



**ANALISIS PRESTASI TERBANG JELAJAH  
ENDURANCE MAKSIMUM PESAWAT N219**

**SKRIPSI**

Oleh  
**Akhmad Nirman Zaki**  
**141910101083**

**PROGRAM STUDI STRATA 1 TEKNIK  
JURUSAN TEKNIK MESIN  
FAKULTAS TEKNIK  
UNIVERSITAS JEMBER  
2017**



**ANALISIS PRESTASI TERBANG JELAJAH  
ENDURANCE MAKSIMUM PESAWAT N219**

**SKRIPSI**

Diajukan guna melengkapi tugas akhir dan memenuhi salah satu syarat untuk menyelesaikan Program Studi Teknik Mesin (S1) dan mencapai gelar Sarjana Teknik

Oleh  
**Akhmad Nirman Zaki**  
**141910101083**

**PROGRAM STUDI STRATA 1 TEKNIK  
JURUSAN TEKNIK MESIN  
FAKULTAS TEKNIK  
UNIVERSITAS JEMBER  
2017**

## PERSEMBAHAN

Dengan segala puji syukur kehadirat Allah SWT maka skripsi ini saya persembahkan kepada :

1. Allah Subhanahu wata'ala karena telah melimpahkan rahmat-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan skripsi ini dengan baik
2. Ayahanda Akhmad Miftahul Munir dan Ibunda Lukmanatul Hikmah yang telah memberikan dukungan baik materiil maupun non materiil
3. Adik-adik Abdurrahman Faiz dan Akhmad Aydin Zafir Nahdlo yang telah memberikan semangat serta motivasi
4. Guru-guru SDN Purutrejo 2 Pasuruan, SMPN 1 Pasuruan, SMAN 1 Pasuruan, dan dosen-dosen Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember yang telah membimbing dan memberikan ilmu yang sangat bermanfaat
5. Almamater Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember

## MOTTO

“Barang siapa bertakwa kepada Allah maka Dia akan menjadikan jalan keluar baginya, dan memberinya rizki dari jalan yang tidak ia sangka, dan barang siapa yang bertawakkal kepada Allah maka cukuplah Allah baginya, Sesungguhnya Allah melaksanakan kehendak-Nya, Dia telah menjadikan untuk setiap sesuatu kadarnya”

(Q.S. Ath-Thalaq: 2-3)

"Kebanggaan kita yang terbesar adalah bukan tidak pernah gagal, tetapi bangkit kembali setiap kali kita jatuh."

(Confusius)

"Banyak kegagalan dalam hidup ini dikarenakan orang-orang tidak menyadari betapa dekatnya mereka dengan keberhasilan saat mereka menyerah."

(Thomas Alva Edison)

**PERNYATAAN**

Saya yang bertanda tangan di bawah ini :

Nama : Akhmad Nirman Zaki

NIM : 141910101083

Menyatakan dengan sesungguhnya bahwa laporan skripsi yang berjudul “*Analisis Pretasi Terbang Jelajah Endurance Maksimum Pesawat N219*” adalah benar-benar hasil karya sendiri, kecuali kutipan yang telah disebutkan sumbernya, dan belum pernah diajukan pada instansi manapun. Saya bertanggung jawab atas keabsahan dan kebenaran isinya sesuai dengan sikap ilmiah yang harus dijunjung tinggi.

Demikian surat pernyataan ini saya buat dengan penuh kesadaran dan tanggung jawab tanpa ada unsur pemaksaan serta bersedia mendapat sanksi akademik jika ternyata di kemudian hari pernyataan ini tidak benar.

Jember, Desember 2017

Yang Menyatakan,

Akhmad Nirman Zaki

141910101083

**SKRIPSI**

**ANALISIS PRESTASI TERBANG JELAJAH *ENDURANCE* MAKSIMUM  
PESAWAT N219**

Oleh

**Akhmad Nirman Zaki**

**NIM 141910101083**

Pembimbing

Dosen Pembimbing Utama : Hary Sutjahjono, S.T, M.T.

Dosen Pembimbing Anggota : Ir. Franciscus Xaverius Kristianta, M.Eng

**PENGESAHAN**

Skripsi berjudul “Analisis Prestasi Terbang Jelajah *Endurance* Maksimum Pesawat N219” telah diuji dan disahkan oleh Fakultas Teknik Universitas Jember pada :

Hari, tanggal : Rabu, 20 Desember 2017

Tempat : Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Jember

Pembimbing

Pembimbing I,

Pembimbing II,

**Hary Sutjahjono, S.T., M.T.**  
NIP 19681205 199702 1 002

**Ir. FX Kristianta, M.Eng**  
NIP 19650120 200112 1 001

Penguji

Penguji I,

Penguji II,

**Dr. Nasrul Ilminnafik, S.T., M.T.**  
NIP 19711114 199903 1 002

**M. Fahrur Rozy H, S.T., M.T.**  
NIP 19800307 201212 1 003

Mengesahkan,

Dekan Fakultas Teknik Universitas Jember

**Dr. Ir. Entin Hidayah, M.U.M**  
NIP. 19661215 199503 2 001

## RINGKASAN

**Analisis Prestasi Terbang Jelajah *Endurance* Maksimum Pesawat N219;** Akhmad Nirman Zaki, 141910101083; 2017; 61 halaman; Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember.

Salah satu alat transportasi yang efektif digunakan di Indonesia sebagai negara kepulauan adalah pesawat terbang. Selain fungsi transportasi, pesawat juga memiliki fungsi lain yaitu sebagai pengangkut barang (kargo), alat evakuasi medis, dan pemantau atau patroli untuk menjaga keamanan suatu wilayah. Perencanaan pesawat dilakukan untuk memastikan tercapainya kinerja yang baik berdasarkan fungsi dari pesawat tersebut. Pada penelitian ini objek penelitian yang digunakan adalah pesawat N219 yang difungsikan sebagai pesawat patroli. Pesawat ini merupakan pesawat turboprop dengan menggunakan piston engine. Sebagai pesawat patroli maka pesawat N219 harus memiliki ketahanan terbang di udara yang baik atau biasa disebut *edurance*.

Dalam penerbangannya pesawat N219 mengalami beberapa fase terbang. Fase terbang dengan waktu terlama adalah fase terbang jelajah sehingga fase ini penting untuk dikaji agar dapat mengetahui perstasi terbang pesawat. Kondisi udara yang berbeda-beda di berbagai daerah juga mempengaruhi prestasi terbang pesawat N219 sehingga perlu dilakukan penelitian mengenai pengaruh kondisi atmosfer (*international standart atmosphere*) terhadap prestasi terbang pesawat N219 khususnya *endurance*. Selain itu, pada setiap ketinggian terbang massa jenis udara akan berubah sehingga akan berpengaruh pula pada perstasi terbang pesawat N219.

Penelitian ini dilakukan menggunakan metode perhitungan dengan grafik Power Required dan Kecepatan. *Endurance* maksimum pesawat diperoleh dari titik minimum kurva parabolik dari grafik tersebut. Hasil perhitungan menunjukkan pada variasi temperatur ISA 0 dan ISA+20 memberikan hasil bahwa *endurance* pada ISA+20 lebih besar dibandingkan dengan ISA 0. Di ketinggian terbang *sea level*, *endurance* pada ISA 0 adalah sebesar 6,234 jam dan *endurance* pada ISA+20 adalah sebesar 6,776 jam. Hal ini terjadi karena massa jenis udara semakin menurun



dengan meningkatnya temperatur, sehingga kecepatan meningkat dikarenakan massa jenis udara berbanding terbalik dengan kecepatan. Meningkatnya kecepatan akan meningkatkan *endurance* maksimumnya.

Selain itu *endurance* maksimum juga dipengaruhi oleh ketinggian terbang. *Endurance* pesawat N219 meningkat seiring dengan bertambahnya ketinggian terbang. Pada variasi ketinggian terbang *sea level*, 5.000 ft, dan 10.000 ft menghasilkan *endurance* terkecil yaitu 6,234 jam pada ketinggian *sea level* dan *endurance* terbesar yaitu 8,049 jam pada ketinggian 10.000 ft. Hal tersebut terjadi karena meningkatnya ketinggian pesawat menyebabkan menurunkan nilai *fuel flow*. *Fuel flow* yang semakin menurun menyebabkan bahan bakar pesawat akan semakin irit, sehingga akan meningkatkan *endurance* maksimum.

## SUMMARY

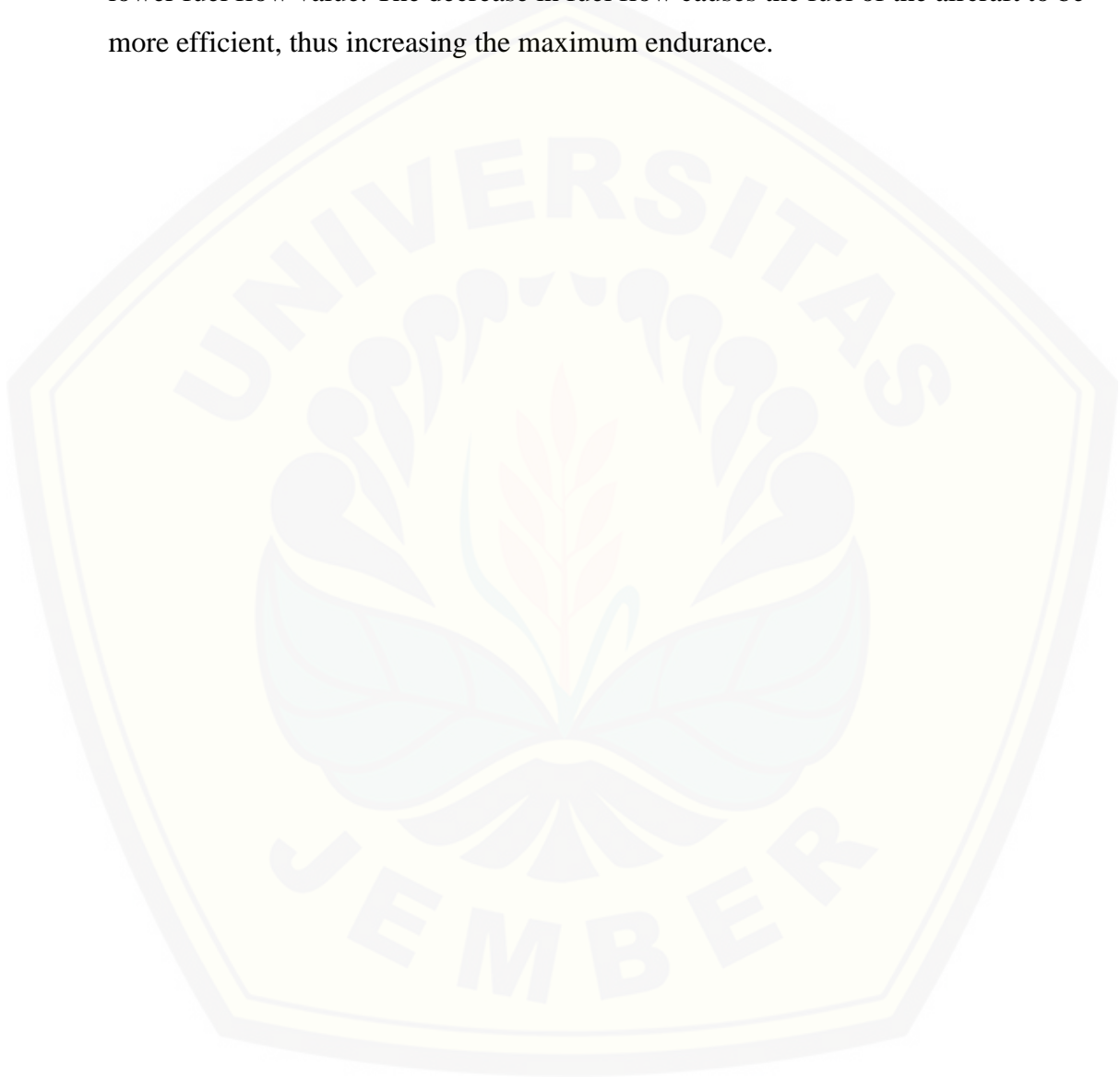
**Analysis of Maximum Endurance Performance in Cruise Phase of N219 Aircraft;** Akhmad Nirman Zaki, 141910101083; 2017; 61 pages; Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember.

One of the most effective transportation used in Indonesia as an archipelagic country is an airplane. In addition to transport functions, the aircraft also has other functions as a freight forwarder (cargo), medical evacuation equipment, and monitors or patrols to maintain the security of a region. The design of the aircraft is carried out to ensure the achievement of good performance based on the function of the aircraft. In this study the object of research used is N219 aircraft that functioned as a patrol aircraft. This aircraft is a turboprop aircraft using a piston engine. As a patrol aircraft then N219 aircraft must have good edurance.

In it's flight the N219 aircraft has several flying phases. The longest flying phase is the cruise phase so this phase is important to study in order to know the performance of aircraft. Different air conditions in different regions also affect the performance of N219 aircraft so it is necessary to research on the influence of the condition of atmosphere (international standart atmosphere) to the performance of N219 aircraft, especially endurance. In addition, the air density of each flying altitude will change so that it will also affect the performance of the N219 aircraft. This research is done using calculation method with Power Required and Speed graph. The maximum endurance of aircraft is obtained from the minimum point of the parabolic curve of the graph.

The calculation results show that the maximum endurance on ISA + 20 is greater than ISA 0. At *sea level* flight, endurance at ISA 0 is 6,234 hours and endurance at ISA + 20 is 6,776 hours. This is caused by the density of the air decreases with increasing temperature, so the speed increases because the density of the air is inversely proportional to the speed. Increased speed will increase the maximum endurance. In addition, the maximum endurance is also influenced by

the flying altitude. The endurance of N219 aircraft increases with the increase of flying altitude. On the variation of *sea level*, 5,000 ft and 10.000 ft, the lowest endurance is 6,234 hours at *sea level* height and highest endurance is 8,049 hours at 10,000 ft. This happens because the increase of aircraft flying altitude causes lower fuel flow value. The decrease in fuel flow causes the fuel of the aircraft to be more efficient, thus increasing the maximum endurance.



## PRAKATA

Puji dan syukur kehadirat Allah SWT yang telah melimpahkan rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan skripsi yang berjudul “Analisis Prestasi Terbang Jelajah *Endurance* Maksimum Pesawat N219”. Skripsi ini disusun guna memenuhi salah satu syarat menyelesaikan pendidikan strata satu (S1) di Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Jember.

Dalam proses penelitian dan penyusunan skripsi ini tidak lepas dari dukungan dan bantuan berbagai pihak. Oleh karena itu penulis mengucapkan terimakasih kepada :

1. Ibu Entin Hidayah M, UM., selaku Dekan Fakultas Teknik Universitas Jember
2. Bapak Hari Arbiantara, S.T, M.T., selaku Ketua Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember
3. Bapak Hary Sutjahjono, S.T, M.T., selaku Ketua Program Studi S1 Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember dan Dosen Pembimbing Utama
4. Bapak Ir. FX Kristianta, M.Eng selaku Dosen Pembimbing Anggota
5. Bapak Dr. Robertoes Koekoeh Koentjoro, S.T., M. Eng selaku Dosen Pembimbing Akademik
6. Bapak Junitu D. Tikupasang selaku Manajer Divisi Aerodinamik PT. Dirgantara Indonesia
7. Bapak Panji Kalapatra selaku Pembimbing Lapangan di PT. Dirgantara Indonesia
8. Ayah, Ibu, Adik-adik, dan keluarga yang telah memberikan dukungan
9. Civitas akademika Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember Teknik Mesin angkatan 2014 yang telah memberikan semangat
10. Gita Kusumastuti yang telah membantu dan memberikan semangat selama masa perkuliahan hingga terselesaikannya skripsi

Jember, Desember 2017

Penulis

DAFTAR ISI

	Halaman
<b>LEMBAR SAMPUL .....</b>	<b>i</b>
<b>PERSEMBAHAN.....</b>	<b>ii</b>
<b>MOTTO .....</b>	<b>iii</b>
<b>PERNYATAAN.....</b>	<b>iv</b>
<b>SKRIPSI.....</b>	<b>v</b>
<b>PENGESAHAN .....</b>	<b>vi</b>
<b>RINGKASAN .....</b>	<b>vii</b>
<b>SUMMARY .....</b>	<b>ix</b>
<b>PRAKATA .....</b>	<b>xi</b>
<b>DAFTAR ISI.....</b>	<b>xii</b>
<b>DAFTAR GAMBAR.....</b>	<b>xv</b>
<b>DAFTAR TABEL .....</b>	<b>xvi</b>
<b>DAFTAR LAMPIRAN .....</b>	<b>xvii</b>
<b>DAFTAR SIMBOL .....</b>	<b>xviii</b>
<b>BAB 1. PENDAHULUAN .....</b>	<b>1</b>
1.1 Latar Belakang .....	1
1.2 Rumusan Masalah .....	2
1.3 Batasan Masalah.....	2
1.4 Tujuan dan Manfaat .....	3
1.4.1 Tujuan.....	3
1.4.2 Manfaat.....	3
1.5 Hipotesis.....	4
<b>BAB 2. TINJAUAN PUSTAKA.....</b>	<b>5</b>
2.1 Deskripsi Pesawat N219.....	5
2.2 Pesawat Twin Otter .....	5
2.3 Tahapan dalam Penerbangan.....	9
2.3.1 <i>Take-off</i> .....	9
2.3.2 <i>Climb</i> .....	10
2.3.3 <i>Cruise</i> .....	10
2.3.4 <i>Descent</i> .....	10
2.3.5 <i>Landing</i> .....	10
2.4 Pentingnya Pengkajian Terbang Jelajah ( <i>Cruise</i> ) .....	10
2.5 Performa Terbang Jelajah ( <i>Cruise</i> ) .....	11
2.6 <i>Endurance</i> Maksimum .....	12
2.6.1 Pengertian .....	12
2.6.2 Penentuan <i>Endurance</i> Maksimum Menggunakan Metode Kurva Hubungan <i>Power Required</i> dengan Kecepatan.....	12
2.7 Aerodinamika .....	14
2.8 Kesetimbangan Gaya Pesawat .....	14

2.9	Lift.....	15
2.9.1	Pengertian.....	15
2.9.2	Koefisien <i>Lift</i> .....	15
2.10	Drag.....	16
2.10.1	Pengertian.....	16
2.10.2	Koefisien <i>Drag</i> .....	17
2.11	Sistem Propulsi.....	17
2.11.1	Total <i>thrust</i> .....	17
2.11.2	Kecepatan propeler.....	18
2.11.3	Kecepatan.....	18
2.11.4	<i>Fuel Flow</i> .....	18
2.11.5	Efisiensi Propulsi.....	19
2.12	Standar Atmosfer.....	19
2.13	Power Required.....	22
2.14	<i>Power Available</i> .....	22
2.15	Kecepatan <i>Stall</i> .....	23
2.16	Percepatan Gravitasi.....	24
2.17	Gaya Berat Pesawat.....	24
2.18	Komponen Berat dalam Pesawat Terbang.....	24
<b>BAB 3</b>	<b>METODE PENELITIAN.....</b>	<b>27</b>
3.1	Metode Penelitian.....	27
3.2	Waktu dan Tempat Penelitian.....	27
3.3	Alat dan Bahan.....	27
3.3.1	Alat.....	27
3.3.2	Bahan.....	27
3.4	Variabel.....	28
3.5	Prosedur Penelitian.....	28
3.6	Pengumpulan Data.....	29
3.6.1	Data Geometri/Konfigurasi.....	29
3.6.2	Data Aerodinamik Pesawat.....	29
3.6.3	Data Propulsi.....	29
3.6.4	Data Berat.....	30
3.7	Pengolahan Data.....	30
3.8	Diagram Alir.....	31
<b>BAB 4</b>	<b>PEMBAHASAN.....</b>	<b>32</b>
4.1	Pengumpulan Data.....	32
4.1.1	Data Aerodinamik Pesawat N219.....	32
4.1.2	Data Berat Pesawat N219.....	32
4.1.3	Data Konfigurasi/Geometri.....	32
4.1.4	Data Propulsi.....	32
4.2	Pengolahan Data.....	34
4.2.1	Menentukan Massa Jenis Udara.....	34
4.2.2	Menentukan Percepatan Gravitasi.....	36
4.2.3	Menentukan Gaya Berat Pesawat.....	37

4.2.4	Menentukan Kecepatan <i>Stall</i> .....	37
4.2.5	Menentukan Koefisien Lift .....	38
4.2.6	Menentukan Koefisien <i>Drag</i> .....	38
4.2.7	Menentukan Gaya Hambat ( <i>Drag</i> ) Pesawat.....	39
4.2.8	Menentukan Power Required .....	39
4.2.9	Menentukan <i>Power Available</i> .....	40
4.2.10	Grafik Hasil Perhitungan.....	42
4.2.11	Menentukan <i>Endurance</i> Maksimum .....	46
4.3	Analisa Data .....	50
4.3.1	Pengaruh pada Massa Jenis Udara .....	50
4.3.2	Pengaruh pada Kecepatan .....	51
4.3.3	Pengaruh Terhadap Penentuan <i>Fuel flow</i> .....	53
4.3.4	Pengaruh pada <i>Endurance</i> Maksimum.....	55
<b>BAB 5. PENUTUP.....</b>		<b>58</b>
5.1	Kesimpulan.....	58
5.2	Saran.....	58
<b>DAFTAR PUSTAKA .....</b>		<b>59</b>
<b>LAMPIRAN .....</b>		<b>62</b>

DAFTAR GAMBAR

	Halaman
Gambar 2.1 Pesawat N219 .....	5
Gambar 2.2 Dimensi Pesawat Twin Otter .....	7
Gambar 2.3 Setting Standar Tempat Duduk pada Pesawat Twin Otter .....	8
Gambar 2.4 Tahapan dari Profil Terbang .....	9
Gambar 2.5 Grafik Hubungan <i>Power Required</i> dengan Kecepatan .....	13
Gambar 2.6 Keseimbangan Gaya <i>Cruise</i> .....	14
Gambar 2.7 <i>Fuel Flow Indicator</i> .....	18
Gambar 2.8 Hubungan Temperatur dengan Ketinggian (I.S.A) .....	20
Gambar 2.9 Grafik Batas <i>V<sub>stall</sub></i> pada Kurva Hubungan <i>Power Required</i> dengan Kecepatan .....	23
Gambar 2.10 Komponen Berat Pesawat Terbang .....	26
Gambar 3.1 Diagram Alir Penelitian .....	31
Gambar 4.1 Grafik <i>Power Available</i> pada temperatur ISA .....	42
Gambar 4.2 Grafik <i>Pr-V</i> pada Ketinggian <i>Sea Level</i> dan pada Temperatur ISA .	43
Gambar 4.3 Grafik <i>Pr-V</i> pada Ketinggian <i>Sea Level</i> dan pada Temperatur ISA +20.....	43
Gambar 4.4 Grafik <i>Pr-V</i> pada Ketinggian <i>Sea Level</i> dan pada Temperatur ISA .	44
Gambar 4.5 Grafik <i>Pr-V</i> pada Ketinggian 5000 ft dan pada Temperatur ISA .....	44
Gambar 4.6 Grafik <i>Pr-V</i> pada Ketinggian 10000 ft dan pada Temperatur ISA ...	45
Gambar 4.7 Grafik Hubungan <i>Fuel Flow</i> dengan Kecepatan.....	47
Gambar 4.8 Grafik Pengaruh Temperatur ISA Terhadap Massa Jenis Udara .....	50
Gambar 4.9 Grafik Pengaruh Ketinggian Terbang Terhadap Massa Jenis Udara .....	51
Gambar 4.10 Grafik Pengaruh Temperatur ISA Terhadap Kecepatan untuk <i>Endurance</i> Maksimum .....	52
Gambar 4.11 Grafik Pengaruh Ketinggian Terbang Terhadap Kecepatan untuk <i>Endurance</i> Maksimum .....	53
Gambar 4.12 Grafik Pengaruh Temperatur ISA Terhadap <i>Fuel flow</i> .....	54
Gambar 4.13 Grafik Pengaruh Ketinggian Terbang Terhadap <i>Fuel flow</i> .....	55
Gambar 4.14 Grafik Pengaruh Temperatur ISA Terhadap <i>Endurance</i> Maksimum.....	56
Gambar 4.15 Grafik Pengaruh Ketinggian Terbang Terhadap <i>Endurance</i> Maksimum.....	57

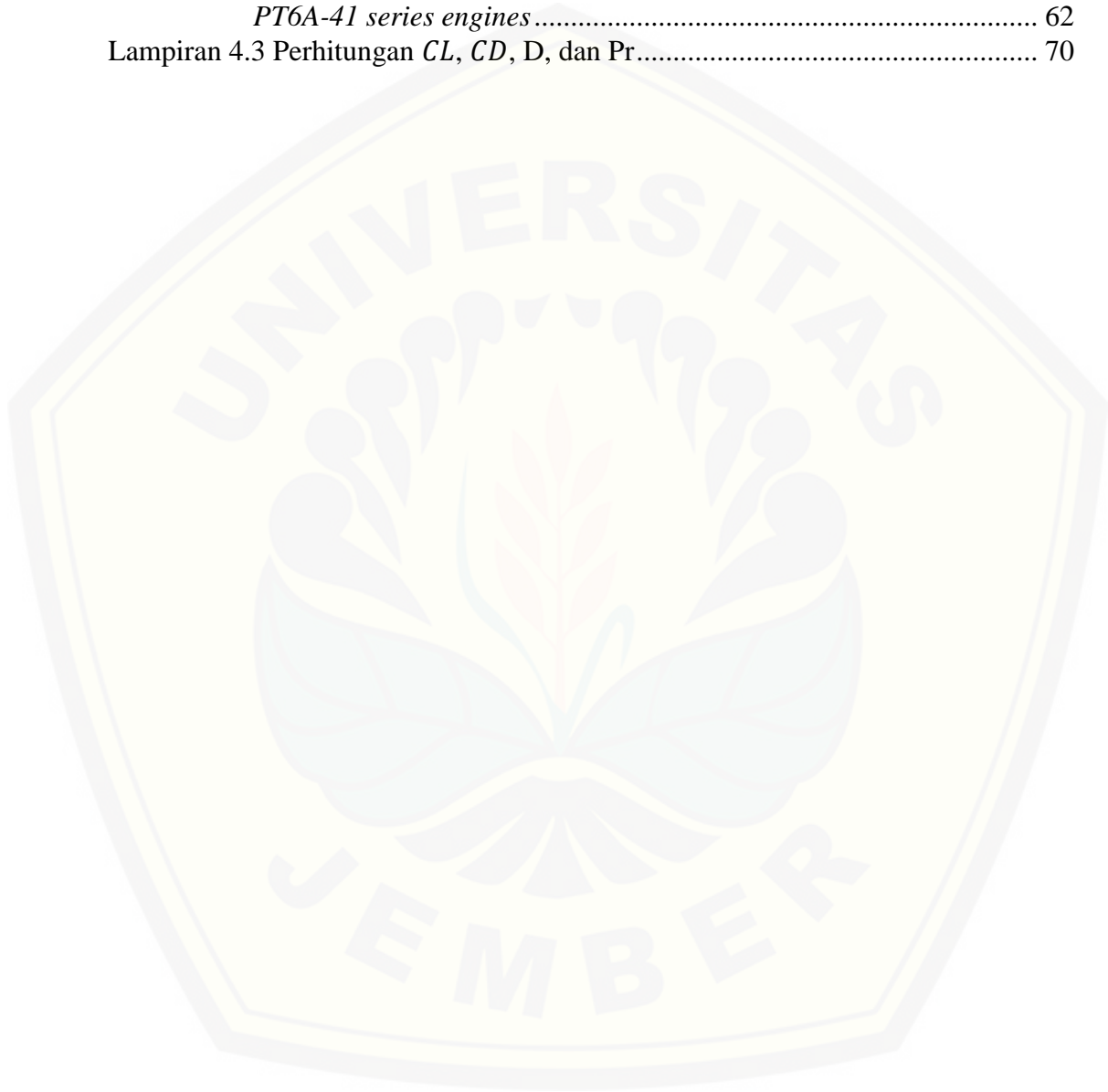


DAFTAR TABEL

	Halaman
Tabel 2.1 Kecepatan Maksimum Terbang Jelajah Pesawat Twin Otter .....	8
Tabel 2.2 Nilai-nilai Kondisi <i>Sea Level</i> .....	19
Tabel 4.1 Data Aerodinamik Pesawat N219 .....	32
Tabel 4.2 Data Berat Pesawat N219 .....	32
Tabel 4.3 Data Konfigurasi/Geometri.....	32
Tabel 4.4 Data Hasil Propulsi .....	33
Tabel 4.5 Tekanan dan Temperatur pada Kondisi ISA.....	35
Tabel 4.6 Massa Jenis Udara pada Kondisi ISA .....	36
Tabel 4.7 Massa Jenis Udara dalam Kondisi ISA+20.....	36
Tabel 4.8 Tekanan dan Temperatur pada Kondisi ISA.....	37
Tabel 4.9 Kecepatan <i>Stall</i> pada Berbagai Kondisi.....	38
Tabel 4.10 Data Kecepatan, <i>Thrust</i> , serta Hasil Perhitungan <i>Power Available</i> ....	40
Tabel 4.11 Persamaan Kurva <i>Power Required</i> .....	45
Tabel 4.12 Persamaan Kurva <i>Power Available</i> .....	46
Tabel 4.13 Kecepatan Pesawat pada Kondisi <i>Endurance</i> Maksimum.....	47
Tabel 4.14 Persamaan Kurva <i>Power Required</i> .....	48
Tabel 4.15 <i>Fuel Flow</i> pada Kondisi <i>Endurance</i> Maksimum .....	49
Tabel 4.16 <i>Endurance</i> Pesawat N219 pada Berbagai Kondisi .....	49

**DAFTAR LAMPIRAN**

	Halaman
Lampiran 4.1 Gambar Geometri Pesawat N219 .....	61
Lampiran 4.2 <i>EASA Type Certificate Data Sheet Pratt &amp; Whitney Canada PT6A-41 series engines</i> .....	62
Lampiran 4.3 Perhitungan <i>CL</i> , <i>CD</i> , <i>D</i> , dan <i>Pr</i> .....	70



DAFTAR SIMBOL

$C_{Dmin}$	: koefisien minimum <i>drag</i>	
$C_{Lmax}$	: koefisien <i>lift</i> maksimum	
$C_{Lmin}$	: koefisien <i>lift</i> minimum	
$C_D$	: koefisien <i>drag</i>	
$C_L$	: koefisien <i>lift</i>	
$D$	: <i>drag</i>	(kg.m/s <sup>2</sup> )
$E$	: <i>endurance</i>	(s)
$F$	: <i>fuel flow</i>	(kg/s)
$g_o$	: percepatan gravitasi	(9,80665 m/s <sup>2</sup> )
$H$	: ketinggian	(m)
$H_o$	: ketinggian kondisi <i>sea level</i>	(0 m)
$H_{ISA}$	: ketinggian	(m)
$k$	: faktor induksi pada <i>drag</i>	
$L$	: <i>lift</i>	
$M$	: massa jenis pada temperatur ISA	(kg/kmol)
$p$	: tekanan	(N/m <sup>2</sup> )
$p_o$	: tekanan kondisi <i>sea level</i>	(101325 N/m <sup>2</sup> )
$R$	: konstanta spesifik gas untuk udara	(287,05 m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> K)
$S$	: jarak	(m)
$S$	: luas sayap	(m <sup>2</sup> )
$t$	: waktu terbang jelajah	(s)
$T$	: temperatur	(Kelvin)
$T$	: <i>thrust</i>	(kg.m/s <sup>2</sup> )
$T_{ISA}$	: temperatur pada kondisi ISA	(K)
$T_o$	: temperatur kondisi <i>sea level</i>	(288,15 K)
$T_o$	: temperatur kondisi <i>sea level</i>	(K)
$V$	: kecepatan pesawat	(m/s)
$W_f$	: berat bahan bakar total	(kg.m/s <sup>2</sup> )
$W$	: berat pesawat	(kg.m/s <sup>2</sup> )
$\lambda$	: gradien temperatur	( $\frac{dT}{dH}$ )
$\rho$	: massa jenis udara	(kg/m <sup>3</sup> )
$\rho_{ISA}$	: massa jenis pada temperatur ISA	(kg/m <sup>3</sup> )
$\Delta T$	: selisih dengan temperatur ISA	

## BAB 1. PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

Indonesia merupakan negara dengan luas wilayah sekitar 1.937.000.000 km<sup>2</sup> dengan didalamnya terdiri dari kepulauan-kepulauan (Arsip Nasional Republik Indonesia, 2011). Namun masih banyak pulau-pulau di Indonesia yang sulit untuk mendapat kesejahteraan yang layak. Hal tersebut disebabkan oleh belum terjangkaunya pemerataan distribusi barang maupun jasa di seluruh wilayah di Indonesia. Salah satu alat transportasi yang efektif adalah pesawat terbang. Pesawat terbang dirancang untuk dapat memenuhi kebutuhan-kebutuhan manusia seperti alat menjaga keamanan suatu wilayah, transportasi penumpang maupun transportasi barang (*cargo*), serta dapat pula digunakan untuk melakukan patroli keamanan wilayah (Humas PT. Dirgantara Indonesia, 2017). Perencanaan pesawat yang sesuai dengan kebutuhan sangat diperlukan untuk memperoleh kriteria-kriteria tertentu. Pesawat juga harus didukung dengan kinerja yang baik, keselamatan yang menjamin, serta memiliki standar yang telah ditetapkan agar layak untuk diterbangkan.

Fase terbang dengan waktu terlalu lama adalah pada fase terbang jelajah. Prestasi terbang pesawat pada fase terbang jelajah sangat penting untuk dikaji agar dapat mengetahui kemampuan pesawat. Prestasi terbang jelajah salah satunya adalah *endurance*. *Endurance* merupakan bagian dari prestasi terbang pesawat dalam menentukan lama waktu terbang (Ruijgrok, 2009). Prestasi terbang jelajah untuk *endurance* maksimum dibutuhkan untuk menghasilkan pesawat dengan konsumsi bahan bakar yang rendah sehingga pesawat lebih efisien, sehingga pesawat dapat digunakan untuk berbagai kebutuhan seperti survei lokasi dan sebagai pesawat patroli.

Pesawat terbang digunakan pada berbagai kondisi. Setiap wilayah di muka bumi memiliki kondisi yang berbeda-beda. *International Standart Atmosphere* (ISA) merupakan kondisi standar yang digunakan sebagai kondisi standar (Cavcar, 2006). Dengan adanya perbedaan kondisi pada berbagai permukaan bumi, sehingga

perlu dilakukan pengkajian pengaruh perbedaan kondisi dengan kondisi *International Standart Atmosphere* terhadap performa pesawat.

Pesawat pada setiap ketinggian akan mengalami perbedaan massa jenis udara. Pesawat dalam penelitian ini yaitu pesawat tuboprop dengan menggunakan *piston engine*. Dengan perubahan massa jenis jenis udara pada setiap ketinggian, sehingga ketinggian kedudukan pesawat memiliki pengaruh terhadap prestasi terbang pesawat (Ruijgrok, 2009). Pengkajian tersebut menunjukkan perlu dilakukan analisis pengaruh perbedaan ketinggian terbang pesawat.

PT. Dirgantara Indonesia merupakan industri kedirgantaraan di Indonesia yang mampu memproduksi pesawat terbang untuk keperluan dalam maupun luar negeri. Pesawat yang dikaji adalah pesawat N219 yaitu pesawat bermesin ganda untuk keperluan keamanan. Pada saat penelitian ini, pesawat N219 pada tahap uji coba terbang. Fungsi pesawat untuk menunjang kebutuhan patroli keamanan menggunakan pesawat N219, sehingga dibutuhkan analisis *endurance* pesawat pada saat terbang jelajah agar dapat terbang dengan waktu maksimum.

## 1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang tersebut dapat diperoleh rumusan masalah sebagai berikut.

- a. Bagaimana pengaruh peningkatan ISA dari ISA 0 terhadap *endurance* maksimum terbang jelajah pesawat N219?
- b. Bagaimana pengaruh perbedaan ketinggian terbang terhadap *endurance* maksimum terbang jelajah pesawat N219?

## 1.3 Batasan Masalah

Kajian analisis terbang jelajah memiliki ruang lingkup yang luas. Variabel yang diperlukan diantaranya adalah kondisi atmosfer, geometri pesawat, berat pesawat, *thrust* yang dihasilkan oleh sistem propulsi, aerodinamika pesawat, dan lain sebagainya. Oleh karena banyaknya faktor dan variabel namun terbatasnya waktu dalam melakukan analisis, maka dibutuhkan batasan-batasan dalam kajian ini.

Analisis yang dilakukan akan mengambil satu kondisi yang akan dijadikan acuan untuk beberapa kondisi yang lain. Kondisi yang dipilih adalah pada saat kondisi ideal pesawat. Kondisi-kondisi yang digunakan sebagai acuan adalah sebagai berikut.

- a. Temperatur acuan dalam kajian ini adalah pada kondisi ISA,
- b. Ketinggian yang digunakan adalah pada saat ketinggian *sea level*,
- c. Pesawat terbang jelajah dalam kondisi terbang datar,
- d. Tidak terjadi *headwind* maupun *tailwind*,
- e. Massa pesawat memiliki berat *Maximum Takeoff Weight* (MTOW) yaitu 7031 kg,

Proses estimasi yang dilakukan yaitu dengan melakukan variasi terhadap salah satu variabel dengan variabel yang lain dibuat dalam keadaan konstan. Variasi yang telah dilakukan akan mendapatkan hasil berupa pengaruh dari perubahan masing-masing variabel. Variasi variabel yang dilakukan adalah sebagai berikut.

- f. Variasi temperatur, yaitu temperatur pada kondisi ISA dan ISA +20,
- g. Variasi ketinggian, yaitu pada ketinggian *sea level*, 5000 feet, dan 10000 feet,

Variasi yang dilakukan tersebut digunakan untuk menentukan maksimum *endurance* pesawat N219

## 1.4 Tujuan dan Manfaat

### 1.4.1 Tujuan

Tujuan penelitian yang dilakukan adalah sebagai berikut.

- a. Mengetahui pengaruh peningkatan ISA dari ISA 0 terhadap *endurance* maksimum terbang jelajah pesawat N219
- b. Mengetahui pengaruh perbedaan ketinggian terbang terhadap *endurance* maksimum terbang jelajah pesawat N219

### 1.4.2 Manfaat

Manfaat penelitian yang dilakukan adalah sebagai berikut.

- a. Memahami pengaruh peningkatan ISA dari ISA 0 terhadap *endurance* maksimum terbang jelajah pesawat N219

- b. Memahami pengaruh perbedaan ketinggian terbang terhadap *endurance* maksimum terbang jelajah pesawat N219

### 1.5 Hipotesis

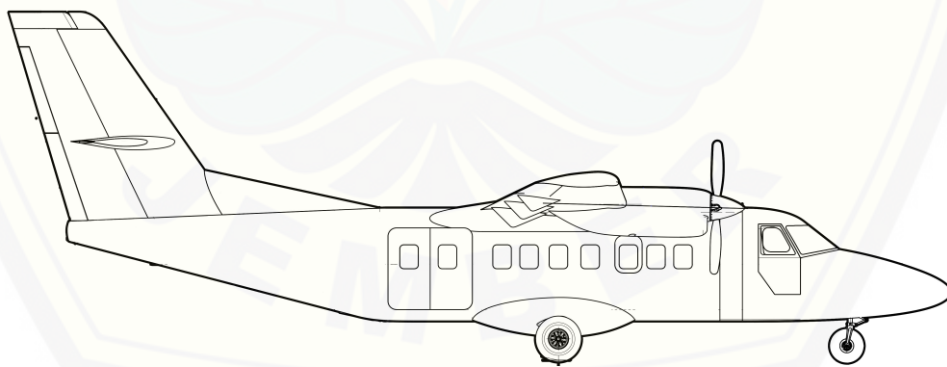
Kajian yang akan dilaksanakan memiliki hipotesis (jawaban sementara) yaitu meningkatnya ISA terhadap ISA+0 akan meningkatkan *endurance* maksimum dikarenakan dengan meningkatnya temperatur maka massa jenis udara semakin menurun, sehingga kecepatan meningkat dikarenakan massa jenis udara berbanding terbalik dengan kecepatan. Meningkatnya kecepatan akan merubah *fuel flow*, sehingga akan meningkatkan *endurance* maksimumnya.

Meningkatnya ketinggian akan meningkatkan *endurance* maksimum. Hal tersebut dikarenakan meningkatnya ketinggian pesawat maka menurunkan nilai *fuel flow*. *Fuel flow* yang semakin menurun maka pesawat akan semakin irit, sehingga akan meningkatkan *endurance* maksimum.

## BAB 2. TINJAUAN PUSTAKA

### 2.1 Deskripsi Pesawat N219

Pesawat N219 adalah pesawat yang dibuat dengan hasil kerjasama antara PT. Dirgantara Indonesia dengan Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN). Pesawat N219 merupakan pesawat multifungsi bermesin ganda. Mesin yang digunakan pesawat ini adalah mesin turboprop buatan Pratt & Whitney Canada dengan jenis PT6A-42. Pesawat N219 menggunakan propeller jenis *4-blade metal hartzell propeller*. Panjang bentang sayap pesawat N219 adalah 19,5 meter dengan luas sayap yaitu 41,5 m<sup>2</sup> (PT. Dirgantara Indonesia, 2016). Tujuan dari pesawat ini adalah agar dapat dioperasikan pada daerah terpencil dengan landasan pendek. Penumpang yang dapat diangkut oleh pesawat ini adalah berjumlah 19 orang. Pesawat yang sejenis dengan N219 adalah pesawat Twin Otter. Keunggulan pesawat N219 adalah memiliki volume kabin terbesar dikelasnya. Selain itu teknologi yang ditawarkan oleh N219 lebih canggih yaitu dengan penyederhanaan pada ruang kontrol kendali pesawat. Gambar dari pesawat N219 disajikan pada Gambar 2.1.



Gambar 2.1 Pesawat N219 (PT. Dirgantara Indonesia, 2016)

### 2.2 Pesawat Twin Otter

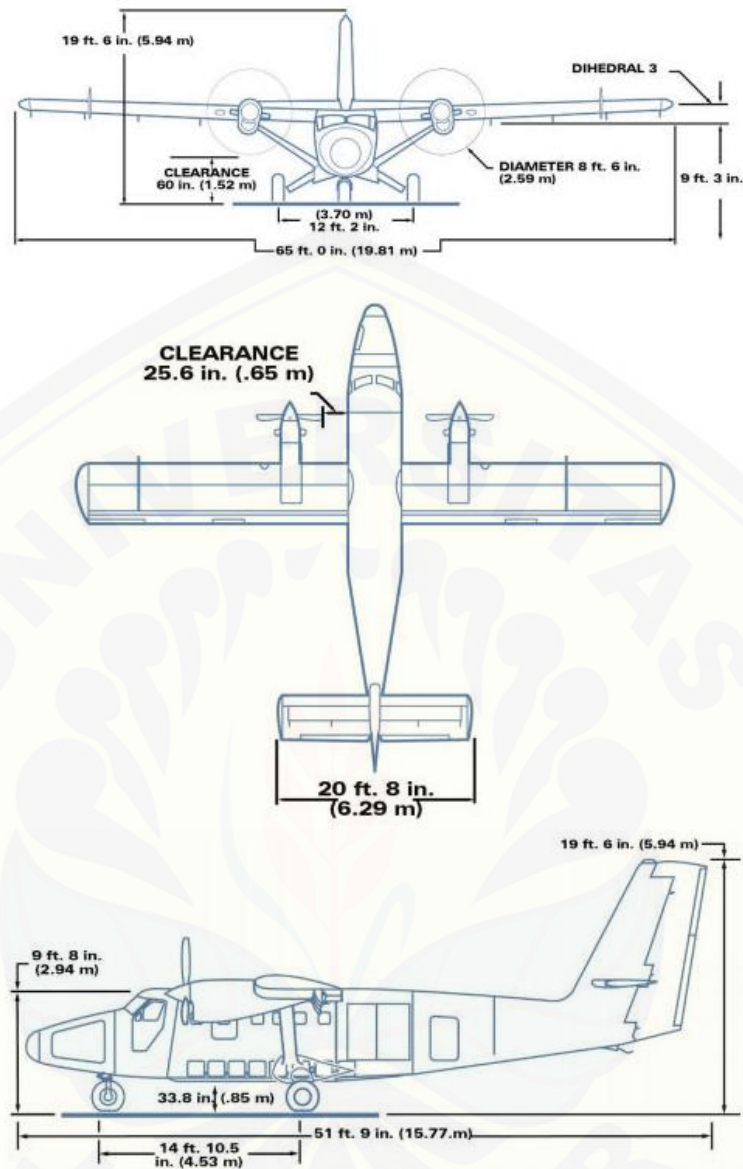
Pesawat pembanding N219 yang populer dikelasnya yaitu pesawat Twin Otter. Pesawat Twin Otter biasa juga disebut pesawat DHC-06. Pesawat ini diproduksi oleh de Havilland Aircraft of Canada Ltd yang merupakan produsen pesawat



terbangan yang lahir pada tahun 1928 oleh British de Havilland Aircraft Company. Pada Mei 2005, hak untuk *out of production* pesawat pesawat DHC-1 sampai dengan DHC-7 dilaksanakan oleh Viking Air Ltd of Sidney, British Columbia (Hotson, 1983).

Pesawat Twin Otter merupakan pesawat penumpang tipe *high wing*. Pesawat ini menggunakan mesin ganda. Mesin yang digunakan pesawat Twin Otter yaitu berjenis turboprop dengan jumlah blade yang digunakan berjumlah 3 blade. Pesawat Twin Otter menggunakan material pembentuk utamanya adalah metal. Pesawat Twin Otter dimulai pengembangannya pada tahun 1964. Pesawat yang diproduksi untuk pertama kali adalah seri 100. Pada seri berikutnya yaitu pada seri 200 mengalami peningkatan kemampuan yaitu mampu *take-off* dan *landing* pada landasan dengan jarak yang pendek atau biasa disebut STOL (*Short Take-off and Landing*). Mesin yang digunakan pada seri 300 adalah menggunakan mesin PT6A-27 produksi Pratt & Whitney Canada.

Pesawat Twin Otter pada seri 400 memiliki beberapa keunggulan yaitu teknologi yang terbaru yang mudah dan ekonomis dalam pengoperasian. Namun pada dimensi, teknik konstruksi, serta konstruksi utamanya tidak berubah. Dimensi dari pesawat Twin Otter disajikan pada Gambar 2.2. Perubahan yang sanga terlihat pada produk seri 400 yaitu penggunaan *Honeywell Primus Apex<sup>®</sup> integrated avionics suite*. *Honeywell Primus Apex* merupakan tampilan sistem kendali yang terintegrasi dngan menyediakan tampilan dengan keterbukaan dari semua instrumentasi penerbangan. Selain itu, terdapat juga fitur parameter mesin, parameter pada seluruh sistem penerbangan, radio pada semua frekuensi, rencana penerbangan yang aktif, medan dan topografi di sekitar. Radar cuaca, dan lain-lain (Viking Air, 2010).

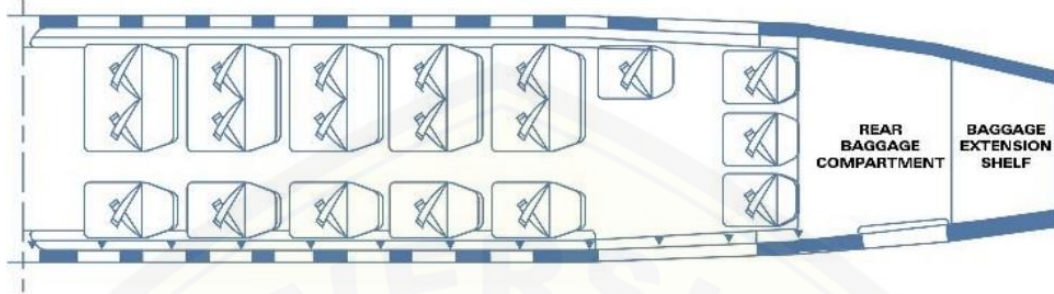


Gambar 2.2 Dimensi Pesawat Twin Otter

Spesifikasi pesawat Twin Otter seri 400 memiliki dimensi tinggi keseluruhan adalah 5,94 meter dengan panjang 15,77 meter. Bentang sayap pesawat Twin Otter adalah 19,81 meter dengan bentang ekor horizontal 6,29 meter. Dimensi kabin pesawat yaitu panjang 5,61 meter, tinggi kabin 1,5 meter, serta lebar 1,75 meter. Pesawat Twin Otter dapat dilakukan set untuk kebutuhan pesawat penumpang dengan jumlah 19 orang seperti yang disajikan pada Gambar 2.3. Pesawat Twin

Otter memiliki *Maximum Take-off Weight* (MTOW) yaitu 5 670 kg. Kapasitas bahan bakar maksimum yaitu 1 423 liter.

#### STANDARD 19 SEAT CONFIGURATION



Gambar 2.3 Setting Standar Tempat Duduk pada Pesawat Twin Otter

Performa yang dihasilkan pesawat Twin Otter yaitu pesawat ini dapat *take-off* dengan minimum 366 meter dan landing pada minimum 320 meter. Kecepatan terbang jelajah maksimum pesawat Twin Otter disajikan pada Tabel 2.1.

Tabel 2.1 Kecepatan Maksimum Terbang Jelajah Pesawat Twin Otter

Ketinggian	Maximum Cruise Speed (TAS)
Sea Level	170 kt
5 000 ft	181 kt
10 000 ft	182 kt

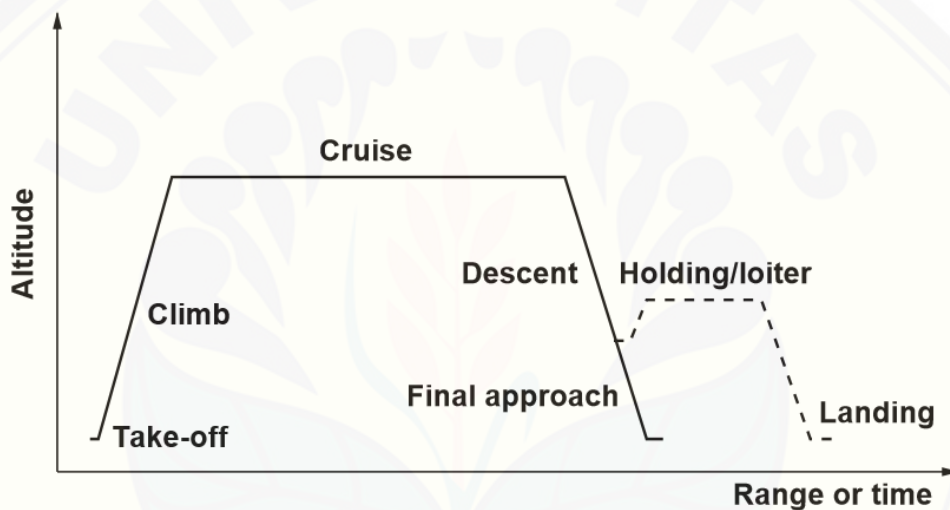
Performa Pesawat Twin Otter berikutnya yaitu jarak maksimum. Jarak maksimum untuk kondisi *zero payload* dengan menggunakan tanki standar adalah 1 435 km. Estimasi tersebut didapatkan dengan asumsi terbang jelajah pada ketinggian 10 000 ft dengan tersedia cadangan bahan bakar selama 45 menit pada ketinggian terbang jelajah dan menggunakan kecepatan untuk jarak maksimum. Konsumsi bahan bakar berdasarkan spesifikasi manufaktur mesin pesawat.

Performa selanjutnya dari pesawat Twin Otter dan akan dibandingkan dengan N219 yaitu *endurance* maksimum. *Endurance* maksimum pesawat Twin Otter dengan menggunakan tanki standar yaitu 7 jam lebih 10 menit. *Endurance* maksimum tersebut berdasarkan asumsi *take-off weight* sama dengan *Operatoinal Empty Weight* (OEW), menggunakan bahan bakar penuh, dibebani peralatan

dengan berat 454 kg, menggunakan kecepatan untuk *endurance* maksimum, pada kondisi terbang 10 000 ft, terdapat bahan bakar cadangan untuk 45 menit pada kecepatan untuk *endurance* maksimum dan ketinggian tersebut, serta konsumsi bahan bakar menggunakan spesifikasi dasar dari manufaktur mesin.

### 2.3 Tahapan dalam Penerbangan

Dalam dunia penerbangan pesawat terbang, beberapa tahapan khususnya pesawat *fixed wing* yaitu *takeoff*, *climb*, *cruise*, *descend* kemudian *landing*. Dapat dilihat pada Gambar 2.4.



Gambar 2.4 Tahapan dari Profil Terbang (Filippone, 2006)

#### 2.3.1 Take-off

Tahapan awal pada penerbangan yaitu *taxi* (bergerak di darat) dengan mengikuti garis kuning dari *apron* (tempat parkir pesawat) dan memasuki *runway* (landas pacu) dan mengambil posisi untuk *take-off*. Setelah itu mesin pesawat diposisikan pada daya tinggi dan mendorong/menarik pesawat bergerak maju hingga kecepatan tertentu untuk transisi darat ke udara yang disebut dengan *takeoff* atau lepas landas. Kecepatan *take-off* dipengaruhi oleh beberapa faktor, seperti berat pesawat, desain sayap, kondisi udara, penggunaan *flap* dan *slat*. Pada umumnya, semakin berat pesawat, kecepatan dan jarak *take-off* yang dibutuhkan semakin besar. Adapun *head wind* atau angin dari arah depan pesawat dapat

mengurangi kecepatan yang dibutuhkan untuk *take-off*, sehingga *take-off* disarankan untuk melawan arah angin.

### 2.3.2 *Climb*

Tahapan selanjutnya adalah *climb*, yaitu pesawat ke ketinggian tertentu untuk *cruise* (terbang jelajah).

### 2.3.3 *Cruise*

Tahapan ini memiliki durasi yang paling panjang. Saat *cruise*, pesawat bergerak dalam kondisi kecepatan dan ketinggian yang relatif konstan.

### 2.3.4 *Descent*

*Descent* merupakan tahapan untuk menurunkan ketinggian pesawat dari terbang *cruise* menuju ketinggian mendekati tempat mendarat. *Descent* merupakan kebalikan dari *climb*. Kondisi *descent* selanjutnya adalah *descent* dengan kemiringan pesawat 3 derajat menuju bandara yang disebut *approaching*. Akhir dari *approaching* itu sendiri adalah pengambilan posisi untuk *landing*.

### 2.3.5 *Landing*

*Landing* adalah tahapan terakhir pada penerbangan. Adapun setelah *landing*, pesawat kembali melakukan *taxi-in* untuk menempatkan diri di *apron* (Aeroengineering.co.id, 2016).

## 2.4 Pentingnya Pengkajian Terbang Jelajah (*Cruise*)

Tahapan dalam penerbangan yang paling panjang dalam tahapan terbang adalah tahapan *cruise*. *Cruise* pada berbagai kondisi akan memiliki performa seperti *endurance* maksimum, panjang jarak jelajah, dan kecepatan maksimum yang berbeda-beda. Performa tersebut digunakan sebagai estimasi di berbagai kondisi kondisi pada tahapan *cruise* agar mampu menghasilkan terbang jelajah yang ekonomis. Oleh sebab itu, perlu dilakukan pengkajian performa terbang jelajah.

## 2.5 Performa Terbang Jelajah (*Cruise*)

Performa pada pesawat terbang digunakan untuk mengetahui unjuk kerja pesawat seperti jarak maksimum, *endurance* maksimum, dan kecepatan maksimum pesawat. Untuk menentukan performa terbang jelajah, perlu pemahaman tentang konsumsi bahan bakar. Konsumsi bahan bakar didapatkan dari sistem propulsi pada berbagai kecepatan, kondisi, dan ketinggian. Jumlah konsumsi bahan bakar tiap satu satuan waktu juga bisa disebut *fuel flow*. *Fuel flow* dapat diperoleh dengan menggunakan persamaan 2.1.

$$F = \frac{dW_f}{dt} \quad (2.1)$$

dengan,

$F$  : *fuel flow* (kg/s)

$dt$  : waktu terbang jelajah (s)

$dW_f$  : berat bahan bakar total (kg)

Persamaan diatas didasari oleh berat bahan bakar akan mengurangi berat pesawat. Dengan menggunakan persamaan 2.1 didapatkan persamaan 2.2.

$$F = -\frac{dW}{dt} \quad (2.2)$$

dengan,

$F$  : *fuel flow* (kg/s)

$dt$  : waktu terbang jelajah (s)

$dW$  : berat pesawat total (kg)

Jarak terbang jelajah yang ditempuh dapat diperoleh menggunakan persamaan 2.3.

$$dS = V \cdot dt \quad (2.3)$$

dengan,

$S$  : jarak (m)

$V$  : kecepatan (m/s)

$t$  : waktu terbang jelajah (s)

## 2.6 Endurance Maksimum

### 2.6.1 Pengertian

*Endurance* dapat diartikan lama waktu terbang. Kondisi terbang untuk *endurance* maksimum didapat pada kecepatan dengan *power required* minimum. *Power Required* minimum mengakibatkan *Thrust* yang dibutuhkan kecil. Dengan kecilnya *thrust* tersebut, Sehingga konsumsi bahan bakar pesawat rendah dan pesawat memiliki ketahanan waktu diudara lebih lama. *Endurance* dapat diperoleh dengan menggunakan persamaan 2.4.

$$E = \int_{t_1}^{t_2} dt$$

$$t = \frac{W_f}{F}$$

$$E = \frac{W_f}{F} \quad (2.4)$$

dengan,

$E$	: <i>endurance</i>	(s)
$t$	: waktu terbang jelajah	(s)
$W_f$	: berat bahan bakar total	(kg)
$F$	: <i>fuel flow</i>	(kg/s)

### 2.6.2 Penentuan *Endurance* Maksimum Menggunakan Metode Kurva Hubungan *Power Required* dengan Kecepatan

*Endurance* maksimum dapat ditentukan dengan cara menggunakan metode kurva hubungan *power required* dengan kecepatan. *Power required* yang digunakan yaitu hasil perhitungan dari *power required* pada variasi kecepatan. Berikut adalah cara-cara dalam menentukan *endurance maksimum*.

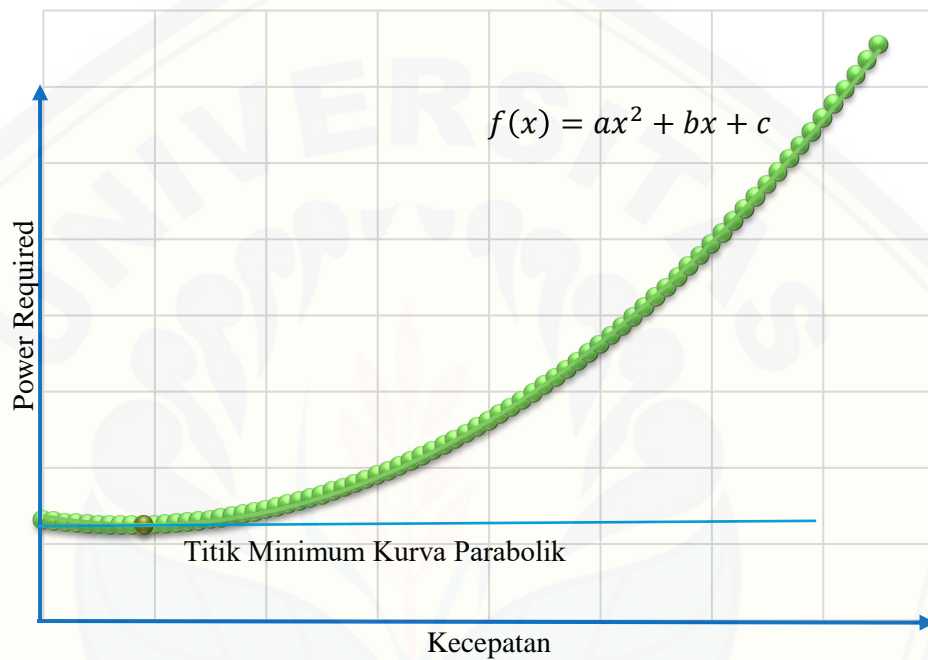
#### a. Cara Menentukan Fungsi $x$ Kurva

Fungsi  $x$  kurva diperoleh dari input data *power required* dengan variasi kecepatan. Data tersebut dibuatkan grafik scatter ( $x, y$ ) menggunakan *microsoft excel*. Titik-titik data di grafik tersebut diberikan *trendline* tipe *polinomial* berpangkat 2 (dua). Setelah itu dapat ditampilkan

*equation/persamaan* dari *trendline*. Hasil persamaan fungsi  $x$  yang diperoleh seperti disajikan pada persamaan 2.5.

$$\begin{aligned} f(x) &= ax^n + bx^{n-1} + c^{n-2} \\ f(x) &= ax^2 + bx^1 + c^0 \end{aligned} \quad (2.5)$$

Dapat digambarkan seperti pada Gambar 2.5.



Gambar 2.5 Grafik Hubungan *Power Required* dengan Kecepatan

b. Mencari Turunan Fungsi  $x$  Pada Kurva

Turunan  $f(x)$  dapat disimbolkan dengan  $f'(x)$ . Jika fungsi seperti pada Persamaan 2.5 maka turunan fungsi tersebut

$$f'(x) = 2 \cdot ax + b \quad (2.6)$$

c. Cara Menentukan Titik Minimum Kurva Parabolik

Titik minimum ditentukan menggunakan turunan fungsi  $x$  kurva parabolik disamakan dengan nol. Oleh Karena turunan fungsi  $x$  merupakan *gradien* (kemiringan) kurva dan titik minimum tidak memiliki *gradien*. Persamaan yang diperoleh disajikan pada persamaan 2.7.



$$\begin{aligned}
 y &= f(x) \\
 y' &= f'(x) \\
 f'(x) &= 0
 \end{aligned}
 \tag{2.7}$$

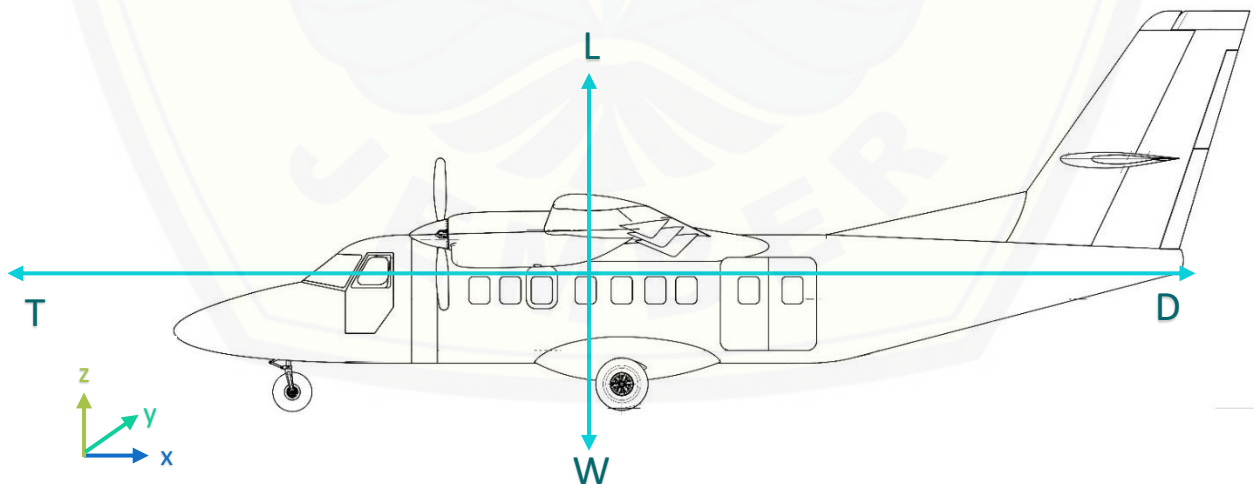
Persamaan 2.7 akan menghasilkan nilai titik  $x_{min}$  untuk kondisi minimum. Nilai  $y_{min}$  pada sebuah kurva parabolik ditentukan dengan mensubstitusi nilai  $x_{min}$  pada fungsi  $x$  kurva tersebut.

## 2.7 Aerodinamika

Aerodinamika yaitu ilmu yang mempelajari tentang pergerakan udara, khususnya ketika udara melakukan interaksi dengan benda padat. Dalam dunia penerbangan, aerodinamika digunakan untuk menentukan *lift*, *thrust*, dan *drag*.

## 2.8 Kestimbangan Gaya Pesawat

Syarat untuk kestimbangan terbang adalah pesawat berada pada kecepatan yang dapat menghasilkan gaya angkat untuk mengatasi berat pesawat dan *thrust* setara dengan *drag*. Kestimbangan gaya yang terjadi pada pesawat ketika terbang jelajah dapat digambarkan pada Gambar 2.6 (Saarlans, 2007).



Gambar 2.6 Kestimbangan Gaya *Cruise* (Ilustrasi)

dengan,

$T$  : *thrust*

$D$  : *drag*

$L$  : *lift*

$W$  : *weight*

- a. Kesetimbangan gaya pada sumbu  $x$

$$\begin{aligned}\Sigma F_x &= 0 \\ T - D &= 0 \\ T &= D\end{aligned}\quad (2.8)$$

- b. Kesetimbangan gaya pada sumbu  $z$

$$\begin{aligned}\Sigma F_z &= 0 \\ L - W &= 0 \\ L &= W\end{aligned}\quad (2.9)$$

*Thrust* didapat dari data sistem propulsi dan data berat pesawat.

## 2.9 Lift

### 2.9.1 Pengertian

*Lift* dalam kedirgantaraan diartikan sebagai gaya angkat. Gaya angkat pada pesawat disebabkan oleh sayap pesawat, yang biasa disebut dengan *wing*. *Lift* dinyatakan dalam persamaan 2.10 (Ruijgrok, 2009).

$$L = C_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \quad (2.10)$$

dengan,

$C_L$  : koefisien *lift*

$\rho$  : massa jenis udara ( $kg/m^3$ )

$V$  : kecepatan pesawat ( $m/s$ )

$S$  : luas area sayap ( $m^2$ )

### 2.9.2 Koefisien *Lift*

Koefisien *lift* ( $C_L$ ) ditentukan dengan menggunakan persamaan kesetimbangan gaya terbang jelajah pada sumbu  $z$ . Dengan menggunakan Persamaan 2.9 dan

Persamaan 2.10, sehingga didapat persamaan  $C_L$  yang disajikan pada persamaan 2.11.

$$L = W$$

$$L = C_L \times \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S$$

$$C_L = \frac{2W}{\rho \times V^2 \times S} \quad (2.11)$$

dengan,

$C_L$  : koefisien *lift*

$W$  : berat pesawat ( $kg \cdot m/s^2$ )

$\rho$  : massa jenis udara ( $kg/m^3$ )

$V$  : kecepatan ( $m/s$ )

$S$  : luas sayap ( $m^2$ )

## 2.10 Drag

### 2.10.1 Pengertian

Pada subbab 2.7 telah dibahas mengenai kesetimbangan gaya yang terdiri dari *thrust*, serta *drag*. *Drag* didefinisikan sebagai gaya hambat. Pada pesawat terbang, gaya hambat berlawanan arah dengan gaya *thrust*. Kesetimbangan gaya pada sumbu  $x$  diperoleh pada Persamaan 2.8.

*Thrust* dihasilkan oleh sistem propulsi yang pesawat N219 dari data propulsi yang telah dikaji oleh bagian propulsi (PT. Dirgantara Indonesia, 2016). *Drag* dinyatakan dalam persamaan 2.12 (Ruijgrok, 2009)

$$D = C_D \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \quad (2.12)$$

dengan,

$C_D$  : koefisien *drag*

$\rho$  : massa jenis udara ( $kg/m^3$ )

$V$  : kecepatan ( $m/s$ )

$S$  : luas sayap ( $m^2$ )

### 2.10.2 Koefisien *Drag*

Koefisien *drag* pada pesawat N219 menggunakan persamaan 2.13 (PT. Dirgantara Indonesia, 2016)

$$C_D = C_{D_{min}} + k(C_L - C_{L_{min}})^2 \quad (2.13)$$

dengan,

$C_D$  : koefisien *drag*

$C_{D_{min}}$  : koefisien minimum *drag*

$C_L$  : koefisien *lift*

$k$  : faktor induksi pada *drag*

$C_{L_{min}}$  : koefisien *lift* minimum

## 2.11 Sistem Propulsi

Sistem propulsi memiliki empat tipe utama. Sistem propulsi tersebut dapat diperoleh dari *piston engine* dengan propeler, mesin turbojet, dan turboprop (menggunakan *turbo engine* dan dikombinasikan dengan propeler), serta turbofan (Ruijgrok, 2009). Sistem propulsi bekerja dengan menghasilkan gaya pendorong yang merupakan aplikasi dari Hukum III Newton yaitu aksi sama dengan reaksi, dengan menggunakan percepatan udara kearah belakang sehingga menghasilkan pergerakan dari pesawat.

Pesawat N219 menggunakan mesin turboprop. Sistem propulsi merupakan sistem kerja yang dihasilkan oleh propeler dan *engine*. Sistem propulsi pada turboprop memiliki komponen-komponen sebagai berikut.

### 2.11.1 Total *thrust*

*Thrust* merupakan gaya dorong yang dihasilkan dari sistem propulsi. Turboprop memiliki *thrust* yang dihasilkan oleh *engine* dan propeler.

### 2.11.2 Kecepatan propeler

Kecepatan yang dihasilkan dari sistem propulsi pada turboprop salah satunya adalah dari propeler. propeller yang digunakan oleh pesawat N219 yaitu berjenis *4-blade metal hartzell propeller*. Blade diputar oleh engine yang didistribusikan oleh *shaft engine*. Blade yang memiliki profil dan berputar akan mengakibatkan suatu gaya dorong yang mengakibatkan muncul kecepatan yang dihasilkan oleh propeler.

### 2.11.3 Kecepatan

Unjuk kerja aktual dari turboprop berbeda dari turbojet dan turbofan. Bila turbojet dan turbofan gaya dorong dihasilkan oleh kerja turbin, kecepatan untuk turboprop penghasil utamanya adalah dari kecepatan propeler. Selain dari propeler juga gaya *thrust* yang dihasilkan oleh *exhaust* menambah 10-20 persen dari daya yang digunakan.

### 2.11.4 Fuel Flow

Jumlah konsumsi bahan bakar tiap satu satuan waktu juga bisa disebut *fuel flow*. *Fuel flow* diperoleh dari pengujian yang dilakukan menggunakan terowongan angin untuk mengetahui kinerja *engine* dan propeler pada berbagai kondisi, sehingga didapatkan spesifikasi-spesifikasi yang sesuai dengan kebutuhan. Selain itu pengujian *fuel flow* juga dapat dilakukan dengan melaksanakan *ground test* maupun *flight test*. Pengujian ini dapat dilakukan dengan menggunakan *fuel flow indicator* dengan bentuk seperti yang disajikan pada Gambar 2.7.



Gambar 2.7 Fuel Flow Indicator

### 2.11.5 Efisiensi Propulsi

Efisiensi propulsi yaitu nilai yang diperoleh dari rasio *power available* dan *power* yang di distribusikan melalui shaft. *Power available* dapat didefinisikan sebagai kerja yang dilakukan oleh *thrust* tiap satuan waktu.

## 2.12 Standar Atmosfer

Kondisi atmosfer di setiap permukaan bumi tidak sama, sehingga perlu dilakukan standarisasi terhadap kondisi atmosfer. Standar atmosfer yang digunakan adalah referensi standar *International Standard Atmosphere* (I.S.A) di buku *International Standard Atmosphere* (ISA) karya Anon yang diterbitkan *International Organization for Standarization, ISO 2533* pada tahun 1975.

Berdasarkan referensi (International Organization for Standarization, 1975) Tekanan, Temperatur, dan kerapatan jenis udara merupakan fungsi ketinggian. Kondisi standar pada ketinggian 0 meter atau biasa juga disebut kondisi *sea level*. Nilai konstanta dasar pada kondisi *sea level* dilihat pada Tabel 2.2.

Tabel 2.2 Nilai-nilai Kondisi *Sea Level*

Variable	Simbol	Nilai
Tekanan sea-level	$p_o$	101325 $N/m^2$
Temperatur sea-level	$T_o$	288,15 $K$
Massa Jenis sea-level	$\rho_o$	1,225 $kg/m^3$
Percepatan gravitasi sea-level	$g_o$	9,80665 $m/s^2$
Universal Gas Constant	$R_a$	8314,32 $\frac{J}{K kmol}$

$$M = \frac{\rho_o R_a T_o}{p_o} = 28,96442 \text{ kg/kmol} \quad (2.14)$$

$$R = \frac{R_a}{M} = 287,05 \text{ m}^2/\text{s}^2\text{K} \quad (2.15)$$

dengan,

$M$  : massa jenis pada temperatur ISA ( $\text{kg}/\text{kmol}$ )

$R$  : konstanta spesifik gas untuk udara ( $287,05 \text{ m}^2/\text{s}^2\text{K}$ )

Untuk menentukan massa jenis udara persamaan yang digunakan disajikan pada persamaan 2.16.

$$\rho_{ISA} = \frac{p}{RT} \quad (2.16)$$

dengan,

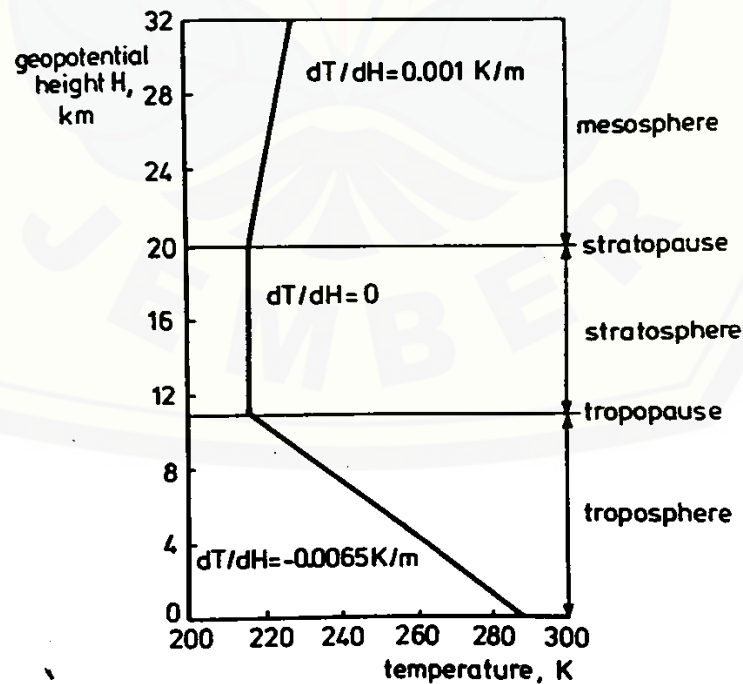
$\rho_{ISA}$  : massa jenis pada temperatur ISA ( $\text{kg}/\text{m}^3$ )

$R$  : konstanta spesifik gas untuk udara ( $287,05 \text{ m}^2/\text{s}^2\text{K}$ )

$T$  : temperatur ( $\text{Kelvin}$ )

$p$  : tekanan ( $\text{N}/\text{m}^2$ )

Variasi temperatur terhadap ketinggian diperlihatkan pada Gambar 2.8.



Gambar 2.8 Hubungan Temperatur dengan Ketinggian (I.S.A)

Temperatur pada kondisi standar atmosfer di lapisan troposfer dapat dinyatakan dalam persamaan 2.17.

$$T_{ISA} = T_o + \lambda(H_{ISA} - H_o) \quad (2.17)$$

dengan,

$T_{ISA}$	: temperatur kondisi ISA	(K)
$T_o$	: temperatur kondisi <i>sea level</i>	(K)
$H_{ISA}$	: ketinggian	(m)
$H_o$	: ketinggian kondisi <i>sea level</i>	(0 m)
$\lambda$	: gradien temperatur	$\left(\frac{dT}{dH} = -0,0065 \text{ K/m}\right)$

Massa tekanan di ketinggian troposfer ditentukan menggunakan persamaan 2.18.

$$p = p_0 \left[1 + \frac{\lambda H}{T_o}\right]^{\frac{g_o}{R\lambda}} \quad (2.18)$$

dengan,

$p$	: tekanan	(N/m <sup>2</sup> )
$p_0$	: tekanan kondisi <i>sea level</i>	(101325 N/m <sup>2</sup> )
$\lambda$	: gradien temperatur	$\left(\frac{dT}{dH} = -0,0065 \text{ K/m}\right)$
$H$	: ketinggian	(m)
$T_o$	: temperatur kondisi <i>sea level</i>	(288,15 K)
$g_o$	: percepatan gravitasi	(9,80665 m/s <sup>2</sup> )
$R$	: konstanta spesifik gas untuk udara	(287,05 m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> K)

(Cavcar, 2006)

Perbedaan temperatur terhadap ISA diartikan sebagai kondisi temperatur dengan perbedaan sebesar  $\Delta T$  terhadap temperatur ISA. Penulisan temperatur diluar kondisi standar atmosfer seperti disajikan pada persamaan 2.19.



$$T = T_{ISA} + \Delta T \quad (2.19)$$

Massa Jenis Udara ( $\rho$ ) pada kondisi diluar ISA dapat diperoleh menggunakan persamaan 2.20.

$$\rho = \frac{\rho_{ISA}}{1 + \frac{\Delta T}{T_{ISA}}} \quad (2.20)$$

dengan,

$\rho_{ISA}$  : massa jenis udara pada kondisi ISA ( $kg/m^3$ )

$\Delta T$  : selisih dengan temperatur ISA

$T_{ISA}$  : temperatur pada kondisi ISA (K)

### 2.13 Power Required

*Power required* dapat diartikan sebagai daya yang diperlukan untuk menggerakkan pesawat. *Power required* dapat ditentukan menggunakan persamaan 2.21 (Ruijgrok, 2009).

$$P_r = D \cdot V \quad (2.21)$$

dengan,

$D$  : drag ( $kg \cdot m/s^2$ )

$V$  : kecepatan pesawat ( $m/s$ )

### 2.14 Power Available

*Power Available* merupakan daya yang dihasilkan sistem propulsi penggerak pesawat. *Power available* diperoleh menggunakan persamaan 2.22 (Ruijgrok, 2009)

$$P_a = T \cdot V \quad (2.22)$$

dengan,

$T$  : thrust ( $kg \cdot m/s^2$ )

$V$  : kecepatan pesawat ( $m/s$ )

### 2.15 Kecepatan *Stall*

Kecepatan *stall* ditentukan dengan menggunakan koefisien  $C_{L_{max}}$  dan kesetimbangan gaya pada arah sumbu  $z$ . Dengan menggunakan  $C_{L_{max}}$  dan kesetimbangan gaya pada arah sumbu  $z$  Kecepatan *stall* dapat diperoleh menggunakan persamaan 2.23 (Rifdian, 2017).

$$V_{Stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho \cdot S \cdot C_{L_{max}}}} \quad (2.23)$$

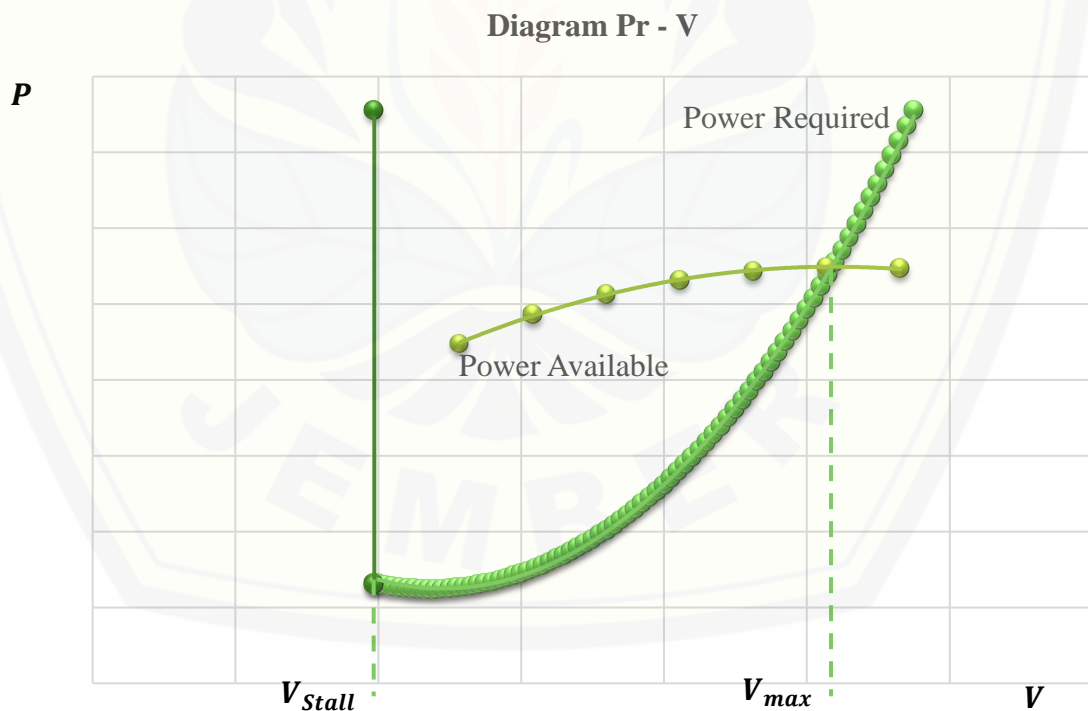
dengan,

$W$  : berat pesawat ( $kg \cdot m/s^2$ )

$\rho$  : massa jenis udara ( $kg/m^3$ )

$S$  : luas sayap ( $m^2$ )

$C_{L_{max}}$  : koefisien *lift* maksimum



Gambar 2.9 Grafik Batas  $V_{stall}$  pada Kurva Hubungan *Power Required* dengan Kecepatan

### 2.16 Percepatan Gravitasi

Setiap ketinggian di muka bumi akan memiliki percepatan gravitasi yang berbeda-beda. Untuk menentukan percepatan gravitasi pada masing-masing ketinggian dapat menggunakan persamaan

$$g = \left\{ \frac{r_b^2}{[r_b + H]^2} \right\} \times g_o \quad (2.24)$$

dengan,

$g$ : percepatan gravitasi	$(N/m^2)$
$r_b$ : jari-jari bumi	$(6\,380 \times 10^3 \text{ m})$
$H$ : ketinggian	$(m)$
$g_o$ : percepatan gravitasi pada <i>sea level</i>	$(9,80665 \text{ m/s}^2)$

### 2.17 Gaya Berat Pesawat

Perbedaan percepatan gravitasi pada masing-masing ketinggian akan menyebabkan beda gaya berat pesawat. Untuk menentukan gaya berat pesawat dapat menggunakan persamaan 2.25. Gaya berat pesawat pada ketinggian *sea level* dapat dilakukan dengan perhitungan

$$W = m \times g \quad (2.25)$$

dengan,

$m$ : massa	$(kg)$
$g$ : percepatan gravitasi	$(N/m^2)$

### 2.18 Komponen Berat dalam Pesawat Terbang

Pesawat terbang mempunyai kemampuan struktural yang tidak selalu sama. Perbedaan kemampuan struktural tersebut ditentukan oleh jenis dan tujuan dalam pembuatan pesawat. Kemampuan struktural pesawat salahsatunya adalah berat (Cedex, 2002). Pesawat terbang memiliki komponen-komponen berat mulai dari *Manufacturer's Empty Weight* (MEW) hingga berakhir pada komponen untuk membuat pesawat dapat beroperasi. Diagram komponen berat dalam pesawat

disajikan pada Gambar 2.10. Berikut adalah komponen berat yang biasa ditemui pada pesawat komersil (Ackert, 2013).

a. *Manufacturer's Empty Weight (MEW)*

*Manufacturer's Empty Weight* merupakan berat pesawat terbang yang didapat dari proses manufaktur. Berat ini belum termasuk berat operator item.

b. *Operator's Empty Weight (OEW)*

*Operator's Empty Weight* merupakan berat pesawat ketika pesawat diberikan komponen untuk dapat dioperasikan dan merupakan menggabungkan antara *Manufacturer's Empty Weight (MEW)* dengan item operator yang dapat dioperasikan tersebut.

c. *Maximum Zero-Fuel Weight (MZFW)*

*Maximum Zero-Fuel Weight* merupakan berat maksimum yang diijinkan sebelum menggunakan bahan bakar dan berat tersebut diukur setelah diberikan spesifikasi tambahan yang merupakan perlengkapan untuk fungsi dari pesawat tersebut. Contoh spesifikasi tambahan yang ditambah adalah bila pesawat tersebut untuk pesawat penumpang, maka diberikan banku dan bagasi. Bila pesawat tersebut digunakan untuk cargo maka perlu ditambahkan perlengkapan-perengkapan penunjang cargo. *Maximum Zero-Fuel Weight* dibatasi oleh persyaratan kekuatan pesawat dan kelayakan udara. *Maximum Zero-Fuel Weight* bila dikurangi dengan *Operator's Empty Weight (OEW)* dapat disebut dengan *payload*.

d. *Maximum Payload*

*Maximum Payload* merupakan berat maksimum yang dapat diangkut oleh pesawat. *Maximum Payload* dapat juga diperoleh dari berat maksimum pesawat tanpa bahan bakar atau *Maximum Zero-Fuel Weight (MZFW)* dikurangi dengan *Operator's Empty Weight (OEW)*.

e. *Maximum Landing Weight (MLW)*

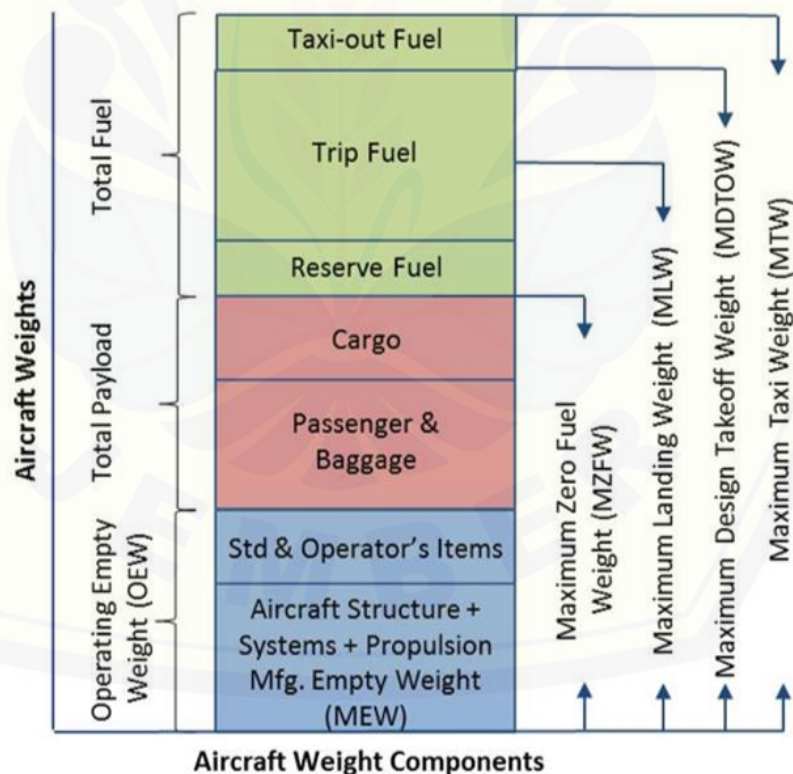
*Maximum Landing Weight* merupakan berat maksimum untuk saat melakukan landing yang dibatasi oleh persyaratan kekuatan dan kelayakan udara.

f. *Maximum Takeoff Weight (MTOW)*

*Maximum Takeoff Weight* dapat pula diartikan sebagai *Maximum Design Takeoff Weight (MDTOW)*. *Maximum Design Takeoff Weight* merupakan maksimum berat yang diijinkan saat pesawat terbang dapat melakukan *take-off* dengan batasan yaitu persyaratan kekuatan pesawat serta kelayakan udara. Seringkali *Maximum Design Takeoff Weight (MDTOW)* dengan sengaja dibuat lebih rendah dari partikel yang seharusnya dibutuhkan dengan alasan-alasan tertentu.

g. *Maximum Taxi Weight (MTW)*

*Maximum Taxi Weight* merupakan berat maksimum untuk bermanuver darat sebelum nantinya siap untuk *take-off*. Pembatasan *Maximum Taxi Weight (MTW)* yaitu mengikuti batas persyaratan kekuatan pesawat dan kelayakan udara.



Gambar 2.10 Komponen Berat Pesawat Terbang (Ackert, 2013)

## BAB 3. METODE PENELITIAN

### 3.1 Metode Penelitian

Penelitian yang dilakukan menggunakan metode deskriptif, analitik, dan komparatif. Metode yang dilakukan adalah dengan pengamatan secara langsung di lapangan yaitu PT. Dirgantara Indonesia khususnya di divisi Aerodinamik. Data-data yang diperoleh yaitu berasal dari bidang propulsi, aerokonfigurasi, *performance*, dan *stability and control*.

### 3.2 Waktu dan Tempat Penelitian

Waktu dan tempat pelaksanaan penelitian ini adalah sebagai berikut :

Waktu : Agustus-Oktober 2017

Lokasi : PT. Dirgantara Indonesia gedung Pusat Teknologi lantai 6 dan Laboratorium Rekayasa Mekanik Fakultas Teknik Universitas Jember

Divisi : Divisi Pusat Teknologi Departemen Aerodinamika Bidang *Performance*

### 3.3 Alat dan Bahan

Peralatan dan bahan yang digunakan dalam penelitian ini sebagai berikut.

#### 3.3.1 Alat

Peralatan yang digunakan dalam penelitian ini sebagai berikut.

- a. Wind Tunnel
- b. Laptop
- c. Perangkat lunak Microsoft Excel 2016

Perangkat lunak Ansys engineering simulation software 17

#### 3.3.2 Bahan

Objek yang merupakan bahan dari penelitian ini adalah pesawat N219.

### 3.4 Variabel

Variabel yaitu segala sesuatu yang dijadikan fokus kajian dalam penelitian. Variabel tersebut dikaji dengan penggunaan variasi yang akan dipelajari sehingga didapatkan informasi-informasi dan dapat diambil kesimpulan.

#### 3.4.1 Variabel Bebas

Variabel bebas merupakan variabel awal yang ditentukan sehingga menjadi sebab dari perubahan yang muncul atau sebab munculnya variabel terikat. Variabel bebas dalam penelitian ini adalah temperatur pada kondisi ISA yaitu pada kondisi ISA dan ISA+20 serta ketinggian terbang jelajah pada *sea level*, 5000 ft, dan 10.000 ft.

#### 3.4.2 Variabel Terikat

Variabel terikat adalah variabel yang merupakan akibat dari variabel bebas. Besarnya variabel terikat tidak dapat ditentukan penuh oleh peneliti. Variabel terikat pada penelitian ini adalah kecepatan untuk *endurance* maksimum, konsumsi bahan bakar, dan *endurance* maksimum.

### 3.5 Prosedur Penelitian

Prosedur pada penelitian ini adalah sebagai berikut.

- a. Studi literatur, yaitu proses pengumpulan dan pengkajian literatur yang berkaitan dengan penelitian
- b. Observasi, yaitu melakukan pengamatan tentang cara memperoleh data dalam lingkup performa pesawat N219 setelah terbang perdana
- c. Pengambilan data, yaitu proses pengumpulan data yang diperlukan dalam lingkup performa pesawat N219 yang dihasilkan setelah terbang perdana
- d. Melakukan perhitungan massa jenis udara
- e. Melakukan perhitungan koefisien lift ( $C_L$ ) dan koefisien drag ( $C_D$ )
- f. Melakukan perhitungan *power required*
- g. Plot Kurva antara *Power Required* dengan kecepatan
- h. Menentukan Persamaan Kurva antara *Power Required* dengan kecepatan
- i. Menentukan kecepatan pada *endurance* maksimum

- j. Melakukan perhitungan *fuel flow*
- k. Melakukan perhitungan *endurance* maksimum
- l. Analisa hasil pengolahan data, yaitu proses pengkajian hasil perhitungan sebagai tahapan dalam menjawab rumusan masalah
- m. Kesimpulan

### 3.6 Pengumpulan Data

Data yang digunakan dalam perhitungan ini diambil dari departemen serta bidang-bidang yang ada di PT. Dirgantara Indonesia. Data-data tersebut meliputi data geometri, data aerodinamika, data propulsi, dan data konfigurasi. Data lain yang digunakan yaitu dengan menggunakan buku-buku literatur serta internet. Proses pengumpulan data ini membantu penulis dalam proses menjawab rumusan-rumusan masalah tersebut. Data spesifik yang diambil dari masing-masing bidang adalah sebagai berikut.

#### 3.6.1 Data Geometri/Konfigurasi

Data geometri atau konfigurasi dari pesawat N219 yang dibutuhkan dalam penelitian ini adalah data bentang sayap dan luas sayap dari pesawat.

#### 3.6.2 Data Aerodinamik Pesawat

Data aerodinamik yang diperlukan adalah sebagai berikut.

- a. Koefisien *lift*
- b. Koefisien *lift* maksimum
- c. Koefisien *lift* minimum
- d. Faktor Induksi pada *Drag*
- e. Koefisien *drag* minimum

#### 3.6.3 Data Propulsi

Data sistem propulsi yang dibutuhkan pada penelitian ini adalah sebagai berikut.

- a. Kecepatan
- b. *Thrust*



- c. Efisiensi pada propeler
- d. *Fuel flow*
- e. *Spesific fuel consumption*, dan lain-lain.

Data tersebut diambil dalam kondisi-kondisi terbang sebagai berikut.

- a. ISA dan ISA+20
- b. Ketinggian *sea level*, 5 000 ft, dan 10 000 ft

#### 3.6.4 Data Berat

Data berat pesawat yang dibutuhkan dalam penelitian ini adalah sebagai berikut.

- a. *Maximum Take-Off Weight* (MTOW)
- b. *Operational Empty Weight* (OEW)
- c. Berat maksimum bahan bakar

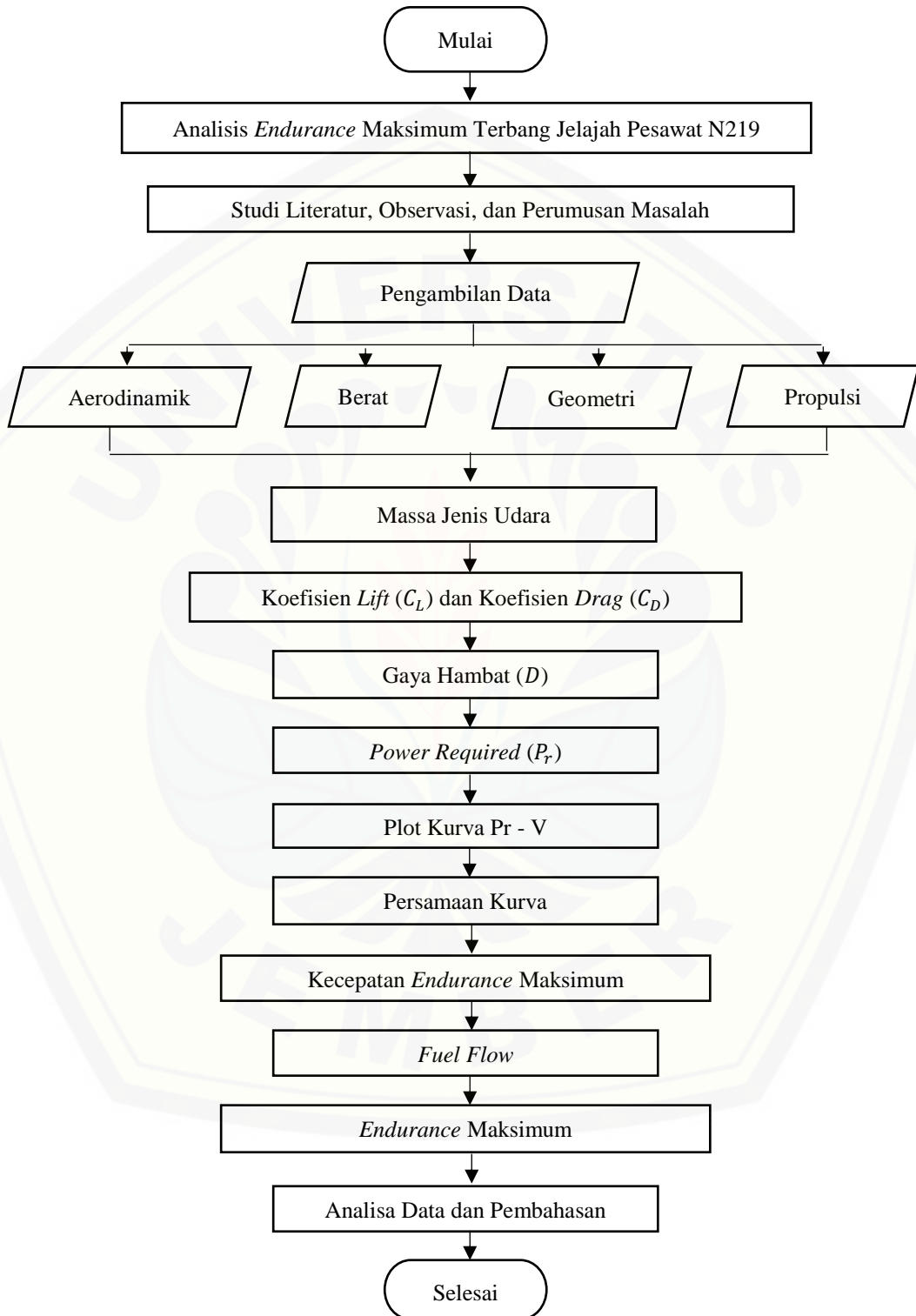
### 3.7 Pengolahan Data

Proses pengolahan data yang dilakukan setelah diperoleh data-data yang dibutuhkan adalah sebagai berikut.

- a. Melakukan perhitungan massa jenis udara
- b. Melakukan perhitungan koefisien *lift* ( $C_L$ ) dan koefisien *drag* ( $C_D$ )
- c. Melakukan perhitungan *power required*
- d. Plot Kurva antara *Power Required* dengan kecepatan
- e. Menentukan Persamaan Kurva antara *Power Required* dengan kecepatan
- f. Menentukan kecepatan pada *endurance* maksimum
- g. Melakukan perhitungan *fuel flow*
- h. Melakukan perhitungan *endurance* maksimum

### 3.8 Diagram Alir

Alur dari pengerjaan penelitian ini dapat dilihat pada Gambar 3.1 berikut.



Gambar 3.1 Diagram Alir Penelitian

## BAB 5. PENUTUP

### 5.1 Kesimpulan

Kesimpulan dari penelitian ini adalah sebagai berikut.

- a. *Endurance* maksimum pesawat N219 pada fase terbang jelajah semakin meningkat seiring dengan meningkatnya temperatur ISA dari ISA 0 ke ISA+20. Hal ini terjadi karena perbedaan massa jenis udara pada ISA 0 dengan ISA+20 yaitu memiliki kecenderungan menurun sehingga pada ISA+20 pesawat memiliki *endurance* yang lebih besar dibandingkan pada ISA 0.
- b. *Endurance* maksimum pesawat N219 pada fase terbang jelajah semakin meningkat seiring dengan meningkatnya ketinggian terbang yaitu dari *sea level*, 5 000 ft, hingga 10 000 ft. Hal ini terjadi karena massa jenis udara pada ketinggian *sea level* lebih tinggi dibandingkan dengan ketinggian 5 000 ft dan 10 000 ft sehingga pada ketinggian 10 000 ft pesawat memiliki *endurance* yang lebih besar dibandingkan pada *sea level* dan 5 000 ft.

### 5.2 Saran

Saran yang dapat disampaikan untuk penelitian selanjutnya yaitu perlu dilakukan penelitian lebih lanjut mengenai fase terbang lain sehingga dapat diketahui estimasi prestasi terbang pesawat N219 secara lebih spesifik.

DAFTAR PUSTAKA

- Ackert, S., 2013. *Aircraft Payload-Range Analysis for Financiers*, San Francisco: Aircraft Monitor.
- Aeroengineering.co.id, 2016. *fase penerbangan pesawat terbang*. <http://aeroengineering.co.id/2016/03/fase-penerbangan-pesawat-terbang/> [Diakses pada 1 Februari 2017].
- Arsip Nasional Republik Indonesia, 2011. *Beranda Depan Negara Dalam Bingkai NKRI*. 56 ed. Jakarta: Arsip Nasional Republik Indonesia.
- Badan Penerbit Universitas Jember, 2016. *Pedoman Penulisan Karya Ilmiah*. Universitas Jember: Badan Penerbit Universitas Jember.
- Baklacioglu, T., 2016. Modeling the fuel flow-rate of transport aircraft during flight phases using genetic algorithm-optimized neural networks. *Aerospace Science and Technology*, Volume 49, pp. 52-62.
- Cavcar, M., 2006. *The International Standard Atmosphere (ISA)*, Eskisehir, Turkey: Anadolu University.
- Cedex, B., 2002. *Getting to Grips with Aircraft Performance*. France: Customer Services Directorate.
- European Aviation Safety Agency, 2007. *EASA Type Certificate Data Sheet Pratt & Whitney Canada PT6A-41 series engines*, Jerman: EASA Agency.
- Filippone, A., 2006. *Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft*. 1st ed. Burlington: Elsevier Ltd..
- Hotson, F. W., 1983. *The de Havilland Canada Story*. ISBN 0-07-549483-3 ed. Toronto: CANAV Books.
- Humas PT. Dirgantara Indonesia, 2017. *N219*. [indonesian-aerospace.com/kiosk-web/n219.html](http://indonesian-aerospace.com/kiosk-web/n219.html) [Diakses pada 19 Agustus 2017].
- International Organization for Standarization, 1975. *International Standard Atmosphere*. s.l.:International Organization for Standarization.
- PT. Dirgantara Indonesia, 2016. *Technical Report for N219 Aircraft*, Bandung: PT. Dirgantara Indonesia.
- Rifdian, I., 2017. Analisa Unjuk Kerja Flap Sebagai Penambah Koefisien Gaya Angkat. *Approach*, 1(1), pp. 1-7.

Rivas, D., Garcia, O. L., Esteban, S. & Gallo, E., 2010. An analysis of maximum range cruise including wind effects. *Aerospace Science and Technology*, Volume 14, pp. 38-48.

Ruijgrok, G. J., 2009. *Elements of Airplane Performance*. 2nd ed. Netherlands: VSSD.

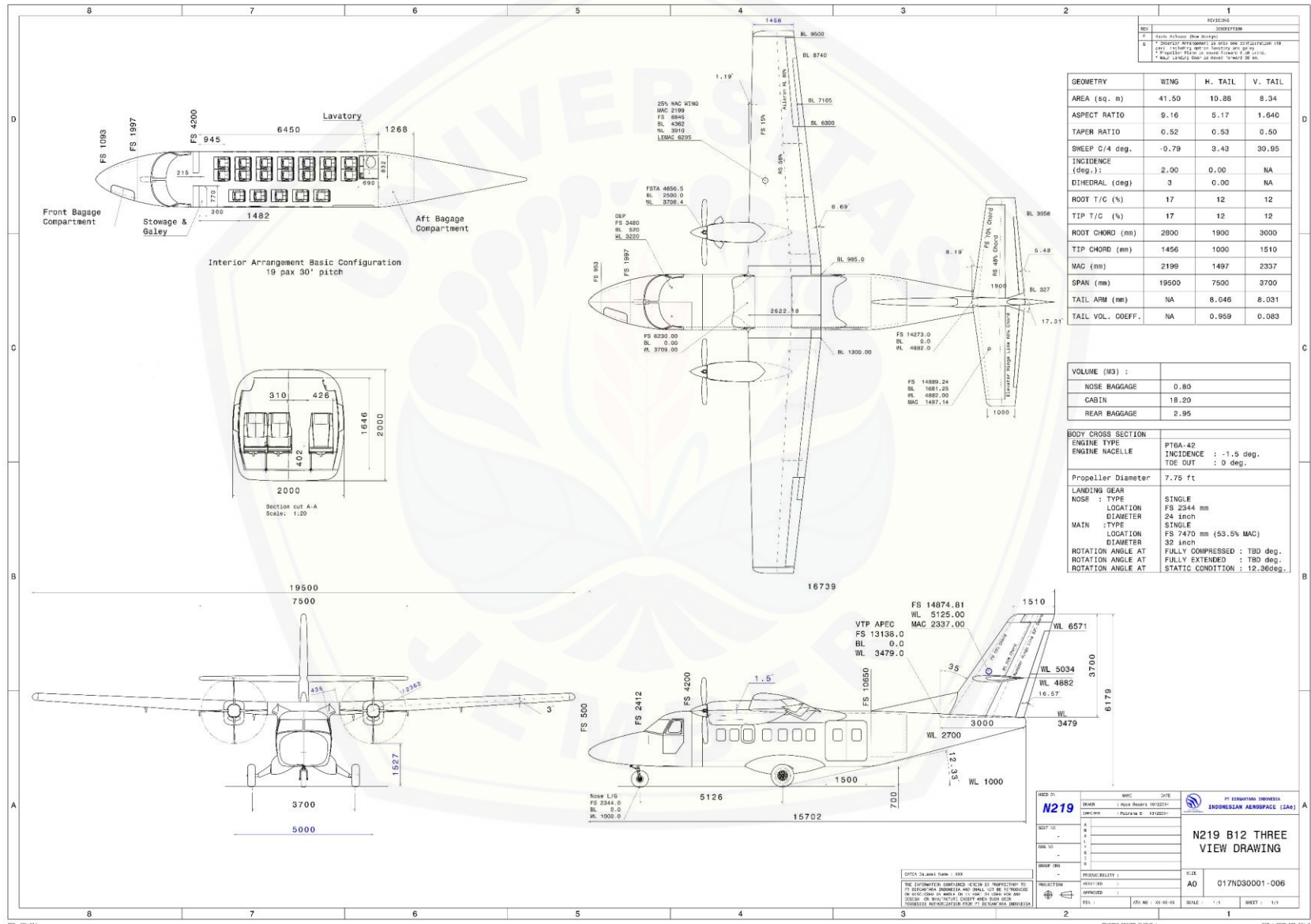
Saarlal, M., 2007. *Aircraft Performance*. New Jersey: John Wiley & Sons, Inc..

Talay, T. A., 1975. *Introduction to the Aerodynamics of Flight*, NASA SP-367. Washington, D.C.: National Aeronautics and Space Administration .

Turgut, E. T. et al., 2014. Fuel Flow Analysis for The Cruise Phase of Commercial Aircraft on Domestic Routes. *Aerospace Science and Technology*, Volume 37, pp. 1-9.

Viking Air, 2010. *Technical Specifications and Standard Equipment List Twin Otter Series 400*, Sidney: Viking Air Ltd..

Lampiran 4.1 Gambar Geometri Pesawat N219





TCDS IM.E. 078  
Issue 01, 31 August 2007

PT6A-41 series engines

page 2



Intentionally left blank



TCDS IM.E. 078  
Issue 01, 31 August 2007

PT6A-41 series engines

page 3

## **I. General**

**1. Type/Variants:** PT6A-41, PT6A-42, PT6A-42A, PT6A-45A, PT6A-45B, PT6A-45R, PT6A-52, PT6A-60A, PT6A-61, PT6A-62, PT6A-65AG, PT6A-65AR, PT6A-65B

**2. Type Certificate Holder:** Pratt and Whitney Canada Corp.  
1000 Marie Victorin  
Longueuil, Québec, J4G 1A1  
Canada

**3. Manufacturer:** Pratt and Whitney Canada

**4. EASA Certification/JAA Validation Application Date:** 01 May 2006 for PT6A-52

**5. Validation Reference Date:** 24 October 1974

**6. EASA Certification Date:**

PT6A-41 27 June 1977	PT6A-42 19 April 1983	PT6A-42A 02 Oct. 2000	PT6A-45A 27 June 1977	PT6A-45B 19 April 1983
PT6A-45R 19 April 1983	PT6A-52 31 August 2007	PT6A-60A 06 Sept. 1984	PT6A-61 08 May 1985	PT6A-62 03 July 1990
PT6A-65AG 14 Nov. 1988	PT6A-65AR 04 Dec. 1987	PT6A-65B 06 Sept. 1984		

EASA Type-Certification for the above mentioned engine models, except PT6A-52, is granted, in accordance with Article 2 paragraph 3(a)(i) of EU Commission Regulation EC 1702/2003, based on the respective CAA United Kingdom, DGAC France, LBA Germany and AustroControl validation letters issued following NAA approvals prior to 28 September 2003.

## **II. Certification Basis**

**1. Transport Canada Certification Basis details:** see Transport Canada TCDS E-12.

**2. EASA Certification Basis:**

**2.1 Airworthiness Standards:**

- FAR Part 33 effective 1 February 1965, and amendments 33-1 to 33-5

In addition for PT6A-52: Ingestion of rain and hail (CS-E 790 effective 24 October 2003)

**2.2 Special Conditions:**

none

**2.3 Equivalent Safety Findings:**

none

**2.4 Deviations:**

None

**2.5 Environmental Protection Requirements:**

Fuel Venting : EC 1702/2003 Annex Part 21A.18(b), 27 September 2003

**III. Technical Characteristics****1. Type Design Definition:**

As defined by the applicable PT6A-41, PT6A-42, PT6A-42A, PT6A-45A, PT6A-45B, PT6A-45R, PT6A-60A, PT6A-61, PT6A-62, PT6A-65AG, PT6A-65AR and PT6A-65B Engine Parts Lists.  
For PT6A-52: Engine Assembly Drawing No. 3072554 Change A and subsequent revisions.

**2. Description:**

The PT6A-41 and PT6A-60 series turboprop engines are comprised of a 2 stage reduction gearbox, 2 stage power turbine, single stage gas generator turbine and 4 stage gas generator compressor (3 axial, 1 centrifugal) for the PT6A-41, PT6A-42, PT6A-42A, PT6A-45A, PT6A-45B, PT6A-45R, PT6A-60A, PT6A-61, PT6A-62 and 5 stage gas generator compressor (4 axial, 1 centrifugal) for the PT6A-65AG, PT6A-65AR and PT6A-65B. The fuel control is purely hydro-mechanical. The accessory gearbox design is common for all PT6A-41 and PT6A-60 series engines.

**3. Equipment:**

Approved equipment is defined in the applicable PT6A-41, PT6A-42, PT6A-42A, PT6A-45A, PT6A-45B, PT6A-45R, PT6A-60A, PT6A-61, PT6A-62, PT6A-65AG, PT6A-65AR and PT6A-65B Engine Parts Lists and in Engine Assembly Drawing No. 3072554 Change A and subsequent revisions for the PT6A-52..

**4. Dimensions and Weight:**

Rating	Overall Length (mm)	Overall Diameter (mm)	Dry Spec. Weight (kg)
PT6A-41	1688	464	190
PT6A-42	1688	464	190
PT6A-42A	1688	464	190
PT6A-45A	1845	464	202
PT6A-45B	1845	464	202
PT6A-45R	1845	464	208
PT6A-52	1696	464	204
PT6A-60A	1831	464	221
PT6A-61	1696	464	201
PT6A-62	1770	464	206
PT6A-65AG	1490	464	227
PT6A-65AR	1490	464	227
PT6A-65B	1490	464	225

**5. Ratings:**

Engine Model	Maximum Continuous Power (kW)	Take-off Power (5 minutes)
PT6A-41	634	634
PT6A-42	634	634
PT6A-42A	634	634
PT6A-45A	760	875
PT6A-45B	761	875
PT6A-45R	760	893 (875 Alternative*)
PT6A-52	634	634
PT6A-60A	783	783
PT6A-61	634	634
PT6A-62	708	708
PT6A-65AG	910	969
PT6A-65AR	910	1062 (918 Alternative)
PT6A-65B	875	875

\* Available to 11 °C

**6. Control System:**

The PT6A-41 and PT6A-60 series engines are controlled by purely hydromechanical fuel control system. Refer to model specific Installation Manuals for unit part numbers.

**7. Fluids**

7.1 Fuel:

The approved fuels and additives must conform to the latest revision of the following PWC Service Bulletins:  
 SB 3044 (PT6A-41, PT6A-42, PT6A-42A, PT6A-45A, PT6A-45B, PT6A-45R)  
 SB 13044 (PT6A-52, PT6A-60A, PT6A-61, PT6A-62, PT6A-65AR, PT6A-65B)  
 SB 13244 (PT6A-65AG)

7.2 Augmentation Fluid:

The augmentation fluid must conform to the latest revision of the PWC Specification CPW No. 328.

7.2 Oil:

The approved oils must conform to the latest revision of the following PWC Service Bulletins:  
 SB 3001 (PT6A-41, PT6A-42, PT6A-42A, PT6A-45A, PT6A-45B, PT6A-45R)  
 SB 13001 (PT6A-52, PT6A-60A, PT6A-61, PT6A-62, PT6A-65AG, PT6A-65AR, PT6A-65B)

**8. Aircraft Accessory Drives:**

For accessory drives specifications, including direction of rotation, drive speed ratio to engine speed, torque continuous pad rating and maximum overhung moment, refer to model specific Installation Manual.

**9. Maximum Permissible Air Bleed Extraction:** For all engine models, the bleed extraction is as follows:

Maximum External (%): 5.25  
 Maximum during Start (kg/min): 0.68

**IV.Operational Limits:**

**1. Temperature Limits:**

1.1 Maximum Interstage Turbine Temperature (ITT), °C :

Rating	Maximum Continuous (°C)	Take-off (5 minutes) (°C)	Starting (Ground and Air) (°C)
PT6A-41	750	750	1000
PT6A-42	800	800	1000
PT6A-42A	800	800	1000
PT6A-45A	800	800	1000
PT6A-45B	800	800	1000
PT6A-45R	812	845 (800 Alternative)	1000
PT6A-52	820	820	1000
PT6A-60A	820	820	1000
PT6A-61	800	800	1000
PT6A-62	800	800	1000
PT6A-65AG	820	820	1000
PT6A-65AR	840	855 (820 Alternative)	1000
PT6A-65B	810	820	1000

TCDS IM.E. 078  
Issue 01, 31 August 2007

PT6A-41 series engines

page 6

<u>1.2 Oil Temperature, °C :</u>	PT6A-41, PT6A-42, PT6A-42A, PT6A-62	PT6A-45A, PT6A-45B, PT6A-45R, PT6A-52, PT6A-65AG, PT6A-65AR, PT6A-65B , PT6A-60A, PT6A-61
Minimum:	-40	-40
Maximum Continuous Operation:	104	110
Minimum Ground Operation:	110	110
Maximum (10 minutes):	104	-----

### 1.3 Fuel Temperature

Refer to Installation Manual.

## 2. Maximum Permissible Rotor Speeds:

Engine Model	Gas Generator (N1) (rpm)	Power Turbine Module Output (N2) (rpm)	Power Turbine Module Output (N2) Transient (rpm)
PT6A-41	38,100	2000 (90.7%)	2205 (100%)
PT6A-42	38100	2000(90.7)	2205 (100%)
PT6A-42A	38100	2000 (90.7)	2205 (100%)
PT6A-45A	39,000	1700 (100%)	1870 (110%)
PT6A-45B	39,000	1700 (100%)	1870 (110%)
PT6A-45R	39,000	1700 (100%)	1870 (110%)
PT6A-52	39,000	2000 (90.7%)	2205 (100%)
PT6A-60A	39,000	1700 (100%)	1870 (110%)
PT6A-61	39,000	2000 (90.7%)	2205 (100%)
PT6A-62	39,000	2000 (90.7%)	2205 (100%)
PT6A-65AG	39,000	1700 (100%)	1870 (110%)
PT6A-65AR	39,000	1700 (100%)	1870 (110%)
PT6A-65B	39,000	1700 (100%)	1870 (110%)

Propeller speed of 100% of 1700 rpm corresponds to power turbine speed of 29,894 rpm. The 100% propeller speed of 2000 rpm corresponds to power turbine speed of 30,145 rpm.

## 3. Pressure Limits:

### 3.1 Fuel Pressure Limit at Engine Pump Inlet:

Refer to Installation Manual.

### 3.2 Oil Pressure Limits:

Pressure range (gauge): 620.4-930.7 kPa (90-135 psi)  
Gas Generator speed 27000 rpm or above and oil temperature 60-71 °C

Minimum Pressure (gauge) : 262 kPa (60 psi)  
Gas Generator speed below 27000 rpm

## 4. Installation Assumptions:

The installation assumptions are quoted in the respective model engine Installation Manuals.

## 5. Dispatch Limitations:

Not applicable to PT6A-41 series engines as all models have hydro-mechanical fuel control.

**V. Operating and Service Instructions**

Engine Model	Engine Operating Instructions	Engine Maintenance Manual	Engine Overhaul Manual	Service Bulletins *
PT6A-41	3021441	3021442	3021443	3000 Series
PT6A-42	3031941	3021442	3021443	3000 Series
PT6A-42A	3040599	3021442	3021443	3000 Series
PT6A-45A	3029001	3027042	3027043	3000 Series
PT6A-45B	3031814	3027042	3027043	3000Series
PT6A-45R	3033041	3027042	3027043	3000 Series
PT6A-52	3072151	3072862	3072863	13000 Series
PT6A-60A	3033341	3034342	3034343	13000 Series
PT6A-61	3033741	3034342	3034343	13000 Series
PT6A-62	3034559	3034542	3034543	13000 Series
PT6A-65AG	3034629	3032842	3032843	13000 Series
PT6A-65AR	3037027	3032842	3032843	13000 Series
PT6A-65B	3033241	3032842	3032843	13000 Series

\* Service Bulletins as issued for each engine model.

**VI. Notes**

**Note 1:** Dry weight includes basic engine accessories and optional equipment as listed in the manufacturer's engine specification.

**Note 2:** The engine ratings are based on dry sea level static ICAO Standard Atmospheric conditions. Compressor intake screen installed. No external accessory loads and no airbled. The quoted ratings are obtainable on a test stand with the specified fuel and oil without intake ducting and using exhaust stubs P/N ESK7630. With fluid augmentation, the take-off rating is available to 21 °C (69°F) for the PT6A-45A, and to 29 °C (84°C) for the PT6A-45B. Use of fluid augmentation limited as follows:

PT6A-45A, PT6A-45B	PT6A-45B
10,000 ft altitude	5,000 ft. altitude
176.9 kg/h (390 lb/hr) flow	267.6 kg/h (590 lb/hr) flow

At temperatures between 5°C (41 °F) and 57.3°C (135°F), minimum required flow 390 lb/hour provided by minimum pressure of 186 kPa (27 psig).

**Note 3:**

Engine Model	Take off power is flat rated up to an ambient temperature °C (°F).	Maximum Continuous power is flat rated up to an ambient temperature °C (°F)
PT6A-41	41 (106)	41 (106)
PT6A-42	41 (106)	41 (106)
PT6A-42A	41 (106)	41 (106)
PT6A-45A	8 (46)	26 (79)
PT6A-45B	11 (52)	29 (84)
PT6A-45R	23 (73) (11 (52) Alternate)	33 (92)
PT6A-52	61 (142)	61 (142)
PT6A-60A	25 (77)	25 (77)
PT6A-61	46 (115)	46 (115)
PT6A-62	37 (99)	37 (99)
PT6A-65AG	22 (71)	38 (101)
PT6A-65AR	28 (82) (29 (84) Alternate)	38 (101)
PT6A-65B	43 (110)	38 (101)

TCDS IM.E. 078  
Issue 01, 31 August 2007

PT6A-41 series engines

page 8

**Note 4:** The time temperature limits are specified in the Specific Operating Instructions.

**Note 5:** These engines meet the requirements of FAR 33.68 for operation in icing conditions as defined in FAR 25 Appendix C when the intake system conforms with the P&WC Installation Manual Instructions for inertial separation of snow and icing particles. The engines also meet the requirements of FAR 33.27 and do not require external armouring.

**Note 6:** Certain engines when separated at "C" flange, may be overhauled or maintained as two modules; the Gas Generator Module and the Power Section Module as follows:

Engine Model	G.G. Module Part Number	P.S. Module Part Number
PT6A-45A	A 3030300	A 3030200
PT6A-45B	2A 3030300	A 3030200
PT6A-45R	3A 3030300	A 3030200
PT6A-65B	3100800	3100900
PT6A-65AR, -65AG	3100800	3100900
PT6A-60A, -60AG	3102600	3102000
PT6A-61	3102600	3103300
PT6A-62	3035000	3035200
PT6A-52	3072558	3072555

**Note 7:** The PT6A-45R, and -65AR models include provision for automatic power increase from Alternative Take-off Power to Take-off Power.

**Note 8:** The PT6A-65AG is a special purpose version of the PT6A-60 Series of engines intended for use in agricultural aviation. This model may not be re-designated for other than agricultural operations.

-----

Lampiran 4.3 Perhitungan  $C_L$ ,  $C_D$ , D, dan Pr

## a. Temperatur ISA 0 dan ISA +20

1) Temperatur ISA 0 Ketinggian *Sea Level*

<b>V</b> (m/s)	<b><math>C_L</math></b>	<b><math>C_D</math></b>	<b>D</b> ( <b>kg. m/s<sup>2</sup></b> )	<b>Pr</b> ( <b>kg. m<sup>2</sup>/s<sup>3</sup></b> )
1	2712,559	447275,4	11369295	11369295
2	678,1398	27937,93	2840617	5681235
3	301,3955	5513,1	1261238	3783713
4	169,535	1741,956	708460,4	2833842
5	108,5024	712,2386	452609,9	2263050
6	75,34887	342,7402	313636,1	1881817
7	55,35835	184,5368	229846,3	1608924
8	42,38374	107,8614	175470,7	1403766
9	33,48839	67,12116	138198,4	1243786
10	27,12559	43,88262	111545,2	1115452
11	22,41785	29,85746	91832,57	1010158
12	18,83722	20,99457	76847,2	922166,4
13	16,05065	15,17591	65192,87	847507,3
14	13,83959	11,23083	55953,4	783347,6
15	12,05582	8,48139	48507,41	727611,2
16	10,59593	6,519084	42421,41	678742,6
17	9,386018	5,089172	37385,53	635554
18	8,372096	4,027983	33173,49	597122,8
19	7,514015	3,227564	29616,97	562722,4
20	6,781398	2,615034	26588,62	531772,4
21	6,150928	2,140157	23990,69	503804,5
22	5,604461	1,767657	21747,12	478436,7
23	5,127711	1,472338	19798,02	455354,5
24	4,709304	1,235932	18095,71	434297
25	4,340095	1,045003	16601,84	415046
26	4,012662	0,889547	15285,31	397418
27	3,720932	0,762024	14120,65	381257,5
28	3,459897	0,656691	13086,87	366432,5
29	3,225397	0,569131	12166,54	352829,7
30	3,013955	0,495914	11345,07	340352
31	2,822642	0,434351	10610,18	328915,7
32	2,648984	0,382323	9951,512	318448,4
33	2,490872	0,338142	9360,214	308887,1
34	2,346505	0,300457	8828,74	300177,1
35	2,214334	0,268178	8350,597	292270,9
36	2,093024	0,240421	7920,184	285126,6

<b>V</b> (m/s)	<b><math>C_L</math></b>	<b><math>C_D</math></b>	<b>D</b> ( <b><math>kg \cdot m/s^2</math></b> )	<b>Pr</b> ( <b><math>kg \cdot m^2/s^3</math></b> )
37	1,981417	0,216464	7532,647	278707,9
38	1,878504	0,195716	7183,761	272982,9
39	1,783405	0,177688	6869,836	267923,6
40	1,69535	0,161976	6587,637	263505,5
41	1,613658	0,148243	6334,319	259707,1
42	1,537732	0,136206	6107,372	256509,6
43	1,467041	0,12563	5904,573	253896,6
44	1,401115	0,116314	5723,951	251853,8
45	1,339535	0,10809	5563,749	250368,7
46	1,281928	0,100813	5422,401	249430,5
47	1,227958	0,094362	5298,505	249029,7
48	1,177326	0,088633	5190,803	249158,5
49	1,129762	0,083534	5098,164	249810,1
50	1,085024	0,078989	5019,571	250978,5
51	1,042891	0,074932	4954,102	252659,2
52	1,003165	0,071304	4900,927	254848,2
53	0,965667	0,068055	4859,29	257542,4
54	0,930233	0,065143	4828,507	260739,4
55	0,896714	0,062528	4807,953	264437,4
56	0,864974	0,060178	4797,061	268635,4
57	0,834891	0,058064	4795,312	273332,8
58	0,806349	0,05616	4802,23	278529,4
59	0,779247	0,054444	4817,383	284225,6
60	0,753489	0,052895	4840,369	290422,2
61	0,728987	0,051497	4870,824	297120,3
62	0,705661	0,050234	4908,411	304321,5
63	0,683436	0,049092	4952,817	312027,5
64	0,662246	0,048059	5003,759	320240,5
65	0,642026	0,047125	5060,969	328963
66	0,622718	0,046279	5124,205	338197,5
67	0,604268	0,045512	5193,239	347947
68	0,586626	0,044819	5267,861	358214,6
69	0,569746	0,04419	5347,877	369003,5
70	0,553584	0,043621	5433,105	380317,4
71	0,538099	0,043105	5523,377	392159,8
72	0,523256	0,042638	5618,536	404534,6
73	0,509018	0,042216	5718,436	417445,9
74	0,495354	0,041833	5822,941	430897,6
75	0,482233	0,041487	5931,923	444894,2
76	0,469626	0,041175	6045,262	459439,9



<b>V</b> (m/s)	<b><math>C_L</math></b>	<b><math>C_D</math></b>	<b>D</b> ( <b><math>kg.m/s^2</math></b> )	<b>Pr</b> ( <b><math>kg.m^2/s^3</math></b> )
77	0,457507	0,040892	6162,849	474539,4
78	0,445851	0,040638	6284,579	490197,1
79	0,434635	0,040408	6410,353	506417,9
80	0,423837	0,040202	6540,081	523206,5
81	0,413437	0,040016	6673,676	540567,8
82	0,403415	0,03985	6811,058	558506,8
83	0,393752	0,039701	6952,151	577028,5
84	0,384433	0,039569	7096,883	596138,1
85	0,375441	0,039451	7245,186	615840,8
86	0,36676	0,039346	7396,998	636141,9
87	0,358377	0,039254	7552,259	657046,6
88	0,350279	0,039173	7710,913	678560,3
89	0,342452	0,039102	7872,906	700688,6
90	0,334884	0,03904	8038,187	723436,8
91	0,327564	0,038988	8206,71	746810,6
92	0,320482	0,038943	8378,429	770815,5
93	0,313627	0,038905	8553,302	795457,1
94	0,30699	0,038874	8731,289	820741,1
95	0,300561	0,03885	8912,35	846673,3
96	0,294332	0,03883	9096,451	873259,3
97	0,288294	0,038816	9283,556	900505
98	0,282441	0,038807	9473,634	928416,1
99	0,276764	0,038801	9666,652	956998,6
100	0,271256	0,0388	9862,582	986258,2
101	0,265911	0,038802	10061,4	1016201
102	0,260723	0,038808	10263,07	1046833
103	0,255685	0,038816	10467,57	1078160
104	0,250791	0,038827	10674,88	1110187
105	0,246037	0,038841	10884,97	1142922
106	0,241417	0,038857	11097,83	1176370
107	0,236925	0,038875	11313,43	1210537
108	0,232558	0,038895	11531,75	1245429
109	0,228311	0,038916	11752,77	1281052
110	0,224178	0,038939	11976,48	1317413
111	0,220157	0,038963	12202,85	1354517
112	0,216244	0,038989	12431,88	1392371
113	0,212433	0,039016	12663,54	1430980
114	0,208723	0,039043	12897,82	1470352
115	0,205108	0,039072	13134,71	1510491

2) Temperatur ISA +20 Ketinggian *Sea Level*

<b>V</b> (m/s)	<b><math>C_L</math></b>	<b><math>C_D</math></b>	<b>D</b> ( <b><math>kg \cdot m/s^2</math></b> )	<b>Pr</b> ( <b><math>kg \cdot m^2/s^3</math></b> )
1	2900,833	511526	12158576	12158576
2	725,2083	31952,43	3037937	6075875
3	322,3148	6305,703	1348935	4046805
4	181,3021	1992,57	757789,4	3031158
5	116,0333	814,8005	484179,4	2420897
6	80,5787	392,1481	335558	2013348
7	59,20068	211,1722	245950,6	1721654
8	45,32552	123,4518	187798,7	1502389
9	35,81276	76,83804	147936,8	1331431
10	29,00833	50,24603	119430,9	1194309
11	23,97383	34,19482	98346,92	1081816
12	20,14468	24,05013	82318,03	987816,4
13	17,16469	17,38888	69851,1	908064,3
14	14,80017	12,87172	59966,35	839528,8
15	12,89259	9,722985	51999,26	779988,8
16	11,33138	7,475242	45486,26	727780,1
17	10,03749	5,836974	40095,96	681631,3
18	8,953189	4,620873	35586,4	640555,2
19	8,03555	3,70338	31777,56	603773,6
20	7,252083	3,001071	28533,25	570665
21	6,577853	2,456438	25748,94	540727,8
22	5,993457	2,029093	23343,3	513552,5
23	5,483617	1,690186	21252,26	488802
24	5,036169	1,418796	19424,84	466196,2
25	4,641333	1,199537	17820,04	445501,1
26	4,291174	1,020948	16404,59	426519,4
27	3,979195	0,874392	15151,27	409084,2
28	3,700043	0,75329	14037,61	393053
29	3,449267	0,652577	13044,97	378304,1
30	3,223148	0,568324	12157,76	364732,7
31	3,018557	0,497449	11362,85	352248,4
32	2,832845	0,437522	10649,15	340772,7
33	2,663759	0,386607	10007,2	330237,6
34	2,509371	0,343155	9428,933	320583,7
35	2,368027	0,305914	8907,403	311759,1
36	2,238297	0,273873	8436,621	303718,4
37	2,118943	0,246201	8011,395	296421,6
38	2,008887	0,22222	7627,206	289833,8
39	1,907188	0,20137	7280,11	283924,3

<b>V</b> (m/s)	<b><math>C_L</math></b>	<b><math>C_D</math></b>	<b>D</b> ( <b><math>kg \cdot m/s^2</math></b> )	<b>Pr</b> ( <b><math>kg \cdot m^2/s^3</math></b> )
40	1,813021	0,183185	6966,646	278665,8
41	1,725659	0,167278	6683,772	274034,6
42	1,644463	0,153326	6428,803	270009,7
43	1,568866	0,141057	6199,364	266572,6
44	1,498364	0,130241	5993,344	263707,1
45	1,43251	0,120684	5808,867	261399
46	1,370904	0,112222	5644,256	259635,8
47	1,313188	0,104712	5498,013	258406,6
48	1,259042	0,098035	5368,792	257702
49	1,208177	0,092087	5255,385	257513,9
50	1,160333	0,086779	5156,702	257835,1
51	1,115276	0,082036	5071,759	258659,7
52	1,072793	0,077789	4999,667	259982,7
53	1,032693	0,073982	4939,619	261799,8
54	0,994799	0,070564	4890,882	264107,6
55	0,958953	0,067492	4852,789	266903,4
56	0,925011	0,064727	4824,733	270185
57	0,892839	0,062235	4806,158	273951
58	0,862317	0,059987	4796,557	278200,3
59	0,833333	0,057958	4795,466	282932,5
60	0,805787	0,056124	4802,457	288147,4
61	0,779584	0,054465	4817,139	293845,5
62	0,754639	0,052963	4839,152	300027,4
63	0,730873	0,051602	4868,163	306694,3
64	0,708211	0,050369	4903,866	313847,4
65	0,686588	0,04925	4945,979	321488,6
66	0,66594	0,048235	4994,239	329619,7
67	0,646209	0,047314	5048,404	338243,1
68	0,627343	0,046477	5108,249	347361
69	0,609291	0,045717	5173,567	356976,1
70	0,592007	0,045026	5244,163	367091,4
71	0,575448	0,044399	5319,858	377709,9
72	0,559574	0,043828	5400,483	388834,8
73	0,544349	0,04331	5485,883	400469,4
74	0,529736	0,042839	5575,911	412617,4
75	0,515704	0,042411	5670,431	425282,3
76	0,502222	0,042023	5769,316	438468
77	0,489262	0,04167	5872,448	452178,5
78	0,476797	0,04135	5979,714	466417,7
79	0,464803	0,04106	6091,01	481189,8

<b>V</b> (m/s)	<b><math>C_L</math></b>	<b><math>C_D</math></b>	<b>D</b> ( <b><math>kg.m/s^2</math></b> )	<b>Pr</b> ( <b><math>kg.m^2/s^3</math></b> )
80	0,453255	0,040797	6206,238	496499
81	0,442133	0,04056	6325,306	512349,8
82	0,431415	0,040345	6448,128	528746,5
83	0,421082	0,040151	6574,623	545693,7
84	0,411116	0,039977	6704,714	563196
85	0,401499	0,03982	6838,329	581257,9
86	0,392217	0,039679	6975,4	599884,4
87	0,383252	0,039553	7115,864	619080,2
88	0,374591	0,03944	7259,661	638850,1
89	0,366221	0,03934	7406,732	659199,2
90	0,358128	0,039251	7557,025	680132,3
91	0,3503	0,039173	7710,489	701654,5
92	0,342726	0,039104	7867,075	723770,9
93	0,335395	0,039044	8026,738	746486,7
94	0,328297	0,038993	8189,436	769807
95	0,321422	0,038949	8355,126	793737
96	0,314761	0,038911	8523,771	818282
97	0,308304	0,03888	8695,333	843447,3
98	0,302044	0,038855	8869,778	869238,2
99	0,295973	0,038835	9047,072	895660,1
100	0,290083	0,03882	9227,184	922718,4
101	0,284368	0,038809	9410,085	950418,6
102	0,278819	0,038803	9595,745	978766
103	0,273431	0,0388	9784,138	1007766
104	0,268198	0,038801	9975,237	1037425
105	0,263114	0,038805	10169,02	1067747
106	0,258173	0,038812	10365,46	1098739
107	0,25337	0,038821	10564,54	1130405
108	0,2487	0,038833	10766,23	1162753
109	0,244157	0,038847	10970,51	1195786
110	0,239738	0,038863	11177,38	1229511
111	0,235438	0,038881	11386,79	1263934
112	0,231253	0,038901	11598,75	1299060
113	0,227178	0,038922	11813,23	1334895
114	0,22321	0,038945	12030,22	1371445
115	0,219345	0,038969	12249,69	1408715

b. Variasi Ketinggian pada ISA 0

1) Ketinggian *Sea Level*

<b>V</b> (m/s)	<b><math>C_L</math></b>	<b><math>C_D</math></b>	<b>D</b> ( <b>kg.m/s<sup>2</sup></b> )	<b>Pr</b> ( <b>kg.m<sup>2</sup>/s<sup>3</sup></b> )
1	2712,559	447275,4	11369295	11369295
2	678,1398	27937,93	2840617	5681235
3	301,3955	5513,1	1261238	3783713
4	169,535	1741,956	708460,4	2833842
5	108,5024	712,2386	452609,9	2263050
6	75,34887	342,7402	313636,1	1881817
7	55,35835	184,5368	229846,3	1608924
8	42,38374	107,8614	175470,7	1403766
9	33,48839	67,12116	138198,4	1243786
10	27,12559	43,88262	111545,2	1115452
11	22,41785	29,85746	91832,57	1010158
12	18,83722	20,99457	76847,2	922166,4
13	16,05065	15,17591	65192,87	847507,3
14	13,83959	11,23083	55953,4	783347,6
15	12,05582	8,48139	48507,41	727611,2
16	10,59593	6,519084	42421,41	678742,6
17	9,386018	5,089172	37385,53	635554
18	8,372096	4,027983	33173,49	597122,8
19	7,514015	3,227564	29616,97	562722,4
20	6,781398	2,615034	26588,62	531772,4
21	6,150928	2,140157	23990,69	503804,5
22	5,604461	1,767657	21747,12	478436,7
23	5,127711	1,472338	19798,02	455354,5
24	4,709304	1,235932	18095,71	434297
25	4,340095	1,045003	16601,84	415046
26	4,012662	0,889547	15285,31	397418
27	3,720932	0,762024	14120,65	381257,5
28	3,459897	0,656691	13086,87	366432,5
29	3,225397	0,569131	12166,54	352829,7
30	3,013955	0,495914	11345,07	340352
31	2,822642	0,434351	10610,18	328915,7
32	2,648984	0,382323	9951,512	318448,4
33	2,490872	0,338142	9360,214	308887,1
34	2,346505	0,300457	8828,74	300177,1
35	2,214334	0,268178	8350,597	292270,9
36	2,093024	0,240421	7920,184	285126,6
37	1,981417	0,216464	7532,647	278707,9
38	1,878504	0,195716	7183,761	272982,9
39	1,783405	0,177688	6869,836	267923,6
40	1,69535	0,161976	6587,637	263505,5

<b>V</b> (m/s)	<b><math>C_L</math></b>	<b><math>C_D</math></b>	<b>D</b> (kg.m/s <sup>2</sup> )	<b>Pr</b> (kg.m <sup>2</sup> /s <sup>3</sup> )
41	1,613658	0,148243	6334,319	259707,1
42	1,537732	0,136206	6107,372	256509,6
43	1,467041	0,12563	5904,573	253896,6
44	1,401115	0,116314	5723,951	251853,8
45	1,339535	0,10809	5563,749	250368,7
46	1,281928	0,100813	5422,401	249430,5
47	1,227958	0,094362	5298,505	249029,7
48	1,177326	0,088633	5190,803	249158,5
49	1,129762	0,083534	5098,164	249810,1
50	1,085024	0,078989	5019,571	250978,5
51	1,042891	0,074932	4954,102	252659,2
52	1,003165	0,071304	4900,927	254848,2
53	0,965667	0,068055	4859,29	257542,4
54	0,930233	0,065143	4828,507	260739,4
55	0,896714	0,062528	4807,953	264437,4
56	0,864974	0,060178	4797,061	268635,4
57	0,834891	0,058064	4795,312	273332,8
58	0,806349	0,05616	4802,23	278529,4
59	0,779247	0,054444	4817,383	284225,6
60	0,753489	0,052895	4840,369	290422,2
61	0,728987	0,051497	4870,824	297120,3
62	0,705661	0,050234	4908,411	304321,5
63	0,683436	0,049092	4952,817	312027,5
64	0,662246	0,048059	5003,759	320240,5
65	0,642026	0,047125	5060,969	328963
66	0,622718	0,046279	5124,205	338197,5
67	0,604268	0,045512	5193,239	347947
68	0,586626	0,044819	5267,861	358214,6
69	0,569746	0,04419	5347,877	369003,5
70	0,553584	0,043621	5433,105	380317,4
71	0,538099	0,043105	5523,377	392159,8
72	0,523256	0,042638	5618,536	404534,6
73	0,509018	0,042216	5718,436	417445,9
74	0,495354	0,041833	5822,941	430897,6
75	0,482233	0,041487	5931,923	444894,2
76	0,469626	0,041175	6045,262	459439,9
77	0,457507	0,040892	6162,849	474539,4
78	0,445851	0,040638	6284,579	490197,1
79	0,434635	0,040408	6410,353	506417,9
80	0,423837	0,040202	6540,081	523206,5

<b>V</b> (m/s)	<b><math>C_L</math></b>	<b><math>C_D</math></b>	<b>D</b> ( <b><math>kg \cdot m/s^2</math></b> )	<b>Pr</b> ( <b><math>kg \cdot m^2/s^3</math></b> )
81	0,413437	0,040016	6673,676	540567,8
82	0,403415	0,03985	6811,058	558506,8
83	0,393752	0,039701	6952,151	577028,5
84	0,384433	0,039569	7096,883	596138,1
85	0,375441	0,039451	7245,186	615840,8
86	0,36676	0,039346	7396,998	636141,9
87	0,358377	0,039254	7552,259	657046,6
88	0,350279	0,039173	7710,913	678560,3
89	0,342452	0,039102	7872,906	700688,6
90	0,334884	0,03904	8038,187	723436,8
91	0,327564	0,038988	8206,71	746810,6
92	0,320482	0,038943	8378,429	770815,5
93	0,313627	0,038905	8553,302	795457,1
94	0,30699	0,038874	8731,289	820741,1
95	0,300561	0,03885	8912,35	846673,3
96	0,294332	0,03883	9096,451	873259,3
97	0,288294	0,038816	9283,556	900505
98	0,282441	0,038807	9473,634	928416,1
99	0,276764	0,038801	9666,652	956998,6
100	0,271256	0,0388	9862,582	986258,2
101	0,265911	0,038802	10061,4	1016201
102	0,260723	0,038808	10263,07	1046833
103	0,255685	0,038816	10467,57	1078160
104	0,250791	0,038827	10674,88	1110187
105	0,246037	0,038841	10884,97	1142922
106	0,241417	0,038857	11097,83	1176370
107	0,236925	0,038875	11313,43	1210537
108	0,232558	0,038895	11531,75	1245429
109	0,228311	0,038916	11752,77	1281052
110	0,224178	0,038939	11976,48	1317413
111	0,220157	0,038963	12202,85	1354517
112	0,216244	0,038989	12431,88	1392371
113	0,212433	0,039016	12663,54	1430980
114	0,208723	0,039043	12897,82	1470352
115	0,205108	0,039072	13134,71	1510491

## 2) Ketinggian 5 000 ft

<b>V</b> (m/s)	<b><math>C_L</math></b>	<b><math>C_D</math></b>	<b>D</b> ( <b><math>kg \cdot m/s^2</math></b> )	<b>Pr</b> ( <b><math>kg \cdot m^2/s^3</math></b> )
1	3146,526	601854,2	13182270	13182270

<b>V</b> (m/s)	<b><math>C_L</math></b>	<b><math>C_D</math></b>	<b>D</b> (kg.m/s <sup>2</sup> )	<b>Pr</b> (kg.m <sup>2</sup> /s <sup>3</sup> )
2	786,6316	37596,41	3293862	6587723
3	349,614	7420,062	1462679	4388037
4	196,6579	2344,938	821770	3287080
5	125,8611	959,0135	525126,2	2625631
6	87,40351	461,6263	363992,1	2183953
7	64,21482	248,6308	266839,4	1867876
8	49,16447	145,3796	203789,8	1630318
9	38,846	90,50639	160569,6	1445126
10	31,46526	59,1984	129660,9	1296609
11	26,00435	40,29775	106798,5	1174783
12	21,85088	28,3502	89416,46	1072998
13	18,6185	20,50372	75895,89	986646,6
14	16,05371	15,18178	65174,52	912443,3
15	13,98456	11,47129	56531,91	847978,6
16	12,29112	8,82192	49465,46	791447,3
17	10,88763	6,890455	43615,89	741470
18	9,711501	5,456334	38720,85	696975,4
19	8,71614	4,374052	34585,19	657118,5
20	7,866316	3,545357	31061,25	621225
21	7,13498	2,90251	28035,69	588749,6
22	6,501088	2,397933	25420,34	559247,5
23	5,948065	1,997637	23145,75	532352,2
24	5,462719	1,676969	21156,63	507759,1
25	5,034442	1,417796	19408,53	485213,3
26	4,654625	1,20661	17865,39	464500,2
27	4,316223	1,033229	16497,68	445437,5
28	4,013426	0,889895	15281,07	427869,9
29	3,741411	0,770638	14195,33	411664,5
30	3,49614	0,670821	13223,55	396706,5
31	3,274221	0,586811	12351,51	382897
32	3,07278	0,515737	11567,18	370149,9
33	2,889372	0,455319	10860,31	358390,3
34	2,721909	0,403725	10222,15	347553
35	2,568593	0,35948	9645,163	337580,7
36	2,427875	0,321386	9122,861	328423
37	2,298412	0,288466	8649,616	320035,8
38	2,179035	0,259916	8220,528	312380,1
39	2,068722	0,235075	7831,32	305421,5
40	1,966579	0,213393	7478,24	299129,6
41	1,871818	0,194413	7157,991	293477,6



<b>V</b> (m/s)	<b><math>C_L</math></b>	<b><math>C_D</math></b>	<b>D</b> ( <b><math>kg.m/s^2</math></b> )	<b>Pr</b> ( <b><math>kg.m^2/s^3</math></b> )
42	1,783745	0,177751	6867,661	288441,7
43	1,701745	0,163086	6604,674	284001
44	1,625272	0,150146	6366,744	280136,7
45	1,55384	0,138701	6151,835	276832,6
46	1,487016	0,128557	5958,129	274074
47	1,424412	0,119546	5784,003	271848,1
48	1,36568	0,111525	5627,997	270143,8
49	1,310507	0,104373	5488,8	268951,2
50	1,258611	0,097983	5365,232	268261,6
51	1,209737	0,092265	5256,227	268067,6
52	1,163656	0,087139	5160,819	268362,6
53	1,120159	0,082538	5078,134	269141,1
54	1,079056	0,078401	5007,377	270398,4
55	1,040174	0,074678	4947,826	272130,4
56	1,003357	0,071321	4898,821	274334
57	0,96846	0,068291	4859,761	277006,4
58	0,935353	0,065554	4830,095	280145,5
59	0,903914	0,063078	4809,32	283749,9
60	0,874035	0,060837	4796,974	287818,4
61	0,845613	0,058805	4792,63	292350,5
62	0,818555	0,056962	4795,9	297345,8
63	0,792776	0,055289	4806,422	302804,6
64	0,768195	0,05377	4823,865	308727,4
65	0,74474	0,052388	4847,921	315114,9
66	0,722343	0,051131	4878,308	321968,3
67	0,700941	0,049987	4914,762	329289,1
68	0,680477	0,048945	4957,04	337078,7
69	0,660896	0,047995	5004,916	345339,2
70	0,642148	0,04713	5058,179	354072,6
71	0,624187	0,046341	5116,635	363281,1
72	0,606969	0,045622	5180,102	372967,4
73	0,590453	0,044966	5248,411	383134
74	0,574603	0,044367	5321,402	393783,8
75	0,559382	0,043821	5398,929	404919,7
76	0,544759	0,043323	5480,854	416544,9
77	0,530701	0,042869	5567,047	428662,6
78	0,517181	0,042455	5657,388	441276,3
79	0,50417	0,042077	5751,764	454389,3
80	0,491645	0,041733	5850,067	468005,4
81	0,47958	0,04142	5952,199	482128,1

<b>V</b> (m/s)	<b><math>C_L</math></b>	<b><math>C_D</math></b>	<b>D</b> ( <b>kg.m/s<sup>2</sup></b> )	<b>Pr</b> ( <b>kg.m<sup>2</sup>/s<sup>3</sup></b> )
82	0,467955	0,041135	6058,066	496761,4
83	0,456746	0,040875	6167,58	511909,2
84	0,445936	0,040639	6280,658	527575,3
85	0,435505	0,040425	6397,222	543763,9
86	0,425436	0,040231	6517,198	560479,1
87	0,415712	0,040056	6640,518	577725,1
88	0,406318	0,039897	6767,115	595506,1
89	0,397239	0,039754	6896,929	613826,7
90	0,38846	0,039625	7029,9	632691
91	0,379969	0,039509	7165,974	652103,6
92	0,371754	0,039405	7305,098	672069,1
93	0,363802	0,039312	7447,224	692591,8
94	0,356103	0,03923	7592,304	713676,6
95	0,348646	0,039157	7740,294	735328
96	0,34142	0,039093	7891,153	757550,7
97	0,334417	0,039037	8044,839	780349,4
98	0,327627	0,038988	8201,316	803729
99	0,321041	0,038946	8360,548	827694,2
100	0,314653	0,038911	8522,499	852249,9
101	0,308453	0,038881	8687,139	877401,1
102	0,302434	0,038856	8854,436	903152,5
103	0,29659	0,038837	9024,36	929509,1
104	0,290914	0,038822	9196,885	956476
105	0,285399	0,038811	9371,982	984058,1
106	0,28004	0,038804	9549,626	1012260
107	0,27483	0,0388	9729,795	1041088
108	0,269764	0,0388	9912,463	1070546
109	0,264837	0,038803	10097,61	1100639
110	0,260044	0,038809	10285,21	1131373
111	0,255379	0,038817	10475,25	1162753
112	0,250839	0,038827	10667,71	1194784
113	0,246419	0,03884	10862,57	1227471
114	0,242115	0,038854	11059,81	1260819
115	0,237923	0,038871	11259,42	1294833

## 3) Ketinggian 10 000 ft

<b>V</b> (m/s)	<b><math>C_L</math></b>	<b><math>C_D</math></b>	<b>D</b> ( <b>kg.m/s<sup>2</sup></b> )	<b>Pr</b> ( <b>kg.m<sup>2</sup>/s<sup>3</sup></b> )
1	3669,677	818643,5	15367029	15367029
2	917,4191	51142,5	3840052	7680103

<b>V</b> (m/s)	<b><math>C_L</math></b>	<b><math>C_D</math></b>	<b>D</b> ( <b><math>kg \cdot m/s^2</math></b> )	<b>Pr</b> ( <b><math>kg \cdot m^2/s^3</math></b> )
3	407,7418	10094,76	1705430	5116289
4	229,3548	3190,757	958316,3	3833265
5	146,7871	1305,212	612514,2	3062571
6	101,9355	628,4347	424676,1	2548056
7	74,89136	338,5762	311420,8	2179945
8	57,3387	198,0406	237919,1	1903352
9	45,30465	123,3375	187532	1687788
10	36,69677	80,70603	151496	1514960
11	30,32791	54,96293	124839	1373229
12	25,48387	38,6856	104570	1254840
13	21,71406	27,99233	88801,63	1154421
14	18,72284	20,73716	76295,76	1068141
15	16,30967	15,67698	66212,53	993187,9
16	14,33467	12,06254	57966,05	927456,7
17	12,69784	9,426416	51137,51	869337,6
18	11,32616	7,468226	45421,09	817579,7
19	10,16531	5,989756	40589,29	771196,5
20	9,174191	4,85714	36470	729399,9
21	8,321262	3,97807	32931,09	691552,9
22	7,581976	3,287694	29869,77	657134,9
23	6,937007	2,739677	27205,09	625717
24	6,370966	2,300401	24872,6	596942,4
25	5,871483	1,945136	22820,49	570512,3
26	5,428516	1,655451	21006,71	546174,6
27	5,03385	1,417453	19396,86	523715,1
28	4,68071	1,220553	17962,54	502951,1
29	4,363468	1,056599	16680,2	483725,7
30	4,077418	0,919258	15530,12	465903,6
31	3,818602	0,803566	14495,73	449367,5
32	3,583669	0,705603	13562,98	434015,5
33	3,369767	0,622247	12719,96	419758,5
34	3,174461	0,550996	11956,43	406518,6
35	2,995654	0,489832	11263,63	394227,2
36	2,831541	0,437116	10634	382824
37	2,680553	0,391508	10060,97	372255,8
38	2,541327	0,351911	9538,822	362475,2
39	2,412674	0,317415	9062,579	353440,6
40	2,293548	0,287269	8627,866	345114,6
41	2,183032	0,260844	8230,837	337464,3
42	2,080316	0,237616	7868,101	330460,3

<b>V</b> (m/s)	<b><math>C_L</math></b>	<b><math>C_D</math></b>	<b>D</b> ( <b><math>kg \cdot m/s^2</math></b> )	<b>Pr</b> ( <b><math>kg \cdot m^2/s^3</math></b> )
43	1,984682	0,217143	7536,654	324076,1
44	1,895494	0,199053	7233,829	318288,5
45	1,812186	0,183028	6957,255	313076,5
46	1,734252	0,168801	6704,813	308421,4
47	1,661239	0,156143	6474,609	304306,6
48	1,592742	0,144857	6264,942	300717,2
49	1,528395	0,134775	6074,285	297639,9
50	1,467871	0,12575	5901,26	295063
51	1,410871	0,117659	5744,626	292975,9
52	1,357129	0,110392	5603,257	291369,4
53	1,3064	0,103855	5476,134	290235,1
54	1,258462	0,097965	5362,329	289565,8
55	1,213116	0,092651	5261,002	289355,1
56	1,170177	0,087849	5171,383	289597,5
57	1,129479	0,083504	5092,772	290288
58	1,090867	0,079569	5024,526	291422,5
59	1,054202	0,076	4966,059	292997,5
60	1,019355	0,072759	4916,832	295009,9
61	0,986207	0,069814	4876,348	297457,2
62	0,954651	0,067134	4844,153	300337,5
63	0,924585	0,064693	4819,827	303649,1
64	0,895917	0,062468	4802,984	307390,9
65	0,868563	0,060438	4793,264	311562,1
66	0,842442	0,058585	4790,338	316162,3
67	0,817482	0,056891	4793,899	321191,2
68	0,793615	0,055343	4803,664	326649,1
69	0,770779	0,053926	4819,368	332536,4
70	0,748914	0,052629	4840,768	338853,8
71	0,727966	0,051441	4867,635	345602,1
72	0,707885	0,050352	4899,758	352782,6
73	0,688624	0,049353	4936,939	360396,6
74	0,670138	0,048438	4978,994	368445,6
75	0,652387	0,047597	5025,751	376931,3
76	0,635332	0,046826	5077,048	385855,7
77	0,618937	0,046118	5132,736	395220,7
78	0,603168	0,045468	5192,674	405028,5
79	0,587995	0,044871	5256,729	415281,6
80	0,573387	0,044323	5324,777	425982,2
81	0,559317	0,043819	5396,703	437133
82	0,545758	0,043357	5472,398	448736,6

<b>V</b> (m/s)	<b><math>C_L</math></b>	<b><math>C_D</math></b>	<b>D</b> ( <b><math>kg.m/s^2</math></b> )	<b>Pr</b> ( <b><math>kg.m^2/s^3</math></b> )
83	0,532686	0,042932	5551,758	460795,9
84	0,520079	0,042542	5634,687	473313,7
85	0,507914	0,042184	5721,094	486293
86	0,49617	0,041855	5810,894	499736,9
87	0,48483	0,041554	5904,005	513648,5
88	0,473874	0,041278	6000,353	528031
89	0,463285	0,041025	6099,863	542887,8
90	0,453046	0,040793	6202,469	558222,3
91	0,443144	0,040581	6308,107	574037,7
92	0,433563	0,040387	6416,715	590337,8
93	0,424289	0,04021	6528,236	607126
94	0,41531	0,040049	6642,616	624405,9
95	0,406612	0,039902	6759,803	642181,2
96	0,398185	0,039768	6879,747	660455,7
97	0,390018	0,039647	7002,403	679233,1
98	0,382099	0,039537	7127,726	698517,2
99	0,374419	0,039438	7255,675	718311,8
100	0,366968	0,039348	7386,209	738620,9
101	0,359737	0,039268	7519,291	759448,4
102	0,352718	0,039196	7654,886	780798,3
103	0,345902	0,039132	7792,957	802674,6
104	0,339282	0,039075	7933,474	825081,3
105	0,33285	0,039025	8076,405	848022,5
106	0,3266	0,038981	8221,719	871502,3
107	0,320524	0,038943	8369,39	895524,8
108	0,314616	0,03891	8519,391	920094,2
109	0,308869	0,038883	8671,694	945214,7
110	0,303279	0,038859	8826,277	970890,4
111	0,297839	0,038841	8983,115	997125,7
112	0,292544	0,038826	9142,186	1023925
113	0,28739	0,038814	9303,468	1051292
114	0,28237	0,038807	9466,942	1079231
115	0,27748	0,038802	9632,588	1107748