

การออกแบบมอเตอร์จรวดแรงขับสองระดับ โดยหลีกเลี่ยงการดับเนื่องจากการลดความดันเผาไหม้ อย่างเฉียบพลัน

Design of Dual Thrust Rocket Motors to avoid Extinguishment from Sudden Combustion Pressure Drop

อดุลยศักดิ์ บุญพันธ์^{1*} อิทธิพันธ์ หดย้อย¹ และ เจษฎา ศิริรัฐนิคม¹

¹ ฝายวิจัยและพัฒนา สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ (องค์การมหาชน) อาคารสำนักงานปลัดกระทรวงกลาโหม (แจ้งวัฒนะ) จ.นนทบุรี 11120

*ติดต่อ: adulyasak.b@dti.or.th, โทรศัพท์: 02 980 6200-207 ต่อ 330, โทรสาร: 02 980 6198

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้เป็นการศึกษาการแก้ปัญหาการดับของมอเตอร์จรวดแรงขับสองระดับ ซึ่งเกิดการเผาไหม้หรือแบบติดๆ ดับๆ สลับกัน เนื่องจากการลดความดันต่ำลงของการเผาไหม้เชื้อเพลิงแข็งเป็นผลจากการเผาไหม้ ณ ช่วงเวลาท้ายของการเผาไหม้ค่าความดันมีค่าลดต่ำกว่า 500 psi [4] ที่ด้านปลายของท่อพ่นความร้อน (nozzle) ค่าความดันต่ำกว่าความดันบรรยากาศซึ่งอาจส่งผลให้การเผาไหม้ไม่เสถียรหรืออาจเกิดการสันที่ท่อมอเตอร์จรวด งานวิจัยเป็นการกำหนดหน้าตัดอัตราส่วนความยาวของดินขับจรวดเริ่มต้น อยู่ที่ 3:5 ($D_F:D_R$), 1:3 ($L_F:L_R$) ตามลำดับเพื่อหาค่าความดันด้านออก (p_2) ในงานวิจัยได้ทำการปรับอัตราส่วนความยาวดินขับและแต่งดินช่วงกลางเพื่อทำให้ความดันเพิ่มขึ้นมากกว่า 500 psi นำมาพิจารณาหาอัตราส่วนความดันที่ต่อเวลาที่ไม่เกิดการดับ จากงานวิจัยเมื่อทำการปรับแต่งลักษณะดินแล้วได้อัตราส่วนของความสูงของหน้าตัดใหม่อยู่ที่ $L_F:L_R$ เป็นอัตราส่วนเท่ากับ 1:5 ที่เพียงพอเพื่อหลีกเลี่ยงปัญหาการดับเนื่องจากการลดความดันเผาไหม้อย่างเฉียบพลันหรือการติดๆ ดับๆ จากการจุด แต่ก็ยังมีผลทำให้กำลังขับจรวดในเบื้องต้นลดน้อยลง

คำหลัก: ท่อพ่นความร้อน, ชาฟฟิง, มอเตอร์จรวด, กำลังขับจรวด, อัตราการขยายตัวของเผาไหม้

Abstract

This research was to study the problem of failure of the rocket motor thrust level. The combustion or others were interchangeable because of the pressure drop of the combustion pressure is lower than 500 psi. At the nozzle pressure lower than atmospheric pressure which may result in combustion instability or vibration at the rocket motor. Determine the shape for determine the pressure (p_2) in the study. The driver can adjust the ratio of length and shape of the middle ground and composed more than 500 psi [4] pressure at the end of the pipe from the heat. Determine for the ratio of the pressure at the time of the fire. Research on the ground and then adjust the ratio of the cross-section of the new LF: LR is a ratio of 1:5 is sufficient to avoid the problem by reducing the pressure off the acute burn or fire others. At the point it has the power to discharge from the rocket down

Keywords: Nozzle, Chuffing, Rocket Motor, Thrust Profiles, Expansion Ratio

1. บทนำ

สำหรับจรวดเชื้อเพลิงแข็งปัญหาการเผาไหม้เชื้อเพลิงในห้องเผาไหม้ผ่านท่อพ่นความร้อน (Nozzle) ปัญหาที่เกิดขึ้นในการเผาไหม้ช่วงท้ายการเผาไหม้หรือพื้นที่การเผาไหม้มีการเปลี่ยนแปลงอย่างรวดเร็วมีกส่งผลให้เกิดปัญหาการดับหรือการติดๆ ดับๆ (Chuffing) เนื่องจากการลดความดันเผาไหม้อย่างเฉียบพลัน สำหรับงานวิจัยนี้ได้ทำการศึกษาเพื่อหาเทคนิคการแก้ปัญหาดังกล่าวซึ่งอาจส่งผลต่อการเคลื่อนที่จรวด ในงานวิจัยนี้ได้ทำการศึกษาการทดลองของลูกกิติธูภา [4] ซึ่งทำการศึกษาการเปลี่ยนอัตราการเปลี่ยนแปลงความดันต่อเวลาของเชื้อเพลิงแข็งแบบคอมโพสิตเพื่อหาช่วงการเผาไหม้แบบสมบูรณ์จากการเปลี่ยนแปลงความดันโดยได้กราฟความดันกับอัตราส่วนความดันเวลาของการติดหรือดับของเชื้อเพลิงและสำหรับงานวิจัยได้หาเทคนิคเพื่อทำการแก้ปัญหาดังกล่าว ของเชื้อเพลิงแข็งแบบสองระดับ โดยการปรับอัตราส่วนความยาวของหน้าตัดดิน เพื่อหาระยะความยาวที่เหมาะสมเพียงพอสำหรับไม่ให้เกิดการลดความดันอย่างฉับพลัน

2. ทฤษฎีการวิจัย

ขั้นตอนการพิจารณาสำหรับกระบวนการวิจัยได้แบ่งเป็น 2 ส่วนหลักๆ สำหรับการวิจัยคือ ส่วนของการเผาไหม้เชื้อเพลิงแข็งแบบคอมโพสิตและส่วนการพิจารณาการไหลผ่านของก๊าซจากห้องเผาไหม้ผ่านท่อพ่นความร้อน

2.1 การหาค่ากำลังขับจรวดของการเผาไหม้เชื้อเพลิงแข็งแบบคอมโพสิต

จากสมการ $r_b = aP^n$ จากกฎของฟิโอบีร์ท (piobert's law) ได้อธิบายถึงทิศทางการเผาไหม้ของแกรน (Grain) จะมีทิศทางตั้งฉากกับผิวของการเผาไหม้เสมอ (Sutton, [1]) อัตราการขยายตัวของการเผาไหม้ (Burning Rate) มีหน่วยเป็น (mm/sec) ของดินขับจะเป็นฟังก์ชันกับหลายตัวแปรในกรณีที่เป็นฟังก์ชันกับความดันในห้องเผาไหม้ นำมาเป็นสมการพื้นฐานสำหรับการหาค่ากำลังขับและความดันที่เกิดขึ้นในห้องเผาไหม้ การ

คำนวณถือว่าจรวดทำงานในภาวะเสมือนสถานะคงตัว โดย

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

โดย

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

\dot{m}_p = อัตราการเกิดแก๊สจากการเผาไหม้ของดินขับ

อัตราการไหลของแก๊สออกจาก Nozzle สัมพันธ์กับความดันภายในท่อจรวด [1]

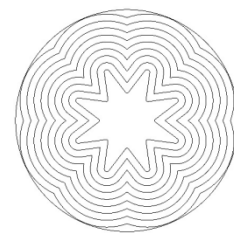
$$m_{NOZZ} = \frac{PA_t}{C^*} \quad (2)$$

เมื่อ P = ความดันภายในท่อจรวด

A_t = พื้นที่หน้าตัดของ Nozzle

C^* = Characteristic Velocity ของดินขับ

ส่วนอัตราการเกิดแก๊สจากการเผาไหม้ของดินขับคำนวณได้จากมวลของดินขับที่เผาไหม้ต่อหน่วยเวลา โดยที่ลักษณะการเผาไหม้ของดินขับเป็นไปตามกฎของ ฟิโอบีร์ท (piobert's law) คือ ทิศทางการเผาไหม้ของดินขับจะตั้งฉากกับผิวของดินขับเสมอ ตามรูปที่ 1



รูปที่ 1 ลักษณะการเผาไหม้ของดินขับจรวด มีทิศทางการเผาไหม้ตั้งฉากกับผิวของดินขับ

ดังนั้น จึงคำนวณอัตราการเกิดแก๊สจากการเผาไหม้ของดินขับ ได้จาก

$$\dot{m}_p = \int \rho r_b dA \tag{3}$$

เมื่อ ρ = ความหนาแน่นของดินขับ

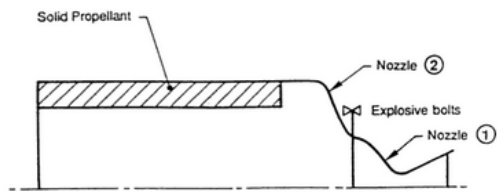
r_b = อัตราเผาไหม้ของดินขับ

A = พื้นที่เผาไหม้ของดินขับ

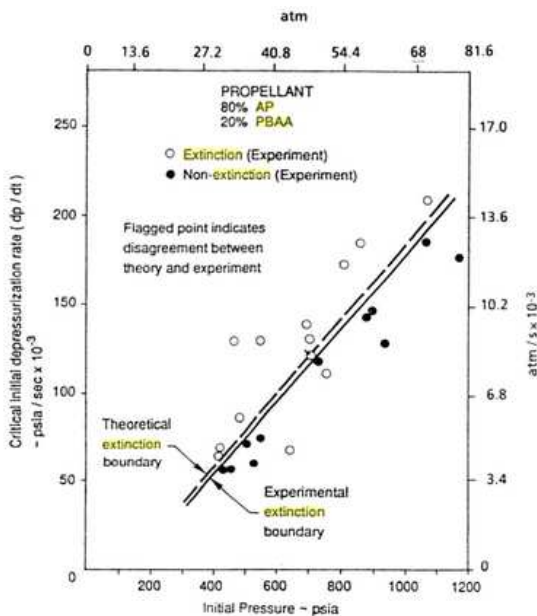
การเผาไหม้ในลักษณะดังกล่าว ยังใช้ในการหา
รูปลักษณะของแท่งดินขับที่เปลี่ยนแปลงไป ด้วย

2.2 การพิจารณาอิทธิพลของการเปลี่ยนแปลงความดัน ก๊าซจากห้องเผาไหม้

ปัญหาการดับหรือการติดๆ ดับๆ เนื่องจากการ
ลดความดันเผาไหม้อย่างเฉียบพลัน โดยในการวิจัยได้นำ
ผลการศึกษาค่าการเปลี่ยนแปลงความดันใน
ห้องเผาไหม้ของเชื้อเพลิงแข็ง[4] โดยกำหนดแนวความคิดการ
ทดสอบ เพื่อทำการวัดค่าความแตกต่างของความดันก่อน
การไหลผ่านท่อพ่นความร้อนตามรูปที่ 1



ภาพที่ 2 แสดงแบบจำลองการทดสอบความดันภายใน
ห้องเผาไหม้ของดินขับ [4]



ภาพที่ 3 แสดงภาพผลของอัตราการลดความดัน [4]

โดยในการทดสอบตามแบบจำลองการทดสอบ
พบว่าเมื่อขอบเขตช่วงของการเผาไหม้สมบูรณ์และเขตช่วง
การดับของเชื้อเพลิงแข็งแบบคอมโพสิตที่อัตราส่วนผสม
เชื้อเพลิงที่ AP 80% และ PBAA 20% โดยมีขอบเขต
ตามภาพที่ 3

2.3 การพิจารณาการไหลผ่านของก๊าซจากห้องเผาไหม้ ผ่านท่อพ่นความร้อน

การไหลของก๊าซร้อนโดยพิจารณาจากอัตราส่วน
พื้นที่หน้าตัดที่คอของท่อพ่นความร้อน (nozzle throat)
และพื้นที่หน้าตัดส่วนย่อยของการไหล (downstream
section area) ตามสมการข้างล่างเพื่อพิจารณาหาค่า
ความดัน

$$\frac{A_t}{A_x} = \frac{V_1 v_x}{V_x v_t} = \left(\frac{k+1}{k}\right)^{1/(k-1)} \left(\frac{p_x}{p_1}\right)^{1/k} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_x}{p_1}\right)^{(k-1)/k}\right]} \tag{4}$$

3. กระบวนการออกแบบและวิเคราะห์ผล

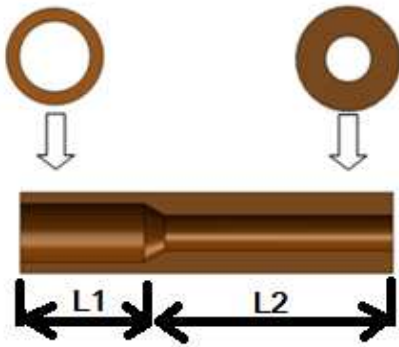
งานวิจัยได้นำกรณีศึกษาจากกระบวนการ
ออกแบบรูปร่างดินขับแบบ 2 ระดับของเชื้อเพลิงแข็ง
แบบคอมโพสิตที่ AP 80% และ PBAA 20%

3.1 ชิ้นงานต้นแบบและการคำนวณ

งานวิจัยเป็นการศึกษาการออกแบบในส่วนของ
ระบบขับเคลื่อนจรวด ที่ใช้ดินขับแบบแข็งซึ่งในงานวิจัย
วิเคราะห์ดินขับแบบคอมโพสิต โดยในงานวิจัยได้เลือก
หน้าตัดของระบบขับเคลื่อนแบบ 2 ระดับ แบบหน้าตัด
รูปวงกลมโดยมีขนาดของดินตั้งนี้คือ

เส้นผ่าศูนย์กลางนอก	50	มม.
เส้นผ่าศูนย์กลางใน	30	มม.
ยาวดินขับ	640	มม.

งานวิจัยชิ้นงานต้นแบบได้ทำการออกแบบหน้า
ตัดดินเป็น 2 ระดับ โดยมีอัตราส่วนความยาว L1:L2 เป็น
อัตราส่วนเท่ากับ 1:3



ภาพที่ 4 แสดงภาพหน้าตัดของดินขับ

เชื้อเพลิงที่ใช้ในการวิเคราะห์ในงานวิจัยนี้คือดินขับแบบเชื้อเพลิงแข็งแบบคอมโพสิตโดยมีค่าคุณสมบัติทางวัสดุตั้งต่อไปนี้คือ อัตราการเผาไหม้เชื้อเพลิงแข็ง 13.7 มม/วินาที และความหนาแน่นของเชื้อเพลิง 1.785 กรัม/ลบ.ซม

3.2 การคำนวณความดันผลขึ้นงานต้นแบบในห้องเผาไหม้

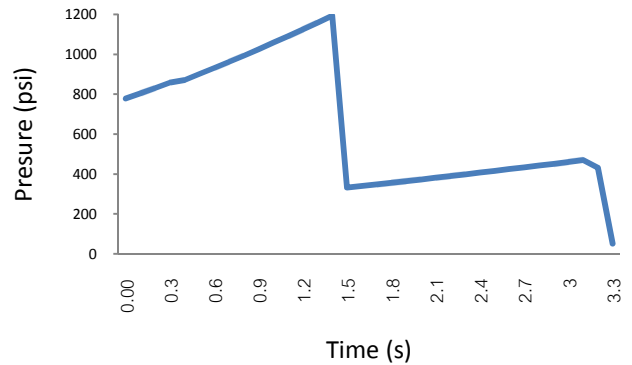
จากการออกแบบดินขับแบบสองระดับและการหาค่ากำลังขับจรวดของการเผาไหม้เชื้อเพลิงแข็งแบบคอมโพสิต นำเข้าสู่โปรแกรมการคำนวณ [2] ที่ถูกพัฒนาขึ้นโดยสถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศเพื่อคำนวณหาค่าความดัน ณ เวลาต่างของการเผาไหม้



ภาพที่ 5 แสดงตัวอย่างโปรแกรมการคำนวณ

ด้วยอัตราส่วนความยาวที่ตามที่กำหนดโดยแบ่งเป็นแต่ละช่วงความยาวเพื่อพิจารณาความดันภายในตามคุณสมบัติเชื้อเพลิงแข็ง ได้ผลของความดัน ณ เวลา ดังนี้

Pressure Profile



ภาพที่ 6 แสดงความดันกับเวลา (Pressure Profile) ของขึ้นงานต้นแบบ

จากการคำนวณได้ผลของตามกราฟภาพที่ 6 จากภาพพิจารณาค่าความดันสูงสุดอยู่ที่ 1,194 psi ที่ 1.4 วินาที ซึ่งหลังจากนั้นกราฟความดันตกลงอย่างรวดเร็วในวินาทีที่ 1.5 ความดัน ความดันตกลงมาที่ 333 psi ซึ่งผลต่างความดันอยู่ที่ -861 psi ตามตารางที่ 1

TIME (sec.)	PRESSURE (psi)	Diff. Pressure (psi)
1.3	1159	
1.4	1194	35
1.5	333	-861
1.6	341	8

ตารางที่ 1 แสดงค่าความดันและผลต่างความดัน ณ เวลา

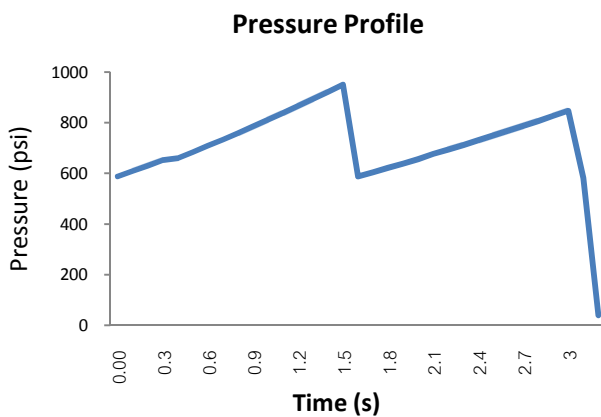
1.3- 1.6 วินาที จากการเผาไหม้ดินขับต้นแบบ

จากผลการเปลี่ยนแปลงความดัน ณ ช่วงเวลา 1.4-1.5 วินาที ซึ่งเป็นช่วงการเปลี่ยนแปลงความดันมากที่สุด พิจารณาเทียบกับภาพที่ 3 อยู่ในช่วงที่มีโอกาสเกิดการติดๆ ดับๆ ได้ซึ่งอาจก่อให้เกิดการดับหรือไม่เสถียรจากการเผาไหม้ของมอเตอร์จรวดได้ โดยงานวิจัยทำการศึกษาเพื่อการแก้ปัญหาการลดลงอย่างรวดเร็วของ

ความดันหลังจากกราฟความดันได้ขึ้นไปสูงสุดและตกลงอย่างรวดเร็วในห้องเผาไหม้

3.2 การพิจารณาแก้ไขปัญหาการเปลี่ยนแปลงความดัน

จากทฤษฎีการหาค่าลึงค์จรวดของการเผาไหม้เชื้อเพลิงแข็งแบบคอมโพสิตตาม ข้อ 2 พบว่าอิทธิพลหลักที่มีต่อการความดันจากอัตราการไหลของเชื้อเพลิงแข็งคือ พื้นที่ผิวการเผาไหม้ของเนื้อดินขับ ณ เวลานั้นๆ ซึ่งในงานวิจัยนี้ได้ทำการปรับเพิ่มพื้นที่ของเชื้อเพลิงแข็งโดยในขั้นตอนการออกแบบเพื่อแก้ปัญหาในงานวิจัยได้กำหนดให้ อัตราส่วนหน้าตัดของท่อพ่น และ หน้าตัดดินขับมีอัตราส่วนคงที่และทำการปรับค่าความยาวของดินขับที่อัตราส่วนเท่ากับ 1:5 โดยได้ผลแสดงค่าความดัน ณ เวลาต่างๆ ดังนี้



ภาพที่ 7 แสดงความดันกับเวลา (Pressure Profile) ของชิ้นงานที่แก้ไข

TIME (sec.)	PRESSURE (psi)	Diff. Pressure (psi)
1.4	922	
1.5	951	29
1.6	588	-363
1.7	604	16

ตารางที่ 2 แสดงค่าความดันและผลต่างความดัน ณ เวลา

1.4- 1.7 วินาที จากการเผาไหม้ดินขับที่ปรับปรุง

จากกราฟภาพที่ 7 แสดงค่าความดัน ณ เวลาต่างๆ ของการเผาไหม้แสดงให้เห็นได้ว่าความดันสูงสุดอยู่

ที่ 951 psi ณ วินาทีที่ 1.5 และทำการปรับลดความดันลงเหลือ 588 psi ณ วินาทีที่ 1.6 ซึ่งลดต่ำลงที่ -363 psi

4. สรุปผลการวิจัย

จากผลการปรับค่าความยาวของแต่ละส่วนของหน้าตัดดินขับทำให้ได้อัตราส่วนของความยาวของหน้าตัดใหม่อยู่ที่เป็นอัตราส่วนเท่ากับ 1:5 ซึ่งเป็นอัตราส่วนความยาวที่เพียงพอที่ไม่ทำให้ความดันช่วงปลายต่ำกว่า 500 psi ที่จะทำให้เกิดปัญหาการดับหรือการจุดตัวแบบติดๆดับๆ จากการเผาไหม้

5. กิตติกรรมประกาศ

ขอขอบคุณสถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ (องค์การมหาชน) กระทรวงกลาโหมที่เอื้อเฟื้อโปรแกรมและข้อมูลการออกแบบในงานวิจัย

6. 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 ไกรสุเนตร เหมสุข, การคำนวณแรงขับของดินขับจรวดโดยโปรแกรมคอมพิวเตอร์, การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 24, 20-22 ตุลาคม 2553 จังหวัดอุบลราชธานี

[3] Wilcox, M.A., Brewster, M.Q., Tang, K.C., Stewart, D.S., and Kuznetsov L., (2007). Solid rocket motor Internal ballistics simulation using three-dimensional drain burnback, Journal of Propulsion and Power, Vol.23, No.3 May-June 2007, pp.575-584

[4] Luigi De Luca Edward, Edward W. Price, Martin Summerfield, Nonsteady Burning and Combustion Stability of Solid Propellants, Volume 143