

# **ANALISIS PERFORMA ENGINE TURBOFAN PESAWAT BOEING 737-300**

**Sri Mulyani**

**Jurusan Teknik Penerbangan STT Adisutjipto Yogyakarta**

**Jl. Janti Blok R- Lanud Adi-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.*

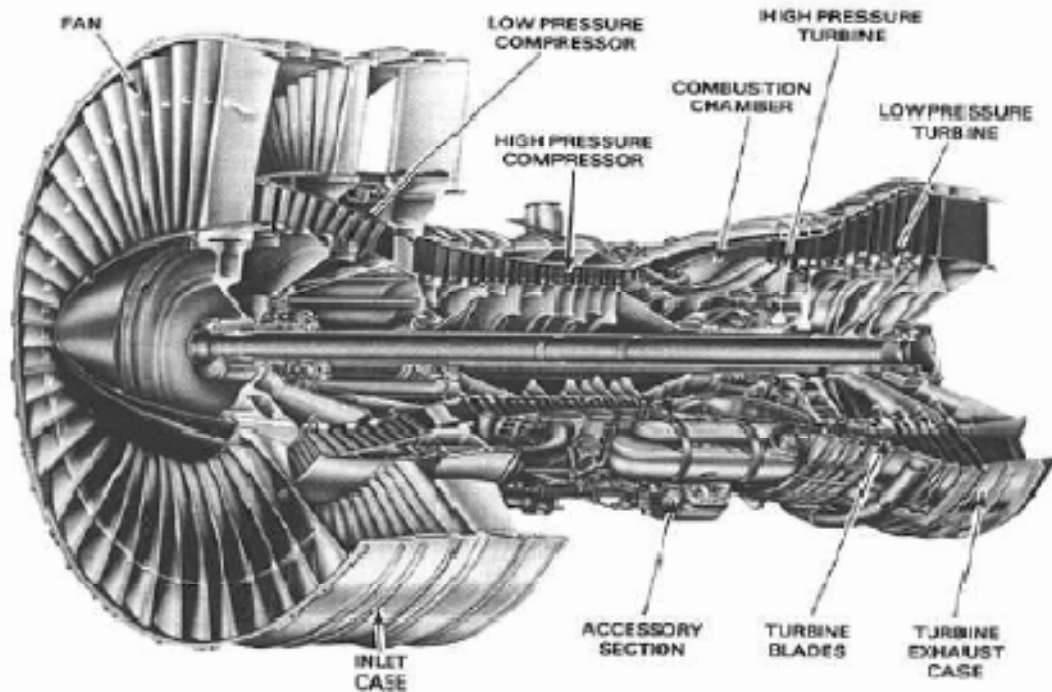
*Kehandalan mesin turbofan sendiri sangat dipengaruhi oleh parameter-parameter dan variabel yang digunakan oleh mesin untuk dapat menghasilkan gaya dorong yang diperlukan. Dari sekian banyak parameter dan variabel yang ada, ada beberapa parameter dan variabel dari mesin turbofan yang paling mempengaruhi 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.*

## **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 t. *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.



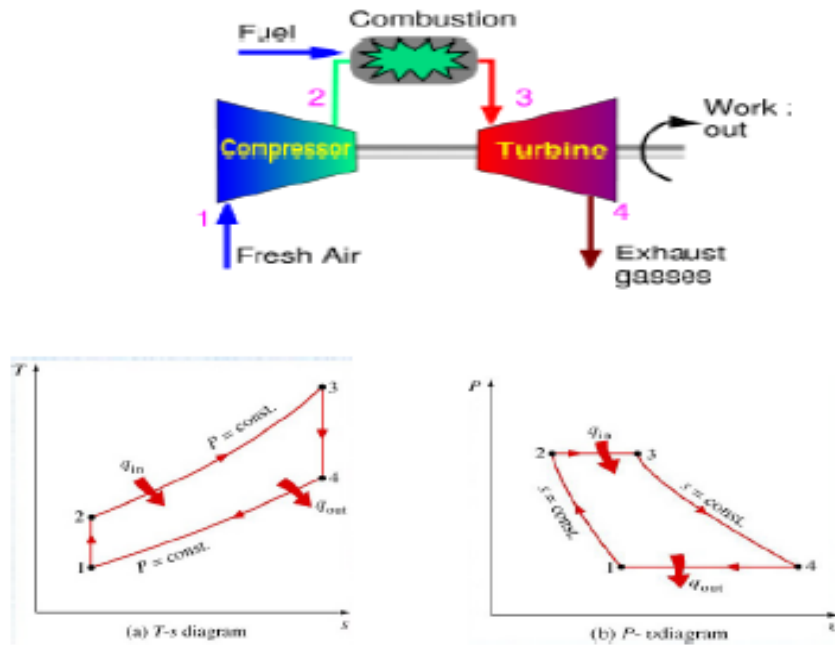
Gambar 1 Engine Turbo Fan

## 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

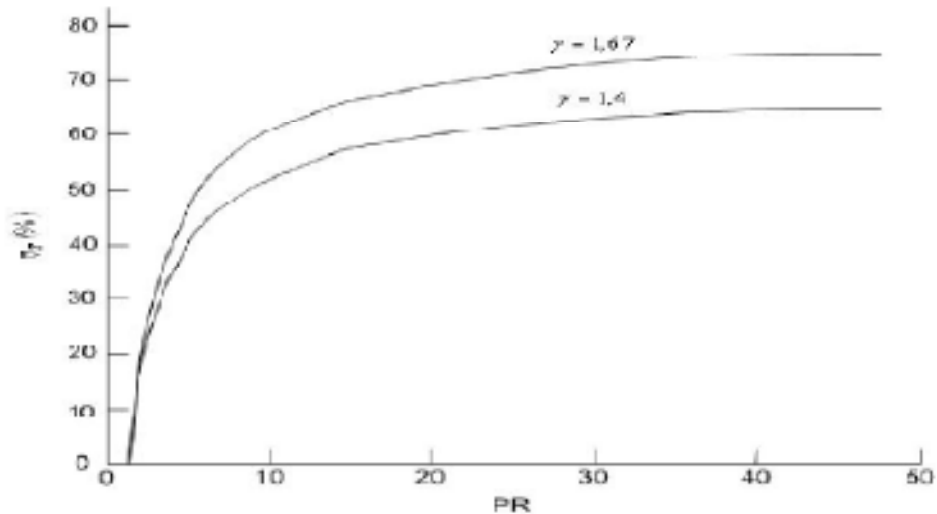


**Gambar 2.** Siklus-Brayton

Sumber : (Siklus-Brayton.htm)

Dalarn siklus yang ideaal, 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

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



**Gambarr 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

#### a. 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.

#### b. 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

##### a. Kondisi Ideal

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

```

Results
Parametric Calc (PARA V4.01)          Date: 8/29/2010 10:04:47 PM
File: C:\Program Files\PARA\Para.000
Ideal Turbofan Engine with Iso Exhaust & Comp. Nozzles
with Constant Specific Heats
*****
*****          Input Data          *****
Mach No = 0.820
Alt (m) = 7879
T0 (K) = 227.82
P0 (kPa) = 36.281
Density = .5221972 (kg/m^3)
Cp = 1.0048 kJ/kg-K
Gamma = 1.4000
Tt4_max = 1777.9 K
h - fuel = 42798 kJ/kg
*****
*****          RESULTS          *****
Taw c = 1.134          a0 (m/sec) = 308.6
P1 X = 1.565          V0 (m/sec) = 258.0
Max Flow = 45.4 kg/sec
TawL = 7.501          Area Zero* = 0.326 m^2
                          Area Zero = 0.226 m^2
                          P019/P19 = 5.4410

Taw f = 1.4304          Tau cL = 1.4304
P1 f = 2.5000          Tau cR = 1.5429
M19 = 1.7643          Tau tH = 0.2425
V19/a0 = 1.7643          Tau tL = 0.4528
P1 c = 16.000
P1 cL = 3.500
P1 cH = 4.571
P1 tH = 0.8128
P1 tL = 0.0625
Pc9/P9 = 1.262
M9 = 0.0000
M19 = 1.7643
f = 0.02780
S/ndot = 289.680 N/(kg/s)
s = 16.5700 (kg/s)/N
Thrust = 10672 N
Thermal Eff = 60.09 %
Propulsive Eff = 62.23 %
Overall Eff = 37.39 %
  
```

##### b. Kondisi Riil

Maka perhitungan dalam kondisi riil sebagai berikut :

```

Results
Parametric Calc (DATA V4.01)          Date: 8/30/2010 2:54:26 AM
File: C:\Program Files\DATA\Para.exe
      Real Turbofan Engine with Two Exhausts & Conv. Nozzles
      with Constant Specific Heats
*****
Input Data
*****
Mach No = 0.820
Alt [m] = 7879
T0 (K) = 237.02
P0 (kPa) = 36.261
Density = .5331873
(kg/m^3)
Cp c = 1.0048 kJ/kg-K
Cp t = 1.2351 kJ/kg-K
Gamma c = 1.4000
Gamma t = 1.3000
Tt4 max = 1777.8 K
h - fuel = 42798 kJ/kg
Alpha = 6.000
Pi f / Pi cL = 3.500/3.500
Pi d (max) = 0.970
Pi b = 0.970
Pi n / Pi nt = 0.980/0.980
Efficiency
Burner = 0.980
Mech Hi Pr = 0.980
Mech Lo Pr = 0.990
Fan/LP Comp = 0.890/0.890 (ef/ecL)
HP Comp = 0.900 (acH)
HP Turbine = 0.890 (atH)
LP Turbine = 0.910 (atL)
*****
RESULTS
*****
Tau r = 1.134
Pi r = 1.555
Pi d = 0.970
TauL = 9.220
Tau f = 1.4951
Pi f = 3.5000
Eta f = 0.0620
Pt19/P19 = 1.8929
N19 = 1.0000
a0 (m/sec) = 306.6
V0 (m/sec) = 253.0
Mass Flow = 100.0 kg/sec
Area Zero = 0.741 m^2
Area Zero* = 0.719 m^2
Pt19/P0 = 5.278
Tt19/T0 = 1.6959
P0/P19 = 0.3660
V19/V0 = 1.4505
-0001.00 U9^2 is negative. This case is meaningless.
Print Done

```

#### 4. 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

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