

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Pada saat pesawat sedang terbang ada 4 gaya yang bekerja yaitu *lift*, *weight*, *thrust* dan *drag*. Pesawat bisa terbang karena adanya *lift* yang dihasilkan oleh sayap. Sayap berbentuk *airfoil* yang bergerak maju dengan kecepatan tertentu relatif terhadap udara, maka dengan melalui proses aerodinamik akan menghasilkan gaya angkat. Gerak maju (kecepatan) pesawat dihasilkan oleh *engine* dalam bentuk gaya dorong (*thrust*).

Engine merupakan salah satu komponen utama pesawat terbang yang berperan sangat penting dalam *performance* pesawat terbang. Pesawat terbang dirancang mempunyai kemampuan sesuai misi (*role*) yang diinginkan, dan rancangan tersebut banyak ditentukan oleh *performance* dari *engine* yang digunakan.

Engine diklasifikasikan menjadi tiga jenis, yaitu : *turboprop*, *turbojet*, dan *turbofan*. Pada *engine turboprop*, turbin dirancang untuk menghasilkan daya poros yang cukup untuk memutar *propeller* guna menghasilkan *thrust* disamping daya poros yang cukup untuk memutar *compressor* dan aksesoris *engine*. *Thrust* yang dihasilkan sekitar 80 %-90% diperoleh dari *propeller*, sedangkan sisanya dari *exhaust nozzle*. Diameter *propeller* yang lebih besar dari *compressor*, memungkinkan kecepatan tangensial ujung *blade turbine* akan jauh lebih cepat dari pada *compressor*. Kecepatan ujung *propeller* harus dibatasi agar tidak sampai mencapai kecepatan kritis (*sonic*). Dengan alasan tersebut maka dipasang *reduction gear* di antara poros *turbine* dan *propeller*, guna mengurangi kecepatan *propeller*.

Engine turbojet terdiri dari *difusser*, *compressor*, *combustion chamber*, *turbine* dan *exhaust nozzle*. *Difusser* disamping fungsinya sebagai tempat masuk massa udara sesuai kebutuhan *engine* dalam berbagai kondisi, juga merubah sebagian energi kinetik udara menjadi energi tekanan (energi potensial). *compressor* merubah energi kinetik menjadi energi potensial yang selanjutnya

dialirkan ke ruang bakar. Dalam ruang bakar energi potensial dikonversi menjadi energi panas melalui proses pembakaran. Selanjutnya energi panas gas hasil pembakaran dikonversi menjadi energi mekanis dalam bentuk daya poros untuk memutar *compressor* dan aksesoris *engine* guna keberlangsungan kerja *engine*. Sisa energi panas pembakaran setelah melalui turbin dikonversi oleh *exhaust nozzle* sebagai massa gas hasil pembakaran yang diakselerasikan sehingga menghasilkan gaya aksi. Gaya aksi akan menghasilkan gaya reaksi berupa gerak maju (*thrust* dari *engine* pesawat dalam bentuk *thrust* atau gaya dorong). Pada *turbojet engine*, energi panas yang dihasilkan dalam pembakaran sekitar 75 % dirubah menjadi daya poros oleh turbin untuk memutar *compressor* dari aksesoris *engine*, dan hanya 25% yang dirubah menjadi *thrust*.

Dalam rangka meningkatkan efisiensi khususnya pada *engine*, digunakan pengembangan *turbojet engine* berupa penambahan massa udara yang masuk. Dalam hal ini adalah *engine* jenis *turbofan* yang banyak digunakan pada pesawat komersial modern saat ini. Kata “*turbofan*” merupakan gabungan kata *turbine* dan *fan*. *Turbine* yang dimaksud adalah *engine gas turbine* yang merubah energi kalor yang diperoleh dari proses pembakaran di ruang bakar menjadi energi mekanis berupa daya poros untuk memutar *compressor* dan aksesoris *engine* serta *thrust* yang diperoleh melalui akselerasi massa gas hasil pembakaran pada *exhaust nozzle*. Selanjutnya *fan* atau *ducted fan* (*fan* dengan salurannya) berfungsi untuk merubah energi mekanis menjadi energi kinetik dalam bentuk akselerasi (percepatan) udara melalui *exhaust nozzle*. Perbandingan massa udara yang melalui *ducted fan* dengan massa udara melalui gas generator (*kompressor*, *combustion chamber* dan turbin) disebut “*bypass ratio*”. Sebagian besar aliran udara yang melalui *bypass* berkecepatan rendah meskipun digabung dengan kecepatan yang lebih tinggi dari aliran gas hasil pembakaran yang melalui *exhaust nozzle*, namun demikian net kecepatan pada *exhaust turbofan* jauh lebih rendah dari pada mesin *turbojet* murni. Kebisingan *engine* sangat dipengaruhi secara signifikan oleh kecepatan gas yang keluar *nozzle*. Dengan demikian pada *turbofan engine* dengan penghasilan *thrust* yang sama, dan tingkat kebisingan yang jauh lebih rendah dibanding *engine turbojet*.

Pada mulanya perancangan *engine turbofan* untuk meningkatkan efisiensi daya dorong (*propulsive efficiency*) *engine turbojet* dengan cara menurunkan kecepatan jet (semburan gas buang), khususnya saat beroperasi pada terbang tinggi dengan kecepatan subsonik. Penurunan kecepatan jet sangat berpengaruh pada penurunan tingkat kebisingan, yang sangat dibutuhkan bagi pesawat yang melayani penerbangan komersial. Gaya dorong pada *turbofan* terdiri dari dua komponen yaitu gaya dorong panas (*hot thrust*) dan gaya dorong dingin (*cold thrust*). Gaya dorong dingin dihasilkan oleh massa udara yang dipercepat oleh adanya *fan*, sehingga bisa disebut gaya dorong *fan* (*fan thrust*). Gaya dorong panas dihasilkan oleh mekanisme kerja yang persis sama dengan *turbojet engine*, dimana fluida kerja melalui *air intake* (*inlet duct*), *compressor*, *combustion chamber*, turbin, dan *exhaust nozzle*. Gaya dorong panas ini juga biasa disebut *jet thrust*. *Exhaust nozzle* dari dua komponen tersebut ada yang dirancang secara terpisah (*separate exhaust nozzle*) atau dicampur menjadi satu *exhaust* (*mixed exhaust nozzle*). *Engine* yang dikategorikan sebagai *low bypass* didefinisikan sebagai *engine* yang mempunyai *bypass ratio* 3:1 atau lebih rendah, sedangkan untuk *high bypass ratio* didefinisikan sebagai *engine* yang mempunyai *bypass ratio* 3:1 sampai 8:1 dan *engine* yang mempunyai *bypass ratio* lebih dari 8:1 disebut *ultra high bypass ratio*.

Mengingat bahwa *turbofan engine* masih mampu untuk dikembangkan atau mampu dioptimalkan, maka dalam skripsi ini akan membahas tentang analisis termodinamika *turbofan* pada saat *cruising* dengan jenis *engine turbofan* GE90-94B yang dipasang pada pesawat Boeing 777-200.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang di atas, pokok permasalahan yang akan dirumuskan adalah sebagai berikut :

1. Bagaimana nilai *thrust specific*, *thrust specific fuel consumption* dari *engine turbofan* dengan pengaruh variasi FPR pada kondisi *cruising*.
2. Bagaimana nilai *thrust specific*, *thrust specific fuel consumption* dari *engine turbofan* dengan pengaruh variasi *bypass ratio* pada kondisi *cruising*.

3. Bagaimana nilai *thrust specific*, *thrust specific fuel consumption* dari *engine turbofan* dengan pengaruh variasi TIT pada kondisi *cruising*.
4. Bagaimana deviasi hasil perhitungan dengan data *engine real*.

1.3 Tujuan Penelitian

1. Mengetahui nilai *thrust specific*, *thrust specific fuel consumption* dari *engine turbofan* dengan pengaruh variasi FPR pada kondisi *cruising*.
2. Mengetahui nilai *thrust specific*, *thrust specific fuel consumption* dari *engine turbofan* dengan pengaruh variasi *bypass ratio* pada kondisi *cruising*.
3. Mengetahui nilai *thrust specific*, *thrust specific fuel consumption* dari *engine turbofan* dengan pengaruh variasi TIT pada kondisi *cruising*.
4. Mengetahui deviasi hasil perhitungan dengan data *engine real*.

1.4 Batasan Masalah

1. *Engine* yang digunakan adalah *turbofan* GE90-94B yang dipasang pada pesawat B777-200.
2. Kecepatan udara masuk (C_a) yang digunakan adalah *Mach number* pada saat *cruising* yaitu $M = 0,85$.
3. Variasi TIT (suhu maksimum) yang digunakan adalah 1.300K, 1.350K, 1.400K, 1.450K, 1.500K, 1.550K, 1.600K.
4. Tekanan dan suhu awal yang digunakan pada saat *cruising* adalah 0,239 Pa dan 218,820 K (properti udara pada ketinggian jelajah 35.000 ft atau 10.668 m).
5. \dot{m} udara pada saat *cruising* adalah 576 kg/s.
6. Efisiensi komponen *engine* (η), *compressor polytropic* η 0,91; turbin *polytropic* η 0,93; η *intake* 0,98; *isentropic nozzle* η 0,95; η mekanis 0,99; *fuel combustion* η 0,99; *combustion pressure loss* (Δp) 0,05; *fan polytropic* η 0,93.
7. Variasi *bypass ratio* yang digunakan 6,9; 7,3; 7,7; 8,1; 8,5; 8,9; 9,3.
8. Variasi FPR (*Fan Pressure Ratio*) yang digunakan adalah 1,5; 1,55; 1,6; 1,65; 1,7; 1,75; 1,8.

9. Proses ekspansi diasumsikan sempurna ($P_8=P_a$ dan $P_7=P_a$).

1.5 Manfaat Penelitian

Skripsi dengan judul analisis termodinamika *engine* GE90 pada pesawat B777-200 pada saat *take-off* dan *cruising* ini memiliki manfaat di antaranya:

1. Menambah pengetahuan tentang proses termodinamika pada *engine* pesawat terbang.
2. 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 Sistematika Penulisan

Adapun sistematika yang digunakan dalam penulisan skripsi ini adalah sebagai berikut :

BAB I PENDAHULUAN

Bab ini menjelaskan tentang topik apa yang dibahas pada penelitian ini, tujuan penelitian, rumusan masalah, batasan masalah, manfaat penulisan dan sistematika penulisan.

BAB II LANDASAN TEORI

Bab ini menjelaskan tentang teori dasar yang dipergunakan dalam pokok permasalahan dalam penelitian.

BAB III METODE PENELITIAN

Bab ini menjelaskan tentang metode yang digunakan dalam melakukan penelitian untuk penulisan skripsi, meliputi objek penelitian, alur penelitian dan metode pengumpulan data penelitian.

BAB IV ANALISA DAN PEMBAHASAN

Pembahasan tentang data-data hasil analisis termodinamika *engine turbofan* pada saat *take-off* dan *cruising*.

BAB V PENUTUP

Bab ini merupakan inti sari dari hasil penulisan secara keseluruhan.