

INTISARI

Perkembangan teknologi UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) yang semakin pesat telah mengekspansi pemanfaatannya pada berbagai bidang cakupan, termasuk sektor militer. Pemanfaatan UAV pada sektor militer meliputi beberapa misi tujuan di antaranya transportasi, pengintaian, pengawasan, dan penyerangan. Salah satu contoh implementasi UAV dalam konteks perang modern adalah pada konflik yang terjadi antara Rusia dan Ukraina. Kedua negara tersebut saling meluncurkan UAV berjenis *kamikaze* karena tingginya efisiensi biaya dan efektivitas dampak yang dihasilkan. Besarnya potensi yang dimiliki UAV menuntut setiap negara untuk melakukan riset, inovasi, dan pengembangan UAV agar tetap bisa berkontestasi pada persaingan global. Atas dasar hal tersebut, penulis pada penelitian ini berinisiasi untuk merancang bangun suatu mesin bensin yang sesuai untuk digunakan sebagai sistem propulsi *drone* penyerang.

Penelitian ini berfokus pada pembuatan dan pengujian secara eksperimental dan simulasi pada mesin bensin agar menghasilkan karakteristik dan performa yang sesuai dengan atribut *drone* penyerang. Secara garis besar, tahapan pada penelitian ini terdiri dari perancangan berbasis pendekatan teoritis, proses manufaktur dan perakitan, serta pengujian yang dilakukan secara eksperimental dan simulasi. Tiga parameter yang menjadi pembahasan utama pada penelitian ini meliputi performa mesin, hubungan beban operasional kerja terhadap performa sistem pendinginan mesin, dan kekuatan struktur komponen dalam merespon beban operasional kerja mesin. *Software* yang digunakan dalam menunjang proses pengujian simulasi adalah Ricardo WAVE 2019.1 dan Ansys 2025 R1.

Spesifikasi mesin bensin yang telah dirancang bangun meliputi *four-stroke* 49,83 cc, *bore* Ø46 mm, *stroke* 30 mm, *connecting rod* 54 mm, rasio kompresi 7:1, pengapian CDI 23° BTDC, sistem penyuplaian karburator *venturi* 12 mm, berpendingin udara, konfigurasi OHV 2 *valves*, dan bahan bakar campuran pertalite dan *two-stroke oil* dengan rasio 33,33:1. Pada hasil estimasi perancangan, operasional kerja mesin berada di jangkauan 3000–13000 rpm dengan perolehan *power* maksimum 2,140 kW pada 13000 rpm dan torsi maksimum 1,573 Nm yang konstan pada seluruh rentang *engine speed*. Estimasi efektivitas sistem pendinginan *air-cooling* pada *section 1* dan *section 2* masing-masing bernilai sebesar 1,624 dan 1,614. Selanjutnya, hasil pengujian menunjukkan bahwa operasional kerja mesin berada di jangkauan 3000–8000 rpm dengan perolehan *power* maksimum 2,257 kW pada 8000 rpm dan torsi maksimum 3,303 Nm pada 4500 rpm. Efektivitas sistem pendinginan yang didapat dari hasil pengujian pada *section 1* dan 2 masing-masing nilainya sebesar 1,167 dan 2,2. Kekuatan komponen mesin dalam menahan beban mekanis operasional kerja mesin juga dinilai cukup baik karena *safety factor* minimum secara keseluruhan yang dihasilkan dari pengujian simulasi nilainya masih lebih besar daripada 1, dimana hal ini selaras dengan *safety factor* minimum yang ditargetkan pada proses perancangan.

Kata kunci: Mesin Bensin, *Drone* Penyerang, Militer, Propulsi, Rancang Bangun dan Pengujian, *Unmanned Aerial Vehicle*

ABSTRACT

The rapid development of UAV (Unmanned Aerial Vehicle) technology has expanded its utilization across various fields, including the military sector. Military applications of UAVs encompass multiple mission objectives such as transportation, reconnaissance, surveillance, and assault operations. One notable implementation of UAVs in modern warfare can be observed in the conflict between Russia and Ukraine, where both countries deploy kamikaze-type UAVs due to their high cost efficiency and operational effectiveness. The strategic potential of UAVs requires every nation to continuously conduct research, innovation, and development to remain competitive within global defense systems. Based on these considerations, this study aims to design and develop a gasoline engine suitable for application as a propulsion system in attack drones.

This research focuses on the design-manufacture process and experimental as well as simulation-based performance testing of a gasoline engine, with the objective of obtaining characteristics that align with operational requirements of attack drones. Generally, the research methodology consists of theoretical design, manufacturing and assembly processes, and performance evaluation through experimental and simulation approaches. Three main parameters are investigated in this work: engine performance, the relationship between operational load and cooling system effectiveness, and the structural strength of components under mechanical loading. Ricardo WAVE 2019.1 and Ansys 2025 R1 are used to support the simulation processes.

The developed gasoline engine specifications include a four-stroke mechanism with a 49.83 cc displacement, Ø46 mm bore, 30 mm stroke, 54 mm connecting rod length, 7:1 compression ratio, CDI ignition at 23° BTDC, 12 mm venturi carburetor supply system, air-cooling system, OHV 2-valve configuration, and a fuel mixture of pertalite and two-stroke oil at a 33.33:1 ratio. Based on the design estimation, the engine operates within a range of 3000–13000 rpm, producing a maximum power of 2.140 kW at 13000 rpm and a constant maximum torque of 1.573 Nm across all operating speeds. Cooling effectiveness for sections 1 and 2 are estimated at 1.624 and 1.614, respectively. Experimental results show that the engine operates between 3000–8000 rpm, generating a maximum power of 2.257 kW at 8000 rpm and a peak torque of 3.303 Nm at 4500 rpm. The measured cooling effectiveness values for sections 1 and 2 are 1.167 and 2.2, respectively. The structural analysis also indicates that the engine components are capable of withstanding the mechanical operating loads, as the minimum overall safety factor obtained from simulations exceeds 1, meeting the design targets established in the development stage.

Keywords: Gasoline Engine, Attack Drone, Military, Propulsion, Design and Testing, Unmanned Aerial Vehicle