

# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

Kemajuan ilmu teknologi dan meningkatnya kebutuhan manusia, khususnya di bidang transportasi udara membuat teknologi dirgantara berkembang semakin pesat. Biaya yang dikeluarkan untuk mengoperasikan pesawat terbang juga masih relatif mahal dibandingkan transportasi darat dan laut. Namun dengan menggunakan transportasi udara dapat lebih menghemat waktu bagi masyarakat yang membutuhkan waktu dengan cepat sampai ketempat tujuannya. Dengan biaya operasional pesawat terbang yang sangat tinggi, pesawat terbang yang banyak diminati oleh perusahaan maskapai penerbangan adalah pesawat yang biaya operasionalnya lebih kompetitif dari jenis pesawat lainnya. Selain itu juga dikembangkannya sistem dan komponen *engine* menjadi lebih modern, kemudian konsumsi bahan bakar yang semakin rendah atau lebih efisien serta sistem perawatan yang semakin terintegrasi dan relatif mudah.

Berdasarkan kondisi tersebut banyak industri-industri pembuat *engine* pesawat udara dari berbagai negara berlomba-lomba untuk merancang bangun atau memproduksi *engine* gas turbin khususnya tipe *turbofan*, diantaranya adalah V2500-A1. *Gas turbine engine* adalah suatu alat yang memanfaatkan gas sebagai fluida untuk memutar turbin dengan pembakaran internal. Di dalam turbin gas terdapat energi kinetik yang 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

didalam *combustion chamber*. Tujuan peningkatan tekanan adalah untuk meningkatkan efisiensi pembakaran, sebab pada saat pesawat udara beroperasi yaitu terbang diketinggian 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.

Penelitian ini dilakukan 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 V2500-A1* 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 penulisannya, yaitu:

1. Bagaimana *performa engine V2500-A1* 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 engine V2500-A1*?

## 1.3 Tujuan

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

1. Menghitung *performa engine V2500-A1* yang meliputi *specific thrust*, *specific fuel consumption*, efisiensi *propulsive*, efisiensi *thermal* dan efisiensi *overall* pada kondisi *cruising*.

2. Menghitung *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 28000 feet dengan mempertahankan nilai *mach* dan *throttle setting* untuk mendapatkan kondisi terbang jelajah maksimum.
2. 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* yang dimiliki oleh *engine V2500-A1*.
3. Penelitian akan dilakukan dengan bantuan *software mathcad*, dan *excel*.

#### 1.5 Manfaat Penelitian

Penelitian dalam tugas akhir mempunyai manfaat bagi pembaca maupun masyarakat luas dan dunia penerbangan, 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 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 dasan *engine turbofan*, gambaran umum mengenai *engine V2500-A1* serta menjelaskan teori *parametric cycle analysis of real engine*.

## **BAB III METODOLOGI PENELITIAN**

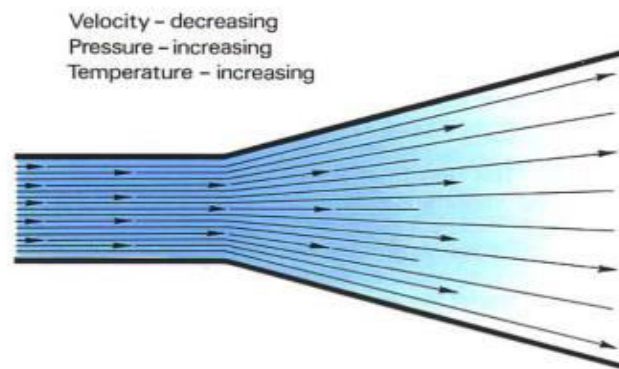
Pada bab ketiga ini, menjelaskan mengenai rancangan penelitian, metode pengumpulan data, alat bantu penelitian dan *flow chart* langkah analisis data.

## **BAB IV HASIL PERHITUNGAN DAN PEMBAHASAN**

Pada bab ke empat ini, menjelaskan tahapan perhitungan menggunakan *parametric cycle analysis of real engine* untuk mengetahui performa pada kondisi *cruising engine V2500-A1*, 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.



Gambar 2.2 Aliran Divergen di Pembakaran.

Sumber: Roll Royce, *The Jet Engine*. 1996.

Fungsi diffuser disini adalah untuk memperlambat kecepatan (*velocity*) udara. sehingga udara bercampur dengan bahan bakar dengan sempurna. Udara primer masuk kedalam zone 1, yaitu *zone* primer atau *zone* penyalaan, dimana terdapat penyemprot dan penyala bahan bakar. Fungsi *zone* penyalaan atau *zone* primer adalah untuk menyalakan bahan bakar dan menyediakan cukup waktu serta kondisi yang memungkinkan terjadinya proses pembakaran sempurna. Untuk menampung adanya kemungkinan pembakaran tidak sempurna, maka selanjutnya gas masuk kedalam *zone* 2, yaitu *zone* penyempurnaan pembakaran. Didalam *zone* 2 udara sekunder dimasukkan secukupnya saja dan tidak sekaligus banyak, melalui lubang-lubang pada dinding tabung dalam dari ruang bakar.

Pemasukan udara sekunder diatur supaya tidak menghentikan pembakaran (pendinginan), tetapi menyempurnakan pembakaran. Proses pembakaran dapat menghasilkan gas bertemperatur tinggi antara 2200 – 2500 °K. Temperatur ini terlalu tinggi bagi material ruang bakar ataupun *blade* turbin, untuk waktu operasi yang panjang. Oleh karena itu selubung dan bagian bagian ruang bakar harus didinginkan. Hal ini dilakukan oleh udara sekunder. Selain itu, temperatur gas pembakaran harus diturunkan dan hal ini pun dilaksanakan dengan cara mencampur gas pembakaran yang panas dengan udara sekunder yang relatif jauh lebih dingin. Hal tersebut terakhir dilaksanakan didalam *zone* 3, yaitu *zone* pendinginan.