

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Pesawat terbang merupakan salah satu alat transportasi udara baik sebagai pengangkut penumpang ataupun barang. Biaya yang dikeluarkan untuk mengoperasikan pesawat terbang masih relatif mahal bila dibandingkan transportasi darat dan laut. Namun dengan menggunakan transportasi udara sangat menghemat waktu, sehingga bagi masyarakat yang membutuhkan waktu yang cepat pesawat terbang adalah pilihan yang cocok. Dengan biaya operasional pesawat terbang yang masih sangat tinggi, untuk itu jenis pesawat terbang yang banyak diminati oleh perusahaan maskapai penerbangan adalah pesawat yang biaya operasionalnya lebih kompetitif dari jenis pesawat lainnya.

Salah satu pertimbangannya adalah *engine* yang ekonomis dalam operasionalnya, selain itu juga sistem dan komponen *engine* yang lebih modern. *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.

Guna untuk mengetahui pengaruh peningkatan atau penurunan *compressor pressure ratio* pada performa *engine* yakni *specific thrust* dan *specific fuel consumption*. Maka pada tugas akhir ini akan dilakukan perhitungan untuk mengetahui pengaruh *compressor pressure ratio* terhadap *specific thrust* dan *specific fuel consumption* yang dimiliki oleh *engine* CFM 56-5A1 menggunakan metode *parametric cycle analysis of real engine*, kemudian melihat nilai hasil perhitungan pada kondisi *cruising* dengan *inputan* variasi *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* CFM 56-5A1 yang meliputi *specific thrust*, *specific fuel consumption*, efisiensi *propulsive*, efisiensi *thermal* dan efisiensi *overall* pada kondisi *cruising*?
2. Bagaimana pengaruh *compressor pressure ratio* terhadap *specific thrust* dan *specific fuel consumption*?

1.3 Tujuan

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

1. Mengetahui performa *engine* CFM 56-5A1 yang meliputi *specific thrust*, *specific fuel consumption*, efisiensi *propulsive*, efisiensi *thermal* dan efisiensi *overall* pada kondisi *cruising*.
2. Mengetahui pengaruh *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 35000 feet dengan mempertahankan nilai *mach* dan *throttle setting* untuk mendapatkan kondisi terbang jelajah maksimum.
2. Perhitungan dilakukan dari $\pi_c = 9$ sampai $\pi_c = 39$ dengan variasi $\pi_c = 2,5$.
3. Perhitungan dan pembahasannya menggunakan metode teoritis dan analitis *parametric cycle analysis of real engine* untuk mengetahui performa yang meliputi *specific thrust*, *specific fuel consumption*, efisiensi *propulsive*, efisiensi *thermal* dan efisiensi *overall* dimiliki oleh *engine* CFM 56-5A1.
4. Perhitungan akan dilakukan dengan bantuan *software Mathcad* dan *Excel*.

1.5 Manfaat Penelitian

Penelitian dalam tugas akhir ini mempunyai manfaat bagi pembaca maupun masyarakat luas, diantaranya yaitu:

1. Pembaca dan masyarakat dapat memahami *parametric cycle analysis of real engine* sebagai metode menghitung performa *engine*.
2. Dapat mengetahui pengaruh *compressor pressure ratio* terhadap *specific thrust* dan *specific fuel consumption*.

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 proposal 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 CFM 56-5A1* serta menjelaskan teori *parametric cycle analysis of real engine*.

BAB III METODE PENELITIAN

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

BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada bab keempat ini, menjelaskan tahapan perhitungan menggunakan *parametric cycle analysis of real engine* untuk mengetahui performa pada kondisi *cruising engine CFM 56-5A1*, dan pengaruh *compressor pressure ratio* terhadap *specific thrust* dan *specific fuel consumption*.

BAB V PENUTUP

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