

INTISARI

Turbojet kecil digunakan sebagai pendorong wahana tanpa awak pada berbagai keperluan seperti pengukur cuaca, *aeromodelling*, pendidikan, maupun militer. Turbojet menggunakan turbin gas untuk menghasilkan gas panas yang dikemudian disalurkan melalui nosel sehingga menghasilkan gas berkecepatan tinggi. Proses pembakaran di dalam ruang bakar menentukan gaya dorong yang dihasilkan. Proses pembakaran tidak sempurna menghasilkan sisa CO yang tidak terbakar dan tidak tercapainya temperatur gas yang diinginkan pada bagian *outlet*.

Penelitian ini bertujuan untuk mempelajari pengaruh jumlah *fuel injector* dan lubang-lubang liner terhadap temperatur gas dan sisa CO pada *outlet* ruang bakar turbojet 200 N. Desain ruang bakar yang digunakan adalah *reverse flow annular combustion chamber*. Ruang bakar memiliki panjang 12 cm dan diameter liner luar 150 mm dan liner dalam 70 mm. Penelitian dilakukan dengan CFD menggunakan ANSYS Fluent yang memvariasikan jumlah *fuel injector* (2, 4, 6, 8, 10 dan 12 buah) dan diameter lubang-lubang liner. Pembakaran menggunakan metode *non-premixed* dengan laju alir udara 0,53 kg/s, laju alir kerosin ($C_{12}H_{23}$) 0,0076 kg/s, tekanan udara masuk 262 kPa, dan temperatur udara masuk 407 K.

Sisa CO yang tidak terbakar dan temperatur pada bagian *outlet* digunakan untuk membandingkan pengaruh dari variasi-variasi tersebut. Dari penelitian yang dilakukan didapatkan dengan bertambahnya *fuel injector* dari 2, 4, 6, dan 8 buah maka temperatur dan jumlah sisa CO pada *outlet* semakin menurun. Meningkatkan tubing *fuel injector* 8, 10, dan 12 buah maka didapatkan temperatur dan jumlah sisa CO pada *outlet* semakin bertambah. Pada jumlah *fuel injector* 8 buah temperatur *outlet* 960 K mendekati temperatur desain 950 K. Dari penelitian ini juga didapatkan penambahan diameter lubang *dilution* akan meningkatkan temperatur dan sisa CO pada outlet. Hal ini karena udara yang mengalir melewati zona primer dan sekunder semakin sedikit yang mengakibatkan campuran udara dan bahan bakar semakin kaya dan tidak terbakar sempurna. Penggunaan simulasi ini dapat diimplementasikan untuk mendapatkan performa ruang bakar yang optimal sebelum proses fabrikasi turbojet dimulai.

Kata kunci: turbojet, 200 N, CFD, ruang bakar, dan fuel injector.

ABSTRACT

Small turbojets are used as thrust producer in unmanned vehicles for various purposes such as weather measurement, aeromodelling, education, and the military. Turbojet uses a gas turbine to produce hot gas that directed through a nozzle to produce high-speed gas. The combustion process in the combustion chamber determines the thrust produced. The incomplete combustion process generates unburned CO residue and lack to reach desired gas temperature at the outlet.

This research aims to study the effect of the number of fuel injectors and liner holes on the gas temperature and remaining CO at the outlet of the 200 N turbojet combustion chamber. The combustion chamber design used is a reverse flow annular combustion chamber. The combustion chamber has a length of 12 cm and an outer liner diameter is 150 mm and an inner liner is 70 mm. The research was conducted with CFD using ANSYS Fluent, which varied the number of fuel injectors (2, 4, 6, 8, 10 and 12) and the diameter of the liner holes. Combustion using a non-premixed method with an air flow rate of 0.53 kg / s, a kerosene flow rate (C₁₂H₂₃) 0.0076 kg / s, an inlet air pressure 262 kPa, and an inlet air temperature 407 K.

The remaining unburned CO and the outlet temperature were used to compare the effects of these variations. From the research conducted, it was found that by increasing the number of injectors from 2, 4, 6, and 8 units, the temperature and the amount of remaining CO at the outlet decreased. Increasing the tubing of fuel injectors 8, 10, and 12, the temperature and the amount of remaining CO at the outlet will increase. For 8 fuel injectors, the outlet temperature is 960 K close to the design temperature of 950 K. From this research, it is also found that the addition of the diameter of the dilution hole will increase the temperature and remaining CO at the outlet. This is because there is less air flowing through the primary and secondary zones which results in a richer mixture of air and fuel and does not burn completely. The use of this simulation can be implemented to obtain optimal combustion chamber performance before the turbojet fabrication process begins.

Keywords: *turbojet, 200 N, CFD, combustion chamber, and fuel injector*