

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Melalui Jurnal Proyeksi Pergerakan Pesawat Internasional dan Domestik pada tahun 2019 Kementerian Perhubungan Indonesia prediksi laju perkembangan pergerakan pesawat terbang naik pesat dari tahun 2017 sampai 2026. Sehingga kebutuhan akan pesawat yang lebih efisien akan lebih banyak, tantangan berikutnya untuk perkembangan mesin konversi energi salah satunya adalah bagaimana meningkatkan efisiensi *engine*. Efisiensi *engine* dapat diartikan sebagai rasio antar daya keluaran (*output*) terhadap energi masuk (*input*).

Gas turbine engine adalah suatu alat yang memanfaatkan gas sebagai fluida untuk memutar turbin dengan pembakaran internal. Di dalam turbin gas energi kinetik dikonversikan menjadi energi mekanik melalui udara bertekanan yang memutar roda turbin sehingga menghasilkan daya. Sistem turbin gas yang paling sederhana terdiri dari tiga komponen yaitu kompresor, ruang bakar dan turbin gas. Kompresor adalah alat mekanik yang berfungsi untuk meningkatkan tekanan fluida, yaitu udara. Kompresor dibagi menjadi dua yaitu *low pressure compressor* dan *high pressure compressor*.

Pada *engine* pesawat terbang, kompresor digunakan untuk meningkatkan tekanan udara yang akan dibakar di dalam *combustion chamber*. Tujuan peningkatan tekanan adalah untuk meningkatkan efisiensi pembakaran, sebab pada saat pesawat udara beroperasi yaitu terbang di ketinggian terbang *cruising* maka temperatur udaranya sangat rendah sehingga sangat sulit untuk dilakukan pembakaran. Oleh karena itu peningkatan atau penurunan *compressor pressure ratio* akan berpengaruh pada performa *engine* pesawat udara.

Berdasarkan kondisi tersebut untuk mengetahui pengaruh peningkatan atau penurunan *compressor pressure ratio* terhadap performa *engine* yaitu *special thrust* dan *special fuel consumption*.

Maka dalam skripsi ini akan membahas pengaruh *compressor pressure ratio* terhadap *specific thrust* dan *specific fuel consumption* yang dimiliki *engine turbofan* GE90-85B menggunakan metode *parametric cycle analysis of real engine*, kemudian melihat nilai hasil perhitungan pada kondisi *cruising* dengan masukan *varisai compressor pressure ratio* yang berbeda.

1.2 Rumusan Masalah

Terdapat rumusan masalah pada tugas akhir ini yang dikaitkan dengan latar belakang penulisan, yaitu:

1. Bagaimana performa *engine turbofan* GE90-85B yang meliputi *specific thrust*, *specific fuel consumption*, *efisiensi propulsive*, *efisiensi thermal*, dan *efisiensi overall* pada kondisi *cruising*?
2. Bagaimana pengaruh perhitungan *compressor pressure ratio* terhadap *specific thrust* dan *specific fuel consumption engine turbofan* GE90-85B?

1.3 Tujuan

Penulisan tugas akhir ini tentunya disusun agar memenuhi tujuan, beberapa tujuannya yaitu:

1. Mengetahui performa *engine turbofan* GE90-85B yang meliputi *specific thrust*, *specific fuel consumption*, *efisiensi propulsive*, *efisiensi thermal*, dan *efisiensi overall* pada kondisi *cruising*.
2. Mengetahui pengaruh perhitungan variasi *compressor pressure ratio* terhadap *specific thrust* dan *specific fuel consumption*.

1.4 Batasan Masalah

Perlu diketahui dalam penulisan tugas ini, terdapat batasan-batasan masalah sebagai berikut:

1. Perhitungan dilakukan pada kondisi terbang *cruising* dengan ketinggian 35.000 *feet* dengan mempertahankan nilai *mach* dan *throttle setting* untuk mendapatkan kondisi terbang jelajah maksimum.

2. Perhitungan dilakukan dari $\pi_c = 12$ sampai $\pi_c = 49,3$ dengan variasi $\pi_c = 2,3$ dan $2,7$.
3. Engine yang di gunakan adalah *turbofan* GE90-85B yang di pasang pada pesawat B777-200.
4. Perhitungan dan pembahasannya menggunakan metode teoritis dan analitis *parametric cycle analysis of real engine* untuk mengetahui performa yang meliputi *specific thrust*, *specific consumption*, *efisiensi propulsive*, *efisiensi thermal*, dan *efisiensi overall* yang dimiliki oleh *engine* GE90-85B.
5. Perhitungan akan dilakukan dengan bantuan *software MS. Excel*.

1.5 Manfaat Penelitian

Penelitian dalam tugas akhir mempunyai manfaat bagi pembaca maupun masyarakat luas dan dunia penerbangan, diantaranya yaitu:

1. Menambah pengetahuan tentang proses termodinamika pada *engine turbofan* pesawat terbang.
2. Dapat mengetahui pengaruh *compressor pressure ratio* terhadap nilai *specific thrust* dan *specific fuel consumption engine* GE90-85B.
3. Menambah perbendaharaan dan referensi yang ada di perpustakaan dan sangat berguna bagi mahasiswa lainnya sebagai sumber pengetahuan, dan wawasan baru. Selain itu bisa digunakan untuk bahan perbandingan dalam penelitian di masa mendatang.

1.6 Metode Penelitian

Di dalam pelaksanaan penelitian ini digunakan beberapa metode, yaitu metode studi pustaka untuk mendapatkan teori dasar yang mendukung penelitian serta mengumpulkan data-data untuk pembahasan permasalahan.

1.7 Sistematika Penulisan

Penyusunan penulisan tugas akhir ini dideskripsikan dalam beberapa bagian atau bab, dengan disesuaikan pada tata cara sistematika penulisan karya ilmiah yang baku, yaitu:

BAB I PENDAHULUAN

Pada bab pertama ini, dijelaskan tentang latar belakang, ruang lingkup masalah, tujuan penulisan, metode penelitian dan sistematika penulisan.

BAB II TINJAUAN PUSTAKA

Pada bab kedua ini, menjelaskan tentang teori dasar *engine turbofan*, gambaran umum mengenai *engine* serta menjelaskan teori *parametric cycle analysis of real engine*.

BAB III METODOLOGI PENELITIAN

Pada bab ketiga ini, menjelaskan mengenai rancangan penelitian, metode pengumpulan data, alat bantu penelitian dan *flow chart* langkah analisis data.

BAB IV HASIL PENELITIAN & PEMBAHASAN

Pada bab keempat ini, menjelaskan tahapan perhitungan menggunakan *parametric cycle analysis of real engine* guna mengetahui hasil perhitungan *compressor pressure ratio* dan *mach number* yang kemudian akan dihitung pengaruhnya terhadap *specific fuel consumption* pada *engine GE90-85B*.

BAB V PENUTUP

Pada bab kelima ini berisi mengenai kesimpulan dan saran penelitian yang didapat dari hasil perhitungan yang telah dilakukan.