การศึกษาการจุดตัวของจรวดชนิดภาคพื้นสู่ภาคพื้น

จิรชายา ศรีขาว

TC

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต บัณฑิตวิทยาลัย สาขาเทคโนโลยีวิศวกรรม สถาบันเทคโนโลยีไทย-ญี่ปุ่น ปีการศึกษา 2558

AN INVESTIGATION OF THE IGNITION OF SURFACE-TO-SURFACE MISSILES

# nníulaðin. N

Chirachaya Srikhao

10

A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of Requirements for The Degree of Master of Engineering Program in Engineering Technology Graduate School

> Thai-Nichi Institute of Technology Academic Year 2015

หัวข้อวิทยานิพนธ์ โดย สาขาวิชา อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ การศึกษาการจุดตัวของจรวดชนิดภาคพื้นสู่ภาคพื้น จิรชายา ศรีขาว เทคโนโลยีวิศวกรรม ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. เลอเกียรติ์ วงศ์สารพิกูล

บัณฑิตวิทยาลัย สถาบันเทคโนโลยีไทย-ญี่ปุ่น อนุมัติให้นับวิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็น ส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญามหาบัณฑิต

## .....คณบดีบัณฑิตวิทยาลัย (รองศาสตราจารย์ ดร. พิชิต สุขเจริญพงษ์) วันที่.........เดือน.....พ.ศ.....

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์

(0)

(ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. สมชาย ศรีพัฒนะพิพัฒน์)

.....กรรมการ (ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. วราคม เนิดน้อย)

.....<mark>กรรม</mark>การ

(ดร. เอกอุ ธรรมกรบัญญัติ)

.....อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์

(ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. เลอเกียรติ์ วงศ์สารพิกูล)

จิรชายา ศรีขาว : การศึกษาการจุดตัวของจรวดชนิดภาคพื้นสู่ภาคพื้น. อาจารย์ที่ปรึกษา : ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. เลอเกียรติ์ วงศ์สารพิกูล, 41 หน้า

จรวดชนิดการยิงจากพื้นสู่พื้นที่ใช้ในประเทศไทย เป็นจรวดที่ใช้เชื้อเพลิงชนิดแข็ง ซึ่งระบบ การทำงานไม่ซับซ้อน เริ่มจากการจุดกลักจุดจรวด (Igniter Case) เพื่อส่งต่อพลังงานไปยังเชื้อเพลิง หลัก (ดินขับ) ที่อยู่ภายนอก ทำให้จรวดเกิดการเคลื่อนที่ทะยานขึ้นสู่อากาศ งานวิจัยนี้ศึกษาการพา ความร้อนของอากาศ เมื่อมีการจุดกลักจุดจรวด โดยใช้วิธีจำลองเชิงตัวเลข (Computational Fluid Dynamics, CFD) ด้วย Fluent ในโปรแกรม ANSYS โดยเปรียบเทียบการเปลี่ยนแปลงองศารูระบาย อากาศของกลักจุดจรวดใน 3 ลักษณะ คือ ที่ 45°, 90° และการไล่องศาจาก 45°-90° พบว่าที่องศารู ระบายอากาศที่ 90° นั้นสามารถพาความร้อนออกมาจากกลักจุดจรวดได้ดีกว่าที่องศาอื่นๆ

บัณฑิตวิทยาลัย สาขาวิชา เทคโนโลยีวิศวกรรม ปีการศึกษา 2558 ลายมือชื่อนักศึกษา ..... ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา ..... CHIRACHAYA SRIKHAO : AN INVESTIGATION OF THE IGNITION OF SURFACE-TO-SURFACE MISSILES. ADVISOR : ASSISTANCE PROFESSOR DR. LERKIAT VONGSARNPIGOON, 41 PP.

Surface-to-surface missiles used by the Thai military mainly used solid propellant in a relatively simple propulsion system. Ignition of the propellant is initiated by hot gases passing through holes drilled at an angle along the surface of an embedded ignition case. This paper considers the effect of the angle of these holes on the flow and pressure of hot gases impacting on the solid propellant. Both cases of constant angle of the holes and varying angle are considered. The investigation has been carried out using the finite element program ANSYS.

Graduate School Field of Engineering of Technology Academic Year 2015 Student's Signature.....

#### กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์นี้กระทำสำเร็จลุล่วงไปด้วยดีอันเนื่องมาจากความกรุณาของผู้ช่วย ศาสตราจารย์ ดร. เลอเกียรติ์ วงศ์สารพิกูล อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์กรุณาสละเวลาอันมีค่าของ ท่านมาให้คำแนะนำและให้คำปรึกษาแนวทางและการพัฒนาในการทำวิจัยตลอดจนสอนขั้นตอนการ ดำเนินงานการวิจัยตลอดการทำงานวิจัยนี้

ขอขอบพระคุณ สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ (องค์การมหาชน) ที่ให้โอกาสกับ งานวิจัยนี้ เอื้อเฟื้อสถานที่และเครื่องมือ รวมถึงข้อมูลที่ใช้ในการวิจัย

และท้ายที่สุดขอขอบพระคุณคุณพ่อคุณแม่และครอบครัวที่ให้โอกาสในการศึกษาและ ขอบคุณอาจารย์เพื่อนๆ และผู้มีพระคุณทุกท่านทั้งผู้ที่กล่าวนามและไม่ได้กล่าวนามใน ณ ที่นี้ผู้เขียนมี ความซาบซึ้งในความกรุณาอันดียิ่งจากทุกท่านและขอกราบขอบพระคุณมา ณ โอกาสนี้

16

จิรชายา ศรีขาว

#### สารบัญ

|                    |  | หน้า |
|--------------------|--|------|
| บทคัดย่อภาษาไทย    |  | १    |
| บทคัดย่อภาษาอังกฤษ |  | จ    |
| กิตติกรรมประกาศ    |  | ົລ   |
| สารบัญ             |  | V    |
| สารบัญตาราง        |  | ฌ    |
| สารบัญรูป          |  | ญ    |

#### บทที่

ic

| 1 | บทนำ         |  | 1  |
|---|--------------|--|----|
|   | 1.1 9        | ความเป็นมาและสาเหตุของปัญหา                                | 1  |
|   | 1.2 9        | ความมุ่งหมายของการวิจัย                                    | 5  |
|   | 1.3 •        | ขอบเขตการวิจัย   | 6  |
|   | 1.4 9        | ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ                                  | 6  |
|   | 1.5 l        | แผนงานและระยะเวลาในการดำเนินงาน                            | 7  |
|   |              |  |    |
| 2 | เอกสารและ    | ะงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง                                     | 8  |
|   | 2.1 1        | ทฤษฎีที่เกี่ยวข้องกับการไหลของอากาศ                        | 8  |
|   | 2.2 า        | ทฤษฎีไฟไนท์โวลุ่ม  | 12 |
|   | 2.3 i        | ทบทวน <mark>วรร</mark> ณกรรม                               | 13 |
|   |              |  | )  |
| 3 | วิธีดำเนินงา | านโครง <mark>งานวิ</mark> จัย                              | 17 |
|   | 3.1 f        | กำหนด <mark>รูปท</mark> รงที่ใช้ในกร <mark>ณ</mark> ีศึกษา | 17 |
|   | 3.2 ໃ        | ใช้โปรแกรม CFD จำลองการไหลของอากาศ                         | 20 |
|   |              |  |    |
| 4 | ผลการทดล     | องและการวิเคราะห์  | 23 |
|   | 4.1 f        | กลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 45°                    | 23 |
|   | 4.2 f        | กลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 90°                    | 28 |

#### สารบัญ (ต่อ)

| บทที่   | หน้า |
|---|------|
| 4.3 กลักจุดจรวดที่มีการไล่องศาจาก 90° ถึง 45° |      |
|   |      |
| 5 สรุป และข้อเสนอแนะ                          |      |
| 5.1 สรุปผลการทดลอง                            |      |
| 5.2 ข้อเสนอแนะ                                |      |
| íulaa,  |      |
| บรรณานุกรม                                    |      |
| ประวัติปลยัวิฉัย                              | 11   |
| การาผดดพี่างก                                 |      |
|   |      |
|   |      |
|   |      |
|   |      |
|   |      |
|   |      |
|   |      |
|   |      |
|   | 6    |
| T T T   |      |
|   |      |
|   |      |
|   |      |
|   |      |
|   |      |
|   |      |
|   |      |
|   |      |

#### สารบัญตาราง

| ตาราง |                        |                      | V           | เน้า |
|-------|------------------------|----------------------|-------------|------|
| 1.1   | คุณสมบัติทางความร้อนขอ | งเม็ดดินจุดไพโรเทคนิ | คที่นิยมใช้ | 4    |
| 1.2   | แผนการดำเนินงาน        |                      |             | 7    |
| 3.1   | ขอบเขตการทดลอง         |                      |             | 22   |

# n í u í a ø y y ø N n n e v ø S

ณ

### สารบัญรูป

| ဒ္ဈပ | 9  | หน้า |
|------|--|------|
| 1.1  | จรวด HARPOON   | 1    |
| 1.2  | จรวด V-2   | 2    |
| 1.3  | จรวด Nike Ajax   | 2    |
| 1.4  | จรวด Sidewinder  | 3    |
| 1.5  | ส่วนประกอบของมอเตอร์จรวด   | 3    |
| 1.6  | กราฟแสดงความดันของการจุดจรวดเชื้อเพลิงแข็ง   | 5    |
| 1.7  | กลักจุดจรวดที่ใช้ในจรวด DTI-2 มีการเจาะรูระบายความร้อนที่ 45°                                    | 5    |
| 2.1  | กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเค้นเฉือนและอัตราเฉือน  | 8    |
| 2.2  | ปริมาตรควบคุมของการไหล   | 8    |
| 2.3  | การไหลภายในท่อกลม  | 11   |
| 2.4  | กราฟแสดงผลตัวอย่างระหว่างค่า Thrust และเวลา  | 14   |
| 2.5  | ผลการคำนวณ แรงขับของมอเตอร์จรวด ดินขับชนิดคอมโพสิท   |      |
|      | เปรียบเทียบกับค่าที่มีการรายงานไว้   | 15   |
| 2.4  | กราฟแสดงความสัมพันธ์ของความดันในตัวจุดและความดันในห้องเผาไหม้เทียบกับเวลา                        | 16   |
| 3.1  | แผนภูมิกระบวนการดำเนินงาน  | 17   |
| 3.2  | แบบจำลอง 3 มิติเขียนด้วยโปรแกรม CATIA  | 18   |
| 3.3  | ตัวอย่างผลการจำลองการไหล 3 มิติ ค่า Temperature Contour  | 18   |
| 3.4  | แบบจำลอง <mark>กลักจุดจรวดมุมระ</mark> บายอากาศที่ 45°   | 19   |
| 3.5  | แบบจำลอง <mark>ก</mark> ลักจุด <mark>จรว</mark> ดมุมระบาย <mark>อากาศที่</mark> 90°              | 19   |
| 3.6  | แบบจำลองกลักจุด <mark>จรวด</mark> มุมระบาย <mark>อากาศไล่องศาจา</mark> ก 90 <mark>°- 45</mark> ° | 19   |
| 3.7  | ตัวอย่างการนำไปค <mark>ำนว</mark> ณในโปรแก <mark>ร</mark> ม Fluent                               | 21   |
| 3.8  | ตัวอย่างการนำไปค <mark>ำนว</mark> ณในโปรแก <mark>ร</mark> ม Fluent                               | 21   |
| 4.1  | Velocity contour กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 45°                                     |      |
| 1    | ก). ภาพการไหลโดยรวมในท่อจรวด ข). ภาพขยายการไหลจากกลักจุดจรวด                                     | 24   |
| 4.2  | Pressure contour กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 45º                                     |      |
|      | ก). ภาพการไหลโดยรวมในท่อจรวด ข). ภาพขยายการไหลจากกลักจุดจรวด                                     | 25   |
|      |  |      |

T

### สารบัญรูป (ต่อ)

| รูป  | หน้า   |
|------|--|
| 4.3  | Temperature contour กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 45°  |
|      | ก). ภาพการไหลโดยรวมในท่อจรวด ข). ภาพขยายการไหลจากกลักจุดจรวด   |
| 4.4  | ค่าความดันบนพื้นผิวดินขับ กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 45° 27   |
| 4.5  | ค่าอุณหภูมิบนพื้นผิวดินขับ กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 45° 27  |
| 4.6  | เปรียบเทียบค่าความดันบนหน้าตัดของทรงกระบอกที่ระยะ 1 และ 1.5  |
|      | ของความยาวกลักจุดจรวด กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 45° 27   |
| 4.7  | เปรียบเทียบอุณหภูมิบนหน้าตัดของทรงกระบอกที่ระยะ 1 และ 1.5  |
|      | ของความยาวกลักจุดจรวด กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 45° 28   |
| 4.8  | Velocity contour กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 90°   |
|      | ก). ภาพการไหลโดยรวมในท่อจรวด ข). ภาพขยายการไหลจากกลักจุดจรวด   |
| 4.9  | Pressure contour กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 90°   |
|      | ก). ภาพการไหลโดยรวมในท่อจรวด ข). ภาพขยายการไหลจากกลักจุดจรวด   |
| 4.10 | Temperature contour กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 90°  |
|      | ก). ภาพการไหลโดยรวมในท่อจรวด ข). ภาพขยายการไหลจากกลักจุดจรวด   |
| 4.11 | ค่าความดันบนพื้นผิวดินขับ กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 90°  |
| 4.12 | ค่าอุณหภูมิบนพื้นผิวดินขับ กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 90°   |
| 4.13 | เปรียบเทียบค่าความดันบนหน้าตัดของทรงกระบอกที่ระยะ 1 และ 1.5  |
|      | ของความยาวกลักจุดจรวด กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 90°  |
| 4.14 | เปรียบเทียบ <mark>อุณหภูมิบน</mark> หน้า <mark>ตั</mark> ดขอ <mark>งทรงก</mark> ระบอกที่ระยะ 1 และ 1.5                                       |
|      | ของความยาวกล <mark>ักจุด</mark> จรวด กรณ <mark>ีก</mark> ลักจ <mark>ุดจรว</mark> ดที่ <mark>ม</mark> ืองศาร <mark>ูระบา</mark> ยอากาศที่ 90° |
| 4.15 | Velocity contou <mark>r กรณีกลักจุดจร</mark> วดที่มีก <mark>ารไล่องศ</mark> าจาก <mark>90°</mark> ถึง 45°                                    |
|      | ก). ภาพการไหล <mark>โดยร</mark> วมในท่อจร <mark>ว</mark> ด ข). ภาพ <mark>ขยา</mark> ยการไ <mark>หลจ</mark> ากกลักจุดจรวด                     |
| 4.16 | Pressure contour กรณีกลักจุดจรวดที่มีการไล่องศาจาก 90° ถึง 45°   |
|      | <ol> <li>ก). ภาพการไหลโดยรวมในท่อจรวด ข). ภาพขยายการไหลจากกลักจุดจรวด</li></ol>  |
| 4.17 | Temperature contour กรณีกลักจุดจรวดที่มีการไล่องศาจาก 90° ถึง 45°  |
|      | <ul> <li>ก). ภาพการไหลโดยรวมในท่อจรวด ข). ภาพขยายการไหลจากกลักจุดจรวด</li></ul>  |
| 4.18 | ค่าความดันบนพื้นผิวดินขับ กรณีกลักจุดจรวดที่มีการไล่องศาจาก 90° ถึง 45°  |

#### สารบัญรูป (ต่อ)

| ູລູປ |                            |                      | หย่   | ้เา |
|------|----------------------------|----------------------|---|-----|
| 4.19 | ค่าอุณหภูมิบนพื้นผิวดินขับ | กรณีกลักจุดจรวดที่มี | การไล่องศาจาก 90° ถึง 45° 3                 | 37  |
| 4.20 | เปรียบเทียบค่าความดันบน    | หน้าตัดของทรงกระบ    | อกที่ระยะ 1 และ 1.5                         |     |
|      | ของความยาวกลักจุดจรว       | ด กรณีกลักจุดจรวดที่ | <mark>มีกา</mark> รไล่องศาจาก 90º ถึง 45º 3 | 37  |
| 4.21 | เปรียบเทียบอุณหภูมิบนหน้   | ำตัดของทรงกระบอกเ    | ที่ระยะ 1 และ 1.5                           |     |
|      | ของความยาวกลักจุดจรว       | ด กรณีกลักจุดจรวดที่ | ี่มีการไล่องศาจาก 90° ถึง 45°               | 38  |

**n** n n u l a ă i n N n N l a ă i n ș

VSTITUTE OF

บทที่ 1 บทนำ

#### 1.1 ความเป็นมาและสาเหตุของปัญหา

1.

จรวดในอดีตมีจุดประสงค์เพื่อเป็นอาวุธจากการใช้ดินดำเพื่อขับดันกระสุนยิงซึ่งถือว่าเป็น ยุคเริ่มแรกของจรวดเชื้อเพลิงแข็ง และต่อมามีการพัฒนาและการเผยแพร่เทคโนโลยีจรวด ซึ่งในยุค ปัจจุบันที่จรวดไม่ได้ใช้ในการทำสงครามเป็นหลัก จรวดจึงมีหลายความหมายเช่น ขีปนาวุธ ยาน อวกาศ หรือยานพาหนะ

จรวดแบ่งได้หลายประเภท เช่น จรวดไม่นำวิถี (Unguided Missile) คือจรวดที่เมื่อปล่อย แล้วจะไปตกที่เป้าหมายหรือสถานที่ใกล้เคียงกับที่ได้คำนวณไว้ หากถูกปล่อยแล้วจะไม่สามารถ เปลี่ยนทิศทางภายหลังหรือหยุดกลางคันได้ และอีกประเภทคือ จรวดนำวิถี (Guided Missile) คือ จรวดที่สามารถติดตามเป้าหมายได้หรือเปลี่ยนทิศทางได้ ยกตัวอย่างเช่นจรวด HARPOON ที่ กองทัพเรือมีไว้ครอบครอง ดังรูปที่ 1.1



รูปที่ 1.<mark>1</mark> จรวด HARPO</mark>ON [1<mark>]</mark>

จรวดยังสามารถแบ่งประเภทได้ตามชนิดการปล่อยและชนิดของเป้าหมาย เช่น จรวดชนิด การยิงจากพื้นสู่พื้น (Surface to Surface Missile: SSM) คือจรวดที่ปล่อยจากพื้นเพื่อทำลาย เป้าหมายที่พื้น เช่น จรวด V-2 ของประเทศเยอร์มันที่มีการใช้ในสงครามโลกครั้งที่ 2 ซึ่งถือว่าเป็น จรวดระยะไกลลูกแรกของโลก ดังรูปที่ 1.2 [1]



รูปที่ 1.2 จรวด V-2 [2]

จรวดชนิดการยิงจากพื้นสู่อากาศ (Surface to Air Missile: SAM) คือจรวดที่ปล่อยจากพื้น เพื่อทำลายเป้าหมายกลางอากาศ เช่น เครื่องบิน ตัวอย่างจรวดชนิด SAM ได้แก่ จรวด Nike Ajax ของประเทศสหรัฐอเมริกา [3] ดังรูปที่ 1.3

10



รูปที่ 1.3 จรวด Nike Ajax [3]

จรวดชนิดการยิงจากอากาศสู่อากาศ (Air to Air Missile: AAM) คือจรวดที่ปล่อยจากกลาง ้อากาศเพื่อทำลายเป้าหมายกลางอากาศ ส่วนมากคือการปล่อยจรวดจากเครื่องบินเพื่อทำลาย เครื่องบินลำอื่น อาจมีพิสัยยิงระยะใกล้ ยกตัวอย่างเช่นจรวด Sidewinder ของกองทัพเรือประเทศ สหรัฐอเมริกา [1] ดังรูปที่ 1.4



รูปที่ 1.4 จรวด Sidewinder [4]

จรวดในงานวิจัยนี้หมายถึงจรวดขีปนาวุธ ชนิดการปล่อยจากพื้นสู่พื้นไม่นำวิถี และระบบ ขับเคลื่อนของจรวดเป็นแบบเชื้อเพลิงแข็ง ซึ่งส่วนประกอบหลักของจรวดประกอบไปด้วย หัวรบ มอเตอร์จรวด และ nozzle ซึ่งส่วนที่บรรจุเชื้อเพลิงขับเคลื่อนคือ มอเตอร์จรวด มีส่วนประกอบคือ กลักจุดจรวด (igniter) แท่งดินขับ และ ฉนวน ดังรูปที่ 1.5 [5]

10



รูปที่ 1.5 ส่วนประกอบของมอเตอร์จรวด [5]

มอเตอร์จรวดบรรจุไปด้วยดินขับซึ่งเป็นเชื้อเพลิงแข็ง ที่มีส่วนผสมของสารเคมีที่ทำให้เกิด การเผาไหม้ได้สมบูรณ์ภายในตัวเอง โด<mark>ยเชื้อเพลิงแข็งยั</mark>งสามารถแบ่งออกได้เป็น 2 ชนิด คือ

- ดินขับฐานคู่ (Double Base) คือดินขับที่เชื้อเพลิงและตัวออกซิไดซ์ (Oxidizer) รวมกัน เป็นสารประกอบชนิดเดียวกัน เนื้อเดียวกัน
- ดินขับฐานผสม (Composite) คือดินขับที่เชื้อเพลิงและตัวออกซิไดซ์เป็นสารผงต่างชนิด กัน โดยยึดรวมกันอยู่ได้ด้วยยางสังเคราะห์ (Binder) [6]

ดินขับในมอเตอร์จรวดจะทำงานเมื่อเกิดการจุดตัวของกลักจุดจรวด ซึ่งบรรจุไปด้วยสารไพ โรเทคนิค(Pyrotechnics) ที่เมื่อเกิดการเผาไหม้จะกลายเป็นแก๊สและของเหลว ไหลออกจากรูระบาย ของกลักจุดจรวด และสัมผัสผิวหน้าของดินขับจรวด ส่งผลให้ดินขับจุดตัวต่อไป ซึ่งสารไพโรเทคนิคที่ นิยมใช้มี 3 ชนิดและมีคุณสมบัติทางความร้อนดังตารางที่ 1.1

ตารางที่ 1.1 คุณสมบัติทางความร้อนของเม็ดดินจุดไพโรเทคนิคที่นิยมใช้ [7]

| ชนิด                   | BKNO <sub>3</sub> | Alclo | MgTFE |
|------------------------|-------------------|-------|-------|
| อัตราการเผาไหม้ (mm/s) | 43.2              | 9.9   | 10.2  |
| ค่าความร้อน (cal/g)    | 1,550             | 2,490 | 2,200 |

สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ (องค์การมหาชน) กระทรวงกลาโหม เป็นสถาบันที่ถูก จัดตั้งขึ้นเพื่อให้มีการวิจัยและพัฒนาจรวดเพื่อความมั่นคง จรวดที่สถาบันสามารถผลิตเองได้ทั้งหมด คือ จรวดชนิดการยิงจากพื้นสู่พื้น ซึ่งเป็นจรวดชนิดเชื้อเพลิงแข็ง ชนิดคอมโพสิท (composite propellant) เนื่องจากจรวดเชื้อเพลิงแข็งมีโครงสร้างที่ไม่ซับซ้อน ระบบขับเคลื่อนด้วยดินขับซึ่งเป็น เชื้อเพลิงเดียวในจรวด มีดินขับที่จะทำงานต่อเมื่อมีค่าความร้อนและความดันในห้องเผาไหม้ที่จุด วิกฤต ซึ่งเกิดจากการจุดกลั<mark>กจุด</mark>จรวด

การศึกษาการเ<mark>ผาไห</mark>ม้ภายในท่อ<mark>จ</mark>รว<mark>ดคือสิ่งที่สำ</mark>คัญสิ่งหนึ่ง [8] เช่นเดียวกับจังหวะที่เกิด การจุดตัว เพราะหากชนิด<mark>ดินแ</mark>ตกต่างกันลักษณะการจุดตัวก็แตกต่างกัน และกลักจุดจรวดยังเป็นตัว สำคัญที่จะทำให้ดินขับทั้งแ<mark>ท่งติ</mark>ดหรือไม่ ซึ่งหากดูจาก รูปที่ 1.6 จะพบว่าช่วง Phase I ค่าความดันขึ้น สูงสุด ซึ่งเป็นความดันที่เกิดจากการจุดกลักจุดจรวด อาจเรียกได้ว่าช่วง Ignition Transient [9]



รูปที่ 1.6 ความดันของการจุดจรวดเชื้อเพลิงแข็ง [9]

จรวดชนิดหนึ่งที่ใช้ในราชการคือจรวด DTI-2 มีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางมอเตอร์จรวด 122 มม. กลักจุดจรวดมีลักษณะเป็นทรงกระบอกและทำการเจาะรูระบายความร้อนที่ 45° ดังรูปที่ 1.7

รูปที่ 1.7 กลักจุดจรวดที่ใช้ในจรวด DTI-2 มีการเจาะรูระบายความร้อนที่ 45°

การจุดกลักจุดจรวด ใช้เวลาที่สั้นมาก จึงจำเป็นต้องใช้วิธีจำลองพลศาสตร์ของไหลเชิง ตัวเลข(Computational Fluid Dynamics: CFD) ในการศึกษาครั้งนี้และเป็นการประหยัดทรัพยากร ในการทดลองด้วย รวมถึง<mark>ท่อจ</mark>รวด (Motor) จริงนั้นมีลักษณะเป็นเหล็กทึบไม่สามารถศึกษาด้วยตา เปล่าได้

งานวิจัยนี้จึงทำ<mark>การศึ</mark>กษาการเปลี่ยนแป<mark>ลงลักษ</mark>ณะกา<mark>รไหล</mark>ของอากาศระหว่างองศาการ ระบายอากาศที่เปลี่ยนไป <mark>ว่าจะ</mark>สามารถให้ผลที่แตกต่างอย่างไร

#### 1.2 ความมุ่งหมายของการวิจัย

10

1.2.1 เพื่อศึกษาลักษณะการไหลของอากาศภายในท่อจรวดเมื่อมีการจุดกลักจุดจรวด
 1.2.2 เพื่อศึกษาความแตกต่างของลักษณะการไหลเมื่อองศาระบายอากาศแตกต่างกัน
 1.2.3 เพื่อหาข้อสรุปว่ารูปแบบใดสามารถทำงานได้ดีที่สุด

#### 1.3 ขอบเขตการวิจัย

1.3.1 ศึกษาความดัน, อุณหภูมิ, และ ความเร็ว ของอากาศที่ออกมาจากกลักจุดจรวด
1.3.2 ศึกษาลักษณะการไหลของอากาศภายในท่อจรวดหลังเกิดการจุดของกลักจุดจรวด
1.3.3 กรณีศึกษาประกอบด้วยกลักจุดจรวดที่มีองศาระบายอากาศ 3 ลักษณะ คือ 45°,
90° และการไล่องศาจาก 45°-90° โดยขนาดและจำนวนของรูคงเดิม

1.3.4 ใช้ CFD โดยเขียนรูปทรงกลักจุดจรวดด้วยโปรแกรม CATIA V5R20 และใช้โปรแกรม ANSYS Version 14.5 ในการคำนวณเชิงตัวเลข

#### 1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

10

1.4.1 ได้รับความรู้เกี่ยวกับการใช้วิธีจำลองเชิงตัวเลขด้วย โปรแกรม ANSYS 14.5 และการ ใช้โปรแกรม

1.4.2. ได้ข้อมูลที่เป็นประโยชน์ต่อการพัฒนากลักจุดจรวด

VSTITUTE OF

#### 1.5 แผนงานและระยะเวลาในการดำเนินงาน

|                                       |   |   |   | พ. | ศ. 25  | 58       |   |   |    |
|---------------------------------------|---|---|---|----|--------|----------|---|---|----|
| ขั้นตอนการดำเนินงาน                   |   |   |   | (  | ้เดือน | ı)       |   |   |    |
|                                       | 1 | 2 | 3 | 4  | 5      | 6        | 7 | 8 | 9  |
| 1. ศึกษางานวิจัยที่เกี่ยวข้อง         |   |   |   |    |        |          |   |   |    |
| 2. ศึกษาทฤษฎีของไหลและการจำลองด้วย    |   |   |   |    |        | -        |   |   |    |
| ระเบียบวิธีเชิงตัวเลขในการแก้ปัญหา    | - |   | 2 |    |        |          |   |   |    |
| 3. ศึกษาการใช้โปรแกรม CFD (ANSYS)     |   |   | Y |    | 1      |          |   |   |    |
| 4. ศึกษาและใช้โปรแกรม CFD จำลองการไหล |   |   |   |    | 7      | -        |   |   |    |
| ในท่อในกรณีศึกษา                      |   |   |   |    |        | <b>V</b> |   |   |    |
| 5. วิเคราะห์และสรุปผล                 |   |   |   |    |        |          |   | ~ |    |
| 6. เขียนรายงานความก้าวหน้า            |   |   |   |    |        |          |   | 2 | 1. |
| 7. น้ำเสนอผลงาน                       |   |   |   |    |        |          |   |   |    |

ตารางที่ 1.2 แผนการดำเนินงาน

T

STITUTE OF

#### บทที่ 2 เอกสารและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

#### 2.1 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้องกับการไหลของอากาศ

#### 2.1.1 ชนิดของของไหล

10

ของไหลคือ สสารที่มีระยะห่างระหว่างโมเลกุลมากกว่าของแข็ง ทำให้มีอิสระในการ เคลื่อนที่ สามารถเปลี่ยนรูปได้และถูกกดดันได้ ถ้าหากได้รับแรงเฉือนจะเกิดการเปลี่ยนรูปหรือการ ไหลไปที่อื่น โดยทั่วไปสามารถแบ่งของไหลออกได้เป็น 2 ชนิด คือของไหลที่อัดตัวได้ (Compressible Fluid) และอัดตัวไม่ได้ (Incompressible Fluid) ซึ่งของไหลที่อัดตัวได้นั้น หมายถึงของไหลที่มี ปริมาตรเปลี่ยนแปลงไปเมื่อมีความดันเปลี่ยนแปลง หรือคือการที่ความหนาแน่นเปลี่ยนเมื่อความดัน เปลี่ยน โดยทั่วไปของไหลชนิดนี้คือ ก๊าซในธรรมชาติ เมื่อความดันเปลี่ยนแปลงไป ปริมาตรของของ ไหลเกิดการเปลี่ยนแปลง การวิเคราะห์อัตราการไหลจึงซับซ้อนมากขึ้น ส่วนของไหลที่อัดตัวไม่ได้นั้น คือของไหลที่มีการเปลี่ยนแปลงของปริมาตรน้อยเมื่อความดันเกิดการเปลี่ยนแปลง จนไม่จำเป็นต้อง คำนึงถึงการเปลี่ยนแปลงได้ ส่วนใหญ่ของไหลชนิดนี้คือของเหลว เช่น น้ำ เป็นต้น หากมีการเคลื่อนที่ ปริมาตรของของไหลยังคงที่ทำให้การวิเคราะห์ซับซ้อนน้อยลง

สำหรับของไหลจริง ไม่ว่าจะเป็นของเหลวหรือก๊าซ ถ้ามีการเคลื่อนที่แล้วจะพบว่ามีแรงตาม แนวสัมผัสหรือแรงเฉือนเกิดขึ้น เนื่องจากแรงเหล่านี้มีทิศทางสวนทางกับทิศทางการเคลื่อนที่ จึงทำให้ เกิดแรงเสียดทานจากของไหลขึ้น ซึ่งเป็นคุณสมบัติของของไหลที่เรียกว่า ความหนืด (Viscosity) ส่วน ของไหลที่ไม่มีความหนืด (Inviscid Fluid) คือของไหลในอุดมคติ

ของไหลที่มีความสัมพันธ์ระหว่างความเค้นเฉือน τ (Shear Stress) กับอัตราเฉือน dv/dx (Shear Rate) เป็นเส้นตรง ดังรูปที่ 2.1 คือของไหลแบบนิวโตเนียน (Newtonian Fluid) คือเป็น ของเหลวเนื้อเดียว เช่น น้ำ และอากาศ เป็นต้น ส่วนของไหลแบบที่ไม่ใช่นิวโตเนียน (Non-Newtonian Fluid) คือความเค้นเฉือนไม่แปรสัดส่วนโดยตรงกับอัตราเฉือนอาจเนื่องมาจากภายในมี อนุภาคต่างๆที่ทำให้การไห<mark>ลเกิด</mark>ลักษณะที่ไ<mark>ม่</mark>ราบรื่น [10]

STITUTE O



รูปที่ 2.1 ความสัมพันธ์ระหว่างความเค้นเฉือนและอัตราเฉือน [10]

#### 2.1.2 สมการนาเวียร์สโตคส์ (Navier-Stokes Equation)

10

ของไหลแบบนิวโตเนียน (Newtonian Fluid) คือ ของไหลที่มีความเค้นเฉือนแปรตาม สัดส่วนโดยตรงกับอัตราการเปลี่ยนแปลงของรูปร่าง (น้ำและอากาศ) สมการนาเวียร์สโตคล์เป็น สมการการเคลื่อนที่ของของไหล สำหรับของไหลประเภทนิวโตเนียน โดยสมการเหล่านี้ถูกสร้างขึ้น จากการประยุกต์ใช้ของกฎการเคลื่อนที่ข้อที่สองของนิวตันบนของไหล และประกอบกับสมมติฐานว่า "ความเค้นบนของไหล คือผลรวมของเทอมของความหนืดของการกระจายตัว และเทอมของความ ดัน" [11] หากพิจารณาปริมาตรเล็ก ๆ ก้อนหนึ่ง ในรูปที่ 2.2 สมการโมเมนตัมในระบบพิกัดแกน xy-z ของปริมาตรดังกล่าว จะมีรูปแบบเป็นในแกน x, y และ z ดังแสดงในสมการ (2.1), (2.2) และ (2.3)



รูปที่ 2.2 ปริมาตรควบคุมของการไหล [11]

$$\rho\left(\frac{\partial V_x}{\partial t} + V_x\frac{\partial V_x}{\partial x} + V_y\frac{\partial V_x}{\partial y} + V_z\frac{\partial V_x}{\partial z}\right) = -\frac{\partial P}{\partial x} + \mu\left(\frac{\partial^2 V_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial z^2}\right) + \rho g_x \tag{2.1}$$

$$\rho\left(\frac{\partial V_y}{\partial t} + V_x\frac{\partial V_y}{\partial x} + V_y\frac{\partial V_y}{\partial y} + V_z\frac{\partial V_y}{\partial z}\right) = -\frac{\partial P}{\partial y} + \mu\left(\frac{\partial^2 V_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 V_y}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 Y_y}{\partial z^2}\right) + \rho g_y$$
(2.2)

$$\rho\left(\frac{\partial V_z}{\partial t} + V_x\frac{\partial V_z}{\partial x} + V_y\frac{\partial V_z}{\partial y} + V_z\frac{\partial V_z}{\partial z}\right) = -\frac{\partial P}{\partial z} + \mu\left(\frac{\partial^2 V_z}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 V_z}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 V_z}{\partial z^2}\right) + \rho g_z \tag{2.3}$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho V_x)}{\partial x} + \frac{\partial (\rho V_y)}{\partial y} + \frac{\partial (\rho V_z)}{\partial z} = 0$$
(2.4)

โดยที่

10

ที่ ho = ความหนาแน่นของอากาศ (kg/m³)

 $V_x, V_y, V_z$  = ความเร็วย่อยในแนวแกน x, y และ z ตามละดับ (m/s) t = เวลา (s)

 $g_x, g_y, g_z$  = ความเร่งย่อยจากแรงดึงดูดของโลกในแนวแกน x, y และ z

ตามลำดับ (m/s²)

ชุดสมการนาเวียร์สโตคส์ไม่สามารถจำลองการไหลแบบปั่นป่วนได้โดยสมบูรณ์ ได้เพียงแค่ ประมาณการ แต่สามารถระบุอัตราการเปลี่ยนแปลงได้ ทำให้ชุดสมการนาเวียร์สโตคส์สามารถอธิบาย ถึงความเร็วของของไหลตรงจุดที่กำหนดเวลาและตำแหน่งไว้ และสามารถแก้ตัวแปร เช่น แรงต้าน อากาศได้ [11]

#### เงื่อนไขแ<mark>ละขอบเขตการใช้ง</mark>านของสมการ (2.1<mark>)</mark> ถึง (2.4) คือ

1. ใช้กับของไหล<mark>ประ</mark>เภทนิวโตเนียน (Newtonian Fluid) แบบมีความหนืดเชิงเส้นที่อัดตัว ได้ (Compressible linea<mark>r vis</mark>cous fluid<mark>s</mark>)

 2. ขอบเขตของการใช้งาน (Boundary Condition) ที่ผิวสัมผัสระหว่างของแข็งและของ ไหล กำหนดให้มีความเร็วของของไหลเป็น V<sub>x</sub>, V<sub>y</sub>, V<sub>z</sub> = 0 เนื่องจากของไหลที่มีความหนืดต้องมี ความเร็วที่ต่อเนื่อง ไม่เช่นนั้นจะทำให้ความเค้นที่ผิวมีค่าอนันต์ไปด้วย ซึ่งเป็นไปไม่ได้ [12]

#### 2.1.3 การไหลในท่อกลม

เพื่อเป็นตัวอย่างพิจารณาการไหลในท่อกลม จากรูปที่ 2.3 แสดงถึงกรณีการไหลแบบ uniform flow และของไหลมีความหนืดแสดงให้เห็นว่าความหนืดมีผลกระทบจากแรงเฉือน ก่อให้เกิดชั้นชิดผิว (Boundary Layer) ขึ้น โดยการไหลจะแบ่งออกเป็น 2 ส่วน คือการไหลตั้งแต่ขอบ นำ คือช่วงแรกเข้า (Entrance region) และของไหลมีการเปลี่ยนแปลงความเร็วเพิ่มขึ้นทีละน้อย โดย ชั้นของความเร็วจะซ้อนทับกันจนกระทั่งการกระจายความเร็วไม่มีการเปลี่ยนแปลง เรียกว่าช่วงการ ไหลที่พัฒนาได้อย่างสมบูรณ์แล้ว (Fully developed region) [13]



รูปที่ 2.3 การไหลภายในท่อกลม [13]

สำหรับการไหลในท่อกลมด้วยความเร็วของกระแสอิสระ (U<sub>w</sub>) ของไหลมีพารามิเตอร์สำคัญ ที่เกิดขึ้น ได้แก่เลขเรย์โนลด์ (Reynolds Number)

$$Re = \frac{\rho U_{\infty} D}{\mu} = \frac{U_{\infty} D}{\nu}$$
(2.5)

โดยที่

 $\rho = \rho_{21}$ มหนาแน่นของของไหล (kg/m<sup>3</sup>) U\_{\infty} = \rho\_{21}มเร็วของกระแสอิสระ (m/s)

- *D* = <mark>เส้นผ่านศูนย์กลา</mark>งภานใ<mark>นพื้นที่ตัด</mark>ขวาง<mark>ท่อ (</mark>m)
- μ = <mark>ความ</mark>หนืดของข<mark>อ</mark>งไหลแบบไ<mark>ดนา</mark>มิก (P<mark>a•s ห</mark>รือ N•s/m² หรือ kg/m•s)

v = ความหนืดของของไหลทางกลศาสตร์ (m<sup>2</sup>/s)

ตัวเลขเรย์โนลด์คือตัวเลขที่กำหนดลักษณะการไหลของของไหลภายในท่อที่ได้พัฒนาอย่างสมบูรณ์ แล้ว โดยพบว่า [13] 1. สภาพการไหลเป็นแบบราบเรียบเมื่อ Re < 2000 ไม่ว่าท่อจะมีความยาวเพียงใด

2. สภาพการไหลที่เปลี่ยนการไหลแบบรายเรียบเป็นการไหลแบบปั่นป่วนหรืออีกนัยหนึ่ง ชั้นขอบเขตอยู่ในสภาพการไหลแบบช่วงต่อเมื่อ 2000 < Re < 4000

3. สภาพการไหลแบบปั่นป่วนเมื่อ Re > 4000

#### 2.1.4 แบบจำลองความปั่นป่วน

การเลือกใช้แบบจำลองความปั่นป่วนจะต้องเลือกให้เหมาะสมกับพฤติกรรมการไหลที่ เกิดขึ้นจึงจะสามารถคำนวณได้อย่างแม่นยำ ใช้ระยะเวลาและหน่วยความจำน้อยที่สุด ซึ่งแบบจำลอง ส่วนใหญ่สร้างบนพื้นฐานของ Two-Equation Model โดยใช้ Boussinesq Approximation ร่วมกับ สมการ Kinetic Energy (k) และ Auxiliary Quantities เช่น Dissipation Rate (€) ซึ่งในงานวิจัยนี้ เลือกใช้แบบจำลองความปั่นป่วน k-€ เนื่องจากสามารถคำนวณพฤติกรรมการไหลที่เกิดขึ้นภายในท่อ จรวดได้ และช่วยประหยัดหน่วยความจำของเครื่องคอมพิวเตอร์ด้วย [14]

แบบจำลองความปั่นป่วน k-€ เป็นแบบจำลองความปั่นป่วนที่นิยมใช้กันแพร่หลาย สร้างขึ้น โดย Launder และ Spalding โดยแบบจำลอง Realizable k-€ ใช้สมมติฐานของบูสซิเนสเพื่อ ประมาณค่าความเค้นของเรย์โนลด์ ซึ่งรูปแบบสมการที่ใช้สำหรับแบบจำลองความปั่นป่วน Realizable k-€ คือ

สมการพลังงานจลน์ของความปั่นป่วน (k)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k + P_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k$$

(2.6)

สมการของอัตรากา<mark>ร</mark>สลาย<mark>ตัวขอ</mark>งควา<mark>ม</mark>ปั่น<mark>ป่วน (€)</mark>

 $\frac{\partial}{\partial t}(\rho\epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho\epsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon}\right)\frac{\partial\epsilon}{\partial x_j}\right] + \rho C_1 S\epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{v\epsilon}} + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} C_{3\epsilon} P_b + S_\epsilon$ (2.7)

โดยที่

(

 $u_j$  = ความเร็วย่อยในแนวแกน (m/s)  $\mu_t$  = ความหนืดไหลวน (N s/m<sup>2</sup>)

 $\sigma_{k}$  = Prandtl Number ของการไหลแบบปั่นป่วนสำหรับ k

 $\sigma_\epsilon$  = Prandtl Number ของการไหลแบบปั่นป่วนสำหรับ  $\epsilon$ 

#### 2.2 ทฤษฎีไฟไนท์โวลุ่ม

ความสามารถในการแก้ปัญหาทางด้านวิศวกรรมศาสตร์และวิทยาศาสตร์มีส่วนอย่างมากใน การสร้างเสริมปรับปรุงความเป็นอยู่ของมนุษย์ให้ดียิ่งขึ้น ปรากฏการณ์ส่วนใหญ่ที่เกิดตามธรรมชาติ สามารถอธิบายได้โดยกฎทางฟิสิกส์และแสดงในลักษณะของสมการต่างๆ ซึ่งอาจจะอยู่ในรูปแบบของ สมการเชิงอนุพันธ์ (Differential Equations) หรือในรูปแบบของสมการอินทิกรัล (Integral Equations)

สมการอนุพันธ์ที่สอดคล้องกับปัญหาต่าง ๆ นั้น ปกติจะนำเสนอได้โดยไม่ยาก แต่การหาผล เฉลยแม่นตรง (Exact Solution) ที่ต้องการ โดยระเบียบวิธีวิเคราะห์นั้นทำได้ยากมากหรืออาจจะหา ไม่ได้เลยก็ได้ เหตุผลดังกล่าวก่อให้เกิดวิธีการหาผลเฉลยโดยประมาณ (Approximate Solution) ขึ้น ระเบียบวิธีการหาผลเฉลยโดยประมาณนั้นมีหลาย ๆ แบบ วิธีที่ได้รับความนิยมกันอย่างกว้างขวางใน อดีต คือ ระเบียบวิธีผลต่างสืบเนื่อง (Finite Difference Method) แต่ปัจจุบัน ระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิ เมนต์ (Finite Element Method) และ ไฟไนต์โวลุ่ม (Finite Volume Method) ได้รับความนิยม มากกว่า เนื่องจากสามารถนำมาใช้กับปัญหาที่มีรูปร่างลักษณะซับซ้อนได้เป็นอย่างดี สามารถจำลอง รูปร่างลักษณะดั้งเดิมที่แท้จริงได้ใกล้เคียงกว่า หลักการก็คล้ายกับระเบียบวิธีผลต่างสืบเนื่อง คือ เริ่ม จากแบ่งรูปร่างของปัญหาออกเป็นชิ้น ๆ [15]

ระเบียบวิธีไฟไนท์โวลุ่มได้ถูกนำไปประยุกต์เพื่อวิเคราะห์ปัญหาการไหลต่าง ๆ ที่เกิดขึ้นกับ ปัญหาทางวิศวกรรมหลายชนิดซึ่งต้องเสียค่าใช้จ่ายสูงในการทดลอง ลักษณะของปัญหาครอบคลุม ตั้งแต่ การไหลแบบภายนอก (External Flow) เช่น การคำนวณหาสภาวะการเปลี่ยนแปลงของ อากาศผ่านปีกเครื่องบินด้วยความเร็วสูง รวมไปถึงปัญหาการไหลแบบภายใน (Internal Flow) เนื่องจากลักษณะรูปร่างของปัญหาเหล่านี้มีความซับซ้อน ระเบียบวิธีนี้จึงดึงดูดความสนใจแก่ผู้ วิเคราะห์ [15]

ปัญหาของการไหลแบบหนืดและอัดตัวได้ (Viscous Compressible Flow) เป็นปัญหาที่ ยากลำบากในการหาผลลัพธ์มากที่สุด สภาวะการแปรปรวนของอากาศทำให้ไม่สามารถทราบรูปร่าง และตำแหน่งล่วงหน้าก่อนการคำนวณได้ การไหลที่เกิดในชั้นชิดผิวจะมีการเปลี่ยนแปลงของตัวแปร ต่างๆสูงมาก แบบจำลองไ<mark>ฟไน</mark>ท์โวลุ่มจึงจำเป็นที่จะต้องประกอบด้วยปริมาตรย่อยที่มีขนาดเล็ก เป็น จำนวนมาก เพื่อให้ผลลัพธ์ของการกระจายของอุณหภูมิที่แม่นยำ แต่จะใช้เวลาในการคำนวณที่มาก จึงต้องการทรัพยากรที่สูงตามไปด้วย

ระเบียบวิธีไฟไนท์โวลุ่มได้ถูกพัฒนาให้อยู่ในรูปของโปรแกรมคอมพิวเตอร์สำเร็จรูปที่ สะดวกต่อการใช้ โปรแกรมที่เลือกมาใช้ในโครงงานนี้คือ ANSYS 14.5 เนื่องจากเป็นโปรแกรมที่ สามารถแก้ปัญหาทางวิศวกรรมได้หลากหลายและถูกต้องแม่นยำ เช่น ปัญหากลศาสตร์ การถ่ายเท ความร้อน และของไหล โปรแกรม ANSYS เป็นโปรแกรม Computer Aid Engineering (CAE) ใช้ใน การคำนวณปัญหาต่าง ๆ และในโครงงานนี้ได้มีการใช้เพื่อจำลองการไหลของของไหลด้วยเครื่องมือ Fluid Flow (Fluent) โดยตั้งค่าให้เป็นการคำนวณการไหลภายนอก ส่วนแบบจำลองกลักจุดจรวด เขียนด้วย CATIA

#### 2.3 ทบทวนวรรณกรรม (Literature Review)

การวิจัยของ Anselm Ho Yen Phing [8] Sevda Acik [16] และ [17] ล้วนเป็นการศึกษา การเผาไหม้ในท่อจรวด (Motor) ทั้งสิ้น และผลจากการคำนวณหรือการทดสอบ มักจะพบว่าที่กราฟ ความสัมพันธ์ระหว่าง Thrust และเวลา ในช่วงแรกสุดของการจุดตัวนั้น จะเกิดจุดวิกฤติที่ขึ้นสูงและ ตกลงในเวลาอันสั้น ซึ่งเรียกช่วงนี้ว่า ignition transient ดังรูปที่ 2.4 ซึ่งเป็นช่วงก่อนสภาวะคงตัว (steady state) เกิดจากการจุดตัวของกลักจุดจรวดด้วยไฟฟ้าส่งผลให้เกิดความร้อนสูง สารเคมีใน กลักจุดจรวดเช่น เม็ดดิน เม็ดแดง เกิดการจุดตัว แปรสภาพจากของแข็งเป็นแก๊สและของเหลว พร้อม ทั้งพาความร้อนและความดันพุ่งออกจากรูระบายอากาศที่เจาะไว้ ส่งผลให้ดินขับเกิดการจุดตัวตามไป ด้วย ทำให้ภายในท่อจรวดที่จากเดิมเป็นความดันอากาศปกติ เกิดการอั้นและเพิ่มความดันในชั่วขณะ เกิดเป็นช่วง ignition transient และเมื่ออากาศได้ออกทาง nozzle และเริ่มมีการเผาไหม้เนื้อดินขับ ทำให้ มอเตอร์จรวดเข้าสู่สภาวะคงตัว



รูปที่ 2.4 กราฟแสดงผลตัวอย่างระหว่างค่า Thrust และเวลา [16]

เจษฎา คีรีรัฐนิคม และ คณะ [6] ได้มีการศึกษาการคำนวณแรงขับของดินขับจรวด โดย โปรแกรมคอมพิวเตอร์ โดยใช้โปรแกรมคิวเบสิก (QBasic) ในการเขียนโปรแกรมคำนวณหาอัตราการ ไหลของแก๊สจากการเผาไหม้ ซึ่งคำนวณได้จากมวลของดินขับที่เผาไหม้ต่อหน่วยเวลา โดยการเผาไหม้ เป็นไปตามกฎของพิโอเบิร์ท (Piobert's Law) คือ ทิศทางการเผาไหม้ของดินขับ ตั้งฉากกับผิวของดิน ขับเสมอ และอัตราเผาไหม้เป็นฟังก์ชันของความดัน ตามกฎของวีเอ (Vielle's Law) เมื่อดินขับเผา ไหม้ภายในมอเตอร์จรวดจริง อัตราการเผาไหม้ยังเป็นฟังก์ชันของความเร็วของแก๊สที่ไหลผ่านผิวหน้า ดินขับอีกด้วย ซึ่งเรีกปรากฏการณ์นี้ว่า Erosive Burning ซึ่งผลการคำนวณจากโปรแกรม เมื่อนำมา เปรียบเทียบกันค่าที่มีการรายงานไว้พบว่าใกล้เคียงกัน ทั้งนี้ยังสามารถพบส่วนที่เกิด ignition transient ได้จากผลการทดลองด้วย ดังรูปที่ 2.5



รูปที่ 2.5 ผลการคำนวณ แรงขับของมอเตอร์จรวด ดินขับชนิดคอมโพสิทเปรียบเทียบกับค่าที่มีการ รายงานไว้ [6]

10

ไพศาล อภิณหพัฒน์ และ คณะ [7] ทำการศึกษาเปรียบเทียบเกณฑ์การออกแบบกลักจุด จรวดระหว่างวิธี 2 วิธี คือ วิธีคำนวณสมดุลมวลสารและพลังงาน กับ วิธีความดันวิกฤต เพื่อกำหนด ขนาดและปริมาณของเม็ดดินไพโรเทคนิคที่ต้องบรรจุในกลักจุดจรวดในกรณีการทดสอบยิงจรวด ระยะใกล้ เพราะดินขับในมอเตอร์จรวดจะมีจำนวนน้อยแล้วทำให้เกิดการจุดติดยาก โดยผลคือวิธีการ คำนวณสมดุลมวลสารและพลังงานสามารถใช้คำนวณเพื่อหาปริมาณและน้ำหนักของเม็ดดินไพโร เทคนิคที่เหมาะสมได้ แต่ต้องอ้างอิงกับค่าความดันวิกฤติด้วย ซึ่งอธิบายไว้ว่า ดินขับจะเกิดการจุดตัว ได้เมื่อ ความดันในช่วงจุดตัว สูงกว่าค่าความดันวิกฤติ ดังเช่นรูปที่ 2.6



รูปที่ 2.6 ความสัมพันธ์ของความดันในตัวจุดและความดันในห้องเผาไหม้เทียบกับเวลา [7]

ในการศึกษาวิจัยเรื่องที่เกี่ยวข้องกับจรวดที่ผ่านมา ยังไม่มีงานวิจัยใดที่พิจารณาผลอัน เกิดขึ้นจากรูปร่างของกลักจุดจรวดและรูระบายอากาศของกลักจุดจรวด จึงเป็นที่มาของความสนใจ ในงานวิจัยนี้

10

#### บทที่ 3 วิธีการดำเนินงาน

ขั้นตอนการดำเนินงานวิจัยสามารถแบ่งได้ดังนี้

- 3.1 ศึกษางานวิจัยที่เกี่ยวข้องและกำหนดขอบเขตงานวิจัย
- 3.2 กำหนดรูปทรงที่ใช้ในกรณีศึกษา
- 3.3 ใช้โปรแกรม CFD จำลองการไหลของอากาศ
- 3.4 วิเคราะห์ผลและสรุปผล

#### มีแผนภูมิกระบวนการดำเนินงานดังรูปที่ 3.1 นี้



รูปที่ 3.1 แผนภูมิกระบวนการดำเนินงาน

#### 3.1 การกำหนดรูปทรงที่ใช้ในกรณีศึกษา

เนื่องจากการกำหนดรูปทรงของกลักจุดจรวดนั้นมีเงื่อนไขในการคำนวณหลายอย่าง ดังนั้น สิ่งที่ยังคงไว้คือขนาดของรูระบายอากาศและจำนวนของรูระบายอากาศที่เท่ากันในทุกกรณีศึกษา ดินขับที่บรรจุในจรวดจริงจะมีการออกแบบพื้นที่หน้าตัดดินให้ได้ Thrust Profile ตาม ความต้องการจะใช้งาน ไม่จำเป็นที่ช่องว่างระหว่างกลักจุดจรวดและผิวดินขับ จะมีลักษณะกลมเป็น ทรงกระบอกเสมอไป อาจเป็นรูปเรขาคณิตอื่นๆ หรือรูปดาว แต่เพื่อความง่ายในการคำนวณจึง กำหนดให้ผิวหน้าดินขับเป็นรูกลม ทรงกระบอก ในการเขียนแบบจำลองและคำนวณด้วยรูปทรง 3 มิติ ได้ทำการเขียนแบบจำลอง 3 มิติ ด้วยโปรแกรม CATIA ดังรูปที่ 3.2 และทำการจำลองด้วย ANSYS FLUENT กรณี Transient ดังผลในรูปที่ 3.3



รูปที่ 3.2 แบบจำลอง 3 มิติเขียนด้วยโปรแกรม CATIA

Temperature Contour 5 1.001e+003 9.272e+002 8.534e+002 7.796e+002 7.058e+002 6.320e+002 5.581e+002 4.843e+002 4.105e+002 3.367e+002 2.629e+002 [K]

รูปที่ 3.3 ตัวอย่างผลการจำลองการไหล 3 มิติ ค่า Temperature Contour

ผลที่ได้จากการคำนวณการจำลองการไหลใน 3 มิติ พบว่ามีการใช้ทรัพยากรในการคำนวณ เป็นจำนวนมาก และมีความซับซ้อนมากเพราะมีความแปรเปลี่ยนตามแนวเส้นรอบวงด้วย ดังนั้นใน การวิจัยครั้งนี้ เนื่องจากรูที่เจาะมีจำนวนมากและสม่ำเสมอ เพื่อลดความยุ่งยากในการคำนวณ ดังนั้น การจำลองการไหลจะทำในลักษณะที่เป็น 2 มิติและตัดรูปทรงครึ่งหนึ่งตามแนวยาวแล้วกำหนดให้ เป็น axisymmetric เพื่อลดเวลาที่ใช้ในการคำนวณและเพื่อที่จะสามารถปรับแก้รูปทรงของ แบบจำลองให้มีความหลากหลายในกรณีศึกษาด้วย นอกจากนี้ เนื่องจากผลการศึกษาจะเป็นกรณี Steady State เป็นหลัก ผลของการคำนวณในด้านความดันและอุณหภูมิน่าจะให้ผลลัพธ์ที่ไม่แตกต่าง กับกรณี 3 มิติมากนัก แบบจำลอง 2 มิติที่จะใช้ในโปรแกรม ANSYS ดังรูปที่ 3.4 ถึง 3.6



10

รูปที<mark>่ 3.5</mark> แบบจำลอง<mark>ก</mark>ลักจุ<mark>ดจรว</mark>ดมุมระบาย<mark>อาก</mark>าศที่ 90°

รูปที่ 3.6 แบบจำลองกลักจุดจรวดมุมระบายอากาศไล่องศาจาก 90°- 45°

กลักจุดจรวดที่มีใช้จริงในปัจจุบันสำหรับจรวด DTI-2 ระยะยิง 10 กิโลเมตรนั้น มีลักษณะ ดังเช่นรูปที่ 3.4 คือมีรูระบายอากาศรอบตัวที่ 45° เจาะด้วยสว่านมือ ข้างในกลวงเพื่อบรรจุเม็ดดินไพ โรเทคนิค และแบบจำลองดังรูปที่ 3.5 นั่นคือการออกแบบที่คำนึงถึงความง่ายในการผลิตหากต้องใช้ ในปริมาณมากๆ เนื่องจากหากมีรูระบายที่ 90° อาจมีกรรมวิธีการผลิตที่ง่ายขึ้นจากเดิมที่ใช้สว่านมือ เจาะ และแบบจำลองดังรูปที่ 3.6 เป็นการออกแบบโดยมีการไล่องศาจาก 90° ที่ส่วนท้ายและลด องศาลงเรื่อยๆจนถึง 45° ที่ส่วนปลาย เนื่องจากต้องการศึกษาลักษณะการไหลและปรับแต่งจาก 2 แบบจำลองก่อนหน้า

#### 3.2 การใช้โปรแกรม CFD จำลองการไหลของอากาศ

G

การเผาไหม้ของเม็ดดินไพโรเทคนิคที่บรรจุอยู่ในกลักจุดจรวดจะแปรสภาพเป็นแก๊สที่มี ความร้อนสูง วิ่งออกจากรูระบายอากาศด้วยความเร็วหนึ่ง เนื่องจากมีพื้นที่ทางออกที่จำกัด และมี อุณหภูมิที่สูงเนื่องจากเการเผาไหม้ด้วย ดังนั้น แทนที่จะจำลองการเผาไหม้ของเม็ดดินไพโรเทคนิค โดยตรง อากาศร้อนที่เกิดขึ้นจะถูกจำลองเป็นแหล่งการไหลของของเหลวที่มีความเร็วสูง (Velocity inlet) ที่กำหนดค่าความเร็วและอุณหภูมิได้

ในการจำลองการไหลอากาศพลศาสตร์ด้วยโปรแกรม ANSYS FLUENT แบบจำลองจากข้อ 3.1 จะถูกนำมาสร้าง mesh ในโปรแกรม ANSYS และนำไปคำนวณในโปรแกรม Fluid Flow (Fluent) ดังตัวอย่างในรูปที่ 3.7 และ 3.8 โดยกำหนดขอบเขตการทดลองดังสรุปตารางที่ 3.1 บริเวณ กึ่งกลางของกลักจุดจรวดกำหนดให้เป็น velocity inlet ของของไหลที่อัดตัวได้ ความเร็วขนาด 100 m/s แทนความเร็วของเม็ดดินไพโรเทคนิคเมื่อเกิดการเผาไหม้เพราะเป็นความเร็วที่สูง พร้อมทั้งมี อุณหภูมิที่ 1,000 K จากการเทียบกับค่าอุณหภูมิสูงสุดที่เกิดขึ้นในจรวดเชื้อเพลิงผสมจากงานวิจัย [13] และเสมือนว่าผลจากการเผาไหม้ของเม็ดดินไพโรเทคนิคแปรสภาพเป็นแก๊สทั้งหมด ความ หนาแน่น (density) ของอากาศที่ใช้เป็น inlet ให้เป็น ideal-gas ด้วย เพราะจะหมายถึงของไหลที่ อัดตัวได้ และส่วน wall ของแบบจำลองคือผิวหน้าของดินขับกำหนดให้เป็นเพียง standard Wall Function เนื่องจากไม่คำนวณการเผาไหม้หรือการเปลี่ยนแปลงใดๆของดินขับ

STITUTE OV

| <b>2</b> V   | iscous Model  | ×      |  |  |
|--|---|--------|--|--|
| Model  | Model Constants   |        |  |  |
| <ul> <li>Inviscid</li> <li>Laminar</li> <li>Spalart-Allmaras (1 eqn)</li> <li>k-epsilon (2 eqn)</li> <li>k-omega (2 eqn)</li> <li>Transition k-kl-omega (3 eqn)</li> <li>Transition SST (4 eqn)</li> <li>Reynolds Stress (5 eqn)</li> <li>Scale-Adaptive Simulation (SAS)</li> </ul> | C2-Epsilon          1.9         TKE Prandtl Number         1         TDR Prandtl Number         1.2 |        |  |  |
| k-epsilon Model<br>Standard<br>RNG<br>Realizable   | Energy Prandtl Number<br>0.85<br>User-Defined Functions   | ]      |  |  |
| Near-Wall Treatment  |   |        |  |  |
| Standard Wall Functions     Scalable Wall Functions  | Prandtl Numbers   |        |  |  |
| Non-Equilibrium Wall Functions<br>Enhanced Wall Treatment<br>User-Defined Wall Functions   | TKE Prandtl Number<br>none  | ^<br>~ |  |  |
| Options  | TDR Prandtl Number  |        |  |  |
| Viscous Heating  | Energy Prandtl Number   |        |  |  |
| ОК   | Cancel Help   |        |  |  |

#### รูปที่ 3.7 ตัวอย่างการนำไปคำนวณในโปรแกรม Fluent

| Ione Name<br>pressure¦inlet                                  |          |   |
|--|----------|---|
|  |          |   |
| Momentum Thermal Radiation Species DPM Multiphase UD         | s        |   |
| Reference Frame Absolute                                     |          |   |
| Gauge Total Pressure (pascal) 4000000                        | constant | ¥ |
| Supersonic/Initial Gauge Pressure (pascal)                   | constant | v |
| Direction Specification Method Normal to Boundary Turbulence |          |   |
| Specification Method Intensity and Viscosity Ratio           |          | v |
| Turbulent Intensity (%                                       | 0.001    | P |
| Turbulent Viscosity Ratio                                    | 0.001    | P |

รูปที่ 3.8 ตัวอย่างการนำไปคำนวณในโปรแกรม Fluent

#### ตารางที่ 3.1 ขอบเขตการทดลอง

10

| Туре            | Pressure Base                      |
|-----------------|------------------------------------|
| 2D Space        | Axisymmetric                       |
| Energy          | On                                 |
| Viscous         | Realizable k-e                     |
|                 | Standard Wall Function             |
| Pressure Inlet  | Velocity Magnitude : 100 m/s       |
|                 | Temperature : 1000 k               |
| Pressure Outlet | u aas                              |
| Initialization  | Compute from : inlet               |
|                 | Initial value> Temperature : 300 k |

กระบวนการขับเคลื่อนทั้งหมดของจรวดตั้งแต่ต้นจนจบตามปกติแล้วใช้เวลาที่สั้นมาก สิ้นสุดภายในไม่กี่วินาที การจุดติดของกลักจุดจรวดโดยเฉลี่ยอยู่ที่ 0.7 ms [2] การวิจัยครั้งนี้มีการ จำลองการไหลในรูปแบบ transient ช่วงก่อนสถานะคงตัว เพื่อสังเกตุผลการคำนวณเทียบกับเวลา แต่ในการพิจารณาผลจากรูปร่างของกลักจุดจรวด การจำลองที่สภาวะ steady state ก็ควรจะ เพียงพอสำหรับความต้องการแล้ว เนื่องจากดินขับจะจุดติดได้ดีนอกเหนือจาก อุณหภูมิที่ถึงจุดที่จุด ตัวและความดันที่ถึงจุดวิกฤติแล้ว การไหลที่มีลักษณะเป็นรูปแบบสม่ำเสมอกัน เป็นสิ่งที่ต้องการ สำหรับดินขับเพื่อการจุดตัวที่ต่อเนื่อง

ผลที่ได้จากการทดลองและอยู่ในขอบเขตการสนใจของงานวิจัยนี้คือ Pressure Velocity และ Temperature ของอากาศที่ไหลออกจากกลักจุดจรวดเพื่อไปจุดดินขับภายนอก เนื่องจากค่า inlet ที่ป้อนเข้าไปมีค่าสูงถึงค่าวิกฤติแล้ว จึงไม่กังวลว่าความดันที่ได้จากผลการทดลองจะสามารถทำ ให้ดินขับจุดติดได้หรือไม่ แต่เป้าหมายที่ต้องการศึกษาคือที่แบบจำลองใด สามารถให้ผล pressure contour และ temperature contour ที่มีรูปแบบที่สม่ำเสมอ uniform มากที่สุด เพราะเป็นเหตุผล หลักที่จะทำให้ดินขับภายนอกเกิดการจุดตัวขึ้นอย่างต่อเนื่องและลื่นไหล

## บทที่ 4

#### ผลการทดลองและการวิเคราะห์

งานวิจัยนี้แบ่งกรณีศึกษาออกเป็น 3 กรณี ดังนี้ 4.1 กลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 45° 4.2 กลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 90° 4.3 กลักจุดจรวดที่มีการไล่องศาจาก 90° ถึง 45°

โดยทั้ง 3 กรณีศึกษา กลักจุดจรวดมีรูปร่างและขนาดเท่ากัน รวมถึงขนาดและจำนวนของรู ระบายอากาศด้วย การคำนวณและการแสดงผลเป็นกรณีสภาวะคงตัว (Steady state) โดยเลือก Time Solver เป็น Steady และทำการคำนวณ (Run Calculation) คอยสังเกตุผลจากการคำนวณ เมื่อรอบคำนวณ (Iterations) ผ่านไประยะหนึ่ง เมื่อสังเกตุว่าผลการคำนวณไม่เปลี่ยนแปลงแล้ว จึง หยุดการคำนวณ

การแสดงผลการคำนวณด้วยการพลอตกราฟทำได้โดยการ สร้างเส้นอ้างอิงขึ้นมา ณ จุดที่ เราสนใจ และเลือกค่าที่ต้องการพลอตผลการคำนวณ โดยการพลอตด้วยโปรแกรม ANSYS FLUENT อาจทำให้แต่ละกรณีศึกษามีกราฟผลการทดลองที่คนละ scale กัน จึงต้องเปรียบเทียบกันที่ค่าของผล การทดลอง ไม่สามารถตัดสินได้ด้วยรูปร่างของกราฟ

#### 4.1 กลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 45°

กลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 45º คือลักษณะที่มีการใช้งานจริงกับจรวดปัจจุบัน ผลที่ได้หลังจากมีการจุดกลักจุดจรวด คือมีลักษณะของอากาศไหลออกมาตามรูที่เจาะไว้ โดยออกมา ด้วยความเร็วและความร้อนที่ป้อนไว้เป็น velocity inlet ส่งผลให้สามารถดูค่า velocity contour, pressure contour และ temperature contour ของช่องว่างระหว่างกลักจุดจรวดจนถึงพื้นผิวของ ดินขับ ดังรูปที่ 4.1 ถึง 4.3

STITUTE O



TC

ข).

รูปที่ 4.1 Velocity contour กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 45° ก). ภาพการไหล โดยรวมในท่อจรวด ข). ภาพขยายการไหลจากกลักจุดจรวด



T

ข).

ก).

รูปที่ 4.2 Pressure contour กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 45°ก). ภาพการไหล โดยรวมในท่อจ<mark>รวด ข). ภาพขยาย</mark>การ<mark>ไหลจา</mark>กกลักจุ<mark>ด</mark>จรวด

รูปที่ 4.3 Temperature contour กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 45°ก). ภาพการไหล โดยรวมในท่อจรวด ข). ภาพขยายการไหลจากกลักจุ<mark>ด</mark>จรวด

ข).

(.

ก).

ที่ผิวของดินขับ หรือผิวบนของพื้นที่ซึ่งกำลังพิจารณาความเร็วของอากาศมีค่าเท่ากับศูนย์ ตามทฤษฎี ค่าการกระจายความดันและอุณหภูมิที่ผิวบนสามารถแสดงได้ดังในรูปที่ 4.4 และ 4.5 จะ สังเกตุได้ว่าลักษณะการไหลของอากาศเป็นการไหลแบบราบเรียบ และค่าความดันและอุณหภูมิที่ผิว ในแต่ละช่วงไม่ค่อยแตกต่างกันนักนอกจากช่วงต้นของรูปทรง ค่าความดันช่วงที่มีการไหลสม่ำเสมอ อยู่ที่ประมาณ 20 MPa เพื่อแสดงว่าความดันและอุณหภูมิ ณ พื้นที่หน้าตัดเป็นเช่นไร รูปที่ 4.6 และ 4.7 แสดงถึงตำแหน่งที่ระยะ 1 และ 1.5 ของความยาวกลักจุดจรวด พบว่าค่าแต่ละจุดนั้นใกล้เคียง กัน แสดงถึงการไหลที่สม่ำเสมอของอากาศ โดยที่จุดสีขาวหมายถึงระยะที่ 1 ช่วงความยาวของ igniter และจุดสีแดงหมายถึงระยะที่ 1.5 ช่วงความยาวของกลักจุดจรวด



รูปที่ 4.4 ค่าความดันบนพื้นผิวดินขับ กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 45°



รูปที่ 4.5 ค่าอุณหภ<mark>ูมิบน</mark>พื้นผิวดินขั<mark>บ</mark> กรณีกลักจุ<mark>ดจ</mark>รวดที่<mark>มีองศ</mark>ารูระบายอากาศที่ 45°

27



รูปที่ 4.6 เปรียบเทียบค่าความดันบนหน้าตัดของทรงกระบอกที่ระยะ 1 และ 1.5 ของความยาวกลัก จุดจรวด กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 45°



รูปที่ 4.7 เปรียบเทียบอุณหภูมิบนหน้าตัดของทรงกระบอกที่ระยะ 1 และ 1.5 ของความยาวกลักจุด จรวด กรณีกลักจุดจร<mark>วดที่</mark>มีองศารูระบ<mark>ายอาก</mark>าศที่ 45<mark>0</mark>

#### 4.2 กลักจุดจรวดที่มีองศ<mark>ารูระ</mark>บายอากาศ<mark>ที่</mark> 90°

ในการเลือกองศ<mark>ารูระ</mark>บายที่ 90° เนื่องจากเป็นก</mark>รณีที่ง่<mark>ายที่สุ</mark>ดในการเจาะรูด้วยมือหรือขึ้น รูป เพราะเป็นการตั้งฉากกับพื้นผิวของ igniter และรูปร่างไม่ซับซ้อน ซึ่งน่าสนใจว่าหากทำการผลิต ง่ายจะมีผลต่างอย่างไรทางด้านการไหลของอากาศกับกรณี 45° และผลการทดลองแสดงในรูปที่ 4.8 ถึง 4.10 แสดงผลการไหลของอากาศในช่องว่างระหว่าง igniter และผิวหน้าของดินขับ แสดงผล velocity contour, pressure contour และ temperature contour ระหว่างเกิดการจุด igniter

| <br>7 880-117 |
|---------------|
| 7.000102      |
| 7 /0.000      |
| 7.406102      |
| 7 00.007      |
| 7.006102      |
| 6 70 a J D D  |
| 0.708702      |
| 6.21.400      |
| 0.016402      |
| 5 91 au 00    |
| 0.016402      |
| E EDe+00      |
| 0.0ZETUZ      |
| E 120JD       |
| 3.120102      |
| 173,000       |
| 4.7 JETUZ     |
| 1340400       |
| 4.046402      |
| 3.04~103      |
| J.348TUZ      |
| 2 55 - +02    |
| 0.00emuz      |
| 3 160-402     |
| 3.136102      |
| 2 760+02      |
| 2.106102      |
| 2360+02       |
| 2.000102      |
| 1970+02       |
| 1.010102      |
| -1.58e+02     |
| 1.000102      |
| 1 18e+172     |
| 7.00.01       |
| / 88e+01      |
| 1.000.01      |
| 3 94e+01      |
| 0.010101      |
| IIII)e+00     |
|               |

.40e+05 .09e+05 .78e+05

1.78e+U5 1.47e+05 8.59e+04 5.50e+04 2.42e+04 -6.70e+03 -3.75e+04 -6.84e+04 -9.92e+04 -1.30e+05

T

#### <u>elacatas</u>

รูปที่ 4.8 Velocity contour กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 90° ก). ภาพการไหล โดยรวมในท่อจรวด ข). ภาพขยายการไหลจากกลักจุดจรวด

WSTITUTE OF

ข).

ก).



#### ข).

รูปที่ 4.9 Pressure contour กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 90° ก). ภาพการไหล โดยรวมในท่อจรวด ข). ภาพขยายการไหลจากกลักจุดจรวด



ผลของความดันและอุณหภูมิของผิวหน้าดินขับ แสดงผลในรูปในที่ 4.11 และ 4.12 จะเห็น ว่าที่มีอากาศออกจากรูระบายอากาศ อากาศไหลออกมาตั้งฉากกับ igniter ส่งผลให้ค่าอุณหภูมิที่ผิว ดินขับเท่ากันเสมอทั้ง geometry แม้ว่าค่าความดันบนผิวดินขับไม่สม่ำเสมอ แต่ความดันเข้าสู่ช่วงที่มี การไหลสม่ำเสมอที่ 40 MPa ซึ่งสูงกว่ากรณีศึกษาที่ 1 และเมื่อพลอตกราฟพื้นที่หน้าตัดดินขับจะ พบว่าทั้ง 2 ตำแหน่งมีค่าความดันที่แตกต่างกัน ผลดังรูปที่ 4.13 และ 4.14



รูปที่ 4.11 ค่าความดันบนพื้นผิวดินขับ กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 90°

(



รูปที่ 4.12 ค่าอุณหภูมิบนพื้นผิวดินขับ กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 90°



รูปที่ 4.13 เปรียบเทียบค่าความดันบนหน้าตัดของทรงกระบอกที่ระยะ 1 และ 1.5 ของความยาวกลัก จุดจรวด กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 90°



รูปที่ 4.14 เปรียบเทียบอุณหภูมิบนหน้าตัดของทรงกระบอกที่ระยะ 1 และ 1.5 ของความยาวกลักจุด จรวด กรณีกลักจุดจรวดที่มีองศารูระบายอากาศที่ 90°

#### 4.3 กลักจุดจรวดที่มีการไ<mark>ล่อง</mark>ศาจาก 90° ถึง 45°

ผลการทดลองจ<mark>าก 4</mark>.1 พบว่าที่ในช่วงต้นของ geometry ค่าความดันที่ผิวของหน้าดินมี ลักษณะแกว่ง จึงเกิดข้อสังเกตุว่าแล้วถ้าหากทำการไล่องศา เริ่มจากรูระบายอากาศทำมุม 90° ที่ ส่วนท้ายหรือส่วนที่ปิด แล้วทำการปรับเอียงมุมองศาน้อยลงเรื่อยๆ จนไปสุดปลายของ igniter ที่ 45° จึงเกิดเป็นกรณีที่ 3 นี้ขึ้นมา ค่า velocity contour, pressure contour และ temperature contour แสดงผลดังรูปที่ 4.15 ถึง 4.17



48e+05

2.25e+05 2.02e+05 1.79e+05 1.56e+05 1.38e+05 1.10e+05 8.70e+04 6.39e+04 4.09e+04 1.79e+04 -5.18e+03 -2.82e+04 -5.12e+04 -7.43e+04 -1.20e+05 -1.43e+05

TC

รูปที่ 4.15 Velocity contour กลักจุดจรวดที่มีการไล่องศาจาก 90° ถึง 45° ก). ภาพการไหล โดยรวมในท่อจรวด ข). ภาพขยายการไหลจากกลักจุดจรวด

ข).

1

<u>Aleee</u>

ก).

# WSTITUTE OF



ข).

รูปที่ 4.16 Pressure contour กลักจุดจรวดที่มีการไล่องศาจาก 90° ถึง 45° ก). ภาพการไหล โดยรวมในท่อจรวด ข). ภาพขยายการไหลจากกลักจุดจรวด



จากผลการทดลองรูปที่ 4.15 ถึง 4.17 อาจให้ผลการคำนวณที่มีลักษณะการไหลใกล้เคียง กันหากสังเกตุค่าความดันและอุณหภูมิที่ผิวดินขับ ดังรูปที่ 4.18 และ 4.19 พบว่าค่าความดันที่มีการ ไหลที่สม่ำเสมอมีค่าอยู่ที่ 30 MPa ซึ่งสูงกว่ากรณีศึกษาที่ 1 และอุณหภูมิยังมีความสม่ำเสมอมากกว่า หมายความว่าที่กรณีศึกษานี้ กลักจุดจรวดสามารถระบายอากาศได้ดีกว่ากรณีศึกษาที่ 1 เพราะที่ inlet เดียวกัน แต่สามารถให้ผลการคำนวณที่สูงกว่าได้



รูปที่ 4.18 ค่าความดันบนพื้นผิวดินขับ กลักจุดจรวดที่มีการไล่องศาจาก 90° ถึง 45°

(0)



รูปที่ 4.19 ค่าอุณหภูมิบนพื้นผิวดินขับ กลักจุดจรวดที่มีการไล่องศาจาก 90° ถึง 45°



รูปที่ 4.20 เปรียบเทียบค่าความดันบนหน้าตัดของทรงกระบอกที่ระยะ 1 และ 1.5 ของความยาวกลัก จุดจรวด กรณีกลักจุดจรวดที่มีการไล่องศาจาก 90° ถึง 45°



รูปที่ 4.21 เปรียบเทียบอุณหภูมิบนหน้าตัดของทรงกระบอกที่ระยะ 1 และ 1.5 ของความยาวกลักจุด จรวด กรณีกลักจุดจรวดที่มีการไล่องศาจาก 90° ถึง 45°

#### บทที่ 5 สรุป และข้อเสนอแนะ

#### 5.1 สรุปผลการทดลอง

จากผลการคำนวณกรณีศึกษาทั้ง 3 พิจารณาที่ค่าความดันและอุณหภูมิที่พื้นผิวด้านในของ ดินขับ กรณีศึกษาที่ 1 กลักจุดจรวดมีองศารูระบายอากาศที่ 45° ทำให้เกิดช่องว่างทางด้านท้ายของ ทรงกระบอกที่เมื่ออากาศไหลออกมาจากรูแล้วไม่วนย้อนกลับไปจุดดินขับที่อยู่ในมุมอับของ ทรงกระบอกด้านท้ายได้แต่ส่วนที่เหลือมีการไหลของอากาศที่สม่ำเสมอดี ส่วนกรณีศึกษาที่ 2 ที่กลัก จุดจรวดทำการเจาะรูตั้งฉากตรงตลอดทั้งทรงกระบอก ส่งผลให้อุณหภูมิที่พื้นผิวดินขับสม่ำเสมอกัน ตลอดทั้งท่อ แม้การไหลและความดันไม่สม่ำเสมอ แต่ความดันบนผิวดินขับมีค่าสูงที่สุดจากใน 3 กรณีศึกษา และในกรณีศึกษาที่ 3 ที่มีการไล่องศาจากต้น 90° ถึงปลาย 45° ของ igniter มีการไหล ของอากาศออกจากรูที่มีลักษณะราบเรียบ สามารถแก้ปัญหาการจุดไม่ติดของดินขับในมุมอับด้านท้าย ทรงกระบอกของกรณีศึกษาที่ 1 ได้ด้วย

จึงสรุปได้ว่ากรณีศึกษาที่ 2 ที่กลักจุดจรวดมืองศารูระบายอากาศที่ 90° มีการระบาย อากาศที่ดีที่สุด เพราะสามารถทำให้ดินขับตลอดทั้งรูปมีอุณหภูมิที่เท่ากันอย่างสม่ำเสมอที่สุด และยัง มีค่าความดันที่สูงที่สุดด้วย รวมถึงสามารถตัดปัญหาความยุ่งยากในการผลิตเพราะสามารถเจาะรูลง ไปตรงๆได้

#### 5.2 ข้อเสนอแนะ

5.2.1 ควรจะมีการพิจารณาการเปลี่ยนแปลงมุมเอียงของรูระบายอากาศให้มีช่วงมากขึ้น อาจจะได้ข้อสรุปที่แตกต่างกันไป

5.2.2 ใน<mark>ก</mark>ารออ<mark>กแบ</mark>บกลัก<mark>จุ</mark>ดจร<mark>วดควรมี</mark>การค<mark>ำนึ</mark>งถึงคว<mark>ามยุ่</mark>งยากในการผลิตด้วย

5.2.3 ควรมีการ<mark>ศึกษ</mark>าการจำลอง<mark>ก</mark>ารไ<mark>หลในแบบ</mark> transi<mark>ent</mark> ที่มากขึ้น

5.2.4 โปรแกรม<mark>ปัจจุ</mark>บันสามารถ<mark>ท</mark>ำการจ<mark>ำลองเงื่</mark>อนไข combustion ได้ การวิจัยในอนาคต อาจจะพิจารณาการรวมกา<mark>รจำล</mark>องทั้ง 2 รู<mark>ป</mark>แบบ ซึ่งจะให้ผ</mark>ลการท<mark>ดลอ</mark>งที่ถูกต้องและสมจริงมากกว่า

VSTITUTE OF

**ม โ ล ส** บรรณานุกรม

#### บรรณานุกรม

- [1] Net Industries, "Missile Classification," Science Encyclopedia [Online]. Available: http://science.jrank.org/pages/5913/Rockets-Missiles-Missileclassification.html. [Accessed: August. 25, 2015].
- [2] Wikipedia, "V-2 Rocket," [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/V-2\_rocket . [Accessed: August. 25, 2015].
- [3] Wikipedia, "MIM-3 Nike Ajax," [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/ MIM-3\_Nike\_Ajax . [Accessed: August. 25, 2015].
- [4] Wikipedia, "*Aim-9 Sidwinder*," [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/ AIM-9\_Sidewinder . [Accessed: August. 26, 2015].
- [5] เจษฎา คีรีรัฐนิคม, ค่ายวิทย์จรวดประดิษฐ์ ครั้งที่ 2, นนทบุรี: สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ (องค์การมหาชน), 2556.
- [6] เจษฎา คีรีรัฐนิคม, "การคำนวณแรงขับของดินขับจรวดโดยโปรแกรมคอมพิวเตอร์," การ ประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 24, ME-NETT 24, จังหวัดอุบลราชธานี, 20-22 ตุลาคม 2553, หน้า 26.
- [7] ไพศาล อภิณหพัฒน์, "การศึกษาเปรียบเทียบระหว่างเกณฑ์การออกแบบตัวจุดจรวดด้วยวิธี คำนวนสมดุลมวลสารและพลังงานกับวิธีความดันวิกฤต," การประชุมวิชาการเครือข่าย วิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 26, ME-NETT 26, จังหวัดเชียงราย, 24-27 ตุลาคม 2555, หน้า 37.
- [8] Anselm Ho Yen Phing, "Simulating Combustion Flow in Rocket Chamber," M.S. Thesis (Space Science and Technology), Lulea University of Technology, Kiruna, Sweden, 2008.
- [9] George P. Sutton, *Rocket Propulsion Element*, New York: A Wiley-Interscience Publication, 2<mark>001.</mark>
- [10] มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลอีสาน, "คุณสมบัติของของไหล," [Online]. Available:
   http://www.ce.rmuti.ac.th/senior/fluid/les1.html . [Accessed: September. 20, 2014].
- [11] สมบูรณ์ พรพิเนตพงศ์, ทฤษฎีและตัวอย่างโจทย์ พลศาสตร์ของของไหล, กรุงเทพฯ : สำนักพิมพ์แมคกรอ-ฮิล, 2541.

- [12] เลอเกียรติ์ วงศ์สารพิกูล, *กลศาสตร์ต่อเนื่องเบื้องต้น*, กรุงเทพฯ : สถาบันเทคโนโลยีไทย-ญี่ปุ่น,
   2556.
- [13] กรมพัฒนาพลังงานทดแทนและอนุรักษ์พลังงาน, "กลศาสตร์ของไหลเบื้องต้น," [Online].
   Available: http://www2.dede.go.th/bhrd/old/Download/file\_handbook/
   Pre\_Heat/pre\_heat\_2.pdf . [Accessed: July. 20, 2015].
- [14] Weibo Chen and Guixiong Liu, "Numerical Investigation on the Flow, Combustion and NOx Emission Characteristics in a 10 MW Premixed Gas Burner," *The Open Fuels & Energy Science Journal*, vol. 8, no. 62, pp.1-13, January 2015.
- [15] ปราโมทย์ เดชะอำไพ, ไฟไนต์อิลิเมนต์ในงานวิศวกรรม, พิมพ์ครั้งที่ 2, กรุงเทพฯ : สำนักพิมพ์จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย, 2542.
- [16] Sevda Acik, "Internal Ballistic Design Optimization of A Solid Rocket Motor,"
   M.S. Thesis (Mechanical Engineering), Middle East Technical University,
   Ankara, Turkey, 2010.
- [17] The Rocket N00b, "Rocket Motor Basic," [Online]. Available: rocketn00b. blogspot.com . [Accessed: July. 10, 2015].

10-