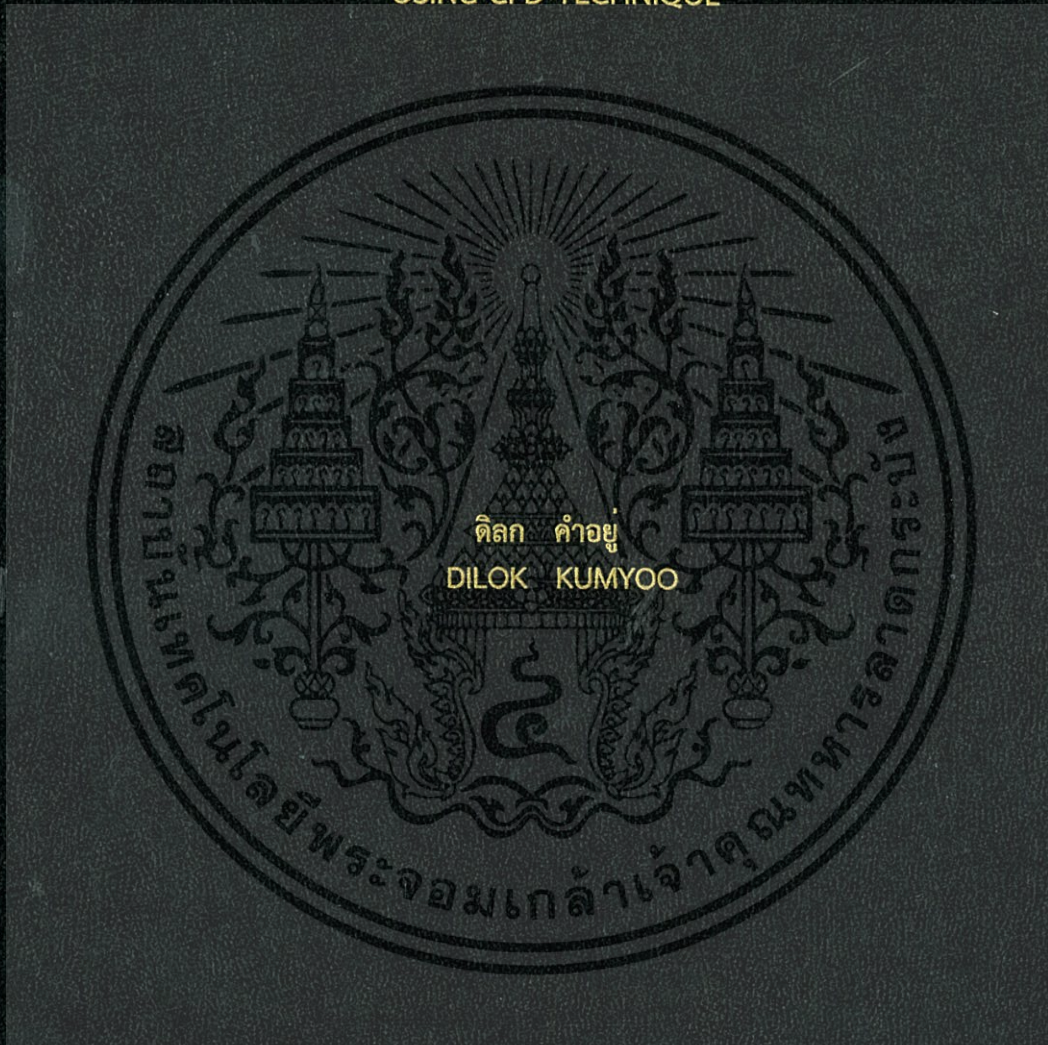


อิทธิพลของความกว้างของส่วนแยกแก๊สต่อรูปแบบการไหล  
ในเครื่องแยกแอร์ลิฟท์โดยแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านของเกรซ  
ด้วยเทคนิคซีเอฟดี

INFLUENCE OF GAS-SEPARATOR WIDTH ON FLOW PATTERNS  
IN AIRLIFT SEPARATOR BY GRACE DRAG COEFFICIENT MODEL  
USING CFD TECHNIQUE



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมเคมี

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ. 2559

KMITL-2016-EN-M-220-074

# สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง

อิทธิพลของความกว้างของส่วนแยกแก๊สต่อรูปแบบการไหล  
ในเครื่องแยกแอร์ลิฟท์โดยแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านของเกรซ  
ด้วยเทคนิคซีเอฟดี

INFLUENCE OF GAS-SEPARATOR WIDTH ON FLOW PATTERNS  
IN AIRLIFT SEPARATOR BY GRACE DRAG COEFFICIENT MODEL  
USING CFD TECHNIQUE



ดิลก คำอยู่  
DILOK KUMYOO

บ. 00267009  
.....  
.....

เลขหมู่.....  
เลขทะเบียน..... 144026  
วันเดือนปี..... 25 มี.ค. 2559

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต  
สาขาวิชาวิศวกรรมเคมี  
คณะวิศวกรรมศาสตร์  
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง  
พ.ศ. 2559  
KMITL-2016-EN-M-220-074

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

INFLUENCE OF GAS-SEPARATOR WIDTH ON FLOW PATTERNS  
IN AIRLIFT SEPARATOR BY GRACE DRAG COEFFICIENT MODEL  
USING CFD TECHNIQUE



A THESIS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT  
OF THE REQUIREMENT FOR THE DEGREE OF  
MASTER OF ENGINEERING IN CHEMICAL ENGINEERING  
FACULTY OF ENGINEERING  
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG  
2016  
KMITL-2016-EN-M-220-074

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



COPYRIGHT 2016






FACULTY OF ENGINEERING

KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

คณะวิศวกรรมศาสตร์  
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง  
ใบรับรองวิทยานิพนธ์

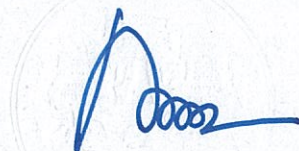
หัวข้อวิทยานิพนธ์ อิทธิพลของความกว้างของส่วนแยกแก๊สต่อรูปแบบการไหลในเครื่องแยกแอร์ลิฟท์โดย  
แบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านของเกรชต์ด้วยเทคนิคซีเอฟดี  
Thesis Title Influence of Gas-Separator width on Flow Patterns in Airlift Separator by  
Grace Drage Coefficient Model Using CFD Technique  
นักศึกษา นายติลก คำอยู่  
รหัสประจำตัว 58601266  
ปริญญา วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต  
สาขาวิชา วิศวกรรมเคมี  
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ผศ.ดร.สันติ วัฒนานุกรณ์  
หมายเลขวิทยานิพนธ์ KMITL-2016-EN-M-220-074

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์		ลายมือชื่อ
รศ.ดร.ประกอบ	กิจไชยา	
ผศ.ดร.อภิรักษ์	นัมคณิสสรณ์	
ผศ.ดร.จันทวัฒน์	ไชยชนวงค์	
ดร.ณัฐนนท์	ไพบุลย์ศิลป์	
ผศ.ดร.สันติ	วัฒนานุกรณ์	

วัน / เดือน / ปี ที่สอบ วันจันทร์ที่ 4 กรกฎาคม พ.ศ. 2559 เวลา 12.00-14.00 น.  
สถานที่สอบ ณ อาคาร A ชั้น 5 ห้องประชุม 3

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง  
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

คณะวิศวกรรมศาสตร์ รับรองแล้ว



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษา (รองศาสตราจารย์ ดร. คมสัน มาลีสี) นักวิชาการ  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงที่มาของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้  
คณบดี คณะวิศวกรรมศาสตร์

วันที่ 4 กรกฎาคม พ.ศ. 2559

หัวข้อวิทยานิพนธ์	อิทธิพลของความกว้างของส่วนแยกแก๊สต่อรูปแบบการไหลในเครื่องแยกแอร์ลิฟท์โดยแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านของเกรซด้วยเทคนิคซีเอฟดี
นักศึกษา	นายติลก คำอยู่
รหัสประจำตัว	58601266
ปริญญา	วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชา	วิศวกรรมเคมี
ปีการศึกษา	2559
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์	ผศ.ดร.สันติ วัฒนานุสรณ์

### บทคัดย่อ

ในปัจจุบันเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์เป็นเครื่องปฏิกรณ์ที่ถูกนำไปใช้อย่างแพร่หลายในอุตสาหกรรมต่างๆเนื่องจากการไหลเวียนภายในเครื่องปฏิกรณ์เกิดจากแก๊สที่ถูกป้อนเข้าไปในระบบโดยไม่ต้องใช้ใบพัดปั่นกวาน อีกทั้งยังทำให้เกิดการสัมผัสกันระหว่างสองวัฏภาคได้ดีกว่าเครื่องปฏิกรณ์ชนิดอื่น ในงานวิจัยนี้ได้ให้ความสำคัญต่อขนาดของแก๊สเซพพาเรเตอร์ด้วยสมมติฐานที่ว่าแก๊สเซพพาเรเตอร์ที่มีขนาดแตกต่างกันย่อมส่งผลต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์ที่แตกต่างกัน โดยใช้พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational fluid dynamics) ในการจำลองการไหลที่เกิดขึ้นภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ซึ่งการเลือกแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag coefficient model) ซึ่งใช้อธิบายอันตรกิริยาระหว่างสองวัฏภาคนั้นได้ถูกนำมาศึกษาด้วยเช่นกัน จากผลการจำลองพบแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Grace สามารถอธิบายอุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์เมื่อเทียบกับการทดลองได้ดีที่สุด เนื่องจากแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Grace ให้ความสำคัญกับรูปร่างของฟองแก๊สที่เกิดขึ้นภายในระบบด้วยการปรับสัมประสิทธิ์แรงต้านไปตามฟองแก๊สรูปทรงต่างๆทำให้แบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Grace สามารถอธิบายอุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ได้ดีที่สุด และจากผลการจำลองศึกษาอิทธิพลของขนาดแก๊สเซพพาเรเตอร์พบว่า หากแก๊สเซพพาเรเตอร์ที่มีขนาดแคบเกินไปจะทำให้เกิดการรวมตัวของฟองแก๊สบริเวณดาวน์คัมเมอร์เนื่องจากการไหลในบริเวณนั้นมีการเปลี่ยนทิศทางการไหลในแนวแกนจากบนลงล่างและแก๊สเซพพาเรเตอร์ไม่สามารถแยกฟองแก๊สออกจากระบบได้มากเพียงพอ ซึ่งทำให้ความเร็วของของเหลวในโรเซอร์และดาวน์คัมเมอร์มีค่าต่ำลง และทำให้แก๊สไฮลัฟในระบบมีค่ามากขึ้น นอกจากนี้งานวิจัยนี้พบว่าแก๊สเซพพาเรเตอร์ที่มีความกว้างแก๊สเซพพาเรเตอร์ต่อเส้นผ่านศูนย์กลางของโรเซอร์ ( $w/d_r$ ) หรือ มีขนาดกว้างกว่าเส้นผ่านศูนย์กลางโรเซอร์ 2.2 เท่า ( $w/d_r=2.2$ ) ของเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่มีสัดส่วนความสูงโรเซอร์ต่อเส้นผ่านศูนย์กลางโรเซอร์ ( $h_r/d_r$ ) เท่ากับ 20.2 จึงจะสามารถแยกแก๊สออกจากระบบได้เพียงพอที่จะไม่ทำให้เกิดการสะสมของฟองแก๊สในบริเวณดาวน์คัมเมอร์

Thesis Title	Influence of gas-separator width on flow patterns in airlift separator by grace drag coefficient model using CFD technique
Student	Mr. Dilok Kumyoo
Student ID.	58601266
Degree	Master of Engineering
Program	Chemical Engineering
Year	2016
Thesis Advisor	Asst. Prof. Dr. Santi Wattananusorn

### Abstract

At present, airlift reactors is used widely in many industries due to the flow of gas within the reactor that was entered into the system without a paddle stirring. It also causes the contact between the two phases which better than other reactor type. This research has focused on the size of the gas separator with the assumption that the gas separator are different sizes would affect the reactor hydrodynamics different. Using Computational Fluid Dynamics (Computational fluid dynamics) to simulate the flow occurring inside airlift reactors which model selection drag coefficient which describes the interaction between the two phases has been studied. The results of the simulation found that Grace drag coefficient described hydrodynamic within the airlift reactor compared to the experimental best. The Grace model focus on the shape of the gas bubbles that occur within the system by adjusting drag coefficient to gas bubbles various shapes therefore Grace model is the best option

Result of simulation width of gas separator studied reveal that If gas separator is too small to cause the coalescence of bubbles around downcomer due to the flow in that area are changing the direction of flow in the axial direction from top to bottom and gas separator can't separate gas bubbles from the system enough. This makes the speed of the fluid in the riser and downcomer is low and makes gas holdup in riser is high. This studied found that gas separator has wide of gas separator to the diameter of the riser ( $w/d_R$ ) greater than or equal to 2.2 of airlift reactor has aspect ratio height of riser to diameter of the riser ( $h_R/d_R$ ) of 20.2 ensure that the gas can be separated from the system enough

## กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์เล่มนี้ได้สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยความกรุณาจากอาจารย์ที่ปรึกษา ผศ.ดร.สันติ วัฒนานุสรณ์ ในการทำวิทยานิพนธ์ ที่คอยให้คำปรึกษา ให้ความรู้เกี่ยวกับทฤษฎีต่างๆในเรื่องพลศาสตร์ของไหล อีกทั้งยังให้ความรู้เกี่ยวกับทฤษฎีต่างๆที่ใช้ในการแก้ปัญหา นอกเหนือจากเรื่องเกี่ยวกับพลศาสตร์ของไหล และชี้แนะแนวทางในการทำวิทยานิพนธ์นี้ให้สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี

ขอขอบคุณ ดร. ชนวรรณ พิณรัตน์ อาจารย์ผู้จุดประกายแนวคิดวิทยานิพนธ์ซึ่งเกี่ยวกับเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิปท์ให้ข้าพเจ้า

ขอขอบคุณคณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์ทุกท่าน ที่ให้คำปรึกษาชี้แนะแนวทางในการแก้ไขโครงร่างวิทยานิพนธ์ จนในที่สุดทำให้วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลงได้

ขอขอบคุณพี่ๆและน้องๆในห้องวิจัย Computational Fluid Dynamics ภาควิชาวิศวกรรมเคมี สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบังที่คอยเป็นกำลังใจและให้คำชี้แนะในเรื่องพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณเสมอมา

สำหรับคุณงามความดีอันใดที่เกิดจากวิทยานิพนธ์ฉบับนี้ ข้าพเจ้าขอมอบให้บิดามารดา และผู้อุปการะเลี้ยงดูของข้าพเจ้าเป็นครูคนแรกของชีวิต ตลอดจนครูอาจารย์ที่เคารพทุกท่านที่ได้ประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้ถ่ายทอดประสบการณ์ให้แก่ข้าพเจ้า

ดิฉก คำอยู่

# สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย.....	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	II
กิตติกรรมประกาศ.....	III
สารบัญ.....	IV
สารบัญตาราง.....	VI
สารบัญรูป.....	VII
สัญลักษณ์.....	VIII
บทที่ 1 บทนำ.....	1
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา.....	1
1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการศึกษา.....	2
1.3 สมมุติฐานของการศึกษา.....	3
1.4 ขอบเขตการวิจัย.....	3
1.5 ขั้นตอนการศึกษา.....	3
บทที่ 2 ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง.....	4
2.1 พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ.....	4
2.2 สมการที่ใช้ในการอธิบายปรากฏการณ์การไหล.....	5
2.2.1 สมการนาเวียร์-สโตกส์.....	5
2.2.2 สมการควบคุมสำหรับการไหลหลายวัฏภาค.....	6
2.3 สัมประสิทธิ์การแลกเปลี่ยนระหว่างวัฏภาค.....	8
2.4 สมการที่ใช้ในการอธิบายปรากฏการณ์การไหลแบบปั่นป่วน.....	13
2.4.1 แบบจำลองความปั่นป่วน Standard k-epsilon.....	13
2.5 เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์.....	16
2.5.1 ส่วนประกอบ.....	17
2.5.2 ลักษณะการทำงานของเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์.....	18
2.6 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง.....	19

บทที่ 3 การจำลอง .....	22
3.1 การศึกษาความถูกต้องของแบบจำลอง .....	22
3.1.1 โครงสร้างเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ .....	22
3.1.2 แบบจำลองและการกำหนดคุณสมบัติ .....	22
3.1.3 การศึกษาปริมาณกริดที่เหมาะสมต่อการจำลอง .....	24
3.1.4 อิทธิพลของการกระจายตัวของกริดต่อผลการจำลอง .....	26
3.2 การศึกษาอิทธิพลของแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ออุทกพลศาสตร์ภายใน เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ .....	27
3.3 การศึกษาอิทธิพลของขนาดแก๊สเฉพาเรเตอร์ต่ออุทกพลศาสตร์ภายใน เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ .....	27
 บทที่ 4 ผลการจำลองและวิเคราะห์ผลการจำลอง .....	28
4.1 ผลการศึกษาปริมาณกริดที่เหมาะสมต่อการจำลอง .....	28
4.2 ผลการศึกษาอิทธิพลของการกระจายตัวของกริดต่อผลการจำลอง .....	30
4.3 ผลการศึกษาอิทธิพลของแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ออุทกพลศาสตร์ภายใน เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ .....	32
4.4 ผลการศึกษาอิทธิพลของขนาดแก๊สเฉพาเรเตอร์ต่ออุทกพลศาสตร์ภายใน เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ .....	35
 บทที่ 5 สรุปผลการศึกษา .....	44
5.1 สรุปผลการจำลอง .....	44
5.2 วิจัยณ์ผลการศึกษา .....	45
 เอกสารอ้างอิง .....	46
ภาคผนวก ก .....	48
ภาคผนวก ข .....	50

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1 ค่าคงที่ของแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Mosi-alexander .....	10
3.1 การกำหนดสภาวะขอบเขต.....	23
3.2 การตั้งค่าแบบจำลองต่างๆ.....	23
3.3 การตั้งค่ารูปแบบระเบียบวิธีเชิงตัวเลข.....	24
3.4 ความละเอียดของกริดบนโครงสร้างเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์.....	25
3.5 การออกแบบการจำลอง.....	27
4.1 ผลการจำลองจำนวนกริดต่างๆ.....	28
4.2 ความคลาดเคลื่อนและเวลาที่ใช้ในการจำลองของกริดจำนวนต่าง.....	29
4.3 แก๊สไฮลอปบริเวณแก๊สเซพพาราเรเตอร์และดาวนคัมเมอร์เมื่อไม่มีแก๊สเซพพาราเรเตอร์และ แก๊สเซพพาราเรเตอร์ขนาด 0.19 เมตร.....	37
4.6 แก๊สไฮลอปบริเวณแก๊สเซพพาราเรเตอร์และดาวนคัมเมอร์เมื่อแก๊สเซพพาราเรเตอร์ขนาด 0.31 เมตรและ 0.35 เมตร.....	40
4.6 แก๊สไฮลอปบริเวณแก๊สเซพพาราเรเตอร์และดาวนคัมเมอร์เมื่อแก๊สเซพพาราเรเตอร์ ขนาด 0.38 เมตร.....	41
ก 1 ความเร็วซูเปอร์ฟิเชียลในโรเซอร์และความเร็วซูเปอร์ฟิเชียลขาเข้า.....	50
ข 1 การกำหนดขอบเขตภายในโดเมน.....	52
ข 2 ค่าเริ่มต้นที่กำหนดลงในขอบเขต.....	52
ข 3 การกำหนด Time step size และ number of time step.....	53

## สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1 เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ .....	16
2.2 ลักษณะการทำงานของเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ .....	18
2.3 การวัดความเร็วของของไหลและปริมาณแก๊สไฮลอปภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์.....	19
2.4 แก๊สไฮลอปที่ตำแหน่งต่างๆและความเร็วของเหลวในดาวน์คัมเมอร์เปรียบเทียบกับความเร็ว ซูเปอร์ฟิเชียลของเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่มีและไม่มีแก๊สเซพพาราเตอร์ .....	21
3.1 โครงสร้างเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่ใช้ในการจำลอง.....	23
3.2 กริดกระจายตัวแบบปกติและกริดกระจายตัว.....	26
4.1 ผลของจำนวนกริดต่อค่าเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อนในการจำลอง .....	29
4.2 ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วของของไหลเฉลี่ยภายในโรเซอร์ที่ความสูง 1.75 เมตรกับ ความเร็วซูเปอร์ฟิเชียลในโรเซอร์เปรียบเทียบผลของการกระจายตัวของกริดกับการทดลอง ..	30
4.3 ความสัมพันธ์ระหว่างปริมาณแก๊สไฮลอปเฉลี่ยภายในดาวน์คัมเมอร์ที่ความสูง 1.75 เมตร กับความเร็วซูเปอร์ฟิเชียลในโรเซอร์ผลของการกระจายตัวของกริดกับการทดลอง.....	30
4.4 ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วของของไหลเฉลี่ยภายในดาวน์คัมเมอร์ที่ความสูง 1.75 เมตร กับความเร็วซูเปอร์ฟิเชียลในโรเซอร์ผลของการกระจายตัวของกริดกับการทดลอง.....	31
4.5 ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วของของไหลเฉลี่ยภายในโรเซอร์ที่ความสูง 1.75 เมตร กับ ความเร็วซูเปอร์ฟิเชียลเปรียบเทียบระหว่างแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านชนิดต่างๆ กับการทดลอง .....	32
4.6 ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วของของไหลเฉลี่ยภายในดาวน์คัมเมอร์ที่ความสูง 1.75 เมตร กับความเร็วซูเปอร์ฟิเชียลเปรียบเทียบระหว่างแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านชนิดต่างๆกับ การทดลอง .....	32
4.7 ความสัมพันธ์ระหว่างแก๊สไฮลอปเฉลี่ยภายในโรเซอร์ที่ความสูง 1.75 เมตร กับความเร็ว ซูเปอร์ฟิเชียลเปรียบเทียบระหว่างแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านชนิดต่างๆกับการทดลอง. 33	
4.8 ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วซูเปอร์ฟิเชียลกับความเร็วของของเหลวในโรเซอร์ ที่ความสูง 1.75 เมตร .....	35
4.9 ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วซูเปอร์ฟิเชียลกับความเร็วของของเหลวใน ดาวน์คัมเมอร์ที่ความสูง 1.75 เมตร.....	35
4.10 ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วซูเปอร์ฟิเชียลกับแก๊สไฮลอปที่ความสูง 1.75 เมตร .....	36
ข.1 แสดงการเปิดโปรแกรม Fluent.....	49

## สัญลักษณ์

สัญลักษณ์	คำจำกัดความ (หน่วย)
$\alpha_q$	สัดส่วนเชิงปริมาตรของภูมิภาค $q$ (-)
$V_q$	ปริมาตรของภูมิภาค $q$ (ลูกบาศก์เมตร)
$\rho_q$	ความหนาแน่นของภูมิภาค $q$ (กิโลกรัม/ลูกบาศก์เมตร)
$\hat{\rho}_q$	ความหนาแน่นประสิทธิผลของภูมิภาค $q$ (กิโลกรัม/ลูกบาศก์เมตร)
$\vec{v}_q$	ความเร็วของภูมิภาค $q$ (เมตร/วินาที)
$\dot{m}_{pq}, \dot{m}_{qp}$	การถ่ายโอนมวลจากภูมิภาค $p$ ไป $q$ และการถ่ายโอนมวลจากภูมิภาค $q$ ไป $p$ ตามลำดับ (กรัม/วินาที)
$\vec{F}_{lift,q}$	แรงจากน้ำหนักของวัตถุแรงยก (นิวตัน)
$\vec{F}_{vm,q}$	แรงเสมือนมวล (Virtual Mass Force) (นิวตัน)
$R_{pq}$	แรงอันตรกิริยาระหว่างภูมิภาค (นิวตัน)
$p$	ความดันของทุกภูมิภาค (พาสคัล)
$\vec{v}_q$	เทนเซอร์ของความเค้นและความเครียด (นิวตัน/ตารางเมตร)
$\vec{v}_{pq}$	ความเร็วของภูมิภาค $p$ ที่เกิดการถ่ายโอนมวลไปยังภูมิภาค $q$ (เมตร/วินาที)
$\vec{v}_{qp}$	ความเร็วของภูมิภาค $q$ ที่เกิดการถ่ายโอนมวลไปยังภูมิภาค $p$ (เมตร/วินาที)
$\mu_q$	ความหนืดของภูมิภาค $q$ (พาสคัล•วินาที)
$\lambda_q$	ความเค้นเฉือนของภูมิภาค $q$ (นิวตัน/ตารางเมตร)
$R_{pq}$	แรงอันตรกิริยาระหว่างภูมิภาค (นิวตัน)
$K_{pq}$	สัมประสิทธิ์การแลกเปลี่ยนโมเมนตัมระหว่างภูมิภาค (-)
$h_q$	เอนทาลปีจำเพาะของภูมิภาค $q$ (จูล/กิโลกรัม)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และ VIII ของอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สัญลักษณ์

คำจำกัดความ (หน่วย)

$\bar{q}_q$	ฟลักซ์ของความร้อน (จูล/ตารางเมตร)
$S_q$	แหล่งกำเนิดของเอนทาลปี (จูล)
$Q_{pq}$	ความเข้มของการแลกเปลี่ยนความร้อนระหว่างภูมิภาค $p$ และ $q$ (จูล/วินาที)
$h_{qp}$	เอนทาลปีระหว่างภูมิภาค (จูล/วินาที)
$f$	ฟังก์ชันของแรงต้าน (-)
$\tau_p$	เวลาผ่อนคลายของอนุภาค (วินาที)
$d_p$	เส้นผ่านศูนย์กลางของฟองหรือหยดในภูมิภาคหตุติภูมิ (เมตร)
$C_D$	สัมประสิทธิ์แรงต้าน (-)
$k$	พลังงานจลน์ปั่นป่วน (จูล)
$\mathcal{E}$	อัตราการสลายตัวของพลังงานจลน์ปั่นป่วน (จูล/วินาที)
$G_k$	พลังงานจลน์ปั่นป่วนเนื่องจากเกรเดียนต์ของความเร็วเฉลี่ย (จูล)
$G_b$	พลังงานจลน์ปั่นป่วนเนื่องจากแรงลอยตัว (จูล)
$Y_M$	บทบาทของการขยายตัวที่แกว่งในความปั่นป่วนที่อัดตัวได้ที่ส่งผลต่ออัตราการสลายตัว (-)
$a$	ความเร็วเสียงในอากาศ (เมตร/วินาที)
$\sigma_k$	ตัวเลขพรีนดเทิลปั่นป่วนสำหรับ $k$ (-)
$\sigma_{\mathcal{E}}$	ตัวเลขพรีนดเทิลปั่นป่วนสำหรับ $\mathcal{E}$ (-)
$S_k$ และ $S_{\mathcal{E}}$	เทอมแหล่งกำเนิดที่ผู้ใช้กำหนดขึ้น (-)
$\mu_t$	ความหนืดความปั่นป่วน (พาสคัล • วินาที)
$C_{\mu}$	ค่าคงที่ในการคำนวณความหนืดปั่นป่วน (-)

สัญลักษณ์

คำจำกัดความ (หน่วย)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และ IX ของอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$\varepsilon_G$

ปริมาณแก๊สไฮโดรเจน (-)

$U_L$

ความเร็วของของเหลว (เมตร/วินาที)

$U_G$

ความเร็วแก๊สซูเปอร์ฟิเชียล (เมตร/วินาที)



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# บทที่ 1

## บทนำ

### 1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ซึ่งเป็นเครื่องปฏิกรณ์ที่อาศัยหลักการการป้อนแก๊สเพื่อให้เกิดการไหลเวียนภายในเครื่องปฏิกรณ์นั้นยังเป็นที่รู้จักน้อยมาก ทั้งที่เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์แม้ว่าความสามารถที่โดดเด่นเหนือเครื่องปฏิกรณ์ชนิดอื่น คือ สามารถทำให้เกิดการไหลเวียนภายในเครื่องปฏิกรณ์ได้โดยใช้พลังงานต่ำ เนื่องจากการไหลเวียนที่เกิดขึ้นเกิดจากการผลักดันของแก๊สที่ป้อนเข้าไปในเครื่องปฏิกรณ์ ทำให้เกิดการสัมผัสกันระหว่างแก๊สและของเหลวได้เป็นอย่างดี อีกทั้งยังมีแรงเฉือนภายในระบบต่ำเนื่องจากความผสมที่เกิดขึ้นไม่ได้เกิดอุปกรณ์ที่เคลื่อนที่ได้ เช่น ใบกวน จึงทำให้เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์เป็นที่นิยมนำไปประยุกต์ใช้กับเครื่องปฏิกรณ์ชีวภาพ [1] เนื่องจากเซลล์สิ่งมีชีวิตสามารถดำรงชีวิตอยู่ภายในระบบได้ ตัวอย่างเช่น เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่ใช้เพาะเลี้ยงสาหร่ายเซลล์เดียวเพื่อผลิตไบโอดีเซล และเครื่องปฏิกรณ์ชีวภาพ ดังงานวิจัย [2-4] เป็นต้น นอกจากนี้เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์นิยมนำไปใช้ในโรงงานอุตสาหกรรมเคมีและการบำบัดน้ำเสีย [5] เนื่องจากข้อได้เปรียบดังที่กล่าวมาแล้วข้างต้นนั่นเอง

จะเห็นได้ว่าการศึกษาลักษณะการทำงาน รวมถึงการออกแบบเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่มีความเหมาะสมต่อการนำไปใช้งานจึงเป็นเรื่องที่น่าสนใจ โดยเฉพาะอย่างยิ่งแก๊สที่มีหน้าที่ขับเคลื่อนของเหลวภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ให้เกิดการไหลเวียนได้ วิทยาศาสตร์ที่อยู่ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์นั้นจะอยู่ในรูปของฟองแก๊สซึ่งอันตรกิริยาระหว่างฟองอากาศและของเหลวภายในเครื่องปฏิกรณ์ย่อมส่งผลต่อการไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ นอกจากนี้พลวัตกรรมการไหลของฟองอากาศที่เกิดขึ้นภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ย่อมส่งผลต่อการไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์เช่นกัน เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์มีส่วนประกอบหนึ่งเรียกว่าแก๊สเซฟพาราเรเตอร์ซึ่งมีหน้าที่ในการแยกแก๊สออกจากระบบ ซึ่งขนาดและรูปร่างของแก๊สเซฟพาราเรเตอร์ย่อมส่งผลต่อการไหลและปริมาณแก๊สภายในระบบ ในงานวิจัยของ Jaroslav Klein และคณะ [6] ได้ทำการศึกษาอิทธิพลของแก๊สเซฟพาราเรเตอร์ต่ออุทกพลศาสตร์และรูปแบบการไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์แบบภายใน ผลการทดลองพบว่า โครงสร้างของแก๊สเซฟพาราเรเตอร์ส่งผลอย่างยิ่งต่อการไหลในบริเวณดาวน์คัมเมอร์และแก๊สเซฟพาราเรเตอร์เองและโครงสร้างของแก๊สเซฟพาราเรเตอร์ที่แคบมากเกินไปจะทำให้การไหลเวียนของฟองแก๊สภายในระบบน้อยลงเนื่องจากฟองแก๊สในบริเวณดาวน์คัมเมอร์มีโอกาสที่จะเกิดการรวมตัวกันเป็นฟองที่ขนาดใหญ่ขึ้นและลอยสวนการไหลขึ้นไปด้านบนส่งผลให้การไหลในบริเวณนี้มีการสูญเสียโมเมนตัมสูงซึ่งทำให้การไหลภายในระบบมีความเร็วที่ลดลงอีกด้วย

โดยทั่วไปแล้วการศึกษากการไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์สามารถศึกษาได้จากการทดลอง และยังสามารถนำพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics, CFD) มาประยุกต์ใช้ในการศึกษา ประกอบกับปัจจุบันมีความเจริญก้าวหน้าทางเทคโนโลยีทำให้เครื่องมือที่ใช้ในการคำนวณ คือคอมพิวเตอร์มีความสามารถสูงขึ้นทำให้เทคนิคพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณเป็น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

อีกหนึ่งวิธีที่ช่วยศึกษาเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ได้เป็นอย่างดี ดังงานวิจัย [7-9] พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณเป็นสาขาหนึ่งของวิชาพลศาสตร์ของไหลที่รวมวิธีเชิงตัวเลข (Numerical method) มาใช้แก้ปัญหาการไหลของของไหลในสถานการณ์ที่สนใจ ซึ่งสามารถทำนายข้อมูลการไหลที่เป็นประโยชน์ต่อการวิเคราะห์ได้ ไม่ว่าจะเป็นความเร็วของของไหลที่เคลื่อนที่ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ ปริมาณแก๊สโฮลด์พ (Gas Holdup) หรือสัดส่วนเชิงปริมาตรของแก๊ส [10] ความดันภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ และข้อมูลอื่นๆที่ใช้ในการศึกษาหรือออกแบบเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ ซึ่งพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณมีความสามารถในการผลิตข้อมูลต่างๆในระยะเวลาอันสั้น มีต้นทุนในการศึกษาต่ำ และสามารถทำนายปรากฏการณ์การไหลได้อย่างมีประสิทธิภาพเมื่อเปรียบเทียบกับทำการทดลอง งานวิจัยที่ใช้เทคนิคพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณมีอยู่จำนวนมาก โดยตัวอย่างที่น่าสนใจของการใช้เทคนิคพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์คือ งานวิจัยของ van Baten และคณะ [11] ศึกษาแบบจำลองพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณสำหรับเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์และทดสอบความถูกต้องโดยเปรียบเทียบผลการจำลองกับผลการทดลอง จากนั้นจึงใช้แบบจำลองดังกล่าวทำนายอุทกพลศาสตร์หรือลักษณะการไหลของของไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์และทำการขยายขนาด (Scale Up) และศึกษาอิทธิพลของการขยายขนาดเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ โดยใช้แบบจำลองความปั่นป่วนแบบ Standard k-epsilon ในการทำนายการไหลแบบปั่นป่วนและใช้แบบจำลองแบบออยเลอร์เลียน (Eulerian) สำหรับการทำนายการไหลหลายวัฏภาค จากการจำลองพบว่าปัจจัยที่ส่งผลต่อลักษณะทางอุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์คือ แก๊สโฮลด์พและความเร็วของของไหลภายในโรเตอร์และดาวน์คัมเมอร์เมื่อมีการเปลี่ยนแปลงลักษณะโครงสร้างเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

ในงานวิจัยนี้จึงมีความสนใจในปรากฏการณ์ที่เกิดขึ้นในบริเวณดาวน์คัมเมอร์เมื่อแก๊สเซฟพาทเรเตอร์มีความกว้างที่แคบลงโดยใช้เทคนิคพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณในการจำลองเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ โดยใช้แบบจำลองแบบ Eulerian ในการจำลองการไหลแบบหลายวัฏภาค และ standard k-epsilon ในการจำลองการไหลแบบปั่นป่วนและแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag coefficient) Shiller-Nuamann, Morsi-Alexander, Tomiyama, Grace, Symetric และ Universal drag ในการจำลองเพื่อเลือกแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านที่เหมาะสมซึ่งสามารถทำนายอุทกพลศาสตร์การไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ได้เหมาะสมที่สุด หลังจากนั้นจึงได้ศึกษาอิทธิพลของขนาดแก๊สเซฟพาทเรเตอร์ต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ โดยจำลองการไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ด้วยแบบจำลองที่มีขนาดของแก๊สเซฟพาทเรเตอร์แตกต่างกัน

## 1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการศึกษา

วัตถุประสงค์ของงานวิจัยขั้นนี้เพื่อศึกษาอิทธิพลสัมประสิทธิ์แรงต้าน และขนาดของแก๊สเซฟพาทเรเตอร์ต่ออุทกพลศาสตร์ในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

### 1.3 สมมติฐานของการศึกษา

การไหลแบบหลายวัฏภาคในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ซึ่งอันตรกิริยาระหว่างฟองแก๊สและของเหลวส่งผลต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

### 1.4 ขอบเขตการศึกษา

1.4.1) สร้างแบบจำลองโดยใช้โปรแกรม GAMBIT และการคำนวณการไหลโดยใช้โปรแกรม FLUENT

1.4.2) หาแบบจำลองสำหรับการจำลองการไหลหลายวัฏภาคที่เหมาะสมกับเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

1.4.3) ตรวจสอบผลการจำลองของเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์กับผลการทดลองของงานวิจัยที่อ้างอิง

1.4.4) ศึกษาอิทธิพลของสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์และเลือกแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านที่เหมาะสมต่อการจำลองเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

1.4.5) ศึกษาอิทธิพลของขนาดแก๊สเซพาราเรเตอร์ต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่อัตราส่วน  $h_R/d_R$  เท่ากับ 20.2 และมีความสูง  $h_R$  เท่ากับ 2.02 เมตร

### 1.5 ขั้นตอนการศึกษา

1.5.1). นำโครงสร้างเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่อ้างอิงจากงานวิจัยของ van Baten และคณะนำมาสร้างแบบจำลองและจำลองเพื่อทดสอบความถูกต้องกับผลการทดลอง

1.5.1.1). การทดสอบความเป็นอิสระของกริดต่อผลการทดลอง

1.5.1.2). ทดสอบการกระจายตัวของกริดต่อผลการจำลอง

1.5.2). ใช้แบบจำลองและกริดดังกล่าวนำไปศึกษาอิทธิพลของสัมประสิทธิ์แรงต้าน

1.5.3). ใช้แบบจำลองและกริดรวมถึงสัมประสิทธิ์แรงต้านที่เหมาะสมเพื่อศึกษาอิทธิพลของขนาดของแก๊สเซพาราเรเตอร์ต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

## บทที่ 2

# ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

### 2.1 พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณเป็นสาขาหนึ่งเป็นกลศาสตร์ของไหลที่ใช้วิธีเชิงตัวเลข (Numerical Method) ในแก้ไขปัญหาและวิเคราะห์การไหลของของไหล, การถ่ายเทพลังงาน, การถ่ายโอนมวล เป็นต้น พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณเป็นเครื่องมือที่มีความสำคัญเชิงวิศวกรรมเนื่องจากสามารถทำนายปรากฏการณ์การไหลภายในระบบต่างๆและสามารถผลิตข้อมูลได้จำนวนมากในระยะเวลาอันสั้น อีกทั้งพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณมีความสามารถในการแก้ปัญหาที่หลากหลายในเชิงวิศวกรรม เช่น อากาศพลศาสตร์ของเครื่องบินและยานพาหนะ, การผสมและการแยกในกระบวนการทางเคมี เป็นต้น โดยทั่วไปพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณประกอบไปด้วย 3 กระบวนหลัก [2]

2.1.1 ขั้นตอนก่อนการคำนวณ (Pre-Processing) คือ ขั้นตอนเตรียมความพร้อมก่อนการคำนวณ โดยการป้อนข้อมูลที่จำเป็นสำหรับการคำนวณปัญหาการไหลในรูปแบบต่างๆ ให้กับโปรแกรมคำนวณ ในส่วนนี้ประกอบด้วยขั้นตอนดังต่อไปนี้

2.1.1.1 นิยามรูปร่างขอบเขตที่สนใจ ซึ่งเป็นการกำหนดขอบเขตของปัญหาที่ต้องการการคำนวณในขั้นตอนนี้ขอบเขตยังอยู่ในรูปต่อเนื่อง

2.1.1.2 การใช้ระเบียบวิธีเชิงตัวเลขนั้นจะแบ่งขอบเขตที่ต่อเนื่องให้เป็นส่วนเล็กๆที่ไม่ต่อเนื่องจำนวนมากและไม่เกิดการทับซ้อนกันที่เรียกว่า กริด (Grid) หรือ เมช (Mesh) ซึ่งการแบ่งดังกล่าวจะเป็นการละทิ้งความต่อเนื่องจากคำตอบแต่ละเซลล์และคำนวณเป็นลักษณะของโหนด (Nodes) ภายในแต่ละเซลล์ (Cell) เท่านั้น

2.1.1.3 เลือกสมการหรือแบบจำลองที่ใช้คำนวณปรากฏการณ์ธรรมชาติทั้งด้านกายภาพและเคมี ยกตัวอย่างเช่น ปรากฏการณ์การไหลแบบปั่นป่วน การไหลแบบหลายวัฏภาค ปฏิกริยาเคมี การถ่ายโอนความร้อน เป็นต้น

2.1.1.4 นิยามสมบัติของของไหล เช่น ความหนืด ความหนาแน่น เป็นต้น

2.1.1.5 กำหนดเงื่อนไขขอบเขตที่เหมาะสมกับขอบเขตของปัญหา

สำหรับความแม่นยำของคำตอบที่ได้จากการคำนวณโดยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณถูกควบคุมโดยคุณภาพของเซลล์ซึ่งขึ้นอยู่กับ

2.1.1.6 จำนวนเซลล์ ซึ่งจำนวนเซลล์ยิ่งมากคำตอบของปัญหาก็จะแม่นยำมากขึ้น แต่การแบ่งเซลล์ในการคำนวณก็มีข้อจำกัดในเรื่องของประสิทธิภาพของคอมพิวเตอร์ด้วย

2.1.1.7 ความบิดเบี้ยว (Skewness) โดยทั่วไปแล้วค่าความบิดเบี้ยวอยู่ในช่วงศูนย์ถึงหนึ่ง ซึ่งค่าความบิดเบี้ยวของเมชที่มีคุณภาพดีที่สุดจะเป็นศูนย์และเมชที่มีคุณภาพต่ำที่สุดจะเป็นหนึ่ง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.1.1.8 อัตราส่วนด้าน (Aspect Ratio) คืออัตราส่วนระหว่างด้านยาวที่สุดและด้านสั้นที่สุด ( $l_{max}/l_{min}$ ) อัตราส่วนด้านในอุดมคติสำหรับเซลล์มีค่าเท่ากับหนึ่ง

2.1.2 ขั้นตอนของการคำนวณ (Solver) คือ ส่วนของการคำนวณ ซึ่งเทคนิคในการคำนวณเชิงตัวเลขมีอยู่ 4 แบบด้วยกัน คือ ระเบียบวิธี Finite Difference ระเบียบวิธี Finite Element และระเบียบวิธี Finite Volume รูปแบบพื้นฐานของการแก้ปัญหาที่ขั้นตอนดังนี้

2.1.2.1 ประมาณตัวแปรการไหลที่ไม่ทราบค่าด้วยฟังก์ชันอย่างง่าย

2.1.2.2 เปลี่ยนสมการเชิงอนุพันธ์ย่อย (Partial Differential Equations) ให้เป็นสมการพีชคณิตด้วยวิธีเชิงตัวเลขโดยการประมาณลงในสมการควบคุม แล้วจัดรูปสมการ

2.1.2.3 แก้ปัญหาของสมการพีชคณิต เทคนิคเชิงตัวเลขที่ใช้ในงานวิจัยนี้เป็นแบบระเบียบวิธี Finite Volume ลำดับขั้นตอนการคำนวณเชิงตัวเลขของวิธีนี้ประกอบด้วย

2.1.2.3.1 แบ่งโดเมนการคำนวณเป็นปริมาตรควบคุมเล็กๆ

2.1.2.3.2 อินทิเกรตสมการควบคุมของไหลทุกปริมาตรควบคุมภายใต้ขอบเขตของปัญหา

2.1.2.3.3 เปลี่ยนสมการเชิงอนุพันธ์ย่อยให้เป็นสมการพีชคณิตด้วยวิธีเชิงตัวเลขด้วยการแทนค่าเทอมต่างๆ ของสมการควบคุมที่อินทิเกรตแล้วด้วยการประมาณค่า

2.1.2.3.4 หาคำตอบของสมการพีชคณิตโดยวิธีการกระทำซ้ำ

2.1.3 ขั้นตอนหลังการคำนวณ (Post-Processor) คือ ส่วนแสดงผลที่ได้จากการคำนวณที่มีการพัฒนาเพื่อให้เหมาะสมกับการใช้งาน ด้วยความก้าวหน้าทางด้านงานวิศวกรรม ทำให้มีการแสดงผลแบบกราฟิกที่ดีขึ้น ซึ่งนำไปสู่ชุดโปรแกรมพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณที่ประกอบด้วยเครื่องมือที่ใช้ข้อมูลแบบอนเนกประสงค์ประกอบด้วยรูปแบบต่างๆ เช่น

2.1.3.1 รูปทรงโดเมนและการแสดงเมช

2.1.3.2 เวกเตอร์

2.1.3.3 เส้นและคอนทัวร์

2.1.3.4 พื้นผิว 2 มิติและ 3 มิติ

2.1.3.5 การติดตามอนุภาค

2.1.3.6 การจัดภาพการมอง (การย้าย การหมุน การปรับ ฯลฯ)

## 2.2 สมการที่ใช้ในการอธิบายปรากฏการณ์การไหล

### 2.2.1 สมการนาเวียร์-สโตกส์ (Navier-Stokes Equation)

สมการนาเวียร์-สโตกส์ เป็นสมการที่ใช้อธิบายการเคลื่อนที่ของของไหล ซึ่งถูกสร้างขึ้นโดยการประยุกต์ใช้กฎการเคลื่อนที่ข้อที่สองของนิวตันบนของไหล โดยสมมติฐานว่าความเค้นบนของไหล คือผลรวมของเทอมของความหนืดของการกระจายตัวและเทอมของความดัน ชุดสมการนาเวียร์-สโตกส์เป็นสมการเชิงอนุพันธ์ ที่ไม่มีการระบุความสัมพันธ์ระหว่างตัวแปรที่แน่นอน แต่จะระบุเป็นอัตรา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เปลี่ยนแปลงแทน ชุดสมการนาเวียร์-สโตกส์ไม่สามารถใช้ระบุตำแหน่งได้ แต่สามารถบอกความเร็วได้ ทำให้คำตอบของชุดสมการนาเวียร์-สโตกส์ ถูกเรียกว่าสนามความเร็วหรือสนามการไหล ซึ่งเป็นตัวอธิบายถึงความเร็วของของไหล ณ ตำแหน่ง และเวลาที่กำหนด โดยทั่วไปสมการนาเวียร์-สโตกส์ จะประกอบด้วยชุดสมการที่เกี่ยวข้อง 3 สมการด้วยกันคือ สมการความต่อเนื่อง สมการโมเมนตัม และสมการพลังงาน

## 2.2.2 สมการควบคุมสำหรับการไหลหลายวัฏภาค (Governing Equation for Multiphase Flow)

ในหัวข้อนี้จะกล่าวถึงชุดสมการควบคุม [2] สำหรับการคำนวณการไหลแบบหลายวัฏภาคแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ใช้อธิบายการไหลแบบหลายวัฏภาค คือ Euler-Euler โดยถ้าการไหลเป็นแบบสองวัฏภาคคือมีวัฏภาค  $q$  และ  $p$  จะกำหนดให้วัฏภาคที่มีไอบล้อมอีกวัฏภาคไว้เป็นวัฏภาคปฐมภูมิและวัฏภาคที่กระจายตัวในอีกวัฏภาคเป็นวัฏภาคทุติยภูมิ เช่น ระบบฟองอากาศในน้ำ น้ำและอากาศจะถูกกำหนดให้เป็นวัฏภาคปฐมภูมิและวัฏภาคทุติยภูมิ ตามลำดับ

### 2.2.2.1 สมการสัดส่วนเชิงปริมาตร (Volume Fraction Equation)

สัดส่วนเชิงปริมาตรของวัฏภาค  $q$  ตัวแปรที่สำคัญต่อการอธิบายการไหลในหลายวัฏภาคโดยให้นิยามปริมาตรของวัฏภาค  $q$ ,  $V_q$

$$V_q = \int_V \alpha_q dV \quad (2.1)$$

เมื่อ  $\alpha_q$  สัดส่วนเชิงปริมาตรของวัฏภาค  $q$

$$\sum_{q=1}^n \alpha_q = 1 \quad (2.2)$$

และ ความหนาแน่นประสิทธิผลของวัฏภาค  $q$  คือ  $\hat{\rho}_q$

$$\hat{\rho}_q = \alpha_q \rho_q \quad (2.3)$$

โดยที่  $\rho_q$  คือความหนาแน่นของวัฏภาค  $q$

### 2.2.2.2 สมการความต่อเนื่อง (Continuity Equation) สมการความต่อเนื่องของวัฏภาค $q$ คือ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha_q \rho_q) + \nabla \cdot (\alpha_q \rho_q \vec{v}_q) = \sum_{p=1}^n (\dot{m}_{pq} - \dot{m}_{qp}) \quad (2.4)$$

เมื่อ  $\vec{v}_q$  คือความเร็วของวิภูภาค  $q$  และ  $\dot{m}_{pq}, \dot{m}_{qp}$  คือลักษณะการถ่ายโอนมวลจากวิภูภาค  $p$  ไป  $q$  และลักษณะการถ่ายโอนมวลจากวิภูภาค  $q$  ไป  $p$  ตามลำดับโดยสามารถระบุลักษณะการถ่ายโอนมวลตามพฤติกรรมของระบบได้ แต่ในงานวิจัยชิ้นนี้จะละเว้นการถ่ายโอนมวลข้ามวิภูภาคไว้

### 2.2.2.3 สมการโมเมนตัม (Momentum Equation)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha_q \rho_q \vec{v}_q) + \nabla \cdot (\alpha_q \rho_q \vec{v}_q \vec{v}_q) = -\alpha_q \nabla p + \nabla \cdot \bar{\tau}_q + \alpha_q \rho_q \vec{g} + \sum_{p=1}^n (R_{pq} + \dot{m}_{pq} \vec{v}_{pq} - \dot{m}_{qp} \vec{v}_{qp}) + (\bar{F}_q + \bar{F}_{lift,q} + \bar{F}_{vm,q}) \quad (2.5)$$

เมื่อ  $\bar{F}_q$ ,  $\bar{F}_{lift,q}$  และ  $\bar{F}_{vm,q}$  คือแรงจากน้ำหนักของวัตถุแรงยก และแรงเสมือนมวล (Virtual Mass Force) ตามลำดับ โดยในงานวิจัยนี้จะละเว้นแรงทั้ง 3 ชนิดนี้ไว้  $R_{pq}$  คือแรงอันตรกิริยาระหว่างวิภูภาค  $p$  ความดันของทุกวิภูภาค และ  $\bar{\tau}_q$  คือเทนเซอร์ของความเค้นและความเครียด  $\vec{v}_{pq}$  คือความเร็วของวิภูภาค  $p$  ที่เกิดการถ่ายโอนมวลไปยังวิภูภาค  $q$  และในทางกลับกัน  $\vec{v}_{qp}$  คือความเร็วของวิภูภาค  $q$  ที่เกิดการถ่ายโอนมวลไปยังวิภูภาค  $p$

$$\bar{\tau}_q = \alpha_q \mu_q (\nabla \vec{v}_q + \nabla \vec{v}_q^T) + \alpha_q \left( \lambda_q - \frac{2}{3} \mu_q \right) \nabla \cdot \vec{v}_q \bar{I} \quad (2.6)$$

เมื่อ  $\mu_q$  และ  $\lambda_q$  คือความหนืดของวิภูภาค  $q$  และความเค้นเฉือนของวิภูภาค  $q$  ตามลำดับ  $R_{pq}$  แรงอันตรกิริยาระหว่างวิภูภาคที่ใช้ในการคำนวณจะอยู่ในรูป

$$\sum_{p=1}^n \bar{R}_{pq} = \sum_{p=1}^n K_{pq} (\vec{v}_p - \vec{v}_q) \quad (2.7)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดย  $K_{pq} (= K_{qp})$  คือสัมประสิทธิ์การแลกเปลี่ยนโมเมนตัมระหว่างวัฏภาค

2.2.2.4 สมการพลังงาน (Energy Equation) สมการพลังงานสำหรับของผสมมีดังต่อไปนี้

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\alpha_q \rho_q h_q) + \nabla \cdot (\alpha_q \rho_q \bar{u}_q h_q) &= \alpha_q \frac{\partial p_q}{\partial t} + \bar{\tau}_q \cdot \nabla \bar{u}_q - \nabla \cdot \bar{q}_q \\ + S_q + \sum_{p=1}^n (Q_{pq} + \dot{m}_{pq} h_{pq} - \dot{m}_{qp} h_{qp}) \end{aligned} \quad (2.8)$$

เมื่อ  $h_q$  คือเอนทาลปีจำเพาะของวัฏภาค  $q$   $\bar{q}_q$  คือฟลักซ์ของความร้อน  $S_q$  คือแหล่งกำเนิดของเอนทาลปี (เช่น ปฏิกิริยาเคมี การแผ่รังสี)  $Q_{pq}$  คือความเข้มของการแลกเปลี่ยนความร้อนระหว่างวัฏภาค  $p$  และ  $q$   $h_{qp}$  คือเอนทาลปีระหว่างวัฏภาค (เช่น ความร้อนแฝงของการกลายเป็นไอน้ำในอากาศในกรณีของการระเหยของน้ำ)

### 2.3 สัมประสิทธิ์การแลกเปลี่ยนระหว่างวัฏภาค (Interphase Exchange Coefficients)

สำหรับระบบการไหลในหลายวัฏภาคที่มีวัฏภาคปฐมภูมิและทุติยภูมิ สัมประสิทธิ์การแลกเปลี่ยนระหว่างวัฏภาคสามารถแสดงได้ตามสมการ 2.9

$$K_{pq} = \frac{\alpha_q \alpha_p \rho_p f}{\tau_p} \quad (2.9)$$

เมื่อ  $f$  คือฟังก์ชันของแรงต้านซึ่งสามารถนิยามได้ตามโมเดลความแตกต่างของสัมประสิทธิ์การแลกเปลี่ยนระหว่างวัฏภาค (Different Exchange-Coefficient Models) ดังสมการที่ 2.9 โดยที่  $\tau_p$  คือเวลาผ่อนคลายของอนุภาค (Particulate Relaxation Time)

$$\tau_p = \frac{\rho_p d_p^2}{18\mu_q} \quad (2.10)$$

เมื่อ  $d_p$  คือเส้นผ่านศูนย์กลางของฟองหรือหยดในวัฏภาคทุติยภูมิ

ฟังก์ชันของ  $f$  จะประกอบไปด้วยสัมประสิทธิ์แรงต้านซึ่งจากโมเดลต่างๆที่นำมาใช้ ซึ่งขึ้นกับเลขเรย์โนลด์สัมพัทธ์ (Re) ด้วย หากเลขเรย์โนลด์ต่างกันจะทำให้สัมประสิทธิ์แรงต้านที่แตกต่างกันด้วย ซึ่งจะส่งผลต่อสัมประสิทธิ์การแลกเปลี่ยนระหว่างวัฏภาค หากวัฏภาคปฐมภูมิไม่มีอยู่

ในโดเมนการคำนวณจะทำให้สัมประสิทธิ์การแลกเปลี่ยนระหว่างวัฏภาคมีค่าเท่ากับศูนย์ เพราะฉะนั้น จึงต้องคูณ  $f$  ด้วยสัดส่วนเชิงปริมาตรดังสมการ 2.11 ของวัฏภาคปฐมภูมิเสมอ

$$f = \frac{C_D \text{Re}}{24} \quad (2.11)$$

และ  $\text{Re}$  คือเลขเรย์โนลด์สัมพัทธ์สำหรับวัฏภาคปฐมภูมิ  $q$  และวัฏภาคทุติยภูมิ  $p$

$$\text{Re} = \frac{\rho_q |\vec{v}_p - \vec{v}_q| d_p}{\mu_q} \quad (2.12)$$

- แบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Schiller-Naumann

$$C_D = \begin{cases} 24(1 + 0.15 \text{Re}^{0.687}) / \text{Re} : \text{Re} \leq 1000 \\ 0.44 : \text{Re} > 1000 \end{cases} \quad (2.13)$$

- แบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Morsi-Alexander

$$C_D = a_1 + \frac{a_2}{\text{Re}} + \frac{a_3}{\text{Re}^2} \quad (2.14)$$

โดยที่  $a_1, a_2, a_3$  แสดงดังตารางที่ 2.1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.1 ค่าคงที่  $a_1$   $a_2$   $a_3$  ของแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Morsi-alexander

เลขเรย์โนลด์สัมพัทธ์	$a_1$	$a_2$	$a_3$
$0 < Re < 0.1$	0.0000	24.0000	0
$0.1 < Re < 1$	3.6900	22.7300	0.090
$1 < Re < 10$	1.2220	29.1667	-3.8889
$10 < Re < 100$	0.6167	46.5000	-116.67
$100 < Re < 1000$	0.3644	98.3300	-2778
$1000 < Re < 5000$	0.3570	148.6200	-47500
$5000 < Re < 10000$	0.4600	-490.5460	578500
$Re \geq 10000$	0.5191	-1662.5000	5416700

- แบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Tomiyama

$$C_D = \max\left(\min\left(\frac{24}{Re}(1 + 0.15Re^{0.687}), \frac{72}{Re}\right), \frac{8}{3} \frac{Eo}{Eo + 4}\right) \quad (2.15)$$

โดยที่

$$Eo = \frac{g(\rho_q - \rho_p)d_p^2}{\sigma} \quad (2.16)$$

- แบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Symmetric Model

สำหรับสัมประสิทธิ์แรงต้าน Symmetric Model จะใช้ความหนาแน่นและความหนืดจากการเฉลี่ยเชิงปริมาตรดังสมการที่ 2.17 และ 2.18

$$\rho_{pq} = \alpha_p \rho_p + \alpha_q \rho_q \quad (2.17)$$

$$\mu_{pq} = \alpha_p \mu_p + \alpha_q \mu_q \quad (2.18)$$

และเส้นผ่านศูนย์กลางของแต่ละวัฏภาคินิยามดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$d_{pq} = \frac{1}{2}(d_p + d_q) \quad (2.19)$$

และเมื่อนำทั้งสมการที่ 2.16-2.18 แทนลงในสมการ 2.19 จะได้

$$K_{pq} = \frac{\rho_{pq} f}{6\tau_{pq}} d_p A_i \quad (2.20)$$

$$\tau_{pq} = \frac{\rho_{pq} d_{pq}^2}{18\mu_{pq}} \quad (2.21)$$

โดย  $A_i$  พื้นที่ระหว่างผิวหน้า (Interfacial area)

ซึ่ง  $C_D$  นั้นจะใช้เช่นเดียวกับ Schiller-Naumann ดังสมการที่ 2.13

- แบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Universal Drag

โมเดลชนิดนี้จะใช้สัมประสิทธิ์การแลกเปลี่ยนระหว่างวัฏภาคดังสมการที่ 2.22

$$K_{pq} = \frac{\rho_p f}{6\tau_p} d_p A_i \quad (2.22)$$

เมื่อ  $q$  คือวัฏภาคปฐมภูมิ  $p$  คือวัฏภาคทุติยภูมิ และ  $\tau_{pq}$  นิยามได้ดังนี้

$$\tau_{pq} = \frac{\rho_p d_p^2}{18\mu_e} \quad (2.23)$$

และ  $Re$  ดังสมการที่ 2.24

$$Re = \frac{\rho_q |\vec{v}_p - \vec{v}_q| d_p}{\mu_e} \quad (2.24)$$

โดย  $\mu_e$  คือความหนืดประสิทธิผล (Effective viscosity)

ในส่วนของค่า  $C_D$  นั้นแบบจำลองนี้ได้แบ่งไปตามสถานการณ์ต่างๆ ดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$C_{D_{vis}} = \frac{24}{Re} (1 + 0.1 Re^{0.75}) \quad (2.25)$$

$$C_{D_{dis}} = \frac{2}{3} \left( \frac{d_p}{\lambda_{RT}} \right) \left\{ \frac{1 + 17.67 f^{*6/7}}{18.67 f^*} \right\}^2 ; f^* = (1 - \alpha_p)^{1.5} \quad (2.26)$$

$$C_{D_{cap}} = \frac{8}{3} (1 + \alpha_p)^2 \quad (2.27)$$

โดยที่

$$\lambda_{RT} = \left( \frac{\sigma}{g \Delta \rho_{pq}} \right)^{0.5} \quad (2.28)$$

ใช้ค่า  $C_D = C_{D_{vis}}$  ในการคำนวณ เมื่อ  $C_{D_{dis}} < C_{D_{vis}}$

ใช้ค่า  $C_D = C_{D_{dis}}$  ในการคำนวณ เมื่อ  $C_{D_{vis}} < C_{D_{dis}} < C_{D_{cap}}$

ใช้ค่า  $C_D = C_{D_{cap}}$  ในการคำนวณ เมื่อ  $C_{D_{dis}} < C_{D_{cap}}$

โดยที่ความหนืดประสิทธิผลคือ

$$\mu_e = \frac{\mu_q}{1 - \alpha_p} \quad (2.29)$$

- แบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Grace

แบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Grace ได้แบ่งลักษณะของฟองแก๊สออกเป็น 3 ประเภทคือฟองทรงกลม (Sphere) ฟองทรงรี (Ellipse) และฟองทรงหมวก (Cap) แสดงดังสมการที่ 2.30-2.33

$$C_D = \max \left( \min (C_{D_{ellipse}}, C_{D_{cap}}), C_{D_{sphere}} \right) \quad (2.30)$$

$$C_{D_{sphere}} = \begin{cases} 24/Re & Re < 0.01 \\ 24(1 + 0.15 Re^{0.687})/Re & Re \geq 0.01 \end{cases} \quad (2.31)$$

$$C_{D_{cap}} = \frac{8}{3} \quad (2.32)$$

$$C_{D_{ellipse}} = \frac{4 g d_p (\rho_q - \rho_p)}{3 U_i^2 \rho_q} \quad (2.33)$$

โดยที่  $U_i$  แสดงดังสมการที่ 2.34

$$U_i = \frac{\mu_q}{\rho_q d_p} Mo^{-0.149} (J - 0.857) \quad (2.34)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และ  $Mo$  แสดงดังสมการที่ 2.35

$$Mo = \frac{\mu_q^4 g(\rho_q - \rho_p)}{\rho_q^2 \sigma^3} \quad (2.35)$$

$J$  แสดงเป็นฟังก์ชันที่ไม่ต่อเนื่องในสมการ 2.36

$$J = \begin{cases} 0.94H^{0.757} & 2 < H \leq 59.3 \\ 3.42H^{0.441} & H > 59.3 \end{cases} \quad (2.36)$$

$$H = \frac{4}{3} Eo Mo^{-0.149} \left( \frac{\mu_q}{\mu_{ref}} \right)^{-0.14} \quad (2.37)$$

$$Eo = \frac{g(\rho_q - \rho_p) d_p^2}{\sigma} \quad (2.38)$$

และ  $\mu_{ref} = 0.0009$  กิโลกรัม/(เมตร·วินาที)

## 2.4 สมการที่ใช้ในการอธิบายปรากฏการณ์การไหลแบบปั่นป่วน

แบบจำลองความปั่นป่วน k-epsilon เป็นหนึ่งในแบบจำลองความปั่นป่วนที่ใช้สำหรับคำนวณการไหลแบบปั่นป่วนได้อย่างมีประสิทธิภาพและไม่ซับซ้อนเกินไป ด้วยเหตุนี้จึงทำให้ปัจจุบันมีงานวิจัยจำนวนมากนิยมเลือกใช้แบบจำลองนี้ในการวิจัยออกแบบ เริ่มแรกแบบจำลองดังกล่าวถูกคิดค้นโดย Launder และ Spalding [12] หลังจากนั้นได้มีการพัฒนาแบบจำลองให้มีความถูกต้องมากขึ้น จนทำให้ปัจจุบันแบบจำลองนี้ถูกแบ่งเป็น 3 แบบจำลอง ได้แก่ Standard k-epsilon RNG k-epsilon และ Realizable k-epsilon [13] โดยแบบจำลองทั้ง 3 แบบ จะประกอบด้วยชุดสมการการถ่ายโอน 2 ชนิดที่แยกออกจากกันคือ สมการพลังงานจลน์ปั่นป่วน (Turbulent Kinetic Energy,  $k$ ) และสมการของอัตราการสลายตัวของพลังงานจลน์ปั่นป่วน (Dissipation Rate of Turbulent Kinetic Energy,  $\epsilon$ ) ความแตกต่างของแบบจำลองความปั่นป่วนทั้ง 3 ชนิดนี้คือ

1. วิธีการคำนวณของความหนืดปั่นป่วน
2. ค่าตัวเลขพรีนดท์เทิลปั่นป่วน (Turbulent Prandtl Number) ที่ใช้สำหรับควบคุมการแพร่แบบปั่นป่วนของทั้งพลังงานจลน์ปั่นป่วนและอัตราการสลายตัวของพลังงานจลน์ปั่นป่วน
3. เทอมที่เกิดขึ้นและหายไปในการสมการอัตราการสลายตัวของพลังงานจลน์ปั่นป่วน

### 2.4.1 แบบจำลองความปั่นป่วน Standard k-epsilon

แบบจำลองความปั่นป่วน Standard k-epsilon เป็นแบบจำลองกึ่งการทดลอง (Semi-Empirical Model) ซึ่งขึ้นอยู่กับสมการพลังงานจลน์ปั่นป่วนและสมการอัตราการสลายตัวของพลังงานจลน์ปั่นป่วน สำหรับสมการแบบจำลองการถ่ายโอนของพลังงานจลน์ปั่นป่วน ( $k$ )

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปเผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาต  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จะถูกพิสูจน์จากสมการแม่นตรง (Exact Solution) ส่วนสมการแบบจำลองการถ่ายโอนของอัตราการสลายตัวของพลังงานจลน์ปั่นป่วน ( $\mathcal{E}$ ) มาจากเหตุผลทางฟิสิกส์ ในการพิสูจน์ของแบบจำลอง k-epsilon สมมุติฐานแบบจำลองนี้คือ การไหลเป็นแบบปั่นป่วนเต็มรูปแบบ (Fully Turbulent) ดังนั้นผลของความหนืดเนื่องจากโมเลกุลสารถูกตัดออกไป [6]

2.4.1.1 สมการการถ่ายโอนสำหรับแบบจำลองความปั่นป่วน Standard k-epsilon พลังงานจลน์ปั่นป่วน ( $k$ ) และอัตราการสลายตัวของพลังงานจลน์ปั่นป่วน ( $\mathcal{E}$ ) หาได้จากสมการการถ่ายโอนที่ (2.39 และ 2.40) ตามลำดับ

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \mathcal{E} - Y_M + S_k \quad (2.39)$$

และ

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \mathcal{E}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \mathcal{E} u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\mathcal{E}} \right) \frac{\partial \mathcal{E}}{\partial x_j} \right] + C_{1\mathcal{E}} \frac{\mathcal{E}}{k} (G_k + C_{3\mathcal{E}} G_b) - C_{2\mathcal{E}} \rho \frac{\mathcal{E}^2}{k} + S_\mathcal{E} \quad (2.40)$$

โดยที่

$G_k$  คือ ของพลังงานจลน์ปั่นป่วนที่เกิดขึ้นเนื่องจากเกรเดียนของความเร็วเฉลี่ย

หาได้จาก

$$G_k = -\overline{\rho u_i' u_j'} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad (2.41)$$

$G_b$  คือ ของพลังงานจลน์ปั่นป่วนที่เกิดขึ้นเนื่องจากแรงลอยตัว

$$G_b = \beta g_i \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (2.42)$$

$Y_M$  คือการขยายตัวที่แกว่งในความปั่นป่วนที่อัดตัวได้ที่ส่งผลต่ออัตราการสลายตัวทั้งหมดหาได้จาก

$$Y_M = 2\rho \mathcal{E} M_t^2 \quad (2.43)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อ  $M_t = \sqrt{\frac{k}{a^2}}$  และ  $a$  คือ ความเร็วเสียงในอากาศ

$\sigma_k$  และ  $\sigma_\varepsilon$  เป็นตัวเลขพรันด์เทิล (Prandtl) ปั่นป่วนสำหรับ  $k$  และ  $\varepsilon$

$C_{1\varepsilon}$   $C_{2\varepsilon}$  และ  $C_{3\varepsilon}$  เป็นค่าคงที่ เมื่อ  $C_{3\varepsilon} = \tanh\left|\frac{v}{u}\right|$

$S_k$  และ  $S_\varepsilon$  คือ เทอมแหล่งกำเนิดที่ผู้ใช้กำหนดขึ้น

#### 2.4.1.2 แบบจำลองสำหรับความหนืดความปั่นป่วน

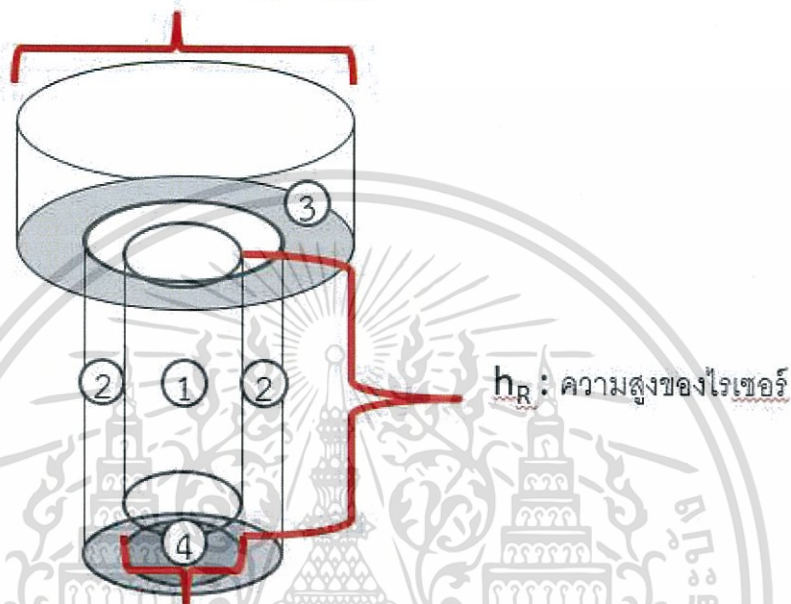
สำหรับความหนืดความปั่นป่วน ( $\mu_t$ ) ถูกคำนวณด้วยความสัมพันธ์ระหว่างพลังงานจลน์ปั่นป่วน ( $k$ ) และอัตราการสลายตัวของพลังงานจลน์ปั่นป่วน ( $\varepsilon$ ) ดังสมการที่ (2.44)

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (2.44)$$

โดยค่า  $C_\mu$  เป็นค่าคงที่

## 2.5 เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ (Airlift reactor)

$W$  : ความกว้างของแก๊สเซพาราเรเตอร์



$d_R$  : เส้นผ่านศูนย์กลางของไรเซอร์

รูปที่ 2.1 เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ [14] เป็นเครื่องปฏิกรณ์ที่มีความสามารถในการแลกเปลี่ยนมวลและความร้อนระหว่างของเหลวและแก๊สด้วยประสิทธิภาพที่สูง และยังเกิดการกวนผสมโดยไม่ต้องอาศัยแรงเชิงกลส่งผลให้เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์เป็นที่สนใจในอุตสาหกรรม และเหมาะแก่การใช้งานในการเพาะปลูกสิ่งมีชีวิตทางชีววิทยาและการบำบัดน้ำเสีย

เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ แบ่งออกเป็น 2 ประเภท

- เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ แบบภายใน
- เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ แบบภายนอก

ซึ่งในงานวิจัยชิ้นนี้จะศึกษาเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์แบบภายในเท่านั้น

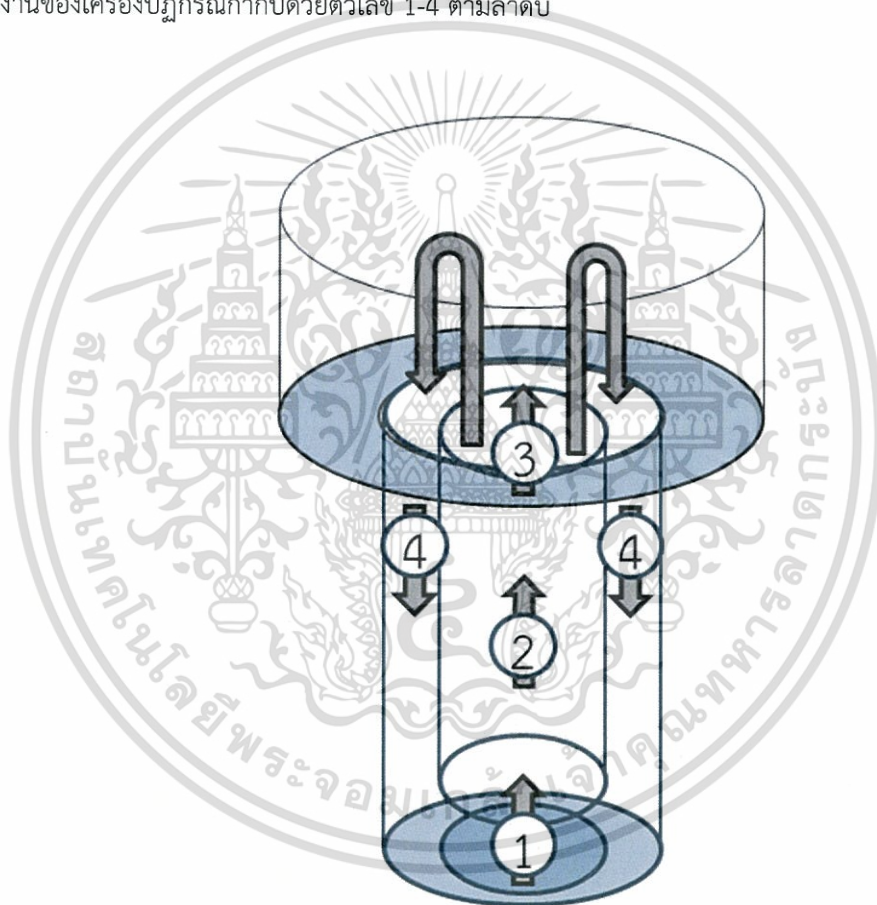
## 2.5.1 ส่วนประกอบ

ภายในเครื่องปฏิกรณ์ประกอบด้วย 4 ส่วนด้วยกันแสดงดังตัวเลขในรูปที่ 2.1 ตามลำดับ

1. ไรเซอร์ (Riser) คือส่วนการทำงานที่เกิดการสัมผัสระหว่างแก๊สและของเหลว โดยส่วนใหญ่หัวกระจายแก๊สจะถูกติดตั้งไว้ทางด้านล่างของบริเวณนี้เพื่อผลิตฟองแก๊สภายในเครื่องปฏิกรณ์ และจามีท่อกลวงเพื่อแบ่งบริเวณไรเซอร์และดาวน์คัมเมอร์ออกจากกัน เรียกว่าดราฟทิว็บ หลังจากฟองแก๊สถูกป้อนเข้ามาในระบบ แก๊สที่มีความหนาแน่นน้อยกว่าของผสมภายในเครื่องปฏิกรณ์ทำให้เกิดการไหลเวียนภายในเครื่องปฏิกรณ์
2. ดาวน์คัมเมอร์ (Downcomer) คือส่วนที่เกิดการไหลสวนกลับของของเหลวภายในเครื่องปฏิกรณ์และในบริเวณนี้จะมีปริมาณฟองน้อยกว่าบริเวณ Riser ซึ่งการไหลเวียนภายในส่วนนี้จะขึ้นอยู่กับการออกแบบของไรเซอร์
3. แก๊สเซพาราเตอร์ (Gas Separator) คือส่วนที่อยู่ด้านบนสุดของเครื่องปฏิกรณ์เป็นส่วนที่ปลดปล่อยฟองแก๊สสู่บรรยากาศเพื่อป้องกันการไหลย้อนกลับมาของฟองแก๊สในบริเวณ ดาวน์คัมเมอร์ การออกแบบให้แก๊สเซพาราเตอร์ที่เหมาะสมต่อเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ในแต่ละแบบนับเป็นการศึกษาที่ทำหายในปัจจุบัน
4. หัวกระจายแก๊ส (Gas Sparger) คือบริเวณที่ติดตั้งหัวกระจายแก๊สเพื่อผลิตฟองแก๊สภายในเครื่องปฏิกรณ์ซึ่งถ้าหัวกระจายแก๊สสามารถผลิตฟองแก๊สที่มีขนาดเล็กมาก ฟองจะทำให้เกิดการถ่ายโอนมวลของแก๊สสู่ของเหลวได้มีประสิทธิภาพมากขึ้นในบริเวณ ไรเซอร์

### 2.5.2 ลักษณะการทำงานของเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิปท์

เครื่องปฏิกรณ์ดำเนินการด้วยการป้อนแก๊สเข้าทางด้านล่างของเครื่องปฏิกรณ์ผ่านตัวกระจายแก๊สผสมกับของเหลว หลังจากนั้นแก๊สและของเหลวซึ่งมีความหนาแน่นต่ำกว่าจะไหลขึ้นด้านบนผ่านบริเวณโรเตอร์ ด้วยความแตกต่างของความหนาแน่นระหว่างบริเวณดาร์ว์คัมเมอร์และโรเซอร์ อีกทั้งอันตรกิริยาระหว่างวิถีภาคทำให้แก๊สพาของเหลวที่อยู่ภายในเครื่องปฏิกรณ์ไปยังส่วนของแก๊สเซพาราเรเตอร์ แก๊สจะถูกปลดปล่อยสู่บรรยากาศในแล้วของเหลวซึ่งปราศจากฟองแก๊สซึ่งมีความหนาแน่นที่สูงกว่าจะไหลกลับลงมาในส่วนของ ดาร์ว์คัมเมอร์ ลงมายังด้านล่างของเครื่องปฏิกรณ์ก่อนจะถูกผสมด้วยแก๊สและไหลย้อนกลับขึ้นด้านบนอีกครั้ง ดังรูปที่ 2.2 โดยขั้นตอนการทำงานของเครื่องปฏิกรณ์กำกับด้วยตัวเลข 1-4 ตามลำดับ



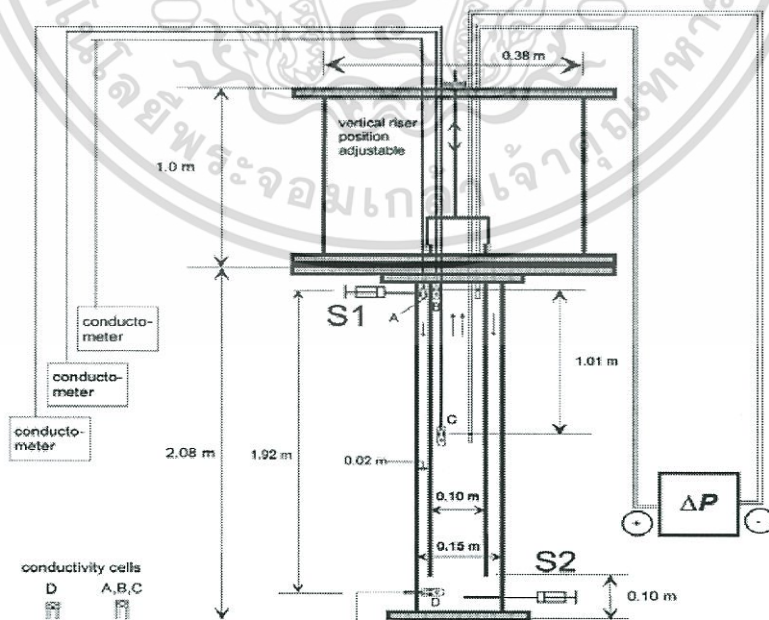
รูปที่ 2.2 ลักษณะการทำงานของเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิปท์

## 2.6 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

ในปัจจุบันงานวิจัยเนื่องจากภาวะโลกร้อนและความต้องการทางด้านพลังงานประกอบกับค่านิยมทางด้านความปลอดภัยพลังงานนั้นได้ส่งเสริมให้งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์มากขึ้นเนื่องจากเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์นั้นมีกลไกการทำงานที่ไม่ซับซ้อนทำให้ประหยัดพลังงานและยังมีความสามารถในการกวนผสมและการสัมผัสกันระหว่างวัฏภาคได้ดีกว่าเครื่องปฏิกรณ์ชนิดอื่น อีกทั้งปัจจุบันคอมพิวเตอร์มีประสิทธิภาพมากขึ้น จึงทำให้การใช้พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณในการจำลองเครื่องปฏิกรณ์ต่างๆ ได้ง่ายมากขึ้น ทั้งสองสาเหตุนี้จึงมีงานงานวิจัยที่ศึกษาเกี่ยวกับเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์มากขึ้น

ในงานวิจัยชิ้นนี้มุ่งเน้นการศึกษาการจำลองเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ด้วยพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณและอิทธิพลของแก๊สเซพพาราเรเตอร์ที่ส่งผลต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ งานวิจัยที่ใช้อ้างอิงในการทำงานวิจัยและข้อสรุปซึ่งถูกนำมาใช้อ้างอิงในงานวิจัยมีดังต่อไปนี้

งานวิจัย van Baten และคณะนั้น[11] ได้ทำการทดลองเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์แบบภายใน โดยใช้น้ำและอากาศเป็นของไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์ เพื่อศึกษาอุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์และผลจากการขยายขนาด การทดลองเพื่อศึกษาอุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์จะปรับความเร็วซูเปอร์ฟิเชียลและเก็บค่าอุทกพลศาสตร์ ดังนี้ ความเร็วของเหลวในโรเตอร์ ความเร็วของเหลวในดาวน์คัมเมอร์ แก๊สโฮลล์ ที่ตำแหน่งความสูง 1.75 เมตร และนำผลการทดลองมาเปรียบเทียบกับผลการจำลองซึ่งใช้พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ รูปที่ 2.4 แสดงการทดลองเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ในงานวิจัยนี้



รูปที่ 2.3 การวัดความเร็วของของไหลและปริมาณแก๊สโฮลล์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

ผลการวิเคราะห์จากงานวิจัย van Baten และคณะสามารถสรุปเป็นหัวข้อได้ดังนี้ [11]

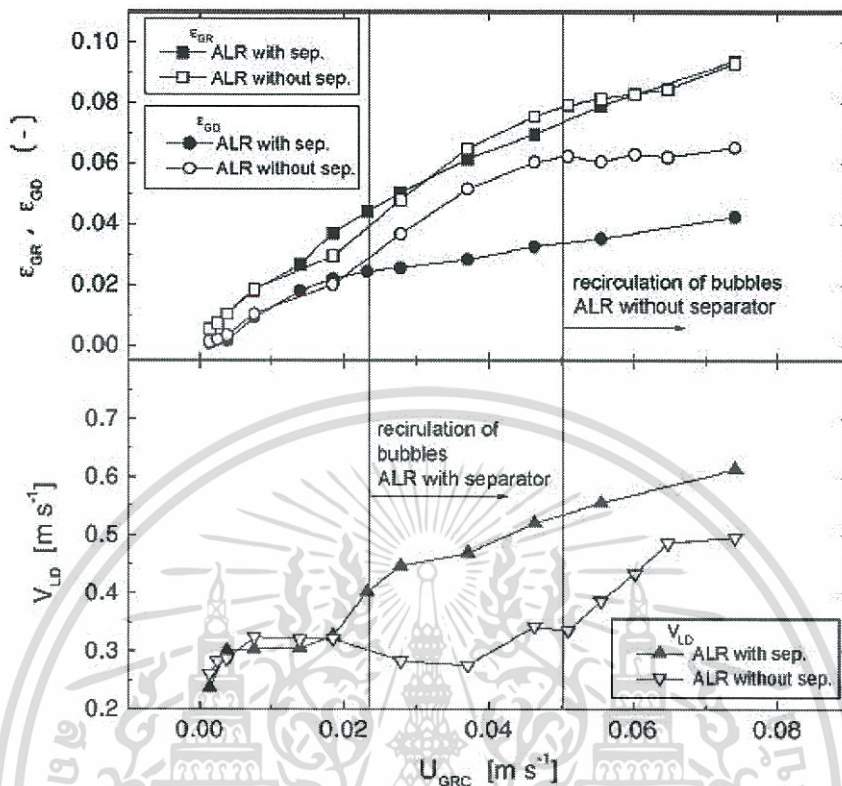
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1. การจำลองโดยใช้แบบจำลอง 2D axisymmetric สามารถอธิบายอุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์ได้ใกล้เคียงกับการทดลอง จึงเหมาะสมต่อการจำลองการไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์
2. แบบจำลองความปั่นป่วน k-epsilon และแบบจำลองการไหลแบบหลายวิถุภาค Eulerian เหมาะสมต่อการจำลองการไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์
3. การปรับ time step size 0.00005 วินาที, 0.00001 วินาที, 0.0005 วินาที, 0.001 วินาที, 0.003 วินาที, 0.005 วินาที และ 0.01 วินาที ในการคำนวณเมื่อเริ่มการคำนวณแบบ transient และทำการป้อนค่าเริ่มต้นที่บริเวณโรเตอร์ให้ความเร็วของเหลว 0.05 เมตรต่อมิติศทางการไหลขึ้นตามแนวตั้งวินาทีและ กลับกันในดาวน์คัมเมอร์คือ 0.05 เมตรต่อวินาทีแต่มีทิศการไหลลงตามแนวตั้ง จะช่วยให้การคำนวณในช่วงเริ่มต้นนั้นราบรื่นยิ่งขึ้น และหลีกเลี่ยงการเกิดการลู่ออกของการคำนวณได้เป็นอย่างดี

งานวิจัยของ Jaroslav Klein และคณะ [6] ได้ทำการทดลองเพื่อศึกษาผลกระทบของแก๊สเซพพาเรเตอร์ต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์แบบภายใน โดยการวัดความเร็วของเหลวและแก๊สไฮลอฟในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ขนาด 30 ลิตรซึ่งมีส่วนบนที่แตกต่างกันคือมีและไม่มีแก๊สเซพพาเรเตอร์แล้วนำค่าความเร็วของเหลวและแก๊สไฮลอฟจากทั้งสองโครงสร้างมาเปรียบเทียบซึ่งกันและกัน ผลการทดลองแสดงดังรูปที่ 2.4

ผลการทดลองสรุปเป็นหัวข้อต่างๆได้ดังนี้

1. ที่ความเร็วซูเปอร์ฟิเชียมมีค่าน้อย แก๊สเซพพาเรเตอร์ไม่ส่งผลต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์
2. ที่ความเร็วซูเปอร์ฟิเชียมมีค่าสูงอิทธิพลของแก๊สเซพพาเรเตอร์จะส่งผลต่อความเร็วการของเหลวและแก๊สไฮลอฟอย่างมาก เนื่องจากเมื่อแก๊สเซพพาเรเตอร์ไม่สามารถแยกแก๊สออกจากระบบได้มากพอ ก่อให้เกิดการรวมตัวกันของฟองแก๊สเป็นฟองที่มีขนาดใหญ่มากขึ้น จากนั้นจึงไหลสวนทิศทางการไหลขึ้นสู่ด้านบน ทำให้ความเร็วของของเหลวในดาวน์คัมเมอร์และโรเตอร์ลดลงอย่างมากและแก๊สไฮลอฟในดาวน์คัมเมอร์สูงขึ้นอย่างเห็นได้ชัด
3. การไหลของฟองแก๊สที่มีขนาดใหญ่ซึ่งจะมีการไหลแบบไม่เสถียรซึ่งจะส่งผลทำให้เมื่อป้อนแก๊สมากขึ้น (เพิ่มความเร็วซูเปอร์ฟิเชียม) แต่กลับได้ความเร็วของเหลวที่โรเตอร์และดาวน์คัมเมอร์น้อยลงหรือเท่าเดิมจึงเป็นการสิ้นเปลืองพลังงาน



รูปที่ 2.4 แก๊สโฮลอัพที่ตำแหน่งต่างๆและความเร็วของเหลวในดาวน์คัมเมอร์เปรียบเทียบกับความเร็วซูเปอร์ฟิเซียลของเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่มีและไม่มีแก๊สเซพาเรเตอร์ [6]

จะเห็นได้ว่างานวิจัยของ J. Klein และคณะถูกนำมาศึกษาโดยใช้พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณจะสามารถวิเคราะห์เหตุการณ์ที่เกิดขึ้นได้อย่างลึกซึ้งมากขึ้นและช่วยให้การออกแบบแก๊สเซพาเรเตอร์เป็นเรื่องที่มีความน่าสนใจในแง่ของความเหมาะสมของแต่ละระบบที่นำเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ไปใช้งาน จากงานวิจัยของ J. Klein และคณะนั้นได้แสดงให้เห็นถึงความแตกต่างระหว่างเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่มีและไม่มีแก๊สเซพาเรเตอร์แต่ไม่ได้ศึกษาถึงผลกระทบของขนาดแก๊สเซพาเรเตอร์ต่อการไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ ดังนั้นผู้ทำวิจัยจึงแรงบันดาลใจในการศึกษาถึงผลกระทบเหล่านี้โดยการแบ่งขนาดของแก๊สเซพาเรเตอร์เป็นขนาดต่างๆ และวิเคราะห์โดยใช้พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณซึ่งจะช่วยให้สามารถวิเคราะห์การไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ได้อย่างลึกซึ้งมากขึ้น

## บทที่ 3

# การจำลองเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

ในงานวิจัยนี้ได้ออกแบบการจำลองเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ออกเป็น 3 ส่วนด้วยกันคือ

1. การศึกษาความถูกต้องของแบบจำลอง โดยการจำลองด้วยแบบจำลองที่สร้างขึ้นและเปรียบเทียบกับผลการทดลองเพื่อยืนยันว่าแบบจำลองที่ถูกสร้างขึ้นนั้นสามารถอธิบายธรรมชาติการไหลในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ได้ดีเพียงพอ
2. การศึกษาอิทธิพลของแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ โดยการเปลี่ยนแบบจำลองชนิดต่างๆในการจำลองการไหลในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์จากนั้นนำผลการจำลองเปรียบเทียบกับผลการทดลองเพื่อเลือกแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ดีที่สุด
3. การศึกษาอิทธิพลของขนาดแก๊สเฉพาเรเตอร์ต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ โดยการปรับขนาดแก๊สเฉพาเรเตอร์ในการจำลองและนำผลการจำลองมาวิเคราะห์เพื่อหาผลของการเปลี่ยนขนาดแก๊สเฉพาเรเตอร์

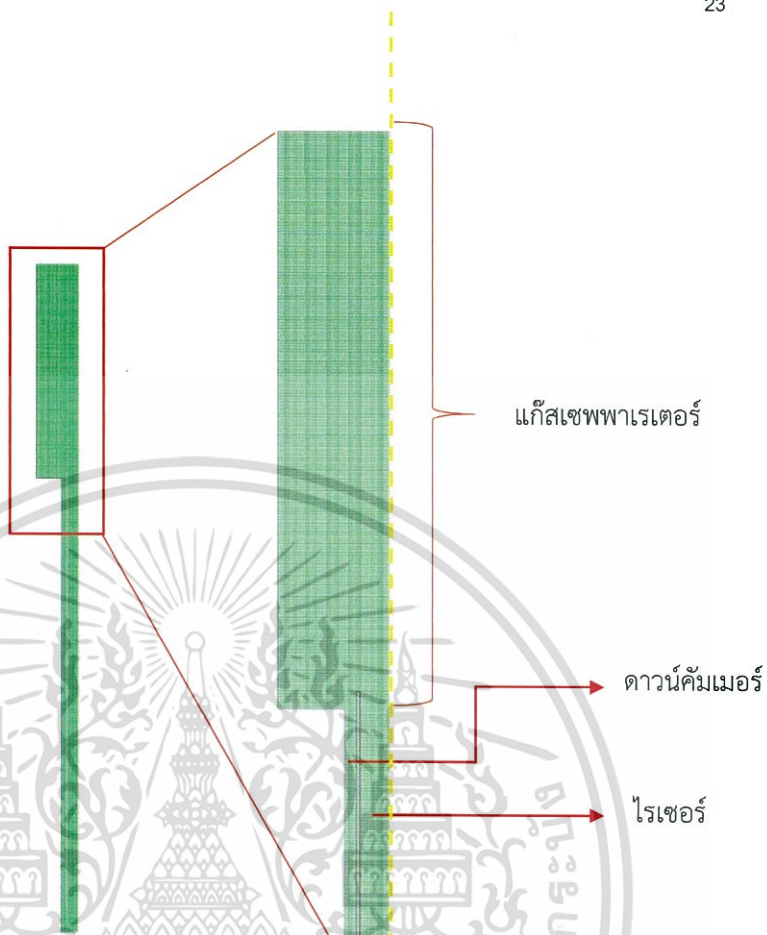
### 3.1 การศึกษาความถูกต้องของแบบจำลองเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

#### 3.1.1 โครงสร้างเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

แบบจำลองเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ถูกสร้างในรูปแบบสองมิติโดยใช้โปรแกรม Gambit โดยอ้างอิงรูปแบบโครงสร้างเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์มาจากงานวิจัยของ van Baten และคณะ โดยเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ในงานวิจัยมีขนาดเส้นผ่าศูนย์กลาง 0.15 เมตร เส้นผ่านศูนย์กลางของโรเตอร์ ( $d_r$ ) 0.10 เมตร หนา 0.005 เมตร ยาว ( $h_r$ ) 2.02 เมตร ระยะห่างระหว่างโรเตอร์กับหัวกระจายแก๊สขาเข้าหรือเคลียร์เรนซ์ 0.09 เมตร ความสูงของเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ 3.06 เมตร และที่ความสูง 2.08 เมตรไปจนถึง 3.06 เมตรของเครื่องปฏิกรณ์เป็นบริเวณที่ใช้ในการแยกแก๊สและของเหลวมีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 0.38 เมตร ปลายด้านบนของเครื่องปฏิกรณ์เปิดออกสู่บรรยากาศและระดับของของเหลวที่บรรจุภายในเครื่องปฏิกรณ์มีความสูง 0.25 เมตร และได้กำหนดให้การจำลองนั้นใช้ความสมมาตรในแนวแกน หรือ Axisymmetric โครงสร้างและกริดที่เสร็จสมบูรณ์แล้วแสดงดังรูปที่ 3.1

#### 3.1.2 แบบจำลองและการกำหนดคุณสมบัติ

ในงานวิจัยนี้ได้ใช้แบบจำลองการไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์จากงานวิจัยของ van Baten และคณะ เป็นพื้นฐานในการจำลองโดยการตั้งค่าต่างๆนั้นแสดงดังตารางที่ 3.1 3.2 และ 3.3 ตามลำดับ



รูปที่ 3.1 โครงสร้างเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่ใช้ในการจำลอง

ตารางที่ 3.1 การกำหนดสภาวะขอบเขต

ประเภท	สภาวะขอบเขต
Inlet	ชนิด Velocity-Inlet และกำหนดความเร็วขา 0.04 0.06 0.08 0.10 และ 0.12 ตามลำดับ
Outlet	ชนิด Pressure-Outlet ความดันตามความดันบรรยากาศ
Wall	ชนิด Wall
Axis Symmetry	ชนิด Axis ตามแนวที่มีการสมมาตร

ตารางที่ 3.2 การตั้งค่าแบบจำลองต่างๆ

ประเภทของแบบจำลอง	แบบจำลอง
Multiphase model	Eulerian
Turbulence model	Standard k-epsilon
Turbulence multiphase model	Dispersed

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3.2 การตั้งค่าแบบจำลองต่างๆ (ต่อ)

วัสดุ	คุณสมบัติ
<ul style="list-style-type: none"> <li>Water-liquid</li> </ul>	Primary phase (Continuous) Density=998.2 กิโลกรัม/ลูกบาศก์เมตร Viscosity=1.003e-3 กิโลกรัม/m-s
<ul style="list-style-type: none"> <li>Air</li> </ul>	Secondary phase (Dispersed) Density=1.225 กิโลกรัม/ลูกบาศก์เมตร Viscosity=1.789e-05 กิโลกรัม/m-s

ตารางที่ 3.3 การตั้งค่ารูปแบบระเบียบวิธีเชิงตัวเลข (Numerical schemes)

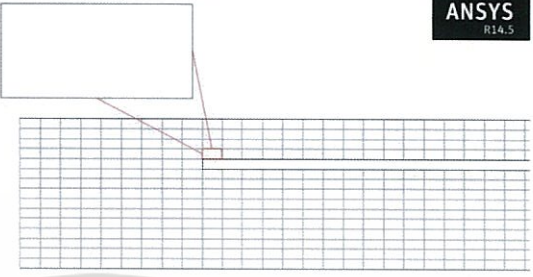
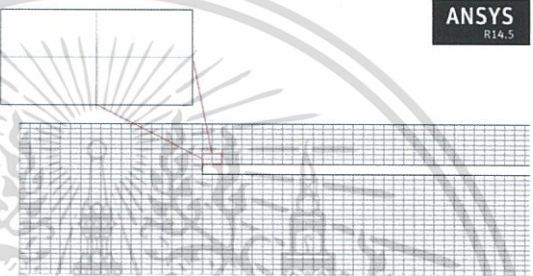
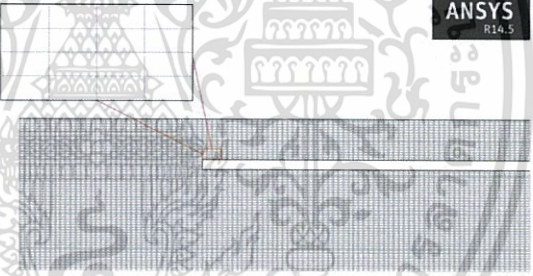
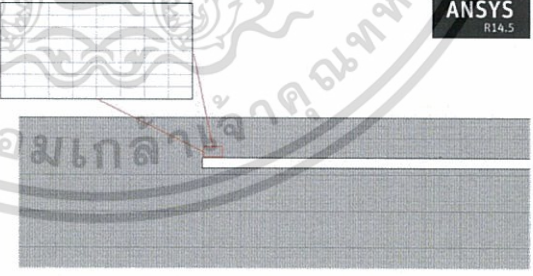
ประเภท	ระเบียบวิธีการ
Scheme	Phase Coupled SIMPLE
Gradient	Least Squares Cell Based
Momentum	First Order Upwind
Volume Fraction	First Order Upwind
Turbulent Kinetic Energy	First Order Upwind
Turbulent Dissipation rate	First Order Upwind

### 3.1.3 การศึกษาปริมาณกริดที่เหมาะสมต่อการจำลอง

ในการจำลองโดยใช้พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณนั้นกริดเป็นสิ่งสำคัญในการจำลอง และหากกริดที่ใช้ในการจำลองนั้นมีความละเอียดไม่สัมพันธ์กับปรากฏการณ์ที่เกิดขึ้นภายในขอบเขตที่จำลองจะทำให้ผลการจำลองมีความคลาดเคลื่อนไป แต่หากใช้กริดที่มีความละเอียดมากจนเกินไปก็จะสิ้นเปลืองเวลาในการจำลองโดยไร้ความจำเป็น การศึกษาหาปริมาณกริดที่เหมาะสมต่อการจำลองจึงเป็นหัวข้อที่จำเป็นอย่างมากต่อการจำลองในงานวิจัยครั้งถัดไป

การศึกษาปริมาณกริดที่เหมาะสมจะเริ่มใช้กริดปริมาณ 7,189 เซลล์ 27,602 เซลล์ 108,460 เซลล์ และ 108,460 เซลล์ เพื่อใช้ในการจำลอง ความละเอียดของกริดแสดงดังตารางที่ 3.4 หลังจากจำลองและเก็บผลการจำลองนำมาเปรียบเทียบกับผลการทดลองเพื่อหาปริมาณกริดที่เหมาะสมต่อไป

ตารางที่ 3.4 ความละเอียดของกริดบนโครงสร้างเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

จำนวนกริด	รูปโดเมน
7,189	
27,602	
108,460	
429,464	

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.1.4 อิทธิพลของการกระจายตัวของกริดต่อผลการจำลอง

ความละเอียดของกริดนั้นย่อมส่งผลต่อความแม่นยำในการคำนวณ แต่หากในปริมาณกริดที่เท่ากัน แต่เพิ่มความถี่ของกริดในบริเวณที่มีการเปลี่ยนแปลงการไหลสูง อาจจะทำให้เราสามารถเข้าใจกลไกการทดลองได้มากขึ้น โดยเฉพาะในบริเวณทางเข้าและบริเวณกราฟทิวบ์ซึ่งมีการเปลี่ยนแปลงทิศทางการไหลและยังมีการป้อนแก๊สเข้ามาทำให้การเปลี่ยนแปลงการไหลในบริเวณนี้มีค่าสูงกว่าในบริเวณอื่น การจำลองครั้งนี้จึงให้ความละเอียดของกริดมากกว่าบริเวณอื่น แสดงดังรูปที่ 3.2



รูปที่ 3.2 แสดงกริดกระจายตัวแบบปกติและกริดกระจายตัว

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.2 การศึกษาอิทธิพลของแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

การไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์เป็นการไหลแบบหลายวัฏภาคซึ่งแก๊สและของเหลวจะต้องสัมผัสกันและเกิดอันตรกิริยาระหว่างกัน ดังนั้นการทำนายอันตรกิริยาให้ได้แม่นยำจึงเป็นเรื่องที่สำคัญต่อการศึกษาการไหลอุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ โดยแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านทั้งหมด 6 ชนิดด้วยกันคือ

1. Shiller-Nuamann
2. Morsi-Alexander
3. Tomiyama
4. Grace
5. Symetric
6. Universal drag

### 3.3 การศึกษาอิทธิพลของขนาดแก๊สเฉพาเรเตอร์ต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

การศึกษาอิทธิพลของขนาดแก๊สเฉพาเรเตอร์โดยการปรับขนาดแก๊สเฉพาเรเตอร์ขนาดต่างๆ ดังตารางที่ 3.5

ตารางที่ 3.5 การออกแบบการจำลอง

การจำลอง	ขนาดแก๊สเฉพาเรเตอร์ (เมตร)
Run 1	0
Run 2	0.19
Run 3	0.21
Run 4	0.22
Run 5	0.23
Run 6	0.27
Run 7	0.31
Run 1 (Base case)	0.38

การจำลองนั้นจะเริ่มลำดับครั้งการจำลองจาก Run 1 – Run 7 ตามลำดับโดยใช้แก๊สเฉพาเรเตอร์ขนาด 0.38 เมตรเป็นพื้นฐานเพื่อใช้ในการเปรียบเทียบเนื่องจากเป็นขนาดแก๊สเฉพาเรเตอร์จากงานวิจัยของ van Baten และคณะ [11]

## บทที่ 4

# ผลการจำลองเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์และวิเคราะห์ผลการจำลอง

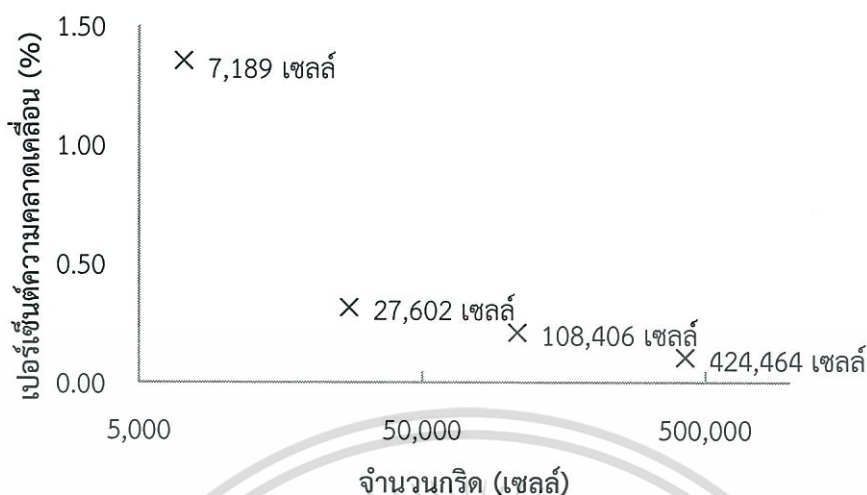
### 4.1 ผลการศึกษาปริมาณกริดที่เหมาะสมต่อการจำลอง

ขนาดและความละเอียดของกริดส่งผลต่อความแม่นยำของคำตอบและเวลาในการคำนวณ การจำลองจึงจำเป็นต้องหาขนาดของกริดและความละเอียดของกริดที่เหมาะสม โดยกำหนดจำนวนกริดที่ศึกษาให้มีความแตกต่างกัน และใช้แบบจำลองจากงานวิจัยของ van Baten และคณะ เป็นพื้นฐาน[11] โดยผลการจำลองกระบวนการของจำนวนกริดต่างๆ จะแสดงตามตารางที่ 4.1 พบว่า เมื่อมีการใช้จำนวนกริดที่เพิ่มมากขึ้น ความเร็วเฉลี่ยของของเหลวภายในโรเตอร์ที่ความสูง 1.75 เมตร จะมีความใกล้เคียงกับผลการทดลองที่ใช้อ้างอิงมากยิ่งขึ้นแต่อย่างไรก็ตามเวลาที่ใช้ในการจำลองก็จะเพิ่มมากขึ้นเช่นกัน

ตารางที่ 4.1 ผลการจำลองจำนวนกริดต่างๆ

จำนวนกริด (เซลล์)	ความเร็วของของไหล (เมตร/วินาที)	ร้อยละ ความคลาดเคลื่อน (%)	เวลาในการคำนวณ (นาท)
การทดลอง	0.6654	-	-
7,189	0.6744	1.352	63
27,602	0.6633	0.315	89
108,460	0.6640	0.210	310
429,464	0.6647	0.105	929

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.1 ผลของจำนวนกริตต่อค่าเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อนในการจำลอง

ตารางที่ 4.2 ความคลาดเคลื่อนและเวลาที่ใช้ในการจำลองของกริตจำนวนต่างๆ

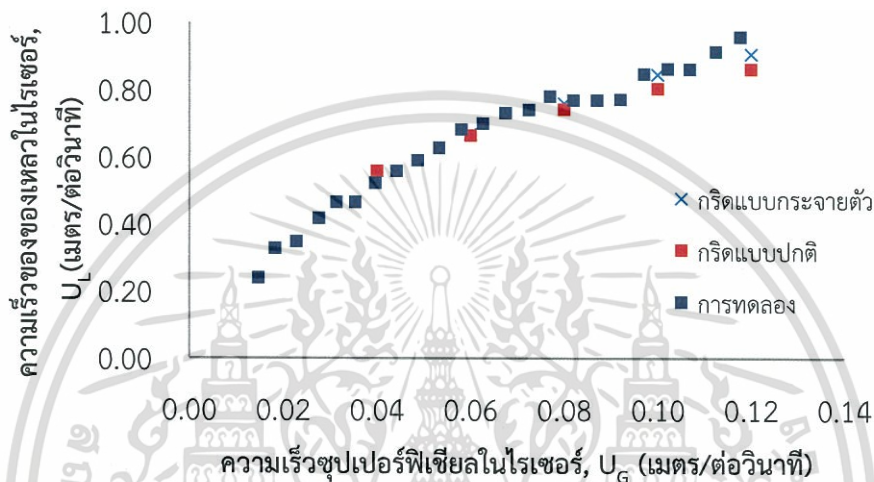
จำนวนกริต (เซลล์)	ความเร็วของเหลวในไรเซอร์	ร้อยละความคลาดเคลื่อน (%)	เวลาที่ใช้ในการจำลอง (นาท)
การทดลอง	0.6654	-	-
1,789	0.6744	1.352	63
27,602	0.6633	0.315	89
108,460	0.664	0.210	310
429,464	0.6647	0.105	929

จากรูปที่ 4.1 เป็นกราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าความคลาดเคลื่อนของความเร็วเฉลี่ยของของไหลภายในไรเซอร์ที่ความสูง 1.75 เมตรเทียบกับการทดลอง แสดงให้เห็นว่าเมื่อกริตมีปริมาณมากขึ้นทำให้มีความแม่นยำในการทำนายมากขึ้นเนื่องจากร้อยละความคลาดเคลื่อนน้อยลง แต่ตั้งแต่กริตปริมาณ 27,602 เซลล์ 108,406 เซลล์ และ 424,464 เซลล์นั้นมีความคลาดเคลื่อนลดลงจากเดิมเพียงประมาณ 0.1 เปอร์เซ็นต์เท่านั้นแต่เวลาที่ใช้ในการจำลองเพิ่มสูงขึ้นเป็นเท่าตัว จากตารางที่ 4.2 แสดงเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อนและเวลาที่ใช้ในการจำลองของกริตปริมาณต่างๆ ดังนั้นปริมาณกริต 27,602 เซลล์ จึงเหมาะสมต่อการนำไปจำลองศึกษาการไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์ แอร์ลิวท์เนื่องจากมีความคลาดเคลื่อนอยู่ช่วงที่ยอมรับได้คือ 0.3 เปอร์เซ็นต์และยังใช้เวลาจำลองในปริมาณที่เหมาะสม

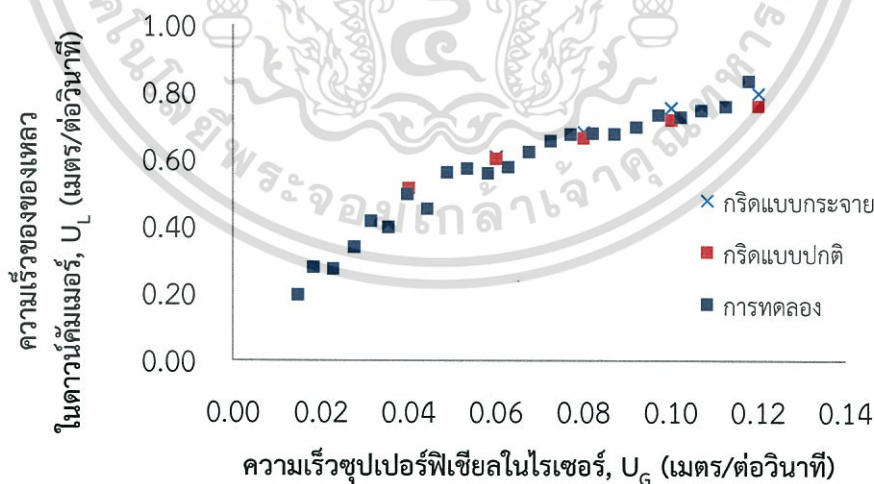
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 4.2 ผลการศึกษาอิทธิพลของการกระจายตัวของกริดต่อผลการจำลอง

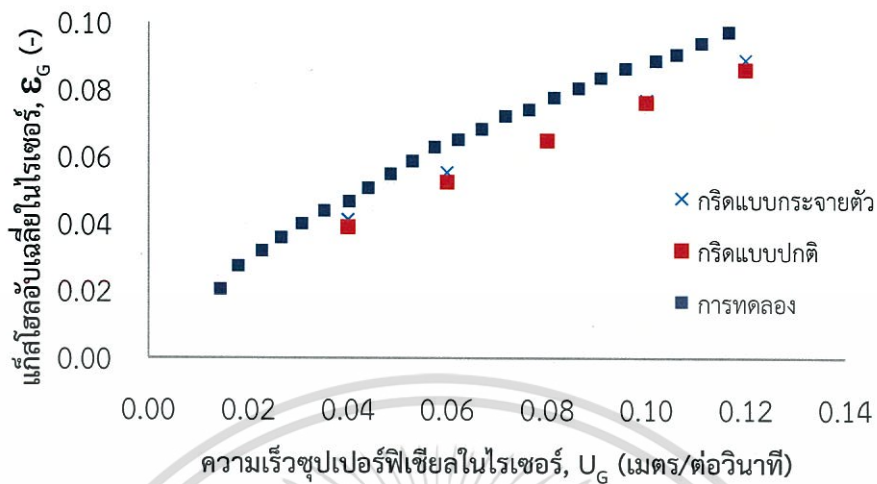
ผลการจำลองอิทธิพลของการกระจายตัวของกริดหนาแน่นในบริเวณที่มี پارเปลี่ยนแปลงสูงเปรียบเทียบกับกริดที่มีการกระจายตัวแบบปกติแสดงผ่านความเร็วของไหลในโรเตอร์ ดาวน์คัมเมอร์ และแก๊สโฮลล์แสดงดังรูปที่ 4.2 4.3 และ 4.4



รูปที่ 4.2 ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วของของไหลเฉลี่ยภายในโรเตอร์ที่ความสูง 1.75 เมตรกับความเร็วซูเปอร์ฟิเชียลในโรเตอร์เปรียบเทียบผลของการกระจายตัวของกริดกับการทดลอง



รูปที่ 4.3 ความสัมพันธ์ระหว่างปริมาณแก๊สโฮลล์เฉลี่ยภายในดาวน์คัมเมอร์ที่ความสูง 1.75 เมตรกับความเร็วซูเปอร์ฟิเชียลในโรเตอร์ผลของการกระจายตัวของกริดกับการทดลอง



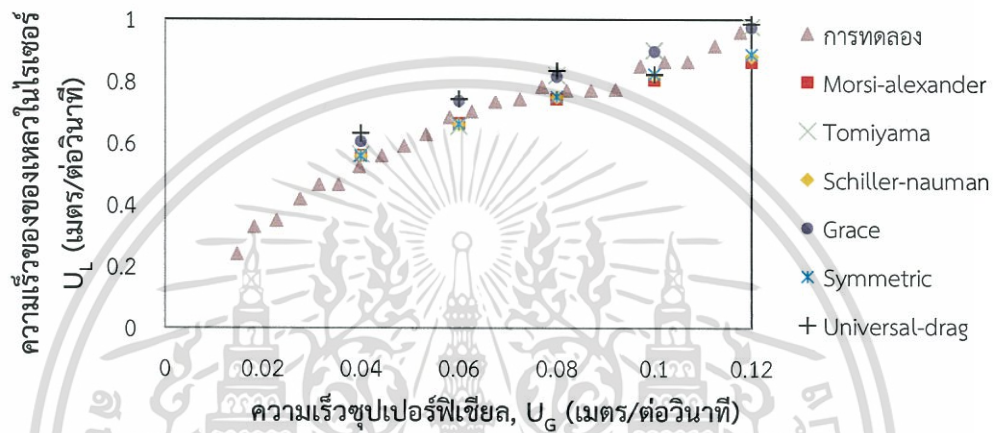
รูปที่ 4.4 ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วของของไหลเฉลี่ยภายในความโน้มถ่วงที่ความสูง 1.75 เมตร กับความเร็วซูเปอร์ฟิเซียลในไรเซอร์ผลของการกระจายตัวของกริดกับการทดลอง

จากผลการจำลองกริดที่มีการกระจายตัวหนาแน่นในบริเวณที่มีการเปลี่ยนแปลงสูงนั้นมีความเร็วของเหลวในไรเซอร์และความโน้มถ่วงที่ใกล้เคียงกัน ถึงแม้ว่ากริดที่มีการกระจายตัวหนาแน่นในบริเวณที่มีการเปลี่ยนแปลงสูงจะให้ผลการจำลองที่ใกล้เคียงกับการทดลองกว่ากริดกระจายตัวแบบปกติแต่ก็เพียงเล็กน้อยเท่านั้น อีกทั้งในระหว่างการจำลองเกิดการไม่เสถียรระหว่างการจำลองซึ่งอาจจะก่อให้เกิดการลู่ออกของผลการจำลอง อีกทั้งยังใช้เวลาในการจำลองมากกว่ากริดที่มีการกระจายตัวแบบปกติ

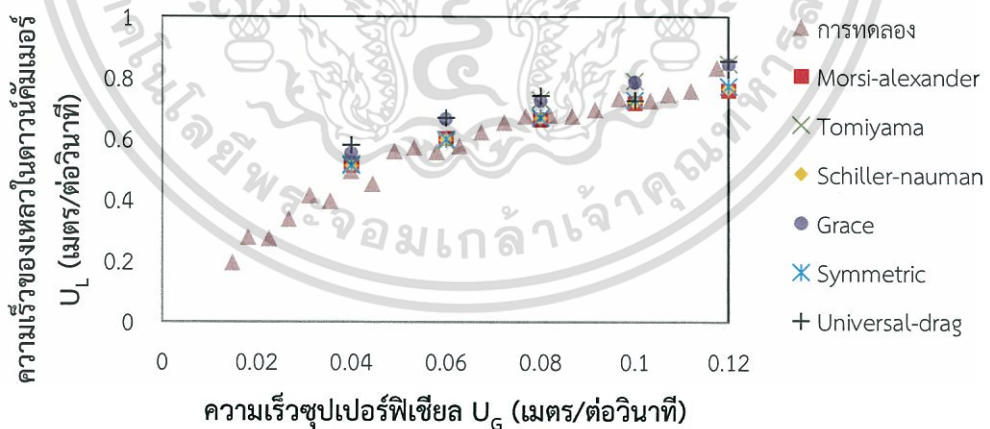
ดังนั้นในการจำลองเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์เพื่อศึกษาในส่วนอื่นต่อไปจะใช้กริดที่มีการกระจายตัวแบบปกติในการจำลอง

### 4.3 ผลการศึกษาอิทธิพลของแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

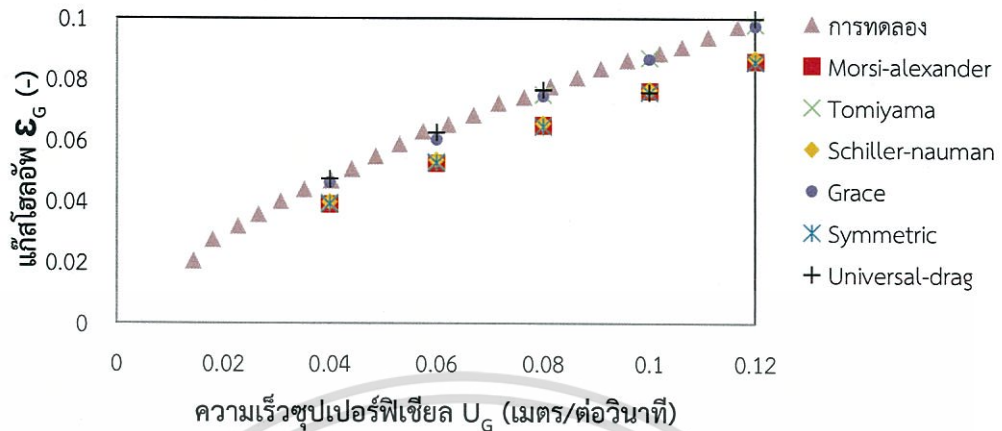
ผลการจำลองโดยใช้แบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Shiller-Nuamann Morsi-Alexander Tomiyama Grace Symetric และ Universal drag โดยเปรียบเทียบความเร็วของเหลวในโรเตอร์ ดาวน์คัมเมอร์ และแก๊สโฮลล์กับการทดลองแสดงดังรูปที่ 4.5 4.6 และ 4.7



รูปที่ 4.5 ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วของของไหลเฉลี่ยภายในโรเตอร์ที่ความสูง 1.75 เมตร กับความเร็วซูเปอร์ฟิเซียลเปรียบเทียบระหว่างแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านชนิดต่างๆ กับการทดลอง



รูปที่ 4.6 ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วของของไหลเฉลี่ยภายในดาวน์คัมเมอร์ที่ความสูง 1.75 เมตร กับความเร็วซูเปอร์ฟิเซียลเปรียบเทียบระหว่างแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านชนิดต่างๆ กับการทดลอง



รูปที่ 4.7 ความสัมพันธ์ระหว่างแก๊สโฮลล์เฉลี่ยภายในโรเซอร์ที่ความสูง 1.75 เมตร กับความเร็วซูเปอร์ฟิเซียลเปรียบเทียบระหว่างแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านชนิดต่างๆ กับการทดลอง

จากรูปที่ 4.5 4.6 ซึ่งเป็นการเปรียบเทียบกันระหว่างความเร็วที่โรเซอร์, ดาวนัคัมเมอร์ของแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านชนิดต่างๆกับการทดลองจะพบได้ว่า แบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Tomiyama มีการเปลี่ยนแนวโน้มไปซึ่งไม่เป็นไปในทางเดียวกันกับการทดลองโดยมีจุดเปลี่ยนของแนวโน้มสังเกตจากที่ความเร็วแก๊สซูเปอร์ฟิเซียล 0.06-0.08 เมตร/วินาที และแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Universal drag จะเห็นได้ว่าที่ความเร็วแก๊สซูเปอร์ฟิเซียลที่ 0.1 เมตร/วินาทีที่มีการลดลงของความเร็วของเหลวทั้งในโรเซอร์และดาวนัคัมเมอร์ซึ่งไม่เป็นไปตามแนวโน้มเดียวกับการทดลองเช่นกัน ทั้งสองแบบจำลองนี้จึงไม่เหมาะต่อการนำไปจำลองเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

นอกจากแบบจำลอง Tomiyama และ Universal drag นั้นแบบจำลองอื่นๆให้ค่าความเร็วในโรเซอร์และดาวนัคัมเมอร์ค่อนข้างจะใกล้เคียงกับการทดลองอย่างมาก แต่หากพิจารณาที่รูปที่ 4.7 จะพบว่าแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Grace นั้นสามารถทำนายแก๊สโฮลล์ภายในโรเซอร์ได้ใกล้เคียงกับการทดลองมากอีกทั้งยังมีความคลาดเคลื่อนน้อยกว่าแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านชนิดอื่นเพราะฉะนั้นในการจำลองการไหลในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์จึงควรใช้แบบจำลอง Grace ในการศึกษาต่อไปเนื่องจากแบบจำลองนี้มีความสามารถทำนายการไหลทั้งความเร็วและแก๊สโฮลล์ได้อย่างแม่นยำมากกว่าแบบจำลองอื่น

หากพิจารณาลงไปถึงสมการของแบบจำลอง Grace นั้นจะพบว่าแบบจำลอง Grace ได้แบ่งอันตรกิริยาระหว่างของเหลวกับแก๊สที่มีลักษณะฟองแตกต่างกันไป 3 ประเภทด้วยกันคือ ฟองทรงกลม (Sphere) ฟองทรงรี (Ellipse) และฟองทรงหมวก (Cap) แสดงดังสมการที่ 2.30-2.38

$$C_D = \max\left(\min\left(C_{D_{\text{ellipse}}}, C_{D_{\text{cap}}}\right), C_{D_{\text{sphere}}}\right) \quad (2.30)$$

$$C_{D_{\text{sphere}}} = \begin{cases} 24/\text{Re} & \text{Re} < 0.01 \\ 24(1+0.15\text{Re}^{0.687})/\text{Re} & \text{Re} \geq 0.01 \end{cases} \quad (2.31)$$

$$C_{D_{\text{cap}}} = \frac{8}{3} \quad (2.32)$$

$$C_{D_{\text{ellipse}}} = \frac{4}{3} \frac{gd_p}{U_t^2} \frac{(\rho_q - \rho_p)}{\rho_q} \quad (2.33)$$

โดยที่  $U_t$  คือ

$$U_t = \frac{\mu_q}{\rho_q d_p} Mo^{-0.149} (J - 0.857) \quad (2.34)$$

และ  $Mo$  คือ

$$Mo = \frac{\mu_q^4 g (\rho_q - \rho_p)}{\rho_q^2 \sigma^3} \quad (2.35)$$

$J$  แสดงเป็นฟังก์ชันที่ไม่ต่อเนื่องในสมการ 2.36

$$J = \begin{cases} 0.94H^{0.757} & 2 < H \leq 59.3 \\ 3.42H^{0.441} & H > 59.3 \end{cases} \quad (2.36)$$

$$H = \frac{4}{3} Eo Mo^{-0.149} \left( \frac{\mu_q}{\mu_{\text{ref}}} \right)^{-0.14} \quad (2.37)$$

$$Eo = \frac{g(\rho_q - \rho_p)d_p^2}{\sigma} \quad (2.38)$$

และ  $\mu_{\text{ref}} = 0.0009 \frac{\text{kg}}{(\text{m} \cdot \text{s})}$

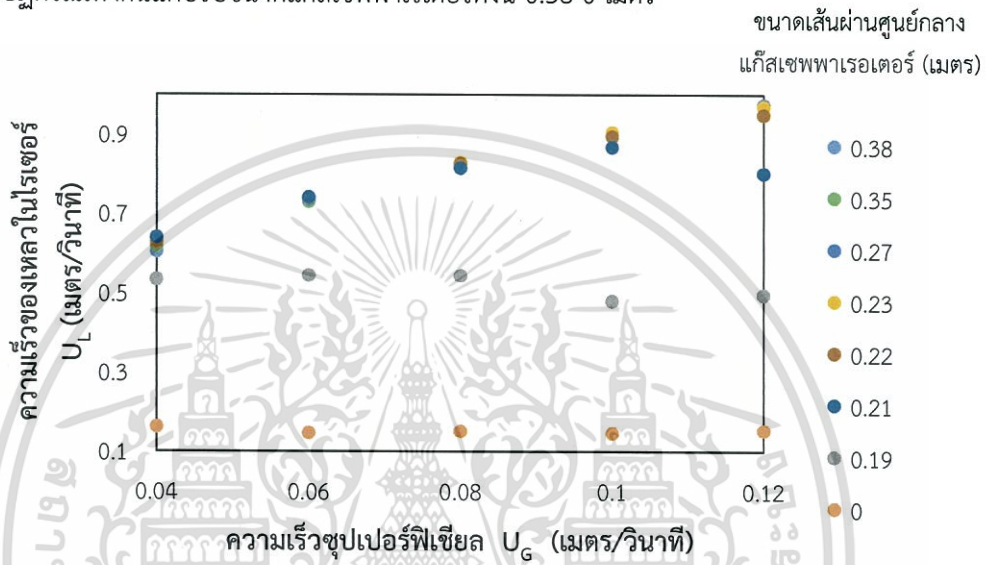
จากสมการที่ 2.30-2.33 แสดงให้เห็นว่าแบบจำลอง Grace ให้ความสำคัญกับลักษณะรูปทรงของฟองซึ่งก่อให้เกิดอันตรกิริยาที่แตกต่างกันไปแบบจำลองนี้จึงได้แบ่งค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านตามลักษณะฟองทำให้การจำลองการไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิปท์ได้ใกล้เคียงกับการทดลองโดยเฉพาะแก๊สไฮลอป

นอกจากนี้จากสมการที่ 2.34-2.38 แสดงให้เห็นว่าแบบจำลอง Grace นั้นยังให้ความสำคัญต่อธรรมชาติของฟองแก๊สที่เกิดขึ้น เนื่องจากมีส่วนของค่าแรงตึงผิว  $\sigma$  ถูกบรรจุอยู่ใน Morton number และ Eotov number ซึ่งตัวแปรไร้หน่วยทั้งคู่เป็นตัวแปรที่ใช้ในการระบุรูปทรงของฟองแก๊สที่เคลื่อนที่อยู่ในของเหลว [15] แสดงให้เห็นว่าแบบจำลอง Grace ให้ความสำคัญคุณสมบัติของไหลแต่ละชนิดทำให้การทำนายการไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิปท์ได้อย่างแม่นยำ เพราะฉะนั้นแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Grace จึงเหมาะสมต่อการจำลองการไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิปท์ที่สุดเมื่อเทียบกับแบบจำลองชนิดอื่น

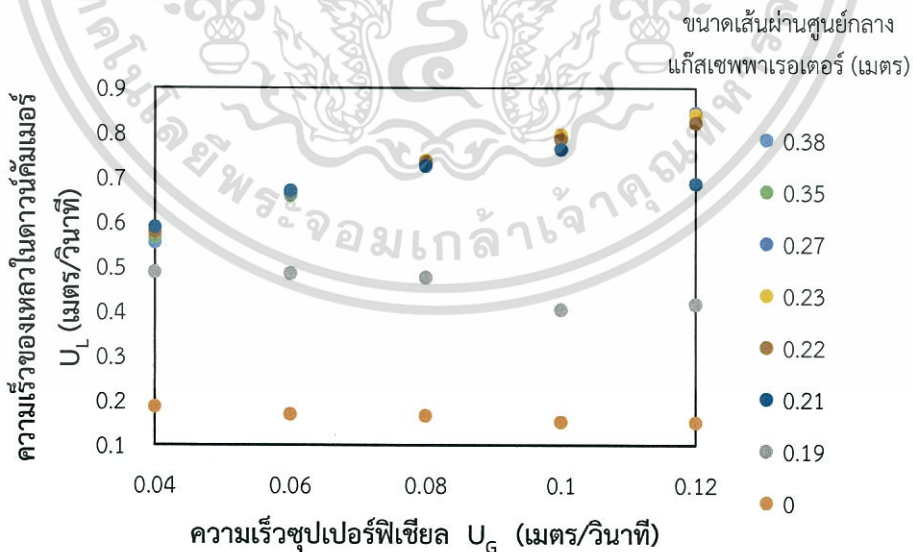
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 4.4 ผลการศึกษาอิทธิพลของขนาดแก๊สเซพพาเรเตอร์ต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

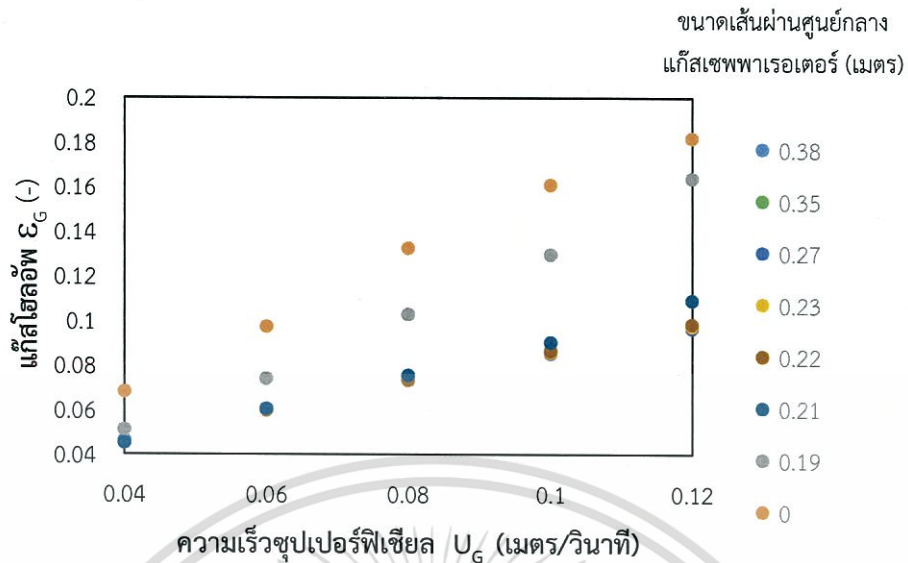
การศึกษาอิทธิพลของขนาดแก๊สเซพพาเรเตอร์ต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่โดยสร้างแบบจำลองเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่มีอัตราส่วนความสูงและเส้นผ่านศูนย์กลางของเครื่องปฏิกรณ์เท่ากันแต่ปรับขนาดแก๊สเซพพาเรเตอร์ดังนี้ 0.38-0 เมตร



รูปที่ 4.8 ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วซูเปอร์ฟิเซียลกับความเร็วของของเหลวในโรเตอร์ ที่ความสูง 1.75 เมตร



รูปที่ 4.9 ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วซูเปอร์ฟิเซียลกับความเร็วของของเหลวในโดมที่ความสูง 1.75 เมตร

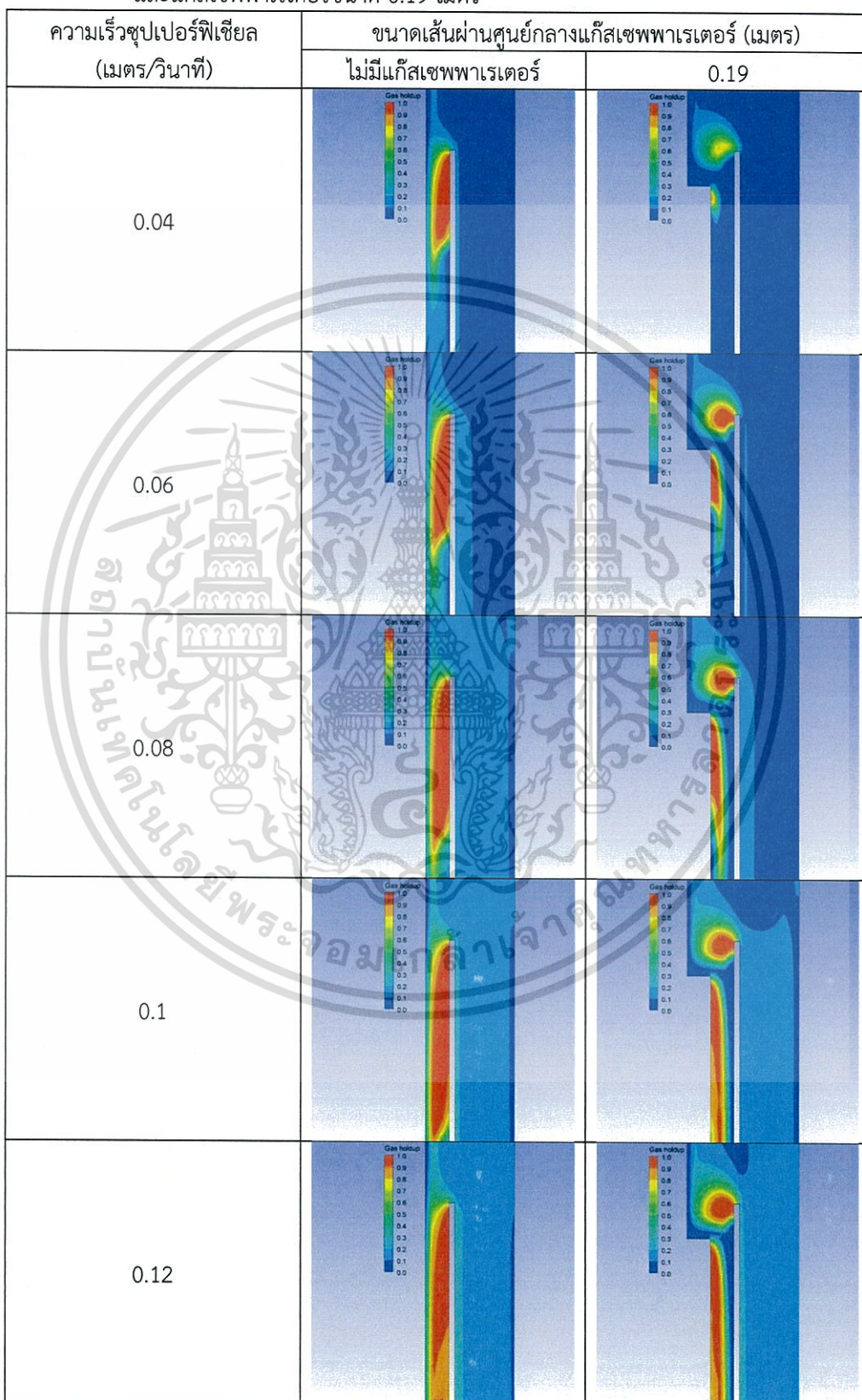


รูปที่ 4.10 ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วซูเปอร์ฟิเซียลกับแก๊สโฮลล์ที่ความสูง 1.75 เมตร

ผลการจำลองแสดงดังรูปที่ 4.8-4.10 จากผลการจำลองพบว่าความเร็วของของเหลวในโรเตอร์และดาวน์คัมเมอร์มีค่าลดลงหรือเกือบจะคงที่สำหรับแก๊สเซฟฟาเรเตอร์ขนาด 0 เมตร และ 0.19 เมตรตลอดช่วงความเร็วแก๊สซูเปอร์ฟิเซียล และมีความเร็วลดลงเฉพาะที่ความเร็วแก๊สซูเปอร์ฟิเซียล 0.1-0.12 เมตร/วินาที สำหรับแก๊สเซฟฟาเรเตอร์ขนาด 0.21 เมตร ในขณะที่แก๊สเซฟฟาเรเตอร์ขนาดต่างๆมีความเร็วของเหลวในดาวน์คัมเมอร์และโรเตอร์ใกล้เคียงกัน แสดงให้เห็นว่าอิทธิพลของขนาดแก๊สเซฟฟาเรเตอร์มีอิทธิพลต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟต์ตั้งแต่ช่วง 0-0.22 เมตรแต่มีอิทธิพลต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟต์เพียงเล็กน้อยหรือแทบจะไม่มีอิทธิพลเมื่อแก๊สเซฟฟาเรเตอร์ที่มีขนาดกว้างกว่าหรือเท่ากับ 0.22 เมตร

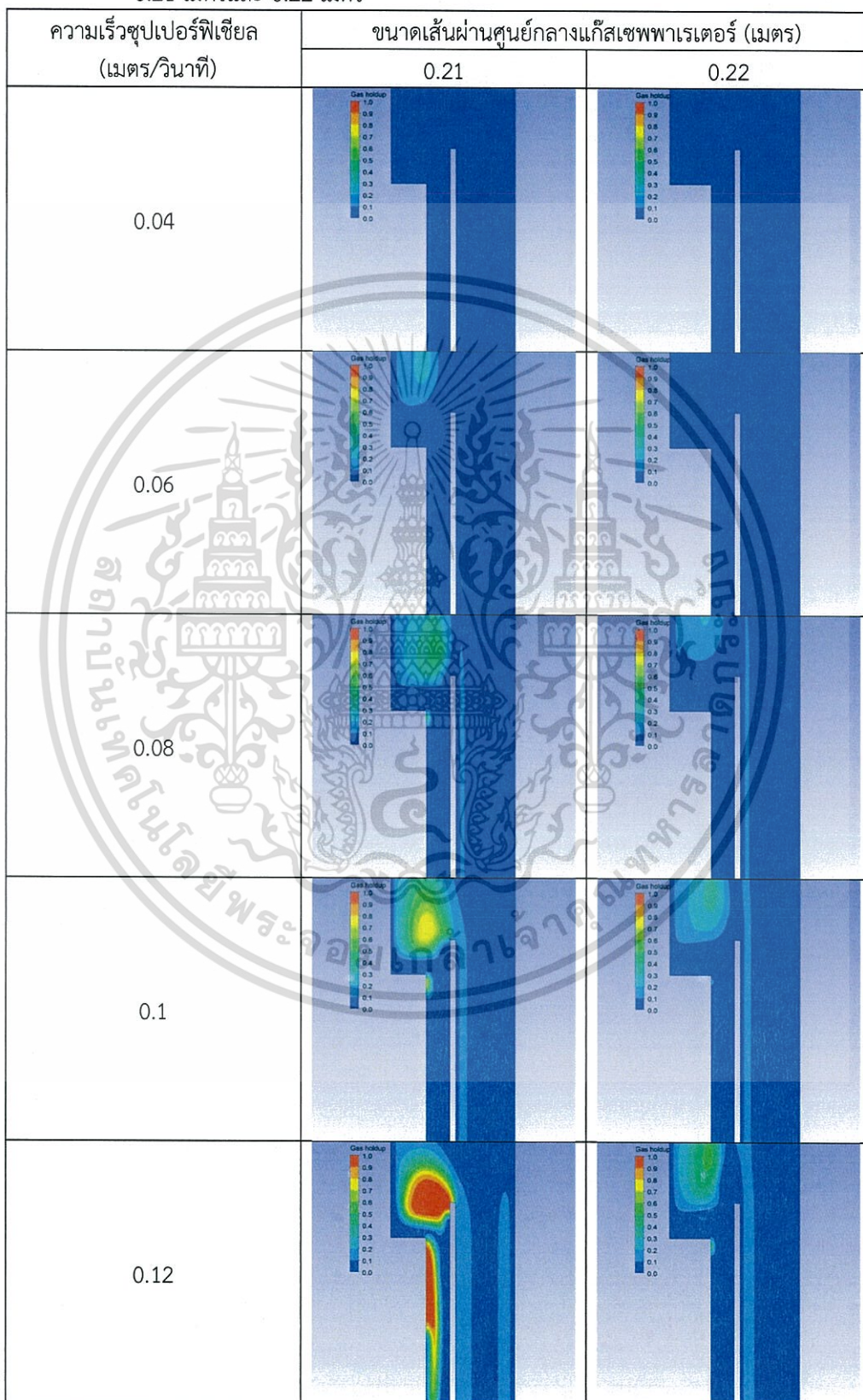
พฤติกรรมเช่นนี้ส่งผลเช่นเดียวกับแก๊สโฮลล์คือ เมื่อแก๊สเซฟฟาเรเตอร์มีขนาด 0 เมตร 0.19 เมตร และ 0.21 เมตรพบแก๊สโฮลล์มีค่าสูงขึ้นอย่างมีนัยสำคัญแต่เมื่อแก๊สเซฟฟาเรเตอร์มีขนาดกว้างกว่าหรือเท่ากับ 0.22 เมตรกลับพบว่าแก๊สโฮลล์มีค่าที่ค่อนข้างจะใกล้เคียงกัน

ตารางที่ 4.3 แก๊สโฮลล์บริเวณแก๊สเซพาราเตอร์ และดาวนคัมเมอร์เมื่อไม่มีแก๊สเซพาราเตอร์ และแก๊สเซพาราเตอร์ขนาด 0.19 เมตร



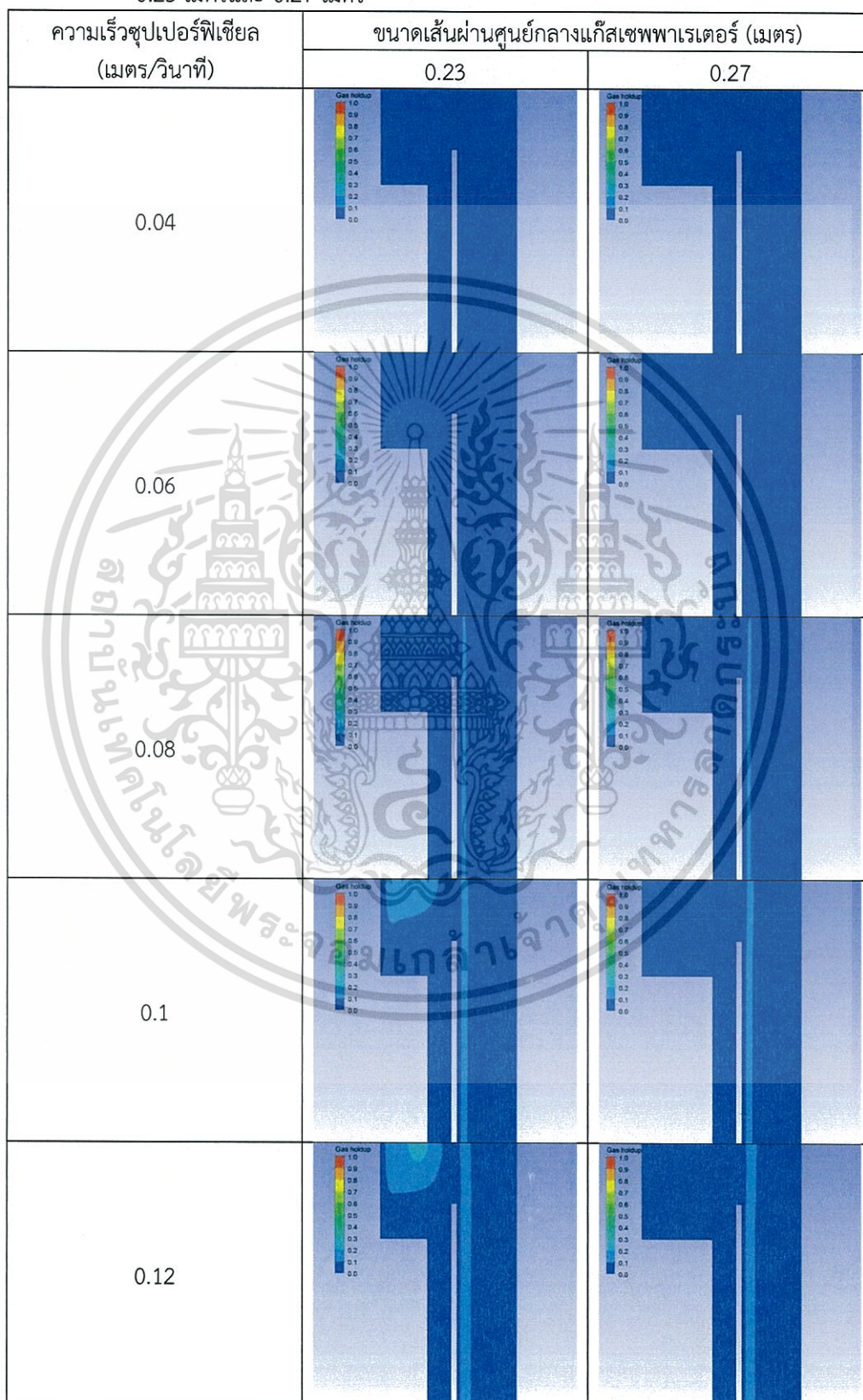
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.4 แก๊สโฮลล์บริเวณแก๊สเซพพารเตอร์ และดาวนคัมเมอร์เมื่อแก๊สเซพพารเตอร์ขนาด 0.21 เมตรและ 0.22 เมตร



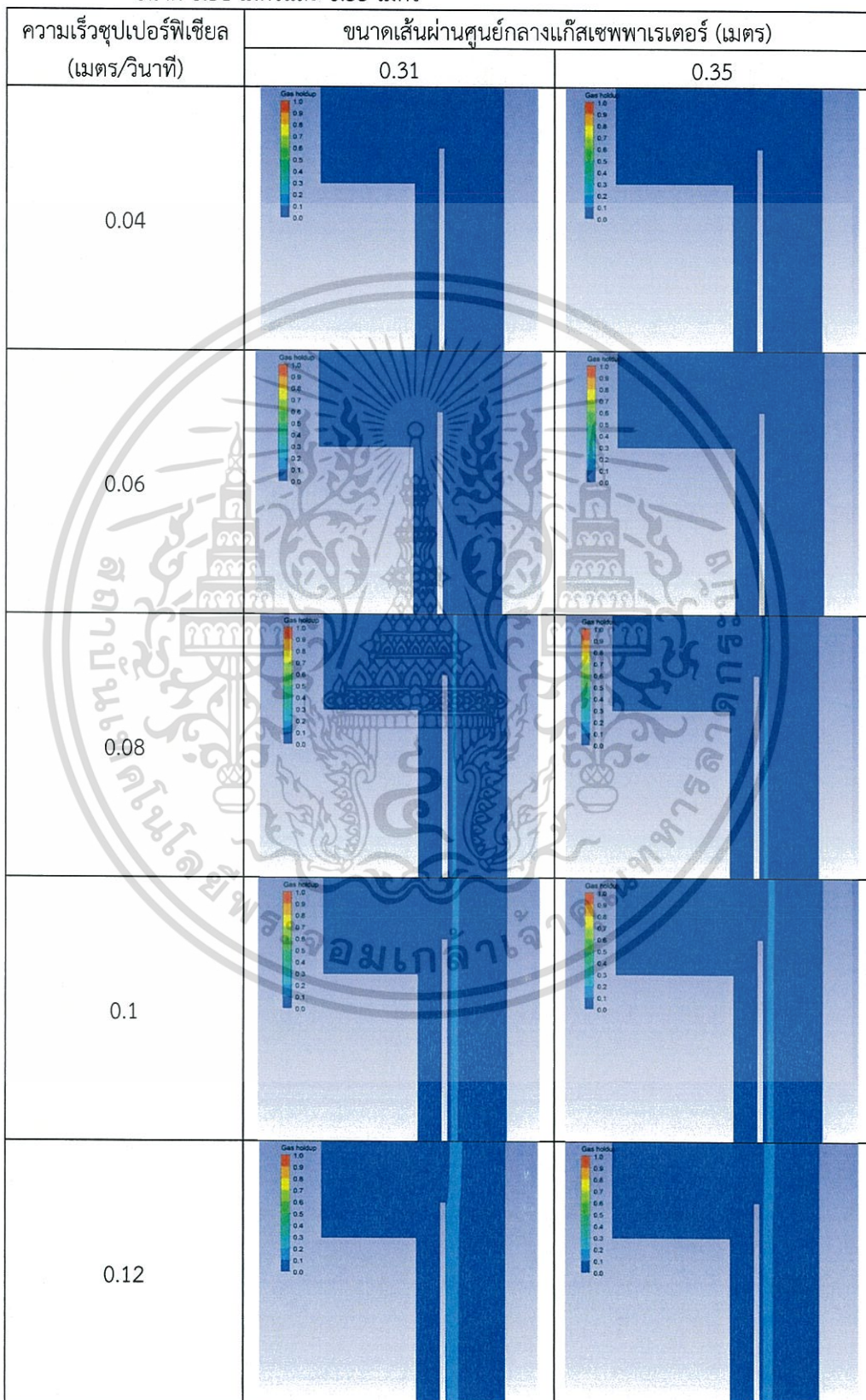
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.5 แก๊สไฮโดรเจนบริเวณแก๊สเซพพารเตอร์ และควาน์คัมเมอร์เมื่อแก๊สเซพพารเตอร์ขนาด 0.23 เมตรและ 0.27 เมตร



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.6 แก๊สโฮลล์ปริมาตรแก๊สเซฟพาราเตอร์ และดาวนคัมเมอร์เมื่อแก๊สเซฟพาราเตอร์  
ขนาด 0.31 เมตรและ 0.35 เมตร



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.7 แก๊สไฮโดรเจนในบริเวณแก๊สเซฟวาเรเตอร์ และดาวนคัมเมอร์เมื่อแก๊สเซฟวาเรเตอร์ขนาด 0.38 เมตร



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์การใช้งานเพื่อการศึกษาค้นคว้าเท่านั้น ไม่อนุญาตให้เผยแพร่หรือใช้เพื่อการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หลังจากเปรียบเทียบแผนภาพแก๊สโฮลล์จากตารางที่ 4.3-4.7 พบว่าแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์ ขนาด 0.19 เมตรและไม่มีแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์ เกิดการรวมตัวของฟองที่บริเวณดาวนคัมเมอร์และแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์ทุกๆ ช่วงความเร็วแก๊สซูเปอร์ฟิเซียล และในบริเวณดาวนคัมเมอร์ฟองแก๊สเหล่านั้นยังยึดติดกับผนังในส่วนของดาวคัมเมอร์ทำให้เกิดการขัดขวางการไหลและส่งผลทำให้ความเร็วของของเหลวในโรเซออร์และดาวนคัมเมอร์มีค่าลดลงอย่างมากดังแสดงในรูปที่ 4.8 และ 4.9 และยังทำให้แก๊สโฮลล์ในโรเซออร์มีค่าสูงมากขึ้นดังในรูปที่ 4.10 แต่แก๊สเซฟฟาราเรเตอร์ที่มีขนาด 0.21 เมตร ไม่พบการรวมตัวของฟองในบริเวณดังกล่าวในช่วงความเร็วซูเปอร์ฟิเซียล 0.04-0.1 เมตร/วินาที และส่งผลต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ไม่มากนัก แต่เมื่อความเร็วแก๊สเท่ากับ 0.12 เมตร/วินาที กลับพบการรวมตัวของแก๊สที่บริเวณดาวนคัมเมอร์และแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์ เช่นเดียวกับเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่มีขนาดแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์ 0.19 เมตร และไม่มีแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์ และเมื่อแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์มีขนาด 0.22 เมตร และ 0.23 เมตร พบการรวมตัวของแก๊สที่บริเวณแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์แต่ส่งผลต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ไม่มากนักในทุกๆ ช่วงความเร็วซูเปอร์ฟิเซียล และเมื่อแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์มีขนาด 0.27 0.31 0.35 และ 0.38 เมตร ไม่พบการรวมตัวของแก๊สในบริเวณแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์อีก

การรวมตัวของแก๊สในบริเวณดาวนคัมเมอร์และแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์เกิดขึ้นเนื่องจากเมื่อแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์มีขนาดเล็กเกินไปส่งผลให้การไหลบริเวณดังกล่าวมีความเร็วสูงขึ้นทำให้ความปั่นป่วนในบริเวณดังกล่าวมีค่าสูงขึ้นด้วย อีกทั้งเมื่อแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์มีขนาดเล็กส่งผลให้ความสามารถในการแยกแก๊สออกจากของเหลวในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์น้อยลงดังนั้นฟองแก๊สจึงมีโอกาที่จะชนกันและรวมตัวกันเกิดฟองขนาดใหญ่มากขึ้น โดยเฉพาะในบริเวณดาวนคัมเมอร์ที่มีการเปลี่ยนแปลงทิศทางการไหลของของเหลวและฟองที่รวมตัวกันจนมีขนาดใหญ่มากพอ ซึ่งมีแรงลอยตัว (Buoyant Force) ต่อด้านอันตรกิริยาอันเนื่องมาจากการไหลของของเหลวทำให้ฟองแก๊สที่เกิดขึ้นไม่สามารถสลายตัวตามการไหลของของเหลวและยังคงติดอยู่ในบริเวณดังกล่าวเมื่อเวลาผ่านไป ทำให้เกิดการสะสมของฟองแก๊สและติดอยู่ที่ผนังของดาวนคัมเมอร์เนื่องจากบริเวณติดผนังของเหลวมีความเร็วต่ำสุดส่งผลให้เกิดการขัดขวางการไหลของของเหลว ปรากฏการณ์ที่เกิดขึ้นเป็นไปตามงานวิจัยของ Jaroslav Klein และคณะที่พบการรวมตัวของฟองแก๊สในบริเวณดาวนคัมเมอร์ซึ่งส่งผลต่อความเร็วการไหลของของเหลวในโรเซออร์ ความเร็วการไหลของของเหลวในดาวคัมเมอร์ และแก๊สโฮลล์ในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

การรวมตัวของฟองแก๊สเกิดขึ้นเมื่อเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์มีขนาดแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์ 0.19 เมตร 0.21 เมตร และไม่มีแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์ดังนั้นการออกแบบแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์ของเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ควรให้มีขนาดมากกว่าหรือเท่ากับ 0.22 เมตร หรือ  $w/d_r$  มากกว่าหรือเท่ากับ 2.2 คือต้องออกแบบแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์ให้มีขนาดอย่างน้อย 2.2 เท่าของขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางโรเซออร์สำหรับเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่มีสัดส่วน  $h_r/d_r$  20.2 จึงจะสามารถป้องกันการเกิดการรวมตัวของฟองแก๊สในบริเวณดังกล่าวได้

จากการศึกษาอิทธิพลของขนาดแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์ต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์นั้นได้ชี้ให้เห็นถึงความสำคัญของขนาดแก๊สเซฟฟาราเรเตอร์ ดังนั้นการออกแบบแก๊สเซฟฟาราเร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เตอร์จึงควรมุ่งเน้นถึงขนาดของแก๊สเซฟพาราเรเตอร์ที่แคบเกินไปจนอาจเกิดปรากฏการณ์การรวมตัวของฟองแก๊สและขัดขวางการไหลส่งผลให้การป้อนแก๊สเข้าไปในระบบมีความสิ้นเปลือง เนื่องจากแก๊สที่ป้อนเข้าไปกลับไปรวมตัวกันและยังมีความเร็วการไหลคงที่หรือต่ำลงอีกด้วย เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์บางชนิดนั้นต้องการแยกแก๊สออกจากระบบให้ไวที่สุดเพื่อให้เกิดการถ่ายโอนมวลภายในระบบแต่หากแก๊สเซฟพาราเรเตอร์มีขนาดเล็กเกินไปจนไม่สามารถแยกแก๊สออกได้อย่างมีประสิทธิภาพจะทำให้ความสามารถโดยรวมของเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์นั้นต่ำลงอีกด้วย

นอกจากนี้เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่ดำเนินการในระบบที่ของเหลวภายในระบบมีความหนืดสูง เช่น เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่ใช้ในการบำบัดน้ำเสีย หากแก๊สเซฟพาราเรเตอร์มีขนาดเล็กเกินไปยิ่งส่งผลกระทบต่อความสามารถในการแยกแก๊สภายในระบบต่ำลงและเกิดการรวมตัวของฟองอากาศได้ง่ายขึ้น ประสิทธิภาพโดยรวมของเครื่องปฏิกรณ์ยิ่งต่ำลงตามลำดับ ดังนั้นการออกแบบแก๊สเซฟพาราเรเตอร์ให้เหมาะสมต่อเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ลักษณะต่างๆนั้นจึงมีความสำคัญมาก ซึ่งจะช่วยให้เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์สามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพสูงสุดและไม่เกิดปัญหาระหว่างการดำเนินงานดังที่ได้กล่าวมาแล้วในการศึกษาอิทธิพลของแก๊สเซฟพาราเรเตอร์ต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์นี้



## บทที่ 5 สรุปผลการศึกษา

### 5.1 สรุปผลการจำลองเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์

ในงานวิจัยชิ้นนี้ต้องการศึกษาอิทธิพลของแก๊สเซฟพาราเรเตอร์ต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์โดยใช้พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณในการจำลองและวิเคราะห์ผลการจำลอง ซึ่งแบบจำลองและโครงสร้างเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ได้นำงานวิจัยของ van Baten นำมาใช้เป็นพื้นฐานในการจำลองด้วยแบบจำลองการไหลแบบหลายภูมิภาค Eulerian แบบจำลองการไหลแบบปั่นป่วน k-epsilon และใช้โปรแกรม Fluent ในการจำลอง

ผลจากกาดทดสอบความถูกต้องของแบบจำลองกับผลการทดลองพบว่าการใช้โครงสร้างเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่มีกริดปริมาณ 27,602 เซลล์ ซึ่งสามารถทำนายอุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ได้อย่างแม่นยำและมีความคลาดเคลื่อนอยู่ในปริมาณที่ยอมรับได้อีกทั้งยังใช้เวลาในการจำลองที่พอเหมาะ การศึกษาการกระจายตัวของกริดในบริเวณที่มีการเปลี่ยนแปลงสูงพบว่าการจำลองควรใช้กริดที่มีการกระจายตัวแบบปกติในการจำลองเนื่องจากกริดที่มีการกระจายตัวหนาแน่นในบริเวณที่มีการเปลี่ยนแปลงสูงให้ผลการจำลองที่ใกล้เคียงกับกริดแบบปกติ แต่ใช้เวลาในการคำนวณมากกว่าอีกทั้งในระหว่างการคำนวณมีโอกาสที่จะทำให้การคำนวณเกิดการลู่ออก

เนื่องจากในงานวิจัยนี้มุ่งเน้นการศึกษาอิทธิพลของขนาดแก๊สเซฟพาราเรเตอร์ซึ่งส่งผลโดยตรงต่อปริมาณแก๊สไฮลอฟในระบบ ดังนั้นแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านจึงเป็นอีกแบบจำลองหนึ่งที่ต้องการความเหมาะสมในการจำลองการไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ จากการจำลองเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์พบว่าแบบจำลองส่วนใหญ่สามารถทำนายความเร็วของของเหลวในโรเซอร์และดาวนคัมเมอร์ได้อย่างแม่นยำ แต่แบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Grace นั้นสามารถทำนายปริมาณแก๊สไฮลอฟได้แม่นยำกว่าแบบจำลองอื่น แบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้าน Grace จึงเหมาะสมต่อการจำลองเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์เนื่องจากแบบจำลอง Grace ให้ความสำคัญต่อลักษณะรูปทรงของฟองอากาศที่เกิดขึ้นในระบบโดยได้แบ่งค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านตามรูปทรงของฟองอากาศที่เกิดขึ้นอีกทั้งยังให้ความสำคัญต่อความเป็นธรรมชาติของของไหลภายในระบบจากค่า Morton number และ Eotov number ซึ่งบรรจุค่าแรงตึงผิวและคุณสมบัติต่างๆของของไหลที่แตกต่างกันออกไปทำให้ฟองที่เกิดขึ้นมีลักษณะที่แตกต่างกันออกไป ดังนั้นแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านจึงมีความเหมาะสมต่อการจำลองเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์มากที่สุด

การศึกษาอิทธิพลของขนาดแก๊สเซฟพาราเรเตอร์ต่ออุทกพลศาสตร์ภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์นั้น จากผลการจำลองพบว่าเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่มีแก๊สเซฟพาราเรเตอร์ขนาด 0 เมตร, 0.19 เมตรตลอดช่วงความเร็วแก๊สซูเปอร์ฟิเชียลและ 0.21 เมตรที่ความเร็วแก๊สซูเปอร์ฟิเชียล 0.1-0.12 เมตร/วินาที เกิดการสะสมของฟองอากาศจนเกิดการขัดขวางการไหลในบริเวณดาวนคัมเมอร์เนื่องจากเมื่อแก๊สเซฟพาราเรเตอร์มีขนาดลดลงทำให้ความสามารถในการแยกแก๊สของเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ได้ต่ำลงแก๊สจึงกลับเข้าสู่ระบบสูงขึ้นอีกทั้งระยะห่างในบริเวณก่อนถึงดาวนคัมเมอร์แคบลง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ความเร็วของของไหลสูงขึ้นความปั่นป่วนจึงสูงขึ้นตามลำดับทั้งสองเหตุนี้ทำให้มีโอกาสพองแก๊สเกิดการรวมตัวเป็นฟองขนาดใหญ่มากขึ้นและในบริเวณติดผนังซึ่งของเหลวมีความเร็วต่ำสุดทำให้พองแก๊สเกาะติดอยู่บริเวณนั้นและไม่สลายตัวเมื่อเวลาผ่านไป ส่งผลให้ความเร็วการไหลภายในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์มีค่าเท่าเดิมแม้ว่าจะเพิ่มความเร็วซูเปอร์ฟิเซียล อีกทั้งแก๊สไฮลอฟในระบบมีค่าสูงขึ้นอย่างมาก ด้วยเหตุนี้ประสิทธิภาพของเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์จึงมีค่าต่ำลงเนื่องจากถึงแม้จะป้อนแก๊สมากขึ้นแต่กลับจะได้รับความเร็วเท่าเดิมหรือมีค่าน้อยลงยิ่งไปกว่านั้นพองแก๊สในระบบไม่สามารถปลดปล่อยสู่บรรยากาศได้ดีพอจึงเป็นการสิ้นเปลืองพลังงานอย่างยิ่ง

ดังนั้นในการออกแบบเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์จึงควรให้ความสำคัญต่อการออกแบบแก๊สเซพพาเรเตอร์อย่างยิ่ง ดังในงานวิจัยนี้แนะนำให้ออกแบบแก๊สเซพพาเรเตอร์ที่มีขนาดมากกว่าหรือเท่ากับ 0.22 เมตร หรือ มีขนาดกว้างกว่าเส้นผ่านศูนย์กลางโรเตอร์ 2.2 เท่า ( $w/d_r=2.2$ ) สำหรับเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่มีสัดส่วน  $h_r/d_r=20$  จึงจะสามารถป้องกันปรากฏการณ์การรวมตัวของพองแก๊สในระบบได้

## 5.2 ข้อเสนอแนะ

1. งานวิจัยนี้เป็นการศึกษาเครื่องปฏิกรณ์ลิฟท์ที่มีสัดส่วน  $h_r/d_r=20$  เท่านั้นซึ่งหากสามารถทำการศึกษาอิทธิพลของแก๊สเซพพาเรเตอร์ที่สัดส่วนอื่นเพื่อสร้างความสัมพันธ์ของขนาดแก๊สเซพพาเรเตอร์ที่ปลอดภัยไม่เกิดการรวมตัวของแก๊สต่อสัดส่วนของเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ ซึ่งจะสามารถนำไปใช้ในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ได้ทุกๆขนาด จะเป็นประโยชน์ต่อการนำไปใช้งานได้กว้างขวางมากขึ้น
2. งานวิจัยนี้ศึกษาเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ซึ่งทำงานในระบบอากาศและน้ำ หากสามารถนำไปศึกษากับของเหลวชนิดอื่นที่ถูกใช้จริงในอุตสาหกรรมต่างๆจะทำให้นำไปประยุกต์ใช้ได้จริงในอุตสาหกรรมต่างๆมากขึ้น
3. งานวิจัยนี้ศึกษาเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่มีแก๊สเซพพาเรเตอร์ลักษณะเป็นท่อทรงกระบอกเพียงรูปทรงเดียว หากสามารถศึกษาไปถึงอิทธิพลของรูปทรงแก๊สเซพพาเรเตอร์รูปทรงอื่นๆอีกจะทำให้สามารถออกแบบเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์ที่มีความหลากหลายและเหมาะสมต่อระบบแต่ละแบบได้ดียิ่งขึ้น

## เอกสารอ้างอิง

- [1] Enes Kadic and Theodore J. Heindel, John Wiley & Sons, Inc., An Introduction to Bioreactor Hydrodynamics and Gas-Liquid Mass Transfer (2014)
- [2] Yen, H.-W. Liu, Y. X., 2014. "Application of airlift bioreactor for the cultivation of aerobic oleaginous yeast *Rhodotorula glutinis* with different aeration rates". *Journal of Bioscience and Bioengineering*, pp. 195-198.
- [3] Yen, H.-W., Liao, Y.-T. Liu, Y. X., 2016. "Cultivation of oleaginous *Rhodotorula mucilaginosa* in airlift bioreactor by using seawater. " *Journal of Bioscience and Bioengineering*, 121(2), pp. 209-212
- [4] Yen, H.-W. Chang, J.-T., 2015. "Growth of oleaginous *Rhodotorula glutinis* in an internal-loop airlift bioreactor by using lignocellulosic biomass hydrolysate as the carbon source. " *Journal of Bioscience and Bioengineering*, 119(5), pp. 580-584.
- [5] Yen, H.-W. Liu, Y. X., 2014. "Application of airlift bioreactor for the cultivation of aerobic oleaginous yeast *Rhodotorula glutinis* with different aeration rates. " *Journal of Bioscience and Bioengineering*, 118(2), pp. 195-198.
- [6] Klein, J., Godo, S. t., Dolgos, O. Markos, J., 2001. "Effect of a gas-liquid separator on the hydrodynamics and circulation flow regimes in internal-loop airlift reactors." *Journal of Chemical Technology and Biotechnology*, Volume 76, pp. 516-524.
- [7] Huang, Q., Yang, C., Yu, G. Mao, Z.-S., 2010. "CFD simulation of hydrodynamics and mass transfer in an internal airlift loop reactor using a steady two-fluid model". *Chemical Engineering Science*, Volume 65, p. 5527-5536.
- [8] Ghasemi, H. Hosseini, S. H., 2012. "Investigation of Hydrodynamics and Transition Regime in an Internal loop Airlift Reactor Using CFD". *Brazilian Journal of Chemical Engineering*, Volume 29, pp. 821-833.
- [9] Xu, T., Jianga, X., Yanga, N. Zhud, J., 2015. "CFD simulation of internal-loop airlift reactor using EMMS drag model". *Particuology*, Volume 19, pp. 124-132.
- [10] M.Y.Chisti, M.Moo-Young, "Gas Holdup in Pneumatic Reactor, " Department of Chemical Engineering, University of Waterloo, Waterloo, Ontario N2L 3G1 (Canada), *The Chemical Engineering Journal*, 38 (1998) 149 - 152, 1987.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- [11] J.M. van Baten, J. v., Ellenberger, J. Krishna, R., 2003. "Hydrodynamics of internal air-lift reactors: experiments versus CFD simulations." **Chemical Engineering and Processing**, Volume 42, pp. 733-742.
- [12] Celik, I. B., 1999. **Introductory Turbulence Modeling**. Morgantown: s.n.
- [13] ANSYS, Inc., **ANSYS FLUENT Theory Guide**. (2012)
- [14] Chisti, M. Moo-Young, M., 1987. **Airlift Reactors: Characteristics, Applications and Design Considerations**. Ontario: Gordon and Breach Science Publishers S.A..
- [15] Clift, R., Grace, J. R. Weber, M. E., 1978. **Bubbles, Drops, and Particles**. San Francisco: Academic Press, Inc.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### ภาคผนวก ก.

#### ตัวอย่างการคำนวณความเร็วซูเปอร์ฟิเซียล

เครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิฟท์จะป้อนอากาศบริเวณด้านล่างของเครื่องปฏิกรณ์โดยการกำหนดอัตราการไหลเชิงมวลด้วยความเร็วในโรเซอร์ ซึ่งในการจำลองจะต้องกำหนดสภาวะขอบเขตที่บริเวณขาเข้าของเครื่องปฏิกรณ์ สามารถคำนวณได้ดังนี้

กำหนดให้อัตราการไหลเชิงมวลของอากาศมีค่าเท่ากันตลอดการไหล และความหนาแน่นของอากาศมีค่าคงที่

$$m_{\text{Inlet}} = m_{\text{Riser}}$$

$$\rho_{\text{air}} \times v_{\text{air @ inlet}} \times A_{\text{Inlet}} = \rho_{\text{air}} \times v_{\text{air @ riser}} \times A_{\text{Riser}}$$

$$v_{\text{air @ inlet}} = \frac{v_{\text{air @ riser}} \times A_{\text{Riser}}}{A_{\text{Inlet}}}$$

$$v_{\text{air @ inlet}} = \frac{v_{\text{air @ riser}} \times \pi r_{\text{Riser}}^2}{\pi r_{\text{Inlet}}^2}$$

$$v_{\text{air @ inlet}} = \frac{v_{\text{air @ riser}} \times r_{\text{Riser}}^2}{r_{\text{Inlet}}^2}$$

$$v_{\text{air @ inlet}} = \frac{0.04 \text{ m/s} \times 0.05^2 \text{ m}^2}{0.075^2 \text{ m}^2}$$

$$v_{\text{air @ inlet}} = 0.01778 \text{ m/s}$$

และความเร็วซูเปอร์ฟิเซียลในโรเซอร์ที่ใช้ในการจำลองแสดงดังตารางที่ ก.1

ตารางที่ ก.1 ความเร็วซูเปอร์ฟิเชียลในโรเซออร์และความเร็วซูเปอร์ฟิเชียลขาเข้า

ความเร็วซูเปอร์ฟิเชียลในโรเซออร์ (เมตร/ วินาที)	ความเร็วซูเปอร์ฟิเชียลขาเข้า (เมตร/ วินาที)
0.04	0.01778
0.06	0.02667
0.08	0.03556
0.1	0.04444
0.12	0.05333

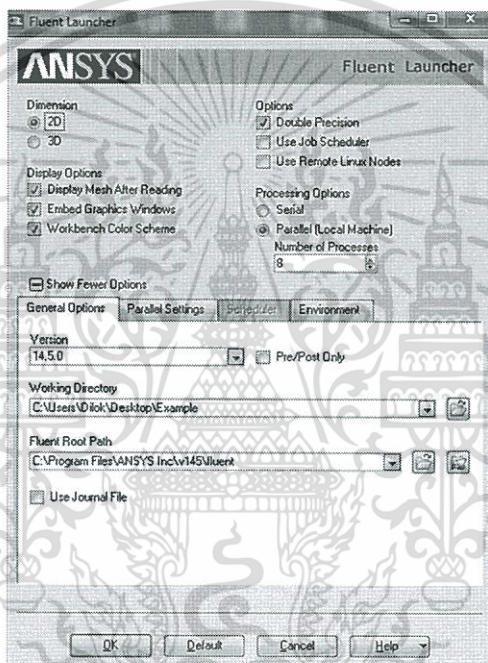


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## ภาคผนวก ข.

## ตัวอย่างการใช้โปรแกรม Fluent

1.เปิดโปรแกรม Fluent → เลือก Dimension เป็น 2D → เลือก Working Directory เป็นตำแหน่งเพื่อจัดเก็บข้อมูล



รูปที่ ข.1 แสดงการเปิดโปรแกรม Fluent

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.เปิดไฟล์เพื่อนำเข้ากริดที่ผ่านการออกแบบจากโปรแกรม Gambit โดยเลือก File → Read → Mesh → เลือกไฟล์นามสกุล.msh → OK

3.เมื่อเปิดไฟล์กริดสำเร็จ จะเริ่มตั้งค่าโดยเลือก General → Solver → เลือก Time=Transient, 2D Space =Axisymmetric → เลือก Gravity → Gravitational Acceleration ในแนวแกน X (เมตร/วินาที<sup>2</sup>) = 9.81

4.จากนั้นกำหนดแบบจำลองที่ใช้ในการจำลองการไหลแบบหลายวัฏภาคโดยเลือก Models → Multiphase → Model = Eulerian, Scheme = Implicit

5.กำหนดแบบจำลองที่ใช้ในการจำลองการไหลแบบปั่นป่วนโดยเลือก Model → Viscous → Model=k-epsilon → Turbulence Multiphase Model = Dispersed

6.กำหนดสารที่ใช้ในการจำลองโดย Material → Create/Edit... → Fluent Database... → ค้นหา water-liquid (h<sub>2</sub>O<L>) → เลือก Copy → เลือก Close → เลือก Change/Create → เลือก Close จะปรากฏ water-liquid อยู่ในรายชื่อของ Fluid

7.กำหนดวัฏภาคปฐมภูมิและทุติยภูมิโดยเลือก Phases → Phase-1-Primary Phase → กำหนด Phase Material เป็น water-liquid พร้อมกำหนดชื่อ → Phase-2-Secondary Phase → กำหนด Phase Material เป็น air พร้อมกำหนดชื่อ → กำหนดขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของวัฏภาคทุติยภูมิ 0.005 m

8.กำหนดอันตรกิริยาระหว่างวัฏภาค (Interaction) โดยเลือก Phase → Interaction → Phase → Drag เลือก Morsi-Alexander → Surface Tension กำหนด Surface Tension =0.073 N/m

9.กำหนดสภาวะขอบเขต

- Axis : Boundary Conditions → Axis → เลือกเปลี่ยน Type จาก Symmetry เป็น Axis
- Inlet : Boundary Conditions → Phase →
  - water → Edit → Momentum → กำหนด Turbulent Intensity(%) = 5, Hydraulic Diameter(m)=0.15
  - air → Edit → Momentum → กำหนด Velocity Magnitude (เมตร/วินาที) = 0.02667 → Multiphase → กำหนด Volume Fraction = 1
- Outlet : Boundary Conditions
  - water → Edit → Momentum → กำหนด Turbulent Intensity(%) = 5, Hydraulic Diameter(m)=0.38
  - air → Edit → Multiphase → กำหนด Backflow Volume Fraction = 1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

10.กำหนด Solution Control ในกรณีที่ Solution เกิดการลู่ออก (diverge) โดยการลด Solution Control  $\rightarrow$  Under-Relaxation Factors  $\rightarrow$  โดยการลดค่า Turbulent Viscosity ในช่วง 0.1-1, Volume Fraction ในช่วง 0.1-0.2, Momentum ในช่วง 0.1-0.3

11.กำหนด Solution Initialization โดย Solution Initialization  $\rightarrow$  Initialize ระบบจะป้อนค่าเริ่มต้นในการคำนวณ

12.การกำหนดค่าเริ่มต้นภายในโดเมนโดยการเลือก Adapt  $\rightarrow$  Region  $\rightarrow$  Region Adaption  $\rightarrow$  จากนั้นกำหนดขอบเขตภายในโดเมนที่ต้องการกำหนดค่าเริ่มต้นดังตารางที่ ข.1

ตารางที่ ข.1 การกำหนดขอบเขตภายในโดเมน

ลำดับที่	X	Y	ขอบเขต
1.	Xmin =0.09 Xmax =2.11	Ymin =0 Ymax =0.05	โรเซอร์
2.	Xmin =0.09 Xmax =2.11	Ymin =0.055 Ymax =0.075	ดาวนคัมเมอร์
3.	Xmin =2.5 Xmax =3.06	Ymin =0 Ymax =0.19	ขอบเขตของน้ำ

จากนั้นจะป้อนค่าเริ่มต้นที่กำหนดลงในขอบเขตที่ได้สร้างขึ้นโดย Solution Initialization  $\rightarrow$  Patch ดังตารางที่ ข.2

ตารางที่ ข.2 ค่าเริ่มต้นที่กำหนดลงในขอบเขต

Register to Patch	Phase	Value
hexahedron-r0	water	Axial Velocity = 0.05
hexahedron-r0	air	Axial Velocity = 0.05
hexahedron-r0	air	Volume Fraction = 0.1
hexahedron-r1	water	Axial Velocity = -0.05
hexahedron-r2	air	Volume Fraction = 1

ผลจากการกำหนดค่าเริ่มต้นสามารถตรวจสอบโดย Graphic and Animations  $\rightarrow$  Contours  $\rightarrow$  โดยเลือก Contour ของ Axial Velocity และ Volume Fraction ของแต่ละภูมิภาคดังรูป (หมายเหตุ : การกำหนดค่าเริ่มต้นของโดเมนเพื่อให้การคำนวณลู่ออกได้เร็วมากขึ้นและยังสามารถหลีกเลี่ยงการลู่ออกได้)

13.จากนั้นเริ่มการคำนวณโดย Run calculation → กำหนด Time step size และ Number of Time step ดังตารางที่ → Calculate

ตารางที่ ข.3 การกำหนด Time step size และ Number of time step

ลำดับที่	Time step size	Number of Time step
1	0.00005	100
2	0.00004	100
3	0.0005	100
4	0.001	100
5	0.003	200
6	0.005	1400
7	0.01	1000

โดยต้องทำการคำนวณทุกๆ Time Step ตามลำดับ โดยระหว่างการคำนวณจะแสดงผลดังรูป (หมายเหตุ :เนื่องจากการคำนวณการไหลแบบหลายวัฏภาคมีความซับซ้อนของการคำนวณจึงต้องกำหนดกรณีในการคำนวณข้างต้นเพื่อป้องกันการลู่ออกของการคำนวณ)

14.การเก็บผลการจำลองหลังจากการคำนวณสิ้นสุด โดยอันดับแรกจะต้องสร้างเส้นเพื่อเก็บข้อมูลในบริเวณที่สนใจก่อนโดยเลือก Surface → Line/Rake... → กำหนดเส้นบนโรเซอร์ที่ตำแหน่งความสูง 1.75 เมตร ที่  $x_0 = x_1 = 1.75$ ,  $y_0 = 0$ ,  $y_1 = 0.05$ ... → กำหนดเส้นบนดาวนัคัมเมอร์ที่ตำแหน่งความสูง 1.75 เมตร ที่  $x_0 = x_1 = 1.75$ ,  $y_0 = 0.055$ ,  $y_1 = 0.075$

จากนั้นเก็บผลการจำลองโดยเลือก Result → Report → Surface Integrals → กำหนด Report type เป็น Area-Weighted Average → เลือก Field Variable เป็น Velocity... → Axial Velocity → Phase-water → เลือกชื่อเส้นที่ได้กำหนดไว้เพื่อแสดงผลการจำลอง

หรือผลแก๊สไฮลอปโดยเลือก เลือก Field Variable เป็น Phase... → Volume fraction → Phase-water → เลือกชื่อเส้นที่ได้กำหนดไว้เพื่อแสดงผลการจำลอง

หากต้องการแสดงผลการจำลองด้วย Contours โดยเลือก Graphics and Animation → Graphics → Contours → หลังจากนั้นเลือกตัวแปรที่ต้องการให้แสดงผล

15.การ Save ข้อมูลการจำลองโดยเลือก File → Write → Case&Data → กำหนดชื่อไฟล์และป้อนนามสกุลไฟล์เป็น “.gz” จากนั้นเลือกที่จัดเก็บข้อมูล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## ประวัติผู้เขียน

ชื่อ-นามสกุล	นายติลก คำอยู่
วันเดือนปีเกิด	3 มกราคม 2536
ที่อยู่	31 หมู่ 1 ตำบล อินทร์บุรี อำเภอ อินทร์บุรี จังหวัด สิงห์บุรี 16110
ประวัติการศึกษา	2557 วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิศวกรรมเคมี สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ความชำนาญเฉพาะด้าน	1.) พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ 2.) การออกแบบเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิปท์
ประสบการณ์การทำงานและผลงานวิจัย	
พ.ศ.2556	นักศึกษาฝึกงาน ตำแหน่งตัวแทนวิศวกรสนับสนุนเทคนิค บริษัท ยีอีวอเตอร์แอนด์ โพรเซส เทคโนโลยีส์ (ประเทศไทย) จำกัด
พ.ศ.2558	ติลก คำอยู่, เจษฎา พิทักษ์พล และสันติ วัฒนานุสรณ์. “การศึกษาแบบจำลองสัมประสิทธิ์แรงต้านและอิทธิพลของความกว้าง แก๊สเซพาราเรเตอร์ต่ออุทกพลศาสตร์ในเครื่องปฏิกรณ์แอร์ลิปท์ ด้วยพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ” การประชุมวิชาการวิศวกรรมเคมีและ เคมีประยุกต์แห่งประเทศไทย ครั้งที่ 25, 10 พฤศจิกายน 2558, พญา-ชลบุรี, ประเทศไทย, หน้า 36

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้