

Perbandingan Analisis Termodinamika Mesin Tpe-331 Dan Pt6a-42 Terhadap Variasi Ketinggian Terbang

Bismil Rabeta*

Program studi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan,
Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma

Komplek Bandara Halim Perdanakusuma, Jakarta 13610, Indonesia

*Corresponding Author : bismilrabeta@gmail.com, bismilrabeta@yahoo.co.id

Abstrak - Mesin turboprop merupakan jenis mesin hybrid yang menyediakan gaya dorong jet sekaligus menggerakkan baling-baling. Pada dasarnya proses pengoperasiannya sama dengan turbojet kecuali kerja turbin melalui sebuah poros utama yang terhubung dengan reduction gear yang digunakan untuk memutar baling-baling. Analisis termodinamika telah banyak dilakukan untuk mengetahui kinerja dari mesin turbofan dan turbojet, sedangkan untuk mesin turboprop masih sangat sedikit dilakukan. Pada penelitian ini dilakukan perbandingan analisis termodinamika mesin TPE-331 yang digunakan pada pesawat CASA-212 dimana disertifikasi pada awal tahun 1965 dan mesin PT6A-42 yang digunakan pada pesawat N-219 dimana disertifikasi pada tahun 1983. Perbandingan dilakukan untuk melihat perkembangan mesin turboprop selama hampir 20 tahun dan membandingkan kinerja mesin secara termodinamika untuk masing-masing mesin. Kinerja mesin yang akan dibandingkan meliputi gaya dorong *propeller*, kerja kompresor, *fuel to air ratio*, laju aliran bahan bakar, kerja turbin, kerja spesifik poros *propeller*, daya poros, *jet thrust*, daya total dan *equivalent shaft horsepower (ESHP)*. Adapun hasil perhitungannya untuk mesin TPE-331 memiliki nilai gaya dorong *propeller* tertinggi dengan perbedaan sebesar 21,22 % dengan mesin PT6A-42, kerja kompresor tertinggi ada pada mesin PT6A-42 dengan persentase 8 % lebih besar dibandingkan dengan mesin TPE-331, *fuel to air ratio* terendah ada pada mesin PT6A-42 yaitu sebesar 3,43% lebih rendah, sedangkan untuk laju bahan bakar tertinggi ada pada mesin PT6A-42 yaitu rata-rata sebesar 40,32%. Kerja turbin terbesar ada pada mesin PT6A-42 yaitu sebesar 3,3% lebih tinggi dibandingkan dengan mesin TPE-331, kerja poros, daya poros, *Jet thrust*, daya total dan ESHP terbesar dimiliki oleh mesin PT6A-42 masing-masing besarnya secara berturut-turut 1,65 %, 42,60%, 52,40%, 42,40%, 42,40% dibandingkan dengan mesin TPE-331.

Kata Kunci: Mesin turboprop, analisis termodinamika, kerja poros, daya total & ESHP

Abstract – A turboprop engine is a type of hybrid engine that provides jet propulsion while moving the propeller. Basically the operation process is the same as a turbojet except the turbine works through a main shaft connected to the reduction gear which is used to rotate the propeller. Thermodynamic analysis has been done a lot to determine the performance of turbofan and turbojet engines, while for turboprop engines very rare once. In this study, a comparison of the thermodynamic analysis of the TPE-331 engine used on the CASA-212 aircraft was certified in early 1965 and the PT6A-42 engine used on the N-219 aircraft which was certified in 1983. Comparisons were made to see the development of the turboprop engine during nearly 20 years and comparing engine performance thermodynamically for each engine. The engine performance to be compared includes propeller thrust, compressor work, fuel to air ratio, fuel flow rate, turbine work, specific propeller shaft work, shaft power, jet thrust, total power and equivalent shaft horsepower. The calculation results are for the engine TPE-331 has the highest propeller thrust value with a difference of 21.22% compare to PT6A-42 engine, the highest compressor work is PT6A-42 engine with a 8% greater than the TPE-331 engine, the lowest fuel to air ratio is the PT6A-42 engine 3.43% lower, while the highest fuel rate was the PT6A-42 engine, which was an average of 40.32%. The biggest turbine work is on the PT6A-42 engine, which is 3.3% higher than the TPE-331 engine, the shaft work, shaft power, jet thrust, total power and the largest ESHP are be possessed by the PT6A-42 engine,

respectively. also 1.65%, 42.60%, 52.40%, 42.40%, 42.40% compared to the TPE-331 machine.

Keywords: Turboprop engine, Thermodynamics analysis, shaft work , Total power, ESHP.

I. PENDAHULUAN

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 didaerah yang minim infrastruktur dan landasan pacu yang tidak beraspal [1]. AVIOCAR ini ditenagai oleh dua engine turboprop Garret TPE 331 yang dirancang pada tahun 1959 dan disertifikasi pada tahun 1965, TPE-331 adalah mesin turboprop pertama yang dikembangkan oleh perusahaan Garret AirResearch dan kemudian pada tahun 1999 dibeli oleh perusahaan Honeywell. Sedangkan pesawat N-219 merupakan pesawat produksi dalam negeri yang masih dalam tahap pengujian sertifikasi Tipe (*Type certificate*) dari Direktorat Kelaikan Udara dan Pengoperasian Pesawat Udara (DKPPU) dengan mengantongi lebih dari 200 jam terbang uji (*Flight test*) [2]. Mesin yang digunakan oleh pesawat N-219 adalah mesin PT6A-42 berasal dari Pratt & Whitney yang disertikasi pada tahun 1983. Kedua pesawat yang telah dibahas diatas beroperasi di Indonesia tentunya pada tahun yang berbeda dan jenis pesawat yang bertenaga penggerak mesin turboprop ini sangat cocok digunakan di Indonesia. Mesin turboprop merupakan mesin yang memiliki konsumsi bahan bakar yang paling rendah dibandingkan dengan turbojet dan turboprop untuk ukuran mesin yang sama, selain itu mesin turboprop juga memiliki kemampuan *short take-off landing* yang baik [3] 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

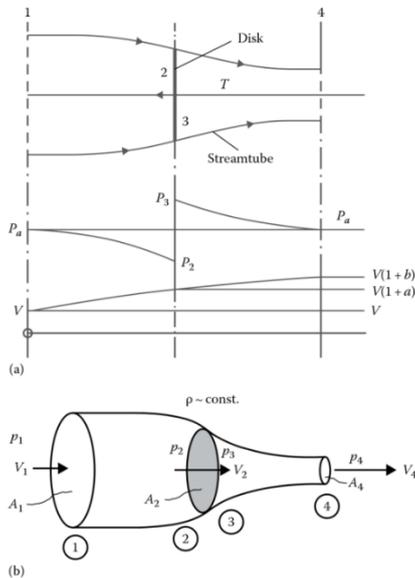
masing-masing pada mesin yang sudah mengalami pengembangan selama hampir 20 tahun dengan manufaktur mesin yang berbeda. Sehingga pada penelitian ini dilakukan perbandingan analisis termodinamika mesin TPE-331 dengan mesin PT6A-42. Ouput yang ingin didapatkan pada tiap-tiap mesin adalah gaya dorong *propeller*, kerja kompresor, *fuel to air ratio*, laju aliran bahan bakar, kerja turbin, *specific power to propeller*, *daya poros*, *jet thrust engine*, *daya total* dan *equivalent brake horsepower (ESHP)*. Setelah itu dibandingkan nilai output kedua mesin melalui grafik dan persentase.

II. Metode Penelitian

Untuk melakukan analisis kinerja untuk kedua mesin yaitu mesin Garret TPE 331 dan mesin Pratt & Whitney PT6A-42 maka terlebih dahulu dilakukan studi literatur untuk mengetahui parameter-parameter yang dibutuhkan dalam perhitungan sesuai dengan referensi yang ada [3]. Untuk menentukan *thrust*, ideal dan *actual power* dari *propeller* , *froude efficiency* dan peningkatan tekanan udara ketika melewati propeller dapat dihitung dengan menggunakan *axial momentum* (atau *actuator disk*) *theory* dan *simple vortex model*. Teori ini dikemukakan oleh Rankine-Froude atau *slip stream theory*(1865). Teori dari *actuator disk* ini mengasumsikan *propeller* sebagai bidang tipis yang tidak berhingga yang mengalami momentum saat fluida mengalir pada bidang propeller tersebut, sehingga menghasilkan peningkatan kecepatan aksial dan momentum aksial.

Pada gambar 2.1 (b) dapat dijelaskan sebagai berikut : (1) Aliran hulu dari *propeller* (2) Tepat didepan *propeller* (3) Tepat dibelakang *propeller* (4) Aliran hilir dari *propeller*. Jarak antara (2) dan (3) diasumsikan tak berhingga. Sepanjang streamtube antara station 1 dan 4, kecepatan meningkat dari aliran bebas V_1 pada luas penampang A_1 , ke aliran V_4 pada luas penampang A_4 . Tekanan statik pada station 1 dan 4 merupakan tekanan atmosfer dengan

harga $P_a (P_1 = P_4 = P_a)$ dimana perbedaan tekanan yang signifikan terjadi saat melintasi disk. Kecepatan aliran udara saat berada di disk propeller, $V_2 = V_3$ ditulis sebagai berikut $V_2 = V_1(1 + a)$ dimana $aV_1 = V_2 - V_1$ merupakan peningkatan dalam kecepatan saat melalui disk dan a disebut dengan *axial inflow factor*. Apabila faktor dari slipstream dimasukkan maka kecepatan $V_4 = V_1(1 + b)$, dimana $bV_1 = V_4 - V_1$ [3]



Gambar 2.1. Gambaran mengenai aliran fluida, kecepatan dan tekanan disekitar bidang propeller. (a) Actuator Disk- Pressure and velocity distribution, (b) Actuator disk dalam bidang fisik dan Pressure and velocity distribution.[3]

merupakan peningkatan dalam kecepatan dimana b adalah *slipstream factor* [3]. Jadi :

$$a = \frac{V_2 - V_1}{V_1} \text{ dan } b = \frac{V_4 - V_1}{V_1} \quad (2.1)$$

Thrust

Thrust untuk *propeller* bisa dihitung menggunakan persamaan[4]:

$$T = \dot{m}(V_4 - V_1) \quad (2.2)$$

Diasumsikan kecepatan bebas, $V = V_1$

$$T = \dot{m}[V(1 + b) - V] = \dot{m}bV \quad (2.3)$$

dimana \dot{m} adalah laju aliran massa udara melewati *actuator disk*, sehingga

$$\dot{m} = \rho AV_2 = \rho AV(1 + a) \quad (2.4)$$

persamaan 2.2 sampai 2.4 memberikan bentuk persamaan baru sebagai berikut :

$$T = \rho AV_2(V_4 - V_1) = \rho AV^2(1 + a)b \quad (2.5)$$

Untuk kesetimbangan gaya sepanjang disk harus memenuhi :

$$T = A\Delta p \quad (2.6)$$

$$\text{dimana } \Delta p = p_3 - p_2 \quad (2.7)$$

dengan mengeliminasi (T) dari persamaan 2.5 dan 2.6 menghasilkan:

$$\Delta p = \rho V^2(1 + a)b \quad (2.8)$$

selama aliran diasumsikan *incompressible*, maka persamaan Bernoulli berlaku untuk *station (1)* dan *station (2)* sehingga menghasilkan :

$$p_a + \frac{1}{2}\rho V^2 = p_2 + \frac{1}{2}\rho V^2(1 + a)^2$$

menggunakan Bernoulli diantara *station (3)* dan (4) menghasilkan :

$$p_3 + \frac{1}{2}\rho V^2(1 + a)^2 = p_a + \frac{1}{2}\rho V^2(1 + b)^2$$

sehingga $p_3 - p_2 = \Delta p = \frac{1}{2}\rho V^2(1 + b)^2 - \frac{1}{2}\rho V^2$

atau

$$\Delta p = \rho V^2 b \left(1 + \frac{b}{2}\right) \quad (2.9)$$

dengan mengeliminasi (Δp) dari persamaan (2.8) dan (2.9) didapatkan

$$1 + a = 1 + \frac{b}{2} \text{ sehingga,}$$

$$a = \frac{b}{2} \text{ atau } b = 2a \quad (2.10)$$

dari persamaan 2.1 dan 2.2 dapat dibuktikan bahwa :

$$V_2 = \frac{V_1 + V_4}{2} \quad (2.11)$$

dimana untuk forward speed ($V = V_1 = 0$) sehingga ($V_4 = 2V_2$) $v=0$

dengan menggunakan persamaan 2.5 dan 2.10 maka hubungan antara *inflow factor* (a) dengan *thrust* atau *slip stream factor* (b) sebagai berikut [4]:

$$T = \rho AV^2(1+a)2a = \rho AV^2 \left(1 + \frac{b}{2}\right) b \quad (2.12)$$

Persamaan (2.12) adalah parameter kuadratik (a) atau (b) dimana

$$a = -\frac{1}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{1}{2}\right)^2 + \frac{T}{2\rho AV^2}} \quad (2.13)$$

Dengan mengetahui nilai $v = aV$ dimana v adalah induced velocity pada *propeller disk*

$$v = aV = -\frac{V}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{V}{2}\right)^2 + \frac{T}{2\rho A}} \quad (2.14)$$

Sehingga

$$b = -1 \pm \sqrt{1 + \frac{2T}{\rho AV^2}} \quad (2.15)$$

berarti $\omega = bV$ dimana ω induced velocity yang jauh dari dibelakang propeller sehingga,

$$w = bV = -V \pm \sqrt{\left(V\right)^2 + \frac{2T}{\rho A}} \quad (2.16)$$

Propulsive efficiency

Propulsive efficiency (η_p) dari *propeller* merupakan perbandingan antara power available yang sering juga disebut dengan perbandingan antara *useful thrust power* ($P_A = TV$) dengan power yang didistribusikan oleh *propeller*.

$$\eta_p = \frac{P_A}{P} = \frac{TV}{P} \quad (2.17)$$

Untuk model actuator disk, *propulsive efficiency* nya ideal karena mengabaikan semua bentuk kerugian kecuali yang berhubungan dengan *streamwise kinetic energy*. Untuk nilai *Useful thrust power* yaitu:

$$TV = \rho AV^3(1+a)(2a) \quad (2.18)$$

Daya yang dihasilkan diudara $P =$ perubahan energi kinetik

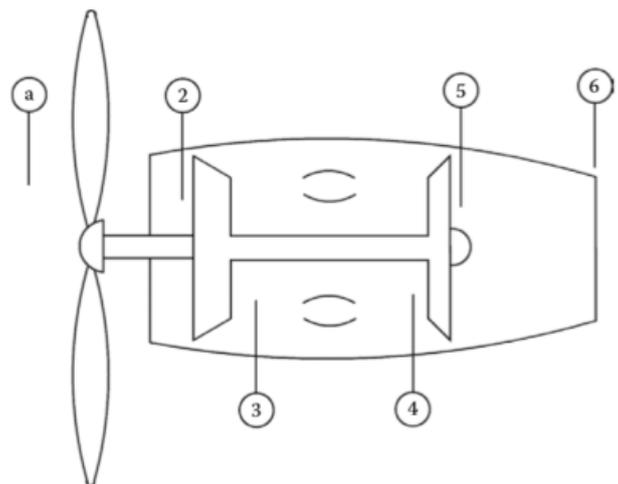
$$P = \frac{1}{2} \dot{m} [V^2(1+b)^2 - V^2] \\ P = \rho AV^3(1+a)^2(2a) \quad (2.19)$$

Perbandingan antara dua daya dapat dilihat dari persamaan (2.16) dan (2.17) untuk model actuator disk ideal yang disebut dengan *ideal Froude efficiency* (η_F) dan merupakan batasan atas dari performa propeller

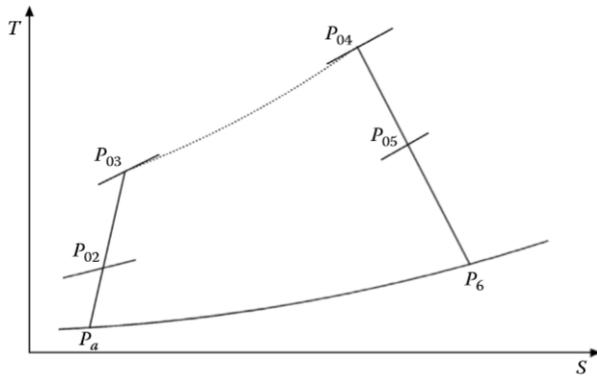
$$\eta_F = \frac{1}{1+a} = \frac{V_1}{V_2} = \frac{V}{V+v} \quad (2.20)$$

Analisis termodinamika dari mesin turboprop

Jenis *spool* dari *engine* TPE-331 adalah *single spool turboprop engine* dimana *engine* tersebut memiliki poros tunggal yang terhubung dari *compressor* ke *turbine*. Sedangkan untuk mesin PT6A-42 memiliki poros ganda. Diagram *temperature-entropy* diagram pada gambar 2.2 dan 2.3[5]



Gambar 2.2 Layout dari *single spool turboprop*



Gambar 2.3 Diagram temperature – entropy dari *single spool turboprop*.

Kecepatan terbang dilambangkan sebagai

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

Panas spesifik pada lokasi yang berbeda dapat dinyatakan sebagai berikut :

$$\gamma_c = \frac{C_{pc}}{(C_{pc} - R)}$$

$$\gamma_{cc} = \frac{C_{pcc}}{(C_{pcc} - R)}$$

$$\gamma_t = \frac{C_{pt}}{(C_{pt} - R)}$$

$$\gamma_n = \frac{C_n}{(C_n - R)}$$

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

$$P_{02} = P_a \left(1 + \eta_d \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (2.17)$$

$$T_{02} = T_a \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right) \quad (2.18)$$

2. Compressor

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

$$P_{03} = (P_{02})(\pi_c) \quad (2.19)$$

$$T_{03} = T_{02} \left(1 + \frac{\pi_c^{\gamma_c - 1/\eta_c} - 1}{\eta_c} \right) \quad (2.20)$$

$$\Delta h_c = C_{pc}(T_{03} - T_{02}) \quad (2.21)$$

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 :

$$P_{04} = (1 - \Delta P)P_{03} \quad (2.22)$$

$$f = \frac{C_{pcc}T_{04} - C_{pc}T_{03}}{\eta_b Q_R - C_{pcc}T_{04}} \quad (2.23)$$

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 gas generator, sebagai berikut:

Gas generator

Kesetimbangan energi antara kompresor dan turbin tekanan tinggi memberikan persamaan:

$$\frac{\Delta h_c}{\eta_{mc}} = \eta_{mt} \Delta h_t \quad (2.24)$$

Kerja spesifik yang dihasilkan dalam turbin sebagai gas generator adalah^[6] :

$$\Delta h_t = C_{pt}(T_{04} - T_{05})(1 + f - b) \quad (2.25)$$

Dari persamaan 2.24 dan 2.25 diketahui temperatur masuk turbin, sehingga tempertur yang keluar dari turbin adalah :

$$T_{05} = T_{04} - \frac{C_{pc}(T_{03} - T_{02})}{C_{pt}\eta_{mc}\eta_{mt}(1 + f - b)} \quad (2.26)$$

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

$$P_{05} = P_{04} \left[1 - \frac{T_{04} - T_{05}}{\eta_t T_{04}} \right]^{\gamma_t / \gamma_t - 1} \quad (2.27)$$

4. Turbine untuk single spool turboprop

Ouput power dari turbine berkurang akibat adanya gesekan dari bantalan yang menyangga poros turbin. 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

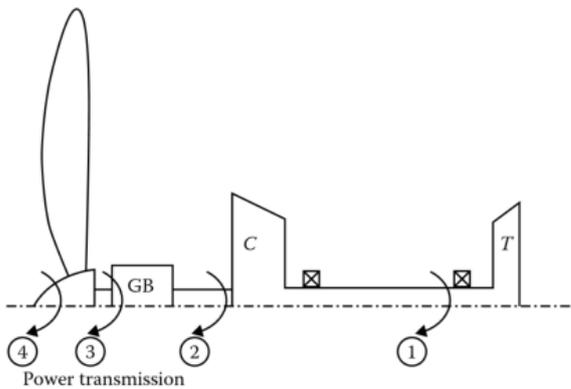
pada *shaft power* yang didistribusikan lewat *reduction gear box*, dimana kerugian akibat gesekan dihasilkan dan dihitung sebagai *gearbox mechanical efficiency* η_g . Pada akhirnya *output power* yang dihasilkan dari propeller dinamakan propeller efficiency η_{pr} [7].

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 2.5 sebagai berikut :

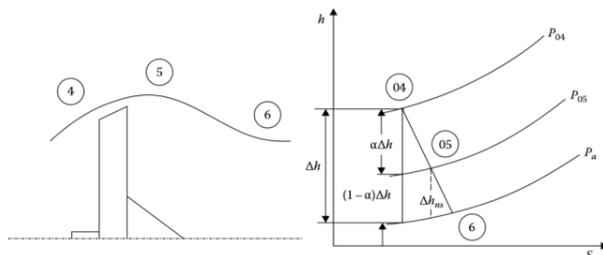
Δh = Penurunan entalpi terjadi pada *turbine* dan *exhaust nozzle*.

$\alpha \Delta h = \Delta h_{ts}$ dimana bagian dari Δh yang tersedia dari *isentropic turbine* yang mempunyai perbandingan tekanan aktual[8].



Gambar 2.4 Power transmission melalui single spool turboprop engine

- Pada station 1 $\eta_{mt} W_t$
- Pada station 2 $\left(\eta_{mt} W_t - \frac{W_c}{\eta_{mc}} \right)$
- 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 2.5 Expansion di turbine dan nozzle dari single spool turboprop engine

$$\Delta h_{ns} = (1 - \alpha) \Delta h \quad (2.28)$$

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 :

$$\Delta h = C_{pt} T_{04} \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_{04}} \right)^{\gamma_n - 1 / \gamma_n} \right] \quad (2.29)$$

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

$$\gamma_t = \gamma_n = \gamma_h \quad (2.30)$$

Kecepatan gas di *exhaust*

U_e dinyatakan dalam hubungan sebagai berikut :

$$\frac{U_e^2}{2} = \eta_n (1 - \alpha) \Delta h \quad (2.31)$$

$$U_e = \sqrt{2(1 - \alpha) \Delta h \eta_n} \quad (2.32)$$

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

$$T_{pr} = \frac{\dot{m}_a \eta_{pr} \eta_g W_{shaft}}{U} \quad (2.33)$$

Shaft Power

$$W_{shaft} = \eta_{mt} (1 + f - b) \Delta h_t - \frac{\Delta h_c}{\eta_{mc}} \quad (2.34)$$

dimana *turbine specific power* adalah

$$\Delta h_t = \eta_t \alpha \Delta h \quad (2.35)$$

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

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \text{ dan } b = \frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_a}$$

$$T_{pr} = \frac{\dot{m}_a \eta_{pr} \eta_g}{U} \left[(1 + f - b) \Delta h_t - \frac{\Delta h_c}{\eta_{mc}} \right] \quad (2.36)$$

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 :

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

dengan demikian *total thrust*

$$T = T_{pr} + T_n$$

$$\frac{T}{\dot{m}} = \frac{\eta_{pr}\eta_g}{U} [(1 + f - b)\eta_{mt}\eta_t \alpha \Delta h - \frac{\Delta h_c}{\eta_{mc}}] + [(1 + f - b)\sqrt{2(1 - \alpha) \Delta h \eta_n} - U] \quad (2.37)$$

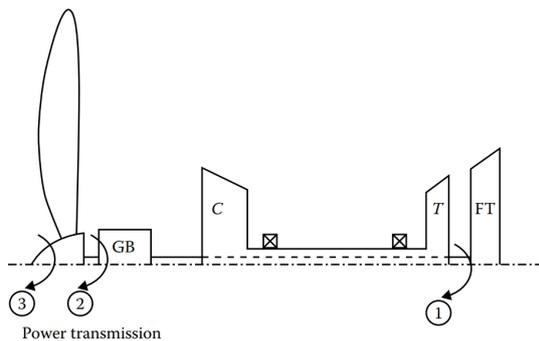
dengan memaksimalkan *thrust* T untuk efisiensi komponen, kecepatan terbang, U , *compressor specific power* Δh_c dan *expansion power* Δh menghasilkan nilai optimum α_{opt}

$$\alpha_{opt} = 1 - \frac{U^2}{2\Delta h} \left(\frac{\eta_n}{\eta_{pr}^2 \eta_g^2 \eta_{mt}^2 \eta_t^2} \right) \quad (2.38)$$

dengan mensubstitusi nilai dari α pada persamaan (2.33) diatas untuk menghasilkan maksimum harga *thrust force*. Maka persamaan yang digunakan untuk kecepatan *exhaust gas* adalah

$$U_e = U \frac{\eta_n}{\eta_{pr}\eta_g\eta_{mt}\eta_t} \quad (2.39)$$

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 $\eta_{pr} \eta_{gb} \eta_{mft} W_{ft}$

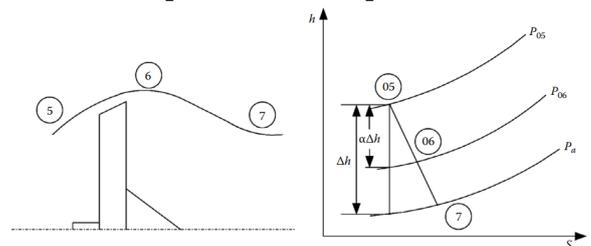
Gambar 2.6 Daya tranmisi untuk mesin poros ganda

Pada gambar 2.6 ditunjukkan aliran daya dari *free turbine* ke *propeller*. Kerja yang dihasilkan oleh *free power turbine* per satuan massa yang diberikan kedalam engine adalah_[9]:

$$\Delta h_{ft} = C_{pft}(1 + f - b)(T_{05} - T_{06}) \quad (2.40)$$

Dari persamaan diatas maka temperature 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 Δh = 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 :

$$\Delta h = C_{pt} T_{05} \left[1 - \left(\frac{P_7}{P_{05}} \right)^{\gamma_t - 1 / \gamma_t} \right] \quad (2.41)$$



Gambar 2.7 Ekspansi di *turbine* dan *nozzle* 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 :

$$\Delta h_{ft} = \eta_{ft} \Delta h_{ft} \quad (2.42)$$

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

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

$$T_{pr} = \frac{\dot{m}_a \eta_{pr} \eta_g}{U} [(1 + f - b) \eta_{mft} \eta_{ft} \alpha \Delta h] \quad (2.43)$$

$$T_n = \dot{m}_a [(1 + f - b)U_e - U] \quad (2.44)$$

Maka gaya dorong total (*Total Thrust*) :

$$\frac{T}{\dot{m}} = \frac{\eta_{pr}\eta_g}{U} [(1 + f - b) \eta_{mft} \eta_{ft} \alpha \Delta h] + [(1 + f - b) \sqrt{2(1 - \alpha) \Delta h \eta_n} - U] \quad (2.45)$$

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} :

$$\alpha_{opt} = 1 - \frac{U^2}{2\Delta h} \left(\frac{\eta_n}{\eta_{pr}^2 \eta_g^2 \eta_{mt}^2 \eta_t^2} \right) \quad (2.46)$$

Kecepatan aliran gas dihasilkan dari :

$$U_e = U \frac{\eta_n}{\eta_{pr} \eta_g \eta_{mt} \eta_t} \quad (2.47)$$

Persamaan diatas digunakan untuk menghitung dan membandingkan analisis termodinamika untuk kedua mesin yaitu TPE-331 dan PT6A-42.

Data spesifikasi mesin

Data spesifikasi mesin digunakan sebagai parameter input untuk menghitung dan membandingkan analisis termodinamika dari masing-masing mesin seperti yang ditunjukkan oleh tabel 1.1 dan tabel 1.2.

Tabel 2.1 Spesifikasi mesin TPE-331

No	Parameter	Nilai
1.	Diameter Propeller	2,73 m
2.	Laju aliran massa udara ke Inlet	3,5 kg/s
3.	V max at cruise	0,3 MN
4.	Compressor pressure ratio	10,55

Tabel 2.2 Spesifikasi mesin TP6A-42

No	Parameter	Nilai
1.	Diameter Propeller	2,73 m
2.	Laju aliran massa udara ke Inlet	3,5 kg/s
3.	V max at cruise	0,3 MN
4.	Compressor pressure ratio	10,55

Untuk nilai kecepatan efisiensi dari masing-masing stage dalam mesin seperti efisiensi kompresor, efisiensi ruang bakar, efisiensi turbin, efisiensi nozzle sama untuk kedua jenis mesin diasumsikan sama karena keterbatasan data.

III. Hasil perhitungan dan perbandingan analisis termodinamika mesin TPE-331 & PT6A-42.

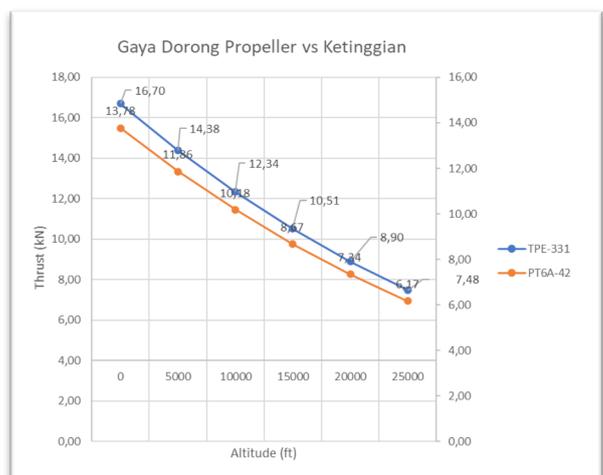
3.1 Thrust propeller

Thrust propeller atau sering disebut dengan gaya dorong dari masing-masing propeller yang terdapat dimesin dihitung dan dibandingkan dengan menggunakan *axial momentum theory* dimana data parameter tambahan diperlukan untuk melakukan perhitungan yaitu variasi ketinggian terhadap kerapatan udara sebagai berikut :

Tabel 3.1 Parameter input tambahan untuk perhitungan analisis termodinamika

h (ft)	ρ (kg/m ³)
0	1,23
5000	1,06
10.000	0,91
15.000	0,77
20.000	0,65
25.000	0,55

Sehingga dengan parameter data tambahan tersebut didapatkan nilai gaya dorong propeller sebagai berikut :



Gambar 3.1 Grafik Perbandingan gaya dorong propeller antara mesin TPE-331 dan PT6A-42 terhadap variasi ketinggian

Pada gambar 3.1 ditunjukkan grafik untuk setiap variasi ketinggian terhadap nilai gaya dorong yang dihasilkan propeller semakin menurun seiring dengan kenaikan ketinggian, hal ini disebabkan oleh kerapatan

udara yang semakin rendah. Pada gambar tersebut juga ditunjukkan bahwasannya gaya dorong propeller mesin TPE-331 memiliki nilai lebih besar dibandingkan dengan mesin PT6A-42 karena memiliki diameter propeller yang lebih besar. Perbandingan persentase perbedaan gaya dorong antara kedua mesin menunjukkan mesin TPE-331 memiliki gaya dorong lebih tinggi yaitu sebesar 21,22 % dibandingkan dengan gaya dorong propeller PT6A-42 terhadap variasi ketinggian.

3.2 Kerja kompresor

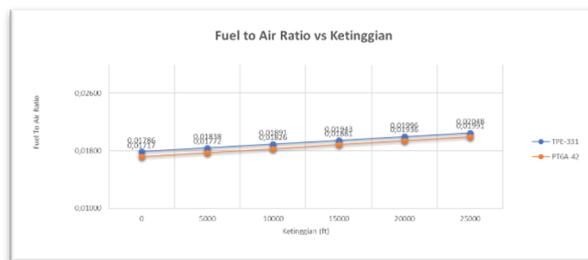
Pada gambar 3.2 ditunjukkan grafik kerja kompresor untuk masing-masing mesin, dapat dilihat seiring dengan kenaikan ketinggian maka kerja kompresor mengalami penurunan, hal ini diakibatkan nilai kerapatan udara semakin rendah seiring dengan kenaikan ketinggian. Pada gambar tersebut juga ditunjukkan bahwasannya kerja kompresor untuk mesin PT6A-42 memiliki nilai yang lebih tinggi 8 % dibandingkan dengan kerja kompresor dari mesin TPE-331 karena nilai *compressor pressure ratio* mesin PT6A-42 lebih tinggi dibandingkan dengan TPE-331.



Gambar 3.2 Grafik Perbandingan kerja kompresor antara mesin TPE-331 dan PT6A-42 terhadap variasi ketinggian

3.3 Fuel to air ratio

Fuel to air ratio merupakan perbandingan campuran bahan bakar dan udara yang digunakan untuk proses pembakaran. Pada gambar 3.3 ditunjukkan perbandingan grafik mesin TPE-331 dan PT6A-42 terhadap variasi ketinggian.



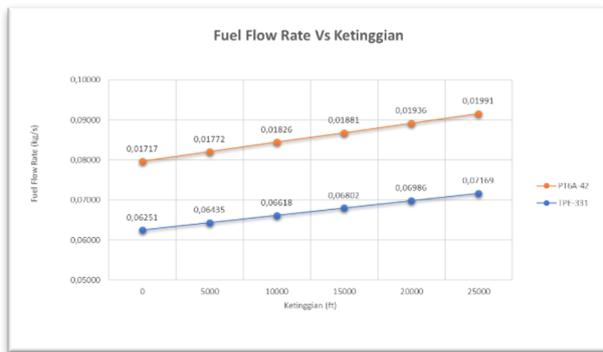
Gambar 3.3 Grafik *fuel to air ratio* antara mesin TPE-331 dan PT6A-42 terhadap variasi ketinggian

Pada gambar 3.3 ditunjukkan bahwa seiring dengan kenaikan ketinggian maka rasio pencampuran bahan bakar dan udara mengalami peningkatan, hal ini diakibatkan semakin rendahnya kerapatan udara sehingga aliran massa yang masuk keudara menjadi semakin sedikit sehingga perlu diimbangi dengan penambahan jumlah bahan bakar.

Pada gambar tersebut ditunjukkan bahwasannya nilai rasio pencampuran bahan bakar dengan udara terendah ada pada mesin PT6A-42 karena mesin ini memiliki nilai *compressor pressure ratio* yang tinggi dibandingkan dengan TPE-331. Perbandingan persentase untuk mesin PT6A-42 jumlah campuran bahan bakar udara lebih rendah rata-rata 3,43 % dibandingkan TPE-331 terhadap variasi ketinggian.

3.4 Fuel flow rate

Fuel flow rate atau yang sering disebut dengan laju aliran bahan bakar ke ruang bakar. Pada gambar 3.4 ditunjukkan grafik perbandingan antara *fuel flow rate* dengan ketinggian, dapat dilihat bahwa seiring dengan kenaikan ketinggian maka *fuel flow rate* yang dibutuhkan semakin besar karena semakin berkurangnya kerapatan udara dan semakin sedikitnya jumlah laju aliran massa yang masuk kedalam mesin sehingga perlu kompensasi penambahan jumlah bahan bakar yang masuk kedalam mesin, selain itu laju aliran massa udara yang masuk ke mesin PT6A-42 lebih besar per detiknya dibandingkan dengan TPE-331. Pada gambar tersebut juga ditunjukkan bahwa laju aliran bahan bakar tertinggi ada pada mesin PT6A-42 rata-rata 40,32 % lebih besar dibandingkan dengan mesin TPE-331.



Gambar 3.4 Grafik *fuel flow rate* antara mesin TPE-331 dan PT6A-42 terhadap variasi ketinggian

3.5 Kerja turbin

Kerja turbin merupakan kerja total dari seluruh stage turbin yang ada pada mesin. Pada gambar 3.5 ditunjukkan bahwa grafik kerja turbin masing-masing mesin menurun seiring dengan kenaikan ketinggian.



Gambar 3.5 Grafik kerja turbin antara mesin TPE-331 dan PT6A-42 terhadap variasi ketinggian

Hal ini disebabkan oleh kerapatan udara yang berkurang seiring dengan kenaikan ketinggian. Pada gambar juga ditunjukkan bahwa kerja turbin terbesar ada pada mesin PT6A-42 dimana persentase rata-rata 3,3% lebih besar dibandingkan dengan mesin TPE-331.

3.6 Kerja poros

Kerja poros yang dimaksud disini adalah kerja poros persatuan massa yang dihubungkan ke poros propeller. Pada gambar 3.6 kerja poros mengalami penurunan seiring dengan kenaikan ketinggian. Hal ini akibat kerja turbin yang menurun. Pada gambar juga ditunjukkan kerja poros paling

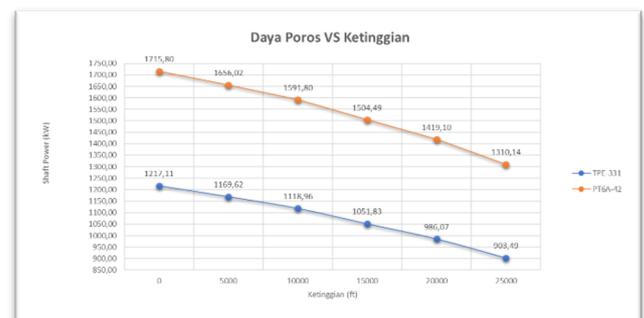
besar ada pada mesin TPE-331 dimana memiliki nilai lebih tinggi rata-rata 1,65% terhadap variasi ketinggian dibandingkan dengan mesin PT6A-42.



Gambar 3.6 Grafik kerja poros antara mesin TPE-331 dan PT6A-42 terhadap variasi ketinggian

3.7 Daya poros

Daya poros adalah kerja poros yang dikalikan dengan laju aliran massa udara. Dapat dilihat pada gambar 3.7 grafik daya poros menurun seiring dengan kenaikan ketinggian.

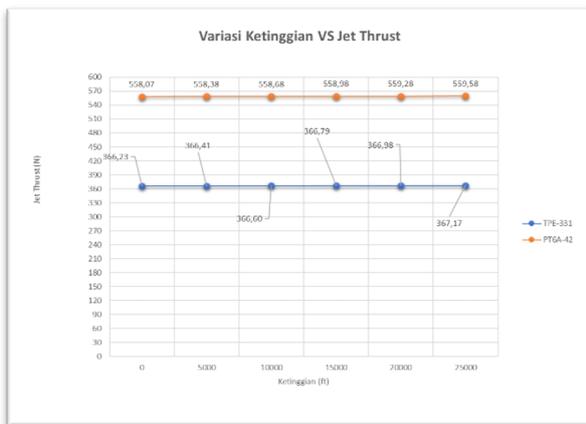


Gambar 3.7 Grafik daya poros antara mesin TPE-331 dan PT6A-42 terhadap variasi ketinggian

Hal ini disebabkan oleh kerja poros yang menurun seiring dengan kenaikan ketinggian. Pada gambar juga ditunjukkan bahwasannya daya poros terbesar ada pada mesin PT6A-42 karena memiliki laju aliran massa udara yang lebih besar dibandingkan dengan mesin TPE-331. Rata-rata daya poros mesin PT6A-42 lebih besar rata-rata 42,80 % dibandingkan dengan mesin TPE-331.

3.8 Jet thrust

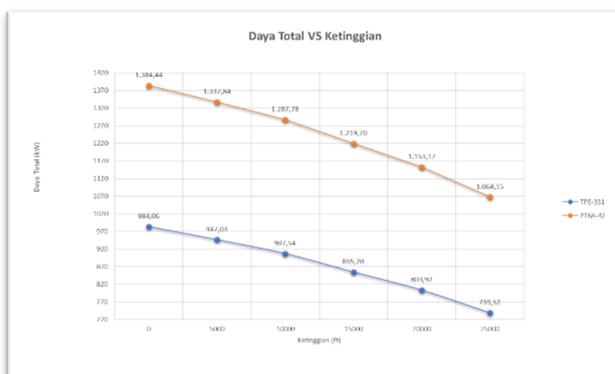
Jet thrust adalah gaya dorong yang dihasilkan pada saat udara keluar *nozzle* (exhaust). Seiring kenaikan ketinggian maka kerapatan udara berkurang namun nilai *fuel to air ratio* meningkat sehingga menambah besarnya nilai *jet thrust*. Pada gambar 3.8 ditunjukkan grafik nilai *jet thrust* meningkat seiring dengan kenaikan ketinggian. Nilai *jet thrust* tertinggi ada pada mesin PT6A-42. Nilainya lebih tinggi rata-rata sebesar 52,40 % dibandingkan dengan mesin TPE-331 terhadap variasi ketinggian.



Gambar 3.8 Grafik *jet thrust* antara mesin TPE-331 dan PT6A-42 terhadap variasi ketinggian

3.9 Daya total

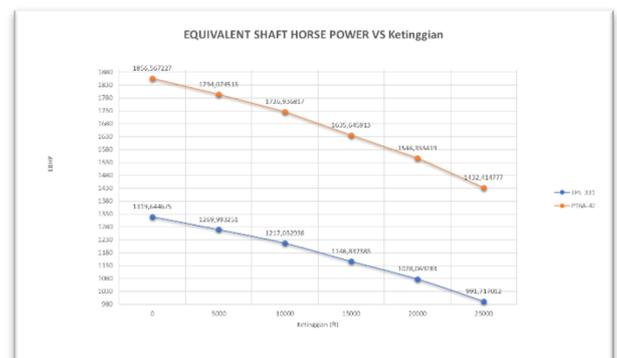
Daya total merupakan penjumlahan daya yang dihasilkan oleh propeller ditambah dengan daya yang dihasilkan dari *jet thrust*. Pada gambar 3.9 ditunjukkan grafik daya total terhadap variasi ketinggian. Dapat dilihat bahwa seiring dengan kenaikan ketinggian maka nilai daya total makin turun. Pada gambar juga ditunjukkan bahwasannya nilai daya total tertinggi ada pada mesin PT6A-42 yaitu sebesar 42,40 % lebih tinggi dibandingkan dengan mesin TPE-331.



Gambar 3.9 Grafik daya total antara mesin TPE-331 dan PT6A-42 terhadap variasi ketinggian

3.10 Equivalent shaft horsepower (ESHP)

ESHP merupakan nilai penjumlahan dari *shaft horse power* ditambahkan dengan *jet thrust power*. Pada gambar 3.10 ditunjukkan grafik ESHP terhadap variasi ketinggian, dapat dilihat bahwa seiring dengan kenaikan ketinggian nilai ESHP semakin menurun akibat nilai kerapatan udara yang juga semakin menurun. Pada gambar juga dapat dilihat bahwa nilai ESHP tertinggi ada pada mesin PT6A-42 yaitu sebesar rata-rata 42,40 % lebih tinggi dibandingkan dengan mesin TPE-331.



Gambar 3.10 Grafik daya total antara mesin TPE-331 dan PT6A-42 terhadap variasi ketinggian

IV. Kesimpulan

Dari hasil perhitungan dan perbandingan lewat grafik maka beberapa kesimpulan dapat diambil sebagai berikut :

1. Gaya dorong propeller antara mesin TPE-331 dan PT6A-42 dari hasil perhitungan dan perbandingan maka nilai tertinggi ada pada mesin TPE-331 sebesar 21,22 % lebih besar dibandingkan dengan mesin PT6A-42 karena mesin TPE-331 memiliki diameter propeller yang lebih besar dibandingkan dengan mesin PT6A-42.
2. Kerja kompresor menurun seiring dengan kenaikan ketinggian karena kerapatan udara berkurang. Kerja kompresor terbesar ada pada mesin PT6A-42 karena memiliki rasio tekanan di kompresor tertinggi sebesar 8 % dibandingkan dengan mesin TPE-331.

3. Perbandingan pencampuran bahan bakar dan udara untuk masing-masing mesin meningkat seiring dengan kenaikan ketinggian, karena jumlah kerapatan berkurang maka jumlah bahan bakar mesti ditingkatkan untuk menghasilkan daya mesin yang sama sehingga *fuel to air ratio* meningkat seiring dengan kenaikan ketinggian. *Fuel to air ratio* terendah ada di mesin PT6A-42 rata-rata lebih rendah sebesar 3,43 % dibandingkan mesin TPE-331
4. Laju aliran bahan bakar meningkat seiring dengan kenaikan ketinggian, hal ini berakibat dari naiknya *fuel to air ratio*. Laju aliran bahan bakar tertinggi ada di PT6A-42 sebesar 40,32 % lebih besar dibandingkan dengan mesin TPE-331 karena memiliki laju aliran massa yang besar dibandingkan dengan mesin TPE-331.
5. Kerja turbin menurun seiring naiknya ketinggian, hal ini disebabkan oleh turunnya kerja kompresor seiring naiknya ketinggian. Kerja turbin terbesar ada pada mesin PT6A-42 yang memiliki rata-rata 3,3 % lebih besar dibandingkan dengan mesin TPE-331
6. Kerja poros juga menurun akibat menurunnya kerja turbin. Kerja poros terbesar ada pada mesin TPE-331 karena mesin hanya terdiri dari poros tunggal (*single spool*) sehingga semua energi panas yang keluar dari ruang bakar diserap semua oleh turbin untuk menggerakkan propeller. Kerja poros mesin TPE-331 rata-rata 1,65 % lebih besar dibandingkan dengan mesin PT6A-42.
7. Daya poros menurun seiring kenaikan ketinggian karena kerja poros juga menurun. Daya poros terbesar ada pada mesin PT6A-42, rata-rata lebih besar 42,60 % dibandingkan dengan mesin TPE-331 terhadap variasi ketinggian.
8. *Jet thrust* juga menurun seiring dengan kenaikan ketinggian karena daya poros mesin juga mengalami penurunan. *Jet thrust* terbesar ada pada mesin PT6A-42 dengan nilai persentase rata-rata 52,40 % lebih besar dibandingkan dengan TPE-331 terhadap variasi ketinggian.
9. Daya total juga menurun seiring dengan kenaikan ketinggian. Daya total terbesar ada pada mesin PT6A-42 dimana memiliki

nilai rata-rata 42,40 5 lebih besar dari pada mesin TPE-331.

10. ESHP menurun seiring kenaikan ketinggian. ESHP terbesar ada pada mesin PT6A-42 dimana nilai persentasenya sama dengan daya total yaitu sebesar 42,40 %.

V. DAFTAR PUSTAKA

- [1]. <https://fas.org/man/dod-101/sys/ac/row/c-212.htm>
- [2]. <https://www.airspace-review.com/2020/02/28/n219-sudah-rampungkan-83-persen-daftar-periksa-untuk-raih-sertifikasi/>
- [3]. EL-Sayed, Ahmed F (2017) : *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engine*; CRC Press taylor and francis group., ISBN 9781466595163 (hardback) ISBN 9781466595187 (ebook); 2017.
- [4]. G.E.P. Sutton and O. Biblarz, *Rocket Propulsion Element*, 7th edn., John Wiley & Sons, Inc., 2001.
- [5]. P. Hill and C. Peterson, *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*, 2nd edn., Addison-Wesley Publishing Co., Reading, MA, 1992.
- [6]. Y. Demyanenko, A. Dmitrenko, A. Ivanov, and V. Pershin, Turbopumps for gas generator and staged combustion cycle rocket engines, AIAA 2005-3946, *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, July 10–13, 2005, Tucson, AZ.
- [7]. H. Martensson, S. Andersson, S. Trollheden, S. Brodin, and R. Engines, Rocket engines turbomachinery.
- [8]. In: *Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft*. Educational Notes RTO-EN-AVT-150, Paper 5, Neuilly-sur-Seine, France: RTO, pp. 5-1–5-28.
- [9]. Turbopump systems for liquid rocket engines, NASA/SP-8107, National Technical Information Service Springfield, VA, August 1974.