

Analisis Performa *Micro Turbojet Engine Aero-16* Berbasis *Turbocharge Holset*

Mohammad Reza Pahlevi^{*1}, Bismil Rabeta², Freddy Franciscus³

^{1,2,3}Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan,
Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma

*Corresponding Author: kadirlovers@gmail.com

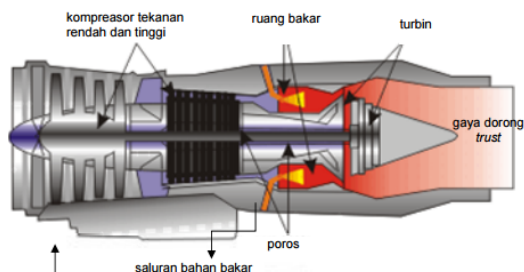
Abstrak – Pesawat terbang adalah kendaraan yang mampu terbang di udara. Pesawat dapat terbang karena memiliki 4 gaya yaitu *thrust*, *drag*, *weight* dan *lift*. 4 gaya tersebut dapat bekerja di pesawat karena ada bantuan dari *engine* dan *wing*. *Engine* yang terdapat pada pesawat terbang digunakan untuk mendapatkan *thrust*. *Turbojet engine* merupakan mesin yang bekerja dengan cara mengkompresi udara luar oleh kompresor hingga mencapai tekanan tinggi. Selanjutnya udara bertekanan tinggi tersebut masuk ke dalam ruang bakar untuk dicampurkan dengan bahan bakar. Pembakaran udara dan bahan bakar tersebut akan menaikkan temperatur dan tekanan fluida kerja. Fluida bertekanan tinggi ini selanjutnya dilewatkan melalui turbin dan keluar pada nosel dengan kecepatan sangat tinggi. Sedangkan Turbin gas adalah sebuah mesin panas pembakaran dalam, proses kerjanya seperti motor bakar, yaitu udara luar dihisap masuk kompresor dan dikompresi, kemudian udara dimampatkan masuk ruang bakar dan dipakai untuk proses pembakaran, sehingga diperoleh suatu energi panas yang besar, energi panas tersebut diekspansikan pada turbin dan menghasilkan energi mekanik pada poros, sisa gas pembakaran yang keluar turbin menjadi energi dorong (turbin gas pesawat terbang). Pada penelitian ini dilakukan percobaan pada *Micro Turbojet Engine Aero-16* berbasis *Turbocharge Holset*, sehingga didapatkan nilai thrust pada variasi rpm 5000 sampai 7500 sebesar 0,63675 N – 7,7499 N, dan luas Air Inlet sebesar 0,00212264 m² serta nilai Thrust Spesific Fuel Consumption sebesar 0,112709007 (kg/h)/N.

Kata Kunci: Pesawat Terbang, *Turbojet*, *Turbine Gas*

I. PENDAHULUAN

Pesawat terbang adalah mesin atau kendaraan apapun yang mampu terbang di atmosfer atau udara. Pesawat terbang yang lebih berat dari udara diterbangkan pertama kali oleh Wright Bersaudara (Orville Wright dan Wilbur Wright) dengan menggunakan pesawat rancangan sendiri yang dinamakan Flyer yang diluncurkan pada tahun 1903 di Amerika Serikat. Selain Wright bersaudara, tercatat beberapa penemu pesawat lain yang menemukan pesawat terbang antara lain Samuel F Cody yang melakukan aksinya di lapangan Fanborough, Inggris tahun 1910.^[1]

Turbin gas adalah salah satu mesin termal yang digunakan pada pesawat terbang, di mana energi panas (*heat energy*) yang dihasilkan dari pembakaran bahan bakar (umumnya cair atau gas) ditransformasikan ke roda turbin (rotor) yang menghasilkan putaran dan kerja (mekanikal). Terminologi lain bahwa Turbin Gas adalah peralatan yang mengkonversi termal menjadi energi mekanis dalam bentuk kerja putaran poros. Sistem turbin gas yang paling sederhana terdiri dari tiga komponen yaitu kompresor, ruang bakar dan turbin gas.^[2]



Gambar 1.1 Turbin Gas

Pada bidang Aviasi (penerbangan) Digunakan sebagai mesin yang menghasilkan daya dorong pada pesawat terbang (Aeroderivatif). Turbin gas dinilai sangat cocok sebagai motor propulsi pesawat terbang karena memiliki bobot yang ringan dimensi yang ringkas, sehingga tidak

memerlukan banyak ruangan, serta mampu menghasilkan daya yang besar. Hal ini menjadi penting karena adanya kecenderungan terbang pada kecepatan tinggi serta jarak jelajah yang panjang dan muatan yang bertambah berat.^[2]

Dengan demikian berdasarkan uraian latar belakang dan fenomena tersebut, maka penulis tertarik dalam melakukan penelitian yang diberi judul: "ANALISIS PERFORMA MICRO TURBOJET ENGINE AERO-16".

II. METODE PENELITIAN

2.1 Prosedur Penelitian

Prosedur penelitian dapat dilihat pada diagram alir yang terdapat pada **Gambar 2.1**.

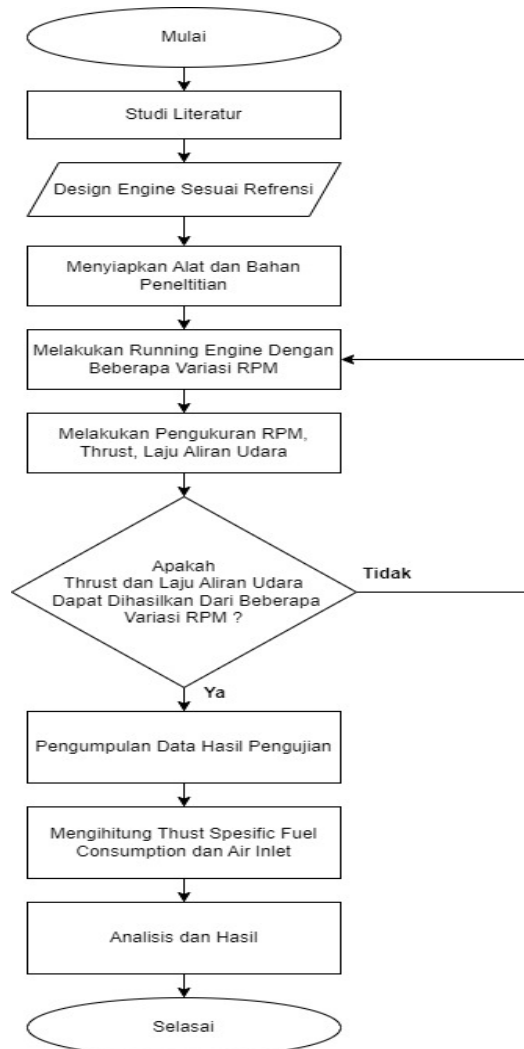
2.2 Alat dan Bahan

Dalam proses pembuatan MICRO TURBOJET ENGINE AERO-16 BERBASIS TURBOCHARGE HOLSET membutuhkan alat dan bahan sebagai berikut:

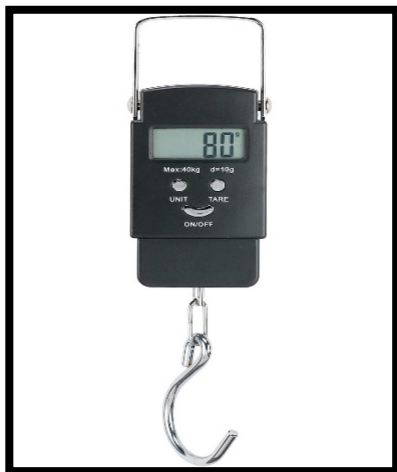
2.2.1 Alat

1. *Hanging Scale*

Timbangan gantung (**Gambar 2.2**) adalah timbangan dengan fitur dan teknologi digital dengan pengait kelas F1 yang sudah standar untuk *heavy equipment* / alat berat. Pada percobaan ini *Hanging Scale* dikaitkan pada bagian belakang *mounting engine*.



Gambar 2.1 Diagram Alir Penelitian



Gambar 2.2 Hanging Scale

2. **Anemometer**

Anemometer (**Gambar 2.3**) adalah sebagai perangkat atau alat yang digunakan untuk

mengukur kecepatan angin. Cara Kerja Anemometer adalah dengan adanya hembusan angin yang mengenai baling-baling pada perangkat tersebut. Pada percobaan ini *anemometer* digunakan sebagai alat ukur kecepatan udara yang keluar dari *exhaust nozzle*.



Gambar 2.3 Anemometer

3. **Tachometer**

Tachometer (**Gambar 2.4**) adalah alat yang mengukur kecepatan putaran poros atau piringan, seperti pada mobil, motor atau mesin lainnya. Perangkat biasanya menampilkan pengukuran putaran per menit (RPM). *Tachometer* tersebut menggunakan sensor yang ditembakkan langsung ke arah objek yang berputar. Pada percobaan ini *tachometer* digunakan untuk mengukur putaran RPM pada *engine*.

4. **Timbangan Berat**

Timbangan (**Gambar 2.5**) adalah alat yang dipakai untuk mengukur berat atau massa suatu benda. Pada percobaan ini timbangan berat

digunakan untuk mengukur massa pada *fuel*.



Gambar 2.4 Tachometer



Gambar 2.5 Timbangan Berat

5. **Pressure Gauge**

Pressure gauge adalah alat ukur yang digunakan untuk mengukur tekanan fluida. Dalam instrumentasi *engine aero-16* ini *pressure gauge* di instalasikan pada gas yang masukan ke ruang bakar untuk mengukur gas yang masuk ke dalam *engine*.



Gambar 2.6 Pressure Gauge

2.2.2 Bahan

Dalam modifikasi *Starting System Engine* pada *Micro Turbojet Engine Aero-16* ada beberapa bahan yang diperlukan yaitu:

1. **Portable Gas**

Gas portable digunakan sebagai bahan bakar pengganti *fuel* pada *Micro Turbojet Engine Aero-16*



Gambar 2.7 Portable Gas

2. **Baterai**

Baterai, berfungsi untuk menyediakan atau mengalirkan energi listrik tanpa harus tersambung ke listrik.



Gambar 2.8 Baterai

2. Turbocharge

Pemodifikasian *turbocharger* piston *engine* dari pabrikan *Holset* dengan seri HX-35 yang terdiri dari kompresor, turbin dan *air intake* sebagai komponen utamanya.



Gambar 2.9 Turbocharger

Spesifikasi dari *turbocharger* *HOLSET* HX-35 adalah sebagai berikut:

- Rasio Tekanan Kompresor = 3 : 1
- Laju aliran udara = 0.4 kg/s

Serta dimensi dari *turbocharger* *HOLSET* HX-35 adalah sebagai berikut:

- Panjang = 224 mm
- Lebar = 250 mm
- Tinggi = 169 mm
- Massa = 11 kg

3. *Micro Turbojet Engine* Aero-16

Micro Turbojet Engine Aero-16 dibuat dengan menggunakan *turbocharger* piston *engine* dari pabrikan *Holset* dengan seri HX-35 sebagai acuan.



Gambar 2.10 *Micro Turbojet Engine* Aero-16

2.3 *Safety Pre Cautions*

Safety precaution sebuah tindakan pencegahan yang diambil untuk memastikan sesuatu yang aman dan tidak berbahaya.

1. Memastikan semua komponen *Micro Turbojet Engine* Aero-16 sudah terpasang dengan baik dan benar, untuk menghindari rusaknya *engine* atau terlepasnya komponen pada

saat *engine running* karena pemasangan yang kurang tepat sehingga menimbulkan kecelakaan.

2. Memastikan *Micro Turbojet Engine Aero-16* terpasang dengan *stand engine* dengan tepat untuk menghindari terlepasnya *engine* akibat *vibrate* yang kuat saat *engine* di *running*.
3. Memastikan bahwa area sekitar *engine* bebas dari komponen atau benda yang membahayakan untuk *engine* atau personel saat dan setelah pengujian *Micro Turbojet Engine Aero-16*.
4. Memastikan ketersediaan pertolongan pertama pada kecelakaan untuk menjadikan pertolongan pertama jika terjadi hal – hal yang tidak diinginkan.
5. Memastikan ketersediaan *fire extinguisher* yang digunakan sebagai alat untuk memadamkan api apabila adanya ledakan atau sambaran api pada *engine*, karena *micro turbojet engine* ini berhubungan dengan ledakan dan pembakaran.

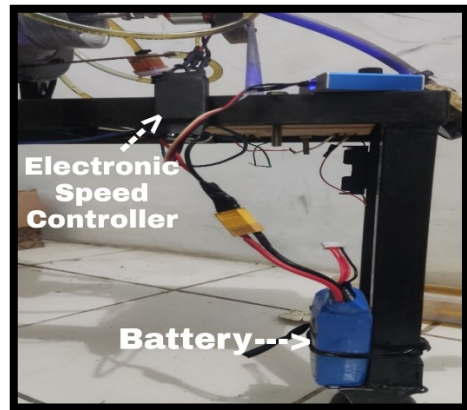
III. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Set Up Pengujian *Micro Turbo Jet Engine Aero-16*

Untuk mendapatkan hasil thrust dari pengujian *Micro Turbo Jet Engine Aero-16*, dilakukan beberapa langkah sebagai berikut:

1. Proses *Starting Engine*

- a. Langkah pertama, untuk menghidupkan *Micro Turbo Jet Engine Aero 16* adalah penyambungan *socket battery* dengan (ESC) *Electronic Speed Controller* yang terhubung pada *servo tester* dan *motor brushless*.



Gambar 3.1 Penyambungan Socket

- b. Langkah kedua, *servo tester* di putar sebesar **12%** untuk mendapatkan putaran idle pada motor *brushless* dan di dapatkan kecepatan putaran *motor brushless* pada angka **847 RPM**.



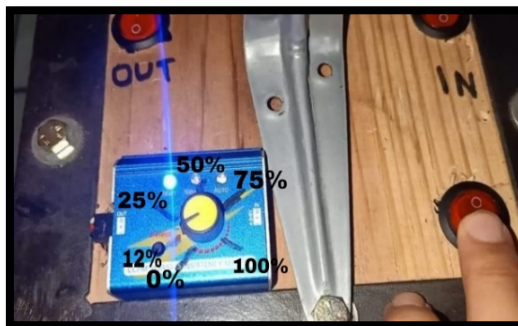
Gambar 3.2 Proses *Starting Engine*

- c. Langkah ketiga, gas sebagai bahan bakar pengganti *fuel* mulai di distribusikan ke dalam ruang pembakaran dengan cara memutar gas *valve*, lalu diatur pada *pressure gauge* sebesar **1.0 kg/cm²**.



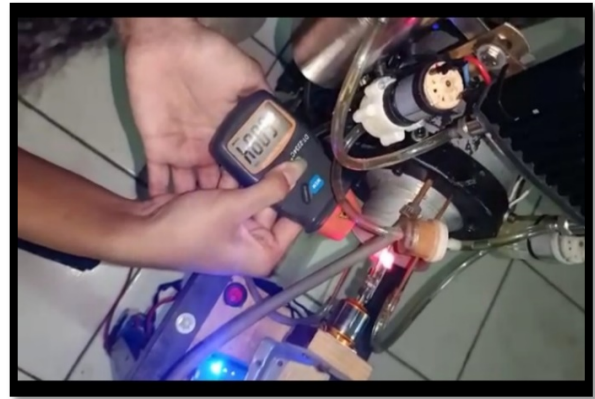
Gambar 3.3 *Pressure gauge*

- d. Langkah keempat, setelah gas di distribusikan ke dalam ruang pembakaran, hidupkan *igniter* dengan cara menekan *switch igniter*.



Gambar 3.4 Proses menyalakan *igniter system*

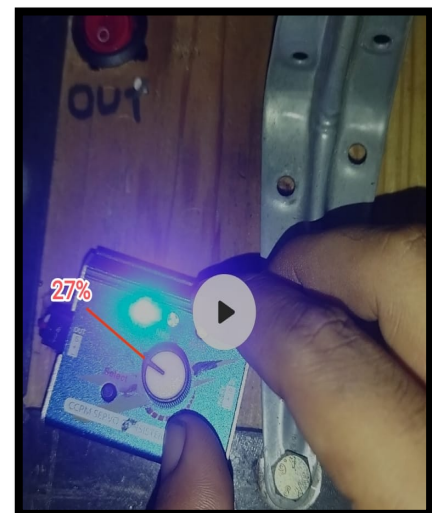
- e. Langkah ke lima, setelah *igniter* dihidupkan dan mesin menyala pada putaran idle, servo tester di putar secara bertahap setelah lalu dilakukan pengukuran menggunakan tachometer dan hanging scale pengukuran di mulai dari **5000 RPM** sampai **7600 RPM** dan didapatkan hasil *thrust* pada tabel dibawah.



Gambar 3.5 Proses Pengukuran RPM

Untuk mendapatkan hasil dari RPM, *thrust* dan V_{out} , tempatkan beberapa alat ukur seperti *tachometer* pada bagian motor brushless, *hanging scale* pada bagian kerangka roda dan *anemometer* pada bagian dekat exhaust, untuk mengubah nilai *thrust* dari Kg ke N. selanjutnya dilakukan pengujian sebanyak 10 pengujian, dan penjabaran dari 3 pengujian pertama dapat dijelaskan sebagai berikut:

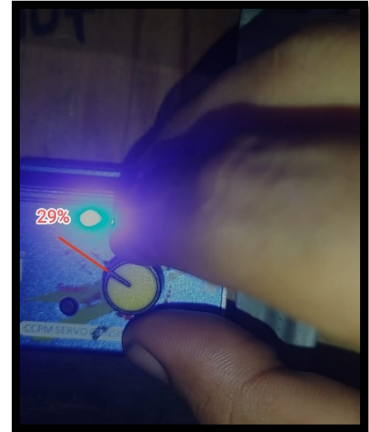
1. Pada pengujian pertama di putaran servo sebesar **27%**, didapatkan nilai RPM sebesar **5101,9** dengan *thrust* sebesar **0,065 kg** atau **0,63765 N**, dan kecepatan keluar sebesar **2,6 m/s**.



Gambar 3.6 Putaran Servo pengujian pertama



Gambar 3.7 Pengukuran *thrust* pengujian pertama



Gambar 3.9 Putaran Servo pengujian ke-2



Gambar 3.8 Pengukuran Kecepatan Keluar pengujian pertama



Gambar 3.10 Pengukuran *thrust* pengujian ke-2

2. Pada pengujian ke-2 di putaran servo sebesar **29%**, didapatkan nilai RPM sebesar **5351,2** dengan *thrust* sebesar **0,135 kg** atau **1,32435 N**, dan kecepatan keluar sebesar **2,8 m/s**.



Gambar 3.11 Pengukuran Kecepatan Keluar pengujian ke-2

3. Pada pengujian ke-3 di putaran servo sebesar **32%**, didapatkan nilai RPM sebesar

5721,2 dengan *thrust* sebesar 0,225 kg atau 2,20725 N, dan kecepatan keluar sebesar 3,1 m/s.



Gambar 3.12 Putaran Servo pengujian ke-3



Gambar 3.13 Pengukuran *thrust* pengujian ke-3



Gambar 3.14 Pengukuran Kecepatan Keluar pengujian ke-3

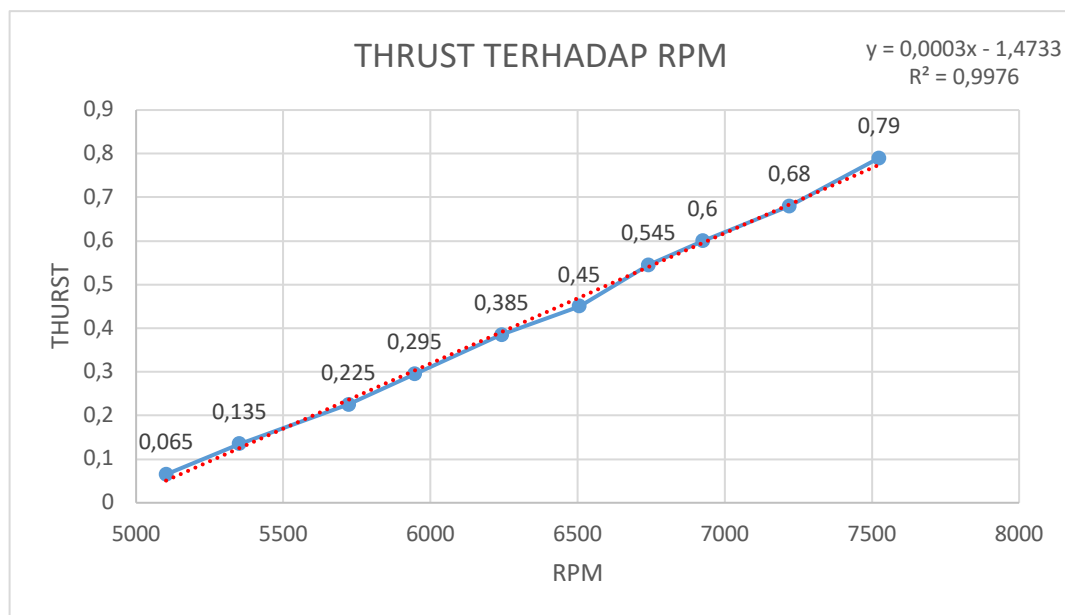
3.2. Grafik dan Tabel Hasil Pengujian

Pada **Tabel 3.1** menampilkan hasil pengukuran *thrust* untuk seluruh pengujian, dapat dilihat bahwasanya nilai RPM dan *thrust* bervariasi terhadap sepuluh pengujian dimana hal ini tidak dapat di kendalikan. Serta pada **Gambar 3.15** ditampilkan perbandingan antara *thrust* dan RPM dari pengujian pertama sampai pengujian ke-10.

Pada **Tabel 3.2** dijelaskan perbandingan berat *fuel* pada saat sebelum dan sesudah penelitian. Dari 10 kali pengujian yang dilakukan didapatkan hasil rata - rata waktu pengujian 57,7 s dengan rata – rata gas yang digunakan adalah 14 g. Maka didapatkan hasil perdetiknya *fuel* yang keluar dari *fuel tank* menuju *engine*, yaitu rata – rata gas yang keluar dari *fuel tank* menuju *engine* dibagi dengan waktu rata – rata selama pengujian $14 \text{ g} : 57,7 \text{ s} = 0,242634315 \text{ g/s}$.

Tabel 3. 1 Hasil Pengujian

NO	RPM	THRUST		$V_{out} (m/s)$
		Kg	N	
1	5101.9	0,065	0,63765	2.6
2	5351.2	0,135	1,32435	2.8
3	5721.2	0,225	2,20725	3.1
4	5946.1	0,295	2,89395	3.3
5	6241.3	0,385	3,77685	3.6
6	6505.5	0,450	4,4145	3.8
7	6740.4	0,545	5,34645	4,1
8	6924.8	0,600	5,886	4.3
9	7219.8	0,680	6,6708	4.6
10	7523.7	0,790	7,7499	4.9



Gambar 3.15 Grafik antara *thrust* dan RPM

Tabel 3.2 Perbandingan Berat *Fuel*

No	Berat Awal Gas (g)	Berat Akhir Gas (g)	Selisih (g)	Waktu (s)	Mass Flow Rate (g/s)	RPM
1	328	315	13	62	0.20967741	5101.9
2	315	300	15	62	0.24193548	5351.2
3	300	285	15	58	0.25862069	5721.2
4	285	271	14	58	0.24137931	5946.1
5	271	258	13	53	0.24528301	6241.3
6	258	245	13	60	0.21666666	6505.5
7	245	231	14	55	0.25454545	6740.4
8	231	218	13	58	0.22413793	6924.8
9	218	203	15	55	0.27272727	7219.8
10	203	188	15	56	0.26785714	7523.7
Σ			14 g	57,7	0,24263431	6327,59

3.3 Perhitungan Thrust Spesific Fuel Consumption

Thrust dan SFC yang dibutuhkan pada saat dibawah kondisi *static sea level* dimana *ambient pressure* dan temperaturnya adalah **1,0 bar (100 kPa)**, dan **15°C** atau **(288°K)**. Pada perhitungan *Thrust Spesific Fuel Consumption* dibawah untuk gaya hambat (drag) = 0.

Maka diketahui,

Inlet diameter : **5,2 cm**

Maximum Thrust : **7,7499 N**

Mass flow rate : **0,242634315 g/s.**

Sehingga perhitungan *Thrust Specific Fuel Consumption*

$$\begin{aligned} TSFC &= \frac{\dot{m}}{F} \\ &= \frac{0,2426344315}{7,7499} \\ &= 0,0313080575 \frac{g/s}{N} \\ &= 0,112709007 \frac{kg/h}{N} \end{aligned}$$

IV. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil dan analisis performa engine pada pembuatan Micro Turbojet Engine Aero-16 Berbasis *Turbocharge Holset*. Dapat diperoleh kesimpulan sebagai berikut:

1. Setelah melakukan percobaan pada variasi RPM 5000 sampai 7500 pada *Micro Turbojet Engine* di dapat nilai *thrust* sebesar 0,63765 N – 7,7499 N.
2. Nilai *Thrust Spesific Fuel Consumption* yang dihasilkan *Micro Turbojet Engine AERO-16* sebesar $0,112709007 \frac{kg/h}{N}$

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Bandara.web, "Pengertian Pesawat Terbang – Aircraft." <https://bandara.web.id/page/120>
- [2] academia.edu, "Makalah kelompok 1 TURBIN GAS."

https://www.academia.edu/36734949/Makalah_kelompok_1_TURBIN_GAS

- [3] Artikel-teknologi, "Prinsip Kerja Siklus Brayton." <https://artikel-teknologi.com/siklus-brayton/>
- [4] S. M. I Gusti Ketut Sukadana, "TEORI TURBIN GA DAN JET PROPULSI GAS." https://simdos.unud.ac.id/uploads/file_pendidikan_1_dir/63f3ac75d3461da7c799dc472e508a6e.pdf
- [5] Y. Afriari, "Air Intake." <https://yogaafriari.wordpress.com/2017/12/05/air-intake/>
- [6] A. Naibaho, "Engine PT6A-27." <http://www.ilmuterbang.com/artikel-mainmenu-29/pemeliharaan-pesawat-dan-kelaikan-udara-mainmenu-35/613-engine-pt6a-27>
- [7] Coursehero, "Kompresor." <https://www.coursehero.com/file/p6qajjp/Kompresor-ini-dikenal-berbeda-karakteristiknya-jika-dibandingkan-dengan-mesin/>
- [8] Scribd.com, "Teori Combustion Chamber." <https://www.scribd.com/document/327059090/Teori-Combustion-Chamber#download>
- [9] A. S. Rafi Prasetyo, Putra Bismantolo*, "MAINTENANCE PADA COMBUSTION SECTION TURBIN GAS UNIT 2 PLTGU", [Online]. Available:<https://ejournal.unib.ac.id/rekayasamekanika/article/download/20174/9559>

- [10] wiki.edunitas.com, "Komponen mesin jet."
https://wiki.edunitas.com/ind/114-10/Komponen-Mesin-Jet_151879__eduNitas.html
- [11] Dbpedia.org, "Thrust-specific fuel consumption."
https://dbpedia.org/page/Thrust-specific_fuel_consumption
- [12] El-Sayed, Ahmed F, 2016, ***Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion***; Springer Nature., ISBN 978-1-4471-6769-9 (hardback) ISBN 978-1-4471- 6796-9 (eBook).
- [13] El-Sayed, Ahmed F, 2016, ***Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engine***; CRC Press Taylor and Francis Group., ISBN 9781466595163 (hardback) ISBN 9781466595187 (eBook).