v = \frac{V_2}{V_1} = \frac{V_3}{V_4} \quad (2-20)$$

เมื่อกระบวนการ (1) – (2) และ (3) – (4) เป็นกระบวนการอัดและขยายตัวแบบ
ปริมาตรคงที่

$$\therefore \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{V_1}{V_2} \right)^{(k-1)} = r_v^{(k-1)} \quad (2-21)$$

$$\frac{T_3}{T_4} = \left(\frac{V_4}{V_3} \right)^{(k-1)} = r_v^{(k-1)} \quad (2-22)$$

$$\therefore T_2 = T_1 \times r_v^{(k-1)} \quad (2-23)$$

$$\therefore T_3 = T_4 \times r_v^{(k-1)} \quad (2-24)$$

$$\therefore \text{ประสิทธิภาพวัฏจักร} = 1 - \left(\frac{T_4 - T_1}{T_4 r_v^{(k-1)} - T_1 r_v^{(k-1)}} \right)$$

$$= 1 - \left(\frac{T_4 - T_1}{r_v^{(k-1)} (T_4 - T_1)} \right)$$

$$\therefore \eta_t = 1 - \left(\frac{1}{r_p} \right)^{\frac{(k-1)}{k}} \quad (2-25)$$

ประสิทธิภาพรวมของเครื่องยนต์กังหันแก๊สหาได้จากงานสุทธิที่ได้จริงจากเครื่องยนต์หารด้วยความร้อนที่ให้กับเครื่องยนต์ (ความร้อนที่ให้ได้จากการสันดาปเชื้อเพลิงที่เข้าห้องเผาไหม้)

ประสิทธิภาพรวมของเครื่องยนต์ =

ซึ่งงานสุทธิที่ได้ = งานที่ได้จากกังหัน – งานที่ใช้ขับเคลื่อนเพรสเซอร์

$$W_{net} = W_t - W_c \quad (2-26)$$

W_{net} คือ งานสุทธิที่ได้

W_t คือ งานที่ได้จากกังหัน

W_c คือ งานที่ใช้ขับเคลื่อนเพรสเซอร์

สำหรับความร้อนที่ให้ เป็นความร้อนที่ได้จากการสันดาปเชื้อเพลิง ในกระบวนการจาก (2) ไป (3) การหาปริมาณความร้อนอาศัยการเปลี่ยนแปลงความร้อนหรือเอนทาลปี สารตัวกลางที่เปลี่ยนไป (พลังงานภายในและพลังงานจากการไหล) คือ

$$\text{จาก} \quad Q_{23} = H_3 - H_2 = Q_A$$

เนื่องจาก $(\Delta H = mC_p \Delta T)$

ดังนั้น

$$Q_{23} = mC_p(T_3 - T_2) \quad (2-29)$$

$$W_t = mC_p(T_3 - T_4) \quad (2-30)$$

$$W_c = mC_p(T_2 - T_1) \quad (2-31)$$

เมื่อให้ (η_{all}) คือประสิทธิภาพรวมของเครื่องยนต์กังหันแก๊ส

หมายเหตุ ปกติประสิทธิภาพรวม (η_{all}) ก็คือประสิทธิภาพทางความร้อน (η_{th}) ของวัฏจักร

$$\therefore (\eta_{all}) = \left(\frac{W_t - W_c}{Q_A} \right) \quad (2-32)$$

ในกรณีต้องการหาประสิทธิภาพทางความร้อนของวัฏจักร โดยเปรียบเทียบปริมาณความร้อนที่ให้กับความร้อนที่สูญเสีย ซึ่งสามารถเขียนเป็นสมการได้ คือ

ประสิทธิภาพทางความร้อน =

ซึ่งความร้อนที่ให้อยู่ในช่วงกระบวนการจาก (2) ไป (3) ซึ่งก็คือ (Q_A)

ดังนั้น $Q_A = mC_p(T_3 - T_2) \quad (2-33)$

และความร้อนสูญเสียจากกระบวนการ (4) ไป (1) ซึ่งก็คือ

$$Q_R = mC_p(T_4 - T_1) \quad (2-34)$$

$$\begin{aligned}
 (\eta_{th}) &= \frac{Q_A - Q_R}{Q_A} \\
 &= \frac{mCp(T_3 - T_2) - mCp(T_4 - T_1)}{mCp(T_3 - T_2)} \\
 &= \frac{(T_3 - T_2) - (T_4 - T_1)}{(T_3 - T_2)} \\
 \therefore (\eta_{th}) &= 1 - \frac{(T_4 - T_1)}{(T_3 - T_2)} \quad (2-35)
 \end{aligned}$$

8.4 วัฏจักรการทำงานของเครื่องยนต์กังหันแก๊ส

การทำงานในวัฏจักรเชิงทฤษฎี (Ideal cycle) ของเครื่องยนต์กังหันแก๊ส ถือเป็นพื้นฐานเบื้องต้นในการทำงาน และทำให้ง่ายแก่การเข้าใจ ซึ่งในวัฏจักรการทำงานจริง (Actual cycle) จะมีความแตกต่างออกไปและกระบวนการต่าง ๆ ก็ไม่ได้เป็นไปตามเงื่อนไขของวัฏจักรเชิงทฤษฎี คือในกระบวนการจาก (1) ไป (2) และ (3) ไป (4) ไม่เป็นกระบวนการแอดิยาติก คือยังมีการถ่ายเทความร้อนเข้าหรือออกจากระบบหรือมีการสูญเสียความร้อนในระบบการเผาไหม้ในห้องเผาไหม้กระบวนการ (2) ไป (3) มีการสูญเสียความดัน จึงไม่เป็นกระบวนการการสันดาปแบบความดันคงที่ อีกทั้งมวลของสารตัวกลางที่ไหลผ่านคอมเพรสเซอร์และกังหันมีปริมาณที่ไม่เท่ากัน แต่เนื่องจากในทางปฏิบัติเราจำเป็นต้องคงค่าตัวแปรบางตัวเพื่อสะดวกในการแก้ปัญหา หรือถือว่าตัวแปรดังกล่าวมีอิทธิพลน้อยมาก เพื่อให้เห็นความแตกต่างที่ชัดเจนจึงสรุปลักษณะของวัฏจักรเครื่องยนต์กังหันแก๊สทำงานจริง (Actual Cycle) เมื่อเทียบกับวัฏจักรอุดมคติ ดังนี้

8.4.1 กระบวนการทุกกระบวนการไม่สามารถย้อนกลับได้ เนื่องจากระบบมีความฝืด การไหลของสารทำงานไม่ได้คงที่สม่ำเสมอการไหลเป็นแบบไม่คงที่ ซึ่งแต่ละอุปกรณ์ไม่สามารถทำงานได้ประสิทธิภาพ 100 เปอร์เซ็นต์

8.4.2 ค่าความร้อนจำเพาะมีการเปลี่ยนแปลง เนื่องจากอุณหภูมิที่เปลี่ยนแปลงและคุณลักษณะสารทำงานที่เปลี่ยนไป เช่น จากอากาศเป็นส่วนผสมเชื้อเพลิงกับอากาศและไอเสียที่ได้จากการสันดาปเป็นต้น

8.4.3 จำนวนของสารทำงานในระบบมีการเปลี่ยนแปลงไม่คงที่ หรือมีการไหลที่ต่อเนื่อง

8.4.4 เกิดการสูญเสียความร้อนที่ได้จากการสันดาปเชื้อเพลิงอาจเกิดจากการสันดาปที่ไม่สมบูรณ์ หรือการสันดาปไม่ได้เป็นไปตามกระบวนการความดันคงที่

8.4.5 เกิดการสูญเสียความร้อนให้กับสิ่งแวดล้อม การอัดอากาศที่คอมเพรสเซอร์ และการขยายตัวของแก๊สร้อนที่กังหันไม่ได้เป็นไปตามกระบวนการแอดิยาติก มีการสูญเสียความร้อนออกจากระบบ และสูญเสียความร้อนออกจากห้องเผาไหม้

เนื่องจากวัฏจักรเชิงทฤษฎี การอัดอากาศของคอมเพรสเซอร์และการขยายตัวของแก๊สร้อนในกังหันเป็นกระบวนการแอดิยาติก (ไม่มีความร้อนเข้าหรือออกจากระบบ) นั่นคือ เอนโทรปี (S) มีค่าคงที่แต่ในทางปฏิบัติไม่อาจเป็นเช่นนั้น เพราะเกิดการสูญเสียให้กับผนังหรือชิ้นส่วนของคอมเพรสเซอร์และกังหันเป็นต้น กระบวนการอัดตัวและขยายตัวในวัฏจักรการทำงานจริง เมื่อเปรียบเทียบกับวัฏจักรเชิงทฤษฎี

8.5 สรุปหลักการพื้นฐานของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ

หลักการพื้นฐานของเครื่องยนต์กังหันก๊าซสามารถสรุปได้เป็น 3 สถานะ คือ

8.5.1 ช่วงการอัดอากาศ การหมุนของคอมเพรสเซอร์จะทำหน้าที่เหมือนพัดลมเพื่อขับเคลื่อนของไหลทำงานไปสู่ระบบของการให้ความร้อน ของไหลจะถูกอัดแบบอะเดียเบติก ทำให้อุณหภูมิของมันสูงขึ้นด้วยคอมเพรสเซอร์จัดเป็นประเภทพลศาสตร์โดยที่แต่ละขั้นนั้นจะทำให้ความเร็วของของไหลเพิ่มขึ้นด้วย ดังนั้นเราจึงต้องมี Diffusor เพื่อให้มีการเพิ่มความดัน

8.5.2 ช่วงการสันดาป ให้ความร้อนกับของไหลด้วยการสันดาปภายใน โดยที่ความดันคงที่ ป้อนเชื้อเพลิงด้วยอัตราคงที่ไปผสมกับอากาศที่ความเร็วสูงจากคอมเพรสเซอร์ และเผาไหม้ขณะที่ไหลผ่านช่วงเปลวไฟ การสันดาปเกิดขึ้นในปริมาตรที่เล็กมากเนื่องจากเกิดในที่ที่มีความดันสูง และเปลวไฟไม่สามารถโดนห้องเผาไหม้ได้เนื่องจากมีการทำให้เย็นด้วยรูปแบบของกระแสน้ำที่ทางเข้า

8.5.3 ช่วงอากาศขยาย ของไหลทำงานที่ความดันสูงจะถูกปล่อยให้เข้าสู่กังหันซึ่งเป็นตัวเปลี่ยนพลังงานของของไหลไปเป็นงานเพื่อนำไปใช้ประโยชน์ โดยที่อุณหภูมิของของไหลทำงานก็จะลดลง ส่วนหนึ่งของงานที่ได้นี้จะถูกนำกลับไปใช้ในการขับเคลื่อนคอมเพรสเซอร์ และส่วนที่เหลือก็จะนำไปประยุกต์ใช้ต่อไป เช่น ใช้เป็นตัวผลิตกระแสไฟฟ้า, การปั๊ม, แรงขับเคลื่อนของ Turbojet เป็นต้น การไหลในแนวแกนของกังหันก๊าซสามารถที่จะลด Stagnation Pressure ประมาณ 30–50 % ส่วนอุณหภูมิจะตกลงระหว่าง 8–16 % ขั้นตอนต่างๆถูกนำมารวมกันเพื่อเพิ่มงานที่ได้ออกมาวัฏจักรของกังหันก๊าซถ้าของไหลถูกนำกลับมาใช้ใหม่ในการทำงานของกังหันก๊าซจะเป็นวัฏจักรแบบปิด ในทางตรงกันข้าม ถ้าของไหลไม่ได้ถูกนำกลับมาใช้ใหม่จัดว่าเป็นวัฏจักรแบบเปิด

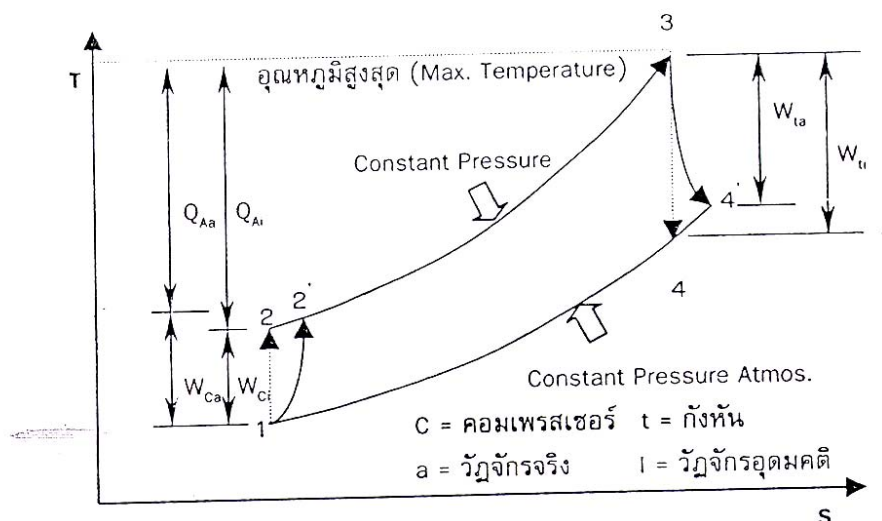
8.6 ประสิทธิภาพในกังหันก๊าซ

การใช้ก๊าซซึ่งอัดตัวได้อย่างเช่น อากาศ มาใช้เป็นของไหลทำงานซึ่งยอมให้มีทั้งการรับและปล่อยพลังงาน ตัวอย่างของพลังงานอย่างพื้นฐานก็คือพลังงานจลน์ของโมเลกุลของอากาศ ซึ่งเป็นคุณสมบัติที่ขึ้นกับอุณหภูมิของมันวัฏจักรในอุดมคติของกังหันก๊าซเป็นไปตามวัฏจักรของ Brayton คือ ช่วงการอัดและช่วงการขยายจะมีค่าเอนโทรปีคงที่ และการให้ความร้อนและการ

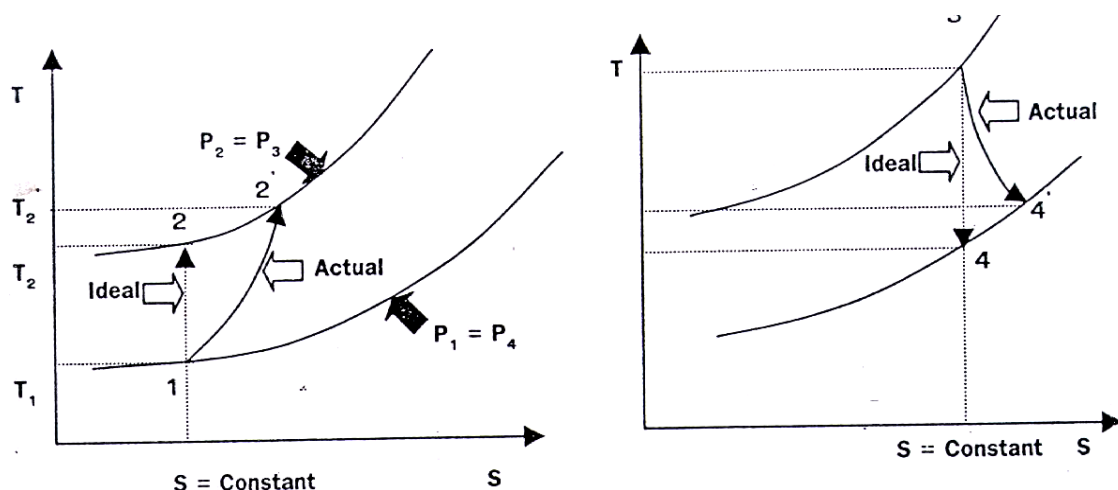
ปล่อยความร้อนจะมีค่าความดันคงที่ ในวัฏจักรอุดมคติประสิทธิภาพจะแปรผันกับอัตราส่วนของอุณหภูมิของของไหลทำงานในกระบวนการอัดอากาศ ซึ่งสัมพันธ์กับอัตราส่วนของความดัน อุณหภูมิทางเข้าในส่วนของกังหันจะถูกจำกัดโดยเทคโนโลยีของกังหัน, ค่าความแข็งแรงของวัสดุ, การสึกกร่อน และข้อควรพิจารณาอื่นๆ การเพิ่มอุณหภูมิก็น้อยอยู่กับอุณหภูมิเริ่มต้นของของไหลทำงานด้วยเหมือนกัน การปรับปรุงกระบวนการต่างๆ สามารถประยุกต์ Thermal Efficiency ของกังหันก๊าซให้ดีขึ้นได้

ตัวอย่างเช่น การใช้ Regeneration เป็นการเพิ่มประสิทธิภาพโดยนำความร้อนที่ถูกปล่อยทิ้งมาถ่ายเทให้กับอากาศที่เข้ามา เป็นผลให้ใช้เชื้อเพลิงลดลง Co-generation เป็นกระบวนการที่นำก๊าซที่ถูกปล่อยออกมาใช้เพิ่มไอน้ำใน Boiler ไอน้ำสามารถถูกนำมาใช้ในการประยุกต์ที่แตกต่างกัน เช่นในกระบวนการในโรงงานอุตสาหกรรม, ในการให้ความร้อน เป็นต้น คุณสมบัติของเชื้อเพลิงที่นำมาใช้นั้นจำเป็นที่จะต้องมีความสูงเนื่องจากความสกปรกมักเป็นสิ่งที่ทำให้เกิดการสึกกร่อนได้จึงเป็นสิ่งที่ควรหลีกเลี่ยงเราต้องพิจารณาถึงอิทธิพลที่จะทำให้ประสิทธิภาพลดลงในการทำงานของวัฏจักรจริง เช่น ความไร้ประสิทธิภาพในการอัดอากาศและการขยายอากาศ, การสูญเสียความดันในขณะที่ให้ความร้อนสูงขึ้นและการทิ้งความร้อนออกไป, การเปลี่ยนแปลงของความร้อนจำเพาะของของไหลทำงานเมื่ออุณหภูมิเปลี่ยน, การเผาไหม้ไม่สมบูรณ์ เป็นต้น

8.7 กระบวนการอัดตัวและขยายตัวของวัฏจักรทำงานจริง



ภาพประกอบ 19 แสดงแผนภูมิอุณหภูมิ-เอนโทรปีของวัฏจักรทำงานจริง



ภาพประกอบ 20 แสดงการเปรียบเทียบวัฏจักรจริงกับวัฏจักรเชิงทฤษฎี

จากภาพประกอบ 20 จะเห็นได้ว่าอุณหภูมิภายหลังจากการออกคอมเพรสเซอร์ของวัฏจักรทำงานจริงจะมีค่าสูงกว่าวัฏจักรเชิงทฤษฎี ทั้งนี้เนื่องจากในทางปฏิบัติจริงคอมเพรสเซอร์ต้องมีความฝืดจำนวนหนึ่งซึ่งมีผลทำให้อุณหภูมิภายหลังอัดสูงขึ้น หากจะกล่าวอีกนัยหนึ่งก็คือ ประสิทธิภาพของคอมเพรสเซอร์จำนวนหนึ่งแต่ในความเป็นจริงแล้วงานที่เป็นให้คอมเพรสเซอร์ต้องมากกว่าทางทฤษฎีเสมอ เพราะคอมเพรสเซอร์มีความฝืดดังที่กล่าวมาแล้วนั่นเอง เมื่อเรากำหนดให้ (T) เป็นอุณหภูมิของอากาศภายหลังออกจากคอมเพรสเซอร์เชิงทฤษฎี และ (T) เป็นอุณหภูมิอากาศอัดของของวัฏจักรทำงานจริง

ดังนั้น ประสิทธิภาพคอมเพรสเซอร์

$$(\eta_c) = \frac{\text{งานคอมเพรสเซอร์ทางทฤษฎี}}{\text{งานคอมเพรสเซอร์จริง}}$$

หรือ

$$(\eta_c) = \frac{\text{งานคอมเพรสเซอร์กระบวนการแอดิยาติก}}{\text{งานคอมเพรสเซอร์จริง}} \quad (2-36)$$

$$\text{งานคอมเพรสเซอร์เชิงทฤษฎี} = mC_p(T_2 - T_1) \quad (2-37)$$

$$\text{งานคอมเพรสเซอร์จากวัฏจักรจริง} = mC_p(T_2' - T_1) \quad (2-38)$$

$$(\eta_c) = \frac{mC_p(T_2 - T_1)}{mC_p(T_2' - T_1)} \quad (2-39)$$

$$(\eta_c) = \frac{(T_2 - T_1)}{(T_2' - T_1)} \quad (2-40)$$

$$(\eta_c) = \frac{(H_2 - H_1)}{(H_2' - H_1)} \quad (2-41)$$

ในทำนองเดียวกันกังหันในวัฏจักรทำงานจริงก็มีค่าไม่ถึง 100% ซึ่งจะเห็นได้ว่า อนุณหภูมิภายหลังออกจากกังหันของวัฏจักร ทำงานจริงสูงกว่าวัฏจักรเชิงทฤษฎี หรืออีกนัยหนึ่งก็คือ งานที่ได้จากกังหันวัฏจักรทำงานจริงนั้นต่ำกว่าวัฏจักรเชิงทฤษฎี เมื่อกำหนดให้ (T) เป็นอุณหภูมิ ภายหลังออกจากกังหันเชิงทฤษฎี และ (T) เป็นอุณหภูมิภายหลังออกจากกังหันในทางปฏิบัติ

ดังนั้น ประสิทธิภาพของกังหัน

$$(\eta_t) = \frac{\text{งานที่ได้จากวัฏจักรจริง}}{\text{งานที่ได้จากวัฏจักรการทำงานทางทฤษฎี}} \quad (2-42)$$

$$(\eta_t) = \frac{\text{งานที่ได้จากวัฏจักรจริง}}{\text{งานกังหันในกระบวนการแอดิยาติก}} \quad (2-43)$$

$$\text{งานจากกังหันเชิงทฤษฎี} = mC_p(T_3 - T_4) \quad (2-44)$$

$$\text{งานจากกังหันจริง} = mC_p(T_3 - T_4') \quad (2-45)$$

$$\text{ดังนั้น} \quad (\eta_t) = \frac{mC_p(T_3 - T_4')}{mC_p(T_3 - T_4)} \quad (2-46)$$

$$(\eta_t) = \frac{(T_3 - T_4')}{(T_3 - T_4)} \quad (2-47)$$

$$\text{ประสิทธิภาพกังหัน} (\eta_t) = \frac{(H_3 - H_4')}{(H_3 - H_4)} \quad (2-48)$$

9. ระบบคอมเพรสเซอร์

คอมเพรสเซอร์เป็นอุปกรณ์เพิ่มอัตราส่วนความดันให้อากาศที่ผ่านเข้าห้องเผาไหม้ อากาศจะถูกอัดให้มีปริมาตรเล็กลงประมาณ 3 – 12 เท่า จากปริมาตรเดิมโดยปกติอากาศที่ส่งไปยังห้องเผาไหม้หากมีปริมาณมากขึ้นจะทำให้ได้ปริมาณแก๊สร้อนเพิ่มขึ้น ปริมาณอากาศขึ้นอยู่กับองค์ประกอบ 3 ประการ คือความเร็วในการหมุนของคอมเพรสเซอร์ ความเร็วของตัวเครื่อง และความหนาแน่นของอากาศ

สูตรที่ใช้ในการออกแบบและคำนวณ

$$\Delta h = T \times c_p (\pi^{0.286} - 1) \quad (2-49)$$

Δh คือ เอนทาลปีที่เพิ่มขึ้น (J/kg)

T คือ อุณหภูมิเข้า (K)

C_p คือ ความร้อนจำเพาะของอากาศที่ความดันคงที่ 1,000 J/(kg.K)

π คือ อัตราส่วนความดัน (ความดันที่ทางออก / ความดันที่ทางเข้า)
(0.286) เป็นค่าที่ได้มาจากสูตร Coefficient polytropic (n)
ซึ่ง $n = 1.4$

อธิบายได้ จากสูตร $(n-1) / n = 0.28571 \approx 0.286$

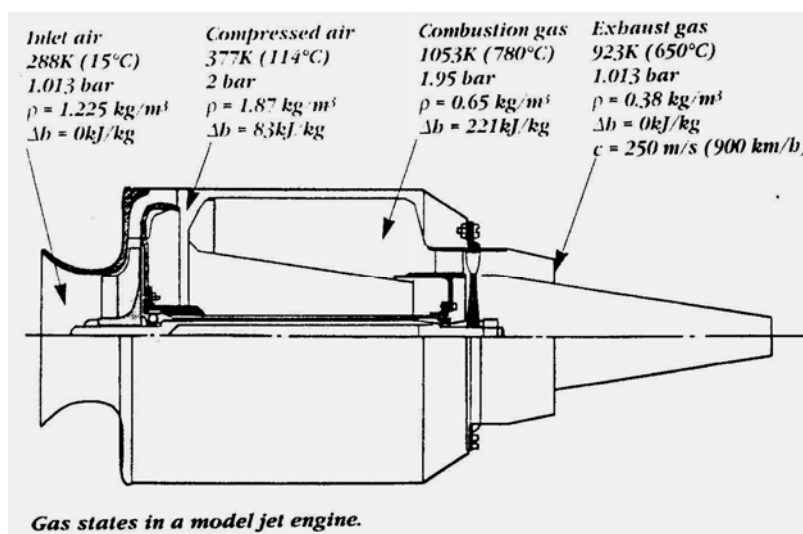
กำลังงานที่คอมเพรสเซอร์คำนวณได้จากสูตร

$$\dot{p} = \dot{m} \times \frac{\Delta h}{\eta} \quad (2-50)$$

P คือ กำลังงานที่คอมเพรสเซอร์ (W , J/s)

$\dot{m}$ คือ อัตราการไหลเชิงมวลของอากาศ (kg/s)

η คือ ประสิทธิภาพของคอมเพรสเซอร์



ภาพประกอบ 21 แสดงถึงผลการเปลี่ยนแปลงของอุณหภูมิกับความดันที่สภาวะต่างๆ

ในเครื่องยนต์แก๊สเทอร์โบไนซ์ขนาดเล็กประสิทธิภาพของคอมเพรสเซอร์จะไม่คงที่แต่อยู่ในช่วงขอบเขต 65 % -75 % พลังงานที่ใช้ขับคอมเพรสเซอร์มีมากและทำให้อุณหภูมิที่คอมเพรสเซอร์เพิ่มขึ้นหาได้จากสูตร

$$\Delta T = \frac{\Delta h}{C_p \times \eta} = \frac{T}{\eta} \left(\pi^{0.286} - 1 \right) \quad (2-51)$$

สมการนี้มีความสำคัญมากใช้ในการคำนวณคอมเพรสเซอร์และทั้งหมดของเครื่องยนต์และสามารถหาอัตราการไหลเชิงมวลของแก๊สได้จาก 37 สมการต่อเนื่อง

$$\dot{m} = C \times A \times \rho \quad (2-52)$$

$\dot{m}$ คือ อัตราการไหลเชิงมวล (kg/s)

C คือ ความเร็ว (m/s)

A คือ พื้นที่หน้าตัดการไหล (m^2)

ρ คือ ความหนาแน่นของแก๊ส (Kg/m^3)

ในตอนนี้สามารถคำนวณหาความเร็วในการไหลและพื้นที่หน้าตัดจึงทำให้ทราบว่าการไหลเชิงมวลกับสภาวะของแก๊ส การคำนวณหาความหนาแน่นของแก๊สจำเป็นต้องรู้ค่าความดันและอุณหภูมิของแก๊สเสียก่อน

$$\rho = \frac{P}{(R \times T)} \quad (2-53)$$

P คือ ความดันสัมบูรณ์ของแก๊สในหน่วย Pascal (N/m^2)

T คือ อุณหภูมิสัมบูรณ์ของแก๊ส (K)

R คือ ค่าคงที่ของแก๊สสำหรับอากาศ (0.287) J/(kg.K)

ρ คือ ความหนาแน่นของแก๊ส (kg/m^3)

9.1 คอมเพรสเซอร์แบบไหลตามแนวรัศมี (radial compressor)

สำหรับแบบจำลองของ เครื่องยนต์กังหันแก๊สจะใช้เครื่องอัดอากาศแบบไหลตามแนวรัศมี เพราะเป็นแบบที่มีความทนทานที่สุดและลักษณะโครงสร้างที่ออกแบบง่าย จึงเป็นลักษณะเด่นที่ปัจจุบันนิยมใช้เครื่องอัดแบบไหลตามแนวรัศมี

เครื่องอัดแบบไหลตามแนวรัศมีสามารถสร้างได้หลายรูปแบบ แต่ละแบบจะแสดงคุณลักษณะที่หลากหลายแต่ที่นิยมหลักๆ มี 2 แบบ คือ แบบมี Cover plate และแบบไม่มีลักษณะเด่นของเครื่องอัดแบบนี้คือมีแผ่นเพลทคลุมใบพัดซึ่งออกแบบมาเพื่อหลีกเลี่ยงการสูญเสียตามช่อง เป็นผลให้เครื่องอัดเป็นแบบ enclosed wheel ลักษณะเด่นอีกข้อ คือ ส่วนโค้งของใบพัด จากการทดลองในทางปฏิบัติได้แสดงให้เห็นว่ารูปแบบของใบพัด ทุกแบบเหมาะสมกับแบบจำลองถ้าไม่คำนึงถึงแบบที่ถูกต้องของงานใบพัด อากาศจะถูกทำให้ไหลในทิศทางของแกนการหมุนแม้ว่าภายในงานใบพัด แก๊สจะไหลตามทางเดินของใบพัดและไหลไปทางด้านนอกในทิศทางตามแนวรัศมีภายใต้อิทธิพลแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง ท้ายสุดอากาศจะออกจากงานใบพัดและไหลที่ความเร็วสูงๆ ตัวอัดอากาศตัวถัดไปในระบบบังคับทิศทางลม จะทำให้พลังงานศักย์ตกค้างเปลี่ยนเป็นความดัน

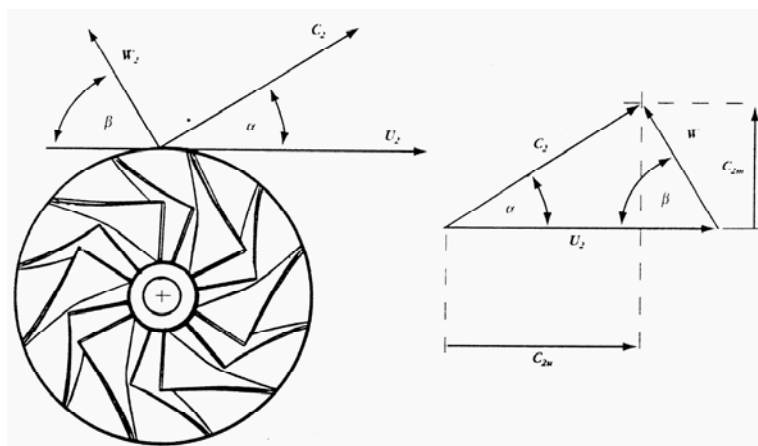
ความดันทั้งหมดที่เพิ่มขึ้นจะกระจายอยู่ระหว่างใบพัดคอมเพรสเซอร์ และระบบบังคับทิศทางลม สัดส่วนของความดันที่เพิ่มขึ้นในงานใบพัดคอมเพรสเซอร์ ความดันที่เพิ่มขึ้นในคอมเพรสเซอร์แบบไหลตามแนวรัศมี จะเปลี่ยนตามการหักเหของแก๊สในทิศทางของการเคลื่อนที่รอบนอกคอมเพรสเซอร์แบบไหลตามแนวรัศมี ความเร็วรอบนอกจะไม่คงที่และนี่เป็นข้อได้เปรียบของคอมเพรสเซอร์แบบนี้ เมื่ออากาศไหลเข้าเส้นผ่านศูนย์กลางของงานใบพัด จะเล็ก และความเร็วรอบนอกจะต่ำด้วย เมื่อเปรียบเทียบให้เห็นข้อแตกต่างที่ชัดเจน ความเร็วรอบนอกจะเข้าใกล้ความเร็วสูงสุดที่ทางออกของงานใบพัด ดังนั้นจึงต้องพัฒนาในเรื่องการหักเหทั้งหมดงานที่เกิดขึ้นสามารถคำนวณได้ดังนี้

$$Y_{th} = U_2 \times C_{2u} - U_1 \times C_{1u} \quad (2-54)$$

U_1 คือ ความเร็วใบพัดที่ทางเข้า m/s

U_2 คือ ความเร็วใบพัดที่ทางออก m/s

C_{2u}, C_{1u} คือ ความเร็วในการไหลของแก๊สผ่านจานใบพัดเข้า และ ออก m/s



ภาพประกอบ 22 แสดงองค์ประกอบความเร็วในรูปเวกเตอร์

ถ้าเครื่องอัดอากาศเป็นลักษณะสเตจเดียว เมื่อแก๊สไหลเข้าสู่คอมเพรสเซอร์ในลักษณะที่ไม่หมุน หมายความว่าอากาศจะไหลตั้งฉากกับด้านนอกโดยตรงที่ทางเข้าจานใบพัด ผลลัพธ์คือความเร็วไหลเข้าไม่มีองค์ประกอบของทิศทางการหมุนแสดงว่า $(U_1 \times C_{1u})$ จะเป็นศูนย์ และจะได้สูตรใหม่ คือ

$$Y_{th} = U_2 \times C_{2u} : [m/s \times m/s = m^2/s^2 = J/kg] ; [1J = kg \cdot m^2/s^2] \quad (2-55)$$

ผลลัพธ์รวมคือต้องการพัฒนาสมการใหม่ที่มีเงื่อนไขเฉพาะที่ไม่มีการหมุนวนของของไหลที่ออกจากใบคอมเพรสเซอร์ ที่จุดนี้เราจะใช้ไดอะแกรมความเร็วจะเข้าใจได้ง่ายขึ้น ไดอะแกรมความเร็วจะเขียนในรูปของเวกเตอร์หัวลูกศรจะแสดงทิศทางการไหล ในขณะที่ความยาวของลูกศรแสดงขนาดความเร็ว ผลลัพธ์ของไดอะแกรมความเร็วเราสามารถใช้อนุกรมพีทาโกรัสค่าที่ต้องการ

ความเร็วทั้งหมดที่ทางเข้าและออกของจานใบคอมเพรสเซอร์ จะกำหนดเป็นตัวเลข 1 และ 2 เป็นตัวห้อยตามลำดับ เราจะพิจารณาที่ความเร็วสัมบูรณ์ของแก๊สในทอมของความเร็วสัมผัสจะใช้กับองค์ประกอบซึ่งสัมพันธ์กับใบพัดที่เคลื่อนที่ ถ้าเราสามารถควบคุมจานใบคอมเพรสเซอร์และวัดการไหลองค์ประกอบสัมพันธ์ในจานใบพัด เราจะได้ความเร็วสัมบูรณ์โดยการรวมเวกเตอร์ความเร็วสัมผัสและความเร็วใบพัด สิ่งสำคัญขององค์ประกอบความเร็วคือต้องรู้ค่า

องค์ประกอบแนวลำตัว (Cm) ความเร็วตามแนวลำตัวเป็นองค์ประกอบความเร็วสัมบูรณ์มีทิศทางตั้งฉากกับความเร็วใบพัดขนาดของ (Cm) จะคำนวณได้จากอัตราการไหลเชิงมวลของคอมเพรสเซอร์

งานที่เกิดขึ้นจะคำนวณโดยใช้องค์ประกอบความเร็วใบพัดที่ทางออก (U_2) และความเร็วในการไหลของแก๊สผ่านจานใบพัดออก (C_{2u}) ถ้าสมมติให้ความเร็วรอบคงที่และให้ความเร็วใบพัดเพิ่มขึ้นตามความดันที่เปลี่ยนแปลงเพียงอย่างเดียวตาม (C_{2u}) มุมทางเข้าของอากาศผ่านใบพัด (β_2) ที่ชันกว่า จะทำให้องค์ประกอบนี้มีค่ามากกว่าจานใบพัดถูกทำปลายครีบบใบพัดเอียง (β_2) = 90° จะให้ความดันที่สูงที่สุดในกรณีเช่นนี้ (C_{2u}) จะมีค่าเหมือนกับ (U_2) ซึ่งจะมีค่าดังนี้

ในกรณีไหลเข้าตามแนวแกน (C_{1u}) = 0

$$Y_{th} = (U_2)^2 \quad (2-56)$$

ในการใช้งานในเครื่องยนต์กังหันแก๊ส ใบพัดคอมเพรสเซอร์ที่มีแบบใบพัดโค้งมาข้างหน้าเป็นแบบพิเศษแต่จะถูกนำมาใช้ เพราะไม่เหมาะกับเครื่องยนต์เจ็ทขนาดเล็ก ส่วนจานใบคอมเพรสเซอร์แบบที่มีใบพัดเอียงจะให้ประสิทธิภาพดีที่สุด สำหรับแบบเครื่องเครื่องยนต์เจ็ทขนาดเล็กเพราะว่ามันให้ความดันสูงซึ่งจากไดอะแกรมความเร็วแสดงให้เห็นว่าความเร็วสัมบูรณ์ (C_2) ความเร็วที่อากาศไหลออกจากใบพัดคอมเพรสเซอร์จะยังคงมีค่าสูงอยู่มากอากาศจะถูกอัดให้มีความดันเพิ่มขึ้นในระบบบังคับทิศทางการไหลของอากาศ(diffuser)ที่คอมเพรสเซอร์เมื่อพลังงานศักย์ถูกปล่อยออกมาใบคอมเพรสเซอร์ชนิดอัตราส่วนความโค้งใบพัด (retro curved) จะให้สัดส่วนพลังงานปล่อยออกมากกว่า ตัวอย่างเช่นสัดส่วนของความดันที่เพิ่มจะมากกว่า 0.5 ความเร็วที่แก๊สไหลเข้าสู่ระบบบังคับทิศทางการไหลของอากาศเนื่องจากส่วนโค้งของใบพัดตามแนวเส้นรอบวงคอมเพรสเซอร์จะมีประสิทธิภาพโดยรวมมากขึ้นถ้าจานใบพัดเป็นแบบ (retro curved)

ในทางปฏิบัติอัตราส่วนความดันที่คอมเพรสเซอร์ได้รับจะต่ำไปกว่าทางทฤษฎี มีเหตุผล 2 ประการ

1) เมื่ออากาศไหลผ่านคอมเพรสเซอร์ความสูญเสียจะเกิดขึ้นซึ่งไปลดงานที่ได้ เนื่องจากการเพิ่มปริมาณของแก๊สไม่ทำให้เกิดการไหลที่แน่นอน ซึ่งเป็นผลมาจากการบังคับวิถีทางโดยตรงของใบพัด

2) การหักเหของอากาศตามแนวเส้นรอบวง จะต่ำกว่าที่คิดไว้ตามที่ได้คำนวณไว้ทางทฤษฎี

ผลกระทบนี้จะเรียกว่า Blade slip ถ้าไม่คำนึงถึงทฤษฎีและหาค่าที่แท้จริงว่าอากาศเคลื่อนที่เท่าไรและมีประสิทธิภาพเท่าใด จะต้องคำนึงถึง blade slip factor (μ) และประสิทธิภาพภายใน (η) ซึ่งจากรูป (3.2) ในกรณีมี slip ความเร็วสัมผัส (W_2) ไม่อยู่ในแนวทิศของครีบบและจะมีขนาดเท่ากับ (W) และในกรณีไม่มี slip (W_2) จะไหลออกตามแนวของครีบบ และจะ

มีขนาดเท่ากับ (C_{2m}) ในการคำนวณหาค่า (μ) และ (η) ทำได้ยากมากซึ่งปกติจะได้จากการทดลอง ด้วยเหตุนี้จึงมีวิธีที่ต่างออกไปคือ ใช้การคำนวณข้อมูลเบื้องต้นจากการเลือกคอมเพรสเซอร์ของเครื่องยนต์เจ็ทขนาดเล็ก

การคำนวณคอมเพรสเซอร์แบบไหลตามแนวรัศมีจะใช้ตัวแปรที่ไม่มีรูปหน่วย ตัวแปรที่กำหนดคุณลักษณะของคอมเพรสเซอร์จะบอกให้รู้ถึงความดันที่ได้รับ สำหรับความดันที่คอมเพรสเซอร์เรากำหนดค่าความดัน (ψ) ดังนี้

$$\psi = \frac{2Y}{U_2^2} \left[\frac{m^2/s^2}{m^2/s^2} \right] \quad (2-57)$$

องค์ประกอบของความเร็วสัมบูรณ์ไม่ต้องนำมาคิดค่าความดันคอมเพรสเซอร์นั้นีมากจนเกินขอบเขตของความเร็รรอบ เมื่อเรารู้ค่าความดันในห้องเผาไหม้แล้วจะสามารถหาวันที่เกิดขึ้นและจากอัตราส่วนความดันที่สัมพันธ์กับความเร็ว (U_2) ความเร็ว สามารถคำนวณได้จากความเร็รรอบในการหมุน

สำหรับการหาค่า supply value ที่ไม่มีหน่วยหาได้จากความสัมพันธ์อัตราการไหลเชิงมวลของคอมเพรสเซอร์ คือค่าปริมาณการไหลเชิงปริมาตร (C_m) เราจะสามารถหาค่า supply value โดยที่อ้างอิงกับ (U_2) เราสามารถกำหนดค่า (ϕ) ดังนี้

$$\phi = \frac{C_{2m}}{U_2} \left[\frac{m/s}{m/s} \right] \quad ; \quad \phi = \text{supply value} \quad (2-58)$$

เราจะกำหนดค่า (ϕ) เป็นค่าการไหลของแก๊ส ที่ด้านขาเข้าและขาออกของไบคอมเพรสเซอร์ สังเกตพบว่าความเร็วตามแนวรัศมีที่ทางออกไบคอมเพรสเซอร์จะไม่มีกระจายสม่ำเสมอ ดังนั้นจะพิจารณาค่า (C_m) เป็นปริมาณความเร็วเฉลี่ยที่ได้รับโดยสามารถหาได้จากสมการต่อเนื่อง

$$\dot{m} = C_m \times A \times \rho = A \times \phi \times U \times \rho \quad (2-59)$$

A คือ พื้นที่หน้าตัดที่ทางออกของคอมเพรสเซอร์ได้จาก ($d_2 \times \pi \times b_2$)

d_2 คือ เส้นผ่าศูนย์กลางของไบพัตและ

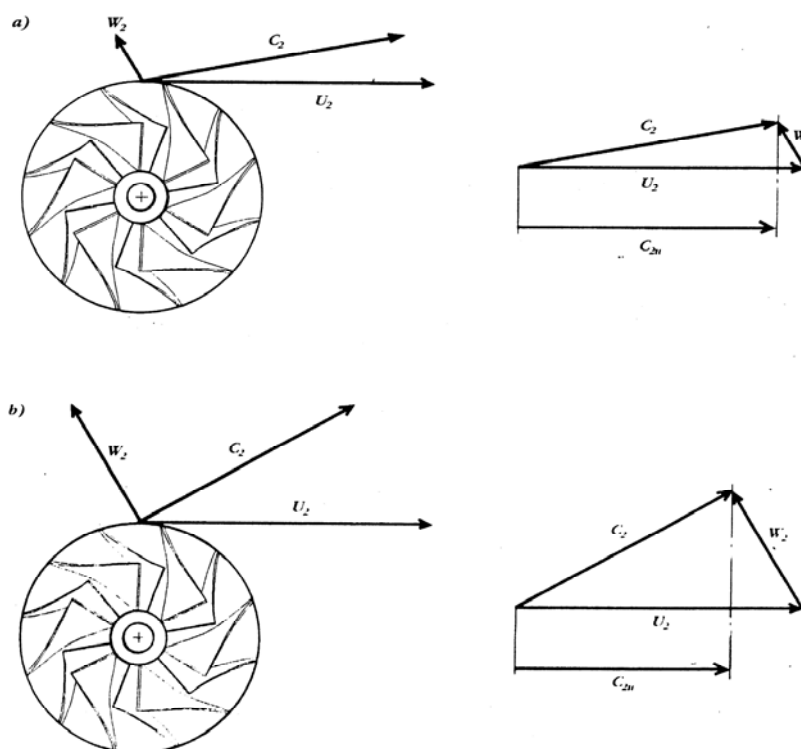
b_2 คือ เป็นความสูงของไบพัตที่ทางออก

จากทฤษฎีทั้งหมดนี้จะช่วยในการออกแบบได้ ซึ่งงานจริงที่เกิดขึ้นจะสมมุติให้เท่ากับ เอนทัลปีที่ได้รับ และจะหาค่าความดันที่งานใบพัด ได้จากสูตรดังนี้

$$\psi = \frac{2 \times C_p \times T \times (\pi^{0.286} - 1)}{U_2^2} \quad (2-60)$$

9.2 คอมเพรสเซอร์เทอร์โบชาร์ท

ในเครื่องยนต์กังหันแก๊สขนาดเล็ก ได้มีการนำชิ้นส่วนของเทอร์โบชาร์ทในรถยนต์เข้ามาใช้ ซึ่งเป็นจุดเริ่มต้นในการสร้างเครื่องยนต์กังหันแก๊สขนาดเล็ก ซึ่งใช้แบบไหลตามแนวรัศมี ซึ่งมีข้อดีคือมีโครงสร้างที่แข็งแรงที่ความเร็วรอบสูงๆ เทอร์โบชาร์ทจะให้การอัดอากาศที่แน่นอนโดยหลักการไดนามิกส์สมดุล โดยเมื่อนำมาติดตั้งในเครื่องยนต์ ขนาดใบพัดที่เหมาะสมจะประมาณ 60 มิลลิเมตร ซึ่งก็จะได้ประสิทธิภาพประมาณ 70 - 75 % ขณะที่ตัวใบพัดที่มีขนาดใหญ่จะให้ประสิทธิภาพประมาณ 80% ในปัจจุบันตัวใบพัดของคอมเพรสเซอร์จะเป็นแบบโค้งถอยหลัง โดยปกติมุมทางออกของครีบจะอยู่ระหว่าง $60^\circ - 75^\circ$ ซึ่งคอมเพรสเซอร์แบบนี้จะมีข้อดีในด้านการไหลผ่านช่องใบพัด ดังนั้นงานจำเพาะของคอมเพรสเซอร์จะแปรผันตามความเร็วรอบของใบพัด



Behaviour of a radial compressor at a) low throughput and b) high throughput.

ภาพประกอบ 23 แสดงองค์ประกอบความเร็วในรูปของเวกเตอร์

- (a) แสดงถึงอัตราการไหลเชิงมวลผ่านใบพัดต่ำ
- (b) แสดงถึงอัตราการไหลเชิงมวลผ่านใบพัดสูง

เมื่ออากาศถูกอัดให้มีปริมาตรเล็กลงความเร็วสัมพัทธ์ที่ผ่านช่องใบพัดจะต่ำลงจากองค์ประกอบความเร็วจะเห็นได้ว่าความเร็วสัมบูรณ์จะมีทิศทางเดียวกับความเร็วในการทำงานของใบพัดที่ทางออกดังนั้นงานจำเพาะจะหาได้จากสูตร

$$Y_{th} = U \times C_{2u} \quad (2-61)$$

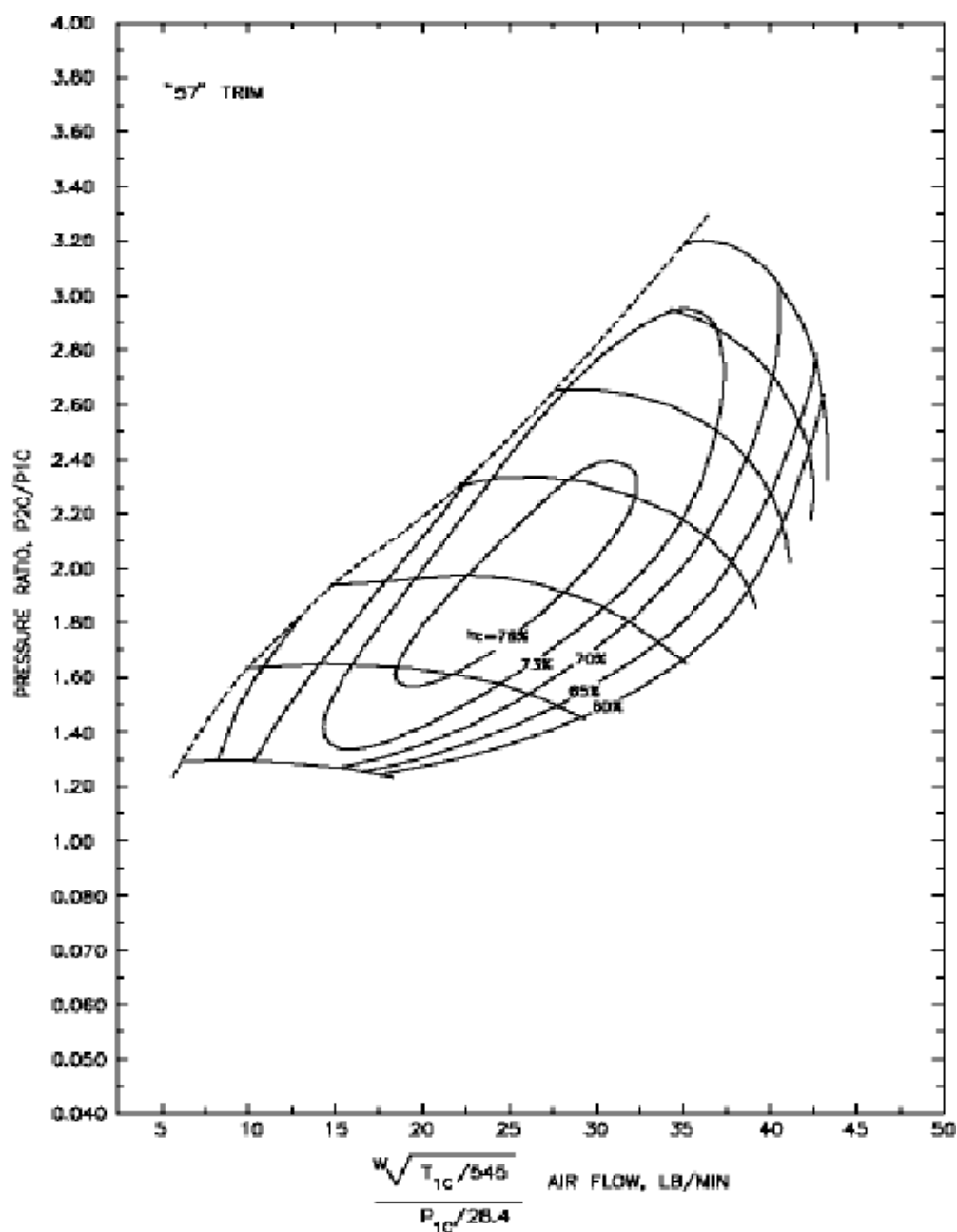
9.2.1 Choking

เป็นลักษณะการทำงานของคอมเพรสเซอร์ที่ความเร็วรอบค่าหนึ่ง ถึงแม้จะอัดอากาศเต็มที่แล้วก็ไม่สามารถเพิ่มอัตราการไหลได้มากกว่านี้ ซึ่งจุดนี้จะเป็นจุดที่มีอุปสรรคในคอมเพรสเซอร์บางตัวทำงานด้วยสภาวะความเร็วเสียง (Sonic Condition) ซึ่งจะไม่สามารถให้อัตราการไหลเชิงมวลได้มากกว่าจุดนี้ได้อีกแล้ว

สำหรับคอมเพรสเซอร์จุดที่น่าจะเป็นสาเหตุก็จะมีอยู่ด้วยกัน 3 จุดคือ

- 1) บริเวณทางเข้าของใบพัด
- 2) บริเวณทางเข้าของดิฟฟิวเซอร์
- 3) บริเวณทางเข้า Guide Vane

9.2.2 กราฟแสดงคุณลักษณะคอมเพรสเซอร์ (Compressor characteristic graph)



ภาพประกอบ 24 กราฟแสดงคุณลักษณะ

กราฟแสดงคุณลักษณะคอมเพรสเซอร์จะเป็นข้อมูลที่ดีสำหรับคอมเพรสเซอร์ปกติจะแสดงในรูปของกราฟไดอะแกรมจะบ่งบอกถึงข้อมูลในการออกแบบที่จำเป็นต่างๆ ในตัวไบพัดคอมเพรสเซอร์ ถึงแม้ว่ากราฟแสดงคุณลักษณะคอมเพรสเซอร์จะหาค่าที่ต้องการทราบได้

ในทันทีแต่ว่าในทางปฏิบัตินั้นค่าที่ได้ออกมาถือว่ายังไม่สมบูรณ์เพียงพอในการออกแบบจากกราฟในแนวนอน x จะแสดงถึงการไหลของมวลอากาศที่ออกจากคอมเพรสเซอร์ และในแนวนอน y แสดงถึงอัตราส่วนความดัน จากไดอะแกรมจะมีเส้นแสดงคุณลักษณะประสิทธิภาพความดันและไดอะแกรมความเร็วรอบในการหมุน

9.2.3 Surging

ลักษณะการทำงานของคอมเพรสเซอร์ที่มีการเปลี่ยนอัตราการไหลจะมีผลต่อคอมเพรสเซอร์อย่างไรจะดูได้จากเส้นโค้งแสดงคุณลักษณะแบ่งเป็น 2 ช่วง

1) ความชันด้านลบ (Negative Slope) ถ้าลดอัตราการไหลอัตราส่วนความดันจะเพิ่ม แต่ถ้าอัตราการไหลเพิ่มความดันจะลดลง

2) ความชันด้านบวก (Positive Slope) ถ้าลดอัตราการไหลอัตราส่วนความดันจะลดลงด้วย แต่ถ้าอัตราการไหลเพิ่มความดันจะเพิ่มตามลักษณะดังกล่าวจะทำให้เกิดความเปลี่ยนแปลงของความดันเนื่องจากการเปลี่ยนอัตราการไหลซึ่งจะหลีกเลี่ยงช่วงที่เป็นความชันด้านบวก

บทที่ 3

การออกแบบและการคำนวณ

ในการออกแบบเครื่องยนต์เจ็ทขนาดเล็กนั้น มีองค์ประกอบหลายด้านด้วยกันหลายอย่าง แต่เนื่องจากทางผู้จัดทำ ได้ใช้ชิ้นส่วนบางส่วนมาเป็นส่วนประกอบในการสร้างเครื่องยนต์เจ็ทขนาดเล็กในครั้งนี้ โดยชิ้นส่วนที่ทางผู้จัดทำนำมาใช้เป็นส่วนประกอบหลักในการสร้างครั้งนี้ได้แก่ อุปกรณ์คอมเพรสเซอร์และเทอร์ไบน์ ที่ได้มาจาก ระบบเทอร์โบชาร์จของรถยนต์นิสสัน ซึ่งเป็นรุ่น VG-30

ดังนั้นในการออกแบบจะมีขั้นตอนการออกแบบโดยใช้ค่าต่างๆที่เราได้มาจากชิ้นส่วนของระบบเทอร์โบชาร์จเจอร์มาใช้เป็นองค์ประกอบหลักในการคำนวณ

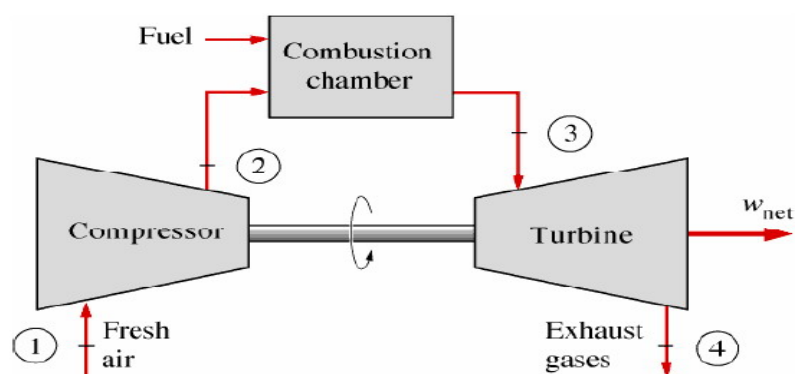
การออกแบบอุปกรณ์บังคับการเคลื่อนที่ของอากาศ (Diffuser system)

ดีฟิวเซอร์ หรืออุปกรณ์บังคับการเคลื่อนที่ของอากาศจะทำงานร่วมกับตัวใบพัดคอมเพรสเซอร์ เมื่ออากาศผ่านเข้าคอมเพรสเซอร์จะถูกใบพัดเหวี่ยงอากาศให้เคลื่อนที่ไปยังส่วนปลายใบพัดเกิดแรงหนีศูนย์กลางขึ้น ตัวใบพัดออกแบบให้อากาศเกิดการเคลื่อนที่ด้วยความเร็วสูงและเกิดการอัดขึ้น เมื่อแก๊สไหลออกจากปลายใบพัดจะไหลเข้าสู่ส่วนดีฟิวเซอร์ซึ่งจะทำให้หน้าที่ยเปลี่ยนพลังงานจลน์จากความเร็วปลายใบพัดเป็น ความดันสถิต (Static Pressure) ที่สูงขึ้นและกระบวนการไหลเป็นแบบอเดียแบติก โดยขณะที่อากาศถูกผลักให้เคลื่อนที่ผ่านไปที่ปลายใบพัดอากาศจะถูกบังคับให้อัดตัวแล้วส่งต่อไปให้ท่อรวมอากาศเพื่อที่จะส่งต่อไปยังห้องเผาไหม้ อีกทั้งการออกแบบใบครีประจายอากาศ (Diffuser) ให้ห้องสามมู่มีความเหมาะสมนั้นหลักการและองค์ประกอบที่สำคัญหลายส่วนเพื่อเป็นแนวทางของจุดเริ่มต้นอ้างอิงสำหรับการคำนวณ เพื่อให้การวิจัยครั้งนี้มีขอบเขตที่ชัดเจนและบรรลุตามวัตถุประสงค์ ซึ่งจะได้กล่าวถึงในรายละเอียดตามขั้นตอนต่อไป

1. เงื่อนไขจำเพาะในการออกแบบของสภาวะแวดล้อม
2. เงื่อนไขที่ใช้ในการออกแบบใบครีประจายอากาศ
3. ขั้นตอนการคำนวณ

1. เงื่อนไขจำเพาะในการออกแบบของสภาวะแวดล้อม

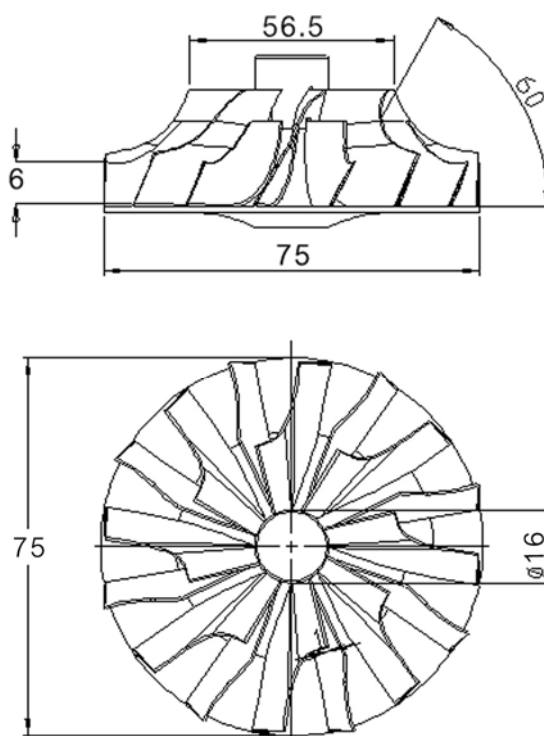
การออกแบบได้กำหนดเงื่อนไขเบื้องต้นของสภาวะแวดล้อมเพื่อที่นำไปใช้ในการวิเคราะห์และคำนวณ โดยเงื่อนไขที่ใช้ในการวิเคราะห์ปัญหานั้นจะพิจารณาจากภาพประกอบ 25 ซึ่งจะแสดงตามแผนภูมิของแต่ละช่วงในเครื่องยนต์กังหันแก๊ส โดยจะพิจารณาในช่วงที่ 1-2 ซึ่งเป็นช่วงก่อนเข้าไปยังใบครีประจายอากาศ (Diffuser)



ภาพประกอบ 25 แผนภูมิของเครื่องยนต์กังหันแก๊ส

ความดันของบรรยากาศ (P_{01})	=	101.3 kPa
อุณหภูมิของบรรยากาศ (T_{01})	=	303 K
อัตราส่วนความร้อนจำเพาะของอากาศ (γ)	=	1.4
ค่าคงที่ของอากาศ (R)	=	287 J/kg K
ค่าความจุจำเพาะของอากาศ (C_p)	=	1005 J/kg K

2. เงื่อนไขที่ใช้ในการออกแบบใบค้ำกระจายอากาศ (Diffuser)



ภาพประกอบ 26 ลักษณะของใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล

ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางที่ทางเข้า(D_1)	=	56.5 มิลลิเมตร
ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางที่ทางออก (D_2)	=	75 มิลลิเมตร
ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของดุม (D_{1d})	=	16 มิลลิเมตร
ความสูงของช่องใบครีป (Tip height, h_{2com})	=	6 มิลลิเมตร
จำนวนใบครีป	=	12 ใบ
มุมองศาใบพัด (Blade Tip Angle)	=	60 องศา

ตั้งสมมุติฐาน

ที่ความเร็วรอบการทำงานของใบพัด	=	100,000 รอบต่อนาที
ที่ประสิทธิภาพในการไหลผ่านใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล (h_{com})	=	70 เปอร์เซ็นต์

3. ขั้นตอนการคำนวณ

จากเงื่อนไขจำเพาะในการออกแบบของสภาวะแวดล้อมและเงื่อนไขที่ใช้ในการออกแบบใบครีปกระจายอากาศ (Diffuser) ของข้อมูลขั้นต้นจึงทำให้สามารถหาสภาวะการทำงานที่เกิดขึ้น ซึ่งจะได้กล่าวถึงต่อไปนี้

หาความเร็วที่ทางเข้าของใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล และจากเงื่อนไขของข้อมูล ขั้นต้นซึ่งใบพัดมีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางทางเข้าเท่ากับ 56 มิลลิเมตร

$$\text{สมการ} \quad U_1 = \frac{\pi D_1 N}{60} \quad (3-1)$$

เมื่อ U_1 คือ ความเร็วของใบพัดคอมเพรสเซอร์วีลที่ทางเข้า
 D_1 คือ ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางใบพัดคอมเพรสเซอร์วีลที่ทางเข้า
 N คือ ความเร็วรอบของใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล

แทนค่าใน

$$U_1 = \frac{\pi \times 0.0565 \text{ m} \times 100,000 \text{ Rev}}{60}$$

$$= 295.833 \text{ m/s}$$

เมื่อค่าของตัวประกอบกำลังงาน (Power input factor :y) มีค่าเท่ากับ 1.04 และเมื่อ Z คือ จำนวนของครีปใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล ซึ่งมีจำนวน 12 ครีป ฉะนั้นค่าองค์ประกอบการลื่นไถล (Slip factor) หาได้จาก

$$\text{สมการ} \quad \sigma_s = 1 - \frac{0.63\pi}{Z} \quad (3-2)$$

เมื่อ s คือ ค่าองค์ประกอบการลื่นไถล (Slip factor)
 Z คือ จำนวนครีบของใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล

แทนค่าใน

$$\begin{aligned} \sigma_s &= 1 - \frac{0.63\pi}{12} \\ &= 0.835 \end{aligned}$$

จะนั้นหาความเร็วที่ทางออกของใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล และจากเงื่อนไขของ ข้อมูล
 ขั้นต้นซึ่งใบพัดมีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางทางออกเท่ากับ 75 มิลลิเมตร

$$\text{สมการ} \quad U_2 = \frac{\pi D_2 N}{60} \quad (3-3)$$

เมื่อ U_2 คือ ความเร็วของใบพัดคอมเพรสเซอร์วีลที่ทางออก
 D_2 คือ ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางใบพัดคอมเพรสเซอร์วีลที่ทางออก

แทนค่าใน

$$\begin{aligned} U_2 &= \frac{\pi \times 0.075 \times 100000}{60} \\ &= 392.67 \text{ m/s} \end{aligned}$$

และเนื่องจากอุณหภูมิ $T_{02} = T_{03}$ ดังนั้นหาค่าอุณหภูมิของ $T_{02} - T_{01}$ ซึ่งค่า ตัวประกอบ
 กำลังงาน (Power input factor) มีค่าระหว่าง 1.035 ถึง 1.040

$$\text{สมการ} \quad T_{02} - T_{01} = \frac{\psi \sigma_s u_2^2}{C_p} \quad (3-4)$$

เมื่อ ψ คือ ค่าตัวประกอบกำลังงาน (Power input factor)
 C_p คือ ค่าความจุจำเพาะของอากาศ (J/kg K)

แทนค่าใน

$$\begin{aligned} T_{02} - T_{01} &= \frac{1.04 \times 0.835 \times 392.67^2 \text{ m/s}}{1005} \\ &= 133.252 \text{ K} \end{aligned}$$

เมื่ออุณหภูมิของบรรยากาศ (T_{01}) , u8jkmuj 303° K ฉะนั้นอุณหภูมิรวมของอากาศที่ออกจากใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล (T_{02}) มีค่าเพิ่มขึ้นที่

$$\text{เมื่อ} \quad T_{02} = (T_{02} - T_{01}) + T_{01} \quad (3-5)$$

$$\begin{aligned} T_{02} &= 133.252 \text{ K} + 303 \text{ K} \\ &= 436.251 \text{ K} \end{aligned}$$

และทำให้อัตราส่วนอุณหภูมิรวมของอากาศที่ออกจากใบพัดคอมเพรสเซอร์วีลมีค่าเท่ากับ

$$\frac{T_{02}}{T_{01}} = \frac{436.251 \text{ K}}{303 \text{ K}} = 1.44 \quad (3-6)$$

ฉะนั้นหาอัตราส่วนความดันรวมของอากาศที่ออกจากใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล ซึ่งจากข้อมูลของเงื่อนไขที่ใช้ในการออกแบบที่กำหนดขั้นต้น เมื่อตั้งสมมุติฐานที่ประสิทธิภาพในการไหลผ่านใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล (η_{com}) ทำงานที่ 70 เปอร์เซนต์

$$\text{สมการ} \quad \frac{P_{02}}{P_{01}} = \left\{ 1 + \frac{[\eta_{\text{com}}(T_{02} - T_{01})]}{T_{01}} \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3-7)$$

เมื่อ η_{com} คือ ประสิทธิภาพในการไหลผ่านใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล

แทนค่าใน

$$\begin{aligned} \frac{P_{02}}{P_{01}} &= \left\{ 1 + \frac{[0.70(133.252^\circ \text{K})]}{303} \right\}^{\frac{1.4}{1.4-1}} \\ &= 2.558 \quad 2.602 \end{aligned}$$

จะนำความดันรวมของอากาศที่ออกจากใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล (P_{02}) มีค่าเพิ่มขึ้นที่

$$\begin{aligned} P_{02} &= 2.5582.602 \times 101.3 \text{ kPa} \\ &= 259.125 \text{ 263.582 kPa} \end{aligned}$$

และจากกราฟคุณลักษณะของใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล (ดังภาพประกอบ 24) ทำให้ทราบว่า ที่อัตราส่วนความดันรวมของอากาศ 1.635 เมื่อตั้งสมมุติฐานที่ประสิทธิภาพในการไหลผ่านใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล (η_{com}) ทำงานที่ 70 เปอร์เซ็นต์ โดยคิดอัตราการไหลที่ 40 Lbs/min หรือ 14.036 m^3/min

จะนำความเร็วของอากาศในทิศทางความเร็ว (C_{2x}) ของใบพัดคอมเพรสเซอร์วีลที่ทางออก เมื่อความเร็วที่ทางออก (U_2) ของใบพัดคอมเพรสเซอร์วีลมีค่าเท่ากับ 392.67 เมตรต่อวินาที

สมการ $C_{2x} = v_s U_2$ (3-8)

เมื่อ C_{2x} คือ ความเร็วของอากาศในแนวเส้นสัมผัสที่ขอบใบพัด

แทนค่าใน

$$C_{2x} = 0.835 \times 392.67 \text{ m/s} = 327.903 \text{ m/s}$$

และความเร็วของอากาศตามแนวรัศมี (C_{2r}) ที่ทางออกของใบพัดคอมเพรสเซอร์วีลหาได้จาก

สมการ $C_{2r} = \frac{Q}{\pi D_2 b_2}$ (3-9)

เมื่อ C_{2r} คือ ความเร็วของอากาศตามแนวเส้นรัศมีที่ทางออก

h_{2com} คือ ความสูงของครีปใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล

แทนค่าใน

$$C_{2r} = \frac{14.036 \text{ m}^3/\text{min}}{\pi \times 0.075 \text{ m} \times 0.006}$$

$$= 9928.439$$

$$= 165.437 \text{ m/s}$$

แทนค่าใน

$$P_2 = 259.125 \text{ kPa} \times \left[\frac{369.143}{436.143} \right]^{\frac{1.4}{1.4-1}}$$

$$= 114.54 \text{ kPa}$$

และความหนาแน่นของอากาศที่ออกจากใบพัดคอมเพรสเซอร์วิลหาได้จากสมการ

$$\rho_2 = \frac{P_2}{RT_2} \quad (3-14)$$

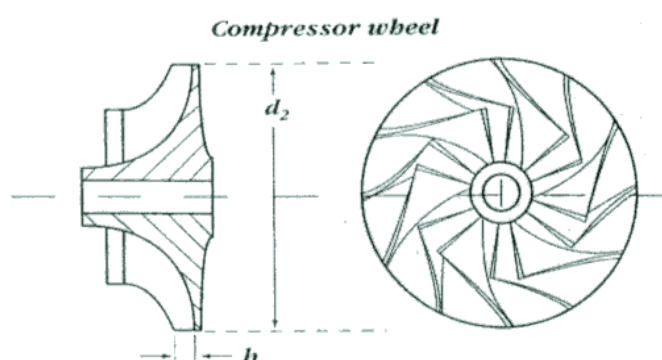
เมื่อ R คือ ค่าคงที่สำหรับอากาศ (0.287 J/kg K)

แทนค่าใน

$$\rho_2 = \frac{114.54 \text{ kPa}}{0.287 \text{ kJ/kg} \times 369.134^\circ \text{K}}$$

$$= 1.081 \text{ kg/m}^3$$

หาพื้นที่ของอากาศ (A_2) ที่ไหลออกจากใบพัดคอมเพรสเซอร์วิล ซึ่งเงื่อนไขการออกแบบความสูงของช่องใบครีป ($\text{Tip}_{\text{height}}$, b_{com}) มีค่าที่ 6 มิลลิเมตร และขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางที่ทาง ออก (D_2) มีค่าที่ 75 มิลลิเมตร



ภาพประกอบ 27 แสดงระยะของขนาดความสูงและเส้นผ่านศูนย์กลางใบพัดคอมเพรสเซอร์วิล

สมการ

$$A_2 = \pi D_2 b_2 \quad (3-15)$$

แทนค่าใน

$$\begin{aligned} A_2 &= \pi \times (0.075\text{m}) \times (0.006\text{m}) \\ &= 0.00141 \text{ m}^2 \end{aligned}$$

จะห้หาอัตราการไหลเชิงมวลของอากาศได้จาก (4)

สมการ

$$\dot{m} = \rho_2 \times C_{2r} \times A_2 \quad (3-16)$$

แทนค่าใน

$$\begin{aligned} \dot{m} &= 1.081 \text{ kg/m}^3 \times 165.437 \text{ m/s} \times 0.00141 \text{ m}^2 \\ &= 0.252 \text{ kg/s} \end{aligned}$$

จากเงื่อนไขในการออกแบบใบคิริบกระจายอากาศ (Diffuser) ซึ่งกำหนดให้มุมองศาใบพัด คอมเพรสเซอร์วีล (Impeller) และมีค่าที่ 60 องศา จะห้หาความเร็วรวม (C_{2u}) ที่ออกจากใบพัด คอมเพรสเซอร์วีล ได้จาก (6) เมื่อ $C_{2r} = 165.427 \text{ m/s}$ และ $U_2 = 392.67 \text{ m/s}$

สมการ

$$C_{2u} = U_2 - \left[\frac{C_{2r}}{\tan \beta} \right] \quad (3-17)$$

แทนค่าใน

$$\begin{aligned} C_{2u} &= 392.67 - \frac{165.427}{\tan 60^\circ} \\ &= 297.16 \text{ m/s} \end{aligned}$$

จะห้หามุมทิศทางของอากาศที่ไหลออกจากใบพัด ได้จาก เมื่อ $C_{2r} = 165.427 \text{ m/s}$ และ $C_{2u} = 297.16 \text{ m/s}$

สมการ

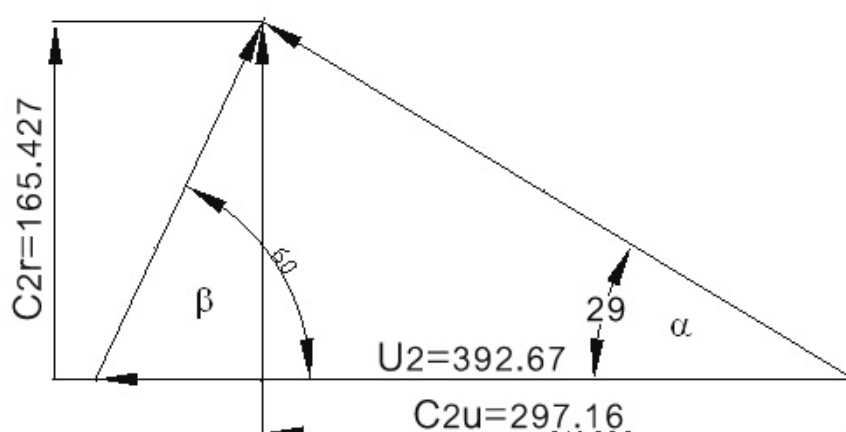
$$\alpha = \tan^{-1} \left[\frac{C_{2r}}{C_{2u}} \right] \quad (3-18)$$

แทนค่าใน

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{165.427}{297.16} \right)$$

$$= 29.10^\circ$$

ฉะนั้นมุมทิศทางที่อากาศไหลออก (แก๊ส) จากวงล้อจึงมีค่าเท่ากับ ($\alpha=29.10^\circ$) ซึ่งมุมองศาการไหลนี้จะคงที่ตลอดหลังจากอากาศไหลผ่านใบพัดเป็นวงแหวนอากาศด้วยความกว้างคงที่ ฉะนั้นจึงทราบได้ว่าใบครีบกกระจายอากาศ (Diffuser) ควรปรับตั้งค่ามุมองศาที่ 29 องศา



ภาพประกอบ 28 แสดงไดอะแกรมความเร็วของอากาศที่ปลายใบพัด

ค่าตัวเลขมัคกันัมเบอร์ของอากาศที่ไหลออกจากใบพัดคอมเพรสเซอร์วีลหาได้จาก

สมการ

$$M_2 = \frac{C_2}{\sqrt{k R T_2}} \quad (3-19)$$

แทนค่าใน

$$M_2 = \frac{367.273 \text{ m/s}}{\sqrt{1.4 \times 287 \times 369.134^\circ \text{K}}} = 0.953$$

และหาความเร็วของเสียงในอากาศที่ปลายใบพัด (V_a) ได้จาก (23)

สมการ

$$V_a = \sqrt{k R T_2} \quad (3-20)$$

แทนค่าใน

$$\begin{aligned} V_a &= \sqrt{1.4 \times 287 \text{ J/Kg}^\circ \text{K} \times 368.232^\circ \text{K}} \\ &= 350.252 \text{ m/s} \end{aligned}$$

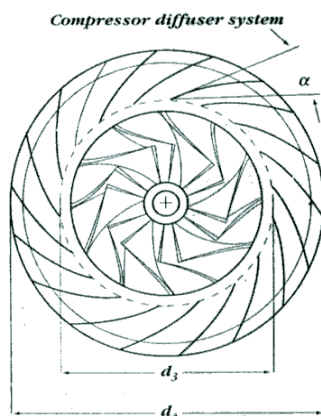
เมื่ออากาศไหลผ่านออกจากใบพัดคอมเพรสเซอร์วีลถึงช่องใบครีบกระจายอากาศ (Diffuser) ให้เป็นแบบไอเซนโทรปิก โดยให้เป็นตามทฤษฎีการไหลวนอิสระ (Free Vortex) ซึ่ง $C_{2x}r_2 = C_{xr}$ และ หารัศมีภายนอกของใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล ได้จาก

$$\text{เมื่อ } r_2 = \frac{D_2}{2} \quad (3-21)$$

แทนค่าใน

$$r_2 = \frac{75}{2} = 37.5 \text{ m}$$

จากเนื้อหาทฤษฎีในบทที่ 2 และ ภาพประกอบ 23 สัดส่วนของใบครีบกระจายอากาศ (Diffuser) ได้ กล่าวอธิบายถึงการเพิ่มขนาดของเส้นรัศมีที่ช่องว่างระหว่างทางออกของใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล (Impeller) ถึงทางเข้าของใบครีบกระจายอากาศ (Diffuser) ซึ่งมีค่าอยู่ระหว่าง $0.1D_2$ ถึง $0.5D_2$ เมื่อ D_2 คือขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล



ภาพประกอบ 29 แสดงตำแหน่งของระยะรัศมีใบครีบกระจายอากาศ (Diffuser)

ดังนั้นในการศึกษาและออกแบบงานวิจัยจึงเลือกใช้ค่าที่ $D_2 = 0.2$ เพื่อให้มีขนาดที่เหมาะสม ในการลดความยาวของเส้นทางการไหลที่ออกจากใบพัด ฉะนั้นระยะรัศมีที่ครีบของช่องว่างกระจาย อากาศหาได้จาก

เมื่อ

$$r_3 = r_2 + \left[\frac{0.2 D_2}{2} \right] \quad (3-22)$$

แทนค่าใน

$$\begin{aligned} r_3 &= 37.5 + \left(\frac{0.2 \times 75}{2} \right) \\ &= 45 \text{ mm} \end{aligned}$$

ฉะนั้น $D_3 = 90 \text{ mm}$

ความเร็วของอากาศในทิศทางความเร็วของใบพัดที่ครีบช่องกระจายหาได้จาก

สมการ

$$C_x = \frac{C_{2x} r_2}{r_3} \quad (3-23)$$

แทนค่าใน

$$\begin{aligned} C_x &= \frac{327.903 \times 37.5}{45} \\ &= 273.25 \text{ m/s} \end{aligned}$$

หาจำนวนใบครีบกระจายอากาศ (Diffuser)

จากเนื้อหาบทฤษฎีในบทที่ 2 ได้กล่าวอธิบายถึง จำนวนของใบครีบกระจายอากาศ (Diffuser) เพื่อควบคุมความสมดุลระหว่างประสิทธิภาพของการกระจายตัวกับความสูญเสียเนื่องจากความฝืดของผิวสัมผัส ซึ่งในส่วนของจำนวนใบครีบกระจายอากาศ (Diffuser) ในทางปฏิบัติจะเริ่มที่จำนวนครีบบพัดของเครื่องอัดอากาศบวกเข้าไปอีกหนึ่ง ($Z + 1$) แต่จะไม่มากไปกว่าจำนวนที่ 29 ใบครีบ เพราะจะทำให้ประสิทธิภาพลดลงเนื่องจากความฝืดที่เพิ่มมากขึ้น ดังนั้นในการศึกษาและออกแบบงานวิจัยจึงเลือกใช้จำนวนใบครีบกระจายอากาศ (Diffuser) ที่ 15 ใบครีบ

ความสูงช่องทางไหลของใบ cribกระจายอากาศ (Diffuser, $H_{diffuser}$) ซึ่งเป็นส่วนที่จะเชื่อมต่อกับใบพัดคอมเพรสเซอร์วีลซึ่งจะมีผลต่อขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางเครื่องอัดอากาศ ซึ่งควรจะมีขนาดเล็ก ดังนั้นการออกแบบจะกำหนดความสูงช่องทางไหลของใบ cribกระจายอากาศ (Diffuser) ที่ 0.013 เมตร ให้เท่ากับ ความสูงของ cribใบพัดคอมเพรสเซอร์วีล

การคำนวณและออกแบบชุดกังหัน

สำหรับส่วนของกังหันแก๊สมีบทบาทอย่างมาก ในการควบคุมพลังงานกลที่เกิดขึ้นจากการผลักดันของแก๊สร้อนต่อกังหัน การส่งต่อกำลังมาขับเคลื่อนเพรสเซอร์และอุปกรณ์อื่น โดยลักษณะพื้นฐานแล้วใบกังหัน คือแผ่นจานซึ่งหมุนในลักษณะสมดุลโดยมีใบพัดซึ่งเป็นโลหะผสม กังหันอาจมีชุดเดี่ยวหรือหลายชุดก็ได้ขึ้นอยู่กับความต้องการงานส่งออกที่ต้องใช้แต่ในเครื่องยนต์กังหันแก๊สนี้ ออกแบบให้มีชุดเดี่ยว ส่วนของแก๊สร้อนที่เกิดจากการสันดาปได้รับการออกแบบให้แก๊สร้อนสามารถเคลื่อนตัวไปในทิศทางที่ทำให้เกิดแรงผลักดันสูงสุด หรือ มีทิศทางตั้งฉากกับกังหันให้มากที่สุด จากนั้นแก๊สร้อนจะถูกระบายออกไปทางด้านท้ายส่วนหางในชุดกังหันประกอบไปด้วยหัวฉีดไกด์เวน (Nozzle guide vane) และโรเตอร์ ผลกระทบทั้งหมดที่เกิดในกระบวนการเป็นผลมาจากความร้อนที่ตกลง อัตราส่วนของงานที่ส่งผ่านมาจากใบพัดโรเตอร์จะแสดงออกมาในรูปของอัตราส่วนระดับแรงปฏิกิริยา (r)

คำนวณได้จากสูตร

$$r = \frac{\Delta h_{blades}}{\Delta h_{stage}} \quad (3.24)$$

(Δh_{blades} , Δh_{stage}) ในโรเตอร์จะตกลงและแสดงในรูปของเอนทัลปีในหน่วย (J/kg) ในทางปฏิบัติการออกแบบเทอร์โบใบจะตั้งค่า ระดับแรงปฏิกิริยา (r) ประมาณ 0.5 เพื่อที่ความร้อนที่ตกลง (Δh_{stage}) จะแบ่งออกเท่าๆ กันระหว่างหัวฉีดไกด์เวนกับโรเตอร์เอนทัลปีที่ตกลงทั้งหมดในสเตจสามารถคำนวณหาได้จากสูตร

$$\Delta h_{stage} = C_p \times T \times (\pi^{0.286} - 1) \quad (3.25)$$

เมื่อแก๊สได้รับความร้อนจะเกิดการขยายตัวทำให้ความเร็วในการไหลไร้ความเสียดทาน

$$C = \sqrt{2 \times \frac{\Delta h}{2}} = \sqrt{\Delta h} \quad (3.26)$$

แรงผลักดันในเครื่องยนต์คำนวณได้ดังนี้

$$F_u = \dot{m} \times \Delta W_u \quad ; \quad \Delta W_u = W_2 - W_1 \quad (3.27)$$

F_u คือ แรงตามแนวเส้นรอบวง (N)

ΔW_u คือ ความเร็วแก๊สแตกต่าง (m/s)

W_1 คือ ความเร็วสัมผัสที่ทางเข้าโรเตอร์ (m/s)

W_2 คือ ความเร็วสัมผัสที่ทางออกโรเตอร์ (m/s)

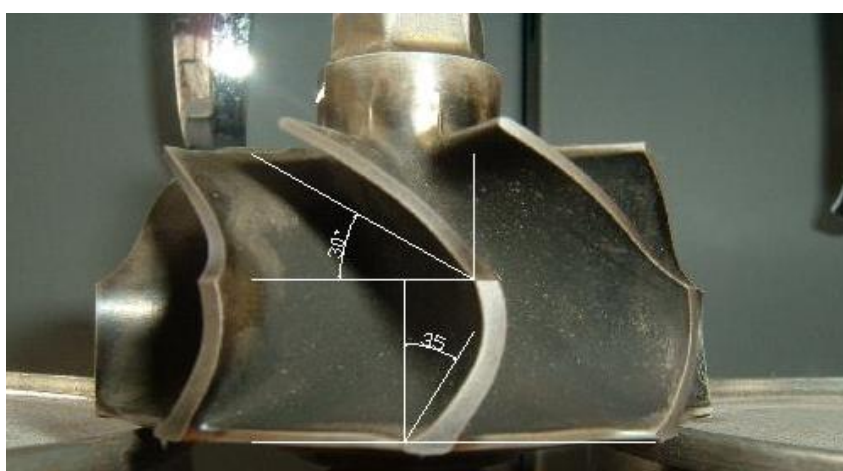
กำลังงานทางทฤษฎีที่เทอร์ไบน์สามารถคำนวณได้ดังนี้

$$P = F_u \times U = \dot{m} \times \Delta W_u \times U \quad (3.28)$$

P คือ กำลังงานทางทฤษฎีที่เทอร์ไบน์ (Watts)

U คือ ความเร็วเฉลี่ยใบพัดเทอร์ไบน์ (m/s)

ในส่วนของตัวกังหันนั้นทางผู้จัดทำได้ใช้ชิ้นส่วนกังหันจากระบบเทอร์โบชาร์จเจอร์ ของรถยนต์นิสสัน รุ่น VG-30 เช่นกัน ซึ่งในการที่จะออกแบบและคำนวณระบบ NGV (Nozzle guide vane) นั้นเราต้องทราบค่าต่างๆ ของชุดกังหัน



ภาพประกอบ 30 แสดงมุมของชุดกังหัน

ค่าต่างๆ ของชุดกังหันที่ได้จากการวัดมีค่าดังนี้คือ

Inlet diameter	58.6	mm.
Blade tip angle	35	degree
ส่งจ่ายอากาศที่	0.152	kg.
อัตราส่วนความดัน	1.76	
ความเร็วรอบในการหมุน	100,000	rpm.
อุณหภูมิสูงสุดของแก๊ส	650	องศาเซลเซียส

เราสามารถหาค่าเอนทัลปีรวมของระบบได้จากสมการ

$$\Delta h_{stage} = C_p \times T \times (\pi^{0.286} - 1) \quad (3.30)$$

$$\Delta h_{stage} = 1000 \times 923 \times (1.76^{0.286} - 1)$$

$$\Delta h_{stage} = 853.324 \text{ kJ/kg}$$

จากโมเมนต์ดัมแรงดล แรงเป็นปริมาณเวกเตอร์ในทิศทางการเคลื่อนที่ของใบกังหันมีค่าเท่ากับการเปลี่ยนแปลงโมเมนต์ของของไหลในทิศทางการเคลื่อนที่ หรือ

$$F = \dot{m}(V_{s1} \cos \theta - V_{s2} \cos \delta) \quad (3.31)$$

$V_{s1} \cos \theta$ คือ ความเร็วเข้าของการหมุน

$V_{s2} \cos \theta$ คือ ความเร็วออกของการหมุน

จากสมการห้วงืด ทำให้ได้สมการ ของ V_{s1} คือ

$$V_{s1} = \sqrt{2gc\Delta h} \quad (3-32)$$

โดยที่

gc มีค่าเท่ากับ 1kg.m/N.s^2

เพราะฉะนั้นค่า V_{s1} มีค่าเท่ากับ 1306 m/s

ถ้าเรากำหนดให้ θ มีค่าเท่ากับ 20 องศา

$$V_{s1}\cos\theta = 1227.24 \text{ m/s}$$

ดังนั้น

$$\begin{aligned} V_{B,opt} &= (V_{s1}\cos\theta)/2 \\ &= 613.619 \text{ m/s} \end{aligned} \quad (3-33)$$

$$\begin{aligned} V_{r1}\sin\phi &= V_{s1}\sin\theta \\ &= 446.67 \text{ m/s} \end{aligned} \quad (3-34)$$

$$\begin{aligned} V_{r2}\cos\phi &= V_{s1}\cos\theta - V_B \\ &= 613.619 \text{ m/s} \end{aligned} \quad (3-35)$$

เพราะฉะนั้น

$$\phi = 36.05$$

แต่มุมของชุดกังหันมีค่าเท่ากับ 35° เราจึงทำการสมมติ มุม θ ใหม่ให้มีค่าเท่ากับ 21° ทำให้เราได้ค่าของ ϕ ใหม่ ซึ่งมีค่าเท่ากับ 34.55° เมื่อเราได้ค่าของมุมใหม่ที่ได้ทำให้เราทราบค่าของมุม θ ที่แน่นอนที่ทำให้ ϕ มีค่าได้เท่ากับ 35° ได้ เนื่องจาก สมการเป็นแบบ linear เพราะฉะนั้น θ จะเท่ากับ 19.3°

การเผาไหม้เชื้อเพลิง

การเผาไหม้เป็นปฏิกิริยาทางเคมีที่เกิดขึ้นอย่างรวดเร็วระหว่าง เชื้อเพลิงกับออกซิเจน เมื่อเกิดปฏิกิริยาเคมีพลังงานเคมีที่สะสมอยู่ในอะตอมของเชื้อเพลิงและออกซิเจน จะถูกปลดปล่อยออกมาในรูปของความร้อนให้กับสิ่งแวดล้อม การเผาไหม้แบบนี้ถือว่าเป็นปฏิกิริยาแบบเอ็กโซเทอร์มิก (Exothermic reaction) ทำให้อุณหภูมิของสารผสมระหว่างอากาศกับเชื้อเพลิงสูงขึ้น ถ้าอัตราการปล่อยพลังงานมีมากกว่าอัตราการสูญเสียพลังงานให้กับสิ่งแวดล้อม อุณหภูมิของสารผสมก็จะเพิ่มขึ้นเรื่อยๆ มีผลทำให้สารผสมที่ใกล้เคียงเกิดปฏิกิริยาตามและเกิดการเผาไหม้ต่อเนื่อง

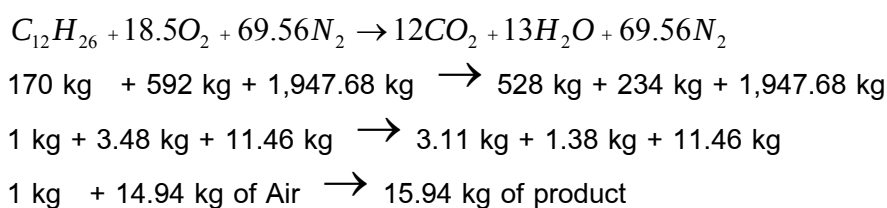
การสันดาปอย่างสมบูรณ์ (Complete Combustion)

การสมมูลย์สมการเคมี (stoichiometry) ก็เพื่อคำนวณหาปริมาณอากาศที่ใช้ในการทำปฏิกิริยากับเชื้อเพลิง เพื่อให้เกิดการเผาไหม้ที่สมบูรณ์ แล้วเกิดเป็นสารประกอบของ ไนโตรเจน น้ำ และ คาร์บอนไดออกไซด์ สมการที่ใช้ในการทำสมมูลย์สมการเคมีของเชื้อเพลิงที่มีธาตุคาร์บอน (C), ไฮโดรเจน (H), ออกซิเจน (O), ไนโตรเจน (N), ซัลเฟอร์ (S) จะได้ดังนี้

$$C_u H_v O_w N_x S_y + (u + \frac{v}{4} - \frac{w}{2} + y)(O_2 + 3.76N_2) \quad (3-36)$$

ในการสันดาปต้องใช้อากาศซึ่งประกอบด้วย ออกซิเจน (O_2) 21% และไนโตรเจน (N_2) 79% โดยปริมาตร อากาศจึงมีสูตรทางเคมี คือ $(O_2 + 3.76N_2)$ ซึ่งน้ำมันก๊าดจะอยู่ในกลุ่มของพาราฟิน (Parafin) ซึ่งมีสูตรทั่วไปทางเคมีคือ $C_n H_{2n+2}$

สมการการสันดาปโดดีเคนอย่างสมบูรณ์ (Dodecane or Kerosene) ดังนั้นสมการการเผาไหม้ของน้ำมันก๊าด (kerosene) กับอากาศสามารถเขียนได้เป็น



∴ มวลโมเลกุลเฉลี่ยของน้ำมันก๊าด

$$\begin{aligned} C_{12}H_{26} &= \frac{(12 \times 12) + (26 \times 1)}{1,000} \\ &= 0.17 \text{ kg} \end{aligned}$$

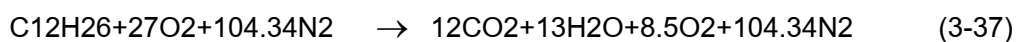
∴ มวลของอากาศที่ Stoichiometric

$$\begin{aligned} 18.5O_2 + 69.56N_2 &= \frac{(18.5 \times 2 \times 16) + (69.56 \times 2 \times 14)}{1,000} \\ &= 2.54 \text{ kg} \end{aligned}$$

$$\therefore \text{Stoichiometric air fuel ratio (by mass)} = \frac{2.54}{0.17} = 14.94: 1$$

การหาอุณหภูมิในห้องเผาไหม้

การคำนวณค่าความร้อนของเชื้อเพลิงที่สภาวะปกติโดยตั้งสมมุติฐานที่ 1 atm และ 100° C และ มีการเผาไหม้อย่างสมบูรณ์ที่ 150 % - 200 % ซึ่งจะคำนวณหาอุณหภูมิที่ได้จากการสันดาปดังนี้



ตาราง 2 ผลการคำนวณอุณหภูมิห้องเผาไหม้

สาร	h_f° (kJ / kmol)	$h_{373\text{K}}^\circ$ (kJ / kmol)	$h_{423\text{K}}^\circ$ (kJ / kmol)	$h_{473\text{K}}^\circ$ (kJ / kmol)
↓	↓	↓	↓	↓
$\text{C}_{12}\text{H}_{26}$ (g)	-291,010	0	0	0
O_2	0	10,899	12,405.20	13,934.70
N_2	0	10,850.60	12,312.90	13,781.50
H_2O	-241,820	12,433.30	14,146.50	15,881.70
CO_2	-393,520	12,269.20	14,332.60	16,483

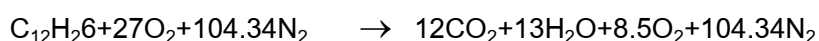
$$\text{จากสูตร } \sum N_p (\bar{h}_f^\circ + \bar{h} - \bar{h}^\circ)_p = \sum N_r \bar{h}_{f,r}^\circ = (N \bar{h}_f^\circ)_{\text{C}_{12}\text{H}_{26}} \quad (3-38)$$

ที่ 100 %

$$\therefore 12\text{CO}_2 + 13\text{H}_2\text{O} + 69.56\text{N}_2 = 8,638,521 \text{ kJ}$$

$$\text{จะได้ } T_{\text{prod}} = 2,468 \text{ K หรือ } 2,195^\circ \text{C}$$

ที่ 150 %



$$\begin{aligned} 12 \times (-393,520 - 14,332.6) + 13 \times (-241,820 - 14,146.5) + 104.34 \times (12,312.9) \\ = (1 \text{ kmol C}_{12}\text{H}_{26}) (-291,010) \end{aligned}$$

$$12 \bar{h} \text{CO}_2 + 13 \bar{h} \text{H}_2\text{O} + 8.5 \bar{h} \text{O}_2 + 104.34 \text{N}_2 = (2,298,362.548 - 291,010 + 7,865,900) \\ = 9,873,252.548 \text{ kJ}$$

$$(9,873,252.548) / (12 + 13 + 8.5 + 104.34) = 71,628.4 \text{ kg/mol}$$

ลองคิดที่ 2,000 K

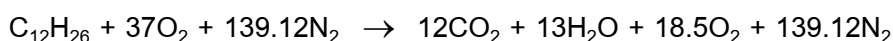
$$(12 \times 100,804) + (13 \times 82,593) + (8.5 \times 67,881) + (104.34 \times 64,810) \\ = 9,622,621 \text{ kJ}$$

ลองคิดที่ 2,100 K

$$(12 \times 106,864) + (13 \times 87,735) + (8.5 \times 71,668) + (104.34 \times 68,417) \\ = 10,170,731 \text{ kJ}$$

∴ ประมาณค่า (Interpolate) จะได้ 2,046 K = 1,773 °C

ที่ 200 %



$$12 \bar{h} \text{CO}_2 + 13 \bar{h} \text{H}_2\text{O} + 18.5 \bar{h} \text{O}_2 + 139.12 \bar{h} \text{N}_2 = (2,579,332 - 291,010 + 7,865,900) \\ = 10,154,222 \text{ kJ}$$

ลองคิดที่ 1,600 K

$$(12 \times 76,944) + (13 \times 62,748) + (18.5 \times 52,961) + (139.12 \times 50,571) \\ = 9,754,268 \text{ kJ}$$

ลองคิดที่ 1,700 K

$$(12 \times 82,856) + (13 \times 67,589) + (18.5 \times 56,652) + (139.12 \times 54,099) \\ = 10,447,244 \text{ kJ}$$

∴ ประมาณค่า (Interpolate) จะได้ 1,658 K = 1,385 °C

ดังนั้น วัสดุที่จะใช้ทำ Combustion Chamber จึงจำเป็นต้องสามารถทนความร้อนได้สูง
สำหรับเครื่องยนต์ Gas turbine ที่ออกแบบนี้จะใช้วัสดุ Stainless Steel ชนิด 310

บทที่ 4

การทดสอบและวิเคราะห์ผลการทดสอบ

หลังจากการคำนวณและออกแบบเครื่องทำได้ทำการสร้างเครื่องยนต์เจ็ทขนาดเล็ก โดยใช้ระยะเวลาสร้างประมาณ 4 เดือน แล้วจึงได้ทำการทดสอบเครื่อง



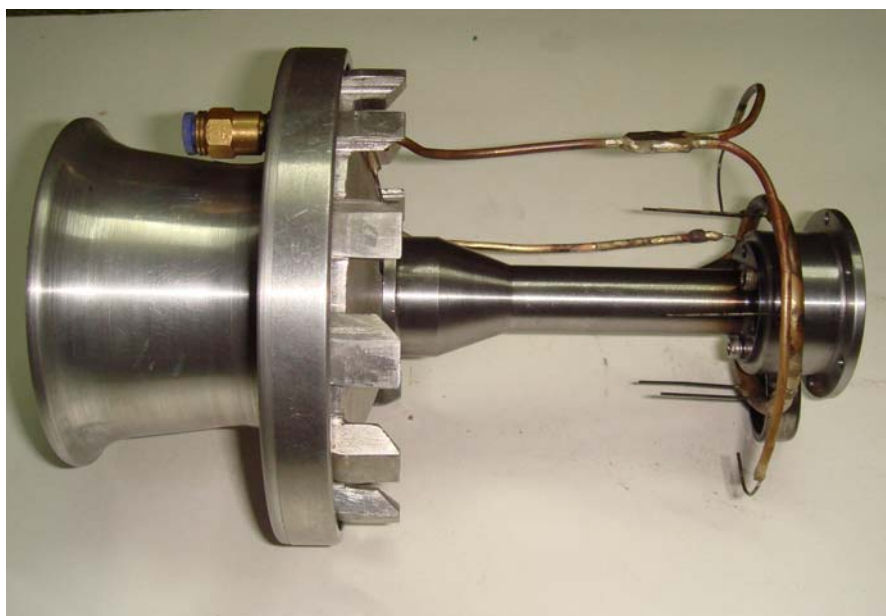
ภาพประกอบ 31 แสดงชิ้นส่วนของเครื่องยนต์เจ็ทขนาดเล็ก



ภาพประกอบ 32 แสดง Nozzle guide vane



ภาพประกอบ 33 แสดง Diffuser



ภาพประกอบ 34 แสดงการประกอบ Shaft Tunnel เข้ากับ Diffuser & Intake



ภาพประกอบ 35 แสดง Intake Front Cover



ภาพประกอบ 36 แสดง Combustion Chamber



ภาพประกอบ 37 แสดง Combustion Inner & Burner Tube



ภาพประกอบ 38 แสดง Can End



ภาพประกอบ 39 แสดง Compressor Wheel



ภาพประกอบ 40 แสดง Turbine Wheel



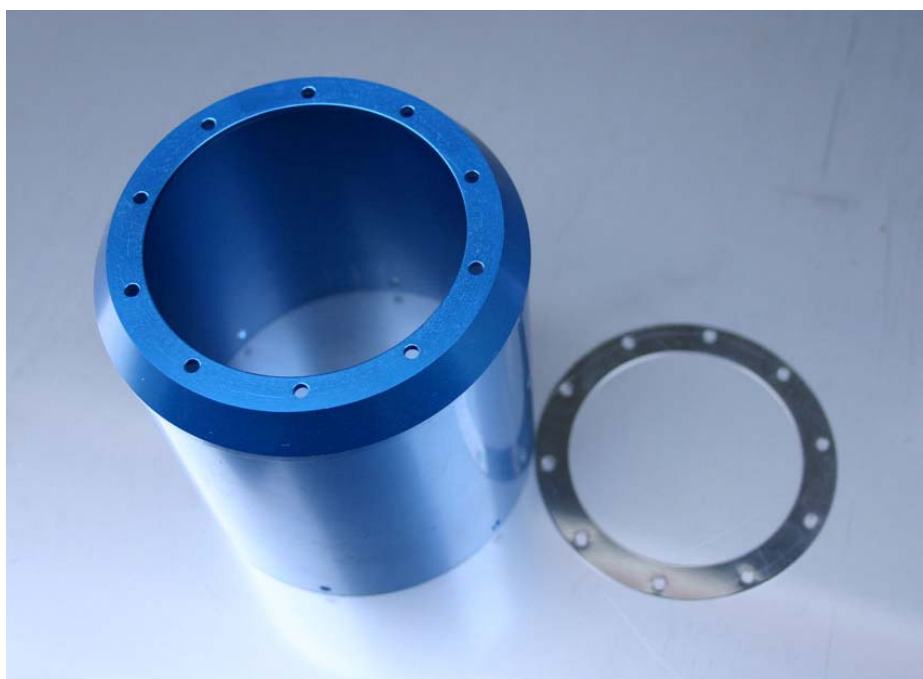
ภาพประกอบ 41 แสดง Fuel tube



ภาพประกอบ 42 แสดง Propane Gas tube



ภาพประกอบ 43 แสดง Lubricate tube



ภาพประกอบ 44 แสดง Outer Case



ภาพประกอบ 45 แสดง Fuel tube



ภาพประกอบ 46 แสดง Fuel Pump



ภาพประกอบ 47 แสดง Diffuser ที่ปรับปรุงใหม่



ภาพประกอบ 48 แสดง Precision Ball Bearing Ceramic



ภาพประกอบ 49 แสดง Spring Pre-Load



ภาพประกอบ 50 แสดงด้านหลังของเครื่องยนต์เจ็ท



ภาพประกอบ 51 แสดงด้านหน้าของเครื่องยนต์เจ็ท



ภาพประกอบ 52 แสดงด้านข้างของเครื่องยนต์เจ็ท



ภาพประกอบ 54 แสดงการติดตั้งเครื่องยนต์เจ็ทขนาดเล็กในการทดสอบ

ขั้นตอนการสตาร์ทเครื่องยนต์เจ็ทขนาดเล็ก

หลังจากทำการติดตั้งอุปกรณ์ พร้อมทำการทดสอบเรียบร้อยแล้ว ต่อจากนั้นก็จะเป็นการสตาร์ทเครื่องเพื่อทำการทดสอบ โดยในการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทนั้น มีขั้นตอนที่ดังต่อไปนี้

1. ทำการตรวจสอบบริเวณที่จะทำการทดสอบไม่ให้มีเศษกระดาษ หรือเศษผ้า หรือสิ่งสกปรกต่างๆ ที่สามารถปลิวได้ เนื่องจากในขณะที่ทำการทดลอง เครื่องยนต์อาจดูดสิ่งพวกนั้นเข้าไปในเครื่อง ซึ่งจะทำให้เกิดอุบัติเหตุและการเสียหายแก่เครื่องยนต์ขึ้นมาได้ (ควรเป็นบริเวณที่โล่ง)
2. ตรวจสอบข้อต่อที่ต่อเข้ากับเครื่องยนต์ให้แน่น ทุกข้อต่อเพื่อป้องกันการรั่วที่อาจเกิดขึ้นได้
3. เริ่มทำการสตาร์ทเครื่องโดยทำการเริ่มปล่อยน้ำมันเข้าไปในเครื่องยนต์เล็กน้อยเพื่อให้ น้ำมันเครื่อง เข้าไปหล่อลื่นแบริ่ง
4. ใช้อากาศฉีดเข้าไปทางด้านหน้าของเครื่องยนต์ (ด้านคอมเพรสเซอร์) เครื่องยนต์จะเริ่มหมุน สังเกตสิ่งผิดปกติต่างๆที่อาจเกิดขึ้น โดยสังเกตที่การสั่นและเสียงของเครื่องยนต์
5. ทำการเปิดวาล์วแก๊สเพื่อปล่อยแก๊สให้เข้าสู่เครื่องยนต์ จากนั้นใช้ Spark- lighter ทำการจุดทางด้านหลังของเครื่อง (ด้านชุดกังหัน) สังเกตว่าจะมีเสียงดังต๊อบเกิดขึ้น จากนั้นให้สังเกตที่เทอร์โมมิเตอร์ ว่าอุณหภูมิขึ้นหรือไม่
6. เมื่ออุณหภูมิสูงขึ้น หมายถึงเครื่องยนต์เริ่มทำงานให้ทำการปล่อยน้ำมัน โดยทำการปรับคอนโทรลเลอร์ โดยค่อยๆทำการปล่อยน้ำมันเข้าไปทีละช้าๆ ตอนนี้เครื่องจะทำงานให้เราทำ

การทำการปรับน้ำมันเพิ่มไปเรื่อยๆ และค่อยๆ นำเอาสายลมที่ฉีดอากาศเข้าไปออก สังเกตว่าเครื่องยนต์จะสามารถทำงานได้ด้วยตัวเองโดยไม่ใช้อากาศอัดเข้าไปช่วยในการทำงาน

ขั้นตอนการดับเครื่องยนต์เจ็ทขนาดเล็ก

เมื่อจะทำการดับเครื่องยนต์เจ็ทมีขั้นตอนดังต่อไปนี้

1. เมื่อจะทำการดับเครื่อง ให้เราทำการเตรียมสายลม
2. หลังจากเตรียมสายลมให้เราเริ่มทำการลดการจ่ายน้ำมันเชื้อเพลิง โดยทำการค่อยๆ ปรับคอนโทรลเลอร์ที่ใช้ในควบคุมความเร็วรอบของปั้มน้ำมันให้ลดลงเรื่อยๆ จนปั้มหยุดหมุน
3. หลังจากทำการปิดคอนโทรลเลอร์น้ำมัน และใช้สายลมฉีดอากาศเข้าไปที่ด้านหน้าของเครื่องยนต์ (ทางด้านคอมเพรสเซอร์) เพื่อช่วยในการระบายความร้อนที่เกิดจากการเผาไหม้ให้เย็นตัวลง จนอุณหภูมิของไอเสียที่วัดได้จาก Digital Thermometer ลดลงถึงที่ประมาณ 150 °C ทำการจ่ายน้ำมันเพื่อเข้าไปหล่อลื่นแบร้งเล็กน้อยในระหว่างที่ทำการเป่าลมระบายความร้อน เพื่อป้องกันไม่ให้แบร้งเสียหาย จากการหมุนที่ความเร็วรอบสูงเกินกว่า 10000 rpm. และจากความร้อนที่ได้รับจากก๊าซไอเสียที่ระบายออกไปที่ด้านหลัง ที่สูงถึงประมาณ 700-850 °C
4. เมื่อทำการดับเครื่องยนต์เสร็จ ให้ทำการตรวจสอบชิ้นส่วนต่างๆ ของเครื่องยนต์

ข้อควรระมัดระวัง

1. เมื่อทำการสตาร์ทเครื่องยนต์เจ็ทขนาดเล็ก หากมีข้อบกพร่อง หรือสิ่งผิดปกติควรดับเครื่องยนต์ในทันที
2. เนื่องจากเครื่องยนต์ต้องหมุนที่ความเร็วรอบเกินกว่า 10,000 rpm. ความเสียหายในระหว่างการทดสอบจึงสามารถเกิดขึ้นได้อย่างรวดเร็วจึงจำเป็นต้องตรวจสอบชุดอุปกรณ์ และชิ้นส่วนต่างๆ ทุกชิ้นก่อนทำการทดสอบ ให้แน่นหนา และให้มีสภาพที่สมบูรณ์ที่สุดก่อนที่จะทำการสตาร์ทเครื่องยนต์
3. ควรมีอุปกรณ์ป้องกันไฟไหม้ เช่น ถังดับเพลิง อยู่ด้วยขณะทำการติดเครื่องยนต์เจ็ทขนาดเล็กทุกครั้ง
4. ขณะทำการทดลอง ห้ามมีบุคคลยืนทางด้านหลังเครื่องยนต์โดยเด็ดขาด
5. สถานที่ทดลอง ควรเป็นสถานที่โล่ง

การทดลองเครื่องยนต์

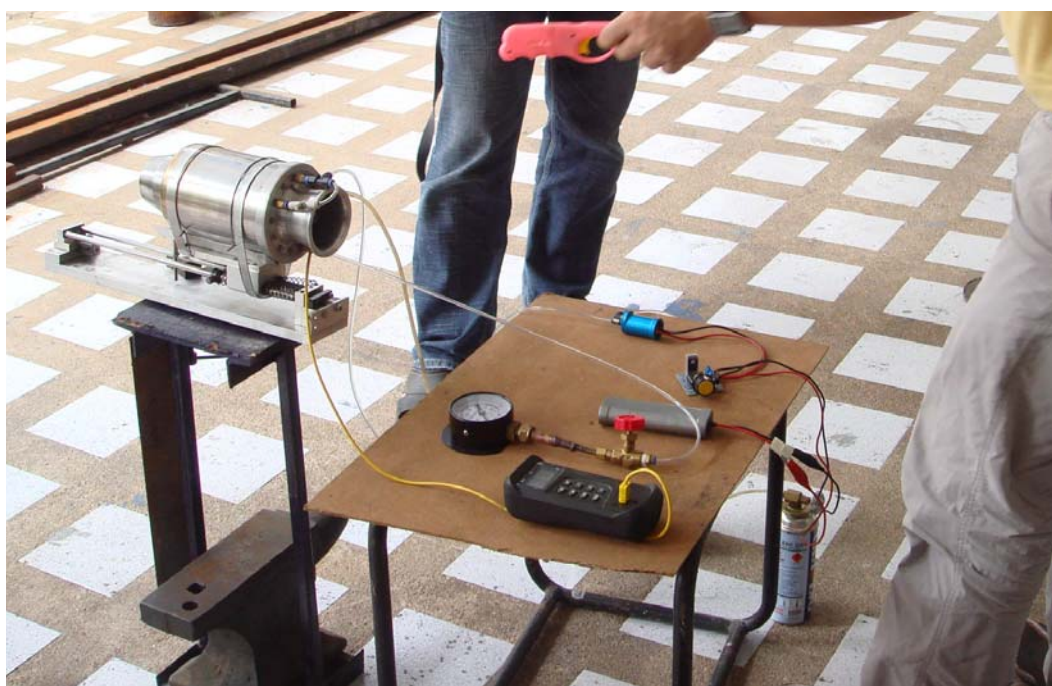
ในการทดลองเครื่องยนต์เจ็ทขนาดเล็กนี้ทางผู้จัดทำได้ทำการทดลองติดเครื่องทั้งหมดเป็นจำนวน 5 ครั้ง ดังนี้

การทดลองครั้งที่1

การทดลองครั้งที่1 ได้ทำการทดลองในวันที่ 25 สิงหาคม 2552 เวลา 14.00น ในการสตาร์ทเครื่องได้มีปัญหาเกิดขึ้น ในช่วงที่เริ่มทำการปล่อยแก๊ส เมื่ออุณหภูมิเริ่มเพิ่มขึ้นที่ประมาณ 350 °C และได้เริ่มทำการปล่อยน้ำมันเข้าไป ได้เกิดปัญหาคือ ชุดกังหันและคอมเพรสเซอร์หมุนไม่สม่ำเสมอ โดยหมุนได้ประมาณ 5,500 rpm. ทางผู้ทดสอบจึงทำการหยุดการทดสอบและทำการตรวจสอบ ความผิดปกติที่เกิดขึ้น ซึ่งจากการตรวจสอบวิเคราะห์ สาเหตุเกิดจากค่า K ของสปริง Pre-Load ที่ทำหน้าที่ในการดันชุดเพลลา และแบริ่งที่ใช้ในการหมุนชุดชุดกังหันและคอมเพรสเซอร์ มีค่าน้อยเกินไป ทำให้เมื่อทำการจ่ายน้ำมันเชื้อเพลิงเครื่องยนต์จะมีแรงผลักดันให้เพลลาเคลื่อนที่ไปด้านหน้าส่งผลให้ Clearance ระหว่างชุดกังหันและแผ่นกันความร้อน (Heat Shield) ที่ติดอยู่กับ NGV (Nozzle Guide vane) มีค่าน้อยเกินไป จึงทำให้เกิดการติดขัดในระหว่างการทดสอบ จากนั้นจึงทำการตรวจสอบชิ้นส่วนอื่นด้วย ก็ปรากฏว่าส่วนประกอบอื่นๆ ยังอยู่ในสภาพปกติ

การแก้ปัญหา

ได้ทำการเปลี่ยนขนาดของของสปริง Pre-Load ให้มีขนาดใหญ่ขึ้นเป็น 2 เท่าดังนั้นจึงต้องทำการแก้ไขในส่วนของ Shaft Tunnel ที่ใช้รองรับสปริงด้วย เพราะเมื่อค่า K ของสปริงที่เพิ่มขึ้นทำให้ค่ามิติต่างๆ ของตัวสปริงเปลี่ยนแปลงไป



ภาพประกอบ 55 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทครั้งที่ 2 ขณะเตรียมการสตาร์ทเครื่องยนต์



ภาพประกอบ 56 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทครั้งที่ 2 ขณะทำการเริ่มสตาร์ทเครื่องยนต์

การทดลองครั้งที่ 2

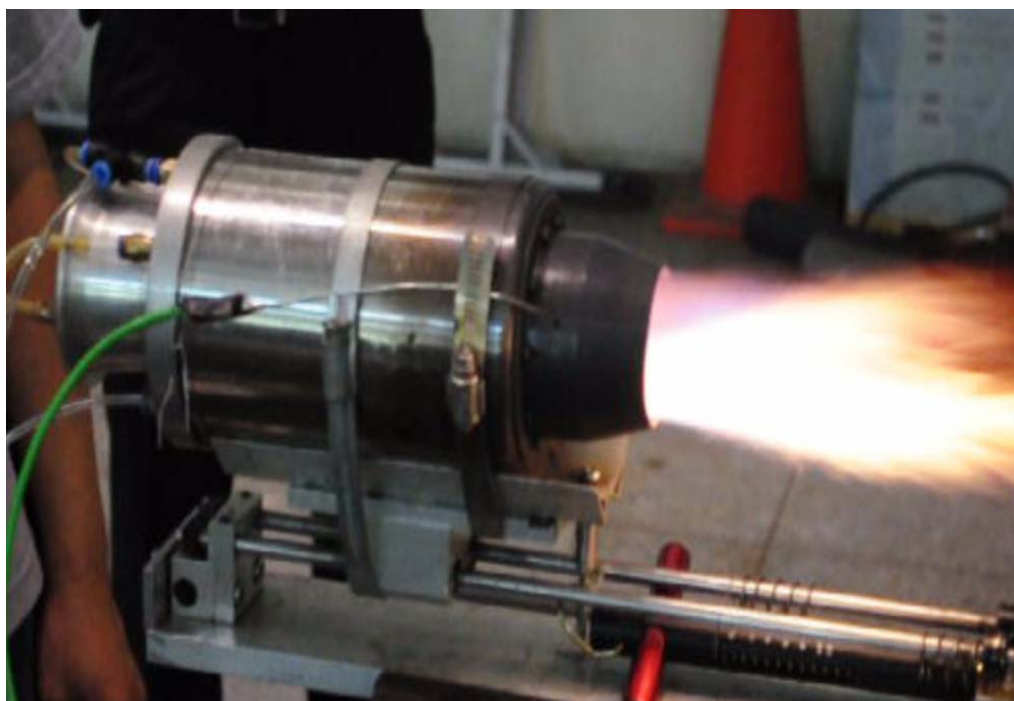
การทดลองครั้งที่ 2 ได้ทำการทดลองในวันที่ 12 กันยายน 2552 เวลา 15.00 น. หลังจากได้ทำการแก้ไขจุดบกพร่องในส่วนของ Pre-Load เรียบร้อย ได้ทำการสตาร์ทเครื่อง หลังจากการสตาร์ทเครื่องโดยเครื่องยนต์สามารถเดินเบาได้ที่ความเร็วรอบ 18,500 rpm. อุณหภูมิของไอเสีย 750 °C จากนั้นก็จ่ายน้ำมันเชื้อเพลิงเพิ่มขึ้นโดยปรับชุดควบคุมปั๊ม ก็พบวอร์บของเครื่องยนต์เพิ่มขึ้นไปที่ประมาณ 19,500 rpm. ได้พบจุดผิดปกติในระหว่างการทดสอบ คือ เครื่องยนต์เริ่มสั่นมากขึ้น และอุณหภูมิของไอเสีย (Exhaust Temperature) สูงขึ้นถึงประมาณ 950 °C ประกอบกับเริ่มมีเปลวไฟสีส้มปนขาวสว่างพุ่งออกมาที่ด้านท้ายของเครื่องยนต์ จากนั้นผู้ทดสอบจึงพยายามใช้ลมเป่าเข้าที่ด้านหน้าเพื่อช่วยเร่งรอบของเครื่องยนต์เพื่อให้ชุดคอมเพรสเซอร์ดูดอากาศเข้าไปช่วยให้เกิดการเผาไหม้ที่สมบูรณ์ ก็ปรากฏว่าอุณหภูมิก็ยังไม่มีแนวโน้มว่าจะลดลงมา อีกทั้งชุดแบร็งก์เริ่มมีเสียงดัง และมีสะเก็ดไฟเล็กๆ ปนออกมากับเปลวไฟข้างต้น จึงทำให้ต้องทำการดับเครื่อง เพื่อป้องกันการเกิดการเสียหายและอุบัติเหตุที่เกิดขึ้น หลังจากได้ทำการดับเครื่อง และได้ถอดทำการตรวจสอบชิ้นส่วนต่างๆ ปรากฏว่าแบร็งก์ และ Housing ในส่วนด้านท้ายของเครื่องเกิดความเสียหายเนื่องจากความร้อนจากไอเสียที่ย้อนเข้าไปที่ส่วนท้ายของเพลลา ทำให้ Housing เกิดการขยายตัวส่งผลให้ปลอกนอกของแบร็งก์ที่เป็นเหล็กหมุนฟรี และเสียดสีทำให้เกิดความร้อนสะสมเพิ่มขึ้นเรื่อยๆ จนเสียหายในที่สุด ส่วนของสะเก็ดไฟที่เกิดขึ้นในตอนท้ายนั้น เกิดจากการสึกหรอในส่วนของ

Housing Bearing เป็นเหตุให้ค่าพิกัดความเผื่อในการสวมแบริ่งเริ่มคลอนมากขึ้น จนส่งผลให้ใบกังหันเสียดสีกับ Turbine Housing ที่ด้านหลัง เกิดเป็นสะเก็ดไฟออกมาที่ด้านท้ายของเครื่องยนต์

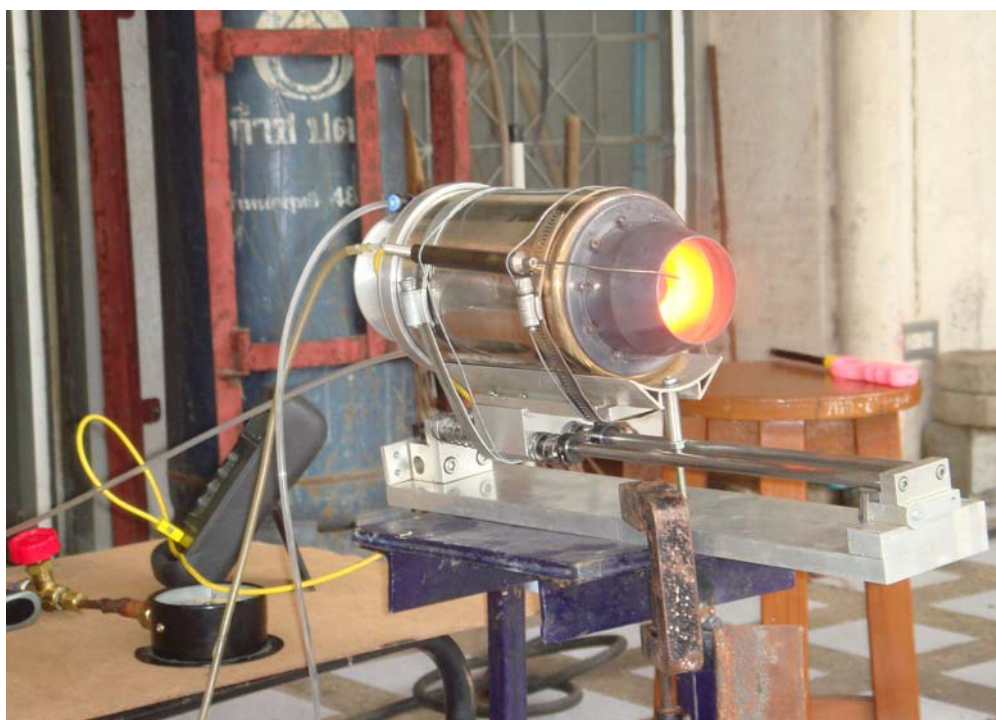
การแก้ปัญหา

หลังจากได้ทำการปรึกษากับทางอาจารย์ที่ควบคุมงานวิจัยในครั้งนี้ ได้มีผลสรุปว่าให้ทำการแก้ไขในส่วนของ Housing bearing โดยการจัดทำใหม่, เพิ่มพิกัดในการสวมประกอบของแบริ่งให้มากขึ้น ตลอดจนปรับปรุงผิวตรงส่วนที่จะรับแบริ่งให้มีผิวที่ละเอียดโดยผ่านการเจียรผิวตรงส่วนดังกล่าว นอกจากนี้ยังได้ทำการเปลี่ยนแบริ่งจากแบบเดิมที่เป็นเหล็กชุบผิวแข็งไปเป็นแบบที่ใช้ Ceramic เป็นวัสดุที่ใช้ทำทั้งชิ้น เพื่อได้ทนต่อความร้อนที่เกิดขึ้นได้

ส่วนการสันของเครื่องยนต์ทางผู้วิจัยได้ทำชุดแทนสำหรับ Balance เพลาก่อนที่จะทำการประกอบชิ้นส่วนต่างๆ ของเครื่องยนต์ ซึ่งการแก้ไขในส่วนนี้อาจต้องใช้เวลาประมาณ 3 สัปดาห์ เนื่องจากต้องรอแบริ่งที่ต้องสั่งเข้ามาจากต่างประเทศ



ภาพประกอบ 57 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทครั้งที่ 2 ขณะที่เริ่มสตาร์ทเครื่องยนต์



ภาพประกอบ 58 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทครั้งที่ 2 ขณะเครื่องเริ่มเกิดการเสียดสีระหว่าง turbine wheel กับ NGV ทำให้เกิดสะเก็ดไฟออกมาทางด้านท้ายเครื่องยนต์

การทดลองครั้งที่ 3

การทดลองครั้งที่ 3 ได้ทำการทดลองในวันที่ 17 ตุลาคม 2552 เวลา 15.00 น. หลังจากได้ทำการแก้ไขจุดบกพร่องในส่วนของ Housing bearing และเปลี่ยนแบร้งเป็นแบบ Ceramic ตลอดจนได้ทำการ Balance เพลาลและประกอบเครื่องยนต์เรียบร้อยแล้ว ก็ทำการสตาร์ทเครื่องยนต์ หลังจากการสตาร์ทเครื่องโดยเครื่องยนต์สามารถเดินเบาได้ที่ความเร็วรอบ 18,000 rpm. อุณหภูมิของไอเสีย 650 °C ใกล้เคียงกับการทดลองครั้งที่ 2 จากนั้นก็จ่ายน้ำมันเชื้อเพลิงเพิ่มขึ้นโดยปรับชุดควบคุมปั๊ม ก็พบว่าความเร็วรอบของเครื่องยนต์เพิ่มขึ้นไปที่ประมาณ 25,000 rpm. ในระหว่างการทดสอบนั้นเครื่องยนต์เริ่มมีอาการสั่นเล็กน้อย และอุณหภูมิของไอเสีย(Exhaust Temperature)สูงขึ้นถึงประมาณ 750 °C มีเปลวไฟสีส้มปนขาวสว่างพุ่งออกมาที่ด้านท้ายของเครื่องยนต์ ในขณะที่จ่ายน้ำมันเชื้อเพลิงเพิ่มเช่นเดียวกัน จากนั้นผู้ทดสอบจึงใช้ลมเป่าเข้าที่ด้านหน้าเพื่อช่วยเร่งรอบของเครื่องยนต์เพื่อให้ชุดคอมเพรสเซอร์ดูดอากาศเข้าไปช่วยให้เกิดการเผาไหม้ที่สมบูรณ์ ก็ปรากฏว่าเปลวไฟสีส้มก็เริ่มหดกลับเข้าไปจนเหลือแต่เปลวไฟสีฟ้าที่พุ่งออกมาแทน โดยที่เปลวไฟมีความยาวประมาณ 30-45 cm. ความเร็วรอบของเครื่องยนต์เพิ่มขึ้นไปที่ประมาณ 31,900 rpm. ในระหว่างการทดสอบนั้นเครื่องยนต์เริ่มมีอาการสั่นเล็กน้อย และอุณหภูมิของไอเสีย(Exhaust Temperature)] ลดลงมาอยู่ที่ประมาณ 650 °C สามารถวัดแรงขับเคลื่อนได้ประมาณ 5.5 kgf. ที่ช่วงเวลาประมาณ 30 วินาที แล้วเครื่องยนต์เริ่มมีอาการสั่นมากขึ้นเหมือนการทดสอบในครั้งครั้งที่ 2 มีเปลวอุณหภูมิก็

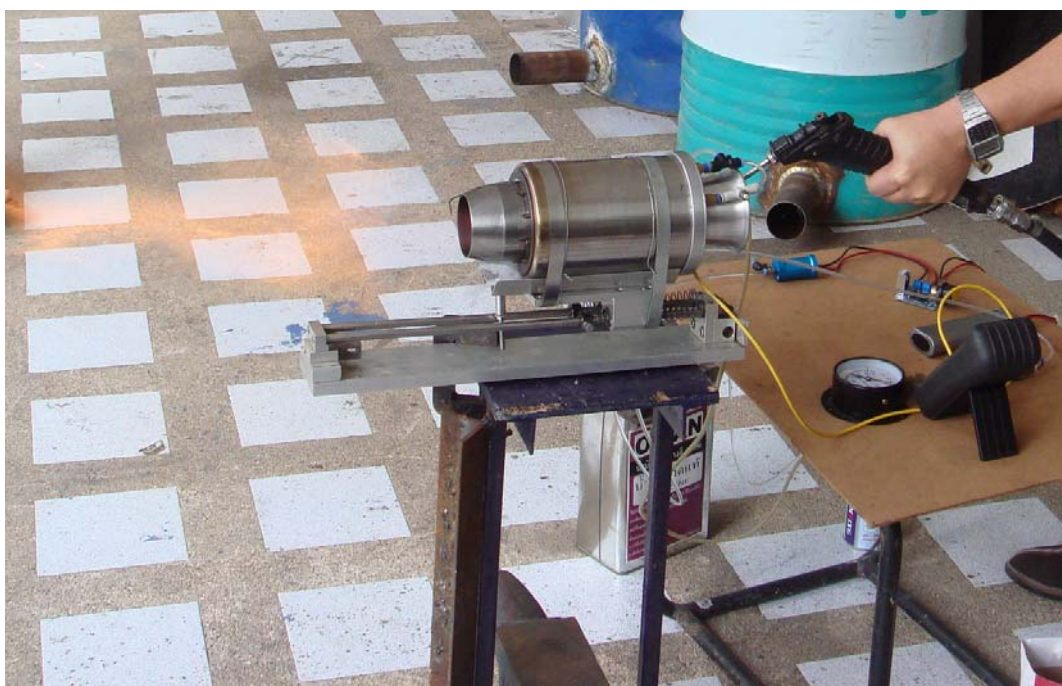
ค่อยๆ เพิ่มขึ้นจนถึงประมาณ 1000 °C และยังไม่มีความร้อนจะลดลงมา แต่ที่แบริ่งไม่เสียงดังผิดปกติ และมีสะเก็ดไฟเล็กๆ ปรนออกมากับเปลวไฟข้างต้น จึงทำให้ต้องทำการดับเครื่อง เพื่อป้องกันการเกิดการเสียหายและอุบัติเหตุที่เกิดขึ้น หลังจากได้ทำการดับเครื่อง และได้ถอดทำการตรวจสอบชิ้นส่วนต่างๆ ปรากฏว่าแบริ่ง และ Housing ในส่วนด้านท้ายของเครื่องเกิดความเสียหายอีกเช่นเดิม เนื่องจากความร้อนจากไอเสียที่ย้อนเข้าไปที่ส่วนท้ายของเพลลา ทำให้ Housing เกิดการขยายตัว ส่งผลให้ปลอกนอกของแบริ่งที่เป็นเหล็กหมุนฟรี และเสียดสีทำให้เกิดความร้อนสะสมเพิ่มขึ้นเรื่อยๆ จน Housing เสียหายในที่สุด

ส่วนของสะเก็ดไฟที่เกิดขึ้นในตอนท้ายนั้น เกิดจากการสึกหรอในส่วนของ Housing Bearing เป็นเหตุให้เกิดความเคืองในการสวมแบริ่งเริ่มคลอนมากขึ้น จนส่งผลให้ไปกั๊กเสียดสีกับ Turbine Housing ที่ด้านหลัง เกิดเป็นสะเก็ดไฟออกมาที่ด้านท้ายของเครื่องยนต์ แต่ในครั้งนี้นำปลอกนอกของแบริ่ง Ceramic ได้รับความเสียหายด้วย (แตกร้าวบริเวณรอบๆ) เนื่องจากการสั่นของเพลลาและความร้อนที่สูงขึ้นในตอนท้าย

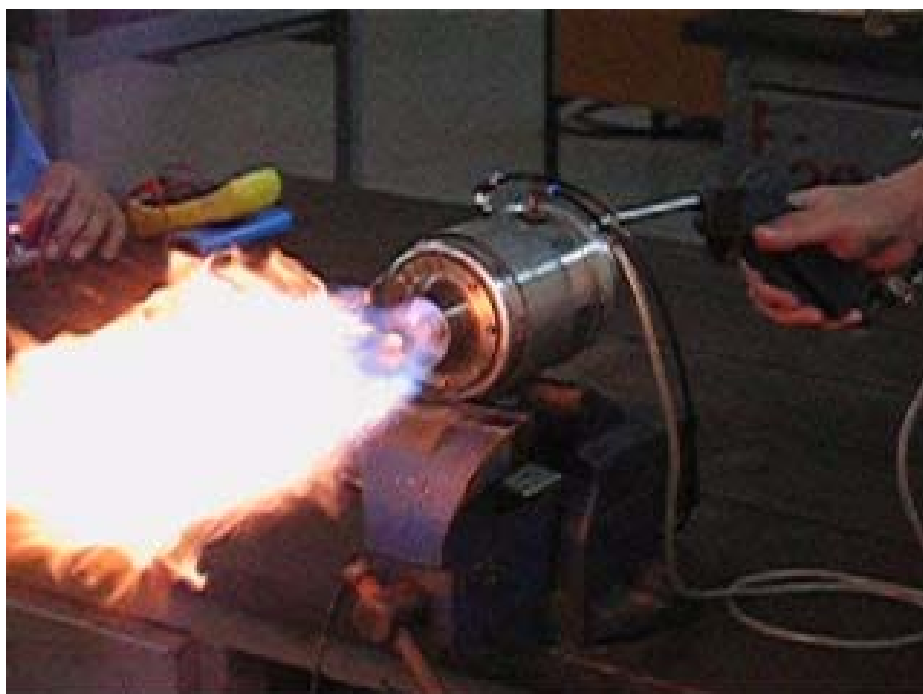
การแก้ปัญหา

หลังจากได้ทำการปรึกษากับทางอาจารย์ที่ควบคุมงานวิจัยในครั้งนี้ ได้มีผลสรุปว่าให้ทำการแก้ไขในส่วนของ Housing bearing โดยการจัดทำใหม่อีกเช่นเคยแต่เพิ่มการเจาะสกรูล็อคแบริ่งไม่ให้หมุนตาม, เพิ่มพิคัดในการสวมประกอบของแบริ่งให้มากขึ้น ตลอดจนปรับปรุงผิวตรงส่วนที่จะรับแบริ่งให้มีผิวที่ละเอียดโดยผ่านการเจียรผิวตรงส่วนดังกล่าว นอกจากนั้นยังได้ทำการเปลี่ยนปลอกนอกและแหวนในของแบริ่งจากที่เป็น Ceramic ไปเป็นแบบที่ใช้เหล็กชุบผิวแข็งแทน เพื่อจะได้ไม่เกิดการแตกร้าวจากความร้อนที่เกิดขึ้นได้ จากนั้นได้ทำการออกแบบท่อจ่ายน้ำมันเชื้อเพลิงใหม่ โดยออกแบบให้ท่อหลักเป็นแบบวงแหวนสวมอยู่กับ Housing bearing เพื่อให้ น้ำมันเชื้อเพลิงที่จะเข้าไปทำการเผาไหม้ ไปช่วยระบายความร้อนที่บริเวณ Housing bearing ไม่ให้ได้รับความเสียหายจากความร้อน และช่วยอุ่นน้ำมันเชื้อเพลิงก่อนที่จะฉีดเข้าสู่ห้องเผาไหม้ ช่วยให้น้ำมันเปลี่ยนสภาพเป็นไอได้ง่ายขึ้น เมื่อได้รับความร้อนในห้องเผาไหม้

ส่วนการสั่นของเครื่องยนต์ทางผู้วิจัยได้ทำการ Balance เพลลาซ้ำก่อนที่จะทำการประกอบชิ้นส่วนต่างๆ ของเครื่องยนต์ ซึ่งการแก้ไขในส่วนนี้ต้องใช้เวลาประมาณ 3 สัปดาห์



ภาพประกอบ 59 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทครั้งที่ 3 ขณะเครื่องเริ่มติดและทำการปล่อยน้ำมันเข้าไปในห้องเผาไหม้



ภาพประกอบ 60 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทครั้งที่ 3 เมื่อเริ่มเร่งความเร็วรอบอุณหภูมิจำลองเริ่มสูงขึ้นมาก



ภาพประกอบ 61 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทครั้งที่ 3 ขณะทำการดับเครื่องยนต์ เนื่องจาก อุณหภูมิสูงมาก

การทดลองครั้งที่ 4

การทดลองครั้งที่ 4 ได้ทำการทดลองในวันที่ 7 พฤศจิกายน 2552 เวลา 15.00 น. หลังจากได้แก้ไขข้อบกพร่องของเบร็กรวมถึง Housing bearing และระบบท่อส่งจ่ายน้ำมันเชื้อเพลิงเรียบร้อยแล้ว ได้ทำการสตาร์ทเครื่อง หลังจากสตาร์ทเครื่อง อุณหภูมิได้ลดลงมาไม่สูงมากเท่าเดิม หลังจากได้พยายามเร่งเครื่องยนต์ไปที่ 28,500 rpm. โดยใช้ลมในการอัดอากาศซึ่งช่วยในการสตาร์ทออก ปรากฏว่าเครื่องยนต์ไม่สามารถรักษาทำงานได้ที่ความเร็วนั้นๆ ได้ด้วยตัวเอง กล่าวคือ ความเร็วรอบเริ่มลดลงไปอยู่ที่ประมาณ 21,000 rpm. เท่านั้น แต่เมื่อใช้ลมอัดช่วยเครื่องยังเร่งรอบขึ้นไปได้แต่จะมีเปลวไฟสีส้มออกมาเช่นเคย และมีอุณหภูมิสูงขึ้นไปที่ 750-825 °C แต่ในครั้งนีเมื่อถอดในส่วนเบร็กที่ด้านหลังที่เคยมีปัญหาออกมา ปรากฏว่าเบร็กยังสามารถใช้งานได้อีกโดยที่ไม่ได้รับความเสียหายจากความร้อน

การแก้ปัญหา

หลังจากได้ทำการทดลองเสร็จในครั้งนี ได้ทำการปรึกษากับทางอาจารย์ที่ควบคุมงานวิจัยในครั้งนี ซึ่งสาเหตุสันนิฐานว่าน่าจะเกิดจากสิ่งต่างๆ ดังต่อไปนี้

1. อากาศที่เข้าสู่ห้องเผาไหม้เกิดแรงเสียดทานบริเวณฐานอากาศ เนื่องจากผนังของห้องเผาไหม้ หนาเกินไป (ผนังหนา 2.0 mm.)

2. อากาศที่เข้าสู่ห้องเผาไหม้ในช่วง Dilution Zone ที่เป็นส่วนที่ระบายความร้อนของไอเสียที่จะผ่านชุด NGV ออกสู่บริเวณด้านหลังของเครื่องยนต์มีพีที่น้อยเกินไป ทำให้เกิดความร้อนสะสมมากกว่าปกติ

3. อัตราการไหลของเชื้อเพลิงที่ผ่านหัวฉีดขนาดเล็กในขณะที่เร่งเครื่องยนต์สูงเกินไป ทำให้ไม่สามารถระเหยกลายเป็นไอได้ทัน จึงเกิดเป็นการเผาไหม้ที่ไม่สมบูรณ์

การปฏิบัติแก้ไขได้ดำเนินการตามลำดับหัวข้อดังต่อไปนี้

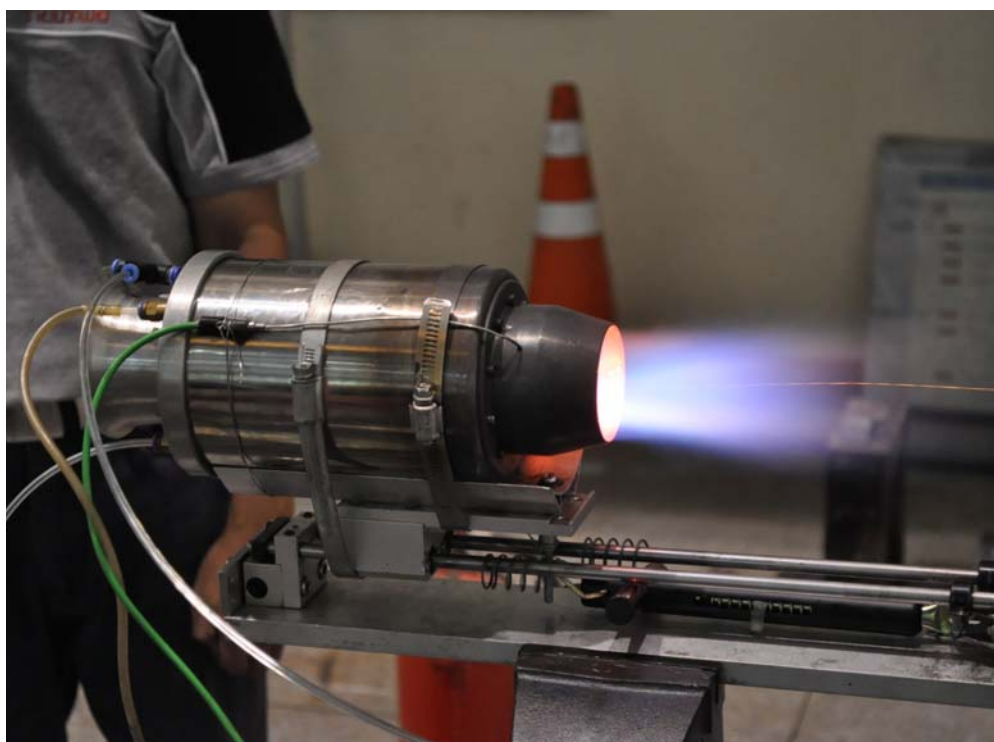
1. เปลี่ยนผนังห้องเผาไหม้ใหม่ใหม่โดยเลือกใช้วัสดุที่มีความหนา 0.6 mm. เพื่อลดแรงเสียดทานของอากาศที่ไหลผ่าน

2. เจาะรูอากาศเพิ่มตรงส่วนที่เข้าสู่ห้องเผาไหม้ในช่วง Dilution Zone โดยเจาะ $\varnothing 4.0$ จำนวน 12 รู

3. เปลี่ยนท่อฉีดน้ำมันให้มีขนาดโตขึ้นเพื่อลดอัตราการไหลของน้ำมันเชื้อเพลิง และปรับปรุงท่อน้ำมัน (Vaporizer tube) โดยเพิ่มแผ่นกันแบบครึ่งวงกลมภายในท่อๆ ละ 2 จุด สลับกันเพื่อกันไม่ให้น้ำมันพุ่งออกจากท่อเร็วเกินไป รวมถึงเปลี่ยนวัสดุเป็น Inconel เพื่อให้สามารถทนต่ออุณหภูมิที่สูงๆ ในห้องเผาไหม้ได้



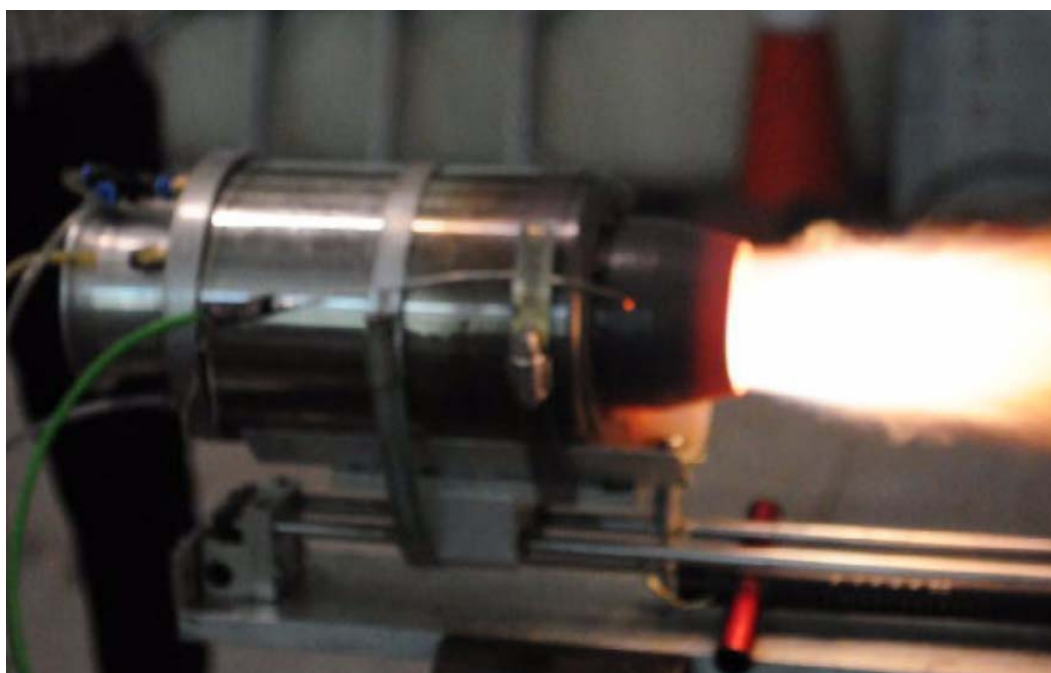
ภาพประกอบ 62 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์ครั้งที่ 4 ปรับปรุงท่อน้ำมัน (Vaporizer tube)



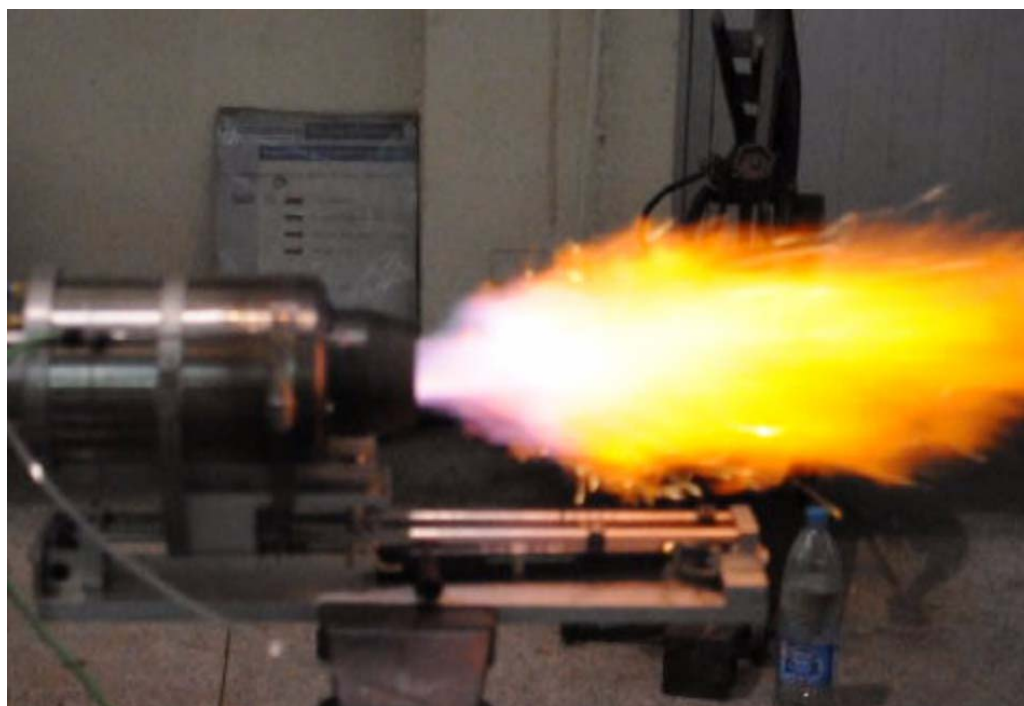
ภาพประกอบ 63 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทครั้งที่ 4 ขณะเริ่มทำการปล่อยน้ำมันเข้าห้องเผาไหม้

การทดลองครั้งที่ 5

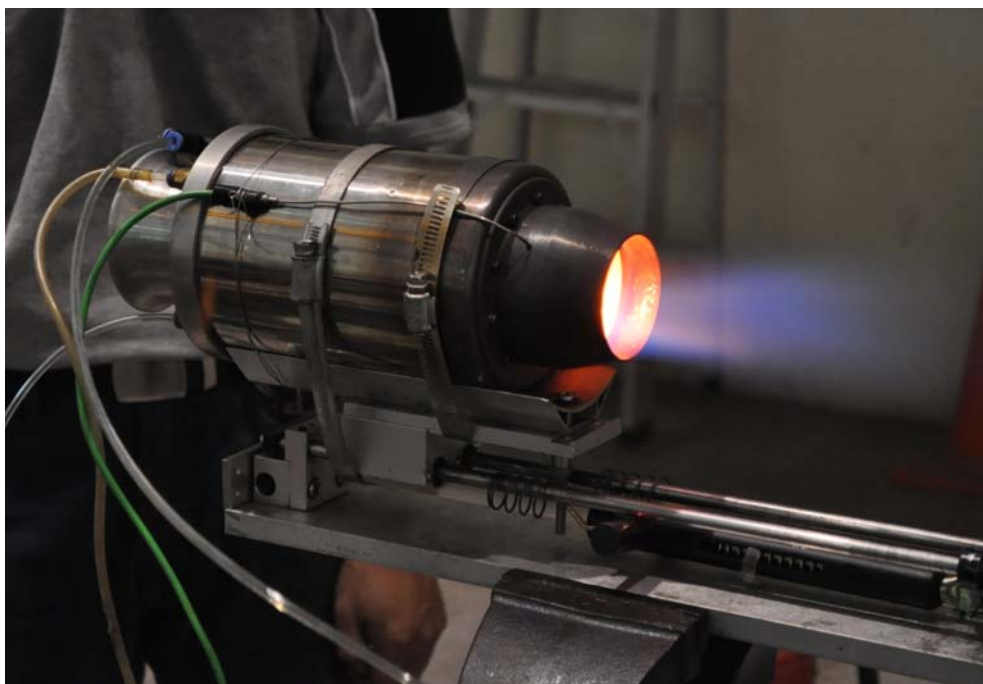
การทดลองครั้งที่ 5 ได้ทำการทดลองในวันที่ 28 พฤศจิกายน 2552 เวลา 14.00 หลังจากตรวจสอบแก้ไขข้อบกพร่องในส่วนที่เกิดขึ้นจากการทดลองครั้งที่ 4 เรียบร้อยแล้ว ได้ทำการ สตาร์ทเครื่องยนต์อีกครั้ง ในครั้งนี้เครื่องยนต์ได้ติด สามารถติดได้ด้วยตัวเองอย่างสมบูรณ์ โดยรอบเดินเบาลดลงอยู่ที่ 13,200 rpm. ที่อุณหภูมิไอเสีย 645 °C และเมื่อได้เดินเครื่องไปสักระยะหนึ่ง โดยใช้การอัดอากาศเข้าที่คอมเพรสเซอร์ช่วยในการเดินเครื่องในครั้งนี้ เครื่องยนต์ก็สามารถทำงานได้ จึงได้ทำการวัดแรงดันที่ทางออกได้ออกมาจำนวน 2.5 kg.



ภาพประกอบ 64 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทครั้งที่ 5 ขณะเริ่มทำการสตาร์ทเครื่องยนต์



ภาพประกอบ 65 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทครั้งที่ 5 ขณะเริ่มทำการปล่อยน้ำมันเข้าไปในห้องเผาไหม้



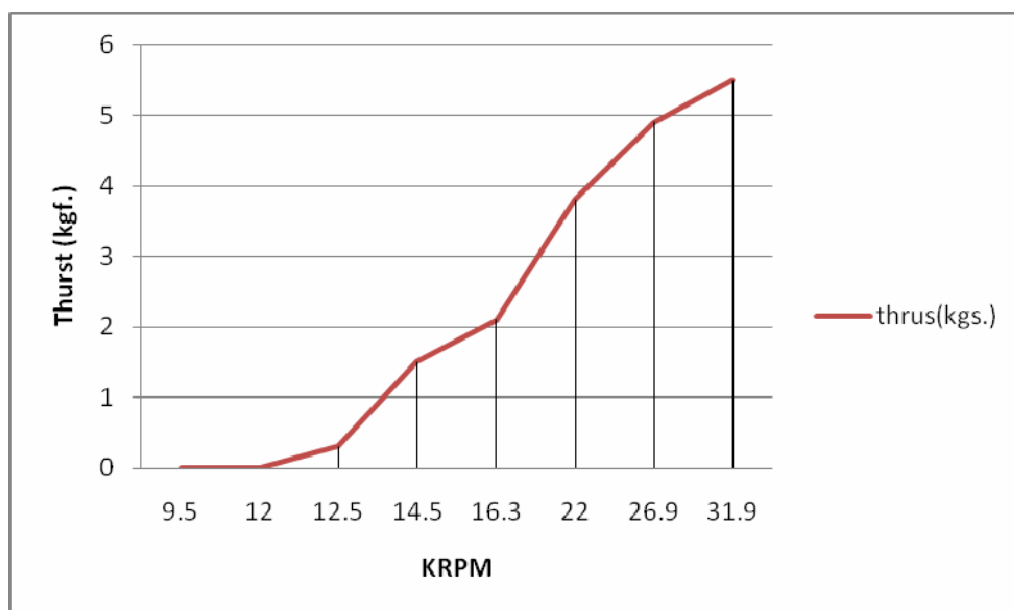
ภาพประกอบ 66 แสดงการทดสอบเครื่องยนต์เจ็ทครั้งที่ 5 ขณะเริ่มทำการเร่งความเร็วให้ถึงรอบเดินเบา

ผลการทดลองครั้งที่ 5

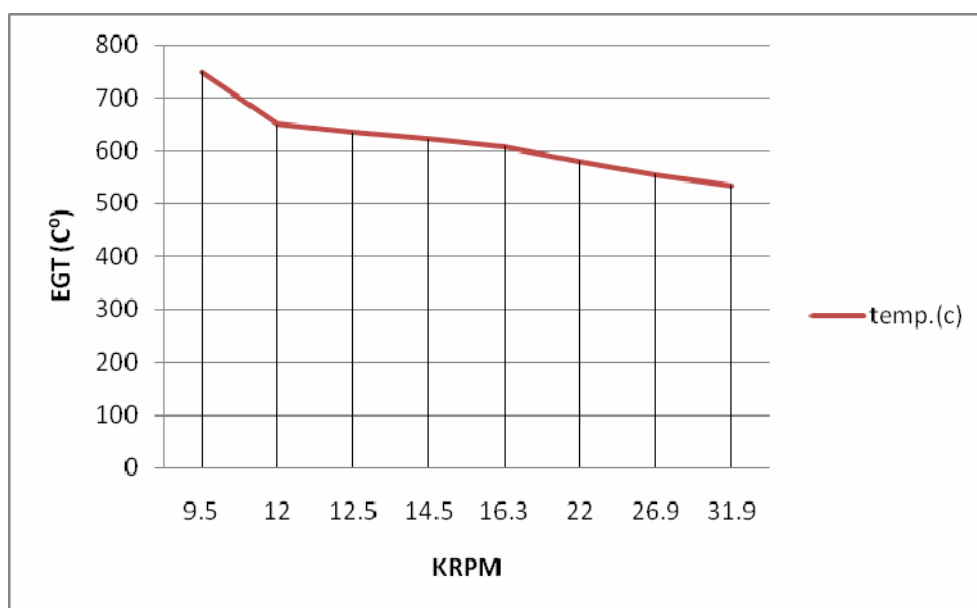
ในการทดลองครั้งที่ 5. นี้ เครื่องยนต์สามารถทำงานได้ในระดับหนึ่งที่น่าพอใจ คือสามารถให้แรงขับออกมาจำนวนหนึ่ง โดยเครื่องยนต์จะสามารถทำงานที่ความเร็วรอบเดินเบาที่ต่ำลง แต่เครื่องยนต์มีแนวโน้มความเป็นไปได้อย่างมากที่เครื่องยนต์ จะสามารถทำงานได้อย่างสมบูรณ์ ซึ่งผลการทดลองออก มาดังตาราง 3

ตาราง 3 แสดงผลการทดสอบของเครื่องยนต์ที่ทำการทดสอบครั้งที่ 3, 4 และ 5 ตามลำดับ

ครั้งที่ 3			
ความเร็วรอบ (rpm)	Thrust (kgf)	EGT (°C)	Fuel Cons. (ml/min)
15,800	0.5 0.7 0.8 1.1	705	47
16,700		689	
17,800		679	
21,200		695	
21,900		736	
26,300		759	
ครั้งที่ 4			
ความเร็วรอบ (rpm)	Thrust (kgf)	EGT (°C)	Fuel Cons. (ml/min)
15,600	0.5	659	47
16,200	0.7	656	54
19,000	0.8	670	59
23,400	1.0	724	67
ครั้งที่ 5			
ความเร็วรอบ (rpm)	Thrust (kgf)	EGT (°C)	Fuel Cons. (ml/min)
13,200	0.5	645	47
17,400	0.7	670	
18,500	0.8	690	
19,800	1.1	700	



ภาพประกอบ 67 กราฟแสดงแรงขับเคลื่อน (Thrust) ที่ความเร็วรอบต่างๆของเครื่องยนต์เจ็ทในการทดสอบเฉลี่ย 2 ครั้ง



ภาพประกอบ 68 กราฟแสดงค่า Extrust gas temperature (EGT) ที่ความเร็วรอบต่างๆ ของเครื่องยนต์เจ็ทในการทดสอบเฉลี่ย 2 ครั้ง

ข้อควรระวังในการทำงาน

1. เมื่อมีปัญหาในขั้นตอนการติดเครื่อง เครื่องยนต์หยุดการทำงาน ให้ปิดระบบจ่ายน้ำมันเชื้อเพลิงเป็นลำดับแรก แล้วจึงปิดระบบควบคุมการทำงาน ให้เออลมเป่าไล่อากาศที่มีน้ำมันเชื้อเพลิงผสมออก เพื่อเป็นการป้องกันการเผาไหม้ย้อนกลับ ซึ่งอาจทำให้เครื่องยนต์เกิดการเสียหาย
2. ถ้าตัวเครื่องยนต์มีอาการสั่นมากผิดปกติ ให้ค่อย ๆ ลดความเร็วรอบลง ,ปิดระบบจ่ายน้ำมันเชื้อเพลิงและปิดเครื่องหยุดการทำงาน
3. ไม่ควรรยืนอยู่ด้านหลังหรือด้านท้ายเครื่องยนต์ เพราะถ้ามีการแตกของ Turbine อาจเป็นอันตรายจากเศษชิ้นส่วน Turbine อีกทั้งส่วนท้ายของเครื่องจะมีอุณหภูมิสูงมาก
4. ขั้นตอนในการหยุดการทำงานของเครื่องยนต์กักกันแก๊สขนาดเล็ก ควรค่อย ๆ ลดความเร็วรอบเครื่องให้อยู่ในความเร็วรอบเดินเบา แล้วจึงปิดระบบจ่ายน้ำมันเชื้อเพลิง ปิดระบบควบคุม เป็นการหยุดการทำงานของเครื่องยนต์กักกันแก๊สขนาดเล็ก

บทที่ 5

สรุปและวิจารณ์ผลการทดสอบ

สรุปและวิจารณ์ผลทดสอบ

ในการวิจัยครั้งนี้เป็นการออกแบบและสร้างเครื่องยนต์กังหันแก๊สขนาดเล็ก โดยใช้ทฤษฎีเบรย์ตัน (Brayton's cycle law) เป็นทฤษฎีหลักในการออกแบบและคำนวณ ซึ่งวัฏจักรเบรย์ตันนี้เป็นวัฏจักรเครื่องยนต์สันดาปภายในที่มีทั้งการรับความร้อนและคายความร้อนตามกระบวนการความดันคงที่ โดยมีการอัดตัวและขยายตัวในแบบไอเซนทรอปิก (Isentropic process) ซึ่งวัฏจักรนี้เหมาะสำหรับเครื่องยนต์กังหันแก๊ส เนื่องจากระบบของเครื่องยนต์กังหันแก๊สเป็นระบบที่มีการไหลของสารตัวกลางอย่างต่อเนื่อง และสามารถออกแบบให้การเผาไหม้ติดต่อกันไปตลอดเวลาแบบความดันคงที่ โดยในการออกแบบเครื่องยนต์กังหันแก๊สขนาดเล็กนี้ จะใช้ส่วนประกอบของเทอร์โบชาร์จเจอร์ ในรุ่น VG-30 มาใช้เป็นส่วนประกอบหลักในการออกแบบและสร้าง โดยใช้ชิ้นส่วนจากเทอร์โบชาร์จเจอร์ ประกอบด้วยชุดคอมเพรสเซอร์และชุดกังหัน

การทดสอบเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กที่ได้ออกแบบและสร้างขึ้น โดยแบ่งเป็นขั้นตอน คือ การทดสอบการติดเครื่องยนต์ การทดสอบอุณหภูมิไอเสีย และการทดสอบแรงขับ จากการทดลองสรุปได้ว่า เครื่องยนต์นี้ยังไม่สามารถทำงานได้ด้วยตัวเองอย่างสมบูรณ์ คือสามารถทำงานได้ที่ความเร็วรอบเดินเบา แต่มีความเป็นไปได้มากที่จะสามารถในการปรับปรุงให้เครื่องยนต์สามารถรักษาความเร็วรอบและให้กำลังมากขึ้น เครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กที่ได้ออกแบบและสร้างขึ้นสามารถให้แรงขับประมาณ 5.5 กิโลกรัม เครื่องยนต์สามารถรักษาความเร็วรอบเดินเบาที่ 31,900 รอบต่อนาที มีอุณหภูมิของไอเสียที่ 650 °C

ข้อมูลที่ได้จากการออกแบบของเครื่องยนต์กังหันแก๊สขนาดเล็ก

ลักษณะของเครื่องยนต์	เป็นเครื่องยนต์กังหันก๊าซชนิดเทอร์โบเจ็ต
	เพลาดียว ใช้เครื่องอัดอากาศ และกังหันแบบไหล
	ในแนวรัศมี อัดและขยายตัวขั้นตอนเดียว
ลักษณะห้องเผาไหม้	แบบไหลเข้าทางด้านหน้า
อัตราส่วนการอัดที่รอบหมุนสูงสุด	2.5 : 1
ความเร็วรอบหมุนสูงสุดที่ออกแบบ	100,000 รอบ/นาที
ขนาดของใบพัดเครื่องอัด	0.075 m
ดิฟฟิวเซอร์ แบบรูปลิ้ม	13 ช่องทาง
ขนาดของกังหัน	0.075 m
Nozzle guide vane	แบบใบพัดตรงจำนวน 15 ช่องทาง

ระบบน้ำมันเชื้อเพลิง	ใช้ท่อระเหยแบบท่อตรงส่งน้ำมันเชื้อเพลิงเข้าทางด้านหลังของห้องเผาไหม้
น้ำมันเชื้อเพลิงที่ใช้	Kerosene (น้ำมันก๊าด), Jet A-1, หรือ JP-8
ระบบหล่อลื่น	ผสมน้ำมันหล่อลื่นเข้ากับน้ำมันเชื้อเพลิงหล่อลื่นแล้วปล่อยทิ้งไปกับไอเสีย
น้ำมันหล่อลื่น	น้ำมันหล่อลื่นของเครื่องยนต์กังหันก๊าซผสมลงไป ในน้ำมันเชื้อเพลิง 5%
ความยาวของลำตัวเครื่องยนต์	280 มิลลิเมตร
เส้นผ่าศูนย์กลาง	110 มิลลิเมตร
น้ำหนักรวมของเครื่องยนต์	3.2 กิโลกรัม (ไม่รวมระบบจ่ายเชื้อเพลิง)
ความเร็วรอบสูงสุด	31,900 รอบ/นาที
แรงขับ	5.5 กิโลกรัม
อุณหภูมิไอเสีย (Exhaust temperature)	650 องศาเซลเซียส

ข้อเสนอแนะสำหรับงานวิจัยต่อไป

เนื่องจากงานวิจัยในครั้งนี้เครื่องยนต์ยังไม่สามารถทำงานที่ความเร็วรอบที่ทำการออกแบบไว้ คือที่ 100,000 rpm. โดยสามารถทำงานได้เพียง 30% แต่จากผลการทดลองก็มีแนวโน้มที่จะพัฒนาให้สามารถทำงานได้ดีขึ้น และเครื่องยนต์กังหันแก๊สชนิดนี้เป็นเครื่องยนต์ที่ใช้ระบบตัวกังหันแบบไหลตามแนวรัศมี ทั้งชิ้นส่วน Compressor และ ชิ้นส่วน Turbine ที่เป็นการนำเอาชิ้นส่วนของ Turbocharger ของรถยนต์มาดัดแปลงและออกแบบให้เป็นเครื่องยนต์ Gas turbine จากการที่ทำการสร้างและทดสอบเครื่องยนต์ Gas turbine พบว่าการทำงานของเครื่องยนต์ยังไม่เต็มประสิทธิภาพ ซึ่งขอเสนอแนะในการปรับปรุงเครื่องยนต์ต่อไป ดังนี้ คือ

1. การ Balance Compressor และ Turbine ให้มีสมดุลมากขึ้น โดยใช้เครื่อง Balance ที่มีความละเอียดสูง เพื่อลดการสั่นของเพลานในขณะที่หมุนที่ความเร็วเกินกว่า 50,000 rpm. ขึ้นไป ที่จะส่งผลเสียให้ชิ้นส่วนอื่นๆ ของเครื่องยนต์ได้รับความเสียหาย

2. ควรเลือกวัสดุที่ใช้ทำ Combustion chamber และ NGV ควรเป็นวัสดุที่สามารถทนความร้อนที่สูงกว่า 1,100 °C เช่น Inconel หรือ สแตนเลส เกรด 310 เพื่อให้เครื่องยนต์สามารถทำงานได้อย่างต่อเนื่องเป็นระยะเวลานานๆ

3. ออกแบบชุด NGV ให้มีประสิทธิภาพมากขึ้นโดยให้มี Gas loss น้อยที่สุด และให้สามารถทำการผลิตได้ง่าย เพราะเป็นชิ้นส่วนที่ได้รับความร้อนอยู่ตลอดเวลาทำให้มีโอกาสเสียหายได้มาก

4. ออกแบบระบบระบายความร้อนที่บริเวณแบร้งด้านชุดกังหันให้มีประสิทธิภาพ เพื่อป้องกันไม่ให้แบร้งได้รับความเสียหายจากความร้อนที่ได้รับจากไอเสียที่บริเวณด้านหลังของเครื่องยนต์

5. Bearing ที่ใช้สำหรับเครื่องยนต์ Gas turbine ขนาดเล็กนี้ เนื่องจากต้องสามารถทนความร้อน (ชุด Bearing ตัวใกล้กับ turbine) และในขณะเดียวกันต้องทำงานที่รอบที่สูงมาก (บางครั้งเกิน 100,000 รอบต่อนาที) ดังนั้นจึงควรเลือกใช้ Bearing ชนิดพิเศษ คือ ที่เป็นเม็ด Ceramic Bearing ที่มีคุณสมบัติ ในการทนความร้อนได้ดีและทำงานที่รอบสูงได้อีกด้วย

6. สำหรับการออกแบบเครื่องยนต์ Gas turbine ที่ชุด Turbine เป็นการไหลแบบแนวรัศมีนี้ การออกแบบห้องเผาไหม้ (Combustion Chamber) แบบไหลกลับ (Reverse Flow) จะมีความเหมาะสมในด้านการเพิ่มความยาวของห้องเผาไหม้ได้ และยังไม่จำเป็นต้องดัดแปลงในส่วนของเพลลา Turbine อีกด้วย เพื่อให้ง่ายกับการทำการ Balance เพลลาด้วยเครื่องมาตรฐานที่มีใช้อยู่ทั่วไป

7. ออกแบบหัวฉีดที่ใช้จ่ายน้ำมันให้สามารถฉีดน้ำมันเชื้อเพลิงให้เป็นละอองเล็กๆ ให้มากที่สุด เพื่อให้ น้ำมันเชื้อเพลิงสามารถผสมกับอากาศได้เป็นอย่างดีจะได้เกิดการเผาไหม้ที่สมบูรณ์

8. ในการทำการผลิตชิ้นส่วนต่างๆ จำเป็นจะต้องมีการวางแผนขั้นตอนการผลิตอย่างรอบครอบ และมีลำดับขั้นตอนการทำงานที่ชัดเจน เพราะในชิ้นส่วนบางตัวเมื่อเกิดความเสียหายทั้งในระหว่างการผลิต หรือในระหว่างการทดสอบเครื่องยนต์นั้น อาจต้องทำการผลิตใหม่ทั้งชิ้น หรือทั้งเซ็คเลย เช่น ในส่วนของใบกังหันถ้าในระหว่างการทดสอบเครื่องยนต์เกิดการเสียดสีกับชิ้นส่วนอื่น อาจทำให้รูปทรง และขนาดเปลี่ยนแปลงไปทำให้ประสิทธิภาพในการทำงานลดลง

9. สำหรับค่า Tolerance ของขนาดต่างๆ ของชิ้นส่วนของเครื่องยนต์จะต้องอยู่ในพิสัยที่กำหนด และคุณภาพผิวของชิ้นงานที่อากาศเคลื่อนที่ผ่านควรเป็นผิวละเอียด เช่นผิวงานที่ผ่านการขัดหรือเจียรไนเพื่อลดแรงเสียดทานของอากาศที่เคลื่อนที่ผ่านชิ้นส่วนนั้นๆ

10. ควรเลือกโรงงาน และเครื่องจักรในการผลิตชิ้นส่วนที่เหมาะสมเพื่อให้ชิ้นงานเป็นไปตามที่ต้องการ ทั้งในเรื่องของคุณภาพของชิ้นงาน และความรวดเร็วในการสร้าง

11. น้ำมันหล่อลื่นที่ใช้ควรเป็นน้ำมันหล่อลื่นของเครื่องยนต์กังหันก๊าซโดยตรง ไม่ควรใช้น้ำมันหล่อลื่นของเครื่องยนต์ก๊าซโซลีนสองจังหวะเพราะทนความร้อนได้ไม่ดีเท่าน้ำมันหล่อลื่นของเครื่องยนต์กังหันก๊าซโดยตรง

12. การสตาร์ทด้วยลมไม่สามารถสตาร์ทนอกพื้นที่ได้เนื่องจากไม่มีปั้มลม จึงควรออกแบบให้ทำการสตาร์ทมอเตอร์ไฟฟ้าที่มีความเร็วรอบหมุนไม่น้อยกว่า 12,000 รอบ/นาที เพื่อความสะดวกในการใช้งานเครื่องยนต์ โดยติดที่ด้านหน้าของตัวเครื่องยนต์

13. ในอนาคตเพื่อให้ระบบการทำงานสมบูรณ์ยิ่งขึ้นและง่ายต่อการใช้งานควรออกแบบระบบการสตาร์ทเครื่องยนต์ให้เป็นแบบอัตโนมัติ โดยมีกล่อง ECU ช่วยควบคุมการทำงานของอุปกรณ์ต่างๆ เช่น มอเตอร์ช่วยสตาร์ท, ปั้มสำหรับจ่ายน้ำมันเชื้อเพลิง, วาล์วสำหรับจ่ายแก๊สที่ช่วยในการสตาร์ทเครื่องยนต์, หัวเทียนสำหรับจุดให้แก๊สติด ให้สามารถทำงานอย่างเป็นระบบต่อเนื่องได้

บรรณานุกรม

บรรณานุกรม

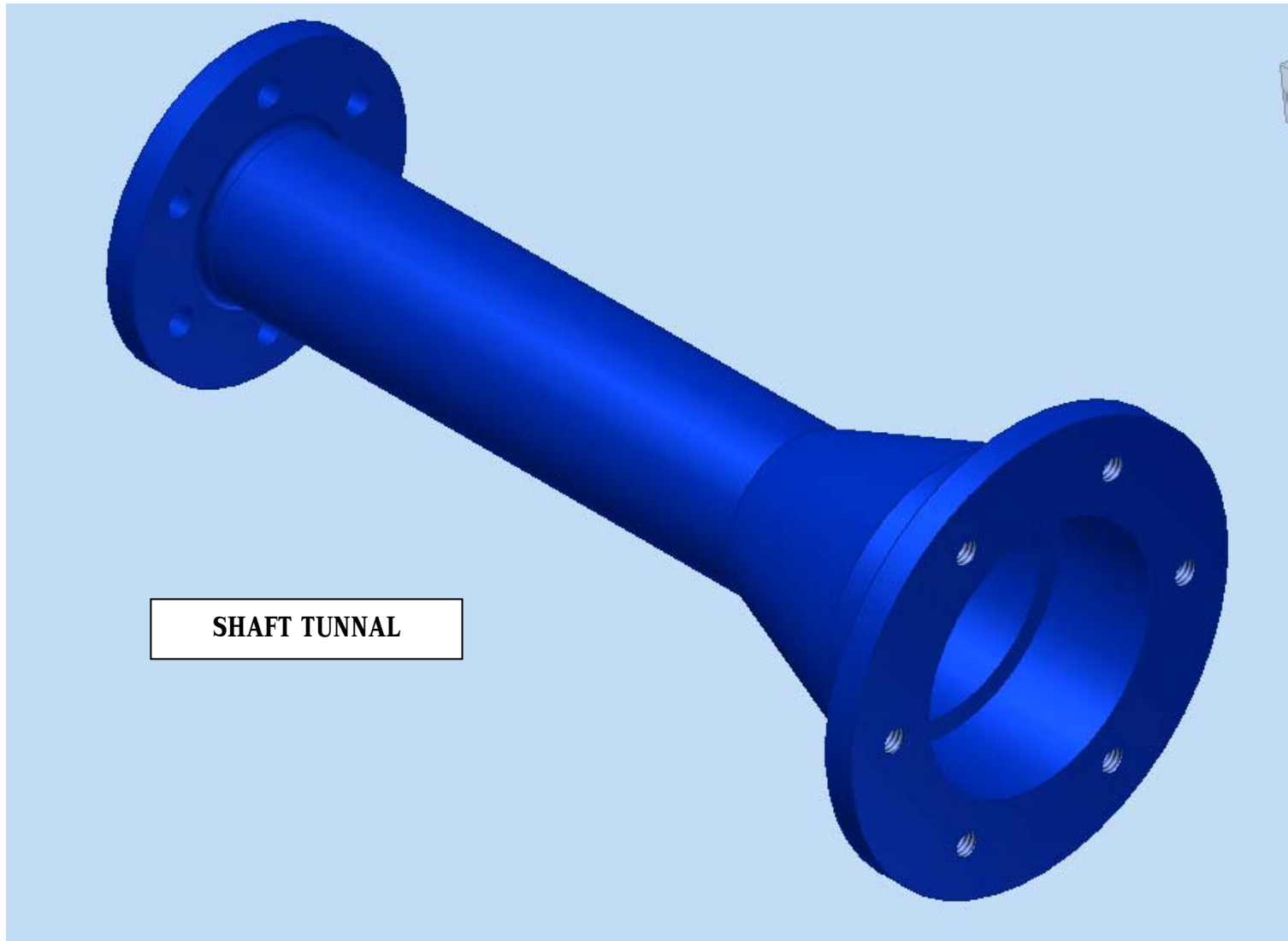
- จักรรินทร์ ช่วยอินทร์; ทิวัตต์ เวศพันธ์; คริสต์มาส อภินันทพร; และสินชัย ชินวรรรัตน์. (2545). *การออกแบบและสร้างเครื่องยนต์กังหันแก๊สขนาดเล็ก*. วิทยานิพนธ์ วศ.บ. (วิศวกรรมเครื่องกล). กรุงเทพฯ: สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้า พระนครเหนือ .
ถ่ายเอกสาร.
- ชานันท์ ชัยสุข. (2550). *การออกแบบ และสร้างเครื่องต้นแบบกังหันแก๊สขนาดเล็ก*.
ปริญญาานิพนธ์ วศ.ม. (วิศวกรรมเครื่องกล). กรุงเทพฯ: บัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัย
ศรีนครินทรวิโรฒ. ถ่ายเอกสาร.
- พยุงค์ดี พิพัฒน์; และอำพล อันธ์รัตน์. (2544). *การออกแบบและการคำนวณเครื่องยนต์กังหันแก๊ส
ขนาดเล็กโดยใช้โปรแกรม CAD/CAM*. ปริญญาานิพนธ์ วศ.ม. (วิศวกรรมเครื่องกล).
กรุงเทพฯ: บัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ. ถ่ายเอกสาร.
- Bathie. William W. (1996). *Fundamentals of Gas Turbine*. John Wiley & Son. Baumgart:
KP31/mu-turbine kp31. html; Retried Thomas. Available:
www.technologieentwicklung.de/ Gasturbines/mu-Turbine Nov 25,2002
- Butterworth-Heinemann. Giampaolo, Anthony. (2006). *Gas Turbine*. 3rd ed. Handbook:
Principles and Practices, The Fairmont Press, Inc.
- Cengel, Yunas A.; & Boles, A. Michael. (1998). *ThermodyanmicsEngineering Approach*. 3rd
ed. America: McGraw-Hill.
- Cohen, H; Rogers, GFC; & Saravamutto. HIH. (1996). *Gasturbine Theory*. 4th ed. New
York: McGraw-Hill.
- Dixon, S.L. (1998). *Fluid Mechanics, Thermodynamics of Turbomachinery*. 4th ed. New
York: McGraw-Hill.
- Hill, Phillp; & Perterson, Carl. (1992). *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*. 2nd ed.
New York: Addison-Wesley.
- Kamps, Thomas. (1994). *Model jet engines*. United Kingdom: Stephens & George Limited.
- Kang, Sangkyun; Stampfl, Jurgen; Cooper, Alexander G.; & Prinz, B. Fritz. (2000). *Mold
SDM*. New York: Mold shape Deposition Manufacturing
- Krose.; & Wind. (1994). *Aircraft Powerplant*. 7th ed. New York: McGraw-Hill.

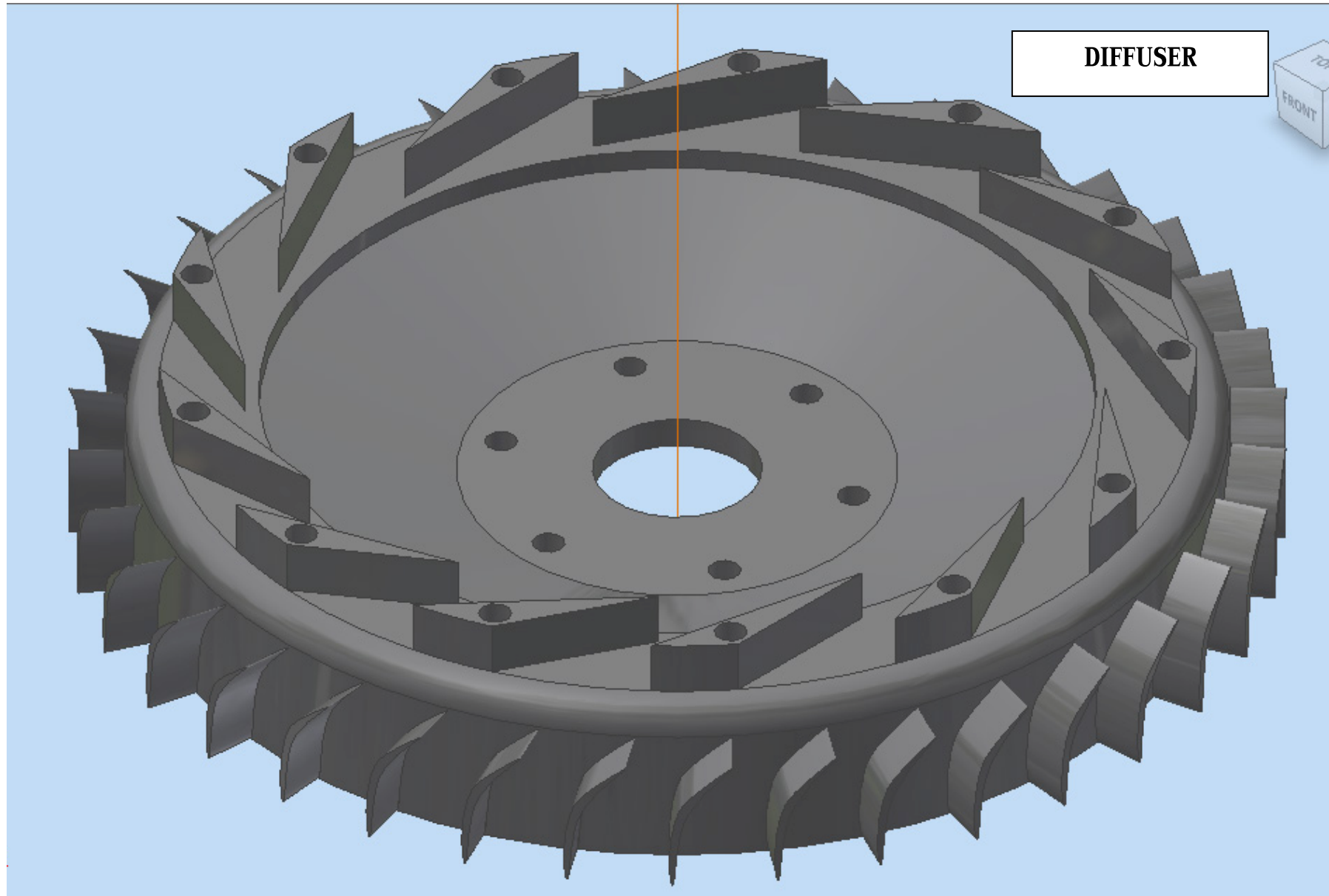
ภาคผนวก

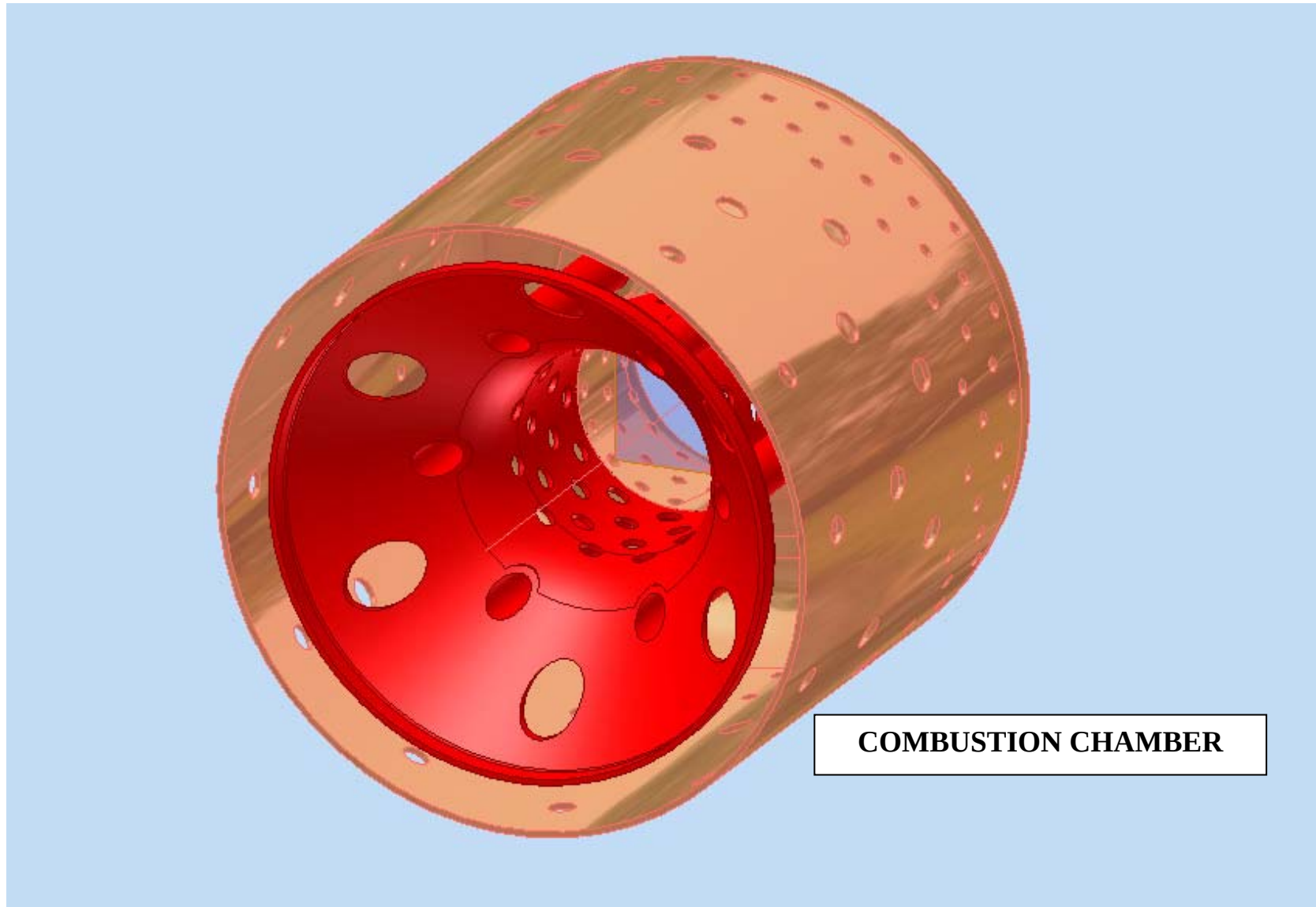
คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ

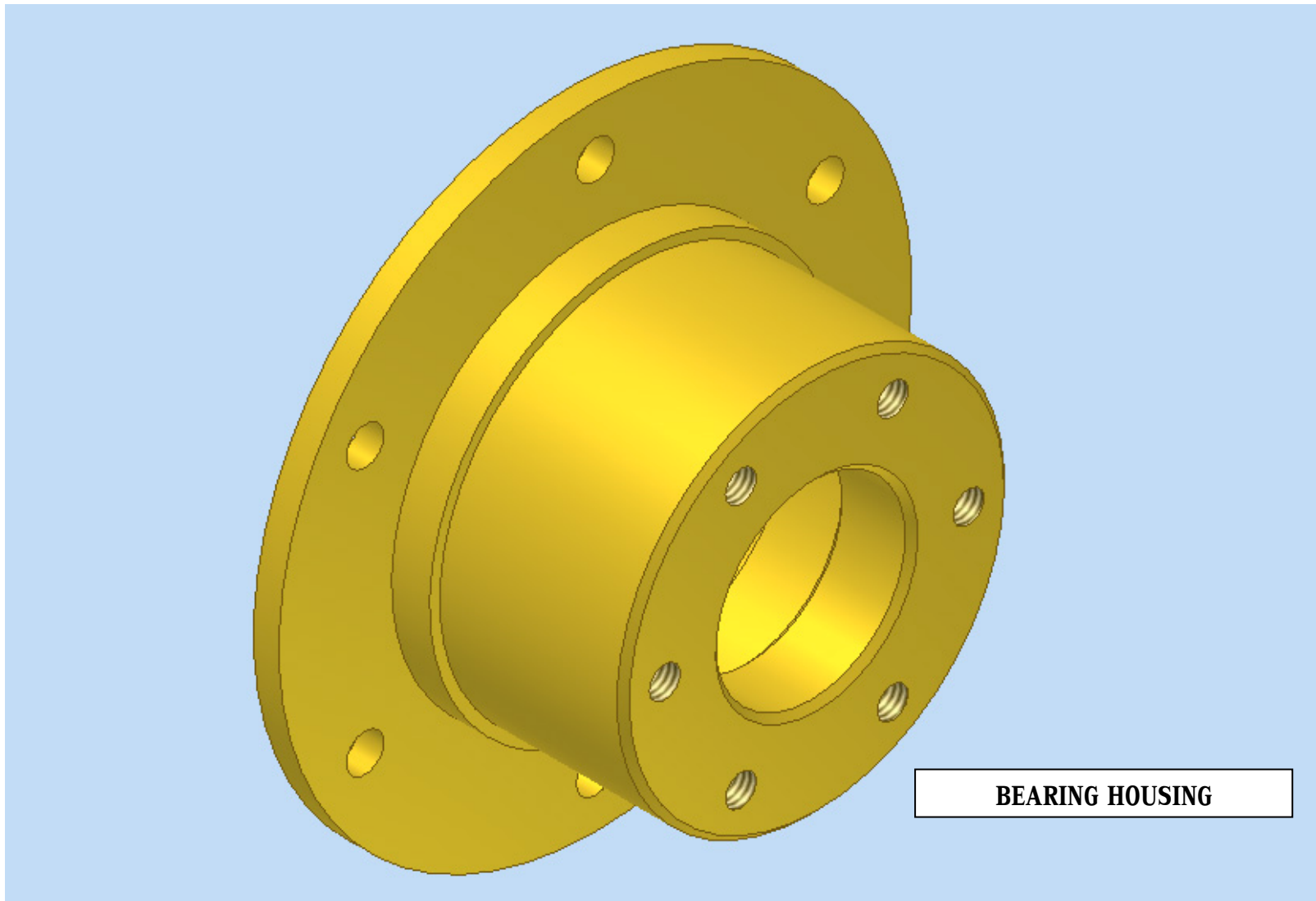
สัญลักษณ์	ความหมาย	หน่วย
A	พื้นที่หน้าตัดการไหล	m ²
α	มุมทางออกของแก๊ส	-
β	มุมทางออกของครีป	-
B ₂	ความสูงของใบพัดที่ทางออก	mm
C	ความเร็ว	m/s
C _p	ความร้อนจำเพาะของอากาศที่ความดันคงที่	J/kg · K
C _{1u}	ความเร็วในการไหลของแก๊สผ่านจานใบพัดทางเข้า	m/s
C _{2u}	ความเร็วในการไหลของแก๊สผ่านจานใบพัดทางออก	m/s
d	เส้นผ่านศูนย์กลาง	mm
Δh	เอนทัลปีที่เพิ่มขึ้น	kJ/kg
ΔKE	ผลต่างของพลังงานจลน์	J
ΔPE	ผลต่างของพลังงานศักย์	J
ΔT	ผลต่างของอุณหภูมิ	J
ΔW_u	ความเร็วแก๊สแตกต่างกัน	m/s
E	โมดูลัสความยืดหยุ่น	N/m ²
η	ประสิทธิภาพของคอมเพรสเซอร์	-
η_{th}	ประสิทธิภาพเชิงความร้อน (Thermal efficiency)	-
η_{all}	ประสิทธิภาพรวมของเครื่องยนต์กังหันแก๊ส	-
ε	มุมที่ขยายออก	-
F	แรง	N
h	เอนทัลปี	kJ/kg
I	โมเมนต์ความเฉื่อยของพื้นที่	m ⁴
KE	พลังงานจลน์	J
m	มวล	kg
•		
m	อัตราการไหลเชิงมวลของอากาศ	kg/s
μ	Blade slip factor	-
ω	ความเร็วเชิงมุม	rad/s
P	ความดันสัมบูรณ์ของแก๊สในหน่วย Pascal	N/m ²
P	กำลังงาน	W, J/s

สัญลักษณ์	ความหมาย	หน่วย
PE	พลังงานศักย์	J
PV	พลังงานจากการไหล	J
ψ	power input factor	-
Q	อัตราการไหล	m^3 / s
Q_{in}	อัตราการไหลเข้า	m^3 / s
Q_{out}	อัตราการไหลออก	m^3 / s
R	ค่าคงที่ของแก๊สสำหรับอากาศ	J/kg·K
r_p	อัตราส่วนความดัน (Pressure Ratio)	-
r_v	อัตราส่วนการอัดอากาศหรืออัตราส่วนปริมาตร	-
ρ	ความหนาแน่นของแก๊ส	kg/m^3
rpm	จำนวนรอบ/นาที	-
s	เอนโทรปี	J/kg.K
T	อุณหภูมิ	K
U	ความเร็วเฉลี่ยใบพัดเทอร์ไบน์	m/s
U_1	ความเร็วใบพัดที่ทางเข้า	m/s
U_2	ความเร็วใบพัดที่ทางออก	m/s
V	ความเร็ว	m/s
W	งาน	J
W_{net}	งานสุทธิที่ได้	J
W_t	งานที่ได้จากกังหัน	J
W_c	งานที่ใช้ขับเคลื่อนเพรสเซอร์	J
W_1	ความเร็วสัมผัสที่ทางเข้าโรเตอร์	m/s
W_2	ความเร็วสัมผัสที่ทางออกโรเตอร์	m/s
z	จำนวนใบพัด	-
ϕ	supply value	-

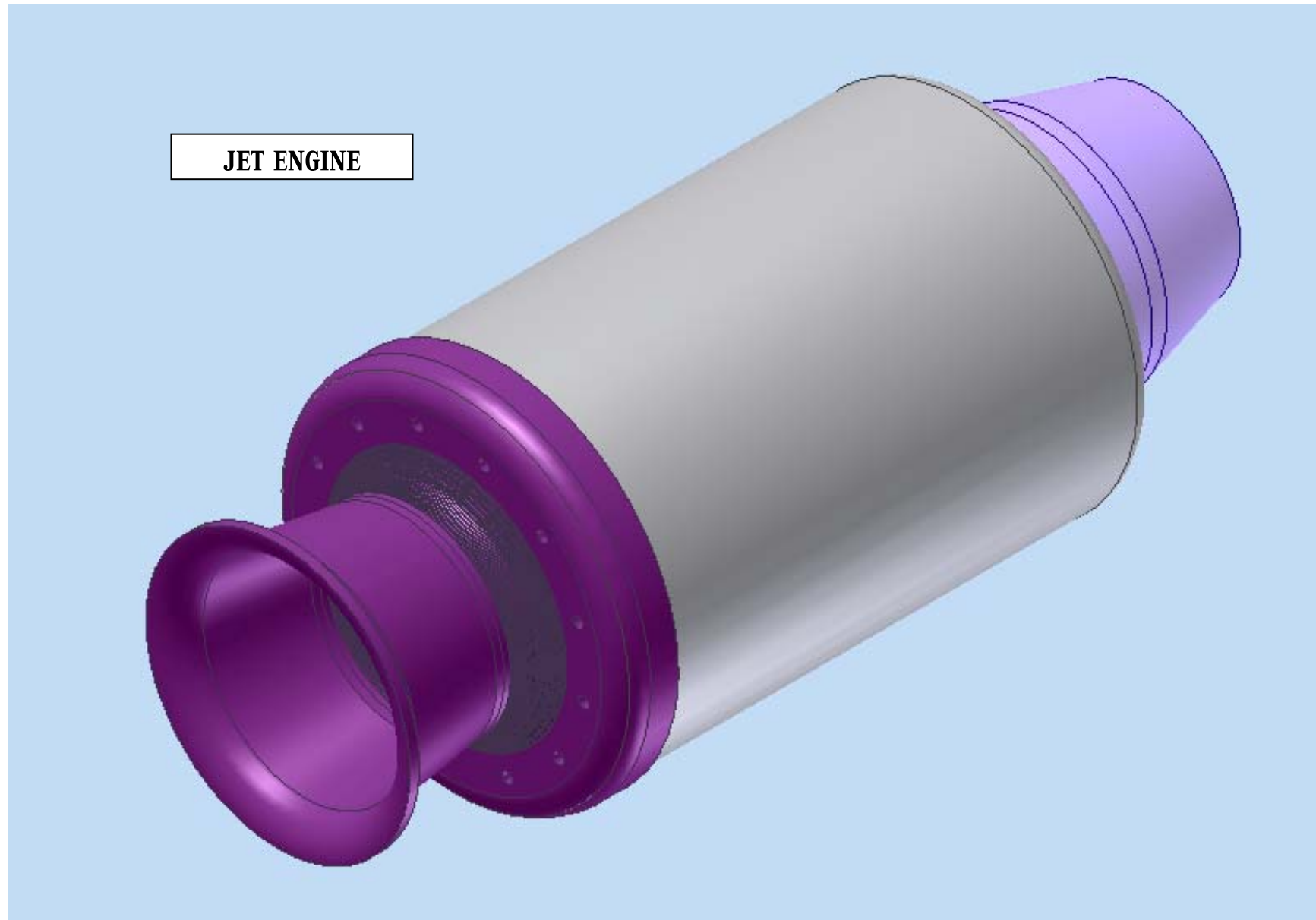


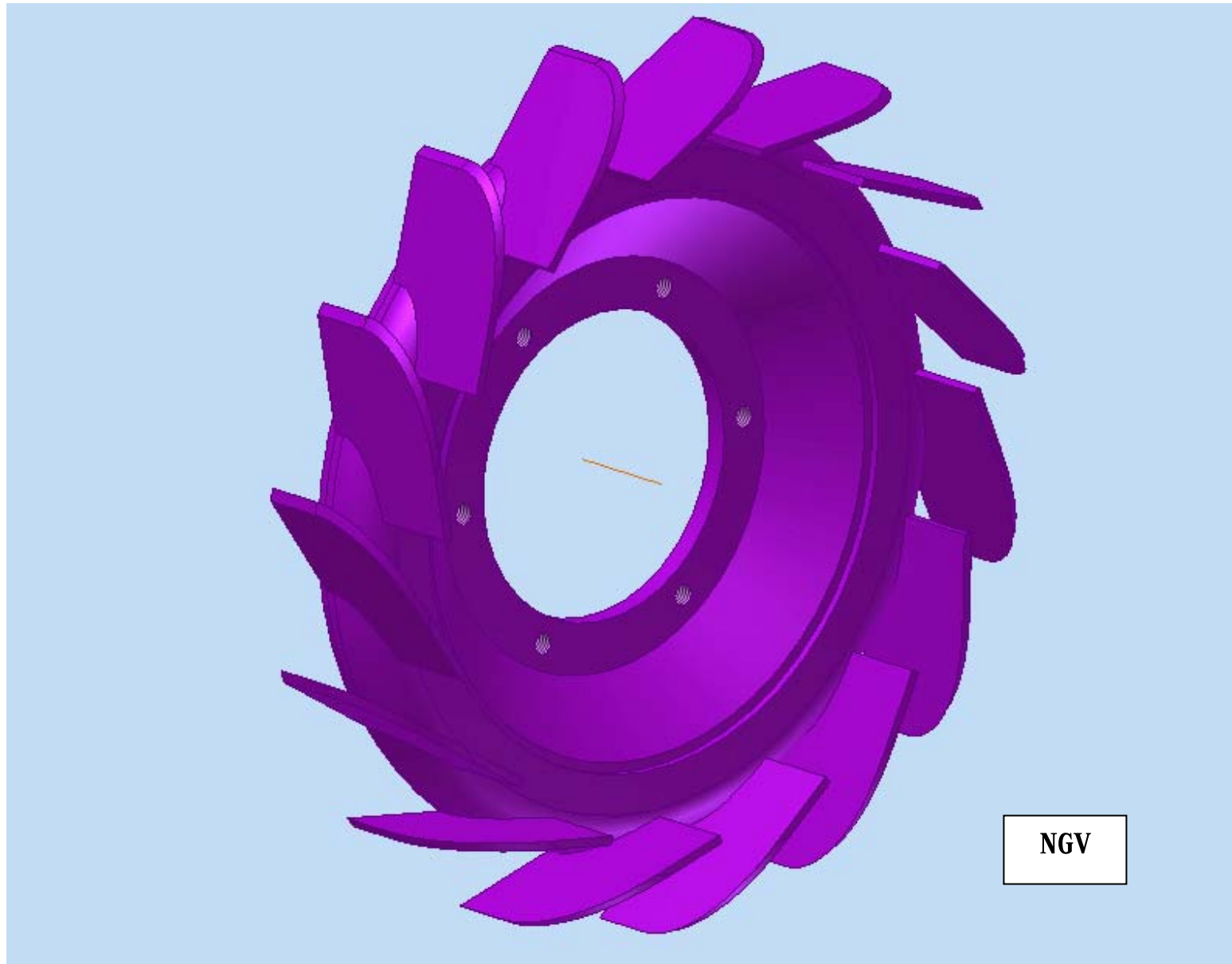


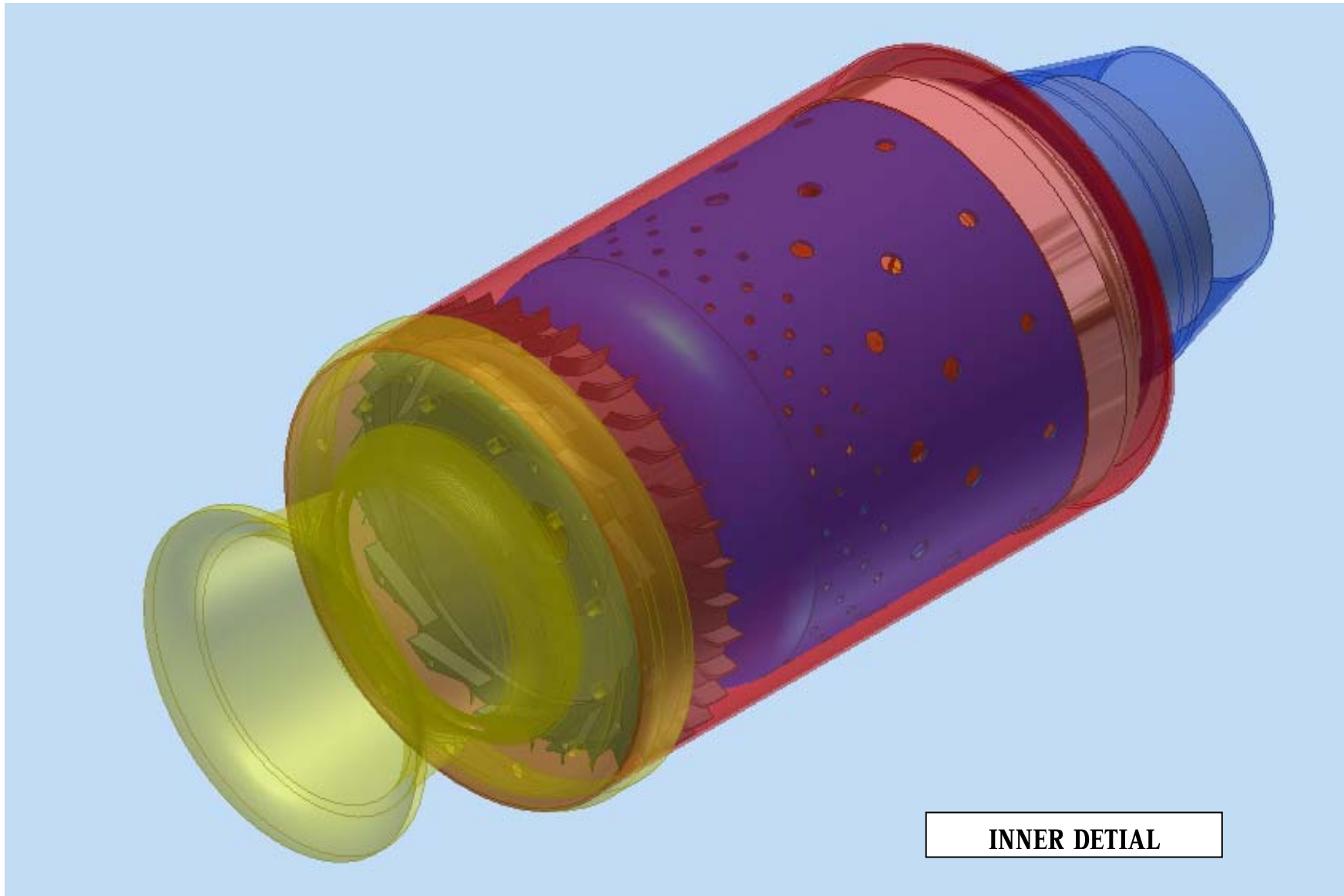


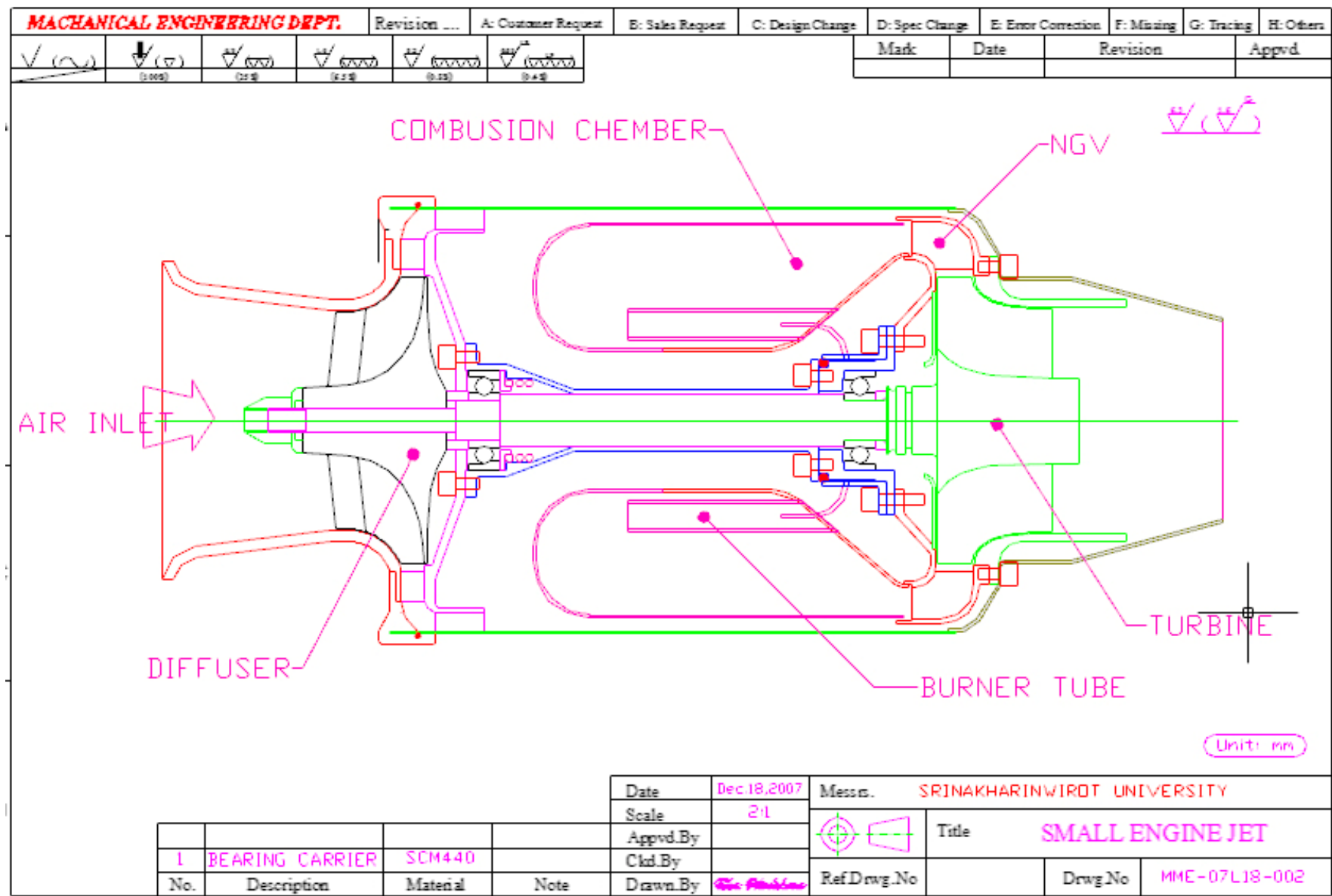












MECHANICAL ENGINEERING DEPT.						Revision ...	A: Customer Request	B: Sales Request	C: Design Change	D: Spec Change	E: Error Correction	F: Missing	G: Tracing	H: Others
✓ ()	✓ ()	✓ ()	✓ ()	✓ ()	✓ ()									
						Mark	Date	Revision	Appvd.					

CL

6 HOLES Ø3 PITCH CIRCLE

2.88

14°

Ø90.5

13-M3

36.902

33.1502

CUTTER SLOT WIDTH 6

CL

HOLES MARKED 'CL'

DRILL 3.2 DIA

FOR FUEL AND GAS PIPES

TO PASS THROUGH

55°

49°

13

7.3223

R10.86

0.3

3.3889

R11.75

STAGE 2 VANES 36 OFF

Unit: mm

Date	Dec 18, 2007	Messrs.	SRINAKHARINWIROT UNIVERSITY		
Scale	2:1		Title SMALL ENGINE JET		
Appvd. By					
Ckd. By					
Drawn. By	<i>Srinakharinwirot</i>	Ref Drwg. No		Drwg No	MME-07L18-002

No.	Description	Material	Note
1	DIFFUSER	AL-HE 30	

MECHANICAL ENGINEERING DEPT.						Revision ...	A: Customer Request	B: Sales Request	C: Design Change	D: Spec Change	E: Error Correction	F: Missing	G: Tracing	H: Others
✓ (✓)	✓ (▽)	✓ (▽)	✓ (▽)	✓ (▽)	✓ (▽)									
(1:100)	(1:50)	(1:25)	(1:12.5)	(1:6.25)	(1:3.125)									
						Mark	Date	Revision			Appvd.			

Unit: mm

				Date	Dec 18, 2007	Messn.		SRINAKHARINWIRDT UNIVERSITY					
				Scale	2:1			Title		SMALL ENGINE JET			
				Appvd. By									
				Ckd. By		Ref Drwg. No				Drwg No		MME-07L18-002	
				Drawn By	San. Pichai								

No.	Description	Material	Note
1	INNER NGV	SL-310	

MECHANICAL ENGINEERING DEPT.						Revision ...	A: Customer Request	B: Sales Request	C: Design Change	D: Spec Change	E: Error Correction	F: Missing	G: Tracing	H: Others
✓ (✓)	↓ (▽)	▽ (▽)	▽ (▽)	▽ (▽)	▽ (▽)									
						Mark	Date	Revision	Appvd.					

Unit: mm

				Date	Dec 18, 2007	Messn.		SRINAKHARINWIROT UNIVERSITY			
				Scale	2:1			Title		SMALL ENGINE JET	
				Appvd. By							
				Ckd. By		Ref Drwg. No		Drwg No		MME-07L18-002	
				Drawn By	Phu. Pankhane						

No.	Description	Material	Note
1	TURBO DIA.		

MACHANICAL ENGINEERING DEPT.

Revision	A: Customer Request	B: Sales Request	C: Design Change	D: Spec Change	E: Error Correction	F: Missing	G: Tracing	H: Others
Mark	Date	Revision	Appvd.					

SEALING ORING
 $\phi 30$ O x 2.5
 VITON

4.4
 10°
 $\phi 2$
 $\phi 0.35$

$\phi 0.35$ HOLE MUST BREAK THROUGH THE RECESS

FUEL SUPPLY HOLE DETAILS

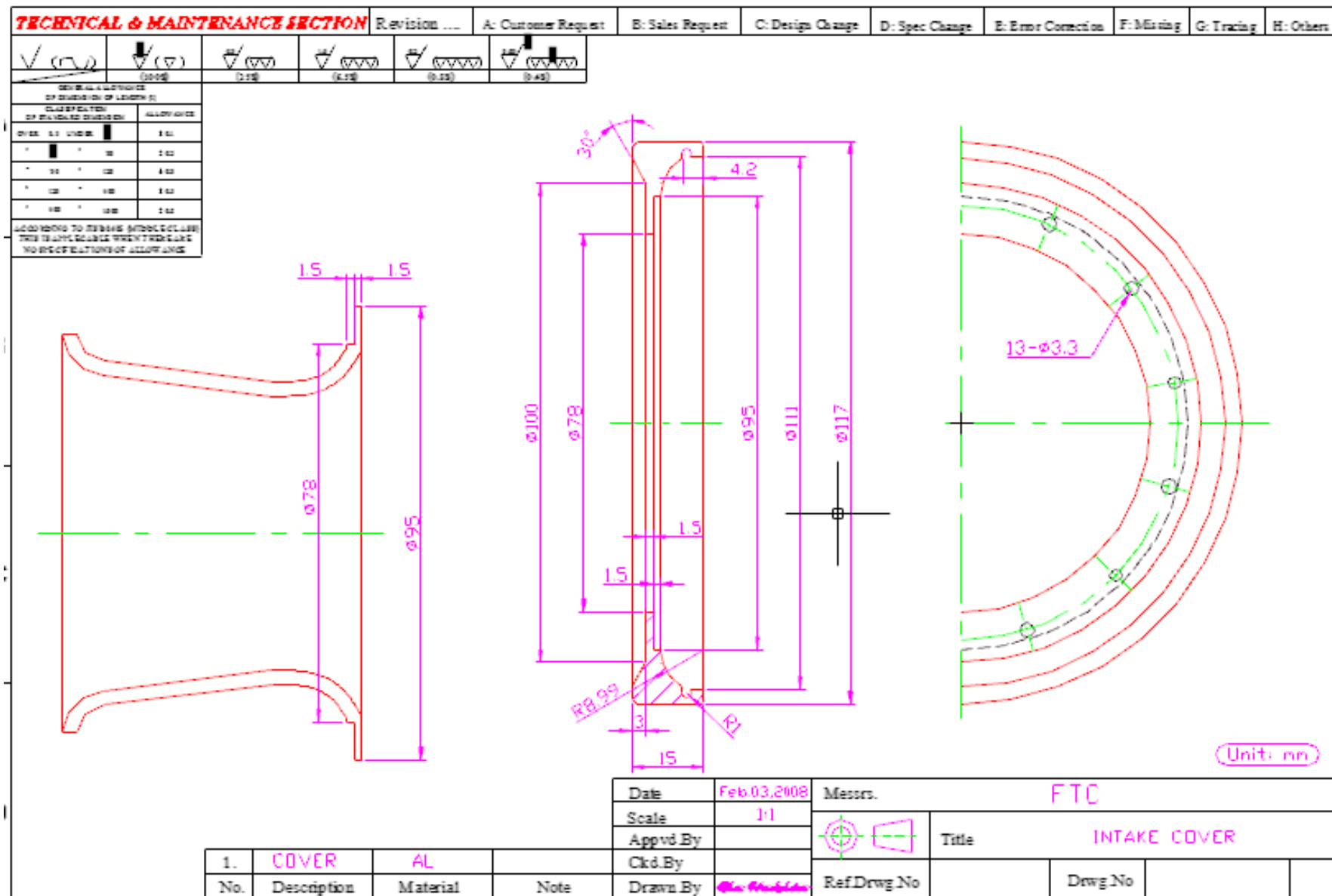
19.5
 2
 14.5
 2.4
 5
 13.5
 13
 $\phi 32.2$ $\phi 30.6$ $\phi 27.5$ $\phi 15$ $\phi 22$ $\phi 26$ $+0.0100$ $+0.0050$

6 HOLES TAPPED M3x0.5 AND 0.25 ALL 5 DEEP ON 23.4 PCD

6 HOLES $\phi 3$ 41.4 PCD

Unit: mm

Date	Dec.18.2007	Messr.	SRINAKHARINWIROT UNIVERSITY
Scale	2:1	Title	SMALL ENGINE JET
Appvd. By		Ref. Drwg. No.	
Ckd. By		Drwg. No.	MME-07L18-002
Drawn By			



MECHANICAL ENGINEERING DEPT.						Revision ...	A: Customer Request	B: Sales Request	C: Design Change	D: Spec Change	E: Error Correction	F: Missing	G: Tracing	H: Others
✓ (✓)	↓ (▽)	✓ (▽)	✓ (▽)	✓ (▽)	✓ (▽)									
						Mark	Date	Revision			Appvd.			

V GROOVE 60° INC
0.1-0.15 DEEP

6 HOLES TAPPED M3x0.5
ON Ø3.3 PCD AND ONE Ø1.6

6 HOLES ON 23.4 PCD
AND ONE Ø2.5

Unit: mm

				Date	Dec.18.2007	Messn.		SRINAKHARINWIRDT UNIVERSITY				
				Scale	2:1			Title		SMALL ENGINE JET		
				Appvd.By								
				Ckd.By					Ref Drwg.No			
				Drawn.By	Srinakharinwirat						Drwg.No	

No.	Description	Material	Note
1	SHAFT TUNNAL	SCM440	

ประวัติย่อผู้วิจัย

ประวัติย่อผู้วิจัย

ชื่อ ชื่อสกุล	นายวัชรระ จันทรลี
วันเดือนปีเกิด	23 สิงหาคม 2514
สถานที่เกิด	จังหวัดเชียงราย
สถานที่อยู่ปัจจุบัน	632 ซ.ลาดพร้าว 87 หมู่บ้านเคหาสทิพย์ แขวงคลองจั่น เขตบางกะปิ กรุงเทพมหานคร 10240

ประวัติการศึกษา

พ.ศ. 2527	มัธยมศึกษาตอนต้น จาก โรงเรียนมัธยมวัดบึงทองหลาง กรุงเทพฯ
พ.ศ. 2530	ประกาศนียบัตรวิชาชีพ ช่างกลโรงงาน จาก วิทยาลัยเทคนิคมีนบุรี กรุงเทพฯ
พ.ศ. 2532	ประกาศนียบัตรวิชาชีพชั้นสูง ช่างกลโรงงาน จาก สถาบันเทคโนโลยีราชมงคล วิทยาเขตเทคนิคกรุงเทพฯ
พ.ศ. 2545	อุดมศึกษา(อุตสาหกรรมศาสตรบัณฑิต) วิศวกรรมเครื่องกล จาก มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ กรุงเทพฯ
พ.ศ. 2552	บัณฑิตศึกษา (วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต) วิศวกรรมเครื่องกล จาก มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ