

INTISARI

Teknologi pada dunia aviasi mengalami perkembangan yang pesat setiap tahunnya, begitu juga pada bidang *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV). Salah satu perkembangan UAV yaitu pada bagian sistem propulsinya. Pada mulanya, UAV diciptakan menggunakan sistem penggerak *propeller* atau baling-baling. Namun seiring berjalannya waktu, sistem propulsi UAV mulai menggunakan teknologi *jet engine* yang memiliki *power to weight ratio* yang lebih baik dibandingkan *propeller*. Salah satu komponen penting pada *jet engine* adalah *combustion chamber* atau ruang pembakaran di mana terjadi proses pembakaran antara udara bertekanan tinggi dengan bahan bakar. Ruang bakar tipe *annular* paling banyak digunakan pada *jet engine* dengan skala kecil karena menghasilkan penurunan tekanan yang relatif lebih kecil dibandingkan tipe lainnya.

Penelitian ini diawali dengan mempelajari konfigurasi ruang bakar pada *jet engine*, kemudian melakukan perancangan geometri dari ruang bakar dengan mempertimbangkan *design point* yang telah ditentukan. Selanjutnya model ruang bakar dibuat untuk dapat disimulasikan dengan metode *Computational Fluid Dynamics* (CFD) menggunakan *software* ANSYS Fluent. Hasil simulasi divalidasi dengan membandingkan perhitungan produk pembakaran dengan nilai produk pembakaran pada hasil simulasi. Hasil simulasi yang telah valid kemudian digunakan untuk mengetahui distribusi temperatur dan tekanan pada *outlet* ruang bakar dengan variasi geometri dan AFR (*Air-to-Fuel Ratio*) yang nantinya akan diaplikasikan pada UAV.

Berdasarkan hasil simulasi yang telah dilakukan, penurunan AFR akan berdampak pada peningkatan temperatur di dalam ruang bakar. Dan dari simulasi yang telah dilakukan, rancangan ruang bakar paling optimal adalah ruang bakar dengan diameter *shaft* sebesar 0,05 m dan nilai *traverse quality* sebesar 0,3.

Kata kunci: Ruang Bakar Tipe *Annular*, AFR, *Traverse Quality*, *Computational Fluid Dynamics*

ABSTRACT

Technology in the world of aviation experiences rapid development every year, as well as in the field of Unmanned Aerial Vehicle (UAV). One of the developments in the UAV is the propulsion system. At first, the UAV was created using a propeller propulsion system. However, as time goes by, the UAV propulsion system began to use jet engine technology which has a better power to weight ratio than the propeller. One of the important components of the jet engine is the combustion chamber where the combustion process occurs between high-pressure air and fuel. The annular type combustion chamber is most widely used on small scale jet engines because it produces a relatively smaller pressure drop compared to other types.

This research begins by studying the configuration of the combustion chamber on a jet engine, then designing the geometry of the combustion chamber by considering the predetermined design point. Furthermore, the combustion chamber model is made to be simulated by the Computational Fluid Dynamics (CFD) method using the ANSYS Fluent software. The simulation results are validated by comparing the calculation of combustion products with the value of combustion products in the simulation results. The valid simulation results are then used to determine the temperature and pressure distribution at the combustion chamber outlet with geometric and AFR (Air-to-Fuel Ratio) variations which will later be applied to the UAV.

Based on the simulation results that have been carried out, a decrease in AFR will have an impact on increasing the temperature in the combustion chamber. And from the simulations that have been done, the most optimal combustion chamber design is the combustion chamber with a shaft diameter of 0.05 m and a traverse quality value of 0.3.

Keyword: Annular Type Combustion Chamber, AFR, Traverse Quality, Computational Fluid Dynamics