



รายงานวิจัยฉบับสมบูรณ์

โครงการ การระบายความร้อนจากแหล่งกำเนิด
ความร้อนเดียวที่มีครีปโดยใช้อากาศพุ่งชน

โดย ผศ.ดร. สุรัชย์ สนิทใจ

สิงหาคม 2552

สัญญาเลขที่ MRG4880089

รายงานวิจัยฉบับสมบูรณ์

โครงการ การระบายความร้อนจากแหล่งกำเนิด
ความร้อนเดียวที่มีครีปโดยใช้อากาศพุ่งชน

ผศ.ดร. สุรัชย์ สนิทใจ

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี

สนับสนุนโดยสำนักงานคณะกรรมการการอุดมศึกษา
และสำนักงานกองทุนสนับสนุนการวิจัย

(ความเห็นในรายงานนี้เป็นของผู้วิจัย สกอ. และ สกว. ไม่จำเป็นต้องเห็นด้วยเสมอไป)

สารบัญ

	หน้า
สารบัญ	2
สารบัญตาราง	3
สารบัญรูป	4
บทคัดย่อ	11
Abstract	13
1. บทนำ	15
1.1 ที่มาและความสำคัญ	15
1.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง	16
2. วัตถุประสงค์และขอบเขตของโครงการ	29
2.1 วัตถุประสงค์ของงานวิจัย	29
2.2 ขอบเขตงานวิจัย	29
3. อุปกรณ์และวิธีการทดลอง	30
3.1 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง	30
3.2 อุปกรณ์การทดลอง	35
3.3 วิธีการทดลอง	37
4. ผลการทดลองและวิจารณ์ผล	54
4.1 คุณลักษณะการไหลของลำอากาศ	54
4.2 คุณลักษณะการถ่ายเทความร้อนของลำอากาศพุ่งชน	55
4.3 สมการสหสัมพันธ์	58
5. สรุปผลการทดลอง	111
5.1 สรุปผลการทดลอง	111
5.2 ข้อเสนอแนะ	112
เอกสารอ้างอิง	113

สารบัญตาราง

ตารางที่

หน้า

1 ขนาดของ Pin-Fin Heat Sink

7

สารบัญภาพ

ภาพที่	หน้า
1.1 ลักษณะลำอากาศพุ่งชนแผ่นเรียบ [1]	20
1.2 ค่า $Nu/Pr^{0.33}$ ตามเลขเรย์โนลด์ส์ (Re_d) ที่ มุมตกกระทบต่างๆ [4]	20
1.3 ค่า Nu_0 ตามระยะหัวฉีด (Z_n/D) ที่ Stagnation point [5]	21
1.4 ค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อน (h) ตามระยะรัศมี (r/D) ที่ ระยะหัวฉีด (Z_n/D) ต่างๆ [5]	21
1.5 รูปแบบขอบเขตการไหลของ Obot และคณะ [6]	22
1.6 ผังอุปกรณ์การทดลองของ Brignoni และ Garimella [7]	22
1.7 การติดตั้งครีบบนแหล่งกำเนิดความร้อน Brignoni และ Garimella [7]	23
1.8 อิทธิพลของระยะระหว่างหัวฉีดกับปลายครีบบที่มีต่อค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนครีบบ [7]	23
1.9 อิทธิพลของเลขเรย์โนลด์ส์ที่มีต่อค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อน [7]	24
1.10 ผังอุปกรณ์การทดลองของ El-Sheikh และ Garimella [8]	24
1.11 ตำแหน่งเทอร์โมคัปเปิลในการทดลองของ El-Sheikh และ Garimella [8]	25
1.12 ค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนครีบบระบายความร้อน [8]	25
1.13 ผังอุปกรณ์การทดลองของ Li และคณะ [9]	26
1.14 รูปร่างครีบบระบายความร้อนของ Li และคณะ [9]	26
1.15 อิทธิพลของเลขเรย์โนลด์ส์ที่มีผลต่อค่าความต้านทานความร้อนของ Heat Sink ในช่วง $0.08 < W/L < 0.12$ ที่ $Y/D = 12$ [9]	27
1.16 อิทธิพลของเลขเรย์โนลด์ส์ที่มีผลต่อค่าความต้านทานความร้อนของ Heat Sink ในช่วง $4 < Y/D < 28$ ที่ $W/L = 0.1$ และ $H/L = 0.5$ [9]	27
1.17 ผังอุปกรณ์การทดลองของ กลัปทวี และคณะ [10]	28
1.18 ค่าสัดส่วนของค่า Thermal Resistance ที่ไม่มีการติดตั้งครีบบ ต่อค่า Thermal Resistance ที่มีการติดตั้งครีบบ [10]	28
3.1 ภาพของ Heat Sink แบบต่างๆ [11]	40
3.2 ภาพของ Microchannels [12]	40
3.3 ภาพของ Porous Media [13]	41
3.4 ภาพของ Plate-Fin Heat Sink	41
3.5 ภาพของ Pin-Fin Heat Sink	41
3.6 ภาพการพุ่งชนของอากาศบนแผ่นเรียบ	42
3.7 ของไหลนาโน TiO_2 และ ของไหลนาโน Ag	42

3.8	แผนผังของ (ก) Thermosyphons และ (ข) Heat Pipe	43
3.9	ภาพของ Wick ภายใน Heat Pipe	43
3.10	โครงสร้างของเทอร์โมอิเล็กทริก [14]	44
3.11	ลักษณะลำอากาศพุ่งชนแผ่นเรียบ [1]	44
3.12	ผังอุปกรณ์ทดลอง	45
3.13	อุปกรณ์วัดความเร็วลมเฉลี่ย (Testo model 435)	45
3.14	อุปกรณ์วัดความเร็วลมเฉพาะจุด (Dantec model 90c10)	46
3.15	ผังการต่ออุปกรณ์วัดความเร็วลมเฉพาะจุด	46
3.16	ชุดเก็บข้อมูล (Keithley models 2700)	47
3.17	การ์ด Differential Multiplexer Module (Keithley models 7700)	47
3.18	วงจรเทอร์โมคัปเปิล [15]	48
3.19	เทอร์โมคัปเปิลแบบ T	48
3.20	แหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสตรง	49
3.21	แหล่งกำเนิดความร้อนเดี่ยว และ ฮีตเตอร์แบบแท่ง	49
3.22	ขนาดของ Pin-Fin Heat Sink No.1	50
3.23	ขนาดของ Pin-Fin Heat Sink No.2	50
3.24	ขนาดของ Pin-Fin Heat Sink No.3	51
3.25	ขนาดของ Pin-Fin Heat Sink No.4	51
3.26	ขนาดของ Pin-Fin Heat Sink No.5	52
3.27	ผังอุปกรณ์ที่ใช้ทดสอบ กรณี Free Jet	52
3.28	ผังอุปกรณ์ที่ใช้ทดสอบ กรณี Confined Jet	53
3.29	การติดตั้งครีบบระบายความร้อนบนแหล่งกำเนิดความร้อนเดี่ยว	53
4.1	กระจายความเร็วของลำอากาศที่ออกจากหัวฉีด	61
4.2	กระจายความเร็วแบบไร้มิติของลำอากาศที่ออกจากหัวฉีด	61
4.3	กระจายความเร็วแบบไร้มิติของลำอากาศที่ระยะ H/d ต่างๆ	62
4.4	ความเข้มของความปั่นป่วน (Turbulence Intensity) ของลำอากาศที่ระยะ H/d ต่างๆ	63
4.5	ความเร็วแบบไร้มิติในแนวเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด	64
4.6	ความเข้มของความปั่นป่วน (Turbulence Intensity) ในแนวเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด	64
4.7	กระจายความเร็วแบบไร้มิติของลำอากาศที่ $Re = 15,000$	65
4.8	กระจายความเร็วแบบไร้มิติของลำอากาศที่ $Re = 20,000$	65
4.9	กระจายความเร็วแบบไร้มิติของลำอากาศที่ $Re = 25,000$	66
4.10	กระจายความเร็วแบบไร้มิติของลำอากาศที่ $Re = 30,000$	66
4.11	กระจายความเร็วแบบไร้มิติของลำอากาศที่ $Re = 35,000$	67
4.12	กระจายความเร็วแบบไร้มิติของลำอากาศที่ $Re = 40,000$	67

4.13	กระจายความเร็วแบบไร้มิติของลำอากาศที่ $Re = 45,000$	68
4.14	ความเข้มของความปั่นป่วน (Turbulence Intensity) ของลำอากาศที่ $Re = 15,000$	68
4.15	ความเข้มของความปั่นป่วน (Turbulence Intensity) ของลำอากาศที่ $Re = 20,000$	69
4.16	ความเข้มของความปั่นป่วน (Turbulence Intensity) ของลำอากาศที่ $Re = 25,000$	69
4.17	ความเข้มของความปั่นป่วน (Turbulence Intensity) ของลำอากาศที่ $Re = 30,000$	70
4.18	ความเข้มของความปั่นป่วน (Turbulence Intensity) ของลำอากาศที่ $Re = 35,000$	70
4.19	ความเข้มของความปั่นป่วน (Turbulence Intensity) ของลำอากาศที่ $Re = 40,000$	71
4.20	ความเข้มของความปั่นป่วน (Turbulence Intensity) ของลำอากาศที่ $Re = 45,000$	71
4.21	อิทธิพลของระยะหัวฉีดที่มีผลต่อค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.1 กรณี Free Jet ในช่วง $15,000 < Re < 45,000$	72
4.22	อิทธิพลของระยะหัวฉีดที่มีผลต่อค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.1 กรณี Confined Jet ในช่วง $15,000 < Re < 45,000$	72
4.23	อิทธิพลของระยะหัวฉีดที่มีผลต่อค่าความต้านทานความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.1 กรณี Free Jet ในช่วง $15,000 < Re < 45,000$	73
4.24	อิทธิพลของระยะหัวฉีดที่มีผลต่อค่าความต้านทานความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.1 กรณี Confined Jet ในช่วง $15,000 < Re < 45,000$	73
4.25	อิทธิพลของระยะหัวฉีดที่มีผลต่อค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.2 กรณี Free Jet ในช่วง $15,000 < Re < 45,000$	74
4.26	อิทธิพลของระยะหัวฉีดที่มีผลต่อค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.2 กรณี Confined Jet ในช่วง $15,000 < Re < 45,000$	74
4.27	อิทธิพลของระยะหัวฉีดที่มีผลต่อค่าความต้านทานความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.2 กรณี Free Jet ในช่วง $15,000 < Re < 45,000$	75
4.28	อิทธิพลของระยะหัวฉีดที่มีผลต่อค่าความต้านทานความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.2 กรณี Confined Jet ในช่วง $15,000 < Re < 45,000$	75
4.29	อิทธิพลของระยะหัวฉีดที่มีผลต่อค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.3 กรณี Free Jet ในช่วง $15,000 < Re < 45,000$	76
4.30	อิทธิพลของระยะหัวฉีดที่มีผลต่อค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.3 กรณี Confined Jet ในช่วง $15,000 < Re < 45,000$	76
4.31	อิทธิพลของระยะหัวฉีดที่มีผลต่อค่าความต้านทานความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.3 กรณี Free Jet ในช่วง $15,000 < Re < 45,000$	77
4.32	อิทธิพลของระยะหัวฉีดที่มีผลต่อค่าความต้านทานความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.3 กรณี Confined Jet ในช่วง $15,000 < Re < 45,000$	77
4.33	อิทธิพลของระยะหัวฉีดที่มีผลต่อค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.4 กรณี Free Jet ในช่วง $15,000 < Re < 45,000$	78

4.85	อิทธิพลของพื้นที่ฐานของครีปที่มีผลต่อค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.1 และ No.3 กรณี Free Jet ในช่วง $15,000 < Re < 45,000$	104
4.86	อิทธิพลของพื้นที่ฐานของครีปที่มีผลต่อค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.1 และ No.3 กรณี Confined Jet ในช่วง $15,000 < Re < 45,000$	104
4.87	อิทธิพลของพื้นที่ฐานของครีปที่มีผลต่อค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.1 และ No.3 กรณี Free Jet ในช่วง $1 < H/d < 6$	105
4.88	อิทธิพลของพื้นที่ฐานของครีปที่มีผลต่อค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.1 และ No.3 กรณี Confined Jet ในช่วง $1 < H/d < 6$	105
4.89	อิทธิพลของพื้นที่ฐานของครีปที่มีผลต่อค่าความต้านทานความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.1 และ No.3 กรณี Free Jet ในช่วง $15,000 < Re < 45,000$	106
4.90	อิทธิพลของพื้นที่ฐานของครีปที่มีผลต่อค่าความต้านทานความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.1 และ No.3 กรณี Confined Jet ในช่วง $15,000 < Re < 45,000$	106
4.91	อิทธิพลของพื้นที่ฐานของครีปที่มีผลต่อค่าความต้านทานความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.1 และ No.3 กรณี Free Jet ในช่วง $1 < H/d < 6$	107
4.92	อิทธิพลของพื้นที่ฐานของครีปที่มีผลต่อค่าความต้านทานความร้อนของ Pin-Fin Heat Sink No.1 และ No.3 กรณี Confined Jet ในช่วง $1 < H/d < 6$	107
4.93	สหสัมพันธ์ของสัมประสิทธิ์การพาความร้อน (h_c) กรณี Free Jet	108
4.94	สหสัมพันธ์ของสัมประสิทธิ์การพาความร้อน (h_c) กรณี Confined Jet	108
4.95	สหสัมพันธ์ของความต้านทานความร้อน (R_{th}) กรณี Free Jet	109
4.96	สหสัมพันธ์ของความต้านทานความร้อน (R_{th}) กรณี Confined Jet	109
4.97	สหสัมพันธ์ของ Nu กรณี Free Jet	110
4.98	สหสัมพันธ์ของ Nu กรณี Confined Jet	110

บทคัดย่อ

Project Code : MRG4880089

Project Title : การระบายความร้อนจากแหล่งกำเนิดความร้อนเดี่ยวที่มีครีบบนผิวโดยใช้อากาศพุ่งชน

Investigator : Asst.Prof.Dr. Surachai Sanitjai

Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering,

King Mongkut's University of Technology Thonburi

E-mail Address : surachai.san@kmutt.ac.th

Project Period : 2 years

งานวิจัยนี้เป็นการศึกษาคุณลักษณะการไหลและการถ่ายเทความร้อนของลำอากาศที่พุ่งชนครีบบนผิวระบายความร้อน ภายใต้ขอบเขตทางความร้อนแบบฟลักซ์ความร้อนคงที่ (Constant Heat Flux) ลำอากาศถูกปล่อยออกมาจากหัวฉีดที่ทำจากท่อตรงขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง (d) 60 มิลลิเมตร โดยมีลักษณะการไหลเป็นการไหลแบบพัฒนาเต็มที่ (Fully Developed Flow) งานวิจัยนี้ได้ศึกษาถึงอิทธิพลของเลขเรย์โนลด์ส์ (Re) ระยะระหว่างหัวฉีดกับครีบบนผิว (H) ความสูงของครีบบนผิว (h_{fin}) ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของครีบบนผิว (d_{fin}) และขนาดพื้นที่ฐาน (A_{base}) ที่มีผลต่อค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อน (h_c) และค่าความต้านทานความร้อน (R_{th}) โดยเลขเรย์โนลด์ส์มีค่าระหว่าง 15,000 ถึง 45,000 ระยะห่างระหว่างหัวฉีดกับฐานครีบบนผิว (H/d) มีค่าระหว่าง 1 ถึง 6 ความสูงของครีบบนผิว (h_{fin}) เท่ากับ 10 มิลลิเมตร และ 20 มิลลิเมตร ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของครีบบนผิว (d_{fin}) เท่ากับ 1.13 มิลลิเมตร และ 1.38 มิลลิเมตร ขนาดพื้นที่ฐาน (A_{base}) เท่ากับ 20 x 20 ตารางมิลลิเมตร 40 x 40 ตารางมิลลิเมตร และ 80 x 80 ตารางมิลลิเมตร นอกจากนี้ยังศึกษาถึงอิทธิพลของรูปแบบการพุ่งชนของลำอากาศต่อการถ่ายเทความร้อน ใน 2 แบบคือ Free Jet และ Confined Jet ผลการศึกษานี้พบว่าในบริเวณแกนลำอากาศ (potential core region) ความเร็วมีค่าคงที่ และมีระดับความปั่นป่วน (Turbulence Intensity) ต่ำ การเพิ่มระยะระหว่างหัวฉีดกับครีบบนผิวในบริเวณแกนลำอากาศทำให้ค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนเพิ่มขึ้น เนื่องจากระดับความปั่นป่วนของลำอากาศบริเวณใกล้ผิวปะทะมีค่าสูงขึ้น ส่วนการเพิ่มระยะระหว่างหัวฉีดกับครีบบนผิวนอกบริเวณแกนลำอากาศทำให้ค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนลดลง ส่งผลให้ค่าความต้านทานความร้อนเพิ่มขึ้น และการเพิ่มเลขเรย์โนลด์ส์ ทำให้ค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนเพิ่มขึ้นส่งผลให้ ค่าความต้านทานความร้อนลดลงที่ทุกระยะหัวฉีด โดยพบว่าค่าความต้านทานความร้อนจะลดลงร้อยละ 22 เมื่อความสูงของครีบบนผิวเพิ่มจาก 10 มิลลิเมตร เป็น 20 มิลลิเมตร และร้อยละ 10 เมื่อขนาดของเส้นผ่านศูนย์กลางครีบบนผิวเพิ่มขึ้นจาก 1.13 มิลลิเมตร เป็น 1.38 มิลลิเมตร และการเพิ่มขนาดพื้นที่ฐานส่งผลให้ ค่าความต้านทานความร้อนลดลงร้อยละ 35 ถึง 55 ในช่วงขนาดพื้นที่ฐานที่ศึกษา ผลการศึกษานี้ทั้งหมด สามารถนำมาวิเคราะห์หาสมการสหสัมพันธ์ได้ดังนี้คือ

สำหรับ Free Jet

$$Nu_{free} = 2.065 \cdot Re^{0.197} \cdot \left(\frac{H}{d}\right)^{-0.012} \cdot \left(\frac{h_{fin}}{t_{base}}\right)^{-0.346} \cdot \left(\frac{A_{surface}}{A_{base}}\right)^{-0.137} \cdot \left(\frac{A_{base}}{A_{nozzle}}\right)^{-0.179} \cdot \left(\frac{T_{jet}}{T_{amb}}\right)^{4.182} \cdot \left(\frac{T_{jet}}{T_{cu}}\right)^{0.270}$$

สำหรับ Confined Jet

$$Nu_{confined} = 2.086 \cdot Re^{0.197} \cdot \left(\frac{H}{d}\right)^{-0.024} \cdot \left(\frac{h_{fin}}{t_{base}}\right)^{-0.245} \cdot \left(\frac{A_{surface}}{A_{base}}\right)^{-0.266} \cdot \left(\frac{A_{base}}{A_{nozzle}}\right)^{-0.252} \cdot \left(\frac{T_{jet}}{T_{amb}}\right)^{3.875} \cdot \left(\frac{T_{jet}}{T_{cu}}\right)^{0.337}$$

คำสำคัญ: การพาความร้อนแบบบังคับ / การพุ่งชนโดยลำอากาศ / ครีกระบายความร้อนแบบแท่ง / ความต้านทานความร้อน

Abstract

Project Code : MRG4880089

Project Title : Impingement Air Cooling from a Discrete Heat Source with Fins

Investigator : Asst.Prof.Dr. Surachai Sanitjai

Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering,
King Mongkut's University of Technology Thonburi

E-mail Address : surachai.san@kmutt.ac.th

Project Period : 2 years

This research studies about flow and heat transfer characteristics of an air jet impinging on a pin-fin heat sink under the constant heat flux thermal boundary condition. The air jet used in this experiment is injected from the straight pipe nozzle of 60 mm diameter (d). Flow from the jet exit is the fully developed flow. The effects of Reynolds number (Re), nozzle to plate spacing (H), fin heights (h_{fin}), fin diameter (d_{fin}) and base area of the heat sink (A_{base}) on heat transfer coefficient (h_c) and thermal resistance (R_{th}) are investigated in the range of Reynolds number from 15,000 to 45,000. The nozzle to plate spacing range (H/d) is 1 to 6. The heights of pin-fin are 10 mm and 20 mm. The diameters of pin-fin are 1.13 mm and 1.38 mm. The bases areas of heat sink are 20 x20 mm², 40 x40 mm², and 80 x80 mm². Additionally, the effect of jet impingement configuration (free jet and confined jet) on heat transfer are investigated. From the experimental results, it is found that the velocity of air jet in potential core region is uniform and has low turbulence intensity. Within the potential core region, the heat transfer coefficient increases with increasing of nozzle-to-plate spacing due to the turbulent flow enhancement near the impinging wall. Outside the potential core region, heat transfer coefficient decreases but the thermal resistance increases. As Reynolds number increases, the thermal resistance in every nozzle to plate spacing decreases. The thermal resistance reduces by 22 percent when the height of the pin-fin increases from 10 mm to 20 mm and 10 percent when the diameter of the pin-fin increases from 1.13 mm to 1.38 mm. When base area of pin-fin heat sink in the range of this study increases, the thermal resistance decreases by 30-50 percent. The overall results from this experiment can be correlated as the following equations:

For free jet

$$Nu_{free} = 2.065 \cdot Re^{0.197} \cdot \left(\frac{H}{d}\right)^{-0.012} \cdot \left(\frac{h_{fin}}{t_{base}}\right)^{-0.346} \cdot \left(\frac{A_{surface}}{A_{base}}\right)^{-0.137} \cdot \left(\frac{A_{base}}{A_{nozzle}}\right)^{-0.179} \cdot \left(\frac{T_{jet}}{T_{amb}}\right)^{4.182} \cdot \left(\frac{T_{jet}}{T_{cu}}\right)^{0.270}$$

For free jet

$$Nu_{confined} = 2.086 \cdot Re^{0.197} \cdot \left(\frac{H}{d}\right)^{-0.024} \cdot \left(\frac{h_{fin}}{t_{base}}\right)^{-0.245} \cdot \left(\frac{A_{surface}}{A_{base}}\right)^{-0.266} \cdot \left(\frac{A_{base}}{A_{nozzle}}\right)^{-0.252} \cdot \left(\frac{T_{jet}}{T_{amb}}\right)^{3.875} \cdot \left(\frac{T_{jet}}{T_{cu}}\right)^{0.337}$$

Keywords: Forced Convective Heat Transfer / Air Jet Impingement / Pin-Fin Heat Sink /
Thermal Resistance

1. บทนำ

1.1 ที่มาและความสำคัญ

การถ่ายเทความร้อนโดยการพุ้งชนของอากาศเป็นอีกเทคนิคหนึ่งที่สามารถเพิ่มความสามารถในการถ่ายเทความร้อน โดยพบว่ามีการใช้เทคนิคนี้ครั้งแรกในการระบายความร้อนระบบใบพัดของเครื่องยนต์กังหันแก๊สเพื่อไม่ให้อุณหภูมิของใบพัดสูงเกินกว่าอุณหภูมิที่วัสดุสามารถรับได้ [1] หลังจากนั้นจึงมีการนำเทคนิคนี้มาประยุกต์ใช้กันอย่างแพร่หลายในงานอุตสาหกรรมที่ต้องการให้มีการถ่ายเทความร้อนอย่างรวดเร็ว ตัวอย่างเช่น การเป่าแห้งในอุตสาหกรรมเส้นใย การระบายความร้อนในอุตสาหกรรมผลิตแก้ว หรือกรรมวิธีทางโลหะ โดยเฉพาะการระบายความร้อนออกจากอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ ข้อดีของการใช้ลมอากาศพุ้งชนเพื่อระบายความร้อนคือ สามารถระบายความร้อนได้ในปริมาณมากและรวดเร็ว อีกทั้งยังสามารถเจาะจงตำแหน่งที่ต้องการระบายความร้อนได้ ซึ่งเป็นผลมาจากบริเวณที่อากาศพุ้งชนจะมีความหนาชั้นขีตผิว (Boundary Layer) ลดลง และความหนาชั้นขีตผิวเพิ่มขึ้นตามรัศมีที่เพิ่มขึ้น [1] นอกจากนี้แล้ววิธีการระบายความร้อนโดยการพุ้งชนของอากาศใช้ปริมาณอากาศต่อหน่วยความร้อนน้อยกว่าวิธีระบายความร้อนแบบอื่นๆ เช่น การเพิ่มความสามารถในการถ่ายเทความร้อน โดยการติดตั้งครีระบายความร้อน การติดตั้งวัสดุพุ้ง การเติมอนุภาคนาโนลงในสารทำงาน เป็นต้น

การศึกษาการถ่ายเทความร้อนโดยการพุ้งชนของอากาศบนแหล่งกำเนิดความร้อนที่มีครีระบายความร้อน สามารถนำมาประยุกต์ใช้กับการระบายความร้อนออกจากอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ได้ เนื่องจากอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ที่ใช้งานในปัจจุบันมีขนาดเล็กลงแต่มีแนวโน้มการปลดปล่อยความร้อนต่อหนึ่งหน่วยพื้นที่สูงขึ้น ทำให้จำเป็นต้องหาเทคโนโลยีหรือวิธีการที่สามารถระบายความร้อนออกจากอุปกรณ์เหล่านั้น เพื่อให้อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ทำงานอย่างมีประสิทธิภาพ และมีอายุการใช้งานนาน ซึ่งจากการวิจัยที่ผ่านมาพบว่าเทคนิคการใช้ลมอากาศพุ้งชนครีระบายความร้อนสามารถเพิ่มอัตราการระบายความร้อนออกจากอุปกรณ์ได้สูงกว่ากรณีการพุ้งชนของอากาศบนแหล่งกำเนิดความร้อนที่ไม่มีครีระบายความร้อนหลายเท่าตัว ถึงแม้ว่าการศึกษาเกี่ยวกับการถ่ายเทความร้อนโดยการพุ้งชนของอากาศเป็นจำนวนมาก แต่การศึกษาเหล่านั้นมุ่งเน้นไปที่ผิวร้อนที่ไม่มีครีระบายความร้อน ความเข้าใจเกี่ยวกับการถ่ายเทความร้อนโดยการพุ้งชนของอากาศบนแหล่งกำเนิดความร้อนที่มีครีนั้นยังมีไม่มาก

ดังนั้นในงานวิจัยนี้จึงทำการศึกษาและทดลองเพื่อให้เข้าใจเทคนิคการระบายความร้อนโดยการพุ้งชนของอากาศบนแหล่งกำเนิดความร้อนที่มีครี เพื่อใช้ข้อมูลเป็นองค์ความรู้ในการออกแบบระบบการส่งเสริมการระบายความร้อนออกจากอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ เพื่อยืดอายุการใช้งานอุปกรณ์ และเพื่อทำให้เกิดประหยัดพลังงาน

1.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

การศึกษาวิจัยเกี่ยวกับการส่งเสริมการถ่ายเทความร้อนโดยใช้ของไหลพุงชนนั้นมีอยู่เป็นจำนวนมาก ต่างก็มีวัตถุประสงค์ไปในแนวทางเดียวกันคือ ทำความเข้าใจถึงกายภาพของการไหลและการถ่ายเทความร้อนของของไหลที่พุงชน และสร้างสหสัมพันธ์ที่ใช้ในการทำนายอัตราการถ่ายเทความร้อน ข้อได้เปรียบของการถ่ายเทความร้อนโดยใช้ของไหลพุงชนก็คือ สามารถถ่ายเทความร้อนเฉพาะที่ได้ในอัตราที่สูงกว่าการพาความร้อนแบบบังคับทั่วไป จากข้อได้เปรียบดังกล่าวทำให้เทคนิคการส่งเสริมการถ่ายเทความร้อนโดยใช้ของไหลพุงชนได้รับความสนใจและมีการศึกษาวิจัยกันเป็นจำนวนมากจนในปัจจุบันนี้เทคนิคดังกล่าวได้ถูกนำไปประยุกต์ใช้กันอย่างแพร่หลาย เช่นการระบายความร้อนบนอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ แต่ความเข้าใจถึงกลไกการระบายความร้อนยังมีน้อยโดยเฉพาะแหล่งกำเนิดความร้อนที่มีครีประบายความร้อน เนื่องมาจากการศึกษาส่วนใหญ่ได้รายงานผลของการระบายความร้อนของแผ่นเรียบ ต่อไปนี้จะกล่าวถึงงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

Livingood และ Hrycak [1] และ Gauntner และคณะ [3] ได้ทำการสำรวจการศึกษาลำอากาศกลมเดี่ยวที่มีการไหลแบบปั่นป่วนพุงชนแผ่นเรียบ จากผลสำรวจพบว่าคุณลักษณะการไหลของลำอากาศพุงชนแผ่นเรียบสามารถแบ่งได้ 4 ช่วง ดังแสดงในรูปที่ 1.1 ช่วงแรกคือบริเวณที่ลำอากาศมีการพัฒนาการไหล โดยของไหลที่อยู่รอบลำอากาศถูกดึงเข้ามาผสมทำให้ความเร็วลดลงแล้วแพร่เข้ามาในแกนลำอากาศ เรียกบริเวณนี้ว่าชั้นการไหลเฉือน (Shear Layer) และความหนาของชั้นการไหลเฉือนจะเพิ่มขึ้นตามแกนของลำอากาศจนถึงปลายแกนการไหลศักย์ (Potential Core) ซึ่งเป็นบริเวณที่มีความเร็วคงที่และเท่ากับความเร็วที่ออกจากหัวฉีด มีความยาวประมาณ 6 เท่าของขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด หรือ 95 เปอร์เซ็นต์ ของความเร็วที่ออกจากหัวฉีด ช่วงที่ 2 ลำอากาศพัฒนาการไหลโดยสมบูรณ์ โดยเริ่มตั้งแต่ปลายแกนการไหลศักย์ ในบริเวณนี้ลำอากาศมีความเร็วต่ำกว่าความเร็วที่ออกจากหัวฉีดและลดลงเมื่อระยะหัวฉีดเพิ่มขึ้น ช่วงที่ 3 บริเวณลำอากาศพุงชน (Impinging Jet Region) อากาศในส่วนนี้จะได้รับผลกระทบของการมีอยู่ของแผ่นเรียบ ความเร็วของลำอากาศจะลดลงอย่างรวดเร็ว พร้อมกับการเพิ่มขึ้นของความดัน (Static Pressure) ที่แผ่นเรียบ ช่วงสุดท้าย ลำอากาศในแนวรัศมี (Wall Jet Region) อากาศในส่วนนี้ความเร็วที่แกนของลำอากาศจะมีค่าลดลงในขณะที่ความเร็วในแนวรัศมีและความหนาของชั้นขีดผิว (Boundary Layer) มีค่าเพิ่มขึ้น

Perry [4] ได้ทำการศึกษาลำอากาศกลมเดี่ยวที่อุณหภูมิ 600 °C พุงชนผิวเรียบที่มีมุมตกกระทบ 15 ถึง 90 องศา ทดสอบที่เลขเรย์โนลด์ส์ (Re_d) มีค่าอยู่ระหว่าง 10,000 ถึง 40,000 ระยะหัวฉีด (Z_n/D) มีค่าน้อย 8 เท่าของขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด และขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด (D) มีค่า 1.65 cm และ 2.16 cm ตามลำดับ จากการทดลองพบว่าเมื่อเลขเรย์โนลด์ส์ (Re_d) มีค่าเพิ่มขึ้นการถ่ายเทความร้อนเพิ่มขึ้น และเมื่อมุมตกกระทบเพิ่มขึ้นส่งผลให้มีการถ่ายเทความร้อนเพิ่มขึ้นโดยการถ่ายเทความร้อนจะมีค่ามากที่สุดเมื่อลำอากาศตั้งฉากกับผิวเรียบ ดังแสดงในรูปที่ 1.2

Gardon และ Cobonpue [5] ได้ทำการศึกษาลำอากาศกลมเดี่ยวที่อุณหภูมิห้องโดยฟุ้งชนผิวเรียบร้อน ทดสอบที่เลขเรย์โนลด์ส์ (Re_d) มีค่าอยู่ระหว่าง 7,000 ถึง 56,000 ระยะหัวฉีด (Z_n/D) มีค่า 0.25 ถึง 40 เท่าของขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด และขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด (D) มีค่า 0.23 ถึง 0.9 cm จากการทดลองพบว่าที่จุดหยุดนิ่ง (Stagnation Point) มีการถ่ายเทความร้อนเพิ่มขึ้นและมากที่สุดที่ระยะหัวฉีด 6 ถึง 7 เท่าของเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด หลังจากนั้นการถ่ายเทความร้อนลดลง ดังแสดงในรูปที่ 1.3 เนื่องจากความปั่นป่วน (Turbulence Intensity) มีค่าเพิ่มขึ้นตามระยะหัวฉีด และสามารถระบายความร้อนได้ดีเมื่อหัวฉีดมีขนาดใหญ่ และจากรูปที่ 1.4 แสดงค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อน ตามระยะรัศมี (r/D) ที่ระยะหัวฉีด (Z_n/D) ต่าง ๆ ของหัวฉีดขนาด 0.634 cm ที่เลขเรย์โนลด์ส์ (Re_d) 28,000 โดยผลต่างของอุณหภูมิระหว่างลำอากาศกับผิวเรียบมีค่า 20°C พบว่าระยะหัวฉีดที่มีค่ามากส่งผลให้มีการถ่ายเทความร้อนดีที่ Stagnation point และเมื่อระยะหัวฉีดลดลงจะพบจุดที่มีการถ่ายเทความร้อนดีเกิดขึ้นรอบ Stagnation point โดยจะเริ่มเกิดเมื่อระยะหัวฉีดมีค่าน้อยกว่า 6 เท่าของขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด หรือน้อยกว่าระยะ Potential Core และมีค่าเพิ่มขึ้นเมื่อระยะหัวฉีดลดลง ขณะที่บริเวณ Stagnation point จะมีการถ่ายเทความร้อนลดลงและน้อยกว่าบริเวณข้างเคียงในที่สุด

Obot และคณะ [6] ได้ทำการศึกษาอิทธิพลของขอบเขตการไหลของลำอากาศ ดังแสดงในรูปที่ 1.5 โดยติดตั้งแผ่นกลมขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 348 mm ขนานผิวทดสอบ ทดสอบที่เลขเรย์โนลด์ส์ (Re_d) มีค่าอยู่ระหว่าง 18,000 ถึง 51,000 ระยะหัวฉีด (Z_n/D) มีค่า 2 ถึง 16 เท่าของขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด และขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด (D) มีค่า 10 mm และ 20 mm ตามลำดับ ขอบเขตการไหลแบบจำกัดมีระยะรัศมี (r/D) มีค่าอยู่ระหว่าง 17.4 และ 8.7 เท่าของขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด จากการทดลองพบว่า การถ่ายเทความร้อนลดลงเมื่อระยะหัวฉีดมีค่าน้อย และยังพบว่าที่ระยะหัวฉีด 6 เท่า การถ่ายเทความร้อนลดลงเมื่อเลขเรย์โนลด์ส์มีค่าเพิ่มขึ้น เนื่องจากกระแสหมุนวนที่เพิ่มขึ้นจะนำเอาอากาศร้อนกลับคืนมาใกล้ชั้นขีดผิวอีกครั้งหนึ่ง

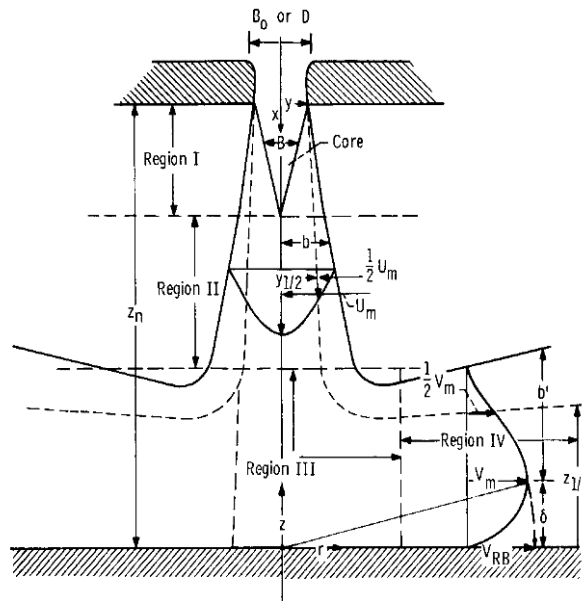
Brignon และ Garimella [7] ได้ทำการศึกษาลักษณะการถ่ายเทความร้อนโดยใช้ลำอากาศเดี่ยว และกลุ่มลำอากาศฟุ้งชนผิวที่มีการติดตั้งครีปในขอบเขตการไหลแบบจำกัดโดยฝังอุปกรณ์ และการติดตั้งครีประบายความร้อน แสดงในรูปที่ 1.6 และรูปที่ 1.7 ตามลำดับ ทดสอบที่เลขเรย์โนลด์ส์ (Re_d) มีค่าอยู่ระหว่าง 5,000 ถึง 20,000 ระยะระหว่างหัวฉีดกับปลายครีป (C) มีค่า 3.18 mm 6.35 mm 12.7 mm และ 25.4 mm ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด (d) มีค่า 1.59 mm 3.18 mm 6.35 mm และ 12.7 mm ตามลำดับ ระยะห่างระหว่างหัวฉีด (S/d) มีค่า 4 เท่าของขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด ขนาดพื้นที่ฐานครีประบายความร้อน (A_{base}) มีค่า $20 \times 20 \text{ mm}^2$ ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางครีปมีค่า 0.9 mm (d_p) ความสูงของครีป (H_p) มีค่า 16.4 mm ระยะห่างระหว่างครีปมีค่า 1.59 mm แหล่งกำเนิดความร้อนมีขนาด $20 \times 20 \text{ mm}^2$ จากผลการศึกษาแสดงในรูปที่ 1.8 พบว่าเมื่อระยะหัวฉีดกับปลายครีปเพิ่มขึ้นจะ

ส่งผลให้ค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนเพิ่มขึ้นโดยหัวฉีดขนาดเล็กจะสามารถระบายความร้อนได้ดีกว่าหัวฉีดที่มีขนาดใหญ่ เพื่อพิจารณากรณีกลุ่มลำอากาศที่มีหัวฉีดเล็กจะสามารถระบายความร้อนได้ดีกว่าหัวฉีดที่มีขนาดใหญ่เช่นเดียวกับลำอากาศเดี่ยว แต่ในกรณีของกลุ่มลำอากาศ $9 \times 1.59 \text{ mm}$ เมื่อระยะหัวฉีดกับปลายครีบบีค่ามากกว่า 6.35 mm สัมประสิทธิ์การพาความร้อนมีค่าลดลง พิจารณาผลของ Re ที่ระยะหัวฉีดกับปลายครีบบีค่า 3.18 mm พบว่าการเพิ่มขึ้นของ Re ส่งผลให้สัมประสิทธิ์การพาความร้อนเพิ่มขึ้นทุกขนาดหัวฉีด และทุกกลุ่มลำอากาศที่ทำการทดสอบดังแสดงในรูปที่ 1.9 เนื่องจากความเร็วของลำอากาศที่ปะทะครีบบีค่าเพิ่มขึ้น

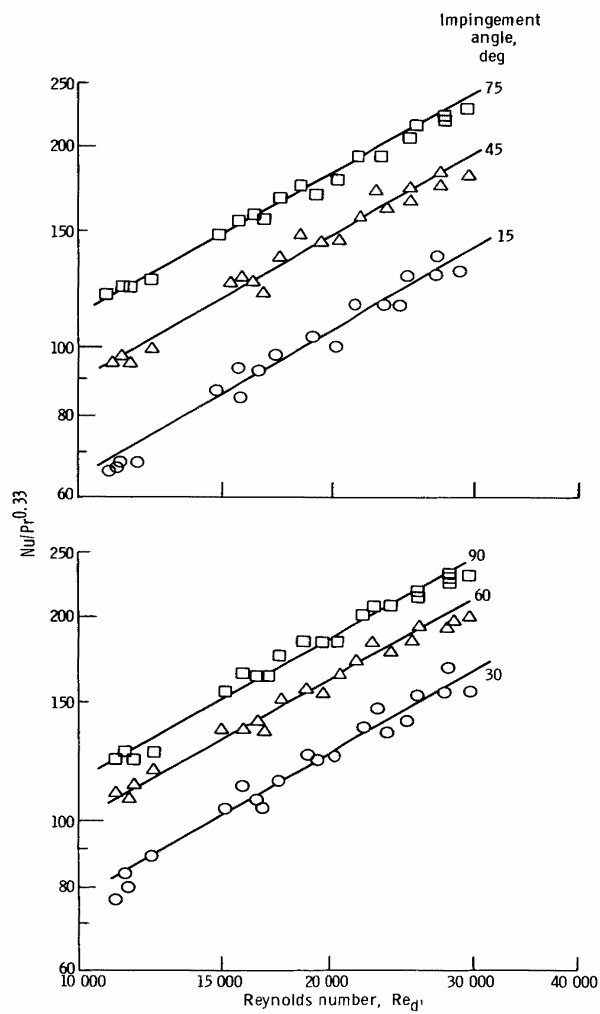
El-Sheikh และ Garimella [8] ได้ทำการศึกษาลักษณะการถ่ายเทความร้อนโดยใช้ลำอากาศพุ่งชนผิวเรียบและผิวที่มีการติดตั้งครีบบนขอบเขตการไหลแบบจำกัดโดยผังอุปกรณ์แสดงในรูปที่ 1.10 ทดสอบที่เลขเรย์โนลด์ส์ (Re_d) มีค่าอยู่ระหว่าง 8,000 ถึง 45,000 ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางออริฟิส (d) มีค่า 12.7 mm 25.4 mm และ 38.1 mm ตามลำดับ พื้นที่ฐานครีบบีระบายความร้อน (A_{base}) มีค่า $50.8 \times 50.8 \text{ mm}^2$ และ $76.2 \times 76.2 \text{ mm}^2$ ตามลำดับ ความสูงของครีบบี (H_p) มีค่า 12.7 mm และ 25.4 mm ตามลำดับ แหล่งกำเนิดความร้อนมีขนาด $20 \times 20 \text{ mm}^2$ ตำแหน่งที่วัดอุณหภูมิของการทดลองนี้แสดงดังรูปที่ 1.11 จากผลการศึกษาดังแสดงในรูปที่ 1.12 พบว่าลำอากาศที่พุ่งชนผิวที่มีการติดตั้งครีบบีจะมีค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนมากกว่าลำอากาศที่พุ่งชนผิวเรียบ และพื้นที่ฐานครีบบีขนาดเล็กสามารถระบายความร้อนได้ดีกว่าพื้นที่ฐานครีบบีขนาดใหญ่ และยังพบอีกว่าที่อัตราการไหลเดียวกันหัวฉีดขนาดเล็กจะมีความเร็วของอากาศที่พุ่งชนมากกว่าทำให้ค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนมากกว่าหัวฉีดที่มีขนาดใหญ่ ขณะที่หัวฉีดขนาดใหญ่จะมีบริเวณที่ลำอากาศพุ่งชนกว้าง และลำอากาศสามารถครอบคลุมฐานครีบบีขนาดเล็กได้ดีกว่าจึงระบายความร้อนได้มากกว่าฐานครีบบีขนาดใหญ่ทำให้สามารถระบายความร้อนได้ดีกว่าหัวฉีดขนาดเล็ก

Li และคณะ [9] ได้ทำการศึกษาลักษณะการถ่ายเทความร้อนโดยใช้ลำอากาศพุ่งชนผิวที่มีการติดตั้งครีบบีบนขอบเขตการไหลแบบจำกัดโดยถ่ายภาพความร้อน โดยผังอุปกรณ์แสดงในรูปที่ 1.13 ทดสอบที่เลขเรย์โนลด์ส์ (Re_d) มีค่าอยู่ระหว่าง 5,000 ถึง 25,000 ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด (D) มีค่า 8 mm ระยะจากหัวฉีดถึงปลายครีบบี (Y) มีค่า 96 mm รูปร่างของครีบบีแสดงในรูปที่ 1.14 โดยพื้นที่ฐานครีบบีระบายความร้อน (A_{base}) มีค่า $80 \times 80 \text{ mm}^2$ ความสูงของครีบบี (H_p) มีค่า 35 mm 40 mm และ 45 mm ตามลำดับ ความกว้างของครีบบี (W) มีค่า 6.5 mm 8.0 mm และ 9.5 mm ตามลำดับ จากผลการศึกษาพบว่าค่าความต้านทานความร้อนลดลงเมื่อเลขเรย์โนลด์ส์ และความกว้างของครีบบีมีค่าเพิ่มขึ้น ดังแสดงในรูปที่ 1.15 และยังพบอีกว่าเมื่อระยะหัวฉีดเพิ่มขึ้นค่าความต้านทานความร้อนลดลงก่อนจะเพิ่มขึ้นอีกครั้งเนื่องจากพ้นจากระยะ Potential Core Length โดยจะต่ำสุดที่ $Y/D = 20$ ดังแสดงในรูปที่ 1.16

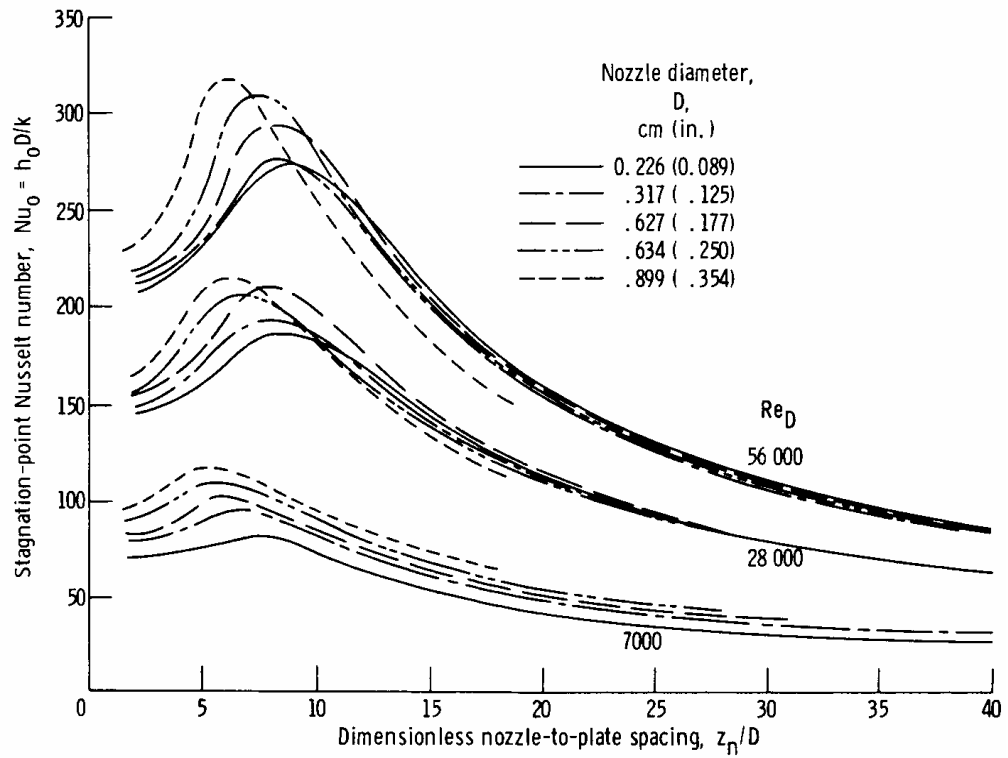
กลับทวี และคณะ [10] ได้ทำการศึกษาลักษณะการถ่ายเทความร้อนโดยใช้ลำอากาศพุ่งชนผิวที่มีการติดตั้งครีบริบายความร้อนแบบแผ่นในขอบเขตการไหลแบบอิสระโดยฟังก์ชันแสดงในรูปที่ 1.17 ทดสอบที่เลขเรย์โนลด์ส์ (Re) มีค่าอยู่ระหว่าง 15,000 ถึง 45,000 ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด (d) มีค่า 60 mm ระยะจากหัวฉีดถึงฐานครีบริบายมีค่า 60 mm, 120 mm และ 180 mm ตามลำดับ โดยครีบริบายความร้อนจากอะลูมิเนียม ขนาดพื้นที่ฐานมีค่า $60 \times 60 \text{ mm}^2$ ความหนาของฐานครีบริบายมีค่า 5 mm ความสูงของครีบริบายมีค่า 17 mm 22 mm และ 27 mm ตามลำดับ ความหนาของครีบริบายมีค่า 2.1 mm จากผลการศึกษาพบว่าผลกระทบของการเพิ่มความสูงของ Plate-Fin Heat Sink และระยะห่างระหว่างหัวฉีดกับแผ่นทดสอบร้อน (H/D) ต่อสมรรถนะในการระบายความร้อนโดยการใช้อากาศพุ่งชนนั้น แสดงให้เห็นว่าการติดตั้ง Plate-Fin Heat Sink จะช่วยให้การระบายความร้อนดีขึ้นกว่าการใช้การพุ่งชนระบายความร้อนเพียงอย่างเดียวกว่า 30 เท่า ดังแสดงในรูปที่ 1.18 พร้อมกันนี้ สำหรับ $H/D > 2$ การช่วยส่งเสริมการถ่ายเทความร้อนโดยการติดตั้ง Plate-Fin Heat Sink ร่วมกับการพุ่งชนระบายความร้อนจะมีประสิทธิภาพสูงขึ้นถึงประมาณ 50 เท่า เมื่อค่า Reynolds number มีค่าต่ำ นอกจากนี้ ยังพบว่าระยะ H/D จะมีผลกระทบต่อการส่งเสริมการถ่ายเทความร้อนเมื่อ Plate-Fin Heat Sink มีความสูงตั้งแต่ 27 mm ขึ้นไป โดยที่ H/D สูงขึ้นจะทำให้การระบายความร้อนลดลง ส่วนอิทธิพลของความสูงของ Plate-Fin Heat Sink นั้นเมื่อความสูงเพิ่มขึ้นค่า R_{th} มีค่าลดลง ส่งผลให้มีการระบายความร้อนดีขึ้นสำหรับทุกค่า H/D



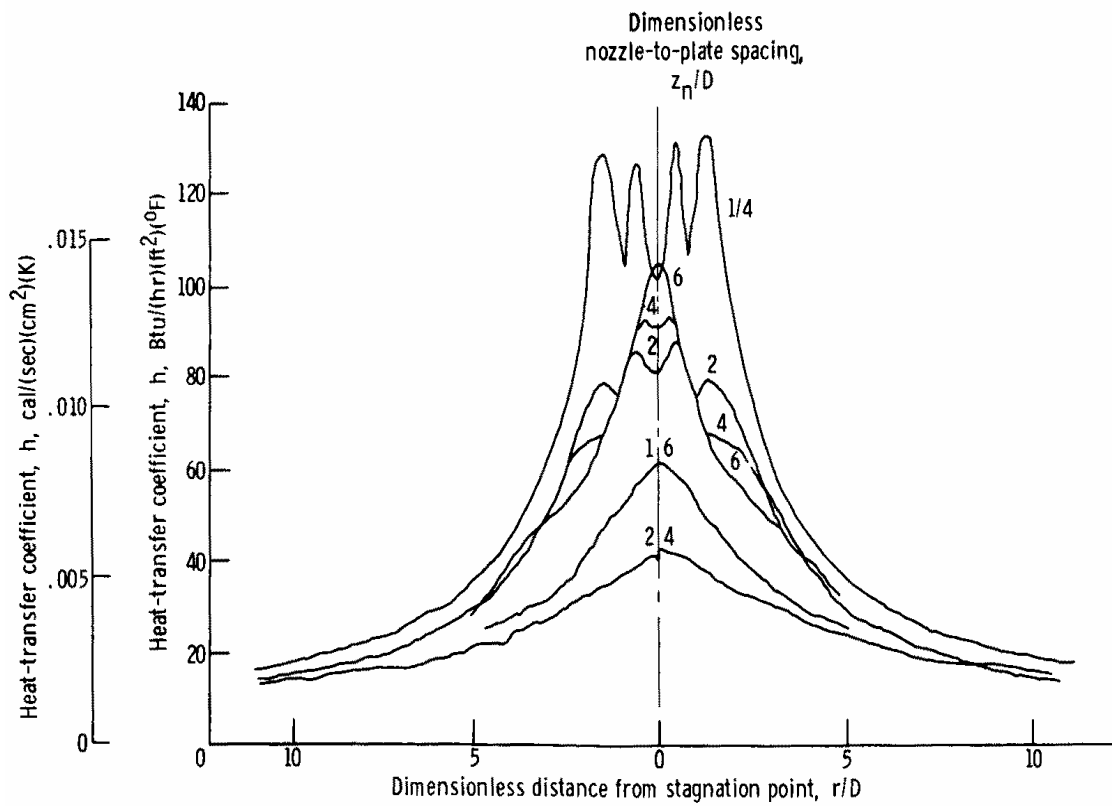
รูปที่ 1.1 ลักษณะลำอากาศพุ่งชนแผ่นเรียบ [1]



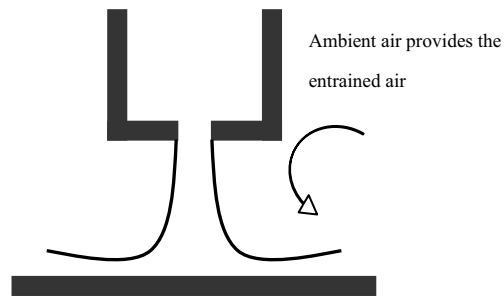
รูปที่ 1.2 ค่า $Nu/Pr^{0.33}$ ตามเลขเรย์โนลด์ส์ (Re_d) ที่ มุมตกกระทบต่างๆ [4]



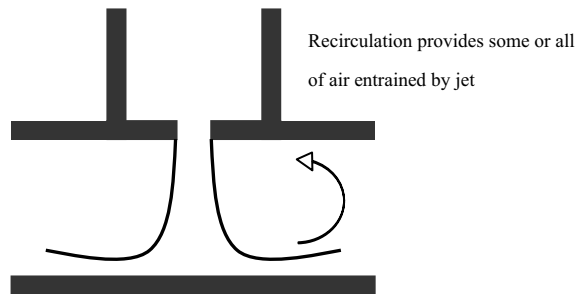
รูปที่ 1.3 ค่า Nu_0 ตามระยะหัวฉีด (z_n/D) ที่ Stagnation point [5]



รูปที่ 1.4 ค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อน (h) ตามระยะรัศมี (r/D) ที่ ระยะหัวฉีด (z_n/D) ต่างๆ [5]

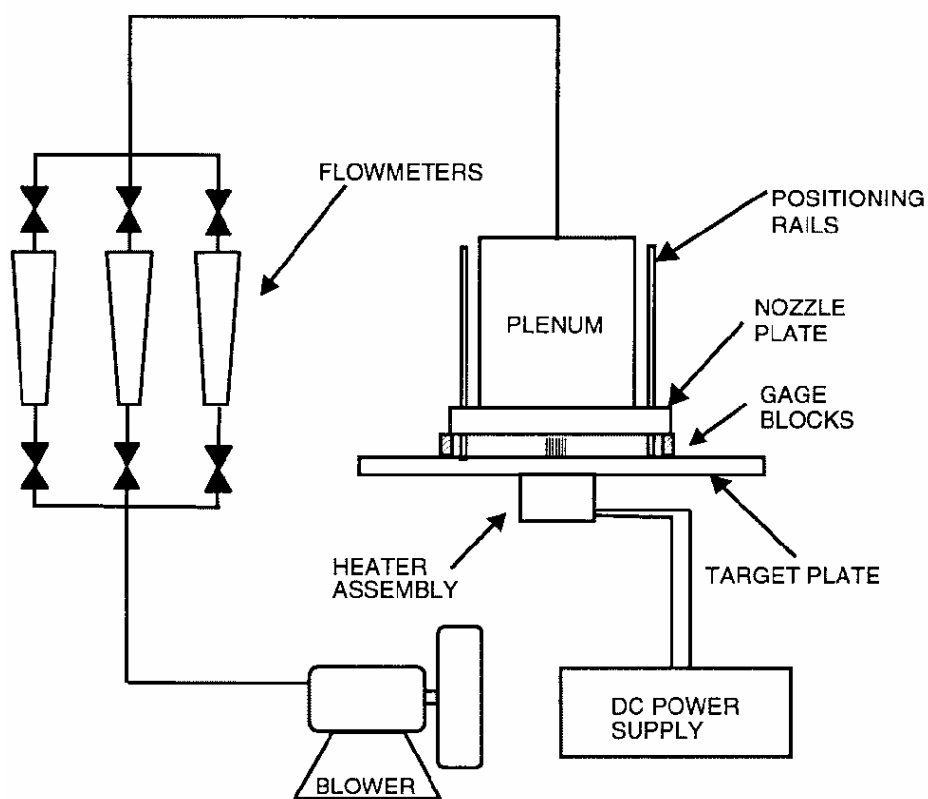


(ก) ขอบเขตการไหลแบบอิสระ

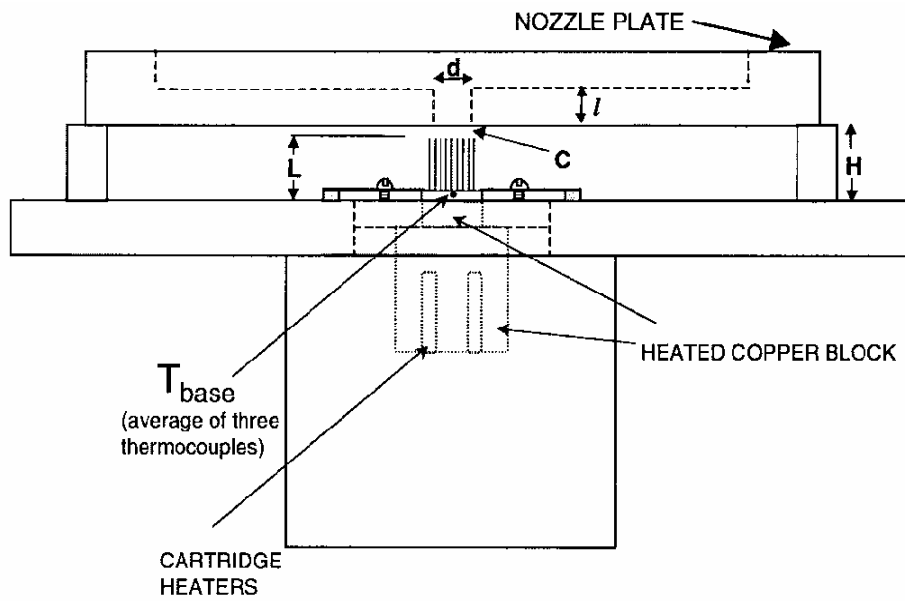


(ข) ขอบเขตการไหลแบบจำกัด

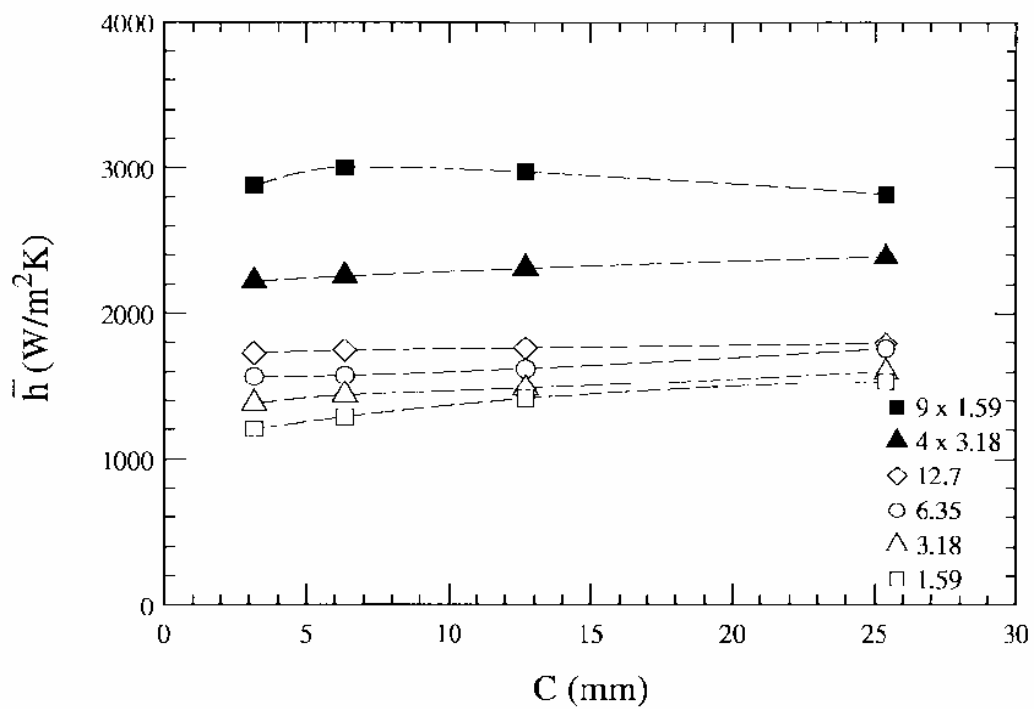
รูปที่ 1.5 รูปแบบขอบเขตการไหลของ Obot และคณะ [6]



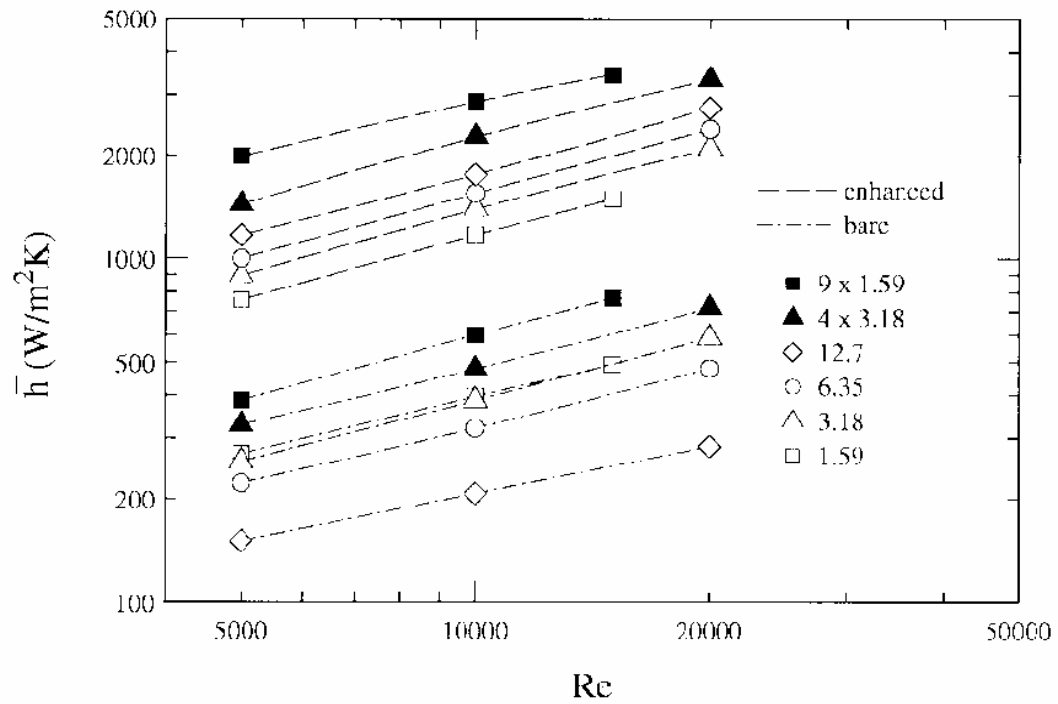
รูปที่ 1.6 แผนผังการทดลองของ Brignoni และ Garimella [7]



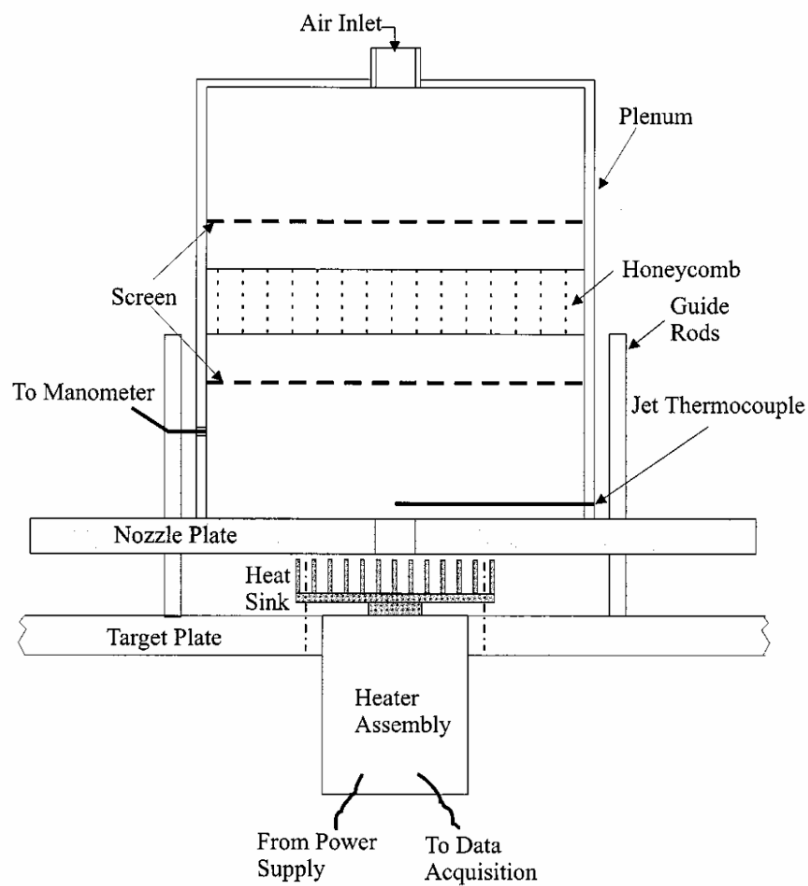
รูปที่ 1.7 การติดตั้งครีบบนแหล่งกำเนิดความร้อน Brignoni และ Garimella [7]



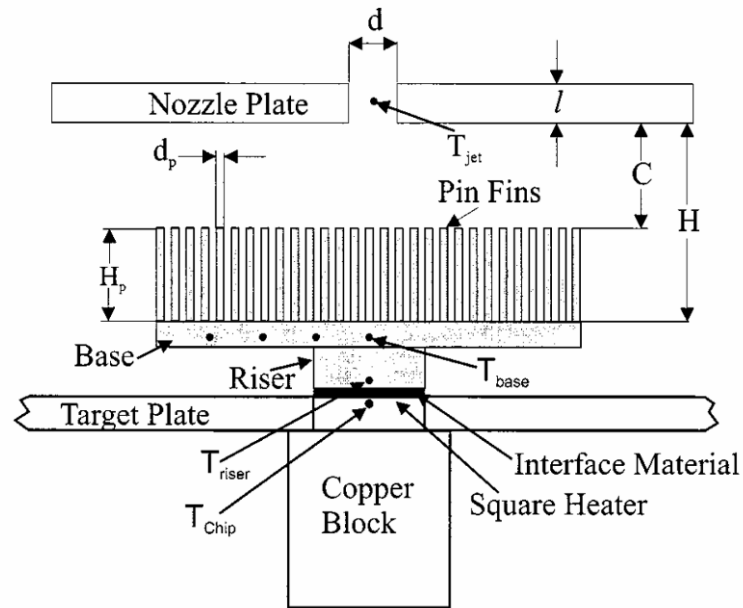
รูปที่ 1.8 อิทธิพลของระยะระหว่างหัวฉีดกับปลายครีที่มีต่อ
ค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนครี [7]



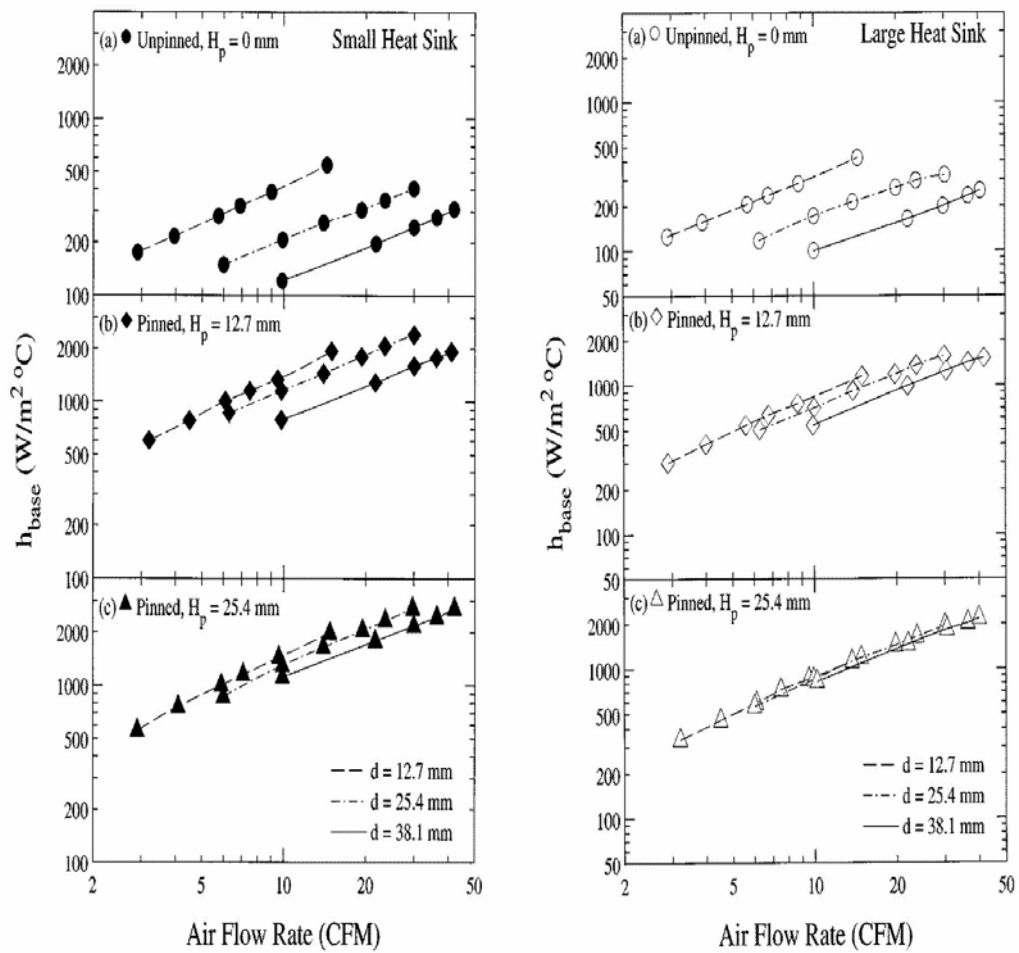
รูปที่ 1.9 อิทธิพลของเลขเรย์โนลด์ส์ที่มีต่อค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อน [7]



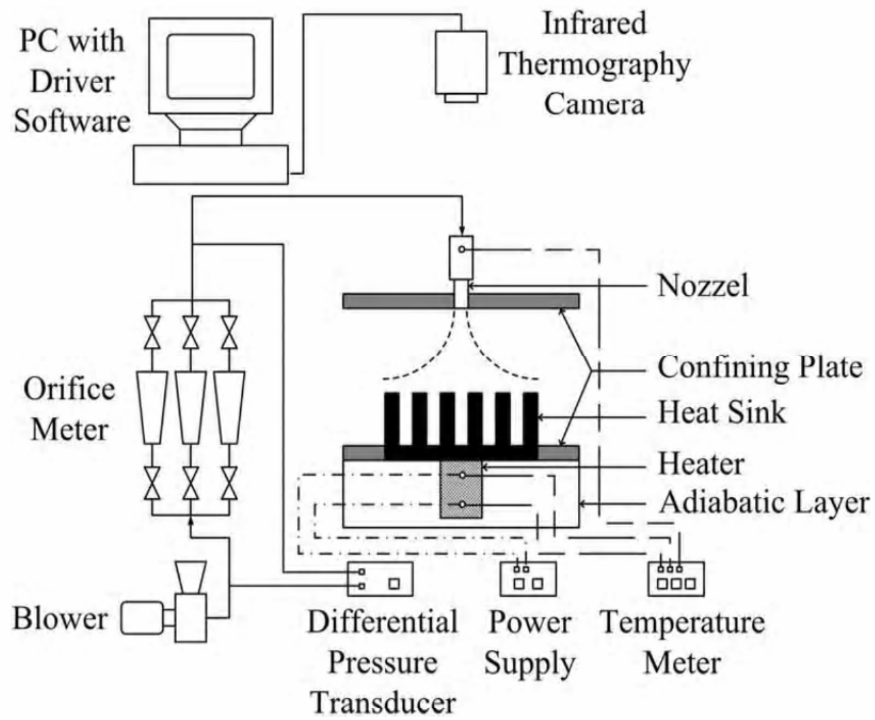
รูปที่ 1.10 ผังอุปกรณ์การทดลองของ El-Sheikh และ Garimella [8]



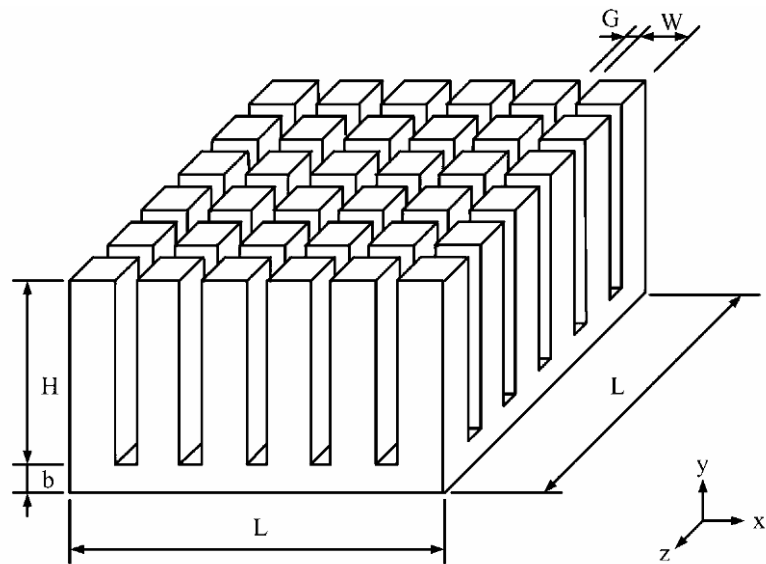
รูปที่ 1.11 ตำแหน่งเทอร์โมคัปเปิลในการทดลองของ El-Sheikh และ Garimella [8]



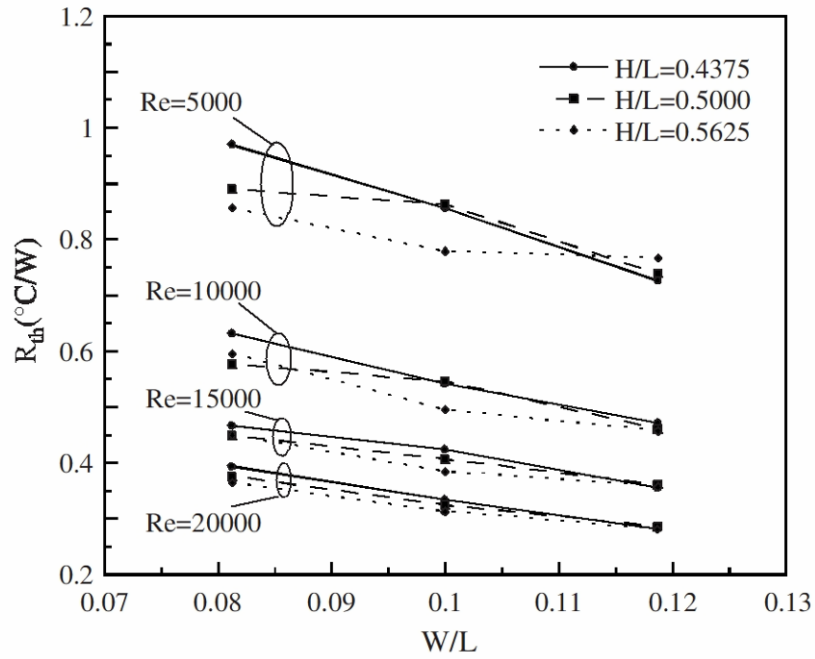
รูปที่ 1.12 ค่าสัมประสิทธิ์การพาความร้อนครีบนายความร้อน [8]



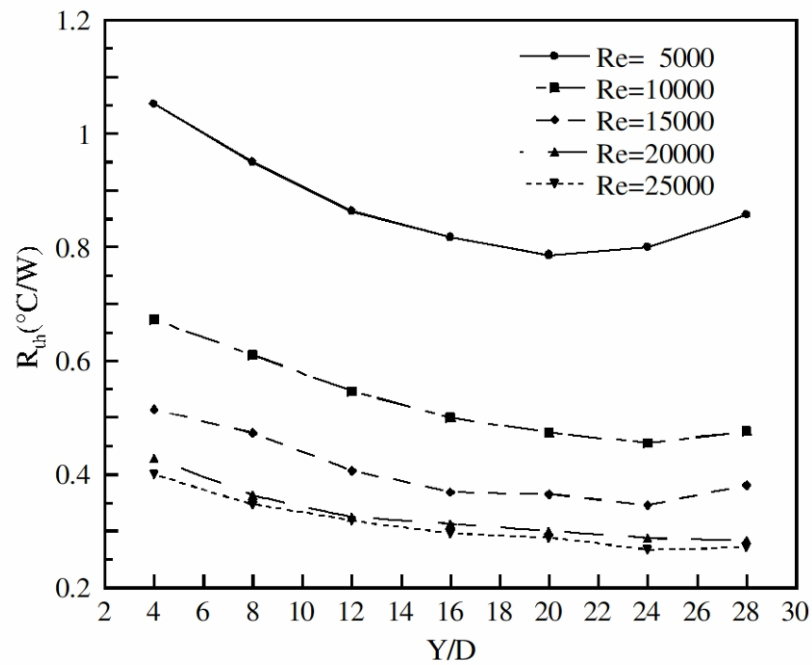
รูปที่ 1.13 แผนผังการทดลองของ Li และคณะ [9]



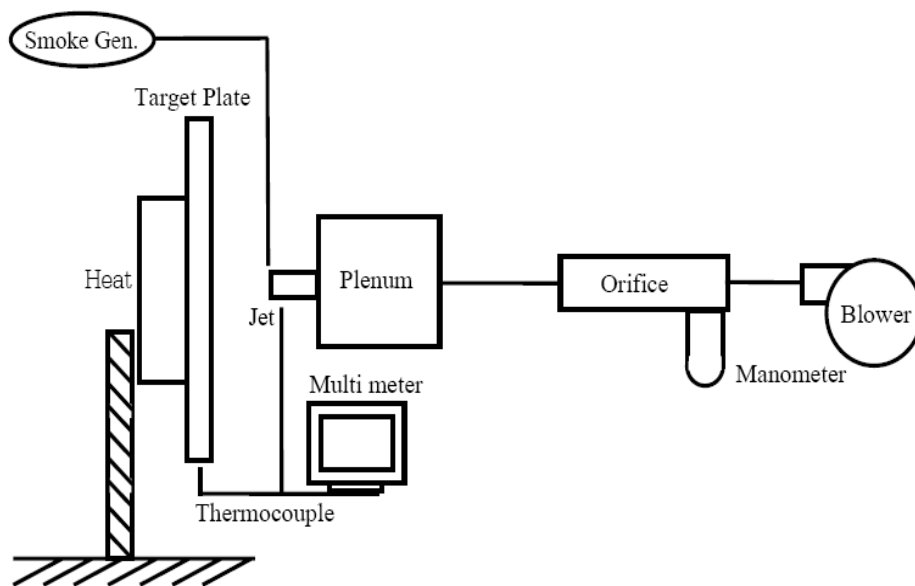
รูปที่ 1.14 รูปร่างครีบบรรยายความร้อนของ Li และคณะ [9]



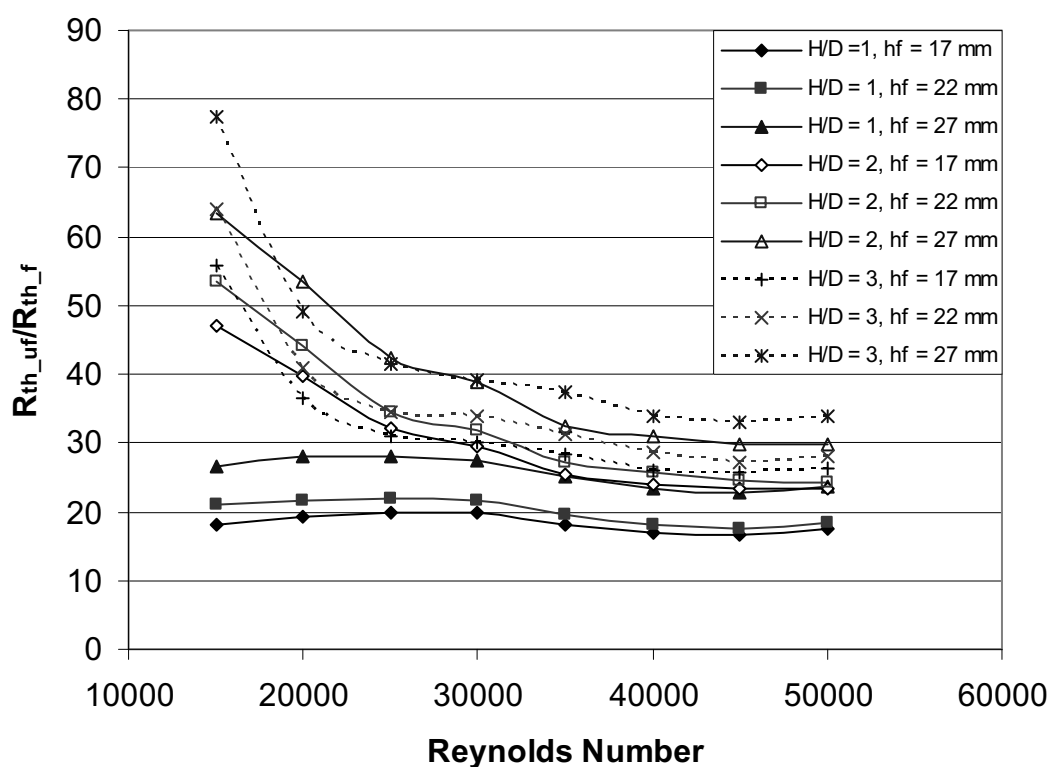
รูปที่ 1.15 อิทธิพลของเลขเรย์โนลด์ส์ที่มีผลต่อค่าความต้านทานความร้อนของ Heat Sink ในช่วง $0.08 < W/L < 0.12$ ที่ $Y/D = 12$ [9]



รูปที่ 1.16 อิทธิพลของเลขเรย์โนลด์ส์ที่มีผลต่อค่าความต้านทานความร้อนของ Heat Sink ในช่วง $4 < Y/D < 28$ ที่ $W/L = 0.1$ และ $H/L = 0.5$ [9]



รูปที่ 1.17 ผังอุปกรณ์การทดลองของ กลับทวี และคณะ [10]



รูปที่ 1.18 ค่าสัดส่วนของค่า Thermal Resistance ที่ไม่มีการติดตั้งครีบ
ต่อค่า Thermal Resistance ที่มีการติดตั้งครีบ [10]

2. วัตถุประสงค์และขอบเขตของโครงการ

2.1 วัตถุประสงค์ของงานวิจัย

1. เพื่อศึกษากลไกการถ่ายเทความร้อนอันเนื่องมาจากการพุ่งชนของอากาศจากแหล่งกำเนิดความร้อนเดี่ยวที่มีครีบบระบายความร้อน
2. ทำการศึกษาถึงอิทธิพลของรูปร่างของครีบ และการจัดวางครีบ ต่อการระบายความร้อนออกจากแหล่งกำเนิดความร้อนเดี่ยวที่ถูกพุ่งชนด้วยอากาศ
3. เพื่อพัฒนาสมการที่ใช้ในการทำนายความสัมพันธ์ของค่าสัมประสิทธิ์การถ่ายเทความร้อนจากแหล่งกำเนิดความร้อนเดี่ยวที่มีครีบโดยการพุ่งชนด้วยอากาศในการระบายความร้อน
4. เพื่อสร้างองค์ความรู้ใหม่ในการศึกษาขั้นสูงขึ้นไปงานที่เกี่ยวข้องกับการระบายความร้อนออกจากอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์

2.2 ขอบเขตงานวิจัย

1. ศึกษาการถ่ายเทความร้อนอันเนื่องมาจากการพุ่งชนของลำอากาศบนแหล่งกำเนิดความร้อนเดี่ยวที่มีครีบบระบายความร้อนจัดเรียงสลับ (Staggered) 5 แบบ ได้แก่
 - 1.1 พื้นฐานขนาด $80 \times 80 \text{ mm}^2$ ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของครีบ 1.38 mm ความสูงของครีบ 10 mm จำนวนครีบ 481 ครีบ
 - 1.2 พื้นฐานขนาด $80 \times 80 \text{ mm}^2$ ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของครีบ 1.38 mm ความสูงของครีบ 20 mm จำนวนครีบ 481 ครีบ
 - 1.3 พื้นฐานขนาด $40 \times 40 \text{ mm}^2$ ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของครีบ 1.38 mm ความสูงของครีบ 10 mm จำนวนครีบ 265 ครีบ
 - 1.4 พื้นฐานขนาด $40 \times 40 \text{ mm}^2$ ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของครีบ 1.13 mm ความสูงของครีบ 10 mm จำนวนครีบ 265 ครีบ
 - 1.5 พื้นฐานขนาด $20 \times 20 \text{ mm}^2$ ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของครีบ 1.13 mm ความสูงของครีบ 10 mm จำนวนครีบ 113 ครีบ
2. ศึกษาการถ่ายเทความร้อนอันเนื่องมาจากระยะห่างระหว่างหัวฉีดกับแหล่งกำเนิดความร้อนเดี่ยวที่มีครีบบระบายความร้อน 5 ค่า ในช่วง $15,000 < Re < 45,000$
3. ศึกษาการถ่ายเทความร้อนอันเนื่องมาจากระยะห่างระหว่างหัวฉีดกับแหล่งกำเนิดความร้อนเดี่ยวที่มีครีบบระบายความร้อน 5 ค่า ในช่วง $1 < H < 6$
4. ศึกษาการเปรียบเทียบการถ่ายเทความร้อนอันเนื่องมาจากอิทธิพลของของเขตการไหลแบบอิสระ (Free Jet) และแบบบังคับ (Confined Jet)

3. อุปกรณ์และวิธีการทดลอง

3.1 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

3.1.1 เทคนิคการส่งเสริมการถ่ายเทความร้อน

การระบายความร้อนเป็นสิ่งสำคัญและจำเป็น ถ้าการระบายความร้อนไม่เหมาะสมจะส่งผลให้วัตถุได้รับความเสียหายอันเนื่องมาจากความร้อนเกินขีดจำกัดที่วัตถุจะทนได้ ทำให้การทำงานของเครื่องจักร หรืออุปกรณ์ต่างๆ ไม่สามารถทำงานตามปกติ ปัจจุบันอุปกรณ์ต่างๆ มีการพัฒนาอย่างมากโดยเฉพาะอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ ที่มีการปลดปล่อยพลังงานความร้อนต่อหน่วยพื้นที่สูงขึ้น ทำให้กลไกการถ่ายเทความร้อนปกติไม่สามารถระบายความร้อนได้ทันกับการปลดปล่อยพลังงานความร้อนของอุปกรณ์เหล่านั้น ทำให้มีพัฒนาเทคนิคต่างๆ เพื่อเพิ่มการถ่ายเทความร้อน โดยจำแนกเป็น 4 กลุ่ม ได้แก่

การเพิ่มพื้นที่ผิว

การเพิ่มพื้นที่ผิวในการแลกเปลี่ยนความร้อนโดยติดตั้งครีระบายความร้อน (Heat Sink) ดังแสดงในรูปที่ 3.1 Microchannels ดังแสดงในรูปที่ 3.2 และ Porous Media ดังแสดงในรูปที่ 3.3 ตามลำดับ เมื่อติดตั้งอุปกรณ์ดังกล่าวบนแหล่งความร้อน พลังงานความร้อนจะส่งผ่านมายังอุปกรณ์ส่งผลให้มีพื้นที่ผิวที่ใช้แลกเปลี่ยนความร้อนกับของไหลเพิ่มขึ้นโดยทั่วไป ครีระบายความร้อนแบ่งตามรูปร่างของครีได้ดังต่อไปนี้

1. Plate-Fin Heat Sink ครีระบายความร้อนมีลักษณะเป็นแผ่นจะพบได้ทั่วไปดังแสดงในรูปที่ 3.4 เพราะสามารถผลิตได้ง่าย วิธีการผลิตมีหลายแบบได้แก่ การฉีดขึ้นรูป วิธีนี้ ครีระบายความร้อนจะเป็นเนื้อเดียวกัน หรือแยกผลิตส่วนครีและส่วนฐานแล้วนำมาประกอบภายหลังโดย การเชื่อม การอัดด้วยสกรู และวิธีใช้การขยายตัว-หดตัวของโลหะ

2. Pin-Fin Heat Sink ครีระบายความร้อนมีลักษณะเป็นแท่งดังแสดงในรูปที่ 3.5 เนื่องจากมีครีจำนวนมากส่งผลทำให้มีพื้นที่แลกเปลี่ยนความร้อนมาก แต่ต้นทุนการผลิตสูงกว่า Plate-Fin Heat Sink

การเพิ่มค่าสัมประสิทธิ์การถ่ายเทความร้อน

การเพิ่มค่าสัมประสิทธิ์การถ่ายเทความร้อนโดย การใช้ของไหลฟุ้งชนผิวดังแสดงในรูปที่ 3.6 เป็นวิธีที่ลดความหนาของชั้นขีดผิวทำให้ความต้านทานทางความร้อนที่ผิวกับของไหลลดลง ทำให้มีการแลกเปลี่ยนความร้อนเพิ่มขึ้น โดยเฉพาะบริเวณที่ใกล้จุดศูนย์กลางการตกกระแทก หรือ จุดหยุดนิ่ง (Stagnation point) การถ่ายเทความร้อนจะมีค่ามากและจะลดลงเมื่อระยะห่างจากจุดดังกล่าวมีค่าเพิ่มขึ้น

การเพิ่มค่าการนำความร้อน

การเพิ่มค่าการนำความร้อนโดย การเติมอนุภาคนาโนลงในสารทำงานเช่นการเติม TiO_2 หรือ Ag ดังแสดงในรูปที่ 3.7 ลงไปในสารทำงานทำให้ของไหลมีคุณสมบัติเปลี่ยนไป มีค่าการนำความร้อนเพิ่มขึ้น

เทคนิคอื่น ๆ

เทคนิคอื่น ๆ ได้แก่ การใช้เทอร์โมไซฟอน (Thermosyphons) ฮีทไปป์ (Heat Pipe) และ เทอร์โมอิเล็กทริก (Thermoelectric) โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

(1) เทอร์โมไซฟอน (Thermosyphons) คือ อุปกรณ์ที่สามารถถ่ายความร้อนได้อย่างรวดเร็ว ไม่มีชิ้นส่วนกลไก เทอร์โมไซฟอนมีลักษณะเป็นท่อปลายปิดทั้งสองข้าง ภายในบรรจุสารสำหรับการถ่ายเทความร้อน ด้านหนึ่งของท่ออยู่ที่มีอุณหภูมิสูง อีกด้านหนึ่งอยู่ในที่มีอุณหภูมิต่ำ หลักการทำงานอาศัยการถ่ายเทความร้อนโดยการเปลี่ยนแปลงสถานะของสารที่บรรจุอยู่ภายในส่วนล่างของท่อ ดังแสดงในรูปที่ 3.8 (ก) การทำงานของ Thermosyphons นั้นเป็นดังนี้ เมื่อสารถ่ายเทความร้อนในสถานะของเหลวได้รับความร้อนที่ส่งผ่านผนังท่อจากแหล่งความร้อน จะเปลี่ยนสถานะเป็นไอแล้วลอยขึ้นสู่ส่วนบนของท่อ ที่ส่วนบนไอสารถ่ายเทความร้อนจะคายความร้อนผ่านผนังท่อ แล้วเปลี่ยนสถานะเป็นของเหลวเกาะผนังท่อ และไหลกลับมาสู่ส่วนล่างของท่อด้วยน้ำหนักตัว เมื่อได้รับความร้อนจะเปลี่ยนสถานะเป็นไอลอยขึ้น วนเวียนไปตลอดเวลาที่มีความแตกต่างด้านอุณหภูมิ ส่วนสารถ่ายเทความร้อนอาจเป็นน้ำ หรือสารทำความเย็นชนิดใดก็ได้ตามความเหมาะสม เนื่องจากการถ่ายเทความร้อนแฝงทำให้สามารถถ่ายความร้อนได้อย่างรวดเร็ว

(2) ฮีทไปป์ (Heat Pipe) คือ อุปกรณ์ที่สามารถถ่ายความร้อนได้อย่างรวดเร็วมีโครงสร้างและหลักการทำงานเหมือนกับเทอร์โมไซฟอนดังแสดงในรูปที่ 3.8 (ข) แต่ฮีทไปป์สามารถทำงานในแนวนอนได้ไม่เหมือนกับ เทอร์โมไซฟอนที่ส่วนระเหยต้องอยู่ต่ำกว่าส่วนควบแน่นเสมอโดยภายในรอบ ๆ ท่อจะมีเส้นลวดโลหะเล็กๆ นำมาถักเป็นโครงข่ายเรียกว่า วิก (wick) ดังแสดงในรูปที่ 3.9 โดยน้ำหรือสารทำความเย็นจะไหลผ่านในส่วนนี้ ลักษณะการทำงานที่ปลายของท่อฮีทไปป์ข้างหนึ่งจะได้รับความร้อนเข้ามาแล้วเปลี่ยนสถานะเป็นไอไปสู่ปลายอีกข้างหนึ่ง เพื่อถ่ายโอนความร้อนออก ในส่วนนี้สารทำความเย็นจะกลั่นตัวเป็นของเหลวแล้วไหลผ่าน วิก(wick) กลับมายังด้านระเหยอีกครั้ง

(3) เทอร์โมอิเล็กทริก (Thermoelectric) เป็นอุปกรณ์ที่สามารถสร้างกระแสไฟฟ้าได้จากการแตกต่างกันของอุณหภูมิ และในทางตรงกันข้ามถ้าเราให้กระแสไฟฟ้าเข้าไปในวัสดุชนิดนี้ มันก็จะเกิดการแตกต่างกันของอุณหภูมิขึ้นในตัววัสดุนี้ด้วยเช่นกัน ภายในประกอบด้วยสารกึ่งตัวนำชนิด N และ P เรียงสลับกันจำนวนมากที่ถูกจัดวางเป็นแบบเมตริกซ์ ทำเมื่อจ่ายไฟฟ้ากระแสตรงจะเกิดความแตกต่างของอุณหภูมิตั้งแต่สองด้านบนสารกึ่งตัวนำดังแสดงในรูปที่

3.10

3.1.2 คุณลักษณะการไหลของลำอากาศ

การไหลของลำอากาศจัดว่าเป็นรูปแบบหนึ่งของการไหลที่เรียกว่า Turbulent Free Shear Flow ซึ่งมีการอธิบายเกี่ยวกับลักษณะการไหลของลำอากาศหลากหลาย ส่วนใหญ่ให้คำจำกัดความอย่างกว้างๆว่าเป็นการไหลที่ไม่มีอิทธิพลของผนังปิดล้อมกระแสการไหล ซึ่งไม่เหมือนกับการไหลทั่วไปในทางกลศาสตร์ของไหล โดยเราสามารถแบ่งขอบเขตการไหลของลำอากาศพุ่งชนแผ่นเรียบเป็น 4 ส่วน ดังแสดงในรูปที่ 3.11 ได้แก่ (1) ลำอากาศมีการพัฒนาการไหลโดยของไหลที่อยู่รอบลำอากาศถูกดึงเข้ามาผสมทำให้ความเร็วลดลงแล้วแพร่เข้ามาในลำอากาศ เรียกบริเวณนี้ว่าชั้นการไหลเฉือน (Shear Layer) และความหนาของชั้นนี้จะเพิ่มตามการไหลจนถึงปลายแกนการไหลศักย์ (Potential Core) หรือแกนของลำอากาศซึ่งเป็นบริเวณที่มีความเร็วคงที่และเท่ากับความเร็วที่ออกจากหัวฉีด มีความยาวประมาณ 6 เท่าของขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด หรือ 95 เปอร์เซ็นต์ ของความเร็วที่ออกจากหัวฉีด (2) ลำอากาศพัฒนาการไหลโดยสมบูรณ์ โดยเริ่มตั้งแต่ปลายแกนการไหลศักย์ในบริเวณนี้ลำอากาศมีความเร็วต่ำกว่าความเร็วที่ออกจากหัวฉีดและลดลงเมื่อระยะหัวฉีดเพิ่มขึ้น บางครั้งเรียก 2 ส่วนนี้รวมกันว่า ขอบเขตการไหลของลำอากาศแบบอิสระ (Free Jet Region) (3) บริเวณลำอากาศพุ่งชน (Impingement Jet Region) อากาศในส่วนนี้จะได้รับผลกระทบของการมีอยู่ของแผ่นเรียบ ความเร็วของลำอากาศจะลดลงอย่างรวดเร็ว พร้อมกับการเพิ่มขึ้นของความดันสถิต (Static Pressure) ที่แผ่นเรียบ โดยอากาศในส่วนนี้จะอยู่ห่างจากผิวประมาณ 1.2 เท่าของขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด (4) ขอบเขตการไหลของของไหลตามแนวรัศมี (Wall Jet Region) อากาศในส่วนนี้ความเร็วที่แกนของลำอากาศจะมีค่าลดลงในขณะที่ความเร็วในแนวรัศมีและความหนาของชั้นขีดยึด (Boundary Layer) มีค่าเพิ่มขึ้น

สำหรับงานวิจัยนี้ความเร็วของลำอากาศ อยู่ในช่วงเลขเรย์โนลด์ส์ระหว่าง 15,000 ถึง 45,000 โดยการหาค่าเลขเรย์โนลด์ส์ของลำอากาศสามารถหาได้จากสมการที่ (3.1)

$$Re = \frac{\rho V_j d}{\mu} \quad (3.1)$$

โดยที่

ρ คือ Density ของลำอากาศ [kg/m^3]

V_j คือ ความเร็วเฉลี่ยของลำอากาศที่ออกจากหัวฉีด [m/s]

d คือ ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของหัวฉีด [m]

μ คือ Dynamic viscosity ของลำอากาศ [$\text{N}\cdot\text{s/m}^2$]

3.1.3 การถ่ายเทความร้อน

สำหรับงานวิจัยนี้จะใช้การวิเคราะห์การถ่ายเทความร้อนโดยใช้อากาศพุ่งชนครีบริบายความร้อน เมื่อพิจารณาพบว่า สมการสมดุลพลังงานของการถ่ายเทความร้อนที่เกี่ยวข้องเป็น ดังสมการที่ (3.2)

$$Q_{in} = Q_{cov} + Q_{rad} + Q_{loss} \quad (3.2)$$

โดยที่

Q_{in}	คือ อัตราพลังงานไฟฟ้าที่ป้อนให้ฮีตเตอร์ [W]
Q_{cov}	คือ อัตราการถ่ายเทความร้อนโดยการใช้อากาศพุ่งชน [W]
Q_{rad}	คือ อัตราการถ่ายเทความร้อนโดยการแผ่รังสี [W]
Q_{loss}	คือ อัตราการสูญเสียความร้อน [W]

การหาค่าพลังงานไฟฟ้าที่ป้อนให้ฮีตเตอร์สามารถหาได้จากสมการที่ (3.3)

$$Q_{in} = IV \quad (3.3)$$

โดยที่

I	คือ กระแสไฟฟ้าที่ป้อนให้ฮีตเตอร์ [A]
V	คือ ความต่างศักย์ตกคร่อมฮีตเตอร์ [V]

การหาค่าอัตราการถ่ายเทความร้อนโดยการใช้อากาศพุ่งชนหาได้จากสมการที่ (3.4)

$$Q_{cov} = \bar{h}_c A_s (T_s - T_j) \quad (3.4)$$

โดยที่

Q_{cov}	คือ อัตราการถ่ายเทความร้อนโดยการพา [W]
$\bar{h}_c$	คือ สัมประสิทธิ์การพาความร้อนเฉลี่ย [$W/m^2 \cdot K$]
A_s	คือ พื้นที่ผิวที่สัมผัสของไหล [m^2]
T_s	คือ อุณหภูมิผิวฐานครีบริบายความร้อน [K]
T_j	คือ อุณหภูมิอากาศ [K]

การหาค่าอัตราการถ่ายเทความร้อนโดยการแผ่รังสีหาได้จากสมการที่ (3.5)

$$Q_{rad} = \sigma \epsilon A_s (T_s^4 - T_{sur}^4) \quad (3.5)$$

โดยที่

Q_{rad}	คือ อัตราการถ่ายเทความร้อนโดยการแผ่รังสี [W]
σ	คือ ค่าคงที่สเตฟาน-โบลทซ์มันน์ มีค่าเท่ากับ $5.67 \times 10^{-8} [W/m^2 \cdot K^4]$
A_s	คือ พื้นที่ผิวที่สัมผัสของไหล [m^2]
ϵ_s	คือ Emissivity ของการแผ่รังสี

T_s คือ อุณหภูมิผิวฐานครีระบายความร้อน [K]

T_{sur} คือ อุณหภูมิสิ่งแวดล้อม [K]

เมื่อเขียนสมการที่ (3.2) ใหม่ โดยสมมติให้ค่า $Q_{loss} = 0$ จะได้สมการที่ (3.6)

$$I \cdot V = \bar{h}_c A_s (T_s - T_j) + \sigma \varepsilon A_s (T_s^4 - T_{sur}^4) \quad (3.6)$$

จัดรูปสมการเพื่อหาค่าสัมประสิทธิ์การถ่ายเทความร้อนโดยใช้ล้าอากาศพุ่งชน ดังสมการที่ (3.7)

$$\bar{h}_c = \frac{1}{A_s (T_s - T_j)} \cdot [IV - \sigma \varepsilon A_s (T_s^4 - T_{sur}^4)] \quad (3.7)$$

จากการทดลองพบว่าอัตราการถ่ายเทความร้อนโดยการแผ่รังสีมีค่าน้อย สามารถตัดอิทธิพลของการถ่ายเทความร้อนโดยการแผ่รังสีจัดรูปสมการ (3.7) ได้สมการที่ (3.8)

$$\bar{h}_c = \frac{IV}{A_s (T_s - T_j)} \quad (3.8)$$

3.1.4 ความต้านทานความร้อน

การเปรียบเทียบความสามารถการระบายความร้อนของครีระบายความร้อนรูปร่างต่างๆ นั้น จะใช้ค่าความต้านทานความร้อนโดยหาได้จากสมการที่ (3.9)

$$R_{th} = \frac{1}{\bar{h}_c A_s} = \frac{(T_s - T_j)}{IV} \quad (3.9)$$

โดยที่

R_{th} คือ ความต้านทานความร้อน [K/W]

$\bar{h}_c$ คือ สัมประสิทธิ์การพาความร้อนเฉลี่ย [$W/m^2 \cdot K$]

A_s คือ พื้นที่ผิวที่สัมผัสของไหล [m^2]

การหาค่าพื้นที่ผิวที่สัมผัสของไหล (A_s) สามารถหาได้จากสมการที่ 3.10

$$A_s = A_{base} + n_{fin} (\pi \cdot d_{fin} \cdot h_{fin}) + 4(t_{base} \cdot L_{base}) \quad (3.10)$$

โดยที่

A_{base} คือ พื้นฐานของครีระบายความร้อน [m^2]

n_{fin} คือ จำนวนครีระบายความร้อน

π คือ Pi = 3.1416

d_{fin} คือ ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของครีแบบแท่ง [m]

h_{fin}	คือ ความสูงของครีบบีบแบง [m]
t_{base}	คือ ความหนาของฐานครีบบีบระบายความร้อน [m]; ($t_{base} = 0.005$ m)
L_{base}	คือ ความยาวของฐานครีบบีบระบายความร้อน [m]

3.2 อุปกรณ์การทดลอง

3.2.1 ชุดกำเนิดลំออากาศ

กลไกการสร้างลំออากาศของการทดลองนี้ประกอบด้วยพัดลมเป่าอากาศแบบหอยโข่ง (Centrifugal Blower) โดยจะส่งอากาศเข้าสู่ชุดจัดเรียงกระแอากาศ (Plenum Chamber) ก่อนจะผ่านหัวฉีดโดยมีอินเวอร์เตอร์ (Inverter) ควบคุมอัตราการไหลของลំออากาศ แผนผังชุดกำเนิดอากาศได้แสดงในรูปที่ 3.12 และชุดจัดเรียงกระแอากาศจะทำให้ได้ลំออากาศที่มีลักษณะการกระจายความเร็วสม่ำเสมอตลอดพื้นที่หน้าตัด ชุดจัดเรียงกระแอากาศและหัวฉีดนับว่าเป็นอุปกรณ์ที่มีผลอย่างมากต่อรูปแบบความเร็วของลំออากาศ โดยในส่วนของชุดจัดเรียงกระแอากาศสำหรับการทดลองนี้ใช้กลุ่มท่อขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 6 mm ยาว 210 mm และตาข่ายที่มีความพรุน 196 ตาต่อตารางนิ้ว ติดตั้งอยู่ภายในชุดจัดเรียงกระแอากาศ (Plenum Chamber) ซึ่งมีรูปหน้าตัดเป็นสี่เหลี่ยมจัตุรัสขนาด 30x30 cm² ยาว 50 cm โดยบรรจุเต็มพื้นที่หน้าตัดของการไหล เพื่อจัดเรียงกระแอากาศก่อนเข้าสู่หัวฉีด สำหรับหัวฉีดที่ใช้ในการทดลองนี้คือ ท่อตรงขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางใน 60 mm ยาว 350 mm โดยที่ทางเข้าของท่อจะเสริมชุดจัดเรียงกระแอากาศอีกหนึ่งชุดกลุ่มท่อขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 3 mm ยาว 140 mm เพื่อช่วยให้ได้รูปแบบความเร็วของลំออากาศแบบพัฒนาเต็มที่ (Fully Developed Flow)

3.2.2 อุปกรณ์วัดความเร็วของลំออากาศ

เครื่องวัดความเร็วที่ใช้ในงานวิจัยนี้มี 2 รูปแบบ (1) เครื่องวัดแบบใบพัด (Vane probe) และ (2) เครื่องวัดแบบลวดร้อน (Hotwire probe) โดยเครื่องวัดแบบใบพัดเป็นของบริษัท Testo model435/Vane measurement probe ขนาดใบพัด 60 mm ดังแสดงในรูปที่ 3.13 ใช้วัดความเร็วเฉลี่ยของลំออากาศ ส่วนเครื่องวัดแบบลวดร้อนเป็นของบริษัท Dantec (StreamLine Research CTA system)/ Single -sensor Miniature wire probe straight ดังแสดงในรูปที่ 3.14 ใช้วัดลักษณะการกระจายความเร็วตลอดพื้นที่หน้าตัดของหัวฉีดและมีแผนผังการต่ออุปกรณ์ใช้งาน ดังแสดงในรูปที่ 3.15 ซึ่งประกอบด้วย คอมพิวเตอร์สำหรับควบคุมและเก็บข้อมูล (PC Desktop for Control and Data Acquisition) อุปกรณ์แปลงสัญญาณจากอนาลอกเป็นดิจิตอล (Analog to Digital Converter) เครื่องวัดความเร็วชนิดลวดร้อน (Constant Temperature Anemometer) และชุดขับเคลื่อนแบบ manual (XYZ Table)

3.2.3 ดิจิตอลมัลติมิเตอร์สำหรับเก็บข้อมูล

(Digital Multimeter & Data Acquisition System)

ดิจิตอลมัลติมิเตอร์เป็นเครื่องมือที่ใช้วัดค่าปริมาณไฟฟ้าได้หลายชนิด การวัดสัญญาณทางไฟฟ้าของเซนเซอร์ในงานวิจัยนี้ใช้ ดิจิตอลมัลติมิเตอร์ (Digital Multimeter) ของ Keithley model 2700 และโมดูลตัดต่อสัญญาณ (Differential Multiplexer Module) model 7700 จำนวน 20 ช่อง ดังแสดงในรูปที่ 3.16 และรูปที่ 3.17 ตามลำดับ สำหรับสัญญาณที่วัดในการศึกษาคุณลักษณะการถ่ายเทความร้อนของลำอากาศที่พุ่งชนครีบบระบายความร้อนนี้มี 2 ชนิดคือ อุณหภูมิ (Temperature) และ แรงดันไฟฟ้ากระแสตรง (DC Voltage) โดยสัญญาณอุณหภูมิมาจากเทอร์โมคัปเปิล ชนิด T (Thermocouple Type T) จำนวน 5 จุด แบ่งเป็น อุณหภูมิลำอากาศ 1 จุด (T_1) อุณหภูมิของอากาศหนึ่ง 1 จุด (T_2) อุณหภูมิฐานของครีบบระบายความร้อน 2 จุด (T_3 และ T_4) และแหล่งกำเนิดความร้อนเดียว 1 จุด (T_5) ส่วนสัญญาณแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงมาจากแรงดันตกคร่อมของฮีสเตอร์ 1 จุด และแรงดันตกคร่อมความต้านทานชัณฑ์ (Shunt Resistor) ของ Keithley model 1651 เพื่อหาปริมาณพลังงานไฟฟ้าที่แท้จริงที่ให้กับฮีสเตอร์

3.2.4 เทอร์โมคัปเปิล (Thermocouple)

เทอร์โมคัปเปิล คืออุปกรณ์วัดอุณหภูมิโดยใช้หลักการเปลี่ยนแปลงอุณหภูมิหรือความร้อนเป็นแรงเคลื่อนไฟฟ้า เทอร์โมคัปเปิลทำมาจากโลหะตัวนำที่ต่างชนิดกัน 2 ตัว นำมาเชื่อมต่อกันปลายทั้งสองเข้าด้วยกันที่ปลายด้านหนึ่ง เรียกว่าจุดวัดอุณหภูมิ ส่วนปลายอีกด้านหนึ่ง เรียกว่าจุดอ้างอิง หากจุดวัดอุณหภูมิและจุดอ้างอิงมีอุณหภูมิต่างกัน ก็จะทำให้มีความต่างศักย์ในวงจร เทอร์โมคัปเปิลทั้งสองข้าง ดังแสดงในรูปที่ 3.18 ในการทดลองนี้เลือกใช้ เทอร์โมคัปเปิลแบบ T ทำมาจากโลหะตัวนำที่ต่างชนิดกัน 2 ตัว คือ Copper (+) กับ Constantan (-) ดังแสดงในรูปที่ 3.19

3.2.5 แหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสตรง (DC Power supply)

แหล่งจ่ายไฟกระแสตรงในการทดลองนี้เป็น DC Voltage Regulator เป็นของบริษัท Commue Power Supply CO., LTD. รุ่น HY3020 สามารถจ่ายไฟฟ้ากระแสตรงได้สูงสุด 30V หรือ 20A ดังแสดงในรูปที่ 3.20

3.2.6 แหล่งกำเนิดความร้อนเดียว (Heat Source)

แหล่งกำเนิดความร้อนเดียวที่ใช้ในการทดลองนี้เป็นฮีสเตอร์แบบแท่ง (Cartridge Heater) ขนาด 100 วัตต์ จำนวน 4 แท่ง ผึงในแท่งทองแดงขนาดพื้นที่หน้าตัด $2 \times 2 \text{ cm}^2$. ยาว 6 cm. ดังแสดงในรูปที่ 3.21

3.2.7 ครีบบระบายความร้อนแบบแท่ง (Pin-Fin Heat Sink)

ครีบบระบายความร้อนคือโลหะที่ช่วยระบายความร้อนให้กับอุปกรณ์ โดยจะเป็นตัวกระจายความร้อนจากอุปกรณ์เหล่านั้นให้มาอยู่ที่ครีบบระบายความร้อน ในงานวิจัยนี้ใช้ครีบบระบายความร้อนแบบแท่งที่มีรูปร่างต่างกัน 5 แบบ ดังแสดงในรูปที่ 3.22 ถึง รูปที่ 3.26 โดยมีตัวแปรที่ทำการศึกษาได้แก่ พื้นฐานของครีบบระบายความร้อน ความสูงของครีบ และขนาดของพื้นที่หน้าตัดของครีบ ดังแสดงรายละเอียดดังตารางที่ 3.1

3.3 วิธีการทดลอง

3.3.1 วิธีการทดลอง: การศึกษาคุณลักษณะการไหล

ขั้นตอนในการดำเนินการทดลองเพื่อศึกษาคุณลักษณะการไหลในการทดลองนี้เป็น กรณีปราศจากผิวปะทะ (Free Jet) ซึ่งมีวิธีการทำงาน ดังนี้

1. ติดตั้งเซนเซอร์วัดความเร็วลมของเครื่อง Hotwire Anemometer เข้ากับชุดขับเคลื่อน 3 แกนแบบปรับด้วยมือ และเคลื่อนเซนเซอร์ไปยังตำแหน่งจุดศูนย์กลางของหัวฉีด โดยให้เซนเซอร์อยู่ห่างจากปลายหัวฉีดประมาณ 5 mm (เพื่อป้องกันอันตรายที่อาจเกิดขึ้นกับเซนเซอร์ เพราะเซนเซอร์มีความบอบบางมากเป็นพิเศษ)
2. เปิดระบบของเครื่อง Hotwire Anemometer
3. เปิดพัดลมเป่าอากาศเพื่อสร้างลำอากาศ โดยปรับอัตราการไหลของอากาศให้ได้เลขเรย์โนลด์ส (Reynolds Number, Re) ที่ต้องการ
4. กำหนดจำนวนตำแหน่งที่จะทำการเก็บข้อมูล แล้วจึงทำการเก็บข้อมูล
5. เริ่มเก็บข้อมูลที่ตำแหน่งที่ 1 (ใช้เวลาในการเก็บข้อมูลประมาณ 3 วินาที)
6. เปลี่ยนตำแหน่งของเซนเซอร์ไปยังตำแหน่งที่ 2 โดยใช้ชุดขับเคลื่อน 3 แกน ซึ่งทำการปรับด้วยมือ
7. เริ่มเก็บข้อมูลตำแหน่งที่ 2
8. ทำซ้ำตามข้อ 6 ถึง 7 จนได้ข้อมูลครบทุกตำแหน่ง
9. ปิดพัดลมเป่าอากาศและระบบของเครื่อง Hotwire Anemometer
10. เปลี่ยนตำแหน่งของเซนเซอร์ให้กลับไปยังตำแหน่งที่ 1 อีกครั้งหนึ่งเพื่อเตรียมทำการเก็บข้อมูลที่เลขเรย์โนลด์สถัดไป
11. ทำซ้ำตามข้อ 2 ถึง 10 จนได้ข้อมูลครบทุกเงื่อนไขการทดลอง

สำหรับกรณีปราศจากผิวปะทะ หรือ Free Jet นั้น มีข้อมูลที่จะต้องเก็บอยู่ 2 ส่วน คือ

1. การกระจายความเร็วของลำอากาศที่พุ่งออกจากหัวฉีด (Velocity Distribution) ซึ่งมีขอบเขตการวัดดังนี้ ล็อกตำแหน่งเซนเซอร์ในทิศทาง x ให้อยู่ที่ $x = 5 \text{ mm}$ และเคลื่อนเซนเซอร์ในทิศทาง r

โดยเคลื่อนที่ในช่วง $0 < r < 60 \text{ mm}$ หรือ $0 < r/d < 1$ โดยแต่ละตำแหน่งในทิศทาง r ห่างกัน 2 mm ทำซ้ำการทดลองข้างต้นโดยปรับตำแหน่งเซนเซอร์ในทิศทาง x โดยเคลื่อนที่ในช่วง $5 < x < 420 \text{ mm}$ หรือ $0 < x/d < 7$ โดยแต่ละตำแหน่งในทิศทาง x ห่างกัน 60 mm

2. การเปลี่ยนแปลงของความเร็วในแนวเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด (Centerline Velocity Distribution) ซึ่งมีขอบเขตการวัดดังนี้ ล็อกตำแหน่งเซนเซอร์ในทิศทาง r ให้อยู่ที่ $r = 0 \text{ mm}$ และเคลื่อนเซนเซอร์ในทิศทาง x โดยเคลื่อนที่ในช่วงระหว่าง 5 mm ถึง 420 mm หรือ $0 < x/d < 7$ โดยแต่ละตำแหน่งในทิศทาง x ห่างกัน 10 mm

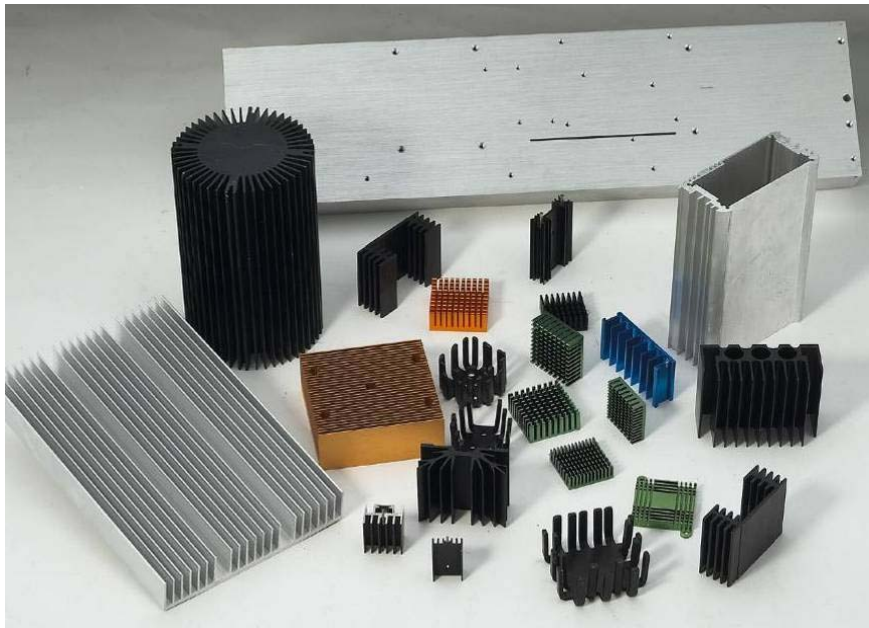
3.3.2 วิธีการทดลอง: การศึกษาคุณลักษณะการถ่ายเทความร้อน

การทดลองเพื่อศึกษาคุณลักษณะการถ่ายเทความร้อนในการทดลองนี้สามารถแบ่งได้เป็น 2 กรณี คือ การไหลแบบขอบเขตอิสระ (Free Jet) และแบบขอบเขตจำกัด (Confined Jet) ดังแสดงในรูปที่ 3.27 และรูปที่ 3.28 ตามลำดับ ขั้นตอนในการเก็บข้อมูลสามารถอธิบายได้ดังนี้

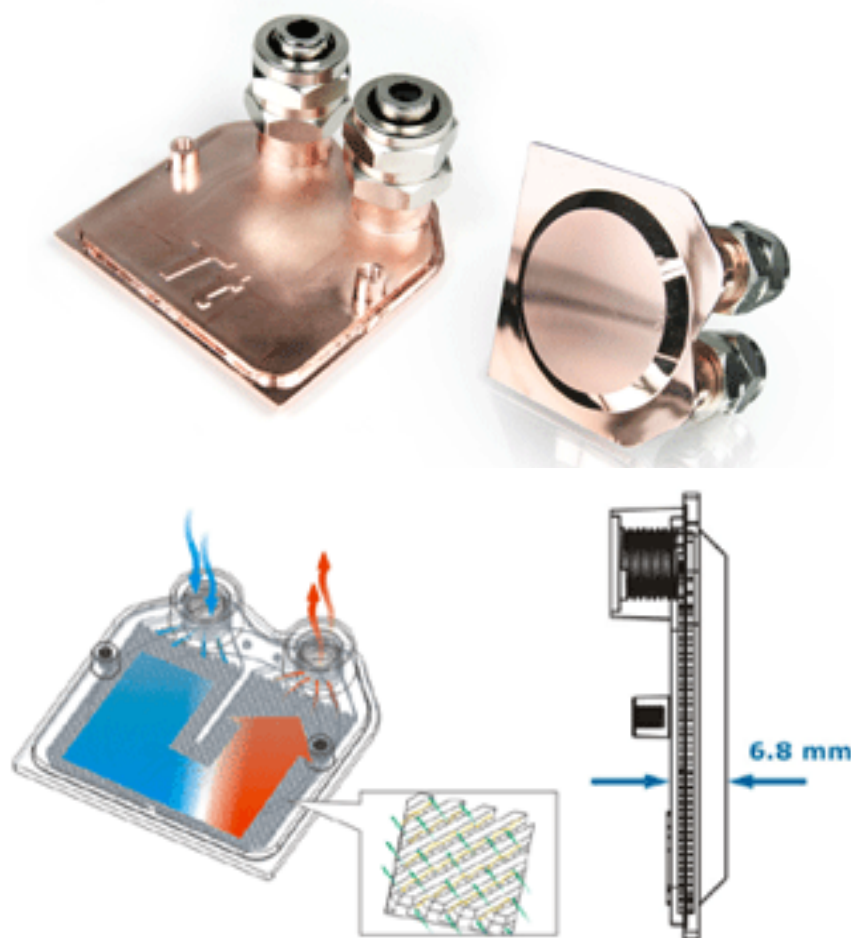
1. ติดตั้งครีบบระบายความร้อนบนแหล่งกำเนิดความร้อนเดี่ยวโดยให้ฐานของครีบบ้างจากปลายหัวฉีดที่ระยะ 1 เท่าของขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด ดังแสดงในรูปที่ 3.29
2. เปิดเครื่องปรับอากาศภายในห้องทดลองเพื่อให้อุณหภูมิของอากาศคงที่
3. เปิดฮีตเตอร์เพื่อให้ความร้อนแก่ครีบบระบายความร้อน
4. เปิดพัดลมเป่าอากาศเพื่อสร้างลำอากาศให้มาพุ่งชนผิวทดลอง โดยปรับอัตราการไหลของอากาศให้ได้เลขเรย์โนลด์ส (Reynolds Number, Re_d) ประมาณ $15,000$
5. เปิดระบบการวัดและบันทึกข้อมูลอุณหภูมิ (Temperature) ทั้งหมด 5 จุด แบ่งเป็นอุณหภูมิลำอากาศ 1 จุด (T_1) อุณหภูมิของอากาศนิ่ง 1 จุด (T_2) อุณหภูมิฐานของครีบบระบายความร้อน 2 จุด (T_3 และ T_4) แหล่งกำเนิดความร้อนเดี่ยว 1 จุด (T_5) และ แรงดันไฟฟ้ากระแสตรง (DC Voltage) แรงดันไฟฟ้ากระแสตรงมาจากแรงดันตกคร่อมของฮีตเตอร์ 1 จุด และแรงดันตกคร่อมความต้านทานชัณฑ์ (Shunt Resistor) ของ Keithley model 1651 เพื่อหาปริมาณพลังงานไฟฟ้าที่แท้จริงที่ให้กับฮีตเตอร์
6. รอจนการถ่ายเทความร้อนเข้าสู่สภาวะคงที่ (Steady State) โดยระบบเข้าสู่สภาวะคงที่ เมื่อผลต่างระหว่างอุณหภูมิของครีบบระบายความร้อนกับอุณหภูมิของลำอากาศคงที่
7. ปิดระบบการวัดและบันทึกข้อมูล
8. ทำซ้ำข้อ 5 ถึง 7 โดยเพิ่มเลขเรย์โนลด์ส ครั้งละ $5,000$ จนได้เลขเรย์โนลด์สประมาณ $45,000$
9. ทำซ้ำข้อ 5 ถึง 8 โดยเพิ่มระยะระหว่างหัวฉีดกับผิวปะทะครั้งละ 1 เท่าของขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด จนระยะระหว่างหัวฉีดกับผิวปะทะเท่ากับ 6 เท่าของขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางหัวฉีด
10. ปิดฮีตเตอร์
11. ปิดพัดลมเป่าอากาศ
12. เปลี่ยนครีบบระบายความร้อน แล้วทำซ้ำข้อ 1 ถึง 11

ตารางที่ 3.1 ขนาดของ Pin-Fin Heat Sink

Pin-Fin No.	A_{base} (mm x mm)	A_s (mm ²)	h_{fin} (mm)	d_{fin} (mm)	Number of Fin	Fin Arrangement
1	80 x 80	0.0289	10	1.38	481	Staggered
2	80 x 80	0.0498	20	1.38	481	Staggered
3	40 x 40	0.0139	10	1.38	265	Staggered
4	40 x 40	0.0118	10	1.13	265	Staggered
5	20 x 20	0.0048	10	1.13	113	Staggered



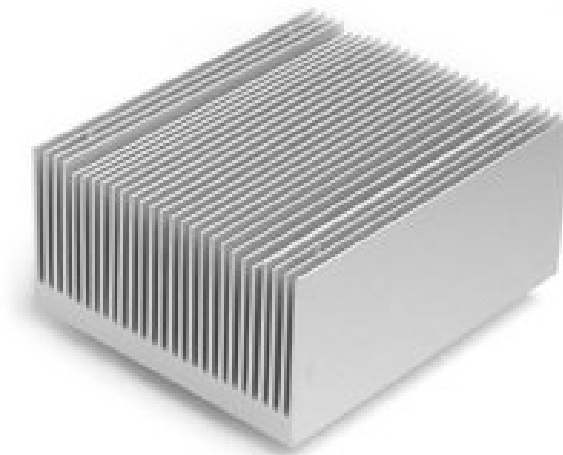
รูปที่ 3.1 ภาพของ Heat Sink แบบต่างๆ [11]



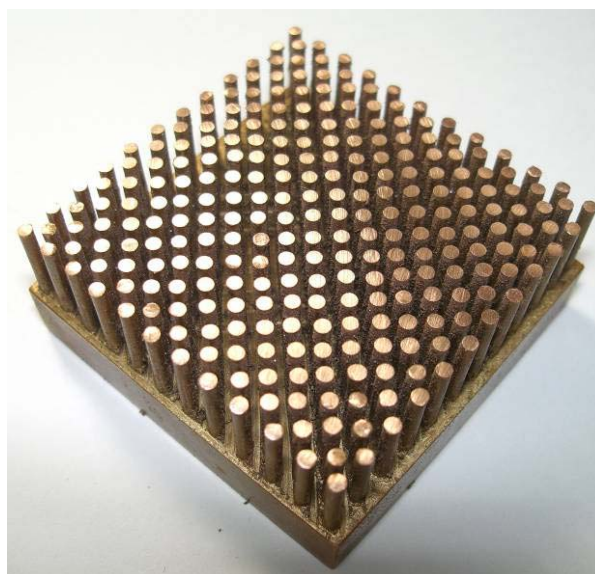
รูปที่ 3.2 ภาพของ Microchannels [12]



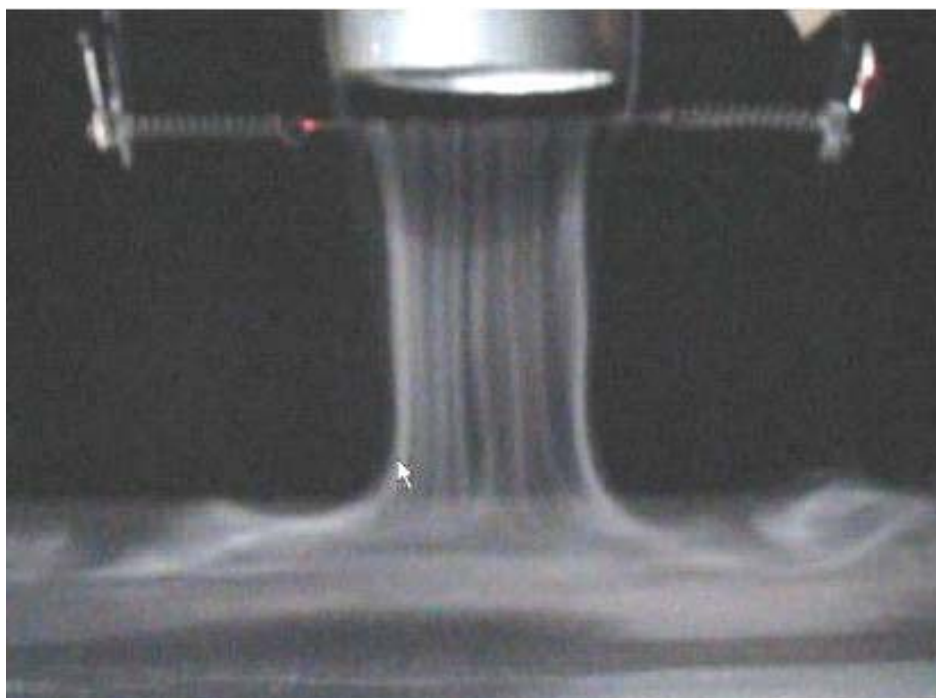
รูปที่ 3.3 ภาพของ Porous Media [13]



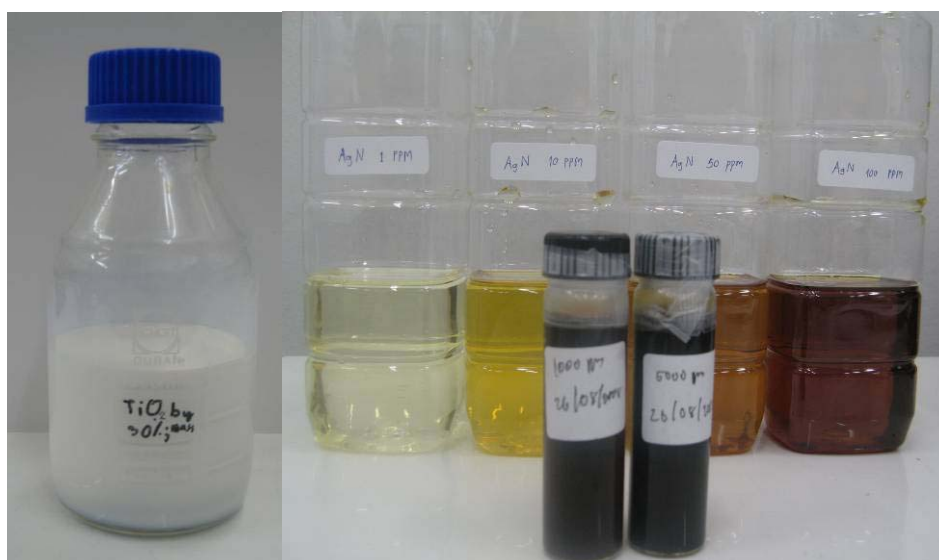
รูปที่ 3.4 ภาพของ Plate-Fin Heat Sink



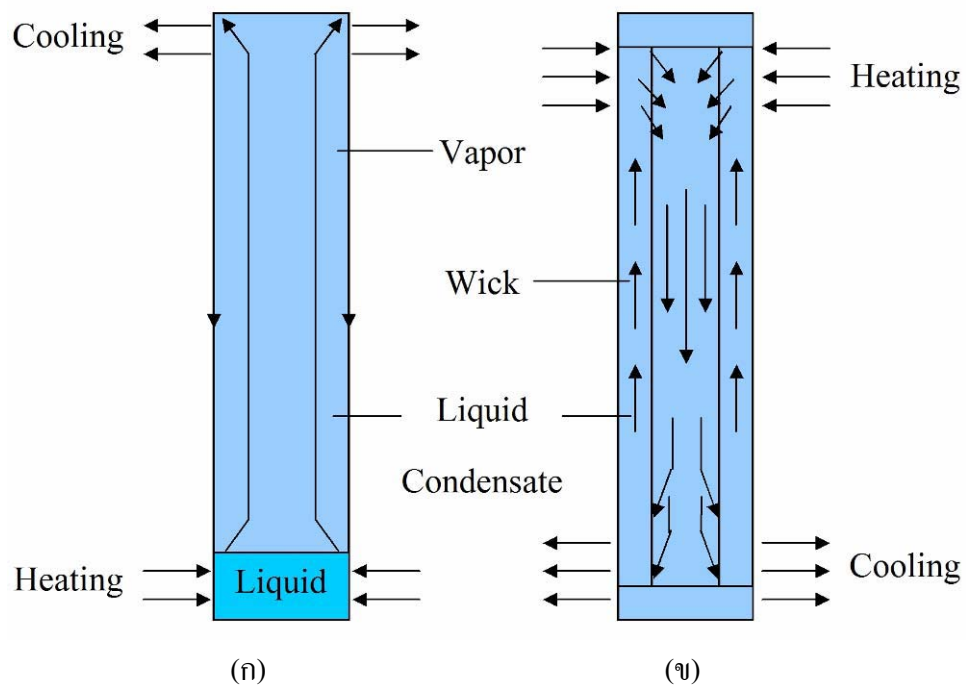
รูปที่ 3.5 ภาพของ Pin-Fin Heat Sink



รูปที่ 3.6 ภาพการฟุ้งชนของอากาศบนแผ่นเรียบ



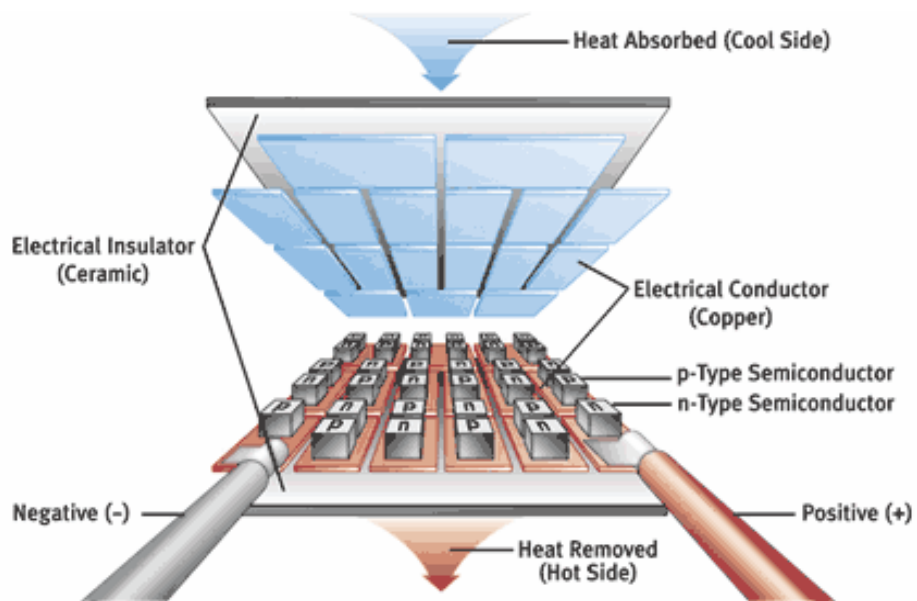
รูปที่ 3.7 ของไหลนาโน TiO_2 และ ของไหลนาโน Ag



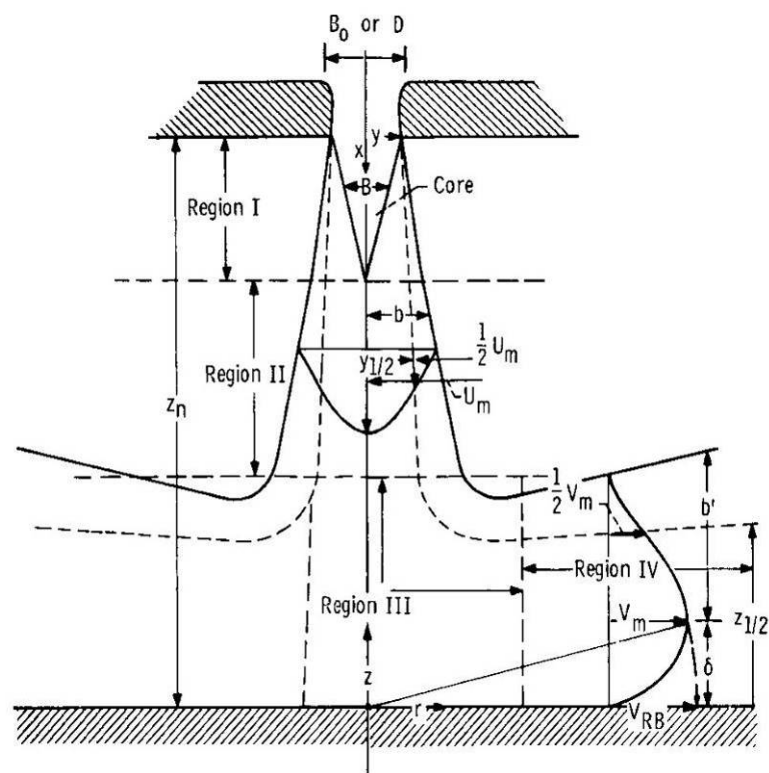
รูปที่ 3.8 แผนผังของ (ก) Thermosyphons และ (ข) Heat Pipe



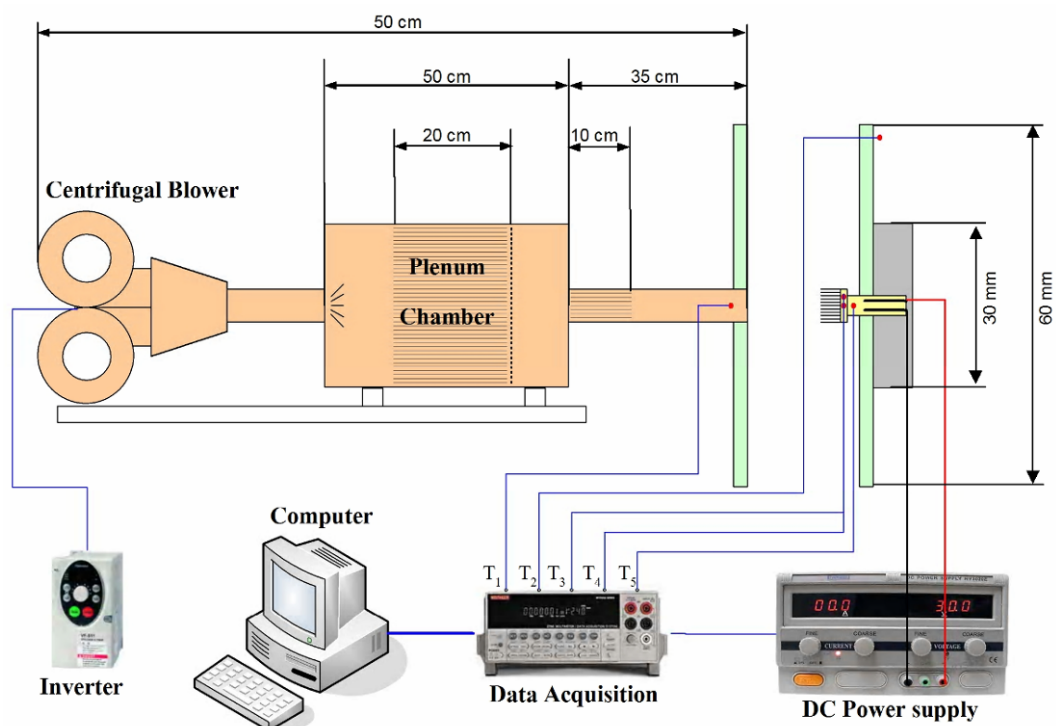
รูปที่ 3.9 ภาพของ Wick ภายใน Heat Pipe



รูปที่ 3.10 โครงสร้างของเทอร์โมอิเล็กทริก [14]



รูปที่ 3.11 ลักษณะลำอากาศฟุ้งชนแผ่นเรียบ [1]



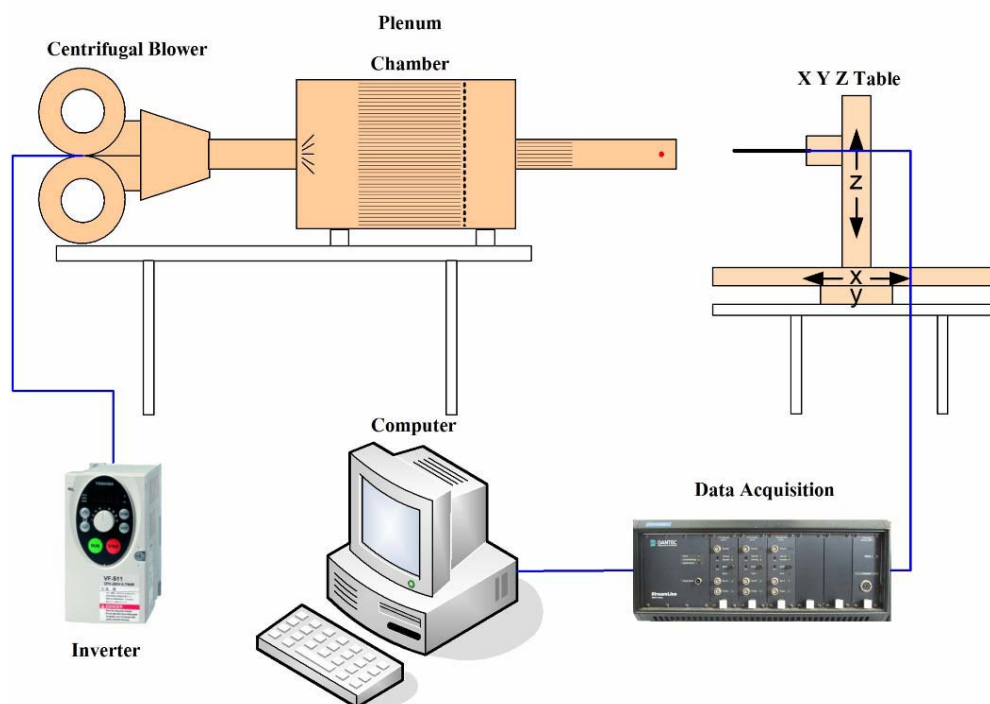
รูปที่ 3.12 ผังอุปกรณ์ทดลอง



รูปที่ 3.13 อุปกรณ์วัดความเร็วลมเฉลี่ย (Testo model 435)



รูปที่ 3.14 อุปกรณ์วัดความเร็วลมเฉพาะจุด (Dantec model 90c10)



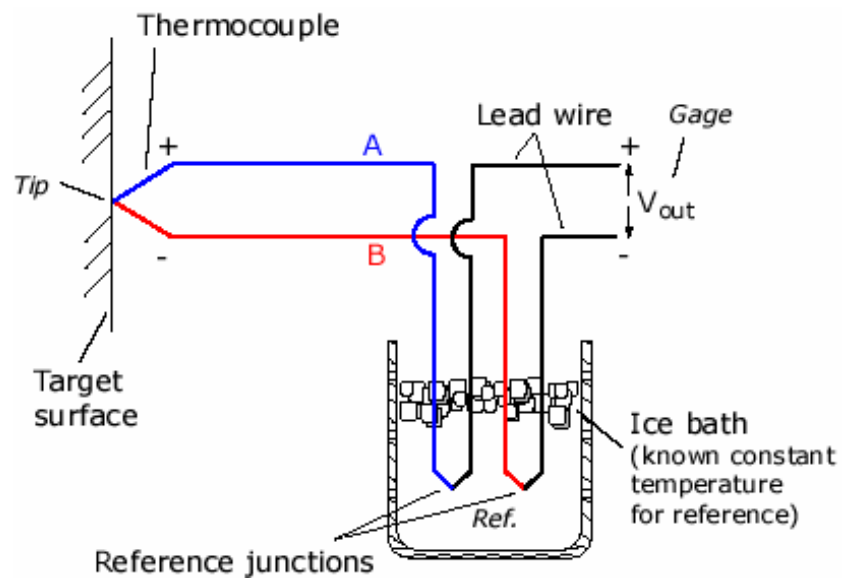
รูปที่ 3.15 ผังการต่ออุปกรณ์วัดความเร็วลมเฉพาะจุด



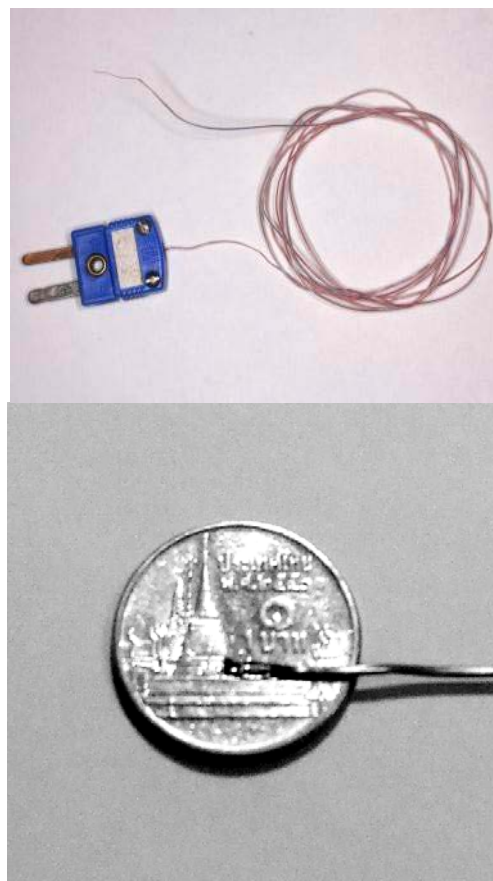
รูปที่ 3.16 ชุดเก็บข้อมูล (Keithley models 2700)



รูปที่ 3.17 การ์ด Differential Multiplexer Module (Keithley models 7700)



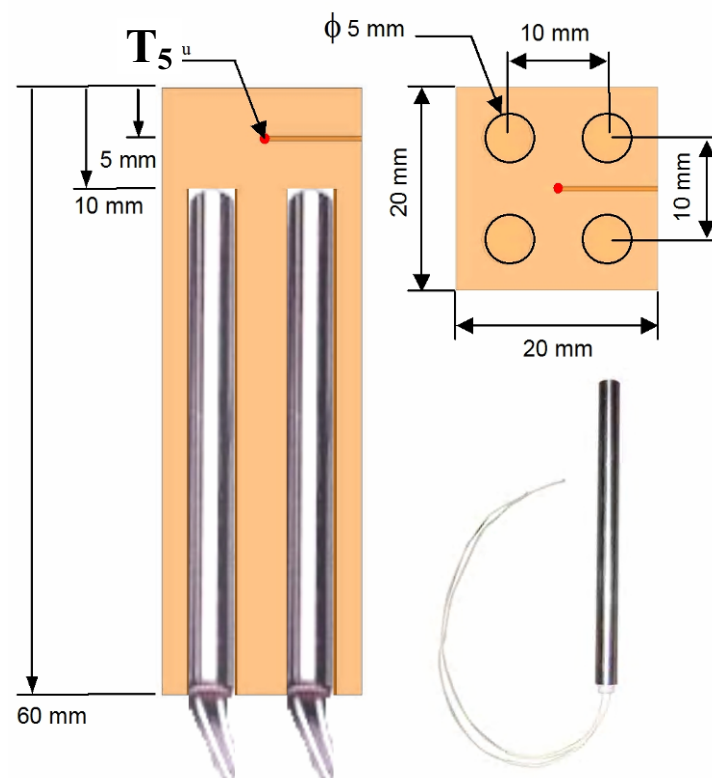
รูปที่ 3.18 วงจรเทอร์โมคัปเปิล [15]



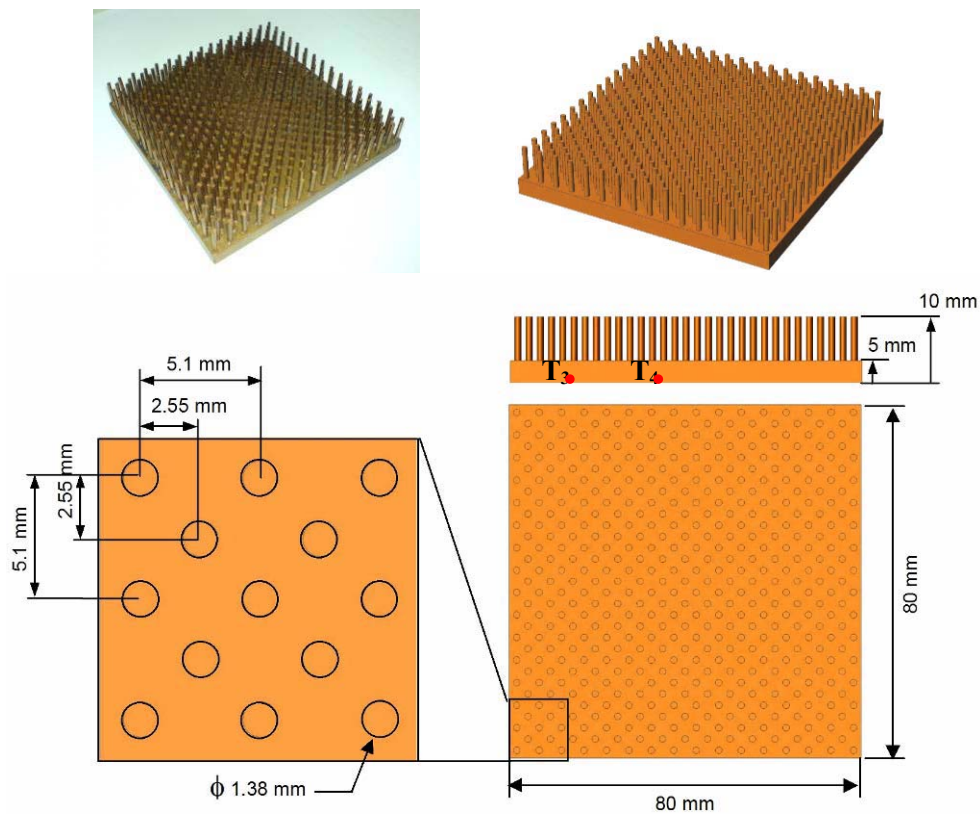
รูปที่ 3.19 เทอร์โมคัปเปิลแบบ T



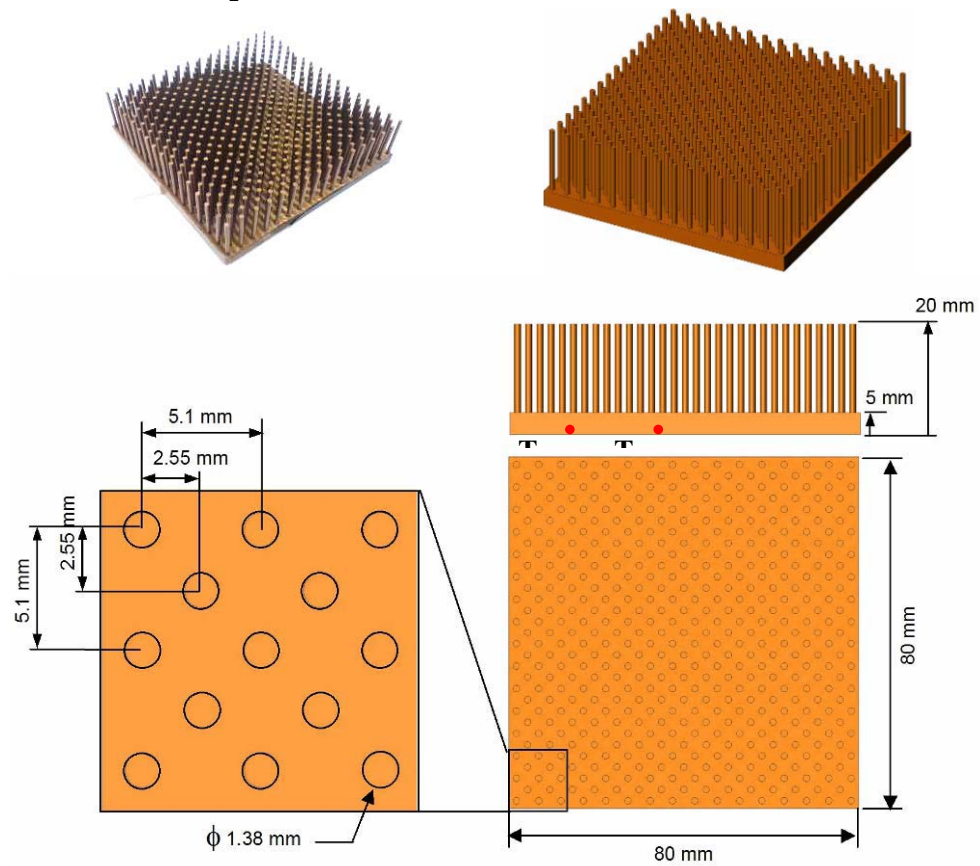
รูปที่ 3.20 แหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสตรง



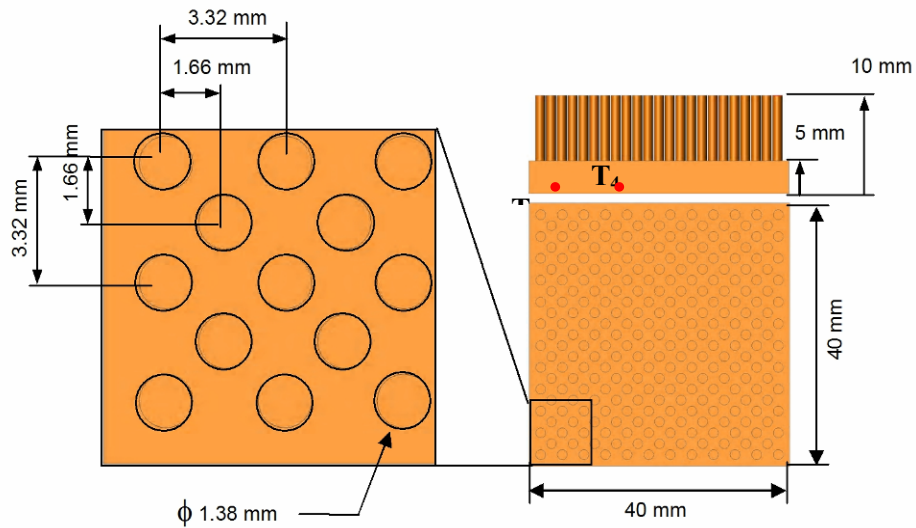
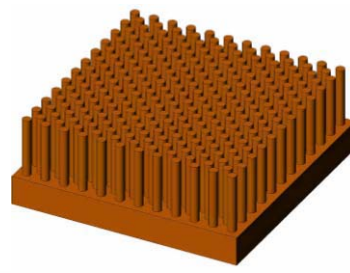
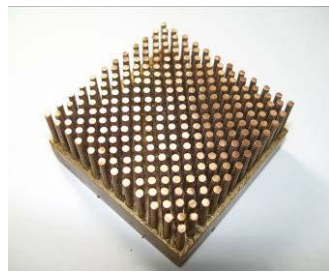
รูปที่ 3.21 แหล่งกำเนิดความร้อนเดี่ยว และ ฮีตเตอร์แบบแท่ง



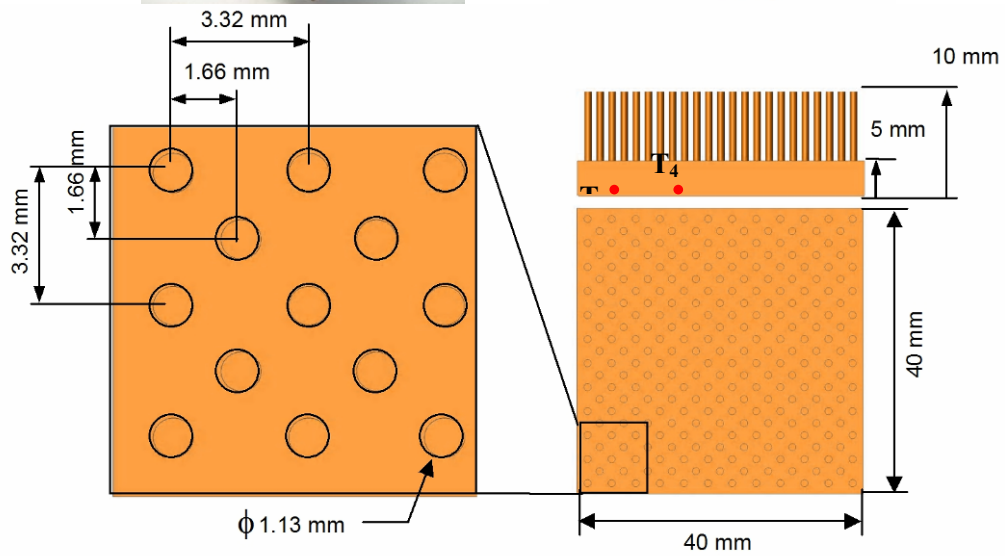
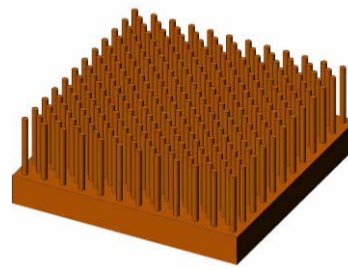
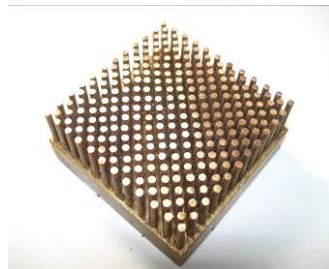
รูปที่ 3.22 ขนาดของ Pin-Fin Heat Sink No.1



รูปที่ 3.23 ขนาดของ Pin-Fin Heat Sink No.2



รูปที่ 3.24 ขนาดของ Pin-Fin Heat Sink No.3



รูปที่ 3.25 ขนาดของ Pin-Fin Heat Sink No.4

