

การออกแบบและสร้างเครื่องยนต์กัณฑ์ก้าชขนาดเล็กโดยมีระบบอัดอากาศและระบบ
กัณฑ์เป็นแบบไหลในแนวรัศมี

ปริญญานิพนธ์
ของ
กิตติ แก้วชาติ

เสนอต่อบัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ เพื่อเป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา
ตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล
พฤษภาคม 2551

การออกแบบและสร้างเครื่องยนต์กัณฑ์ก้าชขนาดเล็กโดยมีระบบอัดอากาศและระบบ
กัณฑ์เป็นแบบไหลในแนวรัศมี

ปริญญานิพนธ์
ของ
กิตติ แก้วชาติ

เสนอต่อบัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ เพื่อเป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา
ตามหลักสูตรวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล
พฤษภาคม 2551
ลิขสิทธิ์เป็นของมหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ

การออกแบบและสร้างเครื่องยนต์กัณฑ์ก้าชขนาดเล็กโดยมีระบบอัดอากาศและระบบ
กัณฑ์เป็นแบบไหลในแนวรัศมี

บทคัดย่อ
ของ
กิตติ แก้วชาติ

เสนอต่อบัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ เพื่อเป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา
ตามหลักสูตรวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล

พฤษภาคม 2551

กิตติ แก้วชาติ. (2551).การออกแบบและสร้างเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กโดยมีระบบอัดอากาศ และระบบกังหันเป็นแบบไหลในแนวรัศมี.ปริญญาโท วศ.ม. (วิศวกรรมเครื่องกล).
กรุงเทพฯ: บัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ. คณะกรรมการควบคุม: ผู้ช่วย
ศาสตราจารย์ ดร.พิชัย อัมภมมงคล, ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. จุฑารัตน์ คุรุเจริญ

งานวิจัยนี้จัดขึ้นด้วยมีวัตถุประสงค์ที่จะศึกษาและออกแบบสร้างเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กโดยใช้วัสดุที่สามารถหาได้ภายในประเทศ เพื่อให้มีเทคโนโลยี และแนวความคิดในการออกแบบเป็นของตัวเอง และมีแนวทางในการพัฒนาโดยไม่ต้องพึ่งพาเทคโนโลยีจากต่างประเทศ เป็นการลดการนำเข้าและพึ่งพาตัวเอง อีกทั้งยังสามารถประยุกต์นำไปใช้งานในด้านต่าง ๆ เช่น อากาศยานจำลองบังคับระยะไกล ซึ่งสามารถพัฒนาเป็นอากาศยานไร้คนบังคับเพื่อการทหารได้

การดำเนินงานวิจัยในครั้งนี้ได้ทำการออกแบบเครื่องยนต์โดยอาศัยทฤษฎีของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ และข้อแนะนำในการออกแบบเครื่องยนต์กังหันก๊าซจากหนังสือคู่มือต่าง ๆ มาประกอบในการคำนวณประกอบการออกแบบ ก่อนที่จะทำการออกแบบชิ้นส่วนต่าง ๆ ของเครื่องยนต์โดยใช้ส่วนประกอบหลักคือ ชุดอิมเพลเลอร์ของคอมเพรสเซอร์ และชุดกังหันจากเทอร์โบชาร์ยี่ห้อ IHI รุ่น RHC – 9 จากนั้นจึงสร้างชิ้นส่วนตามทีออกแบบ หลังจากการทดสอบพบว่าเครื่องยนต์ที่สร้างขึ้นมานั้นสามารถเดินเครื่องได้ แต่ไม่สามารถเร่งความเร็วรอบของเครื่องยนต์ขึ้นไปได้ เนื่องจากน้ำหนักของเพลากังหันมากจนทำให้การสตาร์ทเครื่องยนต์ด้วยลมอัดนั้นมีกำลังไม่เพียงพอที่จะส่งความเร็วรอบของเครื่องยนต์ให้ขึ้นไปถึงจุดที่เครื่องยนต์สามารถเดินเบาได้ด้วยตัวเองอย่างสม่ำเสมอได้

DESIGNED AND CONSTRUCTION OF A SMALL GASTURBINE ENGINE
USING RADIAL FLOW TYPE COMPRESSOR AND TURBINE

ABSTRACT
BY
KITTI KAEWCHAT

Presented in Partial Fulfillment of the Requirements for the
Master of Mechanical Engineering
At Srinakharinwirot University
May 2008

Kitti Kaewchat. (2008). *Designed and Construction of A Small Gasturbine Enging Using Radial Flow type Compressor and Turbine*. Master Thesis, M.Eng. (Mechanical Engineering). Bangkok: Graduate School, Srinakharinwirot University. Advisor Committee: Assist. Prof. Dr. Pichat Assadamongkol , Assist. Prof. Dr. Jutarat. Kurucharoen.

This research aimed to study and design a small gas turbine engine by using available materials in the country that caused having its own technologies and designed concepts as well as guidance to develop without relying on foreign technologies. It also reduced importing and had self-reliance included applying for other usage, such as, remote controlled models aircraft that could develop to be a military unmanned aerial vehicle.

The study had been conducted by designing an engine that based on the theory of turbine engine and suggestions for building gas turbine engines from many of manuals to apply with calculation before designing of its components. The main components were consisted of a compressor's impeller set and a turbine set from turbocharger IHI model RHC-9, afterwards, all designed components had been made. After testing, this study found that the engine was operated but could not accelerate the engine speed because excess weight of turbine shaft caused starting the engine with pressured air had not enough power to transmit the engine speed up to a point that the engine could regularly run in low speed by itself.

ประกาศคุณูปการ

ปริญญานิพนธ์นี้สำเร็จได้ด้วยเพราะผู้วิจัยได้รับความกรุณาอย่างสูงมากจากผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.พิชัย อัมมมงคล ประธานกรรมการควบคุมปริญญานิพนธ์ ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.จุฑารัตน์ คุรุเจริญ กรรมการควบคุมปริญญานิพนธ์ ที่ให้คำปรึกษา แนะนำ และแนวคิดในการแก้ไขปัญหาต่าง ๆ ที่เกิดขึ้น ตลอดจนการทำปริญญานิพนธ์จนเสร็จสมบูรณ์ และยังสามารถเอื้อเฟื้อเครื่องมือ อุปกรณ์ต่าง ๆ ที่เกี่ยวข้อง เพื่อใช้ในการเดินเครื่องยนต์ทดสอบ ผู้วิจัยขอกราบขอบพระคุณเป็นอย่างสูงไว้ ณ ที่นี้

ขอขอบพระคุณรองศาสตราจารย์ ดร.สินชัย ชินวรรตน์ ประธานกรรมการสอบปากเปล่าปริญญานิพนธ์ และผู้ช่วยศาสตราจารย์ วิชิต บัวแก้ว กรรมการสอบปากเปล่าที่ได้ให้ข้อเสนอแนะในการวิเคราะห์และการอภิปรายผลจากการวิจัยในปริญญานิพนธ์ฉบับนี้

ท้ายที่สุดนี้ ขอขอบพระคุณบิดา มารดา ครู อาจารย์ทุกท่านที่ได้ให้การอุปการะเลี้ยงดูอบรมสั่งสอน ให้ความรู้จนมีโอกาสดำเนินโครงการฉบับนี้ และขอบคุณเพื่อน ๆ พี่ ๆ น้อง ๆ ทุกคน และภรรยาที่คอยช่วยเหลือ และให้กำลังใจมาโดยตลอด

กิตติ แก้วชาติ

สารบัญ

บทที่	หน้า
1 บทนำ.....	1
ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา.....	1
วัตถุประสงค์ของงานวิจัย.....	1
ขอบเขตของงานวิจัย.....	2
ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับจากงานวิจัย.....	2
2 บทปริทัศน์วรรณกรรม และทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง.....	3
บทปริทัศน์วรรณกรรม.....	3
ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง.....	5
3 ขั้นตอนในการทำการวิจัย.....	58
การออกแบบเครื่องยนต์กัณฑ์ก้าช.....	58
การสร้างและการประกอบเครื่องยนต์.....	97
4 ผลการทดสอบงานวิจัย.....	104
ขั้นตอนการทดสอบ.....	104
ผลการทดสอบ.....	107
5 สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ.....	115
สรุปผลการวิจัย.....	115
ข้อเสนอแนะ.....	117
บรรณานุกรม.....	118

สารบัญ(ต่อ)

บทที่	หน้า
ภาคผนวก.....	121
ภาคผนวก ก. ค่า Flow function ของอากาศแห้ง และก๊าซที่ได้จากการเผาไหม้น้ำมันก๊าด	122
ภาคผนวก ข. คำอธิบายสัญลักษณ์.....	127
ประวัติย่อผู้วิจัย.....	131

บัญชีตาราง

ตาราง	หน้า
1 บันทึกผลการทดลอง.....	110

บัญชีภาพประกอบ

ภาพประกอบ	หน้า
1 แสดงเครื่องยนต์เทอร์โบแฟน.....	6
2 แสดงเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต.....	7
3 แสดงเครื่องยนต์เทอร์โบพรอง.....	7
4 แสดงเครื่องยนต์เทอร์โบชาฟท์.....	8
5 แสดงเครื่องอัดอากาศแบบไหลตามแนวแกน.....	9
6 แสดงลักษณะเครื่องอัดอากาศแบบแรงเหวี่ยง.....	10
7 แสดงห้องเผาไหม้แบบ Can.....	11
8 แสดงห้องเผาไหม้แบบ Annular.....	12
9 แสดงกังหันแบบไหลในแนวรัศมี.....	13
10 แสดงโครงสร้างของเครื่องอัดแบบแรงเหวี่ยง และแผนภาพความเร็ว.....	15
11 แผนภาพ h-s (Mollier) แสดงสภาวะต่าง ๆ ที่เกิดขึ้นภายในเครื่องอัด แบบแรงเหวี่ยง.....	15
12 การเปลี่ยนแปลงของตัวประกอบการไหลเชิงมวลสำหรับทางเข้าของเครื่องอัด แบบแรงเหวี่ยงเมื่อมีและไม่มีใบพัดนำ ($\gamma=1.4$).....	21
13 แสดงแผนภาพความเร็วที่เกิดขึ้นจริง และความเร็วในทางทฤษฎีที่ทางออกของ ใบพัดที่มีครีบบใบพัดแบบโค้งกลับ.....	23
14 รูปแบบของการไหลสำหรับตัวประกอบการลื่นไถลของ Stodola.....	23
15 แสดงแผนภาพความเร็วที่ทางออกของใบพัดที่มีครีบบใบพัดแบบโค้งกลับ.....	27
16 ลักษณะของดิฟฟิวเซอร์	28
17 สัดส่วนต่าง ๆ ของดิฟฟิวเซอร์.....	29
18 แผนภูมิของเครื่องยนต์กังหันก๊าซวัฏจักรเปิด.....	30
19 แผนภูมิของเครื่องยนต์กังหันก๊าซวัฏจักรปิด.....	30
20 แสดง a แผนภูมิมิอุณหภูมิต่ำ – เอนโทรปี (T – S diagram) และ b แผนภูมิความดัน – ปริมาตร.....	32
21 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างอัตราส่วนการอัด และประสิทธิภาพของวัฏจักร.....	34
22 แสดง ความผันแปรของงานเมื่อเทียบกับอัตราส่วนการอัด และอุณหภูมิ.....	34
23 แสดงความเปี่ยงเบนของวัฏจักรเครื่องยนต์กังหันก๊าซจริง จากวัฏจักรอุดมคติ...	36
24 แสดงการสร้างไอพ่นขับเคลื่อนในเครื่องยนต์เจ็ต.....	36
25 โครงสร้างหลักของเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต และแผนภาพอุณหภูมิ - เอนโทรปี.....	37
26 แสดงกำลังผลักดันเป็นแรงขับเคลื่อนต่ออากาศยาน.....	38

บัญชีภาพประกอบ (ต่อ)

ภาพประกอบ	หน้า
27 a ความสัมพันธ์ ระหว่างอัตราส่วนการอัดกับประสิทธิภาพของวัฏจักร และ	
b ความสัมพันธ์ระหว่างอัตราส่วนการอัดกับงานจำเพาะ.....	40
28 แสดงสภาวะ Stagnation ในวัฏจักร.....	44
29 แสดงลักษณะของการเกิดความดันสูญเสีย.....	46
30 ค่าความร้อนจำเพาะ (c_p) และค่าอัตราส่วนความร้อนจำเพาะ (γ) ของอากาศ และ	
ก๊าซในห้องเผาไหม้.....	48
31 ความสัมพันธ์ระหว่างอุณหภูมิที่เพิ่มขึ้นหลังจากการเผาไหม้ กับอัตราส่วนระหว่าง	
น้ำมันกับอากาศ.....	56
32 กราฟสมรรถนะของเครื่องอัดอากาศ โดยแกนตั้งแสดงอัตราส่วนการอัดส่วน	
การอัด และแกนนอนเป็นอัตราการใช้ของอากาศ ที่ความดันบรรยากาศ	
760 mm Hg อุณหภูมิ 20 °C.....	58
33 ใบพัดของเครื่องอัดอากาศที่ใช้ในการออกแบบ.....	59
34 แสดงภาพสามเหลี่ยมความเร็วที่ทางเข้า.....	66
35 แสดงภาพสามเหลี่ยมความเร็วที่ทางออกของใบพัด.....	72
36 ขึ้นรูปดิฟฟิวเซอร์ด้วยเครื่องกัดอัตโนมัติ.....	97
37 ดิฟฟิวเซอร์เมื่อเสร็จสมบูรณ์.....	98
38 ชุดเพลากังหัน.....	98
39 ห้องเผาไหม้สร้างด้วยการม้วนขึ้นรูปจากแผ่นสเตนเลส.....	99
40 Nozzle guide vane.....	99
41 ปากทางเข้าของคอมเพรสเซอร์.....	100
42 การทดสอบท่อน้ำมันเชื้อเพลิงด้วยก๊าซ LPG.....	100
43 ท่อก๊าซช่วยสตาร์ท.....	101

บัญชีภาพประกอบ (ต่อ)

ภาพประกอบ	หน้า
44 เพลลา พร้อมกังหัน และแบริ่ง.....	101
45 ใบพัดของเครื่องอัดอากาศและดีฟิวเซอร์.....	102
46 ประกอบห้องเผาไหม้เข้ากับอุโมงค์เพลลาโดยยึดติดกับแผ่นรองแบริ่งด้านหลัง และ Nozzle guide vane.....	102
47 Nozzle guide vane และกังหันเมื่อประกอบเข้าด้วยกัน.....	103
48 เครื่องยนต์กังหันก๊าซเมื่อประกอบเสร็จติดตั้งกับแท่นเตรียมการทดสอบ.....	103
49 การติดตั้งเครื่องยนต์กังหันก๊าซเข้ากับแท่นเพื่อเตรียมการทดสอบ.....	104
50 การเตรียมการสตาร์ทเครื่องยนต์กังหันก๊าซ.....	105
51 การสตาร์ทเครื่องยนต์โดยใช้ลมช่วยเป่าและใช้ตะเกียงก๊าซช่วยจุด.....	106
52 เปิดน้ำมันเชื้อเพลิงเพื่อเพิ่มรอบเครื่องยนต์.....	106
53 ขณะเริ่มอุ่นห้องเผาไหม้ด้วยก๊าซ.....	108
54 เริ่มเปิดน้ำมันเข้าไปเปลวไฟพุ่งออกที่ท่อท้ายเครื่องยนต์กังหันก๊าซ.....	108
55 เมื่อเครื่องยนต์เพิ่มความเร็วรอบมากขึ้นเปลวไฟเริ่มหดสั้นลง และมีสีอ่อนลง ตามลำดับ.....	109
56 เมื่อความเร็วรอบของเครื่องยนต์กังหันก๊าซเพิ่มมากขึ้นอีกเปลวไฟหดกลับเข้าไป อยู่ในห้องเผาไหม้.....	109
57 หลังจากถอดออกจากตัวถัง.....	110
58 ห้องเผาไหม้หลังจากถอดแยกออกจากเครื่องยนต์.....	111
59 ห้องเผาไหม้ของเครื่องยนต์ก่อนทำการทดสอบ.....	111
60 เพลลาและกังหัน.....	112
61 แบริ่งด้านกังหันที่ชำรุด.....	112
62 สภาพภายใน Nozzle guide vane.....	113
63 บริเวณด้านหลังของห้องเผาไหม้ส่วนในที่อากาศรั่วออกมาได้.....	114

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมา และความสำคัญของปัญหา

เครื่องยนต์กังหันก๊าซเป็นเครื่องยนต์สันดาปภายในอีกชนิดหนึ่ง ซึ่งมีการพัฒนาอย่างจริงจังจนกระทั่งประสบความสำเร็จมาตั้งแต่ตอนปลายของสงครามโลกครั้งที่ 2 และเป็นต้นแบบของเครื่องยนต์กังหันก๊าซมาจนถึงปัจจุบัน เครื่องยนต์กังหันก๊าซมีคุณลักษณะเฉพาะตัวที่เป็นข้อดีคือ มีขนาดเล็ก กำลังสูง น้ำหนักเบา และมีการสันดาปเชื้อเพลิงน้อยกว่าเครื่องยนต์ลูกสูบที่มีขนาดกำลังเพลาเท่ากัน ไม่ว่าจะเป็นเครื่องยนต์ดีเซลหรือเครื่องยนต์ก๊าซโซลีน ดังนั้นในปัจจุบันเครื่องยนต์กังหันก๊าซได้ถูกนำมาใช้งานอย่างกว้างขวางโดยเฉพาะในอากาศยาน นอกจากนี้ยังได้นำมาใช้เป็นเครื่องต้นกำลังขับเคลื่อนอุปกรณ์อื่น ๆ อีกด้วย โดยเฉพาะเครื่องกำเนิดไฟฟ้า และในปัจจุบันเครื่องยนต์กังหันก๊าซถูกพัฒนาให้มีขนาดเล็กลง และมีประสิทธิภาพสูงขึ้น เพื่อใช้กับเครื่องบินขนาดเล็ก เช่น เครื่องกำเนิดไฟฟ้าขนาดเล็กสำหรับใช้ในทางทหาร อากาศยานไร้คนบิน อากาศยานเบา (ultra light) หรืออากาศยานจำลองสำหรับใช้ในการฝึกพลประจำอาวุธต่อสู้อากาศยาน ตลอดจนใช้เป็นเครื่องยนต์ขับเคลื่อนจรวดนำวิถีชนิดร่อน ซึ่งจะใช้เครื่องยนต์กังหันก๊าซในลักษณะในรูปแบบของเครื่องยนต์ไอพ่น (jet engine) โดยเฉพาะในอากาศยานไร้คนบินซึ่งใช้สำหรับการโจมตี หรือลาดตระเวนตรวจการณ์ ไปจนถึงการสอดแนม ซึ่งต้องมีความคล่องตัวสูง ดังนั้นแนวความคิดในการวิจัย พัฒนาเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็ก หรือเครื่องยนต์ไอพ่นขนาดเล็กจึงเกิดขึ้น เพื่อพัฒนาเทคโนโลยีทางด้านนี้ขึ้นเองภายในประเทศ ผลที่ได้รับคือ ลดการพึ่งพาเทคโนโลยีจากต่างชาติที่มีราคาแพง มีความยุ่งยากและสลับซับซ้อน บางครั้งไม่สามารถพัฒนาให้เหมาะสมกับการใช้งานในประเทศได้อีกด้วย สามารถช่วยลดรายจ่ายของประเทศชาติ ลดการขาดดุลการค้า และตลอดจนเป็นความสามารถในด้านการพัฒนายุทธโศปกรณ์เพื่อเป็นการถ่วงดุลย์อำนาจทางการทหารของประเทศเพื่อนบ้านได้ในอีกประการหนึ่ง

โดยในงานวิจัยนี้จะมุ่งเน้นในการศึกษา และออกแบบสร้างเครื่องยนต์กังหันก๊าซ หรือเครื่องยนต์ไอพ่นขนาดเล็ก เพื่อใช้เป็นเครื่องยนต์ต้นแบบ สำหรับการวิจัยและพัฒนา เครื่องยนต์ต้นกำลังขับเคลื่อนอากาศยานไร้คนบิน และจรวดนำวิถีชนิดร่อนดังที่กล่าวมาแล้วในข้างต้น

1.2 วัตถุประสงค์ของงานวิจัย

1.2.1 เพื่อศึกษาออกแบบและสร้างเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กแบบใช้เครื่องอัดอากาศชนิดแรงเหวี่ยงอัดขึ้นตอนเดียว โดยการไหลของอากาศเข้าสู่ชุดอัดอากาศและ ก๊าซร้อนเข้ากังหันเป็นแบบไหลในแนวรัศมี

1.2.2 เพื่อทดสอบ และหาสมรรถนะของเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็ก

1.3 ขอบเขตของงานวิจัย

ศึกษาทฤษฎีของเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็ก ออกแบบ สร้าง และทดสอบการทำงานของเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กแบบใช้เครื่องอัดอากาศชนิดแรงเหวี่ยงอัดขึ้นตอนเดียว

1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับจากงานวิจัย

สามารถออกแบบ สร้าง ตลอดจนทดสอบเครื่องยนต์กังหันก๊าซไอพ่นขนาดเล็กได้เองภายในประเทศโดยไม่ต้องพึ่งพาเทคโนโลยีจากต่างประเทศเป็นแนวความคิดสำหรับวิจัย และพัฒนาขึ้นใช้เองในหน่วยงานที่เกี่ยวข้อง เพื่อลดการนำเข้าเครื่องสำเร็จรูปจากต่างประเทศซึ่งมีราคาแพง เป็นข้อมูลทางวิชาการในด้านการศึกษาค้นคว้า และพัฒนาในเรื่องของเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กต่อไป

บทที่ 2

บทปริทัศน์วรรณกรรม และทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

ในการวิจัยครั้งนี้ ผู้วิจัยได้ศึกษาและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง และได้นำเสนอตามหัวข้อต่อไปนี้

2.1 บทปริทัศน์วรรณกรรม

2.2 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

2.1 บทปริทัศน์วรรณกรรม

Kurt Schreckling (1988) ได้ทำการออกแบบ และสร้างเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็ก โดยออกแบบและสร้างชุดใบพัดของเครื่องอัดอากาศขึ้นเองจากไม้ โดยอาศัยพื้นฐานจากใบพัดของเครื่องเป่าลมในโรงงานอุตสาหกรรมซึ่งเป็นใบพัดแบบปิดครีบบใบพัดแบบโค้งกลับ ซึ่งมีข้อดีในเรื่องของช่วยลดปัญหาให้การรั่วไหลของอากาศข้ามช่องระหว่างครีบบใบพัด โดยชุดใบพัดของเครื่องอัดอากาศนี้ถูกขับเคลื่อนด้วยกังหันแบบไหลในแนวแกน (Axial flow turbine) ซึ่งก็ได้ออกแบบ และสร้างขึ้นเองเช่นกัน ส่วนตัวถังของเครื่องยนต์นั้นทำขึ้นมาจากกระป๋องก๊าซซึ่งมีขนาดเท่ากับที่ผู้ออกแบบเครื่องยนต์ต้องการ จากนั้นได้นำมาประกอบเป็นเครื่องยนต์กังหันก๊าซโดยเครื่องยนต์นี้มีอัตราส่วนการอัด 1.5:1 เมื่อใบพัดของเครื่องอัดหมุนด้วยความเร็ว 90,000 รอบต่อนาที ระบบการส่งน้ำมันเชื้อเพลิงเข้าห้องเผาไหม้ใช้ท่อระบายน้ำมันแบบท่อชุด น้ำมันเชื้อเพลิงที่ใช้เป็นส่วนผสมระหว่างน้ำมันดีเซลหมุนเร็ว 85% และน้ำมันเบนซิน 15% เครื่องยนต์กังหันก๊าซเครื่องนี้สามารถเดินเครื่องได้ในการทดสอบครั้งแรกหลังจากประกอบเสร็จ โดยให้แรงขับ 30 นิวตัน

Thomas Kamps (1995) ได้ทำการออกแบบ และสร้างเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กโดยใช้พื้นฐานจากเครื่องยนต์กังหันก๊าซของ Kurt Schreckling โดยชุดเครื่องอัดอากาศนั้นได้นำมาจากใบพัดเครื่องอัดอากาศของเทอร์โบชาร์ทเจอร์ซึ่งเป็นใบพัดแบบครีบบใบพัดโค้งกลับขนาด 66 มิลลิเมตร โดยให้อัตราการไหลของอากาศสูงสุด 0.16 kg/s ที่อัตราส่วนการอัด 1.9:1 เมื่อใบพัดของเครื่องอัดอากาศหมุนด้วยความเร็ว 100,000 รอบต่อนาที เครื่องยนต์กังหันก๊าซของ Kamps ใช้ห้องเผาไหม้แบบแวนนูลาร์ชนิดไหลเข้าทางด้านหน้า ส่วนการส่งน้ำมันเข้าห้องเผาไหม้นั้นใช้ท่อระบายน้ำมันแบบท่อโค้ง เครื่องยนต์กังหันก๊าซนี้ขับเคลื่อนด้วยกังหันแบบไหลในแนวแกน (Axial flow turbine) เช่นกันโดยได้แรงขับเมื่อเร่งเครื่องยนต์เต็มที่ 60 นิวตัน

Sangkyun Kang, Jurgen Stampfl, Alexander G. Cooper and Fritz B. Prinz (2000) การออกแบบ Mold SDM.(Mold shape Deposition Manufacturing) ซึ่งเป็นกระบวนการสร้างแม่พิมพ์โดยทำการหล่อจากไซพาราฟิน แล้วทำการขึ้นรูปโดยใช้เครื่องกัดแบบ CNC 3 ถึง 5 แกน โดยได้ถูกพัฒนาเพื่อการผลิตชิ้นส่วนโครงสร้างที่มีความซับซ้อนของเซรามิกส์ (Ceramics) ในการใช้งานด้านต่างๆ ตัวอย่างเช่น เป็นส่วนประกอบของเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็ก สำหรับการเป็นองค์ประกอบของเครื่องยนต์นี้ ชิ้นส่วนเซรามิกส์ (Ceramics) จะต้องไม่เพียงแต่แข็งแรง

Thomas Baumgart (2001) ได้ทำการออกแบบและสร้างเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็ก โดยใช้ชิ้นส่วนของระบบเทอร์โบชาร์เจอร์ (Turbocharger) รุ่น 3K-Warner KP31 ซึ่งเป็นเทอร์โบชาร์เจอร์ (Turbocharger) ที่มีขนาดเล็กที่สุดของยন্ত্রกรรมในปัจจุบันโดยมีขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางอิมเพลเลอร์ (Impeller) ของคอมเพรสเซอร์ (Compressor) เพียง 33 มิลลิเมตร และขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางของกังหัน (Turbine) เพียง 31 มิลลิเมตร จากความคิดที่จะสร้างเครื่องยนต์กังหันก๊าซที่เล็กที่สุดเท่าที่จะเป็นไปได้โดยใช้ล้อกังหันที่มีอยู่ในปัจจุบันมาเป็นส่วนประกอบ อย่างไรก็ตาม อาจจะเป็นการยากเกินไปที่จะออกแบบเครื่องยนต์ที่ใช้ อิมเพลเลอร์ (Impeller) ของคอมเพรสเซอร์ (Compressor) อันเล็ก ๆ โดยมีประสิทธิภาพสูงสุด ดังนั้นอุปกรณ์ชนิดนี้จึงไม่ได้ถูกออกแบบมาเพื่อมาเป็นอุปกรณ์ที่ใช้แรงขับ แต่สามารถใช้เป็นตัวเลือกในการเป็นต้นกำลังในด้านกระแสไฟฟ้านั่นเอง

จักรรินทร์ ช่วยอินทร์, ทิวัตต์ เวศพันธ์, คริสต์มาส อภินันท์พร และสินชัย ชินวรรัตน์ (2002) ได้ทำการออกแบบ และสร้างชิ้นส่วนแล้วประกอบเป็นเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็ก โดยในการออกแบบนั้นได้กำหนดแรงขับเคลื่อนไว้ประมาณ 60 นิวตัน แต่เมื่อทำการทดลองเดินเครื่องจริงพบว่าแรงขับเคลื่อนที่ได้น้อยกว่าที่ออกแบบไว้ ซึ่งเป็นผลมาจากประสิทธิภาพของปั๊มน้ำมันเชื้อเพลิง คุณภาพของน้ำมันเชื้อเพลิง และประสิทธิภาพของขบวนการ

พยุงค์ศักดิ์ พิพัฒน์ และอำพล อันรัตน์ (2001) ได้ทำการศึกษาการออกแบบชิ้นส่วนเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็ก ในการออกแบบชิ้นส่วนเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กครั้งนี้ประกอบด้วย 3 ชิ้นส่วน โดยที่ในส่วนของเครื่องอัดอากาศ ได้นำเทอร์โบชาร์เจอร์ (Turbocharger) ยี่ห้อ KKK 2038 เป็นพื้นฐานของการออกแบบ ตามด้วยแผ่นแพร่อากาศ (Diffuser), หัวฉีดบังคับทิศทาง และ ชุดกังหัน โดยใช้โปรแกรม CAD/CAM เป็นพื้นฐานและนำซอฟต์แวร์ UG (Uni Graphic) มาใช้ในการออกแบบชิ้นส่วนเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กทั้งหมด เนื่องจากซอฟต์แวร์ UG สามารถแปลง TOOL PATH ทำให้อยู่ในรูป G – CODE เพื่อนำไปป้อนเข้ากับเครื่อง CNC

ชานันท์ ชัยสุข (2007) ได้ทำการออกแบบ และสร้างเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กโดยใช้ชุดใบพัดเครื่องอัดอากาศ และเพลากังหันจากเทอร์โบชาร์ทเจอร์ของเครื่องยนต์นิสสันรุ่น RB20 นำมาสร้างเป็นเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็ก เมื่อประกอบเป็นเครื่องยนต์กังหันก๊าซแล้ว สามารถเดินเครื่องในความเร็วรอบเดินเบาไม่สามารถเร่งความเร็วรอบได้ เนื่องจากอุณหภูมิท่อท้ายสูง ปัญหาเนื่องมาจากการตีฟิวเซอร์ และห้องเผาไหม้ โดยขณะทดสอบได้แรงขับ 8 นิวตันที่ความเร็วรอบกังหัน 50,000 รอบต่อนาที

เห็นได้ว่าเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กนั้นได้มีผู้ที่สนใจได้ทำการออกแบบ และสร้างขึ้นมามากมาย โดยในยุคแรก ๆ นั้นมีวัตถุประสงค์เพื่อนำมาใช้เป็นเครื่องยนต์ต้นกำลังในเครื่องบินเล็กบังคับด้วยวิทยุ โดยเฉพาะเครื่องบินจำลองที่ต้องการรูปแบบการขับเคลื่อนเหมือนเครื่องบินจริง รวมไปถึงอากาศยานไร้คนบิน ในยุคแรกเริ่มนั้นได้สร้างขึ้นส่วนต่าง ๆ ของเครื่องยนต์เองทั้งหมด โดยอาศัยหลักการพื้นฐานของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ สร้างโดยใช้อุปกรณ์ต่าง ๆ ที่อยู่ใกล้ตัวหาง่าย และใช้เครื่องมือพื้นฐานง่าย ๆ เช่นเครื่องยนต์กังหันก๊าซที่ออกแบบ และสร้างโดย Kurt Schreckling ต่อมาเมื่อเครื่องกังหันก๊าซขนาดเล็กนี้ได้รับการตอบรับเป็นอย่างดีจาก นักเล่นเครื่องบินจำลอง บังคับด้วยวิทยุ และผู้สร้างจนเป็นที่แพร่หลายไปทั่วโลก จึงทำให้มีการพัฒนาการจากการออกแบบ และสร้างอย่างง่าย ๆ มาเป็นการใช้ชิ้นส่วนจากเทอร์โบชาร์ทเจอร์โดยเฉพาะใบพัดของเครื่องอัดอากาศทำให้ได้แรงขับจากไอพ่นมากขึ้น ในขณะที่น้ำหนักของเครื่องยนต์น้อยลง จากที่ใช้เครื่องมือพื้นฐานง่าย ๆ ในสร้างก็เริ่มมีการใช้เครื่องจักรอัตโนมัติเข้ามาช่วยในการสร้างชิ้นส่วนของเครื่องยนต์ทำให้ได้ขนาดที่มีความเที่ยงตรง และแม่นยำมากขึ้น และสามารถสร้างเครื่องยนต์ในรูปแบบของอุตสาหกรรมได้อย่างที่เป็นอยู่ในขณะนี้ แต่อย่างไรก็ดีเนื่องจากการที่ราคาเครื่องยนต์กังหันก๊าซสำเร็จรูปพร้อมอุปกรณ์บังคับ และควบคุมในปัจจุบันนี้มีราคาสูงมาก เช่นเครื่องยนต์ที่มีขนาดแรงขับ 60 นิวตันเป็นชุดอุปกรณ์ชิ้นส่วนเครื่องยนต์ซึ่งต้องนำมาประกอบเอง ทั้งยังไม่รวมอุปกรณ์ส่วนควบต่าง ๆ ที่จำเป็น เช่น ปั๊มน้ำมันเชื้อเพลิง แบตเตอรี่ อุปกรณ์สำหรับควบคุมการทำงานของเครื่องยนต์มีราคาสูงถึง 37,000 บาท และถ้าเป็นชุดเครื่องยนต์สำเร็จรูปที่สามารถใช้งานได้ทันทีนั้นอาจมีราคาสูงถึง 70,000 – 80,000 บาท ดังนั้นจึงมีผู้ที่สนใจในเรื่องของเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กส่วนหนึ่งรวมทั้งผู้วิจัยจึงได้พยายามออกแบบ และทดลองสร้างเครื่องยนต์ขึ้นมาโดยอาศัยพื้นฐานจากผู้ที่ได้ออกแบบ และสร้างสำเร็จมาแล้วมาต่อยอดตามแนวความคิด และรูปแบบของตนเองเพื่อจะได้มีแนวทางที่จะพัฒนาให้เกิดเป็นเทคโนโลยีของตัวเอง ลดการนำเข้าและเป็นประโยชน์กับหน่วยงานราชการที่เกี่ยวข้องต่อไปในภายหน้า

2.2 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

เครื่องยนต์กังหันก๊าซโดยทั่วไปจะแบ่งตามลักษณะการใช้งานได้ 2 แบบใหญ่ ๆ คือ เครื่องยนต์กังหันก๊าซ สำหรับงานอุตสาหกรรมซึ่งส่วนใหญ่จะใช้เป็นเครื่องต้นกำลังขับเคลื่อนเครื่องกำเนิดไฟฟ้า เครื่องยนต์กังหันก๊าซสำหรับยานยนต์ และอากาศยาน สำหรับในยานยนต์นั้นไม่พบว่ามีใช้แพร่หลายมากนัก มีอยู่บ้างในหัวรถจักรรถไฟที่ใช้เดินทางไกล ๆ และลากจูงรถสินค้าเป็นจำนวนมาก เพราะถ้าขนาดน้ำหนักของเครื่องยนต์เท่า ๆ กับเครื่องยนต์ดีเซลแล้วเครื่องยนต์กังหันก๊าซจะมีกำลังสูงกว่ามาก และในปัจจุบันพบว่ามีใช้อยู่ในเรือรบขนาดกลาง โดยจะใช้ควบคู่กับเครื่องยนต์ดีเซล เรือไฮโดรฟอยล์ และยานสะเทินน้ำสะเทินบก (Hovercraft) แต่สำหรับในอากาศยานนั้น ปัจจุบันส่วนใหญ่จะใช้เครื่องยนต์กังหันก๊าซทั้งหมดยกเว้นเครื่องบินเล็กที่ใช้ฝึกบินหรือเครื่องบินส่วนตัวขนาดเล็กที่ยังใช้เครื่องยนต์แบบลูกสูบอยู่บ้าง

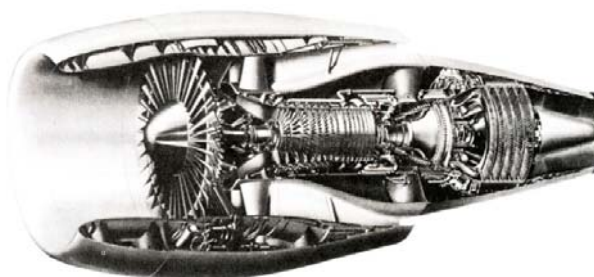
2.2.1 ชนิดของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ

เครื่องยนต์กังหันก๊าซ และเครื่องยนต์กังหันไอพ่นนั้นมีหลักการทำงานในลักษณะเดียวกันโดยจะแบ่งเป็นชนิดต่าง ๆ ได้ดังนี้

- 2.2.1.1 เครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต (Turbo jet)
- 2.2.1.2 เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน (Turbo fan)
- 2.2.1.3 เครื่องยนต์เทอร์โบชาฟท์ (Turbo shaft)
- 2.2.1.4 เครื่องยนต์เทอร์โบพรอพเพลเลอร์ (Turbo propeller)

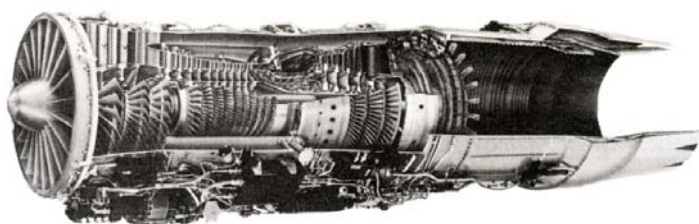
2.2.2 ลักษณะการใช้งาน

เครื่องยนต์ทั้ง 4 แบบที่กล่าวมาแล้วนั้น จะมีหลักการทำงานที่เหมือนกัน แตกต่างกันเพียงลักษณะการใช้งานเท่านั้น โดยเทอร์โบแฟน (Turbo fan) และเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต (Turbo jet) ซึ่งแสดงในภาพประกอบ 1 และภาพประกอบ 2 นำก๊าซร้อนจากการเผาไหม้ส่วนหนึ่งไปขับกังหัน (Turbine) ที่ใช้สำหรับขับเคลื่อนชุดอัดอากาศ (Compressor) และกังหัน (Turbine) ที่ใช้ขับอุปกรณ์ส่วนควบอื่น ๆ ส่วนก๊าซร้อนส่วนที่เหลือจะผ่านท่อท้ายเพื่อใช้เป็นพลังงานขับเคลื่อน ซึ่งเครื่องยนต์ทั้งเทอร์โบแฟน (Turbo fan) และเทอร์โบเจ็ต (Turbo jet) นั้นจะใช้เป็นต้นกำลังขับเคลื่อนอากาศยานทั้งหมด



ภาพประกอบ 1 แสดงเครื่องยนต์เทอร์โบแฟน

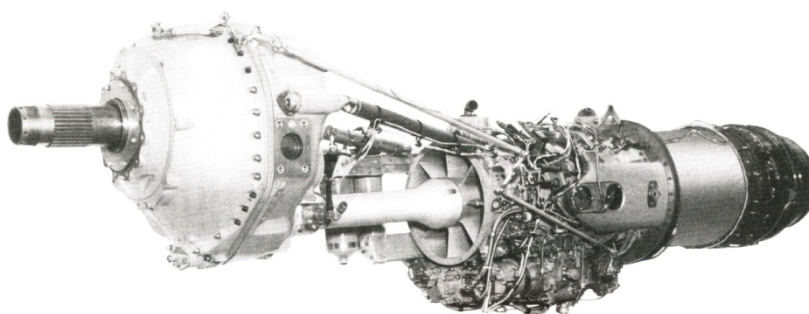
ที่มา: Michael. J. Kroes & Thomas. W. Wild. (1994) Aircraft Powerplants. p.395.



ภาพประกอบ 2 แสดงเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต

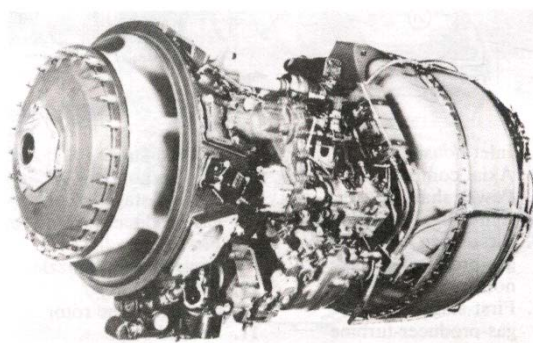
ที่มา: Jack D. Mattingly. (1996). Elements of Gasturbine Propusion. P. 15.

สำหรับเครื่องยนต์ประเภท เทอร์โบพรอพเพลเลอร์ (Turbo propeller) หรือเทอร์โบพรอพ (Turbo prop) และเครื่องยนต์เทอร์โบชาฟท์ (Turbo shaft) ดังแสดงในภาพประกอบ 3 และภาพประกอบ 4 นั้นใช้ก๊าซร้อนจากการเผาไหม้เกือบทั้งหมดไปขับกังหัน และการหมุนของกังหันก็จะถูกนำไปใช้งาน โดยในเครื่องยนต์เทอร์โบชาฟท์ (Turbo shaft) นั้นจะนำกำลังงานที่ได้จากกังหันไปขับทั้งเครื่องอัดอากาศ และเป็นเพลาส่งกำลัง ส่วนในเครื่องยนต์เทอร์โบพรอพ (Turbo prob) นั้นเพลาสองกังหันจะแยกกันโดยกังหันชุดหนึ่งจะต่อกับเครื่องอัดอากาศและกังหันอีกชุดหนึ่งซึ่งเป็นกังหันอิสระจะต่อเป็นเพลาส่งกำลัง



ภาพประกอบ 3 แสดงเครื่องยนต์เทอร์โบพรอพ

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



ภาพประกอบ 4 แสดงเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟ

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

2.2.3 หลักการทำงานของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ

ดังที่กล่าวมาแล้วว่าเครื่องยนต์กังหันก๊าซหรือเครื่องยนต์ไอพ่นทั้ง 4 แบบนี้มีหลักการทำงานที่เหมือนกันกล่าวคือ เมื่อเครื่องยนต์เริ่มหมุนไม่ว่าจะเป็นการสตาร์ทด้วยอะไรก็ตาม เพลาของเครื่องยนต์จะหมุนซึ่งทำให้ชุดอัดอากาศหมุน และทำการดูดอากาศเข้ามาจากนั้นจะทำการอัดอากาศ ซึ่งเครื่องอัดอากาศนี้อาจเป็นแบบไหลตามแนวแกนหรือแบบไหลตามแนวรัศมีก็ได้ แล้วแต่การออกแบบของเครื่องยนต์ เมื่ออากาศถูกอัดผ่านชุดอัดอากาศ จะมีความดัน และความเร็วสูงขึ้น โดยเฉพาะความเร็วจะสูงมาก จึงต้องผ่านชุดเปลี่ยนความเร็วเป็นความดันคือให้ความเร็วลดลงและมีความดันสูงพอที่จะทำการจุระเบิดได้ผ่านเข้ามาในห้องเผาไหม้ ในขณะเดียวกันนั้นน้ำมันเชื้อเพลิงก็จะถูกฉีดเข้ามาผสมกับอากาศที่มีความดันสูงจากนั้นตัวจุดก็จะจุดประกายไฟทำให้เกิดการเผาไหม้ขึ้นส่วนผสมที่มีกำลังดันสูงจะเกิดการเผาไหม้ และขยายตัวอย่างรุนแรงพุ่งไปทางท้ายของเครื่องยนต์ผ่านชุดเพิ่มความเร็วก๊าซ และถูกบังคับให้เข้าปะทะกับปีกกังหันจะทำให้กังหันหมุน ซึ่งทำให้ชุดเครื่องอัดอากาศที่อยู่บนเพลาดียวกันถูกขับให้หมุนตามไปด้วย

เมื่อเครื่องยนต์เดินเครื่องสม่ำเสมอแล้วชุดอัดอากาศ ซึ่งอยู่บนเพลาดียวกับชุดกังหันก็จะสามารถดูด และอัดอากาศเข้าสู่ห้องเผาไหม้อย่างต่อเนื่อง โดยไม่ต้องใช้ชุดสตาร์ทอีกต่อไป รวมทั้งตัวจุดก็จะหยุดทำงานเพราะน้ำมันเชื้อเพลิงจะถูกฉีดเข้าไปผสมกับอากาศที่ถูกอัดภายในห้องเผาไหม้ให้เกิดการเผาไหม้อยู่ตลอดเวลา เช่นเดียวกับการทำงานของเตาฟู่ ส่วนก๊าซร้อนเมื่อออกจากห้องเผาไหม้แล้วจะผ่านชุดบังคับทิศทาง (Nozzle) เข้าผลักกังหันให้หมุนไปแล้วพุ่งออกทางท่อท้ายของเครื่องยนต์เพื่อใช้เป็นตัวขับเคลื่อนโดยตรง แรงขับนี้ก็คือแรงปฏิกิริยาที่เกิดการพุ่งออกมาของกระแสไอพ่น และกระทำไปในทิศทางตรงกันข้ามกับการพุ่งของกระแสไอพ่น ส่วนในเครื่องยนต์เทอร์โบชาร์ฟ (Turbo shaft) มีลักษณะการทำงานเช่นเดียวกัน แต่ก๊าซร้อนที่เกิดจากการเผาไหม้ทั้งหมดจะถูกนำไปขับกังหัน และการหมุนของกังหันจะถูกนำไปขับเครื่องอัดอากาศและเป็นเพลาส่งกำลังออกในเวลาเดียวกันด้วย

สำหรับเครื่องยนต์เทอร์โบพรอพ (Turbo prop) ก็จะมีการทำงานที่คล้ายกัน เพียงแต่ชุดกังหันที่ขับเครื่องอัดอากาศและชุดกังหันที่ขับของเพลาส่งกำลังออกจะแยกเป็นอิสระต่อกัน

เครื่องยนต์ทั้งสองชนิดนี้จะใช้ในเครื่องบินใบพัด เฮลิคอปเตอร์ สำหรับในขนาดใหญ่จะใช้ในเรือ หัวรถจักรของรถไฟ และงานอุตสาหกรรม ตลอดจนเป็นเครื่องต้นกำลังในการกำเนิดไฟฟ้า

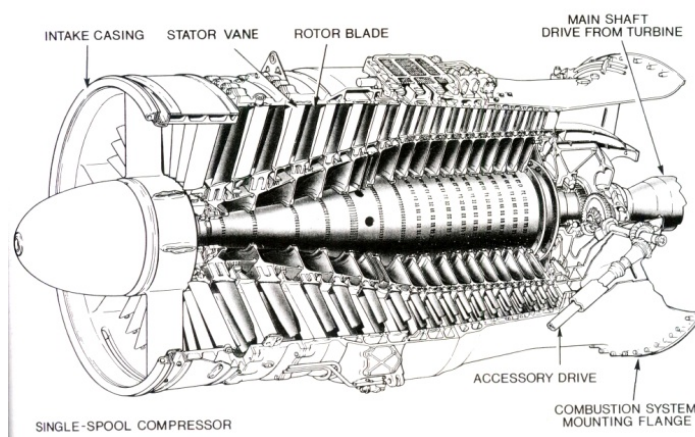
2.2.4 ส่วนประกอบของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ

เครื่องยนต์กังหันก๊าซนั้นประกอบด้วยส่วนประกอบหลักที่สำคัญ 3 ส่วนดังนี้คือ

2.2.4.1 เครื่องอัดอากาศ (Compressor) มีไว้สำหรับเพื่ออัดอากาศหรือเพิ่มความดันของอากาศที่เข้าห้องเผาไหม้ให้สูงขึ้นหรือทำให้มวลของอากาศมากในปริมาณที่กำหนดเพื่อที่จะทำให้ส่วนผสมเกิดการจุดระเบิดขยายตัวได้อย่างเต็มที่และรุนแรงเมื่อมีการจุดระเบิดเกิดขึ้นชุดอัดอากาศมีลักษณะเป็นครีบทวนติดอยู่บนแกนเพลาส่งซึ่งเป็นเพลานั่นเดียวกับชุดกังหัน โดยทั่วไปเครื่องอัดอากาศที่นิยมใช้ในเครื่องยนต์กังหันก๊าซมี 2 แบบคือ

2.2.4.1.1 เครื่องอัดอากาศแบบไหลตามแนวแกน (Axial flow compressor)

การไหลของอากาศผ่านเครื่องอัดอากาศแบบนี้จะไหลตามแนวนอนผ่านครีบทวนและใบเปลี่ยนทิศทางที่อยู่กับที่ ซึ่งต่อไว้เป็นอนุกรมเป็นวงซ้อนกันตามแนวหมุนของเครื่องยนต์ ดังแสดงในภาพประกอบ 5 ส่วนหลังของชุดอัดอากาศจะมีขนาดเล็กลงทำให้อากาศที่ไหลผ่านชุดอัดอากาศมีปริมาตรลดลงขณะที่มวลอากาศมีจำนวนเท่าเดิมจึงทำให้อากาศเกิดการอัดตัวเมื่อผ่านชุดอัดอากาศแต่ละแถว

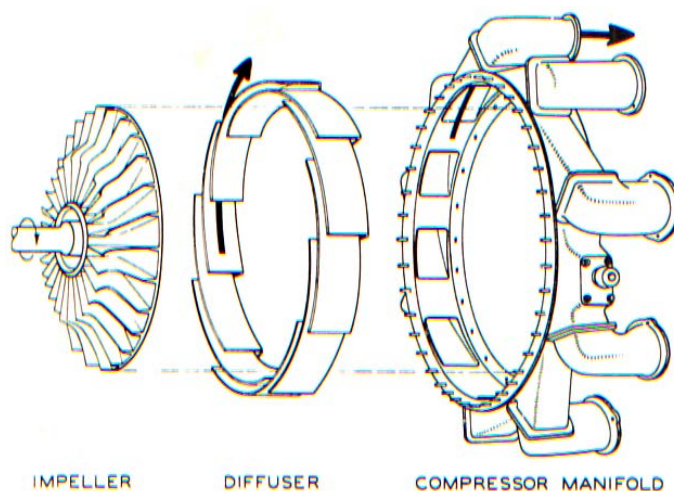


ภาพประกอบ 5 แสดงเครื่องอัดอากาศแบบไหลตามแนวแกน

ที่มา: Michael. J. Kroes & Thomas. W. Wild. (1994) Aircraft Powerplants. p.291

2.2.4.1.2 เครื่องอัดอากาศแบบไหลตามแนวรัศมี (Centrifugal Compressor)

ประกอบด้วยใบพัด (Impeller) แผ่นกระจายอากาศอัด (Diffuser) หรือชุดบังคับทิศทางทางอากาศ ใบพัดซึ่งนิยมทำด้วยอลูมิเนียมขึ้นรูปและทำให้ผิวแข็ง จะตักอากาศจากภายนอกใกล้กับแกนเพลลาด้วยการหมุนของใบพัด และเหวี่ยงอากาศออกไปตามเส้นรอบวงทางรัศมีด้วยความเร็วไหลผ่านแผ่นกระจายอากาศ (Diffuser) ซึ่งทำหน้าที่เปลี่ยนความเร็วของอากาศให้เป็นความดันโดยทำให้อากาศที่ไหลผ่านมีความเร็วต่ำลง เพื่อให้การจุดระเบิดได้พอเหมาะและไม่เกิดอาการขาดช่วงหรือดับลง และแผ่นกระจายอากาศ (Diffuser) ยังทำหน้าที่เป็นตัวบังคับทิศทางทางอากาศให้ไหลตรงออกมาทางช่องอากาศซึ่งทำหน้าที่นำอากาศเข้าสู่ห้องเผาไหม้เพียงพอ อย่างไรก็ตามเครื่องอัดอากาศที่นิยมใช้กับเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดใหญ่ ๆ ส่วนมากจะเป็นแบบไหลตามแกนแทบทั้งสิ้น เพราะให้อัตราส่วนการอัดได้สูงถึง 12:1 หรือมากกว่า ซึ่งเครื่องอัดอากาศแบบไหลตามรัศมีให้อัตราส่วนการอัดสูงสุดได้เพียง 4-5 : 1 เท่านั้น

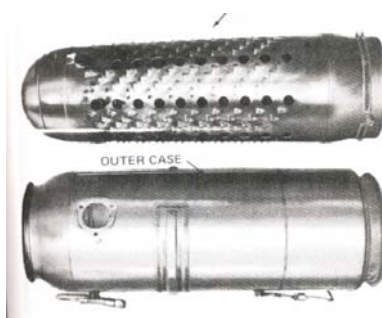


ภาพประกอบ 6 แสดงลักษณะเครื่องอัดอากาศแบบแรงเหวี่ยง

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

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

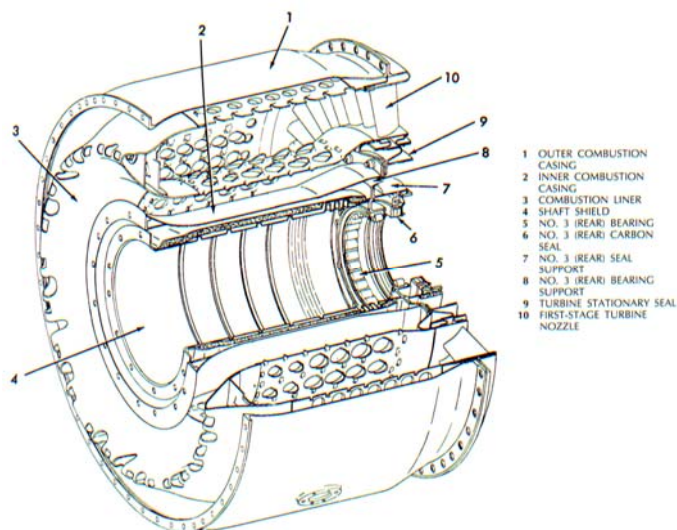
2.2.4.2.1 แบบ Can (can type combustion chamber) มักใช้กับเครื่องยนต์ที่ใช้เครื่องอัดอากาศแบบแรงเหวี่ยง (Centrifugal compressor) หลังจากอากาศผ่านออกจากดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) จะถูกแบ่งเป็นส่วน ๆ และให้ไหลเข้าห้องเผาไหม้แต่ละลูกที่แยกกัน ห้องเผาไหม้แบบนี้มีรูปเป็นแคน (Can) หรือกระป๋อง จัดวางเรียงไว้โดยรอบเส้นรอบวงของชุดสันดาปของเครื่องยนต์ ในห้องเผาไหม้แต่ละลูกจะมีหัวฉีดและห้องเผาไหม้ชั้นในประกอบอยู่ อากาศที่ใช้ในการเผาไหม้ผ่านเข้าถึงหัวฉีด ทำหน้าที่เป็นตัวช่วยการจุดระเบิดในขั้นแรก อากาศรอบ ๆ ที่ผ่านระหว่าง



ภาพประกอบ 7 แสดงห้องเผาไหม้แบบ Can

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

2.2.4.2.2 แบบ Annular (Annular type combustion chamber) เครื่องยนต์ที่ใช้เครื่องอัดอากาศแบบไหลตามแนวแกนบางแบบ ใช้ห้องเผาไหม้แบบแอนนูลาร์ (Annular) ห้องเดี่ยว ห้องเผาไหม้ชั้นในแบบนี้ประกอบเป็นชุดเดียวกันเป็นรูปวงกลมมีส่วนใน และนอกประกอบอยู่รอบเรือนเพลาชับของชุดอัดอากาศ ห้องเผาไหม้แบบนี้เชื้อเพลิงถูกฉีดออกจากหัวฉีดที่ต่อเนื่องเป็นอนุกรมทางส่วนหน้าของห้องเผาไหม้ชั้นในด้วย ห้องเผาไหม้ชั้นในอยู่ในตำแหน่งที่เปลวไฟจุดอยู่ ดังนั้นจะมีอายุสั้นมากกว่าชิ้นส่วนอื่น ๆ ของเครื่องยนต์ จึงต้องมีการตรวจและเปลี่ยนอยู่เสมอ ข้อดีของห้องเผาไหม้แบบนี้สามารถใช้พื้นที่ที่มีได้มากที่สุด ทำให้ส่วนผสมของเชื้อเพลิงกับอากาศได้ดีกว่า



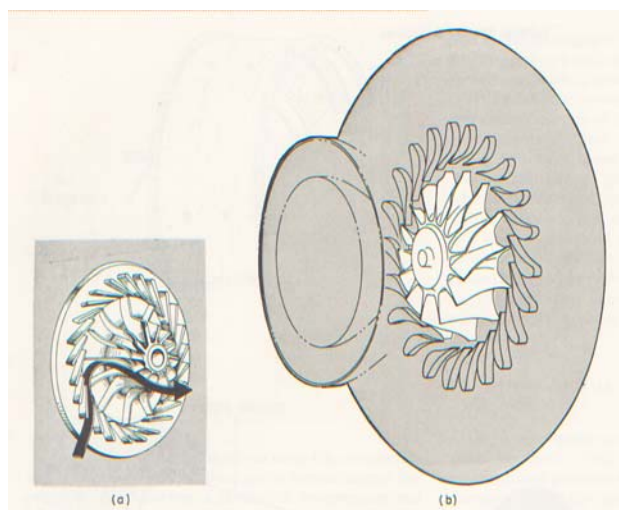
ภาพประกอบ 8 แสดงห้องเผาไหม้แบบ Annular

ที่มา: Irwin. E. Treager (1970) Aircraft Gasturbine Engine Technology. p. 113

2.2.4.2.3 ห้องเผาไหม้แบบแคน – แอนนูลาร์ (Can-annular combustion chamber) แบบนี้ต้องสอดใส่ห้องเผาไหม้ชั้นใน รูปแคน (Can) แต่ละอันลงเรียงข้าง ๆ กันภายในห้องเผาไหม้แบบแอนนูลาร์ (Annular) แต่ละลูกของห้องเผาไหม้ชั้นในจะทำหน้าที่เป็น Annular Burner โดยแต่ละลูกจะทำหน้าที่ของมันเอง ท่อร่วมตรงกลางของแต่ละ Can จะเป็นตัวเพิ่มผลทางด้านให้มีการเผาไหม้ยาวออกโดยไม่ต้องเพิ่มขนาดชุดหัวเทียนประกอบเป็นกลุ่มรอบส่วนหัวของ Can ห้องเผาไหม้แบบนี้ดีกว่าแบบ Can และ Annular รวมกัน และลดผลเสียทั้ง 2 อย่างลงด้วยการถอดและการตรวจด้วยการใช้กล้องส่องทำได้ตลอดชุดห้องเผาไหม้ สามารถถอดเปลี่ยน Can ได้ เพราะมีช่องทำได้โดยไม่ต้องถอดเครื่องยนต์ การเผาไหม้ระยะสั้นจะป้องกันความดันของก๊าซตกลงเกินกว่าที่กำหนดระหว่างทางของชุดอัดอากาศ และบริเวณเปลวไฟเผาไหม้ การออกแบบจะช่วยให้การกระจายตัวของอุณหภูมิก๊าซที่เข้าสู่กังหันแผ่กระจายอย่างสม่ำเสมอไม่ทำให้เกิดจุดที่มีอุณหภูมิไม่สม่ำเสมอเกิดขึ้น หากเกิดหัวฉีดบางหัวอุดตัน

2.2.4.3 ล้อกังหัน (Turbine wheel)

ทำหน้าที่เปลี่ยนพลังงานที่เกิดจากการขยายตัวของก๊าซร้อน ซึ่งถูกเผาไหม้ในห้องเผาไหม้แล้วพุ่งผ่านกังหัน ซึ่งจะเปลี่ยนพลังงานความร้อนและพลังงานจลน์ อันเกิดจากการเคลื่อนที่ของก๊าซร้อนให้เป็นพลังงานกลในรูปของการหมุน เครื่องอัดอากาศ และอุปกรณ์ส่วนควบที่ประกอบหรือติดตั้งบนเพลานเดียวกันกับกังหันก็จะถูกขับให้หมุนไปด้วย ส่วนเครื่องยนต์ที่ใช้กำลังขับเคลื่อนหรือใบพัด กังหันจะต้องให้กำลังมากกว่าเครื่องยนต์ที่ใช้กำลังขับเคลื่อนขับเคลื่อนขับเคลื่อนจากกระแสไอพ่นโดยตรง โดยให้พลังงานประมาณ 3 ใน 4 ของพลังงานทั้งหมดที่ได้จากการผลิตก๊าซร้อนในห้องเผาไหม้ ถ้าเป็นเครื่องยนต์เทอร์โบพรอป (Turbo prop) และเครื่องยนต์เทอร์โบชาฟท์ (Turbo shaft) พลังงานที่ได้รับจากกังหันจะต้องมากที่สุด ดังนั้นประสิทธิภาพของกังหันที่ใช้ขับเคลื่อนใบพัดจะให้แรงเคลื่อนสูงถึงประมาณ 90 % ของแรงขับเคลื่อนทั้งหมด ล้อกังหันจะสร้างเป็นแบบเดี่ยว หรือแบบหลายแถวก็ได้ หากมีหลายแถวใบที่อยู่กับที่จะสอดอยู่ระหว่างวงโรเตอร์ของแต่ละวงต่อกันไป โดยทำหน้าที่เป็นทางนำก๊าซร้อนเข้าและออกชุดกังหันแต่ละชุดของใบที่อยู่กับที่จะมีลักษณะเป็น แผ่นบังคับทิศทาง คือใบที่อยู่กับที่จัดไว้เป็นแถวตั้งฉากกับแนวแกนของกังหัน การตั้งมุมทำให้เกิดรูปเป็นหัวฉัตรน้อย ๆ เรียงอนุกรมกัน ทำให้ก๊าซร้อนที่พุ่งออกมามีมุมเข้ากับล้อกังหันพอดี และสำหรับชุดสุดท้ายทางด้านหลัง จะเป็นตัวทำให้ก๊าซพุ่งออกตรงก่อนที่ก๊าซร้อนจะผ่านออกทางท่อท้าย



ภาพประกอบ 9 แสดงกังหันแบบไหลในแนวรัศมี

ที่มา: Irwin. E. Treager (1970) Aircraft Gasturbine Engine Technology. p. 120

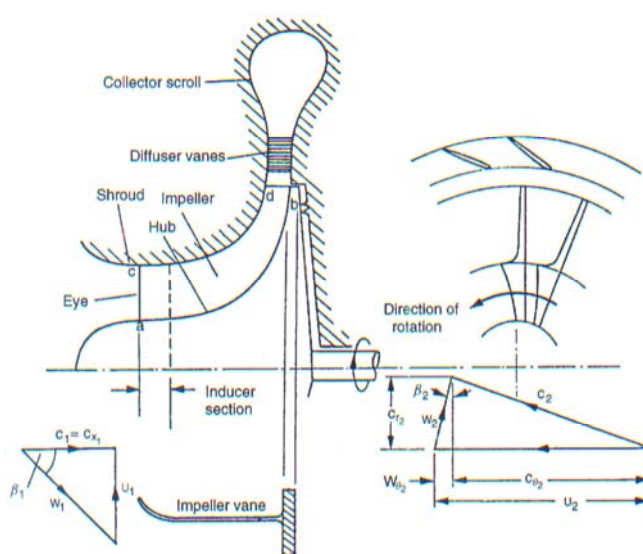
2.2.5 ทฤษฎีของเครื่องอัดแบบแรงเหวี่ยง

ในเครื่องยนต์กังหันก๊าซขนาดเล็กที่มีอัตราการไหลของมวลอากาศต่ำ ๆ โดยเฉพาะอย่างยิ่งถ้าต่ำกว่า 5 กิโลกรัมต่อวินาที และถ้าไม่มีข้อจำกัดในเรื่องของพื้นที่หน้าตัดทั้งหมดของหน้าเครื่องยนต์แล้ว จะเหมาะสมกับเครื่องอัดอากาศแบบแรงเหวี่ยง (Centrifugal compressor) มากกว่า เพราะ ถ้าเปรียบเทียบกับเครื่องอัดอากาศแบบไหลตามแนวแกนแล้วถ้าอัตราการไหลของมวลอากาศเท่า ๆ กัน และถ้าเป็นการอัดแบบขั้นตอนเดียวเหมือน ๆ กันแล้วเครื่องอัดแบบแรงเหวี่ยง (Centrifugal compressor) จะให้อัตราส่วนการอัดที่สูงกว่า โดยถ้าเป็นเครื่องอัดอากาศ ที่ใบพัดทำด้วยอลูมิเนียมผสมจะสามารถใช้ความเร็วรอบได้ถึง 450 เมตรต่อวินาที และสามารถให้อัตราส่วนการอัดได้สูงถึง 4:1 สำหรับเครื่องอัดแบบขั้นตอนเดียว และในที่นี้จะกล่าวถึงเฉพาะเครื่องอัดอากาศแบบแรงเหวี่ยง (Centrifugal compressor) เท่านั้น

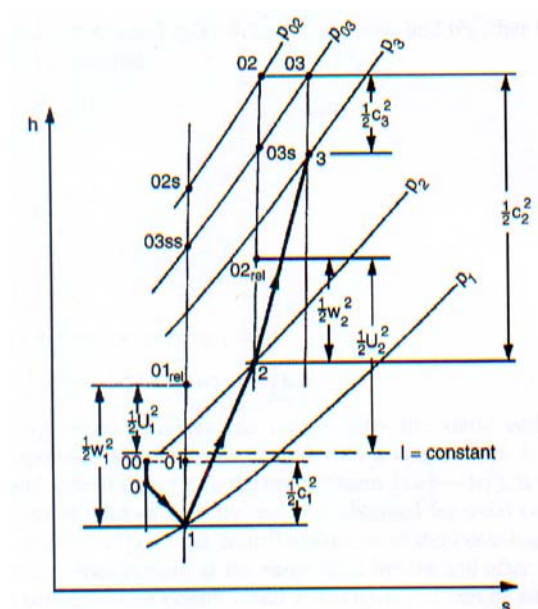
ในเครื่องอัดแบบแรงเหวี่ยง (Centrifugal compressor) นั้นมีส่วนประกอบหลักที่สำคัญคือส่วนที่เคลื่อนที่โดยการหมุนนั่นคือล้อใบพัด ซึ่งมีส่วนที่อยู่กับที่ต่อเนื่องกันนั่นคือแผ่นแพร่หรือดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) ดังภาพประกอบ 10 แสดงให้เห็นส่วนประกอบหลักภายในของเครื่องอัดอากาศแบบแรงเหวี่ยง (Centrifugal compressor) พิจารณาจากแผนภาพจะเห็นได้ว่าของไหล ซึ่งต่อไปนี้จะกล่าวถึงเฉพาะอากาศเท่านั้น

อากาศจากภายนอกไหลเข้าตัวเรือนของเครื่องอัดอากาศที่ทางเข้า (Inducer) เข้าสู่ตาของใบพัด ซึ่งมีหน้าที่ในการเพิ่มพลังงานให้กับอากาศด้วยการหมุนเหวี่ยงออกไป ดังนั้นจึงทำให้โมเมนตัมเชิงมุมของอากาศเพิ่มขึ้น รวมไปถึงความดันสถิต และความเร็ว ส่วนดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) นั้นมีหน้าที่ในการเปลี่ยนพลังงานจลน์ให้เป็นความดัน และในขบวนการนี้สามารถทำได้อย่างสมบูรณ์โดยการแพร่กระจายอย่างอิสระในช่องว่างรูปวงแหวนรอบ ๆ ใบพัด

พิจารณาจากภาพประกอบ 10 เส้นโค้งจาก a-b เป็นส่วนของใบพัดที่เรียกว่าดุม (Hub) ส่วนขอบด้านนอกของใบพัด คือส่วนของเส้นโค้ง c-d ทำให้เกิดเป็นลักษณะของช่องทางไหลของอากาศภายในใบพัด และส่วนที่เป็นขอบนอกของใบพัดนี้ สามารถแบ่งได้อีกสองแบบคือแบบเปิดคือแบบที่ไม่มีแผ่นปิด และใบพัดแบบปิดคือแบบที่มีฝาครอบที่ขอบด้านบนอีกทีหนึ่ง ซึ่งใบพัดแบบปิดมีข้อดีอยู่ตรงที่ว่าไม่มีการรั่วไหลที่ปลายใบพัด แต่ในเวลาเดียวกันก็มีข้อเสียคือทำให้เกิดความต้านทานการไหล เนื่องจากความฝืดเพิ่มขึ้น จากภาพประกอบ 10 พิจารณาที่ทางเข้าความเร็วสัมพัทธ์ของอากาศที่ไหลเข้าcriบของใบพัดมีความเร็วเท่ากับ w_1 ที่มุม β_1 โดยวัดจากแนวแกนเพลลา โดยความเร็วสัมพัทธ์เป็นการเคลื่อนที่ในลักษณะการหมุนเข้าไปหาทิศทางตามแนวแกนเพลลา โดยอาจมีcriบใบพัดที่เป็นส่วนที่ทำหน้าที่ในการชักนำ (Guide vane) ติดตั้งอยู่ในส่วนที่เป็นทางเข้าก่อนที่จะถึงตาของใบพัด โดยทางเข้า (Inducer) ของใบพัดนั้นจะเริ่มต้นที่ตาของใบพัดและไปสิ้นสุดเมื่อของไหลเริ่มไหลเข้าสู่แนวรัศมี



ภาพประกอบ 10 แสดงโครงสร้างของเครื่องอัดแบบแรงเหวี่ยง และแผนภาพความเร็ว
ที่มา: S.L Dixon. (1998). Fluid Mechanics, Thermodynamics of Turbomachinery. p. 201



ภาพประกอบ 11 แผนภาพ h-s (Mollier) แสดงสภาวะต่าง ๆ ที่เกิดขึ้นภายในเครื่องอัดแบบ
แรงเหวี่ยง

ที่มา: S.L Dixon. (1998). Fluid Mechanics, Thermodynamics of Turbomachinery. p. 203

พิจารณาที่ทางเข้า ที่ทางเข้านั้นอากาศที่ไหลเข้าเครื่องอัดอากาศจะถูกเร่งความเร็วจาก C_0 ไปเป็น C_1 ซึ่งเป็นผลทำให้ความดันสถิตลดลงจาก p_0 ไปเป็น p_1 ดังแสดงในภาพประกอบ 11 แต่เนื่องจากเอนทัลปีรวม (Total or stagnation enthalpy) คงที่การไหลเป็นไปตามขบวนการแอดิแบติก (Adiabatic) ไม่มีงานเข้า หรือออกจากระบบดังนั้น $h_{00}=h_{01}$ หรือ

$$h_0 + \frac{1}{2}C_0^2 = h_1 + \frac{1}{2}C_1^2$$

ส่วนที่ใบพัดของเครื่องอัดอากาศนั้นโดยทั่วไปแล้วการเคลื่อนที่เป็นแบบสามมิติมีส่วนประกอบของเวกเตอร์ความเร็วคือ C_r , C_θ และ C_x ซึ่งเป็นองค์ประกอบความเร็วในแนวรัศมี แนวเส้นสัมผัส และในแนวแกนเพลตามลำดับ ดังนั้น $C^2 = C_r^2 + C_\theta^2 + C_x^2$ เพราะฉะนั้นโรทาลปี (I) คือ

$$I = h + \frac{1}{2}(C_r^2 + C_\theta^2 + C_x^2 - 2UC_\theta) \quad (1)$$

เมื่อบวกเข้า และลบออกด้วย $\frac{1}{2}U^2$

สมการจะได้เป็น

$$I = h + \frac{1}{2}\{(U - C_\theta)^2 + C_r^2 + C_x^2 - U^2\} \quad (2)$$

จากรูปสามเหลี่ยมความเร็วตามภาพประกอบ 10 จะได้ว่า $W_\theta = U - C_\theta$ และ $w^2 = C_r^2 + w_\theta^2 + C_x^2$ ดังนั้นสมการ (2-2) จะได้เป็น

$$I = h + \frac{1}{2}(w^2 - U^2) \quad \text{หรือ}$$

$$I = h_{0ral} - \frac{1}{2}U^2$$

แต่เนื่องจาก $I_1 = I_2$ ขณะที่อากาศไหลผ่านใบพัด ดังนั้น

$$h_2 - h_1 = \frac{1}{2}(u_2^2 - u_1^2) + \frac{1}{2}(w_1^2 - w_2^2) \quad (3)$$

ด้วยเหตุนี้จึงเป็นเหตุผลที่ว่าเพราะเหตุใดค่าเอนทาลปีสถิตในเครื่องอัดแบบแรงเหวี่ยงจึงเพิ่มขึ้นได้มากกว่าเมื่อเปรียบเทียบกับเครื่องอัดแบบแนวแกนต่อการอัดหนึ่งขั้นตอนถ้าอัตราการไหลเท่า ๆ กัน พิจารณาจากด้านขวามือของสมการ (2-3) และเทอมที่สอง เป็นการเสริมจากการแพร่กระจายของความเร็วสัมผัส แล้วยังสามารถใช้กับเครื่องอัดแบบไหลในแนวแกนได้ ส่วนในเทอมแรกนั่นคือ นั้นเป็นส่วนเสริมที่มาจากการกระทำของแรงเหวี่ยงซึ่งมีค่าเป็นศูนย์ถ้ากระแสของการไหลยังคงอยู่ที่แนวรัศมีทั้งก่อนเข้า และหลังจากผ่านใบพัดของเครื่องอัด ความสัมพันธ์ระหว่างสถานะที่ 1 และ 2 ตามภาพประกอบ 11 สามารถทำให้เข้าใจได้ง่ายยิ่งขึ้นด้วยการใช้สมการ (3) จากภาพประกอบ 10 โดยเฉพาะในแผนภาพความเร็วที่ทางเข้าค่าความเร็วสมบูรณ์ของการไหลเมื่อไม่มีอุปกรณ์ในการชักนำให้หมุนวน (Guide vane) และ $C_{\theta 1}=0$ ในเครื่องอัดแบบแรงเหวี่ยงนั้นเป็นเรื่องปกติเมื่อการไหล ไหลอย่างอิสระเข้าสู่แนวแกน ดังนั้นงานจำเพาะที่ใช้สำหรับทำให้เกิดการไหลสามารถเขียนได้เป็น

$$\Delta W = U_2 C_{\theta 2} = h_{02} - h_{01} \quad (4)$$

2.2.6 ขีดจำกัดของความเร็วที่ทางเข้า (Inlet velocity limitation)

บริเวณตาที่เป็นทางเข้าของใบพัดเครื่องอัดอากาศเป็นบริเวณที่มีความสำคัญ ต้องการพิจารณาอย่างรอบคอบเมื่อเริ่มต้นการออกแบบเครื่องอัดอากาศ ถ้าความเร็วสัมผัสสูงมากทำให้เกิดการสูญเสียความดันรวมภายในใบพัดได้มากขึ้น ในเครื่องอัดแบบแรงเหวี่ยงที่มีความเร็วสูงความเร็วสัมผัสที่สูงมาก ๆ ในทางเข้า อาจมีผลกระทบอย่างรุนแรงกับการทำงานของเครื่องอัดอากาศ เมื่อความเร็วสัมผัสนั้นเข้าใกล้ความเร็วเสียงโดยขนาดของตาใบพัดที่เหมาะสมกับความเร็วสัมผัสสูงสุด หรือตัวแปรบางส่วนที่เกี่ยวข้องสามารถทำให้มีค่าน้อยลงเพื่อให้ได้ผลลัพธ์ที่ดีที่สุดของสถานะการไหลที่ทางเข้า สำหรับแผนภาพของทางเข้าดังแสดงในภาพประกอบ 10 ความเร็วสมบูรณ์ที่ทางเข้าบริเวณตาของใบพัดถูกสมมติให้ไม่เปลี่ยนแปลง และอยู่ในแนวแกนเพลารอบความเร็วสัมผัสของทางเข้าคือ $w_1 = (C_x^2 + U^2)^{1/2}$ ซึ่งเป็นที่แน่นอนว่ามีค่าสูงสุดที่ขอบของปลายใบพัดที่ทางเข้า (r_{s1}) อัตราการไหลโดยปริมาตรหาได้จาก

$$Q = C_{x1} A_1 = \pi (r_{s1}^2 - r_{h1}^2) (w_{s1}^2 - \Omega^2 r_{s1}^2)^{1/2} \quad (5)$$

ถ้า r_{s1} มีขนาดโตขึ้นความเร็วในแนวแกนเพลลาจะต่ำลง แต่ความเร็วที่ปลายของใบพัดจะสูงขึ้น และในทำนองเดียวกันถ้า r_{s1} มีขนาดเล็กลงความเร็วที่ปลายของใบพัดจะต่ำลง แต่ความเร็วในแนวแกนเพลลาจะสูงขึ้น แต่ในที่สุดที่กล่าวมาทั้งคู่ ก็ทำให้เกิดความเร็วสัมพัทธ์สูง และมีทางออกคือหาผลลัพท์ที่ดีที่สุดของขนาดรัศมี r_{s1} เพื่อให้ความเร็วสัมพัทธ์มีขนาดน้อยที่สุด สำหรับปริมาณการไหลที่มากที่สุดดิฟเฟอเรนติเอตสมการ (5) ซึ่งมีความสัมพันธ์กับ r_{s1} ให้ $(w_{s1} \text{ คงที่})$ และสมการเป็นศูนย์

$$\frac{1}{\pi} \frac{\partial Q}{\partial r_{s1}} = 0 = 2r_{s1} (w_{s1}^2 - \Omega^2 r_{s1}^2)^{\frac{1}{2}} - (r_{s1}^2 - r_{h1}^2) \Omega^2 r_{s1} / (w_{s1}^2 - \Omega^2 r_{s1}^2)^{\frac{1}{2}}$$

หลังจากทำให้ง่ายขึ้น

$$2(w_{s1}^2 - \Omega^2 r_{s1}^2) = (r_{s1}^2 - r_{h1}^2) \Omega^2$$

$$\therefore 2C_x^2 = kU_{s1}^2$$

เมื่อ $k = 1 - (r_{h1}^2 / r_{s1}^2)^2$ และ $U_{s1} = \Omega r_{s1}$ เพราะฉะนั้นผลลัพท์ที่ดีที่สุดของค่าสัมประสิทธิ์ความเร็วที่ทางเข้าคือ

$$\phi = C_{x1} / U_{s1} \cot \beta_{s1} = (k/2)^{\frac{1}{2}} \quad (6)$$

จากสมการ (6) กำหนดสถานะของผลลัพท์ที่เหมาะสมสำหรับรูปสามเหลี่ยมที่ทางเข้าในเทอมของรัศมีระหว่างดุม และปลายของใบพัด (hub/tip) สำหรับขนาดที่เป็นตัวอย่างของอัตราส่วนนี้เช่น $(0.3 \leq r_{h1}/r_{s1} \leq 0.6)$ ผลลัพท์ที่เหมาะสมของมุมสำหรับการไหลสัมพัทธ์ที่ปลายใบพัดด้านทางเข้า (β_{s1}) อยู่ระหว่าง 56 ถึง 60 องศา

2.2.7 การออกแบบที่เหมาะสมของทางเข้าสำหรับเครื่องอัดแบบแรงเหวี่ยง

การที่จะทำให้เครื่องอัดอากาศ มีอัตราการอัดสูงได้ประสิทธิภาพสูงจำเป็นต้องควบคุมความเร็วสัมพัทธ์ที่ตาของอิมเพลลอร์ (Impeller) ไม่ให้เข้าใกล้ความเร็วเสียงมากเกินไป ณ สถานะที่ทางเข้า ดังนั้นพื้นที่ทางไหลที่ตาของล้อใบพัดสามารถเขียนได้ดังนี้

$$A_1 = \pi r_{s1}^2 k \quad \text{เมื่อ} \quad k = 1 - (r_{h1}^2 / r_{s1}^2)^2$$

เพราะฉะนั้น

$$A_1 = \frac{\pi k U_{s1}^2}{\Omega^2} \quad (7)$$

โดย

$$U_{s1} = \Omega r_{s1}$$

เมื่อรวมเข้ากับความเร็วในแนวแกนได้สมการต่อเนื่องเป็น $\dot{m} = \rho_1 A_1 C_{x1}$ จากรูปสามเหลี่ยมความเร็วที่ทางเข้าดังแสดงในภาพประกอบ 10 นั้นจะเห็นว่า $C_{x1} = w_{s1} \cos \beta_{s1}$ และ $U_{s1} = w_{s1} \sin \beta_{s1}$ และเมื่อใช้สมการ (7) จะได้

$$\frac{\dot{m} \Omega^2}{\rho_1 k \pi} = w_{s1}^3 \sin^2 \beta_{s1} \quad (8)$$

สำหรับก๊าซสมบูรณ์ (Perfect gas) จะเป็นการสะดวกขึ้นถ้ากำหนดค่าความหนาแน่นสถิตย์ของอากาศในทอมของอุณหภูมิรวม (Stagnation temperature) T_{01} และความดันรวม (Stagnation Pressure) เพราะว่าตัวแปรเหล่านี้โดยทั่วไปแล้วจะคงที่ ณ ที่ทางเข้าเครื่อง เครื่องอัดจะได้

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \frac{p}{p_0} \times \frac{T_0}{T}$$

เมื่อ $c_p T_0 = c_p T + \frac{1}{2} c^2$ และ $c_p = \frac{\gamma R}{(\lambda - 1)}$

ดังนั้น
$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 = \frac{a_0^2}{a^2}$$

เมื่อแมคนัมเบอร์ (Mach number) $M = C / (\gamma R T)^{\frac{1}{2}} = C / a$ เมื่อ a_0 และ a เป็นความเร็วของเสียงที่สภาวะรวม (Stagnation) และสภาวะสถิตย์ สำหรับการไหลตามขบวนการไอเซนทรอปิก (Isentropic)

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{\gamma}{(\gamma-1)}} \quad (9)$$

ด้วยเหตุนี้

$$\frac{\rho_1}{\rho_{01}} = \left(\frac{T_1}{T_0} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma-1}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{-1}{(\gamma-1)}} \quad (10)$$

เมื่อ $\rho_0 = p_0 / (RT_0)$ (11)

ดังนั้น Absolute Mach number (M_1) และ Relative Mach number (M_{r1}) สามารถหาได้จาก

$$M_1 = C_{x1} / a_1 = M_{r1} \cos \beta_{s1} \text{ และ } w_{s1} = M_{r1} a_1$$

จากความสัมพันธ์ที่ข้างบนเมื่อใช้กับสมการ (2-8) จะได้

$$\frac{\dot{m} \Omega^2 R T_{01}}{k \pi p_{01}} = \frac{M_{r1}^3 a_1^3}{\left[1 + \frac{1}{2} (\gamma - 1) M_1^2 \right]^{1/(\gamma-1)}} \sin^2 \beta_{s1} \cos \beta_{s1} \quad (12)$$

$$\text{แต่เนื่องจาก } a_{01}/a_1 = \left[1 + \frac{1}{2} (\gamma - 1) M_1^2 \right]^{1/2} \text{ และ } a_{01} = (\gamma R T_{01})^{1/2} \text{ ดังนั้น}$$

สมการข้างบนสามารถเขียนใหม่ได้เป็น

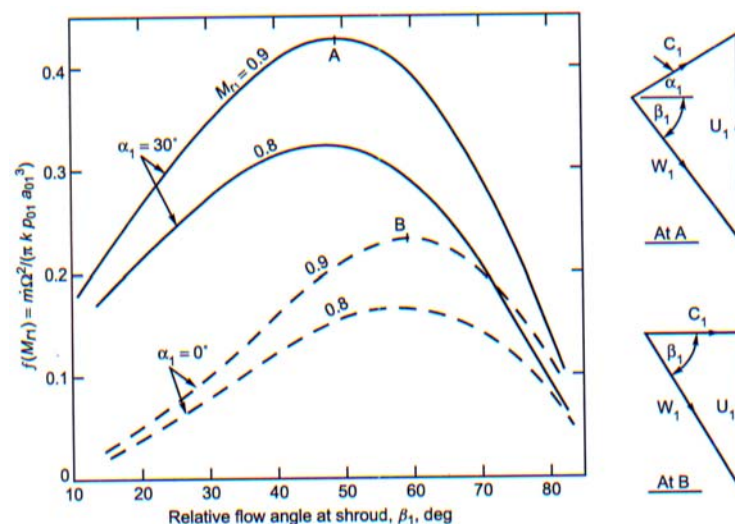
$$\frac{\dot{m} \Omega^2}{\pi k \gamma p_{01} (\gamma R T_{01})^{\frac{1}{2}}} = \frac{M_{r1}^3 \sin^2 \beta_{s1} \cos \beta_{s1}}{\left[1 + \frac{1}{2} (\gamma - 1) M_{r1}^2 \cos^2 \beta_{s1} \right]^{\frac{1}{(\gamma-1)+3/2}}} \quad (13)$$

สมการนี้มีประโยชน์มาก และสามารถใช้ได้ในจำนวนที่แตกต่างกันหลาย ๆ ทาง สำหรับก๊าซที่มีลักษณะเฉพาะ และทราบสถานะที่ทางเข้าสามารถกำหนดค่าของ γ , R , p_{01} และ T_{01} ค่าใดค่าหนึ่งและได้ค่า $\dot{m}\Omega^2/k$ เช่นเดียวกับฟังก์ชันของ M_{r1} และ β_{s1} โดยกำหนดค่าของ M_{r1} ซึ่งเป็นขีดจำกัดค่าที่เหมาะสมของ β_{s1} สำหรับอัตราการไหลสูงสุดที่สามารถหาได้

การใช้แผนภาพเป็นวิธีการง่าย ๆ ของการหาผลลัพธ์ที่เหมาะสมของมุมใบพัดที่ทางเข้า β_{1s} ถ้าในที่นี้ของไหลเป็นอากาศเมื่อ $\gamma = 1.4$ สมการ (13) ได้เป็น

$$f(M_{r1}) = \dot{m}\Omega^2 / (\pi k p_{01} a_{01}^3) = \frac{M_{r1}^3 \sin^2 \beta_{s1} \cos \beta_{s1}}{\left(1 + \frac{1}{5} M_{r1}^2 \cos^2 \beta_{s1}\right)^4} \quad (14)$$

ค่าต่าง ๆ ทางด้านขวามือของสมการ (14) ค่าที่เขียนลงในภาพประกอบ 12 เป็น ฟังก์ชันของมุมทางเข้าของใบพัด (β_{s1}) สำหรับ $M_{r1} = 0.8$ และ 0.9 ตามแผนภาพนั้นจะเห็นว่าเส้นโค้งจะให้ค่าสูงสุดที่มุมของใบพัดที่ทางเข้า (β_{s1}) ประมาณ 60 องศา



ภาพประกอบ 12 การเปลี่ยนแปลงของตัวประกอบการไหลเชิงมวลสำหรับทางเข้าของเครื่องอัดแบบแรงเหวี่ยงเมื่อมี และไม่มีใบพัดนำ เมื่อ ($\gamma=1.4$)

ที่มา: S.L Dixon. (1998). Fluid Mechanics, Thermodynamics of Turbomachinery. p. 210

2.2.8 ตัวประกอบการลื่นไถล (Slip factor)

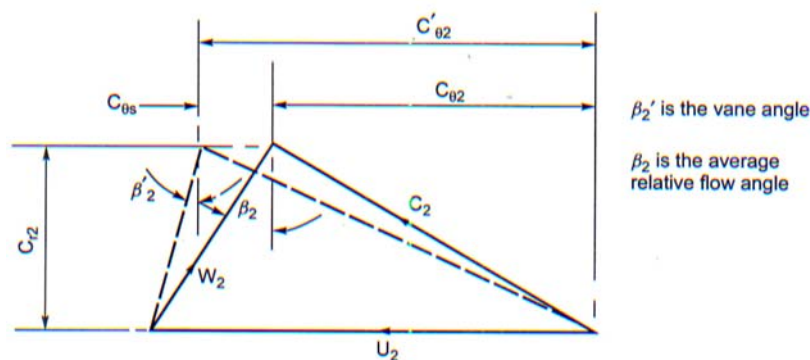
ของไหลซึ่งในที่นี้จะกล่าวถึงอากาศเพียงเท่านั้น เมื่ออากาศเคลื่อนที่ออกจากใบพัดของเครื่องอัดอากาศ และภายใต้สภาวะในทางอุดมคติถือว่าไม่มีความฝืดการไหล อากาศที่ไหลออกจากใบพัดจะมีทิศทางไปตามทิศทางครีบบพัด ลักษณะของการไหลที่จะกล่าวถึงต่อไปนี้เป็นลักษณะของการลื่นไถล กล่าวคือถ้าสามารถสร้างใบพัด ได้ตามจินตนาการ และภายในใบพัดนั้นมีจำนวนครีบบพัดที่ไม่จำกัด และมีความหนาของครีบบพัดน้อยมาก ถ้าใบพัดของเครื่องอัดอากาศมีลักษณะเป็นไปตามที่กล่าวมาแล้วในข้างต้นการไหลในทางอุดมคติจะมีทิศทางถูกต้องตามทิศทางของครีบบพัด และไหลออกจากใบพัดตามมุมของครีบบพัดซึ่งเป็นมุมเท่ากับ β'_2 ฉะนั้นตัวประกอบของการลื่นไถลสามารถหาได้จาก

$$\sigma_s = \frac{C_{\theta 2}}{C'_{\theta 2}} \quad \text{หรือ} \quad \sigma_s = \frac{C_{x2}}{C'_{x2}} \quad (15)$$

เมื่อ $C_{\theta 2}$ หรือ C_{x2} เป็นเวกเตอร์ประกอบในแนวเส้นสัมผัสวงรีที่มีความเร็วสมบูรณ์ และสัมพันธ์กับความเร็วสัมผัสของการไหลที่มีมุมเป็น β_2 ข้อสมมุติฐานองค์ประกอบความเร็วในแนวเส้นสัมผัส $C'_{\theta 2}$ คือความสัมพันธ์กับมุมของครีบบพัด β'_2 ความเร็วของการลื่นไถลเป็นไปดังนี้คือ $C_{\theta s} = C'_{\theta 2} - C_{\theta 2}$ ดังนั้นตัวประกอบของการลื่นไถลสามารถเขียนได้ดังนี้

$$\sigma_s = 1 - \frac{C_{\theta s}}{C'_{\theta 2}} \quad (16)$$

ตัวประกอบการลื่นไถลเป็นสิ่งที่จำเป็นต้องรู้สำหรับการออกแบบเครื่องอัดอากาศ ซึ่งทำให้สามารถประมาณค่าของพลังงานที่ใบพัด จะต้องถ่ายเทให้กับของไหลเพื่อที่จะทำให้เกิดการไหลได้ตามที่ต้องการได้อย่างถูกต้อง

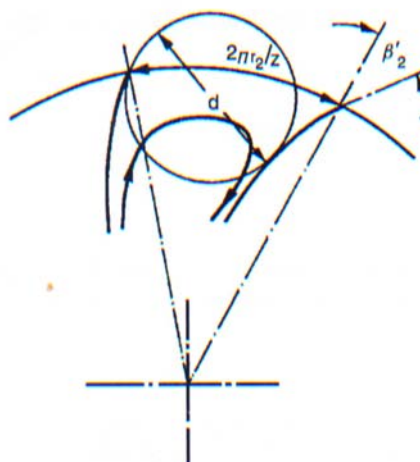


ภาพประกอบ 13 แสดงแผนภาพความเร็วที่เกิดขึ้นจริง และความเร็วในทางทฤษฎีที่ทางออกของใบพัดที่มีครีบบใบพัดแบบโค้งกลับ

ที่มา: S.L Dixon. (1998). Fluid Mechanics, Thermodynamics of Turbomachinery. p. 213

2.2.9 ความสัมพันธ์ของตัวประกอบการเลื่อนไหล

วิธีหนึ่งที่ไม่ยุ่งยากสำหรับการแสดงค่าตัวประกอบการเลื่อนไหลคือวิธีที่เขียนโดย Stodola (1927) ดังแสดงในภาพประกอบ 14 ความเร็วเลื่อนไหล $C_{0s} = C'_{02} - C_{02}$ พิจารณาผลของกระแสหมุนวนสัมพันธ์ และรัศมี $d/2$ ของวงกลมที่สามารถเขียนลงไปในช่วงทาง ดังนั้น $C_{0s} = \Omega d/2$ ถ้าแทนจำนวนครีบบใบพัดด้วย Z ด้วยเหตุนี้รัศมีจึงสามารถประมาณได้จาก $d \approx (2\pi r_2/Z) \cos \beta'_2$ ถ้าหากว่าจำนวนครีบบใบพัด (Z) ไม่น้อยจนเกินไป เมื่อ $\Omega = U_2/r_2$ เพราะฉะนั้นค่าของ C_{0s} สามารถหาได้จากสมการ 17



ภาพประกอบ 14 รูปแบบของการไหลสำหรับตัวประกอบการเลื่อนไหลของ Stodola

ที่มา: S.L Dixon. (1998). Fluid Mechanics, Thermodynamics of Turbomachinery. p. 215

$$C_{\theta_s} = \frac{\pi U_2 \cos \beta'_2}{Z} \quad (17)$$

และเมื่อ $C'_{\theta_2} = U_2 - C_{r_2} \tan \beta'_2$ ดังนั้นตัวประกอบของการลื่นไถลของ Stodola ได้เป็น

$$\sigma_s = \frac{C_{\theta_2}}{C'_{\theta_2}} = 1 - \frac{C_{\theta_s}}{U_2 - C_{r_2} \tan \beta'_2} \quad (18)$$

Stanitz (1952) ได้ทำการทดลองกับใบพัด 8 ชุด โดยมีครีบบีพัดที่มีมุมทางออกต่างกันระหว่าง 0 ถึง 45 องศา และผลสรุปที่ได้รับคือความเร็วของการลื่นไถล (C_{θ_s}) ไม่ขึ้นอยู่กับมุมของครีบบีพัด แต่จะขึ้นอยู่กับช่องว่างระหว่างใบ และยังพบว่าผลของการอัดตัวไม่ส่งผลกระทบต่อตัวประกอบของการลื่นไถลโดย Stanitz's ได้กล่าวถึงความเร็วของการลื่นไถลคือ

$$C_{\theta_s} = \frac{0.63 U_2 \pi}{Z} \quad (19)$$

เมื่อแทนค่า C_{θ_s} ลงไปในสมการ (18) ได้ตัวประกอบของการลื่นไถลเป็น

$$\sigma_s = 1 - \frac{0.63 \pi / Z}{1 - \phi_2 \tan \beta'_2} \quad (20)$$

สำหรับเครื่องอัดที่ใช้ล้อใบพัดแบบครีบบีพัดแนวรัศมี ตัวประกอบของการลื่นไถลคือ

$$\sigma_s = 1 - \frac{0.63 \pi}{Z} \quad (21)$$

แต่บ่อยครั้งเพื่อความสะดวก และง่ายต่อการประมาณค่าสำหรับการออกแบบ ดังนั้น

$$\sigma_s = 1 - \frac{2}{Z} \quad (22)$$

2.2.10 สมรรถนะของเครื่องอัดแบบแรงเหวี่ยง (Centrifugal compressor performance)

เมื่อพิจารณาเครื่องอัดแบบแรงเหวี่ยงที่ไม่มีครีบบีพัดนำที่ทางเข้า และสมมุติให้ของไหลที่ถูกอัดเป็นก๊าซสมบูรณ์ (Perfect gas) การถ่ายเทพลังงานจากใบพัดให้กับของไหลเป็นไปดังนี้

$$\Delta W = \dot{W}_c / \dot{m} = h_{02} - h_{01} = U_2 c_{\theta 2} \quad (23)$$

และประสิทธิภาพโดยรวม (Total-total) ของเครื่องอัด (η_c) สามารถหาได้จาก

$$\begin{aligned} \eta_c &= \frac{h_{03ss} - h_{01}}{h_{03} - h_{01}} = \frac{C_{p1} T_{01} (T_{03ss}/T_{01} - 1)}{h_{02} - h_{01}} \\ &= C_p T_{01} (T_{03ss}/T_{01} - 1) / (U_2 c_{\theta 2}) \end{aligned} \quad (24)$$

ขณะนี้อัตราส่วนการอัดโดยทั้งหมดได้เป็น

$$\frac{p_{03}}{p_{01}} = \left(\frac{T_{03ss}}{T_{01}} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (25)$$

เมื่อแทนสมการ (14) ลงในสมการ (25) และ $C_p = \gamma R T_{01} / (\gamma - 1) = a_{01}^2 / (\gamma - 1)$ ดังนั้นสมการในการหาอัตราส่วนการอัดจะเปลี่ยนเป็น

$$\frac{p_{03}}{p_{01}} = \left[1 + \frac{(\gamma - 1) \eta_c U_2 c_{r2} \tan \alpha_2}{a_{01}^2} \right]^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (26)$$

หรือถ้า $(T_{03} - T_{01})$ เป็นอุณหภูมิรวม (Total temperature) ที่เพิ่มขึ้นหลังจากการอัดตัวผ่านเครื่องอัดอากาศ และถือว่าไม่มีพลังงานเพิ่มเข้าที่ดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) เพราะฉะนั้นจึงสามารถกำหนดให้เท่ากับอุณหภูมิรวมที่เพิ่มขึ้น $(T_{02} - T_{01})$ เมื่ออากาศถูกอัดผ่านใบพัดเพียงอย่างเดียวด้วยเหตุนี้จึงสามารถให้เท่ากับอุณหภูมิที่เพิ่มขึ้นเมื่อใส่งานให้กับอากาศที่ใบพัดของเครื่องอัดอากาศเพราะฉะนั้น

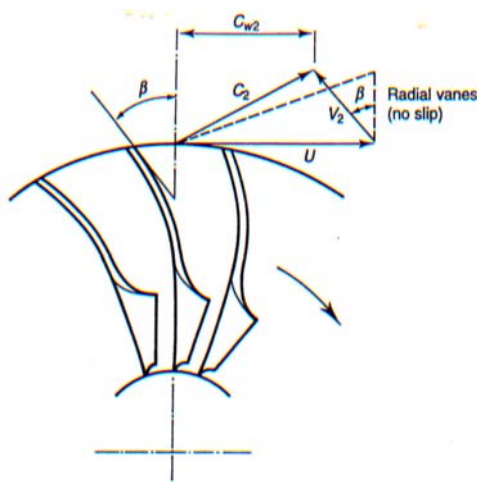
$$T_{03} - T_{01} = \frac{\psi \sigma u^2}{c_p} \quad (27)$$

เมื่อ c_p เป็นค่าความจุความร้อนจำเพาะ และ ψ เป็นค่าตัวประกอบกำลัง (Power input factor) ซึ่งโดยทั่วไปแล้วมีค่าอยู่ในช่วงระหว่าง 1.035-1.04 พิจารณางานที่ป้อนให้กับเครื่องอัดอากาศเท่านั้น ถ้าสามารถกำหนดค่าประสิทธิภาพไอเซนทรอปิก (Isentropic efficiency) ของเครื่องอัดอากาศได้ เพราะฉะนั้นจึงสามารถที่ทราบขนาดของงานที่ใช้ในการทำให้ความดันของอากาศเพิ่มขึ้นได้ ดังนั้น อัตราส่วนการอัดสามารถหาได้จาก

$$\frac{p_{03}}{p_{01}} = \left[1 + \frac{\eta_c (T_{03} - T_{01})}{T_{01}} \right]^{\gamma/(\gamma-1)} = \left[1 + \frac{\eta_c \psi \sigma u^2}{c_p T_{01}} \right]^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (28)$$

2.2.11 ใบพัดแบบโค้งกลับ (Backswept vane)

จากที่กล่าวไว้ว่าความเร็วของปลายใบพัดที่ทางออก (U_2) มีผลโดยตรงกับอัตราส่วนการอัด เพราะฉะนั้นถ้าต้องการให้อัตราส่วนการอัดของเครื่องอัดอากาศสูงขึ้น สามารถเพิ่มความเร็วรอบขึ้นไปได้ แต่ต้องคำนึงถึงขีดจำกัดต่าง ๆ ของเครื่องอัดอากาศ ดังได้กล่าวมาแล้ว ดังนั้นเมื่อต้องการให้เครื่องอัดอากาศมีประสิทธิภาพสูงขึ้น ทางหนึ่งคือการใช้ใบพัดของเครื่องอัดอากาศแบบครีบบใบพัดโค้งกลับ พิจารณาลักษณะรูปสามเหลี่ยมความเร็วดังภาพประกอบ 15 ซึ่งเป็นแผนภาพความเร็วทางอุดมคติไม่คิดการสิ้นเปลือง เพื่อความสะดวกในการทำความเข้าใจในภาพประกอบ 15 ได้เปรียบเทียบให้เห็นสัมพันธ์กันระหว่างรูปสามเหลี่ยมความเร็วของใบพัดแบบแนวรัศมีซึ่งแสดงโดยเส้นประ กับรูปสามเหลี่ยมความเร็วของใบพัดแบบครีบบใบพัดโค้งกลับ ถ้าสมมุติให้ความเร็วประกอบในแนวรัศมี (C_{r2}) นั้นมีความหมายเหมือนกับการไหลโดยมวล เห็นได้ว่าความเร็วสัมผัส (V_2) เพิ่มขึ้น เมื่อความเร็วจริงของการไหล (C_2) ลดลงหมายถึงว่าการเปลี่ยนแปลงนี้ไม่รุนแรงกับการแพร่เป็นสิ่งที่ต้องการทั้งในใบพัด และดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) เป็นแนวทางให้กับการเพิ่มประสิทธิภาพ สิ่งที่ต้องการนั้นคือ อัตราส่วนการอัด และประสิทธิภาพที่สูงขึ้นมากกว่า อุณหภูมิที่เพิ่ม



ภาพประกอบ 15 แสดงแผนภาพความเร็วที่ทางออกของใบพัดที่มีครีบบใบพัดแบบโค้งกลับ
ที่มา: H. Cohen; GFC Rogers; & H.H. Saravamuttoo. (1996). *Gasturbine Theory*. p.136

2.2.12 ดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser)

อากาศที่ออกจากใบพัดบริเวณนี้จะถูกลดความเร็วลงตามขบวนการแอดิยาบาติก (adiabatic) ความเร็วที่ทางออกของใบพัด (C_2) ไปเป็นความเร็วที่ทางออกของดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) (C_3) ความดันสถิตเพิ่มขึ้นจาก p_2 ไปเป็น p_3 ดังแสดงในภาพประกอบ 11 ทั้งตัวเรือนของเครื่องอัดอากาศรวมไปถึงทางออกบางส่วนของดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) ซึ่งช่วยทำให้ความเร็วของอากาศน้อยลง เป็นการสะดวกในการพิจารณา ถ้าจัดรวมให้อยู่เป็นส่วนเดียวกัน ดังเช่นการเปลี่ยนแปลงสถานะจากจุด 2 ไปจุด 3 ซึ่งค่าเอนทัลปีรวม (Total enthalpy or stagnation enthalpy) สม่่าเสมอเป็นการไหลแบบแอดิยาบาติก (Adiabatic) ถ้าไม่คิดงานผ่านเข้าหรือออกจากระบบของเครื่องอัดอากาศเพราะฉะนั้น

$$h_{02} = h_{03} \text{ หรือ } h_2 + \frac{1}{2}C_2^2 = h_3 + \frac{1}{2}C_3^2 \quad (29)$$

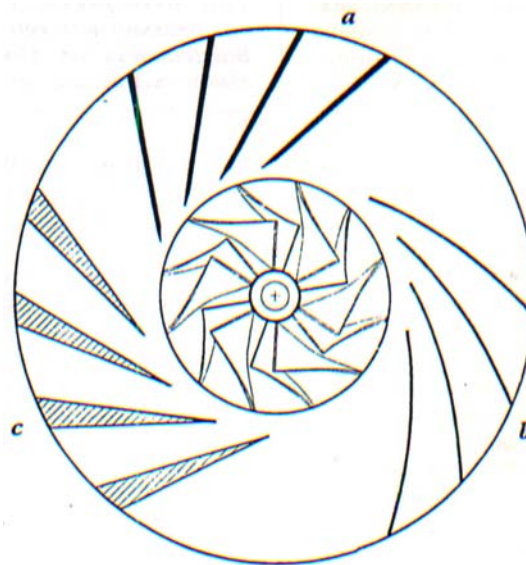
ขบวนการจาก 2 ไป 3 ตามภาพประกอบ 11 เป็นการแสดงให้เห็นถึงการย้อนกลับไม่ได้ เกิดการสูญเสียความดันรวม (Total pressure) $p_{02}-p_{03}$ ระหว่างขบวนการ

โดยในที่นี้จะกล่าวถึงดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) แบบที่มีครีบบใบพัดเท่านั้นซึ่งมีอยู่ด้วยกัน 3 ลักษณะคือ

แบบครีบบีพัดตรงแสดงในภาพประกอบ 13 ด้าน a

แบบครีบบีพัดโค้งแสดงในภาพประกอบ 13 ด้าน b

แบบครีบบีพัดเป็นรูปลิ้มแสดงในภาพประกอบ 13 ด้าน c



ภาพประกอบ 16 ลักษณะของดิฟฟิวเซอร์

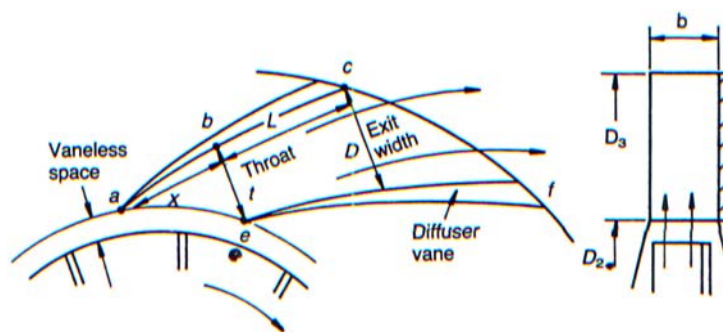
ที่มา: Thomas Kamps. (1994). Model jet engines. p. 38

ดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) นั้นเป็นส่วนที่ใช้สำหรับเคลื่อนย้ายอากาศที่หมุนวนอยู่รอบ ๆ ใบพัดของเครื่องอัดอากาศที่มีความเร็วสูง หลังจากที่ถูกใบพัดนั้นเหวี่ยงออกมาแล้วซึ่งสามารถทำได้ง่าย ๆ โดยการเพิ่มขนาดของเส้นรัศมี เมื่อเป็นเช่นนี้เพื่อเป็นการลดความยาวของเส้นทางการไหล และขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางโดยรวมของเครื่องอัดอากาศ ดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) แบบมีครีบบีพัดจะมีขนาดที่เล็กกว่า โดยช่องว่างระหว่างทางออกของใบพัดถึงทางเข้าของดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) อยู่ระหว่าง $0.1D_2$ ถึง $0.2D_2$ เมื่อ D_2 นั้นคือขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของใบพัดซึ่งช่องว่างนี้จะเป็นส่วนของดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) ในช่วงที่ไม่มีครีบบีพัด (Vane less space) ซึ่งมีหน้าที่คือ

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

ราบเรียบ

- 3 ลดความเร็วของกระแสอากาศที่ไหลเข้าสู่ครีบบีพัดของดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser)



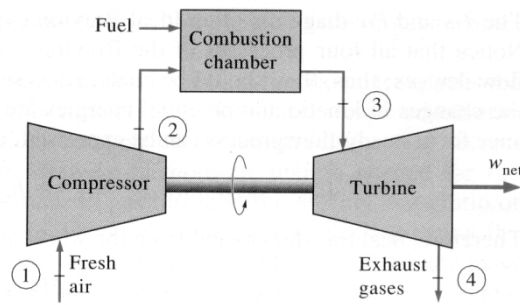
ภาพประกอบ 17 สัดส่วนต่าง ๆ ของดิฟฟิวเซอร์

ที่มา: R.K. Turton. (1995). Principles of Turbomachinery. p. 129

จากภาพประกอบ 17 จะเห็นว่าอากาศจะไหลไปตามช่องทางเข้าสู่ช่องแคบ (Throat) ของดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) ซึ่งเป็นส่วนที่แคบที่สุดก่อนจะค่อย ๆ ขยายตัวออก ฉะนั้นการแพร่ หรือการกระจายตัวของอากาศจึงเกิดขึ้นบนช่วงความยาว bc และเพื่อให้ได้ขนาดของดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) ที่ไม่ใหญ่จนเกินไป ซึ่งอาจมีผลทำให้เส้นทางเดินของของไหลยาวมากจนเกิดการสูญเสียพลังงานเนื่องจากความฝืด ดังนั้นมุมการขยายตัวของช่องทางจึงมีขนาดเท่ากับ $8-12$ องศา และปล่อยให้กับตัวเรือนของเครื่องอัด ส่วนพื้นผิว abc และ ef เป็นรัศมีโดยประมาณ ทุก ๆ ช่องมีความยาวเท่ากับ L ซึ่งในทางปฏิบัติแล้วความยาว L นี้จะมีค่าเท่ากับ $3t$ และ $4t$ เพื่อควบคุมความสมดุลระหว่างประสิทธิภาพของการแพร่ กับความสูญเสียเนื่องจากความฝืดของผิวสัมผัส ในส่วนของจำนวนครีบบีพัดบนดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) นั้นในทางปฏิบัตินั้นจะเริ่มที่จำนวนครีบบีพัดบนบีพัดของเครื่องอัดอากาศบวกเข้าไปอีกหนึ่ง ($Z+1$) แต่จะไม่มากไปกว่า 29 ใบ เพราะจะทำให้ประสิทธิภาพลดลงเนื่องจากความฝืดเพิ่มมากขึ้น สำหรับขนาดของดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) นั้นงานออกแบบหลาย ๆ งานจะทำตามอัตราส่วนระหว่างเส้นผ่าศูนย์กลางของแผ่นแพร่ (D_3) กับเส้นผ่าศูนย์กลางของบีพัด (D_2) เท่ากับ $1.3-1.5$

2.2.13 ทฤษฎีทางเทอร์โมไดนามิกส์

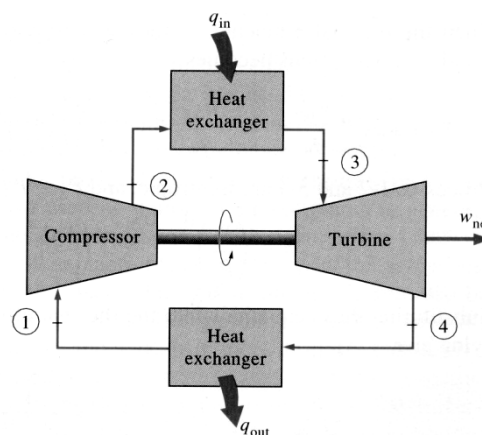
วัฏจักรเบย์ตันเป็นวัฏจักรทางอุดมคติของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ ซึ่งถูกนำเสนอโดย Mr. George Broyton สำหรับใช้ในเครื่องยนต์ลูกสูบชัก ซึ่งใช้น้ำมันเป็นเชื้อเพลิงนั้นพัฒนาขึ้นในราว ปี คศ.1800 ในปัจจุบันเป็นวัฏจักรที่ใช้สำหรับเครื่องยนต์กังหันก๊าซเท่านั้น โดยขบวนการอัดและการขยายตัวถูกนำมาใส่ไว้ระหว่างเครื่องอัด และกังหัน เครื่องยนต์กังหันก๊าซปกติแล้วทำงานตามวัฏจักรเบย์ตัน ดังแสดงในภาพประกอบ 18



ภาพประกอบ 18 แผนภูมิของเครื่องยนต์กังหันก๊าซวัฏจักรเปิด

ที่มา: Yunus A. Cengel. & Michael A. Boles. (1998). Thermodynamics Engineering. p. 471

อากาศที่มีความดันบรรยากาศถูกชักนำเข้าสู่เครื่องอัดอากาศโดยจะทำให้มีอุณหภูมิและความดันจะสูงขึ้น อากาศที่มีอุณหภูมิและความดันสูงจะถูกนำเข้าสู่ห้องเผาไหม้ และที่ห้องเผาไหม้นั้นเชื้อเพลิงจะทำการเผาไหม้ที่ความดันคงที่ ผลที่เกิดขึ้นคือ ก๊าซร้อนที่มีอุณหภูมิ และความดันสูง จากนั้นก๊าซร้อนนี้จะถูกบังคับด้วยอุปกรณ์บังคับทิศทาง (Nozzle guide vane) ผ่านเข้าสู่กังหัน เมื่อขยายตัวในกังหันแล้วก๊าซเหล่านั้นจะถูกปล่อยสู่บรรยากาศ ดังนั้นจึงก่อให้เกิดกำลังงานขึ้นที่กังหัน ก๊าซไอเสียที่ผลักดันกังหันแล้วพ่นออกจากเครื่องยนต์ไป (ไม่ไหลวนกลับ) ทำให้วัฏจักรนี้จึงถูกแบ่งเป็นวัฏจักรแบบเปิด และแบบปิด ซึ่งวัฏจักรปิดของกังหันก๊าซสามารถอธิบายเบื้องต้นตามแบบจำลองดังที่แสดงในภาพประกอบ 19



ภาพประกอบ 19 แผนภูมิเครื่องยนต์กังหันก๊าซวัฏจักรปิด

ที่มา: Yunus A. Cengel. & Michael A. Boles. (1998). Thermodynamics Engineering. p. 471

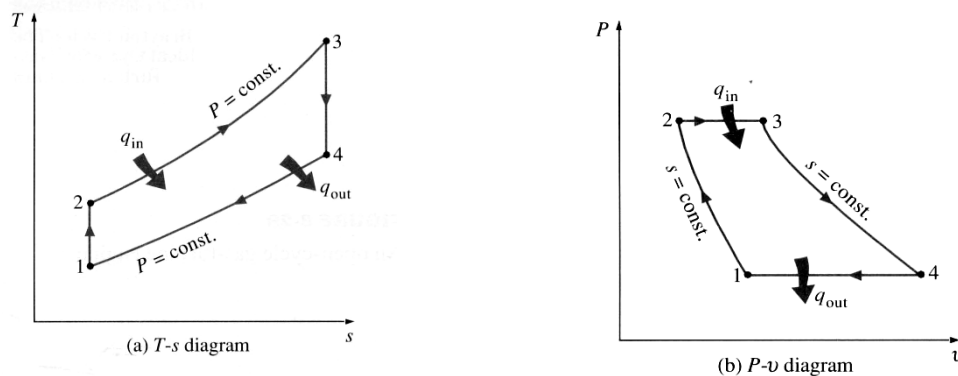
สำหรับการวิเคราะห์วัฏจักรทางอุณหพลศาสตร์โดยทั่วไปแล้วมักจะมีข้อกำหนดดังนี้

1. ขบวนการอัด และขบวนการขยายตัวเป็นขบวนการแอดิยาติก (Adiabatic) ที่ย้อนกลับได้ หรือเป็นขบวนการไอเซนทรอปิก (Isentropic process)
2. ไม่คำนึงถึงการเปลี่ยนแปลงพลังงานจลน์ของสารตัวกลางระหว่างทางเข้าและทางออกของทุก ๆ ส่วนของเครื่องยนต์ที่สารตัวกลาง หรือสารทำงานไหลผ่าน
3. ไม่มีการสูญเสียความดันที่ทางเข้า ภายในห้องเผาไหม้เครื่องแลกเปลี่ยนความร้อน(ถ้ามี) อุปกรณ์ระบายความร้อน ช่องทางไอเสีย และช่องทางที่ใช้เชื่อมต่ออุปกรณ์ต่าง ๆ
4. สารตัวกลาง หรือสารทำงานในทุก ๆ ตำแหน่งที่ไหลผ่านในวัฏจักรเป็นก๊าซอุดมคติซึ่งมีค่าความร้อนจำเพาะคงที่
5. อัตราการไหลโดยมวลของก๊าซคงที่ตลอดวัฏจักร
6. การถ่ายเทความร้อนในอุปกรณ์แลกเปลี่ยนความร้อนสมมุติให้ไหลสวนทางกัน นั่นคือในเงื่อนไขข้อที่ 4 และ 5 เกิดขึ้นพร้อมกัน โดยอุณหภูมิทางด้านเย็นเพิ่มขึ้นมากที่สุดเท่าที่จะเป็นไปได้ และเท่ากับอุณหภูมิทางด้านร้อนที่ลดลง

และก๊าซตามเงื่อนไขข้อ 4 และข้อ 5 นั้นเป็นก๊าซที่อยู่ในห้องเผาไหม้ ซึ่งเชื้อเพลิงถูกนำไปเผาไหม้ และเป็นการพิจารณาในลักษณะของการเพิ่มขึ้นของอุณหภูมิของสารตัวกลาง หรือสารทำงานไม่ว่าจะเป็นการรับความร้อนจากการเผาไหม้เชื้อเพลิงในห้องเผาไหม้โดยตรง หรือรับความร้อนจากแหล่งความร้อนภายนอก ดังนั้นการคำนวณสมรรถนะของวัฏจักรทางอุณหพลศาสตร์จะไม่มี ความแตกต่างกันระหว่างวัฏจักรปิด และวัฏจักรเปิด

วัฏจักรเบย์ตันที่กล่าวมาแล้วทำให้เกิดขึ้นโดยขบวนการย้อนกลับได้ภายใน 4 ขบวนการคือ

- | | |
|-------|---|
| 1 – 2 | เป็นขบวนการอัดแบบไอเซนทรอปิก (Isentropic) |
| 2 – 3 | เป็นการรับความร้อนด้วยขบวนการความดันคงที่ |
| 3 – 4 | เป็นการขยายตัวแบบไอเซนทรอปิก (Isentropic) |
| 4 – 1 | เป็นการคายความร้อนด้วยขบวนการความดันคงที่ |



ภาพประกอบ 20 แสดง a. แผนภูมิเอนโทรปี – เอนโทรปี (T – S diagram) และ
b. แผนภูมิความดัน – ปริมาตร

ที่มา: YunusA Cengel. & MichaelA Boles. (1998). ThermodynamicsEngineering. p. 471

จะเห็นว่าขบวนการทั้งหมดทั้ง 4 ขบวนการ ของวัฏจักรเบย์ตันนั้นดำเนินการอยู่ภายใน เครื่องจักรกลที่ทำให้เกิดการไหลอย่างสม่ำเสมอ ดังนั้นการวิเคราะห์ หรือการแก้ปัญหาต้องคำนึง ขบวนการไหลอย่างสม่ำเสมอภายในเครื่องจักรกลนี้ด้วย ซึ่ง มีความสัมพันธ์กับสมการการไหลอย่าง สม่ำเสมอของพลังงานคือ

$$Q = (h_2 - h_1) + \frac{1}{2}(c_2^2 - c_1^2) + W \quad (30)$$

เมื่อ Q และ W เป็นความร้อน และพลังงานที่ถ่ายเทต่อหนึ่งหน่วยน้ำหนักของสาร ทำงานที่ไหลอยู่ในวัฏจักร และถ้าไม่คำนึงถึงการเปลี่ยนแปลงพลังงานจลน์ของสารทำงานตาม เงื่อนไขข้อ 2 ตามข้อกำหนดของการวิเคราะห์ทางอุณหพลศาสตร์จะได้

$$\begin{aligned} W_{12} &= -(h_2 - h_1) = -c_p(T_2 - T_1) \\ Q_{23} &= (h_3 - h_2) = c_p(T_3 - T_2) \\ W_{34} &= (h_3 - h_4) = c_p(T_3 - T_4) \end{aligned}$$

ดังนั้นประสิทธิภาพทางความร้อนของวัฏจักรเบย์ตันทางอุณหพลศาสตร์ภายใต้ข้อสมมุติฐาน ของวัฏจักรมาตรฐานอากาศได้เป็น

$$\eta = \frac{\text{งานสุทธิที่ได้จากวัฏจักร}}{\text{ปริมาณความร้อนที่ได้จากวัฏจักร}} = \frac{c_p(T_3 - T_4) - c_p(T_2 - T_1)}{c_p(T_3 - T_2)} \quad (31)$$

ใช้ความสัมพันธ์ระหว่างความดันและอุณหภูมิ (P-T) ตามขบวนการไอเซนทรอปิก (Isentropic)

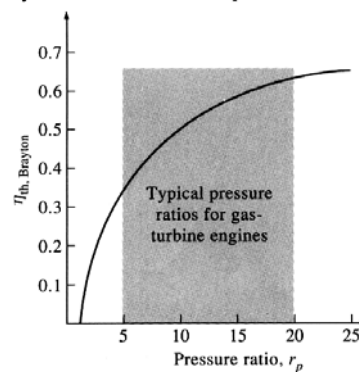
$$\frac{T_2}{T_1} = r^{(\gamma-1)} = \frac{T_3}{T_4} \quad (32)$$

เมื่อ r เป็นอัตราส่วนการอัด และอัตราส่วนการขยายตัวเพราะฉะนั้น $P_2/P_1 = r = P_3/P_4$ ดังนั้นประสิทธิภาพของวัฏจักรสามารถเขียนใหม่ได้ดังนี้

$$\eta = 1 - \left(\frac{1}{r}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} \quad (33)$$

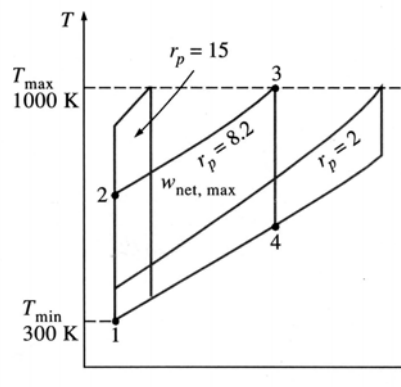
จากสมการ (33) จะเห็นว่าประสิทธิภาพของวัฏจักรขึ้นอยู่กับอัตราส่วนความดันเท่านั้น และจากภาพประกอบ 21 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างประสิทธิภาพของวัฏจักร (η) และอัตราส่วนการอัด (r) เมื่อสารตัวกลางหรือสารทำงานคืออากาศ ($\gamma=1.4$) สำหรับเส้นโค้งตามภาพประกอบ 21 สมมติให้อากาศเป็นสารทำงาน และตามรูปที่กล่าวมานั้นเป็นผลลัพธ์ที่ได้ในทางทฤษฎี ซึ่งยังไม่คิดถึงการสูญเสียในแต่ละส่วนของวัฏจักร

เมื่อ r เป็นอัตราส่วนการอัด และ γ คือ อัตราส่วนความร้อนจำเพาะ ดังที่แสดงในสมการ (33) ภายใต้สมมุติฐานทางมาตรฐานอากาศเย็น ประสิทธิภาพทางความร้อนของวัฏจักรเบย์ตันทางอุดมคติขึ้นอยู่กับอัตราส่วนการอัดของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ และอัตราส่วนความร้อนจำเพาะของของไหลทำงาน (ถ้าแตกต่างจากอากาศ) ประสิทธิภาพทางความร้อนเพิ่มขึ้นร่วมกับตัวประกอบทั้ง 2 นี้ ซึ่งเป็นกรณีสำหรับเครื่องยนต์กังหันก๊าซตามสภาพความเป็นจริง แผนภูมิแสดงความสัมพันธ์ระหว่างประสิทธิภาพทางความร้อนที่ผันแปร กับอัตราส่วนการอัดที่กำหนดไว้ในภาพประกอบ 21



ภาพประกอบ 21 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างอัตราส่วนการอัด และประสิทธิภาพของวัฏจักร
ที่มา: Yunus A. Cengel. & Michael A. Boles. (1998). Thermodynamics Engineering. p. 472

สำหรับ $\gamma = 1.4$ ซึ่งเป็นอัตราส่วนความร้อนจำเพาะของอากาศที่อุณหภูมิห้อง อุณหภูมิสูงสุดในวัฏจักรเกิดขึ้นที่ปลายสุดของกระบวนการการเผาไหม้ (จุดที่ 3) และมันถูกจำกัดโดยอุณหภูมิสูงสุดที่ชุดกังหันจะทนได้ อัตราส่วนการอัดนั้นเช่นกันสามารถจำกัดใช้ในวัฏจักรสำหรับการกำหนดอุณหภูมิทางเข้าของกังหัน (T_3) ตายตัวแน่นอน งานที่ส่งออกสุทธิต่อวัฏจักรเพิ่มขึ้นด้วยอัตราส่วนการอัดไปจนถึงจุดสูงสุดแล้วเริ่มต้นลดลงดังแสดงภาพประกอบ 22



ภาพประกอบ 22 แสดง ความผันแปรของงานเมื่อเทียบกับอัตราส่วนการอัด และอุณหภูมิ
ที่มา: Yunus A. Cengel. & Michael A. Boles. (1998). Thermodynamics Engineering. p. 472

เพราะฉะนั้น จุดนี้ควรจะต้องเลือกพิจารณาระหว่างอัตราส่วนการอัด (หมายถึง ประสิทธิภาพทางความร้อน และงานส่งออกสุทธิ) ถ้าหากระบบได้กำลังงานออกมาไม่มากนัก แต่มี อัตราการไหลเชิงมวลของอากาศมาก (ดังเช่นระบบที่มีขนาดใหญ่) สิ่งที่ต้องการคือรักษากำลังงานที่

อากาศในเครื่องยนต์กังหันก๊าซมีหน้าที่ที่สำคัญอยู่ 2 ประการคือ ประการแรกมีหน้าที่ในการเผาไหม้เชื้อเพลิงและช่วยระบายความร้อนขึ้นส่วนต่าง ๆ ของเครื่องยนต์เพื่อรักษาอุณหภูมิของชิ้นส่วนไม่ให้สูงเกินกว่าที่ชิ้นส่วนเหล่านั้นจะทนได้ และประการที่สองคือช่วยทำให้การเผาไหม้สมบูรณ์ดียิ่งขึ้น โดยการเพิ่มเติมอากาศให้มากกว่า สำหรับความต้องการอากาศในการเผาไหม้อย่างสมบูรณ์ของเชื้อเพลิงตามปกติ ในเครื่องยนต์กังหันก๊าซนั้นอัตราส่วนผสมระหว่างอากาศกับเชื้อเพลิงโดยน้ำหนักประมาณ 50 หรือมากกว่าไม่ถือว่าผิดปกติ เพราะฉะนั้นในการวิเคราะห์วัฏจักรการเปลี่ยนแปลงสภาพก๊าซที่ได้จากการเผาไหม้ให้เทียบเท่ากับอากาศไม่ถือเป็นสาเหตุใดๆของการประเมินความคลาดเคลื่อนในการวิเคราะห์ เช่นเดียวกันอัตราการไหลของมวลก๊าซผ่านกังหันจะมีมากกว่าตอนที่ไหลผ่านเครื่องอัดด้วยความแตกต่างนี้เท่ากับอัตราการไหลโดยมวลของเชื้อเพลิง

2.2.14 ความเบี่ยงเบนของวัฏจักรเครื่องยนต์กังหันก๊าซจริงการวัฏจักรทาง

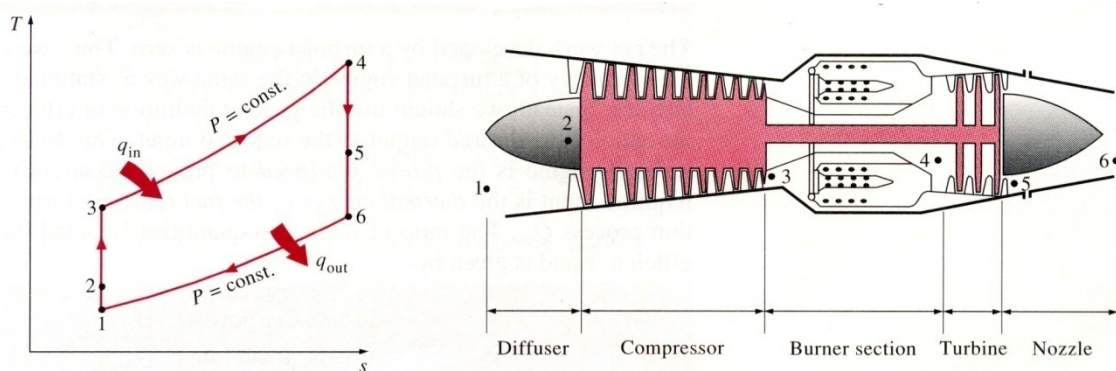
อุดมคติ

วัฏจักรเครื่องยนต์กังหันก๊าซจริงต่างจากวัฏจักรเบย์ตันทางอุดมคติอธิบายได้หลายสาเหตุ กรณีที่หนึ่งเกิดจากความดันตกจำนวนหนึ่ง ความร้อนที่รับเข้าและความร้อนที่ถ่ายเทออกจากขบวนการเป็นสิ่งที่ไม่สามารถหลีกเลี่ยงได้ มีความสำคัญมากทำให้งานที่เครื่องอัดต้องการจริงมากกว่า และงานที่ได้จากกังหันจริง จะน้อยกว่า เพราะว่าเป็นขบวนการที่ย้อนกลับไม่ได้ พฤติกรรมการเบี่ยงเบนเบนของการทำงานจริง ๆ ในเครื่องอัด และกังหันที่แปรเปลี่ยนไปจากขบวนการไอเซนทรอปิกทางอุดมคติ พฤติกรรมนี้สามารถอธิบายได้อย่างถูกต้องโดยใช้ประโยชน์ในเรื่องประสิทธิภาพแอดิยาติก (Adiabatic) ของกังหันและเครื่องอัด

$$\eta_c = \frac{W_s}{W_a} \cong \frac{h_1 - h_{2s}}{h_1 - h_{2a}} \quad (34)$$

$$\eta_t = \frac{W_a}{W_s} \cong \frac{h_3 - h_{4a}}{h_3 - h_{4s}} \quad (35)$$

ที่สภาวะที่จุด 2a และ 4b คือสภาวะการที่ทางออกจริง ๆ ของเครื่องอัดและกังหันตามลำดับ และที่ 2s และ 4s เป็นสภาวะที่เหมือนกันสำหรับเรื่องของไอเซนทรอปิก (Isentropic) ซึ่งแสดงในภาพประกอบ 23

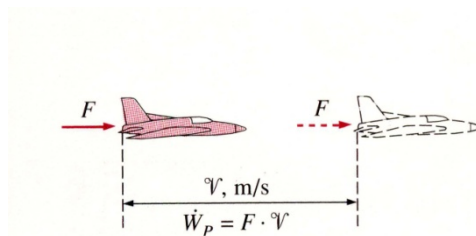


ภาพประกอบ 25 โครงสร้างหลักของเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต และแผนภาพ อุณหภูมิ-เอนโทรปี
ที่มา: Yunus A. Cengel. & Michael A. Boles. (1998). Thermodynamics Engineering. p. 484

ความดันอากาศเพิ่มขึ้นเล็กน้อย เช่นเดียวกับที่ความเร็วลดลงในตัวบังคับอากาศ อากาศถูกอัดในเครื่องอัดอากาศ จากนั้นจะผสมกับเชื้อเพลิงในห้องเผาไหม้ในที่นี้ส่วนผสมจะถูกเผาไหม้ที่ความดันคงที่ ก๊าซที่เผาไหม้แล้วมีความดันและอุณหภูมิสูงเพียงบางส่วนขยายตัวในกังหันให้กำลังงานเพียงพอที่จะนำไปขับเครื่องอัด และอุปกรณ์ส่วนควบอื่น ๆ ท้ายที่สุดก๊าซจะขยายตัวในหัวฉีดแล้วออกสู่ความดันบรรยากาศและออกจากอากาศยานที่ความเร็วสูง ในทางอุดมคติงานที่กังหันจะถูกสมมุติให้เท่ากับงานที่เครื่องอัดอากาศ เช่นเดียวกับที่ตัวบังคับทิศทาง (Guide vane) เครื่องอัดอากาศ กังหัน (Turbine) และท่อท้าย (Nozzle) ถูกสมมุติให้เป็นกระบวนการไอเซนโทรปิก (Isentropic) ดังนั้นในการวิเคราะห์หัวจักรกังหันก๊าซจริงการย้อนกลับไม่ได้ที่เกี่ยวข้องกับอุปกรณ์ต่าง ๆ ในเครื่องยนต์ควรได้รับการพิจารณา ผลของการย้อนกลับไม่ได้คือทำให้แรงขับที่ได้มาจากเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ตนั้นลดลง แรงขับที่เกิดขึ้นในเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ตคือ ความไม่สมดุลย์แรง ซึ่งทำให้เกิดผลต่างในแรงของการเคลื่อนที่ของอากาศความเร็วต่ำที่เข้าสู่เครื่องยนต์ และก๊าซไอเสียที่ออกจากเครื่องยนต์ที่ ความเร็วสูง และบทสรุปจึงอยู่ที่กฎข้อที่ 2 ของนิวตัน ความดันที่ทางเข้าและทางออกของเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ตเหมือนกันคือเป็นความดันบรรยากาศ ด้วยเหตุนี้แรงขับสุทธิที่ทำให้เกิดขึ้นโดยเครื่องยนต์คือ

$$F = (\dot{m}V)_{\text{exit}} - (\dot{m}V)_{\text{inlet}} = \dot{m}(V_{\text{exit}} - V_{\text{inlet}}) \quad (\text{N}) \quad (36)$$

เมื่อ V_{exit} คือความเร็วของก๊าซไอเสีย และ V_{inlet} คือความเร็วของอากาศที่เข้าสู่เครื่องยนต์ ทั้งคู่มีความสัมพันธ์กับอากาศยาน ด้วยเหตุนี้สำหรับอากาศยานที่บินด้วยความเร็วคงที่ในอากาศนิ่ง V_{inlet} มีค่าเท่ากับความเร็วของอากาศยานนั่นเอง ในสภาพความเป็นจริงอัตราการไหลของมวลก๊าซที่ทางออกของเครื่องยนต์ และที่ทางเข้าของตัวบังคับอากาศยานแตกต่างกัน ความแตกต่างเกิดขึ้นเท่ากับอัตราการเผาไหม้ของเชื้อเพลิง แต่โดยปกติอัตราส่วนของมวลอากาศกับเชื้อเพลิงที่ใช้ในเครื่องยนต์ไอพ่นขับเคลื่อนนั้นจะสูงมาก ทำให้ความแตกต่างของมวลก๊าซที่ทางเข้าและทางออกต่างกัน น้อยมาก ดังนั้น $\dot{m}$ ในสมการ 2-36 สามารถสมมติให้เป็นอัตราการไหลของมวลอากาศที่ไหลผ่านเครื่องยนต์ได้ สำหรับอากาศยานที่บินด้วยความเร็วคงที่ แรงขับจะใช้เพื่อเอาชนะแรงฉุดของอากาศที่กระทำกับลำตัวของอากาศยาน โดยไม่มีแรงอื่น ๆ มากระทำบนลำตัวของอากาศยาน ดังนั้น อากาศยานที่ใช้ในทางพาณิชย์ที่เดินทางในระยะทางยาว ๆ จะบินในระดับความสูงที่สูงมาก ๆ เท่าที่จะทำได้เพื่อเป็นการประหยัดเชื้อเพลิง เนื่องจากที่ระดับสูงนั้นมวลอากาศนั้นจะเบาบาง ทำให้แรงฉุดของอากาศที่กระทำกับลำตัวของอากาศยานนั้นมีน้อยก่ลังงานที่เกิดจากแรงขับของเครื่องยนต์ เรียกว่า กำลังขับเคลื่อน หรือกำลังขับเคลื่อน $\dot{W}_p$ ซึ่งเป็นแรงขับเคลื่อนคูณด้วยระยะทาง แรงนี้กระทำกับอากาศยานต่อหน่วยเวลา นั่นคือแรงขับเคลื่อนคูณด้วยความเร็วของอากาศยาน



ภาพประกอบ 26 แสดงกำลังผลักดันเป็นแรงขับกระทำต่ออากาศยาน

ที่มา: Yunus A Cengel. & Michael A Boles. (1998). Thermodynamics Engineering. p. 485

$$\dot{W}_p = (F) V_{\text{aircraft}} = \dot{m}(V_{\text{exit}} - V_{\text{inlet}}) V_{\text{aircraft}} \quad (\text{kW}) \quad (37)$$

งานสุทธิที่เกิดจากเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ทนั้นเป็นศูนย์ ด้วยเหตุนี้จึงไม่สามารถที่จะหาประสิทธิภาพของเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ทในลักษณะเดียวกันกับเครื่องยนต์กังหันก๊าซที่ใช้เป็นเครื่องต้นกำลังแบบเพลาลมุนได้ ในการหาประสิทธิภาพของเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ทนั้น จะใช้ข้อกำหนดทั่วไปของประสิทธิภาพ ซึ่งเป็นสัดส่วนของกำลังส่งออกที่ได้มาก กับสิ่งที่ใส่เข้าไป สิ่งที่ได้ออกมาจาก

$$\frac{\dot{W}_p}{\dot{Q}_{in}}$$

$$\eta_p = \frac{\text{Propulsive power}}{\text{Energy input rate}} = \frac{\dot{W}_p}{\dot{Q}_{in}} \quad (38)$$

ค่าประสิทธิภาพแรงผลัก เป็นการวัดความสามารถในการเปลี่ยนแปลงพลังงานจากพลังงานความร้อนที่ได้จากการเผาไหม้เชื้อเพลิงไปเป็นพลังงานขับเคลื่อน ซึ่งส่วนของพลังงานนั้นยังคงอยู่ แต่จะแสดงออกมาในรูปของความสัมพันธ์ของพลังงานจลน์ของก๊าซไอเสียกับจุดที่ใช้อ้างอิง ซึ่งเท่ากับเป็นการเพิ่มเอนทาลปีของอากาศที่ออกจากเครื่องยนต์

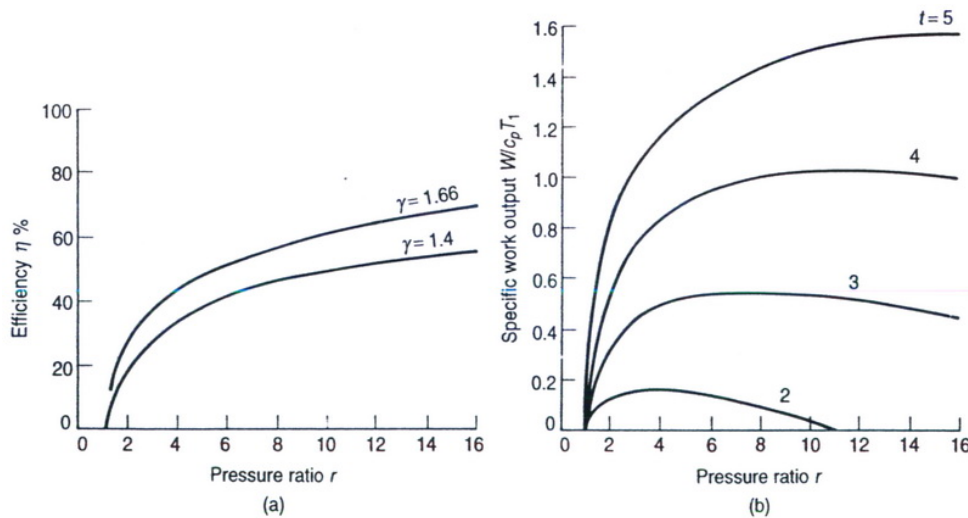
งานจำเพาะ (W) ขึ้นอยู่กับขนาดของเครื่องยนต์ ไม่ได้ขึ้นกับอัตราส่วนความดัน แต่จะขึ้นอยู่กับอุณหภูมิสูงสุดของวัฏจักร (T_3) ดังนั้น

$$W = c_p(T_3 - T_4) - c_p(T_2 - T_1)$$

ซึ่งสามารถแสดงเป็นสมการได้ดังนี้

$$\frac{W}{c_p T_1} = t \left(1 - \frac{1}{r^{(\gamma-1)/\gamma}} \right) - (r^{(\gamma-1)/\gamma} - 1) \quad (39)$$

เมื่อ $t = T_3/T_1$ และ T_1 คืออุณหภูมิของบรรยากาศ ซึ่งไม่ใช่ตัวแปรหลัก ดังนั้นจึงสามารถเขียนงานจำเพาะทางด้านขาออกในรูปของ $(W/c_p T_1)$ ซึ่งเป็นฟังก์ชันของ γ และ t ดังแสดงในภาพประกอบที่ 27b เพราะฉะนั้นค่าของ T_3 และ t จึงสามารถใช้ได้ในทางปฏิบัติ ซึ่งอุณหภูมิสูงสุดของวัฏจักรจึงขึ้นอยู่กับ ความสามารถในการทนทานต่ออุณหภูมิก๊าซร้อนหลังจากที่ออกจากห้องเผาไหม้ของชุดกังหัน ซึ่งจะทนทานอยู่ได้ตามอายุการใช้งานที่ต้องการ หรือเรียกอีกอย่างหนึ่งว่าขีดจำกัดทางด้านโลหะวิทยา เครื่องยนต์กังหันก๊าซในยุคต้น ๆ นั้นใช้อัตราส่วนของ t ระหว่าง 3.5 และ 4 แต่ถ้ามีการนำอากาศเข้าไประบายความร้อนใบของกังหัน อัตราส่วนของค่า t จะสามารถเพิ่มขึ้นไปได้ถึงระหว่าง 5 และ 6 เมื่อพิจารณาแผนภาพอุณหภูมิ และเอนโทรปีตามภาพประกอบ 20a ซึ่งแสดงให้เห็นว่าสิ่งที่ทำให้เส้นโค้ง t คงที่นั่นคืออัตราส่วนความดัน จากภาพประกอบ 27b



ภาพประกอบ 27 a ความสัมพันธ์ ระหว่างอัตราส่วนการอัดกับประสิทธิภาพของวัฏจักร
b ความสัมพันธ์ระหว่างอัตราส่วนการอัดกับงานจำเพาะที่อัตราส่วน
ของค่า t ต่าง ๆ

ที่มา: H. Cohen; GFC. Rogers; & HH. Saravamuttoo. (1996). Gasturbine Theory. p.39

เราจะเห็นว่า งานจำเพาะขาออก (Specific work output) มีค่าเท่ากับศูนย์เมื่ออัตราส่วนการอัด (r) เท่ากับ 1 ในขณะที่สารทำงานไหลเข้า และออกจากวัฏจักรนั้น ขบวนการอัด และ ขบวนการขยายตัวเกิดขึ้นพร้อมกัน สามารถกล่าวได้ว่า $r = t^{\gamma/(\gamma-1)}$ และทุก ๆ ค่าของ t อัตราส่วนความดันที่เหมาะสมเพื่อให้ได้งานจำเพาะสูงสุดหาได้โดยทำการดิฟเฟอเรนเชียลสมการ (39) สัมพันธ์กับ $r^{(\gamma-1)/\gamma}$ และให้เท่ากับศูนย์จะได้ผลลัพธ์เป็น

$$r_{\text{opt}}^{(\gamma-1)/\gamma} = \sqrt{t} \quad (40)$$

เมื่อ $r^{(\gamma-1)/\gamma} = T_2/T_1 = T_3/T_4$ ซึ่งมีค่าเท่ากันสมการ 2-40 สามารถเขียนได้ดังนี้

$$\frac{T_2}{T_1} \times \frac{T_3}{T_4} = t \quad (41)$$

แต่ $t = T_3/T_1$ ผลสืบเนื่องมาจาก $T_2 = T_4$ ด้วยเหตุนี้งานจำเพาะเป็นค่าสูงสุดเมื่ออัตราส่วนการอัดของเครื่องอัดนั้น ๆ และอัตราส่วนอุณหภูมิที่ทางออกของกังหันเท่ากัน สำหรับ

$$t^{\gamma/2(\gamma-1)}$$

2.2.16 Stagnation properties

ในส่วนของพลังงานจลน์ ในสมการการไหลอย่างสม่ำเสมอสามารถพิจารณาโดยหลักการของ Stagnation enthalpy โดยลักษณะของ Stagnation enthalpy (h_0) เป็นเอนทัลปีของสารทำงานที่ไหลอยู่ภายในวัฏจักร ซึ่งมีเอนทัลปี (h) และความเร็ว (C) เป็นไปตามขบวนการแอดิแบติก (Adiabatic) และไม่มีการถ่ายเทงานเข้า หรือออกจากระบบในระหว่างจุดที่พิจารณาดังนั้นสมการพลังงานการเคลื่อนที่ของก๊าซสามารถเขียนได้ดังนี้

$$(h_0 - h) + \frac{1}{2}(0 - C^2) = 0 \quad (42)$$

และ h_0 หาได้โดย

$$h_0 = h + \frac{C^2}{2c_p} \quad (43)$$

เมื่อของไหลเป็นก๊าซสมบูรณ์ (Perfect gas) และแทนค่า h ด้วย c_p และ T ตามแนวความคิดของ Stagnation temperature T_0 สามารถหาได้โดย

$$T_0 = T + \frac{C^2}{2c_p} \quad (44)$$

$C^2/2c_p$ เรียกว่าการเคลื่อนที่ของอุณหภูมิ ซึ่งมีความสำคัญต่างไปจากค่า T ซึ่งเป็นอุณหภูมิตถ (Static temperature) วิธีคิดสำหรับการหาค่าความแตกต่างระหว่าง T_0 และ T พิจารณาจากอากาศที่อุณหภูมิห้อง โดยให้ค่า c_p เท่ากับ 1.005 kJ/kg K ไหลด้วยความเร็ว 100 เมตรต่อวินาทีซึ่งจะได้

$$T_0 - T = \frac{100^2}{2 \times 1.005 \times 10^3} \cong 5\text{K}$$

เป็นผลสืบเนื่องมาจากสมการพลังงานนั้นคือ ถ้าในการพิจารณานั้นไม่มีการถ่ายเทงานและความร้อนเข้า หรือออกจากระบบ T_0 คงที่ แต่ถ้าช่องทางที่สารทำงาน ซึ่งในที่นี้คืออากาศไหลผ่านนั้นมีการเปลี่ยนแปลงพื้นที่หน้าตัด หรือมีความฝืด ซึ่งมีผลโดยตรงที่ทำให้พลังงานจลน์ลดลง อุณหภูมิสถิต (Static temperature) จะเปลี่ยนแปลง แต่ T_0 จะไม่เปลี่ยนแปลง เมื่อประยุกต์เข้ากับขบวนการการอัดแบบแอดิแบติก (Adiabatic) สมการพลังงานเขียนได้เป็น

$$W = -c_p(T_2 - T_1) - \frac{1}{2}(C_2^2 - C_1^2) = -c_p(T_{02} - T_{01}) \quad (45)$$

ในทำนองเดียวกันขบวนการทางความร้อนที่ไม่มีการถ่ายเทงานเข้า หรือออก

$$Q = c_p(T_{02} - T_{01}) \quad (46)$$

เมื่อสารตัวกลางในที่นี้คืออากาศเคลื่อนที่ช้าลง และมีอุณหภูมิสูงขึ้น ในขณะเดียวกันนั้นความดันจะเพิ่มสูงขึ้นตาม Stagnation pressure (p_0) สามารถอธิบายได้ในลักษณะเดียวกัน T_0 แต่กำหนดเงื่อนไขเพิ่มเข้าไปกล่าวคือ ให้สารตัวกลางนั้นเป็นก๊าซอุดมคติ ไม่เป็นขบวนการแอดิแบติก (Adiabatic) และสามารถย้อนกลับได้ เรียกว่าขบวนการไอเซนโทรปิก (Isentropic) ดังนั้น Stagnation pressure กำหนดได้โดย

$$\frac{p_0}{p} = \left(\frac{T_0}{T} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (47)$$

Stagnation pressure ต่างจาก Stagnation temperature กล่าวคือ Stagnation pressure นั้นคงที่ในขณะที่ก๊าซไหลอยู่ในช่องทาง ถ้าไม่มีความร้อน หรืองานถ่ายเทเข้าออกในช่วงเวลานั้น โดยที่ไม่มีความฝืดเข้ามาเกี่ยวข้อง ดังนั้น Stagnation pressure ที่ลดลงสามารถใช้พิจารณาในเรื่องของความฝืดได้ ซึ่งจะต่างจาก P_0 ในกรณีของการไหลแบบอัดตัวไม่ได้โดย

$$p_0^* = p + \frac{\rho C^2}{2}$$

แทนสมการ (44) ลงในสมการ (47) กำหนดให้ $c_p = \frac{\gamma R}{\gamma - 1}$ และ $P = \rho RT$

จะได้

$$p_0 = p \left(1 + \frac{\rho c^2}{2p} \times \frac{\gamma - 1}{\gamma} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (48)$$

พิจารณาที่ p_0^* โดยสองเทอมแรกจากผลต่างของการขยายตัวด้วยเหตุนี้ p_0 จึงประมาณเท่ากับ p_0^* ตามความเร็วที่ลดลง และมีผลกับการอัดตัวเพียงเล็กน้อย ดังเช่นตัวอย่างของความแตกต่าง ระหว่างค่าของ p_0 และ p_0^* ที่ความเร็วสูง สำหรับอากาศที่เคลื่อนที่ด้วยความเร็วเท่าเสียงซึ่ง $p_0/p = 1.89$ ในทางตรงกันข้าม $p_0^*/p = 1.7$ จากผลของความแตกต่างนี้ถ้าสมมติให้เป็นการไหลแบบอัดตัวไม่ได้ Stagnation pressure จะมีค่าน้อยกว่าประมาณ 11%

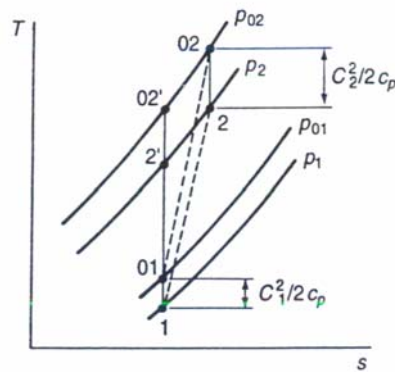
ประยุกต์สมการ (47) ไปสู่การอัดตัวแบบไอเซนทรอปิคระหว่างทางเข้า (1) และทางออก (2) ให้อัตราส่วนของ Stagnation pressure โดย

$$\frac{p_{02}}{p_{01}} = \frac{p_{02}}{p_2} \times \frac{p_1}{p_{01}} \times \frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{T_{02}}{T_2} \times \frac{T_1}{T_{01}} \times \frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = \left(\frac{T_{02}}{T_{01}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (49)$$

ในทำนองเดียวกันถ้าต้องการ

$$\frac{p_{02}}{p_1} = \left(\frac{T_{02}}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (50)$$

ด้วยเหตุนี้ p_0 และ T_0 สามารถใช้ในรูปแบบเหมือนกันกับค่าสถิติในความสัมพันธ์ตามขบวนการไอเซนทรอปิคของ p-T Stagnation ความดัน และอุณหภูมิเป็นคุณสมบัติของก๊าซที่ไหลอย่างต่อเนื่อง ซึ่งสามารถใช้ค่าสถิติกำหนดสภาวะทางเทอร์โมไดนามิกส์ร่วมกับสภาวะทางกลของกระแสน้ำไหล ดังนั้นตำแหน่งต่าง ๆ ของวัฏจักรสามารถแสดงบนแผนภาพอุณหภูมิ – เอนโทรปี ดังภาพประกอบ 28 ซึ่งอธิบายให้เห็นถึงขบวนการอัดตัวระหว่างสภาวะสถิตจากจุดที่ 1 ไปจุดที่ 2 ของวัฏจักร ความแตกต่างระหว่างเส้นความดันคงที่ p และ p_0 กว้างมากกว่าปกติอย่างชัดเจน สภาวะ Stagnation ทางอุดมคติซึ่งจะมาถึงหลังจากการอัดตัวแบบไอเซนทรอปิคตามความเป็นจริง ส่วน Stagnation pressure ด้านทางออกนั้นกำหนดเครื่องหมายเป็น 02'



ภาพประกอบ 28 แสดงสภาวะ Stagnation ในวัฏจักร

ที่มา: H. Cohen; GFC. Rogers; & HH. Saravamuttoo. (1996). Gasturbine Theory. p.48

2.2.17 ประสิทธิภาพไอเซนทรอปิกของเครื่องอัดอากาศ และกังหัน

ประสิทธิภาพของเครื่องจักรใด ๆ หมายถึงความสามารถในการรองรับงานที่ใส่เข้าไป ให้ หรือผลผลิตที่ได้ออกมาจากเครื่องจักรนั้น ๆ ซึ่งตามปกติแล้วเป็นอัตราส่วนของผลผลิตที่เกิดขึ้นจริง กับผลผลิตที่ได้จากการคำนวณทางอุดมคติ ขบวนการเอเดียบาติก (Adiabatic) เป็นสิ่งที่จำเป็นของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ ซึ่งมีขบวนการการทำงานในทางอุดมคติเป็นขบวนการไอเซนทรอปิก ฉะนั้นประสิทธิภาพของวัฏจักรจึงเรียกว่า ประสิทธิภาพไอเซนทรอปิก โดยอาศัยแนวความคิดของ Stagnation ทั้งเอนทาลปี และอุณหภูมิในการพิจารณาการเปลี่ยนแปลงใด ๆ ในพลังงานจลน์ในการไหลของสารตัวกลางระหว่างทางเข้า และทางออก สำหรับคอมเพรสเซอร์ (Compressor) จะได้

$$\eta = \frac{w'}{w} = \frac{\Delta h'_0}{\Delta h_0} \quad (51)$$

สำหรับก๊าซสมบูรณ์ (Perfect gas) $\Delta h_0 = c_p \Delta T_0$ และความสัมพันธ์นี้มีผลต่อความถูกต้องในการคำนวณหาประสิทธิภาพของวัฏจักรสำหรับก๊าซภายใต้สภาวะที่พิจารณาในเครื่องยนต์กังหันก๊าซ ถ้าค่าของ c_p เกินกว่าค่าที่ตรงตามช่วงอุณหภูมิที่ใช้ในการพิจารณา แต่ในบางครั้งในการพิจารณาประสิทธิภาพของวัฏจักรก็อาจสมมุติให้ไม่มีการเปลี่ยนแปลงค่า c_p ทั้งในเครื่องอัดอากาศ และในกังหัน เพราะฉะนั้นประสิทธิภาพจะสามารถหาได้จากการเปลี่ยนแปลงอุณหภูมิ

$$\eta_c = \frac{T'_{02} - T_{01}}{T_{02} - T_{01}} \quad (52)$$

ส่วนประสิทธิภาพของกังหันนั้นหาได้จาก

$$\eta = \frac{W}{W'} = \frac{T_{03} - T_{04}}{T_{03} - T'_{04}} \quad (53)$$

ถ้าหากในทางปฏิบัติการคำนวณวัฏจักรค่าของ η_c และค่าของ η_t สามารถสมมุติได้ เมื่อผลต่างของอุณหภูมิมีค่าเท่ากับการถ่ายเทของงาน และถ้าทราบอัตราส่วนการอัดผลต่างของ อุณหภูมิสำหรับการอัดตัวสามารถหาได้โดย

$$T_{02} - T_{01} = \frac{1}{\eta_c} (T'_{02} - T_{01}) = \frac{T_{01}}{\eta_c} \left(\frac{T'_{02}}{T_{01}} - 1 \right) \quad (54)$$

และจะได้

$$T_{02} - T_{01} = \frac{1}{\eta_c} \left[\left(\frac{p_{02}}{p_{01}} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1 \right] \quad (55)$$

ในทำนองเดียวกันประสิทธิภาพของกังหันสามารถหาได้โดย

$$T_{03} - T_{04} = \eta_t T_{03} \left[1 - \left(\frac{1}{(p_{03}/p_{04})} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \right] \quad (56)$$

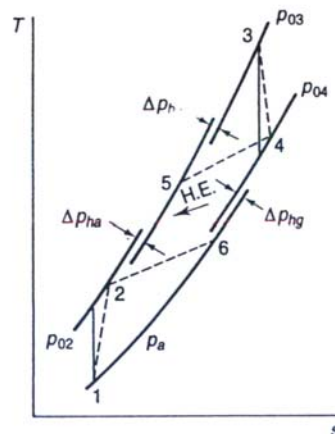
ในที่นี้เมื่อเครื่องอัดอากาศเป็นส่วนหนึ่งของเครื่องยนต์ และมีท่อทางนำอากาศเข้าสู่ เครื่องยนต์สัน และถือเป็นส่วนประกอบหนึ่งของเครื่องอัดอากาศ เพราะฉะนั้น p_{01} และ T_{01} ใน สมการ (55) จะสมมุติให้เท่ากับ p_a และ T_a เพราะถือว่าความเร็วของอากาศก่อนที่จะเข้าเครื่องอัด อากาศของเครื่องยนต์นั้นเท่ากับศูนย์

ส่วนประสิทธิภาพของกังหันนั้น แสดงให้เห็นในสมการ (56) และถ้ากำหนดให้งานทาง อุดมคติเป็นสัดส่วนกับผลต่างของอุณหภูมิ ($T_{03} - T'_{04}$) ในที่นี้หมายถึงพลังงานจลน์ในก๊าซที่ได้ จากการเผาไหม้ที่กำลังจะเข้าสู่กังหัน หรือท่อท้ายเครื่องยนต์ ซึ่งมีหน้าที่ในการสร้างกระแสเจ็ทของ

$$\eta_t = \frac{T_{03} - T_{04}}{T_{03} \left(1 - \left(p_{03}/p_a \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right)} \quad (57)$$

2.2.18 ความดันสูญเสีย

ความดันสูญเสียในห้องเผาไหม้นั้น เป็นสิ่งที่ไม่สามารถหลีกเลี่ยงได้ ผลเนื่องมาจากความต้านทานทางอากาศพลศาสตร์ ของอุปกรณ์ที่ทำให้เปลวไฟภายในห้องเผาไหม้นั้นคงที่ และอุปกรณ์ช่วยในการผสมน้ำมันกับอากาศ ผลที่ตามมาคือทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงโมเมนตัม โดยเป็นผลมาจากปฏิกิริยาทางความร้อน เมื่อรวมเข้ากับการแลกเปลี่ยนความร้อน เวลานี้จะกล่าวถึงความดันสูญเสียเนื่องจากความฝืดในช่องทางทั้งทางด้านที่สัมผัสกับอากาศ (Δp_{na}) และทางด้านสัมผัสก๊าซ (Δp_{ng}) ดังแสดงในภาพประกอบ 29 ความดันสูญเสียภายในห้องเผาไหม้นั้นสามารถทำให้น้อยลงได้โดยการออกแบบให้ห้องเผาไหม้มีขนาดใหญ่ขึ้นซึ่งผลที่ได้ตามมาคือความเร็วของก๊าซในห้องเผาไหม้จะต่ำลง ซึ่งสามารถทำได้โดยสะดวก ในเครื่องยนต์กังหันก๊าซต้นกำลังประเภทอยู่กับที่ เพราะขนาด และน้ำหนักของเครื่องยนต์ไม่เป็นเรื่องที่ไม่ต้องคำนึงถึงมากนัก



ภาพประกอบ 29 แสดงลักษณะของการเกิดความดันสูญเสีย

ที่มา: H. Cohen; GFC Rogers; & H.H. Saravamuttoo. (1996). *Gasturbine Theory*. p. 53

แต่สำหรับเครื่องยนต์ที่ใช้ในอากาศยานนั้น เมื่อขนาด น้ำหนักของเครื่องยนต์ และพื้นที่หน้าตัดโดยรวมของเครื่องยนต์ เป็นสิ่งที่ต้องคำนึงถึงเป็นอันดับแรก ดังนั้นการเกิดความดันสูญเสียก็เป็นสิ่งที่ไม่สามารถหลีกเลี่ยงได้เช่นกัน ในการออกแบบห้องเผาไหม้สำหรับเครื่องยนต์ที่ใช้ในอากาศยานนั้นจะพิจารณาความดันสูญเสียตามสภาพทางการบิน ซึ่งจะใช้ความสูงในการบินเป็นองค์ประกอบ โดยระดับความสูงที่มากขึ้นจะมีผลทำให้ความหนาแน่นของอากาศลดลงด้วย ขนาดของ $\Delta p_b/p_{02}$ ประมาณ 2-3 เปอร์เซนต์ สำหรับเครื่องยนต์กังหันก๊าซต้นกำลังขนาดใหญ่ และประมาณ 6-8 เปอร์เซนต์สำหรับเครื่องยนต์กังหันก๊าซที่ใช้ในอากาศยาน

2.2.19 ความสูญเสียทางกล

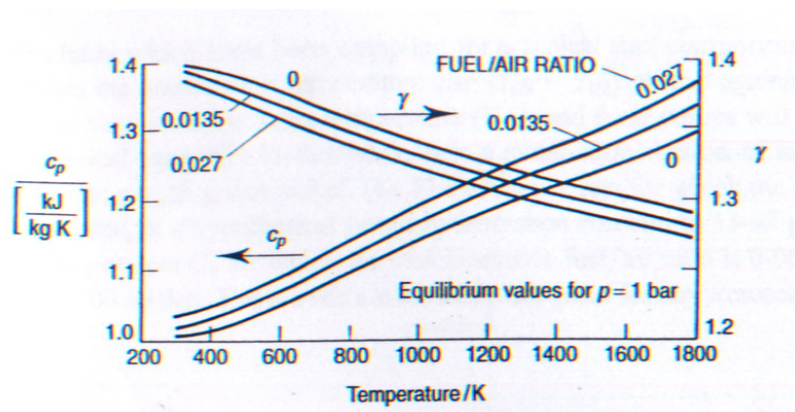
ในเครื่องยนต์กังหันก๊าซทุก ๆ เครื่องนั้น เครื่องอัดอากาศจะได้รับกำลังขับเคลื่อนโดยตรงจากกังหัน โดยไม่มีเกียร์ทดรอบใด ๆ ทั้งสิ้น การสูญเสียพลังงานใด ๆ ที่ปรากฏขึ้นเกิดจากความฝืดของแบร์ริง และความต้านทานของอากาศ และความสูญเสียนี้ถือว่าเกิดขึ้นน้อยมาก และตามปกติแล้วสามารถสมมุติให้มีค่าประมาณ 1 เปอร์เซนต์ของกำลังงานที่เครื่องอัดจำเป็นต้องใช้ ถ้ากำหนดให้ประสิทธิภาพในการถ่ายทอดกำลังงานคือ η_m เราสามารถหางานที่ใช้ขับเคลื่อนเครื่องอัดอากาศได้จาก

$$W = \frac{1}{\eta_m} c_{p12} (T_{02} - T_{01}) \quad (58)$$

2.2.20 การเปลี่ยนแปลงค่าความร้อนจำเพาะ

คุณสมบัติของค่าความร้อนจำเพาะ (c_p) และ อัตราส่วนความร้อนจำเพาะ (γ) นั้น ในทางปฏิบัติถือว่าเป็นส่วนประกอบที่มีความสำคัญในการประมาณสมรรถนะของวัฏจักร และจำเป็นต้องพิจารณาถึงค่าที่เปลี่ยนไปอย่างเหมาะสม เมื่อก๊าซเกิดการเปลี่ยนแปลงสภาวะตลอดวัฏจักร ในกรณีที่สารตัวกลาง หรือก๊าซนั้นทำงานอยู่นอกช่วงที่เป็นปกติของความดัน และอุณหภูมิ ค่าความร้อนจำเพาะ (c_p) นั้นเป็นฟังก์ชันของอุณหภูมิเพียงอย่างเดียว เช่นเดียวกับค่าที่ถูกต้องของค่าอัตราส่วนความร้อนจำเพาะ (γ) ซึ่งมีความสัมพันธ์อยู่กับค่าความร้อนจำเพาะดังนี้

$$\frac{\gamma - 1}{\gamma} = \frac{\bar{R}}{Mc_p} \quad (59)$$



ภาพประกอบ 30 ค่าความร้อนจำเพาะ (c_p) และค่าอัตราส่วนความร้อนจำเพาะ (γ) ของอากาศ และ ก๊าซในห้องเผาไหม้

ที่มา: H. Cohen; GFC Rogers; & H.H. Saravamuttoo. (1996). Gasturbine Theory. p. 57

เมื่อ $\tilde{R}$ เป็นค่าคงที่สากลของก๊าซ และ M คือน้ำหนักโมเลกุลของก๊าซ การเปลี่ยนแปลงค่าของค่าความร้อนจำเพาะ และค่าอัตราส่วนความร้อนจำเพาะดังแสดงใน ภาพประกอบ 30 โดยสังเกตได้จากเส้นกราฟที่แสดงอัตราส่วนระหว่างเชื้อเพลิงกับอากาศที่เท่ากับ ศูนย์ ส่วนหนึ่งทางด้านซ้ายมือเท่านั้นเป็นที่น่าสนใจเพราะแม้ว่าอัตราส่วนการอัดจะสูงมากถึง 35:1 อุณหภูมิของอากาศที่ถูกอัดออกมาจากคอมเพรสเซอร์ (Compressor) จะไม่สูงมากไปกว่า 800 K ในเครื่องยนต์กังหันก๊าซแบบวัฏจักรเปิดของไหลทำงาน หรือสารตัวกลางจะเป็นส่วนผสมของก๊าซที่ เผาไหม้แล้ว เครื่องยนต์กังหันก๊าซส่วนใหญ่ใช้น้ำมันก๊าดเป็นเชื้อเพลิง ซึ่งมีองค์ประกอบที่เขียนเป็น สูตรทางเคมีได้คือ C_nH_{2n} เป็นค่าโดยประมาณที่ดี ถ้าส่วนประกอบบางส่วนนั้นเป็นค่าที่ถูกสมมุติ ขึ้นมา การวิเคราะห์ผลของการเผาไหม้สามารถหาได้จากการคำนวณสำหรับอัตราส่วนผสมระหว่าง เชื้อเพลิงกับอากาศที่ต่าง ๆ กัน เมื่อทราบค่าความร้อนจำเพาะ และมวลโมเลกุลขององค์ประกอบ ซึ่งมันเป็นสิ่งที่สำคัญซึ่งจะทำให้ง่ายต่อการคำนวณค่าเฉลี่ยของค่าความร้อนจำเพาะ และค่า อัตราส่วนความร้อนจำเพาะสำหรับส่วนผสม

ในขณะที่อุณหภูมิที่เครื่องอัดอากาศเพิ่มขึ้น และอุณหภูมิที่กังหันลดต่ำลง จะสามารถ คำนวณได้จากสมการที่ (55) และสมการที่ (56) สำหรับการคำนวณที่แม่นยำวิธีการประมาณค่า อย่างต่อเนื่องจะเป็นสิ่งที่ต้องการ ซึ่งเป็นวิธีการที่ดีกว่าการใช้ตาราง หรือใช้กราฟของเอนทาลปี และเอนโทรปี แต่อย่างไรก็ตามการคาดคะเนสำหรับการออกแบบในขั้นต้น และการเปรียบเทียบ สำหรับการคำนวณวัฏจักรนั้นพบว่ามีความถูกต้องมากพอถ้าจะสมมุติค่าอัตราส่วนความร้อน จำเพาะ และค่าอัตราส่วนความร้อนจำเพาะสำหรับการอัด และการขยายตัวให้คงที่ดังที่แสดง ตามลำดับดังนี้

สำหรับอากาศ กำหนดให้มีค่าความร้อนจำเพาะ (c_{pa}) = 1.005 kJ/kg K

และ กำหนดให้ค่าอัตราส่วนความร้อนจำเพาะ (γ) = 1.4

หรือ $\left(\frac{\gamma}{\gamma - 1} \right)_a = 3.5$

และ

ก๊าซที่ได้จากการเผาไหม้ มีค่าความร้อนจำเพาะ (c_{pg}) = 1.148 kJ/kg K

และ กำหนดให้ค่าอัตราส่วนความร้อนจำเพาะ (γ) = 1.333

หรือ $\left(\frac{\gamma}{\gamma - 1} \right)_g = 4.0$

2.2.21 เชื้อเพลิงและการเผาไหม้

2.2.21.1 ขบวนการการเผาไหม้

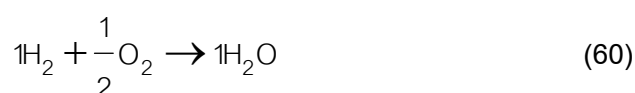
เมื่อปฏิกิริยาทางเคมีปรากฏขึ้น พันธนาการภายในโมเลกุลของสารที่มีปฏิกิริยาถูกทำให้แยกออกอะตอมและอิเล็กตรอนถูกจัดรูปใหม่จากผลผลิตที่ได้จากปฏิกิริยาทางเคมีปฏิกิริยาในการเผาไหม้เป็นการทำปฏิกิริยาอย่างรวดเร็วของธาตุที่สามารถติดไฟได้ของเชื้อเพลิง ผลลัพธ์ที่ได้คือ พลังงานถูกปลดปล่อยออกมา ซึ่งเป็นส่วนประกอบหนึ่งของผลผลิตที่ได้จากการเผาไหม้ ส่วนประกอบทางเคมีที่สำคัญ 3 ส่วนซึ่งสามารถติดไฟได้ในเชื้อเพลิงทั่ว ๆ ไปส่วนใหญ่คือ คาร์บอน ไฮโดรเจน และกำมะถัน ซึ่งกำมะถันตามปกติแล้วเป็นสิ่งที่ไม่มีผลมากนักในการช่วยปลดปล่อยพลังงาน แต่มันจะสร้างปัญหาในเรื่องของมลภาวะทางอากาศ และการกัดกร่อน เชื้อเพลิงจะกล่าวได้ว่าการเผาไหม้ได้อย่างสมบูรณ์นั้น ในความหมายนี้คือ ทุก ๆ เปอร์เซ็นต์ของคาร์บอนในเชื้อเพลิงถูกเผาไหม้เปลี่ยนเป็นก๊าซ คาร์บอนไดออกไซด์ ส่วนไฮโดรเจนทั้งหมดถูกเผาไหม้เปลี่ยนเป็นน้ำ และกำมะถันทั้งหมดเผาไหม้เปลี่ยนเป็นก๊าซซัลเฟอร์ไดออกไซด์ ถ้าไม่เป็นไปตามที่กล่าวมาแล้ว การเผาไหม้ถือว่าไม่สมบูรณ์ ดังนั้นจากที่กล่าวมา สามารถแทนปฏิกิริยาการเผาไหม้ด้วยสมการปฏิกิริยาทางเคมีซึ่งอยู่ในรูปของ

reactants $\rightarrow$ products

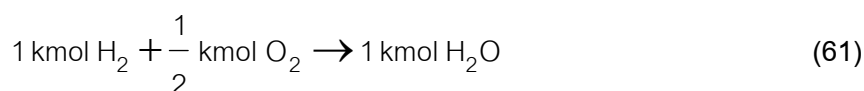
หรือ

fuel + oxidizer $\rightarrow$ products

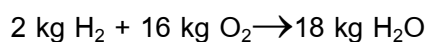
เมื่อดำเนินการด้วยปฏิกิริยาทางเคมีมวลเป็นที่จำเป็นต้องคงไว้ ดังนั้นมวลของผลผลิตจะเท่ากับมวลสารที่ตั้งต้นทำปฏิกิริยา ซึ่งมวลรวมทั้งหมดของแต่ละธาตุในสารเคมีต้องเท่ากันทั้งสองด้านของสมการ นั่นคือสมการอยู่ในสภาวะสมดุล ถึงแม้ว่าธาตุที่ประกอบกันเป็นสารปฏิกิริยา และผลผลิตจะไม่เหมือนกัน แต่อย่างไรก็ตาม จำนวนของน้ำหนักโมเลกุลของผลผลิตอาจแตกต่างไปจากน้ำหนักโมเลกุลของสารปฏิกิริยา พิจารณาสมการตัวอย่าง ซึ่งถือเป็นพื้นฐานของสมการการเผาไหม้ ซึ่งเป็น การเผาไหม้ของไฮโดรเจนกับออกซิเจนอย่างสมบูรณ์



ในกรณีนี้สารปฏิกิริยา คือ ไฮโดรเจน และออกซิเจน ซึ่งไฮโดรเจนเป็นเชื้อเพลิง และออกซิเจนเป็นสารทำให้เกิดปฏิกิริยา น้ำเป็นผลผลิตเพียงอย่างเดียวของปฏิกิริยานี้ โดยจำนวนสัมประสิทธิ์ในสมการ ซึ่งอยู่ด้านหน้าสัญลักษณ์ทางเคมี ทั้งหมดทุก ๆ ธาตุที่ประกอบกันในสารเคมี นั้นบนสมการทั้งสองด้านรวมแล้วต้องมีค่าเท่ากัน เรียกว่า Stoichiometric coefficients จากสมการ (60) ได้เป็น



ข้อสังเกต จำนวนทั้งหมดของน้ำหนักโมเลกุลทางด้านซ้าย และด้านขวาของสมการ (2-60) ไม่เท่ากัน แต่อย่างไรก็ตามมวลต้องคงเดิม มวลทั้งหมดของสารปฏิกิริยาต้องเท่ากับมวลของผลผลิต เนื่องจาก 1 kmol ของ H_2 เท่ากับ 2 kg $1/2$ kmol ของ O_2 เท่ากับ 16 kg และ 1 kmol ของ H_2O เท่ากับ 18 kg ดังนั้นสมการ (2-60) สามารถอธิบายได้ดังนี้



2.2.21.2 เชื้อเพลิง

เชื้อเพลิงคือ สารที่ติดไฟได้ง่าย ซึ่งในที่นี้จะกล่าวถึงเฉพาะเชื้อเพลิงที่เป็นสารประกอบไฮโดรคาร์บอนเป็นหลัก ซึ่งในสารเชื้อเพลิงที่กล่าวถึงนี้ จะประกอบไปด้วย ไฮโดรเจน และคาร์บอนเป็นองค์ประกอบหลัก แต่ก็ยังมีส่วนประกอบอื่น ๆ ปรากฏให้เห็น เช่น กำมะถัน และสารประกอบอื่น ๆ เชื้อเพลิงที่เป็นสารประกอบไฮโดรคาร์บอนนี้สามารถอยู่ในสถานะได้ทั้งของแข็ง ของเหลว และก๊าซ

เชื้อเพลิงไฮโดรคาร์บอนที่อยู่ในสถานะของเหลว ที่รู้จักกันดีว่าได้มาจากน้ำมันดิบ โดยวิธีการกลั่น และแยก ตัวอย่างคือ น้ำมันเบนซิน น้ำมันดีเซล น้ำมันก๊าด และรูปแบบอื่น ๆ ของ

2.2.21.3 อากาศที่ใช้ในการเผาไหม้

ออกซิเจน เป็นสิ่งที่ต้องการในทุกปฏิกิริยาของการเผาไหม้ ออกซิเจนบริสุทธิ์เพียงอย่างเดียวเป็นสิ่งที่ต้องใช้ในงานลักษณะพิเศษเป็นกรณีเฉพาะ เช่น งานตัด และงานเชื่อมโลหะ ในการเผาไหม้ตามปกติทั่ว ๆ ไป ในอากาศมีออกซิเจนที่ต้องการในการเผาไหม้อยู่แล้ว ส่วนประกอบของอากาศแห่งสำหรับการคำนวณการเผาไหม้ ในที่นี้ส่วนประกอบอื่น ๆ จะถูกนำไปรวมกับไนโตรเจน เพื่อเป็นการสะดวกในการคำนวณ ฉะนั้นอากาศจึงถูกพิจารณาให้ประกอบไปด้วยออกซิเจน 21 เปอร์เซ็นต์ และไนโตรเจน 79 เปอร์เซ็นต์ บนฐานโมล ดังนั้นสัดส่วนในทางอุดมคติในเชิงโมล ระหว่างไนโตรเจนกับออกซิเจนคือ $0.79/0.21 = 3.76$ เมื่ออากาศเป็นตัวให้ออกซิเจนในห้องเผาไหม้ เพราะฉะนั้นทุก ๆ โมเลกุลของออกซิเจนจะประกอบไปด้วย 3.76 โมเลกุลของไนโตรเจน ในที่นี้พิจารณาว่าในอากาศไม่มีไอน้ำ หรือเป็นอากาศแห้งเพื่อให้ง่ายสำหรับไนโตรเจนที่ปรากฏอยู่ในการเผาไหม้ ว่าไม่เปลี่ยนแปลงปฏิกิริยาทางเคมี นั่นคือไนโตรเจนจะถูกพิจารณาเป็นก๊าซเฉื่อย อย่างไรก็ตามไนโตรเจนอาจมีการเปลี่ยนแปลงสภาพได้เช่นกัน ถ้าอุณหภูมิของผลิตภัณฑ์จากการเผาไหม้สูงมากพอ ไนโตรเจนจะกลายสภาพเป็น ไนโตรเจนไดออกไซด์ มีโอกาสที่จะพบในก๊าซไอเสียของเครื่องยนต์สันดาปภายใน และมันสามารถเป็นแหล่งกำเนิดมลภาวะทางอากาศ ตัวประกอบทั้งสองที่ถูกกล่าวถึงอยู่เสมอ ในการบอกจำนวนรวมของเชื้อเพลิงและอากาศ ในรายละเอียดของขบวนการการเผาไหม้ คืออัตราส่วนของอากาศกับเชื้อเพลิง และส่วนกลับของมันคืออัตราส่วนของเชื้อเพลิงกับอากาศ เป็นอัตราส่วนง่าย ๆ ของอากาศที่เข้าไปทำการเผาไหม้ กับจำนวนของเชื้อเพลิง อัตราส่วนนี้สามารถเขียนบนฐานโมล (มวลโมเลกุลของอากาศหารด้วยมวลของเชื้อเพลิง) หรือเขียนบนฐานมวล (มวลของอากาศหารด้วยมวลของเชื้อเพลิง)

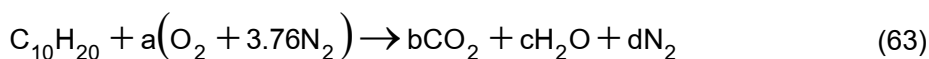
$$\frac{\text{mass of air}}{\text{mass of fuel}} = \frac{\text{moles of air} \times M_{\text{air}}}{\text{mole of fuel} \times M_{\text{fuel}}}$$

$$= \frac{\text{moles of air}}{\text{mole of fuel}} \left(\frac{M_{\text{air}}}{M_{\text{fuel}}} \right)$$

$$AF = \overline{AF} \left(\frac{M_{\text{air}}}{M_{\text{fuel}}} \right) \quad (62)$$

เมื่อ $\overline{AF}$ คือของอากาศกับเชื้อเพลิงบนฐานโมล และ AF คืออัตราส่วนบนฐานมวล สำหรับการคำนวณการเผาไหม้ในที่นี้ใช้น้ำหนักโมเลกุลของอากาศเท่ากับ 28.97 ปริมาณต่ำสุดของอากาศที่นำพาออกซิเจนเข้าไปเพียงพอที่จะทำให้เกิดการเผาไหม้ได้อย่างสมบูรณ์ สำหรับทุก ๆ ส่วนของ คาร์บอน ไฮโดรเจน และกำมะถัน ที่ประกอบกันเป็นสารเชื้อเพลิง เรียกว่าปริมาณอากาศทางทฤษฎี ผลของการเผาไหม้ที่ได้จะประกอบด้วย คาร์บอนไดออกไซด์ น้ำ ซัลเฟอร์ไดออกไซด์ และไนโตรเจน ซึ่งเป็นส่วนที่มากับออกซิเจน และรวมถึงไนโตรเจนที่มีอยู่ในเชื้อเพลิง แต่จะไม่ปรากฏออกซิเจนอิสระในผลลัพธ์นี้

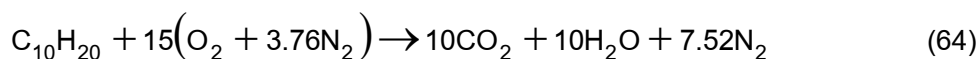
ดังแสดงในตัวอย่างต่อไปนี้ซึ่งเป็นการหาปริมาณอากาศทางทฤษฎีสำหรับการเผาไหม้ที่สมบูรณ์ของเคโรซีน หรือน้ำมันก๊าด สำหรับปฏิกิริยานี้ผลิตผลประกอบด้วย คาร์บอนไดออกไซด์ น้ำ และไนโตรเจน ปฏิกิริยา คือ



เมื่อ a, b, c และ d แทนจำนวนโมลของ ออกซิเจน คาร์บอนไดออกไซด์ น้ำ และไนโตรเจนส่วนที่เขียนอยู่ทางด้านซ้ายของสมการ (2-62) 3.76 โมล เป็นค่าที่ได้จากการพิจารณาจำนวนโมเลกุลของไนโตรเจนที่ติดมากับออกซิเจนทุก ๆ โมล เพราะฉะนั้นใช้หลักการของการอนุรักษ์มวลกับ คาร์บอน ไฮโดรเจน ออกซิเจน และไนโตรเจนตามลำดับ ผลลัพธ์ใน 4 สมการในจำนวนตัวไม่รู้ค่า 4 ตัวสร้างสมการได้ดังนี้

C	b	= 10
H	2c	= 20
O	2b+c	= 15
N	d	= 3.76a

แก้สมการ และสมดุลสมการทางเคมีได้



ตัวแปร 15 ก่อนหน้าเทอมของ $(O_2 + 3.76N_2)$ ในสมการ (64) เป็นจำนวนโมลของออกซิเจนในการเผาไหม้ ต่อโมลของเชื้อเพลิง และไม่ใช่ปริมาณของอากาศที่ใช้ในการเผาไหม้ ปริมาณของอากาศคือ 15 โมลของออกซิเจนรวมกับ 15×3.76 โมลของไนโตรเจน ให้รวมทั้งหมดเป็น 71.4 โมลของอากาศต่อโมลเชื้อเพลิง ดังนั้นปฏิกิริยาตามสมการ (64) อัตราส่วนของอากาศกับเชื้อเพลิงบนฐานโมลคือ 71.4 มาคำนวณหาอัตราส่วนของอากาศกับเชื้อเพลิงบนฐานมวลใช้สมการ (62) ได้

$$AF = \overline{AF} \left(\frac{M_{air}}{M_{fuel}} \right) = 71.4 \left(\frac{28.97}{140} \right) = 14.77$$

2.2.22 อัตราส่วนระหว่างเชื้อเพลิงกับอากาศประสิทธิภาพของการสันดาป และประสิทธิภาพของวัฏจักร

สมรรถนะที่แท้จริงของวัฏจักรสามารถแสดงให้เห็นอย่างชัดเจนในเทอมของอัตราการสันดาปเฉพาะ ซึ่งเป็นอัตราการไหลของเชื้อเพลิงโดยมวลต่อหน่วยของกำลังงานสุทธิ ซึ่งปริมาณเชื้อเพลิงที่ต้องการทราบสามารถหาได้จากอัตราส่วนของเชื้อเพลิงกับอากาศ ในทางปฏิบัติงานสุทธิต่อหน่วยมวลของอากาศ ณ จุดที่เป็นทางเข้าห้องเผาไหม้ (T_{02}) นั้นสามารถหาได้ และอุณหภูมิที่ทางออกของห้องเผาไหม้หรือทางเข้าของกังหัน (T_{03}) ซึ่งเป็นอุณหภูมิสูงสุดของวัฏจักรนั้นโดยทั่ว ๆ ไปแล้วจะถูกกำหนดขึ้นมา เพราะฉะนั้นลักษณะของปัญหาจึงเป็นการคำนวณอัตราส่วนระหว่างเชื้อเพลิงกับอากาศ จำนวนเชื้อเพลิงที่ต้องการใช้ในการเพิ่มอุณหภูมิของอากาศหนึ่งหน่วยมวล จากอุณหภูมิที่ทางออกของเครื่องอัดอากาศ (T_{02}) กับเชื้อเพลิง (กิโลกรัม) ที่อุณหภูมิของเชื้อเพลิง (t_f) ไปเป็น $(1+f)$ kg ของก๊าซที่สันดาปแล้วที่อุณหภูมิภายในห้องเผาไหม้ (T_{03}) และด้วยขณะที่เกิดการเผาไหม้อยู่ นั่นถือว่าเป็นกระบวนการแอดิยาติกไม่มีการถ่ายเทงานเข้าหรือออก ดังนั้นสมการพลังงานสามารถเขียนได้ดังนี้

$$\sum (m_i h_{i03}) - (h_{a02} + f h_f) = 0 \quad (65)$$

เมื่อ m_i คือมวลของก๊าซหลังจากการเผาไหม้ และ h_i เป็นค่าเอนทาลปีจำเพาะ เมื่อใช้ส่วนประกอบของเอนทาลปีของปฏิกิริยาที่อ้างอิงอุณหภูมิ 25°C นั่นคือ ΔH_{25} สามารถขยายสมการได้ดังนี้

$$(1+f)c_{pg}(T_{03} - 298) + f h_{25} + c_{pa}(298 - T_{02}) + f c_{pf}(298 - t_f) = 0 \quad (66)$$

เมื่อ c_{pg} เป็นค่าความจุความร้อนจำเพาะเฉลี่ยของผลลัพท์ที่ได้จากการเผาไหม้ที่มากกว่าช่วงอุณหภูมิ 298 K ถึง T_{03} ΔH_{25} เป็นค่าเอนทาลปีของปฏิกิริยาต่อหน่วยมวลของเชื้อเพลิง โดยรวมเอาปริมาณน้ำที่มีอยู่ในผลลัพท์ ซึ่งอยู่ในสถานะของไอน้ำ สำหรับเชื้อเพลิงทั่ว ๆ ไป ΔH_{25} สามารถหาได้จากคุณสมบัติของเชื้อเพลิงนั้น หรืออาจหาได้จากค่าเอนทาลปีของปฏิกิริยาทางเคมีที่เกิดขึ้น ดังนั้นเทอมที่ 4 ทางซ้ายมือของสมการจึงเป็นศูนย์ แต่เนื่องจากปริมาณของเชื้อเพลิงนั้นน้อยมาก (≈ 0.02) เมื่อเทียบกับปริมาณของอากาศจึงเป็นผลให้สมการนั้นเล็กลง และค่าความจุความร้อนของเชื้อเพลิง (c_{pf}) สำหรับเชื้อเพลิงเหลวที่เป็นสารประกอบไฮโดรคาร์บอนนั้นประมาณ 2 kJ/kg K ในที่สุดจะได้การคำนวณค่าความจุความร้อนจำเพาะของผลลัพท์ (c_{pg}) ซึ่งขึ้นอยู่กับค่า f และ t ดังนั้นจากทางซ้ายมือของสมการจำนวนของเชื้อเพลิงที่ต้องการสามารถหาได้ทุก ๆ ค่าของ T_{02} และ T_{03} ที่ได้ออกแบบไว้ ดังนั้นการดำเนินการกับวัฏจักรใด ๆ ทุก ๆ วัฏจักรเป็นการคำนวณที่ยาวมากโดยเฉพาะถ้าการแยกตัวระหว่างคาร์บอนกับไฮโดรเจนเป็นสิ่งที่สำคัญ เพราะเทอมของ $f\Delta H_{25}$ จะเปลี่ยนไป พิจารณาถึงการเผาไหม้ที่ไม่สมบูรณ์ของไฮโดรเจน และคาร์บอนเกิดขึ้นเนื่องจากการแยกตัวของไฮโดรเจน และน้ำ โดยทั่วไปแล้วมีความแม่นยำเพียงพอ สำหรับการใช้ตารางหรือชาร์ท ซึ่งได้มีการรวบรวมไว้ดังภาพประกอบ 31 แสดงให้เห็นถึงอุณหภูมิของการเผาไหม้ที่เพิ่มขึ้น ($T_{03} - T_{02}$) เมื่อพล็อตกับอัตราส่วนผสมระหว่างเชื้อเพลิงกับอากาศ เมื่ออุณหภูมิที่ทางเข้าของห้องเผาไหม้ (T_{02}) เปลี่ยนไป ซึ่งในการออกแบบเครื่องยนต์สำหรับงานวิจัยในครั้งนี้ก็ใช้แผนภูมินี้ด้วยเช่นกันสำหรับเชื้อเพลิงที่ใช้อ้างอิงสำหรับการคำนวณข้อมูลของแผนภูมิที่กล่าวมาแล้วนั้นเป็นเชื้อที่เป็นสารประกอบไฮโดรคาร์บอนเหลว โดยประกอบไปด้วยไฮโดรเจน 13.92 เปอร์เซ็นต์ และคาร์บอน 86.08 เปอร์เซ็นต์ สำหรับ Stoichiometric อัตราส่วนผสมระหว่างเชื้อเพลิงกับอากาศ 0.068 และ ΔH_{25} คือ 43,100 kJ/kg เส้นกราฟมีความเหมาะสมแน่นอนสำหรับเคโรซีนที่เผาไหม้กับอากาศแห้ง ข้อมูลในแผนภาพตามภาพประกอบ 31 คำนวณจากการสมมติให้เชื้อเพลิงนั้นเผาไหม้อย่างสมบูรณ์ ดังนั้นเส้นตามแนวนอนของแผนภาพจึงเรียกว่าอัตราส่วนของเชื้อเพลิงกับอากาศทางทฤษฎี ส่วนใหญ่แล้ววิธีการพิจารณาการสูญเสียของการเผาไหม้ที่เหมาะสมนั้นสามารถหาได้จาก

$$\eta_b = \frac{\text{theoretical } f \text{ for given } \Delta T}{\text{actual } f \text{ for given } \Delta T} \quad (67)$$

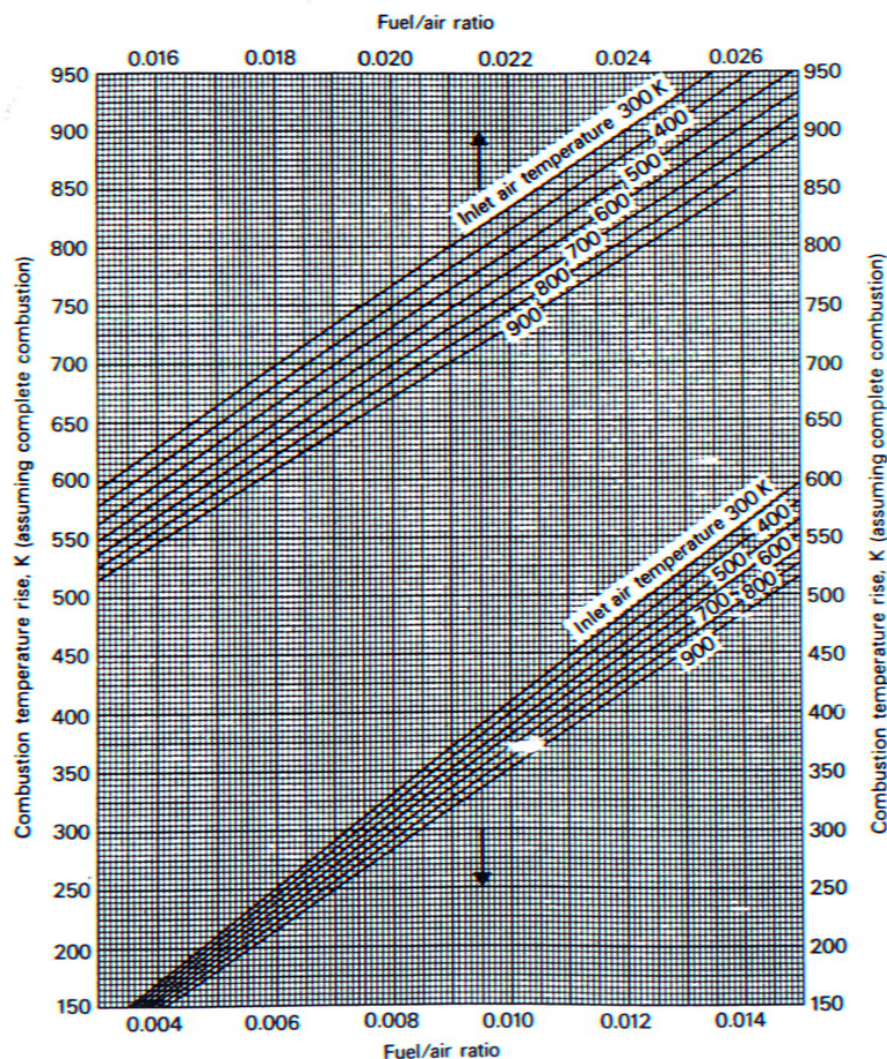
ซึ่งได้ถือเป็นข้อกำหนดที่ใช้ในการออกแบบในครั้งนี้เช่นกัน เป็นทางเลือกอีกวิธีหนึ่งของความสัมพันธ์ เช่นเดียวกันกับค่าของ ΔT ในทางทฤษฎี สำหรับค่า f ที่ให้ และกำหนดค่าของสัมประสิทธิ์ในเทอมของอัตราส่วนระหว่าง ผลต่างของอุณหภูมิที่เกิดขึ้นจริง กับผลต่างของอุณหภูมิที่ได้จากทางทฤษฎี และในทางปฏิบัติจริงการเผาไหม้นั้นก็ไม่สามารถทำให้สมบูรณ์ถึง 100

ดังนั้นเมื่อทราบอัตราส่วนของเชื้อเพลิงกับอากาศ อัตราการสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง ($\dot{m}_f$) อย่างง่ายคือ $f \times m$ เมื่อ m คืออัตราการไหลของอากาศโดยมวล ฉะนั้น อัตราสิ้นเปลืองจำเพาะสามารถหาได้จาก

$$SFC = \frac{f}{W_N} \quad (68)$$

แต่เนื่องจากว่าอัตราสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงโดยทั่วไปมีหน่วยวัดเป็นกิโลกรัมต่อชั่วโมง (kg/h) ในเวลาเดียวกันงาน (W_N) มีหน่วยเป็น kW/kg/s ของอากาศที่ไหลผ่าน เพราะฉะนั้นอัตราสิ้นเปลืองจำเพาะ (SFC) ในหน่วยของ kg/kW-h สามารถหาได้จาก

$$\frac{SFC}{[kg/kW \cdot h]} = \frac{f}{W_N/[kW \cdot s/kg]} \times \frac{[s]}{[h]} = \frac{3600f}{W_N/[kW \cdot s/kg]} \quad (69)$$



ภาพประกอบ 31 ความสัมพันธ์ระหว่างอุณหภูมิที่เพิ่มขึ้นหลังจากการเผาไหม้ กับอัตราส่วนระหว่างน้ำมันกับอากาศ

ที่มา: H. Cohen; GFC Rogers; & H.H. Saravamuttoo. (1996). Gasturbine Theory. p. 59

2.2.23 เชื้อเพลิงที่ใช้กับเครื่องยนต์กังหันก๊าซ

เชื้อเพลิงเหลวที่ใช้ได้แก่น้ำมัน เครื่องยนต์กังหันก๊าซ หรือเครื่องยนต์ไอพ่นในยุคแรกได้ใช้น้ำมันก๊าดที่มีจำหน่ายอยู่ทั่ว ๆ ไปเป็นเชื้อเพลิง เพราะน้ำมันก๊าดมีคุณสมบัติในการระเหยตัวต่ำ อันเป็นคุณสมบัติสำคัญของน้ำมันเชื้อเพลิงสำหรับเครื่องยนต์กังหันก๊าซ ในปัจจุบันในทางพาณิชย์ส่วนใหญ่ยังนิยมใช้น้ำมันเชื้อเพลิงที่มีช่วงจุดเดือดเช่นเดียวกับน้ำมันก๊าด แต่ต้องมีความสะอาด บริสุทธิ์ และมีคุณสมบัติบางอย่างดีกว่าน้ำมันก๊าดทั่วไป ส่วนน้ำมันเชื้อเพลิงที่ใช้ในทางทหารนั้น ต้องใช้เชื้อเพลิงที่มีคุณสมบัติที่แตกต่างออกไปเพื่อให้เหมาะสมกับการใช้งาน น้ำมันเชื้อเพลิงที่นิยมใช้มีดังนี้

1. เจพี.1 หรือ JET-A1 เป็นน้ำมันก๊าดแท้ ๆ ที่มีความหนืดมากพอ ส่วนใหญ่จะใช้ในยุคแรก ที่มีเครื่องยนต์ชนิดนี้ และนิยมปัจจุบันใช้ในสายการบินพาณิชย์เพราะมีราคาถูก
2. เจพี.2 มีลักษณะเหมือน เจพี.1 แต่มีการระเหยได้ดีกว่า มีใช้ในระหว่างสงครามโลกครั้งที่ 2 แต่ในปัจจุบันไม่นิยมใช้
3. เจพี.3 เป็นน้ำมันผสมระหว่างน้ำมันเบนซินกับน้ำมันก๊าด 70 ต่อ 30 ซึ่งมีการระเหยเป็นไอได้มาก ในปัจจุบันไม่นิยมใช้เช่นกัน
4. เจพี.4 เป็นน้ำมันที่มีส่วนผสมของแวนทากับน้ำมันก๊าด มีอัตราการระเหยน้อยทำให้ได้กำลังขับสูง พัฒนาขึ้นเพื่อใช้กองทัพในอดีตกาศยานของกองทัพไทย ตลอดจนหน่วยบินของส่วนราชการนิยมใช้อย่างกว้างขวาง
5. เจพี.5 เป็นน้ำมันที่พัฒนามาจากน้ำมันก๊าดหนักมีคุณสมบัติเหมือน เจพี.4 แต่อันตรายจากไฟไหม้น้อย จึงเหมาะสำหรับเครื่องยนต์กังหันก๊าซในเรือบรรทุกทุกลักษณะ และในเครื่องยนต์สำหรับงานอุตสาหกรรม ตลอดจนเครื่องยนต์สำหรับเครื่องกำเนิดไฟฟ้าด้วย
6. เจพี.6 ถูกพัฒนาโดยกองทัพอากาศ เพื่อใช้กับฐานบินที่มีการรับผิดชอบในการบริการเครื่องบินที่มีความเร็วสูง บินเหนือความเร็วเสียง เชื้อเพลิงชนิดนี้มีการระเหยตัวน้อยกว่า เจพี.5 เล็กน้อย จุดแข็งตัวต่ำกว่า (-65 องศาฟาเรนไฮต์) เพื่อให้สามารถใช้กับการทำงานของเครื่องบินที่มีฐานทัพอยู่ในภูมิภาคที่หนาวเย็นและอยู่ในที่สูง
7. เจพี 8. เป็นน้ำมันที่มีคุณสมบัติอยู่ในระดับเดียวกับน้ำมันดีเซลเบอร์ 1 ตามมาตรฐาน ASTM มีอัตราการระเหยตัวต่ำ มีจุดเยือกแข็งต่ำ มีค่าความร้อนสูง ขอบเขตการใช้งานกว้างขวางสามารถใช้ได้ดีทุก ๆ ภูมิภาค และเครื่องยนต์กังหันก๊าซทุกลักษณะที่ใช้น้ำมันเป็นเชื้อเพลิง ปัจจุบันถูกนำมาใช้แทน เจพี 4 ทั้งในกองทัพ และในหน่วยบินของส่วนราชการ

บทที่ 3

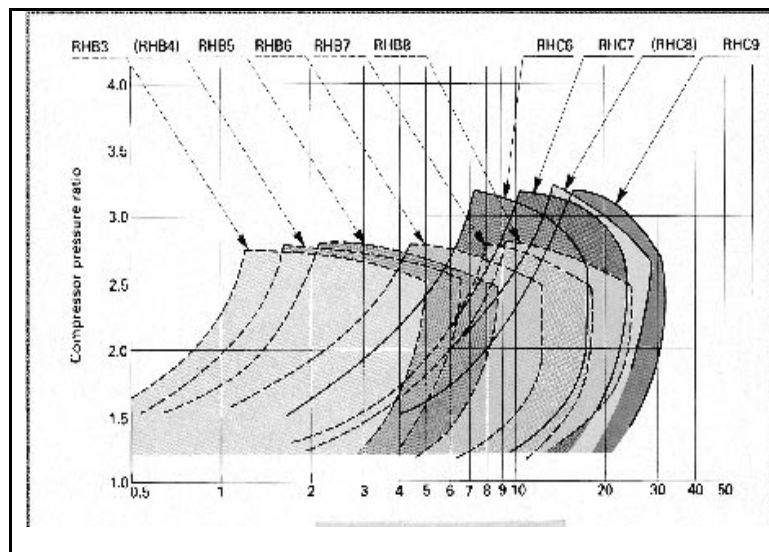
ขั้นตอนในการทำการวิจัย

ในการวิจัยครั้งนี้ ผู้วิจัยได้ดำเนินการตามหัวข้อดังนี้

- 3.1 การออกแบบเครื่องยนต์กังหันก๊าซ
- 3.2 การสร้างและการประกอบเครื่องยนต์

3.1. การออกแบบเครื่องยนต์กังหันก๊าซ

ในการออกแบบเครื่องยนต์นั้นสามารถแบ่งออกได้เป็นสองส่วนใหญ่ ๆ คือ การกำหนดเงื่อนไขต่าง ๆ ตามวัฏจักรเบย์ตัน ซึ่งเป็นวัฏจักรพื้นฐานของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ ให้เหมาะสมกับวัสดุอุปกรณ์ที่มีอยู่ และสามารถหาได้ในท้องตลาด ในราคาที่ไม่สูงจนเกินไป โดยเริ่มจากชุดเครื่องอัดอากาศ และกังหัน ได้นำมาจากเทอร์โบชาร์ทเจอร์รี่ห้อ IHI รุ่น RHC-9 โดยมีข้อมูลเบื้องต้น และกราฟสมรรถนะดังนี้



Luftflöde m³ / min (760 mm Hg, 20°C)

ภาพประกอบ 32 กราฟสมรรถนะของเครื่องอัดอากาศ โดยแกนตั้งแสดงอัตราส่วนการอัดส่วนการอัด และแกนนอนเป็นอัตราการไหลของอากาศ ที่ความดันบรรยากาศ 760 mm Hg อุณหภูมิ 20 °C

ที่มา: <http://www.gikturbo.se>



ภาพประกอบ 33 ใบพัดของเครื่องอัดอากาศที่ใช้ในการออกแบบ

3.1.1. ใบพัดของเครื่องอัดอากาศ

ขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางที่ทางเข้า	0.069 m
ขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางที่ทางออก	0.096 m
ขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางของดุม	0.021 m
ความสูงของช่องระหว่างใบพัด	0.007 m
จำนวนใบพัด	12

ในการออกแบบนั้นได้กำหนดเงื่อนไขเบื้องต้นของสภาวะแวดล้อมไว้ดังนี้คือ

ความดันบรรยากาศ	(P_{01})	100	kPa
อุณหภูมิบรรยากาศ	(T_{01})	300	K
อัตราส่วนความร้อนจำเพาะของอากาศ (γ)		1.4	
ค่าคงที่ของอากาศ (R)		287	J/kg K
ค่าความจุความร้อนของอากาศ (C_p)		1005	J/kg K
ความหนาแน่นของอากาศหาได้จาก สมการ (11) เมื่อ			

$$\begin{aligned}\rho_{\text{air}} &= \frac{P_{01}}{RT_{01}} \\ &= \frac{100 \times 1000}{(287 \times 300)} \\ &= 1.161 \text{ kg/m}^3\end{aligned}$$

จากกราฟสมรรถนะกำหนดอัตราส่วนการอัดที่ใช้ในการออกแบบเท่ากับ 2.7 ต่อ 1 ได้ อัตราการไหลของอากาศประมาณ $27 \text{ m}^3/\text{min}$ ถ้าความหนาแน่นของอากาศเท่ากับ 1.161 kg/m^3 มวลอากาศที่ไหลเข้าเครื่องอัดจะเท่ากับ

$$\frac{27 \times 1.161}{60} = 0.523 \text{ kg/s}$$

เมื่อกำหนดอัตราส่วนการอัดได้แล้วสามารถหาอุณหภูมิของอากาศหลังจากถูกอัดตัวได้ โดยในที่นี้กำหนดให้คอมเพรสเซอร์ (Compressor) มีประสิทธิภาพเท่ากับ 0.7 จาก สมการ (28)

$$\begin{aligned} (T_{03} - T_{01}) &= \frac{T_{01}}{\eta_c} \left(r^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right) \\ &= \frac{300}{0.7} \left(2.7^{(1.4-1)/1.4} - 1 \right) \\ &= 140.6 \text{ K} \end{aligned}$$

หาความเร็วรอบที่ต้องการ ถ้าขนาดใบพัดของเครื่องอัดที่เลือกใช้มีขนาดเท่ากับ 0.096 m. สามารถหาได้จาก สมการ (27)

$$U_2^2 = \frac{C_p}{\psi \sigma_s} (T_{03} - T_{01})$$

โดยกำหนดให้ ค่าตัวประกอบกำลังงาน (Power input factor) เท่ากับ 1.04 และค่าตัวประกอบการเลื่อนไหล (Slip factor) หาได้จาก สมการ (21)

$$\sigma_s = 1 - \frac{0.63\pi}{Z}$$

ถ้า Z คือจำนวนครีบบพัดที่อยู่บนใบพัดซึ่งมีจำนวนเท่า 12 ใบ เพราะฉะนั้น ค่าตัวประกอบการลื่นไถล (Slip factor) เท่ากับ

$$1 - \frac{0.63\pi}{12} = 0.835$$

เพราะฉะนั้นความเร็วขอบของใบพัด (Impeller) ที่ทางออกคือ

$$\left(\left(\frac{1005}{1.04 \times 0.835} \right) \times 140.6 \right)^{1/2} = 403.4 \text{ m/s}$$

คิดเป็นจำนวนรอบต่อวินาทีได้เท่ากับ

$$N = \frac{U_2}{\pi d} = \frac{403.4}{(.096\pi)} = 1337.6 \text{ rev/s}$$

หรือเท่ากับ $1337.6 \times 60 = 80257 \text{ rev/min}$

จากความเร็วรอบได้ความเร็วขอบของใบพัดที่ทางเข้า

$$\begin{aligned} U_1 &= \pi \times 0.069 \times 1337.6 \\ &= 289.95 \text{ m/s} \end{aligned}$$

กำลังงานที่ต้องใช้ขับเครื่องอัดอากาศต่อหน่วยมวลของอากาศหาได้ จาก สมการ (45)

$$P = (C_p \times \dot{m} \times (T_{03} - T_{01})) / 1000$$

$$= (1005 \times 0.523 \times 140.6) / 1000$$

$$= 73.9 \text{ kW}$$

พื้นที่ทางเข้าของเครื่องอัดอากาศ

$$= \pi \frac{(0.069^2 - 0.021^2)}{4} = 0.003393 \text{ m}^2$$

ในเบื้องต้นได้ความเร็วที่ทางเข้าจาก สมการ (5)

$$C_{a1} = \frac{0.523}{(1.161 \times 0.003393)} = 132.76 \text{ m/s}$$

อุณหภูมิที่เปลี่ยนไปเนื่องจากการเคลื่อนที่ของอากาศ จากสมการ (44)

$$T_{01} - T_1 = \frac{C_a^2}{2C_p}$$

$$= \frac{132.76^2}{2 \times 1005} = 8.75 \text{ K}$$

$$T_1 = 300 - 8.75$$

$$= 291.25 \text{ K}$$

ความดันอากาศที่ทางเข้า จาก สมการ (47)

$$\begin{aligned}
 P_1 &= \frac{p_{01}}{\left(T_{01}/T_1\right)^{\gamma/(\gamma-1)}} \\
 &= \frac{100}{\left(300/291.25\right)^{1.4/(1.4-1)}} \\
 &= 90.16 \text{ kPa}
 \end{aligned}$$

ความหนาแน่นของอากาศ จาก สมการ (11)

$$\begin{aligned}
 \rho_1 &= \frac{p_1 \times 1000}{RT_1} \\
 &= \frac{(90.16 \times 1000)}{287 \times 291.25} \\
 &= 1.079 \text{ kg/m}^3
 \end{aligned}$$

ได้ความเร็วที่ทางเข้า จากสมการ (5)

$$\begin{aligned}
 C_{a1} &= \frac{\dot{m}}{\rho A} \\
 &= \frac{0.523}{1.078 \times 0.00339} \\
 &= 142.81 \text{ m/s}
 \end{aligned}$$

ทดลอง Trial and error เลือกค่า C_{a1} เท่ากับ 144.92 m/s อุณหภูมิที่เปลี่ยนไป จากสมการ (44)

$$T_{01} - T_1 = \frac{C_a^2}{2C_p}$$

$$= \frac{144.92^2}{2 \times 1005} = 10.45 \text{ K}$$

$$T_1 = 300 - 10.45$$

$$= 289.55 \text{ K}$$

ความดันอากาศที่ทางเข้า จากสมการ (47)

$$P_1 = \frac{p_{01}}{\left(T_{01}/T_1\right)^{\gamma/(\gamma-1)}}$$

$$= \frac{100}{\left(300/289.55\right)^{1.4/(1.4-1)}}$$

$$= 88.33 \text{ kPa}$$

ความหนาแน่นของอากาศ จาก สมการ (11)

$$\rho_1 = \frac{p_1 \times 1000}{RT_1}$$

$$= \frac{(88.33 \times 1000)}{287 \times 289.55}$$

$$= 1.063 \text{ kg/m}^3$$

ความเร็วที่ทางเข้า จากสมการ (5)

$$\begin{aligned}
 C_{a1} &= \frac{\dot{m}}{\rho A} \\
 &= \frac{0.523}{1.063 \times 0.00339} \\
 &= 144.92 \text{ m/s}
 \end{aligned}$$

มุมปลายใบพัดที่ทางเข้า (β_1) จากภาพประกอบ 7 รูปสามเหลี่ยมความเร็วที่ทางเข้าจะ
ได้

$$\begin{aligned}
 \beta_1 &= \tan^{-1} \left(\frac{U_1}{C_{a1}} \right) \\
 &= \tan^{-1} \left(\frac{289.95}{144.92} \right) \\
 &= 63.44^\circ
 \end{aligned}$$

ความเร็วสัมผัสที่ทางเข้า จากภาพประกอบ 7 รูปสามเหลี่ยมความเร็วสัมผัสที่ทางเข้า
จะได้

$$\begin{aligned}
 w_1 &= \frac{U_1}{\sin \beta_1} \\
 &= \frac{289.95}{\sin 63.44} \\
 &= 324.16 \text{ m/s}
 \end{aligned}$$

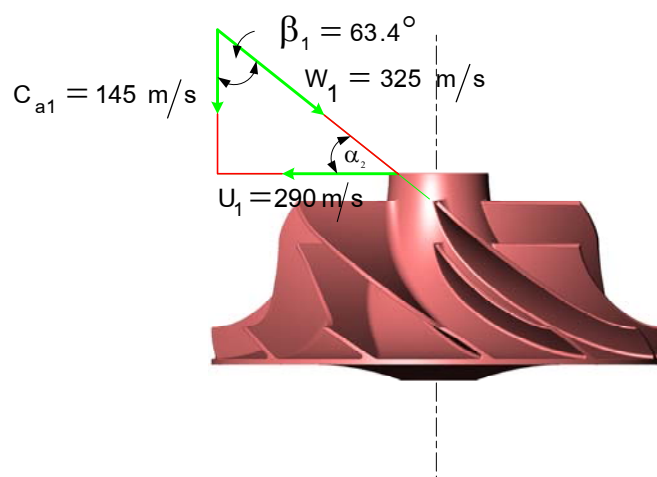
ความเร็วเสียงที่ทางเข้า

$$\begin{aligned}
 a_1 &= \sqrt{(\gamma RT_1)} \\
 &= \sqrt{(1.4 \times 287 \times 289.55)} \\
 &= 341.08 \text{ m/s}
 \end{aligned}$$

มัคัมเบอร์รี่ของความเร็วสัมพัทธ์ ($M_{1,rel}$)

$$= \frac{324.26}{341.08} = 0.95$$

เมื่อพิจารณาเทียบกับแผนภาพสามเหลี่ยมความเร็วที่เขียนจากใบพัดจริงที่นำมาใช้ในงานวิจัยนี้ดังแสดงในภาพประกอบ 34



ภาพประกอบ 34 แสดงภาพสามเหลี่ยมความเร็วที่ทางเข้า

ซึ่งได้ค่าความเร็วต่าง ๆ ดังนี้คือ

$$C_{a1} = 145 \text{ m/s}$$

$$U_1 = 290 \text{ m/s}$$

$$W_1 = 325 \text{ m/s}$$

พิจารณาที่ทางออกใบพัดของเครื่องอัดอากาศถ้าสมมติให้การสูญเสียประสิทธิภาพของการอัดทั้งระบบของเครื่องอัดอากาศตั้งแต่ทางเข้าถึงทางออก ครึ่งหนึ่งเกิดระหว่างที่อากาศไหลผ่านใบพัดของเครื่องอัดอากาศของเพราะฉะนั้น Haft total loss

$$= 1 - 0.5(1 - \eta_c)$$

$$= 1 - 0.5(1 - 0.7)$$

$$= 0.85$$

อัตราส่วนการอัดที่ทางออกของใบพัด หาได้จาก จาก สมการ (28)

$$\frac{p_{02}}{p_{01}} = \left(1 + \frac{\text{haft total loss} \times (T_{03} - T_{01})}{T_{01}} \right)^{\gamma/(\gamma-1)}$$

$$= \left(1 + \frac{0.85 \times 140.6}{300} \right)^{3.5}$$

$$= 3.23$$

เมื่อกำหนดให้ C_{r2} เท่ากับ C_{a1} ซึ่งจากรูปมีค่าเท่ากับ 141 m/s และมุมที่ทางออก (β_2) ของใบพัดเท่ากับ 45 องศาเพราะฉะนั้น C_{x2} หรือ $C_{\theta 2}$ สามารถหาได้จากสมการ (18)

$$\begin{aligned} C_{x2} &= U_2 - \frac{C_{r2}}{\tan \beta_2} \\ &= 403.4 - \frac{141}{\tan 45} \\ &= 262.4 \text{ m/s} \end{aligned}$$

การเปลี่ยนแปลงของอุณหภูมิเนื่องจากการเคลื่อนที่สามารถหาได้ดังนี้ จาก สมการ (44)

$$\begin{aligned} T_{02} - T_2 &= \frac{C_a^2 + C_{x2}^2}{2c_p} \\ &= \frac{141^2 + 262.4^2}{2010} \\ &= 44.2 \text{ K} \end{aligned}$$

จากทางออกของใบพัดถึงทางออกของดิฟฟิวเซอร์ถือว่าไม่มีการถ่ายเทงานเข้าสู่ระบบ ดังนั้น T_{02} จะเท่ากับ T_{03} ซึ่งเท่ากับ 440.6 K ดังนั้นได้ T_2

$$\begin{aligned} T_2 &= 440.6 - 44.2 \\ &= 395.5 \text{ K} \end{aligned}$$

$$\text{จาก } \frac{p_2}{p_{02}} = \left(\frac{T_2}{T_{02}} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad \text{เพราะฉะนั้น}$$

$$= \left(\frac{396.5}{440.6} \right)^{1.4/(1.4-1)}$$

$$= 0.69$$

$$\text{และจาก } \frac{p_2}{p_{01}} = \frac{p_2}{p_{02}} \times \frac{p_{02}}{p_{01}}$$

$$\text{เพราะฉะนั้น } \frac{p_2}{p_{01}} = (0.69 \times 3.23) = 2.23$$

เมื่อ p_{01} เท่ากับ 100 kPa เพราะฉะนั้นความดันสถิตที่ทางออก (p_2) เท่ากับ

$$2.23 \times 100 = 223 \text{ kPa}$$

ความหนาแน่นของอากาศที่ทางออก จาก สมการ (11)

$$\rho_2 = \frac{p_2}{RT_2}$$

$$= \frac{223}{0.287 \times 396.5}$$

$$= 1.96 \text{ kg/m}^3$$

พื้นที่ทางออกทั้งหมดของใบพัด (A_2)

$$\begin{aligned} A_2 &= \frac{\dot{m}}{\rho_2 C_{r2}} \\ &= \frac{0.523}{1.96 \times 141} \\ &= 0.002 \text{ m}^2 \end{aligned}$$

จากขนาดใบพัดของเครื่องอัดอากาศที่มีอยู่มีเส้นผ่าศูนย์กลางเท่ากับ 0.096 m ได้ความลึกของช่องทางไหล (b_2)

$$\begin{aligned} b_2 &= \frac{A_2}{\pi \times d} \\ &= \frac{0.002}{\pi \times 0.096} \\ &= 0.0063 \text{ m} \end{aligned}$$

ซึ่งใกล้เคียงกับความลึกจริงของช่องทางของใบพัดที่มีอยู่ โดยมีความลึกเท่ากับ 0.007 m. ดังนั้นในที่นี้จะใช้ความลึกของใบพัดที่มีอยู่มาคำนวณ ดังนั้นจะได้ความเร็วในแนวรัศมีดังนี้

$$\begin{aligned} C_{r2} &= \frac{\dot{m}}{\rho \times \pi \times d_2 \times b_2} \\ &= \frac{0.523}{1.96 \times \pi \times 0.096 \times 0.007} \\ &= 126.4 \text{ m/s} \end{aligned}$$

ความเร็วสัมผัสที่ทางออก (C_{x2} หรือ $C_{\theta 2}$)

$$= U_2 - \frac{C_{r2}}{\tan \beta_2}$$

$$= 403.4 - \frac{126.4}{\tan 45}$$

$$= 277 \text{ m/s}$$

ความเร็วสัมบูรณ์ที่ทางออก (C_2)

$$= (C_{x2}^2 + C_{r2}^2)^{1/2}$$

$$= (277^2 + 126.4^2)^{1/2}$$

$$= 304.5 \text{ m/s}$$

ทิศทางของอากาศที่ไหลออกจากใบพัด

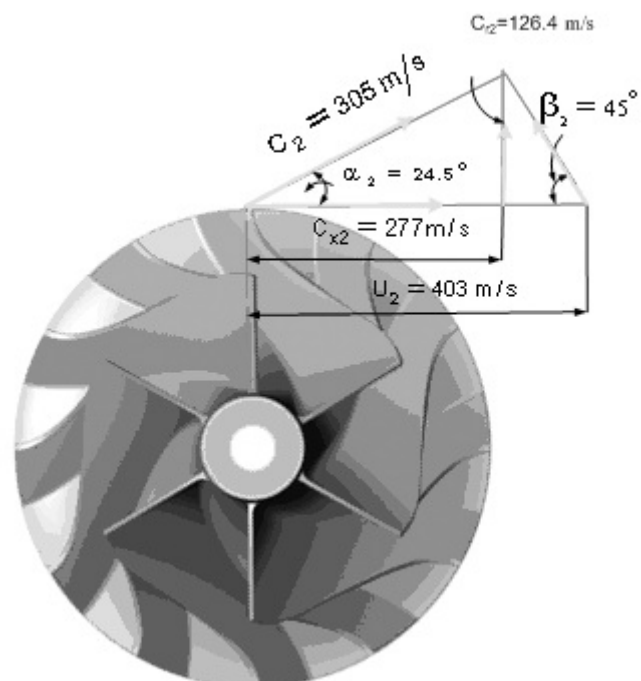
$$\alpha_2 = \tan^{-1} \frac{C_{r2}}{C_{x2}}$$

$$= \tan^{-1} \frac{126.4}{277}$$

$$= 24.5 \text{ องศา}$$

จากนั้นจึงนำข้อมูลที่ทางออกของใบพัดที่คำนวณได้มาเขียนรูปสามเหลี่ยมความเร็วที่ทางออกดังแสดงในภาพประกอบ 35 จากนั้นจึงนำไปเป็นข้อมูลในการออกแบบดิฟฟิวเซอร์ต่อไป โดยมีรายละเอียดดังนี้คือ

ความเร็วในแนวรัศมี (C_{r2})	126.4	m/s
ความเร็วสมบูรณ์ (C_2)	304.5	m/s
ความเร็วในแนวสัมผัส (C_{x2})	277	m/s
ทิศทางการไหล (α_2)	24.5	degree



ภาพประกอบ 35 แสดงภาพสามเหลี่ยมความเร็วที่ทางออกของใบพัด

3.1.2 การออกแบบดิฟฟิวเซอร์

เมื่อคำนวณค่าต่าง ๆ จากใบพัดของเครื่องอัดอากาศที่มีอยู่แล้วจึงนำค่าความเร็ว และ ทิศทางมาทำการออกแบบดิฟฟิวเซอร์เพื่อหามุมที่ทางเข้า ขนาดของทางเข้า และขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางที่ทางออกโดยกำหนดเงื่อนไขดังนี้

ปริมาณอากาศที่ไหลผ่าน ($\dot{m}$)	0.523 kg/s
รัศมีใบพัดของเครื่องอัดอากาศ (r_2)	0.048 m.

กำหนดให้ช่องว่างระหว่างทางออกของ

ใบพัดกับทางเข้าของดิฟฟิวเซอร์เท่ากับ 0.006 m.

รัศมีที่ทางเข้าของดิฟฟิวเซอร์เท่ากับ (r_3) 0.054 m.

ความสูงของช่องทางเท่ากับ (t) 0.007 m.

เมื่อ $T_{02}=T_{03}$ 440.6 K

ความเร็วที่ทางออกของใบพัด (C_2) 305 m/s

ความเร็วในแนวเส้นสัมผัสที่ทางออก (C_{x2}) 280 m/s

จากข้อกำหนดให้รัศมีที่ทางเข้าเท่ากับ 0.054 m. จะได้ความเร็วในแนวเส้นสัมผัสที่ทางเข้าของดิฟฟิวเซอร์

$$\begin{aligned} C_{x2,diff,in} &= C_{x2,im,out} \times \frac{r_2}{r_3} \\ &= 280 \times \frac{0.048}{0.054} \\ &= 248.9 \text{ m./s} \end{aligned}$$

อุณหภูมิที่เปลี่ยนแปลงเนื่องจากการเคลื่อนที่ของอากาศหาได้โดยกำหนดให้ความเร็วในแนวรัศมีที่ทางเข้าของดิฟฟิวเซอร์ ($C_{x,in \text{ diff}}$) เท่ากับความเร็วในแนวรัศมีที่ทางออกของใบพัด(C_{x2}) เพราะฉะนั้นใช้สมการ (44) พิจารณาที่ทางเข้าของดิฟฟิวเซอร์จะได้

$$\begin{aligned} T_{02,diff,in} - T_{2,diff,in} &= \frac{C_r^2 + C_{x,diff,in}^2}{2c_p} \\ &= \frac{126.4^2 + 250^2}{2010} \\ &= 39 \text{ K} \end{aligned}$$

และกำหนดให้ $T_{02,diff,in} = T_{03}$ ได้อุณหภูมิสถิตที่ทางเข้า (T_2) $440.6 - 39 = 401.6$ K
 ถ้าไม่คิดการสูญเสียความดันรวม ให้ p_{02} ที่ทางออกของใบพัดเท่ากับ p_0 ที่ทางเข้าของดิฟฟูเซอร์
 เพราะฉะนั้นอัตราส่วนความดันที่ทางเข้าของดิฟฟูเซอร์มีค่าเท่ากับ 3.234 จากสมการ (47) ได้
 ความดันที่ทางเข้า

$$\begin{aligned}
 p_{2,diff,in} &= \frac{p_{2,diff,in}}{p_{02,diff,in}} \times \frac{p_{02}}{p_{01}} \times p_{01} \\
 &= \left(\frac{401.6}{440.6} \right)^{1.4/(1.4-1)} \times 3.234 \times 100 \\
 &= 235 \text{ kPa}
 \end{aligned}$$

ความหนาแน่นของอากาศที่ทางเข้าของดิฟฟูเซอร์ จาก สมการ (11)

$$\begin{aligned}
 \rho_{2,diff,in} &= \frac{p_{2,diff,in}}{RT_{2,diff,in}} \\
 &= \frac{235}{0.287 \times 401.6} \\
 &= 2.04 \text{ kg/m}^3
 \end{aligned}$$

ถ้าช่องทางเข้าลึก 0.007 m. พื้นที่ที่ทางเข้าของดิฟฟูเซอร์

$$\begin{aligned}
 A_{2,\text{diff},\text{in}} &= 2\pi \times r_3 \times t \\
 &= 2\pi \times 0.054 \times 0.007 \\
 &= 0.00238 \text{ m}^2
 \end{aligned}$$

ความเร็วในแนวรัศมีที่ทางเข้าของดิฟฟิวเซอร์

$$\begin{aligned}
 C_{r2,\text{diff},\text{in}} &= \frac{\dot{m}}{A_{2,\text{in}} \times \rho_{2,\text{in}}} \\
 &= \frac{0.523}{0.00238 \times 2.04} \\
 &= 107.8 \text{ m/s}
 \end{aligned}$$

ทดลอง Trial and error เลือกค่า $C_{r2,\text{in}}$ เท่ากับ 107.1 m/s ได้ผลต่างของอุณหภูมิจาก

$$\begin{aligned}
 T_{02,\text{diff},\text{in}} - T_{2,\text{diff},\text{in}} &= \frac{C_r^2 + C_{x,\text{in},\text{diff}}^2}{2c_p} \\
 &= \frac{107.1^2 + 250^2}{2010} \\
 &= 36.8 \text{ K}
 \end{aligned}$$

ได้อุณหภูมิตที่ทางเข้า (T_2) $440.6 - 36.8 = 403.8 \text{ K}$

ความดันที่ทางเข้า ($p_{2,in}$)

$$\begin{aligned}
 p_{2,diff,in} &= \frac{p_{2,diff,in}}{p_{02,diff,in}} \times \frac{p_{02}}{p_{01}} \times p_{01} \\
 &= \left(\frac{403.8}{440.6} \right)^{1.4/(1.4-1)} \times 3.234 \times 100 \\
 &= 238.3 \text{ kPa}
 \end{aligned}$$

ความหนาแน่นของอากาศที่ทางเข้าของดิฟฟิวเซอร์

$$\begin{aligned}
 \rho_{2,diff,in} &= \frac{p_{2,in}}{RT_{2,in}} \\
 &= \frac{238.3}{0.287 \times 403.8} \\
 &= 2.053 \text{ kg/m}^3
 \end{aligned}$$

ถ้าช่องทางเข้าลึก 0.007 m. พื้นที่ที่ทางเข้าของดิฟฟิวเซอร์

$$\begin{aligned}
 &= 2\pi \times r_3 \times t \\
 &= 2\pi \times 0.054 \times 0.007 \\
 &= 0.00238 \text{ m}^2
 \end{aligned}$$

ความเร็วในแนวรัศมีที่ทางเข้า

$$\begin{aligned}
 &= \frac{\dot{m}}{A_{2,\text{in}} \times \rho_{2,\text{in}}} \\
 &= \frac{0.523}{0.00238 \times 2.053} \\
 &= 107.03 \text{ m/s}
 \end{aligned}$$

มุมที่ทางเข้าของดิฟฟูเซอร์

$$\begin{aligned}
 \alpha_{2,\text{diff,in}} &= \tan^{-1} \frac{107.03}{250} \\
 &= 23.2^\circ
 \end{aligned}$$

จากนั้นย้ายมาพิจารณาที่แนวรัศมีของส่วนที่แคบที่สุดของช่องทาง (Throat) เพื่อหาความกว้างของช่องทาง (Throat) อันเป็นจุดเริ่มต้นการขยายตัวซึ่งใช้เงื่อนไข และสมการที่ผ่านมาแล้ว ก่อนนั้นพิจารณา โดยกำหนดให้รัศมีที่กึ่งกลางของความกว้างของช่องทางเท่ากับ 0.057 m. เพราะฉะนั้นความเร็วในแนวเส้นสัมผัสที่ช่องทาง

$$\begin{aligned}
 C_{x2,t} &= C_{x2,\text{out}} \times \frac{r_2}{r_t} \\
 &= 280 \times \frac{0.048}{0.057} \\
 &= 235.8 \text{ m/s}
 \end{aligned}$$

อุณหภูมิที่เปลี่ยนแปลงเนื่องจากการเคลื่อนที่ของอากาศหาได้จากการ Trial and error โดยเลือกความเร็วในแนวรัศมีที่กึ่งกลางช่องทางของดิวไฟเซอร์ ($C_{r,t}$) เท่ากับ 98.8 m/s เพราะฉะนั้นได้ผลต่างของการเปลี่ยนแปลงอุณหภูมิที่ช่องทาง (Throat) จากสมการ (44)

$$\begin{aligned}
 &= \frac{C_{r,t}^2 + C_{x,t}^2}{2c_p} \\
 &= \frac{98.8^2 + 235.8^2}{2010} \\
 &= 32.5 \text{ K}
 \end{aligned}$$

$$\text{ได้อุณหภูมิที่ช่องทางเข้า } (T_i) = 440.6 - 32.5 = 408.1 \text{ K}$$

ความดันในช่องทางเข้า จาก สมการ (47)

$$\begin{aligned}
 p_{2,t} &= \frac{p_{2,t}}{p_{02,t}} \times \frac{p_{02}}{p_{01}} \times p_{01} \\
 &= \left(\frac{408.1}{440.6} \right)^{1.4/(1.4-1)} \times 3.234 \times 100 \\
 &= 247.3 \text{ kPa}
 \end{aligned}$$

ความหนาแน่นของอากาศที่ช่องทางเข้า จาก สมการ (11)

$$\rho_{2,t} = \frac{p_{2,t}}{RT_{2,t}}$$

$$= \frac{247.3}{0.287 \times 408.1}$$

$$= 2.11 \text{ kg/m}^3$$

ถ้าช่องทางเข้าลึก 0.007 m. พื้นที่ช่องทางเข้า (A_T)

$$= 2\pi \times r_t \times t$$

$$= 2\pi \times 0.057 \times 0.007$$

$$= 0.00251 \text{ m}^2$$

ความเร็วในแนวรัศมีที่ทางเข้า ($C_{r,t}$)

$$= \frac{\dot{m}}{A_{2,t} \times \rho_{2,t}}$$

$$= \frac{0.523}{0.00251 \times 2.11}$$

$$= 98.8 \text{ m/s}$$

ทิศทางการไหลที่ช่องทางเข้า

$$= \tan^{-1} \frac{C_{r,t}}{C_{x,t}}$$

$$= \tan^{-1} \frac{98.8}{235.8}$$

$$= 22.7^\circ$$

ความเร็วที่ช่องทางเข้า (C_t)

$$= \sqrt{35.5 \times 2010}$$

$$= 255.6 \text{ m/s}$$

พื้นที่ช่องทางแต่ละช่อง (A_t)

$$= \frac{A_t \times C_{r,t}}{C_t}$$

$$= \frac{0.00251 \times 98.8}{255.6}$$

$$= 0.00097 \text{ m}^2$$

ถ้ากำหนดให้มีช่องทางไหล 13 ช่องแต่ละช่องมีความกว้าง

$$= \frac{A_t}{\text{จำนวนช่อง} \times t}$$

$$= \frac{0.00097}{13 \times 0.007}$$

$$= 0.0011 \text{ m.}$$

ถ้าให้ดิวีเซอร์มีขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางภายนอก 0.20 m. และ เส้นผ่าศูนย์กลางที่ทางออกเท่ากับ 0.18 m. เพราะฉะนั้นพื้นที่ทางออกของดิวีเซอร์ (A_3) ย้ายไปพิจารณาที่ทางออกของดิวีเซอร์โดยใช้สมการเดิมที่ผ่านมากจากการพิจารณาที่ทางเข้า และที่ช่องแคบ (Throat) ดังนั้น

$$= \frac{\pi}{4} \times (0.2^2 - 0.18^2)$$

$$= 0.00597 \text{ m}^2$$

ทดลอง Trial and error หาความเร็วที่ทางออกของดิวีเซอร์โดยสมมุติให้ความเร็วที่ทางออกเท่ากับ 42 m/s ได้ค่าการเปลี่ยนแปลงอุณหภูมิจากสมการ (44)

$$= \frac{42^2}{2010}$$

$$= 0.877 \text{ K}$$

$$\text{อุณหภูมิที่ทางออกของดิวีเซอร์ } (T_3) = 440.6 - 0.877 = 439.7$$

ความดันที่ทางออกจากสมการ (47)

$$p_3 = \frac{p_3}{p_{03}} \times p_{03}$$

$$= \left(\frac{439.7}{440.6} \right)^{1.4/(1.4-1)} \times 270$$

$$= 268.1 \text{ kPa}$$

ความหนาแน่นของอากาศที่ทางออก จาก สมการ (11)

$$\begin{aligned}\rho_3 &= \frac{p_3}{RT_3} \\ &= \frac{268.1}{0.287 \times 439.7} \\ &= 2.12 \text{ kg/m}^3\end{aligned}$$

ความเร็วที่ทางออก (C_3)

$$\begin{aligned}C_3 &= \frac{\dot{m}}{\rho_3 \times A_3} \\ &= \frac{0.523}{2.12 \times 0.00597} \\ &= 41.3 \text{ m/s}\end{aligned}$$

ความเร็วเสียงที่ทางออก (a_3)

$$\begin{aligned}a_3 &= \sqrt{\gamma RT_3} \\ &= \sqrt{1.4 \times 287 \times 439.7} \\ &= 420.3 \text{ m/s}\end{aligned}$$

มัคนัมเบอร์ที่ทางออก (M_3)

$$= \frac{41.3}{420.3}$$

$$= 0.098$$

จากการคำนวณได้รายละเอียดของดิฟฟิวเซอร์ดังนี้

มุมที่ทางเข้า (Leading edge angle)	24.5	degrees
ขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางที่ทางเข้า	0.108	m.
ช่องว่างระหว่างอิมเพลเลอร์กับทางเข้า	0.006	m.
ความลึกของช่องทาง	0.007	m.
ขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางที่ทางออก	0.180	m.
เส้นผ่าศูนย์กลางภายนอก	0.200	m.
จำนวนช่องทาง	13	
ความกว้างของ (Throat)	0.011	m.

ผลการคำนวณนี้จะได้นำไปเป็นข้อมูลในการเขียนแบบเพื่อประกอบการสร้างต่อไป

3.1.3 การคำนวณวัฏจักร สำหรับวัฏจักรมาตรฐานอากาศของเครื่องยนต์กังหันก๊าซนั้นคือวัฏเบย์ตัน เพื่อเป็นการประมาณแรงขับเคลื่อน และอัตราส่วนผสมระหว่างน้ำมันกับอากาศที่เครื่องยนต์ต้องการ โดยกำหนดเงื่อนไขของวัฏจักรดังนี้

อุณหภูมิสูงสุดของวัฏจักร (T_3)	970 K
อัตราการไหลของอากาศ ($\dot{m}$)	0.52 kg/s
ความดันที่ทางเข้า (p_1)	88.3 kPa
อุณหภูมิที่ทางเข้า (T_1)	289.5 K
เชื้อเพลิงที่ใช้คือน้ำมันก๊าดมีค่าความร้อนเท่ากับ	43100 kJ/kg
ค่าความจุความร้อนจำเพาะของอากาศ ($c_{p,air}$)	1005 J/kg K
ค่าความจุความร้อนจำเพาะของก๊าซที่เผาไหม้ ($c_{p,g}$)	1147 J/kg K

ค่าอัตราส่วนความร้อนจำเพาะของอากาศ (γ_{air})	1.4
ค่าอัตราส่วนความร้อนจำเพาะของก๊าซ (γ_g)	1.333
ประสิทธิภาพของกังหัน (η_t)	0.85
ประสิทธิภาพของเครื่องอัด (η_c)	0.7
ประสิทธิภาพทางกลของการส่งกำลัง (η_m)	0.99
ความดันตกในห้องเผาไหม้	4 %
ประสิทธิภาพของท่อไอพ่น (η_j)	0.9

ความดันอากาศหลังออกจากคอมเพรสเซอร์ จาก สมการ (32) และสมการ (33)

$$\begin{aligned}
 p_2 &= r \times p_1 \\
 &= 2.7 \times 88.3 \\
 &= 238.4 \text{ kPa}
 \end{aligned}$$

อุณหภูมิเพิ่มขึ้นหลังจากการอัด จาก สมการ (55)

$$\begin{aligned}
 &= \frac{T_1}{\eta_c} \times (r_c^{\gamma-1/\gamma} - 1) \\
 &= \frac{289.5}{0.7} \times (2.7^{(1.4-1)/1.4} - 1) \\
 &= 135.7 \text{ K}
 \end{aligned}$$

อุณหภูมิของอากาศที่ออกจากเครื่องอัด $289.5 + 135.7 = 425.2 \text{ K}$

กำหนดให้อุณหภูมิสูงสุดของวัฏจักรเท่ากับ 970 K เพราะฉะนั้นจะต้องใส่พลังงานความร้อนเข้ากับวัฏจักร จากความสัมพันธ์ระหว่างงาน และความร้อนของวัฏจักรเบย์ตันหน้า 33 ได้

$$\begin{aligned} Q &= \dot{m} \times c_{p,g} \times (T_3 - T_2) \\ &= 0.52 \times 1.147 \times (970 - 425.2) \\ &= 324.9 \text{ kW} \end{aligned}$$

ถ้างานที่กังหัน ($W_t = W_c / \eta_m$) และกำหนดให้ประสิทธิภาพในการส่งกำลังเท่ากับ 0.99 เพราะฉะนั้นผลต่างของอุณหภูมิของก๊าซที่เข้า และออกจากกังหัน ($T_3 - T_4$)

$$\begin{aligned} &= \frac{c_{p,a} (T_2 - T_1)}{c_{p,g} \times \eta_m} \\ &= \frac{1.005(135.7)}{0.99 \times 1.147} \\ &= 120.1 \text{ K} \end{aligned}$$

ถ้าความดันสูญเสียในห้องเผาไหม้ 4 เปอร์เซ็นต์ ความดันในห้องเผาไหม้

$$\begin{aligned} &= p_2 \left(1 - \frac{\Delta p}{p_2} \right) \\ &= 238.4 \left(1 - \frac{0.04}{238.4} \right) \\ &= 238.3 \text{ kPa} \end{aligned}$$

จากข้อกำหนดให้ประสิทธิภาพของกังหันเท่ากับ 0.85 เพราะฉะนั้นอุณหภูมิของก๊าซที่ขยายตัวผ่านกังหันแล้ว (T'_4) ประยุกต์จาก สมการ (54) ได้

$$\begin{aligned}
&= T_3 - \frac{1}{\eta_t}(T_3 - T_4) \\
&= 970 - \frac{1}{0.85}(120.1) \\
&= 828.7 \text{ K}
\end{aligned}$$

ความดันก๊าซหลังจากที่ขยายตัวผ่านกังหันแล้วประยุกต์จาก สมการ (47) เปลี่ยนเป็น อัตราการขยายตัวได้

$$\begin{aligned}
p_4 &= p_3 \left(\frac{T_4'}{T_3} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \\
&= 238.3 \left(\frac{828.7}{970} \right)^{1.4/(1.4-1)} \\
&= 126.9 \text{ kPa}
\end{aligned}$$

กำหนดให้ความดันบรรยากาศเท่ากับ 100 kPa เพราะฉะนั้นอัตราส่วนการขยายตัว

$$\begin{aligned}
&= \frac{p_4}{p_a} \\
&= \frac{126.9}{100} \\
&= 1.269 \approx 1.27
\end{aligned}$$

สมมติให้ประสิทธิภาพของท่อไอพ่นเท่ากับ 0.9 อัตราส่วนความดันวิกฤต

$$= \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{\eta_n} \left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \right]}$$

$$= \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{0.9} \left(\frac{1.333 - 1}{1.333 + 1} \right)^{1.333/(1.333-1)} \right]}$$

$$= 1.996$$

สมมติให้ไม่เกิดโซ่ในท่อไอพ่น และจากอัตราส่วนการขยายตัวเท่ากับ 1.27 ได้ผลต่างของอุณหภูมิ

$$= \eta_j T'_4 \left[1 - \left(\frac{1}{p_4/p_a} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]$$

$$= 0.9 \times 828.7 \left[1 - \frac{1}{1.27} \right]^{0.248}$$

$$= 43 \text{ K}$$

เพราะฉะนั้นอุณหภูมิที่ท่อท้าย $828.7 - 43 = 785.7 \text{ K}$

ความเร็วก๊าซที่ท่อท้าย

$$= \left(2 c_{p,g} (T'_4 - T'_5) \right)^{\frac{1}{2}}$$

$$= \left(2 \times 1147 (43) \right)^{\frac{1}{2}}$$

$$= 314.1 \text{ m/s}$$

ถ้าก๊าซไหลผ่านหัวฉีดด้วยอัตราการไหลเชิงมวลเท่ากับ 0.52 kg/s จะได้แรงขับเท่ากับ

$$= 314.1 \times 0.52$$

$$= 163.3 \text{ N}$$

อัตราส่วนผสมระหว่างเชื้อเพลิงกับอากาศทางทฤษฎี ถ้าการเผาไหม้ทำให้อุณหภูมิเพิ่มขึ้น

$$= 970 - 425.2$$

$$= 544.8 \text{ K} \approx 550 \text{ K}$$

จากภาพประกอบ 31 ถ้าเชื้อเพลิงคือโครซีน มีค่าความร้อนเท่ากับ 43100 kJ/kg ได้อัตราส่วนผสมระหว่างน้ำมันกับอากาศ

$$\frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} = 0.0144$$

เพราะฉะนั้นเครื่องยนต์ต้องการน้ำมันเชื้อเพลิง

$$= 0.0144 \times 0.52$$

$$= 0.0075 \text{ kg/s}$$

3.1.4 การออกแบบ Nozzle guide vane

มีข้อกำหนดดังนี้

อุณหภูมิที่ทางเข้า	970 K
อัตราส่วนการขยายตัว	0.53
ประสิทธิภาพของกังหัน	0.85
ประสิทธิภาพของ Nozzle guide vane	0.9
ความเร็วรอบหมุนของกังหัน	80,000 rpm
รัศมีที่ช่องหัวฉีดที่ Nozzle guide vane	0.0525 m.

ความสูงของ Nozzle guide vane	0.017 m.
เส้นผ่าศูนย์กลางของกังหันที่ทางเข้า	0.089 m.
ความเร็วรอบของกังหัน	

$$= \frac{\pi \times d \times \text{ความเร็วรอบ}}{60}$$

$$= \frac{\pi \times 0.089 \times 80,000}{60}$$

$$= 372.8 \text{ m/s}$$

การจากคำนวณวัฏจักรได้อุณหภูมิหลังจากการขยายตัวผ่านกังหันของก๊าซเท่ากับ 828.7 K และกำหนดให้ประสิทธิภาพไอเซนทรอปิกของกังหันเท่ากับ 0.85 จะได้ผลต่างของอุณหภูมิจากทางเข้าถึงทางออกของกังหัน คือ

$$= \frac{970 - 828.7}{0.85}$$

$$= 166.2 \text{ K}$$

สมมติให้การขยายตัวของก๊าซ 50% เกิดขึ้นขณะไหลผ่าน Nozzle guide vane เพราะฉะนั้นผลต่างของอุณหภูมิ (ΔT_{isen}) จากทางเข้าถึงทางออกของ Nozzle guide vane คือ

$$166.2 \times 0.5 = 83.1 \text{ K}$$

และกำหนดให้ประสิทธิภาพไอเซนทรอปิกของ Nozzle guide vane เท่ากับ 0.9 เพราะฉะนั้นอุณหภูมิที่ทางออกของ Nozzle guide vane

$$970 - (0.9 \times 83.1) = 895.2 \text{ K}$$

ได้ความเร็วของก๊าซที่ไหลผ่าน Nozzle guide vane จาก

$$\begin{aligned} C &= \sqrt{2c_{p,g}\Delta T_{act}} \\ &= \sqrt{2 \times 1147 \times 74.8} \\ &= 414.2 \text{ m/s} \end{aligned}$$

ความเร็วในแนวรัศมีคือ

$$\begin{aligned} C_r &= \sqrt{414.2^2 - 372.8^2} \\ &= 180.6 \text{ m/s} \end{aligned}$$

ทิศทางของก๊าซที่ Nozzle guide vane

$$\begin{aligned} &= \sin^{-1} \frac{C_r}{C} \\ &= \sin^{-1} \frac{180.6}{414.2} \\ &= 25.8^\circ \end{aligned}$$

พื้นที่ช่องทางของ Nozzle guide vane

$$\begin{aligned} &= 2\pi \times r_t \times t \times (1 - 0.15) \\ &= 2\pi \times 0.0525 \times 0.017 \times 0.85 \\ &= 0.00476 \text{ m}^2 \end{aligned}$$

อัตราส่วนการขยายตัวใน Nozzle guide vane (p_{01}/p_2) ถ้าให้ทางเข้าของ Nozzle guide vane เป็นจุดที่ 1 และทางออกเป็นจุดที่ 2 เพราะฉะนั้น

$$\frac{p_{01}}{p_2} = \left(\frac{895.2}{970} \right)^4$$

$$= 1.38$$

ความดันที่ทางออกของ Nozzle guide vane

$$p_2 = \frac{p_{01}}{(p_{01}/p_2)}$$

$$= \frac{238.3}{(1.38)}$$

$$= 173.9 \text{ kPa}$$

น้ำหนักจำเพาะของก๊าซ (ρ_2)

$$= \frac{p_2}{RT_2}$$

$$= \frac{173.9}{0.287 \times 895.2}$$

$$= 0.677 \text{ kg/m}^3$$

อัตราการไหลของก๊าซผ่าน Nozzle guide vane

$$= A_t \times C_{r2} \times \rho_2$$

$$= .00476 \times 180.6 \times 0.677$$

$$= 0.58 \text{ kg/s}$$

ที่ทางออกถ้าให้ $C_{r2}=V_3$ Total temperature (T_{03}) ที่ทางออก

$$\begin{aligned}
 &= T_3 - \left(\frac{C_{r2}^2}{2c_{p,g}} \right) \\
 &= 828.7 - \left(\frac{180.6^2}{2 \times 1147} \right) \\
 &= 814.46 \text{ K}
 \end{aligned}$$

เพราะฉะนั้นอัตราส่วนการขยายตัว

$$\begin{aligned}
 &= \left(\frac{T_3}{T_{01}} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \\
 &= \left(\frac{828.7}{970} \right)^4 \\
 &= 0.532
 \end{aligned}$$

ความดันที่ทางออก (p_3)

$$\begin{aligned}
 &= 238.37 \times 0.532 \\
 &= 126.9 \text{ kPa}
 \end{aligned}$$

น้ำหนักจำเพาะของก๊าซที่ทางออก (ρ_3)

$$= \frac{126.9}{0.287 \times 828.7}$$

$$= 0.543 \text{ kg/m}^3$$

พื้นที่ทางออกที่ท้ายกังหัน

$$= \frac{(0.58/0.543)}{180.6}$$

$$= 0.00591 \text{ m}^2$$

ได้เส้นผ่าศูนย์กลางที่ทางออก

$$= \sqrt{(4/\pi \times 0.00591)}$$

$$= 0.086 \text{ m}$$

จากการคำนวณเพื่อหารายละเอียดต่าง ๆ เพื่อใช้ในการออกแบบสร้าง Nozzle guide vane ให้เหมาะสมกับกังหันที่มีอยู่ สามารถกำหนดรายละเอียดเพื่อกออกแบบได้ดังนี้

เส้นผ่าศูนย์กลางที่ Throat	0.103 m
เส้นผ่าศูนย์กลางที่ทางออก	0.095 m
ทิศทางการไหลของก๊าซ	25.8 degrees
ความสูงของช่องทาง	0.017 m
เส้นผ่าศูนย์กลางที่ทางเข้า	0.149 m
จำนวนช่องทาง	16

3.1.5 การออกแบบห้องเผาไหม้

กำหนดให้

ภาระห้องเผาไหม้	35	kg/s $\text{ATM}^{1.8} \text{m}^3$
อัตราการไหลของอากาศ	0.52	kg/s
ความดันในห้องเผาไหม้	238.3	kPa
อุณหภูมิของอากาศก่อนเข้าห้องเผาไหม้	425.2	K
อุณหภูมิสูงสุดของวัฏจักรที่กำหนด	970	K
อัตราการไหลของน้ำมันเชื้อเพลิง	0.0075	kg/s
ประสิทธิภาพของห้องเผาไหม้	0.97	
ค่าความร้อนของน้ำมันเชื้อเพลิง	43100	kJ/kg
ปริมาตรของห้องเผาไหม้		

$$= \frac{0.52}{\left(35 \times \left(\left(238.3/100\right)/1\right)^{1.8} \times 10^{0.001458 \times (425.2 - 400)}\right)}$$

$$= 0.00286 \text{ m}^3$$

พลังงานที่ได้จากการเผาไหม้ต่อปริมาตร

$$= \frac{0.52 \times 0.97 \times 43100}{\left(\left(238.3 \times 100\right)/100/1.013\right) \times 0.00286}$$

$$= 46542.62 \text{ kW / m}^3$$

อัตราส่วนของน้ำมันกับอากาศที่บริเวณ Mixer zone โดยกำหนดให้

อัตราส่วนของอากาศกับน้ำมันเท่ากับ 1.02

อัตราส่วนทางทฤษฎีเท่ากับ 0.067

เพราะฉะนั้นได้อัตราส่วนที่ส่วนแรกของห้องเผาไหม้

$$= 1.02 \times 0.067$$

$$= 0.0683$$

ต้องใช้อากาศ

$$= \frac{0.075}{0.0683}$$

$$= 0.11 \text{ kg/s}$$

จากภาคผนวก ก. ได้ค่า Q เท่ากับ 1.3609

เพราะฉะนั้นพื้นที่ส่วนในของห้องเผาไหม้

$$= \frac{(0.11 \times \sqrt{2300})}{(238.3 \times 1.3609)}$$

$$= 0.0162$$

ได้รัศมีของห้องเผาไหม้ชั้นใน

$$= \sqrt{(0.0162/\pi)}$$

$$= 0.072 \text{ m}$$

ถ้าออกแบบให้ความเร็วของอากาศรอบ ๆ ผนังห้องเผาไหม้มีความเร็วเท่ากับ 0.1 มัด
จากภาคผนวก ก. ได้ค่า Q เท่ากับ 6.9414 พื้นที่ของห้องเผาไหม้ชั้นนอก

$$= \frac{(0.52 \times \sqrt{425.2})}{(6.9414 \times 238.3)}$$

$$= 0.065 \text{ m}^2$$

ได้รัศมีห้องเผาไหม้ชั้นนอก

$$= \sqrt{\left(\frac{0.0065 + (\pi 0.0072^2)}{\pi} \right)}$$

$$= 0.085$$

จากพื้นที่ และปริมาตรได้ความยาวของห้องเผาไหม้

$$= \frac{\text{ปริมาตรของห้องเผาไหม้}}{\text{พื้นที่ของห้องเผาไหม้}}$$

$$= \frac{0.00293}{0.0162}$$

$$= 0.181 \text{ m}$$

ปริมาณอากาศที่ใช้ในส่วนที่สองของห้องเผาไหม้เป็นส่วนที่ใช้ช่วยในการเผาไหม้ เมื่อ F/A Ratio เท่ากับ 0.0402 เพราะฉะนั้นปริมาณอากาศในส่วนที่สอง

$$= \frac{0.0075}{0.0402}$$

$$= 0.186 \text{ kg/s}$$

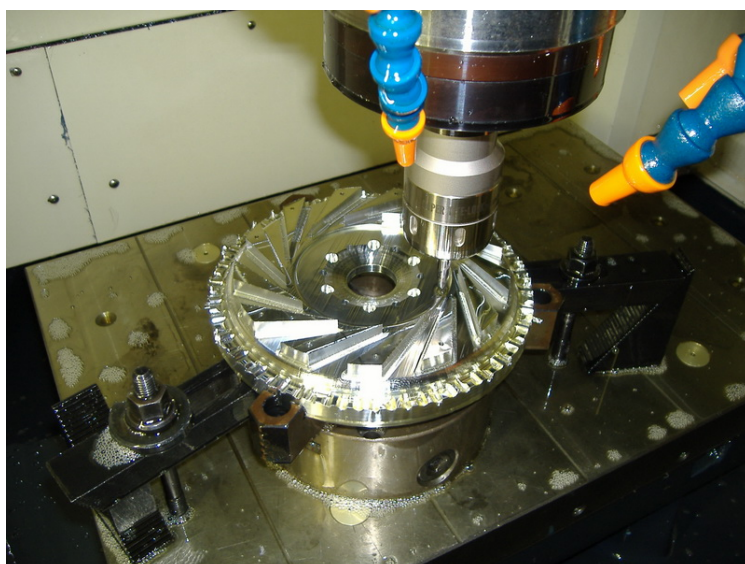
เพราะฉะนั้นอากาศในส่วนที่สาม

$$= 0.52 - 0.186 - 0.11$$

$$= 0.224 \text{ kg/s}$$

3.2 การสร้างและการประกอบเครื่องยนต์

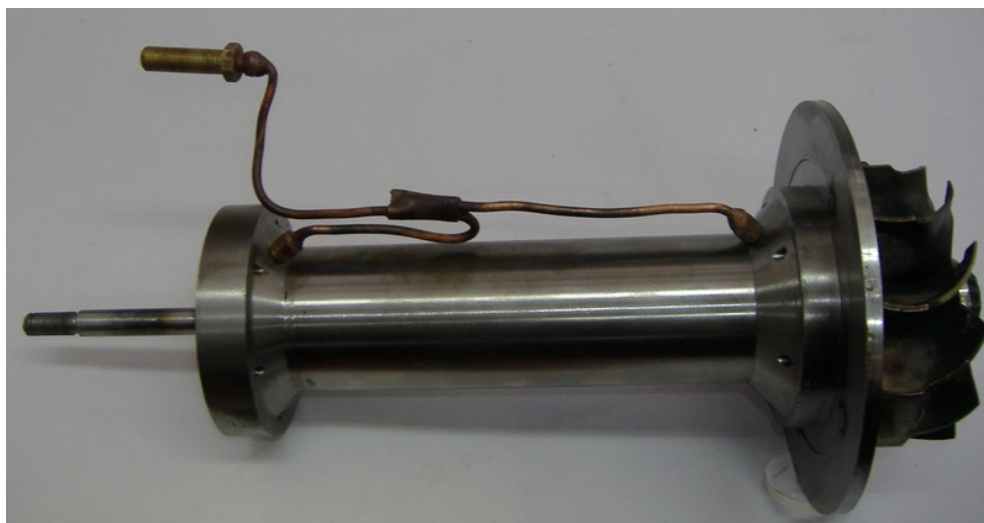
เมื่อได้ความยาวของห้องเผาไหม้ก็สามารถกำหนดความยาวของตัวเครื่องได้ โดยนำผลลัพธ์ที่ได้จากการคำนวณมาทำการเขียนแบบชิ้นส่วนต่าง ๆ ของเครื่องยนต์โดย แล้วใช้เครื่องกัดอัตโนมัติกัดต่อไปได้



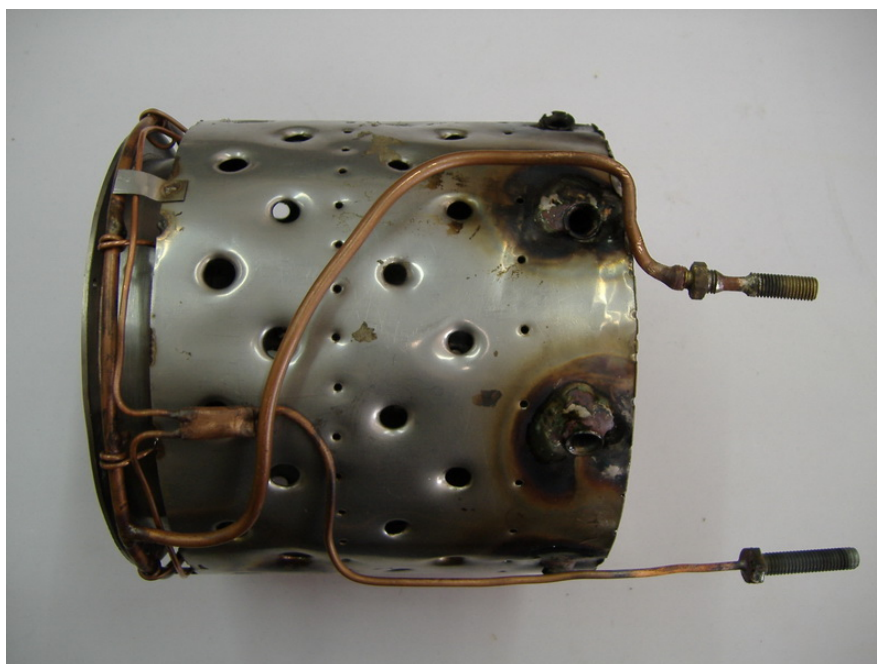
ภาพประกอบ 36 ชิ้นรูปดีฟไฟเซอร์ด้วยเครื่องกัดอัตโนมัติ



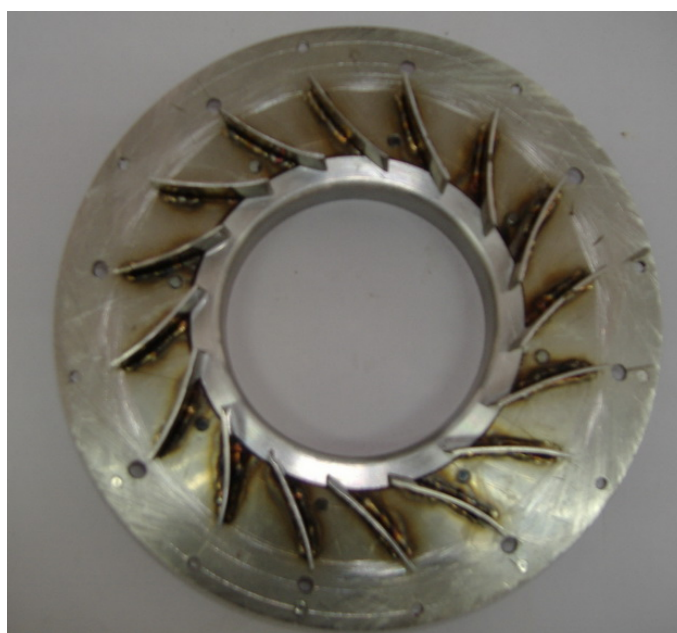
ภาพประกอบ 37 ดิฟฟิวเซอร์เมื่อเสร็จสมบูรณ์



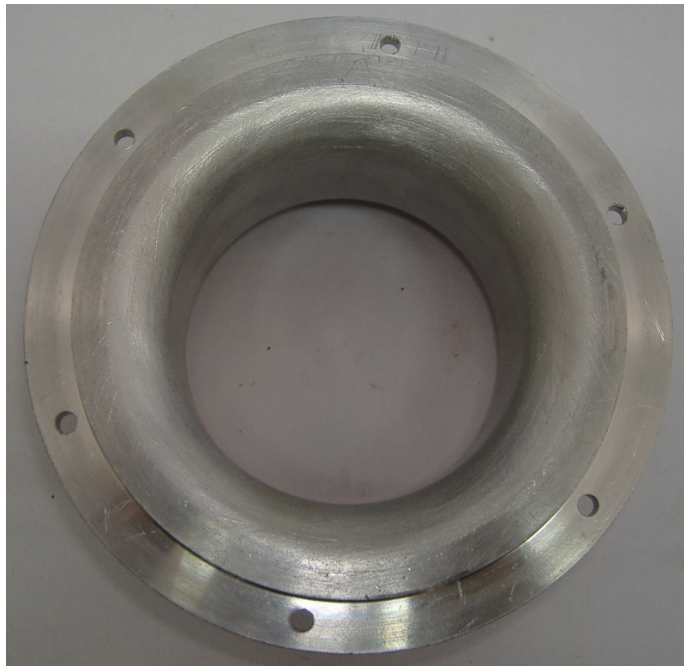
ภาพประกอบ 38 ชุดเพลากังหัน



ภาพประกอบ 39 ห้องเผาไหม้สร้างด้วยการม้วนขึ้นรูปจากแผ่นสแตนเลส



ภาพประกอบ 40 Nozzle guide vane



ภาพประกอบ 41 ปากทางเข้าของคอมเพรสเซอร์



ภาพประกอบ 42 การทดสอบท่อน้ำมันเชื้อเพลิงด้วยก๊าซ LPG



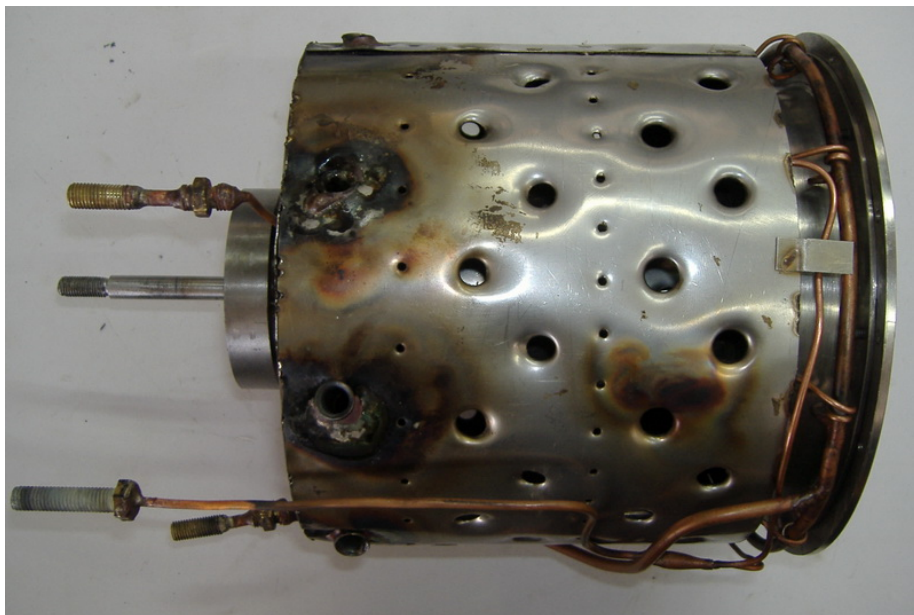
ภาพประกอบ 43 ท่อก๊าซช่วยสตาร์ท



ภาพประกอบ 44 เฟลา พร้อมกังหัน และแปรง



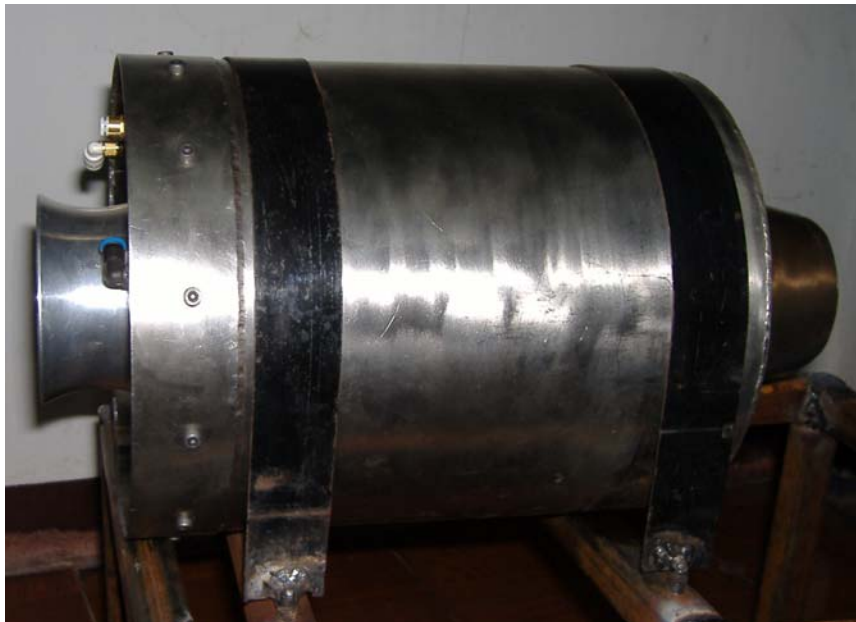
ภาพประกอบ 45 ใบพัดของเครื่องอัดอากาศ และดิฟฟิวเซอร์



ภาพประกอบ 46 ประกอบห้องเผาไหม้เข้ากับอุโมงค์เพลลา โดยยึดติดกับแผ่นรองแบริงด้านหลัง
และ Nozzle guide vane



ภาพประกอบ 47 Nozzle guide vane และกังหันเมื่อประกอบเข้าด้วยกัน



ภาพประกอบ 48 เครื่องยนต์เมื่อประกอบเสร็จติดตั้งกับแท่นเตรียมการทดสอบ

บทที่ 4

ผลการทดสอบงานวิจัย

ในขั้นตอนนี้ผู้ทำการวิจัยได้ดำเนินการวิจัยโดยการเดินเครื่องยนต์ที่ได้สร้างขึ้นเพื่อทำการบันทึกผลการทดลอง และนำผลการทดสอบที่ได้ไปทำการเปรียบเทียบกับการออกแบบที่กล่าวมาในบทที่ 3 ว่าผลการทดสอบที่ได้นั้นต่างกันกับ การออกแบบอย่างไรบ้าง โดยมีขั้นตอนการดำเนินงานดังนี้

4.1 ขั้นตอนการทดสอบ

4.1.1. เตรียมเครื่องยนต์กังหันก๊าซที่ โดยการนำเครื่องยนต์กังหันก๊าซที่ประกอบเสร็จแล้วติดตั้งบนแท่นทดสอบให้เรียบร้อย ตรวจสอบความเรียบร้อยของเครื่องยนต์ ขั้วโบลท์ที่ยึดส่วนประกอบต่าง ๆ ของเครื่องยนต์ซ้ำอีกครั้ง



ภาพประกอบ 49 การติดตั้งเครื่องยนต์กังหันก๊าซเข้ากับแท่นเพื่อเตรียมการทดสอบ

4.1.2. ทดสอบก่อนเริ่มสตาร์ทโดยการหล่อลื่นน้ำมันที่เบร็ง จากนั้นทำการทดลองหมุนเพลากังหันของเครื่องยนต์กังหันก๊าซด้วยมือ เมื่อหมุนได้คล่องและไม่มีข้อขัดข้องทดลองการสตาร์ทโดยใช้ลมเป่าให้ใบพัดเครื่องอัดอากาศของเครื่องยนต์กังหันก๊าซให้หมุนดังแสดงในภาพประกอบ 50



ภาพประกอบ 50 การเตรียมการสตาร์ทเครื่องยนต์กังหันก๊าซ

4.1.3. เมื่อเปิดเครื่องอัดอากาศของเครื่องยนต์กังหันก๊าซหมุนได้สะดวกดีเตรียม น้ำมันเชื้อเพลิงโดยน้ำมันเชื้อเพลิงที่ใช้้นั้นคือน้ำมันก๊าด ผสมกับน้ำมันหล่อลื่นของเครื่องยนต์กังหัน ก๊าซ 5 เปอร์เซ็นต์ เพื่อใช้สำหรับหล่อลื่นแบริ่ง

4.1.4. ต่อบีมน้ำมันเชื้อเพลิงเข้ากับหัวต่อด้านหน้าเครื่องยนต์กังหันก๊าซดัง ภาพประกอบ 50 ท่อต่อด้านหน้าเครื่องยนต์ตามภาพประกอบ 50 ซึ่งแสดงให้เห็นท่อต่อต่าง ๆ ที่ ต้องใช้มีดังนี้ จากขวาไปซ้ายโดยท่อที่อยู่ด้านขวาสุดเป็นท่อน้ำมันเชื้อเพลิงที่ใช้ในการเผาไหม้ ส่วน ท่อที่อยู่กึ่งกลางนั้นเป็นท่อก๊าซช่วยสตาร์ท และท่อซ้ายสุดนั้นคือท่อที่ใช้สำหรับต่อน้ำมันหล่อลื่น แบริ่ง โดยซึ่งน้ำมันหล่อลื่นนั้นจะผสมเข้าไปกับน้ำมันเชื้อเพลิงแล้วแบ่งเข้าไปหล่อลื่น แล้วปล่อยให้ เผาไหม้ทิ้งไปพร้อม ๆ กับไอเสียของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ

4.1.5. ต่อกังก๊าซช่วยสตาร์ทเข้ากับหัวต่อก๊าซ โดยก๊าซที่ใช้้นั้นคือก๊าซปิโตรเลียม เหลว จากนั้นใช้ลมเป่าเข้าไปที่ใบพัดเครื่องอัดอากาศให้หมุน จากนั้นเปิดก๊าซ ก่อนที่ใช้เปลวไฟจุด ที่ท้ายเครื่องยนต์กังหันก๊าซ เมื่อมีเปลวไฟติดที่ท้ายเครื่องยนต์แล้วค่อย ๆ เปิดก๊าซเพิ่มให้ความเร็ว รอบของเครื่องยนต์กังหันก๊าซเพิ่มขึ้น ตามภาพประกอบ 51



ภาพประกอบ 51 ทำการสตาร์ทเครื่องยนต์กังหันก๊าซโดยการไชล์มเป่า และใช้ตะเกียงก๊าซช่วยจุด

4.1.6. เปิดปั๊มน้ำมันเชื้อเพลิง เพื่อให้น้ำมันเชื้อเพลิงเข้าไปเผาไหม้เพิ่มความเร็วรอบของเครื่องยนต์กังหันก๊าซให้สูงขึ้นจนกระทั่งเครื่องยนต์กังหันก๊าซสามารถที่จะดูดอากาศเข้าไปได้เอง แล้วจึงปิดก๊าซ



ภาพประกอบ 52 เปิดน้ำมันเชื้อเพลิงเพื่อเพิ่มรอบเครื่องยนต์

4.1.7. เมื่อเครื่องยนต์กังหันก๊าซสามารถเดินเครื่องอยู่ได้อย่างสม่ำเสมอ แล้วเริ่มทำการเก็บข้อมูล โดยทำการวัดความเร็วรอบของเครื่องยนต์ อุณหภูมิที่ท่อท้าย และแรงขับ

4.1.8. เมื่อสิ้นสุดการทดสอบดับเครื่องยนต์กักกันก๊าซโดยการลดปริมาณน้ำเชื้อเพลิง จะทำให้เครื่องยนต์กักกันก๊าซลดความเร็วรอบลง ปิดน้ำมันแล้วใช้ลมเป่าช่วยเพื่อลดความเร็วของเพลากักกันเครื่องยนต์กักกันก๊าซเพื่อป้องกันไม่ให้แบร์ริงเสียหาย เพราะเวลานี้ไม่มีน้ำมันไปหล่อลื่นแบร์ริง เมื่อเครื่องยนต์กักกันก๊าซหยุดหมุนแล้วใช้ลมเป่าผ่านเครื่องยนต์เพื่อให้เครื่องยนต์ลดอุณหภูมิลงบ้าง

4.2. ผลการทดสอบ

ในขณะที่เริ่มสตาร์ทเครื่องยนต์กักกันก๊าซหลังจากที่ได้ทำการอุ่นห้องเผาไหม้ด้วยก๊าซ LPG แล้วจึงได้ทำการเปิดน้ำมันเข้าไปเพื่อเพิ่มความเร็วรอบของเครื่องยนต์กักกันก๊าซเพื่อที่จะให้ความเร็วรอบของใบพัดเครื่องอัดอากาศของเครื่องยนต์กักกันก๊าซไปถึงจุดที่สามารถอัดอากาศได้ด้วยตัวเองอย่างสม่ำเสมอได้โดยไม่ต้องใช้ลมช่วย ขณะที่เพิ่มน้ำมันเข้าไปนั้นในช่วงแรกมีเปลวไฟสีส้มปนพ่นท่อย้ายเครื่องยนต์ออกมา แต่เมื่อมีอากาศเข้าไปในห้องเผาไหม้ของเครื่องยนต์กักกันก๊าซมากขึ้น เนื่องจากความเร็วรอบของเครื่องอัดอากาศสูงขึ้น เปลวไฟเริ่มมีสีอ่อนลงโดยเริ่มเปลี่ยนเป็นสีเหลือง และขาว ในขณะที่เดียวกันก็เริ่มหดสั้นเข้ากลับเข้าไปในห้องเผาไหม้จนกระทั่งไม่เห็นเปลวไฟไหลพ่นท่อย้ายออกมาอีก แต่เครื่องยนต์ไม่สามารถเร่งรอบต่อไปได้จนกระทั่งถึงรอบเดินเบาได้ด้วยเหตุที่ว่า การต่อเพลาคูที่ไม่ได้สมดุล ทำให้เกิดการสั่น จนกระทั่งไม่สามารถเร่งความเร็วรอบของเครื่องยนต์กักกันก๊าซให้มีความเร็วรอบขึ้นไปหาความเร็วรอบที่ใบพัดของเครื่องอัดอากาศนั้นสามารถอัดอากาศได้เอง และมีอากาศบางส่วนสามารถรั่วออกมาที่ตัวถังด้านหน้าเครื่องยนต์ได้ทำให้สูญเสียอากาศบางส่วนไป จึงเป็นผลให้ก๊าซที่เผาไหม้แล้วไม่มีกำลังพอที่จะขับกักกันให้เพิ่มความเร็วยังต่อไปได้ ซึ่งสังเกตได้จากการทดลองครั้งที่ 2 เมื่อความเร็วรอบเพิ่มขึ้นไปจนถึงประมาณ 9,000 รอบต่อนาที แล้วไม่เพิ่มต่อไปอีก ถึงแม้ว่าจะพยายามเปิดน้ำมันเชื้อเพลิงเพิ่มหลังจากที่เอาปืนฉีดลมออกความเร็วรอบคงที่อยู่ได้ชั่วขณะหนึ่ง และถ้าเปิดน้ำมันเชื้อเพลิงเพิ่มขึ้นไปอีกเปลวไฟก็จะค่อย ๆ แลบตามออกมาในขณะที่ความเร็วรอบของเครื่องยนต์ไม่เพิ่มขึ้น และจะค่อย ๆ ลดลงตามลำดับ ผลกระทบที่ตามมาต่อเนื่องคืออุณหภูมิก๊าซที่เข้ากักกัน และอุณหภูมิที่ท่อย้ายเครื่องยนต์สูงมากเนื่องจากไม่มีอากาศเข้ามาช่วยระบายความร้อน ทำให้ชุดกักกัน และแบร์ริงรองรับเพลาด้านกักกันชำรุดเสียหายในที่สุด ดังนั้นจึงไม่สามารถที่จะวัดกำลังขับของเครื่องยนต์ได้



ภาพประกอบ 53 ขณะเริ่มทำการอุ่นห้องเผาไหม้ด้วยก๊าซ



ภาพประกอบ 54 เริ่มเปิดน้ำมันเข้าไปเปลวไฟฟุ้งออกที่ท่อท้ายเครื่องยนต์กังหันก๊าซ



ภาพประกอบ 55 เมื่อเครื่องยัดกังหันก๊าซเพิ่มความเร็วรอบมากขึ้นอากาศเข้ามากขึ้นเปลวไฟเริ่มหดสั้นลงและมีสีอ่อนลงตามลำดับ



ภาพประกอบ 56 เมื่อความเร็วรอบของเครื่องยัดกังหันก๊าซเพิ่มมากขึ้นอีกเปลวไฟหดกลับเข้าไปอยู่ในห้องเผาไหม้

ตาราง 1 ตารางบันทึกผลการทดสอบ

ครั้งที่	ความเร็วรอบ (rpm)	อุณหภูมิท่อท้าย (°C)	แรงขับ (N)
1	6,000	900	ไม่สามารถวัดได้
2	9,000	1,100	ไม่สามารถวัดได้

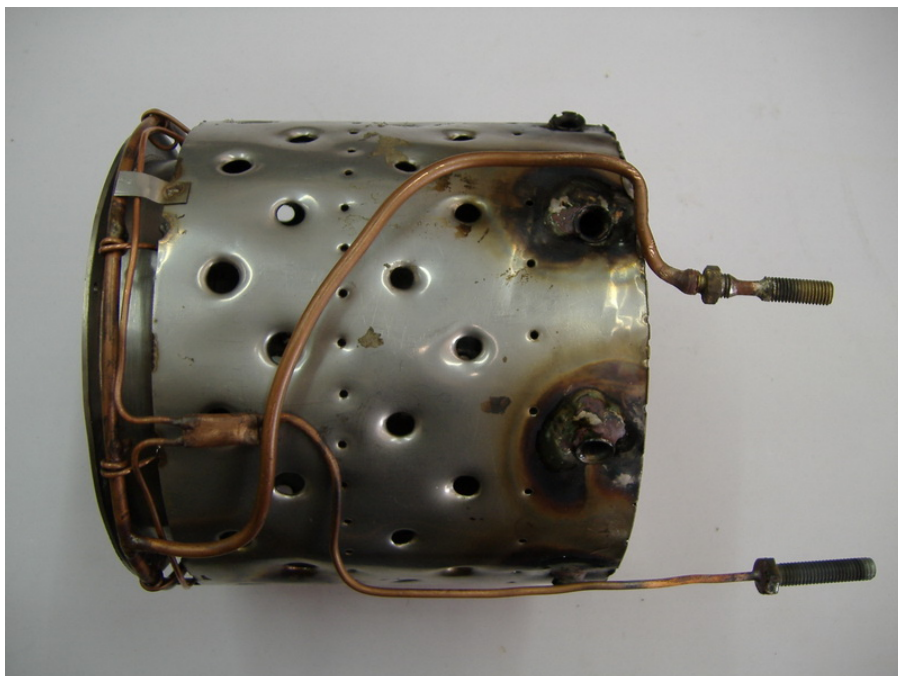
หลังจากที่ได้ทำการทดลองติดเครื่องยนต์กังหันก๊าซแล้ว ผู้วิจัยได้ทำการถอดชิ้นส่วนต่าง ๆ ของเครื่องยนต์กังหันก๊าซเพื่อทำการตรวจสอบสภาพของชิ้นส่วนต่าง ๆ ซึ่งสรุปผลจากสภาพชิ้นส่วนภายในเครื่องยนต์กังหันก๊าซ โดยเฉพาะส่วนที่เป็นห้องเผาไหม้ ซึ่งถือว่าเป็นชิ้นส่วนที่สามารถบอกได้ชัดเจนว่าสภาพการเผาไหม้ของเชื้อเพลิงภายในห้องเผาไหม้นั้นเกิดขึ้นที่ส่วนใดของห้องเผาไหม้โดยสังเกตจากสภาพที่เปลี่ยนไปของสีโลหะของห้องเผาไหม้ โดยสังเกตว่าในด้านท้ายของห้องเผาไหม้นั้นมีสีเกรียมเข้มขึ้นมากกว่าด้านหน้า ซึ่งแสดงว่าการเผาไหม้เกิดขึ้นในตำแหน่งที่ถูกต้องคือเริ่มเผาไหม้ในส่วน Primary zone และส่วนปลายเปลวไฟซึ่งมีอุณหภูมิสูงกว่าอยู่ในส่วนของ Dilution zone จึงทำให้สีผิวของโลหะเปลี่ยนไปดังแสดงในภาพประกอบ 57 ส่วนภาพประกอบ 58 และเมื่อเปรียบเทียบกับภาพประกอบ 59 นั้นเป็นการเปรียบเทียบให้เห็นถึงความแตกต่างของห้องเผาไหม้ก่อน และหลังจากที่จากการทดสอบเครื่องยนต์กังหัน



ภาพประกอบ 57 หลังจากถอดออกจากตัวถัง



ภาพประกอบ 58 ห้องเผาไหม้ หลังจากถอดแยกออกมาจากตัวเครื่องยนต์



ภาพประกอบ 59 ห้องเผาไหม้ของเครื่องยนต์ก่อนทำการทดสอบ



ภาพประกอบ 60 เฟลาและกังหัน



ภาพประกอบ 61 แบริ่งด้านกังหันที่ชำรุด



ภาพประกอบ 62 สภาพภายใน Nozzle guide vane

เห็นได้ว่าชิ้นส่วนของเครื่องยนต์ส่วนใหญ่ นั้น ยังสามารถใช้งานได้ โดยเฉพาะชิ้นส่วนที่ต้องสัมผัสกับก๊าซร้อนโดยตรง เช่น ห้องเผาไหม้ Nozzle guide vane และกังหันนั้น เห็นได้ว่าจะสามารถทนความร้อนที่เกิดจากการเผาไหม้ได้ นอกจากแบร่ริงด้านกังหันที่ชำรุดเนื่องจากความร้อน และจากการสังเกตภายใน Nozzle guide vane พบข้อบกพร่องอีกประการหนึ่งคือ ก๊าซร้อนจากห้องเผาไหม้สามารถรั่วผ่านหลังกังหันลงมาหาแบร่ริงได้ โดยสังเกตจากเพลากังหันบริเวณแบร่ริงตามภาพประกอบ 61 ทำให้น้ำมันหล่อลื่นแบร่ริงถูกความร้อนจากก๊าซเผาไหม้หมดจึงเป็นสาเหตุหนึ่งที่ทำให้แบร่ริงเสียหาย และจากการที่ก๊าซร้อนส่วนหนึ่งสามารถรั่วผ่านหลังกังหันได้เป็นอีกสาเหตุหนึ่งที่ทำให้กังหันสูญเสียกำลังขับเคลื่อน จนไม่มีกำลังขับเคลื่อนของเครื่องอากาศยาน และนอกจากนั้นยังพบว่าบริเวณส่วนท้ายของห้องเผาไหม้ด้านในดังแสดงในภาพประกอบ 63 บริเวณที่ประกบเข้ากับแผ่นประกบแบร่ริงด้านท้ายนั้นมีช่องว่าง ซึ่งตรวจสอบพบภายหลังว่าได้มีการกลึงปรับแต่งชิ้นส่วนคือบริเวณแผ่นประกบแบร่ริงซึ่งเป็นส่วนประกอบส่วนหนึ่งของ Nozzle guide vane ให้บางลงเพื่อป้องกันไม่ให้เสียดสีกับหลังกังหันทำให้อากาศส่วนหนึ่งที่ไหลผ่านมาด้านล่างของห้องเผาไหม้ สามารถไหลผ่านออกไปได้เลยโดยไม่ต้องผ่านเข้าห้องเผาไหม้ส่วนนี้จึงเป็นอีกสาเหตุอีกหนึ่งที่ทำให้ได้กำลังงานจากการเผาไหม้ไม่เพียงพอ



ภาพประกอบ 63 บริเวณด้านหลังของห้องเผาไหม้ส่วนในที่อากาศรั่วออกมาได้

บทที่ 5

สรุปผลการวิจัย และข้อเสนอแนะ

หลังจากที่ออกแบบ สร้าง และทดสอบเครื่องยนต์กังหันก๊าซแล้ว ผู้วิจัยได้พบข้อบกพร่องต่าง ๆ ในการดำเนินงานวิจัยที่ผ่านมา โดยมีข้อสรุป และเสนอแนะดังนี้

5.1 สรุปผลการวิจัย

ผลการวิจัยสามารถแบ่งออกได้เป็น 2 ส่วนคือ

5.1.1 การสร้างเครื่องยนต์ หลังจากที่ได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ตามทฤษฎี และเงื่อนไขต่าง ๆ จากชิ้นส่วนหลักของเครื่องยนต์กังหันก๊าซที่มีอยู่แล้วคือใบพัดของเครื่องอัดอากาศ และกังหัน หลักจากที่ได้เขียนแบบ สร้างชิ้นส่วนต่าง ๆ ของเครื่องยนต์กังหันก๊าซ และประกอบเป็นเครื่องยนต์ ซึ่งเครื่องยนต์ที่ได้มีข้อมูลจำเพาะดังนี้คือ

แบบของเครื่องยนต์	เป็นเครื่องยนต์กังหันก๊าซชนิดเทอร์โบเจ็ตเพลลา เดี่ยว ใช้เครื่องอัดอากาศ และกังหันแบบไหลใน แนวรัศมี อัดและขยายตัวขั้นตอนเดียว	
ห้องเผาไหม้	แบบไหลเข้าทางด้านหน้า	
อัตราส่วนการอัดที่รอบหมุนสูงสุด	2.7:1	
ความเร็วรอบหมุนสูงสุดที่ออกแบบ	80,000 รอบ/นาที	
ขนาดของใบพัดเครื่องอัด	0.096 m	
ดิฟฟิวเซอร์	แบบรูปลิ้ม 13 ช่องทาง ขนาดช่องทางกว้าง 0.011 m ลึก 0.007 m ขนาดความโต .2 m	
ขนาดของกังหัน	0.089 m	
Nozzle guide vane	แบบใบพัดโค้งจำนวน 16 ช่องทาง ช่องทางกว้าง 0.011 m ลึก 0.017 m ขนาดความโต 0.15 m	
อัตราการไหลของอากาศสูงสุด	0.52 kg/s	
อุณหภูมิสูงสุดของวัฏจักรที่ออกแบบ	950 K	

ระบบน้ำมันเชื้อเพลิง	ใช้ท่อระเหยแบบท่อตรงส่งน้ำมันเชื้อเพลิงเข้า ทางด้านหลังของห้องเผาไหม้
น้ำมันเชื้อเพลิงที่ใช้	น้ำมันก๊าด, Jet A-1, หรือ JP-8
ระบบหล่อลื่น	ผสมน้ำมันหล่อลื่นเข้ากับน้ำมันเชื้อเพลิง หล่อลื่น แล้วปล่อยทิ้งไปกับไอเสีย
น้ำมันหล่อลื่น	น้ำมันหล่อลื่นของเครื่องยนต์กังหันก๊าซผสมลงไป ในน้ำมันเชื้อเพลิง 5%
กำลังขับที่รอบสูงสุดที่ออกแบบ	150 N
ขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางของเครื่องยนต์	0.2 m
ความยาวของเครื่องยนต์จากปากท่อ	
ทางเข้าถึงปลายท่อท้าย	0.35 m
น้ำหนักเครื่องยนต์	12 kg

5.1.2 จากการทดสอบเครื่องยนต์นั้นพบปัญหาคือเพลลาของกังหันไม่สมดุลทำให้เกิดอาการสั่น และแกว่งปั่นป่วนจึงไม่สามารถช่วยเร่งความเร็วรอบใบพัดของเครื่องอัดอากาศ จนกระทั่งมีความเร็วรอบที่จะสามารถอัดอากาศได้เองอย่างสม่ำเสมอความเร็วรอบในขณะที่ทำการทดสอบทำได้ 9,000 รอบต่อนาที จากการออกแบบนั้นใบพัดของเครื่องอัดอากาศจะต้องใช้ความเร็วรอบไม่น้อยกว่า 12,000 รอบต่อนาทีจึงจะสามารถดูด และอัดอากาศได้ด้วยตัวเอง ทำให้ไม่มีอากาศเข้าไปเพิ่มในห้องเผาไหม้ได้อีกจึงไม่สามารถเร่งน้ำมันเพิ่มได้ และในเวลาเดียวกันก๊าซที่ออกมาจากห้องเผาไหม้สามารถรั่วที่บริเวณหลังกังหันได้เนื่องจากระยะห่างระหว่างหลังกังหัน กับแผ่นประกบท้ายห้องเผาไหม้มากเกินไป ทำให้กังหันสูญเสียกำลังขับเคลื่อนไปสังเกตได้จากหลังจากที่เอาปืนฉีดลมออกแล้วค่อย ๆ เร่งน้ำมันเพิ่มความเร็วรอบของเครื่องยนต์คงที่อยู่ชั่วขณะไม่เพิ่มขึ้น แต่จะค่อย ๆ ลดลงในเวลาต่อมา ดังนั้นจึงไม่สามารถช่วยเพิ่มความเร็วรอบของใบพัดเครื่องอัดอากาศขึ้นไปได้ อีก เมื่อไม่มีอากาศเข้าไปเพิ่มในเวลาเดียวกันจึงไม่มีอากาศเข้าไปช่วยระบายความร้อนจึงทำให้มีเปลวไฟที่เผาไหม้เลยออกมาจากห้องเผาไหม้ ผ่านหลังกังหันลงมากเผาบริเวณแบร์ริงทำให้น้ำมันหล่อลื่นถูกเผาไหม้ออกไปจนหมด ทำให้แบร์ริงที่เพลากังหันชำรุดเสียหายเครื่องยนต์ไม่สามารถหมุนต่อไปได้จึงไม่สามารถวัดกำลังขับได้

5.2 ข้อเสนอแนะ

5.2.1 ในการเขียนแบบเครื่องยนต์นั้น ต้องระมัดระวังในเรื่องของค่าช่องว่างของชิ้นส่วน โดยเฉพาะชิ้นส่วนที่มีการเคลื่อนที่ให้อุดดี และค่าพิสัยต่าง ๆ ของงานประกอบไม่น้อยจนเกินไปจนอาจทำให้เกิดการติดขัด และไม่มากจนเกินไปจนทำให้ก๊าซ และอากาศรั่วไหลได้ ซึ่งเป็นผลให้เสียกำลังขับเคลื่อนจนกระทั่ง อาจทำให้เครื่องยนต์ไม่สามารถเดินเครื่องได้อย่างสม่ำเสมอ ทั้งยังช่วยลดปัญหาในการปรับแต่งชิ้นส่วนในภายหลัง

5.2.2 เนื่องจากเครื่องยนต์มีความเร็วรอบสูงมาก ต้องระมัดระวังเรื่องของความสมดุลของชิ้นส่วนที่หมุน โดยเฉพาะเพลลาของกังหัน ถ้าเป็นเพลลาต่อจะต้องระวังเรื่องของศูนย์กลางระหว่างเพลลาสองท่อนที่ต่อกัน และจะต้องได้รับการสมดุลเป็นอย่างดี

5.2.3 แบริ่งที่ใช้ต้องเป็นแบริ่งชนิดความเร็วรอบสูง สามารถทนรอบหมุนได้ไม่น้อยกว่า 100,000 รอบ/นาที อย่างต่อเนื่องเมื่อหล่อลื่นด้วยน้ำมัน ทางที่ดีควรใช้แบริ่งเม็ดกลมที่ทำด้วยเซรามิกส์ เพราะสามารถทนต่อการหมุนด้วยความเร็วรอบสูง ๆ และทนความร้อนได้ดีกว่า

5.2.4 กังหันของเครื่องยนต์กังหันก๊าซควรเป็นแบบไหลในแนวแกน เพราะจะมีน้ำหนักเบา กว่าถ้าขนาดกำลังขับเคลื่อนเท่า ๆ กัน และสามารถสร้างเพลลากังหันของเครื่องยนต์ และสมดุลได้ง่ายกว่า

5.2.5 ควรเลือกโรงงาน และเครื่องจักรในการผลิตชิ้นส่วนที่เหมาะสมเพื่อให้ชิ้นงานเป็นไปตามที่ต้องการ ทั้งในเรื่องของคุณภาพ และความรวดเร็วในการสร้าง

5.2.6 น้ำมันหล่อลื่นที่ใช้ควรเป็นน้ำมันหล่อลื่นของเครื่องยนต์กังหันก๊าซโดยตรง ไม่ควรใช้น้ำมันหล่อลื่นของเครื่องยนต์ก๊าซโซลีนสองจังหวะเพราะทนความร้อนได้ไม่ดีเท่าน้ำมันหล่อลื่นของเครื่องยนต์กังหันก๊าซโดยตรง

5.2.7 การสตาร์ทด้วยปืนฉีดลมไม่สามารถสตาร์ทได้เนื่องจากใบพัดของเครื่องอัดอากาศ และกังหันมีน้ำหนักมาก จนกระทั่งแรงลมจากปืนฉีดลมไม่มีกำลังพอที่จะเป่าให้ใบพัดของเครื่องอัดอากาศมีความเร็วรอบหมุนมากพอที่จะอัดอากาศได้เอง ต้องทำการสตาร์ทมอเตอร์ไฟฟ้าที่มีความเร็วรอบหมุนไม่น้อยกว่า 12,000 รอบ/นาที

บรรณานุกรม

บรรณานุกรม

- จักรรินทร์ ช่วยอินทร์; ทิวัทธ์ เวศพันธ์; คริสต์มาส อภินันทพร และสินชัย ชินวรรัตน์. (2545) การออกแบบ และสร้างเครื่องยนต์กังหันแก๊สขนาดเล็ก. ปรินญาณิพนธ์วิศวกรรมศาสตร์ บัณฑิต(วิศวกรรมเครื่องกล). กรุงเทพฯ: สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้า พระนครเหนือ
- ชานนท์ ชัยสุข.(2550). การออกแบบ และสร้างเครื่องต้นแบบกังหันแก๊สขนาดเล็ก. ปรินญาณิพนธ์วิศวกรรมศาสตร์มหาบัณฑิต.(วิศวกรรมเครื่องกล). กรุงเทพฯ: มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ
- พยุ้งศักดิ์ พิพัฒน์; อำพล อ้นรัตน์. (2544). การออกแบบและการคำนวณเครื่องยนต์กังหัน แก๊สขนาดเล็กโดยใช้โปรแกรมCAD/CAM. ปรินญาณิพนธ์อุตสาหกรรมศาสตร์บัณฑิต. (วิศวกรรมเครื่องกล). กรุงเทพฯ: มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ
- Bathie. William W. (1996) *Fundamentals of GasTurbine*. John Wiley & Son.
- Baumgart, Thomas. (2001) Available: www.technologie-entwicklung.de/Gasturbines/mu-Turbine KP31/mu-turbine kp31. html; Retried Nov 25,2002
- Cengel,YunasA.;&Boles, MichaelA.(1998). *ThermodyanmicsEngineering Approach*. 3nd. America: McGraw-Hill.
- Cohen, H; Rogers, GFC; & Saravamuttoo. HIH. (1996) *Gasturbine Theory*. 4th T.J. Press
- Dixon, S.L. (1998). *Fluid Mechanics, Thermodynamics of Turbomachinery*. 4th. Butterworth-Heinemann.
- Giampaolo, Anthony. (2006). *Gas Turbine. Handbook: Principles and Practices*. 3rd. The Fairmont Press, Inc.
- Hill, Phillip; & Perterson, Carl, (1992). *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*. 2nd. Addison-Wesley.
- Kamps, Thomas. (1994). *Model jet engines*. United Kingdom: Stephens & George Limited.
- Kang, Sangkyun; Stampfl, Jurgen; Cooper, Alexander G.; and Prinz, Fritz B. (2000). *Mold SDM.(Mold shape Deposition Manufacturing)*
- Krose.; & Wind. (1994) *Aircraft Powerplant*. 7rd McGraw-Hill.
- Mattingly, Jack D. (1996) *Element of Gasturbine Proulsion*. McGraw-Hill.
- P. Boyce, Meherwoan. (2002). *Gas turbine Engineering Handbook*. 2nd. Butterworth-Heinemann..
- Sayer, A.T. (1992). *Hydraulic and Compressible flow Turbomechines*. 2nd MaGraw-Hill.

บรรณานุกรม (ต่อ)

Schreckling, Kurt. (1988). *Gasturbine Engine for Model Aircraft*.

Turton, R.K. (1995). *Principle of Turbomachinery*. 2nd Chapman & Hall.

Walsh, Philip P. & Fletcher, Paul. (1998). *Gas Turbine Performance*. 1st Black Science.

ภาคผนวก

- ภาคผนวก ก. คำ Flow function ของอากาศแห้ง และก๊าซที่ได้จากการเผาไหม้
 น้ำมันก๊าด
- ภาคผนวก ข. คำอธิบายสัญลักษณ์

ภาคผนวก ก.

ค่า Flow function ของอากาศแห้ง และก๊าซที่ได้จากการเผาไหม้น้ำมันก๊าด

ภาคผนวก ก.

ตาราง ก.1 ค่า Flow function ของอากาศแห้ง และก๊าซที่ได้จากการเผาไหม้น้ำมันก๊าด

(a) Gamma = 1.4 – compressors

Mach No.	P/PS (-)	(P – PS)/P %	T/TS (-)	V/ $\sqrt{T}$ m/ $\sqrt{K}$ s	q kg $\sqrt{K/m^2}$ kPa s	Q kg $\sqrt{K/m^2}$ kPa s
0.01	1.0001	0.0070	1.0000	0.2005	0.6983	0.6983
0.02	1.0003	0.0280	1.0001	0.4010	1.3967	1.3963
0.03	1.0006	0.0630	1.0002	0.6014	2.0951	2.0938
0.04	1.0011	0.1119	1.0003	0.8018	2.7937	2.7906
0.05	1.0018	0.1748	1.0005	1.0022	3.4924	3.4863
0.06	1.0025	0.2516	1.0007	1.2025	4.1914	4.1808
0.07	1.0034	0.3422	1.0010	1.4027	4.8906	4.8738
0.08	1.0045	0.4467	1.0013	1.6028	5.5900	5.5651
0.09	1.0057	0.5649	1.0016	1.8029	6.2899	6.2543
0.10	1.0070	0.6969	1.0020	2.0028	6.9901	6.9414
0.11	1.0085	0.8424	1.0024	2.2027	7.6907	7.6259
0.12	1.0101	1.0015	1.0029	2.4024	8.3918	8.3077
0.13	1.0119	1.1741	1.0034	2.6019	9.0933	8.9866
0.14	1.0138	1.3600	1.0039	2.8013	9.7955	9.6622
0.15	1.0158	1.5592	1.0045	3.0005	10.4982	10.3345
0.16	1.0180	1.7715	1.0051	3.1996	11.2015	11.0031
0.17	1.0204	1.9970	1.0058	3.3984	11.9055	11.6678
0.18	1.0229	2.2353	1.0065	3.5971	12.6102	12.3283
0.19	1.0255	2.4865	1.0072	3.7955	13.3157	12.9846
0.20	1.0283	2.7503	1.0080	3.9937	14.0219	13.6363
0.21	1.0312	3.0267	1.0088	4.1917	14.7290	14.2832
0.22	1.0343	3.3155	1.0097	4.3895	15.4370	14.9252
0.23	1.0375	3.6165	1.0106	4.5869	16.1458	15.5619
0.24	1.0409	3.9297	1.0115	4.7841	16.8557	16.1933
0.25	1.0444	4.2547	1.0125	4.9811	17.5665	16.8191
0.26	1.0481	4.5915	1.0135	5.1777	18.2783	17.4391
0.27	1.0520	4.9400	1.0146	5.3740	18.9913	18.0531
0.28	1.0560	5.2998	1.0157	5.5701	19.7053	18.6610
0.29	1.0601	5.6709	1.0168	5.7658	20.4206	19.2625
0.30	1.0644	6.0530	1.0180	5.9611	21.1370	19.8575
0.31	1.0689	6.4460	1.0192	6.1561	21.8546	20.4459
0.32	1.0735	6.8497	1.0205	6.3508	22.5735	21.0273
0.33	1.0783	7.2638	1.0218	6.5451	23.2938	21.6018
0.34	1.0833	7.6882	1.0231	6.7390	24.0154	22.1690
0.35	1.0884	8.1227	1.0245	6.9325	24.7384	22.7290
0.36	1.0937	8.5670	1.0259	7.1257	25.4628	23.2814
0.37	1.0992	9.0210	1.0274	7.3184	26.1887	23.8263
0.38	1.1048	9.4844	1.0289	7.5107	26.9162	24.3633
0.39	1.1106	9.9570	1.0304	7.7026	27.6452	24.8925
0.40	1.1166	10.4386	1.0320	7.8941	28.3757	25.4137
0.41	1.1227	10.9289	1.0336	8.0851	29.1080	25.9268
0.42	1.1290	11.4278	1.0353	8.2756	29.8418	26.4316
0.43	1.1355	11.9349	1.0370	8.4657	30.5774	26.9280
0.44	1.1422	12.4502	1.0387	8.6553	31.3148	27.4160
0.45	1.1491	12.9733	1.0405	8.8445	32.0539	27.8955
0.46	1.1561	13.5040	1.0423	9.0331	32.7949	28.3663
0.47	1.1634	14.0420	1.0442	9.2213	33.5377	28.8283
0.48	1.1708	14.5872	1.0461	9.4089	34.2824	29.2815
0.49	1.1784	15.1393	1.0480	9.5960	35.0290	29.7259
0.50	1.1862	15.6981	1.0500	9.7826	35.7777	30.1613

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

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

V is velocity, m/s.

PS is static pressure, kPa.

TS is static temperature, K.

W is flow, kg/s.

P is total pressure, kPa.

T is total temperature, K.

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

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

ตาราง ก.1 ค่า Flow function ของอากาศแห้ง และก๊าซที่ได้จากการเผาไหม้น้ำมันก๊าด
(ต่อ)

(a) Gamma = 1.4 – compressors						
Mach No.	P/PS (-)	(P – PS)/P %	T/TS (-)	V/ $\sqrt{T}$ m/ $\sqrt{K}$ s	q kg $\sqrt{K/m^2}$ kPa s	Q kg $\sqrt{K/m^2}$ kPa s
0.51	1.1942	16.2633	1.0520	9.9687	36.5283	30.5876
0.52	1.2024	16.8346	1.0541	10.1542	37.2810	31.0049
0.53	1.2108	17.4119	1.0562	10.3392	38.0358	31.4130
0.54	1.2194	17.9950	1.0583	10.5236	38.7927	31.8119
0.55	1.2283	18.5835	1.0605	10.7075	39.5517	32.2016
0.56	1.2373	19.1772	1.0627	10.8908	40.3130	32.5821
0.57	1.2465	19.7759	1.0650	11.0735	41.0765	32.9532
0.58	1.2560	20.3794	1.0673	11.2556	41.8422	33.3150
0.59	1.2656	20.9873	1.0696	11.4372	42.6103	33.6675
0.60	1.2755	21.5996	1.0720	11.6181	43.3807	34.0106
0.61	1.2856	22.2159	1.0744	11.7984	44.1534	34.3443
0.62	1.2959	22.8361	1.0769	11.9781	44.9286	34.6687
0.63	1.3065	23.4598	1.0794	12.1572	45.7062	34.9836
0.64	1.3173	24.0869	1.0819	12.3357	46.4863	35.2892
0.65	1.3283	24.7171	1.0845	12.5135	47.2689	35.5854
0.66	1.3396	25.3502	1.0871	12.6907	48.0541	35.8723
0.67	1.3511	25.9860	1.0898	12.8673	48.8418	36.1498
0.68	1.3628	26.6242	1.0925	13.0432	49.6321	36.4180
0.69	1.3748	27.2647	1.0952	13.2184	50.4251	36.6769
0.70	1.3871	27.9072	1.0980	13.3930	51.2208	36.9265
0.71	1.3996	28.5515	1.1008	13.5669	52.0192	37.1669
0.72	1.4124	29.1975	1.1037	13.7402	52.8204	37.3982
0.73	1.4254	29.8448	1.1066	13.9127	53.6243	37.6203
0.74	1.4387	30.4932	1.1095	14.0846	54.4310	37.8333
0.75	1.4523	31.1427	1.1125	14.2558	55.2406	38.0372
0.76	1.4661	31.7930	1.1155	14.4263	56.0531	38.2322
0.77	1.4802	32.4438	1.1186	14.5961	56.8685	38.4182
0.78	1.4947	33.0950	1.1217	14.7652	57.6868	38.5954
0.79	1.5094	33.7464	1.1248	14.9337	58.5081	38.7637
0.80	1.5243	34.3978	1.1280	15.1014	59.3324	38.9233
0.81	1.5396	35.0491	1.1312	15.2683	60.1597	39.0743
0.82	1.5552	35.7000	1.1345	15.4346	60.9901	39.2167
0.83	1.5711	36.3504	1.1378	15.6002	61.8237	39.3505
0.84	1.5873	37.0000	1.1411	15.7650	62.6603	39.4760
0.85	1.6038	37.6488	1.1445	15.9291	63.5001	39.5930
0.86	1.6207	38.2966	1.1479	16.0925	64.3431	39.7019
0.87	1.6378	38.9431	1.1514	16.2551	65.1893	39.8025
0.88	1.6553	39.5883	1.1549	16.4170	66.0387	39.8951
0.89	1.6731	40.2320	1.1584	16.5782	66.8914	39.9797
0.90	1.6913	40.8740	1.1620	16.7386	67.7475	40.0564
0.91	1.7098	41.5142	1.1656	16.8983	68.6068	40.1253
0.92	1.7287	42.1524	1.1693	17.0573	69.4696	40.1865
0.93	1.7479	42.7886	1.1730	17.2154	70.3357	40.2401
0.94	1.7675	43.4225	1.1767	17.3729	71.2052	40.2862
0.95	1.7874	44.0540	1.1805	17.5296	72.0782	40.3249
0.96	1.8078	44.6830	1.1843	17.6855	72.9547	40.3563
0.97	1.8285	45.3095	1.1882	17.8407	73.8347	40.3806
0.98	1.8496	45.9331	1.1921	17.9951	74.7182	40.3978
0.99	1.8710	46.5540	1.1960	18.1487	75.6052	40.4080
1.00	1.8929	47.1718	1.2000	18.3016	76.4959	40.4114

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

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

V is velocity, m/s.

PS is static pressure, kPa.

TS is static temperature, K.

W is flow, kg/s.

P is total pressure, kPa.

T is total temperature, K.

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

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

ตาราง ก. 1 ค่า Flow function ของอากาศแห้ง และก๊าซที่ได้จากการเผาไหม้น้ำมันก๊าด
(ต่อ)

(b) Gamma = 1.33 – turbines						
Mach No.	P/PS (–)	(P – PS)/P %	T/TS (–)	V/√T m/√K s	q kg √K/m ² kPa s	Q kg √K/m ² kPa s
0.01	1.0001	0.0066	1.0000	0.1954	0.6806	0.6806
0.02	1.0003	0.0266	1.0001	0.3908	1.3613	1.3609
0.03	1.0006	0.0598	1.0001	0.5862	2.0420	2.0408
0.04	1.0011	0.1063	1.0003	0.7815	2.7229	2.7200
0.05	1.0017	0.1661	1.0004	0.9768	3.4038	3.3982
0.06	1.0024	0.2390	1.0006	1.1721	4.0850	4.0752
0.07	1.0033	0.3252	1.0008	1.3673	4.7663	4.7508
0.08	1.0043	0.4245	1.0011	1.5624	5.4479	5.4248
0.09	1.0054	0.5368	1.0013	1.7575	6.1297	6.0968
0.10	1.0067	0.6622	1.0017	1.9525	6.8119	6.7668
0.11	1.0081	0.8006	1.0020	2.1473	7.4944	7.4344
0.12	1.0096	0.9519	1.0024	2.3421	8.1772	8.0994
0.13	1.0113	1.1160	1.0028	2.5368	8.8605	8.7616
0.14	1.0131	1.2929	1.0032	2.7313	9.5442	9.4208
0.15	1.0150	1.4824	1.0037	2.9257	10.2283	10.0767
0.16	1.0171	1.6845	1.0042	3.1199	10.9130	10.7292
0.17	1.0194	1.8990	1.0048	3.3140	11.5982	11.3780
0.18	1.0217	2.1259	1.0053	3.5080	12.2840	12.0228
0.19	1.0242	2.3651	1.0060	3.7017	12.9704	12.6636
0.20	1.0269	2.6164	1.0066	3.8953	13.6574	13.3001
0.21	1.0297	2.8798	1.0073	4.0887	14.3451	13.9320
0.22	1.0326	3.1550	1.0080	4.2819	15.0335	14.5592
0.23	1.0356	3.4420	1.0087	4.4749	15.7226	15.1814
0.24	1.0389	3.7406	1.0095	4.6677	16.4125	15.7986
0.25	1.0422	4.0506	1.0103	4.8602	17.1032	16.4104
0.26	1.0457	4.3721	1.0112	5.0525	17.7947	17.0167
0.27	1.0494	4.7047	1.0120	5.2446	18.4871	17.6174
0.28	1.0532	5.0483	1.0129	5.4364	19.1804	18.2121
0.29	1.0571	5.4028	1.0139	5.6279	19.8747	18.8009
0.30	1.0612	5.7680	1.0149	5.8192	20.5699	19.3834
0.31	1.0655	6.1437	1.0159	6.0102	21.2661	19.9595
0.32	1.0699	6.5298	1.0169	6.2009	21.9633	20.5291
0.33	1.0744	6.9260	1.0180	6.3913	22.6616	21.0920
0.34	1.0791	7.3323	1.0191	6.5814	23.3610	21.6481
0.35	1.0840	7.7484	1.0202	6.7712	24.0615	22.1971
0.36	1.0890	8.1741	1.0214	6.9607	24.7632	22.7390
0.37	1.0942	8.6092	1.0226	7.1498	25.4660	23.2736
0.38	1.0995	9.0536	1.0238	7.3386	26.1701	23.8008
0.39	1.1051	9.5070	1.0251	7.5270	26.8755	24.3204
0.40	1.1107	9.9693	1.0264	7.7151	27.5821	24.8324
0.41	1.1166	10.4403	1.0277	7.9029	28.2901	25.3377
0.42	1.1226	10.9196	1.0291	8.0902	28.9994	25.8327
0.43	1.1288	11.4072	1.0305	8.2772	29.7101	26.3210
0.44	1.1351	11.9029	1.0319	8.4638	30.4222	26.8010
0.45	1.1416	12.4064	1.0334	8.6500	31.1357	27.2729
0.46	1.1483	12.9174	1.0349	8.8358	31.8507	27.7364
0.47	1.1552	13.4359	1.0364	9.0212	32.5672	28.1915
0.48	1.1623	13.9615	1.0380	9.2062	33.2853	28.6382
0.49	1.1695	14.4941	1.0396	9.3908	34.0049	29.0762
0.50	1.1769	15.0335	1.0413	9.5749	34.7262	29.5056

Use for diesel fuel incurs negligible error.

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

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

V is velocity, m/s

PS is static pressure, kPa.

TS is static temperature, K.

W is flow, kg/s

P is total pressure, kPa.

T is total temperature, K.

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

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

ตาราง ก.1 ค่า Flow function ของอากาศแห้ง และก๊าซที่ได้จากการเผาไหม้น้ำมันก๊าด
(ต่อ)

(b) Gamma = 1.33 – turbines						
Mach No.	P/PS (–)	(P – PS)/P %	T/TS (–)	V/√T m/√K s	q kg √K/m ² kPa s	Q kg √K/m ² kPa s
0.51	1.1845	15.5793	1.0429	9.7586	35.4490	29.9263
0.52	1.1923	16.1315	1.0446	9.9419	36.1735	30.3382
0.53	1.2003	16.6898	1.0463	10.1247	36.8997	30.7413
0.54	1.2085	17.2539	1.0481	10.3070	37.6277	31.1354
0.55	1.2169	17.8237	1.0499	10.4889	38.3573	31.5206
0.56	1.2255	18.3989	1.0517	10.6703	39.0888	31.8969
0.57	1.2343	18.9794	1.0536	10.8512	39.8221	32.2641
0.58	1.2432	19.5648	1.0555	11.0316	40.5572	32.6222
0.59	1.2524	20.1550	1.0574	11.2116	41.2941	32.9713
0.60	1.2618	20.7497	1.0594	11.3910	42.0330	33.3113
0.61	1.2714	21.3488	1.0614	11.5700	42.7738	33.6421
0.62	1.2813	21.9520	1.0634	11.7484	43.5166	33.9638
0.63	1.2913	22.5591	1.0655	11.9264	44.2613	34.2763
0.64	1.3016	23.1700	1.0676	12.1038	45.0081	34.5797
0.65	1.3121	23.7842	1.0697	12.2807	45.7568	34.8739
0.66	1.3228	24.4018	1.0719	12.4570	46.5077	35.1590
0.67	1.3337	25.0224	1.0741	12.6328	47.2607	35.4349
0.68	1.3449	25.6458	1.0763	12.8081	48.0158	35.7017
0.69	1.3563	26.2719	1.0786	12.9829	48.7730	35.9594
0.70	1.3680	26.9004	1.0809	13.1570	49.5325	36.2080
0.71	1.3799	27.5311	1.0832	13.3306	50.2941	36.4476
0.72	1.3921	28.1639	1.0855	13.5037	51.0580	36.6781
0.73	1.4045	28.7984	1.0879	13.6762	51.8242	36.8996
0.74	1.4171	29.4346	1.0904	13.8481	52.5926	37.1122
0.75	1.4300	30.0723	1.0928	14.0194	53.3634	37.3158
0.76	1.4432	30.7112	1.0953	14.1902	54.1365	37.5106
0.77	1.4567	31.3511	1.0978	14.3604	54.9120	37.6965
0.78	1.4704	31.9919	1.1004	14.5300	55.6899	37.8737
0.79	1.4844	32.6333	1.1030	14.6990	56.4702	38.0421
0.80	1.4987	33.2753	1.1056	14.8673	57.2530	38.2019
0.81	1.5133	33.9176	1.1083	15.0351	58.0383	38.3531
0.82	1.5281	34.5600	1.1109	15.2023	58.8260	38.4958
0.83	1.5433	35.2023	1.1137	15.3689	59.6163	38.6300
0.84	1.5587	35.8445	1.1164	15.5349	60.4092	38.7558
0.85	1.5745	36.4863	1.1192	15.7002	61.2047	38.8734
0.86	1.5905	37.1275	1.1220	15.8649	62.0027	38.9826
0.87	1.6069	37.7681	1.1249	16.0290	62.8034	39.0838
0.88	1.6236	38.4077	1.1278	16.1925	63.6068	39.1768
0.89	1.6406	39.0464	1.1307	16.3553	64.4128	39.2619
0.90	1.6579	39.6839	1.1337	16.5175	65.2216	39.3391
0.91	1.6756	40.3201	1.1366	16.6791	66.0331	39.4085
0.92	1.6936	40.9548	1.1397	16.8400	66.8473	39.4701
0.93	1.7120	41.5879	1.1427	17.0003	67.6643	39.5241
0.94	1.7307	42.2193	1.1458	17.1600	68.4842	39.5706
0.95	1.7497	42.8488	1.1489	17.3190	69.3069	39.6097
0.96	1.7692	43.4763	1.1521	17.4773	70.1324	39.6414
0.97	1.7890	44.1016	1.1552	17.6350	70.9608	39.6659
0.98	1.8091	44.7247	1.1585	17.7921	71.7921	39.6833
0.99	1.8297	45.3454	1.1617	17.9485	72.6264	39.6937
1.00	1.8506	45.9636	1.1650	18.1042	73.4636	39.6971

Use for diesel fuel incurs negligible error.

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

q is static flow function $W\sqrt{TS/A.PS.}$

V is velocity, m/s

PS is static pressure, kPa.

TS is static temperature, K.

W is flow, kg/s

P is total pressure, kPa.

T is total temperature, K.

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

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

ภาคผนวก ข.
คำอธิบายสัญลักษณ์

คำอธิบายสัญลักษณ์

สัญลักษณ์	ความหมาย	หน่วย
A	พื้นที่	m ²
a	ความเร็วเสียง	m/s
b	ความสูงของใบพัด	m
C	ความเร็วสมบูรณ์	m/s
C _a	ความเร็วในแนวแกนเพลลา	m/s
C _r	ความเร็วในแนวรัศมี	m/s
C _x , C _θ	ความเร็วในแนวเส้นสัมผัส	m/s
c _p	ค่าความจุความร้อนจำเพาะ	J/kg
d	เส้นผ่าศูนย์กลาง	m
F	แรงขับ	N
f	เชื้อเพลิง	-
h	เอนทาลปี	J/kg
M	มัคนัมเบอร์, มวลของโมเลกุล	-, mol
m	มวล	N
N	ความเร็วรอบ	rpm
NGV	Nozzle guide vane	-
P	กำลังงาน	W
p	ความดัน	kPa
Q	ปริมาณความร้อน	J
R	ค่าคงที่ของอากาศ	J/kg
r	อัตราส่วนการอัดตัว	-
SFC	อัตราสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงจำเพาะ	kg/N-hr
T	อุณหภูมิ	K
t	ความกว้างของช่องทาง (Throat)	m
U	ความเร็วเชิงเส้น	m/s
W	งาน	J
w	ความเร็วสัมผัส	m/s

คำอธิบายสัญลักษณ์ (ต่อ)

สัญลักษณ์	ความหมาย	หน่วย
z	จำนวนใบพัด	ใบ
α	ทิศทางการไหล	degree
β	มุมเอียงของใบพัด	degree
γ	อัตราส่วนความร้อนจำเพาะ	-
η	ประสิทธิภาพ, ค่าสัมประสิทธิ์	%
ρ	ความหนาแน่น	kg/m ³
σ_s	Slip factor	-
Ω, ω	ความเร็วเชิงมุม	rad/s
ψ	ตัวประกอบกำลังงาน	-

เครื่องหมายข้างล่าง (Subscript)	ความหมาย
0	Stagnation, total
1	ทางเข้าอิมเพลเลอร์, ทางเข้า NGV
2	ทางออกอิมเพลเลอร์, ทางออก NGV
3	ทางออกดิฟฟูเซอร์, ทางออกกังหัน
a	แนวแกนเพลลา
air	อากาศ
act	actual
b	ห้องเผาไหม้
c	คอมเพรสเซอร์
diff	ดิฟฟูเซอร์
f	fuel
g	ก๊าซจากการเผาไหม้
h	ดุมใบพัด (hub)
in	ทางเข้า

คำอธิบายสัญลักษณ์ (ต่อ)

เครื่องหมายข้างล่าง (Subscript)	ความหมาย
is	Isentropic
j	ท่อไอพ่น
m	mechanical
r,rel	Relative
s	ขอบใบพัดที่ทางเข้า
T	throat, กังหัน
t	กังหัน

ประวัติย่อผู้วิจัย

ประวัติย่อผู้วิจัย

ชื่อ ชื่อสกุล	นายกิตติ แก้วชาติ
วันเดือนปีเกิด	15 สิงหาคม พ.ศ. 2512
สถานที่เกิด	สุโขทัย
สถานที่อยู่ปัจจุบัน	53 มิตรภาพ ซอย 8 ต.ในเมือง อ.เมือง จ.นครราชสีมา 30000
ตำแหน่งหน้าที่การงานปัจจุบัน	อาจารย์ ระดับ 6
สถานที่ทำงานปัจจุบัน	มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลอีสาน วิทยาเขต ภาคตะวันออกเฉียงเหนือ
ประวัติการศึกษา	
พ.ศ. 2526	มัธยมศึกษาตอนต้น โรงเรียนสุโขทัยวิทยาคม
พ.ศ. 2529	ประกาศนียบัตรวิชาชีพ วิทยาลัยเทคนิคสุโขทัย
พ.ศ. 2531	ประกาศนียบัตรวิชาชีพชั้นสูง สถาบันเทคโนโลยีราชมงคล วิทยาเขตเทคนิคพายัพ
พ.ศ. 2537	อุดมศึกษา (วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต) วิศวกรรมเครื่องกล สถาบันเทคโนโลยีราชมงคล วิทยาเขตภาคตะวันออกเฉียงเหนือ
พ.ศ. 2551	บัณฑิตศึกษา (วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต) วิศวกรรมเครื่องกล มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ