

## การออกแบบหาหน้าตัดที่เหมาะสมของดินขับแบบเชื้อเพลิงแข็ง

### Design Optimization of Composite Propellant Cross Section

อดุลยศักดิ์ บุญพันธ์<sup>1,\*</sup> เจษฎา ศิริรัฐนิคม<sup>1</sup> และ อิทธิพันธ์ หดยัยย<sup>2</sup>

สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ (องค์การมหาชน) กระทรวงกลาโหม ชั้น 4 อาคารสำนักงานปลัดกระทรวง  
กลาโหม (แจ้งวัฒนะ) 47/433 หมู่ 3 ต.บ้านใหม่ อ.ปากเกร็ด จ.นนทบุรี 11120

\* ติดต่อ: e-mail: adulyasak.b@dti.or.th โทรศัพท์: 02 980 6688 หรือ 084 778 4275

#### บทคัดย่อ

บทความวิจัยนี้นำเสนอกระบวนการออกแบบหน้าตัดของดินขับแบบเชื้อเพลิงแข็ง (Solid Propellant) ที่ใช้ในห้องเผาไหม้มอเตอร์จรวด (Combustion Chamber) ปัญหาการออกแบบโดยทฤษฎีรูปร่างที่เหมาะสมที่สุดของการออกแบบหน้าตัดของดินขับแบบเชื้อเพลิงแข็ง บทความวิจัยนี้ในการออกแบบได้กำหนดฟังก์ชันเป้าหมาย (Objective Function) คือ กำลังขับจรวด (Thrust Force) และความดันสูงสุด (Maximum Expected Operating Pressure) จากการจุดระเบิดในห้องเผาไหม้ซึ่งทั้งสองเงื่อนไขมีความสำคัญต่อประสิทธิภาพของจรวดและขั้นตอนการออกแบบของชิ้นส่วนต่างๆ ต่อไปและเงื่อนไขบังคับ (Constraints) คือมวลของดินขับที่น้อยที่สุดซึ่งได้นำหลักการออกคำนวณน้ำหนักของดินขับซึ่งเป็นเงื่อนไขบังคับตามภารกิจเป้าหมายที่ต้องการ สำหรับงานวิจัยนี้ได้นำทฤษฎีออกแบบรูปร่างที่เหมาะสม (Shape Optimization Design) มาร่วมกับการวิเคราะห์ปัญหาของฟังก์ชันเป้าหมายที่กำหนดโดยโปรแกรมที่พัฒนาเพื่อใช้ในการวิเคราะห์ปัญหา ในงานวิจัยนี้ได้เลือกใช้ดินขับแบบคอมโพสิต (Composite Propellant) และใช้หน้าตัด 2 รูปแบบด้วยกันคือ หน้าตัดรูปดาวและหน้าตัดกลมสำหรับการปรับค่าความยาวของแต่ละหน้าตัดเพื่อวิเคราะห์หาความยาวของหน้าตัดของดินขับแบบเชื้อเพลิงแข็งที่เหมาะสมที่เพียงพอในการส่งกำลังขับและความดันตามเงื่อนไขออกแบบ ซึ่งสามารถนำไปสู่การออกแบบ จัดทำแบบหล่อดินขับต่อไปตามเหมาะสมกับเงื่อนไขและฟังก์ชันการออกแบบต่อไป

**คำหลัก:** เชื้อเพลิงแข็ง, มอเตอร์จรวด, ห้องเผาไหม้, ทฤษฎีออกแบบรูปร่างที่เหมาะสม, ไฟไนต์เอลิเมนต์

## Abstract

. This paper presents the design process for cross-section of the solid propellant using optimal shape design theory. In this paper, the thrust force and maximum expected operating pressure are the objective functions. The constraints are mass of the solid propellant, which is to be minimized. In this paper, shape optimization design theory is used to analyze the objective function problem. A composite propellant grain with 2 types of cross-sections; star and circular, was selected for study. The lengths of each type of cross section were varied and analyzed to find the optimum length under the thrust and pressure conditions. Results of the study can be used in the design of tooling for propellant casting.

**Keywords:** Solid Propellant, Rocket Motor, Combustion Chamber, Shape Optimization Design, maximum expected operating pressure

## 1. บทนำ

เอกสารฉบับนี้จัดทำขึ้นเพื่อศึกษาวิจัย การออกแบบดินขับของเชื้อเพลิงแข็งแบบคอมโพสิต ซึ่งจากการออกแบบดินขับตามทฤษฎีการคำนวณนั้นยังถือว่าเป็นแค่เพียงข้อมูลเบื้องต้น สำหรับการเข้าสู่ขั้นตอนการผลิตจริงนักออกแบบวิจัยยังต้องพิจารณารูปร่างของดินขับเพื่อใช้ในขั้นตอนการผลิตซึ่งถือว่าต้องใช้ทั้งประสบการณ์เป็นอย่างดีเพื่อให้ได้รูปร่างที่เหมาะสมตามเป้าหมายและง่ายต่อขั้นตอนการผลิต ซึ่งในเอกสารงานวิจัยนี้ได้นำหลักการในการพิจารณาการหาค่าเหมาะสมที่สุดเข้ามาเป็นแนวทางในการพิจารณาหารูปร่างที่เหมาะสมของดินขับ โดยพิจารณาจากเงื่อนไขฟังก์ชันตามความต้องการของผู้ออกแบบ

## 2. หลักการวิจัย

### 2.1 การหาค่าเหมาะสมที่สุด

การหาค่าเหมาะสมที่สุดในที่นี้คือการหาค่าต่ำที่สุด (Minimization) ซึ่งปัญหาทั่วไปสามารถเขียนได้ดังนี้

Find  $x$  such that minimizing  $f(x)$

subject to

$$g_i(x) \leq 0$$

$$h_j(x) = 0$$

$$x_l \leq x \leq x_u \quad (1)$$

เมื่อ

$x$  คือตัวแปรออกแบบ

$f(x)$  คือฟังก์ชันเป้าหมาย

$g_i(x)$  คือเงื่อนไขบังคับแบบอสมการ

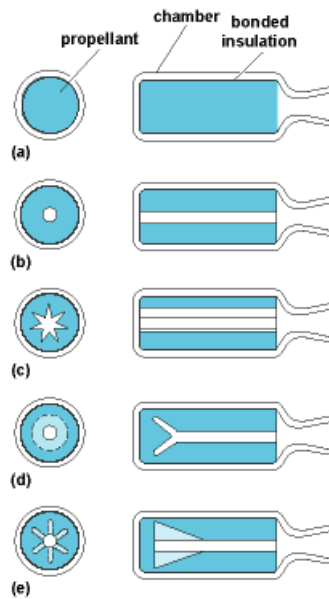
$h_j(x)$  คือเงื่อนไขบังคับแบบสมการ

$x_l$  คือขอบเขตล่างของตัวแปรออกแบบ

และ  $x_u$  คือขอบเขตบนของตัวแปรออกแบบ

### 2.2 การออกแบบกำลังขับรูปร่างดินขับ

การออกแบบดินขับ และคำนวณ Internal Ballistics เพื่อหา Thrust Profile ในการออกแบบดินขับจะต้องคำนึงถึงรูปร่างของ Grain เพื่อให้ได้ Thrust Profile ตามต้องการ เมื่อเกิดการจุดระเบิดจาก Igniter จะมีการเผาไหม้เกิดขึ้นตลอดผิวภายในของ Grain โดยก๊าซร้อนจะไหลผ่าน Nozzle และเกิดแรง Thrust ขับจรวดออกไปด้วยความเร็วสูง มอเตอร์จรวดส่วนใหญ่จะนิยมกำหนดรูปร่างของ Grain ในห้องเผาไหม้เพียงแบบเดียว แต่ก็มีมอเตอร์จรวดบางชนิดมีรูปร่างของ Grain จำนวน 2 แบบในห้องเผาไหม้เดียว ภาพที่แสดงรูปร่างของเกรนแบบต่างๆที่ใช้ในมอเตอร์จรวด



ภาพที่ 1 รูปร่างของการออกแบบ Grain แบบต่างๆ

จาก Piobert's Law ได้อธิบายว่า “ทิศทางการเผาไหม้ของ Grain จะมีทิศทางตั้งฉากกับผิวของการเผาไหม้เสมอ” (Sutton, [1]) ในภาพที่ แสดงให้เห็นเส้นของการเผาไหม้ดินขับโดยจะเริ่มเผาไหม้จากเส้น Grain ด้านในสุด และจะขยายออกไปจนถึงผิวด้านนอกของ Grain อัตราการขยายตัวของ การเผาไหม้ (Burning Rate) มีหน่วยเป็น (mm/sec) ของดินขับจะเป็นฟังก์ชันกับหลายตัวแปรในกรณีที่เป็นฟังก์ชันกับความดันในห้องเผาไหม้สามารถเขียนให้อยู่ในรูปตามสมการ (Sutton, [1])

$$r_b = aP^n \quad (2)$$

เมื่อ

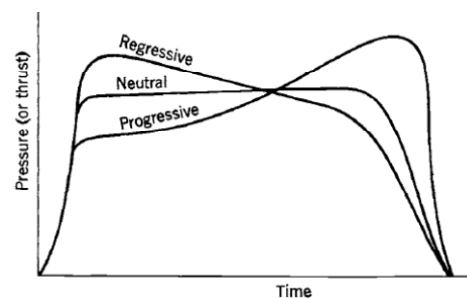
|       |                                    |
|-------|------------------------------------|
| $r_b$ | Burning Rate หน่วย mm/sec, in./sec |
| $a$   | empirical constant                 |
| $P$   | Chamber Pressure หน่วย MPa, psia   |
| $n$   | Burning Rate Exponent              |

จากสมการจะเห็นได้ว่า Burning Rate จะขึ้นอยู่กับความดัน ถ้าความดันในห้องเผาไหม้เพิ่มขึ้น ค่า Burning Rate จะเพิ่มขึ้นนอกจากนี้ค่า  $n$  ยังมีผลต่อการเปลี่ยนแปลง Burning Rate เป็นค่าที่ใช้อธิบาย

การเปลี่ยนแปลงความดันในห้องเผาไหม้ ค่า  $n$  ยิ่งมากก็จะทำให้การเปลี่ยนแปลงความดันในห้องเผาไหม้มากขึ้น โดยทั่วไปค่า  $n$  จะอยู่ระหว่าง 0.2 – 0.6 ในทางปฏิบัติค่า  $n$  ยิ่งเข้าใกล้ 1 จะทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงความดันอย่างรุนแรงอาจทำให้เกิดความเสียหายต่อห้องเผาไหม้ได้ ดังนั้นควรที่จะให้ค่า  $n$  มีค่าน้อยที่สุด (เข้าใกล้ 0)

### 2.3 การวิเคราะห์กำลังขับและความดันภายในห้องเผาไหม้ที่เกิดจากรูปร่างดินขับของเชื้อเพลิงแข็งจรวด

สำหรับกราฟของกำลังขับ (Thrust Profile) และกราฟความดัน (Pressure Profile) ที่ได้จากการเผาไหม้ดินขับของมอเตอร์จรวดสามารถแบ่งได้ 3 แบบ คือ (ดูภาพที่ )



ภาพที่ 2 ชนิดของ Thrust Profile หรือ Pressure Profile ที่เกิดขึ้นจากการเผาไหม้ดินขับในมอเตอร์จรวด (ที่มา : Sutton, [1])

1. Neutral Burning คือช่วงเวลาในการเผาไหม้ของดินขับมีค่า Thrust, Pressure และ Burning Surface Area เกือบจะคงที่ตลอดช่วงการเผาไหม้
2. Progressive Burning คือช่วงเวลาในการเผาไหม้ของดินขับมีค่า Thrust, Pressure และ Burning Surface Area เพิ่มขึ้น
3. Regressive Burning คือช่วงเวลาในการเผาไหม้ของดินขับมีค่า Thrust, Pressure และ Burning Surface Area ลดลงในทางปฏิบัติ

เราต้องการ Thrust Profile แบบ Neutral Burning เพื่อให้ความดันในห้องเผาไหม้สม่ำเสมอไม่มีความแตกต่างกันมากเพื่อป้องกันการล้มลุกต้วออกของหัวฉีด

## 2.4 การหาความดันสูงสุดในห้องเผาไหม้

สำหรับดินขับจรวดเชื้อเพลิงแข็งอัตราการเผาไหม้จะสูงขึ้นเมื่ออุณหภูมิเพิ่มสูงขึ้นทำให้ความดันการเผาไหม้สูงขึ้นได้กำหนดความสัมพันธ์ระหว่าง อัตราการเผาไหม้กับอุณหภูมิของดินขับ ในรูปของ Temperature Sensitivity of Burning Rate ตามสมการดังนี้

$$\sigma_p = \left( \frac{\delta \ln r}{\delta T} \right)_p = \frac{1}{r} \left( \frac{\delta r}{\delta T} \right)_p \quad (3)$$

เมื่อ

$\sigma_p$  Temperature Sensitivity of Burning Rate

$r$  อัตราการเผาไหม้ของดินขับ

$T$  อุณหภูมิของดินขับ

และความสัมพันธ์ระหว่างความดันในห้องเผาไหม้กับอุณหภูมิของดินขับในรูปของ Temperature Sensitivity of Pressure โดยค่า  $\pi_K$  (อัตราส่วนระหว่างพื้นที่เผาไหม้ต่อพื้นที่หน้าตัด Nozzle) คงที่ตามสมการดังนี้

$$\pi_K = \left( \frac{\delta \ln P}{\delta T} \right)_K = \frac{1}{P} \left( \frac{\delta P}{\delta T} \right)_K \quad (4)$$

เมื่อ

$\pi_K$  Temperature Sensitivity of Pressure

$P$  ความดันในห้องเผาไหม้

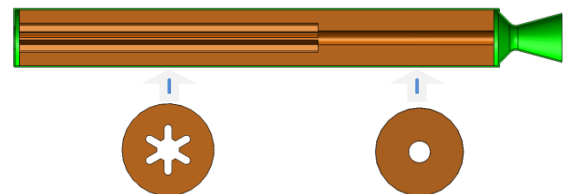
สำหรับดินขับโดยทั่วไปค่า  $\pi_K$  มีค่าประมาณ 0.216 ถึง 0.900% ต่อ °C

## 3. กรณีศึกษาของการออกแบบ

### 3.1 ลักษณะชิ้นงานวิจัย

งานวิจัยเป็นการศึกษาการออกแบบในส่วน ของระบบขับเคลื่อนจรวด ที่ใช้ดินขับแบบแข็งซึ่งในงานวิจัยวิเคราะห์ดินขับแบบคอมโพสิต โดยในงานวิจัยได้เลือกหน้าตัดของระบบขับเคลื่อนแบบ 2 หน้าตัดคือส่วนหน้าหน้าตัดแบบรูปดาว สำหรับส่วนด้านท้ายเป็นรูปวงกลมโดยมีขนาดของดินดังนี้คือ

|                     |           |
|---------------------|-----------|
| เส้นผ่าศูนย์กลางนอก | 127 mm    |
| เส้นผ่าศูนย์กลางใน  | 31.394 mm |
| ยาวดินขับ           | 1080 mm   |



ภาพที่ 3 แสดงภาพหน้าตัดของดินขับ

เชื้อเพลิงที่ใช้ในการวิเคราะห์ในงานวิจัยนี้คือ ดินขับแบบเชื้อเพลิงแข็งแบบคอมโพสิต โดยมีค่าคุณสมบัติทางวัสดุดังต่อไปนี้คือ

|                      |                         |
|----------------------|-------------------------|
| Dynamic burning rate | 13.7 mm/s               |
| Mass Density         | 1.785 g/cm <sup>3</sup> |
| Yield Strength       | 0.7 MPa                 |

### 3.2 การหาค่าเหมาะสมที่สุด

งานวิจัยได้นำวิธีการการหาค่าที่เหมาะสมเข้ามาพิจารณาเงื่อนไขการออกแบบโดยเป้าหมายในการออกแบบ โดยต้องการให้มีน้ำหนักของจรวดน้อยที่สุดโดยเฉพาะเนื้อดินขับ และกำหนดเงื่อนไขการออกแบบโดยพิจารณาจากกำลังขับและความดันในห้องเผาไหม้ โดยสามารถกำหนดเป็นสมการดังนี้

Min  $f(x)$  = Propellant Weight

$$\pi_K = \frac{1}{p_1} \left( \frac{\Delta p}{\Delta T} \right) \quad (5)$$

เงื่อนไขการออกแบบ

$$\text{Thrust}_{@max} \geq \text{Thrust}_{@allowable}$$

$$P_{@MEO \text{ Design}} \leq P_{allowable}$$

เมื่อ

$f(x)$  คือน้ำหนักของโครงสร้างที่  $x$  ใดๆ

$\text{Thrust}_{@max}$  คือกำลังขับตัวสูงสุด

$\text{Thrust}_{@allowable}$  คือกำลังขับที่เกิดขึ้น

$P_{@MEO}$  คือค่าดันตัวสูงสุด

$P_{@allowable}$  คือค่าดันยอมให้เกิดขึ้นได้

#### 4. ขั้นตอนการออกแบบวิจัย

การออกแบบในงานวิจัยจากทฤษฎีการออกแบบต่างที่กล่าวมาในงานวิจัยได้นำโปรแกรมและวิธีการวิเคราะห์ต่อยอดจากงานวิจัยเรื่อง การคำนวณแรงขับของดินขับจรวดโดยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ [2] มาประยุกต์เพื่อหาค่าออกแบบที่เหมาะสมที่สุด นอกจากคุณสมบัติข้างต้นยังมีข้อกำหนดเพื่อเป็นเงื่อนไขในการออกแบบดังนี้

น้ำหนักดินขับขั้นต่ำที่ 21 กิโลกรัม

เวลาในการเผาไหม้ประมาณ  $t = 3$  วินาที

ค่า  $I_{sp}$  265  $\text{lb}_f \cdot \text{sec}/\text{lb}$

#### 4.1 พิจารณาความดันสูงสุดในห้องเผาไหม้

จากคุณสมบัติทั่วไปของวัสดุตามที่กำหนดเบื้องต้นกำหนดความดันสูงสุดประมาณ 1,600 psi เมื่อดินขับมีอุณหภูมิก่อนเผาไหม้  $30^\circ \text{C}$  กำหนดอุณหภูมิสูงสุดของดินขับก่อนเผาไหม้ คือ  $60^\circ \text{C}$  เลือกใช้ค่าสูง  $\pi_K = 0.009$  ดังนั้นค่าความดันสูงสุดจากการเผาไหม้ (Maximum Expected Operating Pressure: MEOP) หาได้จากสมการ

แทนค่า  $\pi_K = 0.009$ ,  $T_1 = 30^\circ \text{C}$ ,  $T_2 = 60^\circ \text{C}$

และ  $p_1 = 1,600$  psi ลงในสมการ

$$0.009 = \frac{1}{1,600} \left( \frac{p_{60^\circ \text{C}} - 1,600}{60 - 30} \right)$$

$$P_{60^\circ \text{C}} = 2,032 \text{ psi}$$

$\therefore$  ความดันสูงสุดจากการเผาไหม้ 2,032 psi

#### 4.2 พิจารณากำลังขับจากห้องเผาไหม้

จากสมมติน้ำหนักดินขับ  $m_p = 21$  kg (46.3 lb) และกำหนดเวลาในการเผาไหม้ทั้งหมด  $t = 3$  วินาทีแทนค่า  $m_p$ ,  $t$  และ  $I_{sp}$  ลงในสมการได้ดังนี้

$$\begin{aligned} \overline{F} &= \frac{265 \times 46.3}{3} \\ &= 4,089.83 \text{ lb}_f \\ &= 18,203.84 \text{ N} \end{aligned}$$

$\therefore$  กำลังขับต่ำสุดที่ 18,203.84 N

เป็นการหาน้ำหนักดินขับที่น้อยที่สุดของดินขับ

เงื่อนไขการออกแบบ

$$\text{Thrust} \geq 18,203.84 \text{ N}$$

$$\text{Pressure} \leq 2,032 \text{ psi}$$

จากการค่าที่คำนวณเบื้องต้นสามารถนำวิเคราะห์เพื่อหาค่าที่เหมาะสม โดยจากรูปร่างดินขับและมี 2 หน้าตัดโดยทำการแบ่งแต่ละเป็นส่วนตามความยาว และในการวิจัยได้ทำการเปรียบเทียบในแต่ละขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางของท่อพ่นใน 3 ขนาดคือที่ 40, 45, 50 มม โดยพิจารณา ดังนี้

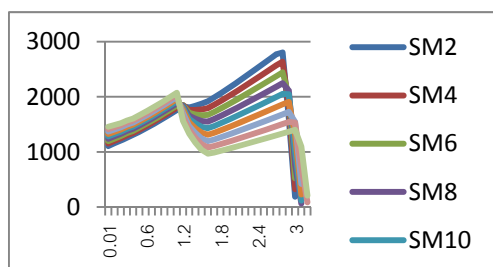
ตารางที่ 1 การแบ่งระยะความยาวของแต่ละหน้าตัด

| Star SM | Circle SM | Weight<br>(kg) |
|---------|-----------|----------------|
| Ls(m)   | Lc(m)     |                |
| 680     | 400       | 21.50          |
| 600     | 480       | 21.66          |
| 520     | 560       | 21.83          |
| 440     | 640       | 22.00          |
| 360     | 720       | 22.17          |
| 280     | 800       | 22.34          |
| 200     | 880       | 22.51          |
| 120     | 960       | 22.68          |
|         |           |                |

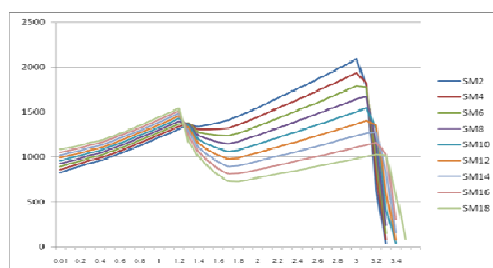
### 4.3 ผลการวิเคราะห์โดยโปรแกรม

#### 4.3.1 กราฟแสดงผลการวิเคราะห์ความดันกับเวลา (Pressure Profiles)

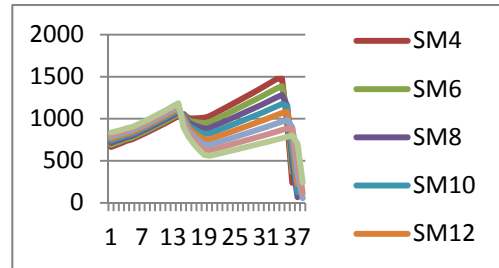
ความดันในห้องเผาไหม้โดยเปรียบเทียบความสัมพันธ์ระหว่างความดันกับเวลาโดยเปรียบเทียบแต่ละส่วนความยาวของหน้าตัดแต่ละช่วง โดยแบ่งเป็นกลุ่มกราฟตามขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางของคอต่อออกตามลำดับ



รูปที่ 4 แสดง Pressure Profiles ที่ Dia. T = 40 มม



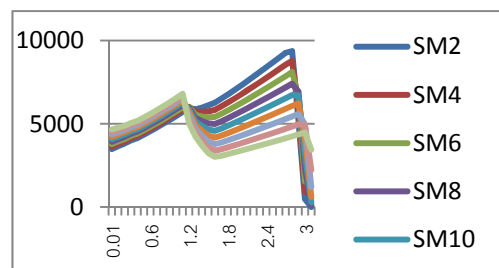
รูปที่ 5 แสดง Pressure Profiles ที่ Dia. T = 45 มม



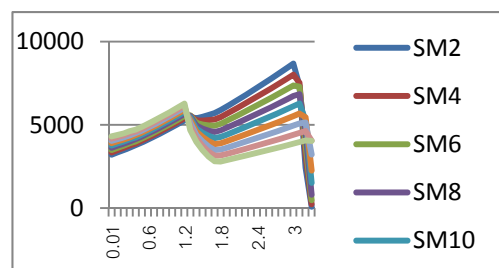
รูปที่ 6 แสดง Pressure Profiles ที่ Dia. T = 50 มม

#### 4.3.2 กราฟแสดงผลการวิเคราะห์กำลังขับกับเวลา (Thrust Profiles)

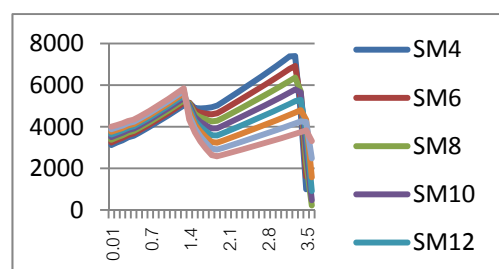
กำลังขับจากการห้องเผาไหม้โดยเปรียบเทียบความสัมพันธ์ระหว่างกำลังขับกับเวลาโดยเปรียบเทียบแต่ละส่วนความยาวของหน้าตัดแต่ละช่วง โดยแบ่งเป็นกลุ่มกราฟตามขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางของคอต่อออกตามลำดับ



รูปที่ 7 แสดง Thrust Profiles ที่ Dia. T = 40 มม



รูปที่ 8 แสดง Thrust Profiles ที่ Dia. T = 45 มม



รูปที่ 9 แสดง Thrust Profiles ที่ Dia. T = 50 มม

## 5. สรุปวิเคราะห์ และวิจารณ์

### 5.1 สรุปผลการวิเคราะห์

จากการวิเคราะห์โดยโปรแกรมทำให้ได้กราฟแสดงความสัมพันธ์ของ Pressure Profiles และ Thrust Profiles ซึ่งจะเห็นว่าถ้าดินขับที่มีหน้าตัดแบบรูปดาวมากเท่าไรจะเห็นว่ากำลังขับและความดันจะสูงในช่วงต้น ซึ่งจากกราฟสามารถนำมาวิเคราะห์ ตามความเหมาะสมของชนิดจรวด แต่สำหรับการออกแบบทั่วไปสำหรับมอเตอร์นั้น ต้องการกราฟที่มีความสม่ำเสมอมากกว่าเพื่อป้องกันความดันที่กระโดดในช่วงหัวท้ายซึ่งจากกราฟดังกล่าวนำมาสรุปข้อมูลได้ดังนี้

ตารางที่ 2 เปรียบเทียบกำลังและความดัน

| Throat Dia.(mm) | ITEM           | SM2    | SM4    | SM6    |
|-----------------|----------------|--------|--------|--------|
| T40             | Thrust Avg.(N) | 27,554 | 26,762 | 25,993 |
|                 | P. Avg.(PSI)   | 1,859  | 1,808  | 1,758  |
|                 | P. Max(PSI)    | 2,803  | 2,635  | 2,445  |
| T45             | Thrust Avg.(N) | 25,074 | 24,358 | 23,605 |
|                 | P. Avg.(PSI)   | 1,367  | 1,330  | 1,291  |
|                 | P. Max(PSI)    | 2,090  | 1,939  | 1,791  |
| T50             | Thrust Avg.(N) | -      | 22,915 | 22,244 |
|                 | P. Avg.(PSI)   | -      | 1,035  | 1,007  |
|                 | P. Max(PSI)    | -      | 1,476  | 1,387  |
| Throat Dia.(mm) | ITEM           | SM8    | SM10   | SM12   |
| T40             | Thrust Avg.(N) | 25,201 | 24,343 | 23,496 |
|                 | P. Avg.(PSI)   | 1,706  | 1,650  | 1,593  |
|                 | P. Max(PSI)    | 2,246  | 2,053  | 1,958  |
| T45             | Thrust Avg.(N) | 22,860 | 22,165 | 21,406 |
|                 | P. Avg.(PSI)   | 1,252  | 1,215  | 1,175  |
|                 | P. Max(PSI)    | 1,672  | 1,545  | 1,456  |
| T50             | Thrust Avg.(N) | 21,552 | 20,813 | 20,069 |
|                 | P. Avg.(PSI)   | 977    | 945    | 912    |
|                 | P. Max(PSI)    | 1,284  | 1,175  | 1,121  |

| Throat Dia.(mm) | ITEM           | SM14   | SM16   | SM18   |
|-----------------|----------------|--------|--------|--------|
| T40             | Thrust Avg.(N) | 22,613 | 21,623 | 20,607 |
|                 | P. Avg.(PSI)   | 1,534  | 1,468  | 1,399  |
|                 | P. Max(PSI)    | 1,997  | 2,035  | 2,073  |
| T45             | Thrust Avg.(N) | 20,625 | 19,823 | 18,920 |
|                 | P. Avg.(PSI)   | 1,133  | 1,090  | 1,041  |
|                 | P. Max(PSI)    | 1,485  | 1,513  | 1,541  |
| T50             | Thrust Avg.(N) | 19,292 | 18,441 | 17,579 |
|                 | P. Avg.(PSI)   | 878    | 840    | 802    |
|                 | P. Max(PSI)    | 1,143  | 1,164  | 1,185  |

จากตารางเปรียบเทียบเมื่อพิจารณาตามเงื่อนไขการออกแบบที่กำหนดไว้มีอยู่หลายกรณีที่ผ่านเงื่อนไขการออกแบบที่ตั้งไว้ โดยสำหรับที่เหมาะสมที่สุดอยู่ที่ SM 18 ที่คอท่อนิดที่ 45 มม

|  | SM18           |           | Subject          |
|--|----------------|-----------|------------------|
|  | Thrust Avg.(N) | 18,920.25 | $\geq 18,203.84$ |
|  | P. Max(PSI)    | 1,541.00  | $\leq 2,032$     |

โดยได้ข้อมูลโดยสรุปที่ค่า SM 18 ดังนี้

น้ำหนักดินขับอยู่ที่ 21.5 กิโลกรัม  
ระยะความยาวรูปดาว 680 มม  
ระยะความยาวรูปวงกลม 400 มม  
ความดันสูงสุด 1,541 PSI  
กำลังขับเฉลี่ย 18,920 N

สำหรับการนำวิธีการหาค่าที่เหมาะสม โดยการตั้งเงื่อนไขการออกแบบสามารถให้นักออกแบบพิจารณาเลือกกระยะที่เหมาะสมสำหรับนำไปใช้งานได้ อย่างเหมาะสมตามภารกิจที่ต้องการ ซึ่งได้ข้อมูลเงื่อนไขออกแบบที่ครอบคลุมจะเป็นการเพิ่มความเชื่อมั่นในการออกแบบต่อไป

## **6. กิตติกรรมประกาศ**

ขอบคุณสถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ  
(องค์การมหาชน) กระทรวงกลาโหมที่เอื้อเพื่อ  
โปรแกรมและข้อมูลการออกแบบในงานวิจัย

## **7. เอกสารอ้างอิง**

- [1] Sutton, G. (1992). Rocket Propulsion Elements, 6th edition, ISBN: 0-471-52938-9, John Wiley & Sons, New York.
- [2] เจษฎา ศิริรัฐนิคม, อุดลยศักดิ์ บุญพันธ์ และ ไกรสุ เนตร เข้มสุข, การคำนวณแรงขับของดินขับจรวดโดยโปรแกรมคอมพิวเตอร์, การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 24, 20-22 ตุลาคม 2553 จังหวัดอุบลราชธานี