

# BAB 1

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar belakang

Turbin gas merupakan mesin berputar yang ditenagai oleh aliran gas dan memiliki kompresor yang dipasang satu poros dengan bantuan beberapa turbin. Selama proses pembakaran, yang dimana udara bertekanan tinggi bercampur dengan bahan bakar. lalu energi yang dihasilkan diinjeksikan ke dalam ruang bakar. Proses pembakaran bertujuan untuk meningkatkan temperatur, kecepatan dan volume aliran gas, kemudian mengarahkannya ke area turbin untuk meningkatkan aliran gas dan menjalani proses pembuangan langsung melalui pipa *nozzle* untuk menghasilkan daya dorong yang kuat.

Pada perkembangannya, turbin gas dibuat pertama kali oleh John Wilkins di Inggris pada tahun 1791. Sistem yang dibuat pada saat itu, aliran gas yang dipakai untuk mengalir turbin, merupakan gas hasil dari pembakaran batu bara, kayu atau minyak. Kompresor digerakkan oleh turbin dengan perantara roda gigi. Dan pada tahun 1872 muncul rancangan sistem turbin gas dengan menggunakan kompresor aksial bertingkat ganda yang digerakkan langsung oleh turbin reaksi tingkat ganda yang dibuat oleh Dr. F. Stolze.

*General Electric J79* merupakan produk mesin turbin aksial yang dirancang untuk digunakan di berbagai pesawat jelajah supersonik. *J79* diproduksi oleh General Electric Aircraft Engines di Amerika Serikat dan dilisensikan oleh beberapa perusahaan lain di seluruh dunia salah satunya adalah perusahaan GE Aerospace. *General Electric J79* memiliki dua konfigurasi mesin turbin gas, yaitu diantaranya mesin turbin gas dengan menggunakan penambahan sistem *after burner* untuk menambahkan daya dorong yang kuat, dan mesin turbin gas tanpa *after burner*.

Optimalisasi desain *Nozzle Exhaust* pada turbin gas *General Electric J79* meningkatkan daya dorong yang kuat dan efisiensi mesin terhadap kecepatan. Ekspansi yang optimal pada *Nozzle* menghasilkan akselerasi udara yang lebih tinggi dan pembangkitan daya dorong yang lebih besar. *Nozzle Exhaust* dapat melakukan peningkatan kecepatan dengan mengubah energi kinetik menjadi daya dorong pada saluran *nozzle exhaust*. Proses ini mempengaruhi kinerja mesin dengan mengurangi tekanan gas saat memasuki injektor. Peningkatan kecepatan juga ditandai dengan densitas gas yang konstan, dan udara berakselerasi menghasilkan gaya reaksi.

Gaya yang digunakan *Nozzle Exhaust* pada perangkat turbin gas pesawat berguna untuk mengkonversi energi gas buang dari mesin turbin gas menjadi dorongan momentum dan kecepatan tinggi yang dapat menghasilkan gaya dorong untuk pesawat yang memungkinkan pesawat mencapai kecepatan subsonic maupun supersonic. *Nozzle Exhaust* ini banyak digunakan pada mesin turbin gas berbasis turbojet untuk pesawat-pesawat yang membutuhkan gaya dorong yang kuat dan menghasilkan kecepatan tinggi.

*Nozzle* pembuangan (*Nozzle Exhaust*) pada turbin gas berfungsi untuk mempercepat aliran fluida yang keluar dari turbin sehingga menghasilkan gaya dorong. Hal ini sesuai dengan prinsip kerja Bernoulli, yaitu pada saat aliran gas melewati *Nozzle Exhaust*, kecepatan aliran gas akan meningkat sedangkan tekanan akan menurun. Hal ini menyebabkan tekanan gas buang lebih rendah dari tekanan sekelilingnya sehingga menghasilkan gaya dorong. kemudian adapun prinsip momentum yang meningkatkan kecepatan aliran gas buang yang menyebabkan jumlah momentum gas bertambah. Hal ini menyatakan bahwa perubahan momentum sama dengan gaya yang diterapkan maka dorongan yang dihasilkan berbanding lurus dengan peningkatan momentum gas. Selanjutnya ada pula prinsip reaksi yang dimana saat gas buang melewati turbin dengan kecepatan tinggi maka secara otomatis akan mendorong turbin. Dorongan inilah yang dilakukan untuk penggerakkan.

## 1.2 Perumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang yang telah diuraikan diatas, maka dapat dirumuskan pokok permasalahan dari tugas akhir ini, yaitu:

- a. Bagaimana aliran fluida bekerja dalam simulasi CFD (*Solidworks Flow Simulation*) pada saluran *Nozzle Exhaust*.
- b. Bagaimana performa mesin turbin gas terhadap kecepatan ketika diaplikasikan model *throat nozzle*.

## 1.3 Tujuan Penelitian

Adapun tujuan penelitian yang ingin dicapai dari dasar rumusan masalah yang ditentukan yaitu:

- a. Perhitungan aliran melalui *nozzle* konvergen atau bagian *Throat* yang meliputi kecepatan gas keluar, dan daya dorong yang dihasilkan.

- b. Untuk mengetahui penambahan daya dorong pada mesin turbin gas tipe CJ610-8 yang merupakan pengembangan tipe GE J79 ketika diaplikasikan dengan perangkat *nozzle exhaust*.

#### **1.4 Batasan Masalah**

Pada tugas akhir ini diberikan batasan-batasan penelitian untuk memfokuskan pembahasan pada permasalahan yang dibahas. Adapun batasan-batasan masalah adalah sebagai berikut:

- a. Menganalisis hasil aliran fluida yang dihasilkan oleh sistem turbin gas turbojet dengan melakukan perhitungan efisiensi turbin.
- b. Penelitian hanya berfokus pada pengaruh *nozzle exhaust* turbin gas dan tidak membahas keseluruhan dari rangkaian turbin gas.
- c. Penelitian ini tidak berfokus pada komposisi material yang digunakan.

#### **1.5 Sistematika Penulisan**

Berikut sistematika penulisan untuk memudahkan memberi apa saja yang dimuat dalam laporan tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

##### **BAB 1: PENDAHULUAN**

Pada bab ini berisi tentang latar belakang, perumusan masalah, tujuan penelitian, batasan masalah, dan sistematika penulisan.

##### **BAB 2: TINJAUAN PUSTAKA**

Dalam bab ini akan menjelaskan tentang *State of The Art* dan referensi pustaka yang mendukung penelitian tugas akhir ini. Sebagai landasan penelitian dalam bentuk teori maupun formula.

##### **BAB 3: METODOLOGI PENELITIAN**

Dalam bab ini berisi tentang diagram alir, metodologi penelitian dan penjelasan diagram alir.

##### **BAB 4: PERHITUNGAN DAN ANALISA**

Dalam bab ini menghitung komponen kecepatan aliran fluida dan membahas tentang hasil analisa fenomena aliran fluida ketika melewati *nozzle exhaust*.

**BAB 5: KESIMPULAN**

Dalam bab ini berisi kesimpulan dari hasil data, analisa tugas akhir, pembahasan yang telah dilakukan, dan saran yang diberikan untuk penelitian selanjutnya.