

ANALISIS PERFORMA ENGINE TURBOFAN PESAWAT BOEING 737-300

Sri Mulyani

Jurusan Teknik Penerbangan
Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto
Jl. Janti Blok R Lanud Adisutjipto Yogyakarta
srimulyani042@gmail.com

Abstrak

Jenis mesin pesawat terbang yang paling banyak digunakan oleh pesawat terbang saat ini adalah mesin turbofan. Mesin turbofan dikenal memiliki efisiensi bahan bakar yang baik karena dapat menghasilkan gaya dorong yang lebih besar, dengan jumlah bahan bakar yang sama dengan jumlah bahan bakar yang dibakar di pembakar (core engine), sehingga mesin turbofan cocok digunakan untuk pesawat berkecepatan tinggi.

Kehandalan mesin turbofan sendiri sangat dipengaruhi oleh parameter-parameter dan variabel yang digunakan oleh mesin untuk dapat menghasilkan gaya dorong yang diperlukan. Dari sekian banyak parameter dan variabel yang ada, ada beberapa parameter dan variabel dari mesin turbofan yang paling mempengaruhi performa mesin turbofan. Namun dalam analisis kali ini, hanya akan dibahas mengenai berapa nilai yang optimal agar mesin dapat menghasilkan gaya dorong yang diperlukan oleh pesawat udara, agar pesawat udara dapat terbang jelajah pada kecepatan 0,8196 M dan ketinggian terbang 26000 ft. Kemudian bagaimana pengaruh specific thrust dan thrust specific fuel consumption sebagai indikasi performa mesin pada umumnya.

Besarnya nilai yang di dapat hampir sama baik dengan yang menggunakan analisis parameter turbofan ideal maupun analisis parameter turbofan real pada engine turbofan CFM56-3-B1. Thrust specific fuel consumption akan semakin kecil pada nilai compressor pressure ratio dan bypass ratio yang lebih besar.

Kata Kunci: *Turbofan, Core engine, specific thrust, thrust specific fuel consumption*

Abstract

Types of aircraft engines the most widely used by aircraft is turbofan engines. Turbofan engines are known to have good fuel efficiency because it can produce a greater driving force, with the amount of fuel that is equal to the amount of fuel burned in the combustor (core engine), the turbofan engine suitable for high-speed aircraft.

Turbofan engine reliability is greatly influenced the parameters and variables used by the machine to be able generate the necessary thrust. The parameters and variables, there are several affecting turbofan engine performance. However, in this analysis, will only be discussed on how the optimal value for the machine to produce thrust required by the aircraft, aircraft cruising at a speed of 0.8196 M and a height of 26000 ft. The influence of specific thrust and thrust specific fuel consumption as an indication of engine performance in general.

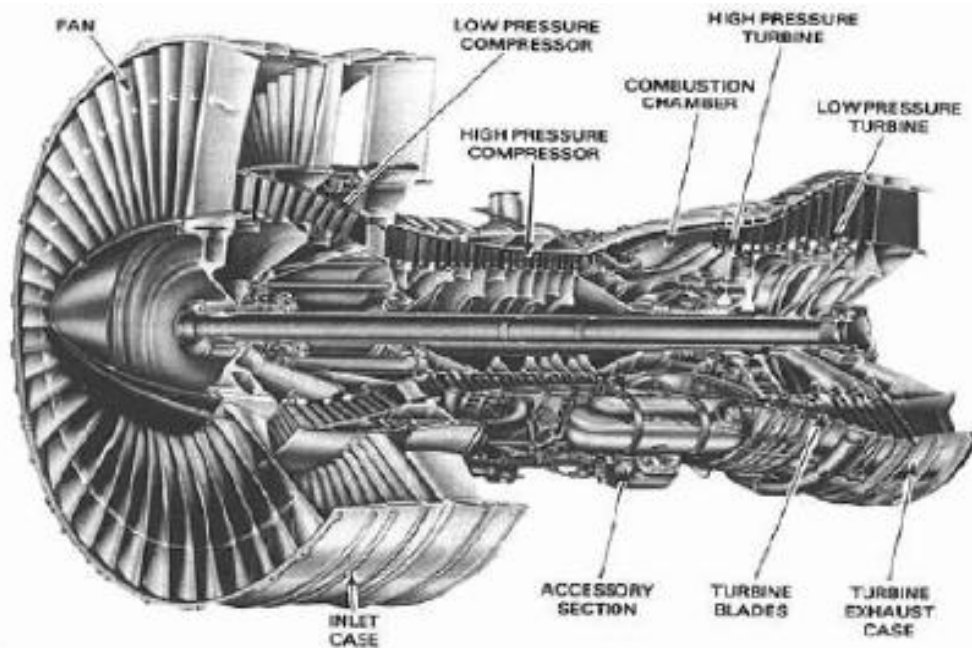
The value can good the ideal turbofan parameter analysis and analysis parameters in real turbofan engine CFM56-3 turbofan-B1. Thrust specific fuel consumption will be less on the value of the compressor pressure ratio and bypass ratio greater.

Keywords: Turbofan, Core engine, specific thrust, thrust specific fuel consumption

1. Pendahuluan

Engine CFM 56-3-B1 merupakan mesin *turbofan* yang terdiri atas *inlet*, *fan*, *gas generator*, dan *nosel*. Mesin turbofan awalnya merupakan mesin turbojet yang ditambah dengan fan. *Fan* yang besar dapat diletakkan didepan atau dibelakang untuk *bypass ratio* yang tinggi. Jika *fan* berada didepan mesin, maka *fan* tersebut digerakkan oleh turbin kedua yang berada dibelakang turbin utama yang menggerakkan kompresor. Adanya *fan* pada mesin akan membuat jumlah udara yang masuk ke mesin lebih banyak. Hal ini akan membuat mesin dapat menghasilkan gaya dorong yang lebih besar, dengan *Specific Fuel Consumption* yang lebih rendah.

Kehandalan mesin pesawat tersebut tidak terlepas dari parameter dan variable mesin yang akan mempengaruhi kerja dan tenaga yang di hasilkan oleh mesin pesawat. Parameter dan variable ini sudah di tentukan sebelumnya pada saat mesin pesaat akan di rancang di mana penentuan parameter dan variable ini di tentukan pada tahap awal perancangan mesin sesuai dengan kebutuhan perancangan. Dengan mengetahui parameter dan variable yang akan bekerja pada sebuah mesin, maka dapat di ketahui performa mesin untuk berbagai kondisi terbang.



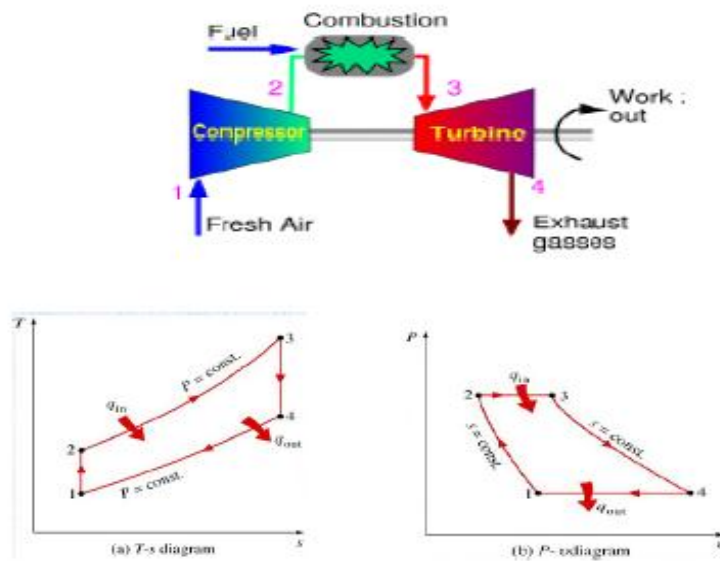
Gambar 1. *Engine Turbo Fan*

2. Dasar Teori

Siklus yang ideal untuk mesin turbin gas sederhana adalah Siklus Brayton. Siklus pada mesin terjadi di dalam mesin turbin gas merupakan siklus terbuka karena semuanya proses yang terjadi di dalam mesin turbin gas berlangsung secara terus menerus. Siklus Brayton merupakan suatu permodelan dalam termodinamika untuk mesin gas turbin ideal, dimana siklus terdiri dari proses

1. 1 ke 2 : kompresi
2. 2 ke 3 : pemasukan panas
3. 3 ke 4 : ekspansi

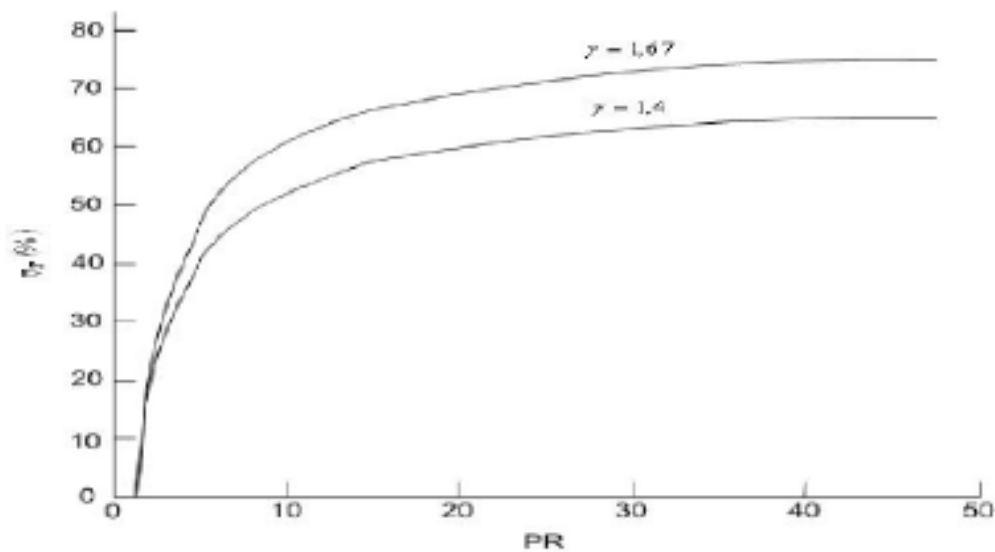
4. 4 ke 1 : pengeluaran panas



Gambar 2. Siklus-Brayton

Dalam siklus yang ideal, proses-proses yang melalui kompresor dan turbinn adalah *isentropik*, yaitu proses yang berlangsung secara *adiabatik* dan *reversibel*, dengan *entropi* tetap. Untuk gas sempurna, analisis termodinamika dari Sikluss Brayton ideal memberikan persamaan besarnya perpindahann energi pada setiap komponenn, yaitu

$$\begin{aligned}
 W_c &= c_p(T_3 - T_2) & Q_{in} &= c_p(T_4 - T_3) \\
 W_T &= c_p(T_4 - T_9) & Q_{out} &= c_p(T_9 - T_2) \\
 \text{Net } W_{out} &= W_T - W_c = c_p[T_4 - T_9 - (T_3 - T_2)]
 \end{aligned}$$



Gambar 3. Efisiensi termal siklus Braayton ideal

Untuk Siklus Brayton ideal dengan *compressor inlet temperature* T_2 yang tetap dan *heater exit temperature* T_4 , perhitungan yang sederhana memberikan perbandingan tekanan P_3/P_2 dan berhubungan dengan perbandingan temperature T_3/T_2 yang menyatakan *net work output* maksimum per satuan massa. Tekanan kompresor atau perbandingan temperatur yang optimum ini, berhubungan dengan bagian maksimum dari siklus diagram T-s.

3. Metodologi

3.1 Metode Penelitian

1) Studi Lapangan, adalah metode pengumpulan data yang dilakukan dengan cara penelitian langsung.

2) Studi *literature*, yaitu pengumpulan data yang dilakukan dengan mencari data dari referensi-referensi yang berkaitan dengan pembahasan masalah yang dikaji.

3) Konsultasi, adalah metode pengumpulan data yang dilakukan dengan wawancara secara langsung.

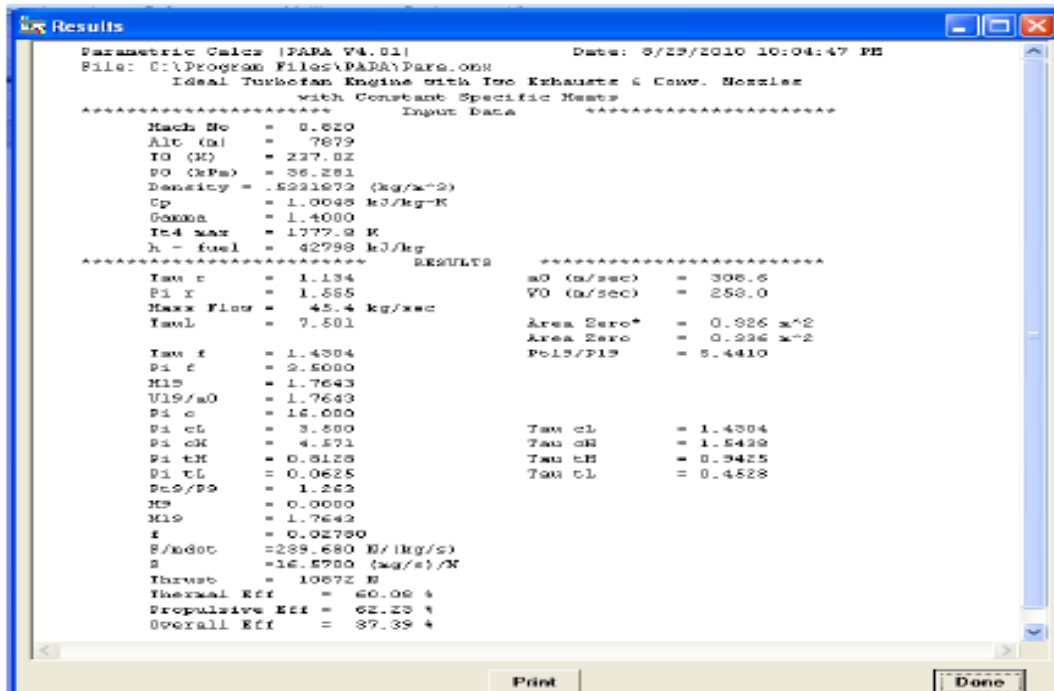
3.2 Langkah Pengolahan Data

- 1) Pengumpulan data di lapangan.
- 2) Menentukan nilai input yang akan digunakan.
- 3) Menentukan persamaan.
- 4) Menganalisis nilai input dengan menggunakan persamaan yang ada dan menggunakan *software*.
- 5) Menentukan nilai output.
- 6) Menarik kesimpulan.

4. Hasil dan Pembahasan

4.1 Kondisi Ideal

Perhitungan efisiensi turbin dengan menggunakan *software* (PARA) Analisis Siklus Parametrik yaitu program computer yang digunakan untuk menghitung performa mesin pesawat terbang.



4.2 Kondisi Riil

Maka perhitungan dalam kondisi riil sebagai berikut :

```
Results
Parametric Calc (PADA V4.01)          Date: 8/30/2010 2:54:26 AM
File: C:\Program Files\PADA\Para.exe
      Real Turbofan Engine with Two Exhausts & Conv. Nozzles
      with Constant Specific Heats
***** Input Data *****
Mach No = 0.820          Alpha = 6.000
Alt (m) = 7879          Pi f / Di cL =3.500/3.500
T0 (K) = 237.02        Pi d (max) = 0.970
P0 (kPa) = 36.281      Pi b = 0.970
Density = .5331873     Pi n / Pi nt =0.980/0.980
(kg/m^3)              Efficiency
Cp c = 1.0048 kJ/kg-K  Burner = 0.980
Cp t = 1.2351 kJ/kg-K Mech Hi Pr = 0.980
Gamma c = 1.4000      Mech Lo Pr = 0.990
Gamma t = 1.3000     Fan/LP Comp =0.890/0.890 (ef/ecL)
Tt4 max = 1777.8 K    HP Comp = 0.900 (ecH)
h - fuel = 42798 kJ/kg HP Turbine = 0.890 (etH)
                      LP Turbine = 0.910 (etL)
***** RESULTS *****
Taw r = 1.134          a0 (m/sec) = 308.6
Pi r = 1.555           V0 (m/sec) = 258.0
Pi d = 0.970           Mass Flow = 100.0 kg/sec
TauL = 9.220           Area Zero = 0.741 m^2
                      Area Zero+ = 0.719 m^2
Tau f = 1.4951        Pt19/P0 = 5.278
Pi f = 3.5000         Tt19/T0 = 1.6959
Eta f = 0.8693        P0/P19 = 0.3660
Pt19/P19 = 1.8929     V19/V0 = 1.4505
M19 = 1.0000
-0001.00 V9^2 is negative. This case is meaningless.
Print Done
```

5. Kesimpulan

Nilai *specific thrust* berbanding lurus dengan nilai *compressor pressure ratio*, tetapi berbanding terbalik dengan nilai *bypass ratio*. Nilai *specific thrust* cenderung konstan pada nilai *bypass ratio* yang lebih tinggi, dan *Thrust specific fuel consumption* akan semakin kecil pada nilai *compressor pressure ratio* dan *bypass ratio* yang lebih besar.

Daftar Pustaka

- [1] Arismunandar, M., 2002, *Pengantar Turbin Gas Dan Motor Propulsi*, ITB, Bandung.
- [2] Cohen, H., Roger, G.F.C., Saravanamutto, H.I.H., 1972, *Gas Turbine Theory Second Edition*, Longman Group Limited, Singapore.
- [3] Diktat AAU, 1982, *Bahan Bakar Dan Sistem Bahan Bakar Pesawat*.
- [4] Mattingly, J.D., 1996, *Element of Gas Turbine Theory*, McGraw-Hill, Inc., Singapore.
- [5] Roskam, J., 1985, *Airplane Design Part I: Preliminary Sizing of Airplanes*, Roskan Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, Kansas.
- [6] www.geviation.com
- [7] www.cfm56-3teknology.com
- [8] www.airliners.net
- [9] www.boeing.com
- [10] www.flug-revue.rotor.com
- [11] www.nasa.com