

PENGARUH *BYPASS RATIO* OVERALL PRESSURE RATIO, DAN *TURBINE INLET TEMPERATURE* TERHADAP SFC PADA GAS-TURBINE ENGINE

Muhamad Jalu Purnomo
Jurusan Teknik Penerbangan
Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto
Jalan Janti Blok-R Lanud Adisutjipto, Yogyakarta

Abstrak

Gas-turbine engine adalah suatu alat yang memanfaatkan gas sebagai fluida untuk memutar turbin dengan pembakaran internal. Didalam 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. Kinerja *gas-turbine engine* yang baik adalah kinerja *engine* yang mampu menghasilkan tenaga sebesar mungkin dengan *Specific Fuel Consumption* (SFC) serendah mungkin. dengan menggunakan variasi nilai *bypass ratio*, *overall pressure ratio*, dan *turbine inlet temperature* akan diperoleh nilai *specific fuel consumption*.

Abstract

Gas-turbine engine is a tool that utilizes gas as a fluid to rotate the internal combustion turbine. In gas turbine kinetic energy is converted into mechanical energy through the pressurized air rotating turbine wheel to produce power. System simplest gas turbine consists of three components, namely the compressor, combustor and turbine gas. Performance of *gas-turbine engine* that is both performance engine capable of generating power at possible with *specific fuel consumption* (SFC) as low as possible. by using a variation of the *bypass ratio*, *overall pressure ratio* and *turbine inlet temperature* value will be *specific fuel consumption*.

1. Pengantar

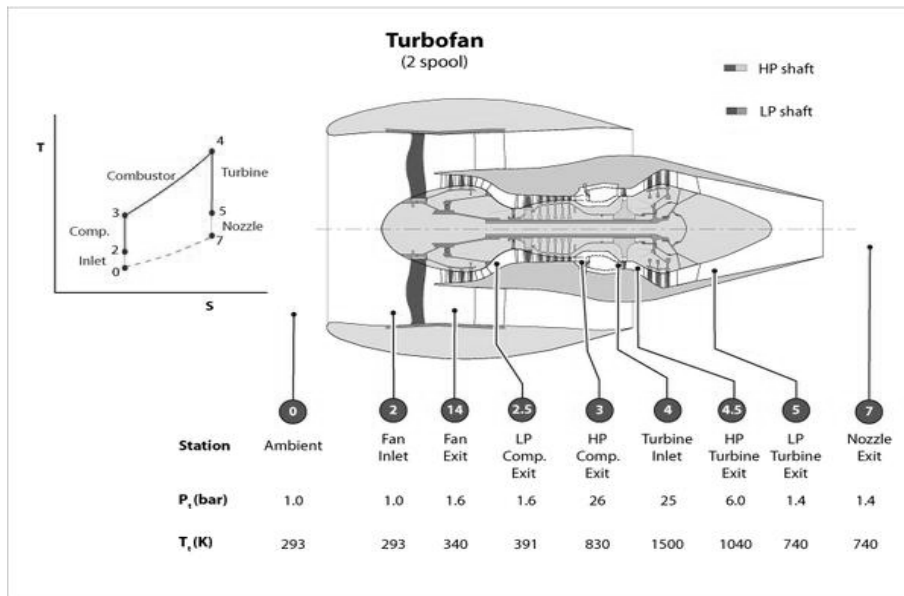
Pengaruh variabel Termodinamika dapat mempengaruhi konsumsi bahan bakar pada desain *gas-turbine engine*. Beberapa yang dimasukkan dalam variabel Termodinamika antara lain *bypass ratio*, *overall pressure ratio* dan *turbine inlet temperature* yang bisa berpengaruh pada *Specific fuel consumption*. *Specific fuel consumption* (pemakaian bahan bakar spesifik) disimbolkan SFC adalah banyaknya bahan bakar yang diperlukan untuk menghasilkan satu satuan gaya/ *thrust*. *Specific fuel consumption* dipengaruhi oleh antara lain *bypass ratio*, *overall pressure ratio*, dan *turbine inlet temperature*.

Bypass Ratio (B) dari *gas-turbine engine* adalah rasio antara laju aliran massa udara yang ditarik melalui *disk fan* yang melewati *compressor* (laju aliran massa udara dingin) dengan laju aliran massa yang melewati *gas generator* (laju aliran massa udara panas). *Overall Pressure Ratio* (π_c) adalah perbandingan antara tekanan pada *output compressor* dan tekanan pada *output difuser*. Sedangkan *Turbine Inlet Temperature* (TIT) adalah suhu gas hasil pembakaran pada ruang bakar saat mereka memasuki unit turbin.

2. Gas-turbine engine

Gas-turbine engine adalah suatu alat yang memanfaatkan gas sebagai fluida untuk memutar turbin dengan pembakaran internal. Didalam 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 [4].

Kata "*turbofan*" merupakan gabungan kata "*turbine*" dan "*fan*". *Turbine* yang dimaksud adalah *engine* gas turbin yang merubah energi kalor yang diperoleh dari proses pembakaran di ruang bakar menjadi energi mekanik, sedangkan "*fan*" atau "*ducted fan*" (*fan* dengan salurannya) untuk merubah energi mekanik menjadi energi kinetik dalam bentuk akselerasi (percepatan) udara melalui *exhaust nozzle*. Perbandingan massa udara yang melalui *ducted fan* dengan massa udara yang melalui gas generator (kompresor, *combustion chamber* dan turbin) disebut "*bypass ratio*". Sebagian besar aliran udara yang melalui *bypass ratio* 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.



Gambar 1. Bagan *Turbofan* dengan Diagram T-s Siklus Ideal

Fluida kerja (udara) yang dilewatkan *bypass* hanya sebagian kecil. Semakin meningkatnya rasio udara yang melalui *bypass* terhadap udara yang melalui bagian *core engine*. Kinerja *gas-turbine engine* yang baik adalah kinerja *engine* yang mampu menghasilkan tenaga sebesar mungkin dengan *specific fuel consumption* serendah mungkin.

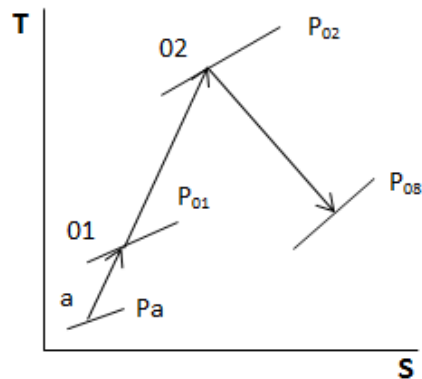
Tabel 1. Data awal turbofan [5]

Parameter	Nilai
Ketinggian (H)	11.000 m
Temperatur Awal (T_a)	216,5 K
Tekanan Awal (P_a)	0,225 bar
ΔP_B	1,25 bar
R	287 J/Kg.K
C_{pa}	1.005 J/Kg.K

Tabel 1 (lanjutan). Data awal turbofan

Parameter	Nilai
C_{pg}	1.147 J/Kg.K
Efisiensi Fan, dan Compressor (η_c)	0,9
Efisiensi Diffuser (η_d)	0,9
Efisiensi Turbin (η_t)	0,9
Efisiensi Nozzle (η_j)	0,95
Efisiensi Mekanik (η_m)	0,99
Efisiensi Pembakaran (η_b)	0,97
γ_a	1,4
γ_g	1,333
Entalphi (H_c)	42.800.000 J/Kg

3. Cold Section



Gambar 2. Turbofan Dengan Diagram T-s Siklus Aktual Pada Cold Thrust [5]

3.1 Kompresi pada difuser (Proses a – 01)

$$T_{01} = T_a + \frac{C_a^2}{2C_{pa}}$$

$$P_{01} = P_a \left(1 + \eta_d \frac{C_a^2}{2C_{pa}T_a} \right)^{\gamma_a/\gamma_a-1}$$

Dimana nilai C_a dapat diketahui melalui persamaan berikut :

$$M_a = \frac{C_a}{a} \quad \text{dimana } a = \sqrt{\gamma_a R T_a} = \sqrt{1,4 \times 287 \times 216,5} = 294,94 \text{ m/s}^2$$

Maka dapat diperoleh nilai C_a sebagai berikut :

$$C_a = M_a \times a = 0,8 \times 294,94 = 235,952 \text{ m/s}^2$$

Masukkan kedalam persamaan untuk T_{01} dan P_{01} :

$$T_{01} = 216,5 + \frac{235,952^2}{2 \times 1005} = 244,198 \text{ K}$$

$$P_{01} = 0,225 \left(1 + 0,9 \frac{235,952^2}{2 \times 1005 \times 216,5} \right)^{1,4/1,4-1} = 0,32949 \text{ bar}$$

3.2 Kompresi pada fan (Proses 01 – 02)

$$\frac{n-1}{n} = \frac{1}{\eta_c} \left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right) = \frac{1}{0,9} \left(\frac{1,4-1}{1,4} \right) = 0,317$$

Karena $P_{02}/P_{01} = \pi_f$ maka

$$P_{02} = \pi_f \times P_{01} = 1,94 \times 0,32949 = 0,63921 \text{ bar}$$

$$T_{02} = T_{01} \left(\frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{n-1/n} = 244,198(1,94)^{0,317} = 301,284 \text{ K}$$

3.3 Ekspansi pada nozzle (Proses 02 – 08)

$$\frac{P_{02}}{P_c} = \frac{1}{\left[1 - \eta_j \left(\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a + 1} \right) \right]^{y_a / (\gamma_a - 1)}} = \frac{1}{\left[1 - 0,95 \left(\frac{1,4 - 1}{1,4 + 1} \right) \right]^{1,4 / (1,4 - 1)}} = 1,9643$$

$$\frac{P_{02}}{P_a} = \frac{0,63921}{0,225} = 2,8409$$

Karena $(P_{02}/P_a) > (F_{02}/P_c)$, maka nozzle dalam keadaan *choked* maka

$$P_8 = P_c = \frac{P_{02}}{P_{02}/P_c} = \frac{0,63921}{1,9643} = 0,3254 \text{ bar}$$

$$T_8 = T_c = \frac{2T_{02}}{\gamma_a + 1} = \frac{2 \times 301,284}{1,4 + 1} = 251,07 \text{ K}$$

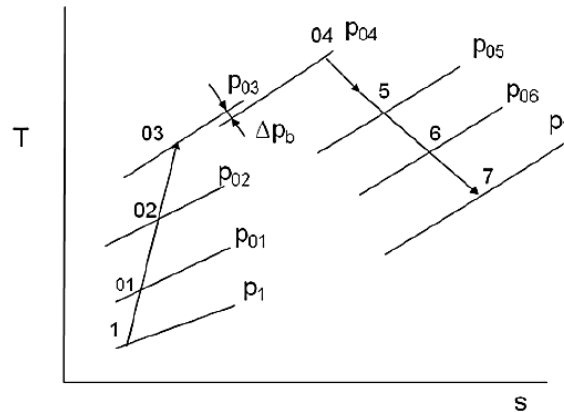
$$C_3 = \sqrt{\gamma RT_8} = \sqrt{1,4 \times 287 \times 251,07} = 317,616 \text{ m/s}$$

$$\rho_8 = \frac{P_8}{RT_8} = \frac{0,3254}{287 \times 251,07} = 0,451590729 \text{ Kg/m}^3$$

$$A_{s8} = \frac{A_3}{\dot{m}_c} = \frac{1}{\rho_8 C_8} = \frac{1}{0,451590729 \times 317,616} = 0,00697$$

$$\begin{aligned} F_c &= \frac{B}{B+1} (C_8 - C_a) + A_{s8} (F_8 - P_a) \\ &= \frac{3}{3+1} (317,616 - 235,952) + 0,00697 (0,3254 - 0,225) \\ &= 131,248 \text{ N.s/Kg} \end{aligned}$$

4. Hot Section



Gambar 3. Turbofan Dengan Diagram T-s Siklus Aktual Pada *Hot Thrust* [5]

4.1 Kompresi pada kompresor (Proses 02 – 03)

$$P_{03} = \pi_c \times P_{01} = 10 \times 0,32949 = 3,2949 \text{ bar}$$

Untuk menghitung T_{03} adalah sebagai berikut:

$$T_{03} = T_{02} \left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{n-1}{n}} = 301,284 \left(\frac{3,2949}{0,63921} \right)^{0,317} = 506,69 \text{ K}$$

4.2 Proses pembakaran di ruang bakar (Proses 03 – 04)

$$T_{04} = TIT = 1400 \text{ K}$$

$$P_{04} = P_{03} - \Delta P_R = 3,2949 - 1,25 = 2,044876 \text{ bar}$$

4.3 Ekspansi pada *High Pressure Turbine* (Proses 04 – 05)

$$\eta_m = \frac{W_k}{W_{PT}} = \frac{m_h C_{pa} (T_{03} - T_{02})}{m_h C_{pg} (T_{04} - T_{05})} = \frac{C_{pa} (T_{03} - T_{02})}{C_{pg} (T_{04} - T_{05})}$$

$$(T_{04} - T_{05}) = \frac{C_{pa} (T_{03} - T_{02})}{C_{pg} \eta_m}$$

$$T_{05} = T_{04} - \left[\frac{C_{pa} (T_{03} - T_{02})}{C_{pg} \eta_m} \right]$$

$$T_{05} = 1400 - \left[\frac{1005 \times (506,69 - 301,284)}{1147 \times 0,99} \right]$$

$$T_{05} = 1218,21 \text{ K}$$

Indeks konversi efisiensi politropis ekspansi turbin (η_t) dapat dihitung sebagai berikut:

$$\eta_t = \frac{\gamma}{\gamma - 1} \left(\frac{n - 1}{n} \right)$$

$$\frac{n - 1}{n} = \eta_t \left(\frac{\gamma - 1}{\gamma} \right) = 0,9 \left(\frac{1,333 - 1}{1,333} \right) = 0,225$$

$$\frac{n}{n - 1} = \frac{1}{\frac{n - 1}{n}} = \frac{1}{0,225} = 4,444$$

Maka tekanan pada *high pressure turbine* dapat dihitung sebagai berikut :

$$P_{05} = P_{04} \left(\frac{T_{05}}{T_{04}} \right)^{\gamma/\gamma-1} = 2,044876 \times \left(\frac{1210,21}{1400} \right)^{4,444} = 1,10202 \text{ bar}$$

4.4 Ekspansi pada *Low Pressure Turbine* (Proses 05 – 06)

$$\eta_m = \frac{W_F}{W_{LPT}} = \frac{m C_{ps}(T_{02} - T_{01})}{m_h C_{pg}(T_{05} - T_{06})}$$

$$\eta_m = \frac{W_F}{W_{LPT}} = \frac{(m_c + m_h) C_{ps}(T_{02} - T_{01})}{m_h C_{pg}(T_{05} - T_{06})}$$

$$\eta_m = \frac{W_F}{W_{LPT}} = B + 1 \frac{C_{ps}(T_{02} - T_{01})}{C_{pg}(T_{05} - T_{06})}$$

$$T_{06} = T_{05} - \left[B + 1 \frac{C_{ps}(T_{02} - T_{01})}{C_{pg}\eta_m} \right]$$

$$T_{06} = 1218,21 - \left[3 + 1 \frac{1005 \times (T_{02} - T_{01})}{C_{pg}\eta_m} \right] = 1164,68 \text{ K}$$

Maka tekanan pada *low pressure turbine* dapat dihitung sebagai berikut :

$$P_{06} = P_{05} \left(\frac{T_{06}}{T_{05}} \right)^{\gamma/\gamma-1} = 1,10202 \left(\frac{1164,68}{1218,21} \right)^{4,444} = 0,90253 \text{ bar}$$

Dalam menghitung propertis di *station 7* yang dilakukan pertama kali adalah dengan pengecekan keadaan *nozzle* apakah dalam keadaan *choked* atau *unchoked*. Seperti sebelumnya, rasio tekanan *nozzle* harus diperiksa kembali terhadap rasio tekanan kritisnya yang ditulis sebagai berikut :

$$\frac{P_{06}}{P_c} = \frac{1}{\left[1 - \eta_i \left(\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g + 1} \right) \right]^{\gamma_g/(\gamma_g-1)}} = \frac{1}{\left[1 - 0,95 \left(\frac{1,333 - 1}{1,333 + 1} \right) \right]^{1,333/(1,333-1)}} = 1,91885$$

$$\frac{P_{06}}{P_a} = \frac{0,90253}{0,225} = 4,01126$$

Jika $(P_{06}/P_c) > (P_{06}/P_c)$, nozzle dalam keadaan *choked* dan

$$P_7 = P_c = \frac{P_{06}}{P_{06}/P_c} = \frac{0,90253}{1,91885} = 0,47035 \text{ bar}$$

$$T_7 = T_c = \frac{2T_{06}}{\gamma_g + 1} = \frac{2 \times 1164,68}{1,333 + 1} = 998,441 \text{ K}$$

Substitusi T_{06} dan T_7 kedalam persamaan:

$$C_7 = \sqrt{\gamma_g RT_7} = \sqrt{1,333 \times 287 \times 998,441} = 618,041 \text{ m/s}^2$$

Density dari gas di *exhaust* ditulis:

$$\rho_7 = \frac{P_7}{RT_7} = \frac{0,47035}{287 \times 998,441} = 0,16414 \text{ Kg/m}^3$$

Area spesifik ditemukan menggunakan persamaan kontinuitas sebagai berikut:

$$A_{s7} = \frac{A_7}{\dot{m}_h} = \frac{1}{\rho_7 C_7} = \frac{1}{0,16414 \times 618,041} = 0,00986$$

$$F_h = \frac{1}{B + 1} [(C_7 - C_a) + A_{s7}(P_7 - P_a)]$$

$$= \frac{1}{3 + 1} [(618,041 - 235,952) + 0,00986(0,47035 - 0,225)]$$

$$= 337,376 \text{ N.s/Kg}$$

$$F_s = F_c + F_h = 131,248 + 337,376 = 468,623784 \text{ N.s/Kg}$$

Entalpi pembakaran pada suhu 20°C yaitu $42,0 \times 10^6 \text{ J/Kg}$. Pemecahan untuk f dan melalui definisi sebelumnya maka persamaan menjadi :

$$f = \frac{C_{pg}(T_{04} - 293) - C_{pa}(T_{03} - 293)}{\eta_b H_c - C_{pg}(T_{04} - 293)}$$

$$= \frac{1147 \times (1400 - 293) - 1005 \times (506,69 - 293)}{0,97 \times 42800000 - 1147(1400 - 293)} = 0,02621$$

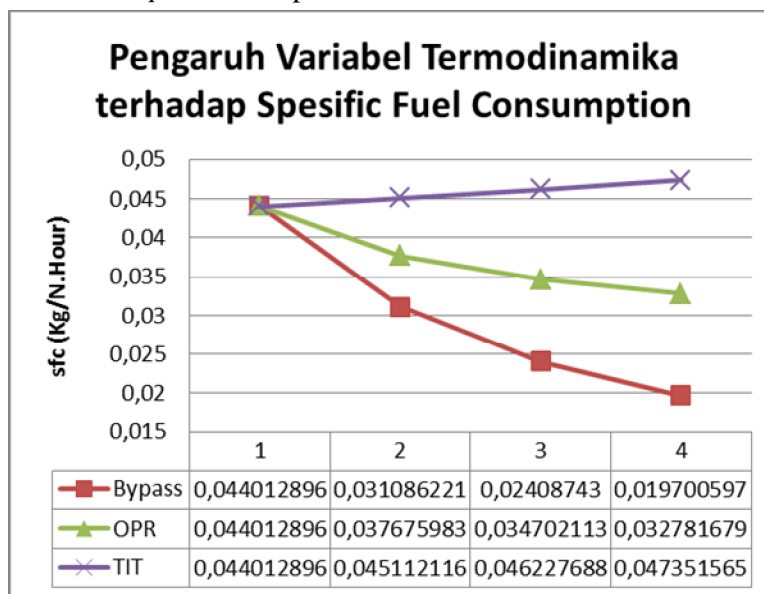
Specific fuel consumption dapat dievaluasi sehingga persamaan menjadi :

$$sfc = \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{f \dot{m}_h}{F_s \dot{m}_a} = \frac{1}{B + 1} \frac{f}{F_s} = \frac{1}{3 + 1} \frac{0,02621}{468,623784} = 1,3984 \times 10^{-5} \text{ Kg/N.s}$$

$$= 0,050342271 \text{ Kg/N.Hour}$$

5. Kesimpulan

Hasil Perhitungan dengan menggunakan variasi nilai *bypass ratio*, *overall pressure ratio*, dan *turbine inlet temperature* diperoleh nilai-nilai berikut :



Gambar 4. Pengaruh Variabel Termodinamika terhadap Specific Fuel Consumption

1. Peningkatan *TIT* memiliki kecenderungan pada peningkatan konsumsi bahan bakar. Hal tersebut terjadi karena kebutuhan konversi energi pada saat pembakaran meningkat yang kemudian berdampak pada peningkatan konsumsi bahan bakar.

2. Peningkatan nilai *Bypass ratio* memberi efek positif pada peningkatan efisiensi *specific fuel consumption*. Hal ini dapat terlihat dari persamaan $sfc = \frac{1}{B+1} \frac{f}{F_g}$ maka perbesaran nilai *B* menyebabkan nilai dari *sfc* mengalami penurunan nilai.
3. *Overall pressure ratio* berdampak pada peningkatan nilai efisiensi dari *sfc*, hal tersebut dikarenakan tekanan *output* kompresor meningkat seiring peningkatan nilai *overall pressure ratio*. Peningkatan tekanan ini tentu mempengaruhi suhu pada saat masuk *combution chamber* yang berpengaruh pada kebutuhan *fuel* untuk dibakar. Sehingga semakin tinggi suhu masuk *combution chamber* semakin kecil kebutuhan bahan bakarnya dan semakin efisien nilai dari *sfc*.
4. Bahwa *bypass ratio* merupakan faktor paling memengaruhi nilai dari *specific fuel consumption*. Tingkat penurunan rata-rata konsumsi bahan bakar pada *fan pressure ratio* adalah 9,34%, *bypass* dengan 64, 80%, dan *overall pressure ratio* dengan 23,82%. Sedangkan variabel *turbine inlet temperature* menunjukkan peningkatan konsumsi bahan bakar dengan rata-rata sebesar 4,87%.

6. Saran

1. Adanya pertimbangan tentang efek instalasi *engine* terhadap peningkatan variabel optimasi kinerja *engine*.
2. Varian pada tiap ketinggian dan kecepatan jelajah terbang.
3. Pemodelan turbofan *engine* menggunakan software Matlab ataupun PARA untuk memudahkan proses perhitungan dan analisis.

Daftar Pustaka

- [1] Marwan Fakhri Basher, 2013, *Optimum Turbofan Engine Performance Through Variation of Bypass Ratio*. Engineering and Development.
- [2] Onder Turan dan T. Hikmet Karakoc, 2009, *Compressor Effects on Specific Fuel Consumption of Kerosene-fueled Civil Turbofans*, Civil Aviation.
- [3] Ujam A. J., 2013, *Parametric Analysis of a Turbojet engine with reduced inlet pressure to the compressor*, IOSR Journal of Engineering.
- [4] Inra Sumahamijaya, 1997, *Pengertian gas-turbine engine*, Aviation Magazine.
- [5] Cohen, 1972, *Gas Turbine Theory*.
- [6] <http://www.aerospaceweb.org>