

การคำนวณแรงขับของดินขับจรวดโดยโปรแกรมคอมพิวเตอร์

Prediction of Solid Propellant Rocket Motor Thrust using a Computer Program

เชษฐา ศิริรัฐนิคม¹, อดุลยศักดิ์ บุญพันธ์² และ ไกรสุนทร เข็มสุข³

สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ (องค์การมหาชน) กระทรวงกลาโหม ชั้น 4 อาคารสำนักงานปลัดกระทรวง

กลาโหม (แจ้งวัฒนะ) 47/433 หมู่ 3 ต.บ้านใหม่ อ.ปากเกร็ด จ.นนทบุรี 11120

* ติดต่อ: โทรศัพท์: 02 980 6688 หรือ 084 778 4275²

E-mail: Chesda.k@dti.or.th¹, adulyasak.b@dti.or.th², kraisunate.h@dti.or.th³

บทคัดย่อ

บทความวิจัยนี้นำเสนอกระบวนการออกแบบรูปร่างดินขับแบบเชื้อเพลิงแข็ง (solid propellant) ที่ใช้ในห้องเผาไหม้มอเตอร์จรวด (combustion chamber) โดยในงานวิจัยนี้ได้พิจารณาเชื้อเพลิงแข็งสองชนิดมาเป็นขอบเขตในการวิจัยคือ ดินขับแบบฐานคู่ (double-base (db) propellants) และดินขับแบบคอมโพสิท (composite propellants) เพื่อหาแรงขับ (thrust), รูปร่างของกำลังขับ (thrust profile) เมื่อเทียบกับเวลาและความดัน ณ เวลาต่างๆ ของการเผาไหม้เชื้อเพลิงแข็งในการขับเคลื่อน ซึ่งในงานวิจัยได้ศึกษาอัตราการเผาไหม้มวลของเชื้อเพลิงแข็งของดินขับทั้งสองเป็นหลัก จากหลักการวิจัยข้างต้นโดยในงานวิจัยนี้ได้นำมาเขียนเป็นโปรแกรมในการช่วยคำนวณโดยใช้โปรแกรมคิวเบสิกในการเขียนโปรแกรมการคำนวณ จากผลการวิเคราะห์จากโปรแกรมคำนวณการเผาไหม้เชื้อเพลิงแข็งเพื่อหาค่าความดัน กำลังขับ รูปร่างของกำลังขับเมื่อเทียบกับเวลา โดยผลการวิจัยนำไปเปรียบเทียบรูปร่างกับรูปร่างมาตรฐานที่ใช้ทั่วไปและเป็นยอมรับความถูกต้อง ซึ่งจากการเปรียบเทียบพบว่าได้ผลการคำนวณ และรูปร่างใกล้เคียงกับรูปร่างหน้าตัดมาตรฐานทำให้เชื่อมั่นได้ว่าโปรแกรมที่ใช้สามารถคำนวณแรงขับ ความดัน และลักษณะแรงขับได้อย่างค่อนข้างแม่นยำ ซึ่งสามารถนำไปใช้ออกแบบรูปร่างดินขับจรวดเพื่อใช้ตามเหมาะสมกับภารกิจ และจรวดแต่ละชนิดได้อย่างเหมาะสม ขอเสนอแนะของงานวิจัยนี้สามารถต่อยอดเพื่อใช้งานในอุตสาหกรรมอวกาศของประเทศและควรมีการพัฒนาใช้โปรแกรมเขียนที่มีฟังก์ชันอำนวยความสะดวกสำหรับผู้ใช้งานต่อไป

คำหลัก: Solid Propellant, Solid-Fuel Rocket, Composite Propellant, Propulsion Engine, Double-Base (db) Propellants

Abstract

This paper presents the design process of solid propellant grains used in rocket motor combustion chamber. Two types of solid propellant; Double-Base (db) propellants and Composite propellants were considered. The thrust profile (thrust versus time) and pressure were determined. The burning rate of both types of propellant was studied. A computer program was written using Q-BASIC to help calculate pressure and thrust profiles. Results from trial runs of the program were compared with thrust profiles of rocket motors reported in the open literature. The accuracy of the results was acceptable. The program can be used for designing rocket propellant grains in order to produce thrust profiles as required by the mission. The recommendation from this research is to further develop the program for use in the aerospace industry and include functions to increase user convenience.

1. บทนำ

เอกสารงานวิจัยนี้เป็นงานวิจัยเครื่องมือสำหรับออกแบบรูปร่างดินขับที่ใช้ในระบบขับเคลื่อนของจรวดเชื้อเพลิงแข็งเพื่อหาแรงขับจรวด โดยในงานวิจัยฉบับนี้ได้อาศัยหลักการคำนวณหาอัตราการใช้ของแก๊สจากการเผาไหม้ โดยทำการวิจัยการเผาไหม้ของดินขับ 2 ชนิดมาวิจัยคือ ดินขับแบบฐานคู่ (double base propellant) และดินขับฐานผสมหรือคอมโพสิท (composite propellant) งานวิจัยฉบับนี้ได้ทำการเปรียบเทียบกับกำลังขับของจรวดต้นแบบ CRV-7 เป็นจรวดขนาด 2.75 นิ้ว ที่ผลิตจากจากประเทศแคนาดาจำนวน 2 รุ่นด้วยกันได้แก่ รุ่น RLU5001A/B (C-14) ใช้ดินขับฐานผสมหรือคอมโพสิทและ รุ่น Mk66 ใช้ดินขับแบบฐานคู่มาเป็นตัวเปรียบเทียบการวิเคราะห์ของโปรแกรมออกแบบวิจัยฉบับนี้

2. ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

มอเตอร์จรวด คือ ส่วนขับเคลื่อนของจรวดเชื้อเพลิงแข็ง มีแท่งดินขับที่เป็นของแข็งบรรจุภายในท่อซึ่งทำหน้าที่เป็นห้องเผาไหม้ เรียกแท่งดินขับนี้ว่า เกรน (grain) มีส่วนผสมของสารเคมีที่ทำให้เกิดการเผาไหม้ได้สมบูรณ์ภายในตัว แก๊สร้อนจากการเผาไหม้ของดินขับจะไหลผ่านท่อท้าย (nozzle) ด้วยความเร็วสูงเกิดแรงขับ (thrust) ทำให้จรวดเคลื่อนที่ไปข้างหน้า ดินขับสามารถแบ่งเป็น 2 ชนิดหลัก คือ

2.1. ดินขับแบบฐานคู่เป็นดินขับที่มีเชื้อเพลิงกับตัวออกซิไดส์ (oxidizer) รวมกันอยู่ในโมเลกุลของสารประกอบชนิดเดียว ประกอบด้วยสารไนโตรเซลลูโลส, NC และ ไนโตร-กลีเซอริน, NG โมเลกุลของสารทั้งสองชนิดมีหมู่ "ไนเตรท", $-ONO_2$ ซึ่งทำหน้าที่เป็นสารออกซิไดส์ในขณะที่ส่วนที่เหลือของโมเลกุล ทำหน้าที่เป็นเชื้อเพลิง

2.2. ดินขับฐานผสมหรือคอมโพสิทเป็นดินขับที่มีเชื้อเพลิงกับสารออกซิไดส์ เป็นสารต่างชนิดกัน อยู่ในรูปของผสมที่มีผงสารทั้งสองประเภทรวมกันอยู่ โดยมีสังเคราะห์เป็นตัวยึด (binder)

จรวดเชื้อเพลิงแข็งเมื่อจุดแล้วไม่สามารถปรับแรงขับได้ การออกแบบจรวดต้องกำหนดรูปร่างของแท่งดินขับเพื่อให้ได้ลักษณะแรงขับที่ต้องการ โดยมากจะออกแบบแท่งดินขับให้มีโพรงกลางแท่งดินขับ (port) โดยนั้นมีหน้าตัดเป็นรูปต่าง ๆ โปรแกรมคอมพิวเตอร์ที่สามารถคำนวณแรงขับซึ่งได้จากการเผาไหม้ของแท่งดินขับซึ่งมีรูปร่างต่าง ๆ จึงมีความสำคัญต่อการออกแบบจรวด

ในต่างประเทศ มีการพัฒนาโปรแกรมคอมพิวเตอร์ สำหรับใช้ออกแบบรูปร่างดินขับจรวด และมีการใช้งานแพร่หลาย เช่น ในสหรัฐอเมริกา มีการใช้โปรแกรม SPP (solid performance program) ซึ่งมีมอดูลขั้นตอนวิธีภายใน ใช้สร้างรูปร่างแท่งดินขับขึ้นจากรูปทรงมาตรฐานในฐานข้อมูล แล้วคำนวณหา

ความดันภายในมอเตอร์จรวดและแรงขับได้โดยใช้วิธีการวนซ้ำ (iteration) เพื่อคำนวณหาอัตราการไหลของแก๊สจากการเผาไหม้ [1] โปรแกรมสำเร็จรูปนี้มีราคาค่อนข้างสูง และรัฐบาลสหรัฐอเมริกาควบคุมการส่งออกโปรแกรมดังกล่าว

นอกจากนั้นยังมีโปรแกรมอย่างง่ายที่ไม่มีข้อจำกัดในการส่งออก เช่น โปรแกรม BurnSim ใช้ออกแบบและศึกษาจรวดจำลองขนาดเล็ก (model rocket) ซึ่งคำนวณการเผาไหม้ของแท่งดินขับได้ แต่ยังไม่ครอบคลุมคุณลักษณะในการเผาไหม้ของดินขับที่สำคัญบางประการ เช่นปรากฏการณ์ Erosive Burning [2] จึงไม่สามารถใช้ออกแบบจรวดขนาดใหญ่ได้

3. การพัฒนาโปรแกรมคอมพิวเตอร์

ในการวิจัยและพัฒนาจรวดในประเทศไทย ได้มีการพัฒนาโปรแกรมคอมพิวเตอร์ สำหรับใช้ออกแบบรูปร่างดินขับจรวด โดยอาศัยหลักการคำนวณหาอัตราการไหลของแก๊สจากการเผาไหม้ โดยใช้วิธี Iteration ร่วมกับข้อมูลทางเรขาคณิตของแท่งดินขับที่คำนวณได้จากการเขียนแบบ หรือการใช้โปรแกรม CAD

การคำนวณถือว่าจรวดทำงานในภาวะเสมือนสถานะคงตัว โดย

$$\dot{m}_{NOZZ} = \dot{m}_p \quad (1)$$

โดย \dot{m}_{NOZZ} = อัตราการไหลของแก๊สที่ออกจาก Nozzle

\dot{m}_p = อัตราการเกิดแก๊สจากการเผาไหม้ของดินขับ

อัตราการไหลของแก๊สออกจาก Nozzle สัมพันธ์กับความดันภายในท่อจรวด [3]

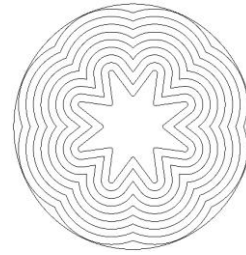
$$m_{NOZZ} = PA_t C^* \quad (2)$$

เมื่อ P = ความดันภายในท่อจรวด

A_t = พื้นที่หน้าตัดของ Nozzle

C^* = Characteristic Velocity ของดินขับ

ส่วนอัตราการเกิดแก๊สจากการเผาไหม้ของดินขับคำนวณได้จากมวลของดินขับที่เผาไหม้ต่อหน่วยเวลา โดยที่ลักษณะการเผาไหม้ของดินขับเป็นไปตามกฎของพิโอเบิร์ต (piobert's law) คือ ทิศทางการเผาไหม้ของดินขับ จะตั้งฉากกับผิวของดินขับเสมอ ตามรูปที่ 1



รูปที่ 1 ลักษณะการเผาไหม้ของดินขับจรวด มีทิศทางการเผาไหม้ตั้งฉากกับผิวของดินขับ ดังนั้น จึงคำนวณอัตราการเกิดแก๊สจากการเผาไหม้ของดินขับ ได้จาก

$$\dot{m}_p = \int \rho r_b dA \quad (3)$$

เมื่อ ρ = ความหนาแน่นของดินขับ

r_b = อัตราเผาไหม้ของดินขับ

A = พื้นที่เผาไหม้ของดินขับ

การเผาไหม้ในลักษณะดังกล่าว ยังใช้ในการหารูปลักษณะของแท่งดินขับที่เปลี่ยนแปลงไป ด้วย

ในกรณีดินขับจรวดชนิดคอมโพสิทนั้น อัตราเผาไหม้เป็นฟังก์ชันของความดัน ตามกฎของวีเอ (vielle's law)

$$r_b = aP^n \quad (4)$$

เมื่อ a = Pre-exponential Factor เป็นฟังก์ชันของอุณหภูมิดินขับ

n = Pressure Exponent ของดินขับ

ส่วนในกรณีดินขับจรวดชนิด Double Base มักมีการเติมสารบางชนิดทำให้เกิดปรากฏการณ์ Platonization กล่าวคือ ในบางช่วงความดัน Pressure Exponent มีค่าเป็น ศูนย์ หรือ น้อยกว่า ศูนย์

เมื่อดินขับเผาไหม้ภายในมอเตอร์จรวดจริง อัตราการเผาไหม้ยังเป็นฟังก์ชันของความเร็วของแก๊สที่ไหลผ่านผิวหน้าดินขับอีกด้วย เรียกว่าปรากฏการณ์ Erosive Burning สามารถจำลองค่า ด้วยสมการ [3]

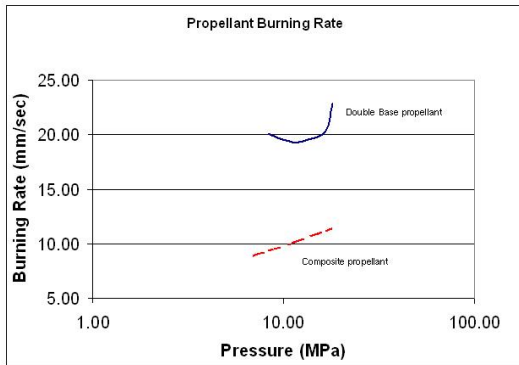
$$r_b = aP^n + \alpha G^{0.8} D^{-0.2} \exp\left(\frac{-Br_b \rho}{G}\right) \quad (5)$$

เมื่อ G = อัตราการไหลของมวลต่อพื้นที่หน้าตัด ของ Port = \dot{m}_p / A_p โดย A_p = พื้นที่หน้าตัด Port

D = Characteristic Dimension ของ

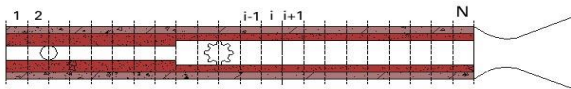
$$Port = \frac{4A_p}{S}$$

โดย S = เส้นรอบรูปของหน้าตัด Port, α และ β เป็นค่าคงที่เอมพิริคัล โดย $\beta = 53$ ในกรณีใช้หน่วย SI



รูปที่ 2 อัตราเผาไหม้ของดินขับจรวดเป็นฟังก์ชันของความดัน

การหาปริพันธ์ของฟังก์ชันที่มีความซับซ้อน ตามสมการ (3) สามารถกระทำได้โดยแบ่งดินขับออกเป็น N ส่วน (segment) ตามความยาวแห่งดินขับ



รูปที่ 3 การแบ่งแห่งดินขับออกเป็น Segment เพื่อคำนวณหาอัตราการเกิดแก๊สจากการเผาไหม้ของดินขับ

พิจารณา Segment ที่ i ของแห่งดินขับอัตราการไหลของแก๊สออกจาก Port ใน Segment ที่ $i =$ อัตราการไหลเข้า Segment ที่ i จาก Segment ที่ $i-1 =$ อัตราการเกิดแก๊สจากการเผาไหม้ของดินขับใน Segment ที่ i

$$\dot{m}_i = \dot{m}_{i-1} + m_{gen_i} \quad (6)$$

แต่ อัตราการเกิดแก๊สจากการเผาไหม้ของดินขับใน Segment ที่ i ;

$$m_{gen_i} = \rho r_b(P, \dot{m}_i) A_i \quad (7)$$

ในการคำนวณ จะสร้างตาราง พื้นที่หน้าตัด Port (A_p) และ เส้นรอบรูปของหน้าตัด Port (S) สำหรับแต่ละ Segment เป็นฟังก์ชันของระยะทางที่เผาไหม้

จากผิวหน้าเดิมของดินขับใน Segment นั้น (ξ) การหาค่า $A_p(\xi)$ และ $S(\xi)$ นี้ กระทำได้โดยวาดแบบหน้าตัดโพรงกลางของดินขับด้วยโปรแกรม CAD แล้วขยายผิวการเผาไหม้ออกไปตั้งฉากกับผิวการเผาไหม้เดิม ในลักษณะเดียวกับการเผาไหม้ของดินขับตาม Piobert's Law

เมื่อเริ่มคำนวณ สมมุติ (guess) ค่าความดัน P จากนั้นเริ่มคำนวณจาก Segment ที่ 1 โดยกำหนดให้อัตราการไหลของมวลแก๊ส เข้าสู่ Segment ที่ 1 เท่ากับอัตราการไหลของแก๊สจากตัวจุดจรวด

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_{igniter}(t) \quad (8)$$

กรณี $t \leq$ เวลาเผาไหม้ของ Igniter

$$\dot{m}_{igniter} = \frac{m_{igniter}}{t}$$

กรณี $t >$ เวลาเผาไหม้ของ Igniter; $\dot{m}_{igniter} = 0$

อัตราการไหลของมวลแก๊สออกจาก Segment ที่ 1 ไปเข้าสู่ Segment ที่ 2

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_0 + \rho r_{b1}(P, (\frac{\dot{m}_1 + \dot{m}_0}{2})) A_1(\xi) \quad (9)$$

อัตราการไหลของมวลแก๊ส ออกจาก Segment ที่ 2 ไปเข้าสู่ Segment ที่ 3

$$\dot{m}_2 = \dot{m}_1 + \rho r_{b2}(P, (\frac{\dot{m}_2 + \dot{m}_1}{2})) A_2(\xi) \quad (10)$$

คำนวณเช่นนี้เรื่อยไป จนถึง Segment ที่ N

$$\dot{m}_N = \dot{m}_p \quad (11)$$

คืออัตราการเกิดแก๊สจากการเผาไหม้ของดินขับทั้งหมด โดยการตรวจสอบว่า ค่า P จากความสัมพันธ์ $\dot{m}_N = \dot{m}_p = \dot{m}_{Nozz} = PA_c C^*$ เท่ากับค่า P ที่สมมุติไว้ในครั้งแรกหรือไม่

หากยังไม่เท่ากัน ใช้ ค่า P ที่คำนวณได้ใหม่ เป็นค่า P ที่สมมุติ นำกลับไปคำนวณวนซ้ำ (Iterate) จนค่า P ที่สมมุติ กับค่า P ที่คำนวณได้ ใกล้เคียงกันภายใน Convergence Limit ที่ต้องการ

เมื่อคำนวณได้ค่า ความดัน P แล้ว สามารถคำนวณหาค่าแรงขับ F ได้จากสมการ [3]

$$F = C_F P A_i \quad (12)$$

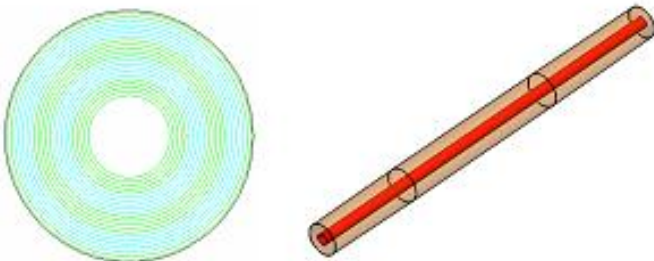
เมื่อ $C_F =$ ค่า Thrust Coefficient

ในการวิจัย ได้ใช้วิธีการที่กล่าวมาพัฒนาโปรแกรมคอมพิวเตอร์โดยใช้ภาษา QBASIC เพื่อใช้คำนวณชีพจรภายในของจรวดหาค่าความดัน ระยะเผาไหม้ และแรงขับของจรวด ณ เวลาต่างๆ สร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับดินขับที่เผาไหม้ จากภายในโพรงกลางของแท่งดินขับ (internal burning) โดยที่หน้าตัดโพรงกลางดินขับเป็นรูปใด ๆ และขนาดต่อรูปร่างโพรงกลางดินขับเปลี่ยนแปลงได้ แท่งดินขับสามารถประกอบด้วยเนื้อดินขับ 2 ชั้นที่มีแนวแกนกลางร่วมกัน และการเผาไหม้ของดินขับ มีปรากฏการณ์ Erosive Burning ด้วย

4. การทดสอบโปรแกรมคอมพิวเตอร์

ได้มีการนำโปรแกรมคอมพิวเตอร์ที่พัฒนาขึ้น ใช้ในการคำนวณออกแบบดินขับจรวดหลายชนิด และในที่นี้ได้ทดสอบโดยทดลองคำนวณ หากำลังขับของมอเตอร์จรวด 2 ชนิด เปรียบเทียบกับ ค่ากำลังขับจากการจุดทดสอบจรวดจริงซึ่งมีรายงานไว้ในเอกสารที่เปิดเผยโดยในงานวิจัยได้นำจรวด CRV-7 เป็นจรวดขนาด 2.75 นิ้ว มาเป็นต้นแบบในการวิจัยซึ่ง ดินขับชนิดหุ้ม (inhibited) มีโพรงส่วนกลางตามแนวยาวหน้าตัดเป็นรูปกลม

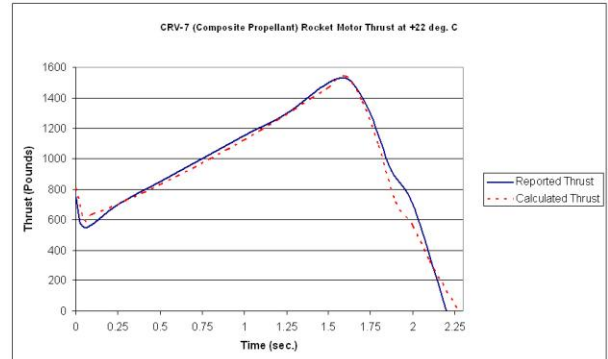
เส้นผ่าศูนย์กลางด้านในของดินขับ	21 มม.
เส้นผ่าศูนย์กลางด้านนอกของดินขับ	64 มม.
ความยาวแท่งดินขับ	800 มม.
เส้นผ่าศูนย์กลาง Nozzle Throat	20 มม.



รูปที่ 4 หน้าตัดดินขับ CRV-7

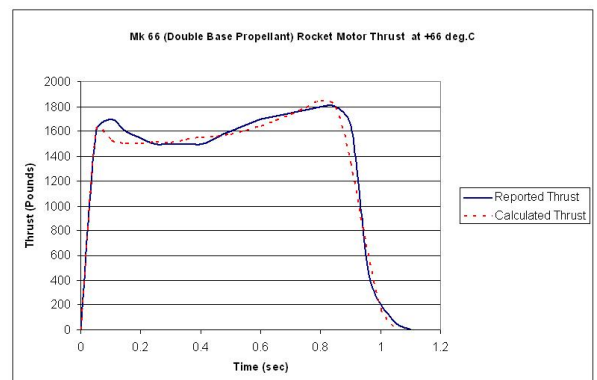
มอเตอร์จรวด CRV-7 รุ่น RLU5001A/B (c-14) เป็นส่วนขับเคลื่อนของจรวดอากาศยานขนาด 2.75 นิ้ว ผลิตจากประเทศแคนาดา ใช้ดินขับชนิดคอมโพสิตแท่งดินขับมีโพรงกลางหน้าตัดกลม ผลการคำนวณ

กำลังขับเปรียบเทียบกับค่าที่มีการรายงานไว้ [4] แสดงตามรูปที่ 5



รูปที่ 5 ผลการคำนวณ แรงขับของมอเตอร์จรวด CRV-7 ดินขับชนิดคอมโพสิตเปรียบเทียบกับค่าที่มีการรายงานไว้

มอเตอร์จรวด Mk66 เป็นส่วนขับเคลื่อนของจรวดอากาศยานขนาด 2.75 นิ้ว ผลิตจากสหรัฐอเมริกาใช้ดินขับชนิดดินขับแบบฐานคู่ ผสมสารที่ทำให้เกิดปรากฏการณ์ Platonization แท่งดินขับมีโพรงกลางหน้าตัดรูปดาว 8 แฉก มีแกนโลหะเคลือบเกลืออนินทรีย์ติดตั้งภายในโพรงกลางดินขับเพื่อให้เกิดความเสถียรในการเผาไหม้ (stabilizing rod) ผลการคำนวณกำลังขับเปรียบเทียบกับค่าที่มีการรายงานไว้ [5] แสดงตามรูปที่ 6



รูปที่ 6 ผลการคำนวณ แรงขับของมอเตอร์จรวด Mk-66 ดินขับแบบฐานคู่เปรียบเทียบกับค่าที่มีการรายงานไว้

5. สรุป วิเคราะห์ และวิจารณ์

ผลการคำนวณกำลังขับเปรียบเทียบกับค่าที่วัดได้จากการจุดทดสอบจรวดจริง ตามตัวอย่างที่แสดงนั้น

ค่อนข้างใกล้เคียงกัน ทั้งในกรณีมอเตอร์จรวดที่ใช้ดิน
ขับคอมโพสิทและมอเตอร์จรวดที่ใช้

ดินขับแบบฐานคู่โปรแกรมคอมพิวเตอร์ที่
พัฒนาขึ้น จึงมีประโยชน์ในการออกแบบรูปร่างดินขับ
โดยสามารถใช้เป็นเครื่องมือเบื้องต้นในอุตสาหกรรม
อวกาศ สำหรับการคำนวณหาค่ากำลังดินขับจรวด
เพื่อให้ได้กราฟของกำลังจรวดเพื่อวิเคราะห์หา
รูปร่างที่เหมาะสมกับภารกิจการใช้งานที่ต้องการ

ประเด็นที่ควรมีการพัฒนาต่อไป คือการพัฒนา
มอดูลวาดแบบของดินขับ พร้อมกับคำนวณหาข้อมูล
ทางเรขาคณิต เช่น พื้นที่หน้าตัดดินขับและเส้นรอบรูป
ของหน้าตัดดินขับ เพื่อเพิ่มความสะดวกในการใช้งาน
ของโปรแกรม

6. เอกสารอ้างอิง

- [1] Coats, D.E. et al (1975). *A Computer Program For The Prediction of Solid Propellant Rocket Motor Performance*. Volume I, Report AFRPL-TR-75-36, Ultrasystems, Inc., p. 3-17.
- [2] Deputy, G. (2008). *BurnSim Solid Propellant Internal Ballistics Simulation EX Rocket Motor design software*, URL: <http://www.burnsim.com/default.asp>, access on 20/06/2010.
- [3] Sutton, G. (1992). *Rocket Propulsion Elements*, 6th edition, ISBN: 0-471-52938-9, John Wiley & Sons, New York.
- [4] Rønningen, J.E. (n.d.). *Norwegian Rocket Technology, Data for NAROM-1c Rocket System*, URL: <http://www.rocketconsult.no/Documents/NRT%20Data%20for%20NAROM-1c%20Rocket%20System%20Ver3.PDF>, access on 20/06/2010.
- [5] Hawley, E. (2003). *Advanced Propulsion Concepts for the HYDRA-70 Rocket System*, URL: www.dtic.mil/ndia/2003gun/hawl.pdf, access on 20/06/2010.