

## **ANALISIS PERFORMA ENGINE MARCHETTI SF 260**

**Bismil Rabeta**

Prodi Teknik Aeronautika, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan, Universitas Suryadarma  
Komplek Bandara Halim Perdanakusuma, Jakarta 13610, Indonesia

\* *Corresponding Author* : [bismilrabeta@yahoo.co.id](mailto:bismilrabeta@yahoo.co.id)

**Abstrak** – Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma (Unsurya) adalah Universitas yang bergerak dibidang teknologi dirgantara yang berupaya untuk memberikan kontribusi dan informasi terkait dengan teknologi penerbangan. Adapun fasilitas yang dimiliki Unsurya salah satunya adalah pesawat marchetti SF-260 yang digunakan sebagai fasilitas praktek untuk pelaksanaan *ground run-up engine test*. Selama pesawat ini ada di Unsurya, belum pernah ada yang mencoba untuk menganalisis performa *engine* pesawat tersebut. Oleh karena itu pada penelitian ini dilakukan analisis performa *engine* pesawat marchetti SF-260 dengan menggunakan *engine* Lycoming O-540 E4A5 untuk mengetahui torsi *engine*, daya mesin dan efisiensi mekanik yang divariasikan dengan ketinggian 10.000 ft, 15.000 ft dan 20.000 ft pada saat terbang jelajah. Dari hasil analisis didapatkan bahwasanya nilai tertinggi pada torsi yaitu 480,24 Nm, daya mesin 182 BHP dan efisiensi mekanik 42,83 % yang didapat pada ketinggian 10.000 ft.

**Kata Kunci:** Pesawat Marchetti SF-260, Engine Lycoming SF-260, Torsi, Daya mesin dan efisiensi mekanik

**Abstract** – *The Aerospace Air Marshal Suryadarma University (Unsurya) is a college of movement in aerospace technology that attempts to contribute and information related to aviation technology. One of the facilities owned by Unsurya is the Marchetti SF-260 aircraft which is used as a practice facility for implementing ground run-up engine tests. As long as this aircraft is in Unsurya, no one has ever tried to analyze the engine's performance. Therefore in this study do an analysis of the performance of the marchetti aircraft SF-260 was carried out using the Lycoming O-540 E4A5 engine to determine engine torque, engine power and mechanical efficiency varied by cruising altitude. From the results of the analysis it was found that the highest value at torque was 480.24 Nm, engine power 182 BHP and mechanical efficiency 42.83% obtained at an altitude of 10,000 ft.*

**Keywords:** *Marchetti SF-260, Lycoming SF-260, Torque, Power engine and mechanical efficiency*

## I. PENDAHULUAN

Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma merupakan Universitas yang bergerak dibidang teknologi kedirgantaraan yang mempunyai komitmen untuk memberikan kontribusi dan informasi didunia penerbangan. Adapun fasilitas yang ada di Unsurya untuk kegiatan melaksanakan pendidikan yaitu pesawat CASA-212 yang digunakan untuk praktek aircraft structure, *aircraft system* dan *gas turbine engine*, sedangkan untuk praktek *ground run-up engine* menggunakan pesawat marchetti SF-260 dimana pesawat ini masih dapat beroperasi saat didarat (ground) dan dapat beroperasi pada putaran penuh atau maksimum RPM namun statusnya sudah tidak layak terbang (*grounded*). Data-data umum yang pada pesawat yang ada di Unsurya tersedia melalui *aircraft maintenance manual (AMM)* ataupun *EMM (Engine Maintenance Manual)* dan *EOM (Engine Overhaul Manual)*. Namun data-data spesifik seperti performa pesawat dan performa engine secara detil memang tidak ada di AMM, EMM maupun EOM. Sehingga pada penelitian ini dilakukan analisis performa engine Lycoming O-540 E4A5 dengan variasi ketinggian yaitu 10.000 ft, 15.000 ft dan 20.000 ft pada saat terbang jelajah dengan menggunakan metode analitik. Adapun hasil analisis yang ingin didapatkan adalah torsi mesin, daya mesin dan efisiensi mekanik dari mesin Lycoming O-540 E4A5.

## II. METODE PENELITIAN

### 2.1 Landasan Teori

Untuk melakukan analisis performa engine Lycoming O-540 E4A5, maka digunakan literature atau referensi yang valid sebelum dilakukan perhitungan secara bertahap. Adapun persamaan yang digunakan untuk mencari performa engine Lycoming O-540 E4A5 sebagai berikut :

#### 2.1.1 Volume Langkah & Volume ruang bakar

Volume langkah (*piston*

*displacement*) adalah jumlah volume dari TMA dan TMB (untuk mesin yang memiliki *cylinder* lebih dari satu, dipakai istilah total displacement ). Volume ruang bakar adalah volume yang berada tepat diatas piston pada saat posisi piston di TMA yang berfungsi sebagai tempat pembakaran bahan bakar yang telah di kompresi oleh piston<sup>[1]</sup>:

Untuk satu silinder :

$$V_d = \left(\frac{\pi}{4}\right) B^2 \cdot S \quad (1)$$

Untuk volume langkah dengan jumlah silinder lebih dari satu

$$V_d = \left(\frac{\pi}{4}\right) B^2 \cdot S \cdot N_c \quad (2)$$

Volume ruang bakar :

$$V_s = V_d + V_c \quad (3)$$

#### 2.1.2 Perbandingan Kompresi

Perbandingan kompresi ( $r_c$ ) adalah perbandingan volume ruang bakar saat piston berada pada titik mati bawah (TMB) dengan volume ruang bakar pada saat piston berada pada titik mati atas (TMA)<sup>[1]</sup> :

Kompresi *rasio* :

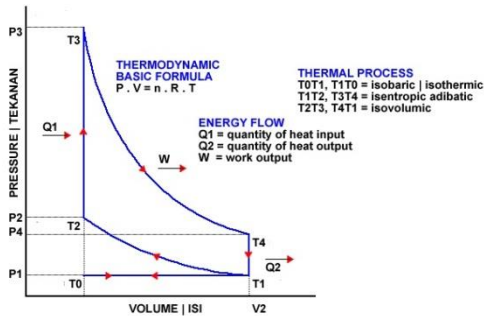
$$r_c = \frac{(V_c + V_d)}{V_c} \quad (4)$$

#### 2.1.3 Perhitungan Siklus Ideal Otto (Siklus Volume Konstan)

Siklus Otto ideal adalah siklus ideal untuk *engine spark ignition*, nama itu diberikan setelah Nikolaus A.Otto berhasil membuat mesin 4 langkah di Jerman pada tahun 1876. Untuk menggambar siklus ideal ini di buatlah diagram P-V dan T-S. Agar lebih mudah memahami diagram P-V dan T-S, maka dilakukan terlebih dahulu idealisasi. Proses yang terjadi sebenarnya berbeda dengan proses ideal<sup>[6]</sup>. Beberapa idealisasi pada siklus ideal antara lain :

- Fluida kerja dalam silinder adalah udara, dianggap gas ideal dengan konstanta kalor tetap.
- Proses kompresi dan ekspansi berlangsung secara isentropic.
- Proses pembakaran dianggap sebagai proses pemanasan fluida kerja.

- Pada akhir proses ekspansi, yaitu pada saat torak mencapai TMB, fluida kerja didinginkan sehingga tekanan dan temperatur turun mencapai tekanan dan temperatur atmosfer.



Gambar 2.1 Diagram  $P - v$ , Siklus Otto (Gas Ideal) [2]

Prose siklusnya sebagai berikut[2]:

- Proses 0 – 1 (Langkah Hisap) : menghisap udara tekanan konstan, dimana katup masuk terbuka dan katup buang tertutup, piston menghisap udara dan bahan bakar yang telah tercampur kedalam silinder.

$$P_0 = P_1 \quad (5)$$

- Proses 1 – 2 (Kompresi Isentopik): kedua katup tertutup, piston bergerak dari TMB ke TMA sehingga meningkat tekanan dan temperatur menjadi  $P_2$  dan  $T_2$ :

$$V_1 = V_s \quad (6)$$

$$V_2 = V_c \quad (7)$$

$$\frac{T_1}{T_2} = \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^{k-1} = \left(\frac{v_1}{v_2}\right)^{k-1} = r_c^{k-1} \quad (8)$$

$$T_2 = T_1 \cdot r_c^{k-1} \quad (9)$$

$$\frac{P_1}{P_2} = \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^k = \left(\frac{v_1}{v_2}\right)^k = r_c^k \quad (9)$$

$$P_2 = P_1 \cdot r_c^k \quad (10)$$

$$W_{1-2} = \frac{m_m \cdot c_v (T_2 - T_1)}{1-k} \quad (10)$$

- Proses 2 – 3 (pembakaran): penambahan panas volume konstan.

$$V_2 = V_3 \quad (11)$$

$$Q_{in} = m_m C_v (T_3 - T_2) = m_f \cdot Q_{HV} \cdot n_c \quad (12)$$

Dimana:

$$m_m = \frac{P_x V_s}{R x T} \quad (13)$$

Dengan adanya rasio kompresi massa udara dan massa fuel dapat dicari seperti persamaan berikut :

$$m_f = \frac{1}{r_c+1} x m_{burn} x m_m \quad (14)$$

dan

$$m_a = \frac{r_c}{r_c+1} x m_{burn} x m_m \quad (15)$$

(sisa hasil pembakaran kisaran 3% - 7%, pada tugas akhir ini sisa pembakaran di asumsikan 4%)

$$\frac{P_3}{P_2} = \left(\frac{T_3}{T_2}\right) \quad (16)$$

$$P_3 = P_2 \left(\frac{T_3}{T_2}\right)$$

$$T_3 = T_{max} \text{ dan } P_2 = P_{max}$$

Proses 3 – 4 : Expansi isentropik

Tekanan yang membuat piston bergerak ke TMB dan semua katup tertutup.

$$V_1 = V_4 \quad (17)$$

$$V_2 = V_3 \quad (18)$$

$$\frac{T_4}{T_3} = \left(\frac{V_3}{V_4}\right)^{k-1} = \left(\frac{1}{r_c}\right)^{k-1} \Rightarrow T_4 = T_3 \left(\frac{1}{r_c}\right)^{k-1} \quad (19)$$

$$\frac{P_4}{P_3} = \left(\frac{V_3}{V_4}\right)^k = \left(\frac{1}{r_c}\right)^k \Rightarrow P_4 = P_3 \left(\frac{1}{r_c}\right)^k \quad (20)$$

Kerja ekspansi dari titik 3 ke titik 4 dari siklus otto juga merupakan proses isentopik, persamaannya ditunjukkan sebagai berikut :

$$W_{3-4} = \frac{m_m \cdot R (T_3 - T_4)}{1-k} \quad (21)$$

- Proses 4 – 1 : proses pembuangan sisa pembakaran volume konstan, katup buang terbuka dan katup hisap tertutup.

$$Q_{out} = m_m R (T_1 - T_4) \quad (22)$$

Untuk memperoleh kerja netto dalam satu siklus menggunakan persamaan berikut[4]:

$$W_{net} = w_{1-2} + w_{3-4} \quad (23)$$

Dan untuk memperoleh efisiensi termalnya menggunakan persamaan berikut[4]:

$$\eta_{th} = \frac{W_{net}}{Q_{in}} \quad (24)$$

Konstanta – konstanta yang berlaku[6]:

k : Konstanta rasio panas spesifik:

$$C_p / C_v = 1,4$$

$C_p$  : Konstanta panas spesifik pada tekanan konstan : 1,005 kJ/kg. K

$C_v$  : Konstanta panas spesifik pada volume konstan : 0,718 kJ/kg. K

R : Konstanta udara : 0,287 kPa. m<sup>3</sup>/kg. K : 0,287 kJ/kg. K

$r_c$  : Rasio kompresi :  $v_1/v_2 = v_4/v_3$

### 2.1.3 Analisis Perhitungan Performa Mesin

#### A. Torsi

$$T = \frac{\dot{W}_b}{2\pi \cdot N \cdot T} \quad (25)$$

#### B. Daya Indikator ( $\dot{W}_i$ )

$$\dot{W}_i = \left(\frac{W_{net} \cdot N}{n}\right) \times N_c \quad (26)$$

#### C. Daya Efektif ( $\dot{W}_b$ )

$$\dot{W}_b = 2\pi \cdot N \cdot T \quad (27)$$

#### D. Tekanan Indikator (IMEP)

$$IMEP = \frac{60,000 \times \dot{W}_i}{V_d \times \frac{N}{n} \times N_c} \quad (28)$$

#### E. Tekanan Efektif (BMEP)

$$BMEP = \frac{60,000 \times \dot{W}_b}{V_d \times \frac{N}{n} \times N_c} \quad (29)$$

#### F. Daya Gesek ( $\dot{W}_f$ )

$$\dot{W}_f = \dot{W}_i - \dot{W}_b \quad (30)$$

### 2.1.4 Efisiensi Mesin

#### Efisiensi Termal Indikator

$$\eta_i = \frac{\dot{W}_i}{\dot{Q}_{in}} \times 100\% \quad (31)$$

#### Efisiensi Termal Efektif

$$\eta_e = \frac{\dot{W}_b}{\dot{Q}_{in}} \times 100\% \quad (32)$$

#### Efisiensi Mekanik

$$\eta_m = \frac{\dot{W}_b}{\dot{W}_i} \times 100\% \quad (33)$$

#### Efisiensi volumetrik

$$\rho_a = \frac{P}{R \cdot T} \quad (34)$$

$$N_v = \frac{m_a}{\rho_a \cdot V_d} \quad (35)$$

### 2.1.5 Pemakaian Bahan Bakar Spesifik

#### Pemakaian Bahan Bakar Indikator (ISFC)

$$ISFC = \frac{\dot{m}_f}{IHP} \quad (36)$$

Dimana :

$$\dot{m}_f = \frac{m_f \cdot z \cdot N}{60 \cdot n} \quad (37)$$

#### Pemakaian Bahan Bakar Efektif (BSFC)

$$BSFC = \frac{\dot{m}_f}{BHP} \quad (38)$$

## III. HASIL DAN PEMBAHASAN

Pembahasan kinerja mesin *piston* empat tak *Lycoming O-540-E4A5* ini akan ditinjau dari beberapa variasi ketinggian terbang (*altitude flight variation*) dan termasuk di dalamnya variasi kondisi tekanan udara sekitar (*ambient air pressure*), kecepatan udara (*ambient air density*) dan *temperature* udara (*ambient air temperature*).

### 3.1 Perhitungan Geometri Silinder

#### Volume Langkah

Volume langkah adalah volume pada ketika piston bergerak dari TMA ke TMB.

$$B = 5.125 \text{ in} = 0.130175 \text{ m}$$

$$S = 4.375 \text{ in} = 0.111125 \text{ m}$$

$$V_d = \left(\frac{\pi}{4}\right) B^2 \cdot S$$

$$V_d = \left(\frac{3.14}{4}\right) 0.130175^2 \cdot 0.111125$$

$$V_d = 0.001478 \text{ m}^3$$

$$\text{Dan } V_d \text{ untuk 6 piston adalah } V_d = 0.001478 \times 6 = 0.008869 \text{ m}^3$$

#### Volume Clearance ( $V_c$ )

Mencari volume pada kondisi piston TMA atau disebut juga *Volume Clearance* ( $V_c$ ). Pada data spesifikasi mesin yang dimiliki maka diketahui :

$$V_d = 0.001478 \text{ m}^3$$

$$r_c = 8.5$$

Maka perhitungan  $V_c$  sebagai berikut,

$$r_c = \frac{(V_c + V_d)}{V_c} = \frac{(V_c + 0.001478)}{V_c}$$

$$8.5V_c - V_c = 0.001478$$

$$V_c = \frac{0.001478}{7.5}$$

$$V_c = 0.000197095 \text{ m}^3$$

Dan  $V_c$  untuk 6 piston adalah

$$V_c = 0.000197095 \times 6 = 0.001183 \text{ m}^3$$

#### Volume cylinder ( $V_s$ )

Mencari volume total atau disebut juga *Volume Cylinder* ( $V_s$ ) didapatkan dari manual engine dengan nilai  $V_c$  sebesar 0.000174  $m^3$  dan  $V_d$  sebesar 0.001478  $m^3$ . Maka perhitungan *Volume Cylinder* ( $V_s$ ) sebagai berikut :

$$\begin{aligned} V_s &= V_d + V_c \\ &= 0.001478 + 0.000197095 \\ &= 0.001675 \text{ m}^3 \end{aligned}$$

Dan  $V_c$  untuk 6 piston adalah

$$V_s = 0.001675 \times 6 = 0.01005 \text{ m}^3$$

### 3.2 Perhitungan Pada Ketinggian 10000 ft dan Kecepatan putar rotasional maksimum di 2700 RPM

Perhitungan kondisi terbang ini dimaksudkan sebagai perhitungan awal yang nantinya akan dilanjutkan dengan tabel hasil perhitungan disetiap variasi ketinggian.

### 3.3 Parameter Kondisi Udara pada Ketinggian Terbang 10000 ft

Parameter kondisi udara pada ketinggian terbang (*flight altitude*) 10000 ft yaitu :

$$\begin{aligned} \text{Temperature} - T &: 268.34 \text{ }^\circ\text{K} \\ \text{Pressure} - P &: 69.7 \text{ kPa} \end{aligned}$$

### 3.4 Analisis Bahan Bakar

Sebelum melanjutkan ke perhitungan prestasi mesin, akan dianalisis bahan bakar yang akan digunakan terlebih dahulu dan jenis bahan bakar yang dipakai yaitu *AVGAS (Aviation Gasoline)*. *AVGAS* memiliki nilai sebagai berikut :

- *Heating Value of Fuel* -  $Q_{HV}$ : 43500 kJ/kg (Conoco Philips)
- *Air Fuel Ratio* -  $AF$ : 14.7 (nilai standar  $AF$  untuk mesin piston)
- *Combustion efficiency* ( $\eta_c$ ) yaitu 100%

#### Mass of gass mixture ( $m_m$ )

$$m_m = \frac{P_1 \times V_s}{R \times T_1} = \frac{69.7 \times 0.001675}{0.287 \times 268.34} = 0.001516 \text{ kg}$$

#### Mass of air ( $m_a$ )

$$\begin{aligned} m_a &= \frac{AF}{AF+1} \times m_{burn} \times m_m = \\ &= \frac{14.7}{15.7} \times 0.96 \times 0.001516 = 0.001362 \text{ k} \end{aligned}$$

#### Mass of Fuel

$$\begin{aligned} m_f &= \frac{1}{AF+1} \times m_{burn} \times m_m \\ &= \frac{1}{15.7} \times 0.96 \times 0.001516 \\ &= 0.0000927 \text{ kg/siklus} \end{aligned}$$

#### Mass of exhaust ( $m_{ex}$ )

$$m_{ex} = 0.04 \times 0.001516 = 0.00006064 \text{ kg}$$

#### Heat Added

$$\begin{aligned} Q_{in} &= m_f \cdot Q_{HV} \cdot \eta_c \\ &= 0.0000927 \times 43500 \times 1 \\ &= 4.03 \text{ kJ} \end{aligned}$$

#### Fuel Flow

$$\begin{aligned} \dot{m}_f &= \frac{m_f \cdot N_c \cdot N}{60 \cdot n} = \frac{0.0000927 \times 6 \times 2700}{60 \times 2} = \\ 0.0125 \frac{\text{kg}}{\text{sec}} &= 45.0575 \text{ kg/hr} \end{aligned}$$

#### Heat Flow Added

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{in} &= \dot{m}_f \cdot Q_{HV} \cdot \eta_c = 0.0125 \times 43500 \times 1 \\ &= 544.445 \text{ kJ/s} \end{aligned}$$

### 3.5 Perhitungan Siklus Ideal Otto 4 Tak

Perhitungan dari proses siklus otto diperoleh besaran sebagai berikut :

#### ➤ Pada proses (0-1) langkah hisap

Jika dilihat pada siklus 4 Tak  $P_0 = P_1$ ,

$$T_0 = T_1, V_1 = V_s$$

$$\text{Jadi, } P_1 = 69.7 \text{ kPa}$$

$$T_1 = 268.34 \text{ }^\circ\text{K}$$

$$V_1 = 0.001675 \text{ m}^3$$

#### ➤ Pada proses (1-2) proses kompresi isentropik

Jika dilihat pada siklus 4 Tak  $V_2 = V_c$

$$\text{Jadi, } V_2 = 0.000197 \text{ m}^3$$

#### Menentukan $T_2$

$$\begin{aligned} \frac{T_2}{T_1} &= \left( \frac{V_1}{V_2} \right)^{k-1} \Rightarrow T_2 = T_1 (r_c)^{k-1} \\ &= 268.34 (8.5)^{1.4-1} \\ &= 631.61 \text{ }^\circ\text{K} \end{aligned}$$

#### Menentukan $P_2$

$$\begin{aligned} \frac{P_2}{P_1} &= P_1 r_c^{k-1} \Rightarrow P_2 = P_1 \cdot r_c^k \\ &= 69.7 \times 8.5^{1.4} \\ &= 1394.5024 \text{ kPa} \end{aligned}$$

➤ **Pada proses (2-3) proses panas masuk pada volume konstan**

Jika dilihat pada siklus 4 Tak  $V_3 = V_2$

Jadi,  $V_3 = 0.000197 \text{ m}^3$

**Menentukan  $T_3$**

$$Q_{in} = m_m c_v (T_3 - T_2)$$

$$T_3 = \frac{4.03 + (0.001516 \times 0.718 \times 631.61)}{0.001516 \times 0.718}$$

$$= 4336.1737 \text{ }^\circ\text{K} = T_{\max}$$

**Menentukan  $P_3$**

$$\frac{P_3}{P_2} = \left(\frac{T_3}{T_2}\right) \Rightarrow P_3 = P_2 \left(\frac{T_3}{T_2}\right)$$

$$= 1394.5024 \left(\frac{4336.1737}{631.31}\right)$$

$$= 9573.549 \text{ kPa}$$

➤ **Pada proses (3-4) proses ekspansi isentropik**

Jika dilihat pada siklus 4 Tak  $V_4 = V_5$

Jadi,  $V_4 = 0.001675 \text{ m}^3$

**Menentukan  $T_4$**

$$\frac{T_4}{T_3} = \left(\frac{V_3}{V_4}\right)^{k-1} = \left(\frac{1}{r_c}\right)^{k-1}$$

$$T_4 = T_3 \left(\frac{1}{r_c}\right)^{k-1}$$

$$= 4336.1737 \left(\frac{1}{8.5}\right)^{1.4-1}$$

$$= 1842.2098 \text{ }^\circ\text{K}$$

**Menentukan  $P_4$**

$$\frac{P_4}{P_3} = \left(\frac{V_3}{V_4}\right)^k = \left(\frac{1}{r_c}\right)^k$$

$$P_4 = P_3 \left(\frac{1}{r_c}\right)^k$$

$$= 9573.549 \left(\frac{1}{8.5}\right)^{1.4}$$

$$= 478.504 \text{ kPa}$$

➤ **Parameter Siklus Ideal**

Menentukan kerja siklus,

• **Kerja yang di hasilkan pada saat daya ekspansi**

$$W_{3-4} = \frac{m_m \cdot R (T_4 - T_3)}{1 - k}$$

$$= \frac{0.001516 \times 0.287 (1842.2098 - 4336.1737)}{1 - 1.4}$$

$$= 2.71 \text{ kJ}$$

• **Kerja yang diserap selama langkah kompresi isentropic**

$$W_{1-2} = \frac{m_m \cdot R (T_2 - T_1)}{1 - k}$$

$$= \frac{0.001516 \times 0.287 (631.61 - 268.34)}{1 - 1.4}$$

= -0.395 kJ

Maka :

$$W_{net} = W_{1-2} + W_{3-4} = (-0.395) + 2.71$$

$$= 2.31 \text{ kJ}$$

Menentukan efisiensi termal dari efisiensi siklus ideal otto 4 Tak,

$$n_{th} = \frac{W_{net}}{Q_{in}} \times 100 \%$$

$$= \frac{2.31}{4.03} \times 100 \%$$

$$= 0,5747 \times 100 \%$$

$$= 57.47 \%$$

**3.6 Perhitungan Daya Mesin**

➤ **Indicated Horse Power ( $\dot{W}_i$ )**

$$\dot{W}_i = \left(\frac{W_{net} \cdot N}{n}\right) N_c$$

$$= \left(\frac{2.31 \times 2700}{60 \times 2}\right) \times 6$$

$$= 312.9214 \text{ kW} \rightarrow 425.4547 \text{ HP}$$

➤ **Brake Horse Power ( $\dot{W}_b$ )**

Untuk mencari nilai *Brake Horse Power* dapat menggunakan grafik hubungan antara *BHP* dan *Pressure Altitude* sehingga didapat nilai sebesar 182 BHP  
 182 BHP = 135717.385 Nm/s  
 182 BHP = 135.717 kW

➤ **Torsi (T)**

$$\dot{W}_b = 2\pi \cdot N \cdot T$$

$$135717.385 = 2\pi \times \frac{2700}{60} \times T$$

$$T = \frac{135717.385}{2\pi \frac{2700}{60}}$$

$$= 480.24 \text{ Nm}$$

➤ **Indicated Mean Effective Pressure (IMEP)**

$$IMEP = \frac{60.000 \times \dot{W}_i}{V_d \cdot n \cdot N_c}$$

$$= \frac{60.000 \times 312.9214}{0.001478 \times \frac{2700}{2} \times 6}$$

$$= 1568068.063 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$$

$$\rightarrow 227.4294 \text{ psi}$$

➤ **Break Mean Effective Pressure (BMEP)**

$$BMEP = \frac{60.000 \times \dot{W}_i}{V_d \cdot n \cdot N_c}$$

$$= \frac{60.000 \times 133.86}{0.001478 \times \frac{2700}{2} \times 6}$$

$$= 670784.4017 \frac{N}{m^2} \rightarrow 97.289 \text{ psi}$$

➤ **Friction Horse Power ( $\dot{W}_f$ )**

$$\begin{aligned} \dot{W}_f &= \dot{W}_i - \dot{W}_b \\ &= 425.4547 - 182 \\ &= 243.4547 \text{ HP} \end{aligned}$$

➤ **Indicated Specific Fuel Consumption (ISFC)**

$$\begin{aligned} ISFC &= \frac{\dot{m}_f}{\dot{W}_i} \\ &= \frac{45.0575}{425.4547} = 0.105 \text{ kg/hr/HP} \end{aligned}$$

➤ **Break Specific Fuel Consumption (BSFC)**

$$\begin{aligned} BSFC &= \frac{\dot{m}_f}{\dot{W}_b} \\ &= \frac{45.0575}{182} \\ &= 0.24 \text{ kg/hr/HP} \end{aligned}$$

### 3.7 Perhitungan Efisiensi Mesin

➤ **Efisiensi Termal Indikator**

$$\begin{aligned} \eta_i &= \frac{\dot{W}_i}{\dot{Q}_{in}} \times 100\% = \frac{312.9214}{544.445} \times 100\% \\ &= 0.5747 \times 100\% \\ &= 57.47\% \end{aligned}$$

➤ **Efisiensi Termal Efektif**

$$\begin{aligned} \eta_e &= \frac{\dot{W}_b}{\dot{Q}_{in}} \times 100\% \\ &= \frac{133.86}{544.445} \times 100\% \\ &= 0.2458 \times 100\% \\ &= 24.58\% \end{aligned}$$

➤ **Efisiensi Mekanik**

$$\begin{aligned} \eta_m &= \frac{\dot{W}_b}{\dot{W}_i} \times 100\% \\ &= \frac{182}{425.4547} \times 100\% \\ &= 0.4277 \times 100\% \\ &= 42.77\% \end{aligned}$$

➤ **Efisiensi volumetrik**

$$\begin{aligned} \rho_a &= \frac{p_1}{R \cdot T_1} \\ &= \frac{69.7}{0.287 \times 268.34} \\ &= 0.9050 \text{ kg/m}^3 \end{aligned}$$

Maka dapat dicari Efisiensi volumetrik sebagai berikut :

$$N_v = \frac{m_a}{\rho_a \cdot V_d}$$

$$= \frac{0.001362}{0.9050 \times 0.001478} \times 100\% = 101\%$$

Dengan cara dan perhitungan yang sama maka juga dilakukan untuk ketinggian terbang 15.000 ft dan 20.000 ft. Berikut adalah hasil perhitungan kondisi gas ideal dari siklus otto :

**Tabel 4.1** Hasil Perhitungan *Temperature, Pressure, dan Volume* udara pada Ketinggian 10000 ft

Proses	T °K	P (kPa)	V (m <sup>3</sup> )
Titik 1	268.34	69.7	0.001675
Titik 2	631.61	1394.50	0.000197
Titik 3	4336.17	9573.54	0.000197
Titik 4	1842.20	478.50	0.001675

**Tabel 4.2** Hasil Perhitungan *Temperature, Pressure, dan Volume* udara pada Ketinggian 15000 ft

Proses	T °K	P (kPa)	V (m <sup>3</sup> )
Titik 1	258.43	57.2	0.001675
Titik 2	608.28	1144.41	0.000197
Titik 3	4312.84	8114.02	0.000197
Titik 4	1832.29	405.55	0.001675

**Tabel 4.3** Hasil Perhitungan *Temperature, Pressure, dan Volume* udara pada Ketinggian 20000 ft

Proses	T °K	P (kPa)	V (m <sup>3</sup> )
Titik 1	248.56	46.6	0.001675
Titik 2	585.05	930.33	0.000197
Titik 3	4289.61	6835.84	0.000197
Titik 4	1822.42	341.66	0.001675

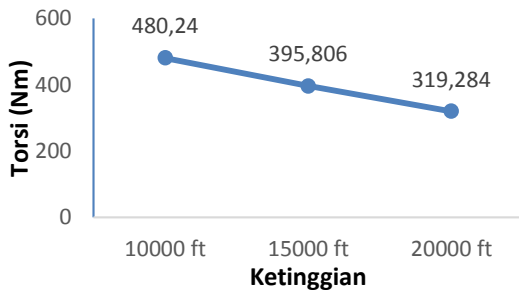
Pada **Tabel 4.1**, **Tabel 4.2** dan **Tabel 4.3** dapat dilihat pada titik 1 atau proses hisap (*suction*) udara di atmosfer masuk ke dalam sistem pada *temperature* dan *pressure* berdasarkan dari ketinggian terbang yang ada di tabel ISA (*International Standard Atmosphere*)<sup>[6]</sup>, pada titik 2 atau proses kompresi isentropik, volume silinder dalam sistem mengecil sehingga *temperature* dan *pressure* meningkat, pada titik 3 atau proses ekspansi isentropic, terjadi proses pembakaran bahan bakar sehingga *temperature* dan *pressure* meningkat secara signifikan dan pada titik 4 atau

proses pembuangan pada volume konstan terjadi pembuangan gas hasil pembakaran sehingga *temperature* dan *pressure* mengalami penurunan. Pola ini memang sama dengan kecenderungan yang didapat oleh persamaan siklus Otto, namun karena ada variasi ketinggian terbang pesawat maka nilai tertinggi dari setiap proses yang diwakilkan dalam fungsi titik yaitu adalah diketinggian 10.000 ft.

**Tabel 4. 4** Torsi

Ketinggian	Torsi
10000 ft	480.24 Nm
15000 ft	395.806 Nm
20000 ft	319.284 Nm

Nilai Torsi pada **Tabel 4.4** merupakan nilai yang didapat dari persamaan **Brake Horse Power** ( $\dot{W}_b$ ) melalui grafik hubungan antara BHP vs Pressure Altitude [5]

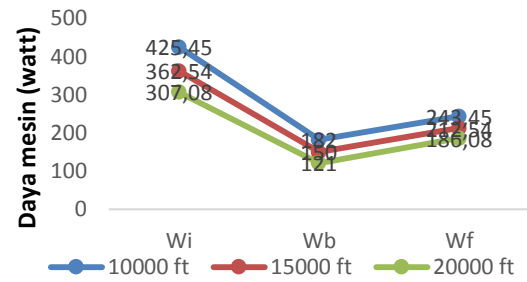


**Gambar 4. 1** Grafik torsi pada variasi ketinggian

Dari **Gambar 4.1** dapat dilihat nilai torsi turun seiring kenaikan ketinggian, dari ketinggian 10.000 ft , 15.000ft dan 20.000 ft secara berturut-turut nilainya adalah 480.28 Nm, 395,806 Nm dan 319.284 Nm

**Tabel 4. 5** Daya mesin

Ketinggian	$\dot{W}_i$ (watt)	$\dot{W}_b$ (watt)	$\dot{W}_f$ (watt)
10000 ft	425.45	182	243.45
15000 ft	362.54	150	212.54
20000 ft	307.08	121	186.08

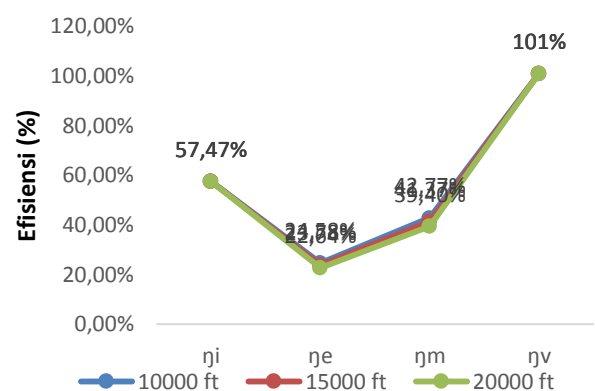


**Gambar 4. 2** Daya Mesin pada variasi ketinggian

Dari **Gambar 4.2** dapat di lihat daya mesin terbagi atas  $\dot{W}_i$ ,  $\dot{W}_b$  dan  $\dot{W}_f$  dari ketiga jenis daya mesin tersebut diketinggian 10.000 ft memiliki nilai daya mesin tertinggi yaitu 425.45 watt untuk  $\dot{W}_i$  , 182 watt untuk  $\dot{W}_b$  dan 243.45 watt untuk  $\dot{W}_f$ .

**Tabel 4.6** Efisiensi Mesin

Ketinggian	$\eta_i$	$\eta_e$	$\eta_m$	$\eta_v$
10000 ft	57.47%	24.58%	42.77%	101%
15000 ft	57.47%	23.78%	41.37%	101%
20000 ft	57.47%	22.64%	39.40%	101%



**Gambar 4. 3** Efisiensi Mesin pada variasi ketinggian

Dari **Gambar 4.4** dapat dilihat efisiensi mesin pada termal indikator ( $\dot{W}_i$ ) tidak mengalami perubahan untuk setiap

variasi ketinggian karena kerja dan panas yang dimasukkan ada dalam kondisi gas ideal, sedangkan untuk efisiensi thermal efektif dan efisiensi mekanik mengalami penurunan akibat nilai *brake horse power* makin turun seiring dengan kenaikan ketinggian. Sedangkan volume efficiency yang terjadi pada engine sempurna.

#### IV. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil analisis perhitungan dan pembahasan, maka dapat diambil beberapa kesimpulan berikut ini :

- Mesin *Lycoming O-540-E4A5* mengalami penurunan performa di setiap peningkatan ketinggian dikarenakan menurunnya nilai tekanan dan temperatur pada saat proses hisap (suction) pada siklus engine.
- Nilai torsi, daya mesin dan efisiensi mesin mekanik tertinggi terjadi pada ketinggian 10.000 ft, dengan nilai torsi = 480.24 Nm, daya mesin = 182 HP dan nilai efisiensi mekanik = 42.77 %.

#### V. DAFTAR PUSTAKA

1. Pulkrabek., W., W., 1997, *Engineering Fundamentals Of The Internal Combustion Engine*, Prentice Hall, New Jersey.
2. El – Sayed., A., F., 2006, *Aircraft Propulsion And Gas Turbine Engines*, CRC Press, Florida.
3. Ganesan., V., 2012, *Internal Combustion Engines*, Edisi 3, The McGraw – Hill Companies, New Delhi.
4. Rizal., M., S., 2013, *Konversi Energi*, Cimahi
5. Approved by FAA, June 2006, Operator's Manual Lycoming o-540, IO-540 Series
6. NASA, 1976, *U.S Standard Atmosphere*, Washington DC.