บทคัดย่อ

จรวดดินขับเชื้อเพลิงผสมได้รับความสนใจอย่างแพร่หลายของนักวิจัยในปัจจุบัน เพราะจรวดเชื้อเพลิงผสมเป็นการประยุกต์ใช้ลักษณะเด่นของจรวดเชื้อเพลิงแข็งและจรวดเชื้อเพลิงเหลว สำหรับยานสำรวจอวกาศ ขีปนาวุธทางทหาร ระบบคมนาคม การสำรวจทรัพยากรธรรมชาติ การตรวจสอบสภาพอากาศ รวมถึงอากาศยานไร้คนขับ (โดรน) เป็นต้น การวิจัยนี้มุ่งเน้นในการสร้างต้นแบบมอเตอร์จรวดเชื้อเพลิงผสมขนาดเล็กที่จุดระเบิดด้วยหัวเทียนและหัวเผา ด้วยการศึกษาทางทฤษฎีและออกแบบห้องเผาไหม้ ระบบ Oxidizer ระบบบันทึกผลและระบบควบคุมอัตโนมัติ และระบบจุดระเบิด และทำการทดสอบการทำงานของต้นแบบมอเตอร์จรวดเชื้อเพลิงผสม โดยใช้ HTPB และยางพาราธรรมชาติเป็นเชื้อเพลิงแข็งและใช้ N_2O และ GOX เป็น Oxidizer ในอัตราการไหล 30, 40 และ 50 LPM ผลการศึกษาพบว่าต้นแบบมอเตอร์จรวดเชื้อเพลิงผสมขนาดเล็ก สามารถจุดระเบิดด้วยหัวเทียนและหัวเผาทำงานได้ตามต้องการ อัตราการไหลที่เพิ่มขึ้นของ Oxidizer มีผลอย่างมีนัยสำคัญต่อการเพิ่มขึ้นของ Thrust และเวลาที่ใช้ในการสันดาปลดลง ส่วนการเปลี่ยนแปลง Oxidizer กับเชื้อเพลิงแข็งชนิดเดียวกันไม่แสดงความแตกต่างของ Thrust ที่ชัดเจน ดังนั้นต้นแบบมอเตอร์จรวดเชื้อเพลิงผสมขนาดเล็กนี้ เป็นการจุดประกายการส่งเสริมการวิจัยและพัฒนาทางด้านวิศวกรรมและเทคโนโลยี การวิจัยและพัฒนาองค์ประกอบต่างๆของต้นแบบอย่างต่อเนื่อง และศึกษาชนิดของเชื้อเพลิงแข็งให้เหมาะกับการประยุกต์ใช้งานที่ต้องการอย่างแท้จริง จะช่วยให้การศึกษานี้เป็นรูปธรรมได้ในอนาคต

Abstract

Presently, worldwide researchers have studied and developed a hybrid propellant rocket motor because it is an application of the characteristics of solid and liquid fuel rockets. The hybrid rocket motor can be used for spacecraft, military missiles, communications systems, natural resources exploration and weather monitoring including unmanned aerial vehicles (drones), etc. This research focuses on a prototype of a small hybrid propellant rocket motor igniting with spark plugs and burners by with a theoretical study and design of the combustion chamber, the oxidizer system, automatic recording and control systems, ignition systems and test the functionality test of the prototype. Solid fuels and oxidizers are HTPB and natural rubber, and N_2O and GOX, respectively. The flow rates of the oxidizers employed for the experiment with both solid fuels are 30, 40 and 50 LPM. It was found that the prototype ignited by the sparked plugs and burners functions properly. Increasing flow rate of the oxidizer has a significant effect on increased thrust, but decreased combustive time. In contrast, changing types of the oxidizers did not show significant difference in thrust. Therefore, this prototype sparked the promotion of research and development in engineering and technology. Continuous research and development of the prototype components, and investigate the types of solid fuels to suit each prefer applications will lead to reality of this study in the future.