



การจำลองเชิงตัวเลขของอากาศพลศาสตร์
ของอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์

โดย
นิวัฒน์ สุขสาม

สนับสนุนงบประมาณโดย
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลรัตนโกสินทร์
ประจำปีงบประมาณ 2555



Numerical Simulation of the Aerodynamics
of Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle

by

Niwat Suksam

Granted by

Rajamangala University of Technology Rattanakosin

Fiscal year 2012

กิตติกรรมประกาศ

ขอขอบคุณมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลรัตนโกสินทร์ ที่ให้การสนับสนุนเงินทุนในการทำวิจัย และขอขอบคุณสถาบันวิจัยและพัฒนา มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลรัตนโกสินทร์ ที่ช่วยเหลือและให้คำแนะนำในการวิจัยนี้

ขอขอบคุณอาจารย์และเจ้าหน้าที่ของคณะวิศวกรรมศาสตร์ทุกท่านที่ช่วยเหลือและให้คำแนะนำดี ๆ ในการวิจัยนี้

สุดท้ายนี้ขอขอบพระคุณ รศ. ดร.จารุวัตร เจริญสุข และ คุณนิวัฒน์ ภูเจริญ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ที่ช่วยเหลือและให้คำแนะนำการใช้โปรแกรมพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณในการวิจัยนี้

นิวัฒน์ สุขสาม
พฤษภาคม 2556

บทคัดย่อ

รหัสโครงการ : Inno-3/2555
ชื่อโครงการ : การจำลองเชิงตัวเลขของอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนบังคับพลังงานแสงอาทิตย์
ชื่อนักวิจัย : นายนิวัฒน์ สุขสาม

งานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อศึกษาทางด้านอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนบังคับพลังงานแสงอาทิตย์ที่ได้ออกแบบขึ้น โดยใช้วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (CFD) ทำการจำลองการไหลของอากาศผ่านตัวอากาศยานไร้คนบังคับพลังงานแสงอาทิตย์ ปีกของอากาศยานไร้คนบังคับพลังงานแสงอาทิตย์ได้ประยุกต์ใช้แพนอากาศ S1223 ขอบเขตการคำนวณเป็นแบบสามมิติ และใช้กริดแบบ polyhedral cell ทำการจำลองการไหลแบบคงตัวและการไหลเป็นแบบอัดตัวไม่ได้ ที่ค่าเรย์โนลด์์นัมเบอร์เท่ากับ 2×10^5

ผลการจำลองแสดงให้เห็นถึงการไหลหมุนวนของอากาศเกิดขึ้นที่ชายหลังของโคนปีกที่ติดกับลำตัวและที่ปลายหาง ที่มุมปะทะเท่ากับ 0 องศา อากาศยานไร้คนบังคับพลังงานแสงอาทิตย์มีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศ 0.049 ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก 0.891 และค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์ 0.224

E-mail Address : niwat.suk@rmutr.ac.th

ระยะเวลาโครงการ : ตุลาคม 2554-กันยายน 2555

Abstract

Code of project : Inno-3/2555
Project name : Numerical Simulation of the Aerodynamics of Solar-powered Unmanned Aerial Vehicle
Researcher name : Niwat Suksam

The present work focuses on the aerodynamics of a solar-powered unmanned aerial vehicle (solar-powered UAV) by simulating the air flow with computational fluid dynamics (CFD). The wing of the solar-powered UAV is based on S1223 airfoil. The calculation domain is performed on three dimensional polyhedral cell with steady and incompressible flow assumption at Reynolds number of 2×10^5 .

The model results show recirculation around the trailing edge of the wing root and the end of the tail. At zero angle of attack, the solar-powered UAV yields drag coefficient at 0.049, whereas the lift coefficient is 0.891 and moment coefficient is 0.224.

E-mail Address : niwat.suk@rmutr.ac.th

Period of Project : October 2011-September 2012

สารบัญ

| | หน้า |
|--|------|
| กิตติกรรมประกาศ | ก |
| บทคัดย่อภาษาไทย | ข |
| บทคัดย่อภาษาอังกฤษ | ค |
| สารบัญ | ง |
| สารบัญตาราง | ฉ |
| สารบัญภาพ | ช |
| บทที่ | |
| 1 บทนำ | 1 |
| 1. ความเป็นมาและความสำคัญของงานวิจัย | 1 |
| 2. วัตถุประสงค์ของงานวิจัย | 5 |
| 3. ขอบเขตการศึกษา | 6 |
| 4. ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ | 6 |
| 2 ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง | 7 |
| 1. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง | 7 |
| 1.1 สมการควบคุมของการไหล | 7 |
| 1.2 สมการนาเวียร์-สโตคส์ สำหรับของไหลแบบนิวโทเนียน | 16 |
| 2. งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง | 19 |
| 3 การดำเนินการศึกษาวิจัย | 22 |
| 1. วิธีการคำนวณเชิงตัวเลขทางพลศาสตร์ของไหล | 22 |
| 1.1 ขั้นตอนการประมวลผล | 22 |
| 1.2 ขั้นตอนการประมวลผล | 22 |
| 1.3 ขั้นตอนการแสดงผล | 22 |
| 2. การกำหนดลักษณะของปัญหาที่ใช้ในการวิจัย | 23 |
| 3. ค่าเงื่อนไขขอบเขตในการคำนวณการไหลสามมิติ | 31 |
| 4. สมการควบคุมการไหล | 32 |
| 4.1 สมการอนุพันธ์มวล | 32 |

สารบัญ (ต่อ)

| | หน้า |
|--|------|
| 4.2 สมการอนุกรมซีโมเมนตัม | 32 |
| 4 ผลการศึกษาและอภิปรายผล | 33 |
| 1. ความเร็วของการไหล | 33 |
| 2. เส้นทางการไหลของอากาศ | 43 |
| 3. การกระจากความดัน | 45 |
| 4. สัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์ | 55 |
| 5 สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ | 57 |
| 1. สรุปผลการวิจัย | 57 |
| 2. ข้อเสนอแนะ | 58 |
| บรรณานุกรม | 59 |
| ภาคผนวก | 61 |
| ภาคผนวก ก พิกัดของปีกบนระนาบพิกัด 2 มิติ | 62 |
| ภาคผนวก ข พิกัดของปีกบนระนาบพิกัด 2 มิติ | 66 |
| ประวัติผู้วิจัย | 68 |

สารบัญญภาพ

| ภาพที่ | หน้า |
|---|------|
| 1 โครงสร้างการใช้พลังงานในอนาคตของประเทศไทย (ถึงปี พ.ศ. 2563) ที่มา (แหล่งพลังงานต่าง ๆ ของประเทศ ความรู้พลังงาน ความรู้พลังงาน/ข้อมูลพลังงาน กระทรวงพลังงาน) | 2 |
| 2 ภาพของแนวคิดเครื่องบินพลังงานแสงอาทิตย์ที่บินอยู่เหนือเมฆในชั้นบรรยากาศของดาวศุกร์ ที่มา (Geoffrey A. Landis และคณะ, 2005) | 2 |
| 3 Pathfinder-UAV ใช้พลังงานแสงอาทิตย์ ที่บินอยู่เหนือเกาะคาวยอิ (Kauai) รัฐฮาวาย สหรัฐอเมริกา ในวันที่ 30 กันยายน 2545 ได้ติดตั้งกล้องไว้ที่ศูนย์กลางของปีกเพื่อถ่ายภาพทางด้านเกษตรกรรม ที่มา (S.R. Herwitz และคณะ, 2004) | 3 |
| 4 ระบบอากาศยานไร้คนขับ Zephyr (UAS) ออกแบบและผลิตโดยองค์การวิจัยและเทคโนโลยี QinetiQ ลงจอดหลังจากบินอยู่ในอากาศนาน 14 วัน 21 นาที พลังงานที่ใช้ทั้งหมดได้จากรังสีอาทิตย์ ที่มา (George Marsh, 2010) | 3 |
| 5 เครื่องบินต้นแบบพลังงานแสงอาทิตย์ Solar Impulse HB-HIA สร้างโดยใช้วัสดุคาร์บอนไฟเบอร์/sandwich composites ที่มา (Reinforced plastic, 2009) | 3 |
| 6 ผลการจำลองของสนามความดันและเส้นความเสียดทานผิวบนเครื่องบินแอร์บัสแบบเต็มลำโดยใช้โปรแกรม CFD ที่มีชื่อว่า NSMB code ที่มา (J.B. Vos และคณะ, 2002) | 4 |
| 7 ผลเฉลยของการไหลรอบเครื่องบิน Dassault Falcon 900 ในสภาวะบินด้วยความเร็วคงที่ โดยใช้โปรแกรม CFD ที่มีชื่อว่า AETHER code ที่มา (J.B. Vos และคณะ, 2002) | 5 |
| 8 รูปร่างของการหมุนวนของอากาศรอบรูปทรงของเครื่องบิน X-31 ที่ได้จากการจำลองโดยใช้โปรแกรม CFD ที่มีชื่อว่า DLR TAU-Code ที่มา (Andreas Schutte, 2011) | 5 |
| 9 ชิ้นส่วนของของไหลสำหรับกฎการอนุรักษ์ | 8 |
| 10 การไหลของมวลเข้าและออกชิ้นส่วนของไหล | 9 |
| 11 องค์ประกอบของความเค้นบนผิวหน้าทั้งสามทิศทาง ของชิ้นส่วนของไหล | 14 |
| 12 องค์ประกอบของความเค้นในทิศทาง x | 14 |

สารบัญภาพ (ต่อ)

| ภาพที่ | | หน้า |
|--------|---|------|
| 13 | พิกัดจุดของปีกอากาศยานไร้คนบังคับพลังงานแสงอาทิตย์บนระนาบ X-Y โดยใช้โปรแกรม NX | 23 |
| 14 | พิกัดจุดของหางอากาศยานไร้คนบังคับพลังงานแสงอาทิตย์บนระนาบ X-Y โดยใช้โปรแกรม NX | 23 |
| 15 | แสดงแบบของอากาศยานไร้คนบิน ให้ขนาดในหน่วยเมตร | 24 |
| 16 | แบบจำลองของอากาศยานไร้คนบังคับพลังงานแสงอาทิตย์ | 25 |
| 17 | แสดงกริดที่ระนาบที่ผ่านกึ่งกลางลำตัวของอากาศยานตามแนวยาว ซึ่งกริดเป็นแบบ tetrahedral cell ก่อนที่จะแปลงไปเป็นแบบ polyhedral cell | 25 |
| 18 | แสดงกริดที่ระนาบตามแนวแนวนอนที่ผ่านกึ่งกลางลำตัวของอากาศยาน ซึ่งกริดเป็นแบบ tetrahedral cell ก่อนที่จะแปลงไปเป็นแบบ polyhedral cell | 26 |
| 19 | แสดงกริดที่ระนาบตามแนวตั้งที่ผ่านชายหน้าของปีกของอากาศยาน ซึ่งกริดเป็นแบบ tetrahedral cell ก่อนที่จะแปลงไปเป็นแบบ polyhedral cell | 26 |
| 20 | แสดงขอบเขตการคำนวณในมุมมองด้านหน้า หลังจากแปลงกริดจากแบบ tetrahedral cell ไปเป็นแบบ polyhedral cell | 27 |
| 21 | แสดงขอบเขตการคำนวณในมุมมองด้านบน หลังจากแปลงกริดจากแบบ tetrahedral cell ไปเป็นแบบ polyhedral cell | 27 |
| 22 | แสดงกริดที่อยู่บนผิวด้านหน้าของอากาศยาน | 28 |
| 23 | แสดงกริดที่อยู่บนผิวหางของอากาศยาน | 28 |
| 24 | แสดงกริดที่ระนาบในแนวตั้งที่ผ่านกึ่งกลางลำตัวของอากาศยาน | 29 |
| 25 | แสดงกริดที่อยู่บนอากาศยานและที่ระนาบในแนวตั้งที่ผ่านกึ่งกลางลำตัวของอากาศยาน | 29 |
| 26 | แสดงกริดที่ระนาบในแนวตั้งที่ผ่านกึ่งกลางลำของอากาศยานและที่ผิวด้านหน้าของอากาศยาน | 30 |
| 27 | แสดงกริดที่ระนาบในแนวตั้งที่ผ่านกึ่งกลางลำของอากาศยานและที่ผิวบริเวณหางของอากาศยาน | 30 |
| 28 | ขอบเขตของการคำนวณและสถานะเงื่อนไขที่ขอบเขต | 31 |

สารบัญญภาพ (ต่อ)

| ภาพที่ | หน้า |
|--|------|
| 29 แสดงการลู่เข้าของคำตอบในการคำนวณโดยโปรแกรมพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ | 33 |
| 30 แสดงเวกเตอร์ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านปีกของอากาศยานที่กึ่งกลางความยาวของปีก (a) ในมุมมองด้านข้าง (b) ในมุมมองไอโซเมตริก | 34 |
| 31 แสดงเวกเตอร์ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านปลายปีกของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านข้าง (b) ในมุมมองไอโซเมตริก | 35 |
| 32 แสดงเวกเตอร์ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านด้านหน้าของอากาศยาน | 36 |
| 33 แสดงเวกเตอร์ความเร็วของอากาศที่ไหลหมุนวนที่ชายหลังของปีกใกล้กับลำตัวของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านบน (b) ในมุมมองไอโซเมตริก | 37 |
| 34 แสดงเวกเตอร์ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านทางของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านข้าง (b) ในมุมมองไอโซเมตริก | 38 |
| 35 แสดงการกระจายความเร็วของอากาศบนระนาบตามแนวตั้งที่ผ่านตรงกลางลำตัวของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านข้าง (a) ในมุมมองไอโซเมตริก | 39 |
| 36 การกระจายตัวของความเร็วบนระนาบตามแนวนอนที่ผ่านลำตัวของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านบน (b) ในมุมมองไอโซเมตริก | 40 |
| 37 แสดงความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านอากาศยานที่ชายหน้าของปีก (a) ในมุมมองด้านหน้า (b) ในมุมมองไอโซเมตริก | 41 |
| 38 แสดงความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านอากาศยานที่ชายหลังของปีก (a) ในมุมมองด้านหน้า (b) ในมุมมองไอโซเมตริก | 42 |
| 39 เส้นทางการไหลของอากาศที่ไหลผ่านปลายปีกของอากาศยาน (a) มุมมองด้านข้าง (b) มุมมองไอโซเมตริก | 43 |
| 40 เส้นทางการไหลของอากาศที่ไหลผ่านกึ่งกลางลำตัวของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านข้าง (b) ในมุมมองไอโซเมตริก | 44 |
| 41 แสดงความดันบนอากาศยาน (a) ในมุมมองจากด้านบน (b) ในมุมมองไอโซเมตริก | 45 |
| 42 การกระจายตัวของความดันบนผิวด้านล่างของอากาศยาน ในมุมมองด้านล่าง | 46 |

สารบัญภาพ (ต่อ)

| ภาพที่ | | หน้า |
|--------|---|------|
| 43 | การกระจายตัวของความดันของอากาศบนระนาบตามแนวตั้งที่ผ่านตรงกลางลำตัวของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านบน (b) ในมุมมองไอโซเมตริก | 47 |
| 44 | การกระจายตัวของความดันของอากาศบนระนาบที่ปลายปีกของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านข้าง (b) ในมุมมองไอโซเมตริก | 48 |
| 45 | การกระจายตัวของความดันของอากาศบนระนาบที่กึ่งกลางปีกของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านข้าง (b) ในมุมมองไอโซเมตริก | 49 |
| 46 | การกระจายความดันของอากาศที่บริเวณด้านหน้าของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านบน (b) ในมุมมองไอโซเมตริก | 50 |
| 47 | การกระจายตัวของความดันของอากาศที่บริเวณหางของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านข้าง (b) ในมุมมองไอโซเมตริก | 51 |
| 48 | การกระจายตัวของความดันของอากาศบนระนาบตามแนวนอนที่ผ่านตัวอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านบน (b) ในมุมมองไอโซเมตริก | 52 |
| 49 | การกระจายความดันของอากาศที่ไหลผ่านอากาศยานที่ชายหน้าของปีก (a) ในมุมมองด้านข้าง (b) ในมุมมองไอโซเมตริก | 53 |
| 50 | การกระจายความดันของอากาศที่ไหลผ่านอากาศยานที่ชายหลังของปีก (a) ในมุมมองด้านข้าง (b) ในมุมมองไอโซเมตริก | 54 |
| 51 | ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านตามจำนวนครั้งที่คำนวณ | 55 |
| 52 | ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกตามจำนวนครั้งที่คำนวณ | 56 |
| 53 | ค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์ตามจำนวนครั้งที่คำนวณ | 56 |

สารบัญตาราง

| ตารางที่ | | หน้า |
|----------|---|------|
| 1 | การเปลี่ยนแปลงของโมเมนต์ของอนุภาคของไหลทั้ง 3 ทิศทาง อ้างอิงแกนในพิกัดฉาก | 12 |
| 2 | สภาวะเงื่อนไขที่ขอบเขต | 32 |
| 3 | คุณสมบัติของอากาศ | 32 |
| ก. 1 | พิกัดของปีกบนระนาบ 2 มิติ S1223 Airfoil (Michael S. Selig และ James J. Guglielmo, 1997) | 62 |
| ข. 1 | พิกัดของหางบนระนาบ 2 มิติ NACA 0009 Airfoil | 66 |

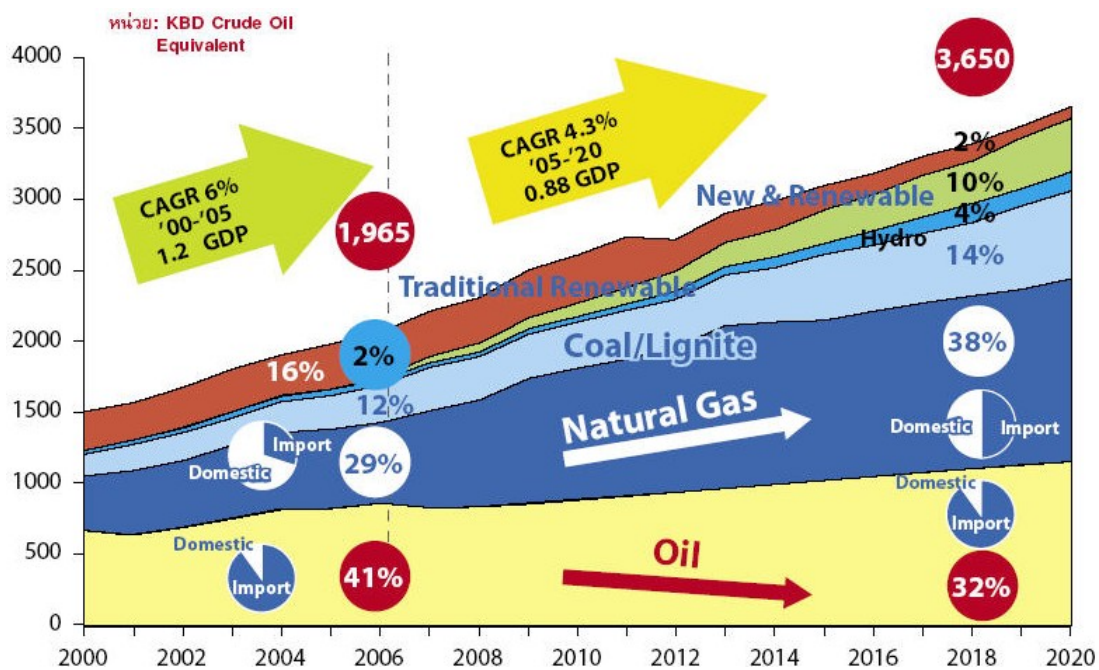
บทที่ 1

บทนำ

1. ความเป็นมาและความสำคัญของงานวิจัย

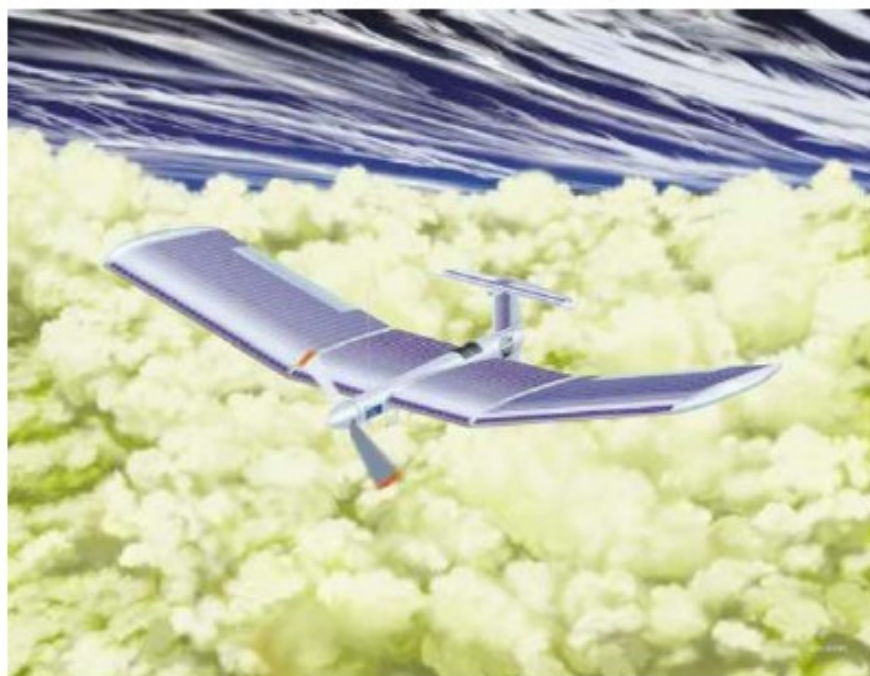
ในอดีตการบินลาดตระเวนตรวจการณ์ต้องใช้เครื่องบินที่มีนักบินควบคุม ซึ่งนอกจากจะมีต้นทุนในการดำเนินการสูงแล้ว ยังเป็นการเสี่ยงอันตรายต่อตัวนักบินอีกด้วย เมื่อเทคโนโลยีอิเล็กทรอนิกส์มีความก้าวหน้ามากขึ้น มีอุปกรณ์ นาร่องที่ทันสมัย อากาศยานไร้นักบิน Unmanned Aerial Vehicle หรือที่เรียกย่อ ๆ ว่า UAV จึงได้ถูกพัฒนาขึ้น เพื่อภารกิจการลาดตระเวนหาข่าว และเนื่องจาก UAV มีจุดเด่นในเรื่องไม่มีการสูญเสียนักบิน ประหยัดงบประมาณในการผลิต เป็นระบบที่ไม่ซับซ้อน มีขนาดเล็ก มีความคล่องตัวสูง ระยะเวลาบินไม่ขึ้นอยู่กับความเมื่อยล้าของนักบิน เพราะใช้นักบินภายนอก ดังนั้น UAV จึงได้ถูกพัฒนาให้มีความทันสมัยมากขึ้น และใช้ในภารกิจหลากหลายมากขึ้น เช่น ในการค้นหาและช่วยเหลือ ตรวจตรา หาข่าว การรักษาสังแวดล้อม การนำไปใช้ในการแก้ไขปัญหามลพิษ การตรวจตราการทำลายป่าไม้ สามารถช่วยค้นหามนุษย์ที่หลงป่า ติดอยู่ใต้ซากปรักหักพังหรือติดอยู่กลางทะเล การตรวจตราดูแลด้านการเกษตรกรรม

ในปัจจุบัน UAV ส่วนใหญ่จะใช้เครื่องยนต์สันดาปภายในเป็นต้นกำลังในการขับเคลื่อนโดยมีทั้งเครื่องยนต์ลูกสูบและเครื่องยนต์กังหันก๊าซ ซึ่งมีการเผาไหม้น้ำมันเชื้อเพลิงแล้วปล่อยไอเสียที่เป็นมลพิษออกมา และน้ำมันเชื้อเพลิงปัจจุบันก็มีปริมาณน้อยลงและราคาก็สูงขึ้น ผู้วิจัยจึงมองเห็นว่าหากใช้พลังงานแสงอาทิตย์มาเป็นพลังงานที่ใช้ขับเคลื่อน จะทำให้ไม่จำเป็นต้องพึ่งพาพลังงานจากน้ำมันเชื้อเพลิง เพราะพลังงานแสงอาทิตย์เป็นพลังงานทดแทนแบบดั้งเดิมที่มีศักยภาพสูงซึ่งไม่ต้องเสียค่าใช้จ่ายในการจัดซื้อ (Free Energy) และเป็นพลังงานสะอาดปราศจากมลพิษ และประเทศไทยมีศักยภาพพลังงานแสงอาทิตย์สูง เพราะอยู่ใกล้เส้นศูนย์สูตร ซึ่งแนวโน้มการใช้พลังงานในอนาคตของประเทศไทยจะมีการใช้พลังงานทดแทนแบบดั้งเดิม (Traditional Renewable Energy) เพิ่มขึ้นดังแสดงในภาพที่ 1 อีกทั้งปัจจุบันเทคโนโลยีเซลล์แสงอาทิตย์ได้มีการพัฒนาให้มีประสิทธิภาพที่สูงขึ้นและราคาก็ถูกลงด้วย ซึ่งปัจจุบันมีทีมนักประดิษฐ์ได้สร้างเครื่องบินต้นแบบที่ใช้พลังงานแสงอาทิตย์มาเป็นพลังงานในการขับเคลื่อนซึ่งสามารถบินอยู่ได้ทั้งกลางวันและกลางคืน (Solar Impulse, 2011) พวกเขาตั้งใจที่จะใช้เครื่องบินพลังงานแสงอาทิตย์นี้บินรอบโลก เพื่อรณรงค์การใช้พลังงานที่สะอาดอย่างเช่นพลังงานแสงอาทิตย์ ดังนั้นพลังงานแสงอาทิตย์จึงเป็นพลังงานทดแทนที่จะนำมาใช้ทดแทนพลังงานจากน้ำมันเชื้อเพลิงได้ ซึ่งได้พบว่ามีงานวิจัยและการพัฒนาเทคโนโลยีของเครื่องบินและอากาศยานไร้นักบินพลังงานแสงอาทิตย์ดังแสดงในภาพที่ 2-5 และจะกล่าวเพิ่มเติมถัดไปในหัวข้อการทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง



ภาพที่ 1 โครงสร้างการใช้พลังงานในอนาคตของประเทศไทย (ถึงปี พ.ศ. 2563)

ที่มา : กระทรวงพลังงาน (2554)



ภาพที่ 2 แนวคิดเครื่องบินพลังงานแสงอาทิตย์ที่บินอยู่เหนือเมฆในชั้นบรรยากาศของดาวศุกร์

ที่มา : Geoffrey A. Landis และคณะ (2005)



ภาพที่ 3 Pathfinder-UAV ใช้พลังงานแสงอาทิตย์ ที่บินอยู่เหนือเกาะคาไวอิ (Kauai) รัฐฮาวาย สหรัฐอเมริกา ได้ติดตั้งกล้องไว้ที่ศูนย์กลางของปีกเพื่อถ่ายรูปทางด้านเกษตรกรรม
ที่มา : S.R. Herwitz และคณะ (2004)

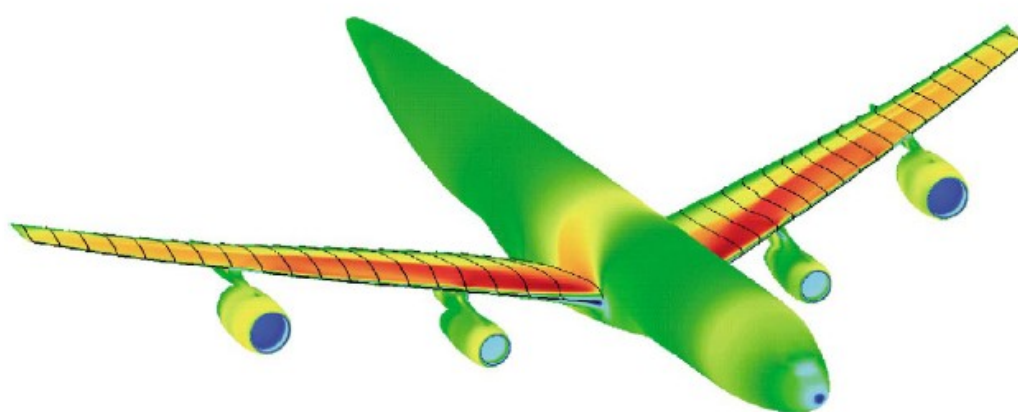


ภาพที่ 4 ระบบอากาศยานไร้คนขับ Zephyr (UAS) ออกแบบและผลิตโดยองค์การวิจัยและเทคโนโลยี QinetiQ ลงจอดหลังจากบินอยู่ในอากาศนาน 14 วัน 21 นาที พลังงานที่ใช้ทั้งหมดได้จาก
รังสีอาทิตย์
ที่มา : George Marsh (2010)

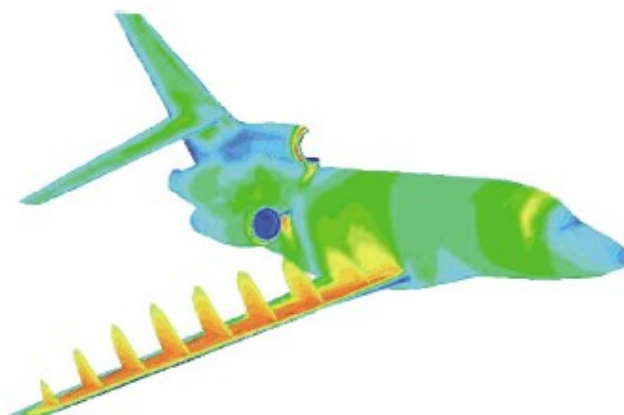


ภาพที่ 5 เครื่องบินต้นแบบพลังงานแสงอาทิตย์ Solar Impulse HB-HIA สร้างโดยใช้วัสดุคาร์บอนไฟเบอร์/sandwich composites
ที่มา : Reinforced plastic (2009)

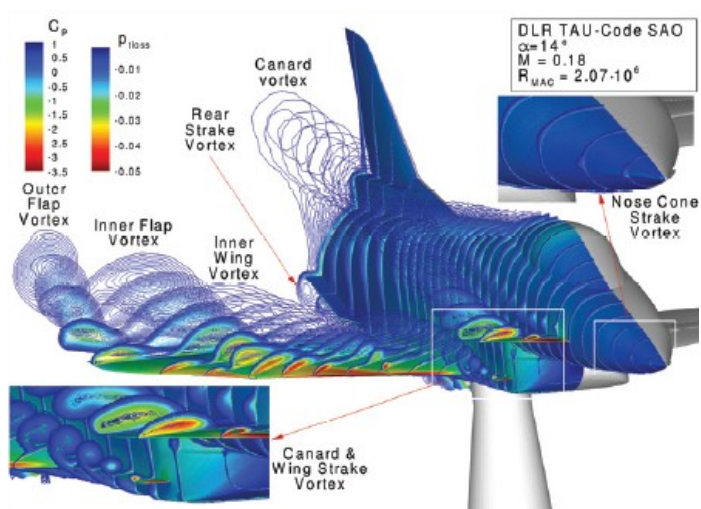
ในการออกแบบอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์นั้น ต้องคำนึงถึงอากาศพลศาสตร์ของตัวอากาศยาน เช่น แรงยก แรงต้าน สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้าน สัมประสิทธิ์ความเสียดทานผิว แรงผลักดัน โมเมนต์ ความเร็วและความดันที่ตำแหน่งต่าง ๆ พฤติกรรมของการไหล การออกแบบขนาดและรูปทรงของปีก ลำตัว และหาง ที่จะทำการติดตั้งเซลล์แสงอาทิตย์ และเมื่อติดตั้งแล้วรูปทรงที่ได้จะส่งผลต่อการได้รับพลังงานจากแสงอาทิตย์และลักษณะทางอากาศพลศาสตร์อย่างไรนั้นจะต้องทำการศึกษาเพื่อจะได้ออกแบบให้มีความเหมาะสม ขนาดและรูปทรงของอากาศยานมีผลต่อการบิน คือ การควบคุมการบิน ความคล่องตัวและเสถียรภาพในการบิน และส่งผลต่อการใช้พลังงานในการขับเคลื่อน ซึ่งถ้าอากาศยานมีลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ที่มีแรงยกตัวสูงและแรงต้านอากาศน้อยก็จะทำให้สามารถประหยัดพลังงานในการบินได้ ในเบื้องต้นนี้ผู้วิจัยจะทำการออกแบบขนาดและรูปทรงที่เหมาะสมของ UAV ที่ใช้พลังงานแสงอาทิตย์เป็นพลังงานในการขับเคลื่อน โดยใช้วิธีการจำลองเชิงตัวเลขมาช่วยในการออกแบบ ซึ่งใช้โปรแกรมคอมพิวเตอร์ช่วยในการคำนวณหาผลเฉลยปัญหาของการไหลที่เกิดขึ้นหรือที่เรียกว่า พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics: CFD) โปรแกรม CFD นี้ปัจจุบันเป็นเครื่องมือที่ได้รับความนิยมใช้ในงานอุตสาหกรรมการออกแบบอากาศยานและใช้ในการวิจัยดังแสดงในภาพที่ 6 ซึ่งการออกแบบโดยใช้โปรแกรม CFD ช่วยในการออกแบบนั้นมีข้อได้เปรียบกว่าการออกแบบเชิงทดลองคือช่วยให้ลดเวลาและต้นทุนในการออกแบบใหม่ สามารถปรับเปลี่ยนแบบใหม่ได้ง่าย และให้รายละเอียดในผลการจำลองที่มากกว่า เพื่อเป็นแนวทางในการพัฒนาอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ให้มีสมรรถนะทางด้านอากาศพลศาสตร์ที่ดีขึ้น



ภาพที่ 6 ผลการจำลองของสนามความดันและเส้นความเสียดทานผิวบนเครื่องบินแอร์บัสแบบเต็มลำ โดยใช้โปรแกรม CFD ที่มีชื่อว่า NSMB code
ที่มา : J.B. Vos และคณะ(2002)



ภาพที่ 7 ผลเฉลยของการไหลรอบเครื่องบิน Dassault Falcon 900 ในสภาวะบินด้วยความเร็วคงที่ โดยใช้โปรแกรม CFD ที่มีชื่อว่า AETHER code
ที่มา :J.B. Vos และคณะ (2002)



ภาพที่ 8 รูปร่างของการหมุนวนของอากาศรอบรูปทรงของเครื่องบิน X-31 ที่ได้จากการจำลองโดยใช้โปรแกรม CFD ที่มีชื่อว่า DLR TAU-Code
ที่มา : Andreas Schutte, (2011)

2. วัตถุประสงค์ของงานวิจัย

1. ออกแบบรูปทรงอากาศยานไร้คนบังคับพลังงานแสงอาทิตย์ที่มีคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ที่เหมาะสม
2. ศึกษาพฤติกรรมการไหลของอากาศที่ไหลผ่านอากาศยานไร้คนบังคับพลังงานแสงอาทิตย์
3. วิเคราะห์ถึงอิทธิพลของรูปทรงของอากาศยานไร้คนบังคับพลังงานแสงอาทิตย์ที่ได้ ออกแบบขึ้นซึ่งส่งผลต่อทางด้านอากาศพลศาสตร์

3. ขอบเขตการศึกษา

1. การจำลองเชิงตัวเลขใช้โปรแกรมพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณและสร้างแบบจำลองเป็นการไหลแบบสามมิติ
2. การจำลองการไหลของอากาศเป็นแบบลามินาร์และเทอร์บิวเลนต์
3. ความเร็วของการไหลของอากาศต่ำกว่าความเร็วเสียง

4. ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

1. ทำให้สามารถออกแบบอากาศยานไร้คนบังคับพลังงานแสงอาทิตย์ที่มีคุณลักษณะทางด้านอากาศพลศาสตร์ได้เหมาะสม
2. ทำให้ทราบถึงพฤติกรรมต่าง ๆ ที่เกิดขึ้นของการไหลของอากาศที่ไหลผ่านอากาศยานไร้คนบังคับพลังงานแสงอาทิตย์
3. ทำให้ทราบถึงอิทธิพลของรูปทรงของอากาศยานไร้คนบังคับพลังงานแสงอาทิตย์ที่ส่งผลต่อลักษณะทางด้านอากาศพลศาสตร์
4. เป็นองค์ความรู้หรือแนวทางในการวิจัยและพัฒนาอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนบังคับพลังงานแสงอาทิตย์ต่อไป

บทที่ 2

ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

1. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

กฎการอนุรักษ์ของการเคลื่อนที่ของของไหล สมการพื้นฐานทางคณิตศาสตร์สำหรับการไหล ที่ประกอบด้วย กฎการอนุรักษ์มวลและโมเมนตัม (จารุวัตร เจริญสุข, 2549) สิ่งนี้ได้นำไปสู่ สมการควบคุมของการไหลรวมทั้งเงื่อนไขที่จำเป็นบางอย่างคือ เงื่อนไขเริ่มต้นและที่ขอบ เนื้อหาหลักที่ครอบคลุมประกอบด้วย

- ระบบสมการ PDEs (Partial Differential Equations) ซึ่งควบคุมการไหลในพิกัดคาร์ทีเซียน (x, y, z)

- แนวคิดเกี่ยวกับความหนืดในรูปของ Newtonian ซึ่งนำไปสู่สมการ Navier – Stokes

1.1 สมการควบคุมของการไหล สมการควบคุมของการไหลของของไหลแทนถึงสมการทางคณิตศาสตร์ที่อธิบายกฎการอนุรักษ์ทางฟิสิกส์ ดังนี้

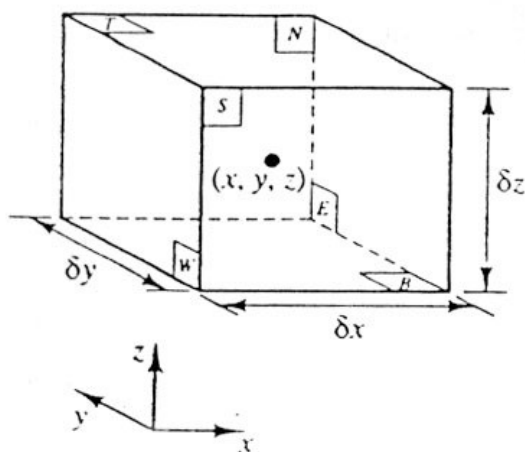
- มวลของไหลไม่สูญหายไปไหน
- อัตราการเปลี่ยนแปลงโมเมนตัมเท่ากับผลรวมของแรงที่กระทำต่ออนุภาคของไหล (กฎข้อที่สองของนิวตัน)

ของไหลจะถูกพิจารณาว่ามีความต่อเนื่องสำหรับการวิเคราะห์การไหลของของไหลที่ระดับมหภาค คือพิจารณาที่สเกลระดับ $1 \mu\text{m}$ ขึ้นไป โครงสร้างและการเคลื่อนที่ระดับโมเลกุลสามารถไม่นำมาพิจารณาได้ เราสนใจที่จะอธิบายพฤติกรรมของไหลในเทอมของคุณสมบัติในระดับมหภาค เช่น ความเร็ว ความดัน ความหนาแน่น รวมทั้งอัตราการเปลี่ยนแปลงของคุณสมบัติเหล่านี้ เป็นต้น สิ่งนี้อาจจะคิดเป็นค่าเฉลี่ยของกลุ่มโมเลกุลจำนวนมาก ดังนั้นจุดใด ๆ ในของไหลนั้น จะมีคุณสมบัติของของไหลในระดับมหภาค ไม่ขึ้นกับอิทธิพลจากอนุภาคในระดับโมเลกุล เราพิจารณาชิ้นส่วนของไหลขนาดเล็กที่มีความยาวด้านเท่ากับ $\delta x, \delta y$ และ δz ดังภาพที่ 9

ผิวหน้าทั้งหกด้านจะถูกแทนด้วย N, S, E, W, T, B ซึ่งแทนถึงทิศทางในแนวเหนือ ใต้ ตะวันออก ตะวันตก บน และล่าง ตามลำดับ ศูนย์กลางของชิ้นส่วนอยู่ที่ตำแหน่ง (x, y, z) เมื่อพิจารณาการเปลี่ยนแปลงอย่างเป็นระบบของ มวล โมเมนตัม และพลังงานของชิ้นส่วนของไหล จะสามารถสร้างสมการไหลของของไหลได้

คุณสมบัติของของไหลทั้งหมดจะเป็นฟังก์ชันของตำแหน่งและเวลา ดังนั้นเราจำเป็นต้องเขียน $\rho(x, y, z, t)$, $p(x, y, z, t)$ และ $\mathbf{u}(x, y, z, t)$ สำหรับความหนาแน่น, ความดัน, และเวกเตอร์ความเร็ว ตามลำดับ เพื่อหลีกเลี่ยงความซับซ้อนในการเขียนค่าสัญลักษณ์แสดงคุณสมบัติดังกล่าว เราจะไม่ระบุตำแหน่งและเวลา เช่น ความดันที่ศูนย์กลาง (x, y, z) ของชิ้นส่วนของไหลที่

เวลา t จะถูกแทนโดย p หรือการเปลี่ยนแปลงในทิศทาง x ของความดันที่ศูนย์กลาง (x, y, z) ที่เวลา t หนึ่ง ๆ จะถูกแทนโดย $\frac{\partial p}{\partial x}$ หลักการนี้จะถูกนำไปใช้ในสำหรับคุณสมบัติของไหลทั้งหมด



ภาพที่ 9 ชิ้นส่วนของของไหลสำหรับกฎการอนุรักษ์

ชิ้นส่วนของไหลที่พิจารณานั้นมีขนาดเล็กมาก จนกระทั่งคุณสมบัติของไหลที่ผิวหน้าสามารถอธิบายได้อย่างแม่นยำด้วยสองพจน์แรกของสมการ Taylor ดังนั้น สำหรับตัวอย่างความดันที่ผิวหน้า e และ w ซึ่งทั้งคู่มีระยะห่างจากศูนย์กลางของชิ้นส่วนของไหลเท่ากับ $\frac{1}{2} \cdot \delta x$ สามารถเขียนได้ดังนี้

$$p - \frac{\partial p}{\partial x} \cdot \frac{1}{2} \cdot \delta x \quad \text{และ} \quad p + \frac{\partial p}{\partial x} \cdot \frac{1}{2} \cdot \delta x$$

1.1.1 การอนุรักษ์มวลในปัญหา 3 มิติ ขั้นตอนแรกของการหาสมการอนุรักษ์มวลคือการพิจารณาถึงสมมูลมวลของชิ้นส่วนของไหลดังนี้

$$\begin{aligned} \text{อัตราการเพิ่มขึ้นของมวลใน} &= \text{อัตราการไหลสุทธิของมวล} \\ \text{ชิ้นส่วนของไหล} &\text{ที่เข้าไปในชิ้นส่วนของไหล} \end{aligned}$$

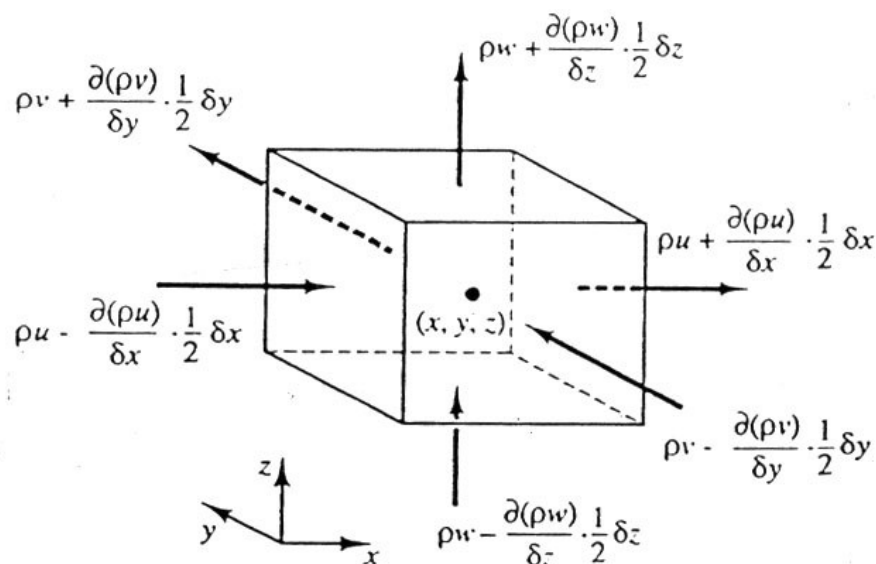
อัตราการเพิ่มขึ้นของมวลในชิ้นส่วนย่อยของของไหลคือ

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \delta x \delta y \delta z) = \frac{\partial \rho}{\partial t} \delta x \delta y \delta z \quad (1)$$

ต่อไปเราจำเป็นต้องหาอัตราการไหลโดยมวลผ่านพื้นผิวและชิ้นส่วนย่อยซึ่งถูกให้โดยผลคูณของความหนาแน่น พื้นที่และความเร็วในทิศทางตั้งฉากกับพื้นผิวนั้น จากภาพที่ 10 จะพบว่าการไหลสุทธิของมวลเข้าสู่ชิ้นส่วนย่อยผ่านพื้นผิวสามารถเขียนได้ ดังนี้

$$\begin{aligned} & \left(\rho u - \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} \frac{1}{2} \delta x \right) \delta y \delta z - \left(\rho u + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} \frac{1}{2} \delta x \right) \delta y \delta z \\ & + \left(\rho v - \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} \frac{1}{2} \delta y \right) \delta x \delta z - \left(\rho v + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} \frac{1}{2} \delta y \right) \delta x \delta z \\ & + \left(\rho w - \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} \frac{1}{2} \delta z \right) \delta x \delta y - \left(\rho w + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} \frac{1}{2} \delta z \right) \delta x \delta y \end{aligned} \quad (2)$$

โดยการไหลเข้าสู่ชิ้นส่วนที่ทำให้มวลของชิ้นส่วนย่อยเพิ่มขึ้นถูกกำหนดให้เป็นบวก และมีค่าเป็นลบเมื่อมีการไหลออกจากชิ้นส่วนย่อย



ภาพที่ 10 การไหลของมวลเข้าและออกชิ้นส่วนของไหล

อัตราการเพิ่มขึ้นของมวลภายในชิ้นส่วนย่อยนั้น เท่ากับอัตราของมวลสุทธิจากการไหลออกผ่านพื้นผิวของชิ้นส่วนย่อย ซึ่งเมื่อย้ายข้างให้อยู่ในฝั่งเดียวกันเมื่อรวมกันแล้วจะหักล้างกันหมด เทอมทั้งหมดได้ถูกเรียบเรียงทางซ้ายของสมการและถูกหารด้วยปริมาตรของชิ้นส่วนย่อย $\delta x \delta y \delta z$ ซึ่งจะได้

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (3)$$

หรือในรูปแบบของเวกเตอร์

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (4)$$

สมการ (4) นี้ คือสมการอนุรักษ์มวล หรือสมการความต่อเนื่อง 3 มิติ แบบการไหลไม่คงตัวและอัดตัวได้ เทอมแรกทางซ้ายมือคืออัตราการเปลี่ยนแปลงความหนาแน่น (มวลต่อปริมาตร) ต่อเวลา เทอมที่สองอธิบายถึงการไหลสุทธิของมวลข้ามผ่านขอบเขตของปริมาตรเล็ก ๆ นั้น มันจะถูกเรียกเป็นเทอมของการพา

สำหรับของไหลที่อัดตัวไม่ได้ (เช่น ของเหลว) ความหนาแน่นมีค่าคงที่และสมการที่ (4) จะกลายเป็น

$$\text{div}(\mathbf{u}) = 0 \quad (5)$$

หรือในรูปแบบเต็ม

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (6)$$

1.1.2 อัตราการเปลี่ยนแปลงคุณสมบัติของอนุภาคของไหล ในเทอมของชิ้นส่วนย่อยของไหล ในกฎของการอนุรักษ์โมเมนตัมและพลังงานนั้น จะมีการกล่าวถึงการเปลี่ยนแปลงคุณสมบัติของอนุภาคของไหล คุณสมบัติแต่ละอย่างของอนุภาคจะเป็นฟังก์ชันของตำแหน่ง (x, y, z) ของอนุภาคและเวลา (t) ในการศึกษาี้เรากำหนดให้ค่าคุณสมบัติใด ๆ ต่อหน่วยมวล ด้วยสัญลักษณ์ ϕ โดยการเปลี่ยนแปลงของ ϕ เทียบกับเวลาของอนุภาคของไหล $\frac{D\phi}{Dt}$ คือ

$$\frac{D\phi}{Dt} = \frac{\partial\phi}{\partial t} + \frac{\partial\phi}{\partial x} \frac{dx}{dt} + \frac{\partial\phi}{\partial y} \frac{dy}{dt} + \frac{\partial\phi}{\partial z} \frac{dz}{dt}$$

และโดยที่ $dx/dt = u$, $dy/dt = v$ และ $dz/dt = w$ หากแทนค่าดังกล่าวไปในสมการข้างบน จะได้ว่า

$$\frac{D\phi}{Dt} = \frac{\partial\phi}{\partial t} + u \frac{\partial\phi}{\partial x} + v \frac{\partial\phi}{\partial y} + w \frac{\partial\phi}{\partial z} = \frac{\partial\phi}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \text{grad}\phi \quad (7)$$

$D\phi/Dt$ เป็นนิยามของอัตราการเปลี่ยนแปลงคุณสมบัติ ϕ ต่อหน่วยมวล ในกรณีของสมการอนุกรมมวล เราสนใจที่จะพัฒนาสมการสำหรับอัตราการเปลี่ยนแปลงต่อหน่วยปริมาตร อัตราการเปลี่ยนแปลงคุณสมบัติ ϕ สามารถถูกแปลงให้เป็นคุณสมบัติเชิงปริมาตรได้โดยการคูณความหนาแน่น ρ เข้าไปกับเทอม $D\phi/Dt$ ดังนั้น

$$\rho \frac{D\phi}{Dt} = \rho \left(\frac{\partial\phi}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \text{grad}\phi \right) \quad (8)$$

รูปแบบนี้สามารถนำไปใช้ประโยชน์ในการอธิบายความเปลี่ยนแปลงของคุณสมบัติของไหล ในปริมาตรเล็ก ๆ ที่หยุดนิ่งหนึ่ง ๆ เป็นการนิยามความสัมพันธ์ระหว่าง: 1) อนุพันธ์ของคุณสมบัติ ϕ ของอนุภาคของไหล กับ 2) อัตราเปลี่ยนของ ϕ ในชิ้นส่วน หรือปริมาตรย่อย ๆ ของไหลนั้น

ต่อไปนี้หากเราหันมาพิจารณากฎการอนุรักษ์ของมวล ค่าของมวลต่อหน่วยปริมาตร (ในที่นี่คือความหนาแน่น ρ) คือพารามิเตอร์ที่เรากำลังศึกษา เมื่อพิจารณาผลรวมของ: 1) อัตราการเปลี่ยนแปลงของความหนาแน่นในปริมาตรเล็ก ๆ และ 2) ผลของการเปลี่ยนแปลงอันเนื่องมาจากการพาในสมการอนุกรมมวล (4) ก็คือ

$$\frac{\partial\rho}{\partial t} + \text{div}(\rho\mathbf{u})$$

ดังนั้นรูปทั่วไปของ เทอมทั้งสองเทอมนี้ สำหรับคุณสมบัติใด ๆ ของของไหล ϕ สามารถเขียนได้ดังนี้

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho\phi\mathbf{u}) \quad (9)$$

สมการที่ (9) เทอมแรก คืออัตราการเปลี่ยนแปลงของคุณสมบัติ ϕ ต่อหน่วยปริมาตรบวกกับเทอมที่สอง คือการไหลสุทธิของ ϕ ต่อปริมาตรที่ออกจากชิ้นส่วนย่อยของไหล ซึ่งเราสามารถนำมาเขียนใหม่เพื่อให้ได้ภาพความสัมพันธ์ ระหว่างผลรวมของทั้งสองเทอมนี้กับอัตราการเปลี่ยนแปลงของ ϕ ในอนุภาคของไหล ดังนี้

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho\phi\mathbf{u}) = \rho \left[\frac{\partial\phi}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \text{grad}\phi \right] + \phi \left[\frac{\partial\rho}{\partial t} + \text{div}(\rho\mathbf{u}) \right] = \rho \frac{D\phi}{Dt} \quad (10)$$

เทอม $\phi \left[\frac{\partial\rho}{\partial t} + \text{div}(\rho\mathbf{u}) \right]$ เท่ากับศูนย์เนื่องจากสมการอนุรักษ์มวล (4) จากความสัมพันธ์ดังแสดงใน (10) จะได้ว่า

| | | |
|--|--|--|
| อัตราการเพิ่มของ ϕ สำหรับชิ้นส่วนย่อยของไหล | + อัตราการไหลสุทธิของ ϕ ที่ออกจากชิ้นส่วนย่อยของไหล | = อัตราการเพิ่มของ ϕ สำหรับอนุภาคของไหล |
|--|--|--|

การเปลี่ยนแปลงของโมเมนตัมของอนุภาคของไหลทั้ง 3 ทิศทาง อ้างอิงแกนในพิกัดฉากสามารถแทนพารามิเตอร์ ϕ และอัตราการเปลี่ยนแปลงของมันต่อหน่วยปริมาตร ตามที่นิยามไว้ใน (8) และ (10) สามารถแสดงได้ดังในตารางข้างล่างนี้

ตารางที่ 1 การเปลี่ยนแปลงของโมเมนตัมของอนุภาคของไหลทั้ง 3 ทิศทาง อ้างอิงแกนในพิกัดฉาก

| | | | |
|------------|---|----------------------|---|
| x-momentum | u | $\rho \frac{Du}{Dt}$ | $\partial \frac{(\rho u)}{\partial t} + \text{div}(\rho u\mathbf{u})$ |
| y-momentum | v | $\rho \frac{Dv}{Dt}$ | $\partial \frac{(\rho v)}{\partial t} + \text{div}(\rho v\mathbf{u})$ |
| z-momentum | w | $\rho \frac{Dw}{Dt}$ | $\partial \frac{(\rho w)}{\partial t} + \text{div}(\rho w\mathbf{u})$ |

รูปแบบที่ให้ไว้ในตารางที่ 1 นี้จะถูกนำไปใช้ในการสร้างสมการอนุรักษ์โมเมนตัมดังที่จะแสดงรายละเอียดในหัวข้อถัดจากนี้

1.1.3 สมการโมเมนตัมแบบ 3 มิติ กฎข้อที่สองของนิวตันกล่าวไว้ว่า “อัตราการเปลี่ยนแปลงโมเมนตัมของอนุภาคของไหลเท่ากับผลรวมของแรง ที่กระทำต่ออนุภาค”

| | | |
|--|---|-------------------------------------|
| อัตราการเพิ่มโมเมนตัม ของอนุภาคของไหล | = | ผลรวมแรงที่กระทำ ต่ออนุภาคของไหล |
|--|---|-------------------------------------|

อัตราการเพิ่มโมเมนตัมต่อหน่วยปริมาตรของอนุภาคของไหลในทิศ x , y และ z กำหนดได้โดย

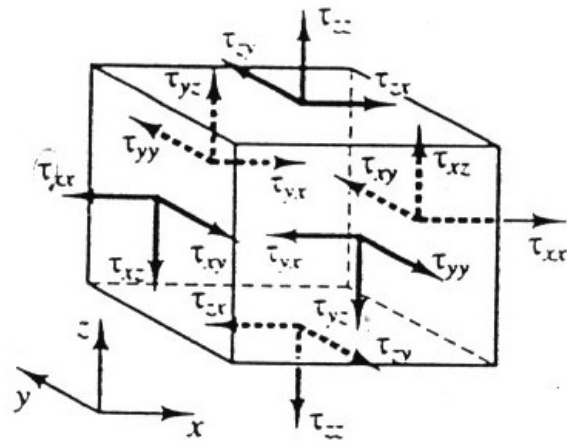
$$\rho \frac{Du}{Dt} \quad \rho \frac{Dv}{Dt} \quad \rho \frac{Dw}{Dt} \quad (11)$$

เราแบ่งประเภทของแรงที่กระทำต่ออนุภาคของไหลเป็นสองแบบ คือ

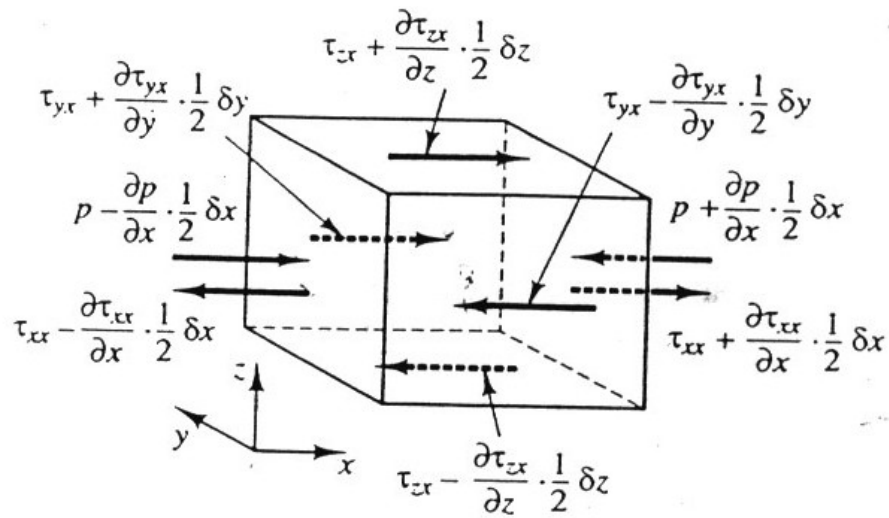
- แรงกระทำที่ผิว (Surface forces) ได้แก่ แรงเนื่องจากความดัน แรงเนื่องจากความหนืด
 - แรงกระทำในปริมาตร (Body forces) ของชิ้นส่วนย่อยของของไหล ได้แก่ แรงโน้มถ่วง แรงหมุนหนีศูนย์กลาง แรงแม่เหล็กไฟฟ้า Coriolis Force
- โดยทั่วไปเทอมของแรงกระทำที่ผิวจะถูกจัดกลุ่มแยกออกต่างหาก และเทอมของแรงกระทำภายในปริมาตรจะถูกพิจารณาเป็นเทอมของการเพิ่มและลดโมเมนตัมแยกออกมาอีกเทอมหนึ่ง

ความเค้นที่กระทำต่อชิ้นส่วนย่อยของของไหล สามารถนิยามได้ด้วยเทอมของความดันและเทอมความเค้นย่อยเนื่องจากความหนืด μ ดังแสดงในภาพที่ 11 ความดันซึ่งมองว่าเป็นความเค้นตั้งฉาก ถูกแทนด้วย p ส่วนความเค้นเฉือนเนื่องจากความหนืดแทนโดย τ สัญลักษณ์ τ_{ij} ถูกประยุกต์ใช้เพื่อชี้ให้เห็นถึงทิศทางของความเค้นเนื่องจากความหนืด ตัวห้อย i และ j ใน τ_{ij} ชี้ให้เห็นถึงความเค้นย่อย ที่กระทำในทิศทาง j บนพื้นที่ที่มีเวกเตอร์หนึ่งหน่วยในทิศทาง i นั่นเอง

เริ่มแรกเราพิจารณาแรงกระทำในทิศทาง x เนื่องจากความดันและความเค้นย่อย τ_{xy} , τ_{yz} และ τ_{xx} ดังในภาพที่ 12 ขนาดของแรงที่กระทำบนพื้นผิวเกิดจากผลคูณของความเค้นและพื้นที่ และที่มีทิศทางเดียวกับแกนอ้างอิงโดยมีเครื่องหมายบวก และมีค่าเป็นเครื่องหมายลบเมื่อทิศทางตรงข้าม แรงสุทธิในทิศทาง x คือผลรวมของแรงย่อยที่กระทำบนชิ้นส่วนย่อยของไหล ในทิศทางดังกล่าว



ภาพที่ 11 องค์ประกอบของความเค้นบนผิวหน้าทั้งสามทิศทาง ของชิ้นส่วนของไหล



ภาพที่ 12 องค์ประกอบของความเค้นในทิศทาง x

เมื่อพิจารณาผิวหน้าที่ E, W เราได้ว่า

$$\begin{aligned} & \left[\left(p - \frac{\partial p}{\partial x} \frac{1}{2} \delta x \right) - \left(\tau_{xx} - \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} \frac{1}{2} \delta x \right) \right] \delta y \delta z + \left[- \left(p + \frac{\partial p}{\partial x} \frac{1}{2} \delta x \right) + \left(\tau_{xx} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} \frac{1}{2} \delta x \right) \right] \delta y \delta z \\ & = \left(- \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} \right) \delta x \delta y \delta z \end{aligned} \quad (12a)$$

แรงสุทธิในทิศทาง x บนผิวหน้า N, S ได้ว่า

$$- \left(\tau_{yx} - \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} \frac{1}{2} \delta y \right) \delta x \delta z + \left(\tau_{yx} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} \frac{1}{2} \delta y \right) \delta x \delta z = \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} \delta x \delta y \delta z \quad (12b)$$

แรงสุทธิในทิศทาง x บนผิวหน้า T, B ได้ว่า

$$- \left(\tau_{zx} - \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \frac{1}{2} \delta z \right) \delta x \delta y + \left(\tau_{zx} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \frac{1}{2} \delta z \right) \delta x \delta y = \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \delta x \delta y \delta z \quad (12c)$$

ผลรวมแรงต่อหน่วยปริมาตรทั้งหมดเนื่องจากความเค้นที่ผิวหน้าจะเท่ากับผลรวมของ (12a), (12b) และ (12c) ที่หารด้วยปริมาตรสุทธิ

$$\frac{\partial(-p + \tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \quad (13)$$

เทอมที่ปรากฏในสมการ (13) นี้ ยังไม่รวมการพิจารณาแรงกระทำภายในชิ้นส่วนของของไหล ซึ่งสามารถถูกรวมได้โดยการพิจารณาเป็นแหล่งสร้างหรือทำลายโมเมนตัม เป็นหน่วยของโมเมนตัมต่อปริมาตรต่อเวลาในทิศทาง x

ในขั้นตอนนี้สมการโมเมนตัมในทิศทาง x หาได้โดยการกำหนดให้อัตราการเปลี่ยนแปลงโมเมนตัมในทิศทาง x และ อนุภาคการไหล (11) เท่ากับผลรวมของแรงในทิศทาง x ที่กระทำต่อชิ้นส่วนของไหลโดยความเค้นที่ผิว บวกกับอัตราการสร้างหรือสูญสลายของโมเมนตัมในทิศทาง x เนื่องจากแรงภายในชิ้นส่วนของของไหลนั้นตามแนวแกน x

$$\boxed{\rho \frac{Du}{Dt} = \frac{\partial(-p + \tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + S_{Mx}} \quad (14a)$$

ในทำนองเดียวกันโมเมนต์ในทิศทาง y จะเขียนได้ว่า

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial(-p + \tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + S_{My} \quad (14b)$$

และโมเมนต์ในทิศทาง z คือ

$$\rho \frac{Dw}{Dt} = \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial(-p + \tau_{zz})}{\partial z} + S_{Mz} \quad (14c)$$

ความดันมีลักษณะเป็นความเค้นอัดตั้งฉาก (Compressive normal stress) ซึ่งโดยทั่วไปมีเครื่องหมายเป็นลบ ในกรณีที่ความเค้นตั้งฉากเนื่องจากความหนืดมีลักษณะเป็นความเค้นดึง (Tensile normal stress) จะมีเครื่องหมายบวก

เทอมของการสร้างหรือสูญหายของโมเมนต์ $S_{Mx} = 0$, $S_{My} = 0$ และ S_{Mz} (14a-c) คือแรงกระทำภายในของแต่ละทิศทาง ตัวอย่างเช่นแรงกระทำภายในเนื่องจากแรงโน้มถ่วงจะถูกกำหนดให้มีค่า

$$S_{Mx} = 0, S_{My} = 0 \text{ และ } S_{Mz} = -\rho g$$

1.2 สมการนาเวียร์-สโตคส์ สำหรับของไหลแบบนิวโทเนียน สมการควบคุมประกอบด้วยตัวที่ไม่รู้ค่าคือ ความเค้นเนื่องจากความหนืดในแนวแกนย่อย τ_{ij} ในการไหลของของไหลนั้น ค่าความเค้นหนืดสามารถถูกอธิบายได้โดยอัตราการเสียรูปที่ตำแหน่งใด ๆ (หรืออัตราความเครียด) ในการไหล 3 มิติ อัตราการเสียรูปที่ตำแหน่งใด ๆ ประกอบด้วยอัตราการเสียรูปเชิงเส้นและอัตราเสียรูปเชิงปริมาตร

ก๊าซทุกชนิดโดยส่วนมากมีคุณสมบัติเป็นแบบ Isotropic ในขณะที่ของเหลวบางชนิดที่ประกอบด้วยโมเลกุลของโพลีเมอร์ ในจำนวนที่มากพออย่างมีนัยสำคัญอาจจะประพฤติตัวเป็น Anisotropic หรือคุณสมบัติของความเค้นหนืดแบบขึ้นอยู่กับทิศทาง ซึ่งเป็นผลของการจัดเรียงตัวของโซ่โมเลกุลของโพลีเมอร์ ของไหลดังกล่าวอยู่นอกเหนือจากขอบเขตของงานวิจัยนี้ และเราจะทำการศึกษาโดยสมมุติว่าการไหลเป็น Isotropic

อัตราการเสียรูปเชิงเส้นของชิ้นส่วนของไหลมี 9 องค์ประกอบใน 3 มิติ ในจำนวนนั้น มี 6 องค์ประกอบที่เป็นอิสระในของไหลแบบ Isotropic (Schlichting, 1979) ซึ่งถูกเขียนโดยสัญลักษณ์ e_{ij} ระบบการอ้างอิงในตัวห้อยต่อท้ายสัญลักษณ์ ชี้ให้เห็นองค์ประกอบซึ่งเป็นระบบเดียวกับระบบอ้างอิงของความเค้น มีองค์ประกอบของการเสียรูปเชิงเส้นแบบตั้งฉากอยู่ 3 ตัว

$$e_{xx} = \frac{\partial u}{\partial x} \quad e_{yy} = \frac{\partial v}{\partial y} \quad e_{zz} = \frac{\partial w}{\partial z} \quad (15a)$$

มีองค์ประกอบการเสียรูปร่างเชิงเส้นแบบเฉือนทั้ง 6 ด้านของชิ้นส่วนของไหลคือ

$$\begin{aligned} e_{xy} = e_{yx} &= \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) & e_{xz} = e_{zx} &= \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \\ e_{yz} = e_{zy} &= \frac{1}{2} \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \end{aligned} \quad (15b)$$

การเสียรูปร่างเชิงปริมาตรถูกให้โดย

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = \text{div} \mathbf{u} \quad (15c)$$

ในของไหลแบบ Newtonian ความเค้นเนื่องจากความหนืดเป็นสัดส่วนโดยตรงกับอัตราของการเสียรูปร่างของของไหล ตามกฎที่ว่าด้วยความหนืดของนิวตันในปริภูมิ 3 มิติสำหรับของไหลที่อัดตัวได้นั้น การไหลจะมีความหนืดเชื่อมโยงอย่างแปรผันตามค่าพารามิเตอร์ 2 ตัว คือ 1) ค่าสัมประสิทธิ์ความหนืดที่หนึ่ง (Dynamic viscosity), μ ซึ่งจะเชื่อมโยงกับการเสียรูปเชิงเส้นของของไหล และ 2) ความหนืดที่สอง, λ ที่จะเชื่อมโยงกับการเสียรูปเชิงปริมาตร ดังนั้นเราจะมีองค์ประกอบย่อยของความเค้นอยู่ทั้งหมด 9 ตัว โดยมี 6 ตัวในนั้นไม่ขึ้นแก่กันหรือเรียกว่ามีระดับอิสระ (degree of freedom) เท่ากับ 6

$$\begin{aligned} \tau_{xx} &= 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} + \lambda \text{div} \mathbf{u} & \tau_{yy} &= 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} + \lambda \text{div} \mathbf{u} & \tau_{zz} &= 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} + \lambda \text{div} \mathbf{u} \\ \tau_{xy} = \tau_{yx} &= \mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) & \tau_{xz} = \tau_{zx} &= \mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \\ \tau_{yz} = \tau_{zy} &= \mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \end{aligned} \quad (16)$$

ภาพของความหนืดในส่วนที่สองนั้นไม่ชัดเจนนัก เนื่องจากผลของมันในทางปฏิบัติมีไม่มากนัก สำหรับก๊าซ การประมาณค่าที่ดีคือ $\lambda = -\frac{2}{3}\mu$ (Schlichting, 1979) และเนื่องจากเราสมมุติว่าของเหลวเป็นแบบที่อัดตัวไม่ได้ ซึ่งจากสมการอนุรักษ์มวลคือ $div \mathbf{u} = 0$ ดังนั้นความเค้นหนืดจะเป็น 2 เท่าของอัตราการเสียรูปเชิงเส้น

แทนค่าความเค้นเฉือนข้างบน (16) ไปใน (14a-c) ทำให้ได้สมการซึ่งเรียกตามชื่อ Navier-Stokes ซึ่งเป็นนักวิทยาศาสตร์ในศตวรรษที่ 19 ที่ได้นิยามดังนี้

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[2\mu \frac{\partial u}{\partial x} + \lambda div \mathbf{u} \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right] + S_{Mx} \quad (17a)$$

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[2\mu \frac{\partial v}{\partial y} + \lambda div \mathbf{u} \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \right] + S_{My} \quad (17b)$$

$$\rho \frac{Dw}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[2\mu \frac{\partial w}{\partial z} + \lambda div \mathbf{u} \right] + S_{Mz} \quad (17c)$$

เราสามารถจัดเรียงเทอมของความเค้นหนืดใหม่ ดังข้างล่างนี้

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial x} \left[2\mu \frac{\partial u}{\partial x} + \lambda div \mathbf{u} \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right] \\ &= \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial z} \right) \\ &+ \left[\frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right] \\ &+ \frac{\partial}{\partial x} (\lambda div \mathbf{u}) = div(\mu grad u) + S_{Mx} \end{aligned}$$

ความเค้นหนีตในสมการที่เป็นองค์ประกอบในทิศทาง y และ z สามารถจัดใหม่ในลักษณะเดียวกัน เราจะสร้างสมการโมเมนต์อย่างง่าย โดยการซ้อนเทอมของความเค้นหนีตในเทอมของการเพิ่มขึ้นของโมเมนต์ (source term) ดังนั้นจึงนิยามเทอมของการเพิ่มขึ้นของโมเมนต์ใหม่โดย

$$S_M = S_M + s_M \quad (18)$$

สมการ Navier-Stokes สามารถถูกเขียนในรูปแบบที่ใช้สำหรับการพัฒนาวิธีปริมาตรสี่เหลี่ยม ดังนี้

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \text{div}(\mu \text{grad } \mathbf{u}) + S_{Mx} \quad (19a)$$

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \text{div}(\mu \text{grad } \mathbf{u}) + S_{My} \quad (19b)$$

$$\rho \frac{Dw}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \text{div}(\mu \text{grad } \mathbf{u}) + S_{Mz} \quad (19c)$$

2. งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

ผลงานที่เกี่ยวข้องกับการทำโครงการนี้ มีดังนี้

Enrico Cestino (2006) ได้ทำการวิจัยเพื่อที่จะทำการออกแบบอากาศยานไร้คนบินที่สามารถบินขึ้นไปถึงระดับความสูง 17-20 กิโลเมตร โดยใช้ข้อดีของการแผ่รังสีของดวงอาทิตย์ไปใช้เป็นพลังงานในการขับเคลื่อนโดยตรงและรักษาระดับการบินไว้ การบินในระหว่างกลางคืนจะใช้ระบบพลังงานเซลล์เชื้อเพลิง รูปร่างและแบบของปีกเครื่องบินวิเคราะห์โดยใช้โปรแกรมพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (CFD) Xfoil และ Vsaero จากผลการจำลองที่จุดต่อประสานที่โคนปีกตลอดจนที่ตัวปีก ทำให้ได้แบบปีกที่เหมาะสมส่งผลให้ได้ประสิทธิภาพของปีกที่ดีที่สุด สำหรับการวิเคราะห์พฤติกรรมด้านสถิตยศาสตร์และพลศาสตร์ของโครงสร้างของปีกเครื่องบินใช้ระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ Msc/Patran/Nastran

Amir S. Gohardani และคณะ (2010) ได้เน้นถึงบทบาทของเทคโนโลยีการกระจายกำลัง การขับเคลื่อนสำหรับเครื่องบินเชิงพาณิชย์ในอนาคต หลังจากเริ่มต้นด้วยประวัติแนวคิดของการกระจายกำลังการขับเคลื่อนและการพิจารณาที่เครื่องบินหลายแบบที่มีเทคโนโลยีการกระจายกำลัง การขับเคลื่อนเพื่อการบิน จุดมุ่งหมายของการทบทวนนี้ได้พิจารณาไปถึงอนาคตข้างหน้า ถึงบทบาทที่มีศักยภาพในเทคโนโลยีนี้อาจส่งผลซึ่งไม่อาจหลีกเลี่ยงได้สำหรับเครื่องบินเชิงพาณิชย์ในอนาคต ข้อจำกัดของเทคโนโลยีและความท้าทายของเทคโนโลยีจำเพาะนี้ได้ถูกพิจารณาในการผสมกับหลักการของเครื่องบินไฟฟ้า ที่เป็นหลักของการทำนายความเกี่ยวข้องของความท้าทายกับกระบวนการออกแบบของเครื่องบินเชิงพาณิชย์ในรุ่นถัดไป

J.B. Vos และคณะ (2002) ได้ให้ทัศนะที่กว้างของความก้าวหน้าในการแก้สมการ Navier-Stokes และต้องทำอะไรในการมีเทคนิคการจำลองจากการวิจัยในหัวข้อพิเศษเพื่อเป็นเครื่องมือที่ใช้งานได้จริงในทางวิศวกรรมที่วิศวกรออกแบบใช้ในงานพื้นฐานประจำในระหว่าง 10 ปีที่ผ่านมา ขอบเขตที่ถูกจำกัดในการประยุกต์ใช้ในการแก้สมการ Navier-Stokes ในทางอุตสาหกรรมการออกแบบลำตัวเครื่องบินซึ่งเป็นเป้าหมายที่กำลังได้รับความสนใจโดยเฉพาะในการพัฒนาในยุโรป ได้มีการอธิบายคร่าว ๆ ถึงความแตกต่างของโปรแกรม Navier-Stokes ที่ใช้ในยุโรป และที่กำลังอยู่ในการพัฒนา สถานะปัจจุบันของความก้าวหน้าถูกแสดงโดยการคำนวณแบบสภาวะคงตัวและสภาวะไม่คงตัวในการแก้ปัญหาทางอุตสาหกรรมการบิน ลำดับจากคุณลักษณะของแพนอากาศ การไหลรอบปีกแบบโดดเดี่ยว และการจำลองเครื่องบินเต็มลำ ได้มีการอภิปรายถึงอุตสาหกรรมการออกแบบในอนาคต และการพัฒนาไปข้างหน้าในยุโรป และมีการรวมวิธีการออกแบบเพิ่มขึ้นซึ่งอยู่ภายใต้แนวคิดวิศวกรรมในปัจจุบัน และได้รวมผลิตภัณฑ์เสมือนจริงเข้าไว้ด้วย บทความได้สรุปและอธิบายความท้าทายในการประยุกต์ใช้ในอนาคต

Jeffrey Crouch (2005) ได้ทำการตรวจสอบการไหลแบบหมุนวนที่ปลายปีกของเครื่องบิน ภายใต้สภาวะธรรมชาติและสภาวะแบบบังคับ ได้มีการนำเสนอหลักการควบคุมซึ่งคาดหวังเพื่อจะลดศักยภาพสำหรับสิ่งที่ไม่ปรารถนาที่เกิดขึ้นจากการไหลแบบหมุนวน เรียงลำดับจากการควบคุมแบบ passive ซึ่งใช้การปรับแต่งค่าการะของปีก จนถึงการควบคุมแบบ active ซึ่งใช้การควบคุมการสั่นของพื้นผิว ผลจากการจำลองการบินใช้เพื่อปรับแต่งประสิทธิภาพของหลักการควบคุมที่แตกต่างกัน การควบคุมแบบ active แสดงให้เห็นว่ามีประสิทธิภาพสำหรับการลดการหมุนวนที่ปลายปีกและเพื่อลด

สิ่งที่ไม่ต้องการที่เกิดจากการไหลแบบหมุนวน ทฤษฎีเสถียรภาพถูกใช้เพื่ออธิบายกลไกภายใต้การควบคุมนี้

Forrester T. Johnson และคณะ (2005) ได้อธิบายถึงประวัติ และเรื่องราวการพัฒนา และการใช้โปรแกรมพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (CFD) ที่บริษัทเครื่องบินเชิงพาณิชย์โบอิง ตลอดระยะเวลา 30 ปีที่ผ่านมา บริษัทโบอิงได้ผลิตเครื่องบิน จำหน่าย ตลอดจนสนับสนุนการบินพาณิชย์ ระหว่างช่วงเวลาที่ผ่านมานี้ได้มีวิวัฒนาการของโปรแกรมพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ ซึ่งเป็นเครื่องมือในการออกแบบในการลดต้นทุนและทำให้สามารถออกแบบเครื่องบินขนส่งเชิงพาณิชย์ที่มีสมรรถนะสูง

บทที่ 3

การดำเนินการศึกษาวิจัย

การจำลองเชิงตัวเลขที่ใช้โปรแกรมพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics: CFD) เพื่อจำลองพฤติกรรมทางด้านอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์

1. วิธีการคำนวณเชิงตัวเลขทางพลศาสตร์ของไหล

การคำนวณเชิงตัวเลขทางพลศาสตร์ของไหลไม่ว่าเป็นโปรแกรมที่ถูกพัฒนาขึ้นมาเอง หรือโปรแกรมเชิงพาณิชย์โดยทั่วไปจะประกอบด้วย 3 ขั้นตอนได้แก่

1.1 ขั้นตอนการประมวลผล ขั้นตอนการประมวลผล (pre-processing) หมายถึงขั้นตอนเตรียมการโดยระบุรายละเอียดของการกำหนดปัญหาและพารามิเตอร์ต่าง ๆ ที่เกี่ยวข้อง ได้แก่

1.1.1 การกำหนดลักษณะของปัญหา

1.1.2 การกำหนดขนาด จำนวนและรูปแบบการจัดวางกริด (grid) คือ การสร้างและการจัดวางกริดบนแบบจำลองการไหล (computational domain) ให้มีความเหมาะสมซึ่งส่งผลถึงการประหยัดทรัพยากรของคอมพิวเตอร์ในการคำนวณ

1.1.3 การกำหนดแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ให้เหมาะสมกับปัญหาที่พิจารณา

1.1.4 การกำหนดคุณสมบัติของของไหล

1.1.5 การกำหนดค่าเงื่อนไขขอบเขตและค่าเริ่มต้นให้กับปัญหาที่พิจารณา

1.2 ขั้นตอนการประมวลผล ขั้นตอนการประมวลผล (solving) หมายถึงขั้นตอนการประยุกต์วิธีการคำนวณเชิงตัวเลขสำหรับการนำไปใช้แก้ปัญหา โดยการคำนวณในงานวิจัยนี้ทั้งหมดใช้ระเบียบวิธีปริมาตรสี่เหลี่ยม โดยมีขั้นตอนดังนี้

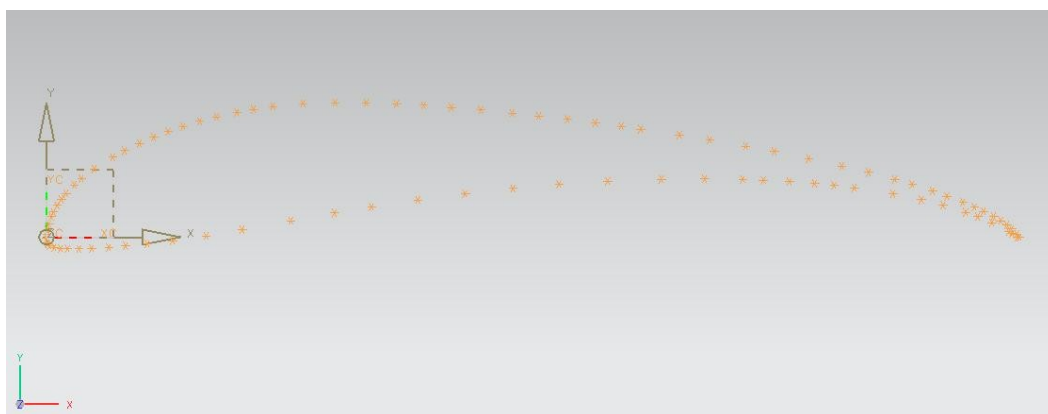
1.2.1 ทำการดิสครีไทซ์สมการ โดยการประมาณเทอมต่าง ๆ คือ เทอมการพา (convection term) ด้วยแบบแผนการคำนวณเชิงตัวเลข (numerical scheme) ที่เหมาะสมผลลัพธ์ที่ได้อยู่ในรูปสมการพีชคณิต

1.2.2 ทำการแก้สมการพีชคณิตที่ได้จากการดิสครีไทซ์ผลลัพธ์ที่ได้ เรียกว่าผลเฉลยโดยประมาณ

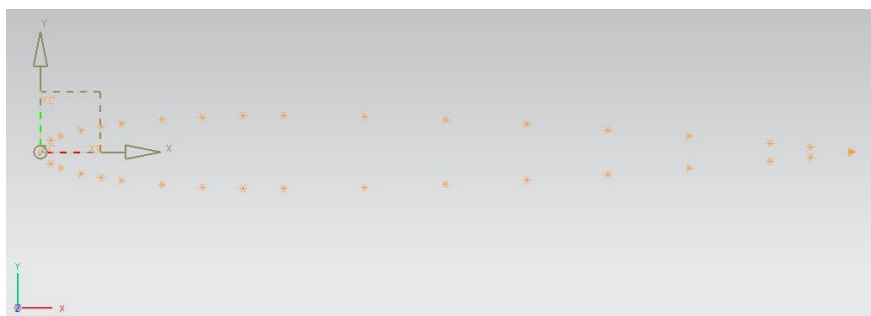
1.3 ขั้นตอนการแสดงผล ขั้นตอนการแสดงผล (post-processing) หมายถึงกระบวนการแสดงผลลัพธ์ที่เกิดขึ้นจากขั้นตอนการประมวลผลโดยปกติประกอบด้วย ความเร็วย่อยในทิศทางแกนต่าง ๆ ความดัน ซึ่งอยู่ในรูปของตัวเลข เพื่อก่อให้เกิดความเข้าใจในพฤติกรรมการไหลและสภาวะการไหล จำเป็นต้องสร้างผลลัพธ์ให้อยู่ในรูปของกราฟิก

2. การกำหนดลักษณะของปัญหาที่ใช้ในการวิจัย

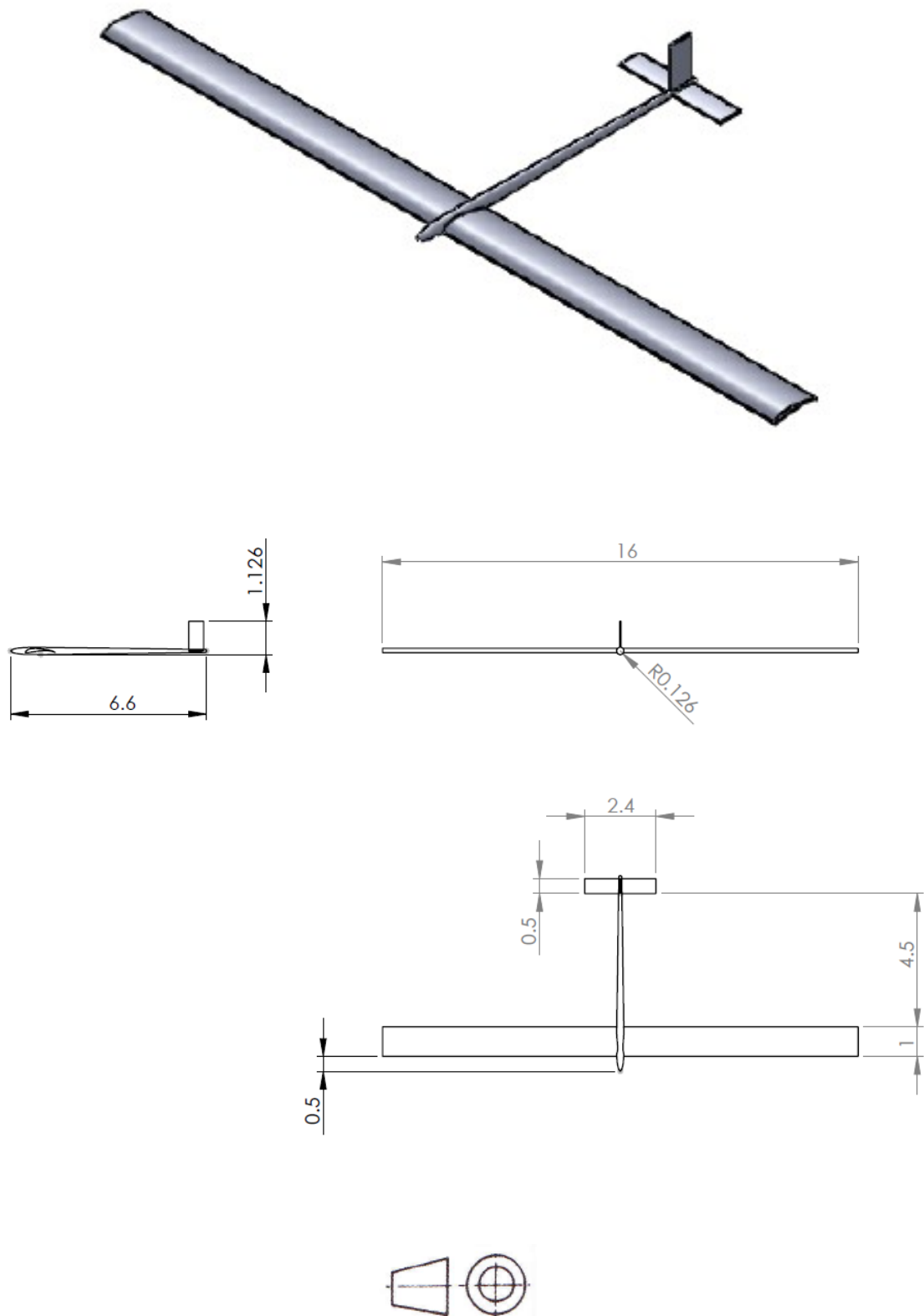
การวิจัยนี้ทำการจำลองการไหลของอากาศผ่านอากาศยานภายใต้สภาวะคงตัว ขอบเขตของการคำนวณเป็นแบบ 3 มิติ โดยใช้โปรแกรมคอมพิวเตอร์ขั้นสูงช่วยในการออกแบบปีก หาง และลำตัวอากาศยานให้นักบินพลังงานแสงอาทิตย์ การจำลองครั้งนี้ปีกของอากาศยานได้ใช้แผนอากาศ S1223 ที่มีแรงยกตัวสูง (Michael S. Selig และ James J. Guglielmo, 1997) และหางในแนวตั้งและแนวนอนได้ใช้แผนอากาศ NACA 0009 ซึ่งเป็นแผนอากาศที่มีความสมมาตร การสร้างแบบจำลองแสดงดังภาพที่ 13-27



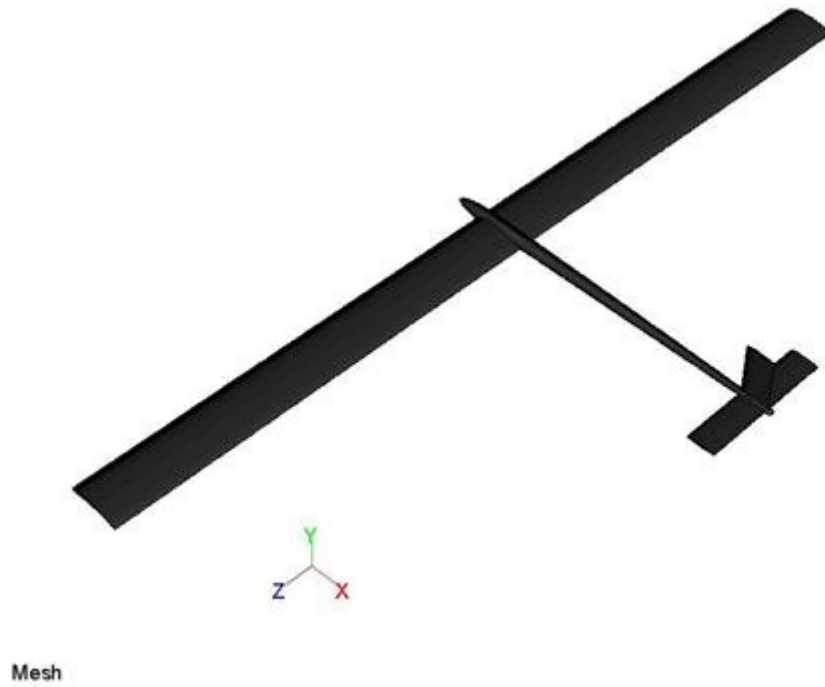
ภาพที่ 13 พิกัดจุดของปีกอากาศยานให้นักบินพลังงานแสงอาทิตย์บนระนาบ X-Y โดยใช้โปรแกรม NX



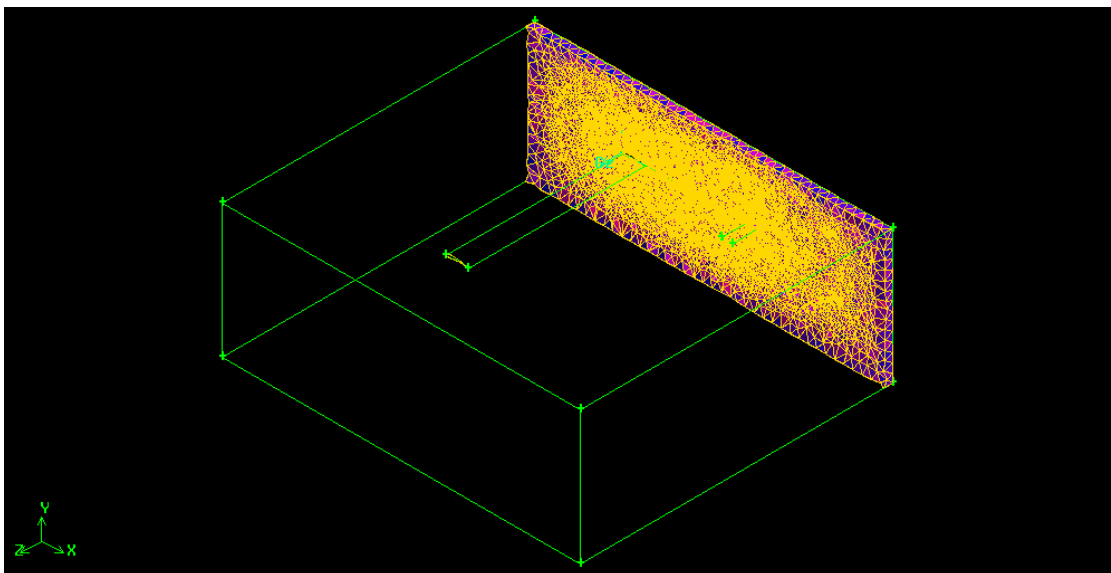
ภาพที่ 14 พิกัดจุดของหางอากาศยานให้นักบินพลังงานแสงอาทิตย์บนระนาบ X-Y โดยใช้โปรแกรม NX



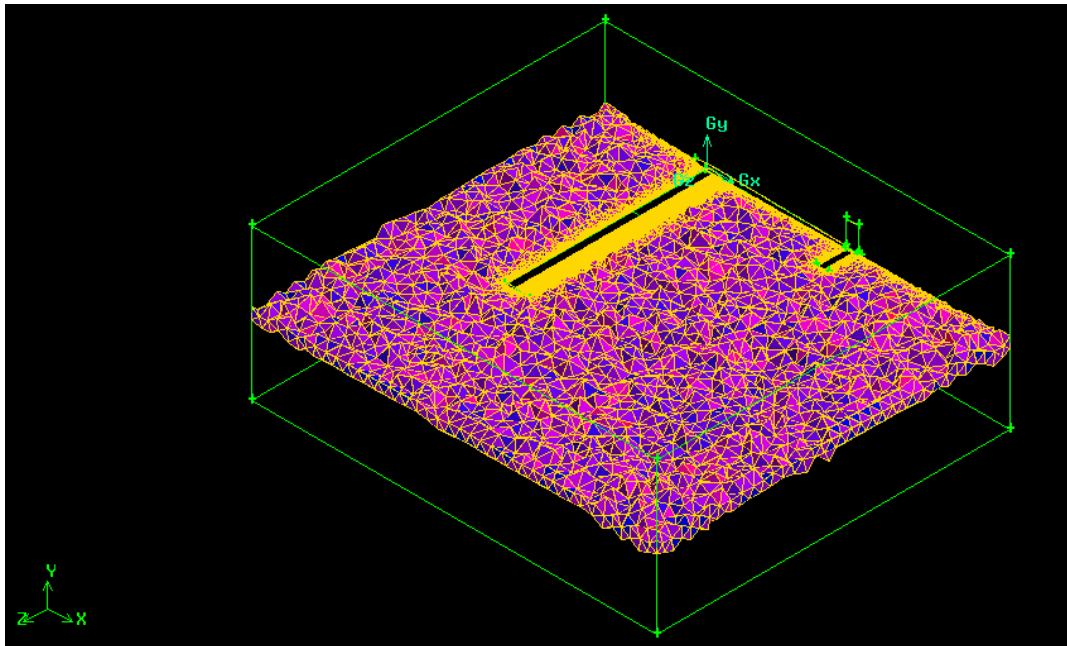
ภาพที่ 15 แสดงแบบของอากาศยานโร้หนักบิน ให้ขนาดในหน่วยเมตร



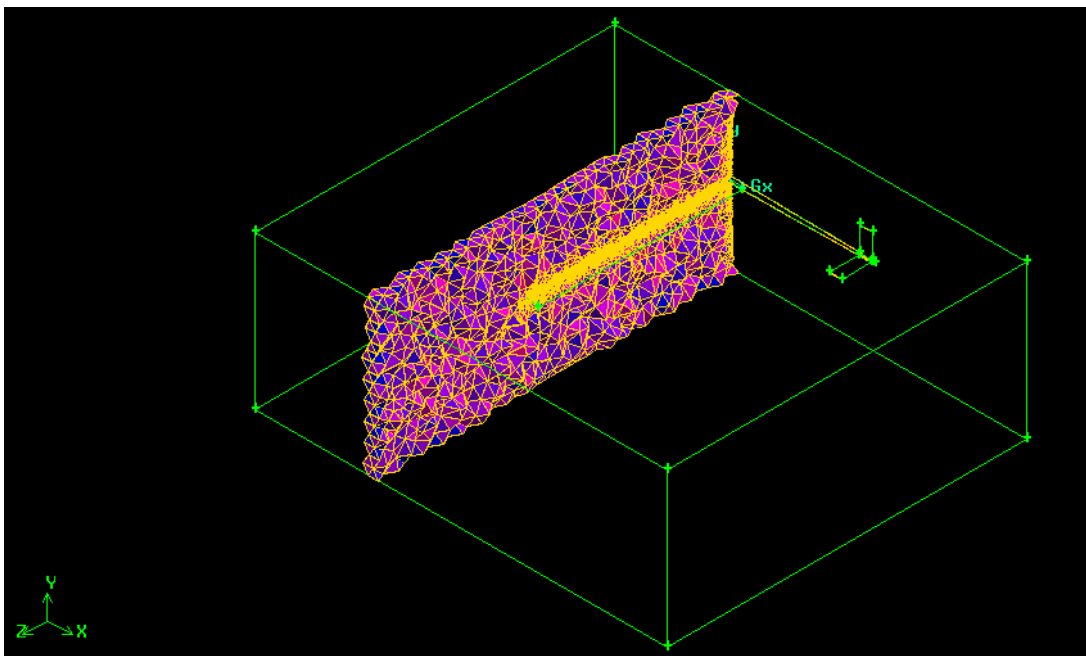
ภาพที่ 16 แบบจำลองของอากาศยานไร้คนบินพลังงานแสงอาทิตย์



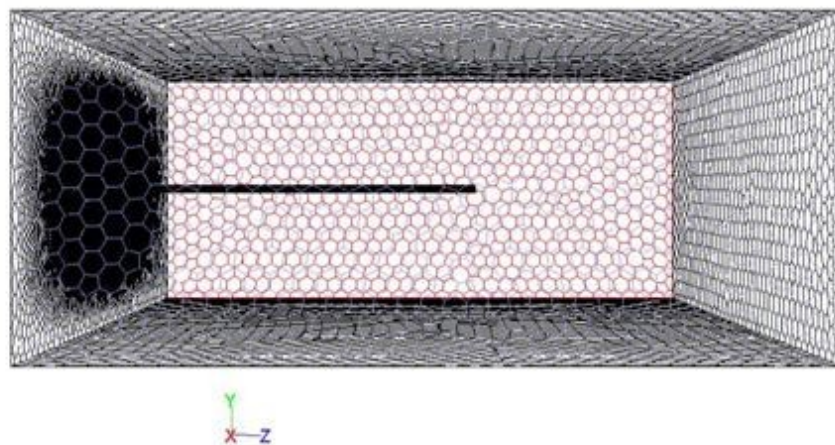
ภาพที่ 17 แสดงกริดที่ระนาบที่ผ่านกึ่งกลางลำตัวของอากาศยานตามแนวยาว ซึ่งกริดเป็นแบบ tetrahedral cell ก่อนที่จะแปลงไปเป็นแบบ polyhedral cell



ภาพที่ 18 แสดงกริดที่ระนาบตามแนวแนวนอนที่ผ่านกึ่งกลางลำตัวของอากาศยาน ซึ่งกริดเป็นแบบ tetrahedral cell ก่อนที่จะแปลงไปเป็นแบบ polyhedral cell

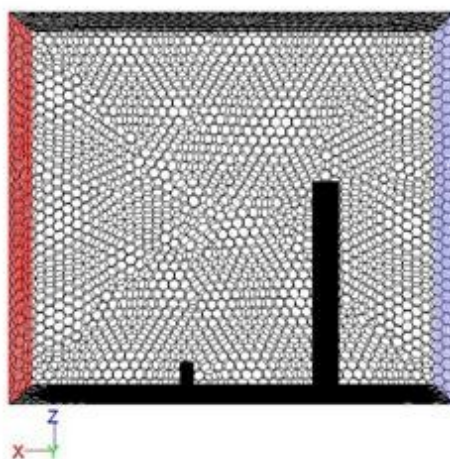


ภาพที่ 19 แสดงกริดที่ระนาบตามแนวตั้งที่ผ่านชายหน้าของปีกของอากาศยาน ซึ่งกริดเป็นแบบ tetrahedral cell ก่อนที่จะแปลงไปเป็นแบบ polyhedral cell



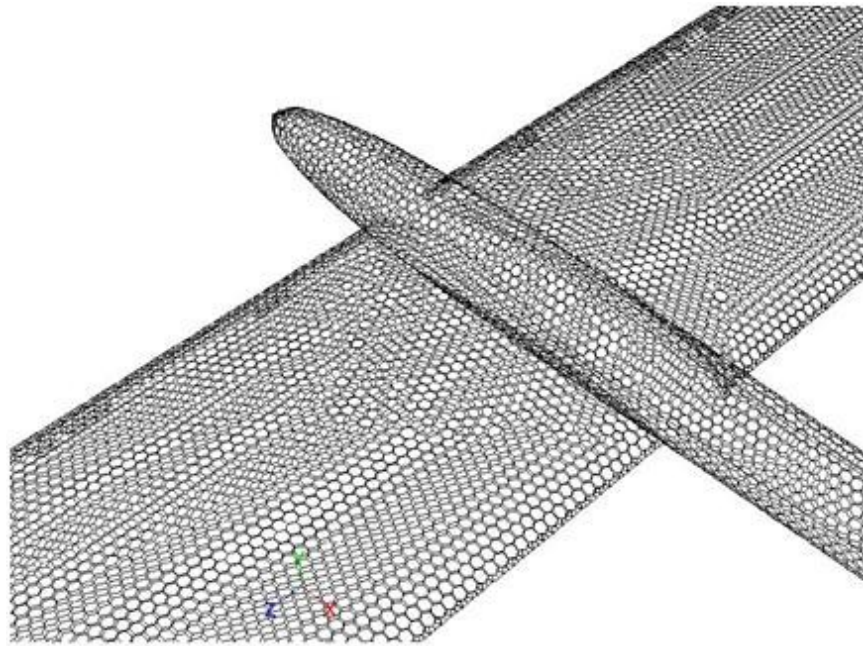
Mesh

ภาพที่ 20 แสดงขอบเขตการคำนวณในมุมมองด้านหน้า หลังจากแปลงกริดจากแบบ tetrahedral cell ไปเป็นแบบ polyhedral cell



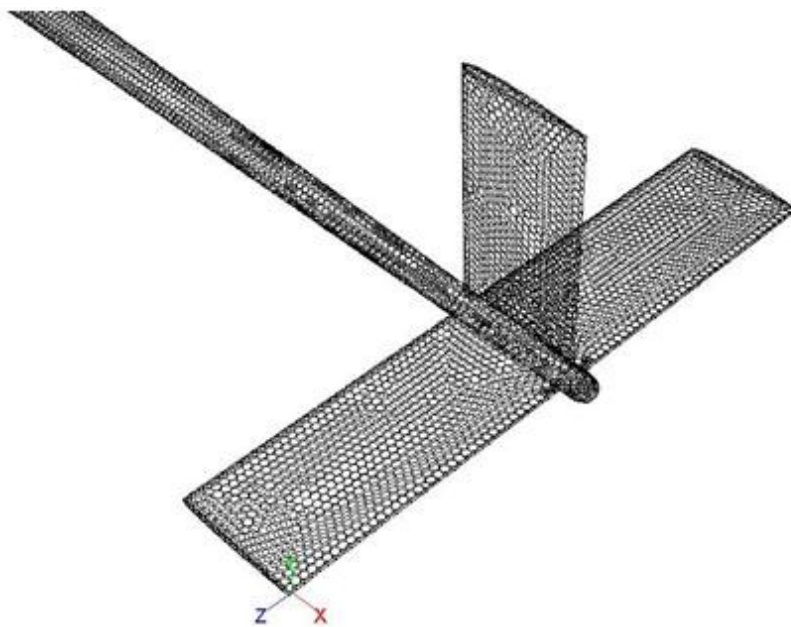
Mesh

ภาพที่ 21 แสดงขอบเขตการคำนวณในมุมมองด้านบน หลังจากแปลงกริดจากแบบ tetrahedral cell ไปเป็นแบบ polyhedral cell



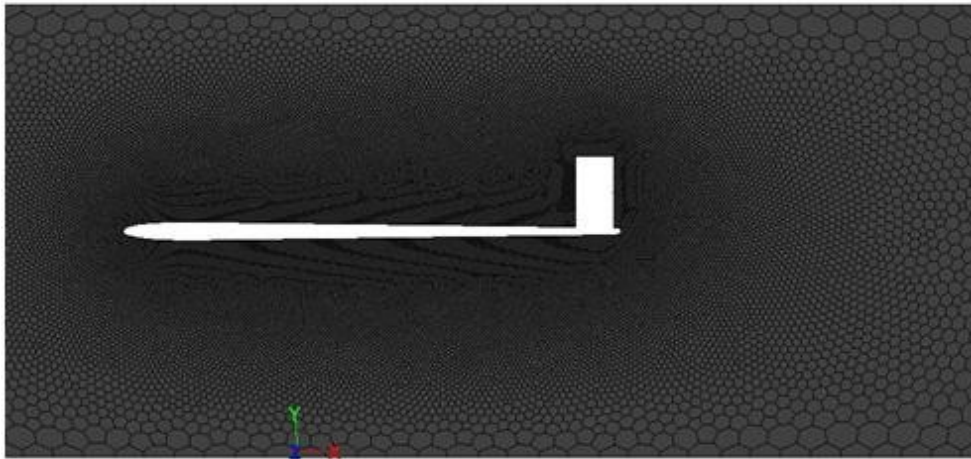
Mesh

ภาพที่ 22 แสดงกริดที่อยู่บนผิวด้านหน้าของอากาศยาน



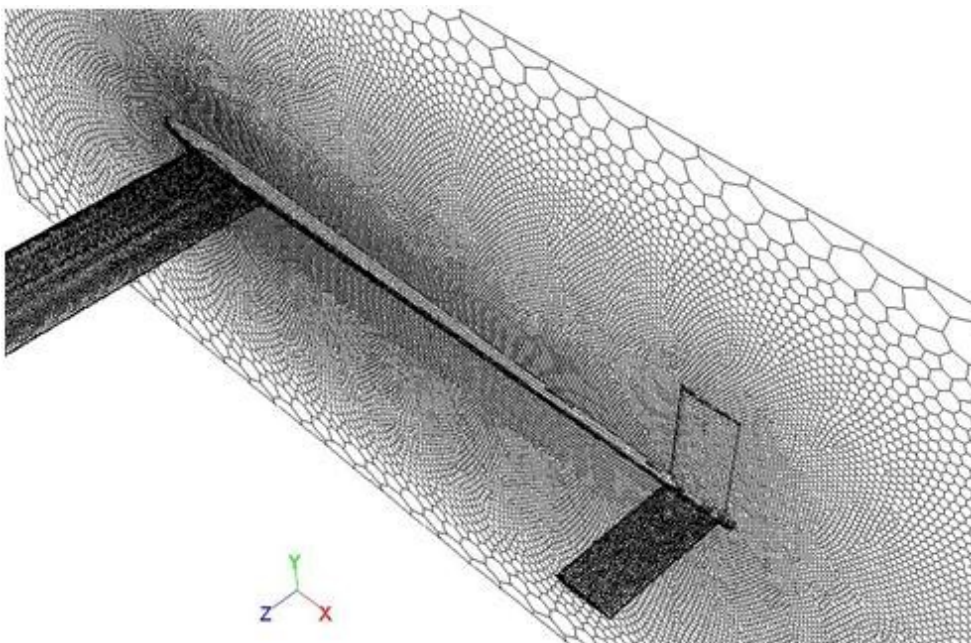
Mesh

ภาพที่ 23 แสดงกริดที่อยู่บนผิวหางของอากาศยาน



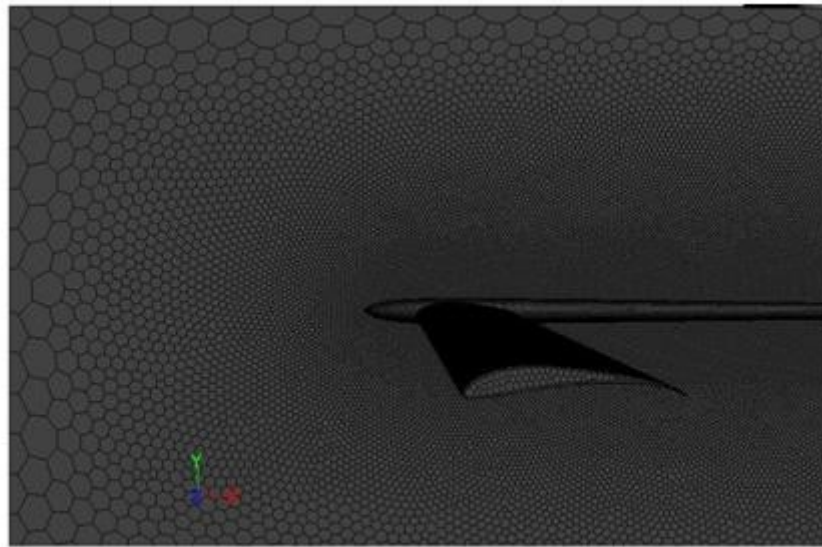
Mesh

ภาพที่ 24 แสดงกริดที่ระนาบในแนวตั้งที่ผ่านกึ่งกลางลำตัวของอากาศยาน



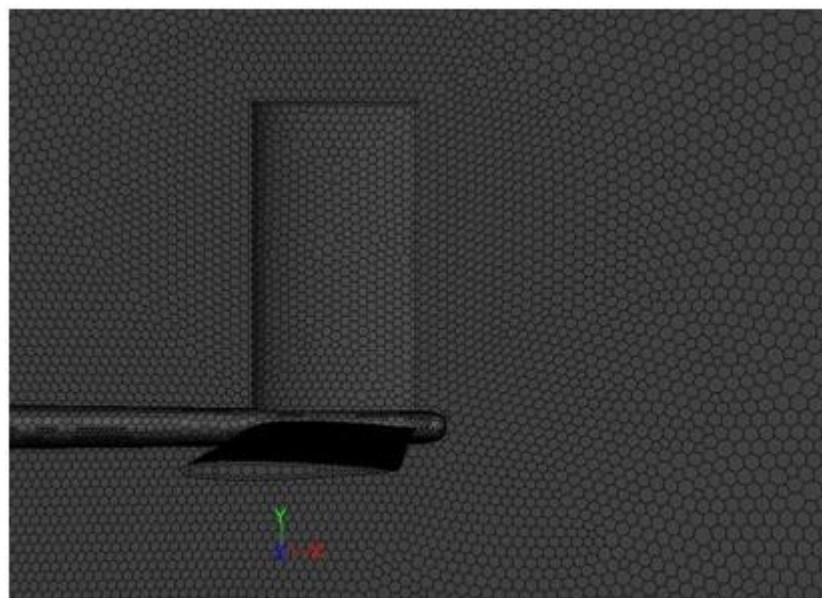
Mesh

ภาพที่ 25 แสดงกริดที่อยู่บนอากาศยานและที่ระนาบในแนวตั้งที่ผ่านกึ่งกลางลำตัวของอากาศยาน



Mesh

ภาพที่ 26 แสดงกริดที่ระนาบในแนวตั้งที่ผ่านกึ่งกลางลำของอากาศยานและที่ผิวด้านหน้าของอากาศยาน

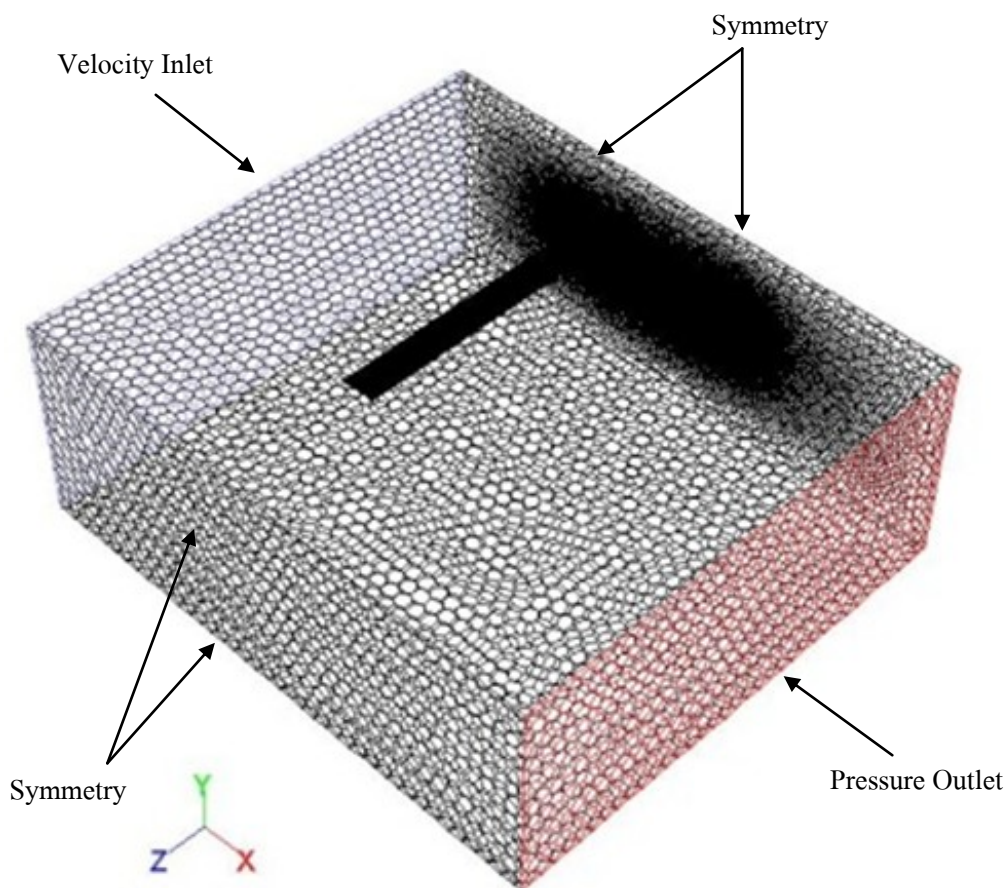


Mesh

ภาพที่ 27 แสดงกริดที่ระนาบในแนวตั้งที่ผ่านกึ่งกลางลำของอากาศยานและที่ผิวบริเวณหางของอากาศยาน

3. ค่าเงื่อนไขขอบเขตในการคำนวณการไหลสามมิติ

สภาวะทางเข้าเป็นแบบ velocity inlet กำหนดให้อากาศไหลเข้าตั้งฉากกับหน้าตัดทางเข้า ด้วยความเร็วสม่ำเสมอเท่ากับ 2.9215 m/s ทิวทั้งหน้าตัดทางเข้า สภาวะทางออกเป็นแบบ pressure outlet อากาศไหลออกสู่ความดันบรรยากาศ (gauge pressure = 0) ผนังทั้งสี่ด้านคือ ระบายที่ผ่านกึ่งกลางลำตัวของอากาศยานตามแนวยาว ผนังด้านข้าง ผนังด้านบน และด้านล่าง เป็นแบบสมมาตร symmetry กำหนดเงื่อนไขขอบเขตที่ผิวของลำตัว ปีก และหางของอากาศยาน ให้ ความเร็วของไหลที่ผิวดังกล่าวนี้ไม่มีการลื่นไถล (no slip condition) กล่าวคือมีค่าความเร็วเท่ากับ ศูนย์ และเป็นพื้นผิวที่อยู่กับที่ (stationary wall) ซึ่งสภาวะเงื่อนไขขอบเขตของการคำนวณแสดงใน ภาพที่ 28 และตารางที่ 2 สำหรับคุณสมบัติของอากาศที่ใช้ขึ้นแสดงในตารางที่ 3



ภาพที่ 28 ขอบเขตของการคำนวณและสภาวะเงื่อนไขที่ขอบเขต

ตารางที่ 2 สภาวะเงื่อนไขที่ขอบเขต

| ขอบเขต | สภาวะเงื่อนไข |
|---|---|
| ทางเข้าของอากาศ (ด้านหน้าของอากาศยาน) | ความเร็วที่ทางเข้า (Velocity Inlet) |
| ทางออกของอากาศ (ด้านหลังของอากาศยาน) | ความดันที่ทางออก (Pressure Outlet) |
| ผนังด้านข้างและระนาบที่ผ่านกึ่งกลางลำตัวของอากาศยาน | เป็นผนังแบบสมมาตร (Symmetry) |
| ผนังด้านบนและด้านล่างของอากาศยาน | เป็นผนังแบบสมมาตร (Symmetry) |
| ผิวของลำตัว ปีก และหางของอากาศยาน | ผนังที่ไม่มีการลื่นไหลของของไหล และเป็นผนังที่อยู่กับที่ (Wall) |

ตารางที่ 3 คุณสมบัติของอากาศ

| | |
|-------------------------|--------------------------------|
| ความหนาแน่น (Density) | ความหนืด (Viscosity) |
| 1.225 kg/m ³ | 1.7894x10 ⁻⁵ kg/m-s |

4. สมการควบคุมการไหล

สมการควบคุมที่แสดงนี้เป็นแบบจำลองสามมิติ สำหรับการไหลที่สภาวะคงตัว การไหลเป็นแบบอัดตัวไม่ได้

4.1 สมการอนุรักษ์มวล ภายในขอบเขตของการคำนวณนั้นการอนุรักษ์มวลสามารถแสดงได้ดังสมการต่อไปนี้

$$\rho \nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad (20)$$

เมื่อ ρ คือความหนาแน่นของของไหล และ \vec{V} คือเวกเตอร์ความเร็ว

4.2 สมการอนุรักษ์โมเมนตัม สำหรับการไหลภายในขอบเขตของการคำนวณนั้น การอนุรักษ์โมเมนตัมสามารถแสดงได้ดังสมการต่อไปนี้

$$\rho \nabla \cdot (\vec{V}\vec{V}) = -\nabla p + \mu \nabla \cdot \left(\nabla \vec{V} + \nabla \vec{V}^T - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{V} \vec{I} \right) \quad (21)$$

เมื่อ p คือความดัน และ μ คือความหนืด

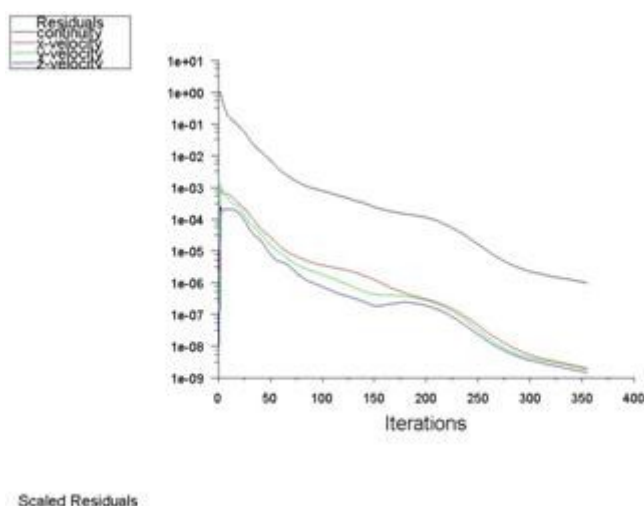
บทที่ 4

ผลการศึกษาและการอภิปรายผล

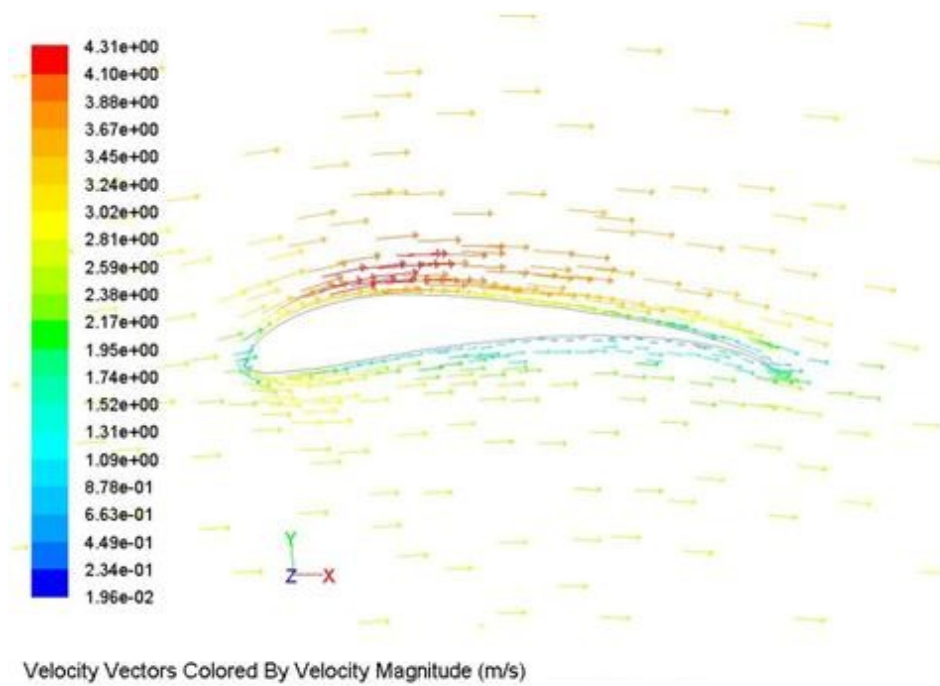
การจำลองการไหลของอากาศผ่านอากาศยานนักบินพลังงานแสงอาทิตย์ มุ่งเน้นศึกษาถึงคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้นักบินพลังงานแสงอาทิตย์ที่ได้ออกแบบขึ้น โดยใช้วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ ในการคำนวณนั้นการลู่เข้าของคำตอบนั้น ในงานวิจัยนี้การลู่เข้าได้กำหนดแต่ละสมการดังนี้ สำหรับสมการความต่อเนื่อง และสมการโมเมนตัมทั้ง 3 สมการคือ x , y และ z ต้องมีความคลาดเคลื่อนของคำตอบใหม่กับคำตอบเก่าเท่ากับหรือน้อยกว่า 10^{-6} ผลการลู่เข้าของคำตอบแสดงในรูปที่ 29 ซึ่งการจากผลการจำลองแสดงให้เห็นถึงรายละเอียดทางด้านอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานดังนี้

1. ความเร็วของการไหล

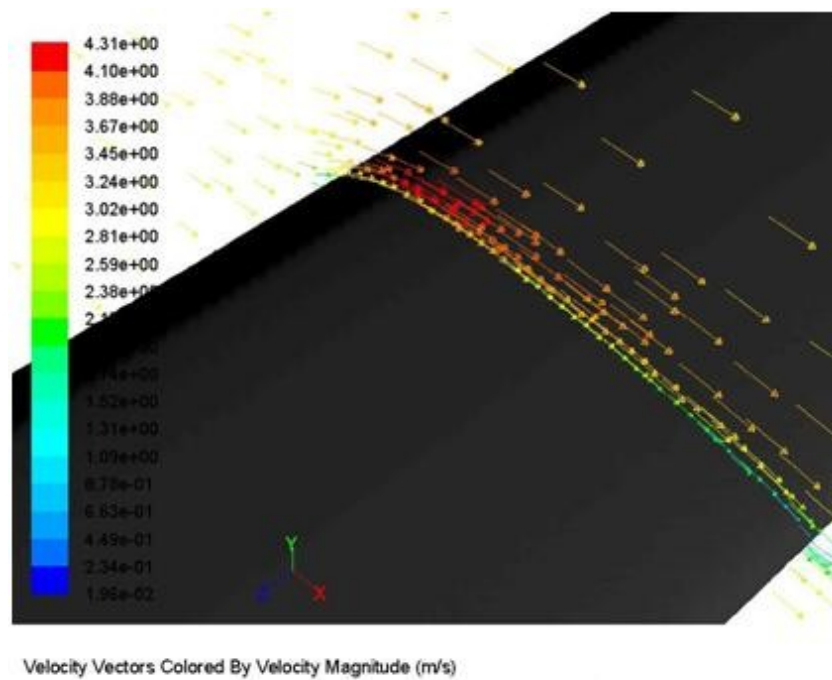
จากภาพที่ 30 จะเห็นได้ชัดว่าความเร็วของอากาศที่ด้านบนของปีกอากาศยานมีความเร็วสูงกว่าที่ด้านล่างของปีกเพราะลักษณะด้านบนของปีกจะโค้งงอขึ้นกว่าด้านล่างทำให้ลดพื้นที่หน้าตัดของการไหลของอากาศ จึงทำอากาศมีความเร็วสูงขึ้น ที่ด้านบนของปีกจะมีความเร็วของอากาศสูงกว่าความเร็วของกระแสการไหลอิสระ ส่วนที่ด้านล่างนั้นความเร็วของอากาศต่ำกว่าความเร็วของกระแสการไหลอิสระ เพราะลักษณะด้านล่างของปีกจะโค้งเว้าทำให้เพิ่มพื้นที่หน้าตัดของการไหลของอากาศ จึงทำให้อากาศมีความเร็วต่ำลง



ภาพที่ 29 แสดงการลู่เข้าของคำตอบในการคำนวณโดยโปรแกรมพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ



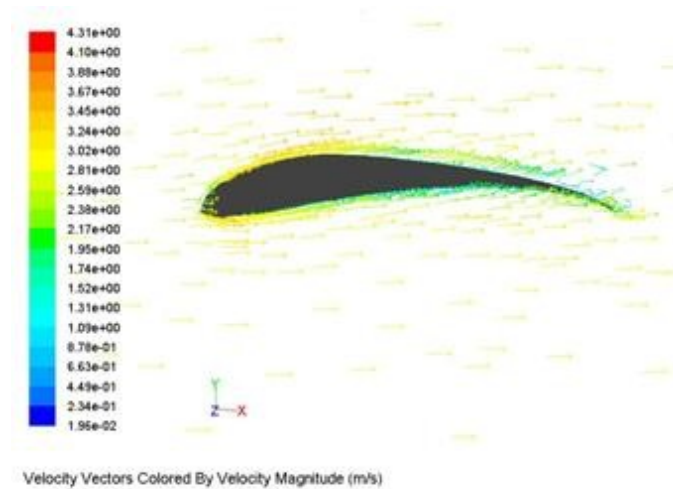
(a)



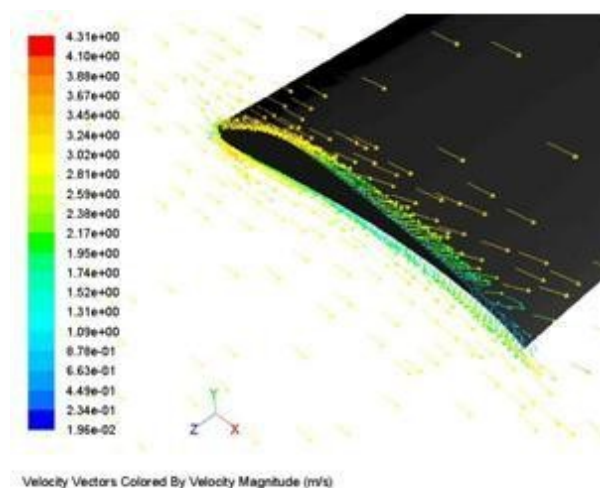
(b)

ภาพที่ 30 แสดงเวกเตอร์ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านปีกของอากาศยานที่กึ่งกลางความยาวของปีก
 (a) ในมุมมองด้านข้าง (b) ในมุมมองไอโซเมตริก

จากภาพที่ 31 จะเห็นได้ว่าทิศทางของเวกเตอร์ความเร็วที่ปลายปีกของอากาศยานมีทิศทางชี้ไปทางด้านบนของปีกอากาศยาน เนื่องจากความดันด้านบนปีกต่ำกว่าที่ด้านล่างของปีก จึงทำให้อากาศไหลไปด้านบนของปีก ความเร็วของอากาศที่บริเวณใกล้ชายหน้าของปีกจะสูงกว่าที่บริเวณชายหลังของปีก เพราะว่าที่บริเวณใกล้กับชายหน้าของปีกนั้นพื้นที่หน้าตัดการไหลได้ลดลงเนื่องจากปีกที่ชายหน้ามีความหนามากกว่าที่ชายหลังจึงทำให้ความเร็วของอากาศที่ใกล้กับชายหน้านั้นสูงขึ้น



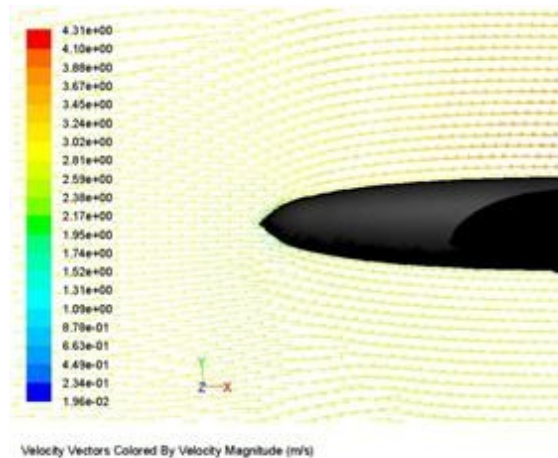
(a)



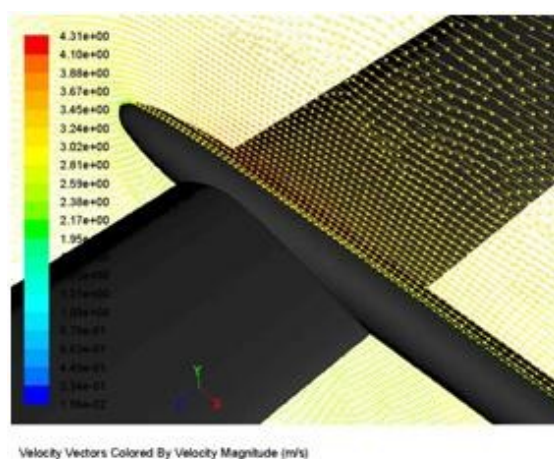
(b)

ภาพที่ 31 แสดงเวกเตอร์ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านปลายปีกของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านข้าง (b) ในมุมมองไอโซเมตริก

จากภาพที่ 32 เวกเตอร์ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านด้านหน้าลำตัวของอากาศยานไร้ นักบินพลังงานแสงอาทิตย์ ซึ่งลำตัวของอากาศยานนั้นมีลักษณะสมมาตร ที่ด้านหน้าของอากาศยาน อากาศมีความเร็วต่ำเพราะเป็นจุดที่กระแสการไหลชนกับด้านหน้าของอากาศยานและเนื่องจาก อิทธิพลของความหนืดของอากาศ ส่วนที่ด้านบนลำตัวของอากาศยานอากาศจะมีความเร็วสูงกว่าที่ ด้านล่างลำตัวของอากาศยาน ความเร็วที่แตกต่างกันนี้เกิดจากลักษณะของปีกของอากาศยานที่ ด้านบนปีกมีลักษณะโค้งนูนส่วนที่ด้านล่างมีลักษณะโค้งเว้า ซึ่งความเร็วด้านบนลำตัวของอากาศยาน ตรงบริเวณปีกจะสูงกว่ากระแสการไหลอิสระ ส่วนความเร็วด้านล่างลำตัวของอากาศยานตรงบริเวณ ปีกจะต่ำกว่ากระแสการไหลอิสระ



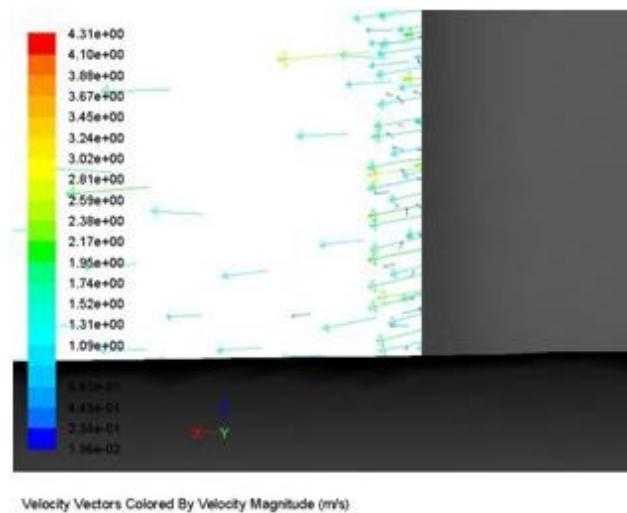
(a)



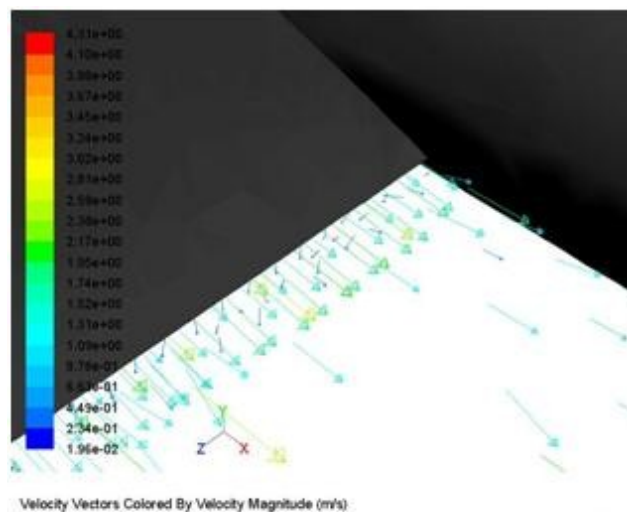
(b)

ภาพที่ 32 แสดงเวกเตอร์ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านด้านหน้าของอากาศยาน

จากภาพที่ 33 จะเห็นลักษณะการไหลของอากาศที่บริเวณขอบชายหลังของโคนปีกที่ใกล้กับลำตัวอากาศยาน อากาศที่บริเวณนี้จะมีความเร็วต่ำเพราะลำตัวและปีกของอากาศยานได้บังไว้ กล่าวคืออากาศจะไหลมาชนกับด้านหน้าของลำตัวและปีกของอากาศยานก่อน และจะสังเกตเห็นได้ว่าที่บริเวณนี้จะเกิดการไหลแบบหมุนวนเกิดขึ้นเพราะว่าเป็นบริเวณที่มีพื้นที่และความดันต่ำสามารถทำให้อากาศไหลเข้าไปหมุนวนที่บริเวณดังกล่าวได้



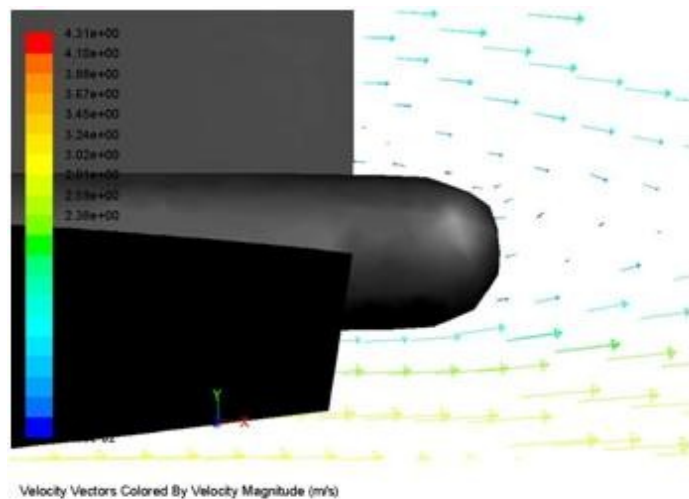
(a)



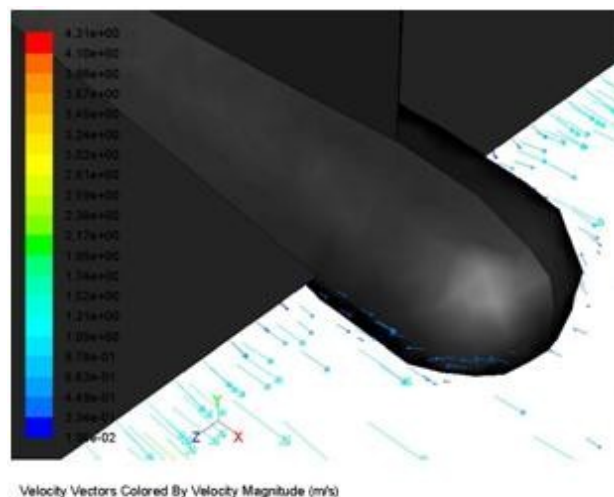
(b)

ภาพที่ 33 แสดงเวกเตอร์ความเร็วของอากาศที่ไหลหมุนวนที่ชายหลังของปีกใกล้กับลำตัวของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านบน (b) ในมุมมองไอโซเมตริก

จากภาพที่ 34 จะเห็นลักษณะการไหลของอากาศเมื่อไหลผ่านทางของอากาศยาน อากาศที่ด้านหลังของอากาศยานจะมีความเร็วต่ำเพราะหางของอากาศยานได้บังไว้ กล่าวคืออากาศจะไหลมาชนกับด้านหน้าของหางก่อน และจะสังเกตเห็นได้ว่าที่ปลายหางนั้นจะเกิดการไหลแบบหมุนวนเกิดขึ้น เพราะว่าบริเวณดังกล่าวเป็นบริเวณที่ด้านหลังของหางได้บังกระแสการไหลไว้และมีพื้นที่สามารถทำให้กระแสการไหลของอากาศที่ด้านล่างของลำตัวไหลเข้าไปหมุนวนที่บริเวณดังกล่าวได้



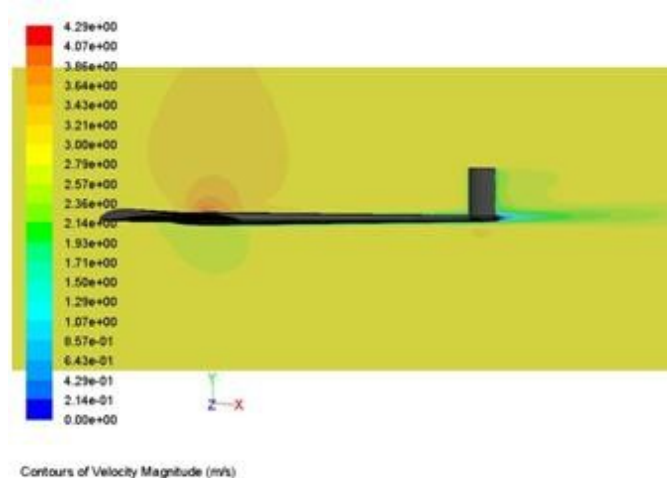
(a)



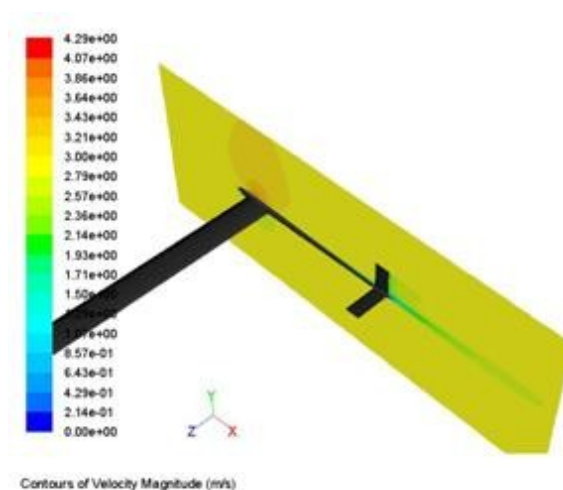
(b)

ภาพที่ 34 แสดงเวกเตอร์ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านทางของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านข้าง (b) ในมุมมองไอโซเมตริก

จากภาพที่ 35 จะเห็นได้ว่าที่ลำตัวของอากาศยานที่ติดกับปีกนั้น ที่ด้านบนลำตัวจะมีความเร็วสูงกว่ากระแสการไหลอิสระของอากาศ ส่วนที่ด้านล่างลำตัวของอากาศจะมีความเร็วของการไหลต่ำกว่ากระแสการไหลอิสระของอากาศ ที่เป็นเช่นนี้เพราะเกิดจากอิทธิพลของลักษณะของปีกของอากาศยาน และจะเห็นได้ว่าอากาศบริเวณด้านหลังของอากาศยานนั้นอากาศจะมีความเร็วต่ำ เนื่องจากเป็นบริเวณที่ถูกลำตัวและหางของอากาศยานได้บังกระแสการไหลของอากาศทำให้บริเวณที่ด้านหลังของหางอากาศยานมีความเร็วต่ำ



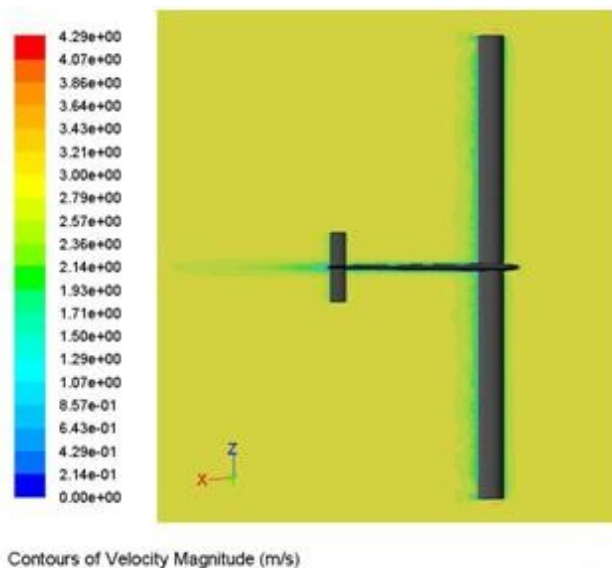
(a)



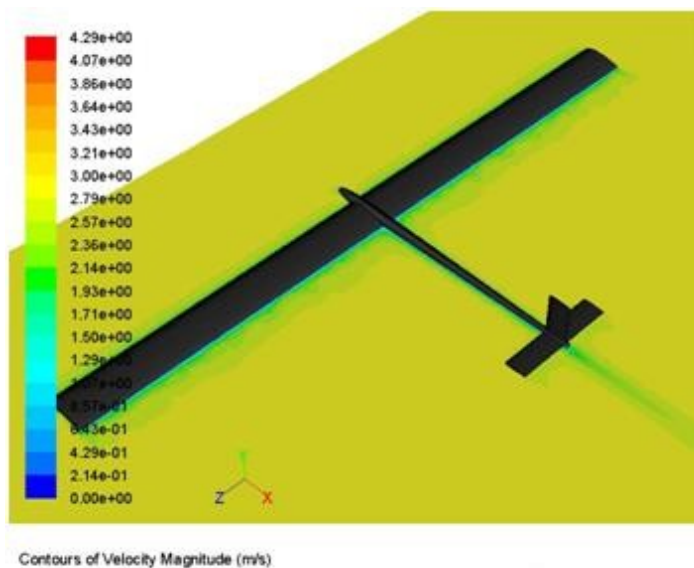
(b)

ภาพที่ 35 แสดงการกระจายความเร็วของอากาศบนระนาบตามแนวตั้งที่ผ่านตรงกลางลำตัวของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านข้าง (a) ในมุมมองไอโซเมตริก

จากภาพที่ 36 จะเห็นได้ว่าการกระจายตัวของความเร็วรอบอากาศยานไร้นักบินพลังงานแสงอาทิตย์จะมีความเร็วต่ำเนื่องจากอิทธิพลของความหนืดของอากาศเมื่อไหลมาชนกับผิวของอากาศยานซึ่งเป็นผิวที่ไม่มีการลื่นไหลของอากาศ (no slip wall)



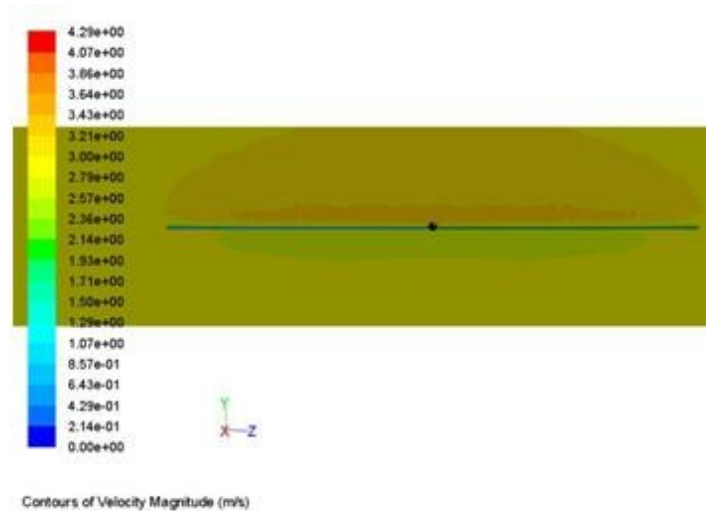
(a)



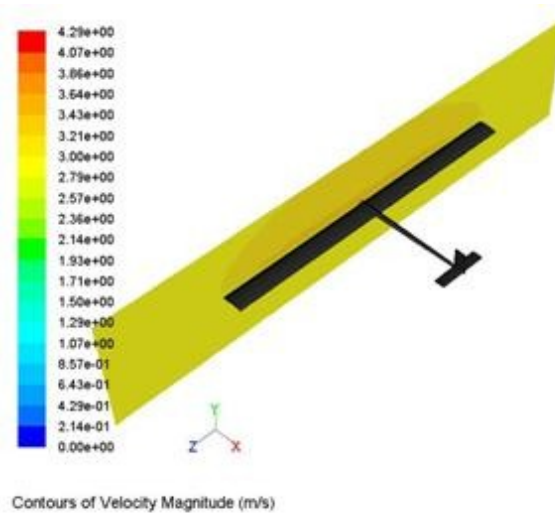
(b)

ภาพที่ 36 การกระจายตัวของความเร็วบนระนาบตามแนวอนที่ผ่านลำตัวของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านบน (b) ในมุมมองไอโซเมตริก

จากภาพที่ 37 จะเห็นได้ว่าความเร็วที่ด้านบนขอบชายหน้าของปีกจะมีความเร็วสูงกว่าความเร็วของกระแสการไหลอิสระของอากาศ โดยที่บริเวณตรงกลางลำตัวของอากาศยานจะมีการกระจายตัวของความเร็วที่สูงกว่าบริเวณปลายปีก เพราะว่าบริเวณตรงกลางลำตัวจะมีพื้นที่หน้าตัดของการไหลน้อยกว่าที่บริเวณชายปีกของอากาศทำให้บริเวณตรงกลางลำตัวอากาศได้เพิ่มความเร็วขึ้นเพื่อคงอัตราการไหลไว้



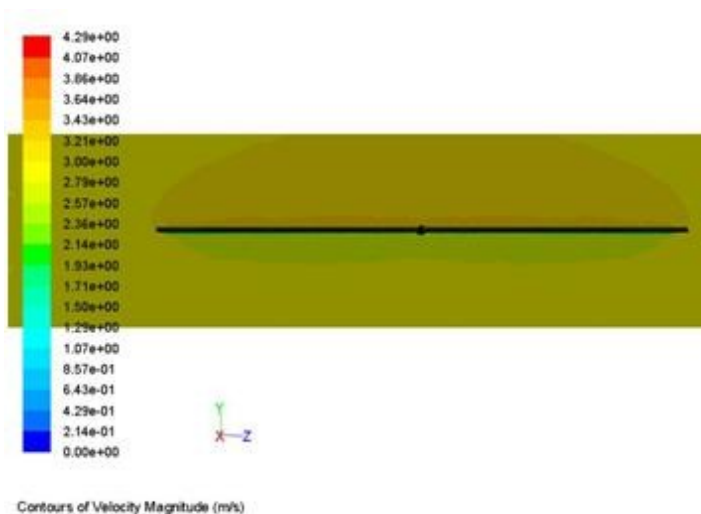
(a)



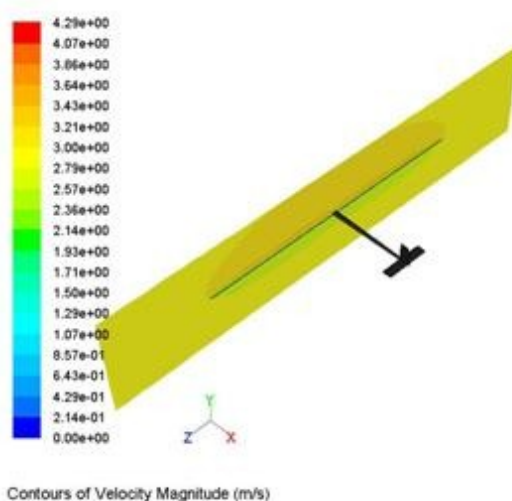
(b)

ภาพที่ 37 แสดงความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านอากาศยานที่ชายหน้าของปีก (a) ในมุมมองด้านหน้า (b) ในมุมมองไอโซเมตริก

จากภาพที่ 38 จะเห็นได้ว่าความเร็วที่ด้านบนของชายหลังของปีกจะมีความเร็วสูงกว่าความเร็วของกระแสการไหลอิสระของอากาศ แต่ที่ด้านล่างของชายหลังของปีกความเร็วของอากาศจะต่ำกว่ากระแสการไหลของกระแสการไหลอิสระ เพราะว่าที่ด้านบนของปีกมีพื้นที่หน้าตัดของการไหลน้อยกว่าที่ด้านล่างปีกของอากาศทำให้ความเร็วของอากาศที่ด้านบนของปีกสูงกว่าที่ด้านล่างของปีก



(a)

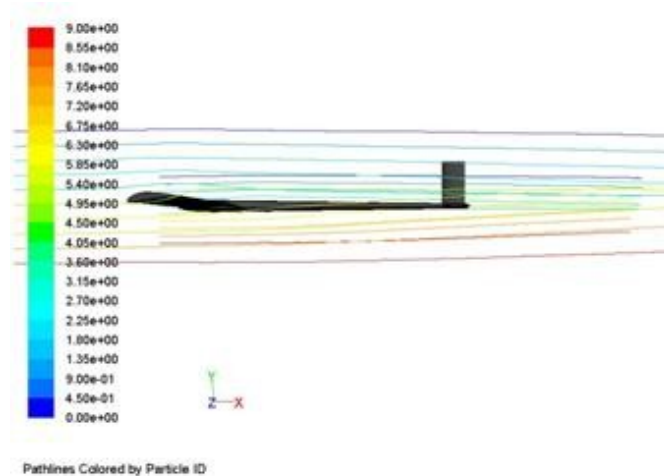


(b)

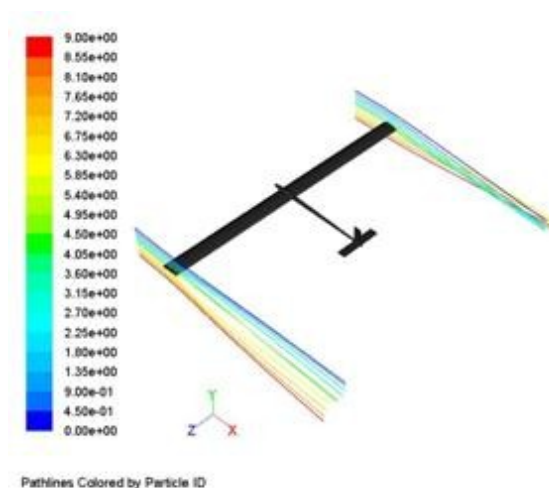
ภาพที่ 38 แสดงความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านอากาศยานที่ชายหลังของปีก (a) ในมุมมองด้านหน้า (b) ในมุมมองไอโซเมตริก

2. เส้นทางการไหลของอากาศ

จากภาพที่ 39 จะเห็นได้ว่าเส้นทางการไหลของอากาศที่ไหลผ่านปลายปีกของอากาศยาน ซึ่งเมื่ออากาศไหลผ่านปลายปีกไปแล้ว ลักษณะของเส้นทางการไหลจะเริ่มมีการบิดตัวหรือมีการเบี่ยงเบนแตกต่างกับเส้นทางการไหลก่อนที่จะผ่านปลายปีกซึ่งเป็นเส้นตรง ที่เป็นเช่นนี้เพราะว่าอากาศเมื่อไหลผ่านปลายปีกไปแล้วนั้นอากาศที่อยู่ด้านล่างปีกซึ่งมีความดันสูงกว่าอากาศที่อยู่ด้านบนปีกจะไหลไปยังด้านบนของปีกทำให้เกิดการเบี่ยงเบนของเส้นทางการไหลเป็นเส้นโค้ง



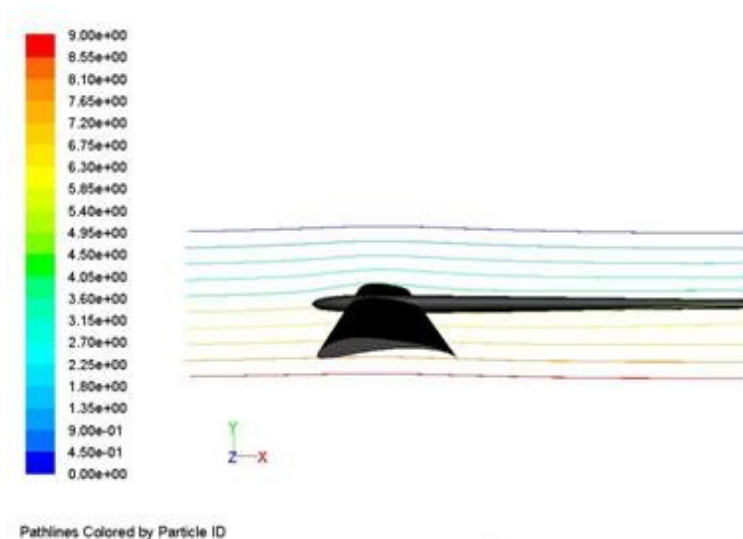
(a)



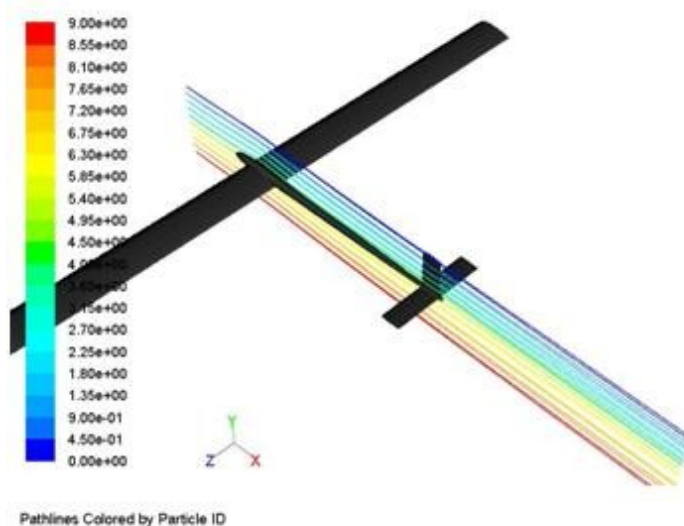
(b)

ภาพที่ 39 เส้นทางการไหลของอากาศที่ไหลผ่านปลายปีกของอากาศยาน (a) มุมมองด้านข้าง (b) มุมมองไอโซเมตริก

จากภาพที่ 40 จะเห็นได้ว่าเส้นทางการไหลของอากาศที่ไหลผ่านกึ่งกลางลำตัวของอากาศยาน ซึ่งลักษณะของเส้นทางการไหลค่อนข้างเป็นแบบราบเรียบ เพราะว่ากระแสการไหลของอากาศที่ผ่านลำตัวของอากาศยานค่อนข้างมีทิศทางไปในแนวเดียวกัน กล่าวคือ การไหลไม่เบี่ยงเบนออกไปจากระนาบที่เส้นทางการไหลผ่าน



(a)

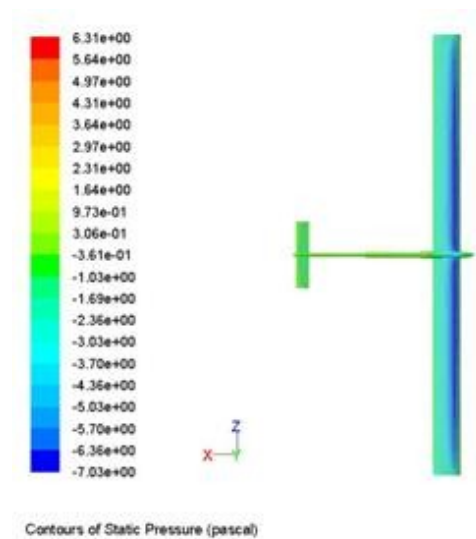


(b)

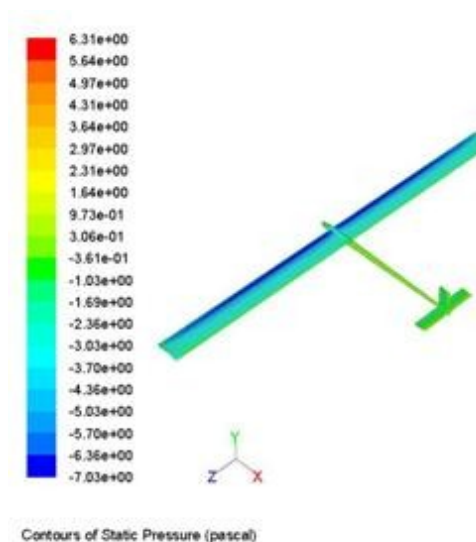
ภาพที่ 40 เส้นทางการไหลของอากาศที่ไหลผ่านกึ่งกลางลำตัวของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านข้าง (b) ในมุมมองไอโซเมตริก

3. การกระจายความดัน

จากภาพที่ 41 จะเห็นการกระจายตัวของความดันบนตัวอากาศยาน ซึ่งพบว่าบริเวณที่มีความดันต่ำที่สุดบนตัวอากาศยาน คือที่บริเวณที่ขอบชายหน้าด้านบนของปีกอากาศยาน โดยพบว่าอากาศด้านบนบริเวณนี้จะมีความเร็วสูงสุดด้วย ซึ่งความดันที่เกิดขึ้นนั้นต่ำเป็นสัญญาณเนื่องจากบริเวณดังกล่าวพลังงานของการไหลได้เปลี่ยนเป็นพลังงานที่ทำให้ความเร็วของอากาศสูงขึ้น

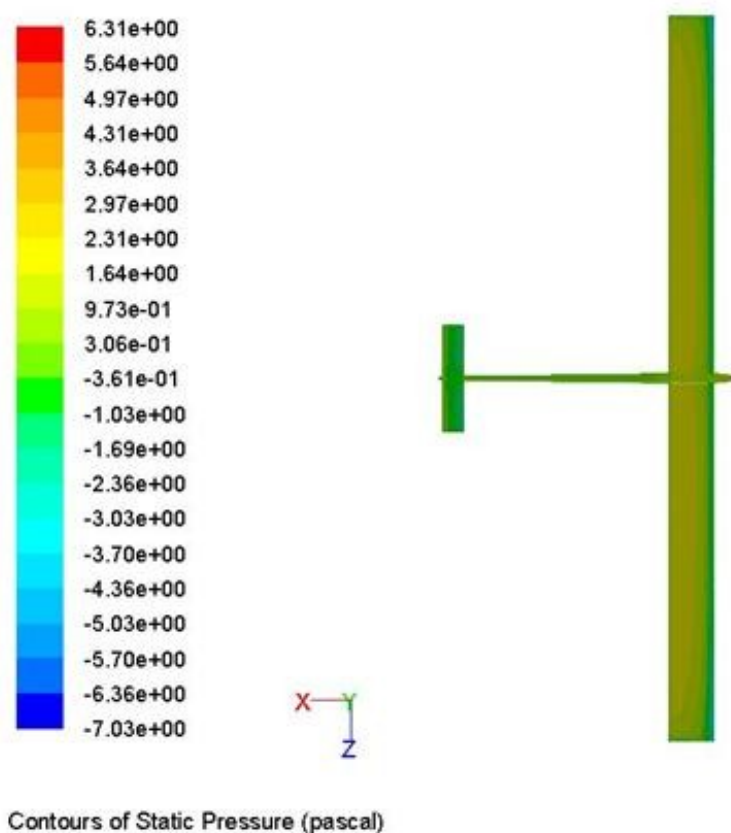


(a)



(b)

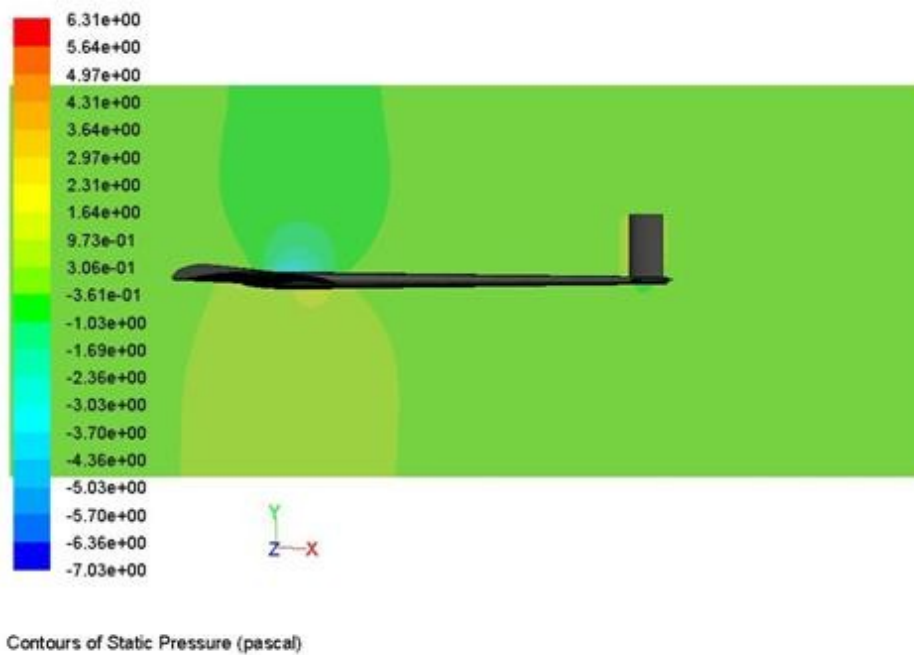
ภาพที่ 41 แสดงความดันบนอากาศยาน (a) ในมุมมองจากด้านบน (b) ในมุมมองไอโซเมตริก



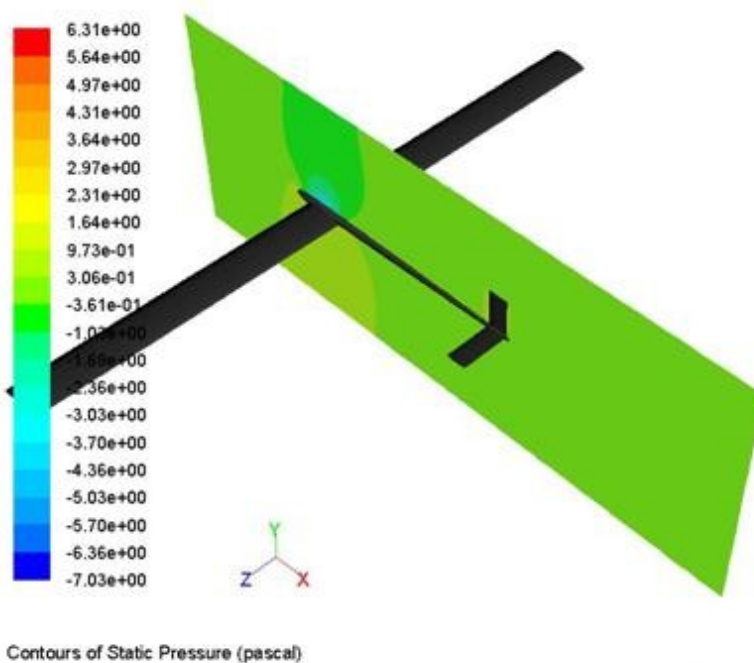
ภาพที่ 42 การกระจายตัวของความดันบนผิวด้านล่างของอากาศยาน ในมุมมองด้านล่าง

จากภาพที่ 42 จะเห็นการกระจายตัวของความดันบนผิวด้านล่างของอากาศยาน ในมุมมองด้านล่าง (bottom view) ซึ่งพบว่าบริเวณที่มีความดันสูงที่สุดบนตัวอากาศยาน คือที่บริเวณที่ใกล้กับขอบชายหลังของปีกอากาศยาน ซึ่งมีความดันสูงกว่าความดันบรรยากาศเนื่องจากบริเวณดังกล่าวมีความเร็วของการไหลต่ำกว่าความเร็วของกระแสการไหลอิสระ นั่นคือพลังงานของการไหลได้เปลี่ยนมาเป็นการดันที่เพิ่มขึ้น

จากภาพที่ 43 จะเห็นการกระจายตัวของความดันของอากาศบนระนาบตามแนวตั้งที่ผ่านตรงกลางลำตัวของอากาศยาน ซึ่งพบว่าบริเวณที่มีความดันต่ำที่สุดบนตัวอากาศยาน คือที่บริเวณด้านบนลำตัวที่ติดกับปีก ซึ่งมีความดันต่ำเป็นสุญญากาศเนื่องจากบริเวณดังกล่าวพลังงานของการไหลได้เปลี่ยนเป็นพลังงานที่ทำให้ความเร็วของอากาศสูงขึ้น และได้พบว่าบริเวณที่มีความดันสูงคือที่ด้านล่างลำตัวที่ติดกับปีก ซึ่งมีความดันสูงกว่าความดันของกระแสการไหลอิสระ เนื่องจากบริเวณดังกล่าวมีความเร็วของการไหลต่ำกว่าความเร็วของกระแสการไหลอิสระ นั่นคือพลังงานของการไหลได้เปลี่ยนมาเป็นการดันที่เพิ่มขึ้น



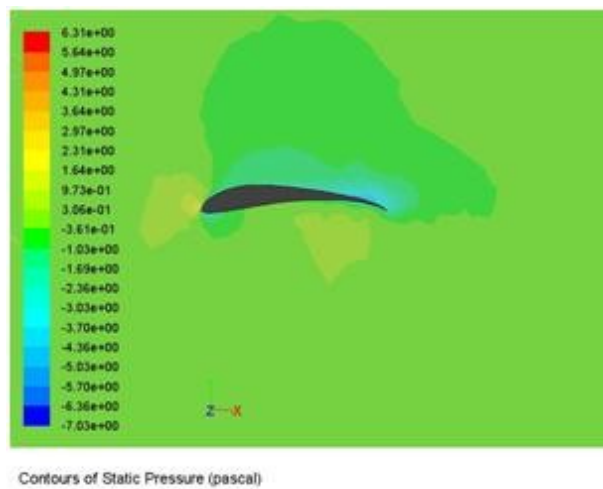
(a)



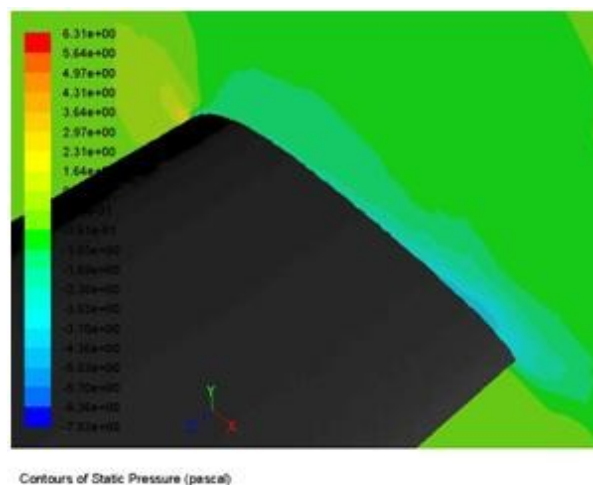
(b)

ภาพที่ 43 การกระจายตัวของความดันของอากาศบนระนาบตามแนวตั้งที่ผ่านตรงกลางลำตัวของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านบน (b) ในมุมมองไอโซเมตริก

จากภาพที่ 44 จะเห็นการกระจายตัวของความดันของอากาศบนระนาบที่ปลายปีกของอากาศยาน จะเห็นได้ชัดว่าที่ด้านบนของปีกจะมีความดันต่ำกว่าที่ด้านล่างของปีก โดยเฉพาะที่ด้านบนใกล้กับขอบชายหลังของปีกจะมีความดันต่ำสุด ส่วนบริเวณที่มีความดันสูงสุดคือที่ขอบชายหน้าของปีกซึ่งจุดดังกล่าวเป็นจุดที่อากาศได้ไหลมาชนกับปีกและมีความเร็วเป็นศูนย์ (stagnation point) คือพลังงานจลน์ในการไหลได้เปลี่ยนไปเป็นความดัน ส่วนอากาศที่อยู่ด้านล่างขอบชายหลังของปีกก็มีความดันสูงแต่ยังต่ำกว่าที่ขอบชายหน้าของปีก



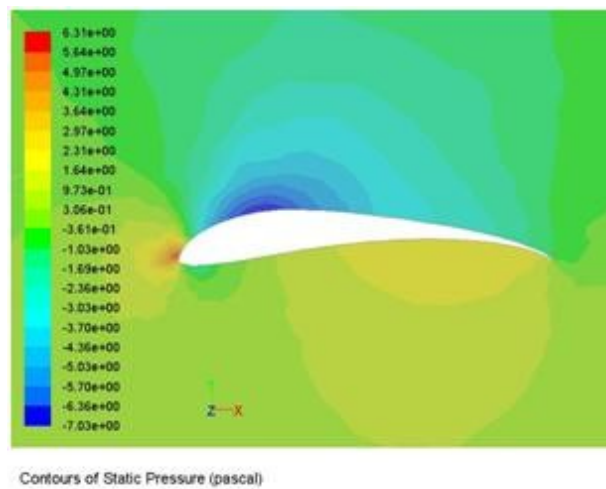
(a)



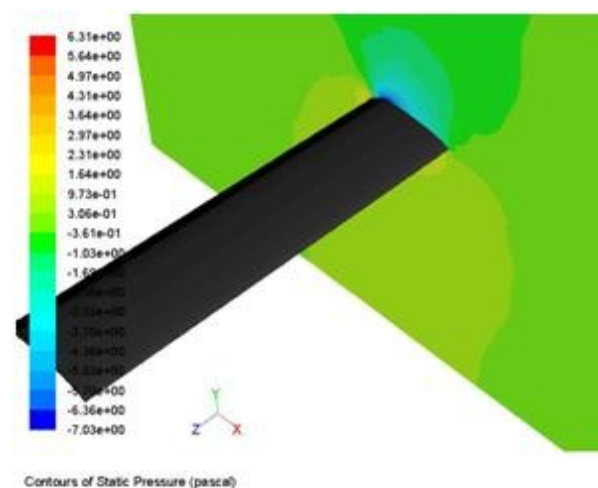
(b)

ภาพที่ 44 การกระจายตัวของความดันของอากาศบนระนาบที่ปลายปีกของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านข้าง (b) ในมุมมองไอโซเมตริก

จากภาพที่ 45 จะเห็นการกระจายตัวของความดันของอากาศบนระนาบที่กึ่งกลางปีกของอากาศยาน จะเห็นได้ชัดว่าที่ขอบชายหน้าของปีกจะมีความดันสูงสุดซึ่งเป็นจุด stagnation point ส่วนอากาศที่อยู่ด้านล่างใกล้กับขอบชายหลังของปีกก็มีความดันสูงแต่ยังต่ำกว่าที่จุด stagnation point ส่วนที่ด้านบนที่ใกล้กับขอบชายหน้าของปีกจะมีความดันต่ำสุด ซึ่งพบว่าที่บริเวณนี้จะมีความเร็วของอากาศที่สูงนั่นคือพลังงานที่อยู่ในรูปของความดันนั้นได้เปลี่ยนไปเป็นพลังงานจลน์ทำให้ความดันบริเวณดังกล่าวมีความดันต่ำกว่าความดันบรรยากาศ



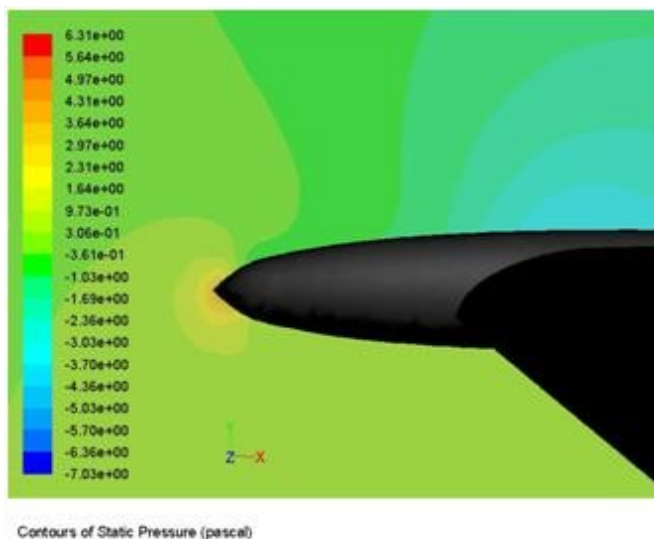
(a)



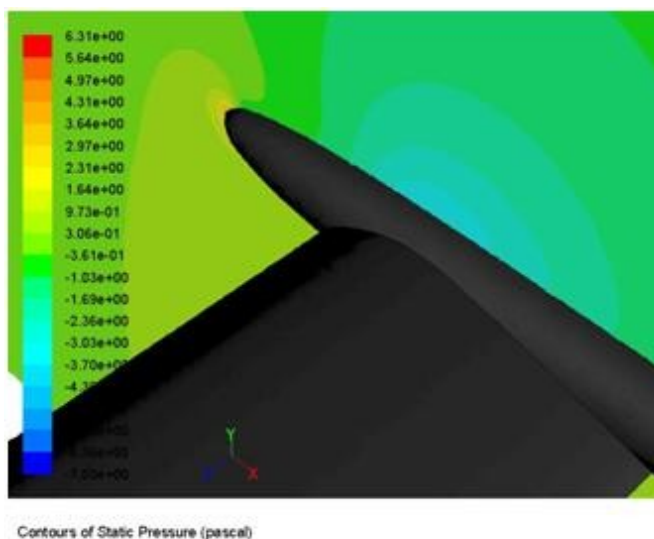
(b)

ภาพที่ 45 การกระจายตัวของความดันของอากาศบนระนาบที่กึ่งกลางปีกของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านข้าง (b) ในมุมมองไอโซเมตริก

จากภาพที่ 46 จะเห็นการกระจายตัวของความดันของอากาศด้านหน้าของอากาศยาน บนระนาบที่ผ่านกึ่งกลางลำตัวของอากาศยาน จะเห็นว่ามีความดันสูงที่ด้านหน้าของลำตัวอากาศยาน เพราะเป็นจุด Stagnation point ส่วนอากาศที่อยู่ด้านล่างของลำตัวก็มีความดันสูงกว่าความดันของอากาศที่ด้านบนลำตัวซึ่งเกิดจากอิทธิพลของการไหลของอากาศที่ไหลผ่านปีก



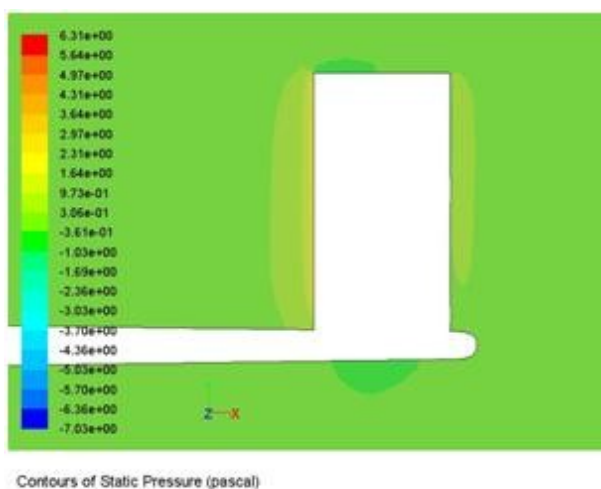
(a)



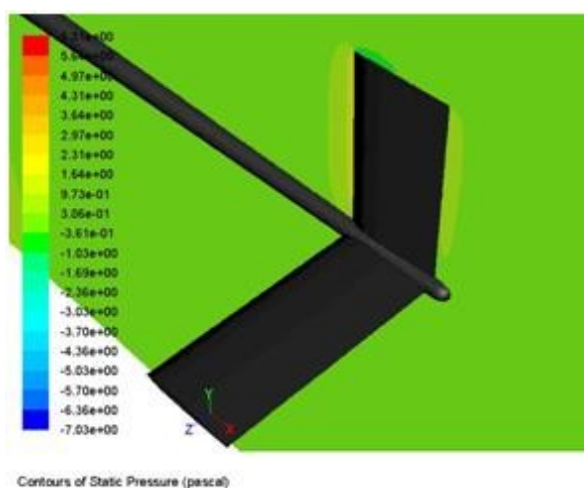
(b)

ภาพที่ 46 การกระจายความดันของอากาศที่บริเวณด้านหน้าของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านบน (b) ในมุมมองไอโซเมตริก

จากภาพที่ 47 จะเห็นการกระจายตัวของความดันของอากาศที่บริเวณหางของอากาศยาน บนระนาบที่ผ่านกึ่งกลางตัวของอากาศยานตามแนวยาว จะเห็นว่าความดันที่ด้านหน้าหางของอากาศยานสูงกว่าที่ด้านหลังของหาง เพราะด้านหน้านั้นเป็นจุด Stagnation point ส่วนอากาศที่อยู่ด้านล่างของหางและด้านบนของหางในแนวตั้งมีความดันต่ำกว่าความดันของกระแสการไหลอิสระเล็กน้อย ซึ่งเกิดจากอากาศที่ไหลมาชนกับหางในแนวตั้งและแนวนอนบางส่วนนั้นจะไหลไปยังด้านล่างของหางและด้านบนของหางในแนวตั้ง ซึ่งทำให้อากาศบริเวณดังกล่าวมีความเร็วสูงขึ้น



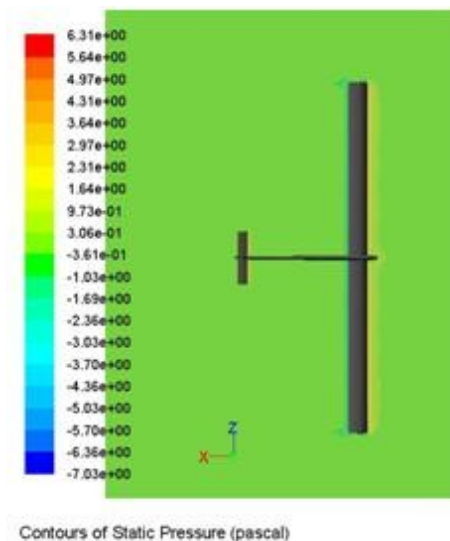
(a)



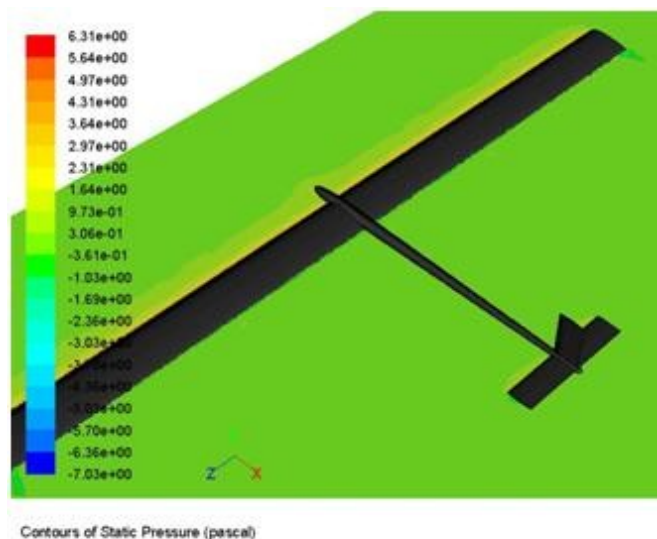
(b)

ภาพที่ 47 การกระจายตัวของความดันของอากาศที่บริเวณหางของอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านข้าง (b) ในมุมมองไอโซเมตริก

จากภาพที่ 48 จะเห็นการกระจายตัวของความดันของอากาศบนระนาบตามแนวอนที่ผ่านตัวอากาศยาน ในมุมมองจากด้านบน (top view) พบว่าที่ขอบชายหน้าของปีก ขอบชายหน้าของหาง และที่ด้านหน้าของลำตัวอากาศยาน มีความดันสูงเพราะที่บริเวณดังกล่าวเป็นจุดที่อากาศไหลมาชนแล้วมีความเร็วเป็นศูนย์ (stagnation point)



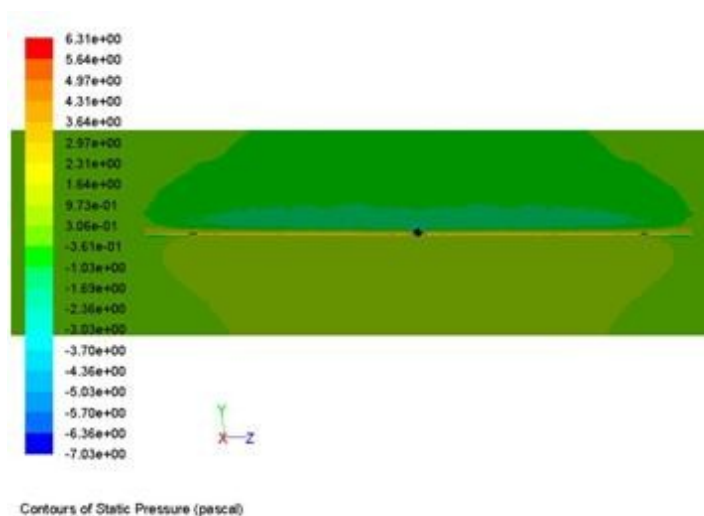
(a)



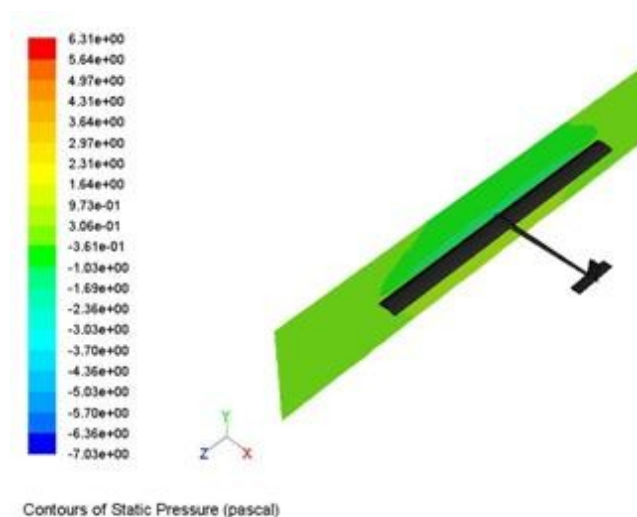
(b)

ภาพที่ 48 การกระจายตัวของความดันของอากาศบนระนาบตามแนวอนที่ผ่านตัวอากาศยาน (a) ในมุมมองด้านบน (b) ในมุมมองไอโซเมตริก

จากภาพที่ 49 จะเห็นได้ว่าความดันที่ด้านบนของชายหน้าของปีกจะต่ำกว่าความดันที่ด้านล่างของขอบชายหน้าของปีกและความดันของกระแสการไหลอิสระ โดยที่บริเวณตรงกลางด้านบนของอากาศยานจะมีพื้นที่การกระจายตัวของความดันต่ำที่มากกว่าบริเวณปลายปีก เพราะว่าบริเวณตรงกลางของอากาศยานจะมีพื้นที่หน้าตัดของการไหลน้อยกว่าที่บริเวณปลายปีกของอากาศยานทำให้บริเวณตรงกลางอากาศได้เพิ่มความเร็วขึ้นจึงทำให้ความดันต่ำลง



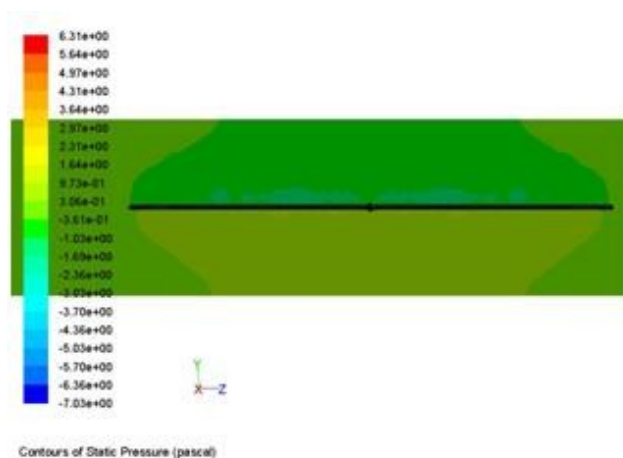
(a)



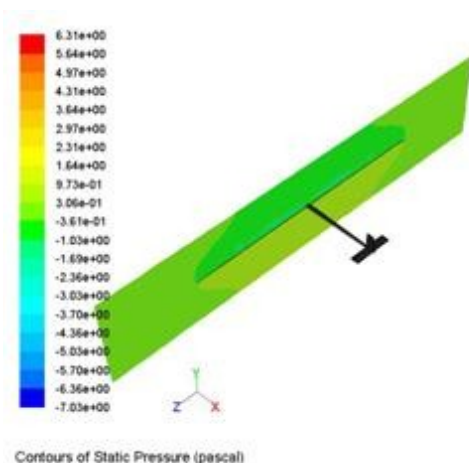
(b)

ภาพที่ 49 การกระจายความดันของอากาศที่ไหลผ่านอากาศยานที่ชายหน้าของปีก (a) ในมุมมองด้านข้าง (b) ในมุมมองไอโซเมตริก

จากภาพที่ 50 จะเห็นได้ว่าความดันที่ด้านบนของชายหลังของปีกจะความดันต่ำกว่าความดันของกระแสการไหลอิสระของอากาศ แต่ที่ด้านล่างของชายหลังของปีกความดันของอากาศจะสูงกว่าความดันของกระแสการไหลอิสระ เพราะว่าที่ด้านบนของปีกมีพื้นที่หน้าตัดของการไหลน้อยกว่าที่ด้านล่างของปีกทำให้ความเร็วของอากาศที่ด้านบนของปีกสูงกว่าความเร็วของกระแสการไหลอิสระ ซึ่งพลังงานที่อยู่ในรูปของความดันได้เปลี่ยนไปเป็นพลังงานจลน์ ส่วนที่ด้านล่างของปีกความเร็วของอากาศต่ำกว่าความเร็วของกระแสการไหลอิสระนั้นพลังงานจลน์ของการไหลได้เปลี่ยนไปเป็นความดันที่สูงขึ้น



(a)

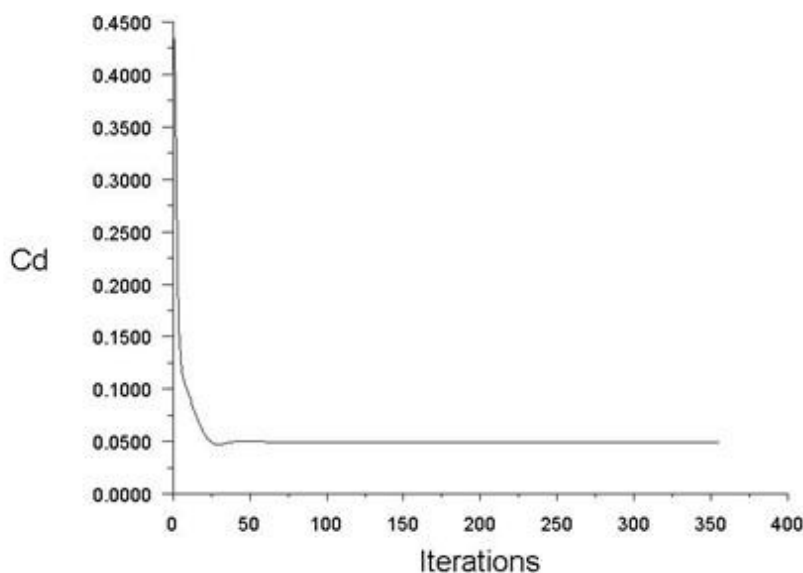


(b)

ภาพที่ 50 การกระจายความดันของอากาศที่ไหลผ่านอากาศยานที่ชายหลังของปีก (a) ในมุมมองด้านข้าง (b) ในมุมมองไอโซเมตริก

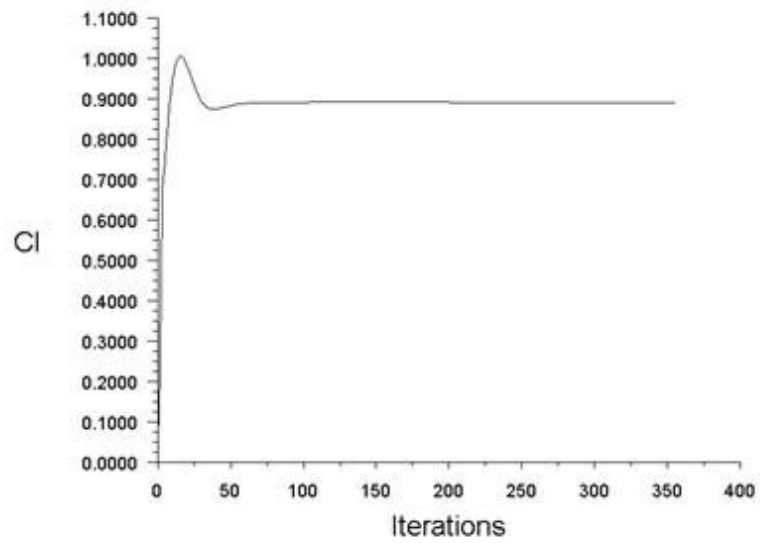
4. สัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์

จากผลการคำนวณของโปรแกรมพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณทางด้านพลศาสตร์ของอากาศยานไร้นักบินพลังงานแสงอาทิตย์นั้นได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Cd) ที่ 0.049 ดังแสดงในภาพที่ 51 เป็นผลการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านตามจำนวนครั้งของการคำนวณซึ่งค่าที่คำนวณได้นั้นเริ่มคงที่เมื่อคำนวณไปถึงประมาณครั้งที่ 50 ซึ่งค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ต่ำแสดงว่าอากาศยานจะสามารถเคลื่อนที่ในอากาศได้ง่าย กล่าวคือมีแรงต้านอากาศที่ต่ำ ทำให้ประพลังงานในการขับเคลื่อนสำหรับค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (Cl) มีค่าเท่ากับ 0.891 ดังแสดงในภาพที่ 52 เป็นผลการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์แรงยกตามจำนวนครั้งของการคำนวณซึ่งค่าที่คำนวณได้นั้นเริ่มคงที่เมื่อคำนวณไปถึงประมาณครั้งที่ 200 ซึ่งค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงจะแสดงถึงความสามารถของอากาศยานในการบินขึ้น (take of) หรือบินไต่ไปในระดับที่สูง (climb) นั้นได้ง่าย กล่าวคือมีแรงยกตัวสูง และได้ค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์ (Cm) ที่ 0.224 ดังแสดงในภาพที่ 53 เป็นผลการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์ตามจำนวนครั้งของการคำนวณซึ่งค่าที่คำนวณได้นั้นเริ่มคงที่เมื่อคำนวณไปถึงประมาณครั้งที่ 235 ซึ่งค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์นี้แสดงถึงโมเมนต์ที่ทำให้อากาศยานเงยขึ้น (pitch up) ถ้ามีค่าเป็นบวก และขนาดโมเมนต์ที่ทำให้อากาศยานก้มลง (pitch down) ถ้ามีค่าเป็นลบ



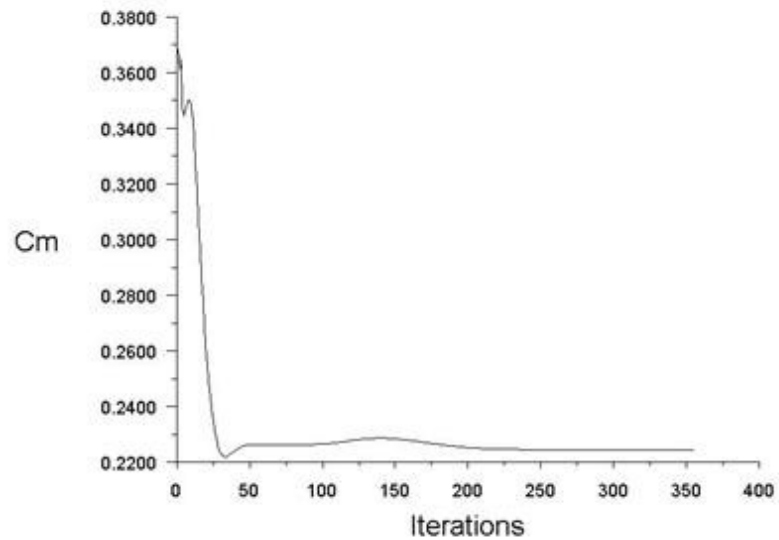
Drag Convergence History

ภาพที่ 51 ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านตามจำนวนครั้งที่คำนวณ



Lift Convergence History

ภาพที่ 52 ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกตามจำนวนครั้งที่คำนวณ



Moment Convergence History About (0 0 1)

ภาพที่ 53 ค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์ตามจำนวนครั้งที่คำนวณ

บทที่ 5

สรุปผลการวิจัย อภิปรายผล และข้อเสนอแนะ

1. สรุปผลการวิจัย

จากการจำลองการไหลของอากาศผ่านอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ เพื่อศึกษาถึงคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ที่ได้ออกแบบขึ้น โดยใช้วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ ผลการจำลองสามารถสรุปได้ดังนี้

ความเร็วของการไหลของอากาศที่ลำตัวของอากาศยานที่ติดกับปีก ที่ด้านบนลำตัวนั้นมีความเร็วสูงกว่ากระแสการไหลอิสระของอากาศ ส่วนที่ด้านล่างลำตัวของอากาศจะมีความเร็วของการไหลต่ำกว่ากระแสการไหลอิสระของอากาศ ที่เป็นเช่นนี้เพราะเกิดจากอิทธิพลของลักษณะของปีกของอากาศยาน ความเร็วของอากาศที่ด้านบนของปีกอากาศยานมีความเร็วสูงกว่าที่ด้านล่างของปีกเพราะลักษณะด้านบนของปีกจะโค้งนูนขึ้นกว่าด้านล่างทำให้ลดพื้นที่หน้าตัดของการไหลของอากาศ จึงทำอากาศมีความเร็วสูงขึ้น ที่ด้านบนของปีกจะมีความเร็วของอากาศสูงกว่าความเร็วของกระแสการไหลอิสระของอากาศ ส่วนที่ด้านล่างนั้นความเร็วของอากาศต่ำกว่าความเร็วของกระแสการไหลอิสระของอากาศ และจะเห็นได้ว่าอากาศบริเวณด้านหลังของอากาศยานนั้นอากาศจะมีความเร็วต่ำ เนื่องจากเป็นบริเวณที่ถูกลำตัวและหางของอากาศยานได้บังกระแสการไหลของอากาศทำให้บริเวณที่ด้านหลังของหางอากาศยานมีความเร็วต่ำ และเกิดการไหลแบบหมุนวนของอากาศเกิดขึ้นที่ชายหลังของโคนปีกที่ติดกับลำตัวและที่ปลายหาง อันเนื่องมาจากเป็นบริเวณที่ถูกบังไว้ทำให้มีพื้นที่สำหรับให้อากาศไหลเข้าไปในบริเวณดังกล่าวได้ และบริเวณดังกล่าวมีความดันต่ำกว่ากระแสการไหลอิสระ

เส้นทางการไหลของอากาศที่ไหลผ่านปลายปีกของอากาศยาน ซึ่งเมื่ออากาศไหลผ่านปลายปีกไปแล้ว ลักษณะของเส้นทางการไหลจะเริ่มมีการบิดตัวหรือมีการเบี่ยงเบนแตกต่างกับเส้นทางการไหลก่อนที่จะผ่านปลายปีกซึ่งเป็นเส้นตรง ที่เป็นเช่นนี้เพราะว่าอากาศเมื่อไหลผ่านปลายปีกไปแล้วนั้นอากาศที่อยู่ด้านล่างปีกซึ่งมีความดันสูงกว่าอากาศที่อยู่ด้านบนปีกจะไหลไปยังด้านบนของปีกทำให้เกิดการเบี่ยงเบนของเส้นทางการไหลเป็นเส้นโค้ง ซึ่งแตกต่างกับเส้นทางการไหลที่ผ่านกึ่งกลางลำตัวของอากาศยาน ซึ่งมีลักษณะของเส้นทางการไหลค่อนข้างเป็นแบบราบเรียบ เพราะว่ากระแสการไหลของอากาศที่ผ่านลำตัวของอากาศยานค่อนข้างมีทิศทางไปในแนวเดียวกัน กล่าวคือการไหลไม่เบี่ยงเบนออกไปจากระนาบที่ตัดผ่านกึ่งกลางลำตัวของอากาศยาน

2. อภิปรายผล

การกระจายตัวของความดันของอากาศบนระนาบตามแนวตั้งที่ผ่านตรงกลางลำตัวของอากาศยาน ซึ่งพบว่าบริเวณที่มีความดันต่ำที่สุดบนลำตัวอากาศยานคือที่บริเวณด้านบนลำตัวที่ติดกับปีก ซึ่งมีความดันต่ำเป็นสัญญาณเนื่องจากบริเวณดังกล่าวพลังงานของการไหลได้เปลี่ยนเป็นพลังงานที่ทำให้ความเร็วของอากาศสูงขึ้น และได้พบว่าบริเวณที่มีความดันสูงคือที่ด้านล่างลำตัวที่ติดกับปีก ซึ่งมีความดันสูงกว่าความดันบรรยากาศเนื่องจากบริเวณดังกล่าวมีความเร็วของการไหลต่ำกว่าความเร็วของกระแสการไหลอิสระ นั่นคือพลังงานของการไหลได้เปลี่ยนมาเป็นความดันที่สูงขึ้น

สมรรถนะทางด้านพลศาสตร์ของอากาศยานให้นักบินพลังงานแสงอาทิตย์นั้นจากผลการจำลองได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศ (Cd) ที่ 0.049 ซึ่งค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศที่ต่ำนี้แสดงว่าอากาศยานจะสามารถเคลื่อนที่ในอากาศได้ง่าย กล่าวคือมีแรงต้านอากาศที่ต่ำ ทำให้ประหยัดพลังงานในการขับเคลื่อน ได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (Cl) ที่ 0.891 ซึ่งค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงนี้จะทำให้อากาศยานสามารถจะบินขึ้น (take of) หรือบินต่อไปในระดับที่สูง (climb) นั้นได้ง่าย กล่าวคือมีแรงยกตัวสูง และได้ค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์ (Cm) ที่ 0.224 ซึ่งค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์นี้แสดงถึงโมเมนต์ที่จะทำให้อากาศยานเงยขึ้น (pitch up)

3. ข้อเสนอแนะ

3.1 งานวิจัยนี้เป็นการศึกษาทางด้านอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานให้นักบินพลังงานแสงอาทิตย์ที่ออกแบบขึ้นเป็นต้นแบบ ซึ่งสามารถพัฒนาออกแบบตัวอากาศยานให้นักบินพลังงานแสงอาทิตย์นี้ ให้มีสมรรถนะทางด้านอากาศพลศาสตร์ให้ดีขึ้นกว่านี้ได้ เช่น การออกแบบปีกให้มีมุมเรียว กล่าวคือโคนปีกกว้างกว่าปลายปีกเพื่อลดแรงต้านอากาศและเพื่อเพิ่มความแข็งแรงของปีก การติดตั้ง wing let ที่ปลายปีกเพื่อลดการไหลแบบหมุนวนที่ปลายปีก

3.2 งานวิจัยนี้เป็นการศึกษาทางด้านอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานให้นักบินพลังงานแสงอาทิตย์ที่ออกแบบขึ้นโดยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (CFD) เพื่อให้เกิดความมั่นใจยิ่งขึ้นในผลที่เกิดขึ้นกับตัวอากาศยานให้นักบินพลังงานแสงอาทิตย์นั้นควรสร้างต้นแบบที่สามารถนำไปทดสอบจริงในอุโมงค์ลมได้ และนำผลที่ได้จากการจำลองมาเปรียบเทียบกับผลที่ได้จากการทดสอบในอุโมงค์ลม

บรรณานุกรม

- Solar-Impulse. (2011). Around the world in a solar airplane. May 2011, from <http://www.solarimpulse.com>
- แหล่งพลังงานต่าง ๆ ของประเทศ. (2554). ความรู้พลังงาน ความรู้พลังงาน/ข้อมูลพลังงาน กระทรวงพลังงาน. ค้นเมื่อ พฤษภาคม 2554, จาก <http://www.energy.go.th/?q=th/energy>
- Geoffrey A. Landis, Christopher LaMarre, Anthony Colozza. (2005). **Venus atmospheric** exploration by solar aircraft, *Acta Astronautica*, Volume 56, Issue 8, April 2005, Pages 750-755.
- S.R. Herwitz, L.F. Johnson, S.E. Dunagan, R.G. Higgins, D.V. Sullivan, B.M. Lobitz, J.G. Leung, B.A. Gallmeyer, M. Aoyagi, R.E. Slye and J.A. Brass. (2004). **Imagine from an unmanned aerial vehicle: agricultural surveillance and decision support**, *Computers and Electronics in Agriculture*, Volume 44, Issue 1, July 2004, Pages 49-61.
- George Marsh. (2010). **Best endurance under the sun**, *Renewable Energy Focus*. Volume 11, Issue 5, September-October 2010, Pages 24-27.
- Prototype solar-powered aircraft unveiled, *Reinforced Plastics*. (2009). Volume 53, Issue 6, August-September 2009, Page 5.
- J.B. Vos, A. Rizzi, D. Darracq and E.H. Hirsch. (2002). **Navier-Stokes solvers in European aircraft design**, *Progress in Aerospace Science*, Volume 38, Issue 8, November 2002, Pages 601-697.
- Andreas Schutte, Okko J. Boelens, Martin Oehlke, Adam Jirasek and Thomas Loeser. (2011). **Prediction of Flow around the X-31 Aircraft using three different CFD methods**, *Aerospace Science and Technology*, Volume 20, Issue 1, July-August 2011, Pages 21-37.
- จารุวัตร เจริญสุข, เอกสารคำสอน **พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ** (Computational Fluid Dynamics)
- Enrico Cestino. (2006). **Design of solar high altitude long endurance aircraft for multi payload & operations**, *Aerospace Science and Technology*, Volume 10, Issue 6, September 2006, Pages 541-550.

บรรณานุกรม (ต่อ)

- Amir S. Gohardani, Georgios Doulgeris and Riti Singh. (2011). **Challenges of future aircraft propulsion: A review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft**, Progress in Aerospace Sciences, Volume 47, Issue 5, July 2011, Pages 369-391.
- Jeffrey Crouch. (2005). **Airplane trailing vortices and their control**, Comptes Rendus Physique, Volume 6, Issue 4-5, May-June 2005, Pages 487-499.
- Forrester T. Johnson, Edward N. Tinoco and N. Jong Yu. (2005). **Thirty years of development and application of CFD at Boeing Commercial Airplanes**, Seattle, Computers & Fluids, Volume 34, Issue 10, December 2005, Pages 1115-1151.
- Michael S. Selig and James J. Guglielmo. (1997). **High-Lift Low Reynolds Number Airfoil Design**, Journal of Aircraft, Vol. 34, No. 1, January-February 1997, Pages 72-79.

ภาคผนวก

ภาคผนวก ก
พิกัดของปีกบนระนาบ 2 มิติ

ตารางที่ ก. 1 พิกัดของปีกบนระนาบ 2 มิติ S1223 Airfoil (Michael S. Selig และ James J. Guglielmo, 1997)

| X | Y |
|---------|---------|
| 0.00019 | 0.00286 |
| 0.0008 | 0.00745 |
| 0.00221 | 0.01365 |
| 0.00482 | 0.021 |
| 0.00706 | 0.02587 |
| 0.01082 | 0.03257 |
| 0.01503 | 0.03884 |
| 0.01989 | 0.04487 |
| 0.02846 | 0.05369 |
| 0.03568 | 0.05999 |
| 0.04897 | 0.07 |
| 0.068 | 0.08199 |
| 0.08018 | 0.08863 |
| 0.0955 | 0.09613 |
| 0.11009 | 0.10247 |
| 0.12497 | 0.10819 |
| 0.14032 | 0.11348 |
| 0.15733 | 0.11868 |
| 0.17473 | 0.12336 |
| 0.19561 | 0.12802 |
| 0.21283 | 0.13114 |
| 0.23263 | 0.13393 |
| 0.26356 | 0.13679 |

ตารางที่ ก. 1 (ต่อ)

| X | Y |
|---------|---------|
| 0.29648 | 0.13794 |
| 0.32854 | 0.13771 |
| 0.35962 | 0.13665 |
| 0.38752 | 0.13509 |
| 0.4161 | 0.13304 |
| 0.44641 | 0.13039 |
| 0.47863 | 0.12718 |
| 0.50578 | 0.12419 |
| 0.53542 | 0.12074 |
| 0.56407 | 0.1172 |
| 0.59071 | 0.11368 |
| 0.61072 | 0.11087 |
| 0.65038 | 0.10483 |
| 0.68153 | 0.09976 |
| 0.71868 | 0.09328 |
| 0.74802 | 0.08779 |
| 0.78334 | 0.08061 |
| 0.81744 | 0.07305 |
| 0.84496 | 0.06638 |
| 0.87178 | 0.05924 |
| 0.88969 | 0.05399 |
| 0.91053 | 0.04728 |
| 0.92548 | 0.04204 |
| 0.94176 | 0.03581 |
| 0.9537 | 0.0308 |
| 0.96293 | 0.0266 |

ตารางที่ ก. 1 (ต่อ)

| X | Y |
|---------|----------|
| 0.97339 | 0.02127 |
| 0.98075 | 0.01692 |
| 0.98689 | 0.0126 |
| 0.99187 | 0.00839 |
| 0.9972 | 0.00333 |
| 1 | 0 |
| 0.998 | -0.00013 |
| 0.99231 | 0.00363 |
| 0.989 | 0.0057 |
| 0.97177 | 0.01493 |
| 0.95707 | 0.02117 |
| 0.94479 | 0.02561 |
| 0.92149 | 0.03274 |
| 0.89924 | 0.03838 |
| 0.86994 | 0.04446 |
| 0.83028 | 0.05062 |
| 0.80947 | 0.0531 |
| 0.78942 | 0.05506 |
| 0.76333 | 0.05703 |
| 0.73675 | 0.05844 |
| 0.71559 | 0.05921 |
| 0.67649 | 0.0598 |
| 0.63172 | 0.05939 |
| 0.57684 | 0.05747 |
| 0.52654 | 0.05432 |
| 0.4794 | 0.05004 |

ตารางที่ ก. 1 (ต่อ)

| X | Y |
|---------|----------|
| 0.43006 | 0.04455 |
| 0.3816 | 0.03816 |
| 0.33392 | 0.031 |
| 0.2961 | 0.02479 |
| 0.25115 | 0.0169 |
| 0.201 | 0.00781 |
| 0.16404 | 0.00134 |
| 0.12948 | -0.00369 |
| 0.10354 | -0.00663 |
| 0.08117 | -0.00888 |
| 0.06389 | -0.0104 |
| 0.04627 | -0.01153 |
| 0.0333 | -0.01196 |
| 0.02138 | -0.01185 |
| 0.01449 | -0.0115 |
| 0.0079 | -0.01068 |
| 0.00312 | -0.00872 |
| 0.00139 | -0.0069 |
| 0.00083 | -0.00593 |
| 0.00005 | -0.00138 |

ภาคผนวก ข
พิกัดของหางบนระนาบ 2 มิติ

ตารางที่ ข. 1 พิกัดของหางบนระนาบ 2 มิติ NACA 0009 Airfoil

| X | Y |
|---------|----------|
| 0 | 0 |
| 0.00625 | 0.0071 |
| 0.0125 | 0.0098 |
| 0.025 | 0.01335 |
| 0.0375 | 0.01575 |
| 0.05 | 0.01755 |
| 0.075 | 0.02005 |
| 0.1 | 0.0215 |
| 0.125 | 0.0223 |
| 0.15 | 0.0225 |
| 0.2 | 0.02175 |
| 0.25 | 0.01985 |
| 0.3 | 0.0171 |
| 0.35 | 0.01375 |
| 0.4 | 0.00985 |
| 0.45 | 0.00545 |
| 0.475 | 0.003 |
| 0.5 | 0.0005 |
| 0.5 | 0 |
| 0.5 | -0.0005 |
| 0.475 | -0.003 |
| 0.45 | -0.00545 |
| 0.4 | -0.00985 |
| 0.35 | -0.01375 |

ตารางที่ ข. 1 (ต่อ)

| X | Y |
|---------|----------|
| 0.3 | -0.0171 |
| 0.25 | -0.01985 |
| 0.2 | -0.02175 |
| 0.15 | -0.0225 |
| 0.125 | -0.0223 |
| 0.1 | -0.0125 |
| 0.075 | -0.02005 |
| 0.05 | -0.01755 |
| 0.0375 | -0.0157 |
| 0.025 | -0.01335 |
| 0.0125 | -0.0098 |
| 0.00625 | -0.0071 |
| 0 | 0 |

ประวัติผู้วิจัย

1. ชื่อ - นามสกุล (ภาษาไทย) นายนิวัฒน์ สุขสาม
ชื่อ - นามสกุล (ภาษาอังกฤษ) Mr. Niwat Suksam
2. เลขหมายบัตรประจำตัวประชาชน 3 9602 00413 23 2
3. ตำแหน่งปัจจุบัน อาจารย์
4. หน่วยงานและสถานที่ติดต่อได้สะดวก พร้อมหมายเลขโทรศัพท์ที่ทำงาน โทรศัพท์มือถือ โทรสาร และไปรษณีย์อิเล็กทรอนิกส์ (E-mail)
หน่วยงาน สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถานที่อยู่ที่ติดต่อได้สะดวก เอ. อาร์ อพาร์ทเมนต์ ห้อง 325 เลขที่ 26/26 หมู่ 5 ถ.ทางหลวงชนบท
นฐ. 4006 ต.ศาลายา อ.พุทธมณฑล จ.นครปฐม 73170
หมายเลขโทรศัพท์ที่ทำงาน 0 2889 4585-7 ต่อ 2675
โทรศัพท์มือถือ 08 4148 6923
โทรสาร 0 2889 4585-7 ต่อ 2621
และไปรษณีย์อิเล็กทรอนิกส์ (E-mail) niwat.suk@rmutr.ac.th
5. ประวัติการศึกษา
 - วศ.ม. วิศวกรรมเครื่องกล สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง พ.ศ. 2553
 - วศ.บ. (เกียรตินิยมอันดับ 2) วิศวกรรมเครื่องกล
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง พ.ศ. 2551

ผลงานวิชาการ

ระหว่างศึกษาระดับปริญญาโท

 1. นิวัฒน์ สุขสาม สุมิตรา จรสโรจน์กุล และจรรูวัตร เจริญสุข, “การจำลองเชิงตัวเลขสำหรับเซลล์เชื้อเพลิงออกไซด์ของแข็งแบบแผ่น” การประชุมวิชาการเครือข่ายพลังงานแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 5, 29 เมษายน-1 พฤษภาคม 2552, มหาวิทยาลัยรัตนนคร จังหวัดพิษณุโลก
 2. Niwat Suksam, Sumittra Charojrochkul and Jaruwat Charoensuk, “Numerical Simulation of a Segmented-in-Series Planar SOFC”, International Conference on Green and Sustainable Innovation 2009 (ICGSI 2009): Sufficiency and Sustainability through Life Cycle Thinking, December 2nd-4th, 2009, Le Meridien Chiang Rai Resort, Chiang Rai, Thailand.
 6. สาขาวิชาการที่มีความชำนาญพิเศษ (แตกต่างจากวุฒิการศึกษา) ระบุสาขาวิชาการ อุณหศาสตร์และของไหล (Thermal Science and Fluid Mechanics)

7. ประสบการณ์ที่เกี่ยวข้องกับการบริหารงานวิจัยทั้งภายในและภายนอกประเทศ โดยระบุสถานภาพในการทำการวิจัยว่าเป็นผู้อำนวยการแผนงานวิจัย หัวหน้าโครงการวิจัย หรือผู้ร่วมวิจัยในแต่ละข้อเสนอการวิจัย

7.1 หัวหน้าโครงการวิจัย โครงการการจำลองเชิงตัวเลขของอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้นักบินพลังงานแสงอาทิตย์

7.2 ผู้ร่วมวิจัย โครงการการพัฒนาพื้นผิวให้ความร้อนสู่วัสดุพรมกับการทดลองการพาความร้อนแบบอิสระและแบบบังคับในห้องปฏิบัติการ

7.3 ผู้ร่วมวิจัย โครงการการศึกษาการชุบแข็งวัสดุโลหะที่ได้จากกระบวนการเติมเนื้อวัสดุ

7.4 ผู้ร่วมวิจัย โครงการการพัฒนากระบวนการอบแห้งพืชสมุนไพรด้วยคลื่นไมโครเวฟแบบสุญญากาศ