

Simulasi Graphical User Interface Analisis Termodinamika Mesin Turboprop Menggunakan Perangkat Lunak Matlab R2020a

Bismil Rabeta^{1*}, Aswan Tajuddin², Mohammad Abghi Firyal Ulhaq³, Agus Sugiharto⁴

^{1,2,3}Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan, Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma Komplek Bandara Halim Perdanakusuma, Jakarta, Indonesia

*Corresponding Author : bismilrabeta@gmail.com

Abstract – A turboprop engine is a hybrid engine that delivers thrust or jet thrust and also drives the propeller. This is basically similar to a turbojet except the turbine works through the main shaft which is connected to the reduction gear to rotate the propeller in front of the engine. This research was conducted to determine the development of engine performance in thermodynamic analysis so as to know the value of each parameter on an engine that has been developing for 20 to 50 years with different engine manufacturing. So that in this study a comparison of the thermodynamic analysis of the TPE-331, PT6A-42 and H85-200 engines was carried out. In the TPE331-10, PT6A-42, and H85-200 turboprop engines the value of fuel to air ratio and shaft work increases with increasing altitude while compressor work, fuel flow rate, shaft power, propeller thrust, jet thrust, total thrust, equivalent engine power and ESFC decrease with increasing altitude. Furthermore, the turbine's working value is relatively stable as the altitude increases. After that, the value of compressor work and turbine work on the PT6A-42 engine was greater than that of the TPE331-10, and H85-200 engines. However, the value of the fuel to air ratio, fuel flow rate, shaft power, jet thrust, equivalent engine power and ESFC on the H85-200 engine was greater than the TPE331-10 and PT6A engines. Furthermore, at sea level, the value of the axle, propeller thrust, and total thrust on the H85-200 engine is greater than that of the TPE331-10 and PT6A-42 engines but at an altitude of 25,000 ft, the PT6A-4 engine has a greater value than that of the TPE331-10 and PT6A-42 engines. TPE331-10, and H85-200 engines.

Keywords: Turboprop, Thermodynamic, Propeller, and ESFC.

I. PENDAHULUAN

L 410 NG adalah model terbaru dari pesawat L 410. Pengembangannya diluncurkan pada 2010 di bawah proyek MOSTA, produksi serial dimulai pada 2018. Model inovatif ini menawarkan *flight envelope* yang ditingkatkan, penggunaan teknologi canggih, dan *avionic* modern. Desain sayap yang baru dengan tangki bahan bakar terintegrasi memberikan peningkatan kapasitas bahan bakar, memungkinkan jangkauan dan daya tahan penerbangan yang jauh lebih lama. Perbaikan penting lainnya adalah peningkatan MTOW dan *payload*, yang menghasilkan kemampuan untuk membawa kargo 500 kg ekstra, dengan peningkatan volume yang disediakan oleh *nose extension*. Pesawat ini dilengkapi dengan mesin GE H85-200 yang lebih bertenaga yang disertifikasi pada tahun 2012 dan *propeller* AV 725. CASA C-212 merupakan pesawat yang ditenagai oleh dua *engine turboprop* untuk pesawat transportasi ringan dengan material logam dengan konfigurasi sayap *high wing* dan mempunyai jenis *fixed tricycle landing gear*. Pesawat ini dikenal dengan nama AVIOCAR yang digunakan untuk *runways* yang pendek baik pada saat *take off* dan *landing* (STOL). Pada eranya C-212 merupakan jawaban CASA untuk angkatan udara dibidang transportasi militer ringan yang dapat beroperasi di daerah yang minim infrastruktur dan landasan pacu yang tidak beraspal. AVIOCAR ini ditenagai oleh dua *engine turboprop* Garret TPE331-10 yang dirancang pada tahun 1959 dan disertifikasi pada tahun 1965, TPE331-10 adalah mesin *turboprop* pertama yang dikembangkan oleh perusahaan Garret Air Research dan kemudian pada tahun 1999 dibeli oleh perusahaan Honeywell. Pesawat

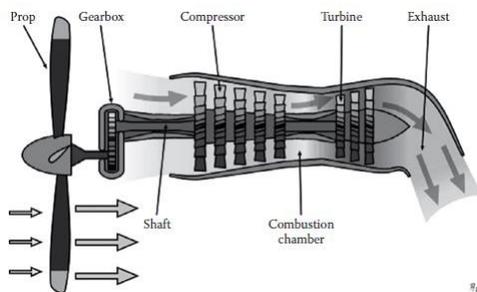
produksi dalam negeri N-219 Nurtanio, saat ini masih berada dalam tahapan pengujian untuk mendapatkan Sertifikasi Tipe (*Type Certificate*) dari Direktorat Kelaikudaraan dan Pengoperasian Pesawat Udara (DKUPPU) Kementerian Perhubungan Republik Indonesia dengan mengantongi lebih dari 200 jam uji terbang (*Flight Test*). Mesin yang digunakan oleh pesawat N-219 adalah mesin PT6A-42 berasal dari Pratt & Whitney yang disertifikasi pada tahun 1983. Mesin ini merupakan mesin *turboprop* dimana mesin *turboprop* ini sangat efektif dan cocok digunakan di Indonesia. Mesin *turboprop* merupakan mesin yang memiliki konsumsi bahan bakar yang paling rendah dibandingkan dengan turbojet dan turbofan untuk ukuran mesin yang sama, selain itu mesin *turboprop* juga memiliki kemampuan *short take-off landing* yang baik^[1] sehingga bisa digunakan untuk bandara perintis yang masih banyak terdapat di Indonesia. Untuk itu karena mesin penggerak *turboprop* ini dapat digunakan untuk bandara perintis yang ada di Indonesia maka sangat penting untuk mengetahui kinerja mesin dalam analisis termodinamika sehingga dapat mengetahui nilai parameter masing-masing pada mesin yang sudah mengalami pengembangan selama 20 hingga 50 tahun dengan manufaktur mesin yang berbeda. Sehingga pada penelitian ini dilakukan perbandingan analisis termodinamika mesin TPE-331-10, mesin PT6A-42 dan mesin H85-200. *Ouput* yang ingin didapatkan pada tiap-tiap mesin adalah gaya dorong *propeller*, kerja kompresor, *fuel to air ratio*, laju aliran bahan bakar, kerja turbin, kerja poros, daya poros, *propeller thrust*, *jet thrust engine*, *total thrust*, *equivalent engine power* dan *equivalent specific fuel consumption* (ESFC). Setelah itu,

dibandingkan nilai *output* ketiga mesin melalui grafik dan *persentase*.

II. METODE PENELITIAN

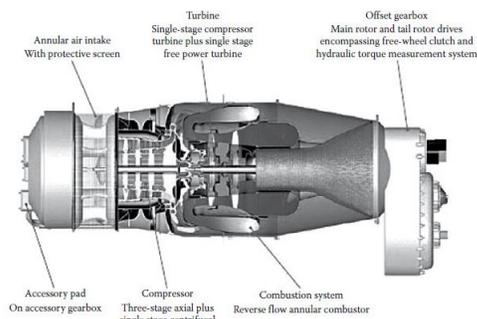
2.1. Mesin Turboprop

Mesin *turboprop* adalah mesin *hybrid* yang memberikan *thrust* atau *jet thrust* dan juga menggerakkan *propeller*. Ini pada dasarnya mirip dengan *turbojet* kecuali bahwa turbin bekerja melalui poros utama yang terhubung dengan *reduction gear* untuk memutar *propeller* di depan mesin (Gambar 2.1).



Gambar 2.1 Turboprop Engine [1]

Segara setelah turbojet pertama mengudara, mesin turboprop dikembangkan. Mesin turboprop memiliki konsep yang mirip dengan turbofan, meskipun memiliki *bypass ratio* yang lebih tinggi.

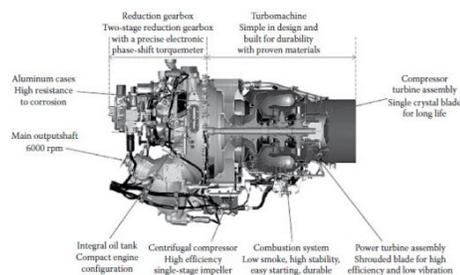


Gambar 2.2 PT6B [1]

Selain itu, alih-alih turbin yang menggerakkan *ducted fan*, turbin itu menggerakkan *propeller* eksternal sepenuhnya. *Turboprop* menggunakan

core turbin gas untuk memutar *propeller*. *Propeller* digerakkan baik oleh turbin generator gas (Gambar 2.2), atau oleh turbin lain yang diklasifikasikan sebagai turbin bebas atau turbin listrik (Gambar 2.3). Dalam hal ini, turbin bebas atau *free turbine* tidak bergantung pada turbin *compressor-drive* dan bebas berputar dengan sendirinya dalam aliran gas buang atau *exhaust* mesin. Konfigurasi lain dari turboprop turbin bebas memiliki arah gas dan udara *rear-to-front* yang tidak konvensional. Konfigurasi ini memberikan fleksibilitas tinggi dalam desain *nacelle* instalasi yaitu ruang di belakang mesin yang tidak digunakan untuk ujung saluran pembuangan bisa digunakan untuk sumur roda atau tangki bahan bakar. Kompresor merupakan gabungan dari desain aliran aksial atau sentrifugal. Contoh dari mesin tersebut adalah PT6, diproduksi oleh Pratt & Whitney dari Kanada.

Dalam kasus lain, *heavy gearbox* dipasang di antara turbin dan *propeller* dan memberikan pengurangan kecepatan hampir 1:15. Mesin turboprop menghasilkan dua gaya dorong, satu dengan *propeller* dan lainnya melalui *exhaust*. Thrust yang dikembangkan oleh *propeller* hampir 85% dari *total thrust*, sedangkan 15% sisanya diproduksi oleh *jet core exhaust* karena *low-speed exhaust*.



Gambar 2.3 PW200 [1]

Seperti yang dinyatakan sebelumnya, propeller berputar dengan kecepatan yang sangat rendah dibandingkan dengan kecepatan penggerak turbin. Pengurangan kecepatan bisa jadi 1:15. Pengurangan kecepatan ini diperlukan untuk dua alasan:

1. Gaya sentrifugal yang besar muncul dari putaran *propeller* berdiameter besar (2-4 m, atau bahkan lebih). Bilah ini dipasang ke *hub propeller* di konfigurasi kantilever *fixended*. Akibatnya, gaya sentrifugal tersebut menghasilkan tegangan tarik atau *tensile stress* yang besar di *blade root*. *Stress limitations* mengharuskan propeller berdiameter besar berputar pada kecepatan yang jauh lebih lambat. Ini adalah fakta bahwa tidak ada *propeller* yang dapat menahan *tensile force* (dan *stress* atau tegangan) yang dihasilkan saat diputar dengan kecepatan yang sama dengan turbin.
2. Karena rotasi atau putaran *propeller*, kecepatan relatif di *propeller tip* akan mendekati kecepatan suara sebelum pesawat mendekati kecepatan suara. Efek kompresibilitas ini ketika mendekati kecepatan suara membatasi desain *propeller*. Pada kecepatan terbang subsonik tinggi ($M > 0,7$), *propeller tip* dapat mendekati kecepatan supersonik. Jika ini terjadi, aliran dapat terpisah dan gelombang kejut dapat terbentuk. Akibatnya, kinerja mesin turboprop mengalami penurunan akibat efisiensi *propeller* yang buruk dan penurunan laju aliran udara ke dalam mesin.

2.1.1. Keuntungan dan Kerugian Mesin Turboprop

Keuntungan dari mesin Turboprop adalah:

1. Turboprop memiliki efisiensi bahan bakar yang tinggi, bahkan lebih besar dari mesin turbofan. Ini adalah karena sedikitnya aliran udara yang terbakar di dalam mesin. Mesin turboprop kemudian dapat menghasilkan thrust yang cukup besar pada konsumsi bahan bakar rendah.
2. Mesin turboprop dapat digunakan untuk Vertical Take-Off and Landing (VTOL). Pesawat Osprey V-22 adalah salah satu pesawat VTOL yang terkenal yang didukung oleh mesin turboprop.



Gambar 2.4 V-22 Osprey [1]

3. Mesin turboprop memiliki *take-off thrust* yang tinggi sehingga memungkinkan pesawat dapat *take-off* di *runway* yang pendek.
4. Mesin *turboprop* memiliki efisiensi propulsi tertinggi untuk kecepatan penerbangan 400 mph dibandingkan dengan mesin *turbofan* dan *turbojet*

Kerugian dari mesin *Turboprop* adalah:

1. Kebisingan dan getaran yang dihasilkan oleh *propeller* merupakan kelemahan yang signifikan.
2. Mesin *turboprop* terbatas pada penerbangan subsonik (kurang dari 400 mph) dan ketinggian yang rendah (di bawah 30.000 ft).
3. *Propeller* dan *reduction gear box*, *pitch control mechanism* dan turbin daya

berkontribusi bobot tambahan, sehingga mesin *turboprop* mungkin 1,5 kali berat *turbojet* konvensional dengan ukuran generator gas yang sama.

4. *Gearbox* ukuran besar yang terhubung ke *propeller* terletak di hulu udara inlet mesin. Dengan demikian, bentuk intake berbeda dengan mesin *turbojet* dan mesin *turbofan*. Selain itu, *gearbox* (biasanya versi *single* atau *double planetary*) memiliki banyak bagian bergerak yang dapat rusak dan dapat mengotori aliran udara masuk kemesin.

2.1.2. Klasifikasi Mesin Turboprop

Ada banyak kesamaan antara mesin piston dan mesin *turboprop*, seperti yang akan dijelaskan.

1. Berdasarkan konfigurasi mesin pesawat

Mesin *turboprop* dapat berupa jenis *tractor* (kadang-kadang diidentifikasi sebagai *puller*) atau tipe *pusher*. Kata *puller (tractor)* berarti mesin turboprop dengan *propeller* yang mendahului *intake* dan kompresor. *Thrust force* (sebagian besar dihasilkan oleh *propeller*) dengan demikian merupakan *pulling force*. Sebagian besar pesawat digerakkan oleh konfigurasi *puller (tractor)*. Jika *propeller downstream* dari *inlet* dan kompresor, maka *turboprop* jenis ini diidentifikasi sebagai pendorong, ditunjukkan pada **Gambar 2.5**.



Gambar 2.5 Pusher Configuration of Jetcruzer 500, AASI Airplane ^[1]

Keuntungan dari mesin *pusher turboprop*:

- a. Aliran udara yang berkualitas lebih tinggi (*clean*) terjadi di atas sayap.
- b. Suara mesin di area kabin berkurang.
- c. Bidang pandang depan pilot ditingkatkan.

Kerugian dari mesin *pusher turboprop*:

- a. Heavy *Gearbox* ada di belakang, yang menggeser pusat gravitasi ke belakang sehingga mengurangi stabilitas longitudinal.
- b. *Propeller* lebih mungkin rusak oleh puing-puing yang beterbangan saat mendarat.
- c. Masalah pendinginan mesin lebih parah.

Konfigurasi "pusher" tidak terlalu umum.

Contoh:

Jetcruzer 500 didukung oleh Pratt & Whitney Canada (PT6A-66) dengan lima blades dengan kecepatan konstan.

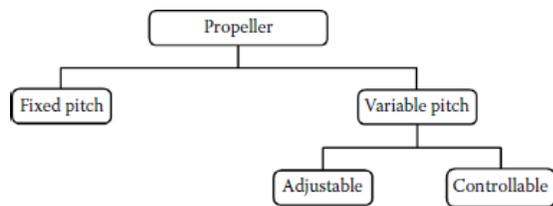
2. Hartzell *propeller*

Keuntungan dari mesin *turboprop puller (tractor)*:

1. *Heavy Gearbox* ada di depan, yang membantu menggerakkan pusat gravitasi maju dan karena itu memungkinkan tail yang lebih kecil untuk stabilitas.
2. *Propeller* bekerja pada *free stream* yang tidak terganggu. Ada yang lebih efektif dari *cooling air* untuk mesin.

Kerugian dari mesin *turboprop puller (tractor)*:

- a. Slipstream *propeller* mengganggu kualitas aliran udara di atas sayap.
- b. Peningkatan kecepatan dan turbulensi aliran di atas fuselage akibat adanya *propeller slipstream* meningkatkan skinfriction lokal pada fuselage



Gambar 2.6 Klasifikasi *Propeller*

Contoh:

Sebagian besar, jika tidak semua, pesawat yang ditenagai oleh *turboprop* memiliki konfigurasi *puller*. Pratt & Whitney Canada (PW 120A), yang menggerakkan pesawat Dash 8, adalah sebuah model untuk tipe ini.

3. *Propeller-engine coupling*

Klasifikasi ini telah disebutkan dan bergantung pada cara *propeller* dan turbin digabungkan. *Propeller* mungkin digerakkan oleh gas generator atau dengan turbin terpisah (diidentifikasi sebagai "*free power*" turbin).

4. *Number of spools*

Mesin *turboprop* dapat berupa *single*, *double*, atau *triple spool*. *Propeller* didorong oleh generator gas ditemukan baik dalam mesin *turboprop single* atau *double spool*. Sebaliknya, *propeller* yang digerakkan oleh *free power turbine* dapat menjadi bagian dari sebuah mesin *turboprop double* atau *triple spool*. Jumlah *spool* sama dengan jumlah turbin di mesin.

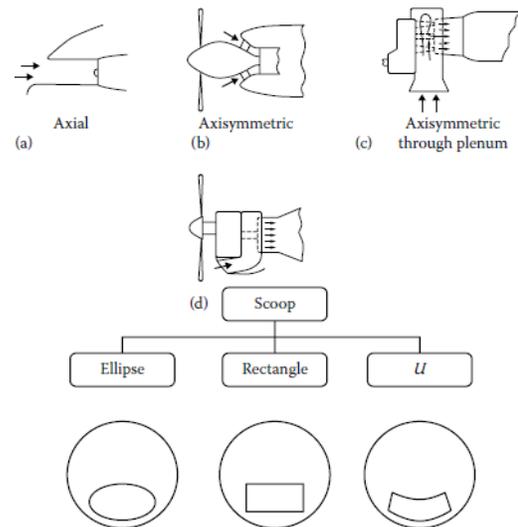
5. *Tipe Propeller*

Jenis *propeller* juga dapat diklasifikasikan, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.5, sebagai *fixed-pitch* atau *variable pitch*. *Propeller variable pitch* selanjutnya dapat dibagi lagi menjadi *adjustable* atau *controlable pitch*.

6. *Tipe Intake*

Intake mungkin memiliki bentuk yang berbeda, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.7. Bentuk-bentuk ini tergantung pada ukuran dan lokasi *reduction gearbox* yang digabungkan

dengan *propeller*. Bentuk dari *intake* dapat berupa *axial*, *axisymmetric*, *axisymmetric through plenum* atau *scoop*, yang pada gilirannya, mungkin berbentuk *elips*, persegi panjang, *annular*, atau sebuah *u-shape*.



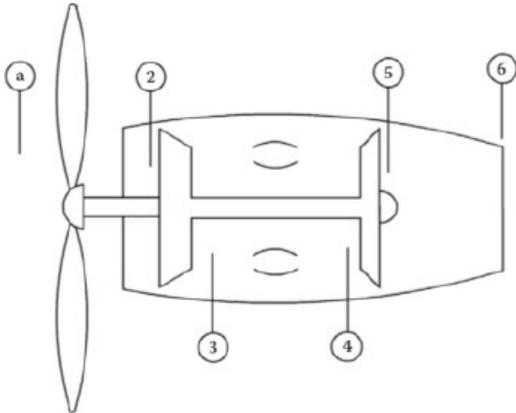
Gambar 2.7 Tipe-tipe *Inlet* [1]

2.2. Analisis Termodinamika Mesin

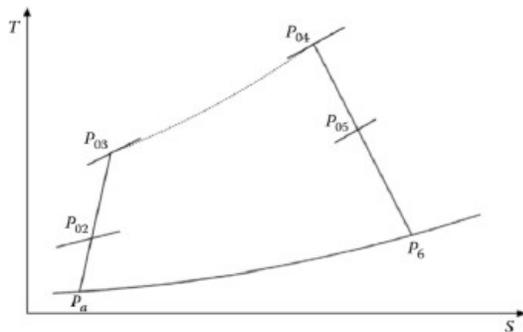
Dalam menganalisis kinerja mesin *turboprop* maka terlebih dahulu dilakukan studi literatur untuk mengetahui parameter-parameter yang dibutuhkan dalam perhitungan sesuai dengan referensi yang ada.

2.2.1. *Single-Spool* dan *Double-Spool Turboprop*

Jenis *spool* dari mesin TPE331-10 memiliki poros tunggal, sedangkan mesin PT6A-42 dan H85-200 memiliki poros ganda. Diagram temperature-entropy untuk *single spool* pada gambar 2.8 dan 2.9.



Gambar 2.8 Layout dari Single Spool Turboprop [1]



Gambar 2.9 Diagram Temperature–Entropy Dari Single Spool Turboprop [1]

Kecepatan terbang dilambangkan sebagai

$$U = M_a \sqrt{\gamma R T_a}$$

Panas spesifik pada lokasi yang berbeda dapat dinyatakan sebagai berikut:

$$\gamma_c = \frac{c_{pc}}{(c_{pc}-R)}, \quad \gamma_{cc} = \frac{c_{pcc}}{(c_{pcc}-R)},$$

$$\gamma_t = \frac{c_{pt}}{(c_{pt}-R)}, \quad \gamma_n = \frac{c_n}{(c_n-R)}$$

1. Intakes

Intakes memiliki isentropic efficiency η_d , temperatur dan tekanan udara sekitar adalah P_a dan T_a dan kecepatan terbang

sonic M_a . Temperatur dan tekanan pada saat keluar dari intake yaitu:

$$P_{02} = P_a \left(1 + \eta_d \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \dots \dots \dots (2.1)$$

$$T_{02} = T_a \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right) \dots \dots \dots (2.2)$$

2. Compressor

Untuk compressor pressure ratio yang diketahui π_c merupakan isentropic efficiency η_c dimana temperatur dan tekanan yang keluar dari compressor merupakan power specific compressor sebagai berikut :

$$P_{03} = (P_{02})(\pi_c) \dots \dots \dots (2.3)$$

$$T_{03} = T_{02} \left(1 + \frac{\pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\eta_c}} - 1}{\eta_c} \right) \dots \dots \dots (2.4)$$

$$\Delta h_c = C_{pc}(T_{03} - T_{02}) \dots \dots \dots (2.5)$$

3. Combustion Chamber

Proses pembakaran berlangsung didalam ruang bakar dengan efisiensi η_b , Sementara produk dari pembakaran mengalami penurunan tekanan sebesar $-\Delta P$. Tekanan keluar dari ruang bakar dan perbandingan bahan bakar terhadap udara diberikan sebagai berikut :

$$P_{04} = (1 - \Delta P)P_{03} \dots \dots \dots (2.6)$$

$$f = \frac{C_{pcc}T_{04} - C_{pcc}T_{03}}{\eta_b Q_R - C_{pcc}T_{04}} \dots \dots \dots (2.7)$$

Dari intake sampai dengan combustion chamber untuk jenis poros tunggal dan ganda masih memiliki nilai yang sama. Namun untuk poros yang ganda ada tambahan parameter setelah melewati combustion chamber yaitu generator gas, sebagai berikut:

Kesetimbangan energi antara kompresor dan turbin tekanan tinggi memberikan persamaan:

$$\frac{\Delta h_c}{\eta_{mc}} = \eta_{mt} \Delta h_t \dots \dots \dots (2.8)$$

Kerja spesifik yang dihasilkan dalam turbin sebagai gas generator adalah

$$\Delta h_t = C_{pt}(T_{04} - T_{05})(1 + f - b) \dots \dots \dots (2.9)$$

Dari persamaan 2.8 dan 2.9 diketahui temperatur masuk turbin, sehingga temptur yang keluar dari turbin adalah:

$$T_{05} = T_{04} - \frac{C_{pc}(T_{03} - T_{02})}{C_{pt}\eta_{mc}\eta_{mt}(1+f-b)} \dots \dots \dots (2.10)$$

Untuk efisiensi isentropik dari gas generator turbin, tekanan keluar P_{05} sebagai berikut

$$P_{05} = P_{04} \left(1 - \frac{T_{04} - T_{05}}{\eta_t T_{04}}\right)^{\gamma_t / \gamma_t - 1} \dots \dots \dots (2.11)$$

4. Turbine Untuk Single Spool Turboprop

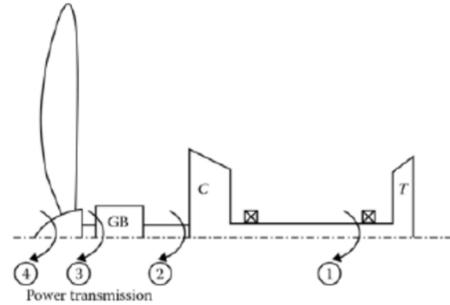
Output power dari turbine berkurang akibat adanya gesekan dari bantalan yang menyangga poros turbine. Kerugian ini dihitung sebagai turbine mechanical efficiency, η_{mt} . Selain itu, kerugian mekanikal yang dihasilkan pada bantalan yang menyangga kompresor dihitung sebagai kerugian yang disebut dengan compressor mechanical efficiency, η_{mc} . Perbedaan antara turbine dan compressor power terletak reduction gearbox, dimana kerugian akibat gesekan dihasilkan dan dihitung sebagai gearbox mechanical efficiency η_g . Pada akhirnya output power yang dihasilkan dari propeller dinamakan propeller efficiency η_{pr} .

Telah ditunjukkan oleh Lancaster terdapat kecepatan exhaust optimum yang menghasilkan maksimum thrust untuk kecepatan terbang yang diberikan, turbine inlet temperature dan efisiensi yang diberikan.

Keterangan dari gambar 2.11 sebagai berikut:

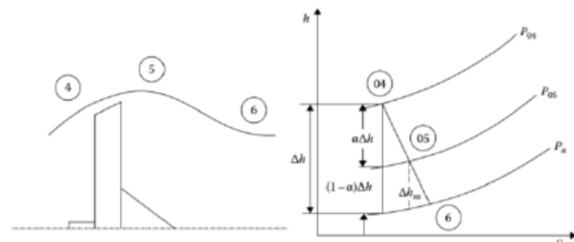
Δh = Penurunan entalpi terjadi pada turbin dan exhaust nozzle.

$\alpha \Delta h = \Delta h_{ts}$ dimana bagian dari Δh yang tersedia dari isentropic turbine yang mempunyai perbandingan tekanan aktual.



- Pada Station 1, $\eta_{mt} W_t$
- Pada Station 2, $\eta_{mt} W_t - \frac{W_c}{\eta_{mc}}$
- Pada Station 3, $\eta_{gb} \left(\eta_{mt} W_t - \frac{W_c}{\eta_{mc}} \right)$
- Pada Station 4, $\eta_{pr} \eta_g \left(\eta_{mt} W_t - \frac{W_c}{\eta_{mc}} \right)$

Gambar 2.10. Power Transmission Melalui Single Spool Turboprop Engine



Gambar 2.11 Ekspansi Di Turbin Dan Nozel Dari Single Spool Turboprop Engine

$$\Delta h_{ns} = (1 - \alpha)\Delta h \dots \dots \dots (2.12)$$

dimana merupakan bagian dari Δh yang ada pada isentropic nozzle.

η_t = Isentropic Efficiency Turbine

η_n = Isentropic Efficiency Of The Exhaust Nozzle

sehingga persamaan Δh menjadi:

$$\Delta h = C_{pt} T_{04} \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_{04}} \right)^{\gamma_h - 1 / \gamma_h} \right] \dots \dots \dots (2.13)$$

perbandingan antara panas spesifik dengan turbine dan nozzle adalah konstan sehingga:

$$\gamma_t = \gamma_n = \gamma_h \dots \dots \dots (2.14)$$

Kecepatan gas di *exhaust* U_e dinyatakan dalam hubungan sebagai berikut

$$\frac{U_e^2}{2} = \eta_n(1 - \alpha)\Delta h \dots (2.15)$$

$$U_e = \sqrt{2(1 - \alpha)\Delta h\eta_n} \dots (2.16)$$

thrust yang dihasilkan oleh *propeller* T_{pr} adalah

$$T_{pr} = \frac{\dot{m}_a \eta_{pr} \eta_g W_{shaft}}{U} \dots (2.17)$$

Shaft Power

$$W_{shaft} = \eta_{mt}(1 + f - b)\Delta h_t - \frac{\Delta h_c}{\eta_{mc}} \dots (2.18)$$

dimana *turbine specific power* adalah

$$\Delta h_t = \eta_t \alpha \Delta h \dots (2.19)$$

\dot{m}_a adalah laju udara terinduksi per detik dan perbandingan bahan bakar dengan udara serta perbandingan bleed didefinisikan sebagai:

$$U_e = U \frac{\eta_n}{\eta_{pr} \eta_g \eta_{mt} \eta_t} \dots (2.26)$$

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \text{ dan } b = \frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_a} \dots (2.20)$$

$$T_{pr} = \frac{\dot{m}_a \eta_{pr} \eta_g}{U} \left[(1 + f - b)\Delta h_t - \frac{\Delta h_c}{\eta_{mc}} \right] \dots (2.21)$$

Thrust force yang didapatkan dari gas *exhaust* yang meninggalkan *Nozzle* disingkat dengan T_n , jika laju aliran massa bahan bakar dan aliran bertekanan dari kompresor diperhitungkan sehingga menghasilkan hubungan:

$$T_n = \dot{m}_a [(1 + f - b)U_e - U] \dots (2.22)$$

dengan demikian *total thrust*

$$T_n = \dot{m}_a [(1 + f - b)U_e - U] \dots (2.22)$$

dengan demikian *total thrust*

$$T = T_{pr} + T_n \dots (2.23)$$

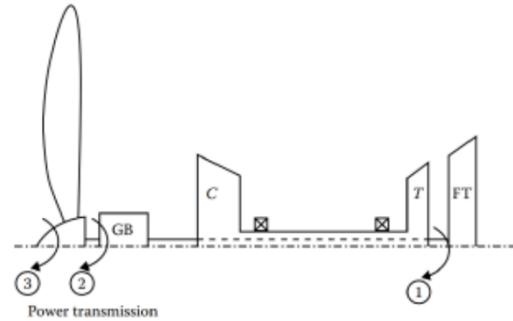
$$\frac{T}{\dot{m}} = \frac{\eta_{pr} \eta_g}{U} \left[(1 + f - b)\eta_{mt} \eta_t \alpha \Delta h - \frac{\Delta h_c}{\eta_{mc}} \right]$$

$$+ [(1 + f - b)\sqrt{2(1 - \alpha)\Delta h\eta_n} - U] \dots (2.24)$$

dengan mensubstitusi nilai dari α pada persamaan (2.21) diatas untuk menghasilkan maksimum harga *thrust force*. Maka persamaan yang digunakan untuk kecepatan *exhaust gas* adalah

$$U_e = U \frac{\eta_n}{\eta_{pr} \eta_g \eta_{mt} \eta_t} \dots (2.26)$$

5. Free Power Turbine Untuk Double Spool Turboprop Engine



Pada Station 1, $\eta_{mft} W_{ft}$

Pada Station 2, $\eta_{gb} \eta_{mft} W_{ft}$

Pada Station 3, $\eta_{pr} \eta_{gb} \eta_{mft} W_{ft}$

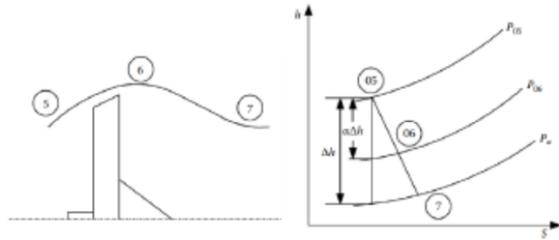
Gambar 2.12 Daya Tranmisi Untuk Mesin Poros Ganda

Pada gambar 2.12 ditunjukkan aliran daya dari *free turbine* ke *propeller*. Kerja yang dihasilkan oleh *free power turbine* per satuan massa yang diberikan kedalam *engine* adalah:

$$\Delta h_{ft} = C_{pft}(1 + f - b)(T_{05} - T_{06}) \dots (2.27)$$

Dari persamaan diatas maka temperatur T_{06} tidak diketahui dan tidak dapat dihitung. Oleh karena itu, prosedur yang sama dengan *single turboprop* akan digunakan. Untuk proses ekspansi berlebih pada *free power turbine* dan *nozzle* dimana $\Delta h =$ entalpi turun secara *isentropic* didalam turbin dan *exhaust nozzle*, jika diasumsikan ekspansi keseluruhan terjadi menuju ke tekanan disekitar mesin maka diasumsikan tekanan didalam *nozzle* $P_7 = P_a$ yang dihitung sebagai berikut:

$$\Delta h = C_{pt} T_{05} \left[1 - \left(\frac{P_7}{P_{05}} \right)^{\gamma_t - 1 / \gamma_t} \right] \dots (2.28)$$



Gambar 2.13 Ekspansi Di Turbin Dan Nozel Untuk *Double Spool Turboprop Engine*

$\alpha\Delta h = \Delta h_{fts}$ dimana bagian dari Δh akan ada dari bentuk *free power* turbine yang mempunyai perbandingan tekanan aktual:

$$\Delta h_{ft} = \eta_{ft} \Delta h_{ft} \dots\dots\dots(2.29)$$

η_{ft} = efisiensi isentropic dari *free power turbine*.

Mengikuti prosedur yang sama seperti sebelumnya maka pada poros ganda untuk menentukan optimum α , *propeller thrust* dan *exhaust thrust* ditentukan lewat hubungan:

$$T_{pr} = \frac{\dot{m}_a \eta_{pr} \eta_g}{U} [(1 + f - b) \eta_{mft} \eta_{ft} \alpha \Delta h] \dots\dots\dots(2.30)$$

$$T_n = \dot{m}_a [(1 + f - b) U_e - U] \dots\dots\dots(2.31)$$

Maka gaya dorong total (*Total Thrust*):

$$\frac{T}{\dot{m}} = \frac{\eta_{pr} \eta_g}{U} [(1 + f - b) \eta_{mft} \eta_{ft} \alpha \Delta h] + [(1 + f - b) \sqrt{2(1 - \alpha) \Delta h \eta_n} - U] \dots\dots\dots(2.32)$$

Dimana η_{mft} merupakan efisiensi mekanikal untuk *free power turbine*. Dengan memaksimalkan *thrust* T untuk efisiensi komponen, kecepatan terbang dan Δh menghasilkan harga optimum dari α_{opt} :

$$\alpha_{opt} = 1 - \frac{U^2}{2\Delta h} \left(\frac{\eta_n}{\eta_{pr}^2 \eta_g^2 \eta_{mt}^2 \eta_{ft}^2} \right) \dots\dots\dots(2.33)$$

Kecepatan aliran gas dihasilkan dari:

$$U_e = U \frac{\eta_n}{\eta_{pr} \eta_g \eta_{mft} \eta_{ft}} \dots\dots\dots(2.34)$$

2.3. Equivalent Engine Power

2.3.1. Kondisi Statis

Selama pengujian atau kondisi take-off, total equivalent horsepower (TEHP) sama dengan shaft horsepower (SHP) ditambah SHP equivalent dengan daya dorong jet. Untuk estimasi, diasumsikan bahwa pada kondisi statis permukaan laut, satu SHP adalah setara dengan sekitar 2,6 lb jet dorong. Jadi

$$(TEHP)_{take-off} = SHP + \frac{Jet Thrust(lb)}{2.6} \dots\dots\dots(2.35)$$

Jika beralih ke Satuan Internasional (SI), maka

$$[TEP(kW)]_{take-off} = SP(kW) + \frac{Jet Thrust(Newton)}{8.5} \dots\dots\dots(2.36)$$

Nilai Thrust pada Ground Testing atau selama Take-off adalah

$$T = \dot{m}(1 + f - b) U_e \dots\dots\dots(2.37)$$

2.3.2. Operasi Terbang

Untuk sebuah mesin *turboprop* selama terbang, *equivalent shaft horsepower* (ESHP) sama dengan SHP ditambah *jet thrust power*.

$$ESHP = SHP + \frac{T \times U}{Constant \times \eta_{pr}} \dots\dots\dots(2.38)$$

Dimana *Thrust* adalah

$$T = \dot{m} [(1 + f - b) U_e - U] \dots\dots\dots(2.40)$$

ESHP jika beralih ke Satuan Internasional(SI), maka

$$Equivalent Power (kW) = P_{Propeller} + P_{Jet} \dots\dots\dots(2.41)$$

2.4. Fuel Consumption

Untuk mesin *turbojet* dan *turbofan*, *fuel consumption* diidentifikasi dengan *thrust specific fuel consumption* (TSFC), ditentukan dengan

$$TSFC = \dot{m}_f / T \dots\dots\dots(2.42)$$

Dalam satuan kg fuel/N.h. Sedangkan, untuk mesin turboprop, fuel consumption diidentifikasi dengan equivalent specific fuel consumption (ESFC), ditentukan sebagai

$$ESFC = \frac{\dot{m}_f}{ESHP} \dots \dots \dots (2.43)$$

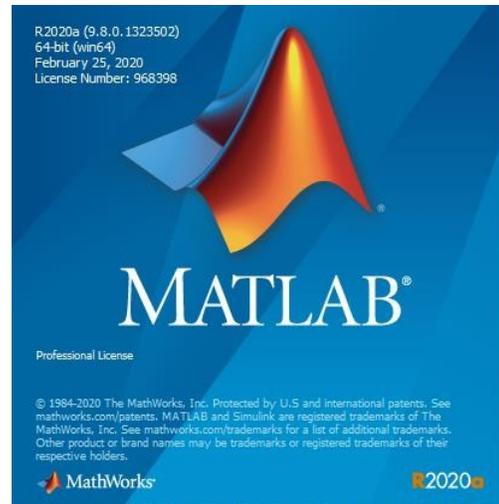
Dinyatakan dalam satuan lb fuel/hp.h atau kg fuel/kW.h.

Nilai tipikal untuk ESFC adalah 0.45 - 0.60 lbfuel/hp.h, atau 0.27 – 0.36 kg fuel/kW.h.

2.5. Gambaran Umum Aplikasi Matlab R2020a

Matlab adalah bahasa pemrograman level tinggi yang dikhususkan untuk komputasi teknis. Bahasa ini mengintegrasikan kemampuan komputasi, visualisasi dan pemrograman dalam sebuah lingkungan yang tunggal dan mudah digunakan. Matlab memberikan sistem interaktif yang menggunakan konsep *array/matrix* sebagai standar variabel elemennya tanpa membutuhkan pen-deklarasi-an *array* seperti pada bahasa lainnya.

Matlab dikembangkan oleh MathWorks, yang pada awalnya dibuat untuk memberikan kemudahan mengakses data matrik pada proyek LINPACK dan EISPACK. Selanjutnya menjadi sebuah aplikasi untuk komputasi matrik. Dari sejak awal dipergunakan, matlab memperoleh masukan ribuan pemakai. Dalam lingkungan pendidikan ilmiah menjadi alat pemrograman standar bidang matematika, rekayasa dan keilmuan terkait. Dan dalam lingkungan industri menjadi pilihan paling produktif untuk riset, pengembangan dan analisa.



Gambar 2.14 Matlab R2020a

Matlab menyediakan beberapa pilihan untuk dipelajari, mempelajari metoda visualisasi saja, pemrograman saja atau kedua-duanya. Kemudahan yang ditawarkan sama sekali bukan tandingan bahasa pemrograman yang lain, karena bahasa pemrograman yang lain memang tidak menawarkan kemudahan serupa.

Matlab memang dihadirkan bagi orang-orang yang tidak ingin disibukkandengan rumitnya sintak dan alur logika pemrograman, sementara pada saat yang sama membutuhkan hasil komputasi dan visualisasi yang maksimal untuk mendukung pekerjaannya. Selain itu Matlab juga memberikan keuntungan bagi *programer-developer* program yaitu untuk menjadi program pembanding yang sangat handal, hal tersebut dapat dilakukan karena kekayaannya akan fungsi matematika, fisika, statistik dan visualisasi.

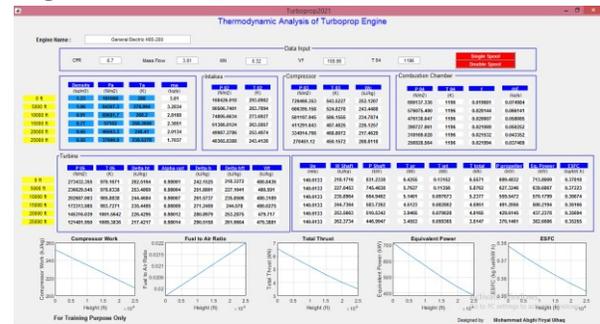
III.HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1. Analisis Turboprop Engine

Analisis Turboprop Engine Menggunakan Software

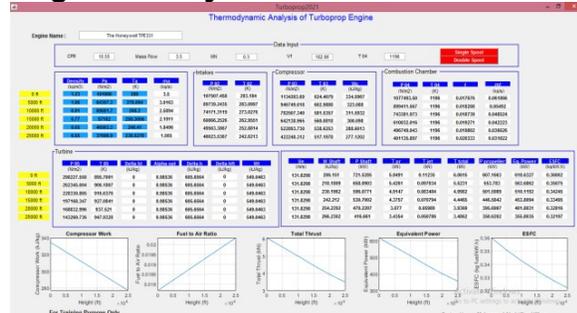
Analisis perhitungan pada mesin turboprop TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 dilakukan pada kecepatan jelajah maksimum (*cruising speed*) dengan beberapa variasi ketinggian, yaitu pada ketinggian 0 ft, 5000 ft, 10000 ft, 15000 ft, 20000 ft, dan 25000 ft.

Engine General Electric H85-200



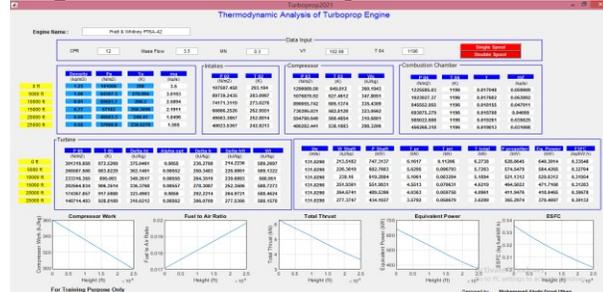
Gambar 4.3 Hasil GUI Analisis Termodinamika Turboprop H85-200

Engine Honeywell TPE331-10



Gambar 4.1 Hasil GUI Analisis Termodinamika Turboprop TPE331-10

Engine Pratt & Whitney PT6A-42



Gambar 4.2 Hasil GUI Analisis Termodinamika Turboprop PT6A-42

Analisis Turboprop Engine Menggunakan Perhitungan Manual

Analisis perhitungan manual pada mesin turboprop TPE331-10 dilakukan pada kecepatan jelajah maksimum pesawat CASA 212 dengan ketinggian sea level. Diketahui nilai parameter pada pesawat CASA 212 dengan engine TPE331-10 pada ketinggian sea level adalah sebagai berikut:

- Mach number* (M_a) = 0.3 M
- Air flow rate* (\dot{M}_a) = 3.5 kg/s
- Composer pressur ratio* (π_c) = 10.55
- Temperature* = 288 K
- Pressure* = 101000 N/m³
- Density* (ρ) = 1.23 kg/m³
- Flight speed* (U) = 102.06 m/s

1. P_{02} = Pressure pada stage 2 (Intake)

$$P_{02} = P_a \left(1 + \eta_d \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right)^{\gamma_c / \gamma_c - 1}$$

$$= 101000 \left(1 + 1 \cdot \frac{1.4 - 1}{2} 0.3^2 \right)^{1.4 / 1.4 - 1}$$

$$= 107507.5 \text{ N/m}^2$$

2. T_{02} = Temperature diffuser

$$T_{02} = T_a \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right)$$

$$= 288 \left(1 + \frac{1.4 - 1}{2} 0.3^2 \right)$$

$$= 293.184 \text{ K}$$

3. P_{03} = Pressure pada stage 3 (Compressor)

$$\begin{aligned} P_{03} &= (P_{02})(\pi_c) \\ &= (107507.5)(10.55) \\ &= 1134203.69 \text{ N/m}^2 \end{aligned}$$

4. T_{03} = Temperature compressor

$$\begin{aligned} T_{03} &= T_{02} \left(1 + \frac{\pi_c^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1}{\eta_c} \right) \\ &= 293.184 \left(1 + \frac{10.55^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1}{0.85} \right) \\ &= 624.47 \text{ K} \end{aligned}$$

5. Δh_c = Perubahan entalpi compressor

$$\begin{aligned} \Delta h_c &= C_{pc}(T_{03} - T_{02}) \\ &= 1.01(624.47 - 293.184) \\ &= 334.6 \text{ kJ/kg} \end{aligned}$$

6. P_{04} = Pressure pada stage 4 (Combustion Chamber)

$$\begin{aligned} P_{04} &= (1 - \Delta P)P_{03} \\ &= (1 - 0.05)1134203.69 \\ &= 1077494 \text{ N/m}^2 \end{aligned}$$

7. Fuel to air ratio

$$\begin{aligned} f &= \frac{C_{pcc}T_{04} - C_{pcc}T_{03}}{\eta_b Q_R - C_{pcc}T_{04}} \\ &= \frac{1.13 \times 1196 - 1.13 \times 624.47}{0.98 \times 43000 - 1.13 \times 1196} \\ &= 0.0177 \end{aligned}$$

8. Fuel flow rate

$$\begin{aligned} m_f &= m_a \times f \\ &= 3.5 \times 0.0177 \\ &= 0.0619 \text{ kg/s} \end{aligned}$$

9. Δh = Perubahan entalpi

$$\begin{aligned} \Delta h &= C_{pt}T_{04} \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma_h-1}{\gamma_h}} \right] \\ &= \\ &= 1.14 \times 1196 \left[1 - \left(\frac{101000}{1077494} \right)^{1.33-1/1.33} \right] \\ &= 605.66 \text{ kJ/kg} \end{aligned}$$

10. α = Alpha optimum

$$\begin{aligned} \alpha_{opt} &= 1 - \frac{U^2}{2\Delta h} \left(\frac{\eta_n}{\eta_{pr}^2 \eta_g^2 \eta_{mt}^2 \eta_t^2} \right) \\ &= \\ &= 1 - \frac{102.06^2}{2 \times 605.66} \left(\frac{0.98}{(0.85 \times 0.99 \times 0.98 \times 0.92)^2} \right) \\ &= 0.985 \end{aligned}$$

11. U_e = Exhaust speed

$$\begin{aligned} U_e &= U \frac{\eta_n}{\eta_{pr} \eta_g \eta_{mt} \eta_t} \\ &= 102.06 \times \frac{0.98}{0.85 \times 0.99 \times 0.98 \times 0.92} \\ &= 131.83 \text{ m/s} \end{aligned}$$

12. Δh_t = Perubahan entalpi turbine

$$\begin{aligned} \Delta h_t &= \eta_t \alpha \Delta h \\ &= 0.82 \times 0.985 \times 605.66 \\ &= 549.05 \text{ kJ/kg} \end{aligned}$$

13. W_{shaft} = Kerja poros

$$\begin{aligned} W_{shaft} &= \eta_{mt}(1 + f)\Delta h_t - \frac{\Delta h_c}{\eta_{mc}} \\ &= 0.98(1 + 0.0177)549.05 - \frac{334.6}{0.98} \\ &= 206.15 \text{ kJ/kg} \end{aligned}$$

14. P_s = Daya poros

$$\begin{aligned} P_s &= m_a \times W_s \\ &= 3.5 \times 206.15 \\ &= 206.15 \text{ kW} \end{aligned}$$

15. T_{pr} = Propeller thrust

$$\begin{aligned} T_{pr} &= \frac{\dot{m}_a \eta_{pr} \eta_g W_{shaft}}{U} \\ &= \frac{3.5 \times 0.85 \times 0.99 \times 206.15}{102.06} \\ &= 5.95 \text{ kN} \end{aligned}$$

16. T_j = Jet thrust

$$\begin{aligned} T_j &= \dot{m}_a [(1 + f)U_e - U] \\ &= 3.5[(1 + 0.0177)131.83 - 102.06] \\ &= 112.35 \text{ N} = 0.11 \text{ kN} \end{aligned}$$

17. T = Total thrust

$$\begin{aligned} T &= T_{pr} + T_j \\ &= 5.95 + 0.11 \\ &= 6.06 \text{ kN} \end{aligned}$$

18. $P_{pr} = \text{Daya Propeller}$

$$P_{pr} = U \times T_{pr}$$

$$= 102.06 \times 5.95$$

$$= 607.17 \text{ kW}$$

19. $Eq_p = \text{Equivaent engine power}$

$$Eq_p = P_{pr} + (U \times T_j)$$

$$= 607.17 + (102.06 \times 0.11)$$

$$= 618.63 \text{ kW}$$

20. ESFC

$$ESFC = \frac{m_f}{Eq_p} \times 3600$$

$$= \frac{0.0619}{618.63} \times 3600$$

$$= 0.36 \frac{\text{kg}}{\text{kWh}}$$

3.2. Perbandingan Analisis Termodinamika Turboprop Engine

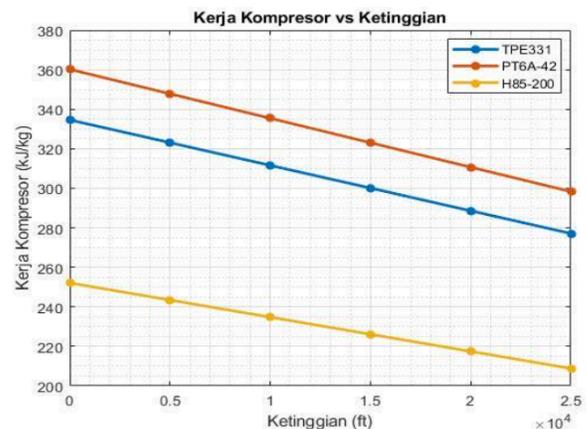
Setelah mengetahui hasil analisis perhitungan dengan memakai GUI Matlab, maka akan dilakukan perbandingan. Perbandingan termodinamika turboprop engine akan dilakukan pada engine TPE331-10, PT6A-42, dan H85-200.

3.2.1. Kerja Kompresor

Pada gambar 4.4 ditunjukkan grafik kerja kompresor terhadap variasi ketinggian untuk setiap engine. Pada grafik tersebut dapat dilihat bahwa seiring dengan kenaikan ketinggian maka kerja kompresor mengalami penurunan karena suhu mengalami penurunan seiring kenaikan ketinggian. Pada grafik tersebut juga ditunjukkan bahwa kerja kompresor untuk mesin PT6A-42 memiliki nilai yang lebih tinggi 7.1% dibandingkan dengan kerja kompresor mesin TPE-331 dan 30% dibandingkan dengan kerja kompresor mesin H85-200 karena nilai compressor pressure ratio mesin PT6A-42 lebih tinggi dibandingkan dengan TPE-331 dan H85-200.

Tabel 4.1 Perbandingan Kerja Kompresor antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 terhadap Variasi Ketinggian

Ketinggian (ft)	Kerja Kompresor (kJ/kg)		
	TPE331-10	PT6A-42	H85-200
0	334.60	360.19	252.12
5000	323.09	347.81	243.45
10000	311.59	335.43	234.79
15000	300.10	323.06	226.13
20000	288.60	310.68	217.46
25000	277.12	298.32	208.81



Gambar 4.4 Grafik Perbandingan Kerja Kompresor antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 terhadap Variasi Ketinggian

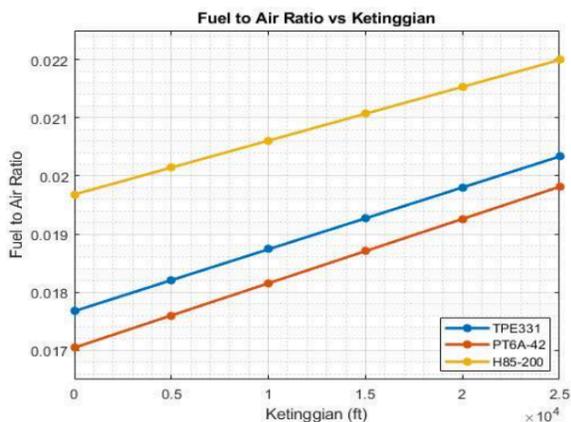
3.2.2. Fuel to Air Ratio

Fuel to air ratio merupakan perbandingan campuran bahan bakar dan udara yang digunakan untuk proses pembakaran. Pada gambar 4.5 ditunjukkan perbandingan grafik mesin TPE-331-10, PT6A-42 dan HE85-200 terhadap variasi ketinggian. Pada grafik tersebut ditunjukkan bahwa seiring kenaikan ketinggian maka rasio pencampuran bahan bakar dan udara mengalami peningkatan. Hal ini diakibatkan oleh suhu yang semakin rendah pada stage kompresor seiring dengan kenaikan ketinggian. Pada grafik tersebut ditunjukkan bahwa nilai fuel to

air ratio terendah ada pada mesin PT6A-42 karena mesin ini memiliki nilai compressor pressure ratio yang tinggi dibandingkan dengan TPE-331 dan H85-200. Nilai persentase jumlah campuran bahan bakar dan udara untuk mesin PT6A-42 rata-rata 3.04% lebih rendah dibandingkan TPE-331 dan 11.60% dibandingkan H85-200 terhadap variasi ketinggian.

Tabel 4.2 Perbandingan Fuel to Air Ratio antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 terhadap Variasi Ketinggian

Ketinggian (ft)	Fuel to Air Ratio		
	TPE331-10	PT6A-42	H85-200
0	0.0177	0.0170	0.0197
5000	0.0182	0.0176	0.0201
10000	0.0187	0.0182	0.0206
15000	0.0193	0.0187	0.0211
20000	0.0198	0.0193	0.0215
25000	0.0203	0.0198	0.0220



Gambar 4.5 Grafik Perbandingan Fuel to Air Ratio antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 terhadap Variasi Ketinggian

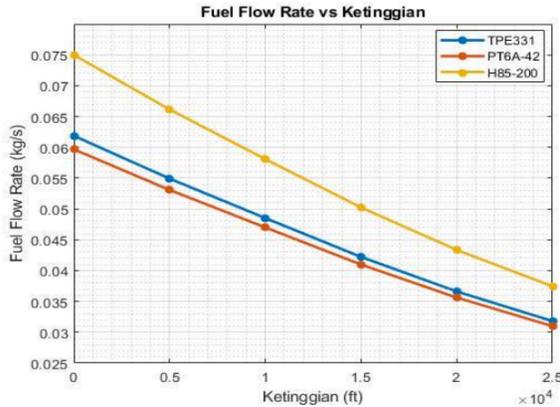
3.2.3. Fuel Mass Flow Rate

Fuel mass flow rate merupakan nilai aliran massa bahan bakar ke ruang bakar. Pada gambar 4.6 ditunjukkan grafik perbandingan antara fuel mass flow rate terhadap variasi ketinggian.

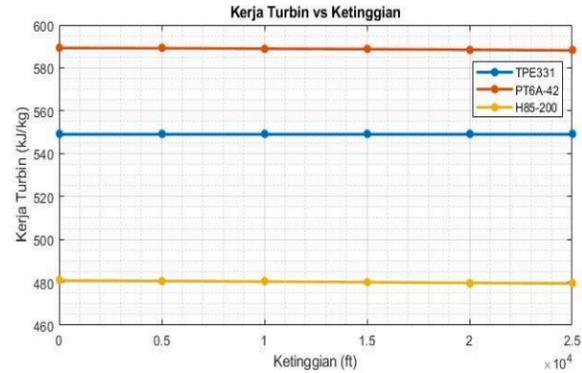
Dari grafik tersebut dapat dilihat bahwa seiring dengan kenaikan ketinggian maka fuel mass flow rate semakin kecil karena semakin berkurangnya kerapatan udara sehingga jumlah laju aliran massa udara yang masuk kedalam mesin semakin berkurang akibatnya laju aliran fuel semakin berkurang juga sesuai dengan rasio pencampuran bahan bakar dan udara. Selain itu, laju aliran bahan bakar yang masuk ke mesin PT6A-42 lebih sedikit per detiknya dengan nilai rata-rata 3.04% dibandingkan dengan mesin TPE-331 dan 18.8% dibandingkan dengan mesin H85-200. Hal ini disebabkan oleh nilai compressor pressure ratio mesin PT6A-42 yang lebih tinggi dibandingkan dengan TPE-331 dan H85-200..

Tabel 4.3 Perbandingan Fuel Flow Rate antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 terhadap Variasi Ketinggian

Ketinggian (ft)	Fuel Flow Rate (kg/s)		
	TPE331-10	PT6A-42	H85-200
0	0.062	0.060	0.075
5000	0.055	0.053	0.066
10000	0.049	0.047	0.058
15000	0.042	0.041	0.050
20000	0.037	0.036	0.043
25000	0.032	0.031	0.037



Gambar 4.6 Grafik Perbandingan Fuel Flow Rate antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 terhadap Variasi Ketinggian



Gambar 4.7 Perbandingan Kerja Turbin antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 terhadap Variasi Ketinggian

3.2.4. Kerja Turbin

Kerja turbin merupakan kerja total dari seluruh stage turbin yang ada pada mesin. Pada gambar 4.7 ditunjukkan bahwa grafik kerja turbin relatif stabil seiring dengan kenaikan ketinggian. Hal ini disebabkan oleh nilai suhu yang sama setelah pembakaran pada combustion chamber. Pada grafik tersebut ditunjukkan bahwa kerja turbin dari mesin PT6A-42 lebih tinggi 6.82% dibandingkan dengan mesin TPE331-10 dan 18.4% dibandingkan dengan mesin H85-200. Hal ini disebabkan oleh nilai compressor pressure ratio mesin PT6A-42 yang lebih tinggi dibandingkan dengan TPE-331 dan H85-200.

Tabel 4.4 Perbandingan Kerja Turbin antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 terhadap Variasi Ketinggian

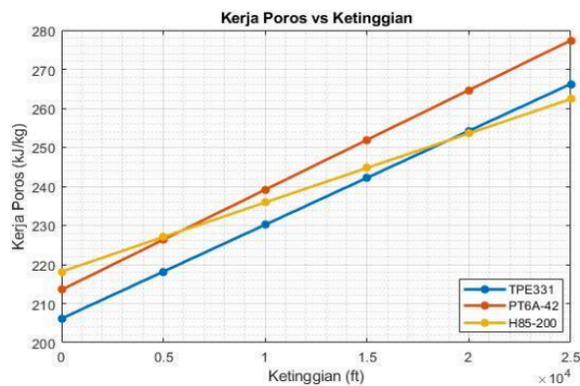
Ketinggian (ft)	Kerja Turbin (kJ/kg)		
	TPE331-10	PT6A-42	H85-200
0	549.05	589.27	480.84
5000	549.05	589.13	480.59
10000	549.05	588.95	480.32
15000	549.05	588.73	480.03
20000	549.05	588.46	479.72
25000	549.05	588.16	479.39

3.2.5. Kerja Poros

Kerja poros untuk poros tunggal merupakan selisih dari kerja turbin dengan kerja kompresor sedangkan untuk poros ganda merupakan kerja free turbine dikalikan dengan efisiensi mekanik. Pada Gambar 4.8 ditunjukkan bahwa kerja poros mengalami kenaikan seiring dengan kenaikan ketinggian. Hal ini disebabkan oleh penurunan kerja kompresor untuk poros tunggal dan penurunan kerja free turbine untuk poros ganda seiring dengan kenaikan ketinggian. Pada grafik tersebut ditunjukkan bahwa kerja poros paling tinggi pada sea level yaitu ada pada mesin H85-200 tetapi setelah ketinggian 5000 ft hingga 25000 ft, kerja poros tertinggi berada pada mesin PT6A-42.

Tabel 4.5 Perbandingan Kerja Poros antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 terhadap Variasi Ketinggian

Ketinggian (ft)	Kerja Poros (kJ/kg)		
	TPE331-10	PT6A-42	H85-200
0	206.15	213.52	218.17
5000	218.18	226.36	227.04
10000	230.20	239.16	235.90
15000	242.21	251.93	244.74
20000	254.23	264.67	253.57
25000	266.23	277.37	262.37



Gambar 4.8 Perbandingan Kerja Poros antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 terhadap Variasi Ketinggian

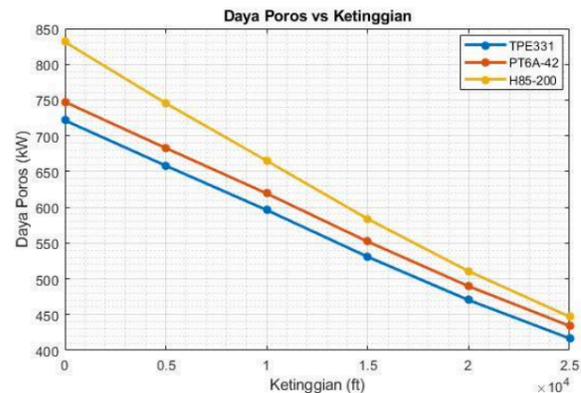
3.2.6. Daya Poros

Daya poros adalah kerja poros dikalikan dengan laju aliran massa udara. Pada gambar 4.9 grafik daya poros menurun seiring dengan kenaikan ketinggian. Hal ini disebabkan oleh laju aliran massa udara ambient yang mengalami penurunan akibat dari kerapatan udara yang semakin kecil seiring dengan kenaikan ketinggian. Pada grafik tersebut ditunjukkan bahwa daya poros terbesar ada pada mesin H85-200 karena memiliki laju aliran massa udara yang lebih besar dibandingkan dengan mesin TPE-331 dan PT6A-42. Daya poros mesin H85-200 memiliki nilai rata-rata lebih besar 9.84% dibandingkan dengan mesin

TPE331-10 dan 6.3% dengan mesin PT6A-42.

Tabel 4.6 Perbandingan Daya Poros antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 terhadap Variasi Ketinggian

Ketinggian (ft)	Daya Poros (kW)		
	TPE331-10	PT6A-42	H85-200
0	721.53	747.31	831.23
5000	658.09	682.76	745.48
10000	596.08	619.29	664.94
15000	530.70	551.99	583.73
20000	470.22	489.54	510.53
25000	416.66	434.10	446.99



Gambar 4.9 Grafik Perbandingan Daya Poros antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 terhadap Variasi Ketinggian

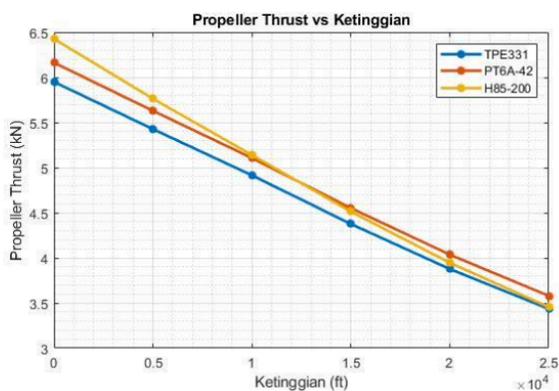
3.2.7. Propeller Thrust

Propeller thrust adalah gaya dorong yang dihasilkan oleh propeller yang terhubung ke gearbox. Pada Gambar 4.10 dapat dilihat bahwa seiring kenaikan ketinggian propeller thrust semakin berkurang. Hal ini diakibatkan oleh daya yang ditransmisikan ke propeller mengalami penurunan seiring dengan kenaikan ketinggian. Pada Grafik tersebut juga ditunjukkan bahwa pada ketinggian sea level mesin H85-200 memiliki propeller thrust lebih besar 7.41% dibandingkan mesin TPE331-10 dan

4.1% dibandingkan dengan mesin PT6A-42. Akan tetapi, pada ketinggian 15000 ft hingga 25000 ft, mesin PT6A-42 memiliki thrust lebih besar dibandingkan mesin TPE331-10 dan H85-200.

Tabel 4.7 Perbandingan Propeller Thrust antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85- 200 terhadap Variasi Ketinggian

Ketinggian (ft)	Propeller Thrust (kN)		
	TPE331-10	PT6A-42	H85-200
0	5.95	6.16	6.43
5000	5.43	5.63	5.76
10000	4.91	5.11	5.14
15000	4.38	4.55	4.51
20000	3.88	4.04	3.95
25000	3.44	3.58	3.46



Gambar 4.10 Grafik Perbandingan Propeller Thrust antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 terhadap Variasi Ketinggian

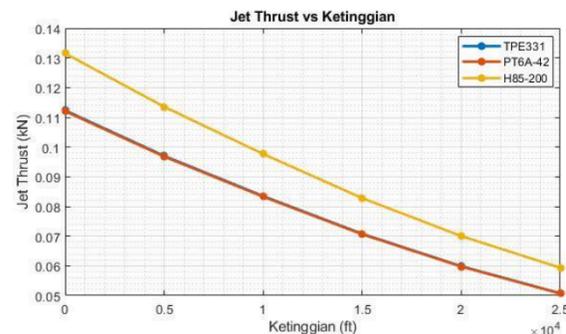
3.2.8. Jet Thrust

Jet thrust adalah gaya dorong yang dihasilkan pada saat udara keluar melalui nozzle/exhaust. Pada Gambar 4.11 dapat dilihat bahwa seiring dengan kenaikan ketinggian maka jet thrust semakin kecil. Hal ini disebabkan oleh kerapatan udara yang semakin kecil seiring dengan kenaikan ketinggian sehingga mengakibatkan laju aliran

massa perdetiknya semakin berkurang. Pada grafik ditunjukkan bahwa nilai jet thrust tertinggi ada pada mesin H85-200. Hal ini disebabkan oleh laju aliran massa udara pada mesin H85-200 lebih tinggi dibandingkan dengan mesin TPE331-10 dan PT6A-42. Nilainya lebih tinggi rata-rata sebesar 14.51% dibandingkan dengan mesin TPE-331 dan 14.72% dibandingkan dengan mesin PT6A-42.

Tabel 4.8 Perbandingan Jet Thrust antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 terhadap Variasi Ketinggian

Ketinggian (ft)	Jet Thrust (kN)		
	TPE331-10	PT6A-42	H85-200
0	0.11	0.11	0.13
5000	0.10	0.10	0.11
10000	0.08	0.08	0.10
15000	0.07	0.07	0.08
20000	0.06	0.06	0.07
25000	0.05	0.05	0.06



Gambar 4.11 Grafik Perbandingan Jet Thrust antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85- 200 terhadap Variasi Ketinggian

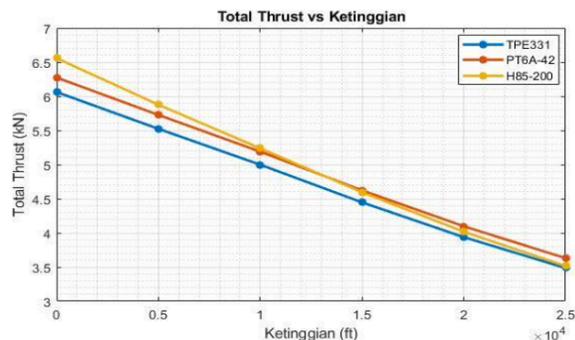
3.2.9. Total Thrust

Total thrust merupakan penjumlahan thrust yang dihasilkan oleh propeller ditambah dengan thrust yang dihasilkan dari jet. Pada gambar 4.12 dapat dilihat bahwa nilai total thrust semakin kecil seiring dengan kenaikan. Pada Grafik tersebut juga ditunjukkan bahwa pada

ketinggian sea level mesin H85-200 memiliki total thrust lebih besar 7.56% dibandingkan mesin TPE331-10 dan 4.32% dibandingkan dengan mesin PT6A-42. Akan tetapi, pada ketinggian 15000 ft hingga 25000 ft, mesin PT6A-42 memiliki thrust lebih besar dibandingkan mesin TPE331-10 dan H85-200.

Tabel 4.9 Perbandingan Total Thrust antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 terhadap Variasi Ketinggian

Ketinggian (ft)	Total Thrust (kN)		
	TPE331-10	PT6A-42	H85-200
0	6.06	6.27	6.56
5000	5.52	5.73	5.88
10000	5.00	5.19	5.24
15000	4.45	4.62	4.60
20000	3.94	4.10	4.02
25000	3.49	3.63	3.51



Gambar 4.12 Grafik Perbandingan Total Thrust antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85- 200 terhadap Variasi Ketinggian

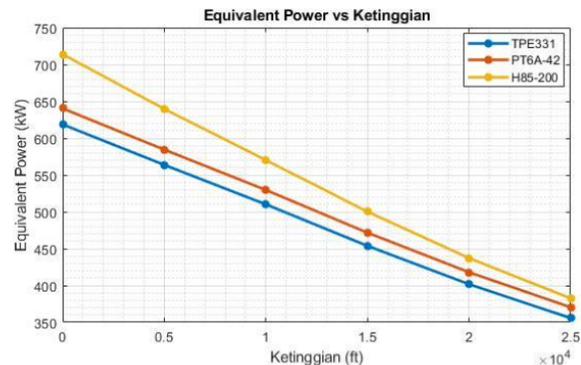
3.3. Equivalent Engine Power

Equivalent Engine Power merupakan nilai penjumlahan dari propeller power ditambahkan dengan jet power. Pada gambar 4.13 ditunjukkan grafik equivalent power terhadap variasi ketinggian, dapat dilihat bahwa seiring dengan kenaikan ketinggian nilai equivalent power semakin menurun

akibat nilai thrust yang juga semakin menurun. Pada grafik ini juga dapat dilihat bahwa nilai equivalent power tertinggi ada pada mesin H85-200 yaitu rata-rata 10.02% lebih tinggi dibandingkan dengan mesin TPE-331 dan 6.55% lebih tinggi dibandingkan dengan mesin PT6A- 42.

Tabel 4.10 Perbandingan Equivalent Power antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85- 200 terhadap Variasi Ketinggian

Ketinggian (ft)	Equivalent Power (kW)		
	TPE331-10	PT6A-42	H85-200
0	618.63	640.30	713.80
5000	563.68	584.43	639.69
10000	510.12	529.63	570.18
15000	453.81	471.71	500.22
20000	401.80	418.04	437.24
25000	355.80	370.47	382.61



Gambar 4.13 Grafik Perbandingan Equivalent Power antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 terhadap Variasi Ketinggian

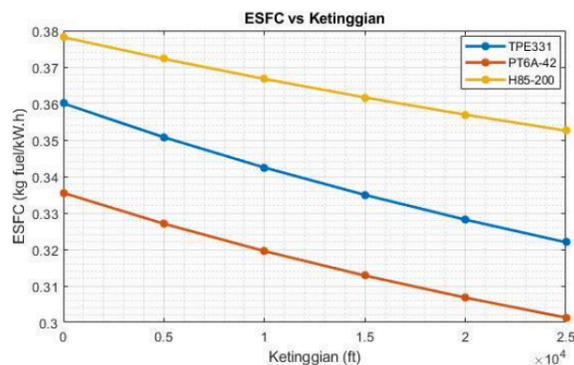
3.4. Equivalent Specific Fuel Consumption (ESFC)

ESFC atau *Equivalent Specific Fuel Consumption* menyatakan jumlah massa *fuel* yang dibutuhkan persatuan daya dikalikan dengan waktu. Pada Gambar 4.14 dapat dilihat bahwa nilai ESFC semakin kecil seiring dengan kenaikan ketinggian. Pada grafik tersebut

ditunjukkan bahwa nilai ESFC terkecil ada pada mesin PT6A-42, yaitu rata-rata 6.63% lebih kecil dibandingkan dengan mesin TPE331-10 dan 13.06% dibandingkan dengan mesin H85-200. Hal ini disebabkan oleh nilai *compressor pressure ratio* mesin PT6A-42 yang lebih tinggi dibandingkan dengan TPE-331 dan H85-200.

Tabel 4.11 Perbandingan ESFC antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 terhadap Variasi Ketinggian

Ketinggian (ft)	ESFC (kg fuel/kW.h)		
	TPE331-10	PT6A-42	H85-200
0	0.360	0.335	0.378
5000	0.351	0.327	0.372
10000	0.342	0.320	0.367
15000	0.335	0.313	0.362
20000	0.328	0.307	0.357
25000	0.322	0.301	0.353



Gambar 4.14 Grafik Perbandingan ESFC antara Engine TPE331-10, PT6A-42 dan H85-200 terhadap Variasi Ketinggian

IV. Kesimpulan

Dari pembuatan dan penggunaan hasil perhitungan analisis termodinamika pada mesin turboprop menggunakan software dan perbandingan menggunakan tabel serta grafik, maka dapat diambil beberapa kesimpulan sebagai berikut:

1. Pembuatan software menggunakan aplikasi Matlab dapat dilakukan melalui fungsi "Guide" dengan mengetik kata "guide" pada command window Matlab.
2. Pada mesin turboprop TPE331-10, PT6A-42, dan H85-200 nilai fuel to air ratio dan kerja poros mengalami kenaikan seiring dengan kenaikan ketinggian sedangkan kerja kompresor, fuel flow rate, daya poros, propeller thrust, jet thrust, total thrust, equivalent engine power dan ESFC mengalami penurunan seiring dengan kenaikan ketinggian. Selanjutnya, nilai kerja turbin relatif stabil seiring dengan kenaikan ketinggian.
3. Nilai kerja kompresor dan kerja turbin pada mesin PT6A-42 lebih besar dibandingkan dengan mesin TPE331-10, dan H85-200. Akan tetapi, nilai fuel to air ratio, fuel flow rate, daya poros, jet thrust, equivalent engine power dan ESFC pada mesin H85-200 lebih besar dibandingkan mesin TPE331-10 dan PT6A. Selanjutnya, pada ketinggian sea level, nilai kerja poros, propeller thrust, dan total thrust pada mesin H85-200 lebih besar dibandingkan dengan mesin TPE331-10 dan PT6A-42 tetapi pada ketinggian 25.000 ft, mesin PT6A-42 memiliki nilai yang lebih besar dibandingkan mesin TPE331-10, dan H85-200.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] EL-Sayed, Ahmed F., 2017, Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engine; CRC Press Taylor and Francis group., ISBN-13: 978-1-4665-9516-3 (hardback) ISBN 9781466595187 (ebook); 2017.

- [2] Rabeta, B., 2020, Perbandingan Analisis Termodinamika Mesin TPE331-10 Dan PT6A-42 Terhadap Variasi Ketinggian Terbang, Jurnal Teknologi Kedirgantaraan, Vol, V No. 2, Agustus 2020, P-ISSN 2528-2778, E-ISSN 2684-9704, Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma. shola,
- [3] Rasheed Michael, 2020, Thermodynamic Analysis of a Turboprop Engine With Regeneration and Intercooling, Politecnico Milano 1863.
- [4] Astari, N., 2018, Analisis Kinerja Mesin Eksperimental Propfan Pratt & Whitney / Allison 578-Dx Berbasis Matlab R2017a, Skripsi Teknologi Kedirgantaraan, Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma
- [5] Daly, Mark, 2015, Jane's Aero-Engines 2016-2017, London Ihs jane's.
- [6] LET Aircraft Industries, L 410, <http://www.let.cz/en/l410ng>, diakses tanggal 11 November 2020.
- [7] Air-Tec Global, Air-Tec's Turboprop Engines, GE H85 Turboprop Engine, <https://www.air-tecm.com/air-tecs-turbo-prop-engines/>, diakses tanggal 25 Januari 2021.
- [8] European Union Aviation Safety Agency, 2020, Type-Certificate Data Sheet No. EASA.A.206 for L-410.
- [9] European Union Aviation Safety Agency, 2017, Type-Certificate Data Sheet No. E.070 for M601/H85 Series Engine.