

Analisa Pengaruh Variasi Temperatur dan Tekanan Terhadap Unjuk Kerja Mesin CFM56-7B18

Arum Amalia, I Gusti Ketut Sukadana, I Ketut Gede Wirawan
Program Studi Teknik Mesin Universitas Udayana, Kampus Bukit Jimbaran Bali

Abstrak

Mesin CFM56-7B18 merupakan salah satu jenis dari mesin pesawat yang cukup banyak digunakan. Diketahui bahwa pesawat merupakan moda transportasi yang sering digunakan dan sangat berguna bagi banyak orang. Tujuan dari penelitian adalah untuk mengetahui bagaimana pengaruh dari temperatur dan tekanan udara pada saat pesawat climbing terhadap unjuk kerja dari mesin tersebut yang kemudian akan dibandingkan dengan hasil dari perhitungan simulator EngineSim. Variasi temperatur udara yang dianalisa yaitu pada 268,7 K ; 262,2 K ; 255,7 K ; 249,2 K ; 242,7 K. Variasi tekanan udara yang dianalisa yaitu pada 70,12 kPa ; 61,66 kPa ; 54,05 kPa ; 47,22 kPa ; 41,44 kPa. Hasil dari perhitungan yang telah dilakukan menunjukkan bahwa gaya dorong akan menurun seiring dengan menurunnya temperatur dan tekanan udara, efisiensi propulsi mengalami penurunan seiring dengan menurunnya temperatur dan tekanan udara, serta konsumsi bahan bakar spesifik yang akan mengalami kenaikan pada saat temperatur dan tekanan udara menurun.

Kata kunci: CFM56-7B18, EngineSim, Gaya Dorong, Efisiensi Propulsi, TSFC

Abstract

The CFM56-7B18 engine is one type of aircraft engine that is quite widely used. It is recognized that the plane is a mode of transportation that is often used and very useful for many people. The purpose of this research is to find out how the influence of temperature and air pressure when the aircraft is climbing on the performance of the machine which will then be compared with the results of the EngineSim simulator calculations. The analyzed air temperature variations are at 268.7 K; 262.2 K; 255.7 K; 249.2 K; 242.7 K. The variations in air pressure were analyzed at 70.12 kPa; 61.66 kPa; 54.05 kPa; 47.22 kPa; 41.44 kPa. The results of the calculations that have been carried out show that the thrust will decrease with decreasing temperature and air pressure, propulsion efficiency decreases with decreasing temperature and air pressure, and the specific fuel consumption will increase when the temperature and air pressure decrease.

Keywords: CFM56-7B18, EngineSim, Thrust, Propulsion Efficiency, TSFC

1. Pendahuluan

Transportasi udara dalam pengoperasiaannya harus memperhatikan beberapa hal yang berkaitan dengan keselamatan penerbangan secara keseluruhan, termasuk efisiensi, efektivitas, dan kenyamanan. Namun dalam penerapannya terdapat pula hambatan dari berbagai faktor. Salah satu hambatan yang bisa terjadi adalah faktor meteorologi atau cuaca. Temperatur dan tekanan udara merupakan faktor penting dalam operasional penerbangan yang perlu diamati guna mencapai keselamatan penerbangan. Adapun pada setiap daerah dan setiap posisi ketinggian akan mempunyai temperatur dan tekanan yang berbeda-beda dan senantiasa berubah tiap waktunya [1], [2]. Radiasi matahari akan sangat berpengaruh pada distribusi temperatur di atmosfer, sehingga temperatur udara selalu mengalami perubahan. Dalam meteorologi, ketinggian 1,25 sampai 2 meter dari permukaan tanah disebut dengan temperatur udara permukaan [3], [4]. Kerapatan udara akan selalu berbanding terbalik dengan temperatur udara. Kerapatan udara pada lapisan *troposfer* akan berbeda tiap ketinggian dan temperatur akan akan menurun terhadap ketinggian[3]. Hal tersebut erat kaitannya dengan

daya dorong (*thrust*) pada pesawat terbang ketika berada pada posisi lapisan tertentu dari atmosfer.

Saat pesawat mengudara terdapat 4 gaya yang berhubungan, yaitu gaya angkat (*lift*), gaya berat (*weight*), gaya dorong (*thrust*), dan gaya hambat (*drag*). Ketika pesawat berada pada kondisi menjelajah (*cruise*) dengan ketinggian dan kecepatan tetap, terdapat kesetimbangan pada keempat gaya tersebut, dimana gaya angkat akan seimbang dengan gaya berat dan gaya dorong akan seimbang dengan gaya hambat. Namun, akan terjadi akselerasi dan deselerasi ketika pesawat sedang dalam kondisi *takeoff* dan *landing*. Dimana akselerasi dan deselerasi tersebut bisa dijelaskan sesuai dengan Hukum II Newton, yaitu total dari gaya merupakan hasil perkalian dari massa dengan percepatan [3].

Adapun permasalahan yang terkait dengan penelitian ini adalah bagaimana pengaruh variasi temperatur dan tekanan udara terhadap unjuk kerja mesin CFM56-7B18.

Beberapa batasan-batasan masalah dalam penelitian ini adalah sebagai berikut:

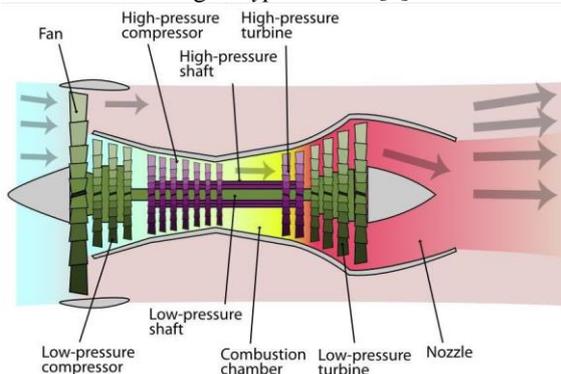
1. Kondisi yang ditentukan adalah pada saat *climbing*.
2. Tipe dari mesin pesawat yang digunakan yaitu CFM56-7B18.

- Analisa perbandingan dilakukan menggunakan program *EngineSim*.

2. Dasar Teori

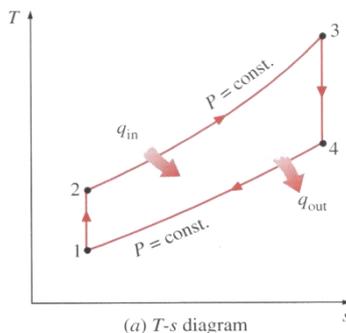
2.1. Turbofan

Turbofan merupakan jenis yang paling modern dari mesin gas turbin. *Turbofan* bekerja dengan cara menarik udara di sekitar masuk kedalam mesin. Beberapa udara yang masuk melewati baling-baling yang kemudian menuju kompresor dan disalurkan ke ruang bakar, dimana udara akan dicampur dengan bahan bakar dan terjadilah pembakaran. Hasil dari pembakaran akan disalurkan menuju turbin dan keluar melalui nosel. Beberapa dari udara yang masuk melewati baling-baling tidak masuk ke dalam mesin melainkan hanya beradda di sekitar mesin dan menjadi penyokong utama dalam daya dorong. Udara yang melewati baling-baling memiliki kecepatan yang sedikit lebih tinggi daripada aliran udara bebas. Jadi *turbofan* mendapatkan bebrapa daya dorong dari mesin dan beberapa daya dorong dari baling-baling. Rasio dari udara yang berada di sekitar mesin dengan udara yang masuk ke dalam mesin disebut dengan *bypass ratio* [5].



Gambar 1. Mesin Turbofan (sumber: Wikipedia, 2019)

2.2. Siklus Ideal Pada Mesin Turbin Gas



Gambar 2. T-s Diagram Siklus Brayton Ideal Pada Mesin Turbin Gas (sumber: Cengel & Boles, 2006)

T-s diagram ditunjukkan pada gambar 2. Keempat proses dari Siklus Brayton terjadi pada kondisi *Steady Flow* (aliran yang stabil). Ketika perubahan energi kinetik menjadi energi potensial diabaikan, keseimbangan energi untuk proses aliran

tetap dapat diekspresikan, berdasarkan satuan massa [6].

$$(q_{in} - q_{out}) + (w_{in} - w_{out}) = h_{exit} - h_{inlet} \quad (1)$$

Untuk itu, panas yang dipindahkan dari dan ke fluida kerja [6] adalah

$$q_{in} = h_3 - h_2 = c_p(T_3 - T_2) \quad (2)$$

Dan

$$q_{out} = h_4 - h_1 = c_p(T_4 - T_1) \quad (3)$$

Kemudian efisiensi termal dari siklus brayton dibawah standar udara dingin diasumsikan menjadi [6]

$$\eta_{th, Brayton} = \frac{w_{net}}{q_{in}} = 1 - \frac{q_{out}}{q_{in}} = 1 - \frac{c_p(T_4 - T_1)}{c_p(T_3 - T_2)} = 1 - \frac{T_1(T_4 - T_1) - 1}{T_2(T_3 - T_2) - 1} \quad (4)$$

Proses 1-2 dan 3-4 merupakan isentropik, dan $P_2 = P_3$ dan $P_4 = P_1$. Jadi,

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k-1}{k}} = \left(\frac{P_3}{P_4}\right)^{\frac{k-1}{k}} = \frac{T_3}{T_4} \quad (5)$$

Mensubstitusikan persamaan ini ke dalam efisiensi termal dengan penyederhanaan [6]

$$\eta_{th, brayton} = 1 - \frac{1}{r_p^{\frac{k-1}{k}}} \quad (6)$$

Dimana

$$r_p = \frac{P_2}{P_1} \quad (7)$$

Adapun faktor-faktor yang mempengaruhi daya dorong adalah sebagai berikut:

- Nosel
- Kecepatan Udara
- Aliran Massa Udara
- Ketinggian
- Tekanan Ram

2.3. EngineSim

EngineSim dikembangkan di NASA Glenn Research dalam upaya untuk membantu pembelajaran berbasis inkuiri di bidang sains dan matematika. *EngineSim* merupakan simulator yang memodelkan desain dan pengujian *jet engine*. Program tersebut bekerja dalam dua mode: *Design Mode* atau *Tunnel Test Mode*. Pada *Design Mode*, dapat merubah desain dari variable termasuk kondisi penerbangan, ukuran mesin, performa *inlet*, *turbo machinery* kompresor dan performa turbin, performa ruang bakar, performa nosel. Untuk desain mesin *turbofan* juga dapat diubah dalam performa *fan* dan *bypass ratio*. Ketika mempunyai desain yang diinginkan, dapat beralih ke *Tunnel Test Mode*, dimana hanya dapat mengubah kondisi penerbangan (kecepatan udara, ketinggian, dan pengaturan *throttle*). Dengan menggunakan simulator ini dapat mengetahui bagaimana *jet* (atau turbin) mesin menghasilkan daya dorong dengan mengubah nilai-nilai parameter mesin yang berbeda [7].



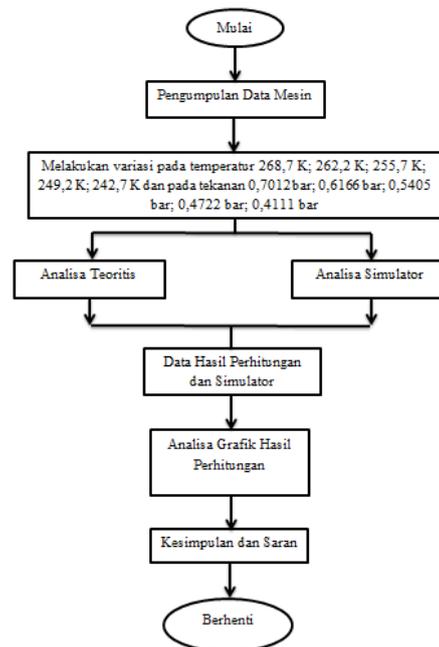
Gambar 3. EngineSim

3. Metode Penelitian

Pada penilitan kali ini metode yang dilakukan adalah analisis yang akan dilakukan dalam beberapa tahapan. Adapun data temperatur dan tekanan diperoleh dari *International Standard Atmosphere (ISA)*. Data spesifikasi dari mesin bisa diperoleh dari *Aircraft Manual Maintenance* dari Boeing. Program *Enginesim* bisa diunduh di laman web NASA. Setelah diperoleh semua data dan program yang dibutuhkan, maka yang diperlukan selanjutnya adalah mengolah data tersebut dengan serangkaian perhitungan untuk menampilkan daya dorong yang akan dihasilkan dari mesin. Secara garis besar, beberapa tahapan dari penelitian ini ditampilkan pada diagram alir gambar 4.

Adapun indikator keberhasilan dalam penelitian ini adalah kesesuaian perhitungan dimana daya dorong akan berkurang seiring dengan bertambahnya ketinggian pesawat dari permukaan laut atau dengan kata lain pesawat akan memerlukan tenaga yang lebih besar untuk mencapai suatu ketinggian tertentu, serta kesesuaian antara perhitungan pada program *Enginesim* dengan perhitungan termodinamika secara manual. Kemampuan suatu pesawat dan mesin (terutama pada daya dorong) akan sangat dipengaruhi oleh kerapatan udara. Daya dorong akan bertambah seiring dengan bertambahnya kerapatan udara. Akan tetapi, semakin tinggi ketinggian dari permukaan laut maka tekanan udara akan semakin berkurang, yang akan mengakibatkan berkurangnya kerapatan udara pula. Tekanan udara yang berkurang tersebut diakibatkan karena jumlah molekul dan atom akan berkurang terhadap ketinggian. Ketika kerapatan pada udara berkurang, mesin akan menghisap lebih sedikit udara. Apabila udara yang masuk ke dalam mesin lebih sedikit, maka massa gas yang keluar pun hanya sedikit karena kurangnya suplai udara pada proses pembakaran, hal tersebut akan memengaruhi tenaga dari mesin. Mesin yang mengeluarkan lebih sedikit massa gas akan mengurangi tenaga dari mesin tersebut dan mengurangi daya dorong. Sehingga ketika pesawat pada kondisi *take off* akan membutuhkan *runway* yang panjang dan daerah bebas hambatan di ujung *run*. Dapat disimpulkan bahwa apabila daya dorong meningkat akan

membuat kecepatan dan laju naik dari pesawat menjadi lebih cepat.



Gambar 4. Diagram Alir Penelitian

4. Hasil dan Pembahasan

4.1. Data Spesifikasi Mesin

Data-data spesifikasi mesin CFM56-7B18 yang telah diperoleh sebelumnya dan akan digunakan dalam melakukan adalah sebagai berikut:

Tabel 1. Data Spesifikasi Mesin

Temperatur awal pada ketinggian 3000 m (T_{a1})	268,7 K
Temperatur awal pada ketinggian 4000 m (T_{a2})	262,2 K
Temperatur awal pada ketinggian 5000 m (T_{a3})	255,7 K
Temperatur awal pada ketinggian 6000 m (T_{a4})	249,2 K
Temperatur awal pada ketinggian 7000 m (T_{a5})	242,7 K
Tekanan awal pada ketinggian 3000 m (P_{a1})	70,12 kPa
Tekanan awal pada ketinggian 4000 m (P_{a2})	61,66 kPa
Tekanan awal pada ketinggian 5000 m (P_{a3})	54,05 kPa
Tekanan awal pada ketinggian 6000 m (P_{a4})	47,22 kPa
Tekanan awal pada ketinggian 7000 m (P_{a5})	41,11 kPa
Kecepatan udara yang masuk ke dalam mesin (V_a)	128,611 m/s
Kecepatan pesawat pada ketinggian 3000 m ($V_{aircraft}$)	128,611 m/s
Kapasitas kalor udara (C_p)	1,005 kJ/kg.K

Tabel 2. Data Spesifikasi Mesin (Lanjutan)

Kapasitas kalor gas pembakaran (C_{pg})	1,148 kJ/kg.K
Temperatur yang masuk ke dalam turbin (T_{04})	1500 K
Total aliran massa udara (\dot{m}_{udara})	371 kg/s
Konstanta pada proses kompresi (kc)	1,4
Konstanta pada proses ekspansi (kt)	1,333
Tekanan yang hilang pada ruang bakar (P_{LOSS})	0,06
Rasio tekanan pada kompresor tekanan rendah (r_{LPC})	4,912
Rasio tekanan pada kompresor tekanan tinggi (r_{HPC})	10,593
Rasio tekanan pada turbin tekanan rendah (r_{LPT})	4,912
Rasio tekanan pada turbin tekanan tinggi (r_{HPT})	10,593
Efisiensi pada kompresor (η_c)	0,85
Efisiensi pada turbin (η_T)	0,85
Efisiensi pada ruang bakar (η_{RB})	0,99
Efisiensi mekanik (η_m)	0,99
Efisiensi isentropik nosel (η_j)	0,95
Bypass Ratio (BPR)	5,5

4.2. Perhitungan Unjuk Kerja Mesin Secara Teoritis

Adapun perhitungan unjuk kerja mesin secara teoritis akan dijabarkan sebagai berikut, dengan mengacu pada temperatur 268,7 K dengan tekanan 70,12 kPa.

1. Menghitung temperatur udara pada difuser

$$T_{01} = T_a + \frac{\bar{v}_a^2}{2c_p} = 268,7 \text{ K} + \frac{(128,11 \text{ m/s})^2}{2 \cdot 1005 \text{ J/kg K}} = 276,929 \text{ K}$$

2. Menghitung tekanan udara ideal pada difuser

$$P_{01}^i = P_a \cdot \left(\frac{T_a}{T_{01}}\right)^{\frac{kc}{kc-1}} = 70,12 \text{ kPa} \cdot \left(\frac{268,7 \text{ K}}{276,929 \text{ K}}\right)^{\frac{1,4-1}{1,4}} = 63,094 \text{ kPa}$$

3. Menghitung tekanan udara aktual pada difuser

$$P_{01}^a = P_a - \eta_c (P_{01}^i - P_a) = 70,12 \text{ kPa} - 0,85 (63,094 \text{ kPa} - 70,12 \text{ kPa}) = 76,092 \text{ kPa}$$

4. Menghitung temperatur udara ideal pada kompresor tekanan rendah

$$T_{02}^i = T_{01} \cdot (r_{LPC})^{\frac{kc-1}{kc}} = 276,929 \text{ K} \cdot (4,912)^{\frac{1,4-1}{1,4}} = 436,386 \text{ K}$$

5. Menghitung temperatur udara aktual pada kompresor tekanan rendah

$$T_{02}^a = T_{01} + \frac{T_{02}^i \cdot T_{01}}{\eta_c} = 276,929 \text{ K} + \left(\frac{436,386 \text{ K} - 276,929 \text{ K}}{0,85}\right) = 464,526 \text{ K}$$

6. Menghitung tekanan udara pada kompresor tekanan rendah

$$P_{02} = r_{LPC} \cdot P_{01}^a$$

$$= 4,912 \cdot 76,092 \text{ kPa} = 373,765 \text{ kPa}$$

7. Menghitung temperatur udara ideal pada kompresor tekanan tinggi

$$T_{03}^i = T_{02}^a \cdot (r_{HPC})^{\frac{kc-1}{kc}} = 464,526 \text{ K} \cdot (10,593)^{\frac{1,4-1}{1,4}} = 911,743 \text{ K}$$

8. Menghitung temperatur udara aktual pada kompresor tekanan tinggi

$$T_{03}^a = \frac{T_{03}^i - T_{02}^a}{\eta_c} + T_{02}^a = \frac{911,743 \text{ K} - 464,526 \text{ K}}{0,85} + 464,526 \text{ K} = 990,664 \text{ K}$$

Dari tabel udara standar pada temperatur 990,664 K diperoleh $h_{03}^a = 1035 \text{ kJ/kg}$

9. Menghitung tekanan udara pada kompresor tekanan tinggi

$$P_{03} = r_{HPC} \cdot P_{02} = 10,593 \cdot 373,765 \text{ kPa} = 3959 \text{ kPa}$$

10. Menghitung *fuel/air ratio* aktual

Temperatur pada ruang bakar mengalami kenaikan sebesar $(1500 \text{ K} - 990,664 \text{ K}) = 509,336 \text{ K}$ dan temperatur yang memasuki ruang bakar sebesar 990,664 K, sehingga diperoleh *fuel/air ratio* ideal sebesar 0,0148.

$$f/a = \frac{f/a(\text{ideal})}{\eta_m} = \frac{0,0148}{0,99} = 0,015$$

11. Menghitung aliran massa bahan bakar ideal

$$\dot{m}_{bb} = \dot{m}_{udara} \cdot f/a = 307,082 \text{ kg/s} \cdot 0,015 = 4,591 \text{ kg/s}$$

12. Menghitung aliran massa fluida campuran ideal

$$\dot{m}_{gas} = \dot{m}_{udara} + \dot{m}_{bb} = 307,082 \text{ kg/s} + 4,591 \text{ kg/s} = 311,673 \text{ kg/s}$$

13. Menghitung aliran massa fluida campuran aktual

$$\dot{m}_h = \frac{\dot{m}_{gas}}{\frac{BPR+1}{5,5+1}} = \frac{311,673 \text{ kg/s}}{5,5+1} = 47,95 \text{ kg/s}$$

14. Menghitung jumlah kalor yang masuk pada ruang bakar

Dari tabel properti udara standar pada temperatur 1500 K diperoleh $h_{04} = 1636 \text{ kJ/kg}$

$$Q_{in} = \dot{m}_{gas} \cdot (h_{04} - h_{03}^a) \cdot \eta_{RB} = 47,95 \text{ kg/s} (1636 \text{ kJ/kg} - 1035 \text{ kJ/kg}) \cdot 0,99 = 28529,7705 \text{ kW}$$

15. Menghitung tekanan akhir pembakaran pada ruang bakar

$$P_{04} = P_{03} \cdot (1 - P_{LOSS}) = 3959 \text{ kPa} (1 - 0,06) = 3722 \text{ kPa}$$

16. Menghitung temperatur gas ideal pada turbin tekanan tinggi

$$T_{05}^i = \frac{T_{04}^a}{r_{HPT}^{\frac{kt-1}{kt}}} = \frac{1500 \text{ K}}{10,593^{\frac{1,333-1}{1,333}}} = 831,819 \text{ K}$$

17. Menghitung temperatur gas aktual pada turbin tekanan tinggi

$$T_{05}^a = T_{04}^a - (T_{04}^a - T_{05}^i)\eta_T$$

$$= 1500 \text{ K} - (1500 \text{ K} - 831,819 \text{ K}) \cdot 0,85$$

$$= 932,046 \text{ K}$$

18. Menghitung tekanan gas pada turbin tekanan tinggi

$$P_{05} = \frac{P_{04}}{r_{HPT}}$$

$$= \frac{3722 \text{ kPa}}{10,593} = 351,339 \text{ kPa}$$

19. Menghitung temperatur gas ideal pada turbin tekanan rendah

$$T_{06}^i = \frac{T_{05}^a}{r_{LPT}^{\frac{k-1}{k}}}$$

$$= \frac{932,046 \text{ K}}{4,912^{\frac{1,333-1}{1,333}}} = 626,257 \text{ K}$$

20. Menghitung temperatur gas aktual pada turbin tekanan rendah

$$T_{06}^a = T_{05}^a - (T_{05}^a - T_{06}^i)\eta_T$$

$$= 932,046 \text{ K} - (932,046 \text{ K} - 626,257 \text{ K}) \cdot 0,85$$

$$= 672,125 \text{ K}$$

21. Menghitung tekanan gas pada turbin tekanan rendah

$$P_{06} = \frac{P_{05}}{r_{LPT}}$$

$$= \frac{351,339 \text{ kPa}}{4,912} = 71,527 \text{ kPa}$$

22. Menghitung kecepatan yang dihasilkan mesin

$$V_{07} = \sqrt{2C_{pg}(T_{06}^a - T_a)}$$

$$= \sqrt{2 \cdot 1,148 \text{ kJ/kg K} (672,125 \text{ K} - 268,7 \text{ K}) \left(\frac{1000 \text{ m}^2}{\text{kg}}\right)}$$

$$= 962,426 \text{ m/s}$$

23. Menghitung gaya dorong yang dihasilkan mesin

$$F_h = \dot{m}_h(V_{07} - V_a)$$

$$= 47,95 \text{ kg/s} (962,426 \text{ m/s} - 128,611 \text{ m/s})$$

$$= 39980 \text{ N}$$

24. Menghitung penurunan temperatur pada nosel bypass

$$T_{02} - T_{08} = \eta_j \cdot T_{02}^a \left(1 - \left(\frac{P_{02}^a}{P_a}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right)$$

$$= 0,95 \cdot 464,526 \text{ K} \left(1 - \left(\frac{373,765 \text{ kPa}}{70,12 \text{ kPa}}\right)^{\frac{1,4-1}{1,4}}\right)$$

$$= 167,717 \text{ K}$$

25. Menghitung kecepatan yang dihasilkan bypass

$$V_{08} = \sqrt{2C_p(T_{02} - T_{08})}$$

$$= \sqrt{2 \cdot 100,5 \text{ kJ/kg K} (167,717 \text{ K}) \left(\frac{1000 \text{ m}^2/\text{s}^2}{\text{kJ/kg}}\right)}$$

$$= 580,612 \text{ m/s}$$

26. Menghitung aliran massa udara pada bypass

$$\dot{m}_c = \frac{\dot{m}_{udara} \cdot BPR}{BPR+1}$$

$$= \frac{307,082 \text{ kg/s} \cdot 5,5}{5,5+1} = 259,839 \text{ kg/s}$$

27. Menghitung gaya dorong yang dihasilkan bypass

$$F_c = \dot{m}_c(V_{08} - V_a)$$

$$= 259,839 \text{ kg/s} (580,612 \text{ m/s} - 128,611 \text{ m/s})$$

$$= 117400 \text{ N}$$

28. Menghitung gaya dorong keseluruhan

$$F_n = F_h + F_c$$

$$= 39980 \text{ N} + 117400 \text{ N} = 157400 \text{ N}$$

29. Menghitung daya dorong yang dihasilkan mesin

$$W_h = F_h \cdot V_{aircraft}$$

$$= 39980 \text{ N} \cdot 128,611 \text{ m/s}$$

$$= 5141867,78 \text{ W}$$

$$= 5141,86778 \text{ kW}$$

30. Menghitung daya dorong yang dihasilkan bypass

$$W_c = F_c \cdot V_{aircraft}$$

$$= 117400 \text{ N} \cdot 128,611 \text{ m/s}$$

$$= 15098931,4 \text{ W}$$

$$= 15098,9314 \text{ kW}$$

31. Menghitung daya dorong keseluruhan

$$W_n = W_h + W_c$$

$$= 5141,86778 \text{ kW} + 15098,9314 \text{ kW}$$

$$= 20240,7992 \text{ kW}$$

32. Menghitung efisiensi propulsi

$$\eta_{propulsi} = \frac{W_n}{Q_{in}}$$

$$= \frac{20240,7992 \text{ kW}}{28529,7705 \text{ kW}} = 0,709$$

33. Menghitung aliran massa bahan bakar aktual

$$\dot{m}_f = f/a \cdot \dot{m}_h \cdot 3600$$

$$= 0,015 \cdot 47,95 \text{ kg/s} \cdot 3600 = 2581 \text{ kg/h}$$

34. Menghitung konsumsi bahan bakar spesifik

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F_n}$$

$$= \frac{2581 \text{ kg/h}}{157400 \text{ N}} = 0,016 \text{ kg/h N}$$

Setelah dilakukan perhitungan menggunakan beberapa variabel, maka didapatkan hasil perhitungan dari nilai gaya dorong, efisiensi propulsi, dan TSFC yang akan ditampilkan pada tabel 3 sebagai berikut:

Tabel 3. Hasil Perhitungan Teoritis

Temperatur; Tekanan	Gaya Dorong	Efisiensi Propulsi	TSFC
268,7 K ; 70,12 kPa	157400 N	0,709	0,016
262,2 K ; 61,66 kPa	156100 N	0,674	0,017
255,7 K ; 54,05 kPa	154800 N	0,641	0,018
249,2 K ; 47,22 kPa	153400 N	0,61	0,019
242,7 K ; 41,44 kPa	15200 N	0,582	0,02

4.3. Perhitungan Unjuk Kerja Mesin Menggunakan Simulator

4.3.1. Pada Temperatur 268,7 K dan Tekanan 0,7012 bar

Data yang dimasukkan ke dalam perhitungan pada simulator adalah pada kondisi temperatur 268,7 K (-4,3 C) dengan tekanan 0,7012 bar (70,12 kPa) dan kecepatan yang diatur stabil pada 463 kilometer per jam.



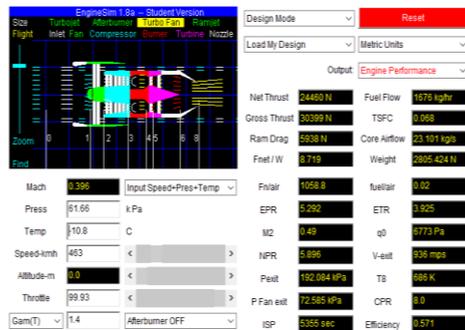
Gambar 5. Hasil Perhitungan Menggunakan Simulator pada Temperatur 268,7 K dan Tekanan 0,7012 bar



Gambar 8. Hasil Perhitungan Menggunakan Simulator pada Temperatur 249,2 K dan Tekanan 0,4722 bar

4.3.2. Pada Temperatur 262,2 K dan Tekanan 0,6166 bar

Data yang dimasukkan ke dalam perhitungan pada simulator adalah pada kondisi temperatur 262,2 K (-10,8 C) dengan tekanan 0,6166 bar (61,66 kPa) dan kecepatan yang diatur stabil pada 463 kilometer per jam.



Gambar 6. Hasil Perhitungan Menggunakan Simulator pada Temperatur 262,2 K dan Tekanan 0,6166 bar

4.3.5. Pada Temperatur 242,7 K dan Tekanan 0,4111 bar

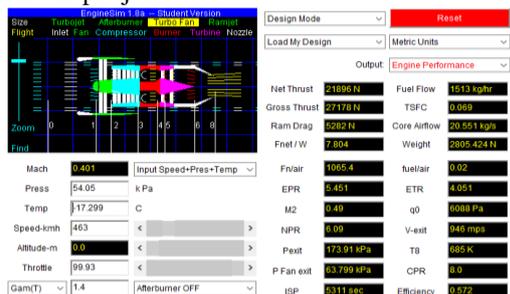
Data yang dimasukkan ke dalam perhitungan pada simulator adalah pada kondisi temperatur 242,7 K (-30,1 C) dengan tekanan 0,4111 bar (41,11 kPa) dan kecepatan yang diatur stabil pada 463 kilometer per jam.



Gambar 9. Hasil Perhitungan Menggunakan Simulator pada Temperatur 242,7 K dan Tekanan 0,4111 bar

4.3.3. Pada Temperatur 255,7 K dan Tekanan 0,5405 bar

Data yang dimasukkan ke dalam perhitungan pada simulator adalah pada kondisi temperatur 255,7 K (-17,299 C) dengan tekanan 0,5405 bar (54,05 kPa) dan kecepatan yang diatur stabil pada 463 kilometer per jam.



Gambar 7. Hasil Perhitungan Menggunakan Simulator pada Temperatur 255,7 K dan Tekanan 0,5405 bar

4.4. Grafik Hubungan Antara Hasil Perhitungan Teoritis dan Simulator

Setelah dilakukan pengolahan data seperti yang sudah dijelaskan sebelumnya, maka akan diperoleh perbandingan hasil perhitungan teoritis dengan simulator yang akan ditampilkan melalui tabel dan grafik.

Tabel 4. Perbandingan Nilai Gaya Dorong Teoritis dengan Simulator

Temperatur Tekanan	Teoritis	Simulator
268,7 K ; 0,7012 bar	157400	33904
262,2 K ; 0,6166 bar	156100	30399
255,7 K ; 0,5404 bar	154800	27178
249,2 K ; 0,4722 bar	153400	24226
242,7 K ; 0,4111 bar	152000	21527

4.3.4. Pada Temperatur 249,2 K dan Tekanan 0,4722 bar

Data yang dimasukkan ke dalam perhitungan pada simulator adalah pada kondisi temperatur 249,2 K (-23,8 C) dengan tekanan 0,4722 bar (47,22 kPa) dan kecepatan yang diatur stabil pada 463 kilometer per jam.

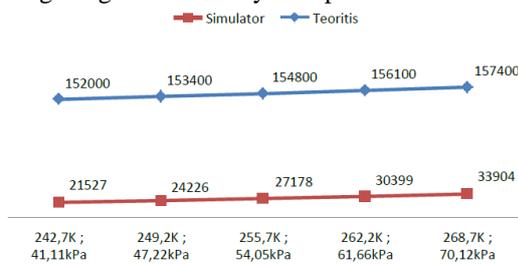
Tabel 5. Perbandingan Nilai Efisiensi Propulsi Teoritis dengan Simulator

Temperatur ; Tekanan	Teoritis	Simulator
268,7 K ; 0,7012 bar	0,709	0,57
262,2 K ; 0,6166 bar	0,674	0,571
255,7 K ; 0,5404 bar	0,641	0,572
249,2 K ; 0,4722 bar	0,61	0,574
242,7 K ; 0,4111 bar	0,582	0,576

Tabel 5. Perbandingan Nilai *TSFC* Teoritis dengan Simulator

Temperatur ; Tekanan	Teoritis	Simulator
268,7 K ; 0,7012 bar	0,016	0,067
262,2 K ; 0,6166 bar	0,017	0,068
255,7 K ; 0,5404 bar	0,018	0,069
249,2 K ; 0,4722 bar	0,019	0,069
242,7 K ; 0,4111 bar	0,02	0,07

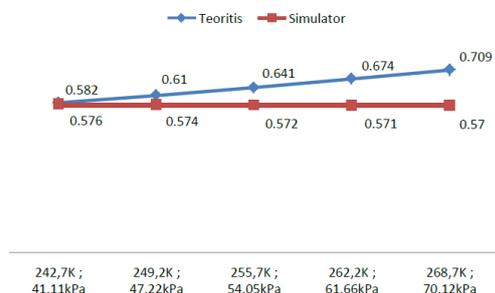
Dari data perbandingan hasil perhitungan teoritis dengan simulator pada Tabel 3 – Tabel 5, maka dibuatkan grafik perbandingan seperti pada Gambar 10 untuk nilai gaya dorong, Gambar 11 untuk nilai efisiensi propulsi, dan Gambar 12 untuk nilai *TSFC*. Dilihat pada Gambar 10, gaya dorong yang dihasilkan mesin menurun seiring dengan menurunnya temperatur dan tekanan. Pada Gambar 11 efisiensi propulsi secara teoritis akan menurun seiring menurunnya temperatur dan tekanan, namun pada simulator hasilnya meningkat seiring dengan menurunnya temperatur dan tekanan. Sedangkan pada Gambar 12, *TSFC* pada mesin akan bertambah seiring dengan menurunnya temperatur dan tekanan.



Keterangan: Satuan Newton (N)

Gambar 10. Grafik Hubungan Nilai Gaya Dorong Teoritis dan Simulator

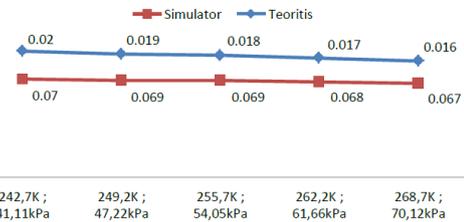
Dari Gambar 10, dapat dilihat bahwa nilai gaya dorong pada kedua perhitungan menurun seiring dengan menurunnya temperatur dan tekanan. Hal ini disebabkan oleh karena semakin rendah temperatur dan tekanan maka kerapatan udara menurun dan jumlah molekul di udara semakin sedikit, sehingga menghasilkan gaya dorong yang semakin rendah.



Gambar 11. Grafik Hubungan Nilai Efisiensi Propulsi Teoritis dan Simulator

Dari Gambar 11 dilihat bahwa nilai dari efisiensi propulsi pada kedua perhitungan terjadi perbedaan. Pada hasil perhitungan teoritis hasilnya menurun yang disebabkan oleh karena nilai daya dorong yang semakin menurun seiringnya menurunnya temperatur dan tekanan serta bertambahnya jumlah

kalor yang masuk pada ruang pembakaran. Pada hasil perhitungan menggunakan simulator hasilnya meningkat seiring dengan menurunnya temperatur dan tekanan, hal ini disebabkan karena pada simulator hanya memasukkan data temperatur dan tekanan, sehingga tidak diketahui secara pasti aliran udara yang masuk baik ke dalam mesin maupun ke dalam ruang pembakaran.



Gambar 12. Grafik Hubungan Nilai *TSFC* Teoritis dan Simulator

Dari Gambar 12 dilihat bahwa nilai dari *TSFC* pada kedua perhitungan mengalami kenaikan terhadap temperatur dan tekanan yang semakin rendah. Hal ini disebabkan oleh karena aliran massa bahan bakar yang semakin meningkat serta berkurangnya nilai gaya dorong seiring dengan menurunnya temperatur dan tekanan.

5. Kesimpulan

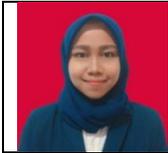
Berdasarkan hasil analisa dan pengolahan data, dapat disimpulkan bahwa semakin menurun temperatur dan tekanan, maka gaya dorong yang dihasilkan mesin cenderung menurun, efisiensi propulsi yang dihasilkan mesin menurun, serta *TSFC* pada mesin akan mengalami kenaikan.

Daftar Pustaka

- [1] Handoko, 2003, *Klimatologi Dasar*, Bogor: Pustaka Jaya.
- [2] I. Saragih, B. Yonas, and N. Rinaldy, 2017, *Studi Pengaruh Suhu dan Tekanan Udara Terhadap Operasi Penerbangan di Bandara Internasional Kualanam*.
- [3] A. Fadholi, 2013, *Studi Pengaruh Suhu Dan Tekanan Udara Terhadap Daya Angkat Pesawat Di Bandara S. Babullah Ternate*.
- [4] Soepangkat, 1992, *Pengantar Meteorologi*, Jakarta: Badan Diklat Meteorologi dan Geofisika,.
- [5] National Aeronautics and Space Administration, 2015, *Turbofan Engine*, www.grc.nasa.gov, [Online]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/aturbf.html>. [Accessed: 26-Sep-2019].
- [6] Y. A. Cengel and M. A. Boles, 2006, *Thermodynamics*, Fifth. Singapore: McGraw-

Hill.

- [7] National Aeronautics and Space Administration, 2014, *EngineSim and RangeGames*Download, www.grc.nasa.gov, [Online]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K12/Enginesim/index.htm>. [Accessed: 26-Sep-2019].



Arum Amalia menyelesaikan studi S1 di Universitas Udayana, Program Studi Teknik Mesin, pada tahun 2020

Bidang penelitian yang menjadi konsentrasi adalah topik pembahasan konversi energi