

THE INFLUENCE OF ALTITUDE TO POWER ENGINE OF AS-202/18A3 BRAVO AIR CRAFT

Khairul Muhajir
Teknik Mesin
Institut Sains dan Teknologi AKPRIND Yogyakarta
KMUH@akprind.ac.id

ABSTRACT

This research aims to discover the influence of altitude to power engine of AS-202/18A3 Bravo air craft. The power engine was needed to run for well beyond their intended lifetimes. Opening up machines for inspection is expensive, and owners need to consider all relevant information in making the decision. Problems in air craft power engine which reduce machine efficiency and output, such as drag on propeller blades and wings, body and fuselage and horizontal and vertical stabilizer, as located the steering system and landing gear.

The methode of this research are by Bravo AS-202 / 18A3 LM 2004 air craft with the engine of Avco Lycoming AEIO-360 BIF as 4 cylinder of four stroke piston engine with maximum power of 180 hp with cylinder volume of 360 cubic inches and maximum speed of 2700 rpm. The Bravo AS-202 / 18A3 LM 2004 air craft use the fuel of AVIGAS 91/96 with 100/130 octane number which flying in Yogyakarta city with 300 feet from sea level at 30 °C temperature. This research look at the instrumentation panel board at the cockpit of Bravo AS-202 / 18A3 LM 2004 air craft, as altimeter, rpm indicator, manifold pressure which can be detected and monitored using condition monitoring by performance analysis.

A performance test is normally carried out before and after flight, so we can observe the degradation of performance during one fuel cycle as well as the effectiveness of maintenance at overhaul. Because we should control some parameters and check the arrangement whenever we want to do a performance test, we cannot do it anytime. In this research we will take a simplified perform.

The result of this research shows that at zero feet and the power engine speed of 2700 rpm, the manifold pressure as 24,6 in Hg, the power engine as 52 hp. The other at the same altitude at 2700 rpm engine speed, the manifold pressure decrease of 23,2 in Hg and the power engine as 51,66 hp. The result of the research obtained that in the higher of altitude makes the manifold pressure decrease but in a greater power, and in the great manifold pressure, the engine power growth lower.

In the zero altitude and the engine speeds of 2700 rpm, the manifold pressure as 23,2 in Hg, and the engine power as 55,75 hp, and at the 8000 ft altitude at the same engine speeds of 2700 rpm, the manifold pressure as 21,5 in Hg, the power engine as 51,66 hp., which means that in higher altitude the manifold pressure is decreased, and the power engine also in lower condition.

Key words : Manifol pressure, Altitude, Lift, Drag.

PENDAHULUAN

Perkembangan ilmu pengetahuan dan teknologi yang pesat saat ini berdampak terhadap majunya peradaban manusia, salah satu wujudnya adalah manusia lebih konsumtif akan kebutuhan barang dengan konsekwensi memperoleh kepuasan dan kemudahan akan barang tersebut sesuai dengan manfaatnya.

Pesawat terbang adalah salah satu wujud barang sebagai alat transportasi udara yang dominan saat ini serta menjanjikan kemudahan bagi kita untuk menuju suatu tempat dalam waktu relatif singkat. Di dalam perkembangannya pesawat terbang mempunyai bermacam-macam type, tetapi pada perinsipnya adalah sama.

Penelitian ini merupakan suatu analisa terhadap hubungan daya mesin dengan ketinggian, agar untuk mengetahui secara tegas mengapa pesawat bisa terbang.

Adapun tujuannya adalah sebagai berikut :

- Meneliti hubungan ketinggian terhadap putaran mesin pada pesawat Bravo AS-202 / 18A3
- Meneliti pengaruh ketinggian terhadap daya suatu motor pada pesawat Bravo AS-202 / 18A3.
- Meneliti hubungan tekanan udara dengan gaya angkat pada pesawat Bravo AS-202 / 18A3.

Berdasarkan latar belakang masalah diatas maka untuk mengetahui hubungan ketinggian (elevasi) dengan putaran suatu mesin (Rpm) yang berdampak langsung dengan daya yang dihasilkan pada mesin. Aliran pengaruh tersebut bukan hanya pada putaran mesin, tetapi juga pada propeler pesawat.

Mengingat banyaknya permasalahan yang timbul dalam pembahasan ini, maka perlu adanya pembatasan masalah agar dapat memfokuskan pada tujuan yang diinginkan. Batasan masalah dalam pembahasan ini dibatasi pada :

- a. Pesawat yang digunakan adalah pesawat bravo AS-202/18A3, yang mempunyai mesin 4 langkah dan mesin bensin serta 4 silinder.
- b. Menganalisa hubungan ketinggian (elevasi) dengan putaran mesin.
- c. Menganalisa pengaruh ketinggian terhadap daya motor.
- d. Menganalisa hubungan ketinggian dengan tekanan udara yang mempengaruhi putaran propeler.

Penelitian dilakukan di Skadron Teknik Lanud Adi Sutjipto Yogyakarta dengan pesawat Bravo AS-202 / 18A3, dengan memperhatikan panel-panel pada instrumen yang ada didalam pesawat. Yaitu :

- Air Sped Indicator
- Rpm Indicator
- Manifold Pressure Dan Fuel Flow Indicator
- Dan lain sebagainya yang dapat menunjang penelitian ini

Untuk mencari sumber-sumber data sebagai penunjang jalannya penelitian dilakukan beberapa hal yaitu :

- a. Studi Literatur
Pencarian data dan informasi melalui jurnal, majalah, dan internet.
- b. Riset Pustaka
Riset pustaka sebagai penunjang untuk jalannya penelitian yaitu dengan pengambilan data melalui buku-buku dan hand book dari perpustakaan yang berhubungan dengan objek penelitian.
- c. Penelitian dan Eksperimen
Merupakan hal yang sangat pokok untuk dilakukan dengan objek penelitian dan analisa data
- d. Wawancara
Merupakan pengambilan data melalui wawancara langsung kepada

narasumber dan praktisi pada bidangnya

Widhi Ari Cahyono 2006, "Pengaruh Altitude Terhadap Efisiensi Thermal Dan Pemakaian Bahan Bakar Pada Pesawat Turboprop T-34C-Charlie". Pengaruh antara altitude dengan pemakaian bahan bakar spesifik adalah berbanding terbalik yaitu semakin besar altitude , semakin kecil pemakaian bahan bakar yang disebabkan karena :

- Besarnya efisiensi termal
- Turunnya torsi
- Kebutuhan daya poros kecil

Robertus Poeloeng Thriasz 2005, "Perbandingan Pengaruh Ketinggian Dan Pressure Ratio Pada Siklus Thermodinamika Turbin Gas". Temperatur atmosfer juga besar pengaruhnya terhadap prestasi turbin gas (temperatur atmosfer yang lebih tinggi akan menurunkan baik kerja spesifik maupun efisiensi thermal).

Arna Priyambada 2006, "pengaruh perubahan Rpm terhadap efisiensi pada fan aksial".

1. Jika Rpm dan suhu udara naik maka gradien tekanan yang terjadi akan naik.
2. Jika Rpm dan suhu udara naik maka kapasitas yang terjadi akan naik.
3. Jika Rpm dan suhu udara naik maka daya output yang terjadi akan naik.
4. Jika kapasitas dan temperatur udara naik maka gradien tekanan akan mengalami kenaikan.
5. Kapasitas dan temperatur udara naik maka daya akan mengalami kenaikan.
6. Kapasitas dan temperatur udara naik maka efisiensi akan mengalami kenaikan.

Kang et al (1999) mengemukakan bahwa pada saat melalui fan aksial pada tekanan rendah, laju aliran mengalami pengurangan percepatan dan dapat dilihat bahwa pergerakan volume aliran poros didorong secara radial. Dengan membandingkan besar kecilnya pipa didapat luas laju aliran yang berbeda, dengan hasil yang pasti karakteristik fan maka sifat-sifat fan akan diketahui.

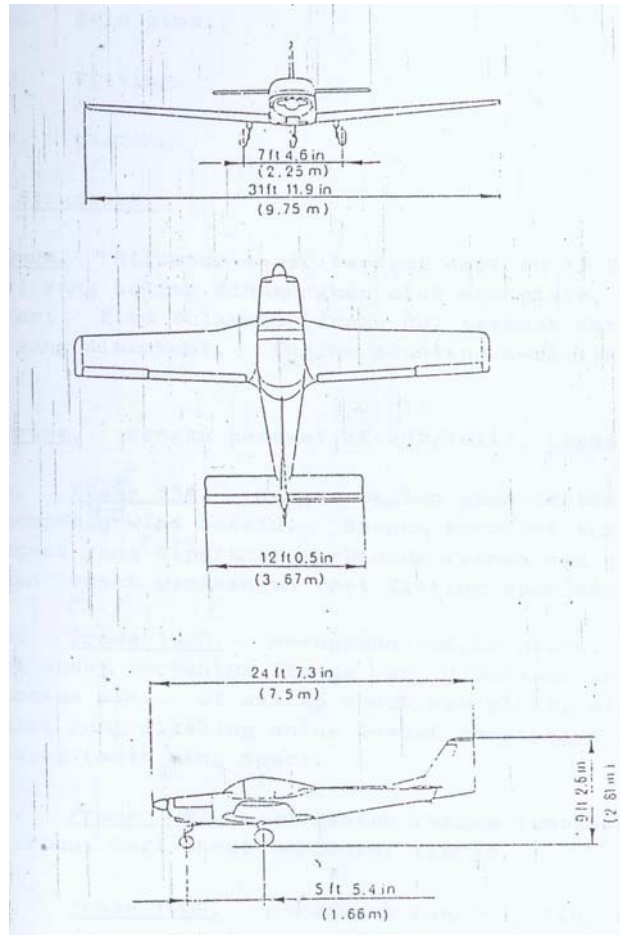
Franklyn Kolecy (2000), mengemukakan bahwa hasil analisis (*Fluent*) terhadap data eksperimen menunjukkan hasil yang mendekati sempurna, koefisien aliran semakin tinggi maka koefisien daya semakin rendah kemampuan simulasi dapat memprediksikan cara kerja fan aksial dengan ketelitian yang tepat, walaupun koefisien penggerak fan pada laju aliran rendah.

PEMBAHASAN

Dimensi dan data-data teknik pesawat Bravo AS-202/18A3

Untuk data-data teknis pesawat Pesawat Bravo AS-202/18A3 akan diuraikan di bawah ini :

1. *Main Dimension*
 - a. *Win Span* : 9,75 m
 - b. *Length* : 7,50 m
 - c. *Height* : 2,81 m
 - d. *Cabin Width* : 1,00 m
 - e. *Win Area* : 12,86 m
 - f. *Well Track* : 2,25 m
 - g. *Empty Weight* : 685 kg
2. *Landing Gear*
 - a. *Shock Absorber* : *Rubber Element*
 - b. *Brake* : *Disk (good year)*
 - c. *Brake Fluid* : *Mil-H-5606*
 - d. *Main Wheels* : *6,00-6,6 ply*
 - e. *Nose Wheels* : *5,00-5,6 ply*
 - f. *Tire Pressure* : *36 psi*
3. *Engine*
 - a. *Manufacture Type* : *Lycoming/AEIO-360 BIF*
 - b. *Rated Power* : *180 Hp*
 - c. *Rated Speed* : *2700 rpm*
 - d. *Fuel* : *AVIGAS(91/96 atau 100/130 octane)*
4. *Propeller*
 - a. *Contant Speed Metal Propeller*
 - b. *Manufacture* : *Hartzell*
 - c. *Model* : *HC-C2YK-IBF/F766A-2*
5. *Kemampuan Terbang*
 - a. *Panjang take off* : *216 m*
 - b. *Panjang Landing* : *210 m*
 - c. *Kecepatan Naik* : *100-110 knot*
 - d. *Kecepatan Maksimum* : *150 knot*
 - e. *Tinggi Terbang* : *6,832 m*
 - f. *Lama Tebang* : *5 Jam*
 - g. *Maksium Jarak Jelajah* : *1.133 km*
6. *Lain-lain*
 - a. *Baterai* : *24 V / 25 A*
 - b. *Komunikasi* : *VHF*
 - c. *Navigasi* : *ADF*
 - d. *Isi Tangki* : *174 ltr*
 - e. *Minyak Pelumas* : *ASO-W-100*



Gambar 1 . Ukuran Pesawat Bravo AS-202/18A3

Technical Type Rating AS-202/18A3, Lanud Adisutjipto, 1984, hal 2

Maksimum Weight & Manouvering Load Factor pesawat Bravo AS-202/18A3 mampu untuk full aerobatic, dengan batas kemampuan :

1. *Normal*: Weight 1080 kp/2381 lbs, L.F. +3.8G/ -1.9G
 2. *Utility* : Weight 1080 kp/2381 lbs, L.F. +4.4G/ -2.2G
 3. *Aerobatic* : Weight 980 kp/2160 lbs, L.F. +6.0G/ -3.0G
- 1 kp (kilopound) = 2,205 lb = 9,807 N (Newton)

Data-data teknis *engine* Bravo AS-202/18A3

Pesawat Bravo AS-202/18A3 dilengkapi dengan motor *Avco Licoming* seri AEIO-360-BIF, yang memiliki kemampuan kemampuan terbang *aerobatic*. Adapun arti dari AEIO-360-BIF adalah :

- A : Berkemampuan *aerobatic*.
- E : Menggunakan system pelumasan *Christen*.
(*Crhristen Oil System*)
- I : Suplai bahan baker dengan system injeksi.
(*Injection Fuel System*)
- O : letak cylinder berlawanan (*horizontal opposed*)
- 360 : Isi *cylinder* 360 cubic in
- B : *Power section* dan *rating*
- 1 : Cara pemasangan di tengah (*nose section*)
- F : *Accessory section*

Spesifikasi motor Avco Licoming seri AEIO-360-BIF adalah :

<i>PAA type certificate</i>		IEIO
<i>Rated horse power (HP)</i>		180
<i>Rated speed, RPM</i>		2700
<i>Bore, inches</i>		5.125
<i>Stroke, inches</i>		4.375
<i>Displacemen, cubic in</i>		361.0
<i>Compression ratio</i>		8.5 : 1
<i>Firing order</i>		1-3-2-4
<i>Penyalaaan, ...°BTC</i>		25
<i>Valve rocker clearance</i>		.028- .080
<i>Propeller drive ratio (direct cracking)</i>		1 : 1
<i>Propeller drive rotation</i>		clockwise
<i>Starter</i>	16.556 : 1	<i>Direction of rotation</i>
<i>Generator</i>	1.910 : 1	counter clock wise
<i>Alternator</i>	3.250 : 1	clockwise
<i>Tachometer</i>	.500 : 1	clockwise
<i>Magneto</i>	1000 : 1	clockwise
<i>Vacuum pump</i>	1.300 : 1	counter clock wise
<i>Propeller governor AN 20010</i>		
- <i>Mounted on Accy. Hsg.</i>	0.866 : 1	clockwise
- <i>Mounted on crankcase</i>	0.895 : 1	clockwise
<i>Fuel pump AN 2003</i>	1.000 : 1	counter clock wise
<i>Dual drive vacum hydraulic pump</i>	1.300 : 1	counter clock wise
<i>Vacuum pump-prop. Gov.</i>	1.300 : 1	counter clock wise
<i>Dry weight, lbs</i>		311

Data Motor Dalam Penerbangan

a) Bahan bakar

Bahan bakar yang dipakai adalah BU 91/96 oktan atau 100/130. Untuk BU 100/130 oktan, jika akan dipergunakan secara terus menerus, harus dipakai yang kandungan TEL (*Tetra Ethyl Lead*) nya, maksimum 2cc per gallon (*Low Lead Fuel*). (1 gallon = 3,786 L). Kalau dipakai BU yang kandungan leadnya tinggi (4cc per *gallon*), akan mengakibatkan timbulnya kerak *lead* dalam *silinder head* dan permukaan piston silinder.

b) Fuel Pressure

- Masuk ke *fuel pump* : Maks. 35 psi, Min. -2 psi.
- Masuk ke *fuel injector* : Maks. 45 psi, Min. 14 psi.

c) Oil

Dilingkungan TNI-AU dipergunaan Oil jenis ASO -100 untuk motor dengan usia kurang dari 50 jam. ASO +100 untuk motor dengan usia lebih dari 50 jam. Jumlah *oil* dalam *sump*, batas aman minimal adalah 2 US *quart* maksimal 8 US *quart*.

d) Oil Pressure

	Maks.	Min.	midling
- Untuk operasi normal :	90	60	25
- <i>Start</i> dan pemanasan motor :	100	55	25
e) Konsumsi oli dan bahan bakar			
	Oil (Maks.) US quart/ hr	Min. US Gallon/hr	
- Normal <i>rated</i> (2700 rpm, 180 HP)	: 0.80	14.5	
- 75% <i>rated</i> (2450 rpm, 135 HP)	: 0.45	11.6	
- 65% <i>rated</i> (2350rpm, 117 HP)	: 0.39	8.5	

- f) Cylinder head temperature
 - Normal operation 150 °F sampai 435 °F
 - Maksimum 500 °F

Analisa Siklus Termodinamika

Pada siklus termodinamika yang paling berpengaruh selain rasio kompresi adalah tekanan udara dan temperatur udara yang berubah dengan naiknya ketinggian, semakin *altitude* naik yang terjadi temperatur udara turun

dan tekanan udara turun maka siklus termodinamika yang juga akan mengalami perubahan juga, oleh sebab itu diberikan tabel standart atmosfer untuk membantu pendekatan analisa.

Tabel 1. Rasio standar atmosfer internasional

Ketinggian (ft)	Tekanan (δ)	Berat jenis (σ)	Temperatur (θ)
0	1,000	1,000	1,000
2000	0,930	0,943	0,933
4000	0,864	0,888	0,972
6000	0,801	0,836	0,959
8000	0,743	0,786	0,945
10.000	0,688	0,739	0,931

dengan :

$$1. \delta = \frac{P}{P_{s\text{ standar}}}; \theta = \frac{T}{T_{s\text{ standar}}}; \sigma = \frac{\rho}{\rho_{s\text{ standar}}},$$

dimana subcrip "standar" menyatakan pada tingkat keadaan diatas permukaan laut, sebagai berikut :

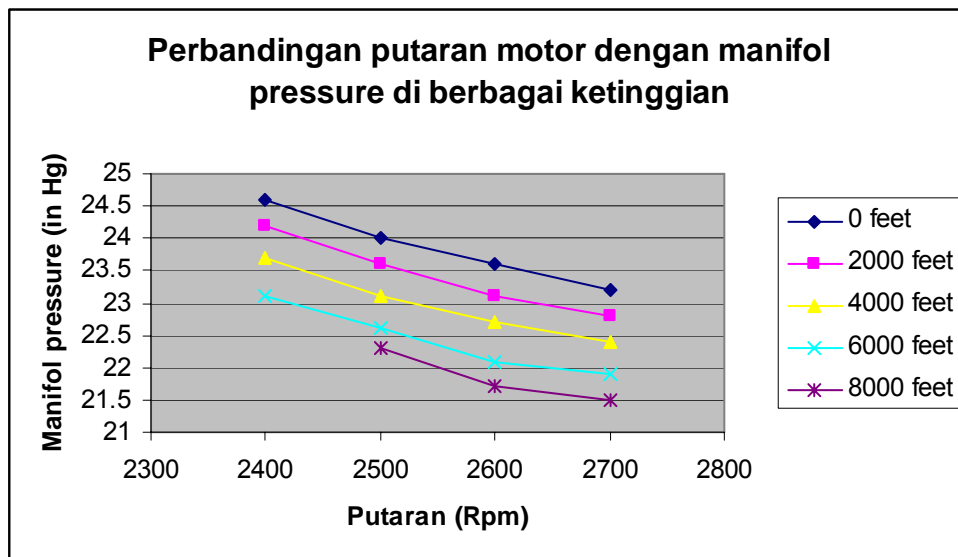
$$P_{s\text{ standar}} = 14,7 \text{ Psia}$$

$$T_{s\text{ standar}} = 288 \text{ K} = 520 \text{ }^\circ\text{R} = 15 \text{ }^\circ\text{C}$$

$$\rho_{s\text{ standar}} = 1,23 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} = 0,00238 \frac{\text{slug}}{\text{ft}^3} = 0,076 \frac{\text{lbm}}{\text{ft}^3}$$

2. Untuk ketinggian <98,000 ft berlaku persamaan gas ideal, sehingga :
 $\delta = \sigma \cdot \theta$, maka berlaku :

$$\delta = \theta^{5,261} \text{ dimana, } \theta = 1 - \frac{h}{145400} \text{ untuk } h \text{ dalam ft}$$

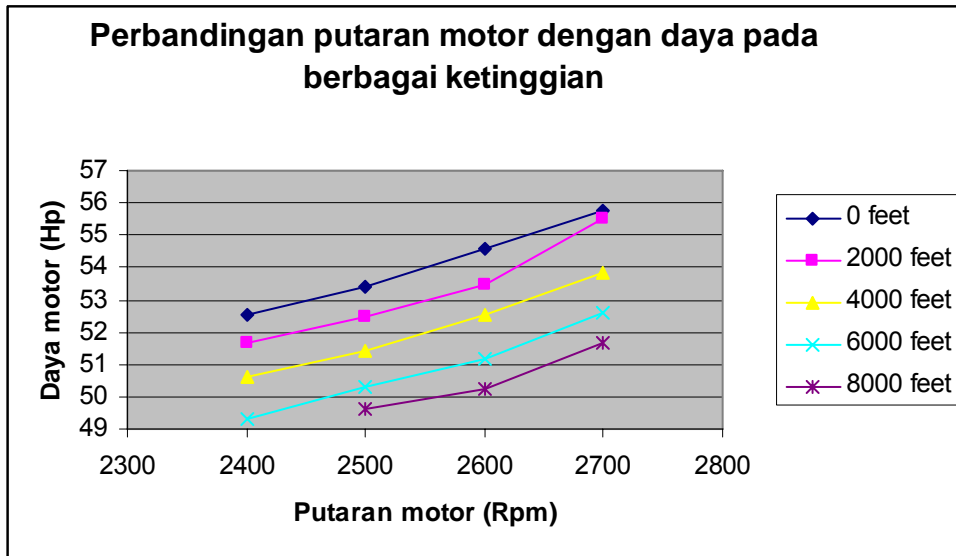


Grafik 2. Perbandingan putaran motor dengan manifold pressure

Berdasarkan grafik tersebut diatas, dapatlah dinyatakan bahwa penurunan tekanan seiring dengan kenaikan putaran motor, dan distribusi tekanan paling tinggi terjadi ketika diatas permukaan laut, sedangkan distribusi tekanan paling rendah terjadi pada ketinggian 8.000 feet.

Pada ketinggian 0 ft saat 2400 Rpm, tekanan manipolnya 24,6 in Hg yang mempunyai daya 52 Hp, sedangkan pada ketinggian yang

sama yaitu 0 ft, tetapi pada saat 2700 Rpm *manipol presssure* turun 23,2 in Hg dan dayanya adalah 55,76 Hp. Hal ini membuktikan bahwa semakin tinggi putaran *manifol pressure* akan semakin rendah, tetapi dayanya semakin besar, dan sebaliknya apabila putaran semakin kecil, semakin besar manipol pressure dan dayanya akan semakin kecil.



Grafik 3. Perbandingan putaran motor dengan daya motor

Berdasarkan grafik tersebut diatas, dapatlah dinyatakan bahwa kenaikan daya motor seiring dengan kenaikan putaran motor, dan distribusi kenaikan daya motor paling tinggi terjadi ketika diatas permukaan laut, sedangkan distribusi kenaikan daya motor paling rendah terjadi pada ketinggian 8.000 feet.

Pada saat di ketinggian 0 ft dan pada daya motor 2700 Rpm, *manifol presssure*nya adalah 23,2 in Hg, dan dayanya adalah 55,75 Hp, dan pada saat ketinggian 8000 ft pada putaran mesin yang sama yaitu 2700, *manifol presssure*nya adalah 21,5 in Hg, dan dayanya adalah 51,66 Hp. Ini juga membuktikan bahwa semakin tinggi *altitide* (ketinggian), maka semakin rendah *manipol presssure*nya, yang berakibat semakin kecil pula daya motor.

KESIMPULAN DAN SARAN

Kesimpulan

1. Pada ketinggian 0 ft saat 2400 Rpm, tekanan manipolnya 24,6 in Hg yang mempunyai daya 52 Hp, sedangkan pada ketinggian yang sama yaitu 0 ft,

tetapi pada saat 2700 Rpm *manipol presssure* turun 23,2 in Hg dan dayanya adalah 55,76 Hp. Hal ini membuktikan bahwa semakin tinggi putaran *manifol pressure* akan semakin rendah, tetapi dayanya semakin besar, dan sebaliknya apabila putaran semakin kecil, semakin besar manipol pressure dan dayanya akan semakin kecil.

2. Pada saat di ketinggian 0 ft dan pada daya motor 2700 Rpm, *manifol presssure*nya adalah 23,2 in Hg, dan dayanya adalah 55,75 Hp, dan pada saat ketinggian 8000 ft pada putaran mesin yang sama yaitu 2700, *manifol presssure*nya adalah 21,5 in Hg, dan dayanya adalah 51,66 Hp. Ini juga membuktikan bahwa semakin tinggi *altitide* (ketinggian), maka semakin rendah *manipol presssure*nya, yang berakibat semakin kecil pula daya motor.
3. Pada pesawat mempunyai gaya angkat L (lift) = 1130,7915 kg, yang lebih besar

dari pada berat pesawat pada saat kosong yaitu 685 kg. Dan apabila ditambah beberapa penumpang dan senjata mungkin jumlahnya jauh lebih rendah dari pada gaya angkat, *L (lift)* pada pesawat, sehingga pesawat bisa terbang.

Saran

1. Perlu diadakan *periodic inspection* (PI) secara rutin pada pesawat, yang lebih rutin, agar supaya pesawat dalam hal ini keseluruhan dapat beroperasi dengan baik. Serta agar *life time* sebuah pesawat bisa lama terjaga.
2. Penggantian *sparepart* pesawat sebaiknya sesuai dengan *life time* yang seharusnya untuk masing-masing *sparepart* tersebut. Hal ini bertujuan untuk menjaga keselamatan penerbang saat terbang di angkasa.
3. Pada penelitian yang selanjutnya diharapkan memperoleh data yang lengkap agar supaya peneliti dapat menghitung keseluruhan gaya-gaya yang bekerja pada bagian-bagian pesawat tersebut secara mendetail.

DAFTAR PUSTAKA

- Arismunandar, Wiranto; 1988, "*Penggerak mula : motor bakar torak*", Edisi keempat cetakan kesatu, -Bandung : Penerbit ITB., Bandung.
- Arismunandar, Wiranto; 2002, "*Pengantar Turbin Gas dan Motor Propulsi*", Penerbit ITB., Bandung.
- Arna Priyambada 2006, "Pengaruh perubahan Rpm terhadap efisiensi pada fan aksial", Tugas Akhir, AKPRIND, Yogyakarta
- Charles E. Otis, M. Ed, 1979, "*Aircraft Gas Turbine Power Plant, And Aviation Maintenance Publishers*", Inc. Training Manual, USA
- Cahyono, W., A., 2006, "Pengaruh Altitude Terhadap Efisiensi Thermal Dan Pemakaian Bahan Bakar Pada Pesawat Turboprop T-34C-Charlie", Tugas Akhir, AKPRIND, Yogyakarta
- Dwinnel, James H. I., 1949, "*Principles Of Aerodinamics*", First Edition, USA, Mc Graww- Hill Book Company, Inc,
- Febrianto, B., Nugroho, 2006, "Sistem Fuel Engine Pada Pesawat Bravo AS-202 / 18-A3 di Skadron Teknik 043 Lanud Adisutjipto Yogyakarta", Kerja Praktek, AKPRIND, Yogyakarta
- Komando Pendidikan TNI AU; 1984, *TECHNICAL TYPE RATING AS 202/18A3 Bravo*, Lanud ADISUTJIPTO
- Katalog Servis Tetap TNI AU; 2007, *AS 202/18A3 Bravo*, Lanud ADISUTJIPTO
- Lanud Adi Sutjipto; 1990, "*Sistem Navigasi Pesawat*",
- Thriasz, Poeloeng, R., 2005, "Perbandingan Pengaruh Ketinggian Dan Pressure Ratio Pada Siklus Thermodinamika Turbin Gas" Tugas Akhir, AKPRIND, Yogyakarta
- Team,-----, Periodic Inspection, SKATEK 043 Lanud ADISUTJIPTO
- William W., Bathic, 1995, "*Fundamental Of Gas Turbines*", Second Edition, USA.