

## ANALISIS POWER ACCEPTANCE ENGINE DART 7 MK 534-2 DI DEPARTEMEN TEST CELL PT. NUSANTARA TURBIN DAN PROPULSI

Andi Dwi Apriansyah, Maridjo, Ika Yuliyani

Jurusan Teknik Konversi Energi, Politeknik Negeri Bandung 40012

Email: [andi.dwi.tken20@polban.ac.id](mailto:andi.dwi.tken20@polban.ac.id); [Maridjo@polban.ac.id](mailto:Maridjo@polban.ac.id); [ika.yuliyani@polban.ac.id](mailto:ika.yuliyani@polban.ac.id)

### Abstrak

Engine sebelum beroperasi perlu dilakukan proses pengujian *power acceptance test*. *Power acceptance test* adalah pengujian untuk mendapatkan hasil kelayakan *engine* untuk beroperasi dengan parameter yang meliputi *speed*, *shaft horse power*, *fuel flow*, *specific fuel consumption*, dan *temperature*. Dari hasil pengujian dapat diketahui bahwa *engine* Dart 7 MK 534-2 ini dikatakan layak terbang dengan parameter SHP telah mencapai batas minimal yaitu 1880 SHP dan Temperatur serta *Specific Fuel Consumption*-nya tidak melebihi batas maksimal yang telah diizinkan yaitu 790°C dan 0.68500pph/Hp, dengan nilai efisiensi pada saat kondisi *take off* yang didapat adalah 27.8% dan nilai tersebut dikatakan masih efisien menurut standar. Maka dapat diputuskan bahwa *engine* Dart7 MK 534-2 layak untuk terbang atau dalam kategori *Acceptance* untuk beroperasi.

**Kata kunci:** *Gas Turbine Engine*, *Test Cell*, Dart 7 MK 534-2, *Power Acceptance*.

### 1. PENDAHULUAN

Industri penerbangan mengalami pertumbuhan pesat setelah menghadapi penurunan akibat pandemi COVID-19, terutama di Indonesia. Pesawat terbang dianggap sebagai sarana transportasi yang cepat, memiliki kapasitas angkut yang besar, dan dianggap aman serta nyaman. Namun, penggunaan pesawat secara intensif menyebabkan jam terbang dan flight cycle yang tinggi, sehingga perawatan dan perbaikan pesawat harus dilakukan secara berkala untuk menjaga keamanan, performa, dan keandalan pesawat. MRO (Maintenance, Repair, and Overhaul) adalah salah satu pelaku dalam industri penerbangan yang bertanggung jawab atas perawatan dan perbaikan pesawat. PT. Nusantara Turbin dan Propulsi adalah perusahaan MRO yang fokus pada perawatan engine pesawat, termasuk overhaul engine. Engine merupakan bagian penting dalam operasi penerbangan, dan kerusakan pada engine dapat membahayakan keselamatan penerbangan. Oleh karena itu, perawatan engine dilakukan untuk menjaga kualitas dan memastikan sesuai dengan standar manufaktur. Setelah perawatan, engine harus diuji untuk memastikan sistemnya berfungsi dengan baik. Salah satu tahapan uji yang dilakukan adalah performance test, khususnya power acceptance test. Pada tahapan ini, engine turbin gas, termasuk Engine Dart 7 sebagai contoh jenis engine turboprop, diuji dalam berbagai kondisi, seperti kecepatan, torsi, aliran bahan bakar, specific fuel consumption, dan suhu. Parameter-parameter tersebut digunakan untuk menentukan apakah engine layak beroperasi dan dapat diserahkan kembali kepada customer.

Dalam penelitian yang dilakukan penulis, pengetesan pada engine Dart 7 menjadi fokus untuk menentukan kualitas dan performa engine tersebut. Hasil dari pengetesan Power Acceptance akan

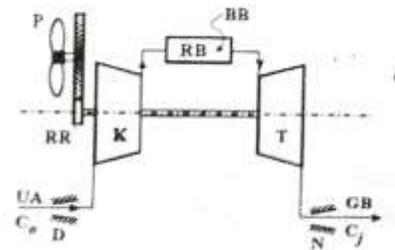
menentukan apakah engine dapat dianggap baik atau tidak.

### 2. DASAR TEORI

#### 2.1 GAS TURBINE ENGINE

*Gas turbine engine* adalah suatu alat yang memanfaatkan gas sebagai fluida untuk memutar turbin dengan pembakaran internal (Arismunandar, Wiranto, 2002). *Engine* ini menggunakan gas sebagai media pemutar dan bahan bakar (*fuel*) utamanya, sehingga dinamakan dengan *Gas turbine*. Kinerja *gas turbine engine* yang baik adalah kinerja *engine* yang mampu menghasilkan tenaga sebesar mungkin dengan *Specific Fuel Consumption (SFC)* serendah mungkin.

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 (Inra Sumahamijaya, 1997).

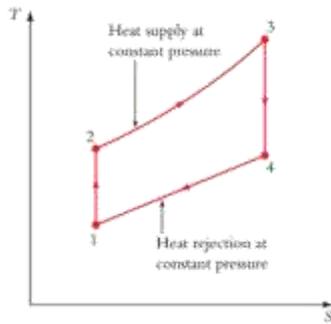


Gambar 1 Komponen Utama Gas Turbine Engine

#### 2.2 SIKLUS BRAYTON

Proses yang terjadi dalam turbin gas dinyatakan secara konsep dalam siklus brayton. Siklus daya brayton adalah model yang digunakan dalam termodinamika untuk siklus daya turbin gas ideal (I Gusti

Ketut Sukadana, ST. MT, 2015).Terdiri dari empat proses berikut:



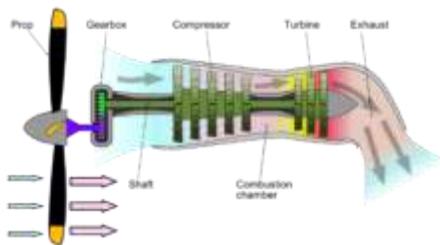
Gambar 2 Diagram P-v & T-s Turbin Gas

Secara umum proses yang terjadi pada suatu sistem turbin gas adalah sebagai berikut:

1. Pemampatan (*Compression*) udara di hisap dan dimampatkan.
2. Pembakaran (*Combustion*) bahan bakar dicampurkan ke dalam ruang bakar dengan udara kemudian di bakar.
3. Pemuaiian (*Expansion*) gas hasil pembakaran memuai dan mengalir ke luar melalui nozel (*nozzle*).
4. Pembuangan gas (*exhaust*) gas hasil pembakaran dikeluarkan lewat saluran pembuangan.

### 2.3 ENGINE TURBOPROP

*Turbo propeller Engine* adalah salah satu jenis mesin pesawat terbang, tergolong dalam jenis *Gas turbine Engine* yang memanfaatkan baling-baling (*propeller*) untuk menghasilkan gaya dorong pada pesawat (Ashmole, P. J, 1965).



Gambar 3 Engine Turboprop

Prinsip kerja mesin ini gas buang hanya digunakan untuk memutar turbin yang kemudian untuk memutar *propeller*, putaran *propeller* itulah yang menghasilkan daya dorong sehingga pesawat dapat bergerak maju. Kelebihan pesawat yang menggunakan mesin ini adalah dapat *takeoff*

dan *landing* pada landasan yang pendek dan pesawat dapat bermanuver baik pada berbagai tingkat ketinggian terbang.

### 2.4 ENGINE PERFORMANCE

Mesin turbin gas harus beroperasi secara efisien dari permukaan laut hingga ketinggian ekstrim, dari posisi diam hingga kecepatan ekstrim, dan di bawah semua perubahan kondisi atmosfer, termasuk temperatur (Kroes, M. J., Wild, T. W, 2013). Dan berikut adalah parameter *performance* dari *gas turbine engine Dart 7 MK 534-2*:

1. *Shaft Horse Power*

$$SHP = \frac{\text{Dyno Speed [Rpm]} \times \text{Dyno torque [LbFt]}}{5252}$$

2. Putaran

3. Temperatur

4. *Fuel Flow*

5. *Specific Fuel Consumption*

$$SFC = \frac{Pph}{HP} = \frac{\text{Fuel Flow}}{\text{Horse Power}}$$

### 2.5 CORRECTED PARAMETER

Kinerja *engine* sangat dipengaruhi oleh perubahan temperatur dan tekanan sekitar karena cara parameter ini mempengaruhi berat udara yang masuk ke mesin (Matingly, Jack D, 1987). Untuk membandingkan kinerja mesin yang serupa pada hari yang berbeda, di bawah kondisi atmosfer yang berbeda, perlu untuk "*Corrected*" kinerja mesin tertentu ke kondisi *standard day*. Untuk mengubah parameter operasi yang diamati ke nilai yang dikoreksi perlu menerapkan faktor koreksi tekanan, *delta* ( $\delta$ ), dan faktor koreksi suhu, *theta* ( $\theta$ ).

Standar yang digunakan untuk *Engine Dart7* ini adalah standar dari "SAE Internasional ARP4755<sup>TM</sup>C" yang merupakan standar untuk *Gas Turbine Engine* jenis *Turboprop* (United Technologies Corporation, 2004).

Untuk tekanan = 29,92 inHg

Untuk temperatur = 59°F (519°R)

Untuk mendapatkan faktor koreksi tekanan, *delta* ( $\delta$ ), dan faktor koreksi suhu, *theta* ( $\theta$ ). Melalui persamaan berikut;

Pressure

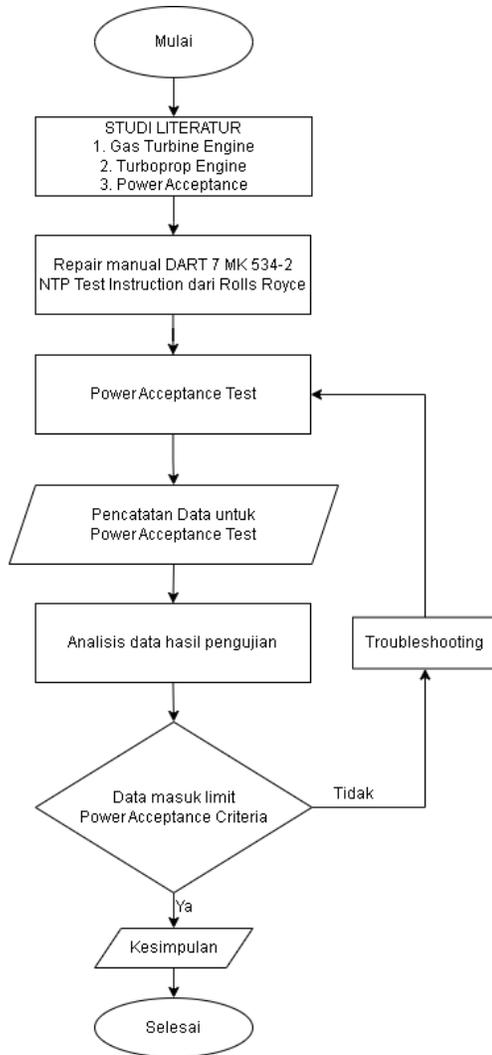
$$\delta = \frac{\text{Observed pressure [inHg]}}{\text{Standar day pressure [inHg]}}$$

Temperature

$$\theta = \frac{\text{Observed Temperature [°R]}}{\text{Standar day Temperature [°R]}}$$

## 3 METODOLOGI PENELITIAN

### 3.1 DIAGRAM ALIR PENELITIAN



Gambar 4 Diagram Alir Penelitian

### 3.2 ROLLS ROYCE DART7 MK 534-2



Gambar 5 Engine Dart 7 MK 534-2

- a) Rolls Royce : Pabrik pembuat engine
- b) Dart7 : Turboprop engine
- c) MK 534 : Mark Number konfigurasi yang memiliki kelas Dry S.H.P 1910, Wet S.H.P 2140, dan Max RPM 15000
- d) 2 : Aplikasi engine pada jenis pesawat.
- e) S/N : S/N (Serial Number) 19504.

Tabel 1 Spesifikasi Engine

No	Spesifikasi Engine	Keterangan
1.	Nama Engine	Rolls-Royce Dart7
2.	Tipe Engine	Turbopropeller
3.	Kompresor	2-Stage Centrifugal
4.	Kombustor	7 Combustion Chambers
5.	Turbine Section	3-Stage
6.	Overall Pressure Ratio	: 4 : 1

### 4. ANALISIS & PEMBAHASAN

Tabel 2 Data Hasil Pengujian

Performance Point	G IDLE	T0600D	T06070	T1000	T15070	T1800	T19070	T2100	T21070
Engine Speed	rpm	7704.2	24504	14936	14959	24552	14001	14936	14980
Engine Speed	%	51.362	99.918	99.933	99.931	99.938	99.886	99.925	99.954
Drum Speed	rpm	708.54	1392.1	1392.6	1392.4	1392.9	1392.9	1392.7	1392.3
Drum Temp	inF	36.445	3529.0	3699.2	4428.6	4448.6	5298.6	5553.4	6000.6
Turbine Gas Temp	degC	183.41	658.96	669	710.15	732.8	763.75	765.03	826.48
Drum SHP	hp	42.993	935.75	980.03	1174.2	1179.0	1404.0	1419.5	1590.1
Feed Flow	US gal	0.443641	1.77	1.816	1.97	1.979	2.17	2.19	2.34
Feed Flow	UK gph	211.96	844.43	862.89	937.57	946.89	1034.7	1046.8	1112.3
Air Inlet Temp	degF	81.951	82.71	82.58	82.91	82.25	82.88	81.95	82.39
Air Inlet Temp	degC	27.687	28.17	28.1	28.28	27.92	28.26	27.763	27.868
Barometer	Poa	13.457	13.454	13.455	13.454	13.455	13.455	13.456	13.455
Barometer	inHg	27.397	27.391	27.394	27.392	27.394	27.393	27.396	27.393
Barometer	Pa	36.139	368.83	391.19	686.59	689.99	821.17	836.26	839.39

Dari data diatas ada parameter yang merupakan data Observed atau belum di koreksikan dengan Corrected Parameter yang dikeluarkan oleh Rolls Royce yaitu SHP.

Dengan,

Standar Day Pressure = 29.92 inHg

Standar Day Temperatur = 59°F (519°R)

Observed Pressure = 27.39 inHg

Observed Temperatur = 82.19°F (542.19°R)

Maka didapat

$$\delta = \frac{27.39 [inHg]}{29.92 [inHg]} = 0.91$$

$$\theta = \frac{542.19 [^{\circ}R]}{519 [^{\circ}R]} = 1.045$$

### 4.1 PUTARAN

Dari tabel hasil pengujian dapat dilihat bahwa engine mampu beroperasi secara maksimal, hal tersebut dapat diketahui dari kecepatan engine yang apabila dirata-rata kan menjadi 14987 rpm yang mendekati kecepatan maksimalnya.



Gambar 6 Kurva RPM Terhadap Torsi

Dari grafik diatas dapat diketahui bahwa pengujian dilakukan dengan mengubah torsi dan menjaga agar putaran engine tetap konstan di kemampuan maksimalnya

**4.2 SHAFT HORSE POWER**

Perhitungan menggunakan data pada poin T81070

$$SHP = \frac{1392.3 [Rpm] \times 5908.8 [LbFt]}{5252}$$

$$SHP = 1567.1 \text{ SHP}$$

Kemudian hasil yang didapatkan difaktor koreksikan menggunakan persamaan berikut:

$$\frac{SHP}{\delta\theta^X} = \frac{1567.1}{0.91 \times 1.045^{3.36}} = 1987 \text{ SHP}$$

Tabel 3 Corrected SHP

Performance Point	Dyno Speed	Dyno Torque	Dyno SHP	Corrected SHP
	Rpm	LbFt	SHP	SHP
T81070	1392,3	5908,8	1566,42	1986,96
T76070	1392,7	5353,4	1419,59	1816,66
T71070	1392,9	4448,5	1179,80	1552,64
T66070	1392,6	3699,2	980,86	1334,19
T81010	1391,6	6000,6	1589,95	2012,85
T76010	1391,9	5298,6	1404,25	1810,89
T71010	1393,4	4428,6	1174,94	1554,35
T66010	1392,1	3539,9	938,29	1284,99



Gambar 7 Kurva Observed SHP Terhadap Corrected SHP

Dari kurva diatas dapat dilihat bahwa setelah data observed di faktor koreksikan mengalami kenaikan,

serta dapat dilihat pula bahwa ketika SHP mencapai batas minimal untuk dikatakan layak temperaturnya tidak melebihi batas maksimal yang diizinkan.

**4.3 SPECIFIC FUEL CONSUMPTION**

Pertama yang harus dilakukan adalah memfaktor koreksikan *fuel flow*, hasil yang terbaca pada monitor kemudian di koreksikan pada persamaan berikut untuk mendapatkan *Corrected* parameter pada *sea level* yaitu:

$$\frac{Wf}{\delta\theta^Y} = \frac{1101,8}{0.91 \times 1.045^{2.04}} = 1319,3 \text{ pph}$$

Dengan Y = 2,04 (telah ditentukan oleh OEM yaitu Rolls Royce)

Kemudian Perhitungan menggunakan data ke 1 atau pada poin T81070

$$SFC = \frac{1319,3}{1897}$$

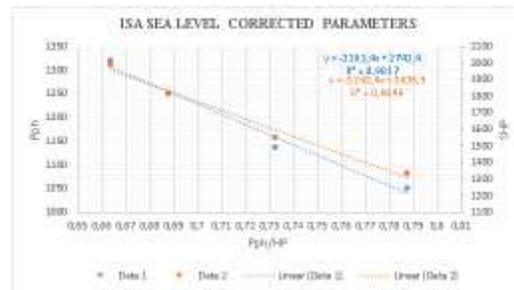
$$SFC = 0.664 \text{ Pph/HP}$$

Dari contoh perhitungan diatas didapatkan data sebagai berikut:

Tabel 4 Corrected SFC

Performance Point	Corrected SHP	Corrected WF	Corrected SFC
	SHP	PPH	Pph/HP
T81070	1986,96	1319,37	0,66401
T76070	1816,65	1249,61	0,68786
T71070	1552,64	1137,41	0,73256
T66070	1334,19	1051,03	0,78776
T81010	2012,85	1331,42	0,66146
T76010	1810,88	1246,12	0,68812
T71010	1554,35	1136,62	0,73124
T66010	1284,99	1030,20	0,80171

Dari tabel diatas dapat dilihat bahwa penggunaan bahan bakar engine kurang dari batas maksimal yaitu 0,68500 pph, dan dapat disimpulkan bahwa SFC engine Dart 7 MK 534-2 ini masih sangat bagus dan efisien. Berikut merupakan grafik Corrected Specific Fuel Consumption:

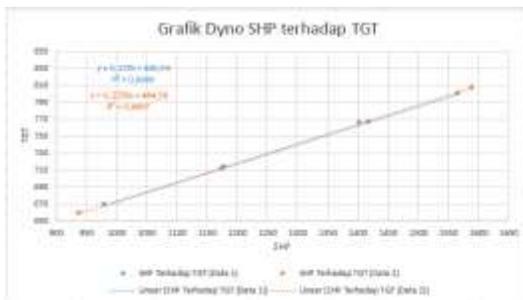


Gambar 8 Corrected Parameter SFC

Dari kurva diatas dapat dilihat bahwa ketika SHP tinggi penggunaan bahan bakar atau Specific Fuel Consumption pun rendah dan begitupun sebaliknya. Dan dapat dilihat pula bahwa saat SHP telah mencapai batas minimal untuk terbang (Take-off) penggunaan bahan bakar tidak melebihi batas maksimal yang diizinkan untuk dikatakan layak.

#### 4.4 TEMPERATURE GAS TURBINE

Turbine Gas Temperature atau TGT merupakan parameter temperatur yang tidak boleh dilewati atau melebihi dari batas yang telah ditentukan oleh OEM yaitu 795 °C. Namun batas tersebut sebenarnya masih bisa dilewati karena masih ada trimmer yang berfungsi sebagai batas dari temperatur sebenarnya yang sekitar 815 °C. Berikut merupakan grafik hasil pembacaan dari sensor temperatur:



Gambar 9 Temperatur Terhadap SHP

#### 4.5 ANALISIS EFISIENSI TERMAL

Analisis energi alat termal dilakukan berdasarkan data-data parameter yang diukur pada saat proses *power acceptance test* berlangsung. Data yang di ambil saat pengujian engine saat *take off power* ditunjukkan oleh data berikut

##### Data Input

Data Input diperoleh pada parameter-parameter yang ada, sebagai berikut:

No	Parameter	
1.	Temperatur udara lingkungan (T1)	: 27 °C (300°K)
2.	TurbineGas Temperature (T4)	: 790 °C (1073 °K)
3.	Tekanan udara lingkungan (P1)	: 27,395 InHg (92,77 kPa)
4.	Tekanan udara tekan (P2)	: 923,25 Psig (5865,65 kPa)
5.	Compressor Airflow (ṁa)	: 3,25064 kg/s
6.	Fuel Massflow (ṁf)	: 0,163 kg/s
7.	ṁg	: 0,163 + 3,25064= 3,41364 kg/s
8.	Cp Udara	: 1,005 J/kg K
9.	Cp Gas	: 1,148 J/kg K
10.	Low Heat Value	: 18093 J/kg

#### A. Menghitung Daya Kompresor

Data yang digunakan untuk analisis energi-energi yang terjadi pada alat termal *engine* Dart 7 MK 534-2 adalah data saat *engine* pada posisi *maximum power*. Untuk menghitung energi aktual yang dibutuhkan untuk menggerakkan kompresor *engine* ini digunakan persamaan dengan data sebagai berikut:

$$T_1 = 301,018 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$T_2 = T_1 \cdot \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}$$

$$T_2 = 301,018 \text{ } ^\circ\text{K} \cdot \left(\frac{5865,58 \text{ kPa}}{92,77 \text{ kPa}}\right)^{\frac{1,4-1}{1,4}}$$

$$T_2 = 981,41 \text{ } ^\circ\text{K}$$

Jadi daya yang dibutuhkan kompresor adalah

$$W_K = \dot{m}_a C_p \cdot (T_2 - T_1)$$

$$W_K = 3,25064 \text{ kg/s} \times 1,005 \text{ J/(kg.K)} \times (981,41 \text{ K} - 301,018 \text{ K})$$

$$W_K = 2222,77 \text{ Watt}$$

#### B. Menghitung $Q_{in}$ Ruang Bakar

Pada ruang bakar inilah terjadi pembakaran secara isobar antara udara hasil kompresi dan bahan bakar yang disemprotkan melalui *fuel nozzle* yang disuplai dari FCU (*Fuel Control Unit*). Untuk menghitung daya aktual yang dimasukkan ke dalam ruang bakar ini digunakan persamaan 2.6 dengan data sebagai berikut:

$$T_2 = 981,41 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$T_3 = T_2 + \frac{(\dot{m}_f \cdot LHV)_{fuel}}{(\dot{m} \cdot C_p)_{air}}$$

$$T_3 = 981,41 + \frac{(0,163 \text{ kg/s} \times 18098,2 \text{ kJ/kg})_{fuel}}{(3,25064 \text{ kg/s} \times 1,005 \text{ kJ/(kg.K)})_{air}}$$

$$T_3 = 1893,46 \text{ K}$$

$$\dot{m}_g = 3,41364 \text{ kg/s}$$

$$C_{pg} = 1,005 \text{ J/kg K}$$

Jadi daya yang masuk ke ruang bakar adalah :

$$Q_{in} = \dot{m}_g C_p \cdot (T_3 - T_2)$$

$$Q_{in} = 3,41364 \times 1,005 \text{ kJ/(kg.K)} \times (1893,46 \text{ K} - 981,41 \text{ K})$$

$$Q_{in} = 3574,2 \text{ Watt}$$

#### C. Menghitung Daya Turbin

Selanjutnya udara hasil pembakaran di ekspansi oleh turbin mengakibatkan kecepatan gas hasil pembakaran menurun dan menaikkan tekanannya. Daya aktual yang diserap oleh turbin dihitung menggunakan persamaan 2.7 dengan data sebagai berikut :

$$T_3 = 1893,46 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$T_4 = 1072,88 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$\dot{m}_g = 3,41364 \text{ kg/s}$$

$$C_p = 1,148 \text{ J/(Kg.K)}$$

Jadi daya yang dihasilkan oleh turbin adalah

$$W_T = \dot{m}_g C_p (T_3 - T_4)$$

$$W_T = 3,41364 \text{ kg/s} \times 1,148 \text{ J/(kg.K)} \times (1893,46 \text{ }^\circ\text{K} - 1072,88 \text{ }^\circ\text{K})$$

$$W_T = 3215,72 \text{ Watt}$$

#### D. Menghitung Efisiensi Termal Engine

Output daya yang dihasilkan pada siklus Brayton adalah besarnya daya turbin yang dihasilkan dikurangi daya kompresor. Daya poros tersebut kemudian dibagi oleh  $\dot{Q}_{in}$  ruang bakar untuk mendapatkan efisiensi termal engine yang ditunjukkan oleh persamaan berikut

$$\eta_{th} = \frac{W_{net}}{Q_{in}}$$

$$\eta_{th} = \frac{992,93 \text{ Watt}}{3574,2 \text{ Watt}} \cdot 100\%$$

$$\eta_{th} = 27,78\%$$

Hasil perhitungan di atas menunjukkan bahwa efisiensi termal pada engine saat *take off power* adalah 0.2778 Hal ini berarti bahwa dari total energi termal yang masuk dari ruang bakar, hanya 27,78 % daya yang dipakai untuk memutar *propeller* dan *accessories engine* lainnya.

## 5. KESIMPULAN DAN SARAN

### 5.1 Kesimpulan

Dari hasil pengolahan data dan analisa dapat ditarik kesimpulan sebagai berikut:

1. Dari pengujian atau Power Acceptance Test dapat diketahui bahwa engine Dart 7 MK 534-2 ini masih dikatakan layak terbang karena saat SHP telah mencapai batas minimal yaitu 1880 SHP untuk terbang sementara Temperatur dan Specific Fuel Consumption-nya tidak melebihi batas maksimal yang telah diizinkan oleh Manufaktur yaitu 790°C dan 0.68500pph/HP.
2. Nilai efisiensi Gas Turbine Engine Dart7 MK 534-2 pada saat kondisi take off yang didapat dari perhitungan adalah 27.8% dan nilai tersebut dikatakan masih efisien atau bagus menurut standar dari Manufaktur.
3. Setelah dilakukan pengujian engine dan perhitungan parameter engine serta efisiensi dari engine, maka dapat diputuskan bahwa engine Dart7 MK 534-2 **layak untuk terbang** atau dalam kategori **Acceptance** untuk beroperasi.

### 5.2 Saran

Berikut saran dari penulis untuk menyempurnakan topik penelitian selanjutnya:

1. Untuk menjaga kualitas engine pastikan untuk mengikuti prosedur operasi dan perawatan yang ditetapkan oleh manufaktur, serta peraturan dan standar keselamatan yang berlaku.
2. Pastikan untuk memantau kinerja mesin secara teratur, dengan memeriksa parameter di seluruh system.

## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Arismunandar, Wiranto, (2002). Pengantar Turbin Gas dan Motor Propulsi, edisi ke 1, Bandung. Penerbit ITB.
- [2] Ashmole, P. J. (1965). *Rolls-Royce Dart R. Da. 7 Power Plant. Aircraft Engineering and Aerospace Technology.*
- [3] Kroes, M. J., Wild, T. W. (2013). *Aircraft Powerplants, Eighth Edition. Amerika Serikat: McGraw-Hill Education.*
- [4] *Manual Book Engine Dart7*
- [5] Matingly, Jack D. (1987). *Elements of Gas Turbine Engine.*
- [6] *Tailor Made Work Order WIP Number: 468267.*
- [7] *Training Book engine Dart7.*
- [8] United Technologies Corporation. (2004). *Dart 7 Gas Turbine Engine Operation and Maintenance Manual. UTC Aerospace Systems.*